

На правах рукописи

НГУЕН ДИНЬ ТХАЙ

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ
СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ
АНОМАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ**

Специальность 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка
информации (в технических системах)

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2017

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: **Неусыпин Константин Авенирович**
Доктор технических наук, профессор
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Никифоров Виталий Меркурьевич**
Доктор технических наук, профессор
Начальник отдела организационно-методической координации научных функций, ФГУП НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина

Шелагурова Марина Сергеевна
Кандидат технических наук,
Начальник сектора научно-исследовательского отдела по разработке программных продуктов АО «РПКБ»,
доцент кафедры филиала «Стрела» МАИ

Ведущая организация: **НИИ обработки аэрокосмических изображений Рязанского государственного радиотехнического университета**

Защита состоится «12» декабря 2017 г. в 14 час 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.02 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, д. 10, факультет «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 613м.

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

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные гербовой печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.02.

Автореферат разослан «___» _____ 2017 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.141.02
кандидат технических наук, доцент

И.В. Муратов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Определение навигационных параметров различных динамических объектов, в частности летательных аппаратов (ЛА), осуществляется с помощью измерительных систем, которые базируются на борту ЛА, других динамических объектах и наземного базирования. Одной из основных измерительных систем ЛА является инерциальная навигационная система (ИНС). Современные ИНС отличаются различными конструкциями, но все они имеют погрешности, которые с течением времени функционирования ИНС накапливаются, что приводит к снижению точности определения навигационных параметров. Для повышения точности ИНС применяются различные схемы коррекции. Самыми эффективными являются схемы коррекции, предусматривающие использование дополнительных измерительных систем, например спутниковых навигационных систем (СНС).

Сигналы СНС содержат ошибки, обусловленные слабой помехозащищенностью канала передачи информации. Они могут быть вызваны целым рядом факторов от местонахождения до неблагоприятных погодных условий. Некоторые источники ошибок возникающих при работе СНС являются трудно устранимыми.

На точность СНС существенное влияние оказывают ошибки, возникающие при выполнении процедуры измерений. Природа этих ошибок различна: неточное определение времени; ошибки вычисления орбит; инструментальная ошибка приемника; многопутность распространения сигнала; ионосферные задержки сигнала; тропосферные задержки сигнала; геометрическое расположение спутников, а также пассивные и активные помехи противника. В процессе работы СНС 10-30% результатов измерений оказываются аномальными (искаженными) и их необходимо корректировать. Измерительные сигналы содержат одиночные аномальные выбросы, короткие пачки выбросов и пачки аномальных измерений большой длительности. Для компенсации влияния аномальных измерений используют адаптивные фильтры Калмана, медианный фильтр, процедуру Тьюки 53X, алгоритм скользящего среднего, методы имитационного моделирования.

Большой вклад в решение проблемы обработки навигационной информации в условиях аномальных измерений СНС, а также при потере информационного контакта с СНС внесли Антонович К.М., Гречкосеев А.К., Денисов В.П., Ключин Е.Б., Кокорин В.М., Микешина Н.Г., Толстиков А.С., B.Remondi, G. Blewitt, S.B. Bisnath, P.A. Gross, A. Leick, R. Landley, P. Tennissen, C. Rizos, M. Braasch и др.

Дальнейшее повышение точности навигационных определений в режимах совместной работы ИНС и СНС, а также кратковременного и долговременного отсутствия сигнала от СНС представляет собой актуальную задачу.

При коррекции навигационных систем ЛА используется комплексная обработка информации (КОИ), включающая алгоритмы оценивания, например фильтр Калмана.

В условиях устойчивой работы СНС точность ИНС с КОИ сопоставима с точностью СНС и может даже уступать ей.

В связи с этим обстоятельством является актуальной задача оценки эффективности применения КОИ для коррекции навигационной информации от ИНС. Для оценки эффективности необходимо разработать критерий, с помощью которого можно принять решение об использовании ИНС, СНС и КОИ или только СНС в качестве источника информации при управлении ЛА.

Таким образом, выделены актуальные проблемы, которые целесообразно решить в процессе диссертационного исследования:

1. Разработать алгоритмы обработки информации корректируемых навигационных систем ЛА в условиях аномальных измерений, а также при потере информационного контакта с внешним измерителем.
2. Разработать идентификатор эффективности КОИ в полете.

Объект исследования. В качестве основного объекта исследования в диссертации рассматриваются инерциальные навигационные системы атмосферных ЛА.

Предметом исследования являются модели погрешностей навигационных систем, алгоритмы обработки информации навигационных систем и алгоритмы построения моделей погрешностей ИНС в автономном режиме, а также способ оценивания эффективности обработки навигационной информации на борту ЛА.

Целью работы является разработка и исследование алгоритмов коррекции ИНС ЛА в условиях аномальных измерений, а также критериев оценки эффективности алгоритмов обработки информации на борту ЛА.

Для достижения поставленной цели решаются следующие основные задачи:

1. Исследование особенностей схем алгоритмической компенсации погрешностей навигационных систем ЛА.
2. Разработка алгоритмов оценивания в схеме коррекции ИНС в условиях аномальных измерений.
3. Разработка критерия оценки эффективности алгоритмов обработки навигационной информации в полете.
4. Разработка алгоритмов компенсации погрешностей и критерия эффективности алгоритмической коррекции ИНС в автономном режиме.

Методы исследования. При решении сформулированных задач использовались методы теории автоматического управления, навигационных систем, системного анализа, метод самоорганизации, методы математического моделирования и программный пакет MATLAB.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Результаты анализа существующих схем алгоритмической коррекции ИНС с использованием внешнего датчика информации. Выявлены

особенности режимов коррекции, специфические особенности систем СНС.

2. Разработан алгоритм оценивания погрешностей ИНС в условиях аномальных измерений.
3. Разработан релейный алгоритм коррекции ИНС в автономном режиме с помощью прогнозирующих моделей погрешностей.
4. Предложены критерии оценки эффективности алгоритмического обеспечения ИНС в полете с использованием текущей информации, а также прогноза.

Практическая значимость результатов исследования. Использование разработанного алгоритма оценивания позволило осуществлять высокоточную коррекцию навигационной информации ИНС в условиях наличия в измерениях аномальных выбросов. При временном пропадании сигналов СНС или их исчезновении в алгоритмическом обеспечении ИНС используется прогнозирование измерительного сигнала, полученного в условиях устойчивой работы СНС с помощью алгоритма самоорганизации. Разработанный алгоритм построения прогнозирующей модели погрешностей ИНС позволяет проводить коррекцию в автономном режиме при отсутствии текущей информации от СНС.

Для определения эффективности КОИ в полете предложен критерий оценивания эффективности КОИ, предполагающий использование априорных данных летного эксперимента, а для определения СКО КОИ предложено использовать информацию, получаемую в полете с помощью алгоритма фильтрации, а также прогнозные значения погрешностей ИНС.

Результаты диссертации использованы в учебном процессе кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Достоверность и обоснованность научных положений и результатов подтверждены корректным использованием методов и алгоритмов теории управления, а также достаточным объемом численного моделирования и полученными непротиворечивыми результатами, которые согласуются с известными данными, опубликованными в открытой печати.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту. Алгоритмическое обеспечение схем коррекции ИНС, базирующееся на линейном фильтре Калмана, модифицированном с учетом использования аномальных измерений, а также релейный алгоритм коррекции, который применяется для построения прогнозирующих моделей погрешностей ИНС различного уровня подробности.

Критерии оценки эффективности КОИ основаны на использовании значений ковариационной матрицы ошибок оценивания фильтра Калмана, а также прогнозных значениях погрешностей ИНС.

Апробация работы. Результаты исследований докладывались и обсуждались на: международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования» (Москва, 2014); втором международном симпозиуме «Современные аспекты фундаментальных наук» (Москва, 2015 г.); международной научно-практической конференции

«Теоретические и практические исследования XXI века» (Москва, 2014 г.); международной научно-практической конференции «Информационные технологии в современном мире» (Дедовск МО, 2016 г.); международной научно-практической конференции «Актуальные вопросы фундаментальных наук» (Дедовск МО, 2016 г.); XL академических чтениях по космонавтике «Актуальные проблемы российской космонавтики» (Москва, 2016 г.); Вьетнамо-Российской международной научной конференции (Ханой, 2015 г.); научном семинаре кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 15 научных работ, из них 6 статей в журналах, входящих в Перечень ВАК Минобрнауки РФ, объемом 5,8 п.л./ 3.2 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы. Текст диссертации изложен на 148 машинописных страницах, содержит 35 рисунков. Список литературы содержит 95 источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В первой главе диссертации рассмотрены навигационные системы ИНС и СНС, их особенности и погрешности.

Сигналы СНС содержат ошибки, обусловленные слабой помехозащищенностью канала передачи информации. Они могут быть вызваны целым рядом факторов – от местонахождения до неблагоприятных погодных условий. Сравнение сигналов ИНС и СНС позволяет выделить смесь ошибок этих систем путём вычитания одних показаний из других. Сигнал, пропорциональный этим ошибкам, используется в качестве входного сигнала алгоритма оценивания или прогнозирования. В практических приложениях часто встречаются случаи, когда внешние измерения недоступны для использования. Такие ситуации возникают при невозможности использования внешних систем из-за возникновения пассивных или активных помех, функционирования ЛА в зонах, где внешний сигнал недоступен и др.

Компенсацию погрешностей измерительных сигналов можно осуществлять с помощью алгоритмов прогноза. Погрешности сигналов прогнозируются и компенсируются в выходной информации системы.

Для осуществления прогноза необходимо иметь модель погрешностей исследуемой измерительной системы. В условиях полета при исчезновении полезного сигнала осуществляется построение модели с помощью информации, полученной в процессе устойчивой работы СНС.

Рассмотрены модели погрешностей ИНС и СНС. Сформулирована постановка задачи диссертационного исследования.

Вторая глава посвящена исследованию алгоритмов оценивания и построения прогнозирующих моделей погрешностей ИНС.

Исследован процесс алгоритмической коррекции ИНС от СНС с помощью алгоритма оценивания. Разработан адаптивный алгоритм оценивания,

способный функционировать с учетом особенностей СНС. Схема коррекции ИНС представлена на Рис. 1.

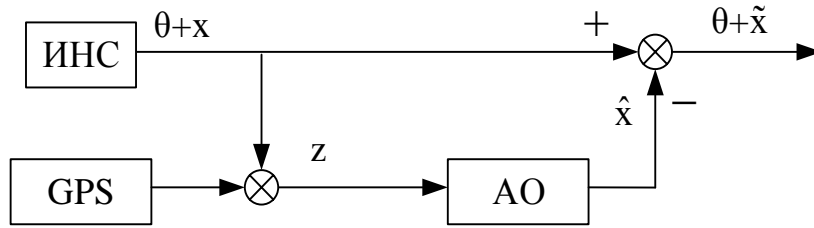


Рис. 1. Схема коррекции ИНС с внешним источником информации СНС

На Рис. 1 введены следующие обозначения: АО – алгоритм оценивания; θ – истинная навигационная информация; x – вектор погрешностей ИНС; \hat{x} – оценки погрешностей ИНС; \tilde{x} – ошибки оценивания.

В качестве алгоритмов коррекции часто используются различные алгоритмы оценивания для вычисления погрешностей измерительных систем.

Рассмотрена линейная система вида:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + w_{k-1} \quad (1)$$

где x_k – вектор состояния; Φ – матрица модели; w_k – вектор входного возмущения.

Входные возмущения предполагаются r -мерным дискретным аналогом гауссового белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей $M[W_j W_k^T] = Q_k \delta_{j,k}$, где Q_k – неотрицательно определённая матрица; $\delta_{j,k}$ – символ Кронекера.

Часть вектора состояния измеряется:

$$z_{k+1} = H x_{k+1} + V_{k+1} \quad (2)$$

Здесь z_{k+1} – вектор измерений; V_{k+1} – m -вектор ошибок измерения; H – матрица измерений. Ошибки измерений предполагаются дискретным аналогом гауссового белого шума, для которого $M[V_{k+1}] = 0$; $M[V_j V_{k+1}^T] = R_{k+1} \delta_{j,k+1}$; R_{k+1} – неотрицательно определенная матрица.

Ошибки измерения и входные возмущения некоррелированы.

В практических приложениях априорная информация о статистических характеристиках входного и измерительного шумов достоверно неизвестна, что может приводить к расходящемуся процессу оценивания. Поэтому для коррекции ИНС от СНС используют адаптивные алгоритмы оценивания, являющиеся модификациями фильтра Калмана.

Адаптивный алгоритм оценивания, способный функционировать в условиях отсутствия достоверной статистической информации о входном шуме с жесткой обратной связью по обновляемой последовательности и имеет вид:

$$\begin{aligned} \hat{x}_k &= \Phi \hat{x}_{k-1} + K_k v_k \\ v_k &= z_k - H \Phi \hat{x}_{k-1} \\ P_{k/k-1} &= \Phi P_{k-1} \Phi^T + K_{k-1} v_k v_k^T K_{k-1}^T \\ K_k &= P_{k/k-1} H^T [H P_{k/k-1} H^T + R]^{-1} \\ P_k &= (I - K_k H) P_{k/k-1} \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $P_{(k+1)/k}$ – априорная ковариационная матрица ошибок оценивания; P_{k+1} – апостериорная ковариационная матрица ошибок оценивания.

В адаптивном алгоритме оценивания, который способен функционировать в отсутствии априорной информации о статистических характеристиках входного и измерительного шумов, матрица усиления имеет следующий вид:

$$K_{k+1} = \begin{cases} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [M(v_{k+1} v_{k+1}^T)]^{-1} & \text{при } \text{diag}[M(v_{k+1} v_{k+1}^T)] > \text{diag} H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T \\ P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T]^{-1} & \text{при } \text{diag}[M(v_{k+1} v_{k+1}^T)] \leq \text{diag} H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T \end{cases} \quad (4)$$

Модификация алгоритма оценивания в условиях аномальных измерений. При восстановлении работоспособности системы СНС появление сигналов часто сопровождается возникновением аномальных выбросов в измерениях. Поэтому при использовании схемы Рис.1 в алгоритме оценивания ошибки резко возрастают. Снижение точности оценивания обусловлено аномальными измерениями. Аномальные измерения существенно превышают по уровню измерения информационной выборки. Для выявления аномальных измерений в алгоритме оценивания обычно используют критерий вида:

$$\text{tr}(v_k v_k^T) \leq \gamma \cdot \text{tr}[H P_{k/k-1} H^T + R] \quad (5)$$

Здесь γ – коэффициент уровня аномальных измерений, tr – обозначение следа матрицы.

В известных алгоритмах КОИ обычно предлагается при появлении аномального измерения обнулять матрицу усиления алгоритма оценивания. С помощью обнуления матрицы усиления предотвращается проникновение аномального измерения в оценку вектора состояния.

$$K_k = \begin{cases} P_{k/k-1} H^T [H P_{k/k-1} H^T + R]^{-1} & \text{при } \text{tr}(v_k v_k^T) \leq \gamma \cdot \text{tr}[H P_{k/k-1} H^T + R] \\ 0 & \text{при } \text{tr}(v_k v_k^T) > \gamma \cdot \text{tr}[H P_{k/k-1} H^T + R] \end{cases} \quad (6)$$

Такой релейный выбор матрицы усиления позволяет полностью исключить проникновение аномальных измерений в оценку вектора состояния. Однако при появлении целой последовательности аномальных измерений точность оценивания существенно снижается вследствие того, что при вычислении оценки используется лишь прогнозные значения. Прогноз рассчитывается на основе априорной модели:

$$\hat{x}_{k+1} = \Phi \hat{x}_k \quad (7)$$

Повысить точность оценивания можно не исключая аномальные измерения из процесса формирования оценки, а путем ограничения аномальных измерений. В случае, когда критерий сигнализирует о появлении аномального измерения, предлагается использовать вместо обновляемой последовательности ее ограниченное значение. Тогда уравнение оценки будет иметь следующий вид:

$$\hat{x}_{k+1} = \Phi \hat{x}_k + K_k [\gamma (H P_{k/k-1} H^T + R)]^{1/2} \quad (8)$$

В этой формуле для коррекции прогноза на каждом шаге, в котором выявлено аномальное измерение, используется не обновляемая последовательность, а ее теоретически предсказанное значение, увеличенное до критического уровня. В формуле (8) априорная ковариационная матрица

ошибок оценивания вычисляется прогнозированием на основе последней короткой выборки включающей значения этой матрицы в условиях устойчивой работы СНС. Таким образом, разработанный адаптивный алгоритм оценивания имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 v_k &= z_k - H\Phi_{k,k-1}\hat{x}_{k-1} \\
 P_{k/k-1} &= \Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T + K_{k-1}v_kv_k^TK_{k-1}^T \\
 K_k &= \begin{cases} P_{k/k-1}H_k^T[M(\widehat{v_kv_k^T})]^{-1} & \text{при } \text{diag}[M(\widehat{v_kv_k^T})] > \text{diag}H_kP_{k/k-1}H_k^T \\ P_{k/k-1}H_k^T[H_kP_{k/k-1}H_k^T]^{-1} & \text{при } \text{diag}[M(\widehat{v_kv_k^T})] \leq \text{diag}H_kP_{k/k-1}H_k^T \end{cases} \\
 \hat{x}_k &= \begin{cases} \Phi\hat{x}_{k-1} + K_kv_k & \text{при } \text{tr}(v_kv_k^T) \leq \gamma \cdot \text{tr}[HP_{k/k-1}H^T + R] \\ \Phi\hat{x}_{k-1} + K_k[\gamma_k HP_{k/k-1}H^T + R]^{1/2} & \text{при } \text{tr}(v_kv_k^T) > \gamma \cdot \text{tr}[HP_{k/k-1}H^T + R] \end{cases} \quad (9) \\
 P_k &= (I - K_kH)P_{k/k-1} \\
 M(\widehat{v_kv_k^T}) &= \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (v_jv_j^T)
 \end{aligned}$$

Коррекция ИНС при исчезновении сигналов СНС. В условиях смены рабочего созвездия или при возникновении сильных активных и пассивных помех использовать сигналы СНС для коррекции ИНС не представляется возможным. В этом случае прогнозируют исчезнувшие сигналы - для коррекции используют последние значения сигналов СНС, априорные модели погрешностей ИНС и др. Схема коррекции ИНС в автономном режиме представлена на Рис. 2.

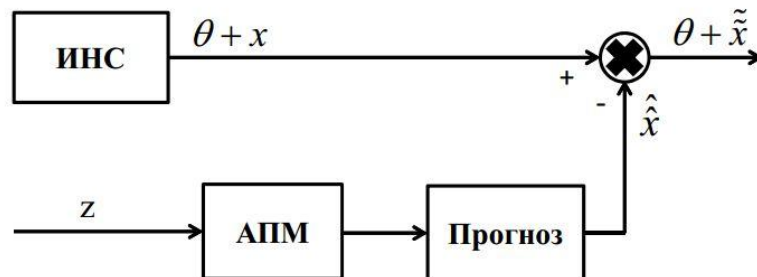


Рис.2. Схема коррекции ИНС в автономном режиме
АПМ– алгоритм построения модели; \hat{x} - прогноз ошибок ИНС.

Для получения более высокой точности коррекции ИНС целесообразно использовать прогнозирующие линейные тренды, линию скользящего среднего, которая сглаживает случайные флуктуации и прослеживает тенденцию изменения данных.

Классические тренды имеют невысокую точность, особенно в условиях интенсивного маневрирования ЛА. Поэтому применять классические тренды в практических приложениях можно лишь только для краткосрочного прогнозирования погрешностей ИНС.

Исследован способ коррекции ИНС при исчезновении сигналов СНС неизвестной длительности. Рассмотрены случаи пропадания сигналов СНС различной длительности и использования для коррекции ИНС линейных и

нелинейных прогнозирующих моделей. Линейные модели строятся с помощью линейных трендов, а нелинейные – алгоритмами самоорганизации.

Разработан релейный алгоритм коррекции ИНС в автономном режиме, который имеет вид:

$$\hat{x}_k = \begin{cases} \hat{x}_{k-1} \text{ при } T_0 < t \leq T_1 \\ kt + d \text{ при } T_1 < t \leq T_2 \\ \hat{x}_{k+j} + c, \quad \text{где } c = \sum_{i=1}^2 w_i \hat{x}_{k-1} \text{ при } T_2 < t \leq T_3 \\ A_{1mk} \sin(\omega t_k + P_{1k}) + A_{2mk} \cos(\omega t_k + P_{2k}) \text{ при } T_3 < t \leq T_4 \\ k + j \in [T_2, T_3] \end{cases} \quad (10)$$

Нелинейная модель, полученная с помощью алгоритма самоорганизации. Для построения модели ошибок ИНС целесообразно выбрать нелинейные функции:

$$\hat{x}_{2k} = A_{1mk} \sin(\omega t_k + P_{1k}) + A_{2mk} \cos(\omega t_k + P_{2k}) \quad (11)$$

где A_{1m}, P_1, A_{2m}, P_2 - амплитуды и фазы гармонических составляющих, которые подобраны методом самоорганизации. Все величины и параметры определяются в зависимости от момента времени t_k .

$\hat{x}_{ik}, i = \overline{1, 2}$ – являются линейным трендом и комбинирующей нелинейной функцией, w_i – весовой коэффициент, определяемый в зависимости от длительности прогноза. Моменты времени $T_1 \dots T_4$ определяются в зависимости от типа ЛА, режима полета и возможностей бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ).

В третьей главе представлены критерии оценки эффективности использования КОИ на борту ЛА. Исследованы критерии оценки эффективности применения КОИ при использовании ИНС, корректируемой с помощью СНС. Эффективность проведения коррекции обычно оценивается на основе анализа результатов летных экспериментов.

Критерии оценки эффективности КОИ на основе материалов летного эксперимента. В практических приложениях применяются критерии и методы оценивания эффективности алгоритмов КОИ на основе материалов летных испытаний. Анализируются точностные характеристики схемы коррекции ИНС и СНС на основе обработки информации, полученной в процессе летного эксперимента.

Представлены известные критерии оценивания эффективности КОИ после проведения летных испытаний и наземной обработки полученной информации. Оцениваются параметры распределения погрешностей СНС и КОИ с помощью методов статистического оценивания. Для получения достоверной оценки среднеквадратического отклонения (СКО) по малой выборке значений погрешности применяется метод последовательного анализа.

В качестве критериев оценки эффективности используются коэффициенты эффективности, фильтрации и смещения оценки, которые

вычисляются для каждого навигационного параметра.

Обоснованность использования КОИ сохраняется до тех пор, пока их точность больше или соизмерима с параметрами СНС.

Известные критерии эффективности оценки КОИ имеют существенные недостатки. При превышении погрешностей КОИ уровня погрешностей СНС коэффициенты эффективности становятся отрицательными величинами. Коэффициент смещения оценки может достигать больших величин и оценка эффективности с помощью этого критерия становится несостоятельной.

Другим способом определения эффективности КОИ разработанным Татуевым А. И. является вычисление коэффициента $K_э$ точностной эффективности в виде отношения СКО погрешности СНС к СКО погрешности КОИ (ИНС, СНС, алгоритм фильтрации).

$$K_э = \frac{\sigma_{СНС}}{\sigma_{КОИ}} \quad (12)$$

Коэффициент эффективности $K_э$ вычисляется отдельно для каждого навигационного параметра. Если величина $K_э$ для исследуемого параметра будет больше 1, то следует признать КОИ эффективной в определении этого параметра. При $K_э < 1$ использование КОИ неэффективно для вычисления исследуемого параметра. Анализ значений коэффициента $K_э$ эффективности проводится по формуле (12) с использованием величин СКО погрешности СНС и КОИ, полученным в процессе летного эксперимента с некоторой ошибкой. Поэтому если оцененное значение коэффициента $K_э$ эффективности окажется близким к 1, то можно считать, что КОИ не изменяет уровень погрешности корректора в определении данного параметра.

Представленные критерии эффективности КОИ предполагают наличие данных летных экспериментов, проведение которых является трудоемким и дорогостоящим мероприятием. Полученные априорные данные могут не совпадать с данными в каждом конкретном полете из-за меняющейся ситуации и условий полета.

Критерий оценки эффективности КОИ в полете. В процессе полета уровень погрешностей СНС и КОИ зависит от условий функционирования измерительных систем, режима полета и др. Оценки точностной эффективности применения КОИ, полученные по результатам анализа данных летного эксперимента в условиях конкретного полета ЛА могут быть неадекватными. Поэтому целесообразно разработать критерий оценки эффективности применения КОИ с использованием текущей информации, полученной на борту ЛА.

Базовым алгоритмом рассматриваемой системы КОИ является алгоритм оценивания, например адаптивный фильтр, разработанный в главе 2.

В полете для оценки эффективности КОИ можно воспользоваться структурой критерия (12).

В процессе обработки данных летного эксперимента может быть оценено СКО $\sigma_{СНС}$ погрешности СНС при определении местоположения и скорости ЛА.

Для определения величины (12), характеризующей эффективность

применения КОИ, необходимы вычисления погрешностей СНС и КОИ. Для определения СКО КОИ в полете можно использовать дисперсию каждого оцениваемого параметра вектора состояния, который вычисляется с помощью алгоритма фильтрации на борту ЛА. Дисперсии ошибок оценивания являются диагональными элементами матрицы P .

При использовании скалярного алгоритма фильтрации дисперсия ошибки оценивания определяется в соответствии с выражением:

$$p_{k,k-1}^i = a_{ii}^2(1 - k_{k-1})p_{k-1,k-2}^i + q_{k-1}^i \quad (13)$$

где $q_{k-1}^i = M[(w_{k-1}^i)^2]$ – дисперсия входного шума, которая в практических приложениях неизвестна, и $k_k^i = \frac{p_{k,k-1}^i}{p_{k,k-1}^i + r_k^i}$ – коэффициент усиления фильтра. В условиях отсутствия априорной информации о входном шуме дисперсия ошибки оценивания вычисляется в виде:

$$p_{k,k-1}^i = M[(\theta_k^i)^2] - r_k^i \geq 0 \quad (14)$$

где $p_{k,k-1}^i$ – априорная дисперсия ошибок оценивания и по определению не может быть отрицательной величиной. Однако в процессе фильтрации за счет скудности статистической выборки ($M[(\theta_k^i)^2] \neq M[(\hat{\theta}_k^i)^2]$) может возникнуть ситуация, когда неравенство (14) не будет выполняться. Поэтому, если $M[(\theta_k^i)^2] - r_k^i < 0$, то необходимо полагать $k_k^i = 0$. Действительно, при $M[(\hat{\theta}_k^i)^2] - r_k^i < 0$ ошибка оценивания мала по сравнению с уровнем измерительного шума.

Дисперсия априорной ошибки оценивания определяется адаптивным образом:

$$p_{k,k-1}^i = a_{ii}^2 p_{k-1}^i + (k_{k-1}^i)^2 M[(\theta_k^i)^2] \quad (15)$$

Дисперсия оценивания ошибки при использовании жесткой обратной связи по обновляемому процессу имеет вид:

$$p_{k,k-1}^i = a_{ii}^2 p_{k-1}^i + (k_{k-1}^i)^2 (\theta_k^i)^2 \quad (16)$$

В критерии (12) вместо СКО КОИ используется значение $\sqrt{P_{k+1}}$. Таким образом, сформирован критерий, по которому можно судить об эффективности использования КОИ в полете ЛА.

Таким образом, для определения эффективности КОИ в полете предложен критерий оценивания эффективности КОИ, предполагающий использование априорных данных летного эксперимента для определения СКО СНС, а для определения СКО КОИ предложено использовать информацию, получаемую в полете с помощью алгоритма фильтрации. В условиях исчезновения сигналов СНС информация о текущей ковариационной матрице ошибок оценивания отсутствует, поэтому используются прогнозные значения.

Четвертая глава посвящена экспериментальным исследованиям. Для моделирования использована тестовая математическая модель погрешностей ИНС и типовая модель погрешностей СНС. Модели погрешностей

навигационных систем сформированы с использованием датчиков случайных чисел.

Рассмотрены схемы коррекции ИНС в выходном сигнале с помощью алгоритма оценивания, а также с помощью алгоритма прогноза. Для проверки работоспособности алгоритмов использована математическая модель погрешностей ИНС.

$$x_k = \Phi x_{k-1} + W_{k-1}$$

где

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix}; W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}$$

Здесь δV_k – ошибки ИНС в определении скорости, φ_k – углы отклонения гиростабилизированной платформы (ГСП) от сопровождающего трехгранника, ε_k – скорость дрейфа ГСП; g – ускорение свободного падения; B – смещение нуля акселерометра, $B = 10^{-2}$; R – радиус Земли; T – период дискретизации; β – средняя частота случайного изменения дрейфа; W_{k-1} – дискретный аналог белого гауссового шума.

Представлены результаты математического моделирования ошибок ИНС, оптимального фильтра Калмана, фильтров Калмана с неоптимальным выбором априорных статистических характеристик, а также адаптивных алгоритмов оценивания.

В условиях наличия в измерениях аномальных выбросов ошибки оценивания увеличиваются. Результаты моделирования алгоритмов в условиях аномальных измерений приведены на Рис. 3 – 8.

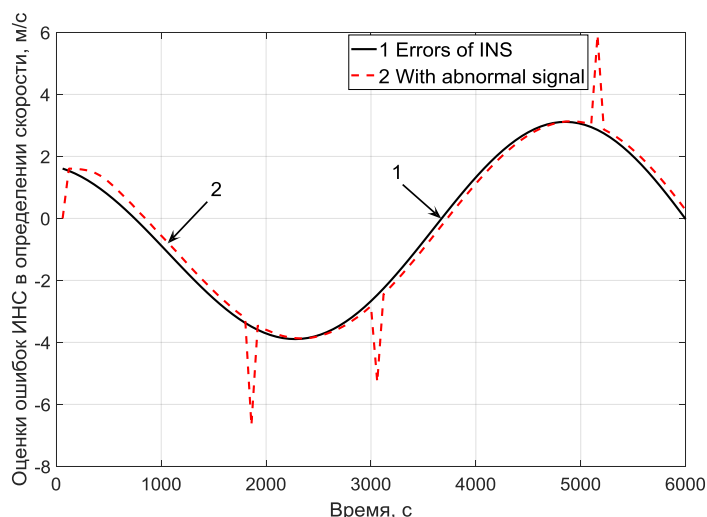


Рис. 3. Оценки ошибок ИНС в определении скорости с аномальным выбросом

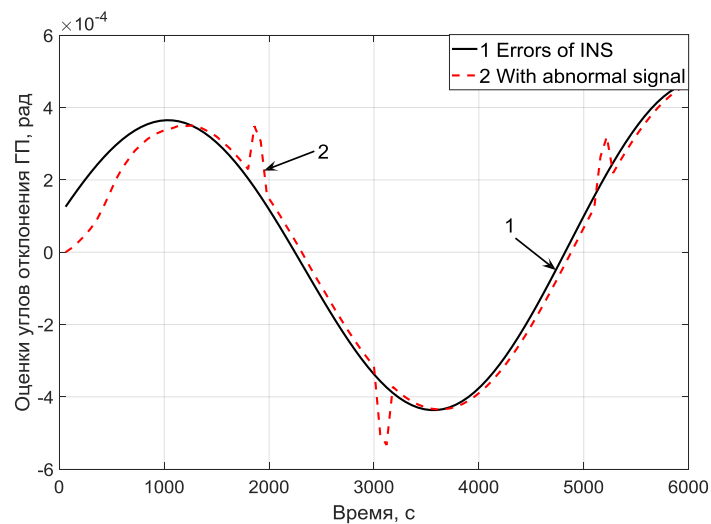


Рис. 4. Оценки углов отклонения ГСП с аномальным выбросом

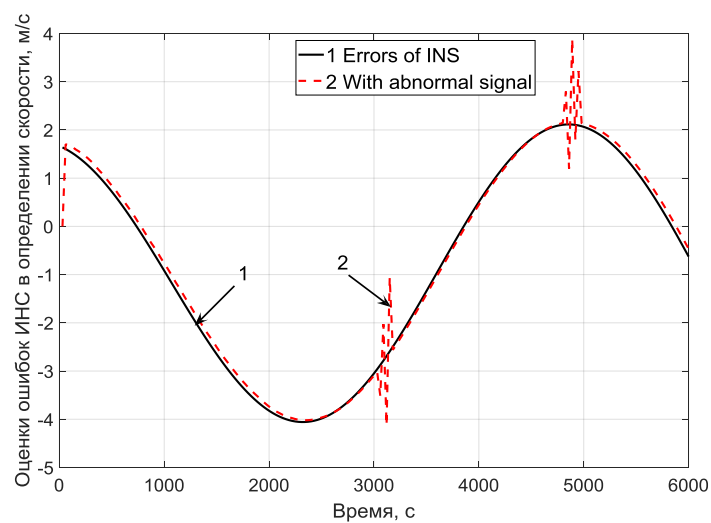


Рис. 5. Оценки ошибок ИНС в определении скорости с пачкой аномальных выбросов

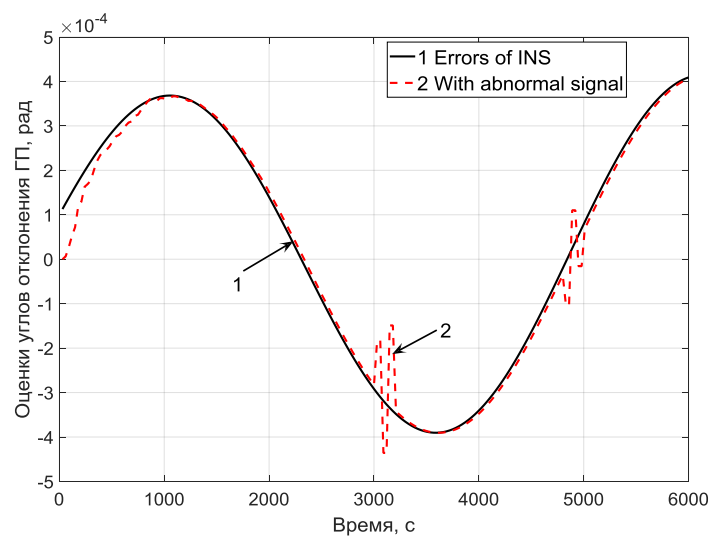


Рис. 6. Оценки углов отклонения ГСП с пачкой аномальных выбросов

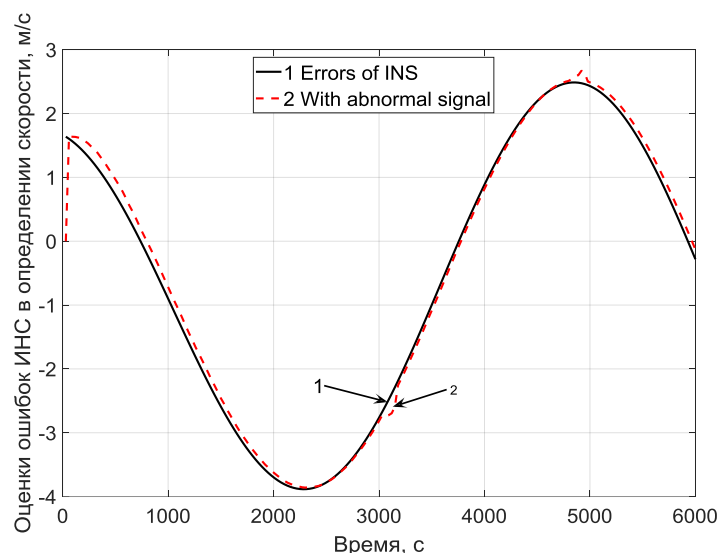


Рис. 7. Оценки ошибок ИНС в определении скорости в условиях аномальных выбросов с разработанным алгоритмом

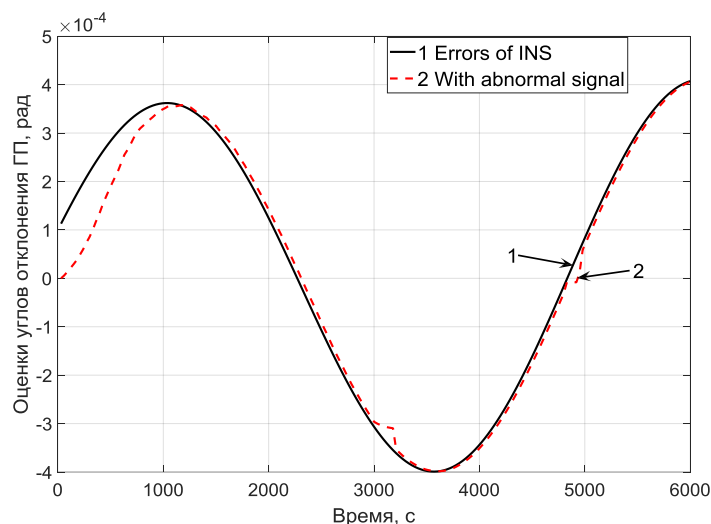


Рис. 8. Оценки углов отклонения ГСП в условиях аномальных выбросов с разработанным алгоритмом

На Рис. 3, 4, 5, 6, 7, 8 введены следующие обозначения: 1 – ошибки ИНС, 2 – оценки ошибок ИНС.

Точность разработанного алгоритма оценивания при использовании аномальных измерений в среднем на 8-10% выше по сравнению с фильтром Калмана и на 5% по сравнению с адаптивным алгоритмом.

В условиях исчезновения сигнала от СНС используется априорная модель, линейный тренд и алгоритм самоорганизации.

В условиях кратковременного исчезновения сигнала СНС при использовании для коррекции ИНС априорной модели точность вычисления погрешности ИНС в определении скорости повышается в среднем на 60% (по сравнению с автономной ИНС); при использовании линейного тренда – на 75%; алгоритма самоорганизации – на 70-80%.

В условиях долгосрочного исчезновения сигнала СНС использовать для коррекции ИНС априорную модель или линейный тренд не представляется

возможным, а алгоритм самоорганизации позволяет повысить точность в среднем на 75%.

Результаты работы алгоритма самоорганизации и модифицированного тренда на последнем этапе прогнозирования становятся идентичными и представлены на Рис. 9.

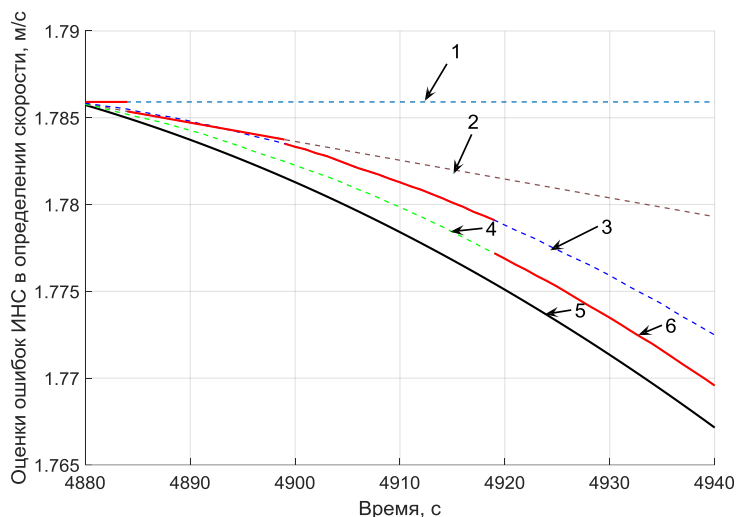


Рис. 9. Оценки ошибок ИНС в определении скорости с релейным алгоритмом

На Рис. 9 введены следующие обозначения: 1 – результаты прогноза погрешностей ИНС с помощью последней оценки; 2 – результаты прогноза погрешностей ИНС с помощью линейного тренда; 3 – результаты прогноза с помощью модифицированного тренда; 4 – результаты прогноза с помощью алгоритма самоорганизации с априорным выбором базисных функций; 5 – погрешности ИНС; 6 – релейный алгоритм коррекции ИНС.

На Рис. 10 представлены результаты моделирования процесса определения рабочего контура измерительного комплекса с помощью критерия эффективности КОИ.

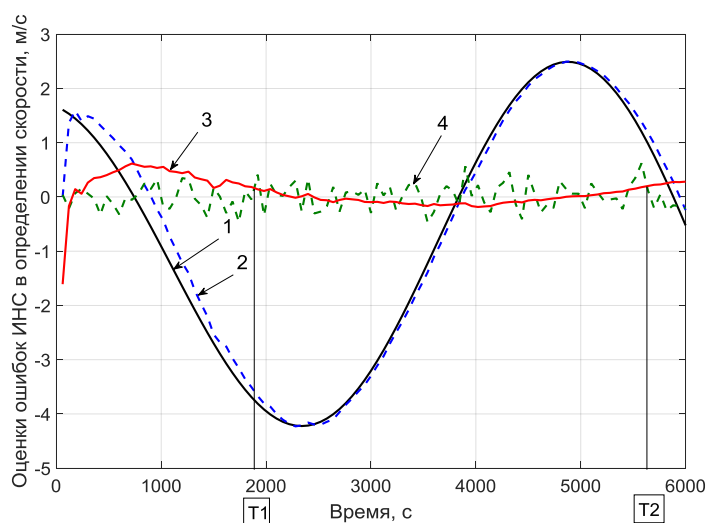


Рис. 10. Определение рабочего контура измерительного комплекса с помощью критерия эффективности КОИ.

На Рис. 10 введены следующие обозначения: 1 – Погрешность ИНС (x); 2 – Оценка ошибок (\hat{x}); 3 – Ошибка оценивания ($\tilde{x} = x - \hat{x}$); 4 – Погрешность

СНС. В промежутках времени $0 - T_1$ и $T_2 - T_3$ используется СНС. В промежутке времени $T_1 - T_2$ используется КОИ.

В заключении приведены основные результаты диссертационной работы.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

1. Исследованы схемы алгоритмической коррекции навигационных систем ЛА. Рассмотрены возмущающие факторы, действующие на ИНС и СНС и обуславливающие появление погрешностей. Проведен системный анализ математических моделей погрешностей навигационных систем и на его основе выбраны наиболее перспективные алгоритмы коррекции.

2. Разработан алгоритм оценивания для схемы коррекции погрешностей ИНС, способный функционировать в условиях отсутствия априорной информации о статистических характеристиках входных и измерительных шумов, а также в условиях аномальных измерений.

3. Разработан релейный алгоритм коррекции ИНС в условиях исчезновения сигналов СНС с помощью прогнозирующих трендов и алгоритмов самоорганизации или генетических алгоритмов.

4. Разработаны критерии оценки эффективности использования КОИ в процессе полета ЛА, основанные на использовании текущей информации о ковариационной матрице ошибок оценивания или прогнозных значениях.

5. Анализ результатов математического моделирования показал, что предложенные алгоритмы позволяют повысить точность навигационных определений в условиях стохастической неопределенности и при воздействии высокого уровня помех. Разработанные критерии оценки эффективности использования КОИ позволяют принять решение о целесообразности проведения коррекции в процессе полета ЛА.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Цибизова Т.Ю., Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Мониторинг ситуации с использованием беспилотных летательных аппаратов // Научное обозрение. 2015. № 9. С. 154 – 159. (0,7 п.л./ 0,3 п.л.).

2. Цибизова Т.Ю., Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Разработка компактного генетического алгоритма летательного аппарата // Естественные и технические науки. 2015. № 4. С. 175 – 178. (0,6 п.л./ 0,2 п.л.).

3. Цибизова Т.Ю., Нгуен Динь Тхай. Алгоритмические способы коррекции навигационных систем в выходном сигнале // Интернет-журнал «Науковедение». 2015. №3 (7). М.: Науковедение, 2015. Режим доступа: <http://naukovedenie.ru/PDF/162TVN315.pdf>. (0,7 п.л./ 0,3 п.л.).

4. Неусыпин К.А., Лукьянов В.В., Нгуен Динь Тхай. Разработка алгоритма коррекции инерциальной навигационной системы в условиях аномальных измерений // Авиакосмическое приборостроение. 2015. № 11. С. 21 – 26. (1 п.л./ 0,4 п.л.).

5. Неусыпин К.А., Нгуен Динь Тхай. Алгоритм коррекции инерциальной навигационной системы в условиях аномальных измерений // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 2. С. 21 – 25. (0,4 п.л./ 0,2 п.л.).
6. Нгуен Динь Тхай. Разработка критерия оценивания эффективности комплексной обработки навигационной информации // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 11. С. 28 – 32. (0,4 п.л./ 0,4 п.л.).
7. Неусыпин К.А., Нгуен Динь Тхай. Метод восстановления навигационного комплекса летательного аппарата. Фундаментальные и прикладные исследования: проблемы и результаты. Труды Международной научно – практической конференции. 2014. С. 147-153.(0,5 п.л./ 0,3 п.л.).
8. Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Разработка генетического алгоритма для коррекции навигационной системы // Вьетнамо – Российская международная научная конференция. Ханой. 2015. С. 69 – 70 (0,2 п.л./ 0,1 п.л.).
9. Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Разработка алгоритмических способов повышения точности навигационной информации. Труды международной научно – практической конференции «Теоретические и практические исследования XXI века». М. 2014. С. 612 – 615. (0,4 п.л./ 0,2 п.л.).
10. Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Разработка гибридного алгоритма построения моделей для коррекции навигационных систем // Молодежный научно – технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 8. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/793056.html> (дата обращения: 08.08.2015). (0,4 п.л./ 0,2 п.л.).
11. Нгуен Динь Тхай. Оценивание погрешностей навигационной системы с коррекцией от СНС. Труды второго международного Симпозиума «Современные аспекты фундаментальных наук». 2015г. С. 220-222. (0,2 п.л./ 0,2 п.л.).
12. Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Повышение точности автономных инерциальных навигационных систем с помощью генетических алгоритмов // XI академические чтения по космонавтике. М. 2016 г. С. 380-382. (0,2 п.л./ 0,1 п.л.).
13. Нгуен Динь Тхай, Веселовская О.А., Неусыпин К.А. Повышение точности алгоритмов оценивания погрешностей навигационных систем с помощью линейных трендов. В сб. Информационные технологии в современном мире. Труды международной научно-практической конференции. 2016. С. 58-59. (0,1 п.л./ 0,03 п.л.).
14. Нгуен Динь Тхай, Неусыпин К.А. Адаптивный алгоритм оценивания ошибок инерциальной навигационной системы корректируемой от GPS. В сб. Актуальные вопросы фундаментальных наук. Труды II международной научно-практической конференции. 2016. С.5-7.(0,3 п.л./ 0,2 п.л.).
15. Селезнева М.С., Нгуен Динь Тхай. Выбор приоритетной ИНС в составе бортового комплекса для решения целевых задач ЛА. В сборнике Достижения вузовской науки. II международная научно-практическая конференция. М. 2016. С.127-130. (0,2 п.л./ 0,1 п.л.).