# ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования

Ульяновский государственный технический университет

На правах рукописи

### Аникин Александр Александрович

## РАЗРАБОТКА И МОДЕЛИРОВАНИЕ

# СИСТЕМ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ РАЗНОРОДНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

Специальность: 05.13.18 – «Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ»

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель – д. т. н., профессор К.К. Васильев

Ульяновск – 2006

# ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	
ГЛАВА 1. МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ	
КОРАБЕЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ	
1.1. Постановка задачи	
1.2. Системы координат	
1.3. Основные источники навигационной информации	
1.3.1. Спутниковая радионавигационная система	
1.3.2. Радионавигационные системы	
1.3.3. Инерциальная навигационная система	
1.3.4. Компас	
1.3.5 ЛАГ	
1.3.6. ГАС	
1.4. Методы комплексирования в решении навигационной информации	
1.4.1 Основные принципы	
1.4.2. Схемы комплексирования радионавигационных и автономных систем	
1.5 Реализация схем комплексирования в современных навигационных	
сиситемах	
1.6. Выводы	
ГЛАВА 2. АЛГОРИТМЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ РАЗНОРОДНОЙ	
ИНФОРМАЦИИ	
2.1. Постановка задачи	

2.2. Математические модели наблюдений состояния объекта позиционирования

2.2.1. Спутниковая радионавигационная система

2.2.2. Гидроакустическая станция

2.2.3. Инерциальная навигационная система

2.3. Математическая модель движения объекта

2.3.1. Модель движения с высокими скоростями

2.3.2. Модели движения с малыми скоростями и в режиме динамического позиционирования

2.3.3. Уравнения движения в дискретном времени

2.3.4. Линеаризация модели движения в режиме стабилизации курса

2.3.5. Линеаризация модели движения в режиме установившейся циркуляции

2.3.6. Линеаризация модели движения при равномерном движении

2.4. Нелинейная фильтрация параметров в режиме динамического позиционирования

2.4.1. Комплексная нелинейная фильтрация разнородных наблюдений в непрерывном времени

2.4.2. Комплексная нелинейная фильтрация разнородных наблюдений в дискретном времени

2.5. Линейная фильтрация параметров и комплексирование

2.5.1. Модели наблюдений в дискретном времени

2.5.2. Алгоритмы оценивания навигационных параметров в дискретном времени

2.6. Выводы

ГЛАВА

МОДЕЛИРОВАНИЕ

АЛГОРИТМОВ

КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ

3.

3.1. Постановка задачи

3.2. Моделирование алгоритмов обработки навигационной информации

3.2.1. Анализ алгоритмов построения оценки местоположения

корабля по навигационным наблюдениям гидроакустической станции

3.2.2. Комплексирование навигационных наблюдений с помощью фильтра Калмана

3.2.3. Алгоритмы комплексирования на основе фильтров с одним и двумя интеграторами

3.3. Выводы

ГЛАВА 4. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СУДОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

4.1. Постановка задачи

4.2. Особенности программной реализации алгоритмического комплекса навигации и управления

4.2.1. Анализ топологии вычислительных сетей интегрированных мостиковых систем

мостиковых систем

4.2.2. Принципы построения библиотек комплекса навигации и управления

4.3. Программный комплекс моделирования и комплексирования

4.4. Современные ИСН и перспективы их развития

4.5. Выводы

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

# ВВЕДЕНИЕ

#### <u>Актуальность</u>

Совершенствование и развитие навигационных измерителей позволяет решать сложные задачи управления движением различных объектов. Физические принципы определения координат навигационных источников могут быть различны, определения могут производиться в различных системах координат и представлять наблюдения различных параметров движения.

Задачей комплексной обработки навигационной информации является совместная обработка данных навигационного счисления для определения основных навигационных параметров движущегося объекта с максимально возможной точностью. Эта точность зависит от качества навигационных измерителей (датчиков навигационной информации) и алгоритмов обработки навигационных сигналов.

Известно много работ, направленных на решение задач комплексирования разнородных данных, где рассмотрены различные схемы комплексирования, проводится анализ характера ошибок навигационных систем и адекватность реальным физическим процессам.

эффективного решения Для оптимального И задач управления необходимо обеспечивать получение контролируемых параметров с Современные достаточной точностью. управления задачи сложными системами делают целесообразным разработку и использование различных схем комплексной обработки разнородных данных. Тем не менее, в известной литературе слабо освещены задачи комплексирования данных, полученных в различных системах координат (связанной, полярной (сферической), географической)) в режиме движения объектов с малыми или нулевыми скоростями. Вместе с тем именно для таких режимов управления зачастую требуется наибольшая точность. При решении таких задач в рамках

сложных систем необходимо учитывать вычислительную сложность и надежность синтезируемых алгоритмов.

В связи с этим возникает актуальная задача разработки и моделирования алгоритмов комплексирования разнородных наблюдений спутниковых радионавигационных систем, радио- и гидролокаторов, инерциальных навигационных систем для обеспечения работы системы управления движением с малыми или нулевыми скоростями.

Решению этих задач и посвящена диссертационная работа.

#### Цели и задачи работы

Целью работы является повышение точности оценок изменяющихся параметров на основе синтеза и моделирования оптимальных и квазиоптимальных алгоритмов рекуррентного оценивания параметров по совокупности разнородных наблюдений.

Для достижения названной цели необходимо решить следующие задачи.

1. Провести сравнительный анализ известных методов и алгоритмов комплексирования информации. Построить адекватные математические модели изменяющихся параметров движения и разнородных источников навигационных данных.

2. Синтезировать алгоритмы оценивания параметров движения для работы системы автоматического управления движением в режиме малых или нулевых скоростей. При этом необходимо учесть, что навигационные наблюдения имеют разнородный характер и вычисляются в различных системах координат.

3. Синтезировать квазиоптимальные алгоритмы комплексирования источников для получения эффективных оценок вектора состояния. Провести сравнительный анализ линейных, нелинейных и квазиоптимальных алгоритмов комплексирования.

4. Разработать библиотеку программного комплекса, позволяющую проводить моделирование алгоритмов комплексирования. Проанализировать программную реализацию с точки зрения её функционирования в составе бортовой системы автоматического управления.

5. Рассмотреть программно-аппаратную реализацию для работы в реальных условиях. Провести анализ топологий вычислительных сетей с точки зрения надежности, отказоустойчивости и вычислительной сложности.

<u>Методы исследований</u> При решении задач, рассматриваемых в диссертации, были использованы методы математического анализа и моделирования, теории вероятностей, теории линейной и нелинейной фильтрации, математической статистики и программирования.

#### <u>Научная новизна</u>

- Исследованы многомерные алгоритмы линейной и нелинейной фильтрации разнородных наблюдений применительно к задаче динамического позиционирования морского подвижного объекта в условиях волнения.
- Предложены и проанализированы различные квазиоптимальные процедуры, позволяющие значительно упростить техническую реализацию разработанных комплексных систем при допустимых потерях в точности определения параметров положения объекта

#### Практическая значимость

Разработанные алгоритмы комплексирования данных были положены в основу программного обеспечения интегральной мостиковой системы малого корабля специального назначения, и обеспечивают его функционирование в реальном масштабе времени. Разработка проводилась с учетом конкретной топологии информационной сети,

вычислительной сложности и пропускной способности сетевых интерфейсов.

- Разработанная библиотека алгоритмов положена в основу программного комплекса систем управления и навигации.
- Практическая значимость проведенных в диссертации исследований подтверждена актами о внедрении разработанных автором алгоритмов, программ и методик в производственную деятельность ФНПЦ ОАО НПО «Марс», а также в учебный процесс УлГТУ при изучении дисциплин «Математическое моделирование» и «Теория автоматического управления».

#### Апробация работы

Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих НТК:

- III-IV Всероссийские научно-практические конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации радиотехнических систем» (Ульяновск, 2001 г., 2004 г.);
- Международная конференция по автоматическому управлению «Автоматика-2003» (г. Севастополь, 2003 г.);
- LX научная сессия, посвященная Дню радио (Москва, 2005 г.);
- ежегодные конференции профессорско-преподавательского состава
   УлГТУ «Вузовская наука в современных условиях» (2002-2005 гг.).

<u>Публикации</u> По теме диссертации опубликовано 11 научных работ, основные из которых приведены в списке публикаций.

#### Содержание работы

В первой главе проведен анализ работ в области разработки и моделирования систем навигации: рассмотрены системы координат,

используемые навигационных системах, основные источники В навигационной информации И ИХ математические модели, методы комплексирования, a также математические модели оцениваемого подвижного объекта.

Вторая глава посвящена рассмотрению основных путей решения навигационных задач. Здесь обсуждаются вопросы построения математических моделей для решаемых задач фильтрации. Значительное внимание уделяется задачам комплексной (совместной) обработки данных измерителей, представлены общие соотношения оптимальных нелинейных алгоритмов фильтрации, выработаны схемы работы системы в различных режимах и обоснование целесообразности их использования, а также линеаризованные алгоритмы оценивания навигационных параметров.

В третьей главе проводится анализ эффективности предложенных оценивания навигационных параметров: алгоритмов проведено моделирование движения подвижного объекта, разработаны и реализованы источников навигационных разработаны алгоритмы данных, И смоделированы алгоритмы комплексирования источников, проведен анализ эффективности использования ЭТИХ алгоритмов при решении задач Описаны особенности практической автоматического управления. реализации реальных систем.

Четвертая особенностям посвящена построения глава судовых вычислительных систем комплексирования навигационной информации: рассмотрены преимущества построения библиотек возможности И компонентов стандартных модулей И для построения комплексов моделирования систем управления и навигации, рассмотрены современные навигационные комплексы, а также интегрированные мостиковые системы, их структура и информационное обеспечение.

# ГЛАВА 1. МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ КОРАБЕЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

#### 1.1. Постановка задачи

решения таких задач большое значение имеет построение Для математических моделей компонентов, входящих в структуру навигационного комплекса корабля: модель движения объекта, модели навигационной информации, источников математические модели И алгоритмы комплексирования, поскольку адекватность моделей обеспечивает качество работы системы в целом.

Таким образом, задачи синтеза и моделирования алгоритмов комплексирования разнородных источников и управления движением являются важными и актуальными.

Необходимо рассмотреть современные навигационные средства, рассмотреть физические принципы их работы, а также сделать выводы о возможностях их комплексирования. Для обеспечения надежности при построении комплексов требуется использовать источники с разнородными принципами наблюдений

Для решения поставленной задачи необходимо рассмотреть системы координат используемые в навигации (п.1.2), описать основные источники навигационной информации, их точность и физические принципы получения измерений (п.1.3). В п.1.4 представлены основные современные схемы комплексирования источников.

#### 1.2. Системы координат

При получении наблюдений навигационных измерителей пользуются различными системами координат.

Системой координат, используемой в спутниковой радионавигации, является геоцентрическая подвижная система OXYZ, например ПЗ-90 в СРНС ГЛОНАСС [25-27] или WGS-84 в GPS. [88] Центр этой системы расположен также в центре масс Земли. Ось OZ совпадает с осью  $OZ_0$  инерциальной системы координат  $OX_0Y_0Z_0$  и направлена вдоль оси вращения Земли в сторону Северного полюса  $P_N$ . Ось OX лежит в плоскости земного экватора и связана с гринвичским меридианом *G*. Плоскость OXZ определяем положение нуль-пункта принятой системы координат системы отсчета долгот. Ось *OY* дополняет систему координат до правой. [16,42,89]

Угол  $\psi_{\Gamma}$  между осями *OX* и *OX*<sub>0</sub> соответствует гринвичскому звёздному времени *S*<sub>Г</sub> и определяется звездными датой и временем. На Гринвичском меридиане:

$$\psi_{\Gamma} = S_{\Gamma} = S_0 + \omega_3 t (1 + \nu_3),$$

где  $\omega_3 = 15^{\circ}/4 = 7,292115 \ pad/4$  - угловая скорость вращения Земли;  $S_0$  - гринвичское звездное время (угол между осями *OX* и *OX*<sub>0</sub>) на момент  $t_0$  (ноль часов всемирного времени) в заданную дату, град; t - всемирное время заданной даты, на которое рассчитывается угол  $\psi_{\Gamma}$ ;  $v_3 = 0,002737909$  - коэффициент связи звездных и солнечных суток.

Вычисление гринвичского (среднего) звездного времени  $S_0$  - на момент  $t_0$  может быть произведено с помощью формулы Ньюкома:

 $S_0 = 64_4 15_{MUH} 0.54841_c + 8640184.812866_c T + 0.093104 T^2 - 6.2_c \cdot 10^{-6} T^3$ 

где  $T = (JD_0 - 2451545)/36525$ -время, измеренное в долях юлианского столетия (36525JD) и отсчитываемое от момента времени (эпохи) 12ч

всемирного времени UT1 на 1 января 2000 г. (JD = 2 451 545, 0) до момента  $t_0$ ; JD<sub>0</sub> – время  $t_0$ , выраженное в юлианских днях.

Ось *OX* в процессе суточного вращения периодичски проходит точку Овна. Интервал времени между такими последовательными вращениями соответствует одним звездным суткам. Солнечные сутки отсчитываются по положению солнца и имеют большую продолжительность из-за движения Земли по орбите.

В геоцентрической подвижной системе координат формируется информация о движении спутников, которая передается в навигационном сообщении потребителю. В этой же системе координат на этапе вторичной обработки информации в аппаратуре потребителя рассчитываются координаты самого потребителя.

Однако потребителя в большей степени интересуют такие координаты как высота, широта и долгота, которые относятся к геодезической системе координат. Геодезические координаты точки связаны с физической моделью земли в виде эллипсоида с большой полуплоскостью *a*, лежащей в экваториальной плоскости, и малой полуосью *b* [26].

Геодезическая широта B точки  $\Pi$  определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. Геодезическая долгота L точки  $\Pi$  определяется как угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку  $\Pi$ (положительное направление счета долгот – от начального меридиана к востоку). Геодезическая высота H определяется как расстояние по нормали от поверхности эллипсоида до точки  $\Pi$ .

Найденные в ходе навигационных определений прямоугольные геоцентрические координаты  $\{x, y, z\}$  потребителя должны быть преобразованы в геодезические координаты  $\{B, L, H\}$ .

Указанные координаты связаны соотношениями [23]

$$x = (N + H) \cos B \cos L;$$
  

$$y = (N + H) \cos B \sin L;,$$
  

$$z = \left[ (1 - e^2)N + H \right] \sin B$$
  
где  $N = a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B};$   $e = \sqrt{1 - b^2 / a^2} = \sqrt{2\alpha - \alpha^2}$  - эксцентриситет

эллипсоида;  $\alpha = 1 - b/a$  - параметр сжатия эллипсоида.

#### 1.3. Основные источники навигационной информации

В данном подразделе приводятся краткие сведения об основных используемых навигационных датчиках и описываются физические принципы получения наблюдений. В разделе приводятся также погрешности источников информации, что необходимо для построения оптимальных моделей комплексной обработки источников.

#### 1.3.1. Спутниковая радионавигационная система (СРНС)

Для достижения таких важнейших качеств, как непрерывность и высокая точность навигационных определений, в глобальной рабочей зоне в составе современных СРНС типа ГЛОНАСС и GPS функционируют три основные системы:

- космических аппаратов, состоящая из навигационных ИСЗ (сеть навигационных спутников или космический сегмент);
- контроля и управления (наземный командно-измерительный комплекс или сегмент управления);
- аппаратура потребителей (приемоиндикаторы (ПИ) или сегмент потребителей).

Основной операцией, выполняемой в СРНС с помошью этих сегментов, является определение пространственных координат местоположения потребителей и времени, т.е. пространтсвенно-временных координат. Эту операцию осуществляют в соответствии с концепцией независимой предусматривающей вычисление навигации, искомых навигационных параметров непосредственно в аппаратуре потребителя. [27, 64]. В рамках этой концепции в СРНС выбран позиционный способ определения потребителей на основе беззапросных местонахождения (пассивных) дальномерных измерений по сигналам нескольких навигационных спутников земли с известными координатами.

Выбор концепции независимой навигации и использования беззапросных измерений обеспечили возможность достижения неограниченной пропускной способности СРНС.

потребителей Высокая точность определения местоположения обусловлена факторами, многими включая взаимное расположение спутников И параметры ИХ навигационных Структура сигналов. сегмента обеспечивает потребителей постоянную космического для видимость требуемого числа спутников [67, 81].

С приемоиндикатора спутниковой навигационной системы поступает навигационная информация после соответствующей обработки радиосигналов глобальных навигационных систем ГЛОНАС и GPS NAVSTAR.

Рассмотрим точностные характеристики СНС ГЛОНАС и GPS NAVSTAR, которые необходимы для решения навигационных задач.

Основными погрешностями при определении псевдодальности(ПД) являются: погрешности эфемеридной информации(ЭЙ), частотно-временных поправок (ЧВП), ошибки за счет шумов приемников и внешних помех, многолучевости и особенностей распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере. В соответствии с этим СКО суммарной погрешности ПД для системы ГЛОНАСС запишется в виде:

$$\sigma_{\Pi \Pi} = \sqrt{\sigma_{\mathfrak{s}}^2 + \sigma_c^2 + \sigma_{TP}^2 + \sigma_{ion}^2 + \sigma_{\mathfrak{MH}}^2 + \sigma_{uu}^2}$$

где  $\sigma_{a}, \sigma_{c}, \sigma_{TP}, \sigma_{ion}, \sigma_{MH}, \sigma_{MH}$  - СКО определения ПД соответственно за счет погрешностей ЭИ, синхронизации (ЧВП), знания скорости распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере, многолучевости, шумов приемника и По [37] уровень суммарных помех. оценкам погрешностей (CKO) определения псевдодальностей за счет ЭИ, ЧВП, шумов приемника, многолучевости и тропосферы находится в пределах 6,2...6,6 м и 7,7...9,6 м соответственно для околозенитных и пригоризонтных НКА. За счет этих погрешностей 2 СРО (2 dims) местоопределения (с вероятностью 0,95) составят 15...21 м, а соответствующие ошибки определения высоты (2 СКО) -

34...42 м. Там же в [37, 64] приведены уровни максимальных ионосферных ошибок, составляющих в худший сезон (зимний день в год максимальной солнечной активности) 21...42 м по координатам и 64... 102 м - по высоте. В годы минимальной солнечной активности максимальные уровни ионосферных погрешностей составят 5...7 м по координатам и 6...10 м по высоте.

Поэтому суммарно в наихудшем случае с помощью современной многоканальной НАП (не менее шести каналов), использующей открытые узкополосные однодиапазонные (1600 МГц) навигационные радиосигналы системы ГЛОНАСС, можно обеспечить оперативную глобальную навигацию наземных подвижных объектов (сухопутных, морских, воздушных) с максимальными погрешностями определения трех координат объекта: 60 м в плане и 100 м по высоте в годы максимальной солнечной активности; 30 м в плане и 50 м по высоте в годы минимальной солнечной активности.

Погрешности (с вероятностью 0,95) навигационных определений в СРНС GPS составляют (см. ниже) 100 м в плане и 156 м по высоте и, таким образом, точность навигации по открытому сигналу в СРНС ГЛОНАСС в 2,5 раза выше, чем в СРНС GPS [64].



Рис. 1.1. Ошибки местоопределения по системе ГЛОНАСС



Рис. 1.2. Ошибки определения скорости по системе ГЛОНАСС

Представляют также интерес оценки точности ГЛОНАСС, полученные в Лаборатории Линкольна Массачусетского технологического института [27]. На рис. 1.1 приведены погрешности определений координат на 18.01.99 г., полученных с помощью приемника Ashtech GG-24 по 11 НКА. Анализ результатов показывает, что при хороших геометрических факторах, свойственных системе с полной группировкой НКА, точность местоопределения достаточно высока. В 50% случаев ошибки в плане находятся в пределах 12 м, а большие ошибки имеют место вследствие значительного ухудшения HDOP (HDOP>2 в 37% случаев). На рис.1.2. приведены погрешности определения горизонтальных составляющих скорости. При этом оказывается, что в 50% случаев они не превосходят 0,03 м/с. Аналогично, вертикальные составляющие скорости в 50% случаев не превосходят 0,05 м/с.

Рассмотрим точностные характеристики номинального или автономного (недифференциального) режима использования GPS. Сами точностные характеристики по форме аналогичны для СРНС ГЛОНАСС.

Точностные характеристики определения места, скорости движения и времени подвижного объекта с помощью GPS определяются источниками погрешностей и соответствующими статистическими характеристиками. Этим вопросам посвящен ряд публикаций. Здесь сошлемся на [8], как на одну из последних. В табл. 1 приведены СКО основных источников ошибок определения псевдодальности.

Таблица 1.

Источники ошибок	С/А-код	Р-код
Селективный доступ	24	0/0
Ионосфера	7	0,01*/2,25**
Тропосфера	0,7	0,7/1,95
Многолучевость	1,2	1,8/1,2
Шумы приемника	1,5	0,6/1,45
Погрешности координатно-временно	ого 3,6	3,6/5,4
обеспецения НК Δ		
Общая	25,3/8,1	4,1/6,5

СКО основных источников ошибок определения псевдодальности, м

\* В числителе приведены данные источника 1 [67].

\*\* В знаменателе приведены данные источника 2 [67].

Из рис. 1.2 следует, что при типичном геометрическом факторе HDOP, равном 2, точность определения координат (CPO, drms) составит для С/А-кода 50,6 м и 16,2 м (без СД), а для Р-кода 8,2 и 13 м, что не противоречит [27], где отмечается, что Сферическая вероятная ошибка должна быть на уровне 16м.

Более детально точность определения навигационно-временных параметров с различными доверительными уровнями (%) может быть охарактеризована табл. 2 [64].

Уровни погрешностей табл. 2 не противоречат приводимым в других источниках, таких, как Федеральный радионавигационный план США и т.д.

Представляется интересным сопоставить указанные характеристики с данными реальных наблюдений. На рис. 1.3 приведены оценки погрешностей определения места в осях "север - восток", полученные при суточных наблюдениях сигналов с С/А-кодами созвездия GPS 18.01.99 в Лаборатории Линкольна МТИ с помощью приемника GG-24 Aspech.

# Таблица 2.

#### Характеристики ошибок определения навигационно-временных параметров

Параметр	Р-код,	С/А-код,	Р-код,	С/А-код,	Р-код,	С/А-код,
	50%	50%	6568%	6568%	95%	95%
Местоопределение, м:	8916	40 47 76	10,5 14 18	50 70 86	21 28 36	100 140 172
в плане, по вертикали,						
в пространстве						
Составляющие	0,07	н/д	0,1	н/д	0,2	н/д
CKODOCTH M/C						
Bpeмя GPS	17	95	26	140	52	280
Время UTC	68	115	100	170	200	340



Рис. 1.3. Ошибки местоопределения по системе GPS

Следует отметать, что за счет лучшего геометрического фактора (HDOP≤1 в 54% случаев) ошибки определения координат и высоты получились почти в 2 раза меньше, чем определено в табл. 1.3 для доверительных уровней 50% и 95%. На рис. 1.4 приведены оценки по-

грешностей определения составляющих скорости в тех же наблюдениях. Как видно, погрешности горизонтальных составляющих скорости находятся на уровне 0,17 и 0,42 м/с для 50% и 95% случаев соответственно, что больше 0,07 и 0,2 м/с для доверительных уровней соответственно 50% и 95 % примерно в 2 раза.



Рис. 1.4. Ошибки определения скорости по GPS

На рис. 1.5 приведены графики изменчивости определения высоты и долготы места С помощью носимого приемника Garmin GPS-12, осуществленного летом 1998 г. в районе г. Москвы. Обработка показала, что СКО показаний изменчивости высоты И долготы места составили соответственно 74 и 87 м. Эта изменчивость также характеризует погрешности определения координат с помощью GPS в режиме селективного доступа, причем, если при определении высоты точностные характеристики и СТО эксперимента практически совпадают, то по долготе ошибки эксперимента оказались больше на 80%. В то же время поведение величин изменчивости высоты и долготы соответствует описанию погрешностей селективного доступа, которые представляются суммой квазипостоянной и марковской 2-го порядка случайных величин с СКО, равными 23 м [64].



С приемоиндикатора поступает следующая навигационная информация: географические координаты текущего местоположения корабля текущее астрономическое время (с точностью 1 мкс); вектор абсолютной скорости перемещения корабля (с точностью 0,2 узла).

Темп обновления информации на выходе приемоиндикатора – 1 сек. Данные передаются по последовательному каналу и оформлены в предложения в соответствии с требованиями стандарта NMEA 0183, версия 2.01.

Таким образом, с периодом 1 секунда на выходе приемоиндикатора СНС мы имеем вектор измеренных параметров объекта: географические координаты и вектор абсолютной скорости перемещения.

Последовательность навигационных данных образует определенную траекторию в пространстве параметров. На основе учета известных априорных сведений можно построить математические модели описания таких траекторий, которые описаны в главе 2.

#### 1.3.2. Радионавигационные системы

В основу методов радионавигационных определений положено построение гиперболической сетки и вычисление эквивалентных линий положения.

Гиперболическую сетку создает пара станций (одна из которых ведущая, а другая ведомая), работающих синхронно на одной частоте. Для создания сетки пересекающихся гипербол образуют цепочки из станций, причем ведущая станция одной пары одновременно может быть ведомой в другой паре, однако каждая пара станций работает независимо. Дальность действия системы над поверхностью моря составляет днем 500-700 миль, ночью по поверхностной волне – 300-500 миль, а по однократно отраженной пространственной волне - порядка 1200 миль [48].

Принцип действия современных РНС состоит в реализации фазового метода измерений навигационного параметра в импульсных радионавигационных системах [74]. Этот импульсно-фазовый метод объединяет достоинства и компенсирует недостатки систем, в основу работы которых положены импульсные и фазовые методы.

Грубое определение, разрешающее многозначность, осуществляется импульсным методом, а по измерениям разности фаз высокочастотных колебаний, заполняющих импульсы, производится точное определени.

Импульсно-фазовая система «Лоран-С» получила чрезвычайно широкое распространение и, несмотря на появление высокоэффективных спутниковых СРНС, используется и поныне в качестве уточняющего и вторичного источника.

Судовой приемоиндикатор содержит стандартный приемник супергетеродинного типа, визуальный блок для осцилографирования принятых радиоимпульсов и блок выдачи полученной радионавигационной информации в бортовую сеть корабля.

Темп обновления информации на выходе приемоиндикатора – 1 сек. Точность выдачи географических координат текущего местоположения порядка десятков метров.

Для описания потока навигационных данных приемоиндикатора PC-1 в части географических координат можно использовать модели данных приемоиндикатора CPHC. Следует отметить, что в данном случае требуется произвести вычисление поправок и скорректировать поступившие наблюдения с учетом априорной информации. Данные процедуры осуществляются на этапе первичной обработки данных.

#### Автономные средства навигации

#### 1.3.3. Инерциальная навигационная система

(ИHC) обеспечивает Инерциальная навигационная система непрерывную выработку информации о курсе, координатах, скорости движения и параметрах угловой ориентации платформы, на которой установлена ИНС [29,]. Следует отметить такие особенности ИНС как автономность И отсутствие демаскирующих признаков работы, определяющее широкое использование ИНС на кораблях Военно-Морского Флота.

Теория ИНС создана трудами многих выдающихся ученых, среди которых следует особо отметить академиков РАН А.Ю. Ишлинского и Д.М. Климова. Она основывается на решении двух классических задач теоретической механики: интегрировании динамических уравнений Ньютона в подвижных осях и решении кинематических уравнений Пуассона, определяющих изменение взаимной ориентации подвижной и инерциальной систем. На этой основе получены уравнения идеальной (невозмущенной)

работы ИНС, позволившие сформулировать основные принципы инерциальной навигации.

В последнее десятилетие наиболее распространенным типом ИНС стали бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС). Они широко применяются в аэрокосмической технике и начали применяться в морских и наземных системах. Это стало возможным после преодоления ряда сложных технических проблем. В ИНС надводных кораблей и судов обычно используются динамически настраиваемые или поплавковые гироскопы, имеющие случайный уход на уровне 10<sup>-2</sup>...10<sup>-3</sup> град/ч. Они обеспечивают выработку навигационных данных и гироскопическую стабилизацию вооружения и различных технических средств корабля. Курс вырабатывается с точностью порядка единиц угловых минут, координаты – с точностью порядка нескольких десятков метров, углы качки – с точностью не хуже 1 угл. мин. В литературе можно встретить совмещенные измерители ИНС / ГАГК (гиро-азимут-горзонт компас) в основе работы которого лежит инерциальный принцип. Согласно протоколам обмена, мы получаем объединенный вектор навигационных параметров этих систем.

#### 1.3.4. Компас

Магнитный компас используется в качестве основной системы курсоуказания на малотоннажных судах (валовой вместимостью до 500 регистровых тонн) и как резервное средство курсоуказания на судах большого водоизмещения. Магнитный компас, устанавливаемый на крыше ходовой рубки, называется главным компасом. Компас, устанавливаемый возле поста управления рулем, называется путевым и используется только для отсчета компасного курса при управлении рулем.

В основе действия магнитного компаса лежит воздействие магнитного поля Земли (МПЗ) на намагниченную стрелку. Свободная магнитная стрелка

при отсутствии сторонних магнитных полей ориентируется вдоль силовой линии МПЗ в направлении Северного магнитного полюса.

Важнейшая проблема обеспечения работы магнитного компаса устранение его магнитной девиации. вызванной намагниченностью корабельных конструкций, которую принято разделять на постоянную и индуктивную. Постоянная намагниченность возникает при постройке судна под влиянием сильных магнитных полей, например, при сварочных работах. Она стабильно сохраняется в течение длительных отрезков времени и не меняется при изменении курса корабля. Индуктивная намагниченность порождается намагничиванием корабельных конструкций МПЗ, она меняется при изменении курса. Вопросы устранения девиации подробно рассматриваются в [27, 52].

#### 1.3.5. ЛАГ

Лагом называется устройство, обеспечивающее измерение относительной (относительно воды) скорости судна. Наряду с компасом лаг – основной источник информации для решения задачи навигационного счисления. В соответствии с правилами Регистра Морского судоходства любое судно водоизмещением более 500 т. должно иметь лаг. Единица измерения скорости судна – узел (уз); 1уз = 1 морская миля/ч (1,852 км/ч).

В настоящее время распространены и используются лаги двух типов: индукционные и гидродинамические.

Наиболее распространены индукционные лаги, принцип действия которых основан на использовании электромагнитной индукции (закон Фарадея). Лаг жестко связан с корпусом судна, поэтому напряжение возникающее при движении судна на измерительных электродах от наводимой в воде электродвижущей силы, позволяет определить скорость перемещения магнитного поля относительно воды, т.е. определить

относительную скорость судна. В соответствии с требованиями Регистра Морского судоходства инструментальная погрешность измерения скорости не превышать 5% от измеряемой величины скорости (обычно она составляет 1...2%), начальная чувствительность лага должна быть не хуже 0,1 уз.

Гидродинамический лаг обычно применяется наряду с индукционным на подводных лодках и иногда – на крупных судах. Принцип действия гидродинамического лага основан на измерении гидродинамического давления создаваемого скоростным напором набегающего потока воды при движении судна. Инструментальная погрешность таких лагов составляет 0,1 уз. Методические погрешности лага обусловлены изменением плотности морской воды (зависит от температуры и солености), волнением моря (зависит от скорости судна и курсового угла по отношению к волне), дрейфом и дифферентом судна(зависит от характеристик судна), плаванием на мелководье(зависит от расстояния до дна). В целом методические могут погрешности значительно превосходить инструментальную погрешность.

Сравнение индукционного и гидродинамического лагов показывает определенные преимущества первого: он обеспечивает измерение скорости не только на переднем, но и на заднем ходу, обеспечивает измерение малых скоростей, тогда как гидродинамический лаг измеряет скорость, начиная примерно с 2 уз.

#### 1.3.6 Гидроакустическая станция

Решение ряда задач морской навигации зависит от возможности определения координат по отношению к фиксированным точкам на морском дне. Примерами могут служить задачи позиционирования при глубоководном бурении, когда требования к надежности и точности информации о положении судна столь велики, что не могут быть обеспечены только средствами автономной навигации и радионавигации. Еще один

пример связан с длительным подледным плаванием, при котором прием радионавигационных сигналов исключен, а автономные средства навигации накапливают чрезмерно большие ошибки.

Для решения этих и подобных им задач созданы системы определения координат по данным гидроакустических маяков-ответчиков. Маяки представляют собой гидроакустические приборы, размещаемые на морском дне, работающие в режиме "запрос-ответ". Корабль, пришедший в район расположения маяков, посылает гидроакустический запрос определенного формата; получив этот запрос, гидроакустический маяк, работающий в автоматическом режиме, излучает ответный сигнал, который принимается корабельной приемной аппаратурой. В зависимости от количества маяков используются различные методы определения координат. Ниже рассмотрены два простейших случая.

На рис. 1.6 приведена система из трех маяков-ответчиков [42], расположенных в точках с координатами  $\varphi_i$ ,  $\lambda_i$  на глубине  $H_i$ . Корабельная аппаратура измеряет времена распространения гидроакустического сигнала для маяков  $t_i$  по которым определяются наклонные дальности  $D_i$ . При известных заранее координатах маяков  $\varphi_i$ ,  $\lambda_i$ ,  $H_i$  и определенных дальностях  $D_i$  на борту корабля вычисляются его координаты  $\varphi_0$ ,  $\lambda_0$  Описанный режим

работы называется дальномерным.



Рис. 1.6. Дальномерный режим определения координат места корабля по трем маякам ответчикам.

По существу реализуется метод линий положения, аналогичный методу для радионавигационных систем гиперболического типа.



Рис. 4.6. Метод крюйс-дальности определения координат места корабля по одному маяку-ответчику

# Рис. 1.7. Метод крюйс-дальностей определения координат места корабля по одному маяку-ответчику.

#### Второй случай иллюстрирует рис. 1.7.

Используется только один маяк-ответчик. Запрос и прием сигнала осуществляются в три различных момента времени  $t_i$  из трех точек, в каждой из которых определяется наклонная дальность  $D_i$ .

При известной скорости корабля по этим данным вычисляются координаты точки  $\varphi_0$ ,  $\lambda_0$ , в которой корабль находится в момент времени  $t_2$ . Этот метод называется методом "*крюйс-дальности»* [42].

Метод крюйс-дальности менее точен, чем дальномерный, т.к. ошибка 2. 3 движении судна между точками 1. вносит счисления при погрешность в определении координат. Корабельная дополнительную аппаратура состоит приемо-передающей акустической антенны, ИЗ устройств. Ввиду передатчика, приемного И вычислительного направленности антенны система работает при относительно небольших углах качки. Энергетический потенциал системы невелик, и с учетом ограниченной мощности сигналов от маяка-ответчика и шумов моря определение координат обычно возможно на расстоянии до 10 км от маяковответчиков.

#### 1.4. Методы комплексирования навигационной информации

#### 1.4.1. Основные принципы

Совместное использование данных нескольких навигационных приборов позволяет повысить точность и достоверность процедур определения положения судна. Оптимальное решение состоит в объединении всех доступных навигационных наблюдений в единый вектор с последующей многомерной оптимальной фильтрацией. Однако нелинейная взаимосвязь параметров и различный темп их поступления, делают нецелесообразным синтез такого сложного нелинейного фильтра.

Квазиоптимальным подходом к решению задачи комплексирования является раздельная фильтрация потоков данных от каждого датчика с последующим их комплексированием с весами, зависящими от точности полученных оценок. В результате работы фильтра Калмана известна величина погрешностей оценки вектора параметров положения судна. Система автоматически или по команде штурмана вычисляет линейную взвешенную сумму оценок, полученных с разных датчиков. Чем больше погрешность оценки, тем с меньшим весом она используется.

Что касается совокупности данных, основанных на пеленге, то они сначала приводятся к эквивалентным линиям положения, а затем группируются по признаку одинаковой коррелированности линий положения в группе. В результате потом в каждой группе вычисляется совместный комплексный вектор параметров положения судна и статистических характеристик оценок.

Использование информации СРНС подвижными объектами (ПО) различного назначения имеет более, чем тридцатилетнюю историю, начало которой было положено вводом в строй морских доплеровских низкоорбитальных систем первого поколения "Транзит" и "Цикада" Уже тогда рассматривались вопросы комплексирования этих систем с другими измерителями [64].

Однако широкое применение СРНС стало возможным лишь с вводом в эксплуатацию среднеорбитальных систем второго поколения ГЛОНАСС и GPS. Разработано значительное число типов аппаратуры потребителей (АП).

Одновременно растет осознание необходимости мер и проводятся мероприятия по повышению точности, помехоустойчивости АП, обеспечению непрерывности работы навигационных средств в условиях существования естественных и искусственных помех, маневрирования воздушных судов (ВС), качки морских судов (МС), затенения антенн АП и возможного ухудшения качества навигационных сигналов космических аппаратов СРНС.

Важнейшим направлением этого процесса является комплексирование и обработка информации CPHC с совместная информацией других навигационных систем и устройств. Этому способствует то обстоятельство, что на многих ПО помимо АП СРНС размещаются и используются такие средства, как инерциальные и инерциально-доплеровские навигационные системы (ИНС и ИДНС), курсо-доплеровские и курсо-воздушные системы счисления, одометрические системы, аппаратура радиотехнических систем ближней (РСБН) и дальней (РСДН) навигации и др. Все воздушные суда имеют также средства измерения барометрической и геометрической высоты полета, а МС - эхолоты. На некоторых ВС помимо этого имеется банк данных о высоте рельефа местности. В состав оборудования различных ПО входят также датчики времени (часы).

Объединение (интеграция) оборудования в единый функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанный навигационный комплекс (НК) позволяет полнее использовать имеющуюся на борту ПО избыточность информации, благодаря чему появляется возможность повышения точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности навигационных определений, расширения круга решаемых задач и улучшения качества их выполнения.

В работе [65] дан обзор основных принципов, направлений, методов и способов комплексирования СРНС и других измерителей, проанализированы полученные результаты и указаны наиболее вероятные направления дальнейших работ. Выполненный анализ показал, что при этом используются следующие принципы комплексирования:

 совмещение функций различных радиотехнических систем, приводящее к появлению многофункциональных интегрированных комплексов. Пример реализации - разработка многофункциональных комплексов, которые создаются на базе существующих систем связи, навигации и опознавания;

• объединение технических средств, измеряющих одни и те же или функционально связанные навигационные параметры, комплексная (совместная) обработка информации (КОИ) и взаимная информационная поддержка нескольких устройств или систем НК. Общие идеи методов комплексной обработки навигационной информации восходят к К. Гауссу, а основные ее методы были созданы и получили дальнейшее развитие в работах Колмогорова А.Н., Н. Винера, Л. Заде и Дж. Рагаззини , Р. Калмана, Пугачева В.С., Семенова В.М., Стратоновича Р.Л., Тихонова В.И., Ярлыкова М.С., Крутько П.Д., Жохова И.А., Болнокина В.К. и др.

Естественно, что максимального выигрыша от комплексирования навигационных измерителей можно достичь, решив соответствующую задачу синтеза, что позволяет определить единую оптимальную структуру и характеристики системы комплексирования.

Однако общая сложность проблемы такова, что такая задача пока практически решается отдельно на уровнях первичной и вторичной обработки информации, деление на которые по существу является условным. обработкой (NOII) Под первичной информации понимают поиск, обнаружение, селекцию, преобразование и обработку (в режиме слежения) сигналов навигационных и специальных измерителей с целью определения радионавигационных Например, соответствующих параметров. псевдодальности (ПД) и приращения ПД или псевдоскорости (ПС). Под

вторичной обработкой информации (ВОИ) понимают выполняемую в ЭВМ обработку выходных данных самих измерителей, результаты которой используются для определения и уточнения координат и скорости движения, углов ориентации ПО и источников погрешностей измерителей. Если вычисление параметров движения осуществляется в АП СРНС, то может вводиться термин "предварительная ВОИ" (ПВОИ). С другой стороны, при глубокой коррекции ИНС иногда используется понятие первичной обработки сигналов и ее чувствительных элементов.

Рассмотрим математические методы вторичной обработки навигационной информации.

Комплексирование навигационных измерений:

- уточнение углов ориентации (курса, крена и дифферента), оценку и уточнение параметров калибровки навигационных датчиков, таких, как дрейфы гироскопов, масштабные коэффициенты, смещения акселерометров и др.;
- обеспечение на этой основе непрерывности навигационных определений ПО и повышение точности определения координат, высоты, скорости ПО на всех этапах его движения, в том числе и при временной неработоспособности АП в случаях воздействия помех или энергичных маневров ПО;
- улучшение характеристик целостности навигационных определений, т.
   с. способности за счет совместной обработки информации автономных средств (особенно ИНС) и СРНС обеспечивать решение задачи бортового автономного контроля целостности САІМ или для авиации
   ААІМ (Airborne Autonomous Integrity Monitoring), в дополнение к контролю целостности, осуществляемому в приемнике СРНС (RAIM);
- обеспечение за счет более точной информации, полученной в процессе вторичной обработки, сокращения времени поиска и вхождения в режим слежения, а также улучшение характеристик контуров слежения за кодом, частотой и фазой несущей частоты, сужение

соответствующих полос пропускания и, как следствие, повышение помехозащищенности АП СРНС.

# 1.4.2. Схемы комплексирования радионавигационных и автономных систем

В простейшим соответствии С алгоритмом комплексирования предусматривается использование на выходе НК координат и скорости АП СРНС при ее нормальной работе и информации автономной системы при неработоспособности АП СРНС. Такие алгоритмы ВОИ реализованы на многих ПО, особенно модернизируемых. Аппаратурной основой комплексирования является наличие в НК цифровых вычислителей и стандартных линий информационного обмена. Для ВС такой обмен осуществляется в соответствии со стандартами ГОСТ 18977-79 (с руководящим техническим 1495-75), ГОСТ PTM 26765.52-87, материалом MIL/STD-1553B И положениями документов ARTNC-743, ARINC-429, RS-232, RS-422.

Оценка погрешностей и их источников в навигационном фильтре (НФ) строится, как практически общепринято, с применением алгоритмов оптимального последовательного линейного (фильтр Калмана) и нелинейного оценивания (фильтрации) и их модификаций. Важнейшей частью НФ является блок прогнозирования оценок погрешностей на основе моделей ошибок автономных систем. Знание моделей и точность их описания будут определять точность прогнозирования оценок погрешностей, а с ней и точность определения навигационных параметров в автономном режиме.

Остановимся более подробно на применении методов оптимальной последовательной фильтрации (ОПФ), как частного случая МТОНО, которые используются и в других схемах комплексирования.

Отметим, что при реализации алгоритмов ВОИ возникает потребность в экономии вычислительных ресурсов с одной стороны и в обеспечении

устойчивости расчетов с другой. В интересах решения первой задачи прибегают к построению каскадных и федеративных фильтров.

Схема рис. 1.8 дает представление и о так называемой слабосвязанной схеме комплексирования при реализации связи в виде пунктирной линии от ИНС к АП СРНС, которая означает передачу приемнику информации ИНС для обеспечения более быстрого поиска и вхождения в режим слежения. При этом также могут быть реализованы управляющие воздействия поступающие из навигационного фильтра в саму ИНС (внешний контур) для коррекции погрешностей ориентации и ошибок инерциальных датчиков.



Рис. 1.8. Разомкнутая и слабосвязанная схемы

Схема рис. 1.8 дает представление о сильносвязанной схеме комплексирования, когда спутниково-инерциальная система представляет собой единую аппаратуру, состоящую из трех модулей (приемник СРНС, модуль чувствительных элементов ИНС и модуль вычислителя).

В вычислителе реализуются как основные алгоритмы БИНС, так и алгоритмы оптимальной последовательной обработки данных БИНС с обратными связями для коррекции счислимых данных. Кроме того, с выхода фильтра координаты и скорости ВС поступают в приемник для ускорения

поиска, а вычисленные значения  $D_i$  и  $D_i$ , поступают в приемник для улучшения процесса слежения за кодом и частотой.

Если в приемнике СРНС также имеется навигационный фильтр, а БИНС дает полное решение задачи инерциальной навигации (вплоть до вычисления координат), то получается схема сильносвязанной системы с избыточностью. Такая архитектура, в частности, реализуется в системах Litton LN-100G и Honeywell H-764G [100].



Рис. 1.9. Сильносвязанная схема комплексирования

Схема рис. 1.9предполагает возможность встраивания приемника СРНС в блок ИНС, что позволяет существенно облегчить обеспечение достаточно быстрых связей между двумя устройствами, поскольку внутренние линии информационного обмена могут иметь более высокое быстродействие, чем быстродействие, определенное используемыми в настоящее время стандартами.

На рис. 1.10 приведена глубокоинтегрированная схема НК, включающая упрощенную спутниковую аппаратуру, блок чувствительных элементов БИНС и вычислитель. Приемник включает радиочастотную часть, генератор кодов, корреляторы и поисковую часть. Вычислитель реализует алгоритмы бесплатформенной ИНС и оптимальной оценки параметров, таких, как  $D_i$ ,  $D_i$ ,  $\eta$ .



Рис. 1.10. Глубокоинтегрированная схема комплексирования

Схема рис. 1.10 отличается от схемы рис. 1.8 тем, что в приемнике СРНС вообще отсутствуют контуры слежения за  $D_i$  и  $\vec{D}_i$ . Задача определения последних возлагается на навигационный фильтр. Реализация глубокоинтегрированной схемы требует весьма мощных вычислителей, поскольку предполагается довольно высокая размерность вектора состояния (до 40 и более) в условиях достаточно быстрых изменений  $D_i$  (для маневренных самолетов). Поэтому это дело отдаленного будущего. Глубокоинтегрированная схема частично объединяет ПОИ и ВОИ.

Основное отличие связанных и интегрированной схем комплексирования от разомкнутой состоит в том, что прогноз параметров движения в них осуществляется с помощью реализуемых самой БИНС алгоритмов счисления с учетом управляющих воздействий, полученных на основе работы алгоритмов ОПФ.
## 1.5. Реализация схем комплексирования в современных навигационных системах

В [52,55,93,99] приведены материалы сравнительной оценки различных схем комплексирования между собой. В частности, показано, что при одной и той же точности ИНС на 20-й минуте автономного полета сильносвязанная схема дает в 1,5...2 раза меньшие ошибки определения координат, чем слабосвязанная схема. При больших временах это преимущество становится менее ощутимым, потому что начинают сказываться случайные непрогнозируемые погрешности.

Слабосвязанная и сильносвязанная схемы отличаются также временами потери работоспособности АП СРНС (20 и 18 мин соответственно) для одних и тех же помеховых условий.

Проведена сравнительная оценка влияния архитектуры комплексирования на точность бомбометания для перерывов в работе АП СРНС, равных 159 с (слабосвязанная схема) и 153 с (сильносвязанная схема). При этом выявлено, что относ бомбы составил соответственно 43 и 16 м. Это может быть объяснено различными погрешностями в определении скорости полета самолета.

Показывается, что остаточные погрешности (СКО) составляют от первоначальных значений:

для угловых параметров - от 3 до 20...30%,

для смещений акселерометров - от 10 до 30%,

для дрейфов гироскопов - от 20 до 50%.

Синтезированы алгоритмы комплексирования ИНС и двух приемников СРНС "на базе" с фазовыми измерениями при использовании метода двойных разностей. Выявлены возможности начальной выставки ИНС с точностью (СКО) на уровне 1...2 угловых минут за время не более одной минуты, а также калибровки акселерометров с остаточными погрешностями, не превышающими 20...30% от первоначального уровня.

Ряд работ посвящен вопросам совершенствования алгоритмов коррекции ИНС и калибровки инерциальных датчиков при использовании CPHC OT 4-x разнесенных приемников. При ЭТОМ использованы многоуровневые схемы фильтрации с учетом задержек наблюдений. Для устойчивости обеспечения вычислительного процесса применены ортогональные преобразования и U-D-алгоритмы, специальные алгоритмы, реализующие НФ, а также ограничения на невязки, обеспечивающие робастность схем оценивания.

Для иллюстрации эффекта повышения точности калибровки на рис. 1.6.1. приведены результаты расчета точности определения координат, кривая 1 (среднеквадратическое радиальное отклонение; drms), и курса (СКО), кривая 2, при коррекции курсо-доплеровского счисления ВС с помощью АП СРНС. При этом предполагалось, что в течение времени полета 300 с  $< T \le 600$  с АП СРНС не работала, например, вследствие воздействия помех, и определение координат проводилось в автономном режиме.



Рис. 1.12. Точность оценки координат и курса

Общий вектор состояния включал основные погрешности ДИСС и курсовой системы (КС): погрешности определения плановых координат, соответствующие ошибки определения скорости, систематические и коррелированные во времени, ошибку определения курса и скорость ухода курса.

Начальные ошибки составили: по координатам - 200 м, по обеим составляющим скорости 0,5 м/с, по курсу и уходу курса - 1 градус и 1 градус/ч соответственно. Предполагалась коррекция курсо-доплеровского счисления в номинальном режиме работы ГЛОНАСС при точности (СКО) определения координат 20 м. Скорость полета ВС принималась равной около 100 м/с.

Из рис. 1.12 следует, что после отключения АП СРНС наблюдается нарастание погрешностей местоопределения до 125 м (кривая 1). В то же время нетрудно видеть, что при отсутствии предварительной коррекции по СРНС погрешности местоопределения только за счет курсовой ошибки составили бы за это время примерно 600 м. (кривая 3). Столь существенное улучшение точности местоопределения в автономном режиме объясняется калибровкой (оценкой) и компенсацией, в первую очередь, курсовой ошибки до уровня 0,005 рад. (0,28 град.).

Алгоритмы предфильтрации позволяют обнаруживать и исключать аномальные измерения, обусловленные "быстрыми" ионосферными возмущениями, вызывающими нарастающие погрешности с темпом до 6 м в минуту, с надежностью, соответствующей ІІ-й категории ИКАО.

Дальнейшие исследования предполагается направить, в частности, на детальную оценку возможностей основного фильтра по обнаружению медленных возмущений. В [3] приводятся также результаты комплексирования ИНС, АП СРНС, баро- и радиовысотомера посредством вторичной обработки информации этих средств на этапе захода ВС на посадку. Так, при номинальной точности (СКО) определения координат и высоты полета порядка 5...7 м (СРНС в дифференциальном режиме) точность (СКО) определения этих параметров вблизи ВПП после КОИ повышается до уровня 1...1.5 м и 0,2...0,8 м соответственно. Такая точность в состоянии удовлетворить даже требованиям II-й категории ИКАО.

Вопросы комплексирования АП СРНС и ИНС при решении задачи обеспечения посадки также освещены в ряде других работ. Приводятся предварительные результаты испытаний ИНС типа H-764G как со встроенной пятиканальной платой GPS GEM (фирма Collins), выдающей псевдодальности, так и с 12-канальным приемником "Force-12" (фирма Trimble), имеющим на выходе информацию о координатах. При этом реализованы как сильносвязанная, так И разомкнутая схемы комплексирования. Боковая и высотная ошибки находились на уровне 1,2...1,5 м (смещение и СКО), что может быть достаточным для посадки по Iй категории. Возможности АП СРНС на посадке получили высокую оценку летного состава.

Рассмотрены вопросы комплексирования АП СРНС с фазовыми измерениями и ИНС. При этом достижимая точность определения координат для наземных геодезических комплексов находится в диапазоне 0,5...1 м. Применение сильносвязанной схемы позволяет реализовать точность и на сантиметровом уровне [64].

Опубликованы материалы комплексирования АП СРНС в дифференциальном режиме с ИНС и для других применений, в том числе для наведения баллистических ракет [64].

Опубликованы результаты комплексирования АП СРНС с ИНС в интересах решения задачи определения ориентации. Для авиации, в частности, таким образом может существенно продвинуться решение проблемы выставки ИНС в высоких широтах, а также на подвижном основании [63].

Работа [63] посвящена рассмотрению общих вопросов комплексирования спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS с другими навигационными системами и средствами. Изложим более подробно последние результаты, полученные в этом направлении и опубликованные в трудах прошедших в последнее время конференций и в других изданиях [44,56-60].



Рис. 1.13. Упрощенная схема навигационной подсистемы самолета В-2

Прежде всего значительный интерес представляет опыт интеграции приемника GPS в бортовое оборудование самолета-"невидимки" В-2.

бомбардировщика В-2 Навигационная подсистема NSS "Стелс" первоначально предназначалась для выполнения задач в автономном режиме без использования коррекции от спутниковой радионавигационной системы GPS [12]. Поэтому она включает две обычные платформенные ИНС с высококачественными инерциальными датчиками И гравитационной компенсацией. Одна из платформ вместе с астрокорректором (АК) образует астроинерциальную навигационную систему (АИС). Задачей АК является ограничение ошибок ИНС, обусловленных дрейфами гироскопов. NSS корректируется также измерениями дальности и скорости изменения известных ориентиров. Такие дальности относительно измерения осуществляются с помощью бортовой РЛС с синтезированной апертурой (CAP).

Бортовая аппаратура (БА) СРНС типа MAGR (Miniatured GPS Airborne Receiver) фирмы Rockwell-Collins размещается на борту B-2 с целью:

- обеспечения точного целеуказания с помощью РЛС с САР;
- пуска управляемых средств поражения (УСП), оснащенных аппаратурой GPS;

• обеспечения применения неуправляемых средств поражения.

Для обеспечения ускоренного взлета и обеспечения системы автоматического управления информацией об углах ориентации самолета в состав оборудования включается лазерный информационный комплекс вертикали и курса (ЛИК-ВК), построенный на основе кольцевых лазерных гироскопов среднего уровня точности фирмы Kearfott.

Одной из задач ЛИК-ВК является обеспечение начальными данными ИНС и АИС для их начальной выставки на земле и в воздухе. При этом предусматриваются три модификации наземной выставки: наземная выставка с гирокомпасированием, ускоренная наземная выставка и быстрая выставка.

Во время выставки в воздухе ЛИК-ВК работает как основное навигационное средство до прогрева и выставки платформенных систем.

ЛИК-ВК имеет собственный фильтр Калмана, который, в частности, используется для комплексирования ЛИК-ВК с GPS. В процессе выставки предполагалось также использовать измерения РЛС с САР.

В номинальном режиме работы NSS АИС и ИНС связаны в единый комплекс посредством фильтра Калмана NSS 67-го порядка. Кроме того, в качестве резервного работает фильтр АИС. В случае расходимости фильтров NSS и АИС фильтр NSS будет автоматически разделен на два фильтра (ИНС и АИС).

При использовании GPS показания координат и скорости этих фильтров будут практически одинаковыми. Разделение фильтров NSS и AИС может осуществляться оператором и вручную.

Коррекция NSS с помощью GPS осуществляется посредством слабосвязанной (каскадно-связанной) схемы комплексирования, в которой:

- предусматривается коррекция координат и высоты полета через 30с. с разносом координатных и высотных коррекций на 15с.;
- измерения скорости при этом не используется, поскольку предполагается высокая точность определения скорости в NSS в автономном режиме;

 точная скоростная информация ИНС используется с частотой 16 Гц для сужения полосы пропускания следящих контуров БА GPS с целью борьбы с помехами.

Приемник GPS MAGR позволяет использовать как одночастотные, так и двухчастотные определения координат в зависимости от складывающейся электромагнитной обстановки и условий прохождения и приема спутниковых радиосигналов. При этом используются различные модели ионосферных задержек (State 5 и State 3).

Более высококачественные данные GPS (State 5), полученные на основе приема сигналов не менее, чем 4-х космических аппаратов (KA) со слежением по коду и несущей и демодуляцией данных, обрабатываются с помощью фильтра, весовые коэффициенты которого соответствуют обычной схеме Калмана. Более грубые; измерения (State 3) воспринимаются фильтром с дополнительными весовыми коэффициентами (не более 1/10) [90].

Размещению приемника на борту предшествовали тщательный анализ возможных вариантов антенны и выбор наилучшего, что позволило несколько улучшить наблюдение КА при сравнительно малых углах места.

Для обеспечения устойчивости работы фильтра Калмана при смене рабочего созвездия вводилось искусственное завышение уровня шумов системы (Q-Bumping).

Для использования GPS при решении задач целеуказания и применения оружия предусмотрен ряд приемов, позволяющих повысить стабильность и точность решения следующих задач:

- "замораживание" используемого созвездия НКА;
- искусственное отсеивание некоторых НКА;
- "стабилизация" ионосферных поправок на время использования GPS в системе целеуказания (GPS Aided Targeting System, GATS).

Принятые решения проверены в ходе лабораторных и летных (на летающей лаборатории и самолете В-2) испытаний, подтвердивших их эффективность.

В работе [100] приводятся результаты размещения и использования аппаратуры GPS на самолете ближней авиационной поддержки A-10, полученные в ходе испытаний, которые были проведены 39-й испытательной эскадрильей BBC США на авиабазе Эглин (Флорида) с августа 1997 по январь 1998 года.

Пятиканальный модуль GPS фирмы Collins GEM-111 встраивался в БИНС фирмы Honeywell H-764G на кольцевых лазерных гироскопах (КЛГ), образуя таким образом интегрированную спутниковую БИНС (СБИНС) в габаритах 18х18х25 см. Сигналы GPS принимались посредством антенны с фиксированной диаграммой направленности. Для комплексирования БИНС и приемника GPS использовался фильтр Калмана, оценивающий 28 переменных состояния и использующий треугольные матрицы. При этом реализованы три режима навигационных определений: чисто инерциальный, чисто спутниковый и режим комплексной обработки информации БИНС и GPS.

СБИНС заменила ранее размещенную на самолете инерциальную систему типа LN-39. Заменен также пульт управления и индикации (ПУИ). Кроме того, дополнительно был размещен блок связи и данных, обеспечивающий системы самолета исходными данными. Это оборудование взаимодействует с другими приборами, системами оружия и индикации (индикатор на лобовом стекле, ИЛС).

Испытывались три режима выставки БИНС: "на земле" посредством гирокомпасиро-вания и запомненного курса, а также "в полете" при использовании GPS. Соответствующие требования и результаты испытаний приведены в табл. 3

Выставка в воздухе предполагается на участке равномерного горизонтального полета, в ходе которого, в частности, оцениваются погрешности ориентации и определения ветра.

Если в ходе полета не удается выдержать такие ограничения, то при последующем автономном счислении погрешности БИНС могут превзойти заданные.

Таблица 3.

Режим выставки	Требуемое	Результаты	KBO*,	КВО, результаты
	время, мин	испытаний,	требуемая,	испытаний, км/ч
		МИН	км/ч	
Гирокомпасирование	4	<4	1,48	0,93
Запомненный курс	1	0,5	4,63	0,93
В полете	12	<6	1,48	0,93

#### Характеристики режимов выставки БИНС

\* КВО — круговая вероятная ошибка, вычисляемая в предположении о двумерном нормальном распределении ошибок по долготе и широте.

В работе [88] приведены результаты испытаний по программе DARPA MO США на самолете BMC США F/A-18 спутниково-инерциального блока (СИБ) GGP (GPS Guidance Package), имеющих целью проверить возможности такой интегрированной системы в реальных условиях полета ударного самолета тактического назначения. Испытания проведены в период с 26.11 по 20.12.1996 г. на базе Военно-морского испытательного центра Patuxent Rivers, Md.

СИБ включал миниатюрный инерциальный измерительный блок (МИИБ) на интерферометрических волоконно-оптических гироскопах (ВОГ), миниатюрный 10-канальный приемник (MGR) GPS, работающий с Р-кодом, цифровой процессор и средства связи с другими системами самолета. СИБ использует сильносвязанную схему комплексирования выходной информации МИИБ и MGR с фильтром Калмана, оценивающим 26 переменных состояния. При этом предусматривается ввод инерциальных данных в приемник GPS для улучшения входа в режим слежения и характеристик самого режима слежения (рис. 1.14).



Рис. 1.14. Упрощенная схема спутниково-инерциального блока

В качестве эталонного средства контроля точности использовалось работающее по фазе несущей оборудование GPS Z-12 дифференциальной системы фирмы Ashtech, точность которой была лучше 0,4 м. Летные испытания ставили целью оценку:

- возможностей сильносвязанной схемы комплексирования СИБ,
- времени восстановления приема сигналов GPS после перерывов в работе, обусловленных помехами или маневрированием самолета,
- скорости нарастания погрешностей МИИБ после потери сигналов,
- характеристик чисто инерциального режима МИИБ.

Получены соответствующие численные оценки для различных режимов полета, включая маневры при применении оружия с разворотами (перегрузки до 7,5 g) и быстрыми изменениями высоты и воздушной скорости, фигуры типа "бочка", "иммельман" и др.

На самолете использовалась антенна, расположенная в верхней части фюзеляжа.

Испытания показали, что точность интегрированной СИБ характеризуется сферической вероятной ошибкой (SEP) определения места (3 координаты) 4,33 м, что почти в 4 раза лучше номинальной, и среднеквадратической ошибкой определения скорости 0,1 м/с. Траектории

полета представляли собой "ромб", "восьмерку", специальный маневр для атаки и др. Показано, что восстановление работоспособности приемника GPS после перерывов осуществляется за время не более 4 с. Нарастание погрешности инерциального счисления при срыве слежения за сигналами GPS идет со скоростью 23 м за 4 мин. При этом радиальные ошибки чисто инерциального режима находились в пределах от 1,26 до 5,98 км/ч, что в среднем составляет 3,44 км/ч. Полученные результаты предполагается использовать на последующих этапах работы.

В [88] описана основанная на трехосном лазерном гироскопе интегрированная СБИНС (EGI) Totem 3000 фирмы Sextant Avionique, испытания которой проведены на самолете Мираж 2000. Гироблок размером 22 0,001°/ч. соответствует уровню точности Использована СМ сильносвязанная (с фильтром на 23 состояния) схема комплексирования ИНС и приемника GPS, работающего по С/А-коду (в дальнейшем возможна также работа по ГЛОНАСС и по Р-коду GPS). При этом реализуются те же режимы выставки, что и в СБИНС для самолета A-10. Totem 3000 предполагается использовать на самолетах "Мираж F-1" для Испании, "Ирида" -для Польши, С-130 и "Пилатус" - для ЮАР, "Альфа-Джет" - для Бельгии.

Продолжаются интенсивные работы по обеспечению также использования GPS и на других ЛА. Так, фирма Honeywell разработала интегрированную СБИНС (Embedded GPS-aided INS, EGI) на основе КЛГ для танкеров и военно-транспортных самолетов С-130, С-141. В аналогичную СБИНС (EGI) на основе упомянутой ранее БИНС Н-764 внедряется также фирмы British Aerospace. Система EGI размещается аппаратура Тегргот также на вертолетах Армии США OH-58D. В [88] сообщается о разработке спутниково-инерциальной системы для гражданских самолетов А-300, А-310, A-319, A-320, A-321, A-330, A-340, B-737, B-747-400, B-757, B-767, B-777, Ту-204 и др. на основе 12-канального приемника GPS со средним временем безотказной работы 5500 часов и способностью работать с системами ГЛОНАСС, WAAS, DGPS и др.

В [83] описана миниатюрная спутниково-инерциальная система Р-MIGITS<sup>™</sup> II XMiniature Integrated GPS/INS Tactical System) объемом около 1 л, весом 1,4 кг и энергопотреблением 18 Вт, имеющая в своей основе твердотельный цифровой кварцевый инерциаль-ныи измерительный блок фирмы Boeing и 5-канальный приемник Miniature PLGR (AN/PSN-II), фирмы P(Y)Rockwell-Collins, работающий C/A GPS по И кодам С криптографическими ключами для режимов селективного доступа И "антиспуфинг". Эта система может использоваться В приложениях, требующих высокой точности, а также небольших габаритов, весов и стоимости. Предусмотрены режимы наземной и воздушной выставки, определения навигационных параметров в корректируемом и автономном режимах. Комплексная обработка информации осуществляется с помощью фильтра Калмана 28 порядка. Коррекция инерциальных данных проводится с использованием позиционных и, при необходимости, скоростных измерений СРНС с частотой в пределах от 1 до 10 Гц. Используются слабо- и сильно-(опция) связанные схемы комплексирования.

В работе [100] описана комплексная спутниково-инерциальная система управления ракеты "воздух-поверхность", запускаемой с самолета F/A-18, которая включает компьютер на базе R4700, ранее разработанный встраиваемый модуль приемника GPS фирмы Collins (GEM III), кольцевые лазерные гироскопы Honeywell GG1320 и акселерометры Allied Signal QA2000 ISO, а также систему воздушных сигналов NDI Honeywell Air Data System. Использована сильносвязанная схема комплексирования. Для спутникового блока предусмотрено две антенны: всенаправленная и с формированием "нулей" в направлениях на источники помех. Разработка сопровождается проведением успешных испытаний системы.

Разработаны пути комплексирования АП СРНС и других систем с использованием федеративных фильтров, которое осуществляется посредством оптимального и субоптимального объединения выходной информации локальных подкомплексов, каждый из которых использует по

отдельности объединенную навигационно-связную систему типа JTIDS, аппаратуру СРНС, корреляционно-экстремальную систему, работающую по физическим полям земли и другие измерители с помощью своих локальных алгоритмов КОИ [3].

#### 1.6 Выводы

- 1. B данной главе были представлены источники измерений местоположения. Были рассмотрены физические принципы работы, положенные в основу их функционирования. Был сделан вывод, что задача обеспечения надежного оценивания может быть решена только С использованием источников С разнородными физическими принципами наблюдений.
- Детальная реализация известных схем комплексирования навигационных параметров в условиях динамического позиционирования или движения с малыми скоростями недостаточно освещена в литературе, что позволяет нам говорить об актуальности задачи комплексного оценивания разнородных наблюдений.
- 3. Качество комплексного оценивания зависит от математического описания моделей источников наблюдений, а также от точности приближения математической модели движения к реальному подвижному объекту. Вопросам синтеза этих математических моделей посвящена глава 2.
- 4. Показано, что синтез алгоритмов комплексирования вписывается в рамки теории фильтрации Калмана и нелинейной фильтрации. При решении задачи необходимо исследовать нелинейные свойства математической модели и схем комплексирования. Требуется также провести сравнительный анализ эффективности линейных и нелинейных схем.
- Представленные результаты исследования показывают необходимость создания программных систем моделирования и комплексирования разнородных наблюдений.

### ГЛАВА 2. АЛГОРИТМЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ РАЗНОРОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ

#### 2.1.Постановка задачи

В настоящее время известно много общих методов решения задач комплексирования в различных приближениях [29, 63, 70, 74, 86]. Однако задачи комплексной обработки информации, полученной с помощью ГАС, СРНС и ИНС в подобных системах в известной литературе не нашли полного решения, пригодного для применения в системах управления движением объекта в режиме динамического позиционирования или движением с малыми скоростями. В связи с этим возникает задача синтеза и анализа квазиоптимальных процедур нелинейного оценивания пригодных ЛЛЯ применения в корабельном навигационном комплексе, обеспечивающем работу системы управления движением с малыми или нулевыми скоростями. При особенностями ЭТОМ основными такого движения является существенное влияние течения и ветроволновых возмущений, парируемое средствами активного (подруливающие специальными управления устройства (ПУ), выдвижные поворотные колонки (ВПК) и др.).

В рамках этой главы требуется рассмотреть математические модели навигационных измерителей. Описать математическую модель движения объекта, привести описание в дискретном времени и представить возможности для их линеаризации. Рассмотрен анализ и синтез алгоритмов для обработки навигационной информации. Проанализировать нелинейные алгоритмы фильтрации в непрерывном и дискретном времени. Произвести синтез линейных алгоритмов для уменьшения вычислительной сложности при моделировании.

Для решения поставленной задачи в п. 2.2 рассмотрены модели движения корабля в режиме динамического позиционирования. В п. 2.4 рассматривается и анализируется линеаризация уравнений движения корабля

в различных режимах движения. В п. 2.5.1 и п. 2.5.2 представлены алгоритмы нелинейной фильтрации координат для непрерывного и дискретного времени соответственно. Методика линеаризации нелинейных моделей, использованная при моделировании, описана в пункте 2.6.

# 2.2. Математические модели наблюдений состояния объекта позиционирования

Для определения местоположения корабля в режиме динамического позиционирования применяются такие системы как СРНС (GPS и (или) ГЛОНАСС), ГАС, и ИНС [31]. Рассмотрим модель наблюдений координат и погрешностей местоопределения для каждой из этих навигационных систем.

#### 2.2.1. Спутниковая радионавигационная система (СРНС)

С приемоиндикатора спутниковой навигационной системы CH-3101 поступает навигационная информация после соответствующей обработки радиосигналов глобальных навигационных систем CHC ГЛОНАС и GPS NAVSTAR [16,26,34,83,94].

С приемоиндикатора поступает следующая навигационная информация:

- географические координаты текущего местоположения объекта (с точностью 20 метров);
- текущее астрономическое время (с точностью 1 мкс);
- вектор абсолютной скорости перемещения объекта (с точностью 0,2 м/с<sup>2</sup>).

С периодом 1 секунда на выходе приемоиндикатора СНС формируется вектор измеренных параметров объекта: географические координаты и вектор абсолютной скорости перемещения. Последовательность этих данных образует определенную траекторию в пространстве параметров. На основе учета известных априорных сведений можно построить математические модели описания таких траекторий.

Модель наблюдений пространственных географических координат от СРНС можно представить в виде [29,35,41]:

$$\begin{cases} z_{\lambda i} = \lambda_i + \varepsilon_{\lambda i} \\ z_{\gamma i} = \gamma_i + \varepsilon_{\gamma i} \end{cases},$$
(2.1)

где  $\lambda_i$  – географическая долгота;  $\gamma_i$  – географическая широта;  $\varepsilon_{\lambda i}$  и  $\varepsilon_{\gamma i}$  – шумы наблюдений, соответственно, по долготе и широте с дисперсией  $\sigma_{\lambda i}^2$  и  $\sigma_{\gamma i}^2$ .

Кроме географических координат приемоиндикатор СРНС вырабатывает вектор абсолютной скорости перемещения. В этом случае модель наблюдений запишется в виде:

$$\overline{z}_i = \overline{x}_i + \overline{v}_i, \qquad (2.2)$$

где  $\bar{z}_i = (z_{\upsilon i}, z_{ki})^T$ ,  $\bar{x}_i = (v_i, k_i)^T$ ,  $\bar{v}_i = (\varepsilon_{\upsilon i}, \varepsilon_{ki})^T$ ;  $v_i, k_i$  – скорость и направление перемещения объекта [27,80]. Модель изменения параметров  $v_i, k_i$  можно представить как

$$\begin{cases} v_i = \rho_v \cdot v_{i-1} + \varepsilon_{vi} \\ k_i = \rho_k \cdot k_{i-1} + \varepsilon_{ki} \end{cases}$$
(2.3)

где  $\rho_v$ ,  $\rho_k$  – коэффициенты корреляции. С учетом производных по времени параметров  $v_i$ ,  $k_i$  можно записать более гибкую и сложную модель [25,63]:

$$\begin{cases} v_{i} = v_{i-1} + a_{i-1} \cdot \Delta t, \\ a_{i} = \rho_{a} \cdot a_{i-1} + \varepsilon_{ai}, \\ k_{i} = k_{i-1} + \omega_{i-1} \cdot \Delta t, \\ \omega_{i} = \rho_{\omega} \cdot \omega_{i-1} + \varepsilon_{\omega i}, \end{cases}$$

$$(2.4)$$

где  $a_i, \omega_i$  – скорости изменения параметров  $v_i, k_i; \rho_a, \rho_{\omega}$ - коэффициенты корреляции.



Рис. 2.1. Оценка параметров с помощью СРНС

Рассмотрим работу системы в режиме динамического позиционирования. С приемоиндикатора СРНС в режиме PORZD получаем географические координаты корабля

$$x_{u1}(t) = x_1(t) + \varepsilon_{x1}(t),$$
  

$$y_{u1}(t) = y_1(t) + \varepsilon_{y1}(t),$$
(2.5)

где  $\varepsilon_{x1}(t)$  и  $\varepsilon_{y1}(t)$  - независимые случайные величины (погрешности измерений) с нулевыми средними и среднеквадратическими значениями  $\sigma_{\varepsilon} \approx 10 \, m$ .

Определение параметров местоположения объекта в связанной с ним системе координат получается поворотом на угол  $\varphi$ :

$$\begin{aligned} x_u &= x_1 \cos \varphi - y_1 \sin \varphi, \\ y_u &= x_1 \sin \varphi + y_1 \cos \varphi, \end{aligned} \tag{2.6}$$

где  $x_u(t)$ ,  $y_u(t)$  - измеренные мгновенные (точечные) значения координат в связанной системе.

Нетрудно убедиться, что математические ожидания ошибок (2.5) равны нулю, а дисперсии одинаковы [1,40]:

$$\sigma_{\varepsilon}^{2} = H\left\{\varepsilon_{x}^{2}\right\} = \sigma_{\varepsilon}^{2}\cos^{2}\varphi + \sigma_{\varepsilon}^{2}\sin\varphi = \sigma_{\varepsilon}^{2}.$$

Кроме того, при одинаковых дисперсиях ошибки становятся некоррелироваными, а, в предположении их гауссовости, - и независимыми.

#### 2.2.2. Гидроакустическая станция (ГАС)

В основе получения информации при использовании гидроакустической станции лежит пеленгация точечных или протяженных объектов [3,31,61]. В результате появляется информация в виде дистанции до некоторой яркой точки (ЯТ) и пеленга (направления) до нее. Перечисленные системы получения информации имеют различную погрешность измерения и ограниченную область применения, так как не всегда имеются в наличии необходимые для пеленга ЯТ.

Информация о географических координатах и других параметрах объектов хранится в памяти компьютера [14]. После пеленгации очередной ЯТ производится поправка данных о дистанции и пеленге, и затем рассчитываются элементы линий положения для пеленгов и дистанций.



Рис. 2.2. Оценка координат с помощью ГАС

Для определения координат в связанной системе (x,y) относительно точки позиционирования с координатами (0,0) производятся измерения дистанции Д(t) и пеленга П(t) до ЯТ и сравнение измеренных данных с дистанцией Д<sub>0</sub> и пеленгом П<sub>0</sub> ЯТ относительно точки позиционирования. Будем считать, что курс объекта  $\varphi(t)$  не меняется, то есть  $\varphi(t) = \varphi_0$ . Если это не так, то следует ввести дополнительную поправку  $\Delta \varphi = \varphi(t) - \varphi_0$  к пеленгу П(t) при нахождении местоположения (x,t) объекта относительно точки позиционирования.

Анализ рис. 2.2 показывает, что при  $\varphi(t) = \varphi_0$  (или после введения поправки) новая система координат получается переносом исходной системы на величину (x,y). При этом отличия координат ЯТ в исходной и преобразованной системах определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} x_u(t) &= \mathcal{A}_u(t) \cos \Pi_u(t) - \mathcal{A}_0 \cos \Pi_0, \\ y_u(t) &= \mathcal{A}_u(t) \sin \Pi_u(t) - \mathcal{A}_0 \sin \Pi_0, \end{aligned}$$
(2.7)

где  $\Pi_{u}(t)$ ,  $\Pi_{u}(t)$  измеренные дистанции и пеленга:

$$\begin{aligned} \mathcal{A}_{u}(t) &= \mathcal{A}(t) + \varepsilon_{\mathcal{A}}(t), \\ \Pi_{u}(t) &= \Pi(t) + \varepsilon_{\Pi}(t); \end{aligned} \tag{2.8}$$

где  $\varepsilon_{\mathcal{A}}(t)$  - ошибка измерения дистанции, которую можно представить случайной величиной нормальной c нулевым средним И  $\sigma_{_{\mathcal{I}}} \cong 0,01\mathcal{I}_0$ среднеквадратическим (например значением ДЛЯ  $\mathcal{A}_0 = 10^3 M$ ,  $\sigma_{\mathcal{A}} = 10 M$ );  $\varepsilon_{\Pi}(t)$  - случайная ошибка пеленгования, которую также можно считать нормальной случайной величиной с нулевым средним и  $\sigma_{\pi} \approx 0.5^{\circ} \approx 0.01 pad$ .

Заметим, что справедливы и обратные по отношению к (2.7) соотношения:

$$\begin{aligned} \mathcal{A}_{u}(t) &= \sqrt{(x_{u}(t) + \mathcal{A}_{0} \cos \Pi_{0})^{2} + (y_{u}(t) + \mathcal{A}_{0} \sin \Pi_{0})^{2}}, \\ \mathcal{A}_{u}(t) &= \arctan\left((y_{u}(t)\mathcal{A}_{0} + \sin \Pi_{0})/(x_{u}(t) + \mathcal{A}_{0} \cos \Pi_{0})\right). \end{aligned}$$
(2.9)

Определим характеристики косвенных измерений (2.7), с учетом погрешностей  $\varepsilon_{II}(t)$  и  $\varepsilon_{II}(t)$  прямых измерений (2.8). После подстановки (2.8) в (2.7) получим:

$$x_{u}(t) = x(t)\cos\varepsilon_{\Pi}(t) + \varepsilon_{x}(t),$$
  

$$y_{u}(t) = y(t)\cos\varepsilon_{\Pi}(t) + \varepsilon_{y}(t),$$
(2.10)

где  $x(t) = \mathcal{A}(t) \cos \Pi(t) - \mathcal{A}_0 \cos \Pi_0;$   $y(t) = \mathcal{A}(t) \sin \Pi(t) - \mathcal{A}_0 \sin \Pi_0;$   $\varepsilon_x(t)$  и  $\varepsilon_y(t)$  - погрешности косвенных измерений, которые определяются по следующим формулам:

$$\varepsilon_{x} = -\mathcal{A}\sin\Pi\sin\varepsilon_{\Pi} + \varepsilon_{\mathcal{A}}\cos\Pi\cos\varepsilon_{\Pi} - \varepsilon_{\mathcal{A}}\sin\Pi\sin\varepsilon_{\Pi} - (1 - \cos\varepsilon_{\Pi})\mathcal{A}_{0}\cos\Pi_{0};$$
  

$$\varepsilon_{y} = \mathcal{A}\sin\varepsilon_{\Pi}\cos\Pi + \varepsilon_{\mathcal{A}}\sin\Pi\cos\varepsilon_{\Pi} + \varepsilon_{\mathcal{A}}\sin\varepsilon_{\Pi}\cos\Pi - (1 - \cos\varepsilon_{\Pi})\mathcal{A}_{0}\sin\Pi_{0}.$$
(2.11)

Нетрудно убедиться, что математические ожидания погрешностей (2.11) равны нулю, но они имеют негауссовские распределения вероятностей, что существенным образом затрудняет синтез и анализ алгоритмов оптимального оценивания параметров местоположения на основе последовательности наблюдений (2.8).

Рассмотрим приближенную модель наблюдений для случая малых ошибок пеленгации  $\varepsilon_{\pi}$ . При этом можно полагать  $\sin \varepsilon_{\pi} \approx \varepsilon_{\pi}$ , а  $\cos \varepsilon_{\pi} \approx 1$ . Соотношения (2.10) и (2.11) значительно упрощаются и преобразуются к виду

$$\begin{aligned} x_u(t) &= x(t) + \varepsilon_x(t), \\ y_u(t) &= y(t) + \varepsilon_y(t), \end{aligned} \tag{2.12}$$

где

$$\varepsilon_{x}(t) = (-\mathcal{I}\sin\Pi)\varepsilon_{\Pi} + (\cos\Pi)\varepsilon_{\mathcal{I}} - \varepsilon_{\mathcal{I}}\varepsilon_{\Pi}\sin\Pi;$$
  

$$\varepsilon_{y}(t) = (\mathcal{I}\cos\Pi)\varepsilon_{\Pi} + (\sin\Pi)\varepsilon_{\Pi} + \varepsilon_{\Pi}\varepsilon_{\Pi}\cos\Pi.$$
(2.13)

Нетрудно показать, что погрешности (2.13) имеют неравные средние и нормальные распределения. Дисперсии ошибок различны и вычисляются по формуле:

$$\sigma_x^2 = H\left\{\varepsilon_x^2\right\} = \mathcal{I}^2 \sin^2 \Pi \sigma_{\Pi}^2 + \cos^2 \Pi \sigma_{\mathcal{I}}^2 + \sin^2 \Pi \sigma_{\mathcal{I}}^2 \sigma_{\Pi}^2,$$
  

$$\sigma_y^2 = H\left\{\varepsilon_x^2\right\} = \mathcal{I}^2 \cos^2 \Pi \sigma_{\Pi}^2 + \sin^2 \Pi \sigma_{\mathcal{I}}^2 + \cos^2 \Pi \sigma_{\mathcal{I}}^2 \sigma_{\Pi}^2.$$
(2.14)

Ковариация ошибок

$$B_{xy} = H\left\{\varepsilon_{x}\varepsilon_{y}\right\} = -\mathcal{I}^{2}\cos\Pi\sin\Pi\sigma_{\Pi}^{2} + \cos\Pi\sin\Pi\sigma_{\mathcal{I}}^{2} - \sigma_{\Pi}^{2}\sigma_{\mathcal{I}}^{2}\cos\Pi\sin\Pi. \quad (2.15)$$

Как следует из полученных соотношений, ошибки некоррелированы, если П=0 или  $\Pi = \frac{\pi}{2}$ . Наименьшее значение  $Bxy = -0.5(\Pi^2 \sigma_{\Pi}^2 + \sigma_{\Pi}^2 \sigma_{\Pi}^2 - \sigma_{\Pi}^2)$ принимает при промежуточных значениях пеленга, например  $\Pi = \frac{\pi}{4}$ , но и в этом при характерных для пеленгации среднеквадратических значениях ошибок ковариация оказывается весьма малой.

#### 2.2.3. Инерциальная навигационная система (ИНС)

При построении математической модели функционирования ИНС следует учитывать, что динамический процесс, характеризующий движение объекта, описывается следующим дифференциальным уравнением [10, 15]:

$$\frac{dX}{dt} = F(X,U) \tag{2.16}$$

где *X*, *U* – векторы переменных процесса и входного воздействия; *F* – известная дифференцируемая функция.

Инерциальная система строится таким образом, чтобы моделировать динамический процесс (2.16) на самом движущемся объекте. Уравнения такой системы можно записать в виде:

$$\frac{dX'}{dt} = F(X', U'), x'(0) = x'(t_0)$$
(2.17)

где штрихом обозначены значения переменных процесса и входных воздействий, реализуемые системой. Разности

$$X' - X = x, U' - U = u$$
(2.18)

представляют собой ошибки определения переменных *X* и *U* инерциальной системой.

В предположении малости х и и уравнения ошибок системы имеют вид

$$\frac{dx}{dt} = Gx + q \tag{2.19}$$

где 
$$G = \frac{\partial F}{\partial X}; q = \frac{\partial F}{\partial U} = Bu$$

Для описания динамики процесса (2.16) воспользуемся выражением для ускорения объекта, движущегося под воздействием сил тяготения (g) и негравитационных сил (W) [23]:

$$\frac{d^2R}{\partial t^2} = W + g \tag{2.20}$$

Для построения модели ИНС принимаем  $g = -\mu \frac{R}{R_M^3}$ , где R геоцентрический радиус –вектор объекта,  $R_M$  – модуль вектора R,  $\mu$ произведение гравитационной постоянной на массу Земли. В том случае, когда определяется движение объекта во вращающейся системе координат, можно записать абсолютное ускорение в виде суммы:

$$\frac{d^2 R}{dt^2} = R_r^{\mathcal{R}} + \mathscr{A} \times R + 2\omega \times R_r^{\mathcal{R}} + \omega \times (\omega \times R) + \mu \frac{R}{R_M^3}$$
(2.21)

Выражение (2.21)отображает структуры выходного сигнала пространственного акселерометра ИНС и может быть использовано для описания движения объекта в конкретных системах координат. При навигации в ортодромической системе координат положение объекта М Земли относительно можно характеризовать тремя координатами: ортодромической широтой Ф, ортодромической долготой Л и величиной геоцентрического радиус вектора *R* [26, 81].

В процессе движения в ортодромической системе координат управление ориентацией трехгранника измерительных осей акселерометров осуществляется согласно выражению

$$R_{\xi} = R_{\eta} = R_{r\xi} = R_{r\eta} = 0, R_{\zeta} = R, R_{r\zeta} = V_{\zeta}$$
(2.22)

С учетом значений (2.22) выражение (2.21) в проекциях на оси  $M\xi\eta\varsigma$  примет вид

$$W_{\xi} = R(a_{\eta}^{k} + \omega_{\xi}W\varsigma + 2\frac{V_{\varsigma}}{R}\omega_{\eta});$$

$$W_{\eta} = R(-\omega_{\xi}^{2} + \omega_{\eta}W_{\zeta} - 2\frac{V_{\zeta}}{R}\omega_{\xi}); \qquad (2.23)$$
$$W_{\zeta} = R (\omega_{\xi}^{2} + \omega_{\eta}) + \frac{\mu}{R^{2}}.$$

Из выражения 2.23 получаем дифференциальные уравнения для составляющих угловой и линейной скорости в трехканальной ИНС с принятой ориентацией осей акселерометров:

$$\frac{d\omega_{\xi}}{dt} = -\frac{W_{\eta}}{R} + \partial_{\eta} \partial_{\xi} - 2\frac{V_{\zeta}}{R}\omega_{\xi};$$

$$\frac{d\omega_{\eta}}{dt} = -\frac{W_{\xi}}{R} + \partial_{\xi} \partial_{\xi} - 2\frac{V_{\zeta}}{R}\omega_{\eta};$$

$$\frac{dV_{\zeta}}{dt} = W_{\zeta} + R(\omega_{\xi}^{2} + \omega_{\eta}^{2}) - \frac{\mu}{R^{2}}.$$
(2.24)

Дифференциальные уравнения для координат объекта в ортодромической системе, полученные на основании данных о скорости (2.24), имеют вид

$$\frac{d\Lambda}{dt} = (\omega_{\eta} - \omega_{3\eta}) \sec \Phi,$$

$$\frac{d\Phi}{dt} = -(\omega_{\eta} - \omega_{3\eta}), \qquad (2.25)$$

$$\frac{dR}{dt} = V,$$

$$= \omega_{3} \sin \theta, \omega_{b} = \omega_{3} \cos \theta, \omega_{3\xi} = \omega_{a} \cos \Phi - \omega_{a} \sin \Lambda \sin \Phi,$$

$$\omega = \omega_{a} \sin \Lambda \cos \Phi + (\omega_{b} + \frac{d\Lambda}{dt}) \sin \Phi,$$

$$V_{\xi} = \omega_{\eta} R, V_{\eta} = -\omega_{\xi} R.$$

 $\mathcal{O}_a$ 

Исследование точностных и динамических характеристик ИНС выполняется путем анализа уравнений ошибок системы. Уравнения ошибок получаем путем дифференцирования членов в правой части уравнений идеальной работы (2.24), (2.25) по переменным процесса.

Для гироплатформы ИНС при малом рассогласовании приборного и истинного трехгранников *Μξης* можно записать

$$\frac{d\Delta\alpha}{dt} = \Delta\omega_{\xi} - \omega_{\eta}\Delta\psi + \omega_{\zeta}\Delta\beta + f_{\alpha},$$

$$\frac{d\Delta\beta}{dt} = \Delta\omega_{\eta} - \omega_{\zeta}\Delta\alpha + \omega_{\xi}\Delta\psi + f_{\beta},$$

$$\frac{d\Delta\psi}{dt} = \Delta\omega_{\zeta} - \omega_{\xi}\Delta\beta + \omega_{\eta}\Delta\alpha + f_{\psi},$$
(2.26)

где  $\Delta \alpha, \Delta \beta, \Delta \psi$  - углы отклонения осей приборного трехгранника  $M\xi' \eta' \varsigma'$  от направления осей Μξης в плоскостях меридиана, первого вертикала и горизонта. геоцентрического В правых частях уравнений ошибок присутствуют члены возмущающих воздействий  $f_I$ . Они отображают совокупность внутренних (методических и инструментальных) и внешних возмущающих воздействий, которые следует учитывать в конкретных условиях использования модели ошибок ИНС. Наиболее существенные из них  $f_{\alpha}, f_{\beta}, f_{\psi}$  включают дрейфы гироскопов, а  $f_{\omega\xi}, f_{\omega\eta}$  зависят от ошибок акселерометров И аномалий гравитационного поля Земли. При необходимости инструментальные погрешности вводят в состав компонент вектора состояния.

Модель ошибок ИНС с учетом инструментальных погрешностей можно записать в виде системы дифференциальных уравнений:

$$\frac{dx}{dt} = Ax + T_1 \chi + B_1 \xi_1,$$
  
$$\frac{d\chi}{dt} = T_2 x + B_2 \zeta_2,$$
 (2.27)

где T, B – известные матрицы,  $\chi$  - векторы инструментальных погрешностей,  $\varsigma$  -векторы белых шумов с единичными ковариационными матрицами.

После объединения и упорядочения приведенных выражений (2.26) получим систему уравнений ошибок ИНС в векторно-матричном представлении.

Будем предполагать, что ГАГК позволяет измерить скорости в географической системе координат

$$V_{Nu}(t) = V_N(t) + \varepsilon_{vN}(t),$$
  

$$V_{Eu}(t) = V_E(t) + \varepsilon_{vE}(t),$$
(2.28)

где  $\varepsilon_{vN}(t)$  и  $\varepsilon_{vE}(t)$  - нормальные случайные величины с нулевым средним и дисперсиями  $\sigma_N^2$  и  $\sigma_E^2$ . Тогда модель наблюдений можно представить в виде

$$a_{Nu}(t) = a_N(t) + \varepsilon_{aN}(t),$$
  

$$a_{E_U}(t) = a_E(t) + \varepsilon_{aE}(t),$$
(2.29)

где  $\varepsilon_{aN}$  и  $\varepsilon_{aE}$  - случайные погрешности измерения ускорений в направлении на север ( $a_N(t)$ ) и восток  $a_E(t)$ .

Найдем проекции  $V_{xu}(t)$ ,  $V_{yu}(t)$  скоростей на связанные координаты объекта позиционирования. При курсовом угле  $\varphi$ , так же, как и для СРНС, имеем:

$$V_{xu}(t) = V_{Nu}(t)\cos\varphi - V_{Eu}(t)\sin\varphi,$$
  

$$V_{yu}(t) = V_{Nu}(t)\sin\varphi - V_{Eu}(t)\cos\varphi.$$
(2.30)

Каждое из косвенных измерений (2.30) можно представить в виде суммы точного значения скорости и ошибки. Дисперсия ошибок измерения составляющих скорости (2.30) будет совпадать с  $\sigma_N^2 = \sigma_E^2$ . Для нахождения «точности» оценок отклонений х и у положения объекта в связанных координатах необходимо проинтегрировать составляющие проекций скорости:

$$x_{u}(t) = \int_{0}^{t} V_{xu}(t)dt = x(t) + \varepsilon_{x}(t),$$
  

$$y_{u}(t) = \int_{0}^{t} V_{yu}(t)dt = y(t) + \varepsilon_{y}(t),$$
(2.31)

где  $\varepsilon_x(t) = \int_0^t \varepsilon_{vx}(t) dt$ ,  $\varepsilon_y(t) = \int_0^t \varepsilon_{vy}(t) dt$ , - ненормированные нормальные случайные величины с нулевым средним и линейно увеличивающимися дисперсиями:

$$\sigma_x^2(t) = M\left\{\varepsilon_x^2(t)\right\} = N_x t, \ \sigma_y^2(t) = N_y t$$

где  $N_x$  и  $N_y$  - параметры, определяемые для дискретного времени следующим образом.

В дискретном времени имеем:

$$x_{u}(t_{k}) = \sum_{i=0}^{k} \hat{V}_{xu}(t_{i}) = x(t_{k}) + \sum_{i=1}^{k} \varepsilon_{Vxi},$$
  

$$y_{u}(t_{k}) = \sum_{i=0}^{k} \hat{V}_{yu}(t_{i}) = y(t_{k}) + \sum_{i=1}^{k} \varepsilon_{Vyi},$$
(2.32)

 $\mathbf{M} \ \boldsymbol{\sigma}_x^2 = k \boldsymbol{\sigma}_{\varepsilon v x}^2, \ \boldsymbol{\sigma}_y^2 = k \boldsymbol{\sigma}_{\varepsilon v y}^2.$ 

#### 2.3. Математическая модель движения объекта

Без ущерба общности рассмотрим математические модели движения объектов на примере модели движения корабля, включающие динамические уравнения движения центра масс в связанной системе координат и кинематические уравнения связи угловых и линейных скоростей с угловыми и пространственными координатами, полученные на основе законов сохранения количества и момента количества движения [4,23,45].

Пространственное движение объекта в общем случае описывается системой 12 обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений для производных линейных координат центра масс  $x_g, y_g, z_g$  в связанной системе координат, углов Эйлера  $\phi, \theta, \psi$  и составляющих линейной  $\omega, \omega_x, \omega_v$  скоростей.  $V_x, V_y, V_z$ Нелинейный И угловой характер дифференциальных уравнений динамики движения вызван присутствием в них нелинейных тригонометрических функций от углов Эйлера, а также произведений переменных состояния и нелинейных функциональных зависимостей гидродинамических сил и моментов при переменных параметрах движения. Вместе с тем при описании режимов стабилизации и динамического позиционирования, характеризующихся малыми отклонениями кинематических параметров, применять можно линеаризованные математические модели.

Используя разложение в ряд относительно состояния ОУ в балансировочном режиме, получаем линейную модель движения корабля в приращениях

$$\frac{d\overline{x}}{dt} = A\overline{x}(t) + B\overline{u}(t) + C\overline{f}(t), \qquad (2.33)$$

где матрицы A, B и C образуются дифференцированием соответствующих нелинейных функций в стационарной точке;  $\bar{x}$  – вектор состояния;  $\bar{f}(t)$  – внешние ветро-волновые возмущающие воздействия, описываемые с помощью теории случайных процессов;  $\bar{u}(t)$  – вектор управления.



Рис. 2.3. Силы и моменты при движении корабля

На рис. 2.3 показаны основные внешние силы и моменты, которые действуют на движущийся корабль в связанной (Ox, y) и неподвижной (Ox<sub>1</sub>, y<sub>1</sub>) системах координат [24]. При этом введены следующие обозначения:  $\varphi$  – курсовой угол;  $\omega$  – угловая скорость относительно центра масс, помещенного в начало координат; v<sub>a</sub> и  $\chi_a$  – средняя скорость и направление истинного ветра; v<sub>т</sub> и  $\gamma_{\rm T}$  – средняя скорость и направление течения; В и  $\gamma_{\rm B}$  – бальность и направление распространения волн; v<sub>ж</sub> и  $\beta$  – вектор скорости судна и угол дрейфа; v<sub>x</sub> = v<sub>ж</sub> cos $\beta$ , v<sub>y</sub> = v<sub>ж</sub> sin $\beta$  – проекции скорости судна на связанные с судном оси.

Мгновенные значения скоростей движения твердого тела подчиняются теоремам об изменении количества движения  $\overline{K}$  и момента количества движения  $\overline{L}$  [19, 29, 40]:

 $d\overline{K}/dt + \overline{\Omega} \times \overline{K} = \overline{R}, \quad d\overline{L}/dt + \overline{\Omega} \times \overline{L} + \overline{V} \times \overline{K} = \overline{M},$ где  $\overline{\Omega} = (\omega, \omega_x, \omega_y); \overline{R}(t)$  и  $\overline{M}(t)$  – главные вектор и момент внешних сил относительно начала координат. Суммарная кинетическая энергия движения

$$T = 0.5(\overline{V}^{T} \overline{\Omega}^{T})(D + \Lambda) \left(\frac{\overline{V}}{\Omega}\right),$$

где D – матрица инерции;  $\Lambda$  – матрица присоединенных масс и моментов инерции. Учитывая известные связи  $K_{x,y,z} = \partial T / \partial V_{x,y,z}$ ,  $L_{x,y,z} = \partial T / \partial \omega_{x,y,z}$  между кинетической энергией T и проекциями скоростей и векторов  $\overline{K}$ ,  $\overline{M}$ , после несложных преобразований можно получить общую форму уравнений движения корабля [23]:

$$(m + \mu_{11}) \frac{dv_{x}}{dt} = (m + \mu_{22})v_{y}\omega - (\mu_{22} - \mu_{11})v_{T}\omega \sin(\gamma_{T} + \phi)$$

$$+ X_{K} + X_{A} + X_{R} + T_{E} + X_{\Pi Y} + X_{B\Pi K} + f_{x},$$

$$(m + \mu_{22}) \frac{dv_{y}}{dt} = -mv_{x}\omega + \mu_{22}v_{T}\omega \cos(\gamma_{T} + \phi)$$

$$+ Y_{K} + Y_{A} + Y_{R} + Y_{\Pi Y} + Y_{B\Pi K} + f_{y},$$

$$(2.34)$$

$$(2.35)$$

$$(J_{z} + \mu_{66})\frac{d\omega}{dt} = M_{K} + M_{A} + M_{R} + M_{\Pi Y} + M_{B\Pi K} + f_{z}, \qquad (2.36)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \omega, \frac{dx_1}{dt} = v_x \cos\phi - v_y \sin\phi, \quad \frac{dy_1}{dt} = v_y \cos\phi + v_x \sin\phi, \quad (2.37)$$

где m – масса судна;  $J_z$  – момент инерции относительно оси Oz;  $\mu_{11}$  и  $\mu_{22}$  – присоединенные массы;  $\mu_{66}$  – присоединенный момент инерции;  $X_K, Y_K, M_K$  – гидродинамические силы и момент вязкостной природы, действующие на подводную часть корпуса корабля;  $X_A, Y_A, M_A$  – средние аэродинамические силы и момент;  $T_E, X_R, Y_R, M_R$  – гидродинамические силы и момент;  $T_E, X_R, Y_R, M_R$  – гидродинамические силы и момент, обусловленные работой гребных винтов и рулей;  $X_{\Pi y}, Y_{\Pi y}, M_{\Pi y}$  – гидродинамические характеристики, обусловленные работой носовых подруливающих устройств (ПУ);  $X_{B\Pi K}, Y_{B\Pi K}, M_{B\Pi K}$  –

гидродинамические силы и моменты, обусловленные работой выдвижных поворотных колонок (ВПК);  $f_x, f_y, f_z$  – случайные силы и момент, обусловленные волнением, средние значения которых  $F_x = M\{f_x\}$ ,  $F_y = M\{f_y\}, F_z = M\{f_z\}$  создают волновой дрейф.

Рассмотрим конкретизацию общей векторной модели движения судна (2.33) для трех основных режимов стабилизации курса и маневрирования с высокими скоростями, движения с малыми скоростями при использовании подруливающих устройств (ПУ) и динамического позиционирования с применением ПУ и ВПК.

#### 2.3.1. Модель движения с высокими скоростями

В этом режиме можно предполагать, что угловые скорости  $\omega$  малы и пренебречь нелинейными слагаемыми в формулах (2.35), (2.36). Учитывая, что ВПК и ПУ не используются, получим следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\frac{dx}{dt} = v_{x} \quad (m + \mu_{11}) \frac{dv_{x}}{dt} = X_{K} + X_{A} + X_{R} + T_{E} + f_{x},$$

$$\frac{dy}{dt} = v_{y} \quad (m + \mu_{22}) \frac{dv_{y}}{dt} = Y_{K} + Y_{A} + Y_{R} + f_{y},$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \omega \quad (J_{z} + \mu_{66}) \frac{d\omega}{dt} = M_{K} + M_{A} + M_{R} + f_{z}.$$
(2.38)

После введения вектора координат  $\overline{\mathbf{x}} = (\mathbf{x} \ \mathbf{v}_{\mathbf{x}} \ \mathbf{y} \ \mathbf{v}_{\mathbf{y}} \ \boldsymbol{\phi} \ \boldsymbol{\omega})^{\mathrm{T}}$  можно записать следующее векторно-матричное уравнение для модели движения корабля с высокими скоростями:

$$\frac{d\overline{x}}{dt} = A_1 \overline{x}(t) + B(t)(\overline{u}(t) + \overline{u}_C(t)) + \overline{\xi}(t), \qquad (2.39)$$
  
где 
$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \alpha_x & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_y & 0 \\ 0 & \alpha_y & 0 \\ 0 & 0 & \alpha_{\phi} \end{pmatrix}; \quad \overline{u} = \begin{pmatrix} T_E + X_R \\ Y_R \\ M_R \end{pmatrix} - \text{ вектор сил и момента,}$$

обусловленного работой рулей и гребных винтов;  $\overline{u}_{C} = \begin{pmatrix} X_{K} + X_{A} + F_{x} \\ Y_{K} + Y_{A} + F_{y} \\ M_{K} + M_{A} + F_{z} \end{pmatrix}$ -

вектор средних значений внешних сил и моментов; 
$$\overline{\xi}(t) = \begin{pmatrix} \xi_x(t) \\ \xi_y(t) \\ \xi_\phi(t) \end{pmatrix}$$
 –

случайный вектор с нулевым средним, отождествляет случайные компоненты сил, обусловленных волнением и ветром;  $\alpha_x(t) = 1/(m + \mu_{11})$ ,  $\alpha_y(t) = 1/(m + \mu_{22})$ ,  $\alpha_{\phi}(t) = 1/(J + \mu_{66})$ . Следует заметить, что в стационарном режиме при стабилизации судна на заданном курсе с постоянной скоростью записанные уравнения содержат постоянные матрицы B(t)=B и вектор внешних воздействий  $\overline{u}_C(t) \approx \overline{u}_C$ . В режиме маневрирования с высокими скоростями, например при изменении курсового угла  $\phi$  или скорости  $v_x$  элементы B(t) и  $\overline{u}_C(t)$  уже нельзя считать константами.

Таким образом, при движении с высокими скоростями будем в дельнейшем различать режим стабилизации на заданном курсе и режим маневрирования.

## 2.3.2 Модели движения с малыми скоростями и в режиме динамического позиционирования

В режиме движения с малыми скоростями (v<sub>ж</sub><6 узлов) используются только ПУ и ВРШ [41]. При этом для улучшения управляемости при движении в узкостях могут быть использованы различные значения тяги, развиваемые двумя гребными винтами.

С точки зрения моделирования этот режим является наиболее сложным, поскольку в уравнениях (2.34)–(2.37) необходимо осуществлять различную линеаризацию слагаемых при различных комбинациях скоростей и направлений течения и движения корабля.

В режиме динамического позиционирования критерий качества управления строится на минимизации отклонений  $x_1 - x_1^0$ ,  $y_1 - y_1^0$ ,  $\phi(t) - \phi^0$  положения корабля  $x_1$ ,  $y_1$ ,  $\phi$  в неподвижной системе координат от заданных координат  $x_1^0$ ,  $y_1^0$ ,  $\phi^0$  и отклонений скоростей  $v_x - v_{Tx}$ ,  $v_y - v_{Ty}$  и  $\omega$  от нуля.

Поэтому при малых (нулевых средних) значениях v<sub>x</sub>-v<sub>тx</sub>, v<sub>y</sub>-v<sub>тy</sub>,  $\omega$  нелинейными слагаемыми в формулах (2.34)-(2.37) можно пренебречь. Таким образом, система уравнений движения в режиме динамического позиционирования запишется в виде:

$$\frac{dx}{dt} = v_x, \quad (m + \mu_{11}) \frac{dv_x}{dt} = X_K + X_A + X_{\Pi Y} + X_{B\Pi K} + f_x, 
\frac{dy}{dt} = v_y, \quad (m + \mu_{22}) \frac{dv_y}{dt} = Y_K + Y_A + Y_{\Pi Y} + Y_{B\Pi K} + f_y, \quad (2.40) 
\frac{d\varphi}{dt} = \omega, \quad (J_z + \mu_{66}) \frac{d\omega}{dt} = M_K + M_A + M_{\Pi Y} + M_{B\Pi K} + f_z.$$

#### 2.3.3 Уравнения движения в дискретном времени

Для моделирования и расчетов необходимых параметров местоположения объекта необходимо представить все рассмотренные модели в дискретном времени. Учитывая инерционность объектов и малые интервалы  $t_i-t_{i-1}=\Delta t$  временной дискретизации, можно ограничиться линейным приближением производных в общей модели (2.33):

$$\frac{d\overline{x}}{dt} = \frac{\overline{x}(t_i) - \overline{x}(t_{i-1})}{\Delta t} = \frac{\overline{x}_i - \overline{x}_{i-1}}{\Delta t}$$

где  $\overline{x}_i = (x(t_i) v_x(t_i) y(t_i) v_y(t_i) \phi(t_i) \omega(t_i))^T$ . При этом уравнения движения запишутся в форме

$$\overline{\mathbf{x}}_{i} = \mathbf{A}_{i}\overline{\mathbf{x}}_{i-1} + \mathbf{B}_{i}(\overline{\mathbf{u}}_{i-1} + \overline{\mathbf{u}}_{C_{i-1}}) + \overline{\xi}_{i}, \qquad (2.41)$$

где  $A_i = E - A_1 \Delta t$ ; E – единичная матрица;  $B_i = B\Delta t$ ;  $\xi_i$  – приращение случайной составляющей силы, обусловленной ветром и волнением, за время  $\Delta t$ .

# 2.3.4. Линеаризация модели движения в режиме стабилизации курса

В этом режиме угловая скорость рыскания  $\omega$  очень мала (2<sup>0</sup>–3<sup>0</sup>/сек), угол дрейфа не превышает 10<sup>0</sup>–12<sup>0</sup> [73]. При этом динамика движения объекта с достаточной точностью может быть описана линейной моделью [97]:

$$m_1 \frac{dv_x}{dt} = X, \qquad m_2 \frac{dv_y}{dt} = Y, \qquad m_6 \frac{d\omega}{dt} = M, \qquad (2.42)$$
$$\frac{dx_1}{dt} = v_x, \qquad \frac{dy_1}{dt} = v_y, \qquad \frac{d\phi}{dt} = \omega.$$

В случаях, когда объект движется равномерно по прямой траектории без рыскания получаем следующую нелинейную модель:

$$m_{1} \frac{dv_{x}}{dt} = m_{2}v_{y}\omega + X,$$

$$m_{2} \frac{dv_{y}}{dt} = -mv_{x}\omega + Y, \qquad m_{6} \frac{d\omega}{dt} = M,$$

$$\frac{dx_{1}}{dt} = v_{x}\cos\varphi - v_{y}\sin\varphi,$$

$$\frac{dy_{1}}{dt} = v_{y}\cos\varphi + v_{x}\sin\varphi, \quad \frac{d\varphi}{dt} = \omega.$$
(2.43)

В режиме стабилизации курса (ω = 0) при этих же силах и моменте и таких же начальных условиях получим:

$$m_{1} \frac{d\vartheta_{x}}{dt} = 0, \quad m_{2} \frac{d\vartheta_{y}}{dt} = 0; \quad (2.44)$$
$$\frac{dx_{1}}{dt} = \vartheta_{x} \cos \varphi - \vartheta_{y} \sin \varphi,$$
$$\frac{dy_{1}}{dt} = \vartheta_{y} \cos \varphi + \vartheta_{x} \sin \varphi.$$

После интегрирования (2.44) найдем

$$x(t) = x_0 + (v_x \cdot \cos \varphi - v_y \sin \varphi)t,$$
  
$$y(t) = y_0 + (v_y \cos \varphi + v_x \sin \varphi)t,$$

где x<sub>0</sub>, y<sub>0</sub> – начальное положение объекта.

Для того чтобы оценить различия в траекториях линейной (2.42) и нелинейной (2.43) моделей, введем ошибку по x -  $\varepsilon_x = x(t) - x_{\Pi}(t)$ , ошибку по y -  $\varepsilon_y = y(t) - y_{\Pi}(t)$ , и суммарную ошибку  $\varepsilon(t) = \sqrt{\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2}$ . В приведенных обозначениях можно записать

$$\varepsilon_{x}(t) = [v_{x}(\cos\varphi - 1) - v_{y}\sin\varphi]t,$$
  

$$\varepsilon_{x}(t) = [v_{y}\cos(\varphi - 1) + v_{x}\sin\varphi]t,$$
  

$$\varepsilon(t) = t\sqrt{2(1 - \cos\varphi)(v_{x}^{2} + v_{y}^{2})} = vt\sqrt{2(1 - \cos\varphi)} = S\sqrt{2(1 - \cos\varphi)},$$

где  $v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$  – модуль скорости объекта; S – пройденное расстояние.

Анализ полученных выражений показывает, что при  $\varphi = 0$ ,  $\varepsilon(t) = \varepsilon_{\min} = 0$ и обе траектории совпадают. При  $\varphi = \pi$ , модели движутся в разные стороны и  $\varepsilon(t) = \varepsilon_{\max} = 2vt$ , т.е. ошибка растет пропорционально времени. При этом получается, что  $\varphi$  – это не угол курса, а угол сноса, который следует обозначать через  $\beta$  и определяется по формуле  $\beta = \arccos\left(1 - \frac{1}{2}\left(\frac{\varepsilon}{S}\right)^2\right)$ . Зависимости  $\beta$  от параметров  $\varepsilon$  и S приведены на рис. 2.4.



Рис. 2.4. Зависимость угла сноса β от параметра ε/S в режиме стабилизации курса

Анализ рис. 2.4 показывает, что при  $\frac{\varepsilon}{S} \le 0.5$  зависимости угла сноса  $\beta$  от параметра  $\varepsilon/S$  хорошо аппроксимируются линейной функцией  $\beta \approx \frac{\varepsilon}{S} = \frac{\varepsilon}{vt}$ . Следовательно, по заданной ошибке  $\varepsilon$  и расстоянию S, можно определить максимальный угол сноса  $\beta$ , при котором линейная модель будет давать результаты, близкие к нелинейной модели. Например, если задана допустимая ошибка  $\varepsilon = 20$ м и расстояние S = 100 м, то максимальный угол сноса, при котором можно пользоваться линейной моделью  $\beta = \arccos(0.48) \approx 11.5^{\circ}$ .

## 2.3.5. Линеаризация модели движения в режиме установившейся циркуляции

Любую траекторию движения можно представить как последовательное движение по дугам различного радиуса [41]. В связи с этим режим циркуляции представляет практический интерес.

Пусть объект, динамика которого описывается нелинейной моделью (2.43), движется по дуге окружности радиуса R, с постоянной угловой скоростью Ω. Параметрическое уравнение такой траектории имеет вид:

$$x(t) = R \sin \Omega t,$$
  

$$y(t) = -R \cos \Omega t,$$
  

$$\varphi = \Omega t.$$

Как известно, при движении по окружности вектор скорости направлен по касательной. При этом для  $\Omega = \text{const} v_x = R\Omega$ ,  $v_y = 0$ . Подставив последнее соотношение в нелинейную модель (2.43) [42], найдем: X = 0, M = 0,  $Y = mv_x \Omega = mR\Omega^2$ . Подставим X = M = 0,  $Y = mR\Omega^2$  в линейную модель и определим траекторию движения объекта:

$$m_1 \frac{dv_{x\pi}}{dt} = 0, \qquad \qquad \frac{dx_{\pi}}{dt} = v_{x\pi};$$

$$m_{2} \frac{dv_{y\pi}}{dt} = mR\Omega^{2}, \qquad \qquad \frac{dy_{\pi}}{dt} = \vartheta_{y\pi}; \qquad (2.45)$$
$$m_{6} \frac{d\Omega}{dt} = 0, \qquad \qquad \frac{d\phi_{\pi}}{dt} = \Omega.$$

После интегрирования (2.45) при начальных условиях x(0) = 0, y(0) = -R получим:

$$x_{\pi}(t) = v_{x}t, \qquad (2.46)$$
$$y_{\pi}(t) = -R + \frac{mv_{x}\Omega}{2m_{R}}t^{2}.$$

На рис. 2.5 представлены траектории движения объекта, соответствующие нелинейной и линеаризованной моделям. Здесь по оси x<sub>1</sub> отложено равномерное движение, а по y<sub>1</sub> – равноускоренное.



Рис. 2.5. Траектории движения нелинейной (——) и линейной (----) моделей движения корабля (v<sub>x</sub>=1 м, ω=0,01 рад/с, R=100 м)

На рис. 2.6 представлена погрешность линеаризации модели движения объекта в режиме циркуляции.



# Рис. 2.6. Погрешность линеаризации модели движения объекта в режиме циркуляции

Исключив из (2.46) время t, получим уравнение траектории для линейной модели (2.45).

$$\mathbf{x}_{\pi}(\mathbf{y}_{\pi}) = \sqrt{\frac{\mathbf{R}(\mathbf{R} + \mathbf{y}_{\pi})2\mathbf{m}_{\mathbf{R}}}{\mathbf{m}}}$$

Анализ последнего выражения показывает, что траектория движения близка к параболе [73]. Найдем зависимость ошибки от времени:

$$\varepsilon_{x}(t) = x(t) - x_{\pi}(t), \ \varepsilon_{y}(t) = y(t) - y_{\pi}(t), \ \varepsilon(t) = \sqrt{\varepsilon_{y}^{2}(t) + \varepsilon_{x}^{2}(t)},$$
$$\varepsilon_{x} = R\left[\frac{v_{x}}{R}t - \sin\left(\frac{v_{x}}{R}t\right)\right],$$
$$\varepsilon_{x} = R\left(\cos\left(\frac{v_{x}}{R}t\right) - 1 + \frac{mv^{2}}{2m_{R}R^{2}}t\right),$$

Суммарная ошибка є(t) стремится к нулю при v<sub>x</sub> <<1. Таким образом, при малых скоростях обе модели (линейная и нелинейная) будут двигаться по одинаковым траекториям.

#### 2.3.6 Линеаризация модели при равномерном движении

Выбор метода решения системы дифференциальных уравнений также оказывает влияние на точность вычисления местоположения объекта. Рассмотрим это влияние на примере нелинейной модели движения корабля, когда все внешние силы и моменты скомпенсированы средствами активного управления [73]. Уравнения, описывающие этот режим, могут быть получены из (2.43), если предположить X = Y = M = 0:

$$\frac{d\mathbf{v}_{x}}{dt} = \frac{\mathbf{m}_{2}}{\mathbf{m}_{1}}\mathbf{v}_{y}\omega, \qquad \frac{d\mathbf{v}_{y}}{dt} = -\frac{\mathbf{m}_{1}}{\mathbf{m}_{2}}\mathbf{v}_{x}\omega, \quad \frac{d\omega}{dt} = -\frac{(\lambda_{22} - \lambda_{11})\mathbf{v}_{x}\mathbf{v}_{y}}{\mathbf{m}_{6}}; \qquad (2.47)$$

$$\frac{d\mathbf{x}_{1}}{dt} = \mathbf{v}_{x}\cos\phi - \mathbf{v}_{y}\sin\phi, \quad \frac{d\mathbf{y}_{1}}{dt} = \mathbf{v}_{y}\cos\phi + \mathbf{v}_{x}\sin\phi, \quad \frac{d\phi}{dt} = \omega.$$
Так как суммарные силы и момент равны нулю, то получится равномерное движение с начальными линейными скоростями  $v_{x0}$ ,  $v_{y0}$  и начальной угловой скоростью.

Для решения систем дифференциальных уравнений использовался адаптивный алгоритм Рунге-Кутта [42]. Однако из-за сложности и малого быстродействия применение этого алгоритма на практике ограничено.

Альтернативой этому методу может служить простой одношаговый метод интегрирования с фиксированным шагом [40]. Но при этом возникают дополнительные ошибки, возникающие при решении системы нелинейных дифференциальных уравнений.

Результаты анализа этих ошибок приведены на рис. 2.7, 2.8. На рис. 2.7 приведены траектории движения для одношагового метода (штриховая линия) и метода Рунге-Кутта (сплошная линия). На рис. 2.8 приведена зависимость ошибки по положению от времени.



Рис. 2.7. Траектория объекта, рассчитанная по нелинейной модели одношаговым методом (----) и методом Рунге-Кутта (-----) (v<sub>x</sub>=v<sub>y</sub>=1 м, ω=0,01 рад/с)



Рис. 2.8. Погрешность одношагового метода по сравнению с методом Рунге-Кутта

Анализ полученных даны показывает, что при скоростях  $v_x, v_y < 2$  м/с и  $\omega < 1$  рад/с ошибка не превышает 3 метров на интервале времени до 10 секунд. При больших значениях скоростей и временного интервала ошибка возрастает и, следовательно, надо использовать более точный метод интегрирования Рунге-Кутта.

Анализ движения объектов в различных режимах показал, что при заданной ошибке позиционирования, равной точности определения местоположения на временном интервале до 1 минуты можно пользоваться линейной моделью движения и простым одношаговым методом вычисления координат [73].

### 2.4. Нелинейная фильтрация параметров в режиме динамического позиционирования

В предыдущих разделах были рассмотрены математические модели наблюдений от разнородных источников информации и модели движения

объектов. На основе представленных данных выполним синтез нелинейных и линейных алгоритмов оценивания координат местоположения.

# 2.4.1. Комплексная нелинейная фильтрация разнородных наблюдений непрерывном времени

Будем предполагать, что производятся косвенные наблюдения отклонений от точки позиционирования координат x(t), y(t),  $\varphi(t)$  и их производных  $v_x(t)$ ,  $v_y(t)$ ,  $\omega(t)$  с помощью СРНС, ГАС и ИНС, описанные в п. 2.2. Запишем модели наблюдений в следующей форме. Для СРНС

$$x_{u(t)} = x(t) + \varepsilon_{x}(t), \quad v_{xuc}(t) = v_{x}(t) + \varepsilon_{vx}(t), y_{u(t)} = y(t) + \varepsilon_{y}(t), \quad v_{yuc}(t) = v_{y}(t) + \varepsilon_{vy}(t),$$
(2.48)

где  $x(t) = x_1 \cos \varphi - y_1 \sin \varphi$ ;  $y(t) = x_1 \sin \varphi + y_1 \cos \varphi$ ;  $\varepsilon_x(t)$ ,  $\varepsilon_y(t)$  и  $\varepsilon_{vx}(t)$ ,  $\varepsilon_{vy}(t)$  нормальные независимые случайные величины со спектральными плотностями N<sub>c</sub> и N<sub>vc</sub> соответственно. Наблюдения ГАС записываются с помощью нелинейных моделей

$$\mathcal{A}_{u(t)} = \sqrt{\left(x(t) + d_x\right)^2 + \left(y(t) + d_y\right)^2 + \varepsilon_{\mathcal{A}}(t)},$$

$$\Pi_{u(t)} = acrtg\left(\frac{y(t) + d_y}{x(t) + d_x}\right) + \varepsilon_{\Pi}(t),$$
(2.49)

где  $\varepsilon_{\mathcal{A}}(t)$  и  $\varepsilon_{\Pi}(t)$  - независимые нормальные случайные величины со спектральными плотностями N<sub>Д</sub> и N<sub>П</sub> соответственно;  $d_x = \mathcal{A}_0 \cos \Pi_0, \ d_y = \mathcal{A}_0 \sin \Pi_0$ . Наконец, модель наблюдений ИНС имеет вид:

$$v_{xuu}(t) = v_x(t) + \varepsilon_{vxu}(t),$$
  

$$v_{vuu}(t) = v_y(t) + \varepsilon_{vvu}(t),$$
(2.50)

где  $\varepsilon_{vxu}(t)$  и  $\varepsilon_{vyu}(t)$  - белые шумы со спектральными плотностями  $N_{ux}$  и  $N_{uy}$  соответственно. Объединение всех имеющихся измерений целесообразно представить в виде вектора

$$\overline{z}(t) = \begin{pmatrix} x_u \ v_{xuc} \ y_u \ v_{yuc} \ \mathcal{A}_u \ \Pi_u \ v_{xuu} \ v_{yuu} \end{pmatrix}^T$$
(2.51)

где  $\overline{x}(t) = (x(t) v_x(t) y(t) v_y(t))^T$  - вектор оцениваемых параметров;  $\Pi(\overline{x}(t))$  векторная нелинейная функция векторного аргумента, определяемая соотношением (2.49);

 $\overline{\theta}(t) = \left(\varepsilon_x(t) \ \varepsilon_{yx}(t) \ \varepsilon_y(t) \ \varepsilon_y(t) \ \varepsilon_z(t) \ \varepsilon_z(t) \ \varepsilon_{yyu}(t)\right)^T$  - вектор помех с корреляционной функцией  $B(\tau) = M\left\{\overline{\theta}(t) \ \overline{\theta}^T(t-\tau)\right\} = N\delta(\tau)$ , где  $\delta(t)$  - дельта-функция, а N – (8x8) диагональная матрица спектральных плотностей белых шумов:

$$N = \begin{pmatrix} N_c & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & N_{vc} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & N_c & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & N_{vc} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & N_{\mathcal{I}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{\mathcal{I}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{ux} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{uy} \end{pmatrix}.$$
(2.52)

В приведенных обозначениях уравнение состояния (2.48) запишется в виде векторно-матричного дифференциального уравнения:

$$\frac{d\overline{x}}{dt} = A\overline{x}(t) + B(t)\left(\overline{U}(t) + \overline{U}_{c}(t)\right) + \overline{\xi}(t), \qquad (2.53)$$

где 
$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix};$$
  $B(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ \alpha_x & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \alpha_y \end{pmatrix};$   $\overline{U}(t) = \begin{pmatrix} X_k(t) + X_A(t) + F_X(t) \\ Y_k(t) + Y_A(t) + F_y(t) \end{pmatrix}$  - вектор

внешних сил, обусловленных действием аэро- и гидродинамических сил;  $\overline{U}_{c}(t) = (X_{\Pi V}(t) + X_{B\Pi K}(t) Y_{\Pi V}(t) + Y_{B\Pi K}(t))^{T}$  - вектор сил, создаваемых средствами активного управления;  $\overline{\xi}(t) = (0 \xi_{x}(t) 0 \xi_{y}(t))^{T}$  - вектор случайных составляющих ветро-волновых воздействий, которые для простоты представляются в виде белого шума с матричной спектральной плотностью.

Для рассмотренных векторных нелинейных моделей известны различные варианты построения алгоритмов нелинейной фильтрации [20, 68]. Воспользуемся уравнениями в квазилинейном приближении [70]. В этом случае уравнение фильтрации запишется в виде

$$\frac{d\hat{x}}{dt} = -A\hat{x}(t) + B(t)\left(\overline{U}(t) + \overline{U}_{C}(t)\right) + P(t)\frac{\partial h^{T}(\hat{x}(t))}{\partial \hat{x}(t)}N^{-1}\left(\overline{Z}(t) - h\left(\hat{x}(t)\right)\right) \quad (2.54)$$

с начальными условиями  $\hat{x}(t_0) = \overline{0}$  и  $P(t_0) = \overline{0}$  при точном определении координат точки позиционирования в начальный момент времени t=t\_0. При этом уравнение для ковариационной матрицы ошибок имеет следующий вид [20, 68]:

$$\frac{dP(t)}{dt} = AP(t) + P(t)A^{T} + N_{\xi} - P(t)\frac{\partial h^{T}(\hat{x})}{\partial \hat{x}}N^{-1}\frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}}P(t).$$
(2.55)

Рассмотрим основные особенности системы комплексирования и фильтрации наблюдений (2.54), (2.55). Для этого перепишем (2.54) в развернутой форме [54, 68, 74, 79]:

$$\begin{pmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{d\hat{v}_x}{dt} \\ \frac{d\hat{y}}{dt} \\ \frac{d\hat{y}}{dt} \\ \frac{d\hat{v}_y}{dt} \end{pmatrix} = A\hat{\overline{x}} + B\left(\overline{U} + \overline{U}_c\right) + P(t) N^{-1} \begin{pmatrix} \frac{\partial \mathcal{I}}{\partial x} & \frac{\partial \Pi}{\partial x} \\ 0 & 0 \\ \frac{\partial \mathcal{I}}{\partial y} & \frac{\partial \Pi}{\partial y} \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathcal{I}_u - \mathcal{I}\left(\hat{\overline{x}}\right) \\ \Pi_u - \Pi\left(\hat{\overline{x}}\right) \end{pmatrix}, \quad (2.56)$$

где  $\mathcal{I}(\hat{\overline{x}}) = \sqrt{(\hat{x}+d_x)^2 + (\hat{y}+d_y)^2}; \quad \Pi(\hat{\overline{x}}) = \operatorname{arctg}\left(\frac{\hat{y}+d_y}{\hat{x}+d_x}\right); \quad d_x = \mathcal{I}_0 \cos \Pi_0; \quad d_y = \mathcal{I}_0 \sin \Pi_0.$ 

Производные, входящие в формулы (2.54)-(2.56), находятся по формулам:

$$\frac{\partial \mathcal{I}}{\partial x} = \frac{\hat{x} + d_x}{\sqrt{\left(\hat{x} + d_x\right)^2 + \left(\hat{y} + d_y\right)^2}}}; \quad \frac{\partial \mathcal{I}}{\partial y} = \frac{\hat{y} + d_y}{\sqrt{\left(\hat{x} + d_x\right)^2 + \left(\hat{y} + d_y\right)^2}}};$$

$$\frac{\partial \mathcal{I}}{\partial y} = -\frac{\hat{y} + d_y}{\left(\hat{x} + d_x\right)^2 + \left(\hat{y} + d_y\right)^2}; \quad \frac{\partial \mathcal{I}}{\partial y} = \frac{\hat{x} + d_x}{\left(\hat{x} + d_x\right)^2 + \left(\hat{y} + d_y\right)^2}.$$
(2.57)

Следует отметить, что при расчете 4х4 – матрицы P(t) по формуле (2.55) часто можно использовать средние значения производных (2.57), особенно при малых отклонениях от точки позиционирования.

Записанные соотношения с учетом начальных условий полностью определяют алгоритм нелинейной фильтрации вектора состояния  $\bar{x}(t)$  на основе наблюдений  $\mathcal{A}_u(t)$ ,  $\mathcal{H}_u(t)$  гидроакустической станции [68]. При этом скоростные компоненты  $v_x(t)$  и  $v_y(t)$  оцениваются косвенно на основе приращений координат, а «коэффициентами усиления» соответствующих каналов фильтрации служат нормированные взаимные ковариации ошибок фильтрации, являющиеся недиагональными элементами матрицы P(t).

Наиболее простые процедуры фильтрации реализуются, если положить  $\Pi_0 = 0 \ (d_x = \mathcal{A}_0, d_y = 0)$  или  $\Pi_0 = \frac{\pi}{2} \ (d_x = 0, d_y = \mathcal{A}_0)$ . В последнем случае пеленг из точки позиционирования на ЯТ составляет  $\Pi_0 = \frac{\pi}{2}$  (рис. 2.9).



Рис. 2.9. Работа системы в режиме позиционирования относительно блестящей точки

При небольших отклонениях от точки позиционирования  $x << \Delta_0$ получим, что разность  $\mathcal{A}_u - \mathcal{A}(\hat{x}) \cong y(t) - \overline{y}(t) + \varepsilon_{\mathcal{A}}(t)$  дает прямую поправку в канал определения координаты y(t). При этом  $\frac{\partial \mathcal{A}}{\partial y} \cong 1$  и оценивание координаты *y* осуществляется в режиме, близком к линейному. В этих же условиях основную информацию об изменении координаты *x* дает применение пеленга П(t). Действительно,

$$\Pi_{u} - \Pi(\hat{x}) = \operatorname{arctg} tg\left(\operatorname{arctg}\left(\frac{y + \mathcal{A}_{0}}{x}\right) - \operatorname{arctg}\left(\frac{\hat{y} + \mathcal{A}_{0}}{\hat{x}}\right)\right) + \varepsilon_{\Pi}(t) = \operatorname{arctg}\frac{\hat{x}(y + \mathcal{A}_{0}) - x(y)}{x\hat{x} + (y + \mathcal{A}_{0})(\hat{y} + \mathcal{A}_{0})} + \varepsilon_{n}(t).$$

где 
$$tg\left(\Pi_u - \Pi\left(\hat{\overline{x}}\right)\right) = \frac{tg\Pi_u - tg\Pi\left(\hat{\overline{x}}\right)}{1 + tg\Pi_u tg\Pi\left(\hat{\overline{x}}\right)}.$$

При малых ошибках оценивания  $y \approx \hat{y}$  и малых отклонениях х, у <<  $\mathcal{A}_0$  от точки позиционирования  $\Pi_u - \Pi(\hat{x}) \cong \frac{1}{\mathcal{A}_0}(\hat{x} - x) + \varepsilon_n(t)$  и с учетом  $\frac{\partial \Pi}{\partial x} \cong -\frac{1}{\mathcal{A}_0}$  получаем квазилинейный канал оценивания координаты *x*, основанный на вычислении взвешенной невязки:

$$\frac{\partial \Pi}{\partial x} \left( \Pi_{u} - \Pi\left(\hat{\bar{x}}\right) \right) \cong \frac{1}{\mathcal{A}_{0}} \left( \frac{1}{\mathcal{A}_{0}} \left( x - \hat{x} \right) + \varepsilon_{n}\left( t \right) \right)$$
(2.58)

Аналогичный характер имеет процедура фильтрации и для случая, когда ЯТ располагается по курсу корабля (П<sub>0</sub>=1).

# 2.4.2. Комплексная нелинейная фильтрация разнородных наблюдений в дискретном времени

Для синтеза алгоритма комплексирования разнородной информации в дискретном времени воспользуемся уравнением состояния (2.48):

$$\overline{x}_{i} = \rho \overline{x}_{i-1} + B \overline{U}_{i-1} + \mathcal{A} \overline{U}_{T(i-1)} + \xi_{i}, \qquad (2.59)$$

где  $\overline{x}_i = (x_i \ v_{xi} \ y_i \ v_{yi})^T;$ 

$$\begin{split} \rho = & \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}; \\ \overline{U}_{i-1} = & \begin{pmatrix} v_{xk(i-1)} + v_{xA(i-1)} + v_{x\Pi Y(i-1)} + v_{xB\Pi K(i-1)} + v_{x\overline{I}(i-1)} \\ v_{yk(i-1)} + v_{yAk(i-1)} + v_{y\Pi Y(i-1)} + v_{yB\Pi K(i-1)} + v_{y\overline{I}(i-1)} \end{pmatrix} \end{split}$$

- вектор приращений скоростей, обусловленных временными воздействиями и средствами активного управления;

$$\mathcal{I} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad \overline{U}_{T(i-1)} = \begin{pmatrix} v_{Tx(i-1)} \\ v_{Ty(i-1)} \end{pmatrix} \quad - \quad \text{вектор} \quad \text{проекций} \quad \text{скорости} \quad \text{течения};$$

$$\overline{\xi}_{i} \leq \begin{pmatrix} 0 & \xi_{xi} & 0 & \xi_{yi} \end{pmatrix}; \quad v_{\xi} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{x}^{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{y}^{2} \end{pmatrix}; \quad \sigma_{x}^{2} \ u \ \sigma_{y}^{2} \quad - \quad \text{дисперсии} \quad \text{приращений}$$

скорости, обусловленных случайными составляющими ветро-волновых воздействий.

Модели наблюдений в дискретном времени полностью повторяют соответствующие модели непрерывного времени, но шумы носят уже не гауссовский характер, а конкретные погрешности, например для  $\mathcal{J}_{u}(t)$  и  $\Pi_{u}(t)$  имеем:

$$\mathcal{A}_{ui} = \sqrt{\left(x_i + d_x\right)^2 + \left(y_i + d_y\right)^2} + \varepsilon_{\mathcal{A}i}$$
$$\Pi_{ui} = acrtg\left(\frac{y_i + d_y}{x_i + d_x}\right) + \varepsilon_{\Pi i},$$

где  $\varepsilon_{\pi i}$  и  $\varepsilon_{\pi i}$  - независимые нормальные случайные величины с дисперсиями  $\sigma_{\pi}^2$  и  $\sigma_{\pi}^2$  соответственно.

Наблюдения величин  $\mathcal{I}_{ui}$  и  $\Pi_{ui}$  удобно записать в виде вектора через наблюдения координат положения объекта:

$$\overline{z}_i = h(\overline{x}_i) + \overline{\theta}_i. \tag{2.60}$$

где  $h(\bar{x}_j)$  - нелинейная функция преобразования декартовых координат в пеленг и дальность.

Для заданных моделей движения объекта уравнения нелинейной фильтрации запишутся в виде [70]:

$$\hat{\overline{x}}_i = \hat{\overline{x}}_{_{\mathfrak{I}i}} + K_i \left( \overline{z}_i - h(\hat{\overline{x}}_{_{\mathfrak{I}i}}) \right), \qquad (2.61)$$

где  $K_j = P_j \frac{\partial h^T(\widehat{x}_j)}{\partial \widehat{x}_j} v_{\theta}^{-1}; P_{jj} = \rho P_j \rho^T + v_{\xi}$  - ковариационная матрица ошибок

прогноза с начальным значением  $P_{91} = 0$  при точном начальном местоопределении;  $\hat{x}_{91} = 0$ ;

$$P_{_{3i}} = H\left\{\left(\overline{x}_{_{i}} - \hat{x}_{_{3i}}\right)\left(\overline{x}_{_{i}} - \hat{x}_{_{3i}}\right)^{T}\right\};$$

$$\hat{\overline{x}}_{_{3i}} = \rho\hat{\overline{x}}_{_{i-1}} + B\overline{U}_{_{i-1}} + \mathcal{A}\overline{U}_{_{T(i-1)}};$$

$$P_{_{i}} = P_{_{3i}} - P_{_{3i}}\frac{\partial h^{T}\left(\hat{\overline{x}}_{_{3i}}\right)}{\partial\hat{\overline{x}}_{_{3i}}}\left(\frac{\partial h\left(\hat{\overline{x}}_{_{3i}}\right)}{\partial\hat{\overline{x}}_{_{3i}}}P_{_{3i}}\frac{\partial h^{T}\left(\hat{\overline{x}}_{_{3i}}\right)}{\partial\hat{\overline{x}}_{_{3i}}} + v_{\theta}^{-1}\right)\frac{\partial h\left(\hat{\overline{x}}_{_{3i}}\right)}{\partial\hat{\overline{x}}_{_{3i}}}P_{_{3i}}, \quad (2.62)$$

$$\Gamma_{\mathcal{A}} = \frac{\partial h\left(\hat{\overline{x}}_{_{3i}}\right)}{\partial\hat{\overline{x}}_{_{3i}}} = \frac{\partial h\left(\overline{x}\right)}{\partial\overline{\overline{x}}}\Big|_{\overline{x}=\hat{\overline{x}}}.$$

Выражения (2.61), (2.62) позволяют выполнять нелинейную фильтрацию наблюдений по пеленгу и дальности в дискретном времени. Основной сложностью реализации данной нелинейной процедуры является необходимость вычисления производных на каждом этапе работы алгоритма. Данного недостатка лишены линейные алгоритмы, которые можно применять в случаях слабого влияния негауссовского характера помех на точность построения оценок.

#### 2.5. Линейная фильтрация параметров и комплексирование

Анализ показывает, что в рассмотренных схемах комплексирования могут быть эффективно использованы линейные алгоритмы оценивания, основанные на линеаризации исходных уравнений наблюдения и состояния [72,73,75]. Линейные алгоритмы в дискретном времени являются основой для создания реальных навигационных комплексов, работающих в режиме динамического позиционирования и объединяющих различные средства

извлечения информации. Рассмотрим построение и анализ алгоритмов комплексной обработки данных в дискретном времени.

#### 2.5.1. Модели наблюдений в дискретном времени

Представим модели наблюдаемых сигналов, рассмотренных в первом разделе, в дискретном времени. Для отклонений  $x_i, y_i$  на основе наблюдений  $x_{uli}, y_{uli}$ , на основе СРНС после несложных преобразований формул (2.2)-(2.4) получаем

$$\begin{aligned} x_{ui} &= x_i + \varepsilon_{xi}, \\ y_{ui} &= y_i + \varepsilon_{yi}, \end{aligned}$$
(2.63)

где

$$x_{i} = x_{1i} \cos \varphi - y_{1i} \sin \varphi; \ y_{i} = x_{1i} \sin \varphi + y_{1i} \cos \varphi;$$
$$x_{ui} = x_{u1i} \cos \varphi - y_{u1i} \sin \varphi; \ y_{ui} = x_{u1i} \sin \varphi + y_{u1i} \cos \varphi;$$

 $\varepsilon_{xi}$  и  $\varepsilon_{yi}$  - независимые гауссовские случайные величины с дисперсией  $\sigma_{\varepsilon}^2$ , равной дисперсии ошибки определения координат СРНС. При этом предполагается, что курсовой угол  $\varphi$  измеряется с пренебрежительно малыми ошибками, например, с помощью гирокомпаса.

Для ГАС модель наблюдений (2.10) в дискретном времени запишется в виде

$$\begin{aligned} x_{\Gamma i} &= x_i + \varepsilon_{x\Gamma i}, \\ y_{\Gamma i} &= y_i + \varepsilon_{v\Gamma i}, \end{aligned}$$
(2.64)

где  $\begin{array}{l} x_i = \mathcal{A}_{ui} \cos \Pi_{ui} - \mathcal{A}_0 \cos \Pi_0; \\ y_i = \mathcal{A}_{ui} \sin \Pi_{ui} - \mathcal{A}_0 \sin \Pi_0; \end{array}$   $\mathcal{A}_{ui}$  и  $\Pi_{ui}$  - измеренные значения дальности и

пеленга до ЯТ в момент времени t<sub>i</sub>. Дисперсии ошибок  $\varepsilon_{xli}$  и  $\varepsilon_{yli}$  находятся по формулам (2.14). При синтезе линейных алгоритмов оптимального оценивания навигационных параметров следует использовать также взаимную корреляцию ошибок (2.15). При небольших отклонениях навигационных параметров от точки позиционирования можно приближенно полагать  $\mathcal{A}_i \cong \mathcal{A}_0$ , а при замене  $\Pi_i$  на  $\Pi_0$  необходимо учитывать величину  $\Pi_0$ .

Инерциальные навигационные системы приводят к линейной модели наблюдений (2.36), которая записывается в виде

$$v_{xui} = v_{xi} + \varepsilon_{vxi},$$
  

$$v_{yui} = v_{yi} + \varepsilon_{vyi},$$
(2.73)

где  $\varepsilon_{vxi}$  и  $\varepsilon_{vyi}$  - независимые гауссовские ошибки оценивания скорости с помощью ИНС, имеющие дисперсию  $\sigma_v^2$ .

Все рассмотренные модели наблюдений удобно представить в векторном виде:

$$\overline{z}_i = H\overline{x}_i + \overline{\varepsilon}_i, \qquad (2.74)$$

ГДе  $\overline{z}_i = \begin{pmatrix} x_{ui} & y_{ui} & x_{\Gamma i} & y_{\Gamma i} & v_{xui} & v_{yui} \end{pmatrix}^T$ ;  $\overline{\varepsilon}_i = \begin{pmatrix} \varepsilon_{xi} & \varepsilon_{yi} & \varepsilon_{x\Gamma i} & \varepsilon_{y\Gamma i} & \varepsilon_{vxi} & \varepsilon_{vyi} \end{pmatrix}$ ;

 $\overline{x}_i = \begin{pmatrix} x_i & y_i & v_{xi} & v_{yi} \end{pmatrix}^T$ . Матрица Н имеет вид:

$$H = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Матрица дисперсий шума наблюдений определяется как

$v_{\varepsilon} = M \left\{ \overline{\varepsilon}_i \right.$	$\overline{\varepsilon}_i^T \Big\} =$	$\sigma_x^2$	0	0	0	0	0	
		0	$\sigma_y^2$	0	0	0	0	
		0	0	$\sigma^2_{\scriptscriptstyle x\!\Gamma}$	В	0	0	
		0	0	В	$\sigma^2_{_{y\!arGamma}}$	0	0 .	
		0	0	0	0	$\sigma_{_{V\!x}}^{_2}$	0	
		0	0	0	0	0	$\sigma_{_{vy}}^{^{2}}$	

## 2.5.2. Алгоритмы оценивания навигационных параметров в дискретном времени

Для записанных моделей наблюдений и закона изменения вектора состояния  $\hat{\overline{x}}_i$  (2.3.31) известен оптимальный алгоритм фильтрации [70]:

$$\hat{\overline{x}}_i = \hat{\overline{x}}_{_{\mathfrak{I}i}} + P_i c^T V_{\theta}^{^{-1}} c \Big( c \overline{z}_i - \hat{\overline{x}}_{_{\mathfrak{I}i}} \Big),$$

где  $\hat{x}_{_{3i}} = \rho \hat{x}_{_{i-1}};$   $P_i = P_{_{3i}} \left( E + P_{_{3i}} c^T V_{_{\theta}}^{^{-1}} c \right)$  - матрица ковариаций ошибок прогноза; с – оценивания;  $P_{_{3i}} = \rho P_{_{i-1}} \rho^T + V_g$  - матрица ковариаций ошибок прогноза; с – матрица преобразования наблюдений вектора  $\overline{z}$ , имеющая следующий вид:

$$c = \begin{vmatrix} A_x & 0 & B_x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_y & 0 & B_y & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix},$$

где  $A_x$ ,  $B_x$ ,  $A_y$ ,  $B_y$  – весовые коэффицинеты точечногокомплексирования величин  $x_{ui}$  с и  $y_{ui}$  с  $y_{\Gamma i}$ . Данные коэффициенты целесообразно выбрать следующим образом:

$$A_{x} = \frac{\sigma_{\Gamma x}^{2}}{\sigma_{\Gamma x}^{2} + \sigma_{x}^{2}}; \quad B_{x} = \frac{\sigma_{x}^{2}}{\sigma_{\Gamma x}^{2} + \sigma_{x}^{2}};$$
$$A_{y} = \frac{\sigma_{\Gamma y}^{2}}{\sigma_{\Gamma y}^{2} + \sigma_{y}^{2}}; \quad B_{y} = \frac{\sigma_{y}^{2}}{\sigma_{\Gamma y}^{2} + \sigma_{y}^{2}}.$$

Матрица ковариаций ошибок оценивания  $P_i$  по главной диагонали будет содержать дисперсии ошибок оценивания соответствующих величин вектора  $\overline{x}_i$ . Учитывая, что дисперсии шумов наблюдений постоянны, то в фильтре Калмана будет наблюдаться установившейся режим, при котором матрица  $P_i = P_{i-1} = P$ . Данные значения матрицы  $P_i$  устанавливается быстро уже после нескольких первых итераций работы алгоритма. Различные варианты алгоритмов комплексирования на основе линейного фильтра Калмана рассмотрены в главе 3.

#### 2.6. Выводы

1. Рассмотрены математические модели источников навигационных измерений. Параметры ошибок при моделировании принимались согласно протоколам интерфейсов реальных навигационных датчиков. Рассмотренные навигационные датчики имеют различные физические принципы выработки навигационных параметров, что позволяет повысить уровень надежности оцениваемой информации.

2. Представлена математическая модель движения корабля в различных режимах работы. Уделено особое внимание представлению этой модели в режимах динамического позиционирования и режимах движения на высоких скоростях. Проанализированы варианты линеаризации модели для различных режимов работы. Наиболее точное представление о модели движения объекта позволяет получить оценку местоположения.

3. Представлены нелинейные алгоритмы комплексирования разнородных источников навигационной информации. Применение методов нелинейной фильтрации обуславливается нелинейностью преобразования координат, а также приведение общего вектора к одному базису. В качестве алгоритмов фильтрации использованы элементы теории фильтрации Калмана. Алгоритмы проанализированы как в непрерывном времени, так и в дискретном.

4. Использование линейных алгоритмов фильтрации позволяет уменьшить вычислительную сложность программной реализации, вместе с тем понижается качество оценки. Линейные алгоритмы в дискретном основой создания реальных времени являются для навигационных комплексов, работающих в режиме динамического позиционирования и объединяющих различные средства извлечения информации. Сравнение эффективности алгоритмов различных схем оценивания местоположения приведены в главе 3.

### ГЛАВА 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ

#### 3.1. Постановка задачи

Современный комплекс навигационных средств дает возможность получать данные о местоположении подвижного объекта, его скорости и ускорении. При этом важной задачей является исследование разных алгоритмов комплексирования доступных наблюдений с целью определения их эффективности. Учитывая нелинейную зависимость навигационных наблюдений от координат положения объекта, целесообразно вначале выполнить моделирование нелинейных и линейных алгоритмов с целью определения влияния негауссовского характера помех точность на построения оценок. Кроме того, следует провести исследования алгоритмов комплексирования при разном объеме входной информации начиная с простых алгоритмов, которые используют наблюдения только декартовых координат и более сложных, которые учитывают наблюдения скорости и ускорения.

B п. 3.2. представлены результаты моделирования И проведен сравнительный анализ нелинейных и линейных алгоритмов оценивания координат подвижного объекта. В п. 3.3 рассматривается квазиоптимальный комплексирования разнородной информации, использующий алгоритм установившийся режим работы линейного фильтра Калмана. В п. 3.4 приводятся возможные варианты квазиоптимальных алгоритмов комплексирования разнородной информации. В п. 3.5 рассматриваются квазиоптимальные алгоритмы оценивания основе на нескольких эвристических стационарных линейных фильтров. В заключении сделаны выводы по результатам проведенных исследований.

## 3.2. Моделирование нелинейного и линейного алгоритмов комплексирования разнородной информации

В предыдущей главе были подробно описаны нелинейные и линейные алгоритмы оценивания координат положения объекта с помощью фильтров Калмана. При этом было показано, что при реализации нелинейного алгоритма оценивания существующие нелинейные зависимости декартовых координат от наблюдений пеленга и дальности учитываются путем умножения линейной матрицы усиления  $P_k V_{\theta}^{-1}$  на матрицу частных производных  $\partial h^T(\mathbf{x}_k) / \partial \mathbf{x}_k$ . При использовании линейных алгоритмов фильтрации нелинейная зависимость от наблюдений дальности и пеленга проявляет себя в ковариационных зависимостях наблюдений декартовых координат. Кроме того, после функционального преобразования наблюдений дальности и пеленга в наблюдения координат положения объекта  $z_x, z_y$ появляются негауссовские шумы, которые негативно сказываются на точности построения оценок с помощью линейного фильтра Калмана. Таким образом, существует задача исследования определения влияния негауссовского характера помех на точность построения оценок линейными алгоритмами.

Для данной задачи исследования в качестве модели движения объекта использовалось авторегрессионное уравнение первого порядка:

$$\begin{cases} x_i = r_x x_{i-1} + \xi_{xi}, \\ y_i = r_y y_{i-1} + \xi_{yi}, \end{cases} i = 1, 2, ...,$$
(3.1)

где  $r_x, r_y$  - коэффициенты корреляции между соседними отсчетами соответствующих случайных процессов;  $\xi_{xi}, \xi_{yi}$  - независимые гауссовские СВ с нулевым средним и дисперсией  $\sigma_{\xi}^2$ . В режиме динамического позиционирования начальные координаты известны точно и  $y_1 = x_1 = 0$ .

Следовательно, дисперсия ошибок оценивания  $P_1$  и дисперсия ошибок экстраполяции  $P_{31}$  на первом этапе работы алгоритма равны нулю.

При моделировании наблюдения  $\{\mathcal{A}_{zi}\}$  по дальности и пеленгу  $\{\Pi_{zi}\}$ формировались на основе вычисленных значений  $\{x_j\}, \{y_j\}$  с использованием формулы (2.9). Полученные величины и использовались в нелинейном алгоритме качестве исходных данных для вычисления оценок вектора состояния  $\mathbf{x}_i$  на текущем шаге. В случае линейной фильтрации наблюдения декартовых координат  $\{z_{xi}\}, \{z_{yi}\}$  вычислялись на основе  $\{\mathcal{A}_{zi}\}$  и  $\{\Pi_{zi}\}$  по формуле (2.7). Соответственно дисперсии шума наблюдений и ковариационные зависимости были определены согласно выражениям (2.14), (2.15). Используя полученные выражения строились оценки вектора состояния  $\hat{x}$  на основе линейного фильтра Калмана с помощью рекуррентной процедуры (2.63).

На рис. 3.1 а и б представлены результаты моделирования линейного и нелинейного фильтров Калмана при разных значениях дисперсии шума наблюдений и разных значениях дисперсии порождающего шума  $\sigma_{\xi}^2$ .



Рис. 3.1. Результаты моделирования линейного и нелинейного фильтров, использующих наблюдения сферических координат

Анализ полученных данных показывает близкие теоретические значения дисперсий ошибок оценивания для рассмотренных алгоритмов и экспериментальные значения дисперсий, вычисленных путем усреднения 1000 реализаций случайных процессов. Полученные результаты показывают незначительное влияние негауссовского характера помех на точность построения оценок по наблюдениям сферических координат. Также следует отметить, что изменение дисперсии  $\sigma_{\xi}^2$  влияет как на величину дисперсии ошибок оценивания, так и на длительность переходного процесса. Чем меньше  $\sigma_{\xi}^2$ , тем дольше переходный процесс фильтра.

Таким образом, в задачах оценивания координат положения объекта можно использовать линейные алгоритмы оценивания без заметного ухудшения качества построенных оценок.

#### 3.3. Квазиоптимальный алгоритм комплексирования

Для многих прикладных задач оценивания координат положения объекта требуются алгоритмы комплексирования, работающие в реальном масштабе времени. Рассмотрим возможность сокращения объема вычислений для линейного фильтра Калмана. Анализ выражений (2.63), (2.64)ЧТО основное число арифметических операций показывает, затрачивается на вычисление коэффициента усиления  $P_k V_{\theta}^{-1}$ . Вместе с тем известно [70], что при постоянных параметрах авторегрессии (3.1)  $|r_x| < 1, |r_y| < 1, \ \sigma_x^2 = const$  и постоянной дисперсии шума наблюдения  $V_{\theta} = V$ дисперсии ошибок оценивания  $P_k$  в линейном фильтре Калмана приближаются к постоянной величине Р, которую можно найти из условия  $P_k = P_{k-1} = P$ . Действительно, с учетом этого условия рекуррентное соотношение (2.63) преобразуется в квадратное уравнение

$$P(1+V^{-1}(r^{2}P+(1-r^{2})\sigma_{x}^{2}))=r^{2}P+(1-r^{2})\sigma_{x}^{2}.$$

Положительное решение можно записать в виде:

$$\frac{P}{\sigma_x^2} = \frac{\left(1 - r^2\right)\left(1 + q\right)}{2r^2 q} \left(\sqrt{1 + \frac{4r^2 q}{\left(1 - r^2\right)\left(1 + q\right)^2}} - 1\right),\tag{3.2}$$

где  $q = \sigma_x^2 / V$  - отношение дисперсии полезного сигнала к дисперсии шума.

Другим способом вычисления величины *P* может стать рекуррентная процедура линейного фильтра Калмана пересчета дисперсий ошибок оценивания:

$$P_{k} = P_{\mathfrak{I}k} / \left(1 + V_{k}^{-1} P_{\mathfrak{I}k}\right),$$
$$P_{\mathfrak{I}k} = r^{2} P_{k-1} + \sigma_{\xi}^{2}$$

с начальными условиями  $P_1 = P_{31} = 0$ , т.к. считается, что в начальный момент времени объект точно позиционирован в заданной точке. Как показывают эксперименты, значение  $P_k = P$  устанавливается достаточно быстро. Например, при r = 0.9 уже на 5 шаге значения  $P_k$  практически не изменяются. Поэтому такой подход может быть успешно использован для вычисления величины P.

На рис.3.2 представлено семейство зависимостей относительной дисперсии ошибки фильтрации в установившемся режиме от величины коэффициента корреляции *r* соседних значений оцениваемого параметра.



Рис. 3.2. Нормированная дисперсия ошибок оценивания с помощью линейного фильтра Калмана

Анализ полученных зависимостей показывает, что для получения малых ошибок необходимы либо большие отношения сигнал/шум q, либо близкие к единице коэффициенты корреляции r. При  $r \rightarrow 1$  приведенные графики асимптотически приближаются к прямым линиям с одинаковым наклоном в логарифмическом масштабе (рис.3.2). Для этого случая уравнение (3.2) упрощается:

$$P/\sigma_x^2 \cong \sqrt{\left(1-r^2\right)/q}$$
.

В дальнейшем будем полагать, что фильтр Калмана в задачах комплексирования имеет установившийся режим работы. В этом случае имеется возможность вычислить величину *Р* либо по формуле (3.2), либо итерационным методом. Алгоритм оценивания в этом случае будет иметь вид:

$$\hat{x}_{i} = \hat{x}_{_{\mathfrak{I}i}} + PV_{\theta}^{-1} (z_{i} - \hat{x}_{_{\mathfrak{I}i}}).$$
(3.3)

Алгоритм (3.3) имеет заметно меньшую вычислительную сложность, но до установившегося режима будет приводить к неоптимальным значениям

оценок. При этом существует задача исследования величины проигрыша квазиоптимального алгоритма (3.3) по сравнению с оптимальным.

При проведении исследования осуществлялось вычисление дисперсий ошибок оценивания для оптимального  $\sigma_{sonm}^2$  и квазиоптимального  $\sigma_{sceas}^2$  алгоритмов. Величина  $\sigma_{sonm}^2$  соответствует величине  $P_k$  и рекуррентно вычисляется по формуле (2.64) линейного фильтра Калмана. Значение дисперсии  $\sigma_{sceas}^2$  можно найти из условия минимума дисперсии ошибки оценивания, при условии постоянных коэффициентов фильтра:

$$\sigma_{\mathcal{E}\mathcal{K}\mathcal{B}\mathcal{A}\mathcal{3},k}^{2} = M\left\{ (\hat{x}_{k} - x_{k})^{2} \right\} = M\left\{ (A\hat{x}_{k-1} + By_{k} - x_{k})^{2} \right\},\$$

где A, B - постоянные коэффициенты фильтра Калмана;  $\hat{x}_{k-1}$  - значение оценки на k-1 шаге;  $y_k = x_k + \theta_k$  - текущее наблюдение;  $x_k$  - истинное значение отсчета.

Найдем зависимость между коэффициентами A, B и дисперсией ошибок оценивания в установившемся режиме P. Для этого распишем величину ошибки  $\varepsilon_k$  а k-м шаге следующим образом:

$$\varepsilon_{k} = \hat{x}_{k} - x_{k} = A\hat{x}_{k-1} + B(x_{k} + \theta_{k}) - x_{k} = A(x_{k-1} + \varepsilon_{k-1}) + (B-1)(rx_{k-1} + \xi_{k}) + B\theta_{k} = (A + r(B-1))x_{k-1} + A\varepsilon_{k-1} + (B-1)\xi_{k} + B\theta_{k}.$$

Анализ данного выражения показывает, что минимум дисперсии ошибки оценивания достигается при A + r(B-1) = 0. В результате получаем формулу

$$\varepsilon_k = r(1-B)\varepsilon_{k-1} + (B-1)\xi_k + B\theta_k, \qquad (3.4)$$

в которой отражены три составляющие ошибки оценивания на k-м шаге. Первое слагаемое учитывает ошибку  $\varepsilon_{k-1} = \hat{x}_{k-1} - x_{k-1}$  на предыдущем шаге. Второе определяется величиной  $\xi_k$  изменения  $x_k = rx_{k-1} + \xi_k$  координаты объекта, т.е. динамикой изменения положения объекта. Составляющая  $B\theta_k$ ошибки связана с помехой  $\theta_k$ , возникающей при наблюдении  $y_k = x_k + \theta_k$ . Поскольку все слагаемые (3.4) являются независимыми СВ, то дисперсия ошибки фильтрации будет равна сумме

$$\sigma_{\varepsilon \kappa 6 a 3, k}^{2} = P_{k} = r^{2} (1 - B)^{2} P_{k-1} + (B - 1)^{2} \sigma_{\xi}^{2} + B^{2} V_{k}.$$
(3.5)

Минимальное значение дисперсии ошибки  $\sigma^2_{\ensuremath{\mathcal{E}}\ensuremath{\mathcal{K}}\ensuremath{\mathcal{B}}\ensuremath{\mathcal{A}}\ensuremath{\mathcal{C}}\ensuremath$ 

$$B = PV_k^{-1}. (3.6)$$

Таким образом, используя рекуррентную процедуру (3.5), при условии (3.6) получаем значения дисперсии ошибок оценивания для квазиоптимального фильтра Калмана.

При исследовании точности построения оценок с помощью квазиоптимального фильтра строились зависимости  $q(t) = \sigma_{\varepsilon \kappa \sigma a \beta}^2 / \sigma_{\varepsilon \sigma n m}^2$ . В качестве наблюдений использовались значения декартовых координат. На зависимости q(t)рис. 3.3 представлены вычисленных при разных дисперсиях шума наблюдений. На рис. 3.4 показаны траектория изменения координаты x(t)объекта И его оценка, построенная c помощью оптимального и квазиоптимального фильтров.



Рис. 3.3. Зависимости проигрыша фильтра с постоянными коэффициентами по сравнению с оптимальным

Анализ полученных результатов показывает заметный проигрыш в 20-70% по дисперсии ошибок оценивания на первых тактах работы квазиоптимального фильтра. Но в установившемся режиме, который наблюдается уже после нескольких первых тактов работы алгоритма, проигрыш практически равен нулю.



Рис. 3.4. Траектория изменения координаты *x*(*t*) и ее оценка: — исходная траектория движения объекта; ---- оценка траектории движения объекта

Из рис. 3.4. видно, что оценки, построенные на основе оптимального и квазиоптимального алгоритмов неразличимы. Поэтому, при практической реализации алгоритмов комплексирования предпочтение следует отдавать квазиоптимальным алгоритмам.

#### 3.4. Комплексирование наблюдений разнородной информации

Рассмотренный ранее алгоритм построения оценок координат положения объекта на основе наблюдений сферических координат  $z_{xc\phi}$ ,  $z_{yc\phi}$  можно улучшить, если предположить, что имеются дополнительные

наблюдения декартовых координат  $z_{\mathcal{A}x}$ ,  $z_{\mathcal{A}y}$ , которые можно получить с помощью СРНС [16]. В этом случае формируется вектор наблюдений

$$\overline{z} = \left[z_{xc\phi}, z_{\mathcal{A}x}, z_{yc\phi}, z_{\mathcal{A}y}\right]^T,$$

который используется в уравнениях линейного фильтра Калмана (2.63), (2.64) следующим образом:

$$\widehat{\overline{x}}_{k} = \widehat{\overline{x}}_{\mathfrak{I}k} + P_k C V_k^{-1} \left( C \overline{z}_k - \widehat{\overline{x}}_{\mathfrak{I}k} \right), \tag{3.7}$$

$$P_{k} = P_{\beta k} \left( E + C V_{k}^{-1} C^{T} P_{\beta k} \right)^{-1}, \ P_{\beta k} = \rho P_{k-1} \rho^{T} + V_{\xi k},$$
(3.8)

Воспользуемся следующей моделью движения объекта:

$$dx/dt = V_x(t); dy/dy = V_y(t); dV_x/dt = a_x(t); dV_y/dt = a_y(t)$$

или в дискретном времени при интервале дискретизации  $\Delta t = 1$ :

$$\begin{cases} a_{x_{i}} = ra_{x_{i-1}} + \xi_{x_{i}}, \\ V_{x_{i}} = V_{x_{i-1}} + a_{x_{i-1}}, \\ x_{i} = x_{i-1} + V_{x_{i-1}}. \end{cases} \begin{cases} a_{y_{i}} = ra_{y_{i-1}} + \xi_{y_{i}}, \\ V_{y_{i}} = V_{y_{i-1}} + a_{y_{i-1}}, \\ y_{i} = y_{i-1} + V_{y_{i-1}}. \end{cases}$$
(3.9)

Тогда вектор состояний  $\bar{x} = [x, V_x, a_x, y, V_y, a_y]^T$ , а матрица

$$\rho = \begin{vmatrix}
1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & r & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & r
\end{vmatrix}.$$

Матрица C преобразует элементы вектора наблюдений  $\bar{z}$  к виду вектора  $\bar{x}$ . Для этого используется следующее представление данной матрицы:

где  $A_x$ ,  $B_x$ ,  $A_y$ ,  $B_y$  - весовые коэффициенты. Данные коэффициенты следует выбирать так, чтобы минимизировалась дисперсия ошибок оценивания координат положения объекта. Этого можно достичь, если вычислять  $A_x$ ,  $B_x$ ,  $A_y$ ,  $B_y$  по формулам:

$$\begin{split} A_x &= 1 - \frac{\sigma_{\mathcal{J}x}^2}{\sigma_{\mathcal{J}x}^2 + \sigma_{xc\phi}^2} = \frac{\sigma_{xc\phi}^2}{\sigma_{\mathcal{J}x}^2 + \sigma_{xc\phi}^2}, \\ B_x &= \frac{\sigma_{\mathcal{J}x}^2}{\sigma_{\mathcal{J}x}^2 + \sigma_{xc\phi}^2} = 1 - A_x, \\ A_y &= 1 - \frac{\sigma_{\mathcal{J}y}^2}{\sigma_{\mathcal{J}y}^2 + \sigma_{yc\phi}^2} = \frac{\sigma_{\mathcal{J}yc\phi}^2}{\sigma_{\mathcal{J}y}^2 + \sigma_{yc\phi}^2}, \\ B_y &= \frac{\sigma_{\mathcal{J}y}^2}{\sigma_{\mathcal{J}y}^2 + \sigma_{yc\phi}^2} = 1 - A_y, \end{split}$$

где  $\sigma_{\mathcal{A}x}^2, \sigma_{xc\phi}^2, \sigma_{\mathcal{A}y}^2, \sigma_{yc\phi}^2$  - дисперсии шума наблюдения соответствующих величин. Таким образом, матричное умножение  $C\overline{z}$  выполняет точечное комплексирование координат положения объекта:  $z_x = A_x z_{xc\phi} + B_x z_{\mathcal{A}x},$  $z_y = A_y z_{yc\phi} + B_y z_{\mathcal{A}y}.$ 

В случаях, когда имеются дополнительные наблюдения скорости движения объекта  $z_{vx}$ ,  $z_{vy}$ , вектор  $\overline{z}$  принимает вид:

$$\overline{z} = \left[z_x, z_{vx}, z_y, z_{vy}\right]^T,$$

а матрица

$$C = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix}.$$

Используя выражения (3.7), (3.8) получаем алгоритм комплексирования координат положения объекта и скоростей.

Аналогичным образом получаются алгоритмы комплексирования наблюдений координат и ускорений:

$$\overline{z} = \begin{bmatrix} z_x, z_{ax}, z_y, z_{ay} \end{bmatrix}^T,$$

$$C = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

и комплексирование координат, скоростей и ускорений:

$$\overline{z} = [z_x, z_{vx}, z_{ax}, z_y, z_{vy}, z_{ay}]^T,$$

$$C = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Моделирование данных алгоритмов выполнялось для модели движения (3.9). Без потери общности, при моделировании наблюдения географических и сферических координат были представлены в виде единых наблюдений декартовых координат. Так же было замечено, что для реальных наблюдений разнородной информации имеют место следующие соотношения для дисперсий шума наблюдений:

$$\sigma^2_{vuuym} << \sigma^2_{uuym}, \ \sigma^2_{auuym} << \sigma^2_{vuuym},$$

где  $\sigma_{uym}^2$ ,  $\sigma_{vuym}^2$ ,  $\sigma_{auym}^2$  - дисперсии погрешностей измерения координат, скоростей и ускорений соответственно. Поэтому при моделировании полагалось, что  $\sigma_{vuym}^2 = \sigma_{uym}^2 / 1000$  и  $\sigma_{auym}^2 = \sigma_{vuym}^2 / 1000$ .

На рис. 3.5 представлены дисперсии ошибок оценивания изменяющихся координат положения объекта при разных дисперсиях шума наблюдений  $\sigma_{uym}^2$ .

показывает, Анализ полученных результатов что алгоритм комплексирования всей имеющейся информации показывает лучшие результаты. Большие значения дисперсий ошибок оценивания на 2-5% соответствуют алгоритму комплексирования наблюдений декартовых комплексирования координат скоростей. Алгоритм наблюдений И декартовых координат и ускорений проигрывает на 30-50% по величине дисперсии ошибки алгоритму 4. Наконец, учет только наблюдений декартовых координат показывает большие на 70-100% величины дисперсий ошибок по сравнению с алгоритмом 4.



Рис. 3.5. Зависимости дисперсий ошибок оценивания от дисперсий шума наблюдений:

- 1 алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат;
- алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат и скоростей;

- 3 алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат и ускорений;
- 4 алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат, скоростей и ускорений

#### 3.5. Алгоритмы комплексирования на основе эвристических стационарных линейных фильтров

Рассмотренные алгоритмы комплексирования на основе линейного фильтра Калмана не удовлетворяют требованию к гладкости построенных оценок. Как правило, координаты положения объекта медленно меняются во времени и не имеют резких скачков, поэтому построенные оценки также должны плавно меняться от отсчета к отсчету.

В самом простом случае плавное изменение оценок можно достичь с помощью линейного стационарного низкочастотного фильтра, представленного на рис 3.6.



Рис. 3.6 Канал оценивания координаты х положения объекта

В представленном на рис. 3.6 алгоритме оценивания координаты x разность текущего наблюдения и предыдущей оценки  $z_x(t) - \hat{x}(t-dt)$  поступает на интегратор k/p. На выходе формируется текущая оценка  $\hat{x}(t)$ , которая через обратную связь вычитается на входе фильтра из следующего наблюдения. Благодаря наличию отрицательной обратной связи система способна «быстро» реагировать на изменения траектории движения объекта,

вследствие чего увеличивается точность оценок. Запишем алгоритм формирования оценки £( *p*):

$$\hat{x}(p) = \frac{k}{k+p} z(p) \Longrightarrow (k+p) \hat{x}(p) = k z(p)$$

или во временной области

$$kx(t) + \frac{dx(t)}{dt} = kz(t).$$

Так как современные навигационные комплексы работают в дискретном времени, то приведем последнее выражение к виду

$$k\hat{x}(t) + \frac{\hat{x}(t + \Delta t) - \hat{x}(t)}{\Delta t} = kz(t + \Delta t),$$

откуда

$$\hat{x}(t+\Delta t) = (1-k\Delta t)\hat{x}(t) + k\Delta tz(t+\Delta t).$$

Полагая интервал дискретизации  $\Delta t = l$ , получаем следующий алгоритм построения оценок:

$$\hat{x}_{i+1} = (1-k)\hat{x}_i + kz_{i+1}.$$
(3.10)

Анализ данного выражения показывает, что оценка на текущем шаге вычисляется, как взвешенная сумма наблюдений  $\overline{z}$  с весовыми коэффициентами  $e^{-kt}$  и временным усреднением  $\tau_{ane} = 1/k$ . Таким образом, выбирая значение k в диапазоне  $0 < k < 1/T_{\kappa op}$  можно получать различные алгоритмы фильтрации.

Выполним моделирование рассмотренного алгоритма построения оценок. В качестве наблюдений будем использовать данные с СРНС  $z_{xCPHC}(t)$ . Результаты построения оценок предоставлены на рис. 3.7.



Рис 3.7. Результаты моделирования квазиоптимального НЧ-фильтра:

1 – истинное значение координаты x(t); 2 – оценка координаты x(t)

Из рис. 3.7 видно, что оценка положения объекта  $\hat{x}(t)$  отстает от быстро меняющейся динамики координаты x(t), что объясняется структурой применяемого фильтра. Вместе с тем значения оценок  $\hat{x}(t)$  плавно меняются от отсчета к отсчету, что соответствует истинному характеру изменения координаты.

Для того чтобы система могла лучше учитывать динамику изменения траектории координаты x(t) целесообразно использовать ещё одно наблюдение ускорения  $z_{ax}(t)$ . В этом случае схема алгоритма фильтрации будет иметь следующий вид (рис. 3.7).



### Рис 3.8. Схема алгоритма комплексирования наблюдений декартовых координат и скорости

В представленной схеме добавлен один интегратор, через который пропускается наблюдение ускорения. После интегрирования получается наблюдение скорости движения объекта, которое складывается с величиной  $(z_x(t) - \hat{x}(t - \Delta t))/\Delta t$ . Такой подход позволяет учитывать скорость движения и «быстрее» реагировать на динамику изменения траектории координаты x(t).

Выразим оценку  $\hat{x}(p)$  от наблюдений  $z_x(p)$  и  $z_{ax}(p)$ , получим:

$$\widehat{x}(p) = \frac{\frac{k}{p}}{1 + \frac{k}{p}} z_x(p) + \frac{\frac{1}{p^2}}{1 + \frac{k}{p}} z_{ax}(p) = \frac{k}{k + p} z_x(p) + \frac{p}{k + p} \frac{1}{p^2} z_{ax}(p)$$

откуда

$$(k+p)\hat{x}(p) = kz_x(p) + p\frac{1}{p^2}z_{ax}(p)$$

Перепишем данное выражение во временной области и дискретном времени при интервале дискретизации  $\Delta t = 1$ :

$$kx_{i-1} + \hat{x}_i - \hat{x}_{i-1} = kz_{xi} + z_{xi}^* - z_{x(i-1)}^*$$
(3.11)

откуда

$$\widehat{x}_{i} = k z_{xi} - k \widehat{x}_{i-1} + \widehat{x}_{i-1} + z_{xi}^{*} - z_{x(i-1)}^{*},$$

где  $z_{xi}^*$  - дважды проинтегрированное ускорение  $z_{ax}$ , которое вычисляется по формуле:

$$z_{xi}^* = \sum_{k=0}^i \sum_{l=0}^k z_{axl}$$

или с помощью рекуррентных соотношений

$$V_{xi} = V_{x(i-1)} + z_{axi},$$
  
$$z_{xi}^* = z_{x(i-1)}^* + V_{xi},$$

Выражение (3.11) удобно представить в следующем виде:

$$\varepsilon_{i} = z_{xi} - \hat{x}_{i-1},$$

$$V_{xi} = V_{x(i-1)} + k\varepsilon_{i},$$

$$\widehat{x}_{i} = V_{xi} + z_{xi}^{*}.$$
(3.12)

Последние формулы показывают отличительные особенности работы алгоритма комплексирования (3.12) от рассмотренного ранее алгоритма (3.10) без учета ускорения движения объекта.

На рис 3.9 представлены оценки и исходная траектория движения объекта. На рис. 3.10 показаны расчетные и теоретические значения дисперсий ошибок оценивания предложенных алгоритмов.

Анализ полученных результатов рис. 3.9 показывает заметно лучшие значения построенных оценок по сравнению с алгоритмом (3.10), который не учитывает ускорение движения объекта. Это объясняется тем, что наблюдение ускорения, включенное в отрицательную обратную связь, дает дополнительную поправку текущей оценки  $\hat{x}(t)$  с учетом динамики изменения координаты. Кроме того, алгоритм комплексирования (3.12) также позволяет строить плавно меняющиеся значения оценок координат положения объекта.



Рис 3.9. Результаты моделирования квазиоптимального алгоритма комплексирования координат и скоростей:





Рис. 3.10. Зависимости дисперсий ошибок оценивания квазиоптимального фильтра от времени

При расчете экспериментальных дисперсий ошибок оценивания использовалось по 10000 реализаций случайных процессов для различных значений коэффициента усиления фильтра *k* :

$$\sigma_{\varepsilon \to \kappa cn(i)}^{2} = \frac{1}{N-1} \sum_{j=0}^{N-1} \left( \widehat{x}_{i}^{(j)} - x_{i}^{(j)} \right)^{2},$$

где  $\hat{x}_i^{(j)}$  - значение оценки *i*-го отсчета *j*-й реализации;  $x_i^{(j)}$  - истинное значение *i*-го отсчета *j*-й реализации.

Анализ полученных данных показывает проигрыш на 5 - 15% по сравнению с теоретической дисперсией ошибок оценивания. Вместе с тем, варьируя параметр k, можно получать оценки координат с разной степенью гладкости и видно, что для более плавного изменения оценок получаются более высокие значения дисперсий ошибок оценивания и наоборот.

Таким образом, представленные результаты моделирования алгоритмов комплексирования на основе эвристических стационарных линейных

фильтров показывают целесообразность использования данных процедур в задачах комплексирования разнородной информации.

#### 3.6. Выводы

На основе проведенных исследований алгоритмов комплексирования разнородной информации можно сделать следующие выводы.

1. Квазиоптимальный алгоритм комплексирования разнородной информации в установившемся режиме показывает равные результаты оценивания, что и оптимальный линейный алгоритм.

2. Алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат показывает большие на 70-100% величины дисперсий ошибок по сравнению с алгоритмом комплексирования наблюдений декартовых координат, скоростей и ускорений.

3. Алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат и ускорений проигрывает по дисперсии ошибок оценивания на 30-50% по сравнению с алгоритмом комплексирования полной разнородной информации.

4. Алгоритм комплексирования наблюдений декартовых координат и скоростей показывает проигрыш по дисперсии ошибок оценивания на 2-5% алгоритму комплексирования наблюдений декартовых координат, скоростей и ускорений.

5. Квазиоптимальный алгоритм комплексирования на основе стационарных линейных фильтров позволяет получать оценки разной степени гладкости и показывает проигрыш на 5-15% по дисперсии ошибок оценивания в сравнении с оптимальным линейным алгоритмом.

### ГЛАВА 4. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СУДОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

#### 4.1. Постановка задачи

В предыдущих главах рассматривались и решались вопросы моделирования и реализации навигационных задач в разных режимах работы систем управления произвольных МПО в условиях случайных ветроволновых возмущений. В реальных условиях необходимо учитывать элементы программно-аппаратной реализации всего комплекса.

В данной главе ставится задача рассмотреть особенности программной реализации программного алгоритмического комплекса навигации и управления движением. Необходимо привести его структуру и основные принципы функционирования, представить структуру информационной платформы корабля и вспомогательной программа моделирования, контроля и анализа библиотек системы САУД (п.4.2.).

Провести анализ комплекса навигации и управления как сложной программно-аппаратной системы. Представляется концепция создания комплексов моделирования и реальных систем посредством унификации программно-алгоритмического комплекса и объединения их в единую псевдоинструментальную среду, по структуре напоминающую систему автоматизированного проектирования. Предложенная концепция позволяет создать широкий набор программных компонентов с заранее известными взаимосвязями и поведением, которые будут одинаково функционировать как в среде моделирования так и в реальной системе (п. 4.3.).

Рассмотрены основные пути развития современных навигационных средств(п. 4.4.), приведен анализ их структуры и место в общем компелексе(п. 4.5.), а также описаны современные навигационных комплексы в составе интегрированных мостиковых систем(п. 4.6.).

## 4.2. Особенности программной реализации алгоритмического комплекса навигации и управления

Рассмотрим особенности программной реализации алгоритмического комплекса решения задач автоматического управления и навигации. Современные информационные технологии и аппаратные средства позволяют нам повышать алгоритмическую сложность, которая в свою очередь расширяет общую функциональность всей системы. Как было сказано ранее, высокоточные навигационные средства позволяют нам реализовывать сложные задачи управления движением, такие как динамическое позиционирование. В рамках этого пункта рассматриваются принципу построения программного комплекса навигации и управления движением. Принципы его работы и структура зависят от топологии информационной платформы. Ниже приводится анализ возможных топологий с точки зрений надежности.

# 4.2.1. Анализ топологии вычислительных сетей интегрированных мостиковых систем

Скажем несколько слов об информационной платформе интегрированных мостиковых систем. Рассмотрим и проанализируем варианты топологий вычислительных сетей.

Под топологией сети понимают ее конфигурацию, т.е. принятый принцип физической организации информационных связей между ЭВМ. От выбора топологии сети в первую очередь зависит надежность передачи информации, что имеет большое значение при реализации управляющих программ в системах судовой автоматизации. При этом естественно стремление обеспечить максимальную надежность передачи информации при сохранении всех информационных связей, реализующих логические

цепи, предусмотренные в конкретной управляющей программе. Кроме того, всегда должно соблюдаться следующее условие: конечный пользователь (им может быть оператор, или исполнительное устройство или механизм) получает сигнал управления в течение заданного промежутка времени. Если это условие не выполняется, возникает функциональный отказ всей системы. Выполнение этого условия зависит от пропускной способности канала передачи информации.

Надежность передачи информации в судовой вычислительной сети зависит также от ее способности восстанавливать потерянную информацию или исправлять допущенную при передаче ошибку.

Эти факторы необходимо учитывать при выборе топологии судовой вычислительной сети. В настоящее время наиболее известны следующие модели построения вычислительных сетей: иерархическая; горизонтальная; звездообразная; кольцевая; ячеистая.

Далее эти модели рассмотрены с точки зрения их использования для построения судовых вычислительных сетей, а также в отношении их надежности при решений задач управления судовыми технологическими процессами.

Иерархическая модель. Принцип построения иерархической модели показан на рис. 4.1, а.



Рис. 4.1, а. Иерархическая модель с одним конечным устройством.
В настоящее время эта сетевая топология построения вычислительных сетей, в том числе и локальных судовых, является наиболее распространенной (например, электронная картографическая дисплейная информационная система (ЭКДИС)). Она наиболее проста с точки зрения организации управления потоками передачи информации.

В сети, построенной в соответствии с этой моделью, все управление реализацией протоколов обмена информацией может быть сосредоточено в терминале конечного пользователя "К" ("а" — локальные ЭВМ). На этом же терминале может быть сконцентрировано и программное обеспечение для обнаружения ошибок при передаче информации. Однако, сосредотачивая все управление на конечном терминале пользователя, такая сеть делает систему более уязвимой с точки зрения надежности, т.к. в случае отказа терминала более высокого уровня нарушится работа всей системы. Эта топология затрудняет также организацию прохождения значительного количества информации за заданный протоколом промежуток времени, вызывая образование больших очередей при последовательной передаче, особенно на верхних уровнях иерархии. Поэтому при проектировании систем управления подвижными объектами для повышения надежности передачи информации предусматривают организацию конечных терминалов пользователей на различных уровнях иерархии. Большое преимущество этой модели — ее открытость, т.е. возможность подключения как дополнительных источников информации, так и локальных конечных терминалов (рис. 4.2, б).



Рис. 4.2, б. Иерархическая распределенная модель

*Горизонтальная модель*. Схема горизонтальной модели приведена на рис. 4.2.



Рис 4.2. Горизонтальная модель

Как видно из рис.4.2, передача информации между устройствами происходит по одной шине данных, которая объединяет все ЭВМ, включенные в вычислительную сеть.

Эта модель довольно проста с точки зрения управления передачей информации, поскольку позволяет подавать информацию на входы всех ЭВМ практически одновременно. Основной недостаток модели - то обстоятельство, что в случае отказа единственного канала передачи данных происходит отказ всей системы в целом. Обычные способы резервирования основного канала предполагают создание резервного основного канала или организацию резервных обходных путей

Передачи информации - для обхода устройств, которые отказали. К числу недостатков горизонтальной модели следует отнести и тот факт, что она затрудняет решение задачи диагностики для определения места сбоя. Использование этой модели в судовых системах автоматизации возможно только для решения задач управления, не требующих большого информационного обмена. Также эту модель можно использовать в смешанных топологических моделях построения судовых вычислительных устройств.

Звездообразная модель. Схема звездообразной модели приведена на рис. 4.3.

В отношении концентрации управления на конечном терминале эта модель аналогична иерархической. Но иерархическая модель позволяет

создать распределенную систему с наличием локальных конечных устройств на более низких уровнях иерархии, а в звездообразной модели это исключено.



Рис. 4.3. Звездообразная модель

Надежность системы в большой степени зависит от надежности конечного устройства. Поэтому одно из основных условий повышения надежности — необходимость иметь резервное конечное устройство. Оценка надежности звездообразной модели допускает ее ограниченное использование при создании судовых вычислительных сетей в системах автоматизации судовых технологических процессов.

Кольцевая модель. Схема кольцевой модели приведена на рис. 4.4.



Рис. 4.4. Кольцевая модель

Название этой модели соответствует направлению передачи информации по кольцу — от одного устройства к другому. Обычно передача осуществляется только в одном направлении, что является недостатком кольцевой модели и снижает ее надежность. Существуют варианты организации этой модели с передачей информации в обоих направлениях, но при этом становятся более сложными протоколы обмена. С другой стороны, кольцевая модель обладает некоторым преимуществом перед описанными выше при передаче большого количества информации, т.к. перегрузки каналов в ней происходят значительно реже. Для повышения надежности таких моделей обычно предусматривают резервные кольцевые каналы или обходные каналы для каждого узла сети.

Ячеистая модель. Схема ячеистой модели приведена на рис. 4.5.



Рис. 4.5. Ячеистая модель

В настоящее время особенно быстро развивается именно топология ячеистых моделей. Применение таких моделей уже имеет особое значение в системах управления подвижными объектами, в том числе устанавливаемых на самолетах и в космических аппаратах. Это объясняется более высокой надежностью ячеистых моделей по отношению к перегрузкам и отказам. С другой стороны, протоколы передачи информации для реализации одних и тех же управляющих программ в таких моделях бывают значительно более сложными, чем в других.

При реализации управляющих программ в системах судовой автоматизации (при условии существования общесудовой или какой-либо локальной вычислительной сети) их надежность будет зависеть от надежности передачи информации по этим сетям. В свою очередь, надежность передачи информации зависит от конфигурации (топологии) сети, скорости передачи информации, помехозащищенности передаваемой информации и составленного протокола ее передачи.

Построение ИСН во многом определяется принятой организацией

обмена информацией между навигационными измерителями и пультом обработки ЭКНИС управления, контроля И информации, a также интерфейс) (внутрисистемный И между ИСН И потребителями навигационных данных (внешний интерфейс).

Необходимо остановиться на основных характеристиках интерфейса и современных типах стандартных интерфейсов.

Интерфейсом, как известно, называется совокупность аппаратнопрограммных средств, обеспечивающих взаимодействие абонентов. Аппаратные средства представляют собой передающие и приемные электронные схемы с линиями связи. Они обеспечивают электрическую, конструктивную и информационную совместимость абонентов. Линия связи определяет вид проводника, в качестве которого могут выступать: однопроводная линия, витая пара, радиочастотный или волоконнооптический кабель. Проводные линии обеспечивают связь длиной не более 3 м, кабельные — до 300 м, т.к. экраны кабелей значительно снижают электромагнитные наводки (примерно на 40 Дб по сравнению с проводной линией).

Программные средства определяют организацию обмена и правила передачи информации (формат сообщения), обеспечивающие информационную и программную совместимость абонентов.

Эффективность интегрирования технических средств на таком объекте как корабль, насыщенном электронными системами и комплексами, в значительной степени определяется степенью стандартизации интерфейсов между ними. Поэтому, вначале для военных кораблей, а затем и для судов различного назначения, были разработаны и внедрены соответствующие стандарты. На флотах стран НАТО — это интерфейс MIL-STD-1553, использующий последовательный код "Манчестер-II" (разработка Манчестерского университета, Великобритания) [85]. В нашей стране разработан аналогичный интерфейс по ГОСТ 26765.52-87. Этот интерфейс широко используется в новых разработках военно-морской техники,

обеспечивая высокую помехозащищенность линий связи и высокую вероятность обнаружения сбоев в каждом бите передаваемой информации.

Если обмен информацией между навигационными измерителями и потребителями осуществляется через магистраль с унифицированным последовательным интерфейсом по ГОСТ 26765.52-87, то каждое навигационное средство должно представлять собой функционально законченный информационный модуль со своим вычислителем.

Широкое использование на судах гражданского флота IBM-совместимых персональных компьютеров предопределило использование последовательных интерфейсов типа RS-232C и RS-423, предусматривающих передачу информации по однопроводной линии двуполярными посылками с форматом сообщения в стандарте NMEA-0183 и со скоростью до 20 Кбод (RS-232C) и до 300 Кбод (RS-423) при длине линии не более 15 м и 300 м соответственно.

## 4.2.2. Принципы построения библиотек комплекса навигации и управления

Нужно сказать несколько слов об информационной структуре корабельной информационной платформы.

Интегрированная мостиковая система (ИМС) обеспечивает полный контроль всех узлов и агрегатов корабля [47,52-53,71].

Вычислительные машины, контролируемые узлы связаны между собой локальной вычислительной сетью, которая также для обеспечения надежности дублируется. Для обеспечения отказоустойчивости существует возможность перераспределения задач между вычислителями. Используется топология сети с горизонтальной структурой. Аппаратная платформа состоит из нескольких вычислительных машин класса Pentium III. Для обеспечения надежности и отказоустойчивости происходит дублирование решения задач жизнедеятельности корабля.



Рис. 4.6. Интерфейс системы на рабочей платформе Была проведена оценка потенциальной сложности, присущей системам такого класса, и возможностей максимального упрощения для повышения надежности и простоты. Абстрактные общепринятые правила и методы проектирования, как правило, трудно воплотить на практике. Здесь необходимо отметить неизбежность экспериментирования, временных и проектировании систем достаточно прочих затрат. При высокой сложности невозможно разделять фазы создания программного обеспечения, такие как проектирование, программирование И тестирование. Вопросы менеджмента, несомненно играющие важную роль в процессе разработки, выходят за рамки данной диссертационной работы.

Фундаментальная проблема в разработке программного продукта – это взаимосвязь его частей. Существует лишь один простой метод борьбы со сложностью – «разделяй и властвуй». В частности, использование модулей и классов при проектировании системы разделяют программу на две части – реализацию и её пользователей, - и эти две части связываются лишь одним (в идеальном случае) хорошо определенным интерфейсом [69].

Данный подход применен при создании программного обеспечения комплекса управления и навигации.

Вычленение частей и интерфейсов системы – процесс, который, как правило, требует проникновения в суть, которого можно достичь только через полное понимание системы и выход на соответствующий уровень абстракции. Следует отметить, что *разделение* производится сравнительно легко. Труднее обеспечить *связь* между частями.

Процесс реализации комплекса носит итеративный и последовательный характер. За время разработки многократно происходило возвращение к каждой части проекта, каждый раз улучшая качество её реализации. Каждая новая переработка проекта исходила из текущих потребностей, а также основывалась на опыте предыдущих версий и требований заказчика. В результате разработки всего было четыре больших и множество последовательных внутренних итераций.

На первом этапе была исследована предметная область решаемой задачи. Первая итерация в создании заключалась в реализации математической модели движения, основываясь на материалах предоставленных ведущей организацией. Следующие две итерации позволили переработать среда моделирования процессов движения МПО в среду моделирования процессов навигации и управления. Эти итерации сопровождались глубокими изменениями в исходном коде. Здесь проводились работы по переработке пользовательского интерфейса, добавление и улучшение возможностей моделирования И анализа полученных результатов. Делались изменения в алгоритмической части математических моделей. Заново производилась абстракция основных модулей и узлов системы, перерабатывались интерфейсы взаимодействия.

Такой процесс разработки позволила получить наиболее точное понимание всего комплекса, получению наиболее оптимальных узлов, модулей и интерфейсов.

Программный комплекс навигации и управления движением представляет собой набор алгоритмов на языке С, объединенных в библиотечные модули. Данный подход был обусловлен известной топологией судовой вычислительной сети.

Топология информационной платформы, рассмотренная выше, подтверждает выбранную библиотечную структуру компонентов системы. Это дает возможность свободы выбора вычислителя для обеспечения надежности, а также дополнительную гибкость для обеспечения задач судовождения. С точки зрения принципов создания программного обеспечения, библиотечная структура при корректно выделенных интерфейсах позволяет обеспечивать такие свойства как независимость, переносимость, широкие возможности расширения, изменения и отладки. Представляются возможным варианты раздельной компиляции и сборки отдельных частей системы.

Исходя из информации о Unix-подобной операционной платформе корабля, можно сделать выбор языка программирования. Язык С обеспечивает достаточную функциональность и приближенность к системе.

Представленный комплекс разделен на три библиотечных модуля: математическая модель движения, блок системы автоматического управления и навигационный комплекс. В штатном режиме работы на информационной платформе ЭТИ решаются задачи на разных вычислительных модулях, причем блок математической модели движения вспомогательных В выполняет решение задач прогнозирования. имитационном (или обучающем) режиме выполняет функции ОН моделирования работы подсистем корабля (органов активного управления, источников навигационной информации, локальных систем управления и т.д.). Блоки управления и навигации при этом работают в своих штатных режимах.

Информационная платформа предоставляет достаточно скудные возможности по моделированию, разработке и отладке конечных алгоритмов. В ходе работы, было создано несколько вспомогательных программных продуктов для моделирования.

Основным является программный продукт для моделирования процессов управления движением и навигации. В результате работы проведена имитация информационной платформы согласно протоколам внутренней реализации. Основной идеей здесь является сохранение всех принципов работы системы, сетевых протоколов обмена и обеспечения корректной сменой внутренних режимов работы блоков. Таким образом, вся структура программного и алгоритмического комплекса разрабатывалась с учетом требований информационной платформы корабля, где основными требованиями являются сохранение структуры каталогов и модульности, выполнения требований по работе с памятью, обеспечение стационарности и независимости, сохранение интерфейсов обмена данными [50,69,71]. Такая реализация позволяет нам производить разработку и тестирование системы без потерь.

Данный программный комплекс реализован в среде Borland C++ Builder для Windows, которая имеет достаточно широкие функциональные возможности по моделированию и отладке, позволяет работать с программами на языке С. При моделировании математическая модель программно имитирует движение корабля, а также его работу его функциональных блоков, необходимых для решения задач навигации и управления движением. Среда моделирование при этом обеспечивает организацию сетевых протоколов обмена, а также графический ввод-вывод информации на экран, сохраняя при этом все принципы информационной платформы. Среда позволяет производить моделирование и настройку разрабатывать системы управления И совместно алгоритмы комплексирования навигационных наблюдений, производить статистический анализ систем, доработку и настройку. Система имеет

интуитивно понятный интерфейс пользователя, который совпадает по функциональности с интерфейсом пользователя информационной платформы корабля.



Рис 4.7. Схема работы библиотек комплекса в разных режимах работы

На схеме рис. 4.7 можно видеть работу библиотек В режиме моделирования(слева), И работу системы штатном режиме В системы(справа).

Рассмотрим интерфейс программного модуля. Модуль представляет собой приложение Windows с интуитивно понятным пользовательским интерфейсом (рис. 4.8).



Рис. 4.8. Интерфейс программы для моделирования, контроля и анализа комплекса САУД: 1 – панель вывода графической и текстовой информации о текущем состоянии системы; 2 – панель контроля времени; 3 – панель ввода информации и моделирования режимов работы согласно протоколам(алгоритм включения совпадает с ИМС); 4 – панель вывода служебных информационных сообщений.

Представленная концепция обеспечивает, пожалуй, одно из самых основных и важных свойств – это кроссплатформенность. Благодаря чему, как показывает практика, возрастает качество конечного продукта, минимизируются временные потери и ошибки при переносе, расширяются возможности при моделировании и отладке.

Рассмотрим результаты проделанной работы:

1. Кроссплатформенная библиотека модулей на языке С, обеспечивающая реализацию основных узлов системы и интерфейсов между ними [71].

Выбор языка С обусловлен требованиями ведущей организации. Внутренняя структура имеет четко определенную форму, которая позволяет обеспечить тестирование, переносимость, имеет возможности обслуживания и расширения, а также понимания со стороны как разработчиков и ведущей организации.

2. Программный модуль для моделирования работы комплекса, который представляет собой интерфейс пользователя по работе с библиотекой. Он реализован в среде Windows в среде программирования Borland C++ Builder и имеет расширяемый набор визуальных средств контроля и анализа результатов.

### 4.3. Программный комплекс моделирования и комплексирования

Решение задачи проектирования СУД МПО предполагает разработку обеспечения (ΠO), программного состоящего ИЗ целого ряда функциональных и служебных алгоритмов на языке высокого уровня. Программная реализация должна соответствовать требованиям технических средств и вычислительных возможностей корабельной аппаратуры, а также совместимости с операционной платформой ΜΠΟ. Выполнение ЭТИХ требований также накладывает дополнительные ограничения на реализацию ΠO

Архитектурный построению концептуальных подход К схем исследуемых и проектируемых систем предполагает декомпозицию системы до уровня подсистем, рассматривая их как конечные элементы [17]. Такая декомпозиция не исключает возможности дальнейшей конструктивной разработки подсистем, ИХ лекомпозиции на более летальные функциональные элементы и т.д. Главное преимущество такого подхода заключается в целенаправленном использовании макрознаний о системе [33,39].

Данная постановка задачи хорошо вписывается в возможности языка С на операционной Linux-подобной платформе, где весь объект может быть разбит на некоторое количество модулей с общедоступной областью памяти для организации интерфейсов обмена между абонентами [71].

Для достижения многоуровневой унификации ПО должно включать в свой состав четыре вида основного программного обеспечения:

а) общее программное обеспечение (ОПО);

б) общесистемное программное обеспечение (ОСПО), являющееся основой базовых информационных технологий

в) специальное программное обеспечение (СПО);

г) технологическое программное обеспечение (ТПО).

Отсюда среды моделирования и комплексирования (СМК) для организации СУД можно представить как сложную модульную архитектуру, позволяющую получить модель системы управления как композицию из разработанных и отлаженных конечных расчетных элементов. Для этого разрабатывается библиотека модулей и программ, обеспечивающих комплексное решение задач моделирования САУ в зависимости от исходных данных.

Реализацию СМК для проектирования такой системы можно представить как некое пространство, включающее в себя разрабатываемую систему и группы вспомогательных подсистем:

а) Декомпозиция модулей систем МПО, архитектурная композиция которых составляет систему целиком. Эти модули реализованы на языке С с учетом требований операционной платформы МПО, что позволяет использовать их непосредственно при реализации системы без этапов доработки. Основными преимуществами такого подхода являются простота использования модулей как библиотечных элементов, их оптимальность и надежность. Накопление библиотечной базы позволяет сократить сроки проектирования системы. Язык С является основным поддерживаемым языком Linux-подобных операционных корабельных платформ [69].

б) Подсистема отображения информации. Представлена в виде интерфейса обмена данными между разработчиком-исследователем и системой. Интерфейсный модуль реализован в виде приложения на языке высокого уровня C++ Builder и обеспечивает отображение всей необходимой информации.

в) Утилитарные математические алгоритмы. Представляют собой библиотеку математических алгоритмов, специально разработанных с соблюдением требований операционной платформы. Эти условия позволяют говорить о расширении и дополнении имеющейся библиотеки о простоте и гибкости с учетом решаемого круга задач, а также её использования. Реализация также ведется на языке С.

Фактор надежности при разработке программного обеспечения в данном классе является одним из приоритетных. Как правило, к управляющим алгоритмам предъявляются требования от следующих систем: со стороны систем автоматизации программирования; от систем отладки программного обеспечения; контроля функционирования от систем программ; от операционных систем, используемых для организации вычислительного процесса. Здесь важно уделить достаточное внимание классификации ошибок программного обеспечения, способу и методике а также их устранения. Подобная классификация представляет несомненный интерес, т.к. во многих случаях ошибки, допущенные на первой стадии разработки программного обеспечения обнаруживаются только на заключительных этапах, а в некоторых случаях – только на этапах контрольной эксплуатации [30].

Реализуемые быть процедуры должны максимально надежны и оптимально быстры. Если говорить о программной реализации, то здесь в первую очередь следует учитывать возможности ЯВУ для оптимизации, а только потом оптимизационные возможности компилятора, которые должны использоваться на стадии окончательного тестирования и отладки. Оптимизация же процедур на ЯВУ может производиться и на низком аппаратном уровне, например, с использованием языка Assembler. Процесс сходимости к надежному и оптимальному коду является в большинстве случаев итерационным, т.е. последовательном приближении к наилучшему варианту посредством многократной переработки и тестирования. Это позволяет также максимально снизить риск возникновения ошибок [50, 69].

Основной метод испытания ПО с целью проверки его надежности – это тестирование. Следует иметь ввиду, что тестирование представляет собой лишь составную часть отладки [12]. Помимо тестирования отладка включает в себя исправление ошибок и контроль правильности внесенных изменений, а также оценку устойчивости функционирования ПО [69].

### 4.4. Современные ИСН и перспективы их развития

К настоящему времени в мире разработано значительное количество ИСН, которые можно разделить на три группы[27,64,59-60]:

- I. автономно используемые ИСН;
- II. ИСН, являющиеся составной частью интегрированных систем судовождения и управления технологическими процессами на судне;
- III. ИСН военных кораблей.

ИСН, рассмотренные в п. 4.3, относятся к первой группе. Они предназначены, в основном, для малых судов и кораблей и обеспечивают решение двух задач, которые ранее решали два различных вида систем: оправдало навигации И ориентации. Одно ЭТО объединение уже ИСН. Если учесть использование данного типа также очевидные эксплуатационные преимущества и низкую стоимость данного вида ИСН, то становятся очевидными перспективы их широкого использования.

ИСН второго типа предназначены, в основном, для средних и крупных гражданских судов. Они призваны решить задачу повышения надежности и экономической эффективности коммерческих перевозок. Эта задача решается путем интегрирования ИСН в более крупную структуру -ИСН, интегрированный мостик, объединяющую систему автоматизированной радиолокационной прокладки, авторулевой, пульты установкой управления энергетической судна, подруливающими, погрузочно-разгрузочными устройствами и др., систему связи.

Это объединение происходит на двух уровнях. Эргономический уровень предполагает использование единой приборной консоли, которая располагается на ходовом мостике судна. Использование унифицированного конструктива, сокращение органов управления и индикации, унификация интерфейса между перечисленными системами обеспечивают повышение надежности и возможность управления всеми средствами, находящимися на мостике, одним оператором. Последнее обстоятельство очень важно для

реализации концепции "судно будущего" - концепции, предполагающей создание высокоавтоматизированного судна, управляемого малочисленным экипажем (менее 10 человек). Первые подобные суда уже построены и подтвердили основные положения концепции "судно будущего". Интегрированные мостики поставляет ряд фирм. Общий вид одного из таких мостиков показан на фото (рис. 4.9).

Информационный уровень интегрированного мостика обеспечивается созданием обширной базы знаний, которая компенсирует сокращение базы знаний экипажа в связи с уменьшением его состава. Интегрированная система должна обеспечивать усиление информационной поддержки путем создания систем искусственного интеллекта (экспертных систем), обеспечивающих контроль и оценку ситуации, информационную поддержку принятия решений и их осуществления, тренировки экипажа. Разумеется, принятие решений и управление техническими средствами всецело остаются прерогативой оператора [62].

Интегрированная структура строится на основании концепции "вложенных пирамид". Каждая пирамида представляет собой некоторое



Рис. 4.9. Интегрированная мостиковая система

техническое средство, входящее в интегрированную систему. Основание

пирамиды составляют объекты управления, вершину — система управления конкретного технического средства. Из подобных пирамид строится иерархическая структура управления. Общий принцип решения интеллектуальных задач в рамках подобной структуры заключается в передаче части задач с нижнего уровня на более высокий. Одновременно происходит и усложнение самих задач, появляются оптимизационные задачи с увеличенным числом критериев оптимизации.

Соответственно строится иерархическая структура цифровых средств обработки информации. На нижнем уровне используются, в основном, программируемые контроллеры, на верхних — рабочие и операторские станции. Рабочие станции размещают как в необитаемых, так и в обитаемых помещениях. Рабочая станция обеспечивает: координированное управление группой приборов или агрегатов; оптимизацию их выходной информации в условиях случайных возмущений и помех; диагностирование технического состояния приборов и агрегатов. В обитаемых помещениях рабочая станция обеспечивает информационную поддержку оператора. Операторские станции находятся на верхнем иерархическом уровне, оформлены они в виде пультов интегрированного мостика [58].

Создание единой информационной сети открывает новые возможности для повышения эксплуатационных характеристик интегрированной системы за счет реконфигурации сети при отказе отдельных ее элементов с передачей функции обработки информации от отказавшего элемента к нормально функционирующим.

Интегрированный мостик гражданского судна в настоящее время представляет собой наиболее совершенную морскую интегрированную систему. Ее появление стало существенным элементом в работе по информационной поддержке постоянно растущего морского сегмента глобальной транспортной системы.

Военно-Морской Флот стал инициатором комплексирования навигационных систем корабля еще в середине прошлого века. Для решения

различных задач кораблевождения и использования оружия военные корабли обеспечиваются большим набором навигационных средств: магнитными и гироскопическими компасами, индукционными и гидродинамическими лагами, доплеровскими гидроакустическими и радиотехническими лагами, инерциальными системами навигации и ориентации, РНС ближнего и дальнего действия, низкоорбитальными и среднеорбитальными СНС. системами отображения навигационной информации (в том числе — автопрокладчиками и ЭКНИС), а также системами обработки информации и трансляции ее потребителям, системами гарантийного электропитания.

Уже в 50-х гг. XX в. потребовалось объединить эти разнородные технические средства В единый навигационный комплекс корабля. Дальнейшее развитие навигационных комплексов пошло ПУТИ ПО совершенствования входящих в них технических средств и повышения эффективности обработки их информации. В частности, именно здесь нашли широкое применение и развитие фильтрационные методы обработки информации.

Вместе с тем, специфика военных кораблей, связанная с требованиями их боевой устойчивости, не позволяет использовать СНС как основной, непрерывно действующий источник информации. Это невозможно на подводных лодках и имеет серьезные ограничения на надводных кораблях. Кроме того, на военных кораблях (стоимость которых на порядок выше, а состав технических средств несравненно сложнее, чем судов коммерческого флота того же водоизмещения) ценовые факторы не являются абсолютно определяющими.

В силу указанных причин на военных кораблях концепция интегрированного мостика пока еще не нашла применения в полном объеме. Внедряются лишь ee отдельные элементы. Вслел за ЭКНИС, предназначенных для коммерческих судов, появились ЭКНИС военных кораблей, в которых решаются дополнительные специфические задачи. Распространенная предыдущие десятилетия звездообразная В схема

соединения систем навигационного комплекса с центральной вычислительной системой сменяется децентрализованной системой обработки информации, с интерфейсом по магистральной шине.

#### 4.6. Выводы

1. Проанализированы особенности программного обеспечения программного алгоритмического комплекса навигации и управления движением. Определено его место в структуре информационной платформы корабля. Одной из важных концепций при создании библиотеки являлось обеспечение кросплаформенности, т.е. разработка и отладка алгоритмов без потерь. Многоэтапное тестирование конечного кода на этапе разработки позволяет повысить надежность конечной системы.

2. Предложена концепция разработки подобных систем навигации и управления из готовых конечных программно-алгоритмических блоков с заранее определенными интерфейсами. Проводится неявная аналогия с системами автоматизированного проектирования, принципы которых при реализации такой псевдоинструментальной среды могут частично Такой подход может использованы. позволить увеличить скорость разработки подобных комплексов.

3. Проведен анализ интегрированных систем навигации, исследовано их эволюционное развитие. Основные концепции этих систем использованы при построении программных библиотек навигации, в нашем случае ориентированных на решение сложных задач управления движением. Все эти системы входят в сложные информационно-вычислительные комплексы современных интегрированных мостиковых систем, наличие которых на корабле значительно повышает функциональность и надежность кораблей.

# СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Айвазян С.А. и др. Прикладная статистика: Основы моделирования и первичная обработка данных.– Финансы и статистика, 1983.– 471 с.

2. Александров И. Космическая навигационная система Навстар //Зарубежное военное обозрение, Красная Звезда, Москва, 1995, №5.

 Амбросовский В.М., Белый О.В., Скороходов Д.А., Турусов С.Н.
 Интегрированные системы управления технических средств транспорта. – СПб: «Элмор», 2001. – 288 с.

4. Аникин А.А. Прикладное решение задач навигации. - XXXVI научнотехнической конференции УлГТУ «Вузовская наука в современных условиях», 28 января - 3 февраля 2002.– Ч. 2. С. 37-38.

5. Аникин А.А. Программный комплекс моделирования процессов навигации и управления. - Современные проблемы проектирования, производства и эксплуатации радиотехнических систем: Сборник научных трудов. Третий выпуск. – Ульяновск, 2003. – С. 16 - 21

6. Аникин А.А. Комплексирование спутниковых и инерциальных систем. -Тезисы докладов XXXVIII научно-технической конференции УлГТУ «Вузовская наука в современных условиях», 26 января - 1 февраля 2004. Ч. 1, С. 107.

7. Аникин А.А. Программное обеспечение для моделирования систем управления движением. – Электронная техника: Межвузовский сборник научных трудов/ Под ред. Д.В. Андреева. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 96 с.

8. Аникин А.А. Алгоритм совместной обработки навигационной информации гидроакустической и спутниковой систем. - Тезисы докладов XXXIX научно-технической конференции УлГТУ «Вузовская наука в современных условиях», 31 января - 6 февраля 2005. Ч. 1, С. 106.

9. Аникин А.А. Автоматизированное проектирование системы управления движением корабля. - Труды 4-й всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации

радиотехнических систем» – Ульяновск: УлГТУ, 5-6 октября 2004. С. 165-167.

 Анучин О.Н., Емельянцев Г.Н. Интегрированные навигационные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. – СПб.: ГНЦРФ – ЦНИИ «Электроприбор», 1999.

11. Аппаратура радионавигационная систем ГЛОНАСС и GPS. Системы координат. Методы перевычислений координат определяемых точек. Государственный стандарт РФ (проект), Госстандарт России, 1997.

12. Архангельский Б.В. Поиск устойчивых ошибок в программах. – Физматгиз, 1989.

13. Белый О.В. Технологические приемы повышения эксплуатационной способности транспортных судов. – М.: ВИНИТИ, 1998.

14. Белый О.В., Сазонов А.Е. Информационные системы технических средств транспорта. – СПб: «Элмор», 2001. – 192 с.

 Берман З.М. и др. Преимущества ИНС с фильтром калмановского типа в замкнутой схеме коррекции. – СПб.: // Гироскопия и навигация. – 1999, №1(24). Стр. 48-55.

16. Брагинец В.Ф. и др. Определение параметров связи систем координат ГЛОНАСС и GPS по результатам обработки наблюдений КА ГЛОНАСС лазерными и радиотехническими станциями/ТНовости навигации, НТЦ "Интернавигация", 1999, №2 (4).

17. Бусленко В.Н. Автоматизация имитационного моделирования сложных систем. – СПб.: ГЭТУ, 1977.

18. Ван Дайк К. Использование спутниковых радионавигационных систем для обеспечения требуемого уровня характеристик глобальной навигационной спутниковой системы//Радиотехника. Радиосистемы. Радионавигационные системы и навигационные комплексы, 1996, №1, стр. 77-82.

 Васильев А. В. Управляемость судов: Учеб. пособие.– Л.: Судостроение, 1989.– 328 с.

20. Васильев К. К. Прием сигналов при мультипликативных помехах. – Саратов: СГУ, 1983. – 128с.

Васильев К.К., Аникин А.А. Калмановское комплексирование и моделирование навигационных систем. – Электронная техника: Межвузовский сборник научных трудов/ Под ред. Д.В. Андреева. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 96 с.

22. Васильев К.К., Аникин А.А. Комплексирование инерциальных и спутниковых систем. - Автоматика-2003: Материалы 10-й международной конференции по автоматическому управлению, г. Севастополь, 15-19 сентября 2003 г.: в 3-х т.– Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2003.– Т. 2. С. 124-125

23. Васильев К. К., Васильев А. Н. Математическая модель движения «Современные проблемы корабля.создания И эксплуатации радиотехнических систем»: Тез. докл. 3-й всероссийской научнопрактической конференции – Ульяновск: УлГТУ, 3-4 декабря 2001. С. 98-100.

24. Васильев К.К., Кадеев Д.Н. Алгоритмы обнаружения-оценивания траекторий. – В сб. "Статистический анализ и синтез информационных систем". – Л.: ЛЭИС, 1987, С. 64.

25. Волков Н.М., Иванов Н.Е., Салищев В.А., Тюбалин В.В. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС //Зарубежная радиоэлектроника, 1997, №1.

26. Галазин В.Ф. и др. Система геодезических параметров Земли "Параметры Земли 1990 года" (ПЗ-90), Москва, КНИЦ, 1998.

27. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. //ИПРЖР, Москва, 1998

28. Гришин Ю.П. Ипатов В.П., Казаринов Ю.М. и др. Радиотехнические системы / Под ред. Ю.М. Казаринова. – М.: Высшая школа, 1990.

 Дмитриев С.П. Высокоточная морская навигация. – СПб: Судостроение, 1991. – 224 с.

 Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В. Информационная надежность, контроль и диагностика навгационных систем. – СПБ: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. - 208с.

31. Дмитриев С.П., Мамонтова А.В., Демидов С.А. Выбор состава навигационных средств для высокоточного удержания судна на траектории // Судостроение. – 1995. – N 10.

32. Дьяконов Д.К. Справочник по применению системы PC MATLAB. – М.: Наука, 1993.

33. Дьяконов В., Круглов В. МАТLАВ. Анализ, идентификация и моделирование систем. Специальный справочник. – СПб.: Питер, 2002. –
448 с.

34. <u>Интерфейсной контрольный документ ЦР8</u>, ICD-200C-002,25.97. www.navcen.uscg.mil/gps/geninfo/gpsdocuments/icd200/icd200c.pdf

35. Кадеев Д.Н. Алгоритмы траекторной обработки сигналов. //Методы обработки сигналов и полей.– Ульяновск: УлПИ, 1992.– С. 60-69.

Кардашинский-Брауде Л.А. Современные судовые магнитные компасы.
 – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1999.

Конрад Д. Анализ ошибок систем навигационных спутников.
 Управление в космосе. – М.: Наука, 1972.

Крашенинников В.Р., Васильев А.Н., Аникин А.А., Гладких Е.А.
 Имитатор волнового воздействия. – Вестник УлГТУ, Ульяновск: 2005. – с.
 57-62.

39. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. М.: Радио и связь, 1986. – 352 с.

40. Лемешко Б.Ю. Статистический анализ одномерных наблюдений случайных величин: Программная система / Новосиб. гос. техн. ун-т. - Новосибирск, 1995. 125 с.

41. Лукомский Ю.А., КорчановВ.М. Управление морскими подвижными объектами. – СПб: Элмор, 1996.

42. Лукомский Ю.А., Пешехонов В.Г., Скороходов Д.А. Навигация и управление движением. – СПб.: «Элмор», 2002. – 360 с.

43. Макода В.С., Резниченко В.И. Использование спутниковых навигационных систем на кораблях и судах морского флота. – СПб.: ГНИНГИ МО РФ, 1999.

44. Материалы 4-ой Российской Научно-технической конференции по современному состоянию и проблемам навигации и океанографии (НО-2001).
– СПб: ГНИНГИ МО РФ, 2001.

45. Миронов М.А., Прохоров С.Л. Комплексные радионавигационные системы с раздельной обработкой сигналов/Радиотехника, 1996, №1.

46. Мирошников А.Н., Румянцев С.Н. Моделирование систем управления технических средств транспорта. ГЭТУ. – СПб.: «Элмор», 1999. – 224 с.

47. Морская интегрированная малогабаритная система навигации и стабилизации «Кама-НС», технические условия. – Пермь.: Пермская научно-производственная приборостроительная компания, 2002г.

48. Москвин Г. Современные навигационные средства // Морской флот. – 1998. – № 2.

49. Орлов А.И. Неустойчивость параметрических методов отбраковки резко выделяющихся наблюдений // Заводская лаборатория. 1992. Т. 58. № 7. С. 40-42.

50. Острем К. Системы управления с ЭВМ. – М.: Мир, 1990.

51. Перов А.И. Статистическая теория радиотехнических систем. – М.: Радиотехника, 2003, 400с., ил.

52. Пошехонов В.Г., Шарыгин Б.Л., Миронов К.В.. Единая система инерциальной навигации и стабилизации «Ладога – М». // Морская радиоэлектроника, - 2003.-№1(4).-С.26-30.

53. Рабочие материалы анализа структуры НК «Бейсур». - СПб.: ГНИНГИ РФ, 2002.

54. Резниченко В.И. Теоретические основы комплексирования космических и автономных навигационных средств. ГНИНГИ МО РФ, Докторская диссертация, 1985.

55. Резниченко В.И., Лапшина В.И. Организация взаимодействия спутниковых и автономных средств морских объектов. - СПб.: ГНИНГИ РФ, 2004.

56. Резниченко В.И., Левит Г.А. Определение скорости по сигналам спутниковых навигационных систем. - СПб.: ГНИНГИ РФ, 2004.

57. Резниченко В.И., Мониев А.А. Определение курса по сигналам спутниковых навигационных систем. - СПб.: ГНИНГИ РФ, 2004.

58. Родионов А.И., Сазонов А.Е. Автоматизация судовождения. - М.: Транспорт, 1992.

59. Российский радионавигационный план. НТЦ "Интернавигация", версия 1, - М., 1994.

Российский радионавигационный план. НТЦ "Интернавигация", версия
 - М., 1997.

61. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. П.П. Дмитриева, В.С. Шебшаевича. – М.: Транспорт, 1982.

62. Смирнов Е.Л., Яловенко А.В., Воронов В.В. Технические средства судовождения. Т. 1. Теория. – СПб.: «Элмор», 1996.

63. Соловьев Ю.А. Комплексирование глобальных спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS с другими навигационными измерителями//Радиотехника, 1999, №1.

64. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-Трендз, 2000.

65. Соловьев Ю.А. Точность определения относительных координат и синхронизации шкал времени объектов при использовании спутниковых радионавигационных систем//Радиотехника, ИПРЖР, 1998, №9.

66. Справочник по теории корабля: В 3 т./Под ред. Войткуновского Я. И.–Л.: Судостороение, 1985.

 Спутниковые радионавигационные системы. Ч.1. Основы функционирования подсистем/ Под ред. В.Н. Харисова. – М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1997.

Степанов О. А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. – СПб: ГМЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – 370с.

69. Страуструп Б. Язык программирования С+. Специальное издание. Пер. с англ. – М.: ООО «Бином-пресс», 2004 г. – 1104 с.: ил.

70. Сэйдж Э.П., Мэлс Дж. Теория оценивания и её применение в связи и управлении: Пер. с англ./ Под ред. Б.Р. Левина. М.: Связь, 1976.

71. Уолтон Ш. Создание сетевых приложений в среде Linux. : Пер. с англ. –
М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. - 464 с.

72. Хьюбер П. Робастность в статистике.: Пер. с англ./ Под ред. И.Г.Журбенко.– Мир, 1984.– 303 с.

73. Цветов М. А., Цветов А. М. Уравнения движения корабля. – Труды Ульяновского научного центра РАЕН. – Ульяновск: УНЦ НЗИТ РАЕН, 2001, т. 3, вып. 1. – с. 119-122.

74. Ярлыков М. С., Статистическая теория радионавигации, - М: Радио и связь, 1985. – 344с.

75. Ярлыков М.С., Базаров А.А. Оптимальное комплексирование радионавигационных измерителей на уровне обработки сигналов для каждого из них//Радиотехника, 1991, №5.

76. Ярлыков М.С., Базаров А.А. Совмещенная аппаратура потребителей спутниковой и гиперболической радионавигационных систем//Радиотехника, 1992, №4.

77. Ярлыков М.С., Базаров А.А., Салямех С.С. Помехоустойчивый навигационно-посадочный комплекс на основе спутниковой радионавигационной системы//Радиотехника, 1996, №12.

78. Ярлыков М.С., Кудинов А.Т. Повышение качества функционирования спутниковых радионавигационных систем за счет информационной избыточности//Радиотехника, 1998, №2.

79. Ярлыков М.С., Миронов М.А. Марковская теория оценивания случайных процессов. – М.: Радио и связь, 1993.

80. Ярлыков М.С., Чижов О.П. Субоптимальные алгоритмы приема и комплексной обработки квазикогерентных сигналов спутниковой радионавигационной системы//Радиотехника, 1996, №1.

81. Bazarov Y. Introduction to Global Navigation Satellite System, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 2.1-2.21.

82. D. Dai. Satellite-Based Augmentation System Signal-In-Space Integrity Performance Analysis, Experience, and Perspectives, ION GPS-99 Proc., Nashwille, 1999.

83. Dr. Michael K. Martin, Bruce C. Detterich. The World's Smallest Military INS/GPS: P-MIGITS TM –II, ION GPS-98 Proc., 1998.

84. Heinrichs G. and Windl J. Combined Use of GPS and GLONASS A New Era in Marine Navigation and Positioning, ION GPS-98 Proc., Nashwille, 1998.

85. Home page MIT LL, 19.1.99.

86. Lachapelle G, Navigation Accurasy for Absolute Positioning, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovate Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 4.1-4.10.

87. Minimum Operational Performance Standard for Global Positioning System/Wide Area Augmentation, System Airborne Equipment, RTCA Document, Number RTCA.DO-229, January 16,1996.

88. Minimum Operational Performance Standards for GPS/WAAS Airborne Equipment, RTCA / DO-229, App. B, Prep. SC-159, 1997.

89. Mirrikas V., Revnivykh S., Bykhanov E. WGS84/PZ90 Transformation Parameters Determination Based on Laser and Ephemeris Long-Term GLONASS Orbital Data Processing, ION GPS-98 Proc., Nashwille, 1998. 90. Misra P., et al. Augmentation of GPS/LAAS with GLONASS: Performance Assessment, ION GPS-98 Proc., Nashwille, 1998.

91. Parkinson B.W., Fitzgibbon K.T. Optimal Locations of Pseudolites for Differential GPS, Navigation (USA), v. 33, N4, Winter, 1986-87.

92. Parkinson B., Axelrad P. Autonomous Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual, Navigation, vol. 35, N2, 1988.

93. Pervan B., et al. A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity, Navigation, vol. 45, N1, 1998.

94. Philips R. Relative and Differential GPS, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 5.1-5.22.

95. Slater J., et al. The International GLONASS Experiment (IGEX-98), ION GPS-98 Proc., Nashwille, 1998.

96. Sturza M. Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements, Navigation, vol. 35, N4, 1988-89.

97. Van Graas F. Signal Integrity, AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 7.1 - 7.12.

98. Vroeijenstijn R., et al. Wide Area DGNSS Service Using Existing LFtransmitters, Proc. of DSNS-96, vol. 1, Paper № 9, St.Petersburg, May 1996.

99. Windl J., et al Flight and Landing Trials with combined DGPS/DGLONASS/INS System for Dynamic Maneuvers and Precision Landings, ION GPS-98 Proc., Nashwill, 1998.

100. www.honeywell.com, 29.12.97 GPS Navigation Solutions - Honeywell

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АП – аппаратура потребителей;

АСУ – автоматизированная система управления;

БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система;

БЦВМ - бортовая цифровая вычислительная машина;

ВОИ – вторичная обработка информации;

ГЛОНАСС – ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система;

ИМС – интегрированная мостиковая система;

ИНС – инерциальная навигационная система;

МПО – морской подвижный объект;

НК – навигационный комплекс;

НФ – навигационный фильтр;

ОАУ – органы активного управления;

ПД – псевдодальность;

ПО – подвижный объект;

ПОИ – первичной обработкой информации;

ПС – псевдоскорость;

САУ – система автоматического управления;

САУД – система автоматического управления движением;

СМК – среда моделирования и комплексирования;

СРНС – спутниковая радионавигационная система;

СКО - средне-квадратическое отклонение;

ЧВП – частотно-временных поправок;

ЭИ – эфемеридная информация;

ЭКНИС - электронная картографическая навигационно-информационная система;

AAIM -Airborne Autonomous Integrity Monitoring;

GDOP – геометрический фактор ухудшения точности местоопределения;

GPS – Global Positioning System (Глобальная система позиционирования);

HDOP - горизонтальный фактор ухудшения точности местоопределения;