

На правах рукописи

КУРШИН Владимир Викторович

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И ПРОГРАММНОЕ
ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАВИГАЦИИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМ ГЛОНАСС/GPS/WAAS**

Специальность 05.13.18

Математическое моделирование,
численные методы и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
доктора технических наук



Москва – 2003 год

Работа выполнена в Московском авиационном институте (государственном техническом университете).

Научный консультант: доктор технических наук,
профессор В.В. Малышев

Официальные оппоненты: член-корреспондент РАН,
доктор технических наук,
профессор Г.М. Чернявский

доктор технических наук,
профессор Н.Е. Иванов

доктор технических наук,
профессор В.Н. Почукаев

Ведущая организация: НПО прикладной механики

Защита состоится “___” _____ 2003 г. в ___ часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Московском государственном авиационном институте (техническом университете) по адресу: 125871, Москва, ГСП, Волоколамское шоссе, дом 4.

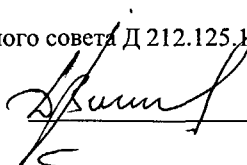
С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (государственного технического университета).

Автореферат разослан “___” _____ 2003 г.

Отзывы просим направлять в двух экземплярах, заверенных печатью, по адресу: 125871, Москва, ГСП, Волоколамское шоссе, дом 4.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.12

к.т.н., доцент


В.В. Дарнопых

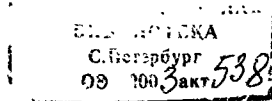
2003-А
13449

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Развитие космической техники в последние годы дало возможность подняться на новую ступень при решении различного рода задач. При судовой навигации, управлении полетом самолета или космического аппарата, геодезии, мониторинге разных движущихся объектов требуется знание положения потребителя в пространстве, его скорости. В 90-е годы были развернуты среднеорбитальные навигационные спутниковые системы (НСС), позволившие удовлетворить существовавшие на то время потребности в качестве глобального навигационного обслуживания: в США – это система GPS, а в России - ГЛОНАСС. Но существует ряд задач, которые требуют более высокого качества навигационного обслуживания как по точности, так и по характеру навигации, то есть по типу предоставляемой информации о положении потребителя. Так, для захода на посадку самолета по I категории необходимая точность навигации в плоскости – 4-8 м, а по высоте – 2-8 м.

Для обеспечения повышенной точности навигации обычно применяется дифференциальная коррекция. Очевидно, что для обеспечения дифференциального режима для большого региона – например, для стран Европы, США, России – количество базовых станций, формирующих дифференциальные поправки, достигает огромной величины. Поэтому был предложен другой подход. Суть его заключается в том, что передача корректирующих дифференциальных поправок осуществляется при помощи геостационарных спутников. Примерами широкозонных дифференциальных систем являются американская система WAAS и две системы, находящиеся на различных стадиях работ – японская MSAS, европейские EGNOS и Galileo. В настоящий момент система WAAS проходит тестирование, полный ввод в эксплуатацию намечен на 2003 г.

Можно констатировать тот факт, что в настоящее время существует объективная потребность в дальнейшем повышении качества навигационного обслуживания. Качество навигационного обслуживания может совершенствоваться по следующим направлениям.



Первое направление – это разработка навигационных GPS-алгоритмов, уменьшающих влияние селективного доступа. Это даст возможность повысить точность в случае применения селективного доступа без привлечения дополнительного оборудования.

Второе направление связано с совместным использованием навигационных систем GPS и ГЛОНАСС. Интерес к задаче комплексирования GPS и ГЛОНАСС измерений объясняется возможностью дальнейшего совершенствования алгоритмического обеспечения в направлении повышения качества навигационного обслуживания, в том числе в рамках создания программного обеспечения для проекта GNSS. Необходимо заметить, что совместное использование GPS и ГЛОНАСС систем существенно улучшает точность навигации в случае, если в системе GPS применяется селективный доступ.

Следующее направление в области повышения качества навигационного обслуживания относится к дифференциальной коррекции. И если для локальной дифференциальной коррекции, применяемой уже около десяти лет, существует и различные навигационные станции, и оборудование для передачи дифференциальных поправок, и соответствующее программное обеспечение, то для широкозонных дифференциальных систем в силу новизны является актуальным разработка соответствующего алгоритмическо-программного обеспечения.

При разработке алгоритмов и программ для навигационного GPS/WAAS оборудования в настоящей работе основное внимание уделяется авиационному потребителю на различных этапах: взлет, полет по маршруту и, особенно, посадка самолета. С целью повышения качества навигации авиационного потребителя рассматривается вопрос комплексирования спутниковых GPS/WAAS измерений и барометрических данных.

Также рассматривается задача повышения точности определения положения и скорости потребителя при использовании спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС/GPS в условиях ограниченной радиовидимости спутников. С целью повышения точности навигации предлагается дополнительно использовать магнитный датчик, определяющий угловую ориентацию.

Определение координат потребителя – это основа для решения задачи управления объектом. При управлении самолетом огромную роль играет человеческий фактор, поскольку именно пилот принимает все решения, а бортовая аппаратура только помогает пилоту. И вопрос о способе предоставления навигационной информации имеет большое значение. Спутниковые навигационные приемники определяют положение, как правило, в географической системе координат - широта, долгота, высота. Ориентирование же на местности проходит при помощи бумажных, полетных карт. Разумеется, при известном положении объекта ориентирование по карте представляет собой не очень сложную задачу. Но при все возрастающих скоростях полета, огромном количестве выводимой диагностической и другой информации пилоту довольно-таки затруднительно проводить дополнительные расчеты по карте. Поэтому, чтобы повысить безопасность полета, необходимо обеспечивать автоматическую навигацию самолета по карте. В англоязычной литературе подобная задача носит название “moving map”.

Таким образом, важной задачей для авиационного потребителя является обеспечение высокоточной навигации по электронным картам, и в первую очередь при совершении самолетом посадки. Решение данной задачи требует разработки как высокоточных навигационных алгоритмов, так и специализированного программного обеспечения, позволяющее отобразить на экране бортового компьютера текущее положение потребителя совместно с картой местности.

Различного рода навигационные алгоритмы были рассмотрены в работах Бажинова И.К., Бартенева В.А., Болдина В.А., Дишеля В.Д., Дмитриева П.П., Иванова Н.Е., Красильщикова М.Н., Малышева В.В., Перова А.И., Почукаева В.Н., Романова Л.М., Салищева В.А., Тюбалина В.В., Харисова В.Н., Чернявского Г.М., Шибшаевича В.С., Ярлыкова М.С. и ряда других авторов. В этих работах были исследованы вопросы навигации с использованием систем GPS или ГЛОНАСС. Задача конструирования GPS/WAAS навигационных алгоритмов в силу новизны практически не затрагивалась. По этой же причине не исследована проблема комплексирования GPS/WAAS и барометрических измерений. Также практически

не анализировались особенности навигации авиационного потребителя в режиме посадки.

В области создания электронных движущихся карт существует достаточно большое количество разработок: "FlightMap", "Preston Peavy", "Navplan", "Fugawi Navigation Software", HT9100, GPSMAP 195/295, "Digital Mapping System", M-5000, "Advanced Moving Map System", "Планшет" и некоторые другие. Большинство перечисленных навигационных компьютеров для управления используют специальные кнопки, расположенные рядом с дисплеем. И в этом случае процесс управления навигационной программой будет занимать определенное время. Достаточно упомянуть, например, установку путевой точки или "пролистывание" рабочих режимов. Другая часть программного обеспечения использует Windows-ориентированный интерфейс, что не совсем удобно – поскольку вибрация, качка не позволяют точно попасть в нужное место на дисплее. Необходимо также отметить, что данные работы обеспечивают навигацию авиационного потребителя только по маршрутным картам. Возможность же навигации по терминальным картам в режиме посадки отсутствует, что крайне важно для безопасности пилотирования.

Поэтому предлагается использовать в бортовом компьютере дисплей, реагирующий на нажатие – touch-screen. Это дает возможность как бы совместить и дисплей, и кнопки управления в одном устройстве. Такое решение существенно улучшает эргонометрические свойства навигационного компьютера. Отметим и еще одно преимущество использования дисплея touch-screen. Если пилоту необходимо ввести какую-нибудь информацию, то для этого используется дополнительная клавиатура. В случае применения touch-screen на дисплее отображается виртуальная клавиатура и при ее помощи может осуществляться ввод информации. Использование же в качестве источников навигационной информации GPS/WAAS оборудование с соответствующими алгоритмами позволит обеспечить пилота самолета высокоточными данными о его положении на местности, скорости, высоте, а сам способ предоставления навигационной информации будет обладать достаточной наглядностью.

Объединение навигационного приемника, определяющего положение и скорость потребителя при помощи спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS, и бортового компьютера, осуществляющего вывод на дисплей необходимого фрагмента карты и соответствующего положения потребителя на карте, позволяет решить единую задачу – навигация потребителя с использованием ГЛОНАСС/GPS/WAAS измерений и цифровых карт. Структура авиационного бортового комплекса, обеспечивающего спутниковую навигацию на основе цифровых карт, приведена на рис.1.

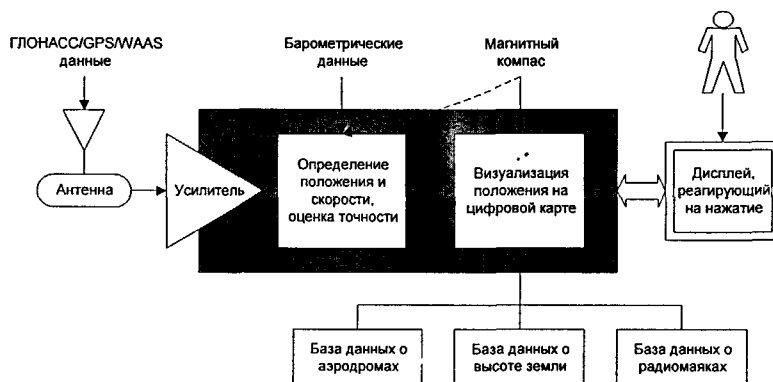


Рис.1. Спутниковая навигация авиационного потребителя на основе цифровых карт.

В ряде случаев цифровые навигационные карты используются не только пилотом, но и другими членами экипажа. И наиболее эффективным решением такой задачи является применение специализированного бортового навигационного комплекса. Данный комплекс состоит из навигационного сервера и нескольких бортовых компьютеров, объединенных в единую сеть. В задачу навигационного сервера входит обеспечение бортовых компьютеров всеми навигационными данными, включающими как информацию о положении и скорости объекта с использованием ГЛОНАСС/GPS/WAAS систем, так и картографические данные. Передача данных по бортовой компьютерной сети осуществляется по протоколу ТСР/Р.

Цель работы. Целью работы является комплексное решение проблемы создания математического и программного обеспечения процесса навигации подвижных объектов на основе спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS и цифровых карт. В качестве дополнительных измерений могут использоваться данные высотомера или магнитного датчика. Создаваемый программный комплекс может быть использован в бортовом компьютере, установленном на самолете или вертолете и осуществляющим высокоточную навигацию по цифровой карте с использованием спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS.

Решаемая в диссертации проблема осуществления высокоточной навигации авиационного потребителя по цифровой карте отражает практическую потребность улучшения качества навигационного обслуживания и, следовательно, повышения безопасности пилотирования.

Методика исследований. При создании навигационных алгоритмов используются статистические методы обработки данных, методы оптимальной фильтрации, адаптивные методы обработки информации. При программной реализации математического обеспечения навигационного комплекса, работающего в реальном времени, используются методы объектно-ориентированного программирования и мультизадачность операционных систем Windows, VxWorks, Linux.

Научная новизна. Новыми научными результатами в диссертации являются:

1. Математическое и программное обеспечение для бортового навигационного компьютера, включающего высокоточные ГЛОНАСС/GPS/WAAS алгоритмы и осуществляющего навигацию потребителя (самолета, вертолета) по цифровой карте в реальном времени, в том числе и на этапе посадки. Бортовой компьютер оборудован дисплеем, реагирующим на нажатие.

2. Навигационные алгоритмы определения положения движущегося потребителя (самолета, вертолета) на основе проведения дальномерных GPS/WAAS измерений и с использованием данных высотомера.

3. Навигационный алгоритм, использующий дальномерные и доплеровские спутниковые измерения и угловые измерения магнитного датчика.

4. Адаптивный навигационный алгоритм на основе проведения дальномерных GPS измерений с использованием фильтра Калмана в условиях действия селективного доступа.

5. Навигационный алгоритм, использующий дальномерные и фазовые измерения для приемника с одной антенной.

6. Алгоритм определения скорости потребителя на основе проведения дальномерных ГЛОНАСС/GPS/WAAS измерений.

7. Алгоритм автономного контроля целостности навигационных измерений при использовании систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS.

Достоверность результатов. Достоверность разработанных алгоритмов и реализованных в виде программного обеспечения подтверждается тестированием в реальных условиях на навигационной аппаратуре с использованием GPS/WAAS/ГЛОНАСС спутниковых измерений, в том числе с применением дополнительных барометрических данных. Тестирование навигационных алгоритмов проводилось как для стационарных потребителей, так и при проведении тестовых полетов. Корректность работы бортового компьютера, осуществляющего спутниковую навигацию по цифровой карте, помимо тестирования с использованием симуляторов проверялась также в контрольных полетах.

Практическая значимость. Решаемая в диссертации проблема осуществления высокоточной навигации авиационного потребителя по цифровой карте отражает практическую потребность улучшения качества навигационного обслуживания и, следовательно, повышения безопасности пилотирования. Практическая значимость полученных в работе результатов состоит в:

- разработке математического и программного обеспечения определения положения и скорости авиационного потребителя на основе проведения дальномерных и доплеровских ГЛОНАСС/GPS/WAAS измерений;
- разработке программного комплекса для бортового компьютера, обеспечивающего в реальном масштабе времени ГЛОНАСС/GPS/WAAS навигацию самолета или вертолета по цифровой карте, в том числе при совершении посадки;

- разработке методики и алгоритма комплексования GPS/WAAS и барометрических измерений;
- разработке навигационного алгоритма совместного использования ГЛОНАСС/GPS дальномерных и фазовых измерений, полученных при помощи одной антенны;
- разработке навигационного алгоритма совместного использования ГЛОНАСС/GPS и угловых измерений;
- разработке алгоритма автономного контроля целостности ГЛОНАСС/GPS/WAAS измерений и осуществляющего оптимизацию состава измерений.

Результаты, полученные в работе, внедрены и используются при проведении научно-исследовательских работ в ряде ведущих аэрокосмических предприятий России и в высших учебных заведениях: НПО ПМ, РНИИ КП, ЦУП-М, МАИ.

Апробация работы. Основные результаты диссертации были представлены и обсуждены на следующих конгрессах, конференциях, чтениях и семинарах: на II Всесоюзном семинаре по методам синтеза и планирования развития структур сложных систем, проводившемся в Ташкенте в 1981 г.; на VII чтениях, посвященных разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера, проводившейся в Москве в 1982 г.; на I и II Всесоюзных конференциях по проблемам управления, проводившихся в Куйбышеве в 1983 и 1985 гг.; на Всесоюзной научно-технической конференции по проблемам динамики управления и безопасности полетов, проводившейся в Риге в 1985 г.; на Гагаринских научных чтениях по космонавтике и авиации, проводившейся в Москве в 1986 г.; на международной конференции “Бортовые интегрированные комплексы и современные проблемы управления”, проводившейся в Ярополье в 1998 г.; на международной космической конференции - 2001, проводившейся в Москве в 2001 г.; на 5, 6 и 7 международных конференциях “Системный анализ и управление космическими комплексами”, проводившихся в Евпатории в 2000 г., 2001 г. и 2002 г.; на международной конференции GNSS-2000, проводившейся в Эдинбурге в 2000 г.; на научно-технической конференции ФГУП РНИИ КП, проводившейся в Москве

в 2003 г.; на международном симпозиуме по автоэлектрике и автоэлектронике, проводившемся в Суздале в 2001 г.

Программа NaviMap была представлена на авиационных выставках Берлин-96, Фарнборо-96, Мадрид-97, IAL-98 и др.

Личный вклад и публикации. Все результаты, приведенные в диссертации, получены лично автором, основные из них опубликованы в 30 работах, в том числе в 25 печатных работах.

На защиту выносятся:

- математическое обеспечение навигации авиационного потребителя с использованием дальномерных и доплеровских измерений спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS;
- программное обеспечение и архитектура построения программного комплекса бортового навигационного компьютера, включающего ГЛОНАСС/GPS/WAAS алгоритмы и осуществляющего навигацию самолета или вертолета по цифровым маршрутным и терминальным картам в реальном масштабе времени;
- навигационный алгоритм и программное обеспечение задачи определения положения и скорости авиационного потребителя на основе проведения GPS/WAAS измерений и с использованием данных высотомера;
- адаптивный навигационный алгоритм на основе проведения дальномерных GPS измерений с использованием фильтра Калмана в условиях действия селективного доступа;
- навигационный алгоритм, использующий ГЛОНАСС/GPS и угловые измерения;
- навигационный алгоритм, использующий ГЛОНАСС/GPS дальномерные и фазовые измерения для приемника с одной антенной;
- программное обеспечение для специализированного бортового навигационного комплекса, состоящего из навигационного сервера и нескольких бортовых компьютеров, объединенных в единую сеть и обеспечивающего навигацию по цифровым картам в реальном масштабе времени;

- алгоритм автономного контроля целостности навигационных ГЛОНАСС/GPS/WAAS измерений, осуществляющего оптимизацию состава измерений.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, восьми глав, выводов, списка литературы из 173 наименований и трех приложений. Общий объем работы составляет 339 страниц, в том числе 108 рисунков и 21 таблицы. В приложение 3 включен компакт-диск с демонстрационными версиями программного обеспечения.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В главе 1 исследуется задача определения положения и скорости потребителя с использованием спутниковой навигационной системы. Цель – формализация технической и математической постановок задач спутниковой навигации и определение способов решения.

Введем в рассмотрение следующий вектор потребителя:

$$X = [x \ y \ z \ V_x \ V_y \ V_z \ B \ F]^T, \quad (1)$$

где x, y, z, V_x, V_y, V_z – координаты положения и скорости, B – уход часов приемника потребителя; F – скорость ухода часов приемника потребителя.

Если навигация осуществляется при помощи системы GPS, то координаты вектора потребителя определяются в системе координат WGS-84, если только при помощи ГЛОНАСС – то в системе ПЗ-90. При комплексировании GPS и ГЛОНАСС измерений за основу выбирается какая-то одна система координат.

В каждый момент времени потребитель проводит дальномерные R , и доплеровские D , измерения до N навигационных спутников системы GPS или/и системы ГЛОНАСС:

$$\eta = [R_1 \ \dots \ R_N \ D_1 \ \dots \ D_N]^T. \quad (2)$$

На основе априорной информации о фазовом векторе потребителя и эфемеридной информации, передаваемой в навигационных сообщениях, а также при

помощи измерительного блока приемника вычисляется $2N$ -мерный вектор невязок измерений $\Delta\eta = \eta_{calculated} - \eta_{measured}$.

При построении навигационных алгоритмов и анализе их характеристик используются следующие алгоритмы:

- алгоритм на основе одномоментных измерений;
- алгоритм на основе измерений нарастающего объема.

Алгоритм на основе одномоментных измерений.

Решение навигационной задачи определения 8-мерного расширенного фазового вектора потребителя X на основе дальномерных и доплеровских спутниковых измерений, проведенных в одну временную эпоху, с использованием метода наименьших квадратов (МНК) имеет следующий вид:

$$X^* = X^- + (H^T \cdot W \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot W \cdot \Delta\eta, \quad (3)$$

здесь X^- – априорный расширенный фазовый вектор потребителя;

W – весовая матрица измерений;

H – матрица частных производных (матрица измерений);

X^* – апостериорный расширенный фазовый вектор потребителя.

Заметим, что навигационный алгоритм на основе одномоментных измерений (3) не требует знания модели движения потребителя, что особенно важно, если математическая формализация движения объекта сопряжена с большими трудностями, например, при посадке самолета.

При решении навигационной задачи для одной эпохи измерений на основе МНК применение метода декомпозиции позволяет уменьшить размерность задачи и, следовательно, упрощает вычислительную процедуру. Суть декомпозиции заключается в раздельном определении положения и скорости потребителя:

- положение потребителя определяется при помощи уравнения

$$X^* = X^- + (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G^T \cdot W \cdot \Delta R \quad (4)$$

- скорость потребителя определяется при помощи уравнения

$$V^* = V^- + (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G^T \cdot W \cdot \Delta D \quad (5)$$

В навигационной литературе матрица G называется геометрической, поскольку она характеризует взаимное геометрическое расположение спутников и потребителя.

Алгоритм на основе измерений нарастающего объема.

Применение фильтра Калмана позволяет найти оценку вектора потребителя в задаче спутниковой навигации с учетом всех проведенных ранее измерений. Данный способ требует знания модели движения объекта. Пусть она линейна и переходная матрица есть Φ . Матрицы W , Q , P – ковариационные матрицы, соответственно, погрешностей измерений, возмущений и ошибки определения вектора потребителя X , I – единичная матрица.

Процедура применения фильтра Калмана на каждом шаге измерений k ($k=0,1,2,\dots$) имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} K_k &= P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + W_k)^{-1}, \quad X_k^+ = X_k^- + K_k (\eta_{k_measured} - \eta_{k_calculated}) \\ P_k^+ &= (I - K_k H_k) P_k^- (I - K_k H_k)^T + K_k W_k K_k^T \\ P_{k+1}^- &= \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_k, \quad X_{k+1}^- = \Phi_k X_k^+ \end{aligned} \quad (6)$$

Необходимо заметить, что в реальных условиях, то есть при использовании измерений, полученных с навигационных приемников, фильтр Калмана (6) расходится. На основе анализа изменения оценки фазового вектора потребителя X было найдено, что причина расходимости – это плохая наблюдаемость переменных ухода часов и скорости ухода часов потребителя. Было установлено, что для устранения расходимости фильтра Калмана (6) достаточно ввести корректировку априорной ковариационной матрицы – соответствующих диагональных элементов матрицы, характеризующих точность определения ухода часов D_B и скорости ухода часов D_F потребителя:

$$D_B = m_B D_B, \quad D_F = m_F D_F, \quad m_B \in [25, 50], \quad m_F \in [10, 25]. \quad (7)$$

Данный диапазон значений коэффициентов соответствует частоте проведения измерений 1 Гц.

Навигационные алгоритмы, рассматриваемые в данной работе, тестировались различными способами.

Первый способ тестирования проводился при помощи обычного имитационного моделирования с использованием персонального компьютера. Очевидно, что этот способ тестирования носит только приближенный, прикидочный характер. В частности, при таком тестировании характеристики навигационных алгоритмов обладали более высокой точностью и не возникали различные вычислительные проблемы, связанные в том числе с расходимостью фильтра Калмана в реальных условиях.

Второй способ тестирования предполагал использование реального навигационного приемника, а навигационные измерения генерировались специализированным имитационным комплексом GPS/GLONASS Satellite Simulator. В этом случае антенный блок навигационного приемника заменялся имитатором навигационных сигналов. Данный комплекс включает широкие возможности по моделированию движения приемника, обладающего динамикой автомобиля, самолета или космического корабля и совершающего различные маневры.

И, наконец, тестирование, проводившееся в реальных условиях, то есть когда навигационная аппаратура принимала сигналы от спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS. Причем навигационный приемник был установлен как стационарно, так и на борту самолета, совершающего тестовые полеты.

Очевидно, что для отладки программного обеспечения, поиска всевозможных ошибок, оптимальной настройки параметров фильтра и т.д. необходимо иметь возможность многократно повторять решение навигационной задачи. И если при первом способе тестирования это не составляет особого труда – надо просто задать те же самые исходные данные, то в реальных условиях необходимо применять другой подход. Отчасти это справедливо и при использовании имитационного комплекса GPS/GLONASS Satellite Simulator, так как генерация измерительных шумов, как правило, зависит от текущего времени.

Поэтому для отладки навигационных алгоритмов был разработан программно-аппаратный комплекс, позволяющий проводить многократное тестирование и наилучшим образом подбирать настроечные параметры. Блок-схема такого комплекса приведена на рис.2.

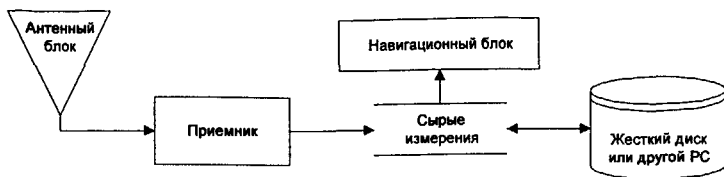


Рис.2. Блок-схема комплекса тестирования навигационных алгоритмов.

Применение данного комплекса позволяет подробно исследовать особенности GPS-навигации авиационного потребителя. В качестве примера проанализирован тестовый полет, который проходил 01/09/99 вблизи аэродрома Sendai на севере Японии. Для точного определения положения самолета использовалось дополнительное навигационное оборудование, реализующее метод “Real Time Kinematic” и обеспечивающее определение положения с точностью нескольких десятков сантиметров.

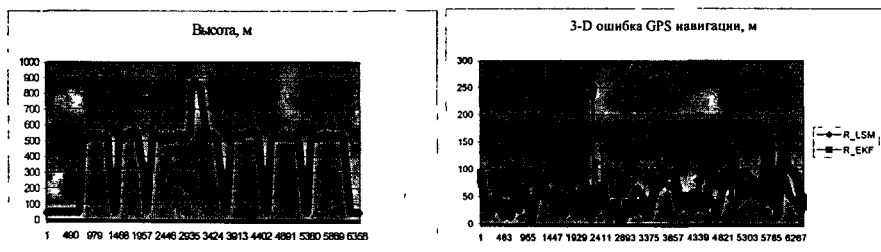


Рис.3. GPS-навигация самолета, дата полета 01/09/99.

На рис.3 представлены результаты решения задачи GPS-навигации самолета с использованием разработанного программно-аппаратного комплекса тестирования навигационных алгоритмов на основе МНК и фильтра Калмана.

В главе 2 решается задача повышения точности навигации с использованием системы GPS. Рассматриваются два направления улучшения точности GPS-навигации.

Первое направление связано с использованием системы GPS в условиях действия селективного доступа. Несмотря на то, что в настоящее время селективного доступа в системе GPS нет, решение этой задачи актуально из-за

возможности его повторного применения. Особенностью построения адаптивного навигационного алгоритма является оценивание помимо фазового вектора потребителя еще и параметров селективного доступа. Это дает возможность вычислить погрешности измерений, вносимые селективным доступом, и таким образом повысить общую точность измерений с использованием системы GPS в условиях действия селективного доступа. На основе такого подхода разработан оригинальный алгоритм, уменьшающий влияние селективного доступа и, соответственно, повышающий точность GPS-навигации.

При разработке навигационных алгоритмов обычно погрешности, вносимые селективным доступом, считались неизвестными величинами и их включали в ошибки измерений. Расширим эту задачу. Попробуем оценить погрешности, вносимые селективным доступом и для повышения точности измерений помимо вычисления ионосферных и тропосферных поправок (что является стандартным приемом) будем использовать также и погрешности, вносимые селективным доступом.

Известно, что изменения погрешностей, создаваемые селективным доступом, хорошо согласуются с марковским процессом 2-го порядка:

$$\frac{d^2 S}{dt^2} + 2\beta\omega_0 \frac{dS}{dt} + \omega_0^2 S = w, \quad (8)$$

где ω_0 – частота, β – фактор затухания процесса, w – белый Гауссовый шум.

Уравнение (8) можно представить в виде:

$$\begin{bmatrix} S \\ C \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} \\ \phi_{21} & \phi_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S \\ C \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} u_{11} & u_{12} \\ 0 & u_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{bmatrix}_k, \quad C = \frac{dS}{dt}, \quad (9)$$

здесь w_1 и w_2 – случайные независимые гауссовы центрированные величины с единичной дисперсией.

Элементы дискретной переходной матрицы есть:

$$\begin{aligned} \phi_{11} &= \exp(-\beta\omega_0\delta) [\cos(\omega_1\delta) + \beta(\omega_0/\omega_1)\sin(\omega_1\delta)] \\ \phi_{12} &= (1/\omega_1)\exp(-\beta\omega_0\delta) [\sin(\omega_1\delta)] \\ \phi_{21} &= -\omega_0^2\phi_{12} \\ \phi_{22} &= \exp(-\beta\omega_0\delta) [\cos(\omega_1\delta) - \beta(\omega_0/\omega_1)\sin(\omega_1\delta)] \end{aligned} \quad (10)$$

где δ - интервал времени между эпохами k и $k+1$, $\omega_1 = \omega_0\sqrt{1-\beta^2}$.

Ковариационная матрица Q_w белого шума w имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} q_{11} &= c^2 / (4\beta\omega_0^3) [1 - \omega_0^2 / \omega_1^2 \exp(-2\beta\omega_0\delta) (1 - \beta^2 \cos(2\omega_1\delta) + \beta\omega_1 / \omega_0 \sin(2\omega_1\delta))] \\ q_{12} &= q_{21} = c^2 / (4\beta\omega_1^2) [\exp(-2\beta\omega_0\delta) (1 - \cos(2\omega_1\delta))] \\ q_{22} &= c^2 / (4\beta\omega_0) [1 - \omega_0^2 / \omega_1^2 \exp(-2\beta\omega_0\delta) (1 - \beta^2 \cos(2\omega_1\delta) - \beta\omega_1 / \omega_0 \sin(2\omega_1\delta))] \end{aligned} \quad (11)$$

Заметим, что если бы было известно точное положение приемника, то погрешности измерений, вносимые селективным доступом, можно было бы “измерить”:

$$\begin{aligned} S_i &= e_i - I\omega_0 i - Tropo_i - B + b_i - \psi_i \\ C_i &= o_i - F + f_i - \xi_i \end{aligned} \quad (12)$$

Сформулируем следующую задачу. Необходимо найти положение и скорость потребителя, который проводит дальномерные и доплеровские измерения до спутников системы GPS. При корректировке измерений для повышения точности будем использовать в том числе и погрешности, вносимые селективным доступом. Оценка погрешностей селективного доступа будет вычисляться при помощи фильтра Калмана (6), а сама модель селективного доступа описывается уравнениями (9)-(11).

Для решения этой задачи воспользуемся следующим подходом – на каждом моменте времени выделим три этапа.

На первом этапе определяется положение и скорость потребителя, а также уход и скорость ухода часов его приемника. При этом погрешности селективного доступа считаются ошибками измерений наряду с эфемеридными погрешностями, шумом приемника и др. То есть первый этап совпадает с обычной задачей навигации с использованием GPS.

На втором этапе решается задача определения погрешностей, создаваемых селективным доступом, на основе использования модели селективного доступа (9)-(11) и измерений (12), полученных в предыдущий момент времени k . Для решения этой задачи необходимо для каждого спутника i найти оценки двух параметров – частоты ω_0 и фактора затухания процесса β .

На третьем этапе повторяется задача определения положения и скорости потребителя, но уже с учетом найденных значений погрешностей, вносимых селективным доступом.

Данный адаптивный навигационный алгоритм-тестировался с использованием реальных измерений. Применение адаптивного навигационного алгоритма в условиях селективного доступа улучшает точность GPS-навигации потребителя на несколько десятков метров по сравнению с обычным фильтром Калмана. Причем точность повышается тем больше, чем сильнее проявляется фактор селективного доступа. Объем необходимых вычислений для реализации адаптивного алгоритма превосходит обычный фильтр Калмана приблизительно в 3-5 раз, что незначительно увеличивает весь объем навигационных вычислений.

Второе направление улучшения точности GPS-навигации для потребителя, приемник которого оборудован одной антенной, связано с использованием дополнительных фазовых измерений.

Кратко опишем постановку исходной навигационной задачи. В каждый момент времени t_k ($k = 0, 1, \dots$) потребитель проводит дальномерные и фазовые измерения на частоте L1 до N навигационных спутников системы GPS. Решение задачи навигации потребителя заключается в определении в каждый момент времени t_k собственного вектора X^k на основе проводимых дальномерных и фазовых измерений $\{ R_1, \dots, R_N, \psi_1, \dots, \psi_N \}$ от N спутников.

Уравнение для фазы ψ_i^k , измеряемой потребителем в момент времени t_k , содержит параметр неоднозначности фазовых измерений для i спутника, соответствующий целому числу циклов фазы принимаемого сигнала фазы. Для исключения параметров неоднозначности фазовых измерений M_i из состава оцениваемых параметров воспользуемся *методом двойных разностей*. Традиционно данный прием применяется при совместной обработке фазовых измерений от двух и более антенн. Но в нашем распоряжении находится только одна антенна. Поэтому для образования разностей фазовых измерений воспользуемся измерениями, проведенными в соседних временных эпохах: текущей t_k и предыдущей t_{k-1} .

Применение метода двойных разностей изменяет состав измерений – вместо вектора $\eta^k = [R_1^k \quad \dots \quad R_n^k \quad \psi_1^k \quad \dots \quad \psi_n^k]^T$ размерностью $2N$ мы располагаем вектором измерений: $\eta^k = [R_1^k \quad \dots \quad R_n^k \quad \nabla \psi_1^k \quad \dots \quad \nabla \psi_{n-1}^k]^T$ размерностью $2N-1$, где $\nabla \psi_i^k$ – изменение разности фазовых измерений i спутника с момента времени t_{k-1} до момента t_k , то есть вторая разность фазовых измерений. Заметим, что если для какого-то спутника отсутствуют, например, фазовые измерения, то в этом случае просто уменьшается размерность вектора измерений.

Тестирование предложенного навигационного алгоритма определения положения приемника, использующего одну антенну, на основе дальномерных и фазовых спутниковых измерений проводилось с использованием реальных измерений. Навигационные измерительные данные, эфемеридная информация, данные для вычисления ионосферных поправок были получены при помощи комбинированного ГЛОНАСС/GPS приемника GG24 фирмы Ashtech. Положение антенны навигационного приемника было известно с сантиметровой точностью.

Сравнивались результаты навигационных определений следующих алгоритмов: **A** – навигационный алгоритм Ashtech, использующий ГЛОНАСС/GPS дальномерные навигационные измерения; **S** – навигационный алгоритм на основе МПК и использующий только дальномерные GPS измерения; **L** – навигационный алгоритм на основе МПК и использующий дальномерные и фазовые GPS измерения.

Результаты тестирования показаны на рис. 4. На этих рисунках приведены интегральные характеристики навигационных определений – вероятности определения положения потребителя с точностью, указанной по оси абсцисс в метрах при помощи алгоритмов “A”, “S” и “L”. На левом рис. показана характеристика горизонтальной точности, а на правом – точность определения в пространстве (3-D). Измерения проводились каждую секунду, длительность теста составила свыше 10 час. Из представленных данных видно, что применение предложенного метода определения положения с использованием дальномерных и фазовых измерений повышает точность навигации на 1-1.5 м.

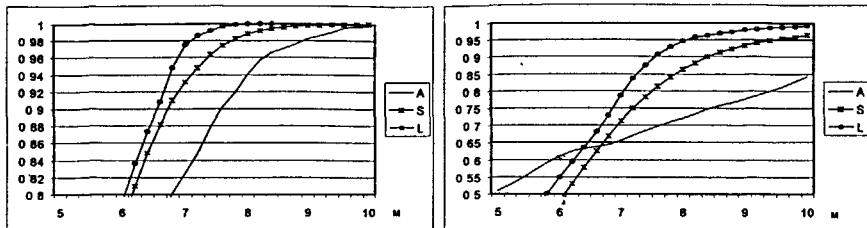


Рис 4. Горизонтальная и 3-D точность навигации, 38230 измерений.

Необходимо отметить также, что применение дополнительных фазовых измерений оказывает эффект сглаживания выходных данных навигационных определений, то есть не надо применять дополнительный фильтр. И если в качестве потребителя выступает, например, автомобиль, осуществляющий навигацию по карте, то в этом случае будут отсутствовать скачки при отображении положения автомобиля на цифровой карте.

В главе 3 решается задача создания программного комплекса, обеспечивающего навигацию потребителя при совместном использовании навигационных систем GPS и ГЛОНАСС. На основе данного комплекса исследуется целесообразность применения ГЛОНАСС/GPS навигации для улучшения точности определения координат потребителя. Анализируются точностные характеристики ГЛОНАСС/GPS навигации в условиях, когда в системе GPS применяется селективный доступ и при его отсутствии.

В качестве источника измерительных, эфемеридных данных применялся комбинированный ГЛОНАСС/GPS приемник GG24 фирмы Ashtech. Особенностью приемника Ashtech GG24 является возможность передачи для последующей обработки сырых ГЛОНАСС/GPS данных с антенного блока.

Данный навигационный алгоритм реализован как Windows-приложение и работает как в режиме реального времени, так и в режиме постпроцессорной обработки данных. Программа написана на языке Visual C++ с использованием библиотеки MFC. На рис. 5 приведена копия экрана в процессе работы этой программы.

GPS + GLONASS Navigation

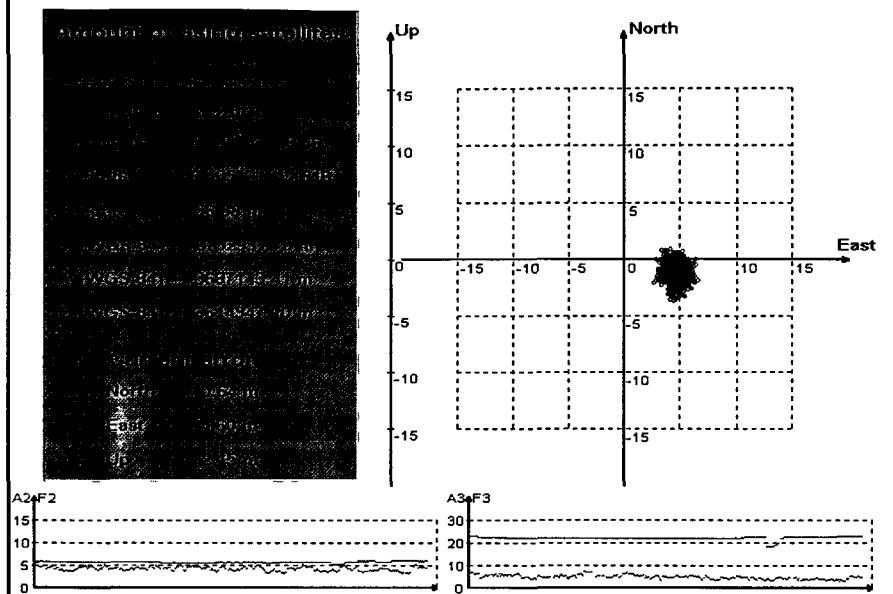


Рис.5. Экран программного ГЛОНАСС/GPS навигационного комплекса.

Помимо вычисления своих координат комплекс позволяет определить текущую ошибку навигации, а также провести сравнение точности навигации с программным обеспечением приемника Ashtech GG24. Точность сравнивается по двум характеристикам (A-Ashtech, F-разработанный навигационный алгоритм): A2 и F2 – точность определения положения в горизонтальной плоскости; A3 и F3 – точность определения в пространстве.

В исходных данных разработанного навигационного комплекса задаются следующие параметры:

- режим функционирования комплекса -
 - реальный масштаб времени;
 - постпроцессорная обработка данных;
- способ обработки навигационных измерений -
 - метод наименьших квадратов на основе одномоментных измерений;
 - фильтр Калмана;

- тип навигационных спутников, использующихся в навигации -
 - только спутники системы GPS;
 - только спутники системы ГЛОНАСС;
 - спутники систем GPS и ГЛОНАСС;
- минимальная величина угла возвышения спутника;
- требование определения величины смещения между шкалами времени систем GPS и ГЛОНАСС;
- тип алгоритма контроля целостности данных.

Применение данного комплекса позволило сделать следующие выводы о целесообразности использования ГЛОНАСС/GPS навигации:

- в условиях действия селективного доступа к системе GPS использование дополнительных ГЛОНАСС спутников существенно (на 20-30%) повышает точность GPS навигации и уменьшает влияние селективного доступа, в среднем горизонтальная точность составляет 10-15 метров;
- в условиях отсутствия селективного доступа использование дополнительных ГЛОНАСС измерений точность GPS навигации практически не меняет.

Данные тестирования также свидетельствуют, что разработанный навигационный алгоритм обладает лучшей точностью навигации, нежели приемник Ashtech GG24.

Решается задача определения скорости потребителя в случае, когда доступны только дальномерные измерения. Причем определение скорости основывается на проведении одномоментных навигационных спутниковых дальномерных измерений, а сама модель движения потребителя неизвестна. Такая ситуация имеет место, например, если навигационный приемник находится на борту самолета, совершающего резкие маневры и ускорения. Результаты тестирования показали, что точность определения скорости разработанным способом в среднем приблизительно в 3 раза превосходит точность определения скорости навигационным приемником Ashtech GG24, причем все исходные данные: эфемериды, измерительные данные – идентичны.

В главе 4 решается задача навигации с использованием широкозонной дифференциальной системы WAAS.

Система WAAS расширяет возможности системы GPS на основе передачи через геостационарные спутники (GEO) дополнительных данных. Эти WAAS-сообщения корректируют обычные GPS-навигационные измерения, что позволяет определить координаты с более высокой точностью. Помимо улучшения качества навигационного обслуживания система WAAS передает данные, позволяющие вычислить по специальной методике точность определения положения потребителя. Геостационарные спутники используются как навигационные наряду со спутниками GPS. Система WAAS позволяет также передавать корректирующие данные для системы ГЛОНАСС. Наземный комплекс системы WAAS включает в себя: главные станции, базовые станции и центры передачи данных.



Рис. 6. Блок-схема наземного комплекса системы WAAS.

Блок-схема работы всего наземного комплекса системы WAAS представлена на рис. 6.

Приводится описание сообщений и данных, передаваемых системой WAAS. Проведен анализ WAAS сообщений, при которых возможен тот или иной режим навигации.

Основными показателями точности в системе WAAS являются:

- HPL_{WAAS} (*Horizontal Protection Level_{WAAS}*) – радиус круга в горизонтальной плоскости с центром в точке реального положения потребителя;
- VPL_{WAAS} (*Vertical Protection Level_{WAAS}*) – половина длины отрезка в вертикальном направлении с центром в точке реального положения потребителя.

На основе рекомендаций RTCA разработан алгоритм оценки точности определения положения потребителя, использующего GPS/WAAS оборудование при различных режимах полета – вычисление величин HPL_{WAAS} и VPL_{WAAS} . Определены схемы вычисления корректирующих добавок к навигационным измерениям и ионосферных поправок на основе сообщений WAAS. Алгоритмы GPS/WAAS навигации реализованы в виде соответствующего программного обеспечения.

Глава 5 посвящена анализу результатов задачи навигации потребителя с использованием системы GPS/WAAS. Тестирование GPS/WAAS навигационных алгоритмов проводилось несколькими способами, различающимися характером GPS/WAAS сигналов и динамикой потребителя. Под характером GPS/WAAS сигнала понимается способ его генерации – при помощи имитационного моделирования или действующими навигационными GPS и WAAS спутниками. Имитационное моделирование проводилось с использованием GPS/GLONASS Satellite Simulator, позволяющий генерировать WAAS сообщения. Тестирование GPS/WAAS навигационных алгоритмов проводилось для двух географических положений приемника. Первый приемник находился в Японии, где были доступны WAAS сигналы, передаваемые спутником Inmarsat POR. Но точность навигации, обеспечиваемая этим спутником, соответствовала только режиму “грубой посадки”. Навигация в режиме “точной посадки” не обеспечивалась из-за отсутствия данных об ионосферной информации для координат приемника, которая передается при помощи WAAS сообщений 10, 18 и 26. Для тестирования алгоритмов в режиме “точной посадки” применялись навигационные данные, полученные в США. При этом второй приемник находился в зоне видимости сразу двух WAAS спутников: Inmarsat POR и Inmarsat AOR-W.

В данной работе основной акцент делается на навигации авиационного потребителя, поэтому важным является исследование влияния динамики на точность навигации. Изучение влияния большой динамики потребителя в основном проводилось с использованием имитационного GPS/WAAS симулятора. Данный симулятор позволяет имитировать движение потребителя, например, самолета практически без каких-либо ограничений, с любой скоростью и совершать любые маневры.

Был рассмотрен типичный сценарий полета: “взлет, полет по маршруту, посадка” (табл. 1). При имитации ошибок измерения дальностей до GPS спутников предполагалось, что эти ошибки распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и СКО равным 33 м: $\Delta R, \sim N(0, 33^2)$.

Табл. 1. Сценарий “взлет, полет по маршруту, посадка”

№	Маневр	Длительность, сек	Изменение...
1	Стоянка	1	
2	Разгон	10	скорости на +200 м/с
3	Набор высоты	91	высоты на +8000 м
4	Разгон	7	скорости на +50 м/с
5	Прямолинейный полет	10	
6	Поворот	27	курса на +90°
7	Прямолинейный полет	10	
8	Поворот	27	курса на +90°
9	Прямолинейный полет	10	
10	Поворот	27	курса на +90°
11	Прямолинейный полет	10	
12	Поворот	27	курса на +90°
13	Прямолинейный полет	10	
14	Снижение	95	высоты на -8000 м
15	Торможение	7	скорости до 0 м/с

Результаты моделирования с использованием GPS/WAAS симулятора показали, что в режиме “точная посадка” точность определения положения самолета в пространстве составляет не менее 7 м. Ошибка определения скорости самолета в среднем не превышает 0.1-0.2 м/с. Данные результаты были получены навигационным GPS/WAAS алгоритмом, использующим МНК на основе одномоментных измерений.

Было проведено исследование степени влияния изменения скорости на точность навигации. Для исключения влияния высоты на точность навигации сценарий “разгон, полет с постоянной высотой, торможение” (табл. 2) не предусматривал изменения высоты потребителя. В качестве навигационных алгоритмов использовались (и сравнивались) два алгоритма: метод наименьших квадратов на основе одномоментных измерений (LSM); фильтр Калмана (ЕКФ).

Табл. 2. Сценарий “разгон, полет с постоянной высотой, торможение”

№	Маневр	Длительность, сек	Изменение...
1	Стоянка	1	
2	Разгон	10	скорости на +200 м/с
3	Прямолинейный полет	500	
4	Торможение	10	скорости до 0 м/с
5	Стоянка	35	

При имитации ошибок измерения дальностей до навигационных GPS спутников предполагалось, что эти ошибки описываются гаусс-марковским процессом 2-го порядка с автокорреляционным временем 118 с и СКО равным 23 м и случайной гауссовой величиной с нулевым математическим ожиданием и СКО равным 23 метрам: $\Delta R_t \in M(t, 118, 23^2) + N(0, 23^2)$.

Точность навигационного GPS/WAAS алгоритма на основе М.Н.К. при имитационном моделировании составляет около 10 м. Алгоритм на основе фильтра Калмана и использующий линейную модель движения самолета такую точность навигации обеспечивает только при прямолинейном полете без ускорения (рис. 7). В случае полета с ускорением, то есть при разгоне и торможении, ошибка навигации с использованием фильтра Калмана достигает 50-60 м.

Одним из путей повышения точности навигации объекта, обладающего высокой динамикой – это расширение оцениваемого вектора и введение в него параметров ускорения. Это, в свою очередь, увеличивает размерность и уменьшает быстрдействие навигационного алгоритма.

В работе используется другой алгоритм. Суть его заключается в вычислении проекций ускорения на основе полученных оценок скорости для каждого k -го шага измерений:

$$a_{xk} = (V_{xk}^- - V_{xk-1}^+) / \delta, \quad a_{yk} = (V_{yk}^- - V_{yk-1}^+) / \delta, \quad a_{zk} = (V_{zk}^- - V_{zk-1}^+) / \delta \quad (13)$$

Коррекция фазового вектора потребителя осуществляется поэтапно. Вначале корректируются составляющие апостериорной оценки вектора скорости:

$$V_{xk}^+ = V_{xk}^- + a_{xk} \cdot \delta, \quad V_{yk}^+ = V_{yk}^- + a_{yk} \cdot \delta, \quad V_{zk}^+ = V_{zk}^- + a_{zk} \cdot \delta, \quad (14)$$

а затем составляющие априорной оценки вектора положения потребителя:

$$x_{k+1}^- = x_{k+1}^- + a_{xk} \cdot \delta^2 / 2, \quad y_{k+1}^- = y_{k+1}^- + a_{yk} \cdot \delta^2 / 2, \quad z_{k+1}^- = z_{k+1}^- + a_{zk} \cdot \delta^2 / 2. \quad (15)$$

Предложенный алгоритм учета ускорения (13-15) при вычислении оценок положения и скорости потребителя, использующего при навигации фильтр Калмана, существенно повышает точность навигации потребителя, совершающего маневры. Результаты применения этого алгоритма приведены на рис. 8.

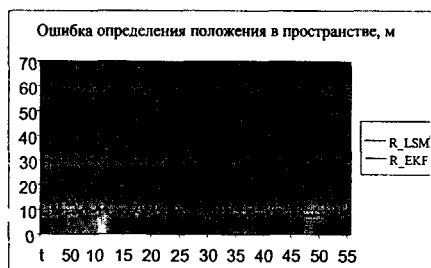


Рис. 7.

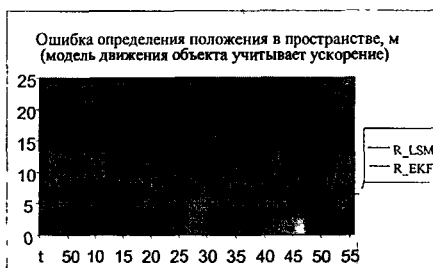


Рис. 8.

Проведено тестирование GPS/WAAS навигации в режиме “точной посадки” с использованием реальных данных. В среднем горизонтальная и вертикальная точность GPS/WAAS навигации в режиме “точная посадка” не хуже 5 м, в то время как значения величин HPL_{WAAS} и VPL_{WAAS} достигают 15 м. Иными словами, реальная точность навигации меньше расчетной, гарантируемой приблизительно в три раза. Результаты одного из тестов продолжительностью 8 часов приведены на рис. 9, где ErH и ErV – горизонтальная и вертикальная ошибки определения положения.

Проведено сравнение точности GPS/WAAS навигации при включении в состав обрабатываемых GPS измерений навигационных измерений от WAAS спутника. Было получено, что влияние дополнительного WAAS измерения оказывается сравнительно небольшим.

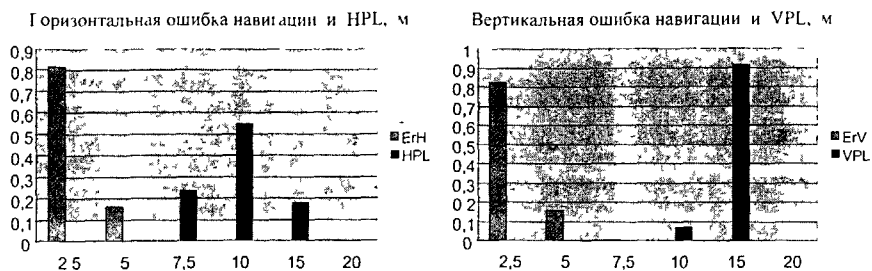


Рис. 9. GPS/WAAS навигация, режим “точная посадка”, дата 23/09/99.

Проведено сравнение точности GPS/WAAS навигации при включении в состав обрабатываемых GPS измерений навигационных измерений от WAAS спутника. Было получено, что влияние дополнительного WAAS измерения оказывается сравнительно небольшим.

Анализ результатов полетного тестирования показал, что основная проблема GPS/WAAS навигации авиационного потребителя – это исчезновение из зоны видимости антенны навигационных спутников при совершении маневров. В первую очередь это относится к GEO спутникам, передающим WAAS сообщения. Поскольку при взлете или посадке углы крена и тангажа самолета могут изменяться на $15^\circ - 30^\circ$, то вследствие этого некоторые навигационные спутники могут затеняться самим самолетом. Поэтому для обеспечения большей надежности рекомендуется дублировать навигационные вычисления.

Результаты тестовых полетов, прошедших вблизи аэродрома Sendai на севере Японии показали, что в режиме “грубая посадка” точность определения положения в пространстве на полетных участках без каких-либо маневров достигала 10 м, при маневрировании - 100-150 м. Основное влияние на точность авиационного потребителя оказывает уменьшение радиовидимости спутников, которое может возникнуть при маневрировании самолета.

В главе 6 рассматриваются задачи определения положения потребителя при совместном использовании спутниковых и дополнительных измерений: барометрических и угловых. Данное комплексирование осуществляется с целью

повышения точности навигации авиационного потребителя и целостности навигационного обеспечения.

Применение данных высотомера в GPS навигации рассматривается как дополнительное дальномерное измерение η_{baro} . В соответствии с терминологией 1 главы для данных высотомера вводится в рассмотрение невязка барометрических измерений:

$$\Delta\eta_{baro} = (\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} - R_{WGS} + H_{sea}) - h_{baro} , \quad (16)$$

здесь R_{WGS} – радиус WGS-эллипсоида в точке с координатами (x, y, z) ,

H_{sea} – высота уровня моря в точке (x, y, z) ,

h_{baro} – данные высотомера.

Приводится способ вычисления дисперсии ошибки барометрических данных. Данный способ основывается на методике, рекомендуемой Радиотехническим Комитетом по Аэронавтике для вычисления ошибки данных высотомера при проведении калибровки данных на основе GPS вычислений.

Для повышения точности навигации при совместном использовании системы GPS/WAAS и высотомера применяется программная корректировка барометрических данных. Сущность программной корректировки барометрических данных заключается в следующем. В случае, когда при GPS/WAAS навигации доступны режимы “точная” или “грубая посадка” определение положения потребителя происходит без использования данных высотомера. Но при этом для каждой эпохи измерений определяется погрешность барометрических данных как разность между высотой на основе GPS/WAAS навигации и показаний высотомера: $h_{baro\ correction} = h_{GPS/WAAS} - h_{baro}$. В случае невозможности навигации в режимах “точная” или “грубая посадка” определение положения происходит на основе GPS/WAAS и барометрических данных совместно с ранее вычисленной погрешностью барометрических данных $h_{baro\ correction}$. Блок-схема алгоритма программной коррекции барометрических данных приведена на рис.10.

Необходимо заметить, что данные высотомера в совместной GPS и баронавигации используются только тогда, когда эти данные улучшают точность определения положения. Для этого проводится и сравнивается оценка точности на

основе одних GPS данных и при совместном использовании GPS и барометрических данных.

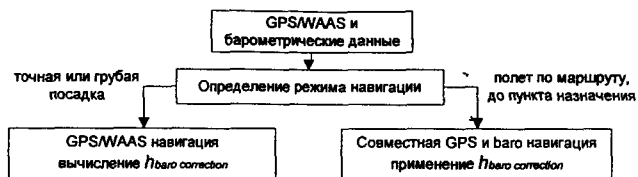


Рис.10. Вычисление и применение программной баро-коррекции.

Необходимо заметить, что данные высотомера в совместной GPS и баро-навигации используются только тогда, когда эти данные улучшают точность определения положения. Для этого проводится и сравнивается оценка точности на основе одних GPS данных и при совместном использовании GPS и барометрических данных.

Данная методика была опробована в тестовых полетах. Результаты полетов показали, что применение этой методики комплексирования GPS/WAAS и барометрических данных повышает точность навигации авиационного потребителя в режимах “полет по маршруту” и “полет до пункта назначения”: улучшение точности GPS навигации достигало 30 – 50 м. При неблагоприятной конфигурации рабочего GPS созвездия улучшение точности навигации достигало 100-200 м.

Для повышения точности навигации при недостаточном числе измерений (меньше четырех) необходимо использовать дополнительные источники информации о координатах потребителя. Применение инерциальной навигационной системы сдерживается ее высокой стоимостью. В последнее время рядом фирм были разработаны недорогие магнитные датчики, позволяющие определить потребителю свое угловое положение с точностью около 0.5° .

Уравнения измерений для угловых величин можно представить в виде

$$h = \arctg(y/x) - \arctg(\Delta y / \Delta x) + \varepsilon, \quad p = \arctg(\Delta z / \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2}) + \rho, \quad (17)$$

где h – курсовой угол потребителя; p – угол наклона траектории потребителя;

$\Delta x, \Delta y, \Delta z$ – приращения координат потребителя x, y, z , соответственно;

ε, ρ – ошибки измерений соответствующих угловых величин.

Структура навигационного алгоритма маневрирующего потребителя на основе ГЛОНАСС/GPS навигации совместно с угловыми измерениями магнитного датчика задается следующим образом.

При достаточном числе измерений определяется расширенный вектор потребителя на основе метода МНК (3). При этом используются только ГЛОНАСС/GPS измерения.

В случае видимости менее четырех спутников определение положения и скорости потребителя осуществляется на основе фильтра Калмана (6), причем в состав измерений входят как спутниковые дальномерные и доплеровские измерения, так и угловые измерения магнитного датчика.

Тестирование навигационного алгоритма на основе ГЛОНАСС/GPS и угловых измерений проводилось при помощи имитационного моделирования с использованием GPS/GLONASS Satellite Simulator. Моделирование угловых измерений осуществлялось на основе известных истинных координатах и с использованием датчика нормально распределенных случайных чисел.

Была решена задача навигации космического аппарата, совершающего суборбитальный полет на постоянной высоте 75 км над Землей со скоростью 6 км/с. В процессе полета угол крена аппарата варьировался от $+60^{\circ}$ до -60° . Число доступных дальномерных GPS измерений, выдаваемых приемником Javad JGG20 при моделировании данной задачи, изменялось от 2 до 6. Данные об ошибках определения положения в пространстве с использованием только GPS измерений и совместных GPS + угловых измерений приведены на рис.11.

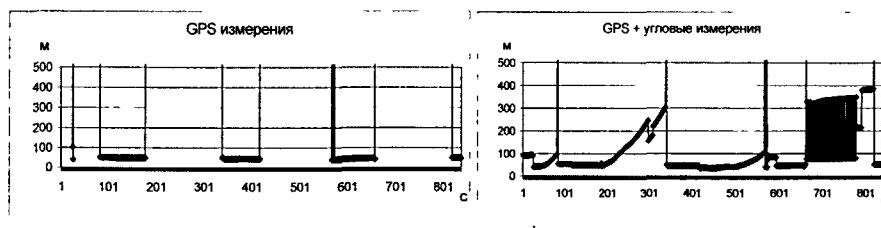


Рис. 11. Ошибка 3D навигации: GPS измерения и GPS+угловые измерения.

Как видим, применение традиционной GPS навигации фактически не позволяет решить задачу определения координат маневрирующего космического аппарата, совершающего суборбитальный полет. При использовании дополнительных угловых измерений точность навигации не хуже 200-300 м за исключением некоторых моментов времени (всего несколько эпох навигационных измерений), когда ошибка достигает 1 км. Причем большая часть времени полета проходит с ошибкой навигации порядка 50 м.

Целью главы 7 является решение задачи автономного контроля целостности данных в приемнике. Применение алгоритма автономного контроля целостности в приемнике (Receiver Autonomous Integrity Monitoring – RAIM) позволяет обнаружить и исключить из рабочего созвездия потребителя неверного навигационного измерения, повысить достоверность вычисленных данных о координатах потребителя.

Предварительно была исследована возможность наличия неверного измерения при проведении GPS/WAAS навигации. Было установлено, что одной из причин возникновения неверного измерения может быть плохие условия радиовидимости соответствующего навигационного спутника, например, если угол возвышения спутника составляет 8° - 10° .

В работе рассматривается RAIM алгоритм типа “snapshot” (моментальный снимок), использующий одномоментные измерения.

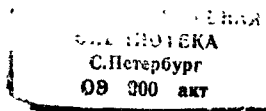
Вводится в рассмотрение следующая скалярная величина, являющаяся взвешенной суммой квадратов ошибок дальномерных измерений:

$$\bar{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \bar{\varepsilon} = \left[(I - G \cdot (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G \cdot W) \cdot \Delta \eta \right]^T \cdot W \cdot \left[(I - G \cdot (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G \cdot W) \cdot \Delta \eta \right] \quad (18)$$

В качестве тестовой статистики для принятия решения о наличии неверного дальномерного измерения используется взвешенная сумма квадратов ошибок дальномерных измерений:

$$\sqrt{\bar{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \bar{\varepsilon}} \quad (19)$$

Исследовались и другие величины, применяемые в качестве тестовой статистики. В частности, при формировании тестовой статистики использовалась



информация об отношении уровня сигнала к уровню шума в приемнике SNR (Signal-to-Noise Ratio):

$$\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot SNR^2 \cdot \hat{\varepsilon}} \quad (20)$$

Проведенные исследования на реальном оборудовании и с реальными измерительными данными показали слабую эффективность статистики (20). Причина такого результата заключается в том, что в современном навигационном приемнике величина SNR в основном зависит от геометрического взаимного расположения спутник-приемник.

Сделан вывод, что именно взвешенная сумма квадратов ошибок дальномерных измерений $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$ является наиболее адекватным критерием в задаче о наличии неверного измерения.

Было использовано предположение, что сумма квадратов ошибок дальномерных измерений $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$ имеет χ^2 распределение с $N-4$ степенями свободы, где N – число спутников, участвующих в навигационном сеансе.

При разработке навигационного оборудования обычно регламентируется вероятность ложного обнаружения неверного измерения P_{FA} (FA – false alarm):

$$1 - P_{FA} \geq P\left\{(\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}) \leq T^2\right\}, \quad (21)$$

превышение статистикой $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$ порога T считается, что в составе измерений есть неверное измерение.

Для авиационного GPS/WAAS навигационного оборудования ложное обнаружение неверного измерения допустимо с вероятностью $P_{FA}=3.33 \times 10^{-7}$.

С учетом предположения о том, что случайная величина $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$ имеет χ^2 распределение с $N-4$ степенями свободы, имеем

$$1 - P_{FA} = \frac{1}{\Gamma(a)} \int_0^{T^2} e^{-s} \cdot s^{a-1} ds, \quad (22)$$

где $a = \frac{N-4}{2}$, $\Gamma(\dots)$ – неполная Γ -функция.

Таким образом, алгоритм RAIM заключается в сравнении текущего значения статистики $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$ с величиной порога T , вычисляемой при помощи (22). И если

значение $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$ превышает порог T для соответствующего числа видимых спутников N , то в составе дальномерных измерений есть неверное измерение.

Особенностью данного алгоритма RAIM является универсальность и способность работать с различным типом измерений: GPS, WAAS, ГЛОНАСС, барометрических.

Для поиска неверного измерения применяется следующая вычислительная процедура. Последовательно удаляется каждое i измерение ($i = 1, \dots, N$) и на основе оставшихся $\{N-1\}_V$ измерений решается задача определения положения. Знак “\i” означает, что i -измерение исключено из состава измерений. Очевидно, что в случае, когда из состава измерений исключено неверное измерение, оценка положения потребителя будет меньше всего отличаться от оценки положений, вычисленной на предыдущем сеансе измерений по всем $\{N\}$ измерениям.

Математическая постановка задачи поиска неверного измерения может быть записана в виде:

$$j = \arg \min_{i=1, N} K\{N-1\}_V \quad (23)$$

здесь $K\{N-1\}_V$ – критерий, характеризующий отличие оценки положения потребителя на основе $N-1$ измерений от эталонной оценки, i -измерение исключено из состава измерений.

В качестве эталонной оценки положения потребителя используется оценка, вычисленная на основе всех N измерений на предыдущем сеансе измерений.

Проведен выбор наилучшего критерия $K\{\dots\}$, позволяющего корректно выявить неверное измерение и обладающего хорошими вычислительными характеристиками: $\|\Delta x \ \Delta y \ \Delta z_{[N]}^T - \Delta x \ \Delta y \ \Delta z_{[N-1]}^T\|$ – расстояние между поправками к положению потребителя, вычисленное на основе $\{N\}$ и $\{N-1\}$ измерений соответственно. При исключении неверного измерения значение критерия $K\{\dots\}$ будет наименьшим из всех остальных.

Рассчитаны и затабулированы значения порога T для различных типов навигации: GPS, GPS/WAAS, ГЛОНАСС/GPS.

Предложен эвристический алгоритм оптимизации состава измерений, повышающий точность навигации. Алгоритм заключается в поиске и удалении измерения, которое ухудшает точность навигации. Применяется алгоритм при значениях тестовой статистики $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$, не превышающих порога T .

Данный алгоритм основывается на вычислении вероятности принадлежности каждой i ($i=1, \dots, N$) из N тестовых статистик $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}_{(N-1)}$ определенному отрезку $[T_1, T_2]$. Причем начало и конец этого отрезка вычисляется на основе значений (реализаций) всех $N-1$ статистик. Тестовые статистики $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}_{(N-1)}$ вычисляются при удалении по очереди каждого из N измерений. При вычислении вероятности $P \left\{ T_1 \leq \sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}_{(N-1)} \leq T_2 \right\}$ для упрощения расчетов функция плотностей вероятностей величины $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}_{(N-1)}$ аппроксимируется гауссовой. Далее найденное значение вероятности сравнивается с заданным: $1 - P_{FA} \geq P \left\{ T_1 \leq \sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}_{(N-1)} \leq T_2 \right\}$. В случае, если это условие нарушается, то делается вывод об исключении данного измерения из состава измерений.

Проведено сравнение точности ГЛОНАСС/GPS навигации с применением обычного и модифицированного RAIM алгоритма (табл. 3). В ряде случаев улучшение точности навигации при использовании мод. RAIM достигает 25 метров.

Табл. 3. Сравнение RAIM алгоритмов, $\Delta F = F3_{\text{Обычный RAIM}} - F3_{\text{Мод RAIM}}$

Дата записи сырых данных	12/05/00	26/06/00
Количество сеансов измерений	6988	9090
ΔF , осредненное по всем сеансам измерений	2.9 м	0.1 м
Доля сеансов, когда применялся мод. RAIM алгоритм	30%	7%
ΔF , осредненное по сеансам, когда прим. мод. RAIM алгоритм	9.6 м	1.5 м

Для обнаружения неверного доплеровского измерения был предложен и апробирован алгоритм RAIM для обработки одномоментных доплеровских измерений. Данный алгоритм принимает решение о наличии неверного доплеровского измерения на основе отличия оценок скорости потребителя, вычисленных при исключении соответствующих измерений.

В главе 8 решается задача навигации в реальном времени движущегося потребителя при помощи цифровых карт. Предполагается, что потребителем является самолет или вертолет, использующий при определении положения спутниковое навигационное оборудование. В бортовой компьютер входит дисплей, реагирующий на нажатие – touch-screen. Разработана программа NaviMap (Navigation & Map), осуществляющая навигацию потребителя на основе цифровых карт.

Проведен обзор цифровых карт, используемых в навигации. Рассмотрены три типа цифровых карт: оцифрованные бумажные (растровые) карты, базы данных-карт, гибридные карты. В качестве карт, отображаемых на экране бортового компьютера, были выбраны комбинированные карты, использующие как основу растровые карты, а некоторые элементы – полетный маршрут, направление движения – векторные. Приводится способ подготовки цифровых карт, состоящий из пяти этапов: 1) сканирование, 2) изменение графического формата и масштаба, 3) изменение цветовой палитры, 4) фрагментирование, 5) привязка карты.

Разработаны две версии программного обеспечения. Первая версия предназначена для одиночного бортового навигационного компьютера. Для этой версии в качестве операционной системы была выбрана 32-х разрядная мультизадачная Windows (Windows-9x/2k/XP).

Вторая версия программного обеспечения предназначена для бортового навигационного комплекса. Данный комплекс состоит из навигационного сервера и нескольких бортовых компьютеров, объединенных в единую сеть. В качестве операционной системы используется система Linux, язык программирования C++ и библиотека разработчика Qt.

Была предложена концепция построения программного обеспечения для бортового навигационного компьютера, функционирующего в реальном времени и обрабатывающего данные о координатах объекта и команды пилота. Для наиболее эффективного функционирования программы NaviMap использовалась мультизадачность (или многопоточность) с заданием различных приоритетов. Это дало возможность минимизировать время реакции программы на действия пилота и

при этом не создавать больших пиковых нагрузок на компьютер. С этой целью программа NaviMap была разбита на пять задач (поток). Блок-схема внутренней реализации программы NaviMap представлена на рисунке 12.

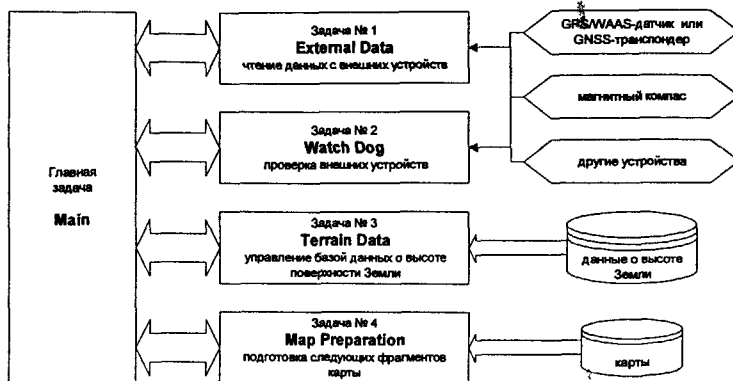


Рис. 12. Внутренняя реализация программы NaviMap.

Рассматривается назначение каждой из пяти задач-поток, при помощи которых и реализована программа NaviMap.

Main – обеспечивает взаимодействие с операционной системой, управляет остальными потоками, реализует интерфейс с человеком, выводит данные на дисплей.

External Data – читает данные из внешних устройств, подсоединенных к бортовому компьютеру при помощи серийных портов RS-232. Эти данные обрабатываются и записываются в общую память, доступную для чтения другими задачами. NaviMap допускает одновременное подсоединение трех внешних устройств: GPS/WAAS (GPS, ГЛОНАСС, ГЛОНАСС/GPS) датчика или GNSS-транспондер; электромагнитный компас; специальные поисковые устройства.

Watch Dog – периодически проверяет возможное подсоединение новых внешних устройств или возобновление передачи данных ранее работавших устройств.

Terrain Data – обеспечивает чтение и расчет данных о высоте поверхности Земли из специальной базы данных.

Map Preparation – предназначена для повышения загрузки фрагментов карты в оперативную память компьютера. Эта задача на основе прогноза движения потребителя определяет фрагменты карты, которые потребуются при условии, что объект будет двигаться в том же направлении.

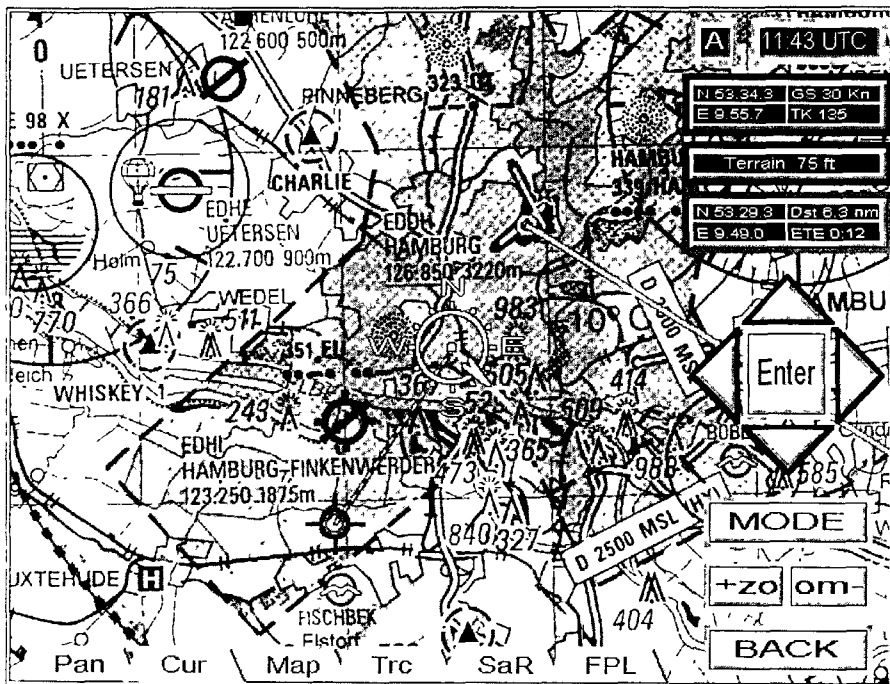


Рис. 13 Окно NaviMap, горизонтальное расположение дисплея

Приводится описание оконного интерфейса программы NaviMap. На рис. 13 показано окно программы NaviMap при горизонтальном расположении экрана. В основном режиме программа помещает символ-объект в центре экрана на фоне соответствующей части карты; в этом случае при движении объекта движется сама карта. Существует также возможность зафиксировать карту, то есть сделать ее неподвижной; при этом движение будет осуществлять символ-объект.

Рассматриваются основные режимы NaviMap. Некоторые режимы можно использовать только в том случае, если доступны соответствующие данные.

PAN – обеспечивает тактический просмотр карт при помощи всплывающих стрелок-указателей. Данный режим также позволяет поменять движение карты при неподвижном символе-объекте на движение самого объекта при неподвижной карте.

Cursor – предназначен для установки путевой точки **WPT**.

Режим **Map** позволяет изменить тип карты и, соответственно, масштаб.

Режим **DF** (DeFine direction) позволяет осуществлять поиск различных объектов, снабженных соответствующей аппаратурой.

В режиме **Manual** навигация происходит в ручном режиме.

Режим **Trace** выводит на карту пройденный маршрут.

Режим **SaR** (Search and Rescue) предназначен для проведения поисково-спасательных работ и заключается в прокладке маршрута.

Режим **Event** позволяет «помечать» на карте какие-либо пройденные точки или ранее установленные путевые точки специальными флажками.

Режим **FPL** позволяет сформировать полетный маршрут, а также осуществляет коррекцию ранее выбранного маршрута.

С целью повышения безопасности посадки **NaviMap** обеспечивает пилота всей необходимой информацией как для подготовки посадки, так и при осуществлении самой посадки. Программа **NaviMap** в режиме **App** (Approach) позволяет просмотреть расположение ближайших взлётно-посадочных полос – терминальных карт. Далее, пилот может ознакомиться с картой взлетно-посадочной полосы: тип, длина и расположение полосы, их количество, направление захода на посадку.

Следующая важнейшая задача, решение которой осуществляется **NaviMap** в режиме **App** – это навигация по карте при посадке самолета. На рис. 14 показана навигация самолета при помощи терминальной карты, осуществляемая программой **NaviMap** в режиме **App**. Очевидно, что для навигации по карте в режиме посадки необходима дифференциальная коррекция. Для большей безопасности рекомендуется также включить режим показа высоты полета самолета над поверхностью Земли.

Таким образом, применение при пилотировании навигации по терминальной карте, предоставляемой **NaviMap** в режиме **App**, обеспечивает пилота посадочными

данными, удобными для восприятия и объединяющие карту, высотомер, указатель курса и показатель текущей скорости.

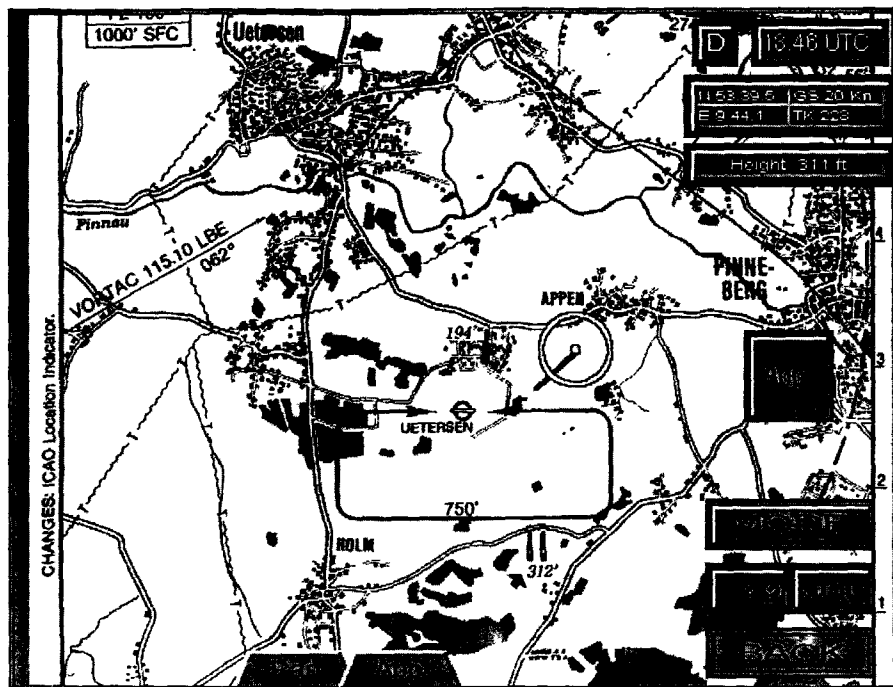


Рис. 14. Окно NaviMap – режим Approach, навигация по терминальной карте.

Поскольку GPS/WAAS⁵ навигация не обеспечивает определение курса с приемлемой точностью при малых скоростях, то для этой цели используется электромагнитный компас. Данное устройство подсоединяется к бортовому компьютеру при помощи любого свободного RS-232 порта.

Применение GNSS-транспондеров предоставляет более широкие возможности при навигации. GNSS-транспондер представляет собой устройство, объединяющее в себе GPS-сенсор и радиопередатчик / радиоприемник. Каждый транспондер постоянно передает свои координаты. А принимает он, во-первых, дифференциальные поправки от базовой станции, и, во-вторых, данные о положении других объектов, снабженных такими же устройствами. Это дает возможность осуществлять мониторинг за всеми объектами каждому потребителю. Блок-схема навигации на основе GNSS-транспондеров представлена на рис. 15.

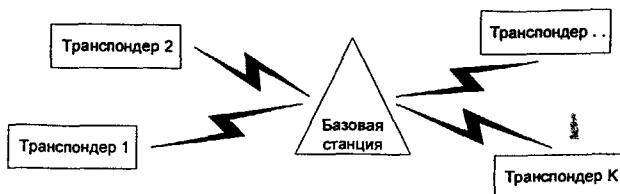


Рис. 15. Навигация на основе GNSS-транспондера.

Применение программы NaviMap для мониторинга за движущимися объектами, снабженными GNSS-транспондерами, представлено на рис.16.

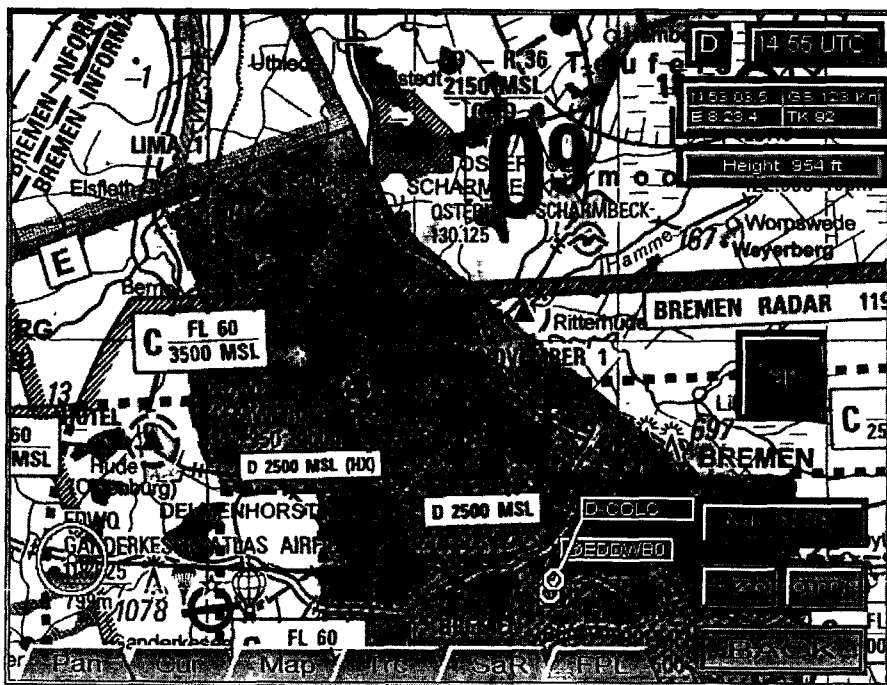


Рис. 16. Мониторинг NaviMap с использованием GNSS-транспондеров.

Данные, представленные на рис.16 были получены на основе тестового полета в Германии. Дата полета – 17/7/97, длительность около 30 минут. На рис. 13 видно, что в районе Bremen находятся два объекта, идентификационные имена которых «@EDDWB0» и «D-COLC».

Тестирование NaviMap проводилось в соответствии с разработанной специальной методикой, что позволило создать достаточно надежный и быстродействующий вариант программы NaviMap. Демонстрационная версия программы доступна при помощи Интернета: <http://www.kurshin.orc.ru>.

В приложении 1 приведено описание программного обеспечения ГЛОНАСС/GPS навигации: диаграммы данных и блок-схемы подпрограмм.

В приложении 2 приведено описание программного обеспечения GPS/WAAS навигации: диаграммы данных и блок-схемы подпрограмм.

В приложении 3 представлен компакт-диск с демонстрационной версией программы NaviMap, осуществляющей навигацию по цифровой карте. На этом же диске представлены программы PhaseC (совместное использование дальномерных и фазовых GPS измерений) и RealGG (совместное использование дальномерных GPS и ГЛОНАСС измерений). Данные измерений, эфемеридные данные были получены при помощи навигационного приемника Ashtech GG24.

ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

На основе результатов, полученных в диссертации, можно сделать следующие выводы:

1. Разработано и апробировано программное обеспечение решения задачи определения положения и скорости авиационного потребителя на основе спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS/WAAS. Данное программное обеспечение основывается на навигационных алгоритмах, использующих как одномоментные измерения, так и измерения нарастающего объема. При ГЛОНАСС/GPS навигации программный навигационный комплекс использует реальные необработанные данные, транслируемые приемниками Ashtech либо Javad.
2. Разработана архитектура построения программного обеспечения бортового навигационного компьютера, реализующего визуализацию текущего положения

- потребителя на цифровой карте. Для повышения безопасности пилотирования и эргонометрических характеристик в бортовом навигационном компьютере предлагается использовать реагирующий на нажатие дисплей.
3. Создана программа NaviMap, осуществляющая навигацию по цифровой карте. Программа, функционирующая в режиме реального времени, состоит из нескольких потоков, выполняемых одновременно и имеющих различные приоритеты. Это обеспечивает высокое быстродействие и надежность программного обеспечения.
 4. Разработан программно-аппаратный комплекс, позволяющий проводить многократную отладку навигационных алгоритмов. Данный комплекс при работе с реальными измерительными данными, полученными в тестовом полете, помимо определения координат потребителя сохраняет эти данные в запоминающем устройстве. Это дает возможность устранить программные ошибки и найти оптимальные настроечные параметры алгоритма при минимальном числе тестовых полетов.
 5. Разработан адаптивный навигационный алгоритм, позволяющий в условиях селективного доступа улучшить точность GPS-навигации потребителя на несколько десятков метров по сравнению с обычным фильтром Калмана. При отсутствии селективного доступа данный адаптивный алгоритм может использоваться для оценок параметров тропосферных и ионосферных погрешностей с целью применения в навигационных алгоритмах более точных моделей.
 6. Разработан алгоритм определения положения приемника, использующего одну антенну, на основе дальномерных и фазовых спутниковых измерений. Помимо улучшения точности навигации на 1-1.5 м, также обеспечивается сглаживание данных навигационных определений. Объем необходимых вычислений для реализации предложенного алгоритма незначительно увеличивает весь объем навигационных вычислений.

7. Проведено тестирование навигационных алгоритмов в полетных условиях, когда возможна GPS/WAAS навигация в режиме “грубая посадка”. Показано, что основное влияние на точность авиационного потребителя оказывает уменьшение радиовидимости спутников, которое может возникнуть при маневрировании самолета. Осуществлено тестирование GPS/WAAS алгоритмов для неподвижного потребителя в условиях, когда доступен весь объем WAAS сообщений. Получено, что в 98-99% реальная горизонтальная и вертикальная точность навигации не превышает 5 метров. Оценка точности (параметры HPL_{WAAS} и VPL_{WAAS}) превышает реальную точность приблизительно в три раза.
8. Решена задача комплексирования GPS/WAAS и барометрических данных для определения положения самолета. Для повышения точности данных высотомера предложена методика проведения программной коррекции барометрических данных. Данная методика использовалась в задаче определения положения самолета, совершавшего тестовые полеты. Было получено, что применение программно корректируемых барометрических данных в условиях GPS навигации по спутниковому созвездию с плохим геометрическим фактором повышает точность определения положения самолета на 100-200 метров. Например, точность определения положения самолета в пространстве только на основе GPS-данных составляет 200-250 метров, а применение данных высотомера улучшает точность определения положения до 10-50 метров.
9. Разработан навигационный алгоритм, использующий спутниковые и дополнительные угловые измерения от магнитного датчика. Проведено тестирование данного алгоритма с использованием имитационного моделирования. Было получено, что применение дополнительных угловых измерений совместно с ГЛОНАСС/GPS навигацией позволяет решить задачу определения координат маневрирующего потребителя в условиях недостаточного числа спутниковых измерений.

10. Для повышения точности ГЛОНАСС/GPS навигации был предложен модифицированный RAIM алгоритм. Данный алгоритм помимо автономного контроля целостности данных включает в себя эвристический алгоритм оптимизации состава измерений. При тестировании было получено, что применение модифицированного RAIM алгоритма в ряде случаев повышает точность определения положения в пространстве на 20-25 м: вместо 30-35 м ГЛОНАСС/GPS навигация осуществляется с точностью 5-15 м.
11. Разработано программное обеспечение для специализированного бортового навигационного комплекса, состоящего из навигационного сервера и нескольких бортовых компьютеров, объединенных в единую сеть и обеспечивающего навигацию по цифровым картам в реальном масштабе времени.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах.

1. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Адаптивный навигационный алгоритм в условиях селективного доступа к системе GPS // Известия Академии наук. Теория и системы управления. М., 2001, №5, с.134-142.
2. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Определение положения потребителя с использованием одиночной антенны на основе дальномерных и фазовых измерений // Известия Академии наук. Теория и системы управления. М., 2003, №2, с.141-146.
3. *Куришин В.В.* Тестирование GPS/WAAS/ГЛОНАСС алгоритмов. Электронный журнал "Труды МАИ", 2003, № 12. <http://www.mai.ru>.
4. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Навигация на основе ГЛОНАСС/GPS и угловых измерений в условиях ограниченной радиовидимости // Известия Академии наук. Теория и системы управления. М., 2003, №5.
5. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Навигация авиационного потребителя с использованием цифровых карт. Электронный журнал "Труды МАИ", 2003, № 12. <http://www.mai.ru>.

6. *Куришин В.В.* Навигация на основе ГЛОНАСС/GPS измерений и информации от двухосного магнитного датчика. Тезисы докладов научно-технической конференции ФГУП “РНИИ КТР”. Москва, 2003, с.28.
7. *Куришин В.В.* Навигационный комплекс вертолета на основе электронных карт: Сб. трудов 7 международной конференции “Системный анализ и управление космическими комплексами”, Евпатория, 2002, с.32-33.
8. *Куришин В.В.* Применение модифицированного алгоритма контроля целостности для повышения точности GPS и ГЛОНАСС навигации, Международная космическая конференция-2001, М., 2001, с.55.
9. *Куришин В.В.* Навигационный алгоритм с использованием GPS/WAAS оборудования: Сб. трудов международного симпозиума по автоэлектрике и автоэлектронике, Суздаль, 2001, с.64-65.
10. *Куришин В.В.* Навигация по электронным картам при повышенных точностных режимах: Сб. трудов международного симпозиума по автоэлектрике и автоэлектронике, Суздаль, 2001, с.65-66.
11. *Куришин В.В.* Навигация самолета по электронным картам в режиме посадки: Сб. трудов 5 международной конференции “Системный анализ и управление космическими комплексами”, Евпатория, 2000, с.26-27.
12. *Куришин В.В.* Об управлении сложной динамической системой одного класса. Тезисы докладов на Всесоюзной научно-технической конференции по проблемам динамики управления и безопасности полетов. Рига, 1985, с.60-61.
13. *Куришин В.В.* Оптимальное развертывание навигационной спутниковой системы. Сб. трудов II Всесоюзного семинара по управлению движением и навигации ЛА. Куйбышев, 1985, с.82-84.
14. *Куришин В.В.* Оптимальное управление структурой системы ЛА. Новые методы высокоточного оценивания и управления ЛА: Тем. сб. научных трудов МАИ, 1986, с.35-38.
15. *Куришин В.В.* Применение модифицированного алгоритма контроля целостности для повышения точности GPS и ГЛОНАСС навигации: Сб. трудов международного симпозиума по автоэлектрике и автоэлектронике, Суздаль, 2001, с.63-64.

№ 13449
2003-A
13449

16. *Куришин В.В.* Программный комплекс GPS+ГЛОНАСС навигации. Сб. трудов 6 международной конференции “Системный анализ и управление космическими комплексами”, Евпатория, 2001, с.56-57.
17. *Куришин В.В.* Точность определения местоположений по движущимся ориентирам. Оптимальное управление летательными аппаратами: Тем. сб. научных трудов МАИ, 1984, с.38-42.
18. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Навигационный алгоритм с использованием GPS/WAAS оборудования и высотомера: Сб. трудов 5 международной конференции “Системный анализ и управление космическими комплексами”, Евпатория, 2000, с.29-30.
19. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Определение скорости потребителя при помощи навигационных систем GPS и ГЛОНАСС, Международная космическая конференция-2001, М., 2001, с.54-55.
20. *Malyshev V.V., Kurshin V.V.* Adaptive navigation algorithm, GNSS 2000 conference, Edinburgh, 2000, p.96-97.
21. *Куришин В.В.* Визуализация положения объекта на основе применения спутниковой навигации и электронных карт. Оптимальное управление летательными аппаратами: Сб. трудов международной конференции “Бортовые интегрированные комплексы и современные проблемы управления”, Ярополец, 1998, с.63-64.
22. *Мальшев В.В., Кибзун А.И., Куришин В.В.* Методика построения спутниковой системы землеобзора с учетом возмущений. Труды VII Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера, ИИЕТ АН СССР, М., 1982, с.43-44.
23. *Мальшев В.В., Куришин В.В.* Методика построения высокоточной навигационной спутниковой системы. Сб. трудов I Всесоюзного семинара по управлению движением и навигация ЛА. Куйбышев, с.52-53.
24. *Интернет-страница Куришина В.В.* <http://www.kurshin.orc.ru>.