

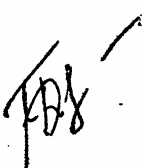
На правах рукописи

БАГРОВА
Мария Сергеевна

**АЛГОРИТМЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ
ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА НИЗКОГО КЛАССА
ТОЧНОСТИ И СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ
НАВИГАЦИИ**

05.11.03 – Гироскопы, навигационные приборы и комплексы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени кандидата
технических наук


г. Москва – 2001 г.

Работа выполнена в Московском Государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана на кафедре ИУ-2 «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации».

Научный руководитель:

доктор технических наук,
профессор САЛЫЧЕВ О.С.

Официальные оппоненты:

доктор технических наук,
зав. отделением ЦКБ "АЛМАЗ",
РАХТЕЕНКО Е.Р.

кандидат технических наук,
начальник отдела 29 НИИ МО РФ,
ИЛЬИН А.Ф.

НИИ «Прикладной Механики»
им. В.И. Кузнецова

1576449
~~Багрова М.С.~~
Алгоритмы комплексиро-
вания инерциальног
2001 0-00

27.09.05

Жамин

поится «___» _____ 2001 г. в _____ часов
ого Совета Д-212.141.11 в Московском
ниверситете им. Н.Э. Баумана по адресу:

зуманская ул., д.5.

кз., заверенный печатью, просим

ься в библиотеке МГТУ им. Н.Э.

» _____ 2001 г.

ационного совета

ВЛАСОВ И Б.

1576449

7 объем 1 п. л. тир. 100

НТБ МГТУ им. Н.Э. Баумана



1576449
Багрова М.С. Алгоритмы ком

Актуальность. В настоящее время активно развиваются технологии по совместному использованию инерциальных и спутниковых навигационных систем ИНС/GPS-ГЛОНАСС.

Спутниковая навигационная система позволяет с более высокой точностью определять координаты местоположения и линейные скорости объекта, чем ИНС. В связи с этим роль инерциальной системы в составе навигационного комплекса ИНС/GPS в общем случае сводится к определению навигационных параметров на интервалах между соседними измерениями приемника спутниковой навигации, решению задачи ориентации и выдаче навигационной информации в моменты отсутствия спутникового радиосигнала. Другими словами, от инерциальной навигационной системы требуется только кратковременная точность определения навигационных параметров. Поэтому в последнее время особое внимание уделяется возможности комплексирования GPS с инерциальными приборами низкого класса точности. Это существенно сокращает материальные затраты на дорогостоящие инерциальные системы.

Для инерциальных систем среднего и высокого класса точности существуют два основных подхода к решению задачи комплексирования ИНС и GPS:

- централизованный (замкнутый) метод;
- каскадный (разомкнутый) метод.

Централизованная схема предполагает разработку единого навигационного алгоритма для ИНС и GPS с общей моделью ошибок определения навигационных параметров. При каскадной схеме комплексирования ИНС/GPS проводится коррекция только выходной навигационной информации инерциальной системы по показаниям приемника спутниковой навигации без изменения навигационных алгоритмов обработки информации инерциальной и спутниковой систем.

Основной проблемой построения и разработки навигационных алгоритмов для низкоточных инерциальных систем являются нестабильные точностные характеристики их чувствительных элементов. У приборов низкого класса точности они могут существенно отличаться даже в пределах одной серии.

На основе инерциальных приборов низкого класса точности по традиционным прикладным навигационным алгоритмам нельзя построить автономные ИНС, поэтому каскадное комплексирование ИНС/GPS не может быть применено. Централизованный подход так же требует доработки алгоритмов и подстройки их параметров для каждого конкретного случая использования инерциального прибора. Таким образом, существующие ранее методы комплексирования не являются

644 9491

универсальными и не могут быть использованы для инерциальных приборов низкого класса точности.

Цель работы — разработка универсальной схемы и алгоритмов комплексирования инерциального блока низкого класса точности с системой спутниковой навигации.

На защиту выносятся следующие основные положения:

1. Общие алгоритмы комплексирования инерциального блока низкого класса точности и приемника спутниковой навигации.
2. Схема и условие выбора оптимальных параметров демпфирования ошибок углового положения ИНС по внешней скоростной информации от GPS.
3. Алгоритмы последовательной коррекции навигационных параметров, учитывающие соотношение входного и измерительного шума в общей модели.

Научная новизна. Предложенный метод комплексирования ИНС/GPS синтезирует две ранее существующие традиционные схемы: централизованную и каскадную, которые не могут быть применены в чистом виде для комплексирования инерциальных приборов низкого класса точности со спутниковой навигационной системой по следующим причинам:

1. нестабильные точностные характеристики чувствительных элементов;
2. невозможность создать на их основе автономную инерциальную систему с традиционным алгоритмом навигации.

Практическая ценность. Предложенный метод комплексирования ИНС/GPS обладает надежностью и универсальностью. Демпфирование ошибок углового положения видоизменяет навигационный алгоритм инерциальной системы, но алгоритм обработки спутниковых сигналов остается прежним, поэтому при тестировании работы комплекса легко разделить «инерциальную» и «спутниковые» части алгоритма, контролировать возникновение отказов, режим прогноза, оценивать ошибки. Этим определяется надежность системы. Под универсальностью схемы подразумевается ее малочувствительность к выбору чувствительных элементов и возможность использования для широкого класса приборов и без дополнительной доработки алгоритмов.

Внедрение работы. Основные результаты представленной работы были внедрены в НИИ «Информатика и системы управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана при разработке комплекса для навигационного обеспечения при геодезической съемке местности.

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертации доложены автором на Юбилейной научно-технической конференции

«Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации», Москва, МГТУ, 1998 г.; Международном семинаре «Экологические системы, приборы и чистые технологии», Москва, МГТУ, 2000 г.; Всероссийской конференции «Теория колебаний и управление», Москва, МГУ, 2000 г.; заседаниях кафедры ИУ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов по каждой главе, заключения и списка литературы. Работа изложена на 121 страницах машинописного текста, содержит 39 рисунков, 11 таблиц и 33 наименования литературных источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении изложены тенденции развития и совместного использования инерциальной и спутниковой навигации, а также традиционные методы комплексирования ИНС/GPS. Обоснована актуальность разработки новых алгоритмов комплексирования инерциальных систем низкой точности с системой спутниковой навигации. Сформулирована цель работы и определены основные задачи исследования. Сформулированы основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе диссертации рассмотрены принципы построения алгоритмов навигации и выставки для автономных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Проведен анализ уравнений ошибок ИНС. Исследована возможность использования инерциального блока низкого класса точности в качестве источника навигационной информации на примере датчика движения Systron Donners MotionPak. Традиционно для решения задачи навигации на борту объекта реализуется навигационная система координат. В случае бесплатформенных инерциальных систем образ навигационного трехгранника реализуется в вычислителе по реальным показаниям чувствительных элементов и называется «расчетной платформой». Из-за собственных ошибок акселерометров и гироскопов в составе инерциальной системы «расчетная платформа» совпадает с навигационной системой координат с точностью до малых углов рассогласования.

Использование датчика движения MotionPak в качестве инерциального блока автономной инерциальной системы ограничено точностью чувствительных элементов в его составе. В него входят три микромеханических кварцевых датчика угловой скорости (систематическая составляющая дрейфа 10-100 град./час) и три кремниевых акселерометра компенсационного типа (смещение нуля $10^{-4}g$). Микромеханические гироскопы в составе MotionPak имеют низкую разрешающую способность 10-12 град./час, а величина случайной составляющей ошибки дрейфа может достигать 1000 град./час.

Необходимо отметить, что точность измерений приборов такого класса может быть различной даже у датчиков, которые имеют одинаковую заводскую спецификацию. В таблице 1 приведены результаты лабораторных испытаний.

Таблица 1

Параметры точности гироскопа	Наилучший показатель	Наихудший показатель
Изменение скорости дрейфа от запуска к запуску, град./час	<100	<360
Изменение скорости дрейфа в запуске, град./час (20 с осреднение)	<60	<180
Изменение скорости дрейфа в запуске, град./час (250+300 с осреднение)	<10	<50

При автономной работе высокий уровень дрейфа микромеханических гироскопов в составе MotionPak вызывает появление значительных углов рассогласования между «расчетной платформой» и навигационным трехгранником. Большие ошибки углового положения приводят к возникновению перекрестных связей между каналами, нелинейному характеру ошибок и невозможности использовать традиционные линейные прикладные алгоритмы навигации.

К тому же разрешающая способность микромеханических гироскопов не позволяет измерять с требуемой точностью скорость суточного вращения Земли ($U = 15$ град./час). Поэтому показания гироскопов в составе датчика движения нельзя использовать для автономной выставки в азимуте.

Поэтому для того чтобы использовать инерциальный блок низкого класса точности типа Systron Donners MotionPak в составе навигационного комплекса необходимо проводить дополнительную коррекцию его навигационной информации. Целесообразно вводить коррекцию от внешних источников, имеющих другую физическую природу измерений.

Во второй главе описана работа спутниковой навигационной системы (GPS/ГЛОНАСС) в обычном и дифференциальном (DGPS) режиме при измерениях методом псевдорасстояний и по фазе несущей частоты. Проведен анализ возможности ее совместного использования с инерциальными системами.

Точность измерений ИНС можно существенно повысить, используя позиционную и скоростную информацию спутниковой системы. Эффективное совместное использование двух систем обусловлено разными точностными и эксплуатационными характеристиками каждой из них (см. таблицу 2).

Таблица 2

Система	Преимущества	Недостатки
ИНС	1. Полная автономность. 2. Высокая частота выдачи навигационной информации от 20 Гц до 200 Гц. 3. Ошибки носят медленно меняющийся колебательный характер с периодом $T = 84,4 \text{ мин}$, не подвержены влиянию внешних факторов. 4. Возможность измерения углов ориентации.	1. Точность определения навигационных параметров относительно невысока (для БИНС среднего класса точности $3\div 5 \text{ км}$ за 1 час работы). 2. Ошибки ИНС в определении координат накапливаются с течением времени. 3. ИНС — сложная и относительно дорогая электромеханическая система.
GPS	1. Высокая точность определения навигационных параметров ($10\div 12 \text{ м}$ в обычном режиме, $1\div 3 \text{ м}$ в дифференциальном режиме при измерении методом псевдорасстояний, $10\div 20 \text{ см}$ в дифференциальном режиме при измерении по фазе несущей частоты). 2. Независимость ошибок в определении навигационных параметров от времени. 3. Малые габариты и вес. 4. Относительно дешевая аппаратура.	1. Система неавтономная. 2. Низкая частота выдачи навигационной информации от 1 Гц до 10 Гц. 3. Точность навигационных измерений зависит от состояния атмосферы, созвездия наблюдаемых спутников и внешнего затенения антенны.

Традиционно существуют две схемы комплексирования инерциальной и спутниковой навигационных систем: централизованная (замкнутая) и каскадная (разомкнутая).

Централизованная схема предполагает разработку единого навигационного алгоритма для инерциальной и спутниковой системы. Этот метод комплексирования не имеет универсальных алгоритмов для ИНС разных классов точности и требует разработки новых модификаций в каждом конкретном случае. Это очень критично для использования в составе навигационного комплекса инерциальных приборов низкого класса точности, потому что их точностные характеристики могут

существенно отличаться даже у приборов с одинаковой заводской спецификацией.

При каскадном комплексировании ИНС/GPS проводится коррекция выходной навигационной информации инерциальной системы по показаниям приемника спутниковой навигации. Такая схема гораздо проще с точки зрения практической реализации. Но она не может применяться для инерциального блока низкой точности, потому что на его базе нельзя построить автономную инерциальную систему по традиционным прикладным навигационным алгоритмам.

В рамках данной работы рассматривается нетрадиционная схема комплексирования инерциального блока низкой точности и дифференциальных измерений спутниковой навигационной системы, которая предусматривает коррекцию навигационных алгоритмов ИНС по показаниям GPS.

При нормальной работе приемника GPS, он является основным источником навигационной информации. При этом показания инерциальной системы постоянно сравнивают с данными спутниковой, и производят уточнение значений параметров модели ошибок ИНС. Когда сигналы спутников пропадают, система переходит в режим прогноза, и навигационную информацию получают от ИНС. В этом случае показания ИНС корректируют в соответствии с прогнозом по модели ошибок. Когда приемник восстанавливает связь со спутниками, его измерения сглаживают, и продолжают оценивать по ним ошибки ИНС. Таким образом, спутниковая и инерциальная навигационные системы при совместном использовании дополняют и корректируют информацию друг друга, повышая надежность и точность навигационного комплекса.

Третья глава диссертации посвящена прикладным алгоритмам комплексирования инерциального блока низкой точности и системы спутниковой навигации, а также анализу ошибок навигационного комплекса. Функциональная схема навигационного комплекса, построенного по предложенной технологии, представлена на рис. 1.

В рамках навигационного алгоритма комплекса ИНС/GPS были разработаны специальные предварительные процедуры:

1. горизонтальная выставка по выходным показаниям акселерометров в составе инерциального блока;
2. выставка по заданному курсу по информации от внешних источников (в частности, по магнитному компасу);
3. калибровка скорости дрейфа гироскопов в каждом запуске системы.

Чтобы использовать традиционный прикладной алгоритм навигации для инерциального блока низкого класса точности, предусмотрено дополнительное демпфирование ошибок углового положения.

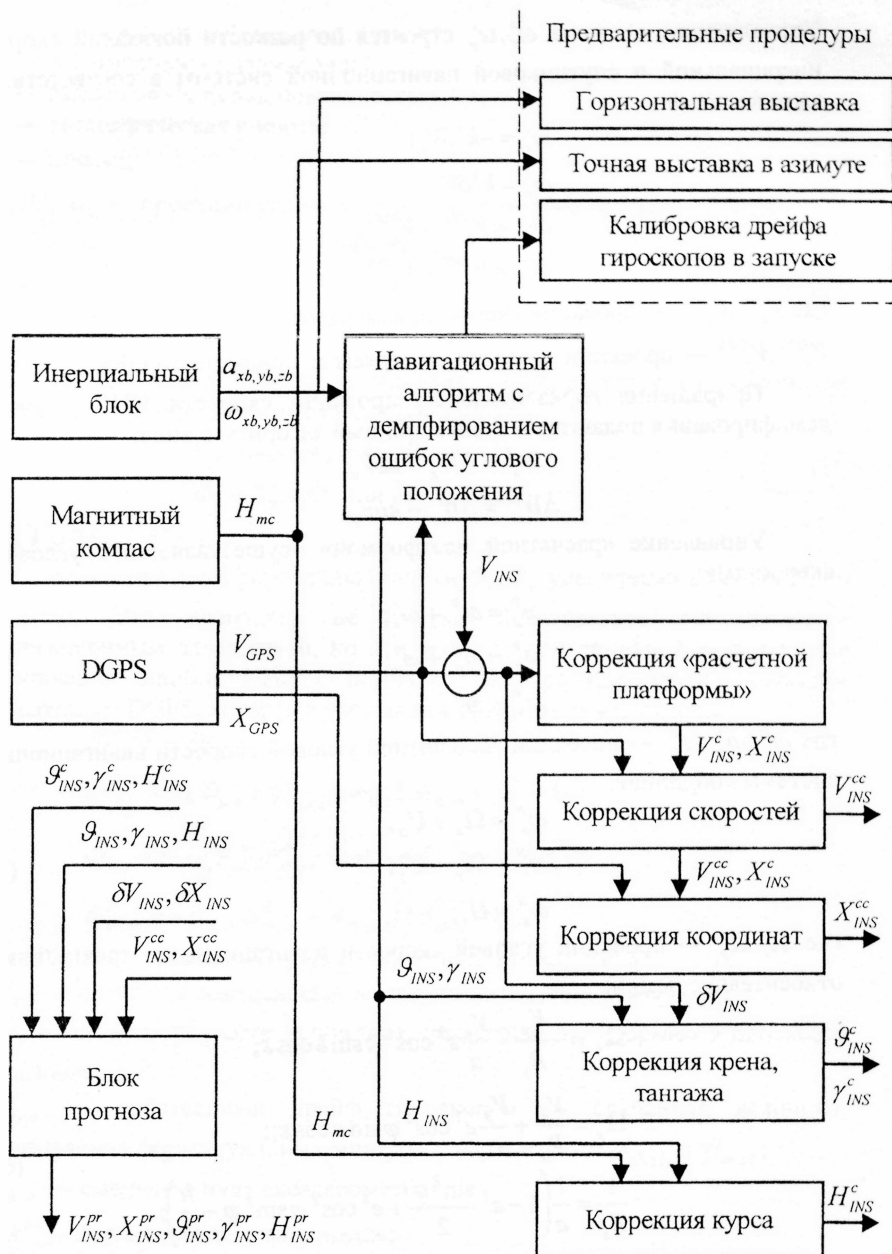


Рис. 1. Схема комплексирования инерциального блока и DGPS

Управляющие сигналы ω_x^c, ω_y^c строятся по разности показаний скорости инерциальной и спутниковой навигационной системы в соответствии с выражениями:

$$\omega_x^c = -k^b \delta V_y; \quad (1)$$

$$\omega_y^c = k^b \delta V_x;$$

$$\delta V_x = V_x^{INS} - V_x^{GPS}; \quad (2)$$

$$\delta V_y = V_y^{INS} - V_y^{GPS};$$

где V_x^{INS}, V_y^{INS} — проекции скорости, измеряемые ИНС;

V_x^{GPS}, V_y^{GPS} — проекции скорости, измеряемые приемником GPS.

Приращения горизонтальных проекций скорости ИНС с учетом демпфирования подаются в навигационный алгоритм в виде:

$$\Delta W_x^d = \Delta W_x - k \delta V_x; \quad (3)$$

$$\Delta W_y^d = \Delta W_y - k \delta V_y.$$

Управление «расчетной платформой» осуществляется с угловыми скоростями:

$$\omega_x^p = \omega_x^N + \omega_x^c;$$

$$\omega_y^p = \omega_y^N + \omega_y^c; \quad (4)$$

$$\omega_z^p = \omega_z^N;$$

где $\omega_x^N, \omega_y^N, \omega_z^N$ — проекции абсолютной угловой скорости навигационной системы координат:

$$\omega_x^N = \Omega_x + U_x;$$

$$\omega_y^N = \Omega_y + U_y; \quad (5)$$

$$\omega_z^N = U_z;$$

где Ω_x, Ω_y — проекции угловой скорости навигационного трехгранника относительно Земли:

$$\Omega_x = -\frac{V_y}{R_y} - \frac{V_x}{a} e^2 \cos^2 \varphi \sin \varepsilon \cos \varepsilon;$$

$$\Omega_y = \frac{V_x}{R_x} + \frac{V_y}{a} e^2 \cos^2 \varphi \sin \varepsilon \cos \varepsilon; \quad (6)$$

$$\frac{1}{R_x} = \frac{1}{a} \left(1 - e^2 \frac{\sin^2 \varphi}{2} + e^2 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi - \frac{h}{a} \right);$$

$$\frac{1}{R_y} = \frac{1}{a} \left(1 - e^2 \frac{\sin^2 \varphi}{2} + e^2 \cos^2 \varphi \cos^2 \varphi - \frac{h}{a} \right);$$

где a — большая полуось эллипсоида;
 e — эксцентриситет эллипсоида;
 h — высота объекта над поверхностью Земли;
 φ — географическая широта;
 ε — азимут;

U_x, U_y, U_z — проекции угловой скорости суточного вращения Земли:

$$\begin{aligned} U_x &= U \cos \varphi \sin \varepsilon; \\ U_y &= U \cos \varphi \cos \varepsilon; \\ U_z &= U \sin \varphi. \end{aligned} \quad (7)$$

В результате такого управления ошибки углового положения «расчетной платформы» имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \ddot{\Phi}_x + 2\xi\omega_0\dot{\Phi}_x + \omega_0^2\Phi_x &= \alpha^1(t); \\ \ddot{\Phi}_y + 2\xi\omega_0\dot{\Phi}_y + \omega_0^2\Phi_y &= \beta^1(t); \end{aligned} \quad (8)$$

где $k = 2\xi\omega_0$, $k^b g = \omega_0^2$.

Благодаря демпфированию ошибки Φ_x, Φ_y удерживаются в линейной области. Это позволяет не только пользоваться традиционным навигационным алгоритмом, но и одноканальной линейной моделью для оценивания ошибок ИНС с помощью фильтра Калмана по текущим измерениям DGPS, которая с учетом демпфирования имеет вид:

$$\begin{aligned} \delta\dot{X}, \delta\dot{Y} &= \delta V_{x,y}; \\ \delta\dot{V}_{x,y} &= \mp g\Phi_{y,x} + B_{xb,yb} \cos \psi \pm B_{yb,x} \sin \psi - k\delta V_{x,y}; \\ \dot{\Phi}_{y,x} &= \pm \frac{\delta V_{x,y}}{R} \mp \omega_{xb,yb}^{dr} \sin \psi + \omega_{yb,x}^{dr} \cos \psi \pm k^b \delta V_{x,y}; \\ \dot{\omega}_{xb,yb}^{dr} &= -\beta_{xb,yb} \omega_{xb,yb}^{dr} + A_{xb,yb} \sqrt{2\beta_{xb,yb}} W(t); \end{aligned} \quad (9)$$

где $\delta X, \delta Y$ — ошибки в определении линейных координат;

$\delta V_{x,y}$ — ошибки в определении составляющих путевой скорости;

$\Phi_{x,y}$ — ошибки углового положения «расчетной платформы» в плоскости горизонта;

$\omega_{xb,yb}^{dr}$ — собственный дрейф гироскопов — случайная величина, описываемая формирующим фильтром с параметрами $A_{xb,yb}$ и $\beta_{xb,yb}$;

$B_{xb,yb}$ — смещение нуля акселерометров;

k, k^b — параметры демпфирования;

$W(t)$ — белый шум;

ψ — гироскопический курс;

g — ускорение силы тяжести;

R — радиус Земли.

Помимо демпфирования ошибок углового положения в алгоритме комплексирования инерциальной и спутниковой навигационных систем предусмотрена последовательная поэтапная коррекция скоростей и координат.

Ошибки ИНС оценивают с помощью фильтра Калмана по модели (9) по текущим измерениям DGPS. Их проекции на оси географического трехгранника равны:

$$\begin{aligned}\hat{\Phi}_E &= \hat{\Phi}_x \cos \varepsilon - \hat{\Phi}_y \sin \varepsilon; \\ \hat{\Phi}_N &= \hat{\Phi}_x \sin \varepsilon + \hat{\Phi}_y \cos \varepsilon; \\ \delta \hat{V}_E &= \delta \hat{V}_x \cos \varepsilon - \delta \hat{V}_y \sin \varepsilon; \\ \delta \hat{V}_N &= \delta \hat{V}_x \sin \varepsilon + \delta \hat{V}_y \cos \varepsilon; \\ \delta \hat{E} &= \delta \hat{X} \cos \varepsilon - \delta \hat{Y} \sin \varepsilon; \\ \delta \hat{N} &= \delta \hat{X} \sin \varepsilon + \delta \hat{Y} \cos \varepsilon;\end{aligned}\tag{10}$$

где $\hat{\Phi}_x, \hat{\Phi}_y$, — оценки ошибок углового положения;

$\delta \hat{V}_x, \delta \hat{V}_y$, — оценки ошибок определения путевой скорости;

$\delta \hat{E}, \delta \hat{N}$ — оценки ошибок определения линейных координат, полученные в результате калмановской фильтрации по модели (9);

ε — угол в азимуте.

Коррекция скорости осуществляется в два этапа. На первом этапе проводится «коррекция расчетной платформы»:

$$\begin{aligned}V_E^c &= V_E^{INS} + g \hat{\Phi}_N; \\ V_N^c &= V_N^{INS} - g \hat{\Phi}_E;\end{aligned}\tag{11}$$

где V_E^{INS}, V_N^{INS} — измерения путевой скорости некорректируемой ИНС;

$\hat{\Phi}_E, \hat{\Phi}_N$ — оценки ошибок углового положения.

На втором этапе значения скоростей корректируются на величину оценок ошибок в определении составляющих путевой скорости:

$$\begin{aligned}V_E^{cc} &= V_E^c - \delta \hat{V}_E; \\ V_N^{cc} &= V_N^c - \delta \hat{V}_N;\end{aligned}\tag{12}$$

где V_E^c, V_N^c — скорости ИНС после первого этапа коррекции;

$\delta \hat{V}_E, \delta \hat{V}_N$ — оценки ошибок в определении путевой скорости.

Вычисление координат в навигационном комплексе также проводится в два этапа. Сначала координаты местоположения объекта определяются по скорректированным значениям скоростей:

$$\begin{aligned}\Delta E^c &= \int_0^t V_E^{cc} dt; \\ \Delta N^c &= \int_0^t V_N^{cc} dt;\end{aligned}\tag{13}$$

где $\Delta E^c, \Delta N^c$ — приращения линейных координат в восточном и северном направлениях.

Далее они уточняются по текущим позиционным измерениям спутниковой системы:

$$\begin{aligned}\Delta E^{cc} &= \Delta E^c - \delta \hat{E}; \\ \Delta N^{cc} &= \Delta N^c - \delta \hat{N};\end{aligned}\tag{14}$$

где $\delta \hat{E}, \delta \hat{N}$ — оценки ошибок позиционирования, полученные в результате калмановской фильтрации по расширенной модели ошибок.

Последовательная коррекция скоростей и координат обусловлена разным уровнем входного и измерительного шума в модели ошибок и уравнении измерений, используемых в фильтре Калмана. Величина входного шума велика, потому что определяется дрейфом гироскопов. Измерительный шум связан с наличием помех в сигнале GPS и в дифференциальном режиме работы спутниковой системы сравнительно мал. Таким образом, последовательная коррекция навигационных параметров позволяет наиболее эффективно сглаживать измерительный шум на фоне высокого входного и с высокой точностью определять навигационные параметры.

В моменты отсутствия спутникового сигнала навигационный комплекс работает в режиме прогноза. Ошибки инерциальной системы прогнозируются фильтром Калмана в соответствии с моделью (9), а в качестве начальных условий используются последние оценки вектора состояния, полученные по измерениям DGPS.

Ошибки ИНС в определении навигационных параметров зависят от собственных ошибок чувствительных элементов в ее составе. Для инерциального блока низкой точности ошибки, вызванные дрейфом гироскопов, доминируют над остальными.

Дрейф гироскопа можно представить как сумму гармоник разной амплитуды и частоты. Тогда ошибка углового положения «расчетной платформы», обусловленная дрейфом, представляет собой сумму двух компонент: затухающей — с амплитудой A , и незатухающей — с амплитудой F . На рис. 2 приведены зависимости указанных амплитуд от частоты гармоник дрейфа гироскопов. Вид графиков A и F определяет собственная частота недемпфированных колебаний системы ω_0 , которая зависит от выбора параметров демпфирования k и k^b .

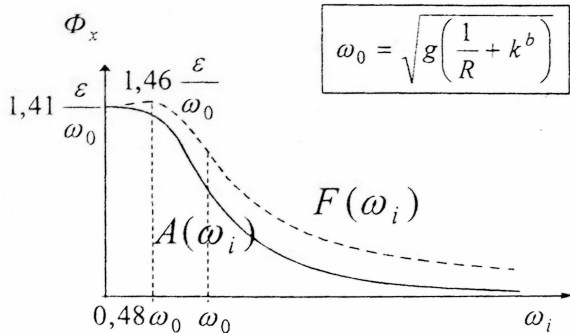


Рис. 2. Зависимость ошибок углового положения «расчетной платформы» от дрейфа гироскопов

Введение демпфирования изменяет модель ошибок навигационного комплекса относительно традиционной шулеровской. Собственная частота недемпфированных колебаний определяет полосу пропускания системы относительно ошибок, обусловленных дрейфом гироскопов, и статическую ошибку углового положения «расчетной платформы» в плоскости горизонта. Чем больше частота ω_0 , тем большее число гармоник дрейфа влияет на общую точность системы. Поскольку наиболее критичная случайная составляющая дрейфа гироскопа имеет высокочастотный характер, целесообразно ограничивать полосу пропускания системы, то есть уменьшать ω_0 . Однако при слабом демпфировании велики статические ошибки горизонтирования. Нижнюю границу собственной частоты недемпфированных колебаний ω_0 выбирают из условия, что ошибки углового положения «расчетной платформы» должны находиться в линейной области:

$$\omega_0 \geq 1,46 \frac{\varepsilon}{|\Phi_{x,y}|}, \quad (15)$$

где ε — дрейф гироскопов;

$|\Phi_{x,y}| \leq 2^\circ$ — граница линейной области угловых ошибок.

Полученное условие выбора параметров демпфирования было подтверждено экспериментально. При отсутствии демпфирования ошибки углового положения быстро выходят из линейной области, и навигационный алгоритм перестает адекватно функционировать. При очень сильном демпфировании увеличивается полоса пропускания системы относительно ошибок дрейфа, поэтому больше сказывается влияние высокочастотной случайной составляющей дрейфа гироскопов. Это приводит к более шумному характеру собственных показаний навигационного комплекса и ухудшению общей точности определения навигационных параметров.

Четвертая глава диссертации посвящена испытаниям навигационного комплекса. Апробация алгоритмов комплексирования инерциального блока низкого класса точности с системой спутниковой навигации в дифференциальном режиме работы была проведена в серии летных и наземных испытаний.

В ходе летных испытаний инерциальный блок MotionPak, радионавигационная аппаратура: приемник GPS Trimble 4000SSE и радиомодем Pacific Krest; и персональный компьютер были размещены на борту легкого самолета Cessna 206. Была проведена серия из трех полетов продолжительностью 30 минут. Полеты проходили по типовому для геодезической съемки маршруту. Базовая станция со вторым приемником GPS, обеспечивающая дифференциальный режим измерений по фазе несущей частоты (DGPS), была расположена на земле в пределах радиовидимости.

Для определения точности навигационного комплекса в качестве эталонных координат местоположения и составляющих путевой скорости использовались показания DGPS. Эталонном определении углов ориентации служила высокоточная платформенная инерциальная система И-21.

На рисунке 3 показаны этапы последовательной коррекции составляющих путевой скорости в соответствии с общим алгоритмом коррекции навигационных параметров.

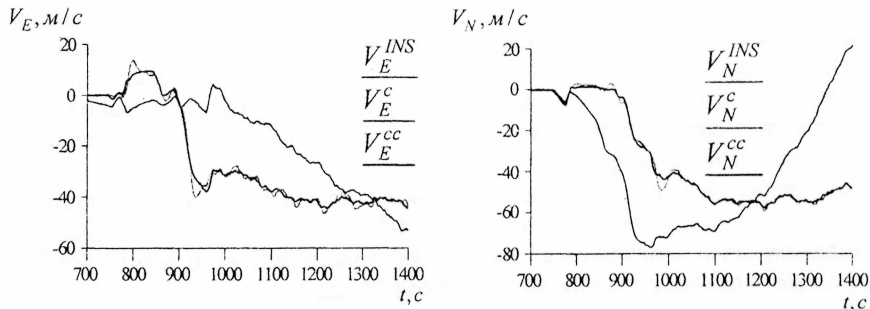


Рис. 3. Коррекция составляющих путевой скорости

В результате испытаний ошибки навигационного комплекса при нормальном функционировании приемника GPS в дифференциальном режиме измерений по фазе несущей частоты составили: 0,03 м/с (СКО) по составляющим путевой скорости и 0,1 м (СКО) по координатам. Ошибки ориентации навигационного комплекса, полученные в результате его совместных испытаний с инерциальной системой И-21, представлены в таблице 3.

Таблица 3

Ошибки	Тангаж	Крен	Курс
Пределы, град.	< 1	< 1	< 2
СКО, угл.мин.	25,1	22,4	43,7

Курсовые ошибки навигационного комплекса несколько хуже, чем ошибки по крену и тангажу. Причиной этого является слабая наблюдаемость ошибки в азимуте.

Для тестирования работы комплекса в режиме прогноза была проведена серия наземных испытаний. Она состояла из 7 выездов, которые продолжались в течение трех дней. Инерциальный блок MotionPak, приемник GPS/GLONASS Ashtech's GG24, радиомодем Pacific Krest и персональный компьютер были установлены на легковом автомобиле. Базовая станция со вторым приемником GPS/GLONASS, обеспечивающая дифференциальный режим измерений методом псевдорасстояний, размещалась на крыше высотного здания на расстоянии не больше 9 км от подвижного объекта. Автомобильный маршрут протяженностью 24 км пролегал по городским окрестностям и длился около 50 минут. В качестве эталона навигационных параметров использовались дифференциальные измерения приемника спутниковой навигационной системы (DGPS).

На протяжении маршрута следования автомобиля из-за теневых эффектов, вызванных спецификой местности (высотными зданиями, мостами, тоннелями) в 11,5% случаев полностью отсутствовали показания спутниковой навигационной системы. Во время отсутствия спутниковых сигналов навигационный комплекс работал в режиме прогноза. Ошибки инерциальной системы предсказывались по модели, сформированной на основании предшествующих показаний приемника спутниковой навигации, и компенсировались.

Чтобы оценить точность прогноза комплексом навигационных параметров в послемаршрутной обработке были специально смоделированы «провалы» в измерениях приемника, в то время как на самом деле показания системы спутниковой навигации присутствовали. В этом случае точность прогноза навигационных параметров комплексом оценивалась относительно эталонных измерений DGPS.

На рисунках 4 и 5 показаны значения координат и путевой скорости, прогнозируемые навигационным комплексом при 10-ти и 20-секундном отсутствии спутниковых сигналов.

Статистические показатели точности навигационного комплекса, определенные в серии экспериментов при разных условиях движения, наблюдаемости спутников и времени отсутствия сигнала, представлены в таблице 4.

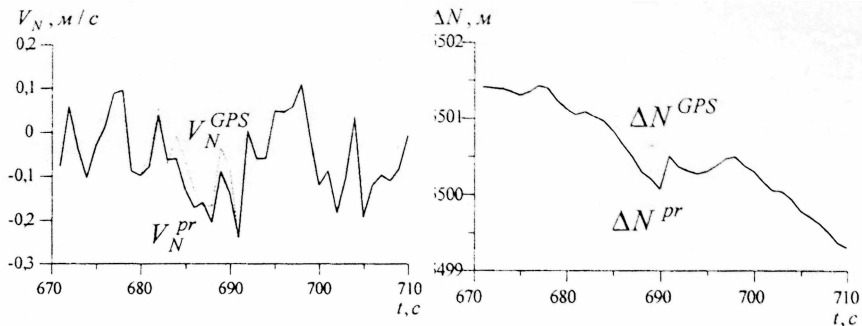


Рис. 4. Прогноз комплекса при отсутствии показаний GPS в течение 10 сек.

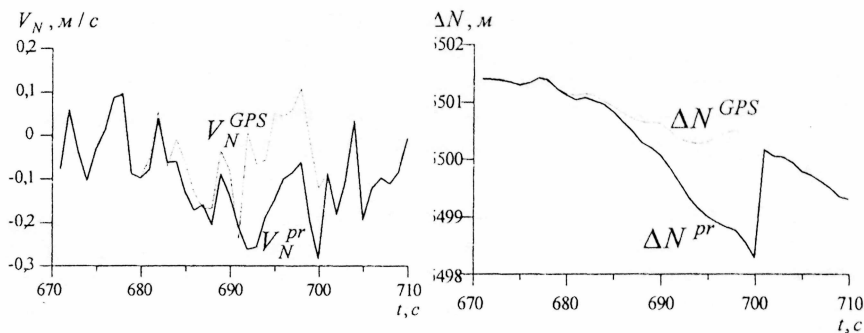


Рис. 5. Прогноз комплекса при отсутствии показаний GPS в течение 20 сек.

Таблица 4

Время отсутствия сигнала GPS, с	Ошибки прогноза при равномерном движении (СКО), м	Ошибки прогноза при движении с ускорением (СКО), м
10	3	10
20	10	23

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработаны оригинальные алгоритмы комплексирования инерциального блока чувствительных элементов низкого класса точности и системы спутниковой навигации, которые позволяют использовать традиционные навигационные алгоритмы и упрощенную линейную модель для оценивания, компенсации и прогноза ошибок навигационного комплекса.

2. Проведен и экспериментально подтвержден выбор оптимальных параметров демпфирования ошибок ИНС по внешней скоростной информации.

3. Разработана процедура последовательной коррекции навигационных параметров, которая учитывает соотношение входного и измерительного шума в модели, используемой в фильтре Калмана для оценивания ошибок инерциальной системы.

4. Обобщены данные летных и наземных испытаний навигационного комплекса в различных условиях эксплуатации и при различных точностях инерциальных чувствительных элементов. При нормальном функционировании спутниковой навигационной системы в дифференциальном режиме измерения по фазе несущей частоты точность навигационного комплекса составляет: по скорости — 0,03 м/с (СКО), по координатам — 0,1 м (СКО), по углам крена и тангажа — $\leq 0,5$ градусов (СКО), по курсу — ≤ 1 градуса (СКО). В режиме прогноза при десятисекундном отсутствии показаний спутниковой системы при равномерном движении объекта точность позиционирования составляет 3 м (СКО), точность определения составляющих путевой скорости — 0,3 м/с (СКО).

5. Теоретически обоснованная и проверенная экспериментально точность определения навигационных параметров подтвердила возможность использования навигационного комплекса для геофизической съемки местности на летательном аппарате и наземных подвижных объектах.

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Багрова М.С., Гуштуров Л.В. Балансировка бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации.: Тез. докл. Юбил. конф.—Москва, 1998.—С.169-176.

2. Багрова М.С., Гуштуров Л.В. Мобильный комплекс топопривязки для ГИС // Экологические системы, приборы и чистые технологии.: Тез. докл. Международ. сем.—Москва, 2000.—С.163-171.

3. Багрова М.С., Гуштуров Л.В., Шамси Баша Т. Методы комплексирования низкоточных ИНС и GPS/DGPS // Теория колебаний и управление.: Тез. докл. Всерос. конф.—Москва, 2000.—С.52-53.

4. Багрова М.С., Шамси Баша Т. Выбор параметров выставки бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Вестник московского государственного технического университета. Сер. Приборостроение.—1999.—№1.—С.34-39.