

На правах рукописи



Голенко Дмитрий Сергеевич

**СОПРОВОЖДЕНИЕ МАНЕВРИРУЮЩИХ
ИСТОЧНИКОВ СИГНАЛОВ, ДВИГАЮЩИХСЯ
ПО БАЛЛИСТИЧЕСКИМ ТРАЕКТОРИЯМ**

05.12.14 - РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

АВТОРЕФЕРАТ

**диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук**

Москва – 2020

Работа выполнена на кафедре радиолокации, радионавигации и бортового радиоэлектронного оборудования Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Научный руководитель: доктор технических наук, с.н.с.
Сычёв Михаил Иванович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, с.н.с.
Черемисин Олег Павлович
(начальник сектора ПАО «МАК «Вымпел»)

кандидат технических наук
Грачев Сергей Олегович
(заместитель начальника СКБ ПАО «НПО «Алмаз»)

Ведущая организация: АО «НИИП имени В.В. Тихомирова»

Защита диссертации состоится «29» декабря 2020 г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.03 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться на сайте ma.i.ru и в библиотеке МАИ.

Автореферат разослан <<__>> _____ 2020 года.

Ученый секретарь
Диссертационного совета
Д 212.125.03, к.т.н.



А.А. Горбунова

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Оценивание траектории и параметров движения баллистических целей является одной из задач радиолокации и может проводиться с целью управления или определения характеристик цели во время разработки и испытаний. В данной работе рассматривается сопровождение маневрирующих баллистических объектов с помощью пассивной радиолокационной станции. Предполагается, что объект непрерывно излучает некоторый сигнал с известной частотой несущей, что позволяет измерять частоту Доплера, помимо измерений углов азимута и места. Данная постановка задачи актуальна для сопровождения баллистических объектов в целях контроля соблюдения договора между Российской Федерацией и Соединенными Штатами Америки о мерах по дальнейшему сокращению и ограничению стратегических наступательных вооружений, касаясь пусков межконтинентальных баллистических ракет и баллистических ракет подводных лодок, в зонах ограничения использования средств активной локации.

Как правило, выделяют три фазы полета баллистического объекта: активный участок – разгон, свободный полет и вход в атмосферу. Каждая фаза полета может быть охарактеризована определенной динамикой, вследствие действия группы сил: гравитационной силы, аэродинамической и тяги двигателя. Большинство алгоритмов сопровождения строятся на основе модели движения объекта. Модель движения выбирается в соответствии с динамикой объекта в той или иной фазе полета.

В зависимости от выбранной системы координат и структуры вектора состояния нелинейно уравнение измерений или уравнение движения объекта. Для сопровождения в таком случае используются квазиоптимальные нелинейные фильтры, например: расширенный фильтр Калмана, использующий приближение первого порядка при вычислении среднего значения и ковариационной матрицы вектора состояния; квадратурный, кубатурный и сигма-точечный фильтры Калмана, использующие приближения высших порядков; фильтры частиц, а также их непрерывно-дискретные вариации.

Для сопровождения баллистического объекта на различных этапах полета разработаны алгоритмы, использующие

соответствующие модели движения и различные квазиоптимальные нелинейные фильтры. Однако эти алгоритмы не могут быть использованы для сопровождения баллистического объекта на протяжении всей траектории из-за изменяющейся динамики объекта в процессе полета.

Сопровождение маневрирующих объектов с изменяющейся динамикой может выполняться с помощью многомодельных алгоритмов, включающих возможные модели маневра объекта. Многомодельные алгоритмы с успехом используются и при сопровождении баллистических объектов на нескольких этапах полета. Помимо определения координат и параметров движения объекта, многомодельные алгоритмы позволяют определить момент смены типа движения, что является важным для предсказания траектории.

Так как в данной работе рассматривается сопровождение баллистических объектов с помощью пассивной радиолокационной станции, вектор измерений, включающий частоту Доплера, угол азимута и угол места, является неполным, то есть не обеспечивает однозначное определение положения объекта в пространстве. Проблема неоднозначности может быть решена с помощью маневрирования носителя или использования априорной информации о начальном положении объекта. В данной работе считалось, что начальное положение объекта известно с некоторой точностью.

Практически значимыми являются два варианта сопровождения объекта: из точки старта и на этапе входа в атмосферу. Сопровождение из точки старта проводится, как правило, до ухода объекта за горизонт, при этом, в зависимости от дальности полета объекта, могут наблюдаться все три фазы полета. Сопровождение на этапе входа в атмосферу начинается после получения предварительных целеуказаний, при приближении объекта к границе атмосферы.

В процессе сопровождения из точки старта объект значительно удаляется от РЛС, из-за чего снижается отношение сигнал-шум и вероятность правильного обнаружения. Пропуски цели приводят к увеличению собственных чисел ковариационной матрицы вектора состояния и могут привести к срыву сопровождения. Для поддержания вероятности правильного обнаружения на приемлемом уровне может быть снижен порог обнаружения, что

неизбежно приводит к увеличению количества ложных отметок, попадающих в строб отождествления.

Для ассоциации отождествленных отметок с траекторией существуют алгоритмы ассоциации. Самые простые, такие как метод ближайшего или самого мощного соседа, заключаются в выборе одной из ассоциированных отметок. Более сложные алгоритмы вероятностной ассоциации учитывают все отождествленные отметки с некоторыми весами. Алгоритмы ассоциации применимы и к многомодельным алгоритмам. Помимо вероятностной ассоциации существуют многогипотезные алгоритмы. Для улучшения характеристик алгоритмов ассоциации может учитываться дополнительная информация, например амплитуда отметок.

В фазе входа в атмосферу основными силами, действующими на объект, являются гравитационная сила и аэродинамические силы. Аэродинамические силы можно разделить на подъемные силы и силу лобового сопротивления, действующие перпендикулярно и параллельно скорости соответственно. Если на тело действует только сила лобового сопротивления, то объект считается не маневрирующим. Конструкционные особенности объекта могут позволять изменять его аэродинамические характеристики для создания подъемной силы, либо периодическая подъемная сила может возникнуть в результате асимметрии объекта. Такие объекты считаются маневрирующими и могут выполнять маневры: кабрирование, пикирование, поворот или спиралевидное движение.

Объект и предмет исследования. Объектом исследования является пассивная радиолокационная система.

Предметом исследования являются алгоритмы сопровождения излучающих маневрирующих баллистических объектов и методы повышения точности сопровождения, в том числе при малом отношении сигнал-шум.

Цель работы. Целью работы является увеличение точности многомодельного алгоритма сопровождения излучающего маневрирующего объекта из точки старта и на этапе входа в атмосферу с помощью пассивной радиолокационной станции.

Более точное восстановление траектории объекта и параметров его движения необходимо для определения его скоростных характеристик; максимальных ускорений, испытываемых объектом

на различных участках полета; баллистического коэффициента, влияющего на потенциальную точность; маневренности на различных участках полета в целях проверки получаемой информации в рамках договора между Российской Федерацией и Соединенными Штатами Америки о мерах по дальнейшему сокращению и ограничению стратегических наступательных вооружений, а также для определения иных особенностей объектов и направления ведущихся разработок.

Методы исследований. При решении поставленных задач были использованы методы математического анализа, теории вероятностей, математической статистики. При исследовании алгоритмов применялись методы математического моделирования.

Научная новизна.

1. Разработан алгоритм ассоциации отметок, попадающих в строб отождествления, на основе алгоритма вероятностной ассоциации с учетом информации об амплитудах отметок, позволяющий улучшить точность алгоритма сопровождения в условиях низкого отношения сигнал-шум (ниже 10 дБ) на 15-30 %, по сравнению с использованием известных алгоритмов вероятностной ассоциации.

2. Разработан многомодельный алгоритм, использующий сигма-точечный фильтр Калмана, обладающий увеличенной областью устойчивости, в которой вероятность срыва сопровождения не превышает 5%. Область устойчивости увеличена с 16 км до значения погрешности оценки начальной дальности до объекта 32 км, по сравнению с расширенным фильтром Калмана.

3. Введена зависимость матрицы переходов от вектора состояния, состоящая из трех участков: во время фазы разгона, в начале фазы свободного полета, при переходе к фазе входа в атмосферу, а также учтены вероятности обратных переходов к модели разгона и свободного полета, что позволяет снизить рост среднеквадратичного отклонения координат на 20-30% в фазе свободного полета.

Теоретическая и практическая значимость работы. Полученные в работе результаты: о зависимости точности сопровождения на различных участках полета объекта от вида матрицы переходов в многомодельном алгоритме, о влиянии способа взаимодействия моделей на оценку компонент вектора состояния и вектора вероятностей моделей движения, об

использовании альтернативных моделей возмущений в различных моделях движения в многомодельном алгоритме, об улучшении характеристик переходных процессов в многомодельном алгоритме при изменении типа движения с помощью введения дополнительных сильно возмущенных моделей, могут быть использованы при дальнейших исследованиях и оптимизации многомодельных алгоритмов.

Разработанные многомодельные алгоритмы сопровождения маневрирующего баллистического излучающего объекта с помощью пассивной радиолокационной станции из точки старта и на этапе входа в атмосферу могут быть использованы в пассивной радиолокационной системе, для решения задачи сопровождения при разработке и испытаниях ракет и космических аппаратов, а также для контроля соблюдения договора между Российской Федерацией и Соединенными Штатами Америки о мерах по дальнейшему сокращению и ограничению стратегических наступательных вооружений, касаемо пусков межконтинентальных баллистических ракет и баллистических ракет подводных лодок, в зонах ограничения использования средств активной локации. Улучшение точности сопровождения в условиях малого отношения сигнал-шум при сопровождении из точки старта сильно влияет на точность экстраполяции траектории объекта после его ухода за горизонт. Улучшение устойчивости многомодельного алгоритма в условиях отсутствия точной оценки начальной дальности до объекта делает возможным его сопровождение на этапе входа в атмосферу.

Достоверность полученных результатов. Достоверность результатов подтверждена корректным применением статистического и математического аппарата, результатами компьютерного моделирования.

Апробация работы. Основные материалы диссертации докладывались на:

- XLIV международной молодежной конференции «Гагаринские чтения – 2018», секция 4-1, Москва, МАИ;
- XLV международной молодежной конференции «Гагаринские чтения – 2019», секция 4-1, Москва, МАИ;
- международной конференции «Systems of signals generating and processing in the field of on board communications 2020», секция

«Digital signal processing in radar and infocommunication systems», Москва, МТУСИ.

Публикация результатов. Основные результаты диссертации опубликованы в четырех работах, три из которых опубликованы в изданиях, рекомендованных ВАК для опубликования основных результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата наук:

1. Сычев М.И., Голенко Д.С. Оценивание координат и параметров движения источников излучения, двигающихся по баллистическим траекториям // Успехи современной радиоэлектроники. – 2018. Vol. 10. P. 50–59. Входит в перечень ВАК.

2. Сычев М.И., Голенко Д.С. Оценивание координат и параметров движения источников излучения, двигающихся по баллистическим траекториям в условиях малого отношения сигнал/шум // Электросвязь. – 2019. Vol. 6. P. 70–73. Входит в перечень ВАК.

3. Сычев М.И., Голенко Д.С. Влияние априорной информации на сходимость многомодельного алгоритма при сопровождении баллистических объектов // Электросвязь. – 2020. Vol. 4. P. 48–52. Входит в перечень ВАК.

4. Golenko D.S., Sychev M.I. Maneuvering reentry target tracking by means of passive radar // Systems of signals generating and processing in the field of on board communications. – March 2020. P. 1–5.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Учет информации об амплитудах отметок при их вероятностной ассоциации с траекторией сопровождаемого излучающего баллистического объекта позволяет улучшить точность алгоритма сопровождения в условиях низкого отношения сигнал-шум (ниже 10 дБ) на 15-30 %.

2. Использование многомодельного алгоритма на основе сигма-точечного фильтра Калмана позволяет увеличить область устойчивости алгоритма сопровождения маневрирующего баллистического излучающего объекта, в которой вероятность срыва сопровождения не превышает 5%, на этапе входа в атмосферу по сравнению с расширенным фильтром Калмана, при погрешности оценки начальной дальности до объекта выше 16 км.

3. Введение зависимости матрицы переходов многомодельного алгоритма от вектора состояния, при которой уменьшается вероятность перехода от модели свободного полета к модели движения разгон в начале фазы свободного полета позволяет снизить рост среднеквадратичного отклонения координат на 20-30% в фазе свободного полета.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы. Диссертация содержит 123 страницы текста, 59 рисунков и список литературы из 72 источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулирована цель и основные задачи исследований, научная новизна и практическая значимость полученных результатов, изложены положения, выносимые на защиту. Приведены структура диссертации и список опубликованных статей в научных журналах.

В **первой главе** рассмотрены подходы к решению задачи вторичной обработки радиолокационной информации. Описан алгоритм работы расширенного фильтра Калмана, использующего линеаризацию нелинейных уравнений движения и измерения. Приведен метод определения среднего значения и ковариационной матрицы нелинейной функции от вектора состояния с использованием приближенного вычисления интегральных выражений данных величин (1) посредством весового суммирования значений функции $f(\vec{x})$ в некоторых точках $\vec{\sigma}_i$. Описан основанный на этом методе сигма-точечный фильтр Калмана, использующий приближение третьего порядка.

$$\int_{R^n} f(\vec{x})\rho(\vec{x})d\vec{x} \approx \sum_{i=1}^N \omega_i f(\vec{\sigma}_i). \quad (1)$$

Выделено три фазы полета баллистического объекта: разгон, свободный полет, вход в атмосферу, и рассмотрены соответствующие модели движения: разгон, свободный полет, вход в атмосферу. Основными ускорениями в каждой фазе полета являются: гравитационное, аэродинамическое и тяговое ускорение в фазе разгона; гравитационное в фазе свободного полета; гравитационное и аэродинамическое в фазе входа в атмосферу. В

вектор состояния модели разгона включены координаты, скорость и ускорение объекта; в модели свободного полета – координаты и скорость; в модели входа в атмосферу – координаты, скорость и один или три баллистических коэффициента, в зависимости от возможности объекта осуществлять маневры.

Модель возмущений, в которой ускорение является последовательностью с независимыми приращениями и нормальным распределением, принята в качестве основной в модели движения разгон. Для моделей свободного полета и входа в атмосферу выбрана модель возмущений с независимыми, нормально распределенными приращениями скорости.

Для описания движения объекта выбрана геоцентрическая декартова система координат, жестко привязанная к Земле. Введены инерциальные ускорения: центробежное ускорение и ускорение Кориолиса. Представлены преобразования из геоцентрической системы координат к измеряемым координатам: угол азимута, угол места и частота Доплера.

В связи с изменяющейся динамикой объекта в процессе полета предложено использовать многомодельный подход. Приведены схемы и описаны принципы работы трех типов многомодельного алгоритма.

Многомодельный алгоритм первого типа (ММА1) представляет собой параллельно работающие фильтры Калмана и при переходе к следующему моменту времени используется суперпозиция оценок вектора состояния $\vec{x}_{k|k}(\theta = n)$ и его ковариационной матрицы $\mathbf{P}_{k|k}(\theta = n)$, полученных в предположении справедливости модели движения с номером n . Суперпозиция вычисляется согласно вектору вероятностей моделей движения $\vec{p}_{k|k}$, для которого определены экстраполяция в соответствии с матрицей переходов \mathbf{M} от одной модели движения к другой, и обновление в соответствии с функциями правдоподобия моделей движения L_n .

$$\vec{x}_{k|k} = \sum_{n=1}^N p_{k|k}^n \vec{x}_{k|k}(\theta = n), \quad (2)$$

$$\mathbf{P}_{k|k} = \sum_{n=1}^N p_{k|k}^n [\mathbf{P}_{k|k}(\theta = n) + (\vec{x}_{k|k} - \vec{x}_{k|k}(\theta = n)) (\vec{x}_{k|k} - \vec{x}_{k|k}(\theta = n))^T], \quad (3)$$

$$\vec{p}_{k|k-1} = \mathbf{M} \vec{p}_{k-1|k-1}, \quad (4)$$

$$\vec{p}_{k|k} = \frac{1}{c} \sum_{n=1}^N L_n p_{k|k-1}^n, \quad (5)$$

$$L_n = \mathcal{N}(\vec{y}_k(\theta = n), \vec{0}, \mathbf{S}_k(\theta = n)), \quad (6)$$

где $\vec{y}_k(\theta = n)$ и $\mathbf{S}_k(\theta = n)$ – вектор невязки и его ковариационная матрица в предположении справедливости модели движения с номером n .

Алгоритмы второго и третьего типов (ММА2 и ММА3) используют частичное объединение оценок параметров после шага экстраполяции и после шага обновления соответственно.

Во **второй главе** рассмотрено сопровождение баллистического объекта, когда пассивная РЛС базируется на расстоянии 20-50 км от точки старта, а координаты старта являются априорно известными.

В целях моделирования построены траектории различной дальности (500-8000 км), различной высоты (400-2000 км) и использующие различный профиль ускорения и количество ступеней в фазе разгона. На одной из траекторий присутствовало дополнительное маневрирование – корректировка курса на внеатмосферном участке.

Составлен многомодельный алгоритм, включающий все три модели движения: разгон, свободный полет и вход в атмосферу. Проведено моделирование сопровождения и выявлены недостатки в работе алгоритма: высокий рост среднеквадратичного отклонения координат в фазе свободного полета, выбросы среднеквадратичного отклонения координат и скорости при переходах между ступенями разгона и при смене типа движения.

Определено, что выбросы среднеквадратичного отклонения координат и скорости в фазе разгона связаны со скачками вероятности модели движения разгон и переходными процессами при переходах между ступенями разгона, а рост

среднеквадратичного отклонения координат в фазе свободного полета связан с влиянием сильно возмущенных моделей движения.

Для повышения вероятности наиболее подходящей модели движения на участках, не предполагающих смены типа движения, предложено использовать изменение матрицы переходов M в многомодельном алгоритме в зависимости от вектора состояния. В отличие от существующих вариантов введения зависимости матрицы переходов от вектора состояния рассматривалось три участка зависимостей и вероятности обратных переходов к модели разгона и свободного полета.

В процессе увеличения высоты в фазе разгона увеличивалась вероятность перехода к модели движения свободный полет, что снижает скачки вероятности модели движения разгон. При дальнейшем увеличении времени полета уменьшалась вероятность перехода от модели свободного полета к модели движения разгон, что увеличивает вероятность модели свободный полет и снижает влияние сильно возмущенных моделей движения. Также производилось увеличение вероятности сохранения модели входа в атмосферу при снижении высоты (7).

Таким образом, были снижены выбросы среднеквадратичного отклонения координат в фазе разгона на величину до 20-50 %, а рост среднеквадратичного отклонения координат в фазе свободного полета снижен на 20-30 %.

$$\begin{aligned}
 M &= \left\| \begin{array}{ccc} M_{11}(h) \downarrow & M_{12} & 0 \\ M_{21}(h) \uparrow & M_{22} & M_{23} \\ 0 & M_{32} & M_{33} \end{array} \right\| \rightarrow \left\| \begin{array}{ccc} M_{11} & M_{12}(t) \downarrow & 0 \\ M_{21} & M_{22}(t) \uparrow & M_{23} \\ 0 & M_{32} & M_{33} \end{array} \right\| \\
 &\rightarrow \left\| \begin{array}{ccc} M_{11} & M_{12}(h) \uparrow & 0 \\ M_{21} & M_{22}(h) \downarrow & M_{23}(h) \downarrow \\ 0 & M_{32} & M_{33}(h) \uparrow \end{array} \right\| \rightarrow \left\| \begin{array}{ccc} M_{11} & M_{12} & 0 \\ M_{21} & M_{22} & M'_{23} \\ 0 & M_{32} & M'_{33} \end{array} \right\|. \quad (7)
 \end{aligned}$$

Дополнительное уменьшение среднеквадратичного отклонения координат и скорости во время переходных процессов при смене типа движения достигнуто с помощью введения сильно возмущенной модели движения дополнительно к слабо возмущенной. Степень влияния сильно возмущенной модели движения контролировалась путем выбора параметров модели и соответствующих элементов матрицы переходов.

Введение сильно возмущенной модели движения разгон позволило снизить выбросы среднеквадратичного отклонения координат и скорости при переходах между ступенями разгона на величину до 20-60 % за счет меньшего времени переходных процессов в сильно возмущенной модели, при этом на остальной траектории изменения точности алгоритма незначительны, за счет использования слабо возмущенной модели движения.

На траекториях малой дальности, когда фаза входа в атмосферу находится в зоне прямой видимости, заметен рост среднеквадратичного отклонения координат и скорости при вхождении в плотные слои атмосферы. Это связано с поздней оценкой баллистического параметра из-за присутствия смещения в его оценке при объединении оценок вектора состояния.

Произведена модификация взаимодействия моделей движения, при которой в результирующий вектор состояния включалась оценка баллистического параметра, полученная непосредственно в модели входа в атмосферу. Данная модификация решает проблему обнуления баллистического параметра во время движения в разряженных слоях атмосферы, когда вероятность модели входа в атмосферу невысока. Введение модификации обеспечило более ранний переход к модели входа в атмосферу и как следствие увеличение точности на 20 % на этапе вхождения в плотные слои атмосферы.

Внесенные модификации сохраняют свою эффективность на всех рассмотренных траекториях, а также при различных положениях РЛС относительно траектории.

Рассмотрен процесс сопровождения при значительном удалении объекта. Было учтено, что отношение сигнал-шум обратно пропорционально квадрату расстояния до объекта и снижается в процессе сопровождения. Для проведения моделирования была разработана модель измерений, учитывающая возможные пропуски цели и появление ложных отметок в стробе отождествления, вероятность которых увеличивается с уменьшением отношения сигнал-шум. Для сохранения вероятности правильного обнаружения на приемлемом уровне производилось снижение порога обнаружения, что увеличивает вероятность появления ложных отметок.

Проведено сравнение точности различных алгоритмов ассоциации получаемых отметок с траекторией. Алгоритмы,

использующие жесткое решение относительно отметки, по которой производится обновление, показывают низкую точность сопровождения и могут расходиться на траектории с дополнительным маневрированием на внеатмосферном участке, так как существует вероятность провести обновление с использованием ложной отметки.

Описаны алгоритмы вероятностной ассоциации, при которой для обновления в модели с номером n используется усредненный вектор невязки $\bar{\vec{y}}_k^n$:

$$\bar{\vec{y}}_k^n = \sum_{i=1}^M \beta_i \vec{y}_i^n(k) = \sum_{i=1}^M \beta_i \left(\vec{z}_i - \vec{z}_{k|k-1}(\theta = n) \right), \quad (8)$$

где \vec{z}_i – i -ая отметка, попавшая в общий строб отождествления, $\vec{z}_{k|k-1}(\theta = n)$ – оценка вектора измерений в момент времени k на основании экстраполированного значения вектора состояния $\vec{x}_{k|k-1}(\theta = n)$ с использованием модели движения n .

Весовые коэффициенты β_i представляют собой вероятность того, что i -ая отметка является истинной, а с апостериорной вероятностью β_0 произошел пропуск цели. Коэффициенты β_i вычисляются по формуле (9).

$$\beta_i = c \exp \left(-\frac{1}{2} \vec{y}_i^{nT}(k) \mathbf{S}_k^{-1} \vec{y}_i^n(k) \right), \quad (9)$$

Известен алгоритм вероятностной ассоциации, учитывающий дополнительную информацию об амплитудах отметок. Для вычисления коэффициентов β_i используется отношение правдоподобия для амплитуд (10).

$$\beta_i = c \exp \left(-\frac{1}{2} \vec{y}_i^{nT}(k) \mathbf{S}_k^{-1} \vec{y}_i^n(k) \right) \frac{\rho_{rice}(a_i)}{\rho_{rayl}(a_i)}, \quad (10)$$

где c – нормирующий коэффициент, a_i – амплитуда i -ой отметки, ρ_{rayl} и ρ_{rice} плотности распределения Релея и Райса.

Предложен новый способ учета информации об амплитуде получаемых отметок в алгоритме вероятностной ассоциации. При расчете коэффициентов β'_i используется распределение получаемых отметок (11) в зависимости от их точности (12), которая зависит от отношения сигнал-шум, пропорционального квадрату амплитуды.

$$\rho_{\vec{z}_i}(\vec{z}) = \mathcal{N}(\vec{z}, \vec{z}_i, \mathbf{R}(SNR)), \quad (11)$$

$$\mathbf{R}(SNR) \sim \frac{\mathbf{R}}{SNR} \sim \frac{\mathbf{R}}{a_i^2}, \quad (12)$$

$$\beta'_i = c \sqrt{\frac{|S_k|}{|S_k + \mathbf{R}(a_i^2)|}} \cdot \exp\left(-\frac{1}{2} \vec{y}_i^{nT}(k) (\mathbf{S}_k + \mathbf{R}(a_i^2))^{-1} \vec{y}_i^n(k)\right), \quad (13)$$

где $\mathcal{N}(\vec{x}, \vec{\mu}, \mathbf{P})$ – плотность вероятности многомерного нормального распределения для вектора \vec{x} со средним значением $\vec{\mu}$ и ковариационной матрицей \mathbf{P} ; $\mathbf{R}(SNR)$ – ковариационная матрица вектора измерений.

Показано, что предложенный способ учета информации об амплитудах получаемых отметок увеличивает точность алгоритма вероятностной ассоциации отметок с траекторией. Моделирование сопровождения показало увеличение точности сопровождения при использовании предложенного алгоритма до 15-30 % в условиях низкого отношения сигнал-шум (ниже 10 дБ).

Предложен процесс многомерной оптимизации параметров многомодельных алгоритмов методами стохастической оптимизации. Процесс оптимизации успешно применялся для определения параметров алгоритмов сопровождения.

В третьей главе рассмотрено сопровождение баллистического маневрирующего объекта на этапе входа в атмосферу, когда пассивная РЛС базируется на расстоянии 20 – 50 км до предполагаемой точки падения, а сопровождение начинается после получения априорных целеуказаний в момент пересечения границы атмосферы на высоте 100 км (дальность до цели составляет около 150 км).

В целях моделирования построены следующие траектории: без маневрирования (объект, входящий в атмосферу испытывает только ускорение лобового сопротивления, подъемные ускорения отсутствуют); траектория с осуществлением кабрирования; кабрирование с поворотом; спиралевидный вход в атмосферу, возникающий при асимметрии объекта. Рассмотрены различные баллистические коэффициенты объекта и различные положения РЛС относительно траектории.

Предложены многомодельные алгоритмы, включающие модели входа в атмосферу с маневрированием и без, а также модель

движения разгон. Алгоритмы имеют точность, близкую к расширенным фильтрам Калмана, основанным на моделях движения с маневрированием и без, на траекториях с маневрированием и без соответственно. Алгоритмы наиболее эффективны в случае априорной неопределенности о том, является ли баллистический объект маневрирующим, так как точность одиночных фильтров Калмана снижается при несовпадении модели движения и реальной динамики объекта.

Показано, что модель входа в атмосферу с маневрированием в многомодельном алгоритме не может быть заменена моделью движения разгон или комбинацией моделей разгона и входа в атмосферу с различными возмущениями, без потери точности.

Рассмотрено поведение алгоритмов сопровождения при низкой точности априорных целеуказаний или их отсутствии. Низкая точность оценки начального положения объекта увеличивает неоднозначность построения траектории вследствие неполноты вектора измерений. Показано, что алгоритмы становятся неустойчивыми (вероятность срыва сопровождения превышает 5%) при увеличении погрешности оценки начальной дальности выше 16 км.

Предложена модификация многомодельного алгоритма в виде замены расширенного фильтра Калмана на сигма-точечный фильтр Калмана в модели входа в атмосферу с маневрированием, что позволяет увеличить область устойчивости алгоритма сопровождения, в которой вероятность срыва сопровождения не превышает 5%. Алгоритм показал устойчивость при погрешностях оценки начальной дальности до 32 км. Устойчивость сохраняется на траекториях с маневрированием и без, а также при различных положениях РЛС относительно траектории. Увеличение устойчивости происходит за счет более точного оценивания параметров движения объекта сигма-точечным фильтром Калмана при вхождении в плотные слои атмосферы с помощью модели входа в атмосферу с маневрированием, вероятность которой высока на данном участке полета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрено сопровождение излучающих маневрирующих баллистических объектов с помощью пассивной РЛС из точки старта, когда РЛС базируется на расстоянии 20 –

50 км от точки старта и на этапе входа в атмосферу, когда РЛС базируется на расстоянии 20 – 50 км до предполагаемой точки падения. Была проанализирована динамика объекта на различных участках траектории: разгон, свободный полет и вход в атмосферу, и рассмотрены соответствующие модели движения: разгон, свободный полет и модели входа в атмосферу с маневрированием и без. В связи с изменяющейся динамикой объекта в процессе полета был использован многомодельный подход.

Для описания движения объекта выбрана геоцентрическая декартова система координат, жестко привязанная к Земле, а в вектор измерений включены углы азимута, места и частота Доплера. Модель измерений, в выбранной системе координат, является нелинейной, как и некоторые модели движения. Поэтому для решения задачи сопровождения в составе многомодельного алгоритма были использованы квазиоптимальные нелинейные фильтры: расширенный фильтр Калмана и сигма-точечный фильтр Калмана.

Для сопровождения из точки старта составлен многомодельный алгоритм, включающий все три модели движения: разгон, свободный полет и вход в атмосферу. Проведено моделирование сопровождения, проанализированы недостатки в работе алгоритма и предложен ряд способов увеличения точности многомодельного алгоритма, а именно:

1. Введена зависимость матрицы переходов от вектора состояния, что снижает выбросы среднеквадратичного отклонения координат в фазе разгона на величину до 20-50 %, а рост среднеквадратичного отклонения координат в фазе свободного полета снижен на 20-30 %.

2. Введена сильно возмущенная модель движения разгон дополнительно к слабо возмущенной, что снижает выбросы среднеквадратичного отклонения координат и скорости при переходах между ступенями разгона на величину до 20-60 %.

3. Произведена модификация взаимодействия моделей движения, при которой в результирующий вектор состояния включалась оценка баллистического параметра, полученная непосредственно в модели входа в атмосферу, что обеспечивает более ранний переход к этой модели движения и как следствие увеличение точности на 20 % на этапе вхождения в плотные слои атмосферы.

Рассмотрен процесс сопровождения из точки старта при значительном удалении объекта. Учтено снижение отношения сигнал-шум. Для проведения моделирования разработана модель измерений, учитывающая возможные пропуски цели и появление ложных отметок в стробе отождествления.

Разработан модифицированный алгоритм ассоциации на основе алгоритма вероятностной ассоциации получаемых отметок с траекторией, учитывающий информацию об амплитудах отметок. Его применение при сопровождении в условиях низкого отношения сигнал-шум (ниже 10 дБ) увеличивает точность сопровождения на величину до 15-30 %.

Для сопровождения объекта на этапе входа в атмосферу предложены многомодельные алгоритмы, включающие модели входа в атмосферу с маневрированием и без, а также модель движения разгон. Алгоритмы наиболее эффективны в случае априорной неопределенности о том, является ли баллистический объект маневрирующим.

Исследована устойчивость фильтров в случае существенной погрешности оценки начального положения объекта, при сопровождении на этапе входа в атмосферу. Предложена модификация многомодельного алгоритма в виде замены расширенного фильтра Калмана на сигма-точечный фильтр Калмана, что позволяет увеличить область устойчивости алгоритма сопровождения, в которой вероятность срыва сопровождения не превышает 5%. Увеличение устойчивости в зоне погрешности оценки начальной дальности выше 16 км может быть использовано, при низкой точности априорных целеуказаний или при их отсутствии.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в журналах перечня ВАК министерства образования и науки РФ:

1. Сычев М.И., Голенко Д.С. Оценивание координат и параметров движения источников излучения, двигающихся по баллистическим траекториям // Успехи современной радиоэлектроники. – 2018. №10. С. 50–59.

2. Сычев М.И., Голенко Д.С. Оценивание координат и параметров движения источников излучения, двигающихся по

баллистическим траекториям в условиях малого отношения сигнал/шум // Электросвязь. – 2019. №6. С. 70–73.

3. Сычев М.И., Голенко Д.С. Влияние априорной информации на сходимость многомодельного алгоритма при сопровождении баллистических объектов // Электросвязь. – 2020. №4. С. 48–52.

Публикации Scopus:

4. Golenko D.S., Sychev M.I. Maneuvering reentry target tracking by means of passive radar // Proceedings of the conference systems of signals generating and processing in the field of on board communications. – March 2020. P. 1–5.

Тезисы докладов:

5. Голенко Д.С. Сопровождение источников сигналов, движущихся по баллистической траектории // Сборник тезисов докладов XLIV международной молодежной конференции «Гагаринские чтения», МАИ, Москва. – Апрель, 2018, секция 4-1, С. 194.

6. Голенко Д.С. Сопровождение источников сигналов, движущихся по баллистической траектории в условиях малого отношения сигнал/шум // Сборник тезисов докладов XLV международной молодежной конференции «Гагаринские чтения», МАИ, Москва. – Апрель, 2019, секция 4-1, С. 511-512.