

Алёшин Б.С.  
Афонин А.А.  
Веремеенко К.К.  
Кошелев Б.В. и др.

**Ориентация и  
навигация подвижных  
объектов:  
современные  
информационные  
технологии**



МОСКВА  
ФИЗМАТЛИТ ®

УДК 629.7+531.383  
ББК 39.471.1+39.57+39.67  
О 63



*Издание осуществлено при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований по проекту 05-01-14-094д*

Авторский коллектив:

Б. С. Алёшин, А. А. Афонин, К. К. Веремеенко, Б. В. Кошелев, В. Е. Плеханов,  
В. А. Тихонов, А. В. Тювин, Е. П. Федосеев, А. И. Черноморский

**Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии** / Под ред. Б.С. Алёшина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. — 424 с. — ISBN 5-9221-0735-6.

Рассмотрены средства, методы и алгоритмы получения и обработки навигационной информации в комплексах ориентации и навигации (КОН) подвижных объектов. Информационным ядром в большинстве комплексов является бесплатформенная инерциальная навигационная система, корректируемая от спутниковой навигационной системы. Дано обобщенное представление о структуре и функциональном составе КОН и приведены примеры технических решений КОН подвижных объектов различных типов. Рассмотрены вопросы математического обеспечения обработки информации в комплексах. Обсуждаются особенности построения и реализации программно-математического обеспечения вычислительных систем КОН. Рассмотрены структуры, функциональные алгоритмы и погрешности бесплатформенных инерциальных и спутниковых навигационных систем. Дана характеристика инерциальных чувствительных элементов, в частности микромеханических, и изложены варианты построения нетрадиционных гравиметров для КОН. Представлены разработки алгоритмического обеспечения КОН ряда подвижных объектов, включая алгоритмы на основе нейронных сетевых технологий. Рассмотрены структурные алгоритмы систем обеспечения безопасности полета как элементов КОН авиационного применения.

Книга представляет интерес для специалистов, работающих в области навигационных приборов, систем и комплексов, а также для аспирантов и студентов соответствующих специальностей.

© ФИЗМАТЛИТ, 2006

© Б. С. Алёшин, К. К. Веремеенко,  
А. И. Черноморский, 2006

ISBN 5-9221-0735-6

## ОГЛАВЛЕНИЕ

|   |            |
|---|------------|
| Основные сокращения .....   | 6          |
| Введение .....  | 7          |
| <b>Глава 1. Состав и конфигурация комплексов ориентации и навигации различных типов подвижных объектов.</b> .....   | <b>11</b>  |
| 1.1. Особенности целевых задач, решаемых подвижными объектами, и их влияние на состав комплексов ориентации и навигации. . . . .  | 11         |
| 1.2. Обобщенное представление о структуре и функциональном составе комплексов ориентации и навигации .....  | 16         |
| 1.3. Состав и структура комплексов ориентации и навигации подвижных объектов .....  | 20         |
| 1.3.1. Бортовой комплекс ориентации и навигации авиационного применения (20). 1.3.2. Комплекс ориентации и навигации воздушно-космического самолета (24). 1.3.3. Гравинерциальный навигационный комплекс малоразмерного подводного аппарата с использованием бесплатформенных технологий (29). 1.3.4. Комплекс ориентации и навигации автономного подводного аппарата с использованием акустических систем (33). 1.3.5. Комплекс ориентации и навигации одноосной колесной транспортной платформы (38).   |            |
| <b>Глава 2. Математическое обеспечение комплексов ориентации и навигации</b> .....  | <b>43</b>  |
| 2.1. Роль программно-математического обеспечения в формировании облика КОН .....  | 43         |
| 2.2. Структура общего алгоритма КОН и характеристика его составляющих .....   | 53         |
| 2.3. Алгоритмы обработки информации в КОН .....   | 59         |
| 2.3.1. Алгоритмы первичной обработки информации (59). 2.3.2. Алгоритмы оптимального оценивания при комплексировании КОН (71). 2.3.3. Метод наименьших квадратов (73). 2.3.4. Оптимизация наблюдений при использовании МНК (76). 2.3.5. Структура и уравнения линейного оценивающего фильтра (89). 2.3.6. Фильтр Калмана и уравнение Риккати (93). 2.3.7. Структурная адаптация фильтра Калмана в КОН (101). 2.3.8. Параметрическая нечеткая (Fuzzy) адаптация фильтра Калмана (111). 2.3.9. Методы апертурного оценивания (118). 2.3.10. Метод эллипсоидов (123). |            |
| <b>Глава 3. Современные бортовые вычислительные системы в решении задач КОН</b> .....   | <b>129</b> |
| 3.1. Основные концептуальные особенности построения бортовых вычислительных систем КОН .....  | 131        |
| 3.2. Архитектура современных и перспективных бортовых вычислительных систем КОН .....   | 135        |

|  |            |
|--|------------|
| 3.3. Средства передачи информации современных и перспективных бортовых вычислительных систем КОН . . . . .   | 140        |
| 3.4. Современные средства реализации программного обеспечения бортовых вычислительных систем КОН . . . . .   | 150        |
| 3.4.1. Технология проектирования бортового программного обеспечения КОН (150). 3.4.2. Выбор инструментальных средств (CASE-средств) поддержки разработки программного обеспечения КОН (157). 3.4.3. Выбор операционной системы реального времени для решения задач КОН (160). 3.4.4. Выбор языка программирования для решения задач КОН (188).                           |            |
| <b>Глава 4. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы . . . . .</b>  | <b>190</b> |
| 4.1. Требования, предъявляемые к БИНС как к информационному ядру КОН. . . . .  | 191        |
| 4.2. Функциональные алгоритмы БИНС для подвижных объектов различных типов . . . . .  | 199        |
| 4.2.1. Системы координат в задачах алгоритмического обеспечения БИНС (199). 4.2.2. Функциональные алгоритмы определения навигационных параметров характерных подвижных объектов (202). 4.2.3. Функциональные алгоритмы определения угловых параметров ориентации и навигации (215). 4.2.4. Алгоритмы функционально-избыточного инерциального измерительного блока (219). |            |
| 4.3. Унифицированный алгоритм БИНС. . . . .  | 226        |
| 4.4. Математическая модель первого порядка возмущенного режима работы БИНС с унифицированным алгоритмом . . . . .  | 230        |
| 4.4.1. Общие положения (230). 4.4.2. Математическая модель ухода базовой информационной системы координат БИНС (231). 4.4.3. Математическая модель инструментальных погрешностей ИИБ БИНС (232). 4.4.4. Уравнения ошибок вычисления координат и скорости подвижного объекта (233). 4.4.5. Уравнения ошибок определения угловых параметров навигации и ориентации (234).  |            |
| 4.5. Алгоритмические аспекты эскизного проектирования ИИБ БИНС по заданной точности информационного обеспечения КОН подвижного объекта . . . . .   | 237        |
| <b>Глава 5. Спутниковые навигационные системы как основное средство коррекции КОН . . . . .</b>  | <b>241</b> |
| 5.1. Основные компоненты спутниковых навигационных систем и их краткая характеристика . . . . .  | 241        |
| 5.2. Общий подход к определению координат и скоростей. . . . .   | 249        |
| 5.3. Структура сигналов систем . . . . .   | 254        |
| 5.4. Принцип измерений радионавигационных параметров . . . . .   | 258        |
| 5.5. Основные факторы, вызывающие погрешности измерений, и точностные характеристики систем . . . . .  | 260        |
| 5.6. Дифференциальный режим спутниковых систем и его использование . . . . .   | 263        |

---

|  |            |
|--|------------|
| 5.7. Спутниковые системы ориентации . . . . .  | 271        |
| 5.8. Варианты использования информации спутниковых систем для целей коррекции комплексов . . . . .   | 273        |
| <b>Глава 6. Инерциальные чувствительные элементы и гравиметры для комплексов ориентации и навигации . . . . .</b>  | <b>281</b> |
| 6.1. Общая характеристика инерциальных чувствительных элементов  | 281        |
| 6.2. Микромеханические гироскопы и акселерометры. . . . .  | 288        |
| 6.2.1. Микромеханические гироскопы (290). 6.2.2. Микромеханические акселерометры (300). 6.2.3. Оценки предельных минимальных погрешностей микромеханических гироскопов и акселерометров (303). |            |
| 6.3. Гравиметры для гравинерциальных измерений. . . . .  | 313        |
| 6.3.1. Криогенный гравиметр (313). 6.3.2. Модуляционный динамический гравиметр (319).  |            |
| <b>Глава 7. Алгоритмическое обеспечение комплексов ориентации и навигации для некоторых прикладных задач . . . . .</b>   | <b>331</b> |
| 7.1. Алгоритмы инерциально-спутниковых комплексов авиационного применения. . . . .   | 331        |
| 7.2. Функциональные алгоритмы комплекса ориентации и навигации воздушно-космического самолета . . . . .  | 344        |
| 7.3. Функциональные алгоритмы гравинерциального навигационного комплекса малоразмерного подводного аппарата . . . . .  | 349        |
| 7.4. Функциональные алгоритмы комплексной измерительной системы ориентации и навигации одноосной колесной транспортной платформы . . . . .   | 359        |
| 7.5. Алгоритмы КОН автоматического необитаемого подводного аппарата с применением акустических систем . . . . .  | 368        |
| 7.6. Использование нейронных сетей в алгоритмах БИНС и комплексах ориентации и навигации . . . . .   | 375        |
| <b>Глава 8. Структурные алгоритмы систем обеспечения безопасности полета . . . . .</b>   | <b>391</b> |
| 8.1. Бортовая система предотвращения столкновений. . . . .   | 391        |
| 8.2. Система раннего предупреждения близости земли. . . . .  | 397        |
| 8.3. Программный комплекс моделирования БСПС и СРПБЗ . . . . .   | 406        |
| Список литературы . . . . .  | 413        |

### Основные сокращения

|         |   |
|---------|---|
| АНПА    | — автономный необитаемый подводный аппарат              |
| БИНС    | — бесплатформенная инерциальная навигационная система   |
| БО      | — бортовое оборудование                                 |
| ВОГ     | — волоконно-оптический гироскоп                         |
| ВС      | — вычислительная система, воздушное судно               |
| ВТ      | — вычислительная техника                                |
| ГЛОНАСС | — глобальная навигационная спутниковая система          |
| ГМ      | — глубиномер  |
| ГМС     | — глубиномерная система                                 |
| ГНК     | — гравинерциальный навигационный комплекс               |
| ГСП     | — гиросtabilизированная платформа                       |
| ДИСС    | — доплеровский измеритель скорости и угла сноса         |
| ДНГ     | — динамически настраиваемый гироскоп                    |
| ДУС     | — датчик угловой скорости                               |
| ИИБ     | — инерциальный измерительный блок                       |
| ИКВ     | — инерциальная курсвертикаль                            |
| ИНС     | — инерциальная навигационная система                    |
| ИЧЭ     | — инерциальный чувствительный элемент                   |
| КА      | — космический аппарат                                   |
| КЛГ     | — кольцевой лазерный гироскоп                           |
| КОН     | — комплекс ориентации и навигации                       |
| КПИ     | — комплекс систем-источников первичной информации       |
| ЛС      | — линия связи   |
| МА      | — маятниковый акселерометр                              |
| ММГ     | — микромеханический гироскоп                            |
| МО      | — математическое обеспечение                            |
| МПА     | — малоразмерный подводный аппарат                       |
| НАП     | — навигационная аппаратура потребителя                  |
| НИСЗ    | — навигационный искусственный спутник Земли             |
| ОКТП    | — одноосная колесная транспортная платформа             |
| ПМО     | — программно-математическое обеспечение                 |
| ПНК     | — пилотажно-навигационный комплекс                      |
| ПНО     | — пилотажно-навигационное оборудование                  |
| РВ      | — радиовысотомер  |
| РСБН    | — радиосистема ближней навигации                        |
| РСДН    | — радиосистема дальней навигации                        |
| САУ     | — система автоматического управления                    |
| СВС     | — система воздушных сигналов                            |
| СКО     | — среднеквадратическое отклонение                       |
| СНС     | — спутниковая навигационная система                     |
| ТМДГ    | — трехкомпонентный модуляционный динамический гравиметр |
| ЧЭ      | — чувствительный элемент                                |
| ЭМСОН   | — электромагнитная система ориентации и навигации       |

## Введение

Современный технический прогресс в области информационных технологий существенно расширяет тактико-технические возможности подвижных объектов различного назначения. Значительную роль в этом процессе играет решение задач ориентации и навигации объектов на новом качественном уровне. Системы, решающие на борту эти задачи, объединяются в информационно-управляющие комплексы ориентации и навигации (КОН). Наряду с оптимизацией управляющей части КОН, общим направлением их развития в последние десятилетия является существенное повышение точности и надежности определения информационных параметров ориентации и навигации, то есть совершенствование информационной части КОН. Эти обстоятельства в значительной мере предопределяют рост эффективности и безопасности эксплуатации подвижных объектов.

Необходимость создания КОН как комплексов, в которых результат в значительной мере достигается за счет обеспечения избыточности информации, оптимизации ее обработки, оптимизации управляющей части, предопределяется тем, что только конструктивно-технические пути решения задач ориентации и навигации на современном уровне требований зачастую ведут к чрезвычайным расходам, а темпы их внедрения существенно ниже требуемых темпов наращивания информационного обеспечения. В то же время, другим основополагающим фактом в развитии КОН является переход к ресурсосберегающим технологиям, позволяющим получить существенный выигрыш в массогабаритных характеристиках аппаратуры, снизить ее стоимость, энергопотребление и повысить надежность. Здесь один из основных путей решения — миниатюризация датчиков, что применительно к инерциальным системам наиболее ярко отражается в переходе там, где это целесообразно, к микромеханическим инерциальным чувствительным элементам. Одновременно совершенствуются и технологии перспективных макродатчиков КОН, в частности инерциальных чувствительных элементов и гравиинерциальных измерителей.

Учитывая эти тенденции в развитии современных КОН, авторы ставят задачу изложить в монографии накопленный материал по проектированию их информационной компоненты. При этом монография опирается на определенную общность построения КОН для подвижных

объектов различных типов. Эта общность охватывает вопросы конфигурирования, методы первичной и комплексной обработки информации и структуры программно-математического обеспечения, принципы построения и аппаратную реализацию бортовых вычислительных комплексов, базы приборов и систем определения параметров ориентации и навигации. При этом в большинстве случаев информационным ядром современных и перспективных КОН является бесплатформенная инерциальная навигационная система, комплекслируемая со спутниковой навигационной системой. Такой подход наиболее полно проявляется, в частности, в КОН авиационного применения, опыт проектирования которых широко использован в монографии.

В первой главе обосновываются особенности состава и конфигурации комплексов ориентации и навигации различных типов подвижных объектов. При этом анализируется влияние особенностей целевых задач, решаемых объектами, на состав и конфигурацию КОН, дается обобщенное представление о структуре и традиционном составе КОН с точки зрения формирования информационного обеспечения в части параметров ориентации и навигации; кратко описывается назначение функциональных блоков комплексов; приводятся конкретные примеры технических решений КОН различных типов подвижных объектов.

Вторая глава посвящена вопросам построения математического и программного обеспечения обработки информации в КОН. Отмечается ведущая роль программно-математического обеспечения КОН, решающего задачи: первичной обработки информации от датчиков, ее комплексной обработки, задачи формирования управляющих сигналов на органы управления, контроля работы комплекса и защиты его от возможных сбоев и др. Представлены алгоритмы первичной обработки информации. Рассмотрены алгоритмы комплексной обработки информации. В частности, для оценок навигационных параметров комплексных систем на основе метода наименьших квадратов разработан способ оптимизации наблюдений, опирающийся на теорию оптимального эксперимента. В части фильтрации Калмана с целью повышения точности и надежности оценивания параметров навигационных систем предложены два метода адаптации — структурный, основанный на процедуре уточнения модели состояния, и параметрический, основанный на варьировании памяти фильтра в зависимости от характеристик оценок. Сформулированы основы гарантирующих методов оценивания: апериодного и метода эллипсов.

В третьей главе рассматриваются вопросы построения современных бортовых вычислительных систем, обеспечивающих решение задач ориентации и навигации. Рассмотрены концептуальные особенности построения систем, их архитектура, устройства передачи информации, технология проектирования бортового программного обеспечения КОН, вопросы выбора операционной системы реального времени и языка программирования для решения задач КОН.



Четвертая глава включает вопросы разработки алгоритмического обеспечения бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), являющихся информационным ядром современных перспективных комплексов ориентации и навигации. Рассмотрены функциональные алгоритмы БИНС, предназначенные для определения параметров ориентации и навигации ряда характерных подвижных объектов. Представлены математическая модель первого порядка возмущенного режима работы БИНС и методология эскизного проектирования инерциального измерительного блока БИНС по заданной точности информационного обеспечения КОИ. Отличительной особенностью этого материала является построение унифицированного алгоритмического обеспечения как в части собственно функциональных алгоритмов БИНС, так и в части проектирования их функционально-избыточных инерциальных измерительных блоков.

В пятой главе изложены основные представления о спутниковых навигационных системах (СНС) как одного из наиболее эффективных средств коррекции КОИ. Рассмотрена структура и состав компонент СНС, приводятся принципы работы ГЛОНАСС и GPS как в стандартном, так и в дифференциальном режимах. Описываются основные возмущающие факторы и модели погрешностей этих систем, используемые в алгоритмах комплексной обработки информации. Значительное внимание уделено описанию спутниковых систем ориентации. Представлены варианты использования информации СНС для целей коррекции КОИ.

Шестая глава посвящена рассмотрению инерциальных чувствительных элементов и некоторых вариантов гравиметров для гравиинерциальных измерений в комплексах ориентации и навигации. Представлена общая характеристика современных и перспективных гироскопов и акселерометров, используемых, в частности, в БИНС. Основное внимание уделено вопросам построения и метрологии микромеханических гироскопов и акселерометров, которые в настоящее время развиваются наиболее интенсивно. Представлены принцип и схема построения, а также модель погрешностей высокоточного криогенного гравиметра с комбинированным сверхпроводящим–электростатическим подвесом левитирующей чувствительной массы. Рассмотрен принцип, схема построения и модель погрешностей трехкомпонентного модуляционного динамического гравиметра, предназначенного для осуществления векторных гравиметрических измерений.

В седьмой главе представлены примеры построения алгоритмического обеспечения информационной части КОИ для ряда характерных объектов. Рассмотрены алгоритмы: инерциально-спутниковых комплексов авиационного применения; комплекса ориентации и навигации воздушно-космического самолета; гравиинерциального навигационного комплекса малоразмерного подводного аппарата; комплексной измерительной системы ориентации и навигации одноосной колесной транспортной платформы; комплекса ориентации и навигации, включающего

акустическую систему, для подводного объекта. В заключение рассмотрены принципы и алгоритмы использования нейронных сетей в задачах повышения точности навигационных систем и комплексов.

Восьмая глава посвящена рассмотрению структурных алгоритмов обеспечения систем безопасности полета как систем контроля в КОН авиационного применения. Рассмотрены принцип действия, логика построения, аппаратурный состав и основные режимы работы бортовой системы предотвращения столкновений и бортовой системы раннего предупреждения близости земли. Представлен программный комплекс моделирования этих систем.

Материал книги опирается в значительной мере на результаты исследований авторов-сотрудников кафедры «Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации» Московского авиационного института (государственного университета), выполненных, в частности, в рамках грантов РФФИ 05-05-65365а, 05-08-18225а, 06-08-01278а. В силу существенной самостоятельности отдельных разделов книги и с целью сохранения авторских особенностей в изложении материала авторы допустили в отдельных случаях отступления от единообразия обозначений и используемых математических моделей без ущерба для качества изложения. Авторы надеются, что изложенный в книге материал будет полезен специалистам, работающим в области информационного обеспечения комплексов ориентации и навигации подвижных объектов. Он может быть также полезен студентам высших учебных заведений, обучающимся в рамках направления «Управление движением и навигация» по специальностям «Управляющие пилотажно-навигационные и электроэнергетические комплексы» и «Приборы и системы стабилизации, ориентации и навигации».

В заключение авторы считают своим долгом выразить благодарность профессору А.В. Репникову и доценту Л.А. Дмитроченко, оказавшим большое влияние на формирование научных интересов авторов, а также студентам-дипломникам Архарову Р.В., Горелову Р.В., Рагулину Д.В. и аспирантам Кузнецову А.С. и Кузину И.В., принявшим деятельное участие в проведении расчетов и оформлении рукописи.

## Глава 1

# СОСТАВ И КОНФИГУРАЦИЯ КОМПЛЕКСОВ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

### 1.1. Особенности целевых задач, решаемых подвижными объектами, и их влияние на состав комплексов ориентации и навигации

В настоящее время существует большое разнообразие вариантов построения КОН различного состава, конфигурации и сложности, которые во многом зависят от конструктивных особенностей подвижных объектов, их целевых задач, среды, в которой эти задачи выполняются, и ряда других факторов. Учитывая важную роль особенностей объекта в формировании общего облика КОН, с целью обобщения можно привести классификацию объектов, в соответствии с которой в дальнейшем в настоящей монографии будут рассматриваться, там где это возможно, типичные схемы комплексов.

Определяющим классификационным признаком является среда использования подвижных объектов. Их можно разделить на подвижные объекты преимущественного использования в:

- космическом пространстве;
- земной атмосфере;
- водной среде;
- на поверхности планеты (Земли);
- под поверхностью Земли.

Космические аппараты характеризуются, прежде всего, движением по баллистическим траекториям с большими скоростями и на большом удалении от поверхности Земли. Это ведет к некоторым особенностям в работе инерциальных навигационных систем (ИНС), трудностям в использовании (а иногда и невозможности) сигналов спутниковых навигационных систем, невозможности использования традиционных радиотехнических систем. Вместе с тем, такие бортовые средства как астросистемы, инфракрасные вертикали, радиовысотометры могут успешно использоваться в составе КОН космического назначения.

Авиационные объекты, перемещающиеся в земной атмосфере, отличаются большими угловыми скоростями и ускорениями, что опреде-

ляет высокую частоту обновления информации в КОН и накладывает жесткие требования на разрабатываемое программно-алгоритмическое обеспечение. На этих объектах с наибольшей полнотой могут использоваться все современные навигационные средства и системы ориентации: инерциальные, спутниковые, аэрометрические, радиотехнические и пр. Учитывая накопленный в авторском коллективе опыт, наибольшее внимание в книге уделено именно КОН авиационного применения.

Для аппаратов, предназначенных для работы в водной среде, существенным ограничением является невозможность использования радионавигационных систем, включая спутниковые. Вместе с тем, в составе бортового комплекса могут быть задействованы гидроакустические средства измерений для определения дальностей и направлений, которые используются в режиме комплексной обработки информации.

Наземные подвижные объекты (автомобили и другой колесный транспорт и средства передвижения) традиционно в меньшей степени использовали возможности комплексной обработки измерений для повышения точности местоопределения и параметров ориентации. Однако развитие наземного транспорта привело к необходимости установки навигационных систем даже на частные автомобили. В современных условиях бортовой навигатор автомобиля, использующий сигналы спутниковых навигационных и одометрических систем, становится штатной аппаратурой.

Развитие технологии бурения и подземной транспортной сети (имеются в виду протяженные тоннели) привело к необходимости точного позиционирования в условиях работы под поверхностью Земли, где многие из традиционных систем навигации и ориентации использованы быть не могут. В таких условиях основными навигационными средствами являются системы счисления: инерциальные и одометрические, корректируемые специальными методами [1.1, 1.2].

Учет отмеченных особенностей ведет к определенной специфике КОН. Требование повышения точности навигационного обеспечения и безопасности при решении целевых задач (доставки грузов, перевозки пассажиров и др.) приводит к необходимости использования на борту подвижных объектов большого количества навигационных приборов и систем. Объединение отдельных систем в навигационные комплексы и совместное использование информации позволяет увеличить точность и надежность данных о параметрах движения и состоянии систем, а также повысить безопасность движения. Вместе с тем многообразие систем создает проблемы в организации связей в комплексе, существенно усложняет его структуру.

Эффективное решение отмеченных проблем возможно путем создания интегрированной аппаратуры, обладающей всеми преимуществами комплексных систем, но выгодно отличающейся от них за счет широкого использования общих шин передачи данных, единой технологической базы и единого конструктивного исполнения. Использование концепции интегрированных систем позволяет значительно улучшить

массо-габаритные характеристики современных КОН, снизить их энергопотребление и повысить надежность (табл. 1.1) [1.1, 1.3].

Таблица 1.1

**Основные преимущества интегрированных систем**

| Факторы                | Количественные изменения     |
|------------------------|------------------------------|
| Точность               | Существенное увеличение      |
| Масса                  | Уменьшение на 30–70 %        |
| Объем                  | Уменьшение на 50–60 %        |
| Потребляемая мощность  | Уменьшение на 25–50 %        |
| Надежность             | Увеличение примерно в 2 раза |
| Степень резервирования | Увеличение на 50% и более    |
| Качество/стоимость     | Существенное увеличение      |

Основными факторами, определяющими структуру и состав КОН, являются требуемая точность и надежность определения навигационных параметров при заданных ограничениях на массу, габариты, энергопотребление (в ряде случаев — на время подготовки системы и скрытность функционирования). Кроме того, должны учитываться:

- типы объектов — космические, авиационные, аппараты для работы в водной среде, наземные, аппараты подземного применения;
- стоимость комплекса;
- условия эксплуатации;
- возможности технического обслуживания и ремонта.

Принципиально возможно частично формализовать критерий выбора рационального состава и структуры КОН, например, представив его в виде экстремума функционала от количественных характеристик каждого из вышеприведенных факторов. Однако субъективность назначения весов и количественного описания некоторых из этих факторов, делают такой подход неконструктивным. Поэтому возникает необходимость классификации факторов, выделения групп требований и формирования основных типов КОН, удовлетворяющих той или иной группе.

На основе анализа отечественного и зарубежного опыта проектирования и эксплуатации, например, авиационных КОН можно выделить три их основных типа, взяв в качестве приоритетного фактор точности навигации (табл. 1.2).

Высокоточные авиационные КОН должны обеспечивать:

- автоматическое самолетовождение (движение) по маршруту, взлет и категорированную посадку (а в некоторых случаях и рулежку по аэродрому);

- высокую точность, надежность и безопасность самолетовождения;
- быстрое обнаружение отказов и контроль целостности навигационного оборудования;
- удобство технического обслуживания.

Таблица 1.2

**Основные типы КОН**

| Тип КОН          | Подвижные объекты  | Информационные системы КОН                                   | Точность КОН, автономный/корректируемый режимы | Масса КОН, кг | Мощность, Вт |
|------------------|--|--|--|---------------|--------------|
| Высокой точности | Магистральные, военно-транспортные самолеты                | БИНС (на КЛГ), СНС, СВС, РВ, РСДН, РСБН (DME, VOR), ILS, MLS | 1–1,85 км/ч, 10–20 м (2СКО)                    | 15–25         | 120–150      |
| Средней точности | Самолеты бизнес-класса, истребители, штурмовики, вертолеты | ИНС (на КЛГ и ДНГ), СНС, СВС, РВ, РСБН, ДИСС, ILS            | 1,85–3,7 км/ч, 20–30 м (2СКО)                  | 5–12          | 40–60        |
| Низкой точности  | Самолеты авиации общего назначения, самолеты бизнес-класса | ИНС/ИКВ (на ВОГ, ДНГ, ММГ), СНС, СВС                         | 18,5–37 км/ч, 40–60 м (2СКО)                   | 1–3           | 10–20        |

Для высокоточных КОН существенным также является малое время готовности. В состав КОН этого типа включают прецизионные бесплатформенные ИНС (БИНС) на кольцевых лазерных гироскопах (КЛГ), многоканальный приемник спутниковой системы навигации (СНС), имеющий возможность приема дифференциальных поправок, систему воздушных сигналов (СВС), радиовысотомер (РВ), приемники радиосистем дальней (РСДН) и ближней навигации (РСБН, DME, VOR), аппаратуру систем посадки (ILS — инструментальная система посадки, MLS — микроволновая система посадки). В автономном режиме работы КОН высокой точности должен иметь скорость накопления ошибки по координате не более 1,8 км/ч.

КОН средней точности должны обеспечивать приемлемую точность самолетовождения при достаточно жестких ограничениях на габариты и вес оборудования. Для самолетов военной авиации существенным является также малое время готовности и обеспечение навигации при высокой маневренности ЛА и в режиме следования рельефу местности. Для самолетов бизнес-класса приоритетным фактором является

стоимость оборудования. КОН этого типа включают как основу ИНС среднего класса точности, построенную на КЛГ или динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ), многоканальный приемник СНС, СВС, РВ, доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС). В автономном режиме работы КОН средней точности ошибки по координате составляют около 3,7 км/ч. При необходимости расширения функциональных возможностей устанавливается дополнительное оборудование. Например, для истребителей полет в режиме отслеживания рельефа местности требует использования цифровых карт местности.

КОН низкой точности должны обладать низкой стоимостью, малыми массой и габаритами и обеспечивать, как минимум, маршрутную навигацию. Ядро этих КОН составляет грубая ИНС или инерциальная курсовертикаль (ИКВ), построенные на базе ДНГ невысокой точности, а в перспективе — на волоконно-оптических (ВОГ) или микромеханических (ММГ) гироскопах (в автономном режиме работы погрешность по координате — 20 км/ч и более), и миниатюрные приемники СНС.

Следует отметить, что ведущие фирмы-производители переходят к проектированию и производству рядов унифицированных интегрированных КОН, отличающихся точностью, весом и габаритами. В частности, фирмой Rockwell International Corp. разработано семейство MIGITS универсальных интегрированных навигационных систем для КОН воздушных и наземных транспортных средств [1.4].

Анализ показывает, что в состав большинства КОН входят ИНС и СНС, причем основой информационной части КОН является ИНС, что обусловлено их достоинствами:

- высокой информативностью;
- полной автономностью;
- высокой точностью при ограниченном времени работы,
- высокой степень помехозащищенности,
- высокой частотой обновления информации.

Признано, что наиболее перспективными являются БИНС.

Вместе с тем, недостатком ИНС является нарастающий характер ошибок, в результате чего она периодически или постоянно должна корректироваться от других систем КОН, прежде всего радиотехнических. Наиболее перспективным средством коррекции и являются СНС, бурно развивающиеся последнее десятилетие. Так, по оптимистическим прогнозам к 2010 г. СНС должна стать штатным оборудованием КОН гражданских самолетов. Основные достоинства этих систем — высокая точность и глобальность действия.

При этом КОН должен иметь возможности наращивания оборудования в соответствии с потребностями конкретного объекта, должны быть предусмотрены разъемы для подключения внешних устройств, места для установки интерфейсных плат сопряжения, резервные мощности навигационного процессора и т. д.

## 1.2. Обобщенное представление о структуре и функциональном составе комплексов ориентации и навигации

Рассмотрение особенностей целевых задач различных подвижных объектов и принципов решения основных задач ориентации и навигации позволяет сформировать обобщенное представление о составе и структуре типового КОН. При этом целесообразно исходить из основных функций такого КОН, кратко представленных на рис. 1.1.



Рис. 1.1. Основные функции комплексов ориентации и навигации

Для решения перечисленных задач КОН должен обладать развитой структурой, включающей:

- системы-источники первичной информации о параметрах движения управляемого объекта,
- средства ввода и отображения информации,
- специализированные и универсальные вычислительные средства (вычислительный комплекс), обеспечивающие обработку в реальном режиме времени поступающей первичной информации,
- средства контроля за состоянием подсистем КОН и управляемого объекта,
- системы, исполняющие выработанные команды управления.



Учитывая это, можно представить обобщенную структуру КОИ в виде пяти взаимосвязанных функциональных модулей, включающих перечисленные выше системы и средства (рис. 1.2).

В приведенной структуре информационной основой КОИ является комплекс систем-источников первичной информации (КПИ), которые измеряют различные параметры движения или состояния объекта и передают эту информацию в аналоговом или цифровом виде в вычислительный комплекс (ВК). На рис. 1.2 обозначены: СВОИ — средства ввода и отображения информации; СК — средства контроля КОИ и управляемого объекта; ИУ — исполнительные устройства управления.

В КПИ могут присутствовать системы, обеспечивающие координатные, скоростные и угловые измерения, причем часть из них может быть избыточной, т.е. измерения отдельных параметров могут дублироваться различными системами (например, координаты могут быть измерены инерциальным способом и спутниковой системой, углы ориентации — инерциальной системой и астросредствами и т.п.).

Таким образом, КПИ объединяет системы, работающие на различных физических принципах, при этом, как правило, присутствует группа радиотехнических систем (РТС), инерциальные системы (ИС) и системы: аэрометрические (АМС), одометрические (ОС), акустические



Рис. 1.2. Обобщенная структура комплексов ориентации и навигации

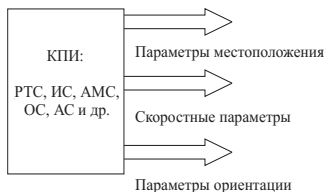


Рис. 1.3. Состав и выходная информация комплексов первичной информации (АС) и др. Обобщенный состав КПИ представлен на рис. 1.3. Создающаяся при таком составе информационная избыточность является основой для организации комплексной обработки информации в КОИ.

Информация о навигационных параметрах и угловой ориентации поступает в вычислительный комплекс (систему), где организуется ее обработка, вычисляются вспомогательные параметры, характеризую-

шие движение объекта, определяются управляющие команды. Кроме этих функций, отвечающих за движение объекта, вычислительный комплекс обеспечивает также определение состояния объекта и его подсистем и поддерживает их взаимосвязанную работу (диспетчерская функция ВК). Состав и структура вычислительного комплекса могут быть различными в зависимости от сложности решаемых объектом задач, его энергетических и массогабаритных характеристик, а также стоимостных показателей. Реализация ВК возможна как на едином вычислителе, так и на совокупности нескольких вычислительных машин, но в любом случае стоит функционально выделять и оформлять отдельные вычислительные системы, решающие связанные, но существенно разные задачи: вычислительную систему обеспечения движения (ВСОД), вычислительную систему управления (ВСУ), вычислительную систему управления энергетической установкой/двигателем (ВСЭ). В ряде случаев могут быть предусмотрены и другие вычислительные системы (например, система оптимизации, улучшения устойчивости и др.). Вычислительные системы оформляются в виде законченных программных комплексов, интегрированных в общую системную среду (особенности современных бортовых вычислительных комплексов см. в гл. 3).



Рис. 1.4. Основные подсистемы вычислительного комплекса

ВСОД обеспечивает решение навигационных задач, планирование траектории и режимов движения, в том числе оптимальных, а также формирование командных сигналов для управления траекторией. ВСУ выполняет функцию многорежимного автоматического управляющего устройства (обеспечивает стабилизацию заданных режимов или отслеживание командных сигналов, формируемых в ВСОД, или задаваемых программно или экипажем). ВСЭ обеспечивает регулирование энер-

гетической установки или двигателя по сигналам от ВСОД или от управляющих органов, находящихся в кабине экипажа. Дополнительные вычислительные системы функционально взаимодействуют с перечисленными системами и обеспечивают заданные качества реакции объекта управления на управляющие воздействия.

На рис. 1.5 показана структура КОН для объекта, управляемого экипажем, и выделены основные связи экипажа с подсистемами КОН и объекта управления.

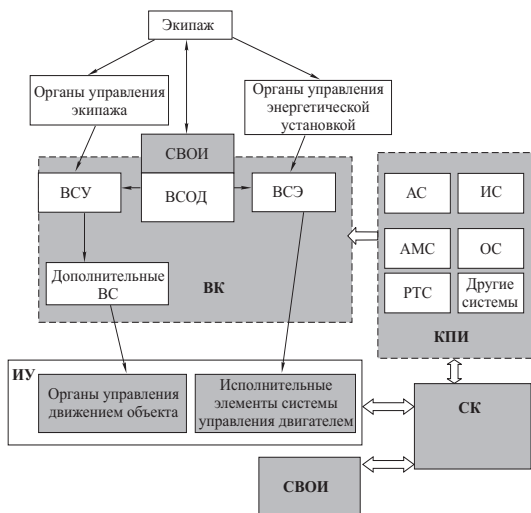


Рис. 1.5. Структура комплекса ориентации и навигации для объекта, управляемого экипажем

Для автоматического объекта (без экипажа на борту) структура КОН несколько изменится (рис. 1.6). Команды экипажа заменяются на получаемые по линии связи (ЛС-радио, оптическая, акустическая и др.) команды удаленного оператора, который в общем случае может отсутствовать. Эти команды принимаются входным устройством линии связи (ВУЛС) и передаются в блок ввода информации (БВИ), заменяющий СВОИ аппарата с экипажем. Команды из БВИ поступают во ВСОД, где они обрабатываются с учетом текущей информации

о параметрах движения от систем КПИ, принятой модели объекта управления и алгоритмов управления объектом (модели и законы

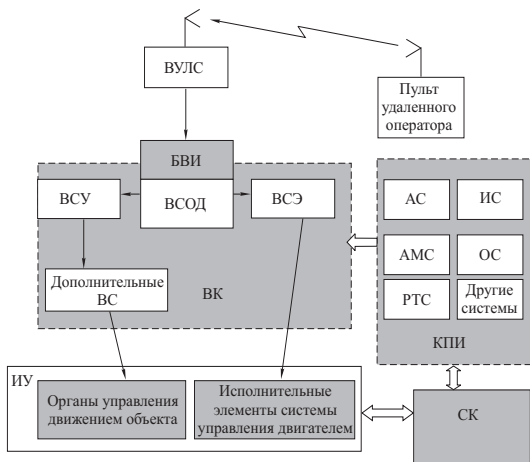


Рис. 1.6. Структура комплекса ориентации и навигации для автоматического объекта управления

управления прошиты в программном обеспечении ВК), и где на их основе формируются управляющие сигналы для ВСУ, ВСЭ.

### 1.3. Состав и структура комплексов ориентации и навигации подвижных объектов

В настоящем параграфе рассмотрены особенности КОН некоторых характерных типов объектов.

**1.3.1. Бортовой комплекс ориентации и навигации авиационного применения.** Авиационный КОН имеет ряд существенных особенностей, что обуславливается, прежде всего, особенностями самих авиационных объектов. Кроме того, в авиационной отрасли принята определенная терминология, система обозначений и методология разделения КОН на подсистемы. Далее КОН авиационного применения будем называть пилотажно-навигационным комплексом (ПНК), как это установилось в авиации.

Современный ПНК — это совокупность измерительных, вычислительных и управляющих систем и устройств, включая систему отображения информации, предназначенная для решения задачи управления вектором состояния ЛА на всех этапах полета и выдачи информации потребителям. Состав и структура современного ПНК может быть различной в зависимости от типа самолета и его функционального назначения. В Российской Федерации установилось единство терминологии, требований, структуры в рамках так называемого бортового комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (БКСПНО). В основной своей части эта структура опирается на принятые международные нормы, прежде всего на документы ARINC (Aeronautic Radio and Instrument Corp., США). Фактически они стали международными стандартами, и, в частности, это относится к ARINC серии 700 на пилотажно-навигационное оборудование (ПНО) на базе цифровой техники (ЦТ) [1.5]. Рекомендации ARINC не заменяют государственные, военные и другие стандарты, а дополняют их. Созданию ПНК пассажирских самолетов нового поколения предшествовала большая работа Международного Комитета по электронной технике авиационного, являющегося рабочим органом ARINC. Основной функцией этого комитета является разработка документов на стандартизацию бортового оборудования (БО). В документах ARINC, на основании которых унифицируется БО пассажирских самолетов, содержатся рекомендации по основным функциям и решаемым задачам ПНК (рис. 1.7), по основным тактико-техническим характеристикам



Рис. 1.7. Основные функции пилотно-навигационного комплекса

цифровых устройств (точности, составу, формату, коду), номиналам напряжений на входе-выходе, их распределению на разъемах, взаимозаменяемости, габаритам, массе и пр. Для решения перечисленных задач ПНК должен обладать развитым программно-математическим обеспечением (ПМО). Таким образом, документы ARINC нормируют в основном аппаратную реализацию ЦТ и не задают строгой унификации и стандартизации архитектуры комплекса, системного и вспомогательного программного обеспечения (ПО).

На межгосударственном уровне принято деление ПНК на подсистемы согласно ARINC-701. Структура ПНК, соответствующего этому документу, приведена на рис. 1.3.1. Практическая реализация современного ПНК осуществлена на комплексах таких самолетов как Ил-96, Ту-204 (Россия), В757, 767 (США), А310, А320 (ЕС).



Рис. 1.8. Обобщенная структура типового пилотажно-навигационного комплекса

Из структуры следует, что информационной основой ПНК является КНС. Работа подсистем ПНК опирается на развитие ПМО, обеспечивающее выполнение алгоритмов ПНК в бортовом ВК. Структурно ПМО реализовано как автоматическая пилотажная система (АПС), в состав которой входят (рис. 1.9):

- ВСС обеспечивает решение навигационных задач, планирование траектории и режимов полета, в том числе оптимальных, а также формирование командных сигналов для управления траекторией;

- ВСУП выполняет функцию многорежимного автопилота, т.е. обеспечивает стабилизацию заданных режимов и отслеживание командных сигналов, формируемых в ВСС или задаваемых летчиком отклонением штурвала;

- ВСУТ обеспечивает регулирование тягой двигателя по сигналам от ВСС или по изменяемому летчиком положению ручки управления движением;

- ВСУУ функционально взаимодействует с ВСУП и обеспечивает «стандартную реакцию» самолета на управляющие воздействия от

ВСУП или летчика с учетом аэродинамических свойств и особенностей конструкции самолета.

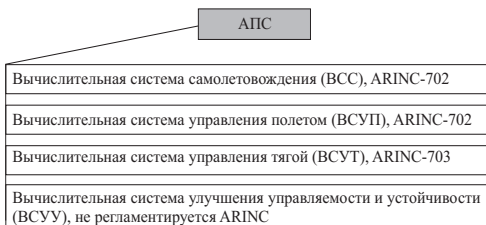


Рис. 1.9. Автоматическая пилотажная система

На рис. 1.10 приведена схема взаимодействия пилота и основных подсистем ПНК.

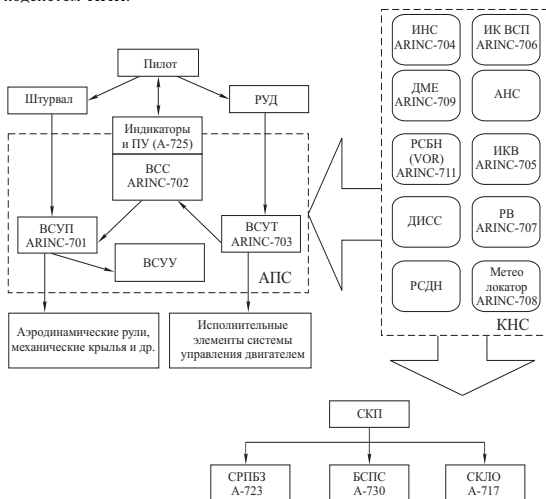


Рис. 1.10. Схема взаимосвязи пилота и основных подсистем пилотажно-навигационного комплекса

На рисунке приняты сокращения:

СПКР — система предупреждения критических режимов;

СРПБЗ — система раннего предупреждения близости Земли;

БСПС — бортовая система предупреждения столкновений;

СКЛО — система контроля и локализации отказов;

ИКВСП — информационный комплекс высотно-скоростных параметров;

АНС — астронавигационная система.

СКЛО на случай отказа основного оборудования имеет резервные приборы: указатели скорости (УС), радиомагнитный индикатор (РМИ), вариометр (ВР), авиагоризонт резервный (АГР), баровысотомер (БВМ), магнитный компас (КМ)

Все функциональные связи внутри комплекса осуществляются по двухпроводным линиям. Информация в последовательном коде дискретно передается в цифровой канал связи и повторяется через определенный промежуток времени. Например, СНС непрерывно передает адрес и параметры приемника. Адресат определяет предназначенную ему информацию, принимает, отслеживает ее сбои. Для защиты от искажений при передаче сигнала слова в конце несут информацию о работоспособности.

**1.3.2. Комплекс ориентации и навигации воздушно-космического самолета.** Практические сферы применения космических аппаратов (КА) — навигация, метеорология, связь, разведка и изучение космического пространства. По ряду прогнозов, в ближайшие 10–15 лет коммерческий ракетно-космический сектор станет одним из наиболее высокодоходных участков мирового рынка передовых технологий [1.7]. Рентабельность космических проектов в значительной степени определяется эффективностью транспортных космических систем, в частности, многоразовых (МТКС).

Работы этого направления, выполняемые в США, получили название Reusable Launch Vehicle (RLV), и их координирует НАСА. Они включают три проекта, решающие определенный круг технических и организационных вопросов, в том числе и военно-прикладного значения. Решается задача замены МТКС «Спейс Шаттл», имеющей стоимость выведения 1 кг полезной нагрузки 22 тыс. дол., перспективной МТКС, технико-экономические показатели которой позволили бы сократить современные затраты на выведение грузов в космос в 10 раз.

Компанией Локхид-Мартин, согласно программе Х-33, создается аппарат со стартовой массой 131 т для осуществления полетов со скоростью до  $M = 13$ . Стоимость проекта 1,3 млрд долларов. В рамках программы Х-34, стоимость которой оценивается в 150 млн дол., разрабатываются два аппарата, рассчитанные на полеты со скоростью  $M = 8$ . Масса изделий составляет 21,3 т, причем старт осуществляется с борта самолета-носителя на высоте 10 км. Программой Х-37 предусматривается создание практически полномасштабной модели перспективного воздушно-космического самолета (ВКС) военного назначения, который



получил название Space Maneuvering Vehicle (SMV). Модель ВКС массой 5,6 т будет использоваться для оценки возможностей выполнения различных орбитальных операций таких, как сближение с космическими аппаратами, их обслуживание, инспектирование, а также для оценки возможностей активного маневрирования при спуске с орбиты на скоростях до  $M = 25$ . Планируется провести два космических полета изделия при выведении его на орбиту МТКС «Спейс Шаттл». Затраты на реализацию X-37 составляют 173 млн долларов.

Отечественный опыт разработки МТКС этого класса представляют, например, многолетние работы НПО «Молния» по разработке многоэтажных авиационно-космических систем (МАКС). Орбитальный самолет МАКС предназначен для инспекции и обслуживания космических объектов, а также для выведения на орбиту и возвращения на Землю полезной нагрузки 4,6–7 тонн в широком диапазоне высот и наклонений орбит [1.8]. Основные этапы полета МАКС представлены на рис. 1.11 и включают: взлет; отделение 2-й ступени от самолета-носителя; полет 2-й ступени по траектории выведения; отделение орбитального самолета от топливного бака; орбитальный полет; торможение для схода с орбиты; полет по траектории спуска; посадку орбитального самолета.

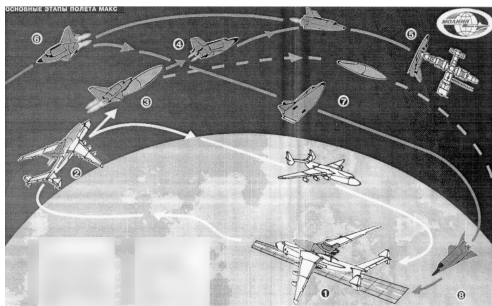


Рис. 1.11. Основные этапы полета МАКС: 1 — взлет; 2 — отделение 2-й ступени от самолета-носителя; 3 — полет второй ступени по траектории выведения; 4 — отделение орбитального самолета от топливного бака; 5 — орбитальный полет; 6 — торможение для схода с орбиты; 7 — полет по траектории спуска; 8 — посадка орбитального самолета

Структура КОН, обеспечивающая выполнение характерных этапов полета ВКС, представлена на рис. 1.12 [1.9]. Она сформирована на основе опыта создания бортового комплекса орбитального самолета «Буран», обеспечившего в жестких погодных условиях автоматическую

бездвигательную посадку с одного захода по крутой траектории спуска. КОН ВКС включает: ПНО, содержащее КПИ и систему автоматического управления (САУ) с блоками автоматики (БА) бортовых систем (БС); систему управления бортовыми системами (СУБС); бортовой цифровой ВК с программно-математическим обеспечением (ПМО).

Состав КПИ: БИНС; система высотно-скоростных параметров (СВСП); РВ; навигационная аппаратура потребителя (НАП) СНС; радиодальномерная система (РДС); микроволновая система посадки (МСП).

Состав САУ: маршевая двигательная установка (МДУ); тормозная двигательная установка (ТДУ); реактивная система управления (РСУ); рулевые системы (РС).

На рис. 1.12 также обозначены: система бортовых телеметрических измерений (СБТИ); система отображения (СО); командная радио линия (КРЛ); блок коммутации питания (БКП); блок автоматики бортовых систем (БАБС); система электроснабжения (СЭС).

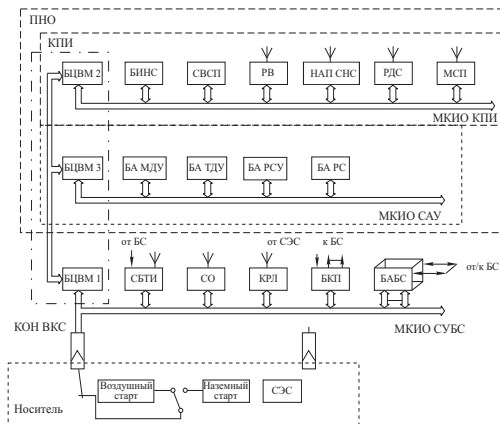


Рис. 1.12. Структура комплекса ориентации и навигации воздушно-космического самолета

КОН решает задачи: управление системами ВКС на этапах технической подготовки, предстартовой подготовки, полета, возврата и посадки на аэродром с учетом результатов обобщенного контроля состояния борта; управление движением центра масс ВКС и относительно его центра масс на всей траектории полета; восприятие управляющих ко-

манд и формирование необходимой информации, принимаемой и передаваемой радиотехническими средствами ВКС.

ПНО обеспечивает определение, обработку и выдачу информации о пилотажно-навигационных параметрах на всех этапах подготовки и полета, а также выдачу траекторной информации для осуществления автоматического управления движением ВКС с предотвращением выхода ВКС на критические режимы. Диспетчеризация и взаимодействие систем ПНО с другими подсистемами КОН и организация наземного и полетного контроля компонент ПНО с выдачей обобщенной информации об их состоянии в СУБС обеспечивает повышенную надежность выполнения целевого задания ВКС, включая посадку на взлетно-посадочную полосу (ВПП) аэродрома.

Информационное обеспечение перечисленных задач возлагается на КПИ ВКС. Содержание алгоритмического обеспечения КПИ определяется задачами характерных этапов полета ВКС [1.8, 1.9]. Так, на первом этапе полета обеспечивается приведение самолета-носителя в точку старта и выведение ВКС на расчетную орбиту. В процессе орбитального полета обеспечивается автономное определение параметров орбитального движения и ориентации ВКС в орбитальной сопровождающей системе координата, а также географических координат и скорости ВКС относительно земной поверхности. На этапе схода с орбиты и снижения до высот порядка 100 км точность вычисления параметров управления должна исключить возможность рекошетирования ВКС при входе в атмосферу. Вычисление параметров управления при спуске в атмосферу на гиперзвуковых скоростях до высот порядка 30 км осуществляется только по измерениям БИНС, являющейся на этом этапе полета единственным из систем КПИ источником информации.

Вычисление параметров приведения ВКС в район посадки, а также вектора навигационных и пилотажных параметров на участке подлета, маневрирования и посадки ВКС на аэродром назначения осуществляется в самолетных технологиях и требует существенной перестройки алгоритмического обеспечения КПИ. Требования к точности информационного обеспечения посадки определяются энерговооруженностью ВКС и при посадке по самолетным технологиям выполняются по требованиям ШС категории ИКАО. Наиболее жесткие требования соответствуют бездвигательной посадке с одного захода.

Посадка включает:

— предпосадочное маневрирование для приведения ВКС с высоты 20 км при удалении 80–60 км в «ключевую» точку, находящуюся на высоте 4 км при удалении от центра ВПП на 10–12 км;

— заход на посадку путем приведения ВКС в область допустимых отклонений на высоте 30–20 м от заданной траектории относительно ВПП;

— заключительное выравнивание, необходимое для уменьшения вертикальной и горизонтальной составляющих скорости, обеспечивающее касание в заданной области ВПП;

— пробег после приземления, обеспечивающий требуемый характер движения по ВПП с остановкой в ее пределах.

Требования к посадке ВКС, сформированные на основе опыта разработки орбитального самолета «Буран», можно представить следующим образом:

— отклонение от расчетной точки касания вдоль оси ВПП длиной не менее 3,5 км не должно превышать  $\pm 500$  м;

— точка касания ВПП должна отстоять от порога ВПП не ближе 100 м;

— вертикальная составляющая вектора скорости не должна превышать 3 м/с или 0,8 величины вертикальной скорости, соответствующей ограничению по прочности;

— посадочная скорость не должна быть более 360 км/ч;

— боковое отклонение от оси ВПП боковым колесом шасси при касании и пробеге вплоть до остановки не должно превышать 22 м (при ширине ВПП не менее 45 м);

— угол крена не должен превышать величины, опасной для ВКС.

Системы КПИ ВКС — БИНС, СВСП, НАП СНС, РВ, РДС, МСП — выполняют следующие функции.

БИНС является информационным ядром комплекса. В ней используется функционально-избыточный инерциальный измерительный блок (ИИБ). БИНС обеспечивает номинальную точность измерения вектора кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости ВКС, в том числе за счет автономной идентификации отказов до двух измерительных элементов каждого параметра. При этом решение задач навигации и управления осуществляется при габаритно-массовых затратах, в два-три раза меньших, чем в варианте структурного резервирования, например, в ИНС на базе гиросtabilизированных платформ, при одновременном снижении энергопотребления. Дополнительным достоинством применения БИНС является возможность исключения из состава ПНО КОН специальных блока датчиков угловой скорости и блока датчиков линейных ускорений, показания которых используются САУ.

СВСП поставляет, начиная с высот порядка 30 км, информацию о высотно-скоростных параметрах движения ВКС по измерениям полного и статического давлений на сверхзвуковых и дозвуковых режимах полета ВКС. СВСП обеспечивает измерение текущих значений абсолютной высоты, относительной высоты, приборной скорости, воздушной скорости, числа  $M$ , скоростного напора, угла атаки.

НАП СНС является основным навигационным датчиком, обеспечивающим непрерывную радиокоррекцию БИНС практически на всех этапах полета ВКС за исключением зоны гиперзвуковых скоростей. При этом избыточность навигационных измерений достигается ис-

пользованием сигналов как системы «Глонасс» (предпочтительно), так и «Навстар». В штатном режиме НАП СНС обеспечивает определение и выдачу следующих навигационных параметров: широту и долготу в географической системе координат; высоту относительно земного эллипсоида; составляющие векторов путевой и вертикальной скоростей; метки времени, а также другую вспомогательную информацию.

Для обеспечения посадки используется РДС, основанная на измерениях наклонных дальностей до места установки радиомаяков (РМ), неподвижно размещаемых в точках с известными координатами. Пространственное положение ВКС соответствует в этом случае точке пересечения как минимум трех сферических поверхностей положения, центры которых совпадают с местами установки РМ, а радиус каждой сферической поверхности положения равен дальности от радиомаяка.

РВ малых высот используется для измерения высоты полета на участке посадки. Он выполняет измерения при следующих ограничениях: вертикальная скорость до  $\pm 3$  м/с, углы крена и тангажа до  $\pm 20^\circ$ .

МСП используется для точного наведения при заходе на посадку и посадке. Угломерная информация передается с помощью курсоглисс-санных радиомаяков (КРМ и ГРМ) по одному частотному каналу с использованием принципа временного разделения сигналов. Соответствующая организация формата сигнала включает дополнительную информацию о геометрическом расположении радиомаяков, состоянии поверхности ВПП (сухая, мокрая, обледенелая), барометрическом давлении, скорости и направлении ветра. По сравнению с системами посадки метрового и дециметрового диапазонов волн МСП имеет следующие преимущества: повышенная помехозащищенность; высокая надежность; более широкое перекрытие воздушного пространства по зонам действия; лучшие эксплуатационные характеристики и возможность обслуживания воздушных судов с крутыми и непрямолинейными траекториями снижения.

ВК КОН осуществляет вычисления в задачах, решаемых КПИ, САУ, СУБС, а также обеспечивает взаимодействие систем КОН по шинам мультимплексных каналов информационного обмена (МКИО), ввод и вывод периферийных сигналов БС, восстановление информации в резервированных системах, обработку информации встроенных средств контроля БС.

**1.3.3. Гравинерциальный навигационный комплекс малоразмерного подводного аппарата с использованием бесплатформенных технологий.** В связи с освоением ряда высоких технологий как в части построения измерительных устройств, так и в части создания систем обработки информации, на новый качественный уровень выходит решение вопросов прецизионных гравиметрических измерений для широкого спектра задач в области навигации, геодезии, геологии, геофизики. С этой целью создано большое количество разнообразных гравинерциальных приборов и комплексов, основанных на статиче-

ском и динамическом принципах измерения ускорения силы тяжести, различных способах коррекции, цифровой оптимальной фильтрации.

В частности, одной из наиболее перспективных областей морских гравиметрических измерений является решение геолого-поисковых задач на шельфе. Достижения отечественных специалистов позволяют проводить картографирование гравитационных полей в масштабе 1:50000 с точностью, достаточной для оконтуривания газонефтяных месторождений. При этом после камеральной обработки среднеквадратическое значение погрешности площадной съемки составляет величину порядка 0,1 мГал. Подобная точность измерений, как правило, обеспечивается гравинерциальными технологиями с использованием гиросtabilизаторов в качестве построителей вертикали места, а также применением дифференциального режима работы спутниковых навигационных систем для точного позиционирования места измерений и дополнительной обработкой результатов измерений [1.11].

Особенностью морской гравиметрии является высокая стоимость площадных съемок, определяемая стоимостью эксплуатации носителя гравиметрического оборудования (обычно — среднетоннажного судна), поскольку исследуемые районы покрываются сетью взаимно перпендикулярных галсов с расстояниями между ними от 0,5 до 10 км. При отсутствии перерывов в работе удается обеспечить производительность морской гравиметрической съемки на уровне 500 профилейных погонных километров в сутки. При этом точность гравиметрических измерений существенно зависит от погоды, от уровня волнения моря и может существенно уменьшаться из-за проблем с локализацией влияния вертикальных ускорений.

На сегодняшний день существует целый ряд отечественных и зарубежных гравиметрических комплексов для решения задач гравиметрической съемки. К их числу следует отнести, например, отечественные комплексы на базе гравиметров МГК, Чекан-АМ, МАГ-1, ГМН-КМ и др. разработанные в ЦНИИ «Электроприбор», ЗАО НТП «Гравиметрические технологии» и ЦНИИ «Дельфин», ОАО «Нефтекип» и ВНИИГеофизики, и др., а также зарубежные гравиметрические комплексы на базе гравиметров Model «S» LaCosta & Romberg (США), CG-5 AutoGrav Scintrex (Канада), KSS30/31 Bodenseewerk (ФРГ) и др. Точностные характеристики современных комплексов позволяют проводить региональные геофизические съемки, уточнять представления о фигуре Земли, картографировать гравитационные поля и аномалии силы тяжести для геолого-поисковых исследований и решения задач навигации.

В гравиметрических комплексах, как правило, используются прецизионные гравиметры, устанавливаемые на гиросtabilизированных платформах (ГСП). ГСП изолирует гравиметр от угловых перемещений корпуса носителя и создает благоприятные условия для вычисления необходимых поправок. Возможность реализации таких комплексов для широкого практического использования определяется высоким

уровнем технологии, которой располагает производитель. При этом актуальными остаются проблемы снижения массогабаритных, стоимостных характеристик и энергопотребления, уменьшения дрейфа нуля-пункта гравиметра, времени подготовки и собственно измерений, расширения амплитудного и частотного диапазонов, а также увеличения производительности гравиметрических измерений.

Одним из возможных направлений решения задачи повышения производительности морских гравиметрических измерений является использование в качестве носителей гравиметрических комплексов автоматизированных малоразмерных подводных аппаратов (МПА).

Очевидным достоинством такого решения является существенное снижение материальных и временных затрат на осуществление площадных съемок, а также возможность проведения гравиметрической съемки на мелководье. Возможным инструментом для осуществления этого подхода является мобильный гравинерциальный навигационный комплекс (ГНК) с использованием бесплатформенных технологий [1.12]. При этом на основе сборок малогабаритных прецизионных маятниковых акселерометров может быть создан векторный помехозащищенный информационно-избыточный малогабаритный гравиметр с малым по сравнению с традиционными бортовыми гравиметрами дрейфом нуля-пункта, широкими амплитудным и частотным диапазонами. Как показывают теоретические исследования, при этом возникает возможность исключения ГСП из состава гравиметрического комплекса [1.12, 1.13].

В ГНК БИНС конструктивно и алгоритмически интегрирована с трехкомпонентным модуляционным динамическим гравиметром (ТМДГ). Он выполняет функции, как прецизионного измерителя кажущегося ускорения, так и векторного гравиметра, а МПА, по сути, является управляемой и демпфированной водной средой платформой, обеспечивающей благоприятные условия для работы инерциальных измерителей ГНК. При этом появляются дополнительные возможности повышения точности ГНК, используя выходную информацию гравиметра в алгоритмах БИНС.

Уровень точности векторных гравиметрических измерений определяется непосредственно метрологическими характеристиками ТМДГ, в значительной мере точностью идентификации вертикальных ускорений, а также точностью решения задач навигации и ориентации МПА. Успешному решению перечисленных задач и высокоточных гравизмерений способствуют факторы, обусловленные условиями применения ГНК. В частности, современные системы управления движением подводных аппаратов обеспечивающую высокую равномерность хода. В сочетании с существенным снижением качки на глубине этот факт позволяет осуществлять коррекцию БИНС от автономной акселерометрической вертикали [1.14]. Кроме того, представляется возможным построение на борту слабовозмущаемой вертикали путем бортовых измерений глубиномерной системой (ГМС) уровня поверхности моря.

Использование ГМС, построенной на базе прецизионных разнесенных глубиномеров (ГМ), позволяет также осуществлять непосредственное измерение параметров ориентации МПА относительно уровенной морской поверхности. Для повышения точности в БИНС ГНК применяют функциональную и алгоритмическую избыточность.

Возможная структура КОН ГНК представлена на рис. 1.13. Координация работы подсистем ГНК и реализация его основных алгоритмов осуществляется ВК. КПИ ГНК включает: ИИБ в составе ТМДГ и блока гироскопов (БГ); НАП СНС; ГМС; магнитометрическую курсовую

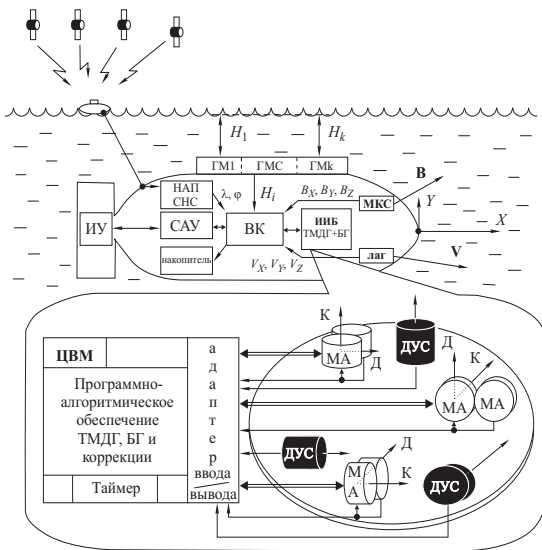


Рис. 1.13. Гравиинерциальный навигационный комплекс малоразмерного подводного аппарата

систему (МКС); лаг — измеритель относительной скорости. Кроме того, в состав ГНК входят САУ МПА и взаимодействующие с ней исполнительные устройства (ИУ), а также информационный накопитель.

ИИБ является основным измерителем БИНС и содержит три гироскопических датчика угловой скорости (ДУС) с ортогональными



осями чувствительности, а также сборки спаренных маятниковых акселерометров (МА), образующих двухкомпонентные измерители кажущегося ускорения, причем одна из его осей — К является осью чувствительности в компенсационном режиме измерения, вторая Д — в динамическом режиме. При этом по каждой из осей связанной системы координат  $XYZ$  имеется по одной оси чувствительности информационно-избыточного измерителя в динамическом, и по одной — в компенсационном режимах измерения.

Лег поставляет информацию о проекциях вектора  $V$  относительной скорости МПА ( $V_X, V_Y, V_Z$ ) на оси связанной с ним СК для коррекции погрешностей БИНС в ходе всего рейса МПА. Аналогично, в течение рейса МКС и ГМС передают в ВК информацию о проекциях  $V_X, V_Y, V_Z$  вектора  $V$  индукции геомагнитного поля на оси связанной СК и о текущих глубинах  $H_i$  ( $i = 1, 2, \dots, k$ ), измеряемых ГМ $_i$ . Эта информация предназначена для коррекции БИНС. Кроме того, в режиме предстартовой подготовки на начальном этапе работы и при периодических подвсплываниях МПА возможно использование поставляемых НАПС значений географической долготы  $\lambda$  и широты  $\varphi$  для начальной выставки и периодической коррекции измерителей ГНК.

ВК реализует процедуры предварительной обработки информации от систем КПИ и алгоритмы: ориентации и навигации БИНС; гравиметрического канала и управления движением МПА; оценок погрешностей ГНК; преобразования координат; ввода/вывода и отображения информации; контроля и управления подсистем и др.

Бортовой информационный накопитель фиксирует в реальном времени географические координаты и результаты гравиметрических измерений, а также параметры промежуточных вычислений для последующей камеральной обработки.

**1.3.4. Комплекс ориентации и навигации автономного подводного аппарата с использованием акустических систем.** Автономный необитаемый подводный аппарат (АНПА) представляет собой автоматический самоходный носитель исследовательской аппаратуры, способный погружаться в заданный район океана на глубину до 6 км, двигаться по программной траектории, выполнять требуемые работы и по окончании программы возвращаться на обеспечивающее судно или береговую базу. АНПА работает под водой автономно, без связующего кабеля. Передача команд на борт аппарата и телеметрической информации на базовое судно осуществляется с помощью гидроакустической системы связи. Гидроакустическая навигационная система совместно с интегральной бортовой навигационной системой позволяют непрерывно определять местоположение аппарата, а оператору на судне — отслеживать траекторию его движения в реальном масштабе времени. В качестве исследовательской аппаратуры на аппарате устанавливаются измерители параметров среды, фото-видеоаппаратура, обзорные гидролокаторы, геофизическая аппаратура (магнитометр, акустический профилограф, гравиметр).

АНПА обладает значительно большей маневренностью, чем буксируемое средство, высокой степенью точности стабилизации параметров движения (в том числе, в условиях сложного рельефа дна), а также простотой эксплуатации, имеет производительность, не зависящую от глубины. Кроме того, в связи с развитием высоких технологий в области робототехники и электроники, постоянным ростом стоимости водолазного труда, а также необходимостью выполнения работ на глубинах в несколько тысяч метров, применение АНПА стало реальной альтернативой водолажным работам.

АНПА должен выполнять целый ряд функций в процессе обследования:

- визуальный осмотр внешнего вида подводно-технического объекта;
- измерение различных технических характеристик объекта;
- измерение различных гидрофизических параметров среды;
- обследование акватории.

Одной из главных проблем при создании АНПА является навигационное обеспечение в океане. Значительный прогресс в повышении точности определения местоположения АНПА достигнут благодаря использованию СНС с применением системы погружаемых буев, снабженных гидроакустическими приборами (транспондерами).

Обобщенное представление о способе определения координат АНПА с помощью акустических систем дает рис. 1.14. Здесь представлены базовое судно и АНПА на удалении  $L$  от судна. На рисунке приняты обозначения:  $\varphi_k$ ,  $\lambda_k$  и  $\varphi_A$ ,  $\lambda_A$  — соответственно широта и долгота базового судна и АНПА;  $\psi$  — курс базового судна;  $\theta$ ,  $\gamma$  — измеряемые гидроакустической системой базового судна угол заглупления и пеленг АНПА;  $A$  — азимутальный угол АНПА;  $L_{NS}$ ,  $L_{WE}$  — проекции дальности  $L$  на северное и восточное направления.

Координаты судна известны с высокой точностью из показаний СНС, работающей в дифференциальном режиме, который поддерживается локальной контрольно-корректирующей станцией (ЛККС). Определение местоположения АНПА возможно двумя способами: через показания БИНС на борту аппарата и путем объединения данных от корабельной НАП СНС и данных акустической навигационной системы.

Таким образом, возможно получение измерений путем формирования разностей инерциальных и спутниково-акустических данных и последующая их комплексная обработка.

Структурная схема и общий алгоритм КОН АНПА зависят от многих факторов:

- типа объекта, для которого он предназначен;
- состава задач и степени их автоматизации;
- типа бортового вычислительного комплекса и характеристик БЦВМ;

— аппаратного состава информационного комплекса и линий связи КОИ.

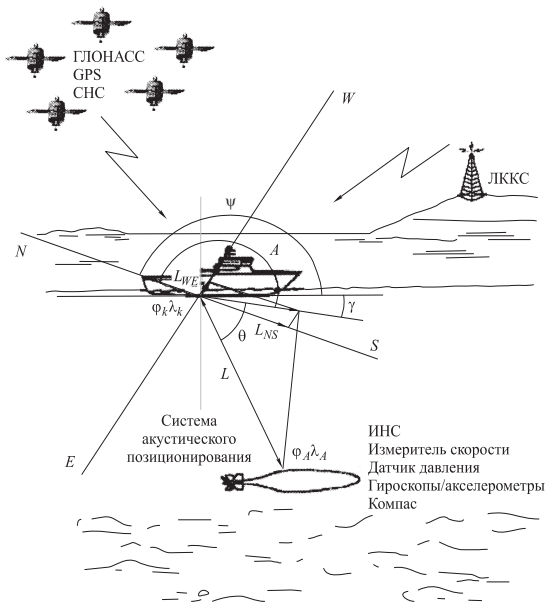


Рис. 1.14. Обобщенная структура способа определения координат

При разработке алгоритмов КОИ АНПА следует учитывать также требуемую точность определения координат объекта обследования и большое число внешних факторов, таких как гидрометеорологические и гидрофизические данные акватории объекта, глубину и диапазон изменения глубин, характер грунта, на котором расположен объект обследования и другие.

Обобщенная структурная схема КОИ АНПА представлена на рис. 1.15.

В настоящее время имеются данные о целом ряде АНПА с использованием гидроакустических средств, из которых автономное подводное транспортное средство HUGIN 3000, разработанное норвежской

компанией Kongsberg Simrad, является, вероятно, одним из наиболее перспективных [1.15]. Задача HUGIN заключается в сборе данных для

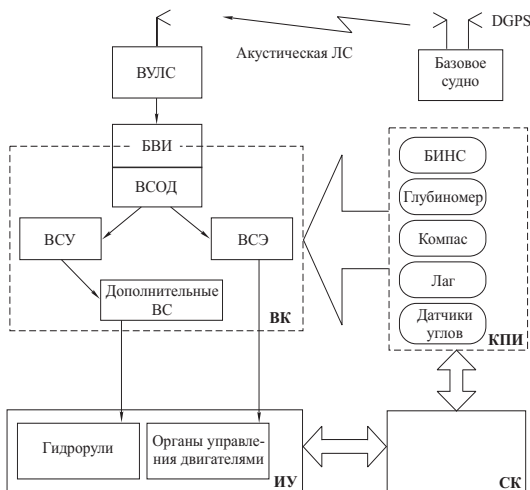


Рис. 1.15. Обобщенная схема комплекса ориентации и навигации автономного подводного аппарата с гидроакустической системой

детальной картографии морского дна. Это транспортное средство оснащено мультилучом и другими датчиками для подводных обзоров на глубинах до 3000 м. Основой информационной системы КОН HUGIN 3000 является инерциальный измерительный блок (ИИБ). Навигационная система аппарата представлена на рисунке 1.16.

В состав КОН аппарата HUGIN 3000 включены следующие системы: DVL — доплеровский измеритель скорости; акустическая система НІРАР, использующая и данные DGPS; глубиномер; компас; гироскопы и акселерометры.

Опираясь на опыт использования спутниковых навигационных технологий, следует признать, что высокая точность позиционирования, необходимая для проведения работ на дне, возможна лишь при использовании дифференциального режима работы спутниковой навигационной аппаратуры на базовом судне для определения его координат. При этом базовое судно должно находиться в зоне действия

станции дифференциальных поправок, т.е. не далее, чем в нескольких сотнях километров от ЛККС (расстояние определяется желаемой точностью дифференциального режима). Координировать аппарат по отношению к базовому судну, как показывают исследования [1.16],

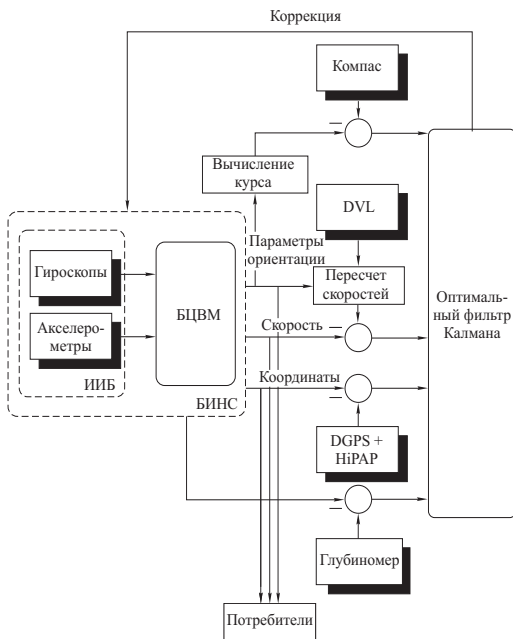


Рис. 1.16. Навигационная система автономного подводного аппарата HUGIN 3000

можно акустической системой с достаточной степенью точности. Основной информационной системой на борту АНПА является БИНС, для построения которой можно использовать микромеханические ИИБ. БИНС предоставляет навигационную информацию, обслуживает систему управления и картографирования. Основным режимом работы БИНС является режим коррекции.

**1.3.5. Комплекс ориентации и навигации одноосной колесной транспортной платформы.** Одним из перспективных технических средств, предназначенных для решения транспортных задач в условиях выполнения работ при чрезвычайных ситуациях и в агрессивных средах, транспортных антитеррористических задач и др., является компактная высококомбинированная транспортная платформа, в частности, одноосная колесная транспортная платформа (ОКТП). Она предназначена для автономного перемещения транспортируемого комплекса (ТК) на локальных площадях ограниченной доступности и для придания ТК необходимой пространственной угловой ориентации.

Схема ОКТП представлена на рис. 1.17. Собственно платформа 1 с ТК шарнирно укреплена на оси 2 колесной пары 3, 4, причем центр

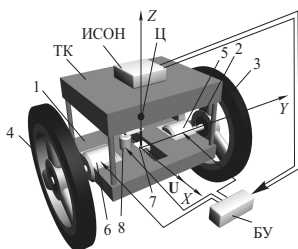


Рис. 1.17. Одноосная колесная транспортная платформа

масс (Ц) этой системы расположен над осью 2. Приводные двигатели 5, 6 через редукторы осуществляют вращение колес 3, 4 и тем самым обеспечивают требуемые направление и скорость перемещения ОКТП по рабочей поверхности. При этом оба колеса являются ведущими, повороты ОКТП в плоскости горизонта — бортовые и осуществляются за счет разности скоростей вращения колес. Особенности ОКТП являются высокая маневренность и широкообзорность для ТК, обеспечиваемая угловыми движениями платформы вокруг оси 2.

Управление угловым положением платформы 1 относительно оси 2, в частности стабилизация ее в плоскости горизонта  $XU$ , может осуществляться, например, на основе принципов силовой и индикаторной гироскопической стабилизации [1.16], а также на основе принципа маховичного управления. В ОКТП, представленной на рис. 1.17, стабилизация платформы в плоскости горизонта вокруг оси колесной пары осуществляется за счет управляющих моментов, создаваемых силами инерции, приложенными в центре масс Ц платформы и формируемыми путем направленного изменения линейной скорости U ОКТП. Такой принцип может быть назван *принципом инерционной стабилизации*.

При его реализации ускоренное поступательное движение ОКТП как управляемого объекта следует рассматривать не столько как традиционный источник возмущающих воздействий на элементы платформы с ТК (в частности на гироскопы), но и как источник моментов сил инерции, обеспечивающих платформе угловую стабилизацию в плоскости горизонта.

Следует отметить, что принцип инерционной стабилизации фактически используется при решении частной задачи стабилизации в вертикальном положении инвертированного маятника, установленного на двухосном транспортном модуле, совершающем лишь малые стабилизирующие колебания по горизонтальной плоскости [1.17].

На схеме ОКТП (рис. 1.17) обозначен также балансирующий груз 7, перемещаемый управляемым датчиком силы 8, необходимый для компенсации квазипостоянных возмущающих моментов, приложенных к платформе вокруг оси колесной пары. Он может быть также задействован в формировании процессов перехода ОКТП с одного скоростного режима на другой. Управление двигателями 5, 6, а также датчиком силы 8 осуществляется блоком управления БУ, на который поступает информация от измерительной системы ориентации и навигации (ИСОН).

ИСОН представляет собой БИНС, которая с целью минимизации массогабаритных характеристик выполняется на базе микромеханических инерциальных чувствительных элементов (ИЧЭ) — гироскопов и акселерометров. Сравнительно невысокая точность этих ИЧЭ затрудняет начальную выставку БИНС и возможность автономной навигации при длительном времени выполнения целевого задания ОКТП, поскольку погрешности выходной информации БИНС интенсивно вырастают со временем. Выбор средств коррекции БИНС в данном случае по условиям применения ОКТП также ограничен. Например, в закрытых помещениях проблематично использование традиционных спутниковых информационных технологий. В этой связи в качестве корректора БИНС для ОКТП целесообразно использование электромагнитной системы ориентации и навигации (ЭМСОН), информационной средой которой является искусственно создаваемое электромагнитное навигационное поле [1.18].

Принцип работы ЭМСОН заключается в создании с помощью специального излучателя низкочастотного электромагнитного поля заданной конфигурации, измерении его параметров с помощью приемника, установленного на ОКТП, и преобразовании полученной информации в координаты и угловую ориентацию приемника относительно излучателя.

Функциональная схема ЭМСОН представлена на рис. 1.18, где через  $X_n, Y_n, Z_n$  и  $X_{пл}, Y_{пл}, Z_{пл}$  обозначены соответственно оси навигационной системы координат и системы координат, жестко связанной с платформой ОКТП;  $\mathbf{L}$  — вектор положения приемника относительно излучателя.

Оборудование излучателя включает:

- излучатель низкочастотного электромагнитного поля;
- низкочастотный управляемый генератор;
- блок управления режимами излучателя, сигналом синхронизации;
- передатчик синхросигнала;
- радиоканал, обеспечивающий синхронизацию излучаемого и принимаемого сигнала.

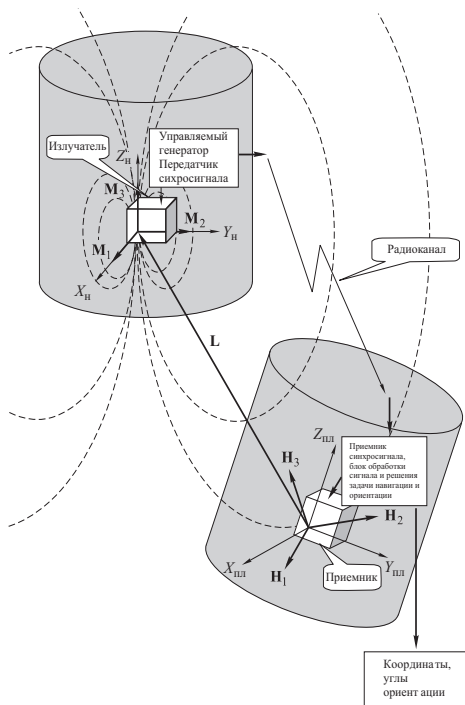


Рис. 1.18. Функциональная схема электромагнитной системы ориентации и навигации