

На правах рукописи  
УДК 629.05

Мкртчян Валерий Игоревич

**АДАПТИВНАЯ МНОГОСТРУКТУРНАЯ КОРРЕКЦИЯ  
БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ  
СИСТЕМЫ ПРИ ПОМОЩИ ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ  
СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ**

05.11.03 – Приборы навигации

АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук



Москва – 2021

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» на кафедре приборов и систем ориентации, стабилизации и навигации

**Научный руководитель:** Егоров Юрий Григорьевич,  
доктор технических наук, профессор, профессор кафедры приборов и систем ориентации, стабилизации и навигации МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Официальные оппоненты:** Каршаков Евгений Владимирович,  
доктор технических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории 01 ИПУ РАН, г. Москва  
Веремеенко Константин Константинович,  
кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 305 «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы» Московского авиационного института (национальный исследовательский университет)

**Ведущая организация:** АО Инерциальные технологии Технокомплекса,  
г. Раменское

Защита состоится «29» сентября 2021 г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.141.19 при Московском государственном техническом университете имени Н. Э. Баумана в зале Ученого Совета по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н. Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru>.

Автореферат разослан «\_\_» 20\_\_ г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета,  
кандидат технических наук



М.С. Ковалев

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

**Актуальность темы исследования.** Для решения задач навигации и ориентации летательных аппаратов (ЛА) применяются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), среди достоинств которых автономность, помехозащищенность, быстродействие, низкий уровень шумов вычисляемых параметров навигации и ориентации. В то же время типичное значение среднеквадратической ошибки счисления координат для БИНС авиационного типа составляет 1км спустя час работы. Неограниченный рост ошибок координат, ошибки определения скорости и углов ориентации объясняют необходимость коррекции БИНС при помощи внешних источников.

Высокую точность позиционирования (1м) предлагают приемники глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), получившие широкое распространение в задачах позиционирования благодаря низкой стоимости. Однако недостатками ГНСС являются подверженность помехам, ухудшение точности в городских условиях, запаздывание навигационного решения по времени, необходимость стабильного приема сигнала от 4-х и более спутников. Одноантенные приемники ГНСС не позволяют решить задачу ориентации ЛА.

Для объединения достоинств БИНС и ГНСС прибегают к построению инерциально-спутниковых навигационных систем.

Вопросам коррекции БИНС с помощью ГНСС посвящено множество работ отечественных ученых, в особенности, Е.В. Каршакова, К.К. Веремеенко, А.А. Голована, О.С. Салычева, Ю.Г. Егорова, А.В. Бабиченко, Г.И. Емельянцева, О.А. Бабича, а также ряда зарубежных ученых. В большинстве работ предлагается реализовывать интеграцию БИНС и ГНСС в рамках «единого» алгоритма, когда вектор состояния включает ошибки параметров навигации и ориентации, а также погрешности чувствительных элементов. Стохастические параметры последних необходимы для синтеза алгоритмов оценивания и предлагаются известными. Гораздо меньше работ освещают вопрос синтеза алгоритмов при неполном описании погрешностей приборов.

Отдельную группу составляют работы, посвященные синтезу многоструктурных алгоритмов инерциально-спутниковых систем, когда скорость, координаты и углы ориентации корректируются с помощью разных алгоритмов. Основанием для такого подхода является различное поведение ошибок параметров навигации и ориентации. Синтез специализированных алгоритмов коррекции, основанных на использовании априорной информации о поведении ошибок корректируемых параметров, представляется более эффективным, чем попытки построения «единых» алгоритмов оценивания ошибок БИНС. Однако упомянутые работы не содержат подробностей настройки алгоритмов и сосредоточены на обосновании эффективности многоструктурного подхода.

В связи с вышесказанным, представляется актуальным развитие вопросов многоструктурной коррекции БИНС при неполной стохастической информации о погрешностях инерциальных приборов.

**Целью диссертационной работы** является разработка схемы коррекции БИНС при помощи одноантенного приемника ГНСС без использования пер-

вичных спутниковых измерений в условиях недостаточного стохастического описания погрешностей чувствительных элементов. Руководствуясь поставленной целью, были решены следующие **задачи**:

- проанализированы особенности существующих схем коррекции БИНС, в том числе, основанных на редуцированных фильтрах Калмана;
- проанализированы достоинства и недостатки демпфирования ошибок БИНС и рассмотрен вопрос подбора коэффициентов демпфирования;
- построена схема адаптивной многоструктурной коррекции БИНС в инерциально-спутниковой системе;
- разработан способ поиска ковариации шумов состояния в редуцированном фильтре Калмана для оценивания ошибки БИНС по курсу;
- разработан способ поиска коэффициентов демпфирования ошибок БИНС по скорости и углам ориентации;
- представлен способ адаптации к запаздыванию сигналов ГНСС, возникающему по причине отсутствия аппаратной синхронизации между ГНСС и БИНС;
- разработан способ коррекции остаточных ошибок координат в навигационной системе, использующей демпфирование по скорости;
- создано программное обеспечение для тестирования разработанных алгоритмов коррекции на имитационных и натуральных данных;
- проведено тестирование адаптивной многоструктурной коррекции с помощью имитационных и натуральных данных БИНС среднего класса точности, построенной на волоконно-оптических датчиках угловой скорости (ДУС).

**Объектом исследования** являются БИНС авиационного типа, корректируемые при помощи одноантенного приемника ГНСС.

**Предметом исследования** являются методы коррекции ошибок координат, скорости и углов ориентации, определяемых инерциальной системой навигации.

**Методы исследований.** Для решения поставленных задач привлекались методы математического анализа, теоретической механики, теории оценивания и фильтрации, теории инерциальных навигационных систем.

**Научная новизна** результатов диссертации заключается в следующем:

- разработана многоструктурная схема, позволяющая корректировать скорость, координаты и углы ориентации различными алгоритмами, адаптированными к свойствам ошибок параметров навигации и ориентации;
- разработан способ синтеза алгоритма оценивания ошибки по курсу в условиях, когда стохастические погрешности чувствительных элементов БИНС изучены недостаточно;
- разработан способ поиска оптимальных коэффициентов демпфирования ошибок БИНС, в соответствии с удобным на практике критерием;
- предложены методики детектирования условий, достаточных для наблюдаемости ошибки по курсу;

- предложен способ адаптации алгоритмов оценивания к нестабильному измерительному шуму, возникающему при отсутствии аппаратной синхронизации между БИНС и приемником ГНСС;
- предложен способ уменьшения остаточных ошибок координат в навигационной системе, использующей демпфирование по скорости.

**Положения, выносимые на защиту:**

- схема многоструктурной коррекции БИНС при помощи одноантенного приемника ГНСС, состоящая из редуцированных алгоритмов, адаптированных к отсутствию аппаратной синхронизации между БИНС и ГНСС и реализованных на уровне слабосвязанной интеграции;
- способ поиска ковариации шумов состояния в алгоритме редуцированного фильтра Калмана для оценивания ошибки по курсу при недостаточном описании стохастических характеристик погрешностей чувствительных элементов БИНС;
- способ поиска коэффициентов демпфирования ошибок БИНС в определении углов ориентации и горизонтальных составляющих скорости, основанный на использовании сигналов ГНСС, в которых компенсировано запаздывание.

**Достоверность** полученных результатов обеспечивается корректностью постановки задач и использованных приближений, а также согласованностью результатов теоретических расчетов и экспериментальных исследований.

**Практическая значимость** состоит в упрощении синтеза алгоритмов инерциально-спутниковых навигационных систем при недостаточном объеме априорной информации о погрешностях чувствительных элементов.

**Внедрение результатов.** Основные результаты диссертационной работы реализованы в производственном процессе ООО «Интеграл» (Россия, г. Москва) при подготовке программного обеспечения навигационных систем «НВ-2» и «НВ-4».

**Апробация работы.** Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на 7 научно-технических конференциях: XIX Конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» (г. Санкт-Петербург, Россия, 2017); XLI Академические чтения по космонавтике (г. Москва, Россия, 2017); VII Конференция московского отделения Академии навигации и управления движением (г. Москва, Россия, 2017); 3-я Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация-2017» (г. Сузdalь, Россия, 2017); XLII Академические чтения по космонавтике (г. Москва, Россия, 2018); XX Юбилейная конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» (г. Санкт-Петербург, Россия, 2018); XLIV Академические чтения по космонавтике (г. Москва, Россия, 2020).

**Публикации.** Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 8 научных работах [1-8], в журналах, входящих в перечень ВАК РФ.

**Структура диссертации.** Диссертация состоит из введения, четырех глав, общих выводов и заключения, списка литературы и приложения. Она из-

ложена на 119 страницах машинописного текста, содержит 28 рисунков, 12 таблиц, список литературы включает 140 библиографических описаний.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цели и задачи, определены научная новизна и практическая значимость результатов, обозначены положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** введены модельные уравнения БИНС, построенной на триаде ортогональных датчиков угловой скорости (ДУС) и триаде ортогональных акселерометров. Приведены соотношения для получения параметров навигации и ориентации по измерениям чувствительных элементов и начальным условиям. Для решения задачи ориентации выбрано уравнение Пуассона в матричной форме из-за удобства изложения материала. Обозначенные в работе цели и задачи позволяют опустить описание процедур начальной выставки, а также компенсации конинга, скаллинга.

Предполагается, что систематические составляющие погрешностей чувствительных элементов БИНС (смещений нуля, погрешностей масштабного коэффициента, углов неортогональностей) калибруются предварительно. Остаточная погрешность каждого прибора рассматривается как сумма случайной константы (нестабильность от запуска к запуску) и экспоненциально-коррелированного центрированного шума (нестабильность в запуске)  $\varepsilon$ :

$$\dot{\delta \varepsilon} = -\beta \delta \varepsilon + \sigma \sqrt{2\beta} w,$$

где  $\sigma$  — среднеквадратическое отклонение (СКО);  $\beta$  — параметр затухания (величина, обратно пропорциональная интервалу корреляции);  $w$  — центрированный белый шум единичной интенсивности.

В работе рассматриваются системы среднего класса точности, для которых справедливы упрощенные уравнения ошибок, записанные в осях географического сопровождающего трехгранника *ENUp*:

$$\begin{aligned} \dot{\delta V}_E &= -\hat{g} \Phi_N + \hat{a}_N \Phi_{Up} + B_E, \\ \dot{\delta V}_N &= \hat{g} \Phi_E - \hat{a}_E \Phi_{Up} + B_N, \\ \dot{\Phi}_E &= -\delta V_N / R - \hat{\omega}_N \Phi_{Up} + \hat{\omega}_{Up} \Phi_N + \omega_E^{dr}, \\ \dot{\Phi}_N &= \delta V_E / R + \hat{\omega}_E \Phi_{Up} - \hat{\omega}_{Up} \Phi_E + \omega_N^{dr}, \\ \dot{\Phi}_{Up} &= \delta V_E \operatorname{tg} \hat{\phi} / R - \hat{\omega}_E \Phi_N + \hat{\omega}_N \Phi_E + \omega_{Up}^{dr}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\delta V_E$ ,  $\delta V_N$  — ошибки БИНС, присутствующие в вычислениях соответствующих проекций линейной скорости  $\mathbf{V}$  объекта относительно Земли;  $\hat{\omega}_E$ ,  $\hat{\omega}_N$ ,  $\hat{\omega}_{Up}$  — расчетные значения соответствующих проекций угловой скорости  $\boldsymbol{\omega}_G$  трехгранника *ENUp*;  $\hat{a}_E$ ,  $\hat{a}_N$ ,  $\hat{a}_{Up}$  — расчетные значения соответствующих проекций линейного ускорения  $\dot{\mathbf{V}} = [a_E \ a_N \ a_{Up}]^T$  точки  $M$  относительно

Земли;  $\omega_E^{dr}$ ,  $\omega_N^{dr}$ ,  $\omega_{Up}^{dr}$  – смещения нуля ДУС в проекциях на оси трехгранника  $ENUp$ ;  $B_E$ ,  $B_N$ ,  $B_{Up}$  – смещения нуля акселерометров в проекциях на оси трехгранника  $ENUp$ ;  $R$  – экваториальный радиус Земли;  $\hat{g} = 9,81 \text{ м/с}^2$  – приближенное значение модуля ускорения силы тяжести.

Модель погрешностей приемника ГНСС представлена в виде:

$$z^{GNSS}(t) = z(t - \tau) + w(t),$$

где  $z^{GNSS}(t)$  – выходной сигнал приемника ГНСС (путевая скорость, путевой угол, координата) в момент времени  $t$ ;  $z(t - \tau)$  – истинный сигнал в момент времени  $t - \tau$ ;  $\tau$  – детерминированная положительная константа, характеризующая запаздывание ГНСС;  $w(t)$  – центрированный белый шум.

Формулируется задача коррекции в схемах оценивания. В качестве модели для схемы оценивания используется система дифференциальных уравнений (1). Модель системы записана в следующем виде:

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{F}_k \mathbf{X}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma} \mathbf{W}_k, \quad (2)$$

где  $\mathbf{X}$  – вектор состояния системы;  $\mathbf{F}$  – переходная матрица модели;  $\boldsymbol{\Gamma}$  – матрица шумов состояния;  $\mathbf{W}$  – вектор шумов состояния.

Для удобства дальнейшего рассмотрения схем коррекции БИНС, представим вектор состояния в следующей форме:

$$\mathbf{X} = \left[ (\mathbf{X}^I)^T, \quad (\mathbf{X}^{II})^T \right]^T,$$

где  $\mathbf{X}^I = \left[ \delta V_E, \quad \delta V_N, \quad \Phi_E, \quad \Phi_N, \quad \Phi_{Up} \right]^T$  – подвектор ошибок БИНС;  $\mathbf{X}^{II} = \left[ B_{xb}, \quad B_{yb}, \quad B_{zb}, \quad \omega_{xb}^{dr}, \quad \omega_{yb}^{dr}, \quad \omega_{zb}^{dr} \right]^T$  – подвектор погрешностей чувствительных элементов БИНС,  $\omega_{xb}^{dr}$ ,  $\omega_{yb}^{dr}$ ,  $\omega_{zb}^{dr}$  – собственные смещения нуля гироскопов;  $B_{xb}$ ,  $B_{yb}$ ,  $B_{zb}$  – собственные смещения нуля акселерометров.

Запишем компоненты уравнения (2) в следующем виде:

$$\mathbf{F}_k = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Phi}_k & \mathbf{U}_k \\ \mathbf{0} & \boldsymbol{\Psi} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\Gamma} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Gamma}^I & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \boldsymbol{\Gamma}^{II} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{W}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_k^I \\ \mathbf{W}_k^{II} \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\Gamma}^I = diag\{T\},$$

$$\boldsymbol{\Gamma}^{II} = diag\{\sigma_i \sqrt{2\beta_i T}\}, \quad \sigma_i = \begin{cases} \sigma_a, i=1..3 \\ \sigma_\omega, i=4..6 \end{cases}, \quad \beta_i = \begin{cases} \beta_a, i=1..3 \\ \beta_\omega, i=4..6 \end{cases}$$

где  $\sigma_a$ ,  $\sigma_\omega$  – СКО экспоненциально-коррелированных процессов, моделирующих погрешности акселерометров и гироскопов соответственно;  $\mathbf{W}_k^I$  – порождающие шумы подвектора ошибок БИНС;  $\mathbf{W}_k^{II}$  – порождающие шумы модели погрешности чувствительных элементов, которые, в соответствии с вы-

бранный формой матрицы шумов  $\Gamma^H$ , имеют единичную интенсивность;  $\Phi$ ,  $\mathbf{U}$ ,  $\Psi$  — составляющие матрицы модели.

Для получения оценки  $\hat{\mathbf{X}}$  вектора  $\mathbf{X}$  рационально воспользоваться алгоритмом фильтра Калмана:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{X}}_k &= \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H} \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{X}}_{k-1}), \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T [\mathbf{H} \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T + \mathbf{R}]^{-1}, \\ \mathbf{P}_{k/k-1} &= \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{F}_k^T + \Gamma_k \mathbf{Q} \Gamma_k^T, \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}) \mathbf{P}_{k/k-1},\end{aligned}$$

где  $\mathbf{K}_k$  — коэффициент усиления;  $\mathbf{Z}_k$  — вектор измерений;  $\mathbf{P}_{k/k-1}$ ,  $\mathbf{P}_k$  — априорная и апостериорная ковариационные матрицы ошибок оценивания вектора  $\mathbf{X}$  соответственно;  $\mathbf{Q}$  — ковариационная матрица интенсивностей шумов состояния;  $\mathbf{R}$  — ковариационная матрица интенсивностей измерительных шумов. Для функционирования алгоритма оценивания необходима априорная информация:

- начальное значение вектора состояния (обычно полагают  $\mathbf{X}(0) = \mathbf{0}$ );
- значения матриц  $\mathbf{Q}$ ,  $\mathbf{R}$ ,  $\Gamma$ ;
- начальное значение  $\mathbf{P}(0)$  матрицы  $\mathbf{P}_k$ .

В качестве компонент вектора измерений удобно взять рассогласования показаний БИНС и ГНСС по скорости (в проекциях на оси  $ENUp$ ):

$$\begin{aligned}\mathbf{Z}_k &= \left[ \hat{V}_E - V_E^{GNSS}, \quad \hat{V}_N - V_N^{GNSS} \right]^T = \\ &= \left[ \delta V_E, \quad \delta V_N \right]^T + \mathbf{v}_k = \mathbf{H} \mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k,\end{aligned}\tag{3}$$

где  $\hat{V}_E$ ,  $\hat{V}_N$  — проекции скорости на оси  $E$ ,  $N$  трехгранника  $ENUp$ , вырабатываемые алгоритмом БИНС;  $\mathbf{v}$  — вектор измерительных шумов (ошибки ГНСС);  $\mathbf{H}$  — матрица измерений:

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

Интенсивность измерительного шума определяется свойствами аппаратуры. Нередко современные приемники ГНСС предоставляют оценки среднеквадратических отклонений измеряемых параметров движения. Неопределенность начального значения задается исходя из максимальных значений ожидаемых величин оценок, характерных для конкретных условий. Интенсивность шумов состояния  $\mathbf{W}_k^I$  зависит от степени соответствия выбранной модели системы реальным процессам, что зависит от условий эксплуатации алгоритма. Так, модель ошибок БИНС (1) пригодна лишь для маломаневренных объектов, совершающих крейсерское движение в течение 1-1,5 ч. Основная проблема настройки фильтра Калмана состоит в выборе надлежащей ковариационной мат-

рицы интенсивностей шумов  $\mathbf{W}_k^I$ , а также матрицы  $\Gamma^{II}$  порождающих шумов, особенно без предварительной идентификации погрешностей приборов.

**Во второй главе** рассматриваются существующие схемы коррекции БИНС. Вначале рассматриваются различные варианты схем оценивания. Особое внимание уделяется вопросам настройки таких схем.

Фильтр Калмана-Шмидта применяется для оценивания не полного вектора состояния, а только интересующих компонент. Такой подход удобен, когда требуется сократить вычислительные нагрузки, а также, когда в реальной системе присутствует коррелированный шум состояния. Фильтр Калмана-Шмидта позволяет корректно учесть наличие в системе коррелированных шумов. Показано, что для синтеза алгоритма требуется априорная информация о стохастических параметрах компонент, исключенных из алгоритма оценивания.

Аналогичное требование имеет место при синтезе фильтра с гарантированным качеством оценивания. Алгоритм позволяет не оценивать часть компонент вектора состояния, однако их влияние заменяется дополнительными шумами состояния, интенсивность которых определяется априорно известными стохастическими параметрами. Назначение схемы – избежать оптимистичных оценок ковариаций ошибок оценивания.

Адаптивный фильтр Калмана применяется в случаях, когда параметры измерительных шумов и шумов состояния неизвестны заранее либо, когда эти параметры меняются в широком диапазоне в зависимости от условий эксплуатации. Существуют два варианта реализации адаптивного фильтра. В первом – оценки ковариаций шумов состояния  $\hat{\mathbf{Q}}_k$  и измерительных шумов  $\hat{\mathbf{R}}_k$  получены с помощью набора из последних  $N$  значений невязок  $\boldsymbol{\mu}_k$  к текущему моменту времени:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{Q}}_k &= \mathbf{K}_k \hat{\mathbf{C}}_k \mathbf{K}_k^T, \\ \hat{\mathbf{R}}_k &= \mathbf{C}_k - \mathbf{H} \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T, \\ \hat{\mathbf{C}}_k &= M[\boldsymbol{\mu}_k \boldsymbol{\mu}_k^T] = \frac{1}{N} \sum_{j=k-N}^k \boldsymbol{\mu}_k \boldsymbol{\mu}_k^T = \mathbf{H} \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T + \hat{\mathbf{R}}_k.\end{aligned}$$

Эффективность адаптивного фильтра зависит от объема измерений, на основании которого была определена оценка  $\hat{\mathbf{C}}_k$  обновляемой последовательности. Приемлемая точность оценивания вектора состояния достигается спустя длительный переходной процесс.

В другом варианте адаптивного фильтра используется банк частных фильтров, использующих различные ковариации шумов  $\mathbf{Q}$  и  $\mathbf{R}$ , другими словами, различные гипотезы. Финальная оценка является взвешенным решением по всем частным фильтров. Чем больше неопределенность интенсивности шумов, тем больше потребуется частных фильтров.

Рассматривается Монте-Карло моделирование в контексте поиска неизвестной ковариации шумов состояния. Пусть выбрано определенное значение ковариационной матрицы  $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_i$ . Фильтр Калмана, помимо оценки вектора со-

стояния, формирует оценку дисперсии ошибок оценивания, которую удобно представить в виде вектора  $\mathbf{d}_k$ , составленного из диагональных элементов ковариационной матрицы ошибок оценивания  $\mathbf{P}_k$ :

$$\mathbf{d}_k = [d_1, \dots, d_n]^T = [p_{1,1}, \dots, p_{n,n}]^T,$$

где  $p_{i,i}, i = \overline{1, n}$  – диагональные элементы ковариационной матрицы ошибок оценивания  $\mathbf{P}_k$ ;  $n$  – число компонент вектора состояния  $\mathbf{X}_k$ .

Действительная ошибка  $\mathbf{e}_k$  оценивания формируется как разность между оценкой вектора состояния  $\hat{\mathbf{X}}_k$  и его истинным значением  $\mathbf{X}_k$ :

$$\mathbf{e}_k = \hat{\mathbf{X}}_k - \mathbf{X}_k = [e_{k,1}, \dots, e_{k,n}]^T.$$

Пусть в результате моделирования получено  $N$  случайных реализаций одинаковой продолжительности  $M$  – тактов, причем для каждой  $i$  – ой реализации получены следующие векторы размерности  $M$ :

- вектор квадратов действительных ошибок  $\mathbf{E}_i^2 = [\mathbf{e}_1^2, \dots, \mathbf{e}_M^2]^T$ ;
- вектор оценок дисперсий  $\mathbf{D}_i = [\mathbf{d}_1, \dots, \mathbf{d}_M]^T$ .

Критерием правильного выбора ковариации  $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_i$  служит отклонение расчетного СКО от действительного:

$$r = \sqrt{\sum_{i=1}^N \mathbf{D}_i} - \sqrt{\sum_{i=1}^N \mathbf{E}_i^2}.$$

При настройках алгоритма оценивания, близких к оптимальным, указанное отклонение не превышает по абсолютной величине некоторое пороговое значение, выбираемое исходя из конкретных условий. Для поиска интенсивности шумов состояния потребуется проверять указанное отклонение для разных значений  $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_i$ , принадлежащих некоторому диапазону. Основной недостаток алгоритмов на основе Монте-Карло моделирования состоит в том, что их нельзя реализовать по имеющимся натурным испытаниям целевой инерциальной системы, когда истинные значения оцениваемых параметров неизвестны.

Далее рассматривается демпфирование ошибок БИНС, организованное с помощью сигналов обратной связи в виде дополнительных ускорений, суммирующихся с соответствующими проекциями каждого ускорения на оси географического трехгранника и дополнительных угловых скоростей навигационного трехгранника. Сигналы демпфирования пропорциональны рассогласованиям между БИНС и ГНСС по скорости. Показано, что демпфирование приводит к затуханию колебаний ошибок по скорости, а также углам  $\Phi_E$ ,  $\Phi_N$ . Для синтеза коррекции требуется выбрать коэффициенты демпфирования. Демпфирование по скорости оказывает слабое воздействие на ошибку БИНС по курсу. Кроме того, имеет место наличие остаточных ошибок координат, вызванных установившимися ошибками скорости.

Рассмотрены два альтернативных способа оценивания ошибки БИНС по курсу. В первом используется путевой угол ГНСС, что возможно только при движении ЛА по земной поверхности. Второй основан на использовании рассо-

гласований горизонтальных ускорений между БИНС и ГНСС и имеет низкую эффективность из-за шумов в ускорениях ГНСС.

На основании анализа сделан вывод, что демпфирование ошибок скорости является более удобным способом по сравнению со схемами оценивания, тогда как фильтр Калмана является удобным инструментом в задаче оценивания ошибки по курсу, а также для коррекции остаточных ошибок координат.

**В третьей главе** предлагается схема адаптивной многоструктурной коррекции БИНС при помощи одноантенного приемника ГНСС. Коррекция скорости, углов тангажа и крена осуществляется при помощи демпфирования, тогда как координаты и курс корректируются на основе оценивания ошибок с использованием фильтра Калмана. Схема показана на рис. 1 с обозначениями:  $\mathbf{P}_1$  — платформа, реализующая алгоритм демпфированной БИНС;  $\mathbf{P}_2$  — платформа, реализующая алгоритм недемпфированной БИНС;  $\hat{\mathbf{V}}^{P1}$ ,  $\hat{\mathbf{V}}^{P2}$  — горизонтальные составляющие линейной скорости  $\mathbf{V}$ , вычисляемые на базе платформ  $\mathbf{P}_1$  и  $\mathbf{P}_2$  соответственно;  $\mathbf{V}^{GNSS} = [V_E^{GNSS} \quad V_N^{GNSS}]^T$  — вектор горизонтальной составляющей скорости  $\mathbf{V}$  по измерениям приемника ГНСС;  $\hat{\phi}^{P1}$ ,  $\hat{\lambda}^{P1}$  — широта и долгота, поступающие от платформы  $\mathbf{P}_1$ ;  $\hat{H}^{P2}$  — угол курса, вычисляемый на базе платформы  $\mathbf{P}_2$ ;  $\varphi^{GNSS}$ ,  $\lambda^{GNSS}$ ,  $h^{GNSS}$  — географические координаты, определяемые приемником ГНСС — широта, долгота и высота соответственно;  $\mathbf{a}_C = [a_E^C \quad a_N^C]^T$ ,  $\boldsymbol{\omega}_C = [\omega_E^C \quad \omega_N^C]^T$  — векторы дополнительного ускорения объекта и дополнительной угловой скорости расчетного трехгранника, используемые для реализации демпфирования. Рассогласование проекций путевой скорости между платформой  $\mathbf{P}_2$  и ГНСС поступают в фильтр Калмана в соответствии с моделью измерений (3). Фильтр Калмана осуществляет оценивание угла  $\Phi_{Up}$ , который затем используется для коррекции ошибки по курсу недемпфированной БИНС. Блок коррекции координат осуществляет компенсацию остаточных ошибок координат демпфиранной системы.

Дается оценка вычислительной сложности схемы. Пусть  $n$  — размерность вектора состояния,  $m$  — размерность вектора измерений. Алгоритм многоструктурной коррекции включает два фильтра Калмана: (а) — для оценивания ошибки по курсу ( $n=5$ ,  $m=2$ ); (б) — для компенсации остаточных погрешностей координат ( $n=2$ ,  $m=5$ ). Сложность алгоритма фильтра Калмана представлена в таблице 1 в контексте Т-нотации — количества вычислительных операций, необходимых для реализации алгоритма.

Согласно таблице, для реализации фильтров, входящих в схему, потребуется около 1263 операции. «Единый» алгоритм оценивания, распространенный в литературе, соответствует значениям  $n=15$ ,  $m=3$ , и требует 19323 операции.

Таблица 1.

Вычислительная сложность алгоритма фильтра Калмана.

Шаг алгоритма	T(.)
$\mathbf{P}_{k/k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{Q} \mathbf{\Gamma}_k^T$	$4n^3 + n^2$
$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T [\mathbf{H} \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T + \mathbf{R}]^{-1}$	$4m^3 + 3m^2 + 4mn^2 + 4nm^2$
$\hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H} \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{X}}_{k-1})$	$2n^2 + 4nm + n + m$
$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}) \mathbf{P}_{k/k-1}$	$n^2 + 2n^2m$
Итого:	$4n^3 + 4m^3 + 4n^2 + 3m^2 + n + m + 6mn^2 + 4nm^2 + 4nm$

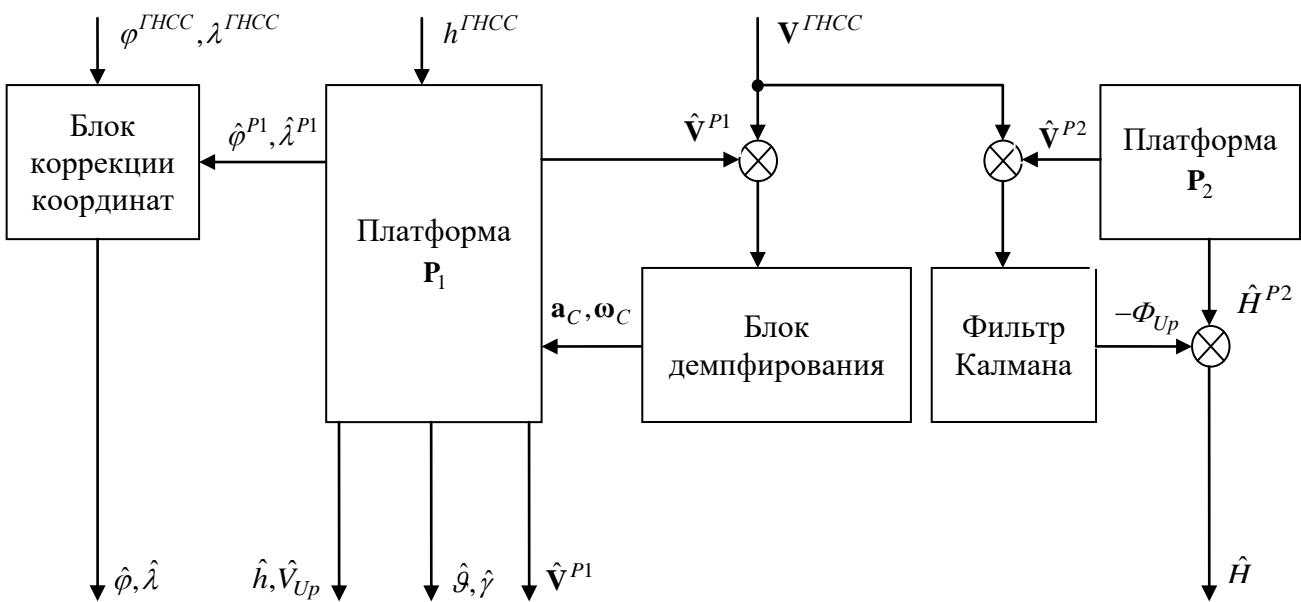


Рисунок 1. Функциональная схема адаптивной многоструктурной коррекции.

*Синтез алгоритма оценивания ошибки по курсу.* Рассматривается синтез фильтра Калмана для оценивания ошибки по курсу. При отсутствии достаточного объема априорной информации о подвекторе  $\mathbf{X}^H$  вектора состояния системы, наиболее простым видится подход, когда влияние  $\mathbf{X}^H$  на подвектор  $\mathbf{X}^I$  выходных ошибок системы заменяется белым шумом:

$$\mathbf{X}_k^I = \Phi_k \mathbf{X}_{k-1}^I + \mathbf{G} \mathbf{W}_k,$$

где  $\mathbf{W}$  — вектор белого шума (шум состояния), которому соответствует ковариационная матрица интенсивности  $\mathbf{Q}^I$ ;  $\mathbf{G} = diag\{T\}, (5 \times 5)$  — матрица шумов состояния. Критерий для поиска оптимальной ковариации шумов состояния основан на соответствии оценки  $\hat{\Phi}_{Up}$  угла  $\Phi_{Up}$  характерному поведению (рис. 2), в соответствии с уравнениями ошибок (1):

$$\Phi_{Up} = \int_0^t \frac{\delta V_E \operatorname{tg} \varphi}{R} dt + \omega_{Up}^{dr} t + \Phi_{Up}(0).$$

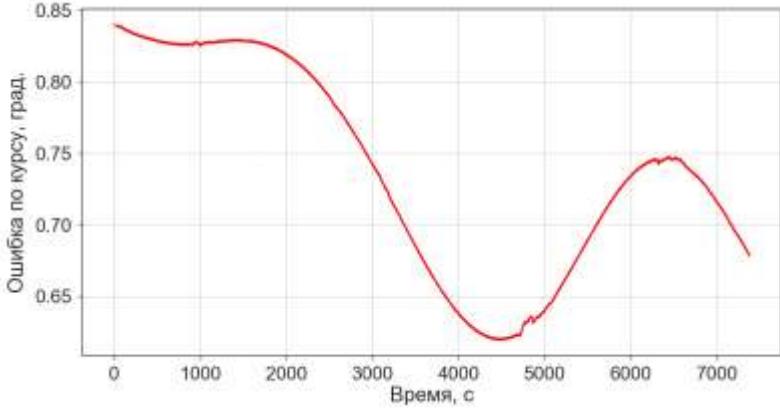


Рисунок 2. Поведение ошибки БИНС по курсу.

Оценку линейного тренда  $\omega_{Up}^{dr} t$  будем искать в виде:

$$\Psi = \hat{\Phi}_{Up} - \int_0^t \frac{(\hat{V}_E - V_E^{GHCC})}{R} \operatorname{tg} \hat{\phi} dt.$$

В качестве критерия воспользуемся величиной среднеквадратического отклонения оценки линейного тренда  $\Psi$  от аппроксимирующего полинома первого порядка, найденного с помощью метода наименьших квадратов (МНК):

$$J_H = M \{ (\Psi^{MNHK} - \Psi)^2 \}. \quad (4)$$

Оптимальное значение  $\mathbf{Q}^I$  принадлежит интервалу  $[\mathbf{Q}_{\min}^I, \mathbf{Q}_{\max}^I]$ , определяемому граничными значениями дисперсий  $q_i^2$ . В качестве процедуры поиска можно воспользоваться методом перебора с определенным шагом. В процессе перебора определяется оптимальное значение  $\mathbf{Q}^I$ , при котором критерий (4) достигает минимума.

*Поиск коэффициентов демпфирования.* В качестве критерия оптимальности выбранных коэффициентов демпфирования воспользуемся среднеквадратическим отклонением демпфированной скорости  $\hat{\mathbf{V}}^{P1}$  от референсной скорости  $\mathbf{V}^{GHCC, Peф} = [V_E^{GHCC, Peф} \quad V_N^{GHCC, Peф}]^T$ :

$$J_V = \operatorname{tr}(M \{ (\hat{\mathbf{V}}^{P1} - \mathbf{V}^{GHCC, Peф})(\hat{\mathbf{V}}^{P1} - \mathbf{V}^{GHCC, Peф})^T \}). \quad (5)$$

В качестве референсных скоростей  $V_E^{GHCC, Peф}, V_N^{GHCC, Peф}$  воспользуемся сигналами соответствующих проекций скорости  $\mathbf{V}^{GHCC} = [V_E^{GHCC} \quad V_N^{GHCC}]^T$  ГНСС, в которых компенсировано запаздывание путем сдвига сигналов по оси времени влево на величину запаздывания  $\hat{\tau}$ . Рассматривается способ оценки запаздывания.

*Коррекция координат* осуществляется на основе оценивания остаточных ошибок фильтром Калмана, по модели

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_k,$$

где  $\mathbf{X} = [\delta\varphi \quad \delta\lambda]^T$  – вектор состояния,  $\mathbf{W}_k$  – белый шум. Измерениями служат рассогласования БИНС по координатам относительно ГНСС. Показано, что ковариацию шума состояния рационально вычислить с использованием СКО ошибок ГНСС и соответствующих элементов ковариации шума из алгоритма оценивания ошибки по курсу.

**Четвертая глава** содержит результаты тестирования предложенной схемы адаптивной многоструктурной коррекции. Для получения синтетических данных использовалась программа моделирования полета ЛА Cessna 172. Натурные данные были получены при поддержке ООО «ТеКнол» и ГНЦ РФ АО «Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова».

Приведены результаты поиска  $\mathbf{Q}^I$  в задаче коррекции курса БИНС (таблицы 2, 3). Критерий (4) достиг минимума при близких значениях  $\mathbf{Q}^I$  в большинстве натурных и имитационных данных. Оценка ошибки по курсу, соответствующая оптимальным настройкам, является наиболее состоятельной, судя по отклонению от истинного значения  $\sigma(\delta H)$ .

Таблица 2.  
Результаты поиска  $\mathbf{Q}^I$  по имитационным данным.

	Количество реализаций при различных значениях оптимальной ковариационной матрицы входного шума								
	$\mathbf{Q}_0$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^2}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^3}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^4}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^5}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^6}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^7}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^8}$
Полет №1	2	1	7	31	9	0	0	0	0
Полет №2	1	1	20	21	7	0	0	0	0
Полет №3	1	0	7	36	4	2	0	0	0
<b>Всего</b>	<b>4</b>	<b>2</b>	<b>34</b>	<b>88</b>	<b>20</b>	<b>2</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>
$\sigma(\delta H)$ , град.	0,62	0,29	0,08	0,05	0,11	0,24	0,57	0,83	1,21

Таблица 3.  
Результаты поиска  $\mathbf{Q}^I$  по натурным данным.

	Количество реализаций при различных значениях оптимальной ковариационной матрицы входного шума								
	$\mathbf{Q}_0$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^2}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^3}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^4}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^5}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^6}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^7}$	$\frac{\mathbf{Q}_0}{3^8}$
ИНС-1	0	0	3	7	11	6	0	0	0
ИНС-2	0	0	2	6	3	1	0	0	0
<b>Всего</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>5</b>	<b>13</b>	<b>14</b>	<b>7</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>0</b>

Влияние интенсивности шумов состояния на оценку демонстрируется рисунком 3 на примере натурных данных.

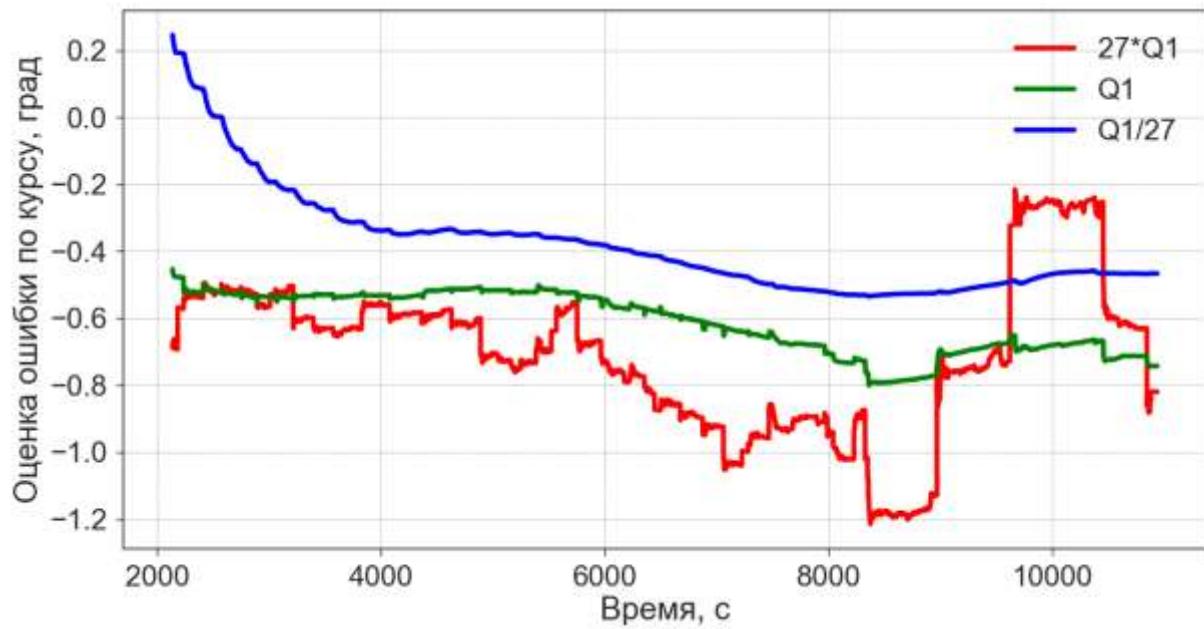


Рисунок 3. Влияние интенсивности шумов состояния на оценку ошибки по курсу, Q1 - оптимальное значение. Натурные данные.

В некоторых случаях была доступна эталонная система ориентации, что позволило сделать вывод о состоятельности коррекции курса. В других случаях вывод основан на уменьшении составляющих ошибок скорости, вызванных ошибкой по курсу (рис. 4).

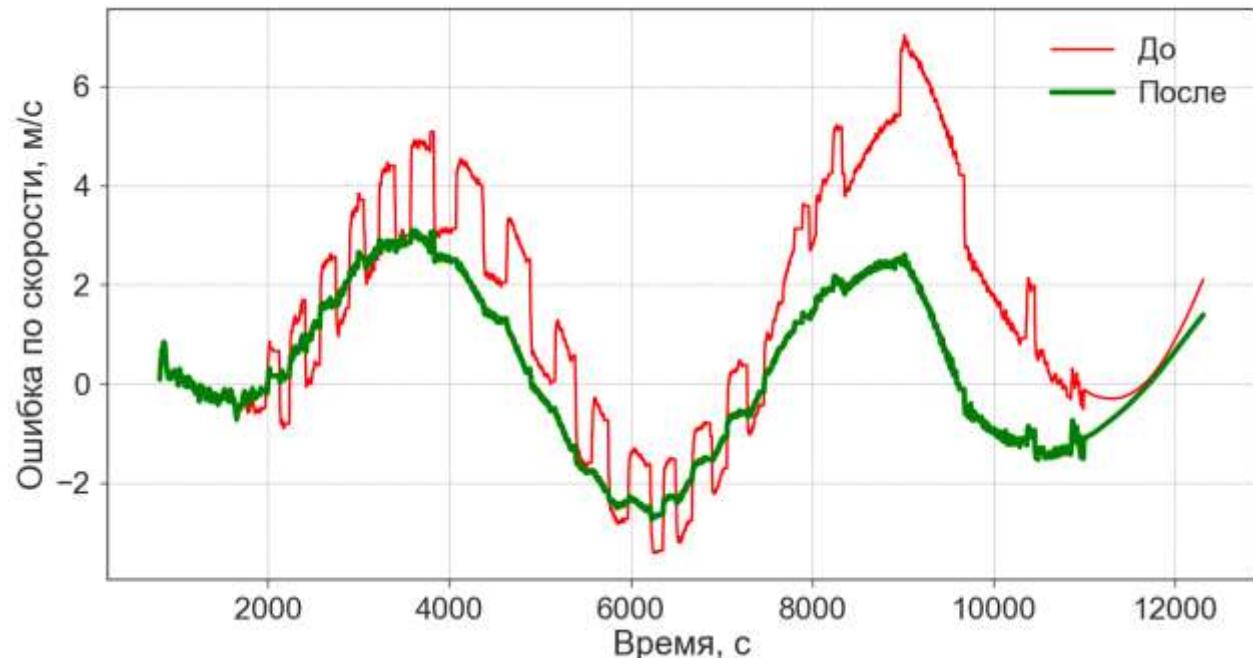


Рисунок 4. Влияние коррекции курса на ошибку по скорости. Натурные данные.

Приведены результаты поиска коэффициента демпфирования  $K_1$  (таблицы 4, 5). Критерий (5) достиг минимума при близких значениях  $K_1$  в большинстве натурных и имитационных данных.

Таблица 4.

Результаты поиска  $K_1$ . Имитационные данные.

	Число реализаций при различных значениях оптимальной жесткости обратной связи								
Итерации	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$K_1$	0,6	0,36	0,22	0,13	0,078	0,047	0,028	0,017	0,010
Полет 1	0	0	0	0	12	27	11	0	0
Полет 2	0	6	7	5	0	1	28	3	0
Полет 3	0	0	0	2	6	30	12	0	0
<b>Всего</b>	<b>0</b>	<b>6</b>	<b>7</b>	<b>7</b>	<b>18</b>	<b>58</b>	<b>51</b>	<b>3</b>	<b>0</b>
$\sigma(\delta V)$ , м/с	2,53	0,87	0,37	0,29	0,20	0,14	0,16	0,24	0,30

Таблица 5.

Результаты поиска  $K_1$ . Натурные данные.

	Число реализаций при различных значениях оптимальной жесткости обратной связи								
Итерации	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$K_1$	0,6	0,36	0,22	0,13	0,078	0,047	0,028	0,017	0,010
ИНС 1	0	0	0	2	8	15	2	0	0
ИНС 2	0	0	1	3	7	1	0	0	0
<b>Всего</b>	<b>0</b>	<b>0</b>	<b>1</b>	<b>5</b>	<b>15</b>	<b>16</b>	<b>2</b>	<b>0</b>	<b>0</b>
$\sigma(\delta V)$ , м/с	1,71	0,89	0,45	0,35	0,31	0,27	0,44	0,68	1,20

Влияние коэффициента демпфирования на отклонение демпфированной скорости от референсной скорости демонстрируется на рис. 5.

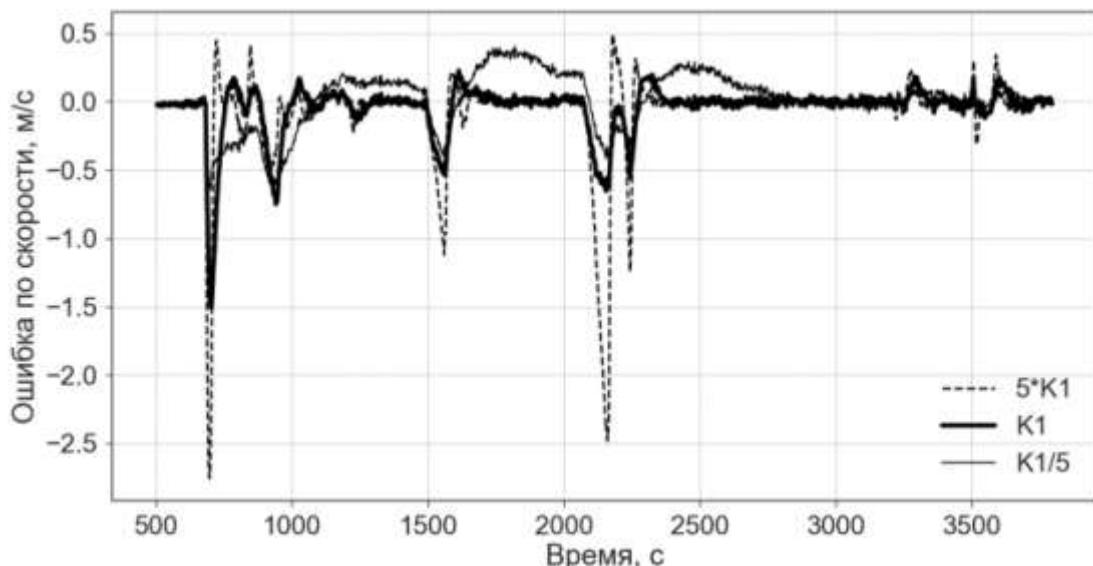


Рисунок 5. Влияние коэффициента демпфирования на ошибку по скорости,  $K_1$  – оптимальное значение. Имитационные данные.

В главе приведены также результаты коррекции остаточных ошибок координат демпфированной системы, а также множество графиков, показывающих состоятельность коррекции по натурным данным.

**В заключении** сформулированы результаты, полученные в диссертационной работе.

## **ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ И ПРАКТИЧЕСКИЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Рассмотрены трудности, связанные с использованием существующих схем редуцированных фильтров Калмана в алгоритмах коррекции БИНС. Основное неудобство использования заключается в том, что для синтеза таких алгоритмов требуется знать параметры стохастических процессов погрешностей чувствительных элементов, что на практике означает проведение большого объема исследований, предваряющих разработку БИНС.

2. Сформулирована задача настройки демпфирования БИНС по скорости, рассмотрены достоинства и недостатки демпфирования.

3. Разработана схема адаптивной многоструктурной коррекции БИНС с помощью одноантенного приемника ГНСС. Схема состоит из нескольких алгоритмов, корректирующих определенные группы выходных параметров (скорость, координаты, углы ориентации). Алгоритмы коррекции адаптированы к нестабильному измерительному шуму, возникающему при отсутствии аппаратной синхронизации ГНСС и БИНС.

4. Разработан способ настройки фильтра Калмана для оценивания ошибки БИНС по курсу. Способ требует минимального объема априорной информации и удобен для использования при подготовке серии однотипных систем. Для поиска оптимальных настроек сформулирован критерий, основанный на характерном поведении ошибки по курсу.

5. Разработан способ настройки демпфирования ошибок БИНС, при котором коэффициенты демпфирования выбираются исходя из среднеквадратичного отклонения демпфированной скорости относительно скорости ГНСС. В последней компенсировано запаздывание, возникающее по причине отсутствия аппаратной синхронизации ГНСС и БИНС. Рассмотрен способ оценки запаздывания сигналов ГНСС. Предложен способ компенсации остаточных ошибок координат.

6. Предложенная схема адаптивной многоструктурной коррекции и способы ее настройки протестированы на имитационных и натурных данных. Результаты тестирования показали эффективность алгоритмов коррекции, а также состоятельность оптимальных параметров демпфирования и оценивания.

7. Ценность разработанных алгоритмов многоструктурной коррекции состоит в упрощении синтеза слабосвязанной интеграции БИНС и ГНСС при неполном стохастическом описании погрешностей чувствительных элементов, а также при отсутствии аппаратной синхронизации между БИНС и ГНСС.

**Основные результаты диссертации изложены в следующих публикациях:**

1. Егоров Ю.Г., Mkrtchyan V.I. Метод поиска ковариации шумов состояния в задаче оценивания ошибки БИНС по курсу // Авиакосмическое приборостроение. 2021. №1. С. 3 -11. (0,85 п.л./0,45 п.л.)
2. Егоров Ю.Г., Mkrtchyan V.I. Метод поиска ковариации шумов состояния в задаче оценивания ошибки инерциальной навигационной системы по курсу // Автоматизация в промышленности. 2021. №1. С. 13-15. (0,4 п.л./0,2 п.л.)
3. Mkrtchyan V.I., Pazychev D.B. Адаптивный субоптимальный фильтр Калмана в задаче выставки БИНС // Известия Тульского Государственного Университета. Технические науки. 2018. №5. С. 60-73. (0,94 п.л./0,5 п.л.)
4. Mkrtchyan V.I. Настройка фильтра Калмана для оценивания ошибки БИНС по курсу // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. 2018. № 6. С. 24-28. (0,75 п.л./0,75 п.л.)
5. Mkrtchyan V.I. Настройка коэффициента демпфирования ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы по скорости // Автоматизация в промышленности. 2018. №7. С. 53-55. (0,4 п.л./0,4 п.л.)
6. Sal'ychev O.S., Mkrtchyan V.I. Подходы к выставке на подвижном основании для бесплатформенной инерциальной навигационной системы авиационного типа различного класса точности // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. №11 (83). С. 1-10. (0,95 п.л./0,5 п.л.)
7. Egorushkin A.YU., Mkrtchyan V.I. Повышение точности автономной навигации наземных подвижных объектов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 4(52). С. 1-12. (1 п.л./0,5 п.л.)
8. Egorushkin A.YU., Mkrtchyan V.I. Коррекция углов ориентации в бесплатформенных инерциальных навигационных системах // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. №8(68). С. 1-12. (1 п.л./0,5 п.л.)