

ЧАН НГОК ХЫОНГ

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ КОРРЕКЦИИ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ
ДЛЯ АВТОНОМНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ**

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

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



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

Научный руководитель: **Неусыпин Константин Авенирович**
Доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры «Системы автоматического
управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Афанасьев Валерий Николаевич**
Доктор технических наук, профессор
Федерального государственного автономного
образовательного учреждения высшего
профессионального образования «Национальный
исследовательский университет «Высшая школа
экономики»

Веселовская Ольга Александровна
Кандидат технических наук, начальник отдела
ПАО «НПО «Алмаз»

Ведущая организация: **Акционерное общество «Раменское
приборостроительное конструкторское бюро»**

Защита состоится «14» июня 2016 года в 16 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.02 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. М. Госпитальный переулок, д. 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 613м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на www.bmstu.ru МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «__» _____ 2016 г.

Отзывы, заверенные гербовой печатью, просьба направлять по : 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, д. 10, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.02.

Ученый секретарь
диссертационного совета
кандидат технических наук, доцент



И.В. Муратов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Управление современными летательными аппаратами (ЛА) осуществляется на основе информации с различных навигационных систем. Навигационные системы имеют погрешности, обусловленные внешними по отношению к системе и внутренними факторами. Обеспечение требуемых качественных характеристик навигационных систем может осуществляться двумя способами: конструкторским и алгоритмическим. Конструкторский способ предполагает наличие новой технологической базы, длительного времени и серьезных финансовых затрат. Алгоритмический способ позволяет достичь требуемого результата за короткое время с минимальными техническими и финансовыми затратами. Использование алгоритмического способа, естественно, не ограничивает реализацию новых конструкторских решений.

Наиболее полная алгоритмическая компенсация погрешностей навигационной системы осуществляется методами комплексирования и последующей обработки информации посредством алгоритмов оценивания, идентификации, управления и экстраполяции. Обычно коррекция навигационной системы проводится с использованием внешних источников информации. Однако при использовании инерциальных навигационных систем (ИНС) при коррекции от внешних измерительных систем теряется такое ценное качество ИНС, как автономность.

При функционировании ЛА в условиях активных и пассивных помех используется автономная ИНС. ИНС является первоисточником ошибок при выполнении ЛА поставленных задач. При работе ИНС на достаточно длительных интервалах времени погрешности могут достигать недопустимо больших величин. Поэтому необходимо компенсировать погрешности автономной ИНС с использованием внутренних связей системы.

Алгоритмы компенсации погрешностей автономных ИНС с помощью формирования цепей коррекции и внутренних связей системы широко известны, применяются и детально разработаны.

Компенсация ошибок ИНС посредством фильтра Калмана без использования внешних измерений известна только для случая горизонтального движения несущего ИНС объекта с постоянной скоростью (проф. Салычев О.С.). При этом в качестве уравнений объекта в алгоритме фильтрации используются уравнения ошибок автономной ИНС, а сигналы с акселерометров в условиях движения объекта с постоянной скоростью принимаются за измерения.

В практических приложениях ЛА совершает, как правило, сложное ускоренное движение, поэтому редко используется этот метод для компенсации ошибок автономной ИНС. При этом используется другой подход с помощью фильтра Калмана для повышения точности автономной ИНС. Можно использовать оценки ошибок ИНС, которые определены с помощью фильтра Калмана к моменту отключения внешних датчиков. Эти оценки используются для построения прогнозирующих моделей. Однако этот способ обладает низкой

точностью, обусловленной ошибками оценивания, и применяется на коротких интервалах коррекции.

Метод компенсации ошибок автономной ИНС (проф. Неусыпин К.А.) предполагает формирование сигналов коррекции на датчики моментов и первые интеграторы с помощью информации с датчиков углов прецессии. При этом осуществляется компенсация динамических составляющих погрешностей, а сигналы коррекции формируются на основе решения уравнений погрешностей ИНС в первом приближении.

ИНС, снабженные подобными алгоритмами, имеют остаточные погрешности, вызванные различными возмущающими факторами, которые целесообразно компенсировать. Другие навигационные системы, применяемые на ЛА, например, датчики угловых скоростей (ДУС) также имеют погрешности, в частности динамические погрешности, которые необходимо компенсировать.

Если автономному режиму работы ИНС предшествовал режим коррекции от внешнего датчика информации, то применяются алгоритмы построения прогнозирующих моделей погрешностей ИНС и компенсация в выходном сигнале системы.

В процессе своего функционирования ЛА решает многообразные задачи. В частности одной из актуальных задач является задача предсказания ошибки при поражении цели в случае отсутствия возможности распознать ее из исходной точки пространства.

Эта задача решается в два этапа. Сначала предсказывается ошибка при выведении ЛА в заданную точку (точку вывода) из которой возможно распознать цель. Координаты точки вывода, как правило, известны. Затем определяется ошибка при поражении цели из этой точки пространства.

Ошибку местоположения при предполагаемом перемещении ЛА из исходной точки в точку вывода определяют посредством расчета погрешностей ИНС, установленной на борту ЛА, так как ИНС является первоисточником ошибок при управлении ЛА.

В условиях отсутствия информации от внешнего источника для прогнозирования ошибок ЛА используют априорные модели погрешностей автономной ИНС, которые имеют невысокую точность.

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

1. Разработать высокоточные алгоритмы коррекции автономных навигационных систем.
2. Разработать алгоритм построения прогнозирующих моделей для анализа точностных характеристик автономной ИНС и предсказания промаха при выполнении ЛА поставленных задач.

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

Предметом исследования служат модели, алгоритмы коррекции автономных навигационных систем и алгоритмы построения погрешностей автономных ИНС.

Целью работы является разработка и исследование алгоритмов коррекции автономных навигационных систем ЛА, а также алгоритмов вычисления ошибки при распознавании цели.

Для достижения поставленной цели решаются следующие основные задачи:

1. Исследование математических моделей погрешностей навигационных систем современных ЛА.
2. Разработка алгоритмов коррекции ДУС.
3. Разработка алгоритмов коррекции автономных ИНС на основе сигналов с датчиков углов прецессии.
4. Разработка алгоритмов компенсации непосредственно неизмеряемых погрешностей автономных ИНС.
5. Разработка прогнозирующей модели погрешностей ИНС с использованием генетического алгоритма (ГА).

Методы исследования. При решении сформулированных задач использовались методы теории автоматического управления, системного анализа, навигационных систем, генетические подходы, вычислительные методы, методы математического моделирования и универсальный программный пакет MATLAB.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Проведен системный анализ существующих моделей и выбор наиболее перспективной модели для проведения коррекции. Осуществлен выбор математической модели погрешностей ИНС оптимальной сложности, предназначенной для проведения коррекции в выходном сигнале системы.
2. Разработан алгоритм коррекции динамических погрешностей блока ДУС, позволяющий компенсировать погрешности от перекрестных угловых скоростей.
3. Разработан алгоритм коррекции автономной ИНС с учетом нелинейных составляющих модели погрешностей системы и сигналов с датчиков углов прецессии.
4. Предложен компактный алгоритм формирования непосредственно неизмеряемых погрешностей автономной ИНС для коррекции системы в выходном сигнале.
5. Разработан способ формирования измерительных сигналов для ГА, с учетом нелинейных составляющих модели погрешностей ИНС, применяемого для компенсации погрешностей автономной ИНС и предсказания промаха ЛА при распознавании и поражении цели. Предложенный способ оценки основан на анализе прогноза ошибок ИНС.
6. Разработан алгоритм коррекции ИНС для случая, когда автономному режиму предшествовал режим коррекции от внешних датчиков. Схема коррекции включает фильтр Калмана, ГА, алгоритм формирования

приведенных измерений для непосредственно неизмеряемых погрешностей ИНС.

Практическая значимость результатов исследования.

Выбор нелинейной модели погрешностей ИНС оптимальной сложности позволил разработать алгоритмы коррекции навигационной информации автономных систем, которые легко реализуемы в спецвычислителе или БЦВМ. Разработанные алгоритмы коррекции автономных навигационных систем за счет использования только внутренних связей позволяют повысить точность определения параметров ориентации и навигации ЛА в автономном режиме функционирования систем.

Предложенный способ формирования измерений для генетического алгоритма (ГА), который применяется для компенсации погрешностей автономной ИНС и предсказания промаха ЛА при решении задачи распознавания и поражения цели из заданной точки пространства. Оценка точности выполнения задач ЛА позволяет принять решение об изменении сценария полета.

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

Достоверность и обоснованность научных положений и результатов подтверждены корректным использованием математических методов, моделей и алгоритмов, 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 автономной ИНС, базирующееся на нелинейных математических моделях погрешностей ИНС и сигналах с датчиков углов прецессии.

Способ формирования измерительного сигнала, основанный на моделях ошибок ИНС и скалярном подходе, применяемый для коррекции выходной информации автономной ИНС и для ГА в задаче предсказания промаха ЛА при распознавании цели.

Апробация работы. Результаты исследований докладывались и обсуждены на: первом и втором международных симпозиумах «Современные аспекты фундаментальных наук» (Москва, 2013, 2015 г.); Седьмой всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (Москва, 2014 г.); международной научно-практической конференции «Теоретические и практические исследования XXI века» (Москва, 2014 г.); международной научно-практической конференции (София, 2014 г.); международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования проблемы и результаты» (Москва, 2014 г.); международной научно-практической конференции «Достижение вузовской науки» (Москва, 2014 г.); XXXIX и XL академических чтениях по космонавтике «Актуальные проблемы российской космонавтики» (Москва, 2015, 2016 г.); Вьетнамо-Российской международной научной конференции (Ханой, 2015 г.); XXI международной научно-технической

конференции «Информационные системы и технологии» (Нижний Новгород, 2015 г.); научном семинаре кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 17 научных работ, из них 5 статей в журналах, входящих в Перечень ВАК Минобрнауки РФ, объемом 6 п.л./ 3.5 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы. Текст диссертации изложен на 124 машинописных страницах, содержит 43 рисунков. Список литературы содержит 69 источников.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В первой главе диссертации рассмотрены автономные и корректируемые навигационные системы. Представлены различные способы их коррекции. Исследованы алгоритмы компенсации погрешностей современных навигационных систем ЛА. Выделен наиболее перспективный способ коррекции навигационных систем, который может быть использован для повышения точности как для автономных, так и корректируемых систем. Этот способ основан на применении линейной математической модели погрешностей навигационной системы и использовании информации с датчиков углов прецессии.

Рассмотрен способ предсказания промаха ЛА при решении задачи поражения цели из заданной точки пространства. В условиях сложного движения ЛА модели погрешностей навигационных систем имеют нелинейный характер, поэтому применение линейных моделей в цепях коррекции хотя и приводит повышению точности, но это повышение незначительно. Для повышения точности навигационных определений автономных измерительных систем целесообразно использовать нелинейные модели погрешностей ИНС. В связи с этим обстоятельством и была сформулирована постановка задачи диссертационного исследования, которая состоит из двух взаимосвязанных задач: разработки алгоритмов высокоточной коррекции автономных навигационных систем ЛА и предсказания промаха ЛА при поражении цели на основе прогноза погрешностей ИНС. При этом рассмотрен ударный беспилотный ЛА на котором установлены ИНС и дальномер.

Вторая глава посвящена исследованию моделей линейных и нелинейных моделей навигационных систем ЛА. Представлены нелинейные модели погрешностей ИНС оптимального уровня подробности: достаточно точно отражающие основные особенности изменения погрешностей ИНС и легко реализуемые в спецвычислителе или БЦВМ ЛА. Проведен анализ ошибок навигационных систем.

Нелинейные уравнения ошибок автономной ИНС имеют вид:

$$\begin{aligned}
\delta \dot{v}_E &= -f_E - v_{up} \left(\frac{\delta v_E}{R} - u \sin \varphi \delta \varphi \right) + v_N \left(\frac{\delta v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + u \cos \varphi \delta \varphi + \frac{v_E}{R} \sec^2 \varphi \delta \varphi \right) \\
&\quad - \delta v_{up} \left(2u \cos \varphi + \frac{v_E}{R} \right) + \delta v_N \left(2u \sin \varphi + \frac{v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) - f_{up} \cos \Phi_E \sin \Phi_N + \\
&\quad + f_E \cos \Phi_N \cos \Phi_{up} + f_N (\cos \Phi_N \sin \Phi_{up} + \sin \Phi_E \sin \Phi_N \cos \Phi_{up}) - \\
&\quad - f_E \sin \Phi_E \sin \Phi_N \sin \Phi_{up} + f_E \mu_E + B_E; \\
\delta \dot{v}_N &= -f_N - v_{up} \frac{\delta v_N}{R} - v_E \left(\frac{\delta v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + u \cos \varphi \delta \varphi + \frac{v_E}{R} \sec^2 \varphi \delta \varphi \right) - \delta v_{up} \frac{v_N}{R} - \\
&\quad - \delta v_E \left(2u \sin \varphi + \frac{v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi \right) + f_N \cos \Phi_E \cos \Phi_{up} - f_E \cos \Phi_E \sin \Phi_{up} + \\
&\quad + f_{up} \sin \Phi_E + f_N \mu_N + B_N; \\
\dot{\Phi}_E &= \left(-\frac{v_N}{R} - \frac{\delta v_N}{R} + \omega_E^{dr} \right) \cos \Phi_N + \frac{v_N}{R} \cos \Phi_{up} - \left(\frac{v_E}{R} + u \cos \varphi \right) \sin \Phi_{up} + \\
&\quad + \left(\frac{v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + u \sin \varphi + \frac{\delta v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + u \cos \varphi \delta \varphi + \frac{v_E}{R} \sec^2 \varphi \delta \varphi + \omega_{up}^{dr} \right) \sin \Phi_N; \\
\dot{\Phi}_N &= \frac{v_E}{R} + u \cos \varphi + \frac{\delta v_E}{R} - u \sin \varphi \delta \varphi + \omega_N^{dr} - \frac{v_N \sin \Phi_{up}}{R \cos \Phi_E} - \\
&\quad - \left(\frac{v_E}{R} + u \cos \varphi \right) \frac{\cos \Phi_{up}}{\cos \Phi_E} + \left(-\frac{v_N}{R} - \frac{\delta v_N}{R} + \omega_E^{dr} \right) \operatorname{tg} \Phi_E \sin \Phi_N - \\
&\quad - \left(\frac{v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + u \sin \varphi + \frac{\delta v_E}{R} \operatorname{tg} \varphi + u \cos \varphi \delta \varphi + \frac{v_E}{R} \sec^2 \varphi \delta \varphi + \omega_{up}^{dr} \right) \operatorname{tg} \Phi_E \cos \Phi_N.
\end{aligned} \tag{1}$$

Здесь: v_N, v_E, v_{up} – проекции скорости ЛА на оси географического трехгранника; $\delta v_N, \delta v_E, \delta v_{up}$ – проекции ошибки в определении скорости ЛА на оси географического трехгранника; $\Phi_N, \Phi_E, \Phi_{up}$ – углы отклонения между платформенным и географическим трехгранниками; f_N, f_E, f_{up} – проекции кажущегося ускорения ЛА на оси географического трехгранника; $\omega_N^{dr}, \omega_E^{dr}, \omega_{up}^{dr}$ – проекции скорости дрейфа ГСП на оси географического трехгранника; μ_N, μ_E – ошибки масштабного коэффициента акселерометров; B_N, B_E – смещения нуля акселерометров; φ – широта местности; $\delta \varphi$ – ошибка определения широты; u – угловая скорость вращения Земли; R – радиус Земли.

В третьей главе представлены оригинальные алгоритмы коррекции навигационных систем ЛА.

Алгоритмы коррекции автономной ИНС на основе сигналов с датчиков углов прецессии. Компенсация ошибок ИНС предполагает формирование сигналов коррекции, пропорциональных ошибкам системы в определении скорости, углам отклонения ГСП относительно сопровождающего трехгранника и дрейфам ГСП. Эти ошибки автономной ИНС в отсутствии внешнего датчика информации не поддаются непосредственному измерению, поэтому для формирования компенсационного сигнала необходимо оценить ошибки системы с помощью алгоритма фильтрации. В качестве уравнений объекта в алгоритме фильтрации приняты уравнения ошибок ИНС, выраженные через углы отклонения ГСП относительно опорной системы

координат, а в качестве измерений приняты углы отклонения ГСП от плоскости горизонта и заданного направления в азимуте, сформированные на основе информации, снимаемой с датчиков углов прецессии гироскопов. Функциональная схема коррекции автономной ИНС представлена на Рис. 1.

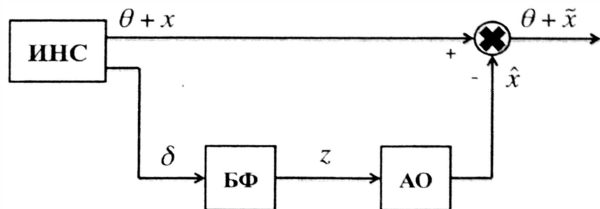


Рис. 1. Функциональная схема коррекции автономных ИНС на основе сигналов с датчиков углов прецессии

На Рис. 1 показаны: δ – сигнал с датчика угла прецессии; БФ – блок формирования измерений; АО – алгоритм оценивания; θ – истинная информация о навигационных параметрах ЛА; x – вектор погрешностей ИНС; $\tilde{x}$ – вектор ошибок оценивания; $\hat{x}$ – оценка вектора x ; z – измерения угла отклонения ГСП на основе сигналов с датчиков угла прецессии.

Метод формирования измерения на основе сигналов с датчиков угла прецессии. Движения гироскопов относительно ГСП описываются следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} J\ddot{\delta} + h\dot{\delta} + H\dot{\Phi}_1 = H\dot{\Phi}_2\delta + H\dot{\Phi}_3\Phi_2 + M_1 \\ J\ddot{\lambda} + h\dot{\lambda} - H\dot{\Phi}_2 = H\dot{\Phi}_1\lambda - H\dot{\Phi}_3\Phi_1 + M_2, \\ J\ddot{\vartheta} + h\dot{\vartheta} + H\dot{\Phi}_3 = H\dot{\Phi}_2\vartheta - H\dot{\Phi}_1\Phi_2 + M_3 \end{cases} \quad (2)$$

где Φ_1, Φ_2, Φ_3 – угловые координаты ориентации ГСП относительно выбранного сопровождающего трехгранника; $\delta, \lambda, \vartheta$ – углы прецессии гироскопов; J – момент инерции гироскопа относительно оси прецессии; H – собственный кинетический момент гироскопа; h – удельный момент сил скоростного трения вокруг оси прецессии гироскопа; $M_{i,i=1,2,3}$ – прочие малые возмущающие моменты, имеющие случайный характер, и в дальнейшем не рассматриваемые.

Определим углы ориентации ГСП во втором приближении:

$$\begin{cases} \Phi_1 = -\frac{J_r}{H}\dot{\delta} - \frac{h}{H}\delta + \frac{1}{H} \int \left[(J_r\ddot{\lambda} + h\dot{\lambda})\delta - \frac{1}{H}(J_r\ddot{\vartheta} + h\dot{\vartheta})(J_r\dot{\lambda} + h\lambda) \right] dt \\ \Phi_2 = \frac{J_r}{H}\dot{\lambda} + \frac{h}{H}\lambda + \frac{1}{H} \int \left[(J_r\ddot{\delta} + h\dot{\delta})\lambda + \frac{1}{H}(J_r\ddot{\vartheta} + h\dot{\vartheta})(J_r\dot{\delta} + h\delta) \right] dt \\ \Phi_3 = -\frac{J_r}{H}\dot{\vartheta} - \frac{h}{H}\vartheta + \frac{1}{H} \int \left[(J_r\ddot{\lambda} + h\dot{\lambda})\vartheta + \frac{1}{H}(J_r\ddot{\delta} + h\dot{\delta})(J_r\dot{\lambda} + h\lambda) \right] dt \end{cases} \quad (3)$$

Таким образом, получены формализованные зависимости углов ориентации ГСП от углов прецессии гироскопов. Сформированные углы ориентации использованы в алгоритме оценивания в качестве измерений.

Однако следует заметить, что полученные углы Φ_1, Φ_2, Φ_3 несколько отличаются от истинных углов ориентации ГСП. Отличие обусловлено тем, что подынтегральные функции получены методом последовательного приближения.

Алгоритм оценивания по сформированным измерениям восстанавливает весь вектор состояния, включающий ошибки ИНС в определении скорости, углы отклонения и дрейфы ГСП. Оценка вектора состояния используется для компенсации погрешностей ИНС в выходной информации.

В известных методах компенсации ошибок ИНС как автономной, так и корректируемой от внешнего источника информации с применением алгоритмов оценивания, компенсация азимутального отклонения ГСП относительно сопровождающего трехгранника не производится. Обусловлено это тем, что по измерениям положения или скорости азимутальное положение объекта является ненаблюдаемым. Представленный способ формирования измерения для алгоритма фильтрации дает возможность оценить азимутальный угол отклонения ГСП и скомпенсировать его в выходной информации ИНС.

Разработка алгоритма формирования сигналов коррекции автономной ИНС. Сформированные углы ориентации использованы в алгоритме оценивания в качестве измерений. Алгоритм оценивания, например фильтр Калмана при реализации имеет недостатки, обусловленные отсутствием достоверной априорной информации о статистических характеристиках шумов и др., что приводит к расходимости процесса оценивания. Использование адаптивных алгоритмов оценивания осуществляется при коррекции высокоточных и, соответственно, дорогих ИНС. Поэтому для серийных грубых и средней точности ИНС целесообразно применять более простые алгоритмы коррекции. На основе модели погрешностей ИНС и скалярного подхода сформированы сигналы приведенных измерений автономной ИНС.

Корректирующий сигнал, пропорциональный вектору приведенных измерений используется для компенсации погрешностей в выходной информации ИНС.

Формирование сигналов коррекции ИНС с учетом нелинейных составляющих модели погрешностей ИНС. Проведено разделение каналов нелинейной модели погрешностей ИНС. Рассмотрены северный и восточный каналы модели погрешностей ИНС.

Северный канал:

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F}\mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1}, \quad (4)$$

$$\text{где } \mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \delta v_N \\ \Phi_E \\ \omega_E^{dr} \end{bmatrix}_k; \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & Tg & 0 \\ -\frac{T}{R} \cos \Phi_N & 1 & T \cos \Phi_N \\ 0 & 0 & 1 - T\beta \end{bmatrix}; \mathbf{w}_k = \begin{bmatrix} TB_N \\ 0 \\ TA\sqrt{2\beta w} \end{bmatrix}_k;$$

w – белый шум; A – среднеквадратическое отклонение случайного дрейфа; β – средняя частота случайного изменения дрейфа; T – шаг дискретизации.

Сформированы сигналы коррекции для северного канала:

$$\begin{cases} z(\delta v_N) = \frac{-gT^2 \cos \Phi_N + R(T\beta - 1)}{\beta T^2 \cos \Phi_N} z_k + \frac{R(2 - T\beta)}{\beta T^2 \cos \Phi_N} z_{k+1} - \frac{R}{\beta T^2 \cos \Phi_N} z_{k+2} \\ z(\Phi_E) = z_k \\ z(\omega_E^{dr}) = -\frac{gT^2 \cos \Phi_N + R}{R\beta T^2 \cos \Phi_N} z_k + \frac{2}{\beta T^2 \cos \Phi_N} z_{k+1} - \frac{1}{\beta T^2 \cos \Phi_N} z_{k+2} \end{cases} \quad (5)$$

Разработанные формализованные зависимости можно использовать также в качестве входных измерительных сигналов для ГА. С помощью ГА строятся модели погрешностей ИНС, которые применяются для оценки точности ИНС в полете и др.

Способ повышения точности системы измерения угловых скоростей ЛА. Современные системы автоматической угловой стабилизации ЛА, построенные на базе блока двухстепенных дифференцирующих гироскопов, имеют погрешности, зависящие от перекрестных угловых скоростей, возникающих при сложном движении ЛА. Компенсация этих погрешностей приводит к повышению точностных характеристик гироскопов, а следовательно, и всей системы.

Движение системы гироскопов, расположенных на ЛА, описывается следующей системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} J_1 \ddot{\beta}_1 + h_1 \dot{\beta}_1 + k_1 \beta_1 = -J_1 \dot{\omega}_z + H_1 \omega_x + H_1 \omega_y \beta_1 \\ J_2 \ddot{\beta}_2 + h_2 \dot{\beta}_2 + k_2 \beta_2 = -J_2 \dot{\omega}_z + H_2 \omega_y - H_2 \omega_x \beta_2, \\ J_3 \ddot{\beta}_3 + h_3 \dot{\beta}_3 + k_3 \beta_3 = -J_3 \dot{\omega}_y + H_3 \omega_z + H_3 \omega_x \beta_3 \end{cases} \quad (6)$$

где J_i — моменты инерции гироскопов относительно выходных осей ($i = 1, 2, 3$); β_i — углы отклонения гироскопов вокруг выходных осей относительно корпуса гироскопа; h_i — удельные моменты сил скоростного трения в осях подвеса гироскопа; k_i — жесткость электрической пружины гироскопа; H_i — собственный кинетический момент гироскопа; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции абсолютной угловой скорости ЛА на его же оси.

Углы $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ содержат информацию об угловой скорости ЛА вокруг измерительной оси и о погрешностях, вызванных перекрестными угловыми скоростями.

Чтобы компенсировать погрешности от перекрестных угловых скоростей, сформированы сигналы погрешностей, представленных последними членами в системе (6) и подать эти сигналы с обратными знаками в выходные сигналы гироскопов.

Таким образом, используя информацию с датчиков углов гироскопов системы дифференцирующих гироскопов, сформированы компенсационные сигналы $\beta_1^*, \beta_2^*, \beta_3^*$:

$$\begin{cases} \beta_1^* = T\omega_x + T\omega_y \beta_1 - \beta_1^k = T\omega_x + T\omega_y \beta_1 - \beta_2 \beta_1 = T\omega_x + \Delta\beta_1 \\ \beta_2^* = T\omega_y - T\omega_x \beta_2 - \beta_2^k = T\omega_y - T\omega_x \beta_2 + \beta_1 \beta_2 = T\omega_y + \Delta\beta_2, \\ \beta_3^* = T\omega_z + T\omega_x \beta_3 - \beta_3^k = T\omega_z + T\omega_x \beta_3 - \beta_1 \beta_3 = T\omega_z + \Delta\beta_3 \end{cases} \quad (7)$$

где $\Delta\beta_i$ — методические погрешности компенсации; $T = H/k$.

Четвертая глава посвящена разработке способа динамической оценки точности ЛА при решении задачи поражения цели из известной точки пространства, а также способу коррекции ИНС после исчезновения сигналов от внешних датчиков. Вместо априорных моделей погрешностей ИНС, установленной на ЛА, предложено использовать ГА для построения нелинейных моделей погрешностей ИНС в полете. Затем полученные модели используются для прогноза погрешностей ИНС и вычисления промаха ЛА при поражении цели. Для построения модели непосредственно неизмеряемых параметров модели ИНС сформирован вектор измерений ГА.

Исследована задача распознавания и поражения неподвижной цели из исходной точки вывода. Расстояние D (см. Рис. 2) от исходной точки до цели O определяется посредством дальномера, с точностью до ошибок дальномера (дисперсия ошибок дальномера известна).

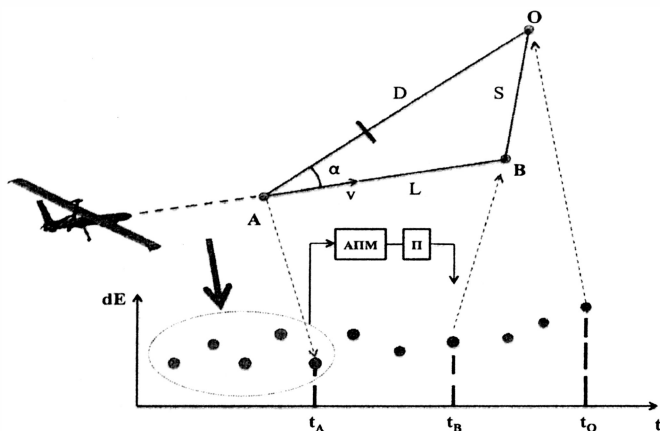


Рис. 2. Предсказание ошибки при поражении цели

На Рис. 2 введены следующие обозначения: A – летательный аппарат в момент принятия решения (в исходной точке); B – точка вывода ЛА из которой возможно провести распознавание цели; O – цель; D – дальность до объекта распознавания, измеряется дальномером с ЛА; L , S – расчетные дальности; v – вектор скорости ЛА; АПМ – алгоритм построения модели; Π – прогноз.

Таким образом, предсказание ошибки поражения цели включает предсказание ошибок ИНС при выведении ЛА в заданную точку вывода и предсказание ошибок навигационной системы при поражении цели из точки вывода. Телеуправление применяется для передачи на ЛА информации о координатах точки вывода, а затем ЛА продолжает функционировать в автономном режиме.

Разработка алгоритма определения ошибки распознавания цели с использованием генетического алгоритма. Предполагаем, что до момента полета в точке A (см. Рис. 2) ЛА функционировал в режиме коррекции от внешних источников информации. Оценки ошибок ИНС, полученные в режиме

коррекции используются для построения прогнозирующих моделей. После анализа прогнозов ошибок при распознавании цели принимается решение об изменении сценария полета ЛА.

Разработка алгоритма построения прогнозирующих моделей с использованием генетических алгоритмов. Для предсказания ошибки при поражении цели сначала построим прогнозирующих моделей ошибок ИНС.

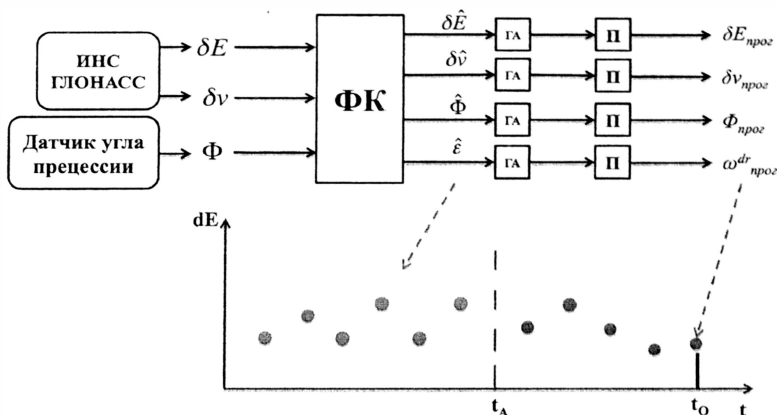


Рис. 3. Схема построения прогнозирующих моделей

Для повышения точности оценок ошибок ИНС в качестве измерений фильтра Калмана, кроме измерений ошибки в определении местоположения и скорости добавим измерение угла отклонений ГСП на основе сигналов с датчиков углов прецессии. С помощью адаптивного фильтра Калмана получим оценки всех наблюдаемых переменных вектора ошибок ИНС. Эти оценки используются в ГА для построения прогнозирующих моделей. Далее прогнозирующие модели используются либо для коррекции автономной ИНС в каждый текущий момент времени, либо используются для предсказания ошибки при поражении цели. При длительном отсутствии сигналов от внешних измерителей точность прогнозирующих моделей снижается и для вычисления погрешностей в определении скорости, углов отклонения и дрейфов ГСП целесообразно использовать приведенные измерения (глава 3).

По сравнению с известным методом, который предусматривает определение ошибок ИНС, обусловленное только доминирующими возмущающими факторами и линейной моделью погрешностей, разработанный способ позволяет строить нелинейную модель погрешностей ИНС и более полно учитывать все возмущающие факторы.

Алгоритмы построения прогнозирующих моделей ошибок автономных ИНС. Рассмотрим случай, когда автономному режиму работы ИНС предшествовал режим коррекции от внешних измерителей. В условиях, когда источники внешней информации отключены, проводится коррекция посредством алгоритмов экстраполяции. В автономном режиме работы ИНС

применяется прогнозирование и последующая компенсация погрешностей в выходном сигнале системы.



Рис. 4. Функциональная схема коррекции с алгоритмом прогноза

На Рис. 4 введены обозначения: АПМ – алгоритм построения модели; z – оценки ошибок ИНС в корректируемом режиме; $\hat{\tilde{x}}$ – вектор прогноза погрешностей ИНС; $\tilde{\tilde{x}}$ – ошибки ИНС после коррекции с помощью прогнозирующих моделей.

Пятая глава посвящена экспериментальным исследованиям. Проведено моделирование тестовой математической модели ошибок ИНС, сформированных корректирующих сигналов и ГА. Результаты математического моделирования продемонстрировали работоспособность разработанных алгоритмов. Анализ результатов математического моделирования показал, что разработанные алгоритмы позволяют повысить эффективность навигационных систем в автономном режиме и обеспечить выполнение поставленных задач ЛА.

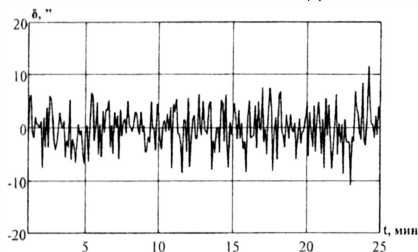


Рис. 5. Сигнал с датчика угла прецессии

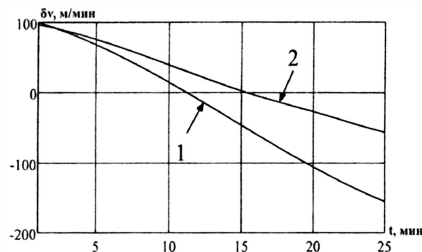


Рис. 6. Ошибки ИНС в определении скорости

На Рис. 5 представлен сигнал с датчика угла прецессии, полученный с реальной ИНС. На Рис. 6 введены следующие обозначения: 1 – ошибки ИНС в определении скорости, полученные с помощью математической модели; 2 – ошибки ИНС в определении скорости, полученный на основе сигналов с датчиков угла прецессии. Угол отклонения ГСП, полученный на основе сигналов с датчиков углов прецессии используется в качестве измерения в алгоритме оценивания. С помощью алгоритма оценивания получены оценки ошибок в определении скорости и скорости дрейфа ГСП. При использовании этого метода точность в определении скорости повышается по сравнению с автономной ИНС в среднем на 44%, угла отклонения ГСП – на 65%, скорости дрейфа ГСП – на 11%.

В качестве алгоритма оценивания использован адаптивный алгоритм, способный функционировать в отсутствие априорной информации о статистических характеристиках входных и измерительных шумов.

Предполагается, что до момента времени $t = 30$ мин. имелся сигнал от внешних источников и проводилась фильтрация. Для построения прогнозирующих моделей использованы ГА и выборка оценок ошибок до момента времени $t = 30$ мин. Полученные модели использованы для прогнозирования ошибок в определении местоположения, скорости, угла отклонения ГСП и скорости дрейфа после момента времени $t = 30$ мин.

В качестве альтернативы в схеме коррекции Рис. 4 могут быть использованы нейронные сети и алгоритм МГУА.

Прогнозирование ошибки в определении местоположения. При использовании прогнозирующей модели для коррекции точность определения местоположения повышается по сравнению с автономной ИНС в среднем на 65%, а по сравнению с известными методами в среднем на 5%.

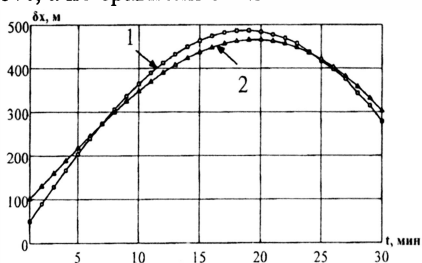


Рис. 7. Построение прогнозирующей модели в определении ошибки местоположения

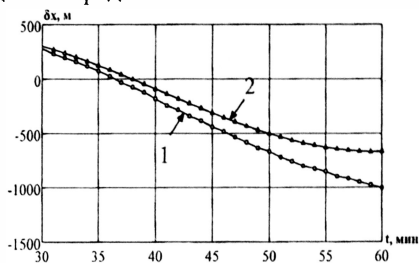


Рис. 8. Прогнозирование ошибки в определении местоположения

Прогнозирование ошибки в определении скорости. При использовании прогнозирующей модели для коррекции точность определения скорости повышается по сравнению с автономной ИНС в среднем 78%, а по сравнению с известными методами коррекции в среднем на 6%.

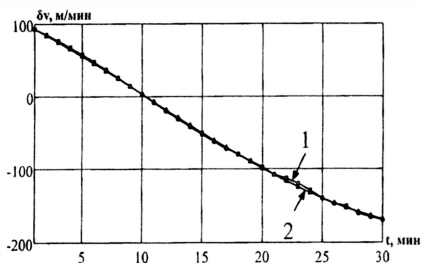


Рис. 9. Построение прогнозирующей модели ошибки в определении скорости

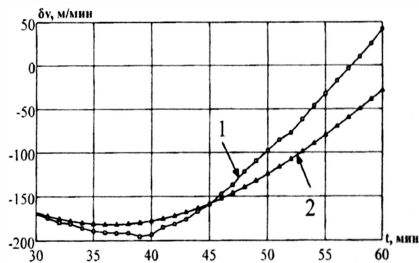


Рис. 10. Прогнозирование ошибки в определении скорости

Прогнозирование угла отклонения гиросплатформы. При использовании прогнозирующей модели для коррекции точность определения угла отклонения ГСП повышается по сравнению с автономной ИНС в среднем на 65%, а по сравнению с известными методами коррекции в среднем на 8%.

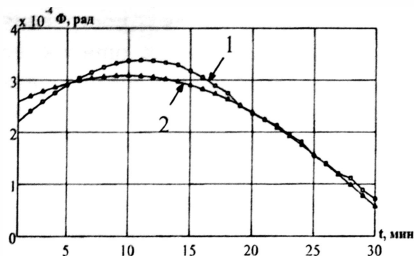


Рис. 11. Построение прогнозирующей модели угла отклонения ГСП

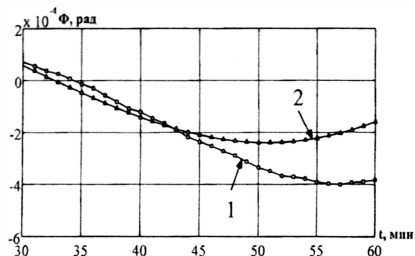


Рис. 12. Прогнозирование угла отклонения гиросплатформы

Прогнозирование скорости дрейфа. При использовании прогнозирующей модели для коррекции точность определения скорости дрейфа повышается по сравнению с автономной ИНС в среднем на 83%, а по сравнению с известными методами коррекции в среднем на 7%.

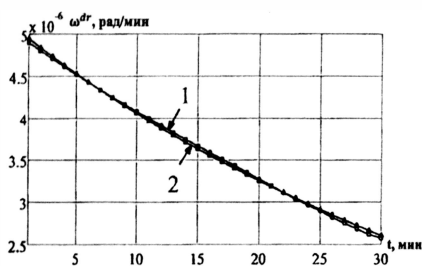


Рис. 13. Построение прогнозирующей модели скорости дрейфа

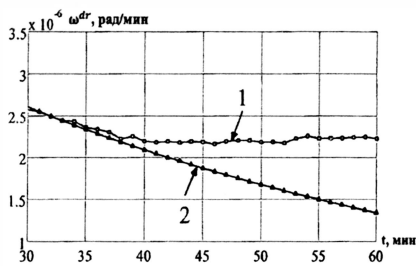


Рис. 14. Прогнозирование скорости дрейфа

На Рис. 7-14 введены следующие обозначения: 1 — модели; 2 — значения прогноза.

В заключении приведены основные результаты диссертационной работы.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

1. Исследованы математические модели погрешностей навигационных систем ЛА. Проведен системный анализ моделей и на его основе выбраны наиболее перспективные для использования в алгоритмах коррекции.
2. Разработан алгоритм коррекции погрешностей ДУС, обусловленных перекрестными угловыми скоростями. Исследован блок двухстепенных дифференцирующих гироскопов и разработана простая схема коррекции

- динамических погрешностей, при этом учтены погрешности, зависящие от перекрестных угловых скоростей, возникающих при сложном движении ЛА.
3. Разработан алгоритм коррекции автономных ИНС в выходном сигнале на основе сигналов с датчиков углов прецессии, позволяющий учитывать нелинейные составляющие динамических погрешностей.
 4. Разработан компактный алгоритм компенсации непосредственно неизмеряемых погрешностей автономных ИНС в выходном сигнале.
 5. Сформированы приведенные измерения для ГА, основанные на нелинейной модели погрешностей ИНС, применяемые для компенсации погрешностей автономной ИНС и предсказания промаха ЛА при распознавании цели и ее поражении. Способ оценки основан на анализе прогноза ошибок ИНС и позволяет принять решение об изменении сценария полета.
 6. Разработан алгоритм коррекции автономных ИНС в случае, когда автономному режиму предшествовал режим коррекции от внешнего измерителя. Коррекция ИНС осуществляется с помощью комплекса алгоритмов: фильтра Калмана, алгоритма формирования сигналов непосредственно неизмеряемых компонент вектора состояния и ГА.
 7. Анализ результатов математического моделирования показал, что разработанные алгоритмы позволяют повысить эффективность навигационных систем в автономном режиме и обеспечить выполнение поставленных задач ЛА.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Кабакова А.С., Высокова М.С., Чан Нгок Хыонг. Методы коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Молодежный научно – технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 2. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/759014.html> (дата обращения: 02.02.2015). (0,3 п.л./ 0,1 п.л.).
2. Неусыпин К.А., Чан Нгок Хыонг. Исследование алгоритмического метода коррекции автономных навигационных систем // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 1. С 29 – 33. (0,8 п.л./ 0,4 п.л.).
3. Неусыпин К.А., Чан Нгок Хыонг. Формирование сигналов коррекции автономных инерциальных навигационных систем // Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 4. С. 30 – 33. (0,7 п.л./ 0,4 п.л.).
4. 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.).
5. 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.).
6. Цибизова Т.Ю., Чан Нгок Хыонг. Способы реализации процедуры идентификации на основе фильтра Вольтерра // Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 8. С. 31 – 34. (0,7 п.л./ 0,4 п.л.).

7. Чан Нгок Хыонг, Кочешков М.А. Инерциальные навигационные системы с коррекцией в структуре // Седьмая всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (Москва, 24 – 27 сентября 2014 г.): тез. докл. Москва, 2014. С. 443 – 444. (0,2 п.л./ 0,1 п.л.).
8. Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Повышение точности автономных инерциальных навигационных систем с помощью генетических алгоритмов // XL академические чтения по космонавтике. Москва, 2016 г. С. 380. (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». Москва. 2014. С. 613 – 616. (0,2 п.л./ 0,1 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. Чан Нгок Хыонг. Инерциальные навигационные системы и алгоритмические методы коррекции // Актуальные проблемы современного российского общества. Москва. 2014. С. 145 – 150. (0,5 п.л.).
12. Чан Нгок Хыонг. Исследование математических моделей ошибок инерциальной навигационной системы // Труды международной научно-практической конференции. София. 2014. С. 169 – 170. (0,1 п.л.).
13. Чан Нгок Хыонг. Методы коррекции автономных навигационных систем. // Современные аспекты фундаментальных наук: труды второго международного симпозиума. 12-13 октября 2015. Дедовск МО, 2015. 266 с. С. 211 – 213. (0,2 п.л.).
14. Чан Нгок Хыонг. Оценивание погрешностей инерциальных навигационных систем // Труды международной научно – практической конференции «Достижение вузовской науки». Москва. 2014. С. 172 – 173. (0,1 п.л.).
15. Чан Нгок Хыонг. Разработка алгоритмов коррекции спутниковых навигационных систем // Международный симпозиум «Современные аспекты фундаментальных наук». Москва. 2013. С. 261 – 262. (0,1 п.л.).
16. Чан Нгок Хыонг. Способ коррекции динамических ошибок автономных инерциальных навигационных систем // Актуальные проблемы российской космонавтики (Москва, 27 – 30 января 2015 г.): тез. докл. Москва, 2015. С. 425 – 426. (0,1 п.л.).
17. Tran Ngoc Huong. The self-organization method // Труды международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования проблемы и результаты». Москва. 2014. С. 128 – 130. (0,1 п.л.).