

# **О возможности использования инерциальных датчиков низкого и среднего класса точности в системах автоматического управления полетом летательного аппарата**

**Н. Е. Хацько**

Высокоточное позиционирование воздушных подвижных объектов в настоящее время является одной из ключевых задач управления в аэронавигации. Современная международная навигация развивается в соответствии с концепцией Performance Based Navigation – навигации, основанной на характеристиках [1]. В этой концепции рассматриваются характеристики воздушного судна в целом, а не отдельных его модулей (управления, навигации и тому подобное).

Чаще всего при пилотировании летательными аппаратами (ЛА) различного класса решается задача выведения объекта в заданную точку. Современные возможности высокоточного пилотирования основаны на комплексировании информации, получаемой от глобальных навигационных спутниковых систем и инерциальных систем. Вместе с тем, в процессе функционирования навигационной системы не исключаются случаи отсутствия информации от спутников. Перерывы в получении достоверной информации могут достигать 15 мин. [2]. В это время работа системы автоматического управления полетом (САУП) осуществляется только по информации инерциальной подсистемы.

Используемые в авиации инерциальные измерительные блоки (ИИБ) конструируются на основе дорогостоящих прецизионных датчиков, обеспечивающих высокое качество навигационной информации. В последнее десятилетие, в связи с развитием новых технологий, установилась тенденция к удешевлению инерциальных блоков за счет включения в них датчиков средней и низкой точности. Однако замена составляющих ИИБ ведет к понижению его точности, что влечет за собой понижение точности выработки навигационных параметров алгоритмом бесплатформенной инерциальной навигационной

системы (БИНС). Одним из эффективных путей получения высокоточных оценок алгоритмом БИНС является алгоритмическая компенсация первичных измерений ИИБ с использованием калибровочных поправок ошибок измерений.

Методы калибровки за последнее время также претерпели изменения – с развитием массового выпуска инерциальных датчиков их индивидуальная калибровка стала невозможна. Это особенно актуально для нового типа микроэлектромеханических датчиков [3, 4]. Процессы калибровки унифицируются [5], и в настоящее время выпускаются стенды для проведения калибровки партий датчиков, вплоть до 1000 штук [6]. Массовая калибровка не дает индивидуальных характеристик, определяет только стандартизированный набор констант, который может не удовлетворять в последующем составу параметров математической модели компенсации ошибок. Поэтому перед использованием инерциальных датчиков средней и низкой точности в ИИБ необходимо дополнительно проводить их калибровку теми методами, которые позволяют уточнить или идентифицировать необходимые для дальнейшего применения индивидуальные калибровочные параметры каждого датчика. Кроме того, методы и планы калибровочных экспериментов зависят от состава лабораторного оборудования. Активно развиваются методы калибровки с использованием лабораторного оборудования низкой точности, что также удешевляет производство ИИБ.

Таким образом, рассмотрение особенностей совместной работы системы автоматического управления и инерциальной навигационной системы с ИИБ средней и низкой точности является актуальным в рамках современной концепции PBN.

В Национальном техническом университете «Харьковский политехнический институт» (Украина) [7] разработаны методы калибровки инерциальных датчиков средней и низкой точности с использованием лабораторного оборудования низкой точности. Для проверки эффективности применения полученных калибровочных параметров разработан программный

комплекс (ПК), моделирующий работу САУП. В состав ПК входят: блок синтеза управляющих воздействий, модель движения ЛА, модель ИИБ, алгоритм БИНС. На рис. 1 показана функциональная схема ПК, стрелками указано прохождение информации о параметрах состояния ЛА и параметрах управления. САУП позволяет корректировать управление ЛА с учетом оценки реального состояния объекта управления, формируемое алгоритмом БИНС. Вектор состояния всей системы включает координаты, скорости и углы ориентации ЛА:  $(R, V, A) = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \psi, \theta, \gamma)$ .

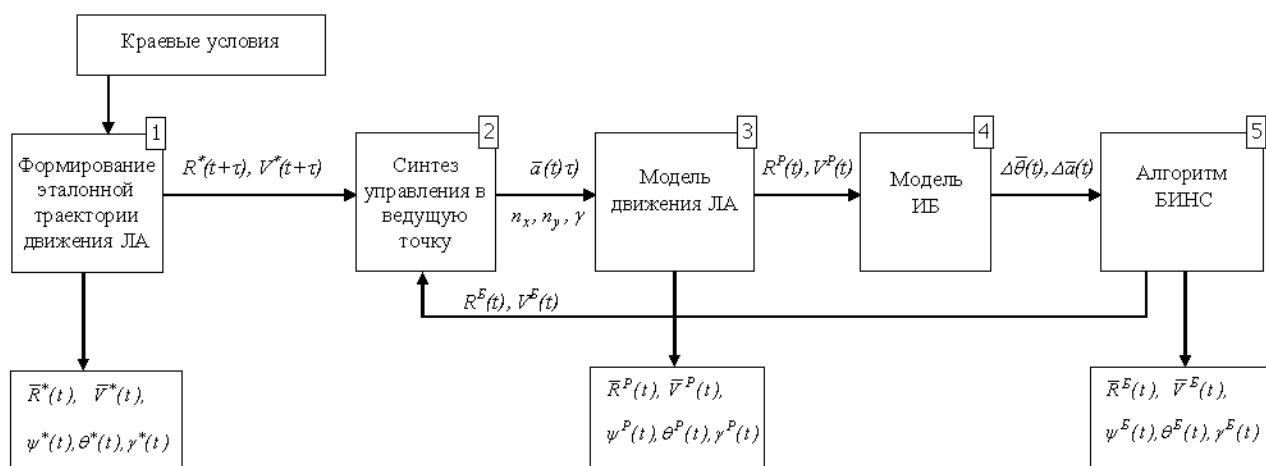


Рис. 1 – Функциональная схема ПК

Входными данными ПК являются: массогабаритные параметры ЛА, необходимые для вычислений аэродинамические характеристики ЛА, краевые условия, характеризующие состояние ЛА в начальный и конечный моменты времени движения, время движения.

В блоке 1 определяется эталонная траектория движения, удовлетворяющая заданным краевым условиям и заданному времени движения. В блоке 2 в начале каждого такта работы САУП с учетом текущей информации о положении и скорости объекта вычисляются требуемые управляющие воздействия. Блок 3 реализует модель пространственного и углового движения ЛА. Блок 4 генерирует инерциальные данные, соответствующие показаниям гироскопов (ГС) и акселерометров (АК) в текущий момент движения ЛА, с учетом заданной модели погрешности измерений. Блок 5 формирует оценки

текущих параметров движения ЛА, по значениям которых корректируются управляющие воздействия на следующем такте работы САУП.

Моделирование совместной работы системы автоматического управления и БИНС проводилось с данными ИИБ средней точности, а именно: дрейф нуля волоконно-оптического ГС ОИУС501 (производство ООО НПК «Оптолинк» [8], Россия) составляет 0,3 град/ч, сдвиг нуля АК (ММА8451Q, Freescale Semiconductor Inc (USA, Texas) – 0,005 м/с<sup>2</sup>. Экспериментальные исследования указанных приборов по оригинальным разработанным методикам калибровки [3, 4] позволили определить параметры математических моделей ошибок измерений указанных датчиков. А именно, моделей зависимости дрейфа нуля ГС от температурных параметров и внешнего магнитного поля; значение сдвига нуля АК. Использование алгоритмической компенсации измерений позволило снизить уровень ошибок датчиков: у ГС остаточный после компенсации дрейф нуля (уровень воспроизводимости) составил 0,05 град/ч, сдвиг нуля АК – 0,001 м/с<sup>2</sup>.

Для исследования влияния точности БИНС на точность САУП использовался критерий точности управления, определенный как близость фактических координат точки в конце интервала движения к эталонным значениям координат. В этом случае радиальной ошибке управления соответствует формула  $\mu = \sqrt{\sum_i (R_i^R - R_i^*)^2}$ ,  $i = 1, 2, 3$ , где индекс «R» обозначает реализованные, а «\*» – эталонные координаты ЛА.

В табл. 1 приведены результаты моделирования 9-ти характерных участков полета продолжительностью около 10 мин. каждый, отличающихся формой траектории, скоростью движения и другими характеристиками. Для каждого примера синтез управления проводился в 5 режимах функционирования БИНС, которые предусматривали использование: идеальных (без погрешности) измерений датчиков; измерений с моделями погрешности, соответствующими датчикам среднего класса точности (ОИУС501, ММА8451Q); измерений с учетом компенсации ошибок только

блока ГС с использованием разработанных математических моделей; измерений с учетом компенсации ошибок только блока АК; измерений с учетом компенсация ошибок измерений обоих блоков датчиков – ГС и АК.

Таблица 1

Радиальные ошибки управления при различной точности ИИБ

№ примера	Радиальная ошибка, м.					Отношение ошибок выделенных столбцов
	Идеальные измерения	Измерения без компенс.	Измерения с компенс. блока ГС	Измерения с компенс. блока АК	Полная компенс. измерений	
1	1,7	326	106	300	23	14
2	1,9	490	139	386	35	14
3	5,8	531	147	418	38	14
4	226	1568	941	1718	332	5
5	164	868	872	1380	239	4
6	111	777	451	1009	157	5
7	62	269	177	323	77	3,5
8	384	3770	1079	4470	418	9
9	75	1692	604	1307	200	8,46

Сравнение выделенных цветом столбцов в табл. 1 демонстрирует, во-первых, невозможность использования датчиков среднего класса в автоматических системах пилотирования вследствие высокого уровня ошибок управления; во-вторых, значительное снижение ошибки управления после применения компенсирующих моделей, как минимум, в 3 раза (пример №7). Результаты моделирования также показали, что степень влияния ошибок измерений и эффективности компенсации на точность управления, также как и на точность самой навигации, зависит от вида движения. Так, наблюдается уменьшение радиальной ошибки в 14 раз при движении в горизонтальной плоскости (примеры №1-3), при движении в вертикальной плоскости повышение терминальной точности на порядок ниже (примеры № 4-6). При пространственных маневрах (примеры №7-9), сочетающих движения в различных плоскостях, также наблюдается повышение точности, но

устоявшейся зависимости не наблюдается из-за большой изменчивости динамики движения.

Приведенные данные свидетельствуют о том, что использование ИИМ средней точности с применением предварительной калибровки и последующей алгоритмической компенсации измерений в большинстве случаев позволяет САУП в периоды отсутствия достоверной спутниковой информации привести ЛА в заданную точку с достаточно высокой точностью.

Таким образом, разработанные методики калибровки инерциальных датчиков средней точности на низкоточном оборудовании позволяют повысить качество ИИБ до навигационного и использовать его в САУП ЛА.

### **Литература:**

1. Performance Based Navigation. Doc 9613, 3 edition [Text] // Montreal, ICAO, 2008. – 264p.
2. Performance Specification Dynamic Reference Unit HYBRID (DRUH) [Text] // INCH-POUND MIL-PRF-71185 (AR) 30 July 1999. – 237p.
3. Xie, H. Integrated microelectromechanical gyroscopes [Text] / H. Xie, G. K. Fedder // Journal of aerospace engineering.– 2003.– №4.– p. 65-75.
4. Лысенко, И.Е. Интегральный сенсор угловых скоростей и линейных ускорений [Электронный ресурс] // Инженерный вестник Дона, 2010, №3. – Режим доступа: <http://ivdon.ru/magazine/> (доступ свободный) – Загл. с экрана.– Яз. рус.
5. Орехов В. С., Маляров С. В. Унифицированный компьютеризованный комплекс для испытаний датчиков вибрации [Электронный ресурс] // «Инженерный вестник Дона», 2007, №2. – Режим доступа: <http://ivdon.ru/magazine/> (доступ свободный) – Загл. с экрана. – Яз. рус.
6. iTS - inertial Test Solutions [Электронный ресурс] // URL – <http://www.acutronic.com/global/us/test-solutions.html>
7. Официальный сайт кафедры систем и процессов управления [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://kpispu.info/ru/> (доступ свободный)

8. Официальный сайт компании «Оптолинк» [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://www.optolink.ru/ru/> (доступ свободный)

9. Успенский В. Б., Хацько Н. Е. Разработка и экспериментальная проверка методики паспортизации микроакселерометра [Текст] // Вестник НТУ «ХПИ»: «Системный анализ, управление и информационные технологии». – Харьков: НТУ «ХПИ», 2009. – №10. – С. 188–194.

10. Успенский В. Б., Хацько Н. Е., Кузнецов Ю. А., Олейник С. В. Исследование температурной зависимости дрейфа ВОГ [Текст] // Радіоелектроніка Інформатика Управління. – Запоріжжя: ЗНТУ, 2012. – №2(27). – С. 152–156.