МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ М.В. ЛОМОНОСОВА Механико-математический факультет

На правах рукописи

Кальченко Артем Олегович

ЗАДАЧА КАЛИБРОВКИ БЕСКАРДАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛЕТЕ ПРИ ПОМОЩИ ИНФОРМАЦИИ ОТ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Специальность 01.02.01 — теоретическая механика

Автореферат диссертации на соискание учёной степени кандидата физико-математических наук

Москва — 2016

Работа выполнена на кафедре прикладной механики и управления механико-математического факультета Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова

Научные руководители:	Голован Андрей Андреевич		
	доктор физико-математических наук		
	Вавилова Нина Борисовна		
	кандидат физико-математических наук		
Официальные оппоненты:	Харин Евгений Григорьевич,		
	доктор технических наук,		
	одо «летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»		
	Каршаков Евгений Владимирович,		
	кандидат физико-математических наук,		
	старший научный сотрудник		
	лаборатории 01		
	Института проблем управления		
	им. В.А. Трапезникова РАН		
Ведущая организация:	АО «Научно-исследовательский институт авиационного оборудования»		

Защита диссертации состоится 23 сентября 2016 г. в 17 часов на заседании диссертационного совета Д 501.001.22 при Московском государственному университете имени М.В. Ломоносова по адресу: 119991, Москва, Ленинские горы, Главное здание МГУ, механико-математический факультет, аудитория 16-10.

C диссертацией можно ознакомиться в читальном зале отдела диссертаций Фундаментальной библиотеки МГУ имени М.В. Ломоносова по адресу: Ломоносовский проспект, д. 27 и на сайте http://mech.math.msu.su/~snark/ files/diss/0130diss.pdf

Автореферат разослан августа 2016 года.

Ученый секретарь диссертационного совета

Прошкин Владимир Александрович

Общая характеристика работы

Актуальность темы

Калибровка бескарданных инерциальных навигационных систем (БИНС) на стендах является необходимым этапом подготовки системы к эксплуатации. В процессе стендовой калибровки системы определяются параметры инструментальных погрешностей инерциальных датчиков с целью последующей компенсации в режимах выставки и навигации. Однако с течением времени при эксплуатации БИНС параметры ее инструментальных погрешностей изменяются, вследствие чего повышаются ошибки автономной навигации. Очевидно, после установки системы на летательном аппарате (ЛА) ее демонтаж с целью повторной калибровки на стенде затруднителен или практически невозможен. Наличие во время полета внешней по отношению к инерциальной информации, а именно, данных спутниковой навигационной системы (СНС), позволяет проводить оценку инструментальных погрешностей по полетным данным как в режиме постобработки, так и в реальном времени. Таким образом, возникает потребность построения методов и алгоритмов калибровки БИНС в полете. В этом состоит актуальность темы данной диссертационной работы.

Цели работы:

- разработать метод калибровки БИНС в полете. Основные задачи вопервых, найти такой режим полета, который, с одной стороны, обеспечивал бы высокую точность оценивания параметров инструментальных погрешностей БИНС, с другой – был легко реализуем, во-вторых, построить алгоритм оценивания, который решает задачу калибровки и подтверждает разумность выбора класса траекторий;
- исследовать влияние возмущений, являющихся атрибутами информации CHC, а именно – смещения антенны CHC относительно места расположения БИНС внутри ЛА, а также запаздывания данных CHC относительно информации БИНС. Предложить способы учета этих возмущений;
- разработать методы определения тех параметров погрешностей БИНС, которые меняются от запуска к запуску, с использованием участка рулежки и разгона ЛА;
- исследовать дополнительные возможности, которые предоставляет СНС с несколькими разнесенными антеннами.

Методы исследования, достоверность и обоснованность результатов

В работе используются методы теоретической механики, теории инерциальной навигации, теории оптимального оценивания, линейной алгебры, элементы теории случайных процессов. Исходные соотношения инерциальной навигации, модели инструментальных погрешностей БИНС являются общепринятыми. При обосновании результатов использованы анализ наблюдаемости и ковариационный анализ. Выводы подтверждены примером обработки экспериментальных данных, результаты которой согласуются с ожидаемыми.

Научная новизна и полученные результаты

Указанная задача в настоящее время мало проработана. Поскольку калибровка БИНС в полете направлена на повышение точности БИНС легко реализуемым способом, результаты по этой теме не публикуются в открытой печати по коммерческим соображениям.

Получены следующие новые результаты:

- Осуществлен выбор класса траекторий, обеспечивающего высокую точность калибровки БИНС в полете. Насколько известно, такой класс ранее не использовался в задачах подобного типа. Построен алгоритм оценки вектора состояния погрешностей БИНС, включающего в себя параметры инструментальных погрешностей, при помощи позиционной и скоростной информации СНС. Показано, что приемлемая точность оценки обеспечивается путем последовательного соединения двух типов траекторий: высокочастотных колебаний по крену и тангажу с малыми амплитудами и траектории типа "змейка". В качестве естественного критерия оценки результатов калибровки выбрана величина позиционной круговой ошибки после часа полета в автономном режиме. Эффективность калибровки оценивается путем сравнения значений указанной величины, вычисленных после калибровки и без таковой. Выбрана величина интервала времени калибровочного полета, необходимая для приемлемой точности автономной навигации.
- Исследовано влияние смещенности спутниковой информации и предложен способ ее учета в моделях корректирующих измерений. Показано, что включение параметров смещенности спутниковой информации в вектор оцениваемых параметров позволяет сохранить требуемую точность навигации.
- Проведен анализ возможности оценивания составляющих погрешностей БИНС, меняющихся с каждым запуском, на участках рулежки и разгона. Показано, что компенсация оценок, полученных на начальном участке,

далее при автономной навигации позволяет значимо повысить ее точность.

• Рассмотрен вопрос о целесообразности использования нескольких разнесенных антенн СНС для калибровки БИНС в полете. Показано, что привлечение информации от второй антенны СНС не дает значительного улучшения точности автономной навигации для БИНС высокого класса точности.

Теоретическая и практическая ценность

Теоретическая ценность данной работы заключается в построении и анализе математической модели калибровки БИНС в процессе использования системы на борту ЛА, как в режимах рулежки и разгона, так и в полете.

Полученные результаты служат обоснованием принципиальной возможности калибровки БИНС в полете.

Практическая значимость работы заключается в том, что она дает руководство по проведению калибровки БИНС в процессе эксплуатации. По существу, построены рабочие алгоритмы, которые рекомендуется использовать на предприятиях соответствующего профиля. Также полученные результаты могут быть полезны на предприятиях, занимающихся летными испытаниями навигационной техники.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались на следующих научнотехнических семинарах и конференциях:

- 1. Вавилова Н.Б., Васинёва И.А., Голован А.А, Кальченко А.О. (докладчик – Васинёва И.А.). Задача калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете при помощи информации от спутниковой навигационной системы. // XXII Международный научнотехнический семинар "Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации", 18-25 сентября 2012, Алушта, Украина.
- 2. Вавилова Н.Б., Васинёва И.А., Голован А.А, Кальченко А.О. (докладчик – Кальченко А.О.). Построение алгоритма послеполетной калибровки БИНС и анализ его точности в зависимости от некоторых типов эволюций самолета. // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 27-29 мая 2013 г., Санкт-Петербург, Россия.
- 3. Кальченко А.О. Задача калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете при помощи информации от спутниковой на-

вигационной системы. // Семинар имени А.Ю. Ишлинского по прикладной механике и управлению, Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, 8 июня 2016 г., Москва, Россия.

Публикации

Основные результаты по теме диссертации изложены в 4 печатных изданиях, 2 из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК, 2 - в тезисах докладов.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, шести глав и заключения. Полный объем диссертации **105** страниц текста с **21** рисунками и **20** таблицами. Список литературы содержит **37** наименований.

Содержание работы

Во **введении** приводится обзор литературы по теме диссертации, обосновывается актуальность решаемой проблемы, ставятся задачи исследования, сформулированы научная новизна и практическая значимость представляемой работы. Также представлено краткое содержание работы, перечислены публикации и доклады по теме исследования.

В первой главе излагаются основы информационного подхода для решения задачи коррекции бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС) в общем виде, описываются все составляющие математической модели задачи калибровки БИНС в полете – уравнения ошибок БИНС, модели инструментальных погрешностей БИНС, модели корректирующих измерений. Поставлена задача оценки вектора состояния погрешностей БИНС и параметров инструментальных погрешностей, входящих в его состав, с целью последующей компенсации их в режиме автономной навигации.

Уравнения, составляющие математические модели калибровки БИНС, записываются в терминах приборного трехгранника Mz, на оси которого измеряется удельная сила f_z , действующая на приведенную чувствительную массу ньютонометров, измеряются проекции его угловой скорости ω_z , а также модельного трехгранника My – числового образа приборного трехгранника и географического трехгранника Mx.

В данной работе используется общепринятая модель инструментальных погрешностей БИНС.

Полагается, что собственные инструментальные погрешности каждого из ньютонометров включают в себя ошибку нулевого сигнала (ошибку нуля), ошибку масштабного коэффициента (ошибку масштаба) и высокочастотную составляющую, которая считается белым шумом.

С учетом сказанного вектор инструментальных погрешностей

$$\Delta f_z = f'_z - f_z = (\Delta f_{z1}, \Delta f_{z2}, \Delta f_{z3})^T$$

описывается соотношением

$$\Delta f_z = \Delta f_z^0 + \Gamma f_z + \Delta f_z^s,$$

где f'_z – результат измерения f_z , $\Delta f^0_z = (\Delta f^0_{z1}, \Delta f^0_{z2}, \Delta f^0_{z3})^T$ — вектор погрешностей нулей;

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \Gamma_{11} & 0 & 0 \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & 0 \\ \Gamma_{31} & \Gamma_{32} & \Gamma_{33} \end{pmatrix},$$

 Γ_{ii} — погрешности масштабов; $\Gamma_{ij}, (i \neq j)$ — погрешности установки ньютонометров (погрешности геометрии, перекосы). Нули над главной диагональю матрицы Γ вызваны способом построения приборного трехгранника;

 $\Delta f_z^s = (\Delta f_{z1}^s, \Delta f_{z2}^s, \Delta f_{z3}^s)^T$ — высокочастотные погрешности типа белого шума.

Для погрешностей датчиков угловой скорости (ДУС) $\nu_z = -(\omega'_z - \omega_z) = (\nu_{z1}, \nu_{z2}, \nu_{z3})^T$ принимается аналогичная модель:

$$u_z = \nu_z^0 + \Theta \omega_z + \nu_z^s,$$
где ω_z' – результат измерения $\omega_z, \, \nu_z^0 = (\nu_{z1}^0, \nu_{z2}^0, \nu_{z3}^0)^T, -$ дрейфы ДУС,
$$\Theta = \begin{pmatrix} \Theta_{11} & \Theta_{12} & \Theta_{13} \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & \Theta_{23} \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{pmatrix},$$

где Θ_{ij} — погрешности установки ДУС, Θ_{ii} — погрешности масштабов,

 $u_z^s = (\nu_{z1}^s, \nu_{z2}^s, \nu_{z3}^s)^T$ — высокочастотные погрешности типа белого шу-ма.

Все параметры модели за исключение
м $\Delta f_z^s,\,\nu_z^s\,$ — неизвестные постоянные величины.

Известно, что значения параметров инструментальных погрешностей чувствительны к изменению температуры, однако в данной задаче калибровки в полете предполагается, что температурные зависимости учтены по результатам стендовой калибровки.

Поведение ошибок БИНС описывается в трехграннике Mx, связанном с текущей географической вертикалью (ось Mx_3), и ориентированном определенным образом в азимуте. В данной задаче предполагается, что вертикальный канал корректируется при помощи внешней информации о высоте (в авиации источником информации о высоте служит баровысотомер), поэтому ошибки вертикального канала не включаются в вектор состояния, и выбирается следующий набор независимых переменных (индекс обозначает проектирование на соответствующую ось трехгранника Mx):

• $\Delta y_1, \Delta y_2$ — полные ошибки местоположения:

$$\Delta y = y' - y$$

- δV₁, δV₂ динамические ошибки определения горизонтальных составляющих V₁, V₂ относительной скорости движения;
- β₁, β₂, β₃ кинематические ошибки, вектор β_x = (β₁, β₂, β₃) вектор малого поворота квазиприборного трехгранника Mz^x относительно квазимодельного Mx', подчиняющийся кинематическому уравнению ошибок.

В этих переменных уравнения ошибок имеют вид:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{y_1} &= \delta V_1 + \beta_3 V_2, \\ \Delta \dot{y_2} &= \delta V_2 - \beta_3 V_1, \\ \delta \dot{V}_1 &= 2 u_3 \delta V_2 - \omega_0^2 \Delta y_1 - \beta_2 g + \Delta f_1, \\ \delta \dot{V}_2 &= -2 u_3 \delta V_1 - \omega_0^2 \Delta y_2 + \beta_1 g + \Delta f_2, \\ \dot{\beta}_1 &= \omega_3 \beta_2 - \omega_2 \beta_3 + \nu_1, \\ \dot{\beta}_2 &= -\omega_3 \beta_1 + \omega_1 \beta_3 + \nu_2, \\ \dot{\beta}_3 &= \omega_2 \beta_1 - \omega_1 \beta_2 + \nu_3, \end{aligned}$$
(1)

Или, после перепроектирования инструментальных погрешностей из осей приборного на оси квазиприборного трехгранника и учета принятой модели инструментальных погрешностей:

$$\Delta \dot{y_1} = \delta V_1 + \beta_3 V_2,$$

$$\Delta \dot{y_2} = \delta V_2 - \beta_3 V_1,$$
(2)

$$\delta \dot{V}_1 = 2u_3 \delta V_2 - \omega_0^2 \Delta y_1 - g\beta_2 + l_{11} \Delta f_{z1}^0 + l_{21} \Delta f_{z2}^0 + l_{31} \Delta f_{z1}^0 + l_{11} f_{z1} \Gamma_{11} + l_{21} f_{z1} \Gamma_{21} + l_{21} f_{z2} \Gamma_{22} + l_{31} f_{z1} \Gamma_{31} + l_{31} f_{z2} \Gamma_{32} + l_{31} f_{z3} \Gamma_{33} + \Delta f_1^s,$$

$$\delta \dot{V}_{2} = -2u_{3}\delta V_{1} - \omega_{0}^{2}\Delta y_{2} + g\beta_{1} + l_{12}\Delta f_{z1}^{0} + l_{22}\Delta f_{z2}^{0} + l_{32}\Delta f_{z1}^{0} + l_{12}f_{z1}\Gamma_{11} + l_{22}f_{z1}\Gamma_{21} + l_{32}f_{z2}\Gamma_{22} + l_{32}f_{z1}\Gamma_{31} + l_{32}f_{z2}\Gamma_{32} + l_{32}f_{z3}\Gamma_{33} + \Delta f_{2}^{s},$$

$$\dot{\beta}_{1} = \omega_{3}\beta_{2} - \omega_{2}\beta_{3} + l_{11}\nu_{z_{1}}^{0} + l_{21}\nu_{z_{2}}^{0} + l_{31}\nu_{z_{3}}^{0} + l_{11}\omega_{z1}\theta_{11} + l_{11}\omega_{z2}\theta_{12} + l_{11}\omega_{z3}\theta_{13} + l_{21}\omega_{z1}\theta_{21} + l_{21}\omega_{z2}\theta_{22} + l_{21}\omega_{z3}\theta_{23} + l_{31}\omega_{z1}\theta_{31} + l_{31}\omega_{z2}\theta_{32} + l_{31}\omega_{z3}\theta_{33} + \nu_{1}^{s},$$

$$\dot{\beta}_{2} = -\omega_{3}\beta_{1} + \omega_{1}\beta_{3} + l_{12}\nu_{z_{1}}^{0} + l_{22}\nu_{z_{2}}^{0} + l_{32}\nu_{z_{3}}^{0} + l_{12}\omega_{z1}\theta_{11} + l_{12}\omega_{z2}\theta_{12} + l_{12}\omega_{z3}\theta_{13} + l_{22}\omega_{z1}\theta_{21} + l_{22}\omega_{z2}\theta_{22} + l_{22}\omega_{z3}\theta_{23} + l_{32}\omega_{z1}\theta_{31} + l_{32}\omega_{z2}\theta_{32} + l_{32}\omega_{z3}\theta_{33} + \nu_{2}^{s},$$

$$\dot{\beta}_{3} = \omega_{2}\beta_{1} - \omega_{1}\beta_{2} + l_{13}\nu_{z_{1}}^{0} + l_{23}\nu_{z_{2}}^{0} + l_{33}\nu_{z_{3}}^{0} + l_{13}\omega_{z1}\theta_{11} + l_{13}\omega_{z2}\theta_{12} + l_{13}\omega_{z3}\theta_{13} + l_{23}\omega_{z1}\theta_{21} + l_{23}\omega_{z2}\theta_{22} + l_{23}\omega_{z3}\theta_{23} + l_{33}\omega_{z1}\theta_{31} + l_{33}\omega_{z2}\theta_{32} + l_{33}\omega_{z3}\theta_{33} + \nu_{3}^{s}.$$

где $l_{ij}(i, j = 1, 2, 3)$ - элементы матрицы L ориентации трехгранника Mz относительно $Mx, w_0^2 = g/R$ – частота Шулера, g – модуль удельной силы тяжести, R –радиус Земли, $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ – проекции угловой скорости трехгранника Mx на его оси, u_1, u_2, u_3 – проекции угловой скорости Земли на оси Mx.

Для калибровки БИНС используется информация, полученная от спутниковой навигационной системы (СНС) о географической широте φ^c и долготе λ^c и о северной V_N^c и восточной V_E^c составляющих вектора скорости. Эти параметры приемник измеряет с точностью до шумов.

Компоненты вектора коррекции $z = (z_1^{pos}, z_2^{pos}, z_1^{vel}, z_2^{vel})^T$ имеют вид:

$$z_1^{pos} = \Delta \varphi \sin \chi' + \Delta \lambda \cos \chi' = \Delta y_1 + r_1^{pos},$$

$$z_2^{pos} = \Delta \varphi \cos \chi' - \Delta \lambda \sin \chi' = \Delta y_2 + r_2^{pos},$$

$$z_1^{vel} = \Delta V_E \sin \chi' + \Delta V_N \cos \chi' = \delta V_1 + V_2 \beta_3 + r_1^{vel},$$

$$z_2^{vel} = \Delta V_E \cos \chi' - \Delta V_N \sin \chi' = \delta V_2 - V_1 \beta_3 + r_2^{vel},$$

(3)

где $\Delta \varphi = (\varphi' - \varphi^c) R_N$, $\Delta \lambda = (\lambda' - \lambda^c) R_E \cos \varphi$, $\Delta V_N = V'_N - V^c_N$, $\Delta V_E = V'_E - V^c_E$, $\varphi', \lambda', V'_N, V'_E$ - модельные значения координат и скоростей, χ' - модельное значение азимутального угла, $r_1^{pos}, r_2^{pos}, r_1^{vel}, r_2^{vel}$ - погрешности информации СНС типа белого шума.

Таким образом, вектор состояния имеет вид:

$$\xi = (\Delta y_1, \Delta y_2, \delta V_1, \delta V_2, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \nu_{z_1}^0, \nu_{z_2}^0, \nu_{z_3}^0, \theta_{ij}, \Delta f_{z_1}^0, \Delta f_{z_2}^0, \Delta f_{z_3}^0, \Gamma_{ij})^T, \quad (4)$$

а вектор измерений:

$$z = (z_1^{pos}, z_2^{pos}, z_1^{vel}, z_2^{vel})^T.$$
(5)

Задача сводится к построению оценок вектора состояния при помощи вектора измерений, линейно зависящего от компонент вектора состояния, если математическая модель инструментальных погрешностей линейно зависит от совокупности неизвестных параметров, полагаемых константами. Для этого используется дискретный фильтр Калмана.

Заключение к первой главе. В главе определена структура алгоритма калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете как алгоритма оценки вектора состояния погрешностей БИНС, включающего в себя параметры инструментальных погрешностей датчиков системы. Алгоритм позволяет использовать калмановскую фильтрацию в двух вариантах — режиме чистого оценивания или введения обратных связей. Построены математические модели всех составляющих алгоритма оценивания уравнения ошибок БИНС, модель инструментальных погрешностей датчиков БИНС, модель корректирующих измерений.

Вторая глава посвящена выбору траекторий, обеспечивающих приемлемую точность решения задачи калибровки БИНС в полете. Предварительно проведенный анализ наблюдаемости в частном случае стационарной системы показал отсутствие полной наблюдаемости системы и привел к необходимости поиска траекторий, при движении по которым параметры инструментальных погрешностей оцениваются с приемлемой точностью. В диссертации показано, что при крейсерском полете самолета задача оценки полностью не наблюдаема. Заметим, что отсутствие наблюдаемости системы в случае стационарного движения - известный результат для систем платформенного типа с простейшей моделью инструментальных погрешностей в виде констант. Здесь получен аналогичный результат, но для случая БИНС с более полной моделью инструментальных погрешностей.

Для выделения наблюдаемых комбинаций системы (2) с измерениями (3) рассмотрим частный случай, когда самолет движется по экватору с постоянной скоростью V. Пусть угол курса $\psi = \frac{\pi}{2}$, угол крена $\gamma = 0$, угол тангажа $\vartheta = 0$.

В этом случае в детерминированной постановке имеем:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{y_1} &= \delta V_1, \\ \Delta \dot{y_2} &= \delta V_2 - \beta_3 V, \\ \delta \dot{V}_1 &= 2u_3 \delta V_2 - \omega_0^2 \Delta y_1 - \beta_2 g + \Delta f_{z1}^0, \\ \delta \dot{V}_2 &= -2u_3 \delta V_1 - \omega_0^2 \Delta y_2 + \beta_1 g + \Delta f_{z3}^0 + g \Gamma_{32}, \\ \dot{\beta}_1 &= (u + \frac{V}{R}) \beta_2 + \nu_{z_1}^0 + \theta_{13} (u + \frac{V}{R}) + \nu_1^s, \\ \dot{\beta}_2 &= \nu_{z_3}^0 + \theta_{33} (u + \frac{V}{R}) + \nu_2^s, \\ \dot{\beta}_3 &= -\nu_{z_2}^0 - \theta_{23} (u + \frac{V}{R}) - (u + \frac{V}{R}) \beta_1 + \nu_3^s. \end{aligned}$$
(6)

$$z_1^{pos} = \Delta y_1, \ z_2^{pos} = \Delta y_2, \ z_1^{vel} = \delta V_1, \ z_2^{vel} = \delta V_2 - V \beta_3$$

В результате получаются следующие наблюдаемые комбинации:

$$\begin{split} \eta_{1} &= \Delta y_{1}, \\ \eta_{2} &= \Delta y_{2}, \\ \eta_{3} &= \delta V_{1}, \\ \eta_{4} &= \delta V_{2} - V \beta_{3}, \\ \eta_{5} &= -g \beta_{2} + \Delta f_{z1}^{0}, \\ \eta_{6} &= g(\beta_{1} - \Gamma_{32}) - \Delta f_{z3}^{0} - V\left((u + \frac{V}{R})(\beta_{1} + \theta_{23}) + \nu_{z_{2}}^{0}\right), \\ \eta_{7} &= -\nu_{z_{3}}^{0} - \theta_{33}(u + \frac{V}{R}), \\ \eta_{8} &= \nu_{z_{1}}^{0} + (\theta_{13} - \beta_{3})(u + \frac{V}{R}), \\ \eta_{9} &= (u + \frac{V}{R})(\beta_{1} + \theta_{23}) + \nu_{z_{2}}^{0}, \end{split}$$

удовлетворяющие системе уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\eta_1} = \eta_3, \\ \dot{\eta_2} = \eta_4, \\ \dot{\eta_3} = \eta_5, \\ \dot{\eta_4} = \eta_6, \\ \dot{\eta_5} = g\eta_7 - \omega_0^2 \eta_3, \\ \dot{\eta_6} = \left(g - (u + \frac{V}{R})\right) \eta_8 - \omega_0^2 \eta_4, \\ \dot{\eta_7} = 0, \\ \dot{\eta_8} = -(u + \frac{V}{R}) \eta_9, \\ \dot{\eta_9} = (u + \frac{V}{R}) \eta_8. \end{cases}$$

с измерениями

$$z_1^{pos} = \eta_1, \ z_2^{pos} = \eta_2, \ z_1^{vel} = \eta_3, \ z_2^{vel} = \eta_4$$

Из выражений для η_5 , η_6 следует, что погрешности нулей ньютонометров неразделимы с угловыми ошибками построения вертикали α_1 , α_2 , поскольку $\alpha_1 = \beta_1 - \Delta y_2/a$, $\alpha_2 = \beta_2 + \Delta y_1/a$ (a – большая полуось навигационного эллипсоида Земли). Из выражений для η_4 , η_8 следует, что азимутальная ошибка начальной выставки БИНС β_3 также не наблюдается отдельно. Размерность наблюдаемого подпространства равна 9, следовательно, можно сделать вывод, что вектор состояния исходной системы погрешностей БИНС размерности 28 целиком не наблюдаем.

Возникает вопрос выбора траекторий, при движении по которым обеспечивается оцениваемость с приемлемой точностью параметров инструментальных погрешностей БИНС. Вообще говоря, задача выбора наилучшей в данном случае траектории трудно формализуема. Здесь принят следующий подход – свойства траектории подбираются эвристически, из соображений здравого смысла, а затем путем ковариационного анализа задачи оценки на траекториях подобранного типа показывается их эффективность. Поскольку в качестве алгоритма оценивания выбран фильтр Калмана, в роли количественной меры оцениваемости служит известная характеристика – стохастическая мера оцениваемости.

Итак, при подборе подобных траекторий можно руководствоваться общими соображениями и аналогиями с калибровкой БИНС на стенде. Так как во время стендовой калибровки происходит вращение вокруг каждой из трех осей, траектории полета самолета должны так же обеспечивать переменную угловую скорость вращения БИНС вокруг каждой оси. При этом полет должен быть легко реализуем и не представлять опасности для самолета.

Заданным критериям удовлетворяют следующие специальные траектории:

- колебания самолета по крену и тангажу с некоторой небольшой амплитудой и периодом (числовые параметры таких движений будут приведены ниже);
- полет типа координированного разворота или координированной змейки.

Заметим, что траектории первого типа не применялись ранее в задачах подобного типа.

С целью проверки эффективности предложенных траекторий произведено численное моделирование полета самолета по данным траекториям с различными параметрами. Ниже приводится описание схемы моделирования.

Анализ точности калибровки БИНС в полете производится в рамках ковариационных соотношений, без построения модельных реализаций.

Для оцениваемых параметров приняты следующие априорные стандартные отклонения:

- погрешности нулевого сигнала ньютонометров предполагаются равными $\sigma_{\Delta f_{zi}^0} = 40''$, погрешности масштаба и перекосы $\sigma_{\Gamma_{ii}} = 2 \cdot 10^{-4}$, $\sigma_{\Gamma_{ij}} = 40''$;
- дрейфы ДУС предполагаются равными $\sigma_{\nu_{zi}^0} = 0.05^{\circ}/час$, погрешности масштаба и перекосы $\sigma_{\theta_{ii}} = 2 \cdot 10^{-4}$, $\sigma_{\theta_{ij}} = 40''$ $(i, j = 1, 2, 3, i \neq j)$.

Эти значения соответствуют среднеквадратическим погрешностям параметров БИНС среднего класса точности в процессе эксплуатации.

Среднеквадратические погрешности шумов, приведенные к частоте 1 Гц, предполагаются равными для ньютонометров $\sigma_{\Delta f_z^s} = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м/c}^2$, для ДУС – $\sigma_{\nu_z^s} = 0, 3^\circ/\text{час}$.

Для шумов корректирующих измерений (информации CHC) принимаются стандартные отклонения $\sigma_{r_i^{pos}} = 5$ м для позиционных измерений CHC, $\sigma_{r_i^{vel}} = 0, 3$ м/с для скоростных измерений CHC (i = 1, 2).

Предложенные маневры моделируются следующим образом. В случае колебаний самолета по двум углам крен и тангаж изменяются по законам $\gamma = \gamma_0 \sin(\Omega_1^* t + \kappa_1)$ и $\theta = \theta_0 \sin(\Omega_2^* t + \kappa_2)$ соответственно. Угол курса ψ остается постоянным. γ_0 и θ_0 – амплитуды колебаний, Ω_1^* и Ω_2^* – частоты колебаний, $\kappa_1 - \kappa_2$ – рассогласование по фазе между колебаниями.

Координированная змейка моделируется следующим способом:

$$V_1 = V \cos \psi, \quad V_2 = V \sin \psi,$$

$$\psi = \psi_0 + A_0 \sin \frac{2\pi t}{T_0},$$

где V_1, V_2 - восточная и северная компоненты скорости движения, ψ - угол курса. Координированность поворотов имитируется заданием угла крена в виде $\gamma = \arctan \frac{\psi V}{q}$.

Схема численного моделирования:

- 1. Задаются среднеквадратические погрешности параметров инструментальных погрешностей.
- 2. Калибровочный полет. Моделируется полет самолета с использованием предложенных маневров в течение некоторого времени (от 20 до 60 мин). На этом интервале решается задача оценивания параметров инструментальных погрешностей БИНС.
- 3. Проводится сравнение апостериорных стандартных отклонений ошибок оценки инструментальных погрешностей БИНС с их априорными значениями.
- 4. Автономная навигация с учетом результатов оценивания. Моделируется полет самолета в течение 60 мин. В процессе полета коррекции БИНС не происходит. В качестве начального значения для ковариационной матрицы погрешностей вектора состояния БИНС используется соответствующая матрица, полученная в конце калибровки. Во время этого полета вычисляется интегральный критерий качества калибровки. Критерием качества калибровки выбрана величина:

$$\rho = a \sqrt{\sigma_{\Delta\lambda cos\varphi}^2 + \sigma_{\Delta\varphi}^2},\tag{7}$$

где *а* - длина большой полуоси навигационного эллипсоида, $\Delta \varphi$, $\Delta \lambda$ – ошибки в определении широты и долготы. Далее в тексте эта величина называется *ошибкой автономной навигации*.

При моделировании погрешностей автономной навигации в ковариационных соотношениях были выбраны следующие траектории:

- крейсерский полет полет по прямой с постоянной скоростью на постоянной высоте. Модуль вектора скорости принимается равным V = 200 м/с, углы курса, крена и тангажа 0° каждый, w_{x1} = 0, w_{x2} = V/a + u₂, w_{x3} = u₃, где a большая полуось земного эллипсоида, u₂, u₃ проекции угловой скорости вращения Земли на оси Mx.
- полет по траектории "змейка" восточная и северная компоненты скорости $V_1 = V cos \psi$, $V_2 = V \sin \psi$, где модуль скорости V = 200 м/с,

угол курса – $\psi = \psi_0 + A_0 \sin \frac{2\pi t}{T_0}$, крен – $\gamma = \arctan \frac{\dot{\psi}V}{g}$, тангаж – $\theta = 0^\circ$, $w_{x1} = -V_2/a + u_1, \ w_{x2} = V_1/a + u_2, \ w_{x3} = u_3$ где a – большая полуось земного эллипсоида, $(u_1, u_2, u_3)^T$ – вектор угловой скорости вращения Земли в проекциях на оси трехгранника Mx.

• заход на посадку — полет по прямой в течение 1800 с, координированный поворот на 90° за 300 с, полет по прямой в течение 900 с, поворот.

Это достаточно полный набор траекторий, описывающий возможные полеты больших (пассажирских, грузовых) летательных аппаратов.

Далее для калибровочного полета рассматривается комбинация "змейки" и колебаний, т.е. полет, состоящий из двух участков:

1. колебания по углам в течение первой половины полета;

2. "змейка" в течение второй половины полета.

Варианты, оказавшиеся непригодными для решения задачи калибровки БИНС в полете, были промоделированы, но здесь не приводятся.

Путем моделирования ковариационных соотношений для рассматриваемого класса траекторий (комбинации змейки и специальных колебаний по крену и тангажу) показано, что параметры инструментальных погрешностей оцениваются с хорошей мерой и обеспечивается приемлемая точность автономной навигации за час полета после подобной калибровки. В ходе моделирования отмечено также, что незначительное изменение параметров траектории качественно не меняет результаты калибровки. В этом смысле можно говорить о классе траекторий, пригодных для калибровки БИНС в полете.

Теперь зададимся вопросом о длительности полета, необходимой для достижения приемлемой точности автономной навигации на основных траекториях. Такой анализ проведен для БИНС высокого класса точности на лазерных ДУС. К точности таких систем обычно предъявляют требование обеспечить ошибку автономной навигации не выше 1 мили (1850 м) за час полета. Характерное значение систематического дрейфа — 0.005 – 0.008°/час.

Определим время калибровочного полета, необходимое для достижения требуемой точности автономной навигации.

Итак, моделирование проведено для следующих исходных данных: $\sigma_{\nu^0} = 0.005^{\circ}/\text{час}, \sigma_{\Delta f_z^0} = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м/c}^2, \sigma_{\Gamma_{ii}} = 2 \cdot 10^{-4}, \sigma_{\Gamma_{ij}} = 40'', \sigma_{\Theta_{ii}} = 2 \cdot 10^{-4}, \sigma_{\Theta_{ij}} = 40''(i, j = 1, 2, 3, i \neq j).$

Результаты моделирования, приведенные в таблице 1, показывают, что калибровки в течение 40 мин достаточно для решения поставленной задачи. Увеличение этого времени существенно не повышает точность автономной навигации.

Траектория Время калибровки, с	Крейсерский полет	Змейка	Заход на посадку
1200	$1,\!2$	3,5	2,2
1800	1,2	1,8	1,7
2400	1,2	1,4	1,4
3600	1	1,4	1,4

Таблица 1: Ошибка автономной навигации, км

Заключение ко второй главе Анализ наблюдаемости в частном случае стационарной системы показал отсутствие полной наблюдаемости и, следовательно, привел к постановке задачи выбора траектории, обеспечивающей решение задачи калибровки БИНС в полете.

На основе аналогии с задачей стендовой калибровки построена траектория, которая, с одной стороны, обладает свойствами трех циклов калибровки на стенде с горизонтальной осью вращения, с другой — легко реализуема в полете.

Для решения задачи калибровки в полете предлагается использовать специальные движения двух типов: эволюции, практически не нарушающие крейсерский режим самолета, и координированную змейку. Результаты ковариационного анализа показали приемлемую точность оценки параметров инструментальных погрешностей и значительное уменьшение ошибок автономной навигации, обусловленных ошибками оценок параметров инструментальных погрешностей БИНС при калибровке в полете.

В **третьей главе** разработаны дополнения к алгоритму калибровки, позволяющие учесть особенности спутниковой информации на борту ЛА — запаздывание относительно инерциальной информации и смещение антенны относительно приведенной чувствительной массы БИНС.

Пусть $\Theta(X'(t)), \Theta(X^c(t))$ – измерения одного и того же навигационного параметра, определяемые независимо ИНС и СНС соответственно и предположительно относящиеся к одному и тому же моменту времени t. На самом деле вследствие рассинхронизации значение X^c относится к моменту времени $t - \tau$, где τ – достаточно малая величина. Рассмотрим корректирующее измерение

$$z_x = \Theta(X'(t)) - \Theta(X^c(t-\tau)) \simeq \Theta(X'(t)) - \Theta(X^c(t)) + \tau \Theta(\dot{X^c}(t)).$$
(8)

Таким образом в уравнении (8) появился новый параметр τ , который должен быть включен в состав оцениваемых параметров модели инструментальных погрешностей БИНС.

Для описания поведения параметра рассинхронизации au можно использовать несколько моделей:

1. Стабильная (постоянная) рассинхронизация данных.

Постоянная рассинхронизация означает, что отсчеты спутниковой и инерциальной информации допускают постоянное неизвестное смещение τ во времени:

$$\dot{\tau} = 0. \tag{9}$$

2. Рассинхронизация в виде линейного тренда.

Параметр τ линейно меняется со временем и отражает расхождение часов спутникового приемоиндикатора относительно часов инерциальной системы. Тогда для величины τ справедлива следующая линейная модель относительного ухода шкал времени:

$$\ddot{\tau} = 0,$$
 или $\dot{\tau} = \tau_1, \quad \dot{\tau}_1 = 0.$ (10)

3. Плавающая, случайная рассинхронизация.

Параметр τ случайным образом меняется со временем. В этом случае для величины τ можно использовать следующие линейные модели относительного ухода шкал времени:

$$\dot{\tau} = q_{\tau}, \quad \text{или} \quad \dot{\tau} = \tau_1, \qquad \dot{\tau}_1 = q_{\tau}, \quad (\ddot{\tau} = q_{\tau}), \tag{11}$$

где q_{τ} – процесс типа белого шума известной интенсивности.

Далее величины q_{τ} добавляются в вектор шумов, а τ , τ_1 добавляются в вектор состояния системы и оцениваются при помощи измерений.

Соответственно подвектор x_{τ} вектора состояния, отвечающий за модель рассинхронизации, имеет один из следующих видов:

$$x_{\tau} = \tau,$$
 или $x_{\tau} = (\tau, \tau_1)^T.$ (12)

Таким образом, для того, чтобы учесть наличие запаздывания спутниковой информации, необходимо модифицировать уравнения корректирующий измерений (3) следующим образом:

$$z_1^{vel} = \delta V_1 + V_2 \beta_3 + \dot{V}_1 \tau + r_1^{vel},$$

$$z_2^{vel} = \delta V_2 - V_1 \beta_3 + \dot{V}_2 \tau + r_2^{vel}.$$
(13)

Численное моделирование работы БИНС при наличии запаздывания спутниковой информации показывает, что включение запаздывания в число

оцениваемых параметров оказывается эффективным. В результате ковариационного анализа получено, что при использовании для калибровки траектории, описанной в главе 2, состоящей из 20 мин. колебаний по крену и тангажу и 20 мин. "змейки", точность автономной навигации удается сохранить на том же уровне, что и при отсутствии запаздывания (см. Таблица 2).

Траектория	Крейсерский по-	Змейка	Заход на посадку
	лет		
$ ho, \mathrm{KM}$	1,2	1,3	1,7

Таблица 2: Ошибка автономной навигации в случае добавления рассинхронизации в число оцениваемых параметров

Учет смещений антенны можно осуществлять несколькими способами:

- осуществлять алгоритмическую компенсацию возмущений позиционных и скоростных измерений. Этот вариант возможен при наличии точной информации о смещениях антенны;
- оценивать смещения антенны путем их введения в коррекционную модель задачи. Этот вариант применяется, когда информация о смещениях антенны неточна;
- алгоритмически компенсировать главную часть возмущений и параллельно оценивать некомпенсированные погрешности.

Последние два варианта позволяют осуществлять и тестирование алгоритма обработки.

Предположим известными координаты $\Delta R_r = (X, Y, Z)^T = (\Delta R_{r1}, \Delta R_{r2}, \Delta R_{r3})^T$ точки крепления антенны в осях связанной с корпусом носителя системы координат Mr. Здесь начало координат – точка M – связана с приведенным центром масс БИНС. Ось Mr_1 направлена по продольной оси к носу носителя, ось Mr_2 расположена в плоскости симметрии и направлена вверх по отношению к летательному аппарату, ось Mr_3 направлена в сторону правого крыла.

Модель позиционных измерений с учетом смещения антенны принимает вид:

$$z_1^{pos} = \Delta y_1 - Xc_{11} - Yc_{12} - Zc_{13} + r_1^{pos}, z_2^{pos} = \Delta y_2 - Xc_{21} - Yc_{22} - Zc_{23} + r_2^{pos}.$$
(14)

где Δy_1 , Δy_2 – полные ошибки местоположения в осях модельного трехгранника My; c_{ij} – элементы матрицы C_{yr} взаимной ориентации модельного трехгранника My и связанной системы координат Mr, имеющей вид:

$$C_{yr} = \begin{pmatrix} ccc\sin\psi_g\cos\vartheta & \cos\psi_g\sin\gamma - \sin\psi_g\sin\vartheta\cos\gamma & \cos\psi_g\cos\gamma + \sin\psi_g\sin\vartheta\sin\gamma \\ \cos\psi_g\cos\vartheta & -\sin\psi_g\sin\gamma - \cos\psi_g\sin\vartheta\cos\gamma & -\sin\psi_g\cos\gamma + \cos\psi_g\sin\vartheta\sin\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\psi_g\cos\gamma & -\cos\psi_g\sin\gamma \end{pmatrix}.$$

Здесь ψ_g – угол гироскопического курса – угол между осью My_2 и проекцией продольной оси летательного аппарата на горизонтальную плоскость My_1y_2 , отсчитываемый по часовой стрелке.

Модель скоростных измерений с учетом смещения антенны принимает вид:

$$z_{V_1} = V_1' - V_1^c = \delta V_1 + (\Delta \lambda \sin \varphi^c + \beta_3) V_2^c - X g_{11} - Y g_{12} - Z g_{13},$$

$$z_{V_2} = V_2' - V_2^c = \delta V_2 - (\Delta \lambda \sin \varphi^c + \beta_3) V_1^c - X g_{21} - Y g_{22} - Z g_{23}, \quad (15)$$

где δV_1 , δV_2 – динамические ошибки определения скорости, $\Delta \lambda$ – ошибка определения долготы, β_3 – азимутальная кинематическая ошибка, ψ_g – угол гироскопического курса, X, Y, Z – неизвестные смещения антенны, g_{ij} – элементы матрицы G:

$$G = \hat{\Omega}^* C_{yr}, \qquad \Omega^* = \begin{pmatrix} -\dot{\vartheta} \cos \psi_g - \dot{\gamma} \sin \psi_g \cos \vartheta \\ \dot{\vartheta} \sin \psi_g - \dot{\gamma} \cos \psi_g \cos \vartheta \\ \dot{\psi}_g - \dot{\gamma} \sin \vartheta \end{pmatrix}.$$

Далее неизвестные смещения антенны – постоянные величины X, Y, Z – включаются в вектор состояния задачи коррекции с целью оценивания при помощи позиционных измерений (14).

Численное моделирование алгоритма калибровки БИНС при наличии запаздывания спутниковой информации и смещения антенны показывает, что включение запаздывания и смещения в число оцениваемых параметров оказывается эффективным. В результате ковариационного анализа получено, что при использовании траектории, описанной в главе 2, состоящей из 20 мин колебаний по крену и тангажу и 20 мин "змейки", для калибровки, точность автономной навигации удается сохранить на том же уровне, что и при отсутствии запаздывания и смещения (см. Таблицу 3 в сравнении с Таблицей 1).

Траектория	Крейсерский по-	Змейка	Заход на посадку
	лет		
ρ , KM	1,1	1,3	1,7

Таблица 3: Ошибка автономной навигации при добавлении смещения антенны в число оцениваемых параметров

Заключение к третьей главе Разработаны дополнения к алгоритму калибровки, позволяющие учесть особенности спутниковой информации на борту ЛА — запаздывание относительно инерциальной информации и смещение антенны относительно приведенной чувствительной массы БИНС. Для учета влияния запаздывания и смещения данных СНС эти параметры включены в вектор состояния задачи оценивания как параметры инструментальных погрешностей корректирующих измерений. Ковариационный анализ показал, что при таком способе точность решения задачи калибровки БИНС в полете не ухудшается, при этом параметры запаздывания и смещения антенны оцениваются с хорошей точностью на выбранной траектории.

Четвертая глава содержит исследование возможности оценивания составляющих погрешностей БИНС, меняющихся с каждым запуском, на участках рулежки и разгона путем проведения ковариационного анализа точности оценивания.

Обычно движение ЛА по аэродрому включает в себя движение от места стоянки к взлетной полосе по прямолинейным участкам с несколькими разворотами на малой скорости и разгон по взлетной полосе. Для ковариационного анализа была смоделирована следующая типовая траектория: три равномерных прямолинейных движения в течение 5 минут с последующим поворотом на угол 90°, затем разгон от 0 до 150 м/с по полосе длиной 1500 м.

Для оцениваемых параметров приняты следующие априорные среднеквадратические погрешности: $\sigma_{\beta_3} = 5', \, \sigma_{\nu^0} = 0.005^\circ/\text{час}, \, \sigma_{\Delta f_z^0} = 0.002 \text{ м/c}^2, \, \sigma_{\Gamma_{ii}} = 3 \cdot 10^{-5}, \, \sigma_{\Gamma_{ij}} = 6'', \, \sigma_{\Theta_{ii}} = 1 \cdot 10^{-5}, \, \sigma_{\Theta_{ij}} = 6'' \, (i, j = 1, 2, 3, i \neq j).$

Среднеквадратические погрешности шумов, приведенные к частоте 1Гц, предполагаются равными для ньютонометров $\sigma_{\Delta f_z^s} = 10^{-3} \text{ м/c}^2$, для ДУС – $\sigma_{\nu_z^s} = 0, 1^{\circ}/\text{час}$, шумов спутниковых измерений $\sigma_{r_i^{pos}} = 5 \text{ м}, \sigma_{r_i^{vel}} = 0, 3 \text{ м/c}$ (i = 1, 2).

Моделирование показывает, что подобная траектория позволяет оценить нули ньютонометров с разумной точностью, а также оценить погрешности выставки системы в азимуте и по вертикали, но не позволяет оценить нули датчиков угловой скорости.

Для оценивания эффективности использования оценок, полученных в процессе рулежки и разгона, производилось моделирование алгоритмов автономной навигации с учетом компенсации оцененных инструментальных, угловых погрешностей и без компенсации. Имитируемая траектория состояла из прямолинейных участков и поворотов. Моделировался полет самолета в течение одного часа. Так же, как и в главе 2, критерием качества осуществленной докалибровки БИНС была выбрана ошибка автономной навигации (7). Без проведенной компенсации ошибка автономной навигации составила порядка 4400 м. Использование описанных в работе оценок позволило повысить точность навигации до 1890 м.

Заключение к четвертой главе. Моделирование показало, что подобная траектория позволяет оценить нули ньютонометров с разумной точностью, а также оценить погрешности выставки системы в азимуте и по вертикали, но не позволяет оценить нули датчиков угловой скорости. Показано, что компенсация оценок, полученных на начальном участке, далее при автономной навигации позволяет значимо повысить ее точность (более, чем в два раза).

В **пятой главе** проведен анализ целесообразности использования нескольких разнесенных антенн СНС.

Пусть l – вектор, соединяющий центры двух спутниковых антенн, установленных на самолете (базовый вектор). Координаты этого вектора в осях Mz предполагаются известными и равными l_z .

Пусть после обработки спутниковых измерений (в первую очередь фазовых) получена оценка этого вектора в гринвичских осях $O\eta$. Имеется измерение

$$Z_{\eta} = l_{\eta} + \Delta l_{\eta}, \tag{16}$$

где $l_{\eta} = A_{z\eta}l_z$ – истинное значение базового вектора в осях $O\eta$, $A_{z\eta}$ – матрица ориентации приборного и гринвичского трехгранников, Δl_{η} – погрешность определения вектора l_{η} .

После проектирования измерения Z_η на оси модельного трехгранника получается

$$Z_y = A' A_{\xi\eta} Z_\eta = l_y + \Delta l_y. \tag{17}$$

Векторы l_y, l_z удовлетворяют соотношению

$$l_y = (E - \hat{\beta}_z)l_z. \tag{18}$$

Получается измерение

$$z_y = Z_y - l_z = \hat{l}_z \beta_z + \Delta l_y = \hat{l}_z L_{zx} \beta_x + \Delta l_y.$$
⁽¹⁹⁾

Таким образом, к уравнениям измерений можно добавить еще три уравнения, которые доставляют корректирующие измерения для оценивания вектора β .

Моделирование показало, что параметры инструментальных погрешностей БИНС оцениваются с той же точностью, что и в случае единственной антенны.

Заключение к пятой главе. Показано, что привлечение информации от второй антенны СНС не дает значительного улучшения точности автономной навигации для БИНС высокого класса точности.

Шестая глава включает результаты обработки реальных данных, полученных в эксперименте с БИНС на стенде, проведенном для подтверждения теоретических результатов и ковариационного анализа. Основную роль для повышения точности оценивания параметров инструментальных погрешностей играют изменения углов ориентации ЛА во время полета (движение вокруг центра масс), а не движение самого центра масс. Поэтому был поставлен эксперимент на трехосном стенде с установленной на нем БИНС авиационного применения. При помощи программного управления стендом имитировались параметры ориентации, возникающие в полете, состоящем из двух частей — колебаний по крену и тангажу и "змейке". Во время эксперимента регистрировались выходные параметры БИНС с частотой 1 Гц:

- координаты;
- восточная и северная составляющие скорости;
- углы ориентации: тангаж, крен, курс;
- угловые скорости приборного трехгранника на его оси.

Удельные силы на оси приборного трехгранника вычислялись как проекции вектора удельной силы тяжести на оси приборного трехгранника.

В качестве позиционной информации от СНС использовались координаты стенда, а в качестве скоростной — нулевая скорость. Поскольку приведенная чувствительная масса БИНС не совпадает в точности с неподвижной точкой стенда (разница до 10 сантиметров), для обработки данных был применен алгоритм калибровки в варианте с включением смещения "антенны" в вектор оцениваемых параметров, как описано в главе 3.

Далее в аналогичном эксперименте была проведена компенсация полученных погрешностей. Компенсация проводилась следующим образом:

- Численно решались уравнения ошибок БИНС. В качестве значений инструментальных погрешностей принимались оценки, полученные в предыдущем эксперименте, остальные начальные значения задавались нулевыми.
- Из значений координат по данным БИНС вычитались погрешности координат, полученные в результате решения уравнений ошибок БИНС, в соответствующих размерностях.

• Исходные координаты БИНС и поправленные сравнивались с эталонными параметрами – координатами стенда.

На рисунке 1 представлены ошибки БИНС в определении широты и долготы (в метрах) исходные и после компенсации. Графики показывают, что исходные погрешности достигают нескольких километров, в то время как ошибки после компенсации не превышают одного километра.



Рис. 1: Погрешность БИНС в определении широты (а) и долготы (б) исходная и после компенсации (м) во времени (сек)

Заключение к шестой главе. Результаты обработки реальных данных стендовых экспериментов показали работоспособность разработанного алгоритма калибровки БИНС в полете. Кроме того, обработка экспериментальных данных подтвердила результаты ковариационного анализа о том, что выбранная траектория обеспечивает хорошую меру оцениваемости инструментальных погрешностей, а алгоритм калибровки способствует повышению точности автономной навигации БИНС.

В заключении приведены основные результаты работы.

Заключение

Была поставлена и решена задача калибровки БИНС при следующих условиях:

- на борту, помимо инерциальной системы, располагается спутниковая навигационная система;
- допускаются различные маневры самолета, совместимые с его возможностями;
- обработка выходной информации БИНС и СНС может производиться как в реальном времени, так и непосредственно после полета, то есть в режиме постобработки.

В работе получены следующие результаты:

- проведенные исследования позволили свести задачу калибровки к форме, позволяющей использовать алгоритмы калмановской фильтрации в двух вариантах: в режиме чистого оценивания и введения обратных связей. Сформулирован критерий точности решения задачи в виде среднеквадратичной ошибки определения навигационных координат в проекции на горизонтальную плоскость в конце движении объекта в течение часа автономного полета после калибровки;
- путем анализа наблюдаемости, подтвержденного числовым моделированием, показано, что задача определения параметров инструментальных погрешностей ИНС не может быть удовлетворительно решена при отсутствии маневров. Показано также, что степень обусловленности решения задачи в режиме "змейки" выше, чем при движении в крейсерском режиме, но недостаточна для достижения приемлемой точности автономной навигации;
- путем анализа различных вариантов предложен нестандартный режим полета, который обеспечивает высокую точность определения инструментальных погрешностей ИНС. Ошибка определения навигационных координат после компенсации в результате калибровки снижается на порядок;
- 4. предложен редуцированный алгоритм оценивания для данной задачи;
- 5. предложен алгоритм, компенсирующий несинхронность спутниковой и инерциальной информации и погрешности, порождаемые смещением антенны спутниковой навигационной системы;

- 6. исследованы возможности оценивания составляющих погрешностей БИНС, меняющихся с каждым запуском, на участках рулежки и разгона путем проведения ковариационного анализа точности оценивания. Показано, что компенсация оценок, полученных на начальном участке, далее при автономной навигации позволяет значимо повысить ее точность;
- показано, что возлагавшиеся надежды на повышение точности калибровки при информации, доставляемой двумя или тремя разнесенными антеннами спутниковой навигационной системы, оказались не вполне оправданными;
- 8. результаты обработки реальных данных стендовых экспериментов показали работоспособность разработанного алгоритма калибровки БИНС в полете, а также подтвердили, что выбранная траектория обеспечивает хорошую меру оцениваемости инструментальных погрешностей, а алгоритм калибровки способствует повышению точности автономной навигации БИНС.

Публикации автора по теме диссертации

- Задача калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете при помощи информации от спутниковой навигационной системы / Н.Б. Вавилова, И.А. Васинёва, А.А Голован, А.О. Кальченко // Сборник трудов XXII Международного научно-технического семинара "Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации". М.:Изд-во ГУП Академиздат центр "Наука" РАН, 2012. с. 147.
- 2. Построение алгоритма послеполетной калибровки БИНС и анализ его точности в зависимости от некоторых типов эволюций самолета / Н.Б. Вавилова, И.А. Васинёва, А.А Голован, А.О. Кальченко // ХХ Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. Государственный научный центр Российской Федерации АО "КОНЦЕРН "ЦНИИ "ЭЛЕКТРОПРИ-БОР" Санкт-Петербург, 2013. С. 112–114.
- 3. Васинева И.А., Кальченко А.О. Анализ точности калибровки бескарданной инерциальной навигационной системы в полете в зависимости от некоторых типов эволюций самолета // Вестник Московского университета. Математика. Механика. 2014. № 1. С. 65–68.
- 4. Вавилова Н. Б., Голован А. А., Кальченко А. О. Определение погрешностей бескарданной инерциальной навигационной системы в режиме рулежки и разгона // Электронный журнал "Труды МАИ". 2015. № 84.