

УДК 629.05  
На правах рукописи

Терешков Василий Михайлович

**МЕТОДИКА ПОЛУНАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ  
КОРРЕКТИРУЕМЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ  
НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

05.11.03 – Приборы навигации

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

г. Москва – 2011

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана.

Научный руководитель: Салычев Олег Степанович  
доктор технических наук, профессор,  
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: Рахтеенко Евгений Романович  
доктор технических наук, профессор,  
ОАО ГСКБ «Алмаз-Антей»  
им. академика А.А. Расплетина

Козицын Владимир Кузьмич  
кандидат технических наук,  
ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля»

Ведущая организация: ФГУП «НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина»,  
г. Москва

Защита диссертации состоится «18» мая 2011 г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.141.19 в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Отзыв в одном экземпляре, заверенный печатью организации, просим направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д212.141.19.

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2011 г.

Ученый секретарь диссертационного совета  
доктор технических наук

Бурый Е.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы диссертации.** Высокая роль алгоритмического обеспечения в бесплатформенных инерциальных навигационных системах (ИНС) делает актуальной проблему корректного выбора навигационного алгоритма на основе достоверных данных о погрешностях используемых в составе ИНС чувствительных элементов – акселерометров и гироскопов. Структура навигационного алгоритма и значения входящих в него параметров существенным образом зависят от динамики носителя, на борту которого предполагается эксплуатация системы. Таким образом, разработка алгоритмического обеспечения ИНС оказывается возможной лишь в результате сбора и анализа совокупности показаний датчиков, получаемых при натурных испытаниях системы.

Основы теории проектирования ИНС, методов их испытаний, моделирования и последующего синтеза навигационных алгоритмов заложены Б.В. Булгаковым, А.Ю. Ишлинским, Д.М. Климовым, В.Г. Пешехоновым, В.Н. Бранцем, И.П. Шмыглевским, О.С. Салычевым, М. Шулером, Ч. Дрейпером, П.Г. Саважем, К.П. Шварцем. На развитие методов идентификации параметров инерциальных систем и их чувствительных элементов большое влияние оказали фундаментальные труды К. Гаусса, Н. Винера, Р. Калмана.

Значительная сложность и высокая стоимость лётных испытаний авиационных ИНС привели к попыткам замены таких испытаний имитационным моделированием сигналов инерциальных датчиков и приёмников спутниковых навигационных систем (СНС). Состоятельность моделирования и, следовательно, его эффективность при синтезе навигационных алгоритмов во многом определяются достоверностью статистического описания ошибок чувствительных элементов.

Как правило, применение систем имитационного моделирования ИНС (INS Toolbox, CAST-3000/4000, NavLab и др.) требует от пользователя знания параметров моделей ошибок датчиков. Ключевой вопрос об их идентификации в натурном эксперименте остаётся открытым. Проблема приобретает особое значение, поскольку величины погрешностей чувствительных элементов в условиях движения носителя зачастую отличаются от тех же величин, измеренных в покое в лабораторных условиях. Это обстоятельство может быть обусловлено температурным режимом эксплуатации ИНС и вибрацией основания. Следовательно, натурные испытания целесообразно проводить на подвижном объекте.

Ограниченность возможностей имитационного моделирования ИНС порождает потребность в создании методики полунатурных испытаний навигационных систем, предусматривающей:

- автоматизированное оценивание статистических параметров погрешностей датчиков ИНС и приёмника СНС в соответствии с выбранной моделью по результатам натурного эксперимента на наземном транспортном средстве;
- имитацию пространственной траектории летательного аппарата (ЛА) и идеализированных сигналов гироскопов, акселерометров и приёмника СНС на этой траектории, а также формирование реализаций ошибок датчиков как случайных процессов с полученными ранее статистическими параметрами и сло-

жение этих ошибок с идеальными значениями измеряемых параметров движения ЛА.

**Цель диссертации** – создание методики полунатурных испытаний ИНС, обеспечивающей повышение точности и достоверности математических моделей навигационных систем, снижение стоимости, трудоёмкости и длительности разработки алгоритмического обеспечения ИНС.

Были поставлены и решены следующие **основные задачи**:

- разработаны математические модели ошибок акселерометров и гироскопов, необходимые для адекватного представления характеристик бесплатформенных инерциальных измерительных блоков низкого или среднего класса точности;

- проанализированы недостатки традиционных подходов к идентификации погрешностей ИНС, основанных на использовании фильтра Калмана;

- разработан метод оценивания ошибок акселерометров и гироскопов при испытаниях ИНС на подвижном основании;

- сформулированы и обоснованы требования к схеме проведения натурных наземных испытаний ИНС;

- построена математическая модель динамики ЛА, обеспечивающая возможность имитации идеализированных показаний датчиков бортовой ИНС и приёмника СНС;

- разработаны способы формирования реализаций погрешностей чувствительных элементов как случайных процессов в соответствии с выбранными формами их представления и экспериментально полученными статистическими свойствами;

- создано программное обеспечение, реализующее послемаршрутную обработку результатов натурных наземных испытаний ИНС и СНС, а также имитацию показаний этих систем в полёте для проведения вычислительного эксперимента.

**Объектом исследования** являются авиационные бесплатформенные ИНС низкого или среднего класса точности. **Предметом исследования** являются модели погрешностей датчиков ИНС и методики идентификации параметров этих моделей при натурных испытаниях систем.

**Методы исследования.** При решении поставленных задач использовались методы математического анализа, теоретической механики, теории автоматического управления, теории инерциальной навигации, а также методы планирования эксперимента и имитационное моделирование.

**Научная новизна** полученных результатов состоит в следующем.

Предложены математические модели погрешностей датчиков ИНС и СНС. Введённые в рассмотрение волновая и непрерывная модели погрешностей гироскопов позволяют учесть и статистически описать как медленное изменение смещений нуля, так и их более быстрые случайные вариации.

Разработан компенсационный метод оценивания погрешностей датчиков при натурных испытаниях ИНС на подвижном основании. Показано, что в отличие от алгоритма фильтра Калмана, имеющего рекуррентный характер, ком-

пенсационный метод позволяет получить выражения для оценок погрешностей в явном виде. Это повышает его надёжность и сокращает время сходимости оценок. Предложенный метод требует меньшего количества априорной информации, чем алгоритм фильтра Калмана, что упрощает его автоматизацию.

Исходя из условий наблюдаемости оцениваемых переменных, сформулированы и обоснованы требования к схеме проведения натурных наземных испытаний ИНС.

Предложена двухуровневая математическая модель динамики ЛА, обеспечивающая достоверность имитации показаний акселерометров и гироскопов бортовой ИНС при невысоких требованиях к вычислительным ресурсам. На пилотажном уровне абсолютное движение ЛА отождествляется с его движением относительно Земли. На более точном навигационном уровне, где учитывается кривизна и вращение Земли, производится расчёт тех кинематических параметров, которые служат идеализированными показаниями чувствительных элементов ИНС и приёмника СНС.

**Практическая значимость** результатов диссертации заключается в разработке методики проведения полунатурных испытаний ИНС, а также программного обеспечения для обработки экспериментальных данных, включающего программу автоматизированного оценивания погрешностей датчиков ИНС и приёмника СНС и программу имитационного моделирования показаний навигационных систем в полёте.

Данные полунатурных испытаний ИНС на наземном транспортном средстве могут быть использованы на начальном этапе разработки навигационных алгоритмов как альтернатива лётным испытаниям или экспериментам на специальных стендах.

**Достоверность результатов.** Состоятельность оценок ошибок гироскопов и акселерометров ИНС, полученных разработанным методом, подтверждается снижением уровня выходных погрешностей системы по скорости после компенсации оценённых ошибок в сигналах датчиков. Выходные погрешности системы при этом определяются путём сравнения показаний ИНС и СНС.

Корректность математической модели ЛА подтверждается соответствием полученных лётных характеристик ЛА значениям, приведённым в его спецификации.

**Реализация и внедрение результатов.** Разработанная методика полунатурных испытаний ИНС применена в фирме «ТеКнол» при синтезе алгоритма навигационной системы «БИНС-Тек» среднего класса точности.

Теоретические положения диссертации использованы в курсе лекций «Инерциальные навигационные системы» на кафедре «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Внедрение результатов работы подтверждается соответствующими актами.

**На защиту выносятся** следующие положения:

- предложенные модели погрешностей датчиков бесплатформенных ИНС позволяют статистически охарактеризовать как кратковременную, так и долго-

временную нестабильность их параметров, что существенно для адекватного моделирования показаний систем;

- разработанный компенсационный метод оценивания погрешностей датчиков ИНС позволяет получить выражения для оценок погрешностей в явном виде и требует меньшего количества априорной информации, чем алгоритм фильтра Калмана;

- предложенная двухуровневая математическая модель ЛА, используемая при численном моделировании его траектории, обеспечивает достоверность имитации показаний акселерометров и гироскопов бортовой ИНС при невысоких требованиях к вычислительным ресурсам.

**Апробация работы.** Результаты диссертации обсуждались и получили положительную оценку на IV Всероссийской научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Приборы и системы управления» в 2010 г., XXXIV и XXXV Академических чтениях по космонавтике в 2010 и 2011 гг., заседаниях секции кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н. Э. Баумана в 2007 – 2010 гг.

**Публикации.** Основные положения диссертации изложены в семи публикациях, в том числе – в четырёх статьях в журналах, входящих в перечень ВАК.

**Структура диссертации.** Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения и библиографического списка из 64 источников; содержит 133 страницы машинописного текста, 55 рисунков и 10 таблиц.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы, сформулированы цель и задачи работы, показаны её научная новизна и практическая значимость, приведены положения, выносимые на защиту, и сведения о структуре работы.

В **первой главе** рассмотрен алгоритм бесплатформенной ИНС и её уравнения ошибок; общая модель погрешностей акселерометров и оптических гироскопов редуцирована для случая крейсерского движения; предложены волновая и непрерывная модели представления смещений нуля гироскопов, а также модель погрешностей СНС.

Функциональная схема алгоритма бесплатформенной ИНС может быть условно представлена состоящей из двух частей. В рамках первой её части осуществляется предварительная обработка показаний акселерометров, вычисление на их основе значений скорости, а затем и координат местоположения объекта. Во второй части схемы проводятся подготовка измерений угловой скорости, полученных гироскопами, вычисление углового положения осей чувствительности акселерометров по отношению к навигационному трёхграннику и расчёт углов ориентации объекта. Эти части алгоритма оказываются связаны на этапе преобразования показаний акселерометров из связанного трёхгранника  $B = \{x_B, y_B, z_B\}$  к навигационному трёхграннику.

В качестве навигационного трёхгранника в работе выбран географический трёхгранник  $L = \{E, N, Up\}$ , а в качестве характеристики углового положения связанного трёхгранника – матрица направляющих косинусов  $C_B^L = [c_{ij}]$ .

Оценивание погрешностей датчиков ИНС и СНС на подвижном основании осуществляется по их влиянию на выходные показания систем. Для этого необходимо установить уравнения связи между собственными ошибками датчиков и ошибками их расположения, с одной стороны, и измеряемыми в эксперименте погрешностями ИНС по скорости и координатам носителя – с другой. Такие уравнения (упрощённые уравнения ошибок ИНС) для маломанёвренного ЛА имеют вид:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= -g\Phi_N + a_N\Phi_{UP} + \delta f_E, & \delta \dot{V}_N &= g\Phi_E - a_E\Phi_{UP} + \delta f_N, \\ \dot{\Phi}_N &= \delta V_E / R - \delta \omega_N, & \dot{\Phi}_E &= -\delta V_N / R - \delta \omega_E, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_{UP} &= \delta f_{UP} + 2g/R \cdot \delta h, \\ \delta \dot{h} &= \delta V_{UP}, \\ \dot{\Phi}_{UP} &= \delta V_E \operatorname{tg} \varphi / R - \delta \omega_{UP}. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь  $\delta f_i$  и  $\delta \omega_i$  – ошибки соответственно акселерометров и гироскопов ИНС в проекциях на оси географического трёхгранника,  $\delta V_i$  – ошибки составляющих скорости,  $\delta h$  – ошибка высоты,  $\Phi_i$  – углы отклонения аналитического образа гироплатформы ИНС от осей географического трёхгранника,  $\varphi$  – широта,  $R$  – радиус Земли,  $a_i$  – ускорения носителя,  $i = E, N, Up$ .

Из решения уравнений ошибок (1) для стационарного случая движения следует, что вклад погрешностей акселерометров и гироскопов в общую амплитуду ошибки ИНС по скорости можно приближённо описать величинами  $\delta f_i \sqrt{R/g}$  и  $\delta \omega_i R$ . В спецификации исследуемого в работе типичного инерциального измерительного блока среднего класса точности Honeywell HG1700 на основе лазерных гироскопов указано:  $\sigma[\delta f] = 0,01 \text{ м/с}^2$ ,  $\sigma[\delta \omega] = 1 \text{ }^\circ/\text{ч}$ . Используя эти значения, можно убедиться, что роль погрешностей гироскопов оказывается более существенной, нежели погрешностей акселерометров. Кроме того, ошибками масштабных коэффициентов датчиков и неточностью расположения их осей чувствительности в случае маломанёвренных ЛА можно пренебречь. Поэтому основное внимание в работе уделено адекватному представлению смещений нуля гироскопов.

В качестве одного из способов описания смещений нуля как случайных процессов может быть предложена волновая модель. Согласно этому подходу, изучаемая величина  $x(t)$  трактуется как выходной сигнал некоторой линейной динамической системы, а входным возмущением  $f(t)$  для этой системы служит последовательность импульсных  $\delta$ -функций Дирака с весовыми коэффициентами, определяющими интенсивность каждого импульса. Для погрешности ги-

роскопа, взятой в связанном трёхграннике, можно задаться простейшей волновой моделью  $\dot{x}(t) = f(t)$  или, после подстановки  $f(t)$  и  $x(t)$ ,

$$\delta\omega(t) = \delta\omega(0) + \int_0^t \sum_k c_k \delta(t - k\Delta t) dt + w_G(t). \quad (3)$$

Здесь  $c_k$  – весовые коэффициенты при  $\delta$ -функциях,  $\Delta t$  – фиксированный интервал времени между соседними импульсами,  $w_G(t)$  – измерительный шум. Очевидно, что уравнение (3) описывает ошибку гироскопа как кусочно-постоянное смещение нуля, ступенчато изменяющееся в моменты времени, кратные интервалу  $\Delta t$ , и отягощённое шумом  $w_G(t)$ .

Статистическими характеристиками погрешностей гироскопа оказываются следующие параметры: нестабильность смещения нуля между запусками, за которую принимается среднеквадратичное по реализациям значение начальных величин  $\delta\omega(0)$ ; интервал времени  $\Delta t$ ; среднее значение интенсивности импульсов  $M[c_k]$ , служащее мерой медленного изменения смещения нуля гироскопа в одном запуске из-за изменения температуры и других причин; дисперсия интенсивности импульсов  $\sigma^2[c_k]$ , характеризующая случайные вариации смещения нуля в одном запуске; спектральная плотность мощности измерительного шума  $P[w_G]$ , определяющая высокочастотную компоненту погрешности гироскопа. Названные параметры подлежат оцениванию при испытаниях ИНС и в своей совокупности описывают ошибки гироскопов с необходимой в рамках решаемых задач полнотой.

Альтернативой волновому описанию может являться непрерывная модель, в которой смещение нуля гироскопа образуется как сумма постоянной величины  $\delta\omega_0$ , линейно нарастающего со временем слагаемого  $\delta\omega_i \cdot t$  и коррелированного шума  $\delta\tilde{\omega}(t)$ :

$$\delta\omega(t) = \delta\omega_0 + \delta\omega_i \cdot t + \delta\tilde{\omega}(t) + w_G(t). \quad (4)$$

Параметры  $\delta\omega_0$  и  $\delta\omega_i$  отыскиваются при обработке результатов испытаний методом наименьших квадратов и затем служат в качестве среднеквадратических значений при моделировании случайного линейного тренда в смещении нуля гироскопа. Для остаточного сигнала  $\delta\tilde{\omega}(t)$  задаётся экспоненциально затухающая корреляционная функция  $R(\tau) = R(0) \exp(-|\tau/\tau_{COR}|)$ , где  $R(0) = \sigma^2[\delta\tilde{\omega}]$  – дисперсия сигнала  $\delta\tilde{\omega}(t)$ ,  $\tau_{COR}$  – интервал корреляции сигнала  $\delta\tilde{\omega}(t)$ .

Таким образом, для непрерывной модели статистическими характеристиками являются: параметры линейного тренда  $\delta\omega_0$  и  $\delta\omega_i$ ; дисперсия остаточного сигнала  $\sigma^2[\delta\tilde{\omega}]$ ; интервал корреляции остаточного сигнала  $\tau_{COR}$ ; спектральная плотность мощности измерительного шума  $P[w_G]$ .

Ошибки акселерометров, ввиду их меньшего влияния на точность выходной информации ИНС по сравнению с ошибками гироскопов, представляются в более простой форме. Их статистическое описание ограничивается двумя вели-



чинами: среднеквадратичным значением смещения нуля  $\sigma[\delta f]$  и спектральной плотностью мощности измерительного шума  $P[w_A]$ . Иными словами, при моделировании ИНС ошибка акселерометра предстаёт суммой случайной константы  $\delta f$  и шума  $w_A(t)$ .

Погрешности СНС, как правило, классифицируются в соответствии с их природой. В данном исследовании предпочтение отдано более простой модели. Она является чисто феноменологической и включает лишь те параметры, которые непосредственно наблюдаются в эксперименте и затрудняют использование показаний СНС для коррекции ИНС. Такими факторами оказываются измерительный шум и задержка информации СНС о скорости движения носителя. Модель может быть представлена в виде

$$V_i^{CHC}(t) = V_i(t - \tau) + w_{Ri}(t), \quad (5)$$

где  $V_i^{CHC}$  – составляющие скорости согласно показаниям СНС,  $V_i$  – истинные составляющие скорости,  $\tau$  – запаздывание сигнала СНС,  $w_{Ri}(t)$  – измерительные шумы,  $i = E, N, Up$ .

Оцениванию в данной модели подлежат величины запаздывания  $\tau$  как детерминированной константы и дисперсии шума  $\sigma^2[w_R]$ .

Во **второй главе** описана вычислительная схема фильтра Калмана и проанализированы её недостатки применительно к задаче идентификации ошибок датчиков ИНС; предложен альтернативный компенсационный метод оценивания погрешностей гироскопов, акселерометров и приёмника СНС; рассмотрены условия наблюдаемости искомых погрешностей и в соответствии с ними предложена схема проведения натуральных испытаний ИНС и последовательность обработки их результатов.

Целью оценивания погрешностей гироскопов и акселерометров ИНС, а также приёмника СНС в натурном эксперименте является установление статистических параметров этих погрешностей для последующего численного моделирования показаний навигационных систем.

Среди методов оценивания в настоящее время наибольшее распространение получил способ, основанный на алгоритме фильтра Калмана. В качестве модели динамики системы выступают уравнения ошибок ИНС (1) – (2). Однако применение фильтра Калмана сопряжено с некоторыми трудностями. Во-первых, хотя фильтр Калмана и обладает свойством оптимальности оценивания в среднеквадратичном смысле, но эта оптимальность достигается лишь при верном задании модели динамики системы, а также интенсивностей входных и измерительных шумов. Для входных шумов, имеющих во многом условную, субъективную природу, это не всегда возможно. Во-вторых, для оценивания погрешностей необходима их наблюдаемость по имеющимся измерениям. Так, например, смещения нуля акселерометров платформенных ИНС наблюдаемы лишь при изменении углов ориентации носителя, а для платформенных и вовсе не наблюдаемы. В-третьих, оценки, получаемые фильтром Калмана, имеют последовательный характер сходимости. Длительность переходных про-

цессов оценивания зависит от сложности модели системы и может достигать десятков минут.

В работе предложен альтернативный компенсационный метод оценивания ошибок датчиков ИНС и СНС, позволяющий получать оценки не в рекуррентной, а в явной форме. Использование упрощённых моделей системы, изменяемых в зависимости от параметров движения, сокращает время сходимости оценок. Кроме того, компенсационный метод требует меньшего числа настраиваемых параметров, чем алгоритм фильтра Калмана, и благодаря этому имеет более высокую надёжность.

Принцип компенсационного оценивания сводится к тому, что в системе, замкнутой отрицательной обратной связью, управляющее воздействие компенсирует неизвестный возмущающий сигнал и поэтому оказывается пропорционально ему. Если возможно измерить сигнал управления, то это позволяет оценить и возмущение, действующее на систему.

Для осуществления оценивания выходные ошибки ИНС по скорости демпфируются с использованием внешней информации от СНС. С этой целью в навигационный алгоритм вводится две пары управляющих сигналов:  $f_{E,N}^C = -K_1 \delta V_{E,N}$  – в блок расчёта скоростей,  $\omega_{E,N}^C = \mp K_2 \delta V_{N,E}$  – в блок расчёта матрицы  $C_B^L$ . Тогда уравнения (1) приобретают вид

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= -g \Phi_N + a_N \Phi_{UP} + \delta f_E - K_1 \delta V_E, & \delta \dot{V}_N &= g \Phi_E - a_E \Phi_{UP} + \delta f_N - K_1 \delta V_N, \\ \dot{\Phi}_N &= \delta V_E / R - \delta \omega_N + K_2 \delta V_E, & \dot{\Phi}_E &= -\delta V_N / R - \delta \omega_E - K_2 \delta V_N. \end{aligned}$$

В квазиустановившемся режиме, пренебрегая величиной  $1/R$  в сравнении с  $K_2$  и интегрируя на некотором интервале времени  $\Delta t$ , получим:

$$\begin{aligned} g \int_t^{t+\Delta t} \omega_E^C dt &= g \int_t^{t+\Delta t} \delta \omega_E dt + \Delta(a_E \Phi_{UP}) - \Delta \delta f_N, \\ g \int_t^{t+\Delta t} \omega_N^C dt &= g \int_t^{t+\Delta t} \delta \omega_N dt + \Delta(a_N \Phi_{UP}) + \Delta \delta f_E. \end{aligned} \tag{6}$$

Соотношения (6) свидетельствуют о том, что в сигналах управляющих угловых скоростей  $\omega_E^C$ ,  $\omega_N^C$ , приложенных к аналитическому образу гироплатформы демпфируемой ИНС, заключена информация о ключевых источниках погрешностей скорости и координат: смещениях нуля гироскопов  $\delta \omega_E$ ,  $\delta \omega_N$ , смещениях нуля акселерометров  $\delta f_E$ ,  $\delta f_N$ , ошибке азимута  $\Phi_{UP}$ . Это позволяет использовать сигналы  $\omega_E^C$ ,  $\omega_N^C$  для компенсационного оценивания собственных погрешностей датчиков горизонтальных каналов ИНС. Надлежащим выбором интервалов интегрирования  $\Delta t$  можно обеспечить разделение этих ошибок и их независимое оценивание при проведении натурных испытаний на наземном транспортном средстве. При этом характер движения должен обеспечивать наблюдаемость искомых ошибок. Необходимо, чтобы траектория включала как участки прямолинейного и равномерного движения, так и манёвры: разгоны, торможения, повороты.

Первой стадией послемаршрутной обработки показаний датчиков ИНС является оценивание угла  $\Phi_{UP}$ . Хотя эта величина и не характеризует напрямую погрешности датчиков, она должна быть предварительно скомпенсирована, чтобы её влияние не снизило впоследствии точность оценивания собственных ошибок чувствительных элементов.

Выберем интервалы разгона и торможения транспортного средства на прямолинейном участке его движения. Поскольку длительность  $\Delta t$  таких манёвров обычно мала, уравнения (6) приобретают вид:

$$g \int_t^{t+\Delta t} \omega_E^C dt = \Delta a_E \Phi_{UP}, \quad g \int_t^{t+\Delta t} \omega_N^C dt = \Delta a_N \Phi_{UP},$$

где  $\Delta a_E$ ,  $\Delta a_N$  – приращения горизонтальных ускорений транспортного средства. Умножая первое уравнение на  $\Delta a_E$ , второе – на  $\Delta a_N$  и складывая их, получим расчётную формулу для оценки угла  $\Phi_{UP}$ :

$$\Phi_{UP} = \frac{g}{\Delta a_E^2 + \Delta a_N^2} \left( \Delta a_E \int_t^{t+\Delta t} \omega_E^C dt + \Delta a_N \int_t^{t+\Delta t} \omega_N^C dt \right). \quad (7)$$

Второй стадией обработки данных ИНС является оценивание смещений нуля акселерометров. Наблюдаемость этих погрешностей имеет место только при поворотах транспортного средства. Именно на этих интервалах времени из-за изменения матрицы  $\mathbf{C}_B^L$  возникают ненулевые приращения проекций ошибок акселерометров на оси географического трёхгранника. В предположении, что углы крена и тангажа малы, для акселерометров горизонтальных каналов ИНС получим:

$$\begin{bmatrix} \Delta \delta f_E \\ \Delta \delta f_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta c_{11} & \Delta c_{12} \\ \Delta c_{21} & \Delta c_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta f_{XB} \\ \delta f_{YB} \end{bmatrix}.$$

Подставим это соотношение в уравнения (6), считая угол  $\Phi_{UP}$  предварительно скомпенсированным. При этом ввиду краткости интервала поворота  $\Delta t$  получим:

$$g \int_t^{t+\Delta t} \omega_E^C dt = -\Delta \delta f_N, \quad g \int_t^{t+\Delta t} \omega_N^C dt = \Delta \delta f_E.$$

Отсюда следует расчётная формула для оценок смещений нуля акселерометров:

$$\begin{bmatrix} \delta f_{XB} \\ \delta f_{YB} \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} \Delta c_{11} & \Delta c_{12} \\ \Delta c_{21} & \Delta c_{22} \end{bmatrix}^{-1} \int_t^{t+\Delta t} \begin{bmatrix} \omega_N^C \\ -\omega_E^C \end{bmatrix} dt. \quad (8)$$

Проанализируем условия наблюдаемости величин  $\delta f_{XB}$ ,  $\delta f_{YB}$ . Формула (8) содержит обращение матрицы, которое выполнимо лишь в том случае, если матрица не является вырожденной. Поэтому численным критерием возможности оценивания ошибок акселерометров может служить определитель этой матрицы  $D = 2 - 2 \cos \Delta H$ , где  $\Delta H$  – приращение угла курса за время  $\Delta t$ . Итак, смещения нуля акселерометров наблюдаемы, если  $D \neq 0$ . Физически это означает, что  $\Delta H$  отлично от нуля и не кратно  $360^\circ$ . Наилучшие условия для оце-

нивания возникают при развороте транспортного средства на угол  $180^\circ$ , когда величина  $D$  максимальна.

На третьей стадии послемаршрутной обработки показаний датчиков оцениванию подлежат смещения нуля гироскопов горизонтальных каналов ИНС. Обеспечение наблюдаемости этих погрешностей, в отличие от предыдущих, не требует особых условий движения. Таким образом, их оценивание может выполняться непрерывно. Это, в свою очередь, открывает возможности для определения фактических нестабильностей смещений нуля гироскопов в одном запуске ИНС в соответствии моделями (3) – (4). Будем считать погрешности  $\Phi_{UP}$ ,  $\delta f_{XB}$ ,  $\delta f_{YB}$  скомпенсированными на предыдущих этапах расчёта. Тогда уравнения (6) предстанут в виде  $\omega_E^C = \delta\omega_E$ ,  $\omega_N^C = \delta\omega_N$ . Величины  $\delta\omega_E$ ,  $\delta\omega_N$  требуется преобразовать к осям связанного трёхгранника, чтобы они могли характеризовать собственные ошибки датчиков угловой скорости исследуемой бесплатформенной ИНС:

$$\delta\omega_{XB} = \omega_E^C \cos H - \omega_N^C \sin H, \quad \delta\omega_{YB} = \omega_E^C \sin H + \omega_N^C \cos H. \quad (9)$$

Последним этапом оценивания погрешностей датчиков ИНС является определение смещений нуля акселерометра и гироскопа вертикального канала. Вертикальный канал ИНС корректируется подачей управляющих воздействий:  $V_{UP}^C = -C_1 \delta h$  – в блок расчёта координат,  $f_{UP}^C = -C_2 \delta h$  – в блок расчёта скоростей,  $\omega_{UP}^C = -K_3 \Phi_{UP}$  – в блок расчёта матрицы  $C_B^L$ . После этого уравнения ошибок (2) принимают вид:

$$\begin{aligned} \delta\dot{V}_{UP} &= \delta f_{UP} + 2g/R \cdot \delta h - C_2 \delta h, \\ \delta\dot{h} &= \delta V_{UP} - C_1 \delta h, \\ \dot{\Phi}_{UP} &= \delta V_E \operatorname{tg} \varphi / R - \delta\omega_{UP} - K_3 \Phi_{UP}. \end{aligned}$$

В квазиустановившемся режиме, пренебрегая величиной  $2g/R$  в сравнении с  $C_2$  и считая ошибку  $\delta V_E$  скорректированной, получим:

$$\delta f_{ZB} = \delta f_{UP} = -f_{UP}^C, \quad \delta\omega_{ZB} = \delta\omega_{UP} = \omega_{UP}^C. \quad (10)$$

Уравнения (10) показывают, что погрешности акселерометра и гироскопа вертикального канала могут быть косвенно оценены путём измерения компенсирующих сигналов  $f_{UP}^C$ ,  $\omega_{UP}^C$ .

При оценивании задержки информации СНС воспользуемся моделью (5), пренебрегая измерительным шумом. Разложим правую часть этого равенства в ряд Тейлора в окрестности точки  $V_i(t)$  и удержим в нём лишь линейное слагаемое:

$$V_i^{CHC}(t) = V_i(t) + dV_i(t)/dt \cdot (-\tau) = V_i(t) - a_i(t) \cdot \tau.$$

Таким образом, задержка  $\tau$  равносильна наличию ошибок в показаниях СНС по скорости, равных  $\delta V_i^{CHC} = -a_i \tau$  и проявляющихся при ускоренном движении носителя. Величинами, доступными для измерения при проведении натуральных испытаний, являются рассогласования данных СНС и некорректируемой ИНС:

$\delta V_i = \delta V_i^{ИНС} - \delta V_i^{СНС} = \delta V_i^{ИНС} + a_i \tau$ . Для оценивания величины  $\tau$  необходимо выделить интервалы  $\Delta t$  разгона или торможения транспортного средства, которым предшествует стоянка или равномерное движение. Тогда в начале каждого такого интервала ошибки ИНС  $\delta V_i^{ИНС}$  можно обнулить с использованием информации СНС, а по приращениям рассогласований скорости  $\Delta \delta V_i = a_i \tau$  за время  $\Delta t$  получить оценку запаздывания  $\tau$ :

$$\tau = \frac{a_E \Delta \delta V_E + a_N \Delta \delta V_N}{a_E^2 + a_N^2}. \quad (11)$$

Автоматизированное оценивание параметров моделей ошибок СНС и датчиков ИНС осуществляется при послемаршрутной обработке данных в пять этапов. В начале каждого этапа алгоритм ИНС заново инициализируется, проводится процедура выставки, а все оценки ошибок, полученные на предыдущих этапах, вводятся в качестве поправок в показания датчиков. Последовательность оценивания приведена на рис. 1.

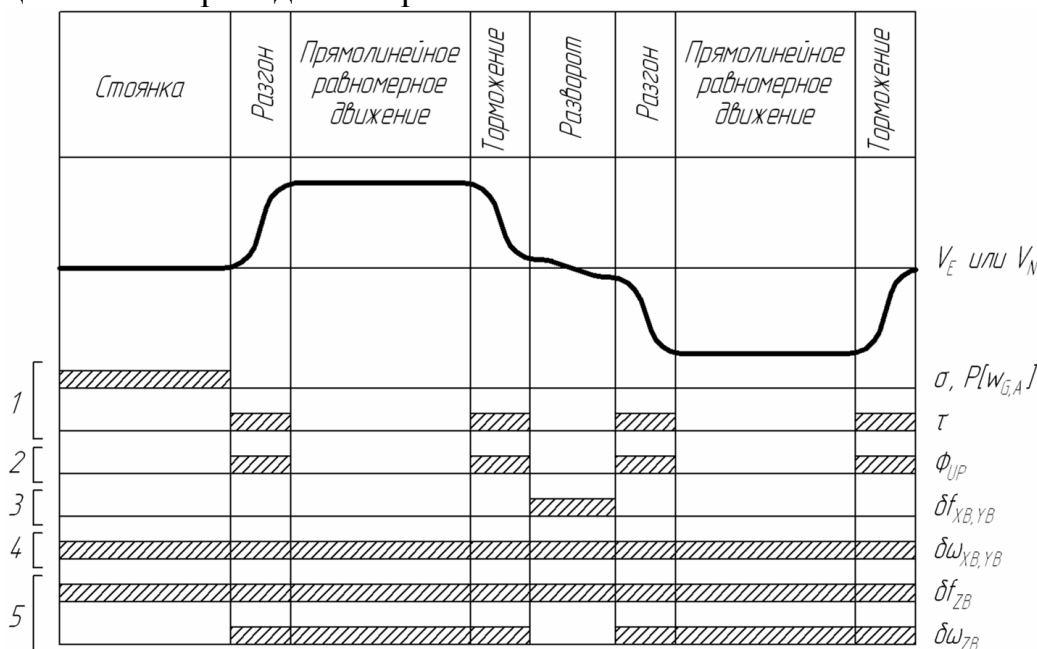


Рис. 1. Общая последовательность оценивания погрешностей ИНС и СНС

Заштрихованные участки соответствуют интервалам времени, когда для того или иного оцениваемого параметра удовлетворены условия его наблюдаемости.

В третьей главе обоснована правомерность распространения результатов наземных испытаний ИНС на условия её лётной эксплуатации; построена двухуровневая модель динамики ЛА; предложены способы формирования реализаций ошибок датчиков ИНС и приёмника СНС как случайных процессов.

Принцип полунатурных испытаний ИНС иллюстрируется схемой на рис. 2. Их эффективность зависит от возможности перенесения статистических параметров погрешностей, найденных при наземных испытаниях ИНС, на условия лётной эксплуатации системы. Неодинаковое поведение ошибок гироскопов и акселерометров ИНС на различных носителях может быть вызвано теми факто-

рами внешней среды, которые не находят явного выражения в применяемых моделях погрешностей датчиков, однако влияют на их эффективные (приведённые) смещения нулей. К таким факторам можно отнести вибрацию основания и температурные возмущения.



Рис. 2. Схема полунатурных испытаний ИНС

Спектры вибрации при движении наземного транспортного средства и ЛА, вообще говоря, различаются. Однако порождаемые ими изменения в поведении ошибок датчиков ИНС и погрешностей её выходной информации оказываются сходными. Для подтверждения этого факта сравним погрешности по скорости, наблюдаемые в условиях лабораторного исследования на неподвижном основании, наземных испытаний на автомобиле

и лётных испытаний одной и той же системы. Величины размаха ошибки ИНС на рассматриваемом интервале времени сведены в табл. 1.

Таблица 1.

Ошибки ИНС по скорости в различных видах испытаний

Вид носителя	Размах ошибки по скорости, м/с	
	$\delta V_E$	$\delta V_N$
Неподвижное основание	13	9
Автомобиль	134	70
Лёгкий самолёт	72	94

Из проведённого сравнения следует, что характерные значения ошибок, наблюдаемых в испытаниях ИНС на автомобиле и на борту ЛА, оказываются близкими. Это свидетельствует и о сходстве типичных величин собственных погрешностей датчиков ИНС. Поэтому перенос результатов испытаний системы на наземном транспортном средстве в условия её авиационной эксплуатации более достоверен, нежели перенос параметров погрешностей датчиков, выявленных на неподвижном основании в лаборатории.

Решение задачи имитации измерений, получаемых инерциальными датчиками и спутниковым приёмником, разделяется на два этапа. На первом этапе кинематические параметры, вычисляемые при моделировании движения ЛА, служат для генерации идеализированных (не содержащих ошибок) показаний гироскопов, акселерометров и приёмника СНС. Эти показания могут в дальнейшем служить в качестве эталонных при синтезе и настройке алгоритмов бесплатформенных ИНС.

На втором этапе на идеализированные измерения накладываются сигналы погрешностей. Они представляют собой случайные процессы, имеющие заданные статистические свойства. Исходной информацией для выполнения этой

процедуры служат величины ошибок датчиков и интенсивности их шумов, определённые при наземных испытаниях ИНС.

В **четвёртой** главе раскрыта структура разработанного программного обеспечения и приведены экспериментальные результаты, полученные при его практическом применении для анализа и моделирования показаний инерциального измерительного блока Honeywell HG1700.

Программа оценивания погрешностей датчиков ИНС и приёмника СНС выполняет послемаршрутную обработку показаний акселерометров, гироскопов и спутникового приёмника, записанных при натурных испытаниях системы. Она реализует алгоритм бесплатформенной ИНС и компенсационную схему оценивания погрешностей согласно моделям (3) – (5) и расчётным соотношениям (7) – (11). Хотя эта методика и допускает использование в реальном масштабе времени, в рамках решаемой задачи в этом нет надобности, поэтому стадии накопления показаний датчиков и их обработки разделены.

На рис. 3, 4 приведены графики оценки ошибки азимута  $\Phi_{UP}$ , полученные компенсационным способом и фильтром Калмана. Состоятельность оценки на рис. 3 можно проверить, сравнив погрешности некорректируемой ИНС по скорости до и после учёта поправки азимута. Согласно уравнениям (1), влияние угла  $\Phi_{UP}$  проявляется в том, что в ошибках  $\delta V_E$  и  $\delta V_N$  возникают нестационарные составляющие  $\Delta V_N \Phi_{UP}$  и  $-\Delta V_E \Phi_{UP}$ . Они пропорциональны  $\Delta V_N$  и  $\Delta V_E$  соответственно, то есть приращениям скорости в направлениях, перпендикулярных рассматриваемым. Компенсация азимутальной ошибки устраняет это перекрёстное влияние каналов ИНС и придаёт гладкость кривым  $\delta V_E$  и  $\delta V_N$  (рис. 5).

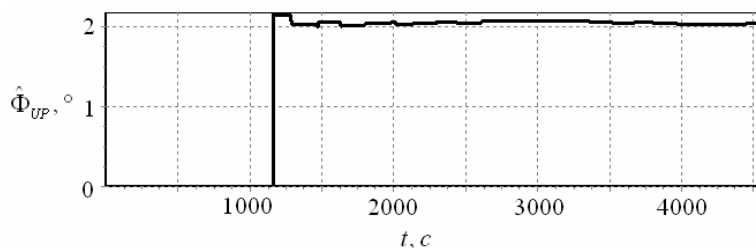


Рис. 3. Оценка ошибки азимута, полученная компенсационным методом

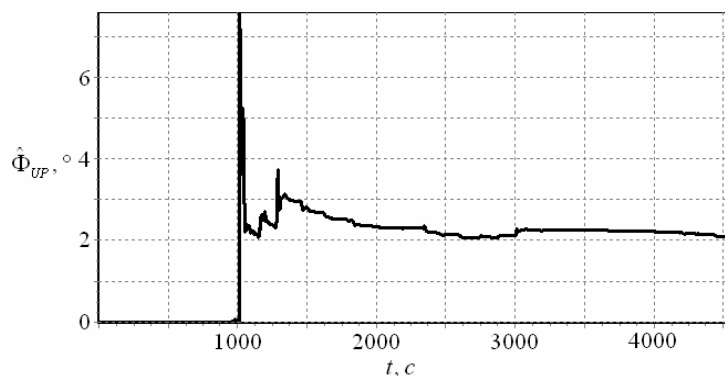


Рис. 4. Оценка ошибки азимута, полученная алгоритмом фильтра Калмана

На рис. 6 представлены графики оценок смещений нуля гироскопов горизонтальных каналов ИНС, заданных волновой моделью (3) и вычисленных компенсационным методом, а на рис. 7 — найденных фильтром Калмана. Достоверность оценок на рис. 6 подтверждается уменьшением величин ошибок скорости автономной ИНС на порядок после ввода рассчитанных оценок в качестве поправок в показания гироскопов инерциального измерительного блока (рис. 8).

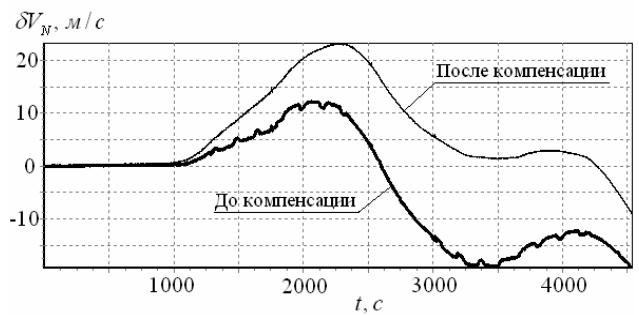
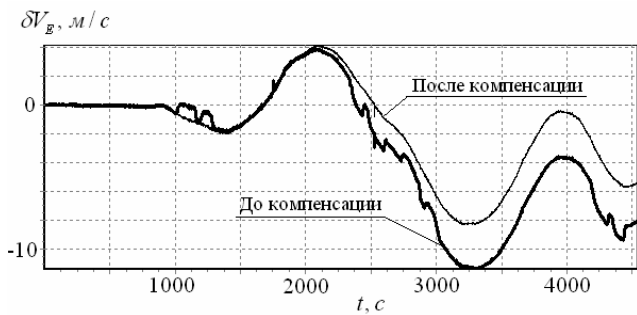


Рис. 5. Погрешности ИНС по скорости до и после учёта ошибки азимута

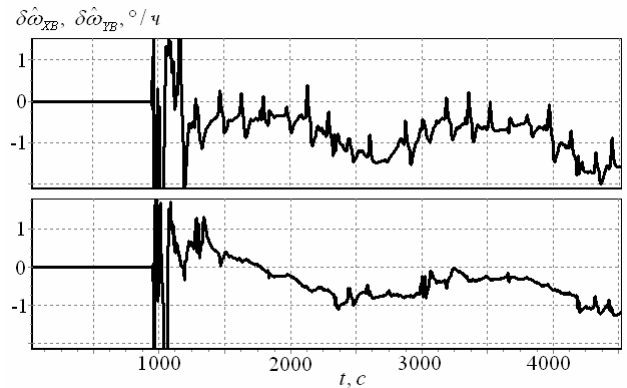
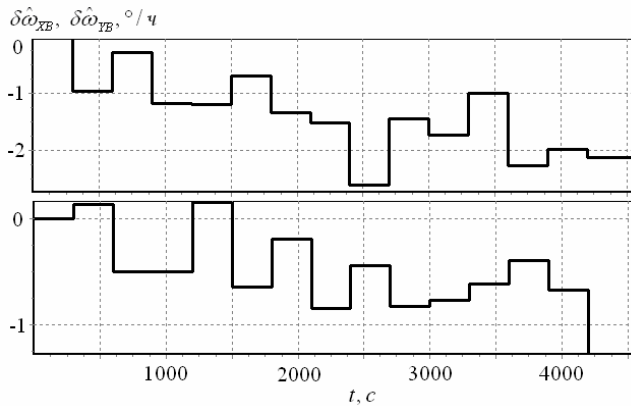


Рис. 6. Оценки ошибок гироскопов, полученные компенсационным методом

Рис. 7. Оценки ошибок гироскопов, полученные алгоритмом фильтра Калмана

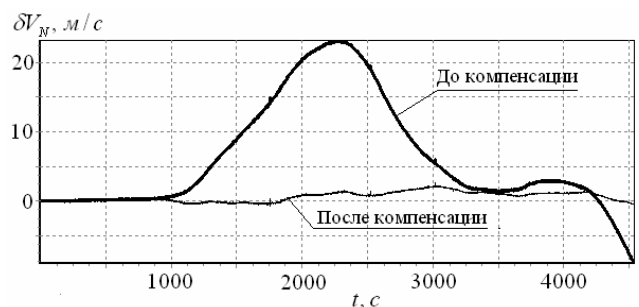
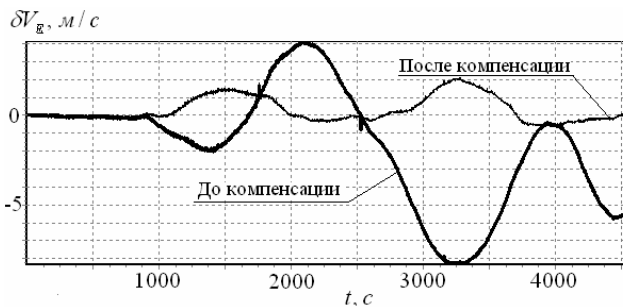


Рис. 8. Погрешности ИНС по скорости до и после учёта ошибок гироскопов

Программа моделирования движения ЛА предназначена для генерации траектории полёта и соответствующих этой траектории показаний инерциальных датчиков и приёмника СНС. Достоверность применяемой модели динамики ЛА подтверждается сравнением некоторых эксплуатационных характеристик ЛА, получаемых при моделировании, с величинами, заявленными в его спецификации (табл. 2).

Таблица 2.

Достоверность модели динамики ЛА (на примере самолёта Cessna 172)

Характеристика	Величина	
	В спецификации	В модели
Максимальная скорость, км/ч	230	240
Скорость сваливания, км/ч	87	85
Скороподъёмность, м/с	4	5



На рис. 9 показан пример использования имитируемых показаний датчиков ИНС и СНС. Погрешности акселерометров и гироскопов, полученные в виде случайных процессов с найденными по результатам натурального эксперимента статистическими свойствами, наложены на идеальные значения ускорений и угловых скоростей, соответствующих некоторой траектории ЛА. Результирующие сигналы использованы в качестве входных данных алгоритма бесплатформенной ИНС и вызывают колебания выходных ошибок ИНС по скорости, что вполне согласуется с характером решения уравнений (1).

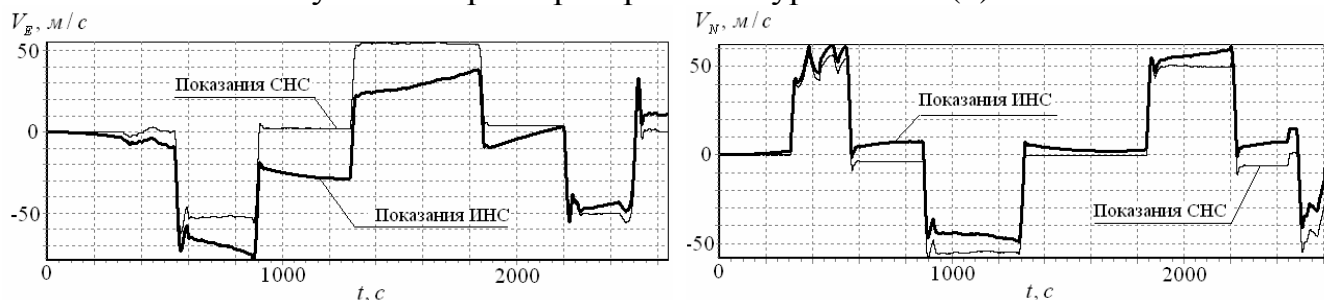


Рис. 9. Пример имитируемых показаний скорости СНС и автономной ИНС

В фирме «ТеКнол» с использованием разработанной методики полунатурных испытаний ИНС и результатов моделирования показаний инерциального измерительного блока Honeywell HG1700 синтезирован специальный навигационный алгоритм для прототипа бесплатформенной системы «БИНС-Тек» на основе оптических гироскопов со смещением нуля  $\sigma[\delta\omega] = 1^\circ/\text{ч}$ . Среднеквадратичная погрешность счисления координат системой «БИНС-Тек» в некорректируемом режиме составляет 3,7 км за 1 ч маршрутного полёта ЛА.

В **заключении** приведены основные результаты диссертационной работы, обоснована их актуальность и практическая ценность.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Предложены модели погрешностей датчиков ИНС и СНС, отражающие те их особенности, которые существенны для адекватного моделирования показаний навигационных систем на борту летательного аппарата. Волновая и непрерывная модели ошибок гироскопов позволяют учесть как медленное изменение смещений нуля из-за нагрева конструкции и дрейфа параметров электронных схем, так и короткопериодические случайные колебания погрешностей.

2. Разработан компенсационный метод оценивания погрешностей датчиков при натуральных испытаниях ИНС на подвижном основании. Оценки, получаемые компенсационным методом, могут быть выражены в явном виде через параметры движения носителя. Это повышает надёжность алгоритма и сокращает время его сходимости. Меньшие требования к количеству априорной информации, по сравнению с алгоритмом фильтра Калмана, обуславливают простоту автоматизации обработки результатов испытаний.

3. Исходя из условий наблюдаемости погрешностей ИНС и разделения их источников при проведении оценивания, сформулированы требования к характеру движения носителя при наземных испытаниях системы и предложена последовательность обработки получаемых экспериментальных данных.

4. Разработана двухуровневая математическая модель динамики ЛА, обеспечивающая достоверность имитации показаний акселерометров и гироскопов бортовой ИНС при невысоких требованиях к вычислительным ресурсам.

5. Создана методика и программные средства автоматизированной обработки данных наземных испытаний ИНС с целью определения погрешностей её датчиков и последующей имитации показаний этой системы в полёте с учётом найденных погрешностей.

6. Подтверждена эффективность методики полунатурных испытаний при моделировании инерциального измерительного блока Honeywell HG1700 и синтезе алгоритма авиационной ИНС среднего класса точности на основе оптических гироскопов.

### **ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Терешков В.М. Прямой метод оценивания погрешностей датчиков бесплатформенных ИНС // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Приборостроение. – 2010. – № 3. – С. 68 – 78.

2. Терешков В.М. Прямой метод оценивания погрешностей датчиков инерциально-спутниковой навигационной системы // Труды ФГУП «НПЦ АП». Системы и приборы управления. – 2010. – № 2. – С. 8 – 16.

3. Терешков В.М. Средства полунатурного моделирования инерциальных навигационных систем и отладка их алгоритмов // Автоматизация в промышленности. – 2011. – № 1. – С. 40 – 44.

4. Терешков В.М. Полунатурное моделирование датчиков инерциально-спутниковых навигационных систем // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. – 2010. – № 8. URL: [technomag.edu.ru/pdf/152269.html?\\_\\_s=1](http://technomag.edu.ru/pdf/152269.html?__s=1) (дата обращения: 10.11.2010).

5. Терешков В.М. Компенсационное оценивание погрешностей датчиков ИНС // Приборы и системы управления: Труды IV Всероссийской научно-технической конференции молодых учёных и специалистов. – Москва, 2010. – С. 310 – 321.

6. Терешков В.М. Моделирование показаний инерциальных навигационных систем на основе оценивания погрешностей их датчиков // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXV Академических чтений по космонавтике с международным участием. – Москва, 2011. – С. 617 – 619.

7. Терешков В.М. Программный комплекс автоматизированного тестирования алгоритмов инерциальных навигационных систем // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXIV Академических чтений по космонавтике с международным участием. – Москва, 2010. – С. 604 – 605.