



УДК 371.693.4

СОВРЕМЕННЫЕ БЕСПЛАТФОРМЕННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ДВУХ КЛАССОВ ТОЧНОСТИ

А. Г. КУЗНЕЦОВ, д. т. н.,

Б. И. ПОРТНОВ,

Е. А. ИЗМАЙЛОВ, д. т. н.,

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассмотрена структура бесплатформенных инерциальных навигационных систем двух классов точности, особенности их программно-математического обеспечения, приведены основные технических характеристики и представлены результаты летных испытаний, подтверждающие заявленные характеристики.

Ключевые слова: *инерциальные навигационные системы, бесплатформенные инерциальные навигационные системы, структура программно-математического обеспечения, погрешности счисления, широта, долгота*

MODERN STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS OF TWO ACCURACY CLASSES

A. G. KUZNETSOV, D.Sc. in Engineering,

B. I. PORTNOV,

E. A. IZMAILOV, D.Sc. in Engineering.

“Moscow Institute of Electromechanics and Automatics” JSC

The structure of strapdown inertial navigation systems of two accuracy classes, feature of their software, the main specifications is considered and results of flight tests are provided, confirming specified requirements.

Keywords: *inertial navigation systems, strapdown inertial navigation systems, software structure, calculation error, latitude, longitude*

Направления развития науки и технологий в области авиационных навигационных систем определяются общими перспективными требованиями к бортовому оборудованию летательных аппаратов. К числу таких требований в первую очередь следует отнести:

- повышение степени автоматизации управления и принятия решений;
- снижение стоимости жизненного цикла;
- повышение надежности;
- повышение информативности;
- повышение точности формирования выходной информации;
- снижение массо-габаритных параметров и потребляемой мощности.

Эти требования для гражданской авиации непосредственно вытекают из объективно ужесточающихся норм обеспечения безопасности полетов, при условии снижения ограничений на атмосферные условия и усиления трафика, особенно в зоне аэропортов, при одновременном снижении стоимости перелетов.

В случае военной авиации (ВА) добавляется необходимость повышения вероятности выполнения полетного задания в условиях постоянно развивающихся средств противодействия. Эффективность решения задач ВА определяется не только автономностью и скрытностью, но и наличием непосредственно на борту подвижного объекта оборудования, обеспечивающего его выход в заданную область и надежное функционирование систем управления и наведения. Очевидно, что наиболее полно отвечает требованиям автономности и помехозащищенности инерциальные навигационные системы (ИНС).

В настоящее время мировые тенденции развития ИНС свидетельствуют о практически полном переходе к идеологии бесплатформенных систем (БИНС) [1, 2, 3]. Это определяется известными преимуществами БИНС [4], основные из которых представлены на рис.1.



Рис. 1. Сравнение платформенных (ПИНС) и бесплатформенных систем

Московский институт электромеханики и автоматики приступил к разработке инерциальных навигационных систем, в основном авиационного применения, начиная с 60-х годов прошлого века. К концу 90-х годов институтом разработано и поставлено в эксплуатацию несколько модификаций ПИНС на поплавковых астатических гироскопах, которые находятся в эксплуатации по настоящее время. В это же время в институте были развернуты работы по созданию отечественной технологии БИНС, которая включала в себя, в частности, технологии чувствительных элементов (ЧЭ) лазерного гироскопа (ЛГ), кварцевого акселерометра (АК), высокопроизводительного малоэнергоёмкого бортового вычислителя (ВИНС), прецизионного высокоскоростного аналого-цифрового преобразователя ПСД).

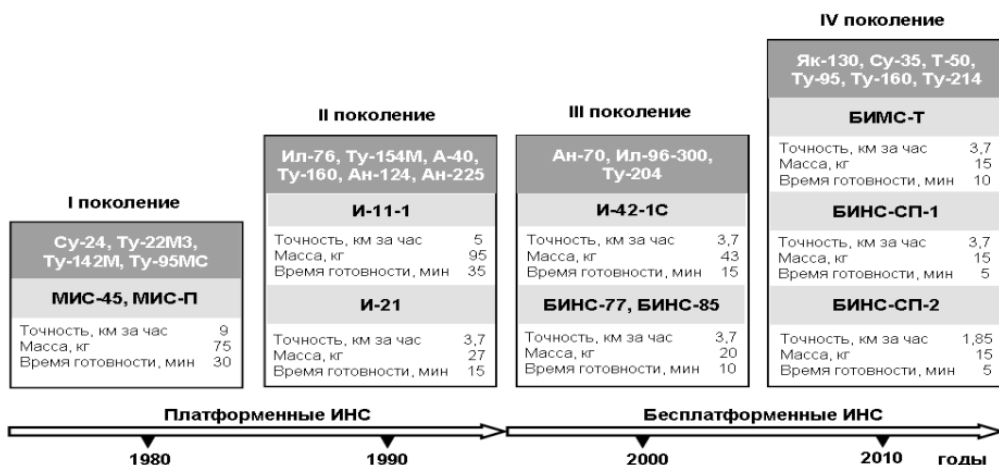


Рис. 2. Основные этапы создания ИНС

Работы последнего десятилетия в указанной области характеризуются созданием БИНС для ВА двух классов точности: БИНС-СП-1 с погрешностью счисления координат 3,7 км. за час (третий класс точности) и БИНС-СП-2 с погрешностью 1,85 км. за час (второй класс точности) [5]. Первая система прошла все виды испытаний и принята к серийным поставкам. Вторая – в настоящее время находится на заключительном этапе летных испытаний. Данными системами комплектуются самолеты Як-130, Ту-160, Ан-70, Су-35 и др. Основные этапы создания ИНС в институте показаны на рис. 2.

Конструктивно обе системы выполнены по традиционной моноблочной схеме с встроенным приемником спутниковой навигационной системы (СНС) [1, 2, 3]. Ориентация системы относительно строительных осей объекта обеспечивается с помощью начальной выставки монтажной рамы, для которой моноблоки являются взаимозаменяемыми.

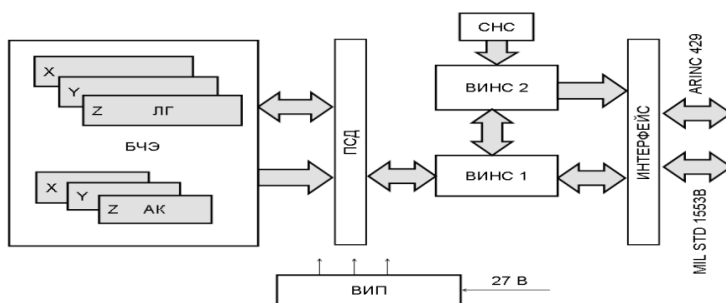


Рис. 3. Схема моноблока БИНС-СП-1

Состав моноблока системы БИНС-СП-1 и связи между функциональными субблоками отображены на рис.3. Блок чувствительных элементов (БЧЭ) содержит 3 ЛГ и 3 АК, ориентированные в ортогональной приборной системе координат XYZ. ПСД обеспечивает синхронное преобразование информационных и вспомогательных аналоговых сигналов ЛГ и АК в цифровой код, а так же формирование сигналов управления функциональной электроникой ЛГ. На момент разработки системы не удалось создать достаточно высокопроизводительный ВИНС, который бы обеспечивал решение всех необходимых задач в реальном масштабе времени. Поэтому пришлось использовать 2 ВИНС. Функциональное распределение между вычислителями следующие: ВИНС 1 – формирование инерциальной информации, управление ПСД, встроенный контроль инерциальных подсистем и прием внешней информации от навигационного комплекса; ВИНС 2 – комплексная обработка инерциальной и спутниковой информации и контроль достоверности спутниковой информации. Вторичный источник питания (ВИП) обеспечивает формирование всех необходимых напряжений из бортового питания.

Связь с навигационным комплексом и другими потребителями осуществляется по двум стандартам, показанным на рис. 3.

Моноблок системы БИНС-СП-2 (рис. 4) отличается от ранее рассмотренного применением более высокопроизводительного ВИНС, что позволило решить все необходимые задачи в одном вычислителе. Кроме того аналого-цифровой преобразователь сигналов акселерометров (ПСА) выведен из состава ПСД и расположен в БЧЭ в непосредственной близости от АК. Такое решение обеспечило повышение помехоустойчивости канала измерения вектора кажущегося ускорения.

Структура программно-математического обеспечения (ПМО) систем идентична. Укрупненно его можно представить в виде блоков, представленных на рис. 5.

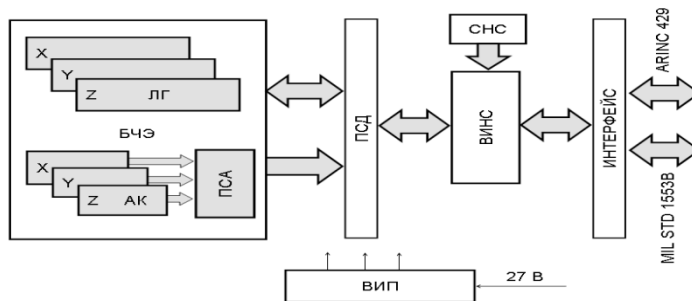


Рис. 4. Схема моноблока БИНС-СП-2

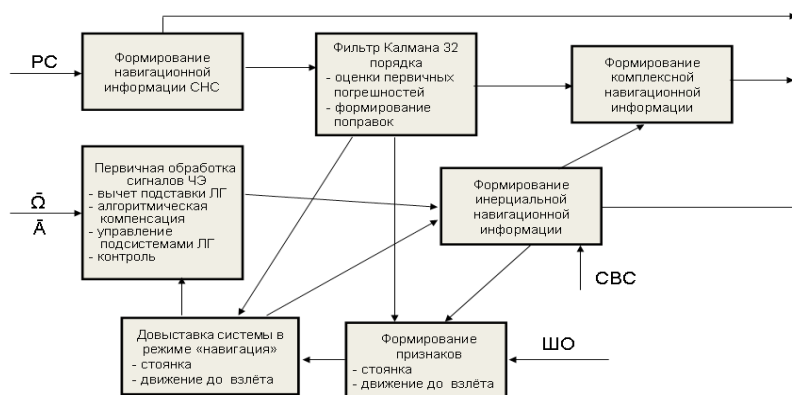


Рис. 5. Структура ПМО систем

Входной информацией является радиочастотная информация (РС) от заданного созвездия СНС, проекции вектора угловой скорости $\bar{\Omega}$ и вектора кажущегося ускорения \bar{A} на оси XYZ приборной системы координат, барометрическая высота от системы воздушных сигналов (СВС) и команда «Шасси обжато» (ШО), вырабатываемая при взлете самолета.

Выходной информацией являются три вида навигационной информации: инерциальная, комплексная и спутниковая. Инерциальная информация формируется на основе сигналов ЧЭ после первичной обработки по известным алгоритмам [6], при этом невозмущаемость горизонтальных каналов обеспечивается настройкой на период Шулера, а вертикального — на основе использования данных от СВС о барометрической высоте. Фильтр Калмана путем комплексной обработки спутниковой и инерциальной информации формирует поправки к инерциальной информации, оценки неучтенных алгоритмической компенсацией инструментальных погрешностей, а также вырабатывает поправки в режиме «прогноз». Комплексная навигационная информация формируется на основе инерциальной с учетом поправок, вырабатываемых фильтром Калмана.

После окончания режима «Выставка» система автоматически переходит в режим «Навигация», при этом во время нахождения самолета на аэродроме (стоянка, рулежка или взлет) реализуется алгоритм «Довыставки». В этом случае в зависимости от «Стоянка» или «Движение», формируемого на основе анализа инерциальной информации [7], производится либо коррекция вертикали по нулевой скорости, либо коррекция курса, вертикали и нескомпенсированных нулей акселерометров с использованием информации фильтра Калмана. При отрыве от полосы данный режим прекращается (команда ШО).



Технические характеристики		
Время готовности	5 мин	
Среднее время наработки на отказ	7000 –10 000 ч	
Электропотребление	27 В постоянного тока 70 Вт	
Масса	15,0 кг	
Объем	12,5 дм ³	
Количество радиоприемных каналов	24	
Интерфейс	ARINC 429, MIL STD 1553B	
Внешние воздействующие факторы и условия применения		
Угловые скорости	400°/с	
Линейные ускорения	до 12 g	
угловые ускорения	10, 000 °/с	
Синусоидальная вибрация	до 2000 Гц, 5 g	
Температура окружающей среды	от -60°С до +55°С	
Высота	до 15 000 м	
Точностные характеристики		
Погрешность 2σ (95%) В инерциальном режиме	БИНС-СП-1	БИНС-СП-2
• Географические координаты	3,7 км за час полета	1,85 км за час полета
• Путевая скорость	4 м/с	1 м/с
• Истинный курс (t – время)	0,2°+ 0,02xt	0,05° + 0,01xt
• Углы крена и тангажа	0,1°	0,05°
В гибридном режиме		
• Географические координаты	100 м	30 м
• Путевая скорость	0,2 м/с	0,2 м/с

Рис. 6. Внешний вид систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 и их основные характеристики

На рис. 6 показан общий вид моноблока систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 с монтажной рамой и их основные технические характеристики.

Параметры инерциальной системы	SIGMA-95N (Франция)	LN-100G (США)	БИНС-СП1	БИНС-СП2
Точность (2σ) определения координат, км за 1 час	1,85	2,3	3,7	1,85
Точность (2σ) определения скорости, м/с	1	1,5	4	1
Точность (2σ) определения истинного курса, угл.мин	3	6	12	3
Точность (2σ) определения угла крена, угл.мин	3	6	6	3
Точность (2σ) определения угла тангажа, угл.мин.	3	6	6	3
Габариты моноблока, мм	197,5 × 323 × 319		190 × 190 × 325	185 × 185 × 290
Масса моноблока, кг	~16,5	~9,8	~15	~15
Расчетная наработка на отказ, час	5 000	14 400	7 000	10 000
Потребляемая мощность, Вт	65	50	70	50
Тип гироскопа – кольцевой лазерный гироскоп (КЛГ)	КЛГ (GLS-32) Δ Pсв=32 см (виброподвес)	ZeroLock	БЛГ-1 (P Pсв=28 см) (виброподвес)	БЛГ-1 (P Pсв=28 см) (виброподвес)
Тип акселерометра	маятниковый	маятниковый	АК-15	АК-15
Приемник СНС (внутри моноблока БИНС)	+	+	+	+
Автономный баро-инерциальный режим по данным СВС	+	+	+	+
Коррекция БИНС по данным приемника СНС	+	+	+	+

Рис. 7. Таблица основных параметров зарубежных и отечественных авиационных БИНС

Из рассмотрения приведенной на рис. 7 таблицы основных параметров зарубежных БИНС авиационного применения и систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 видно, что разработанные отечественные системы находятся в паритете с зарубежными аналогами.

На рис. 8–10 представлены оценки погрешностей формирования координат рассматриваемых систем в реальных полетах, которые подтверждают заявленные точности как в относительно коротких полетах на высокоманевренных самолетах, так и в длительных полетах на тяжелых самолетах ВА.

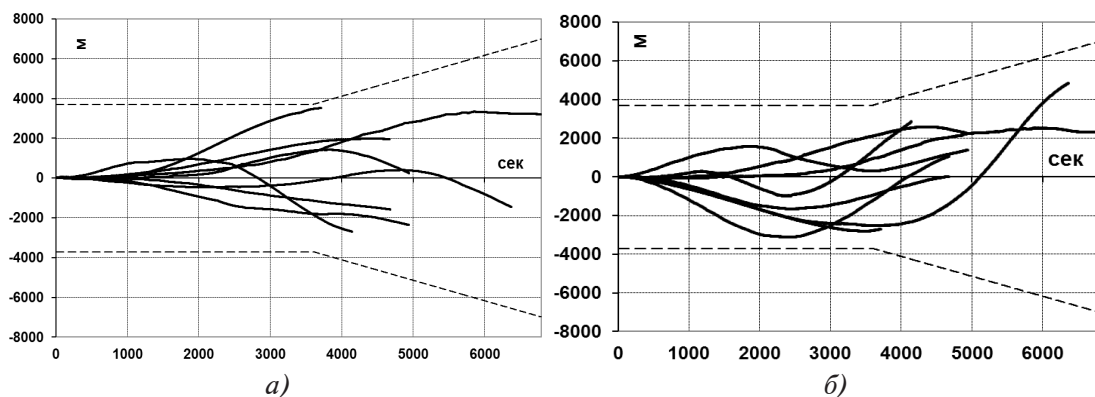
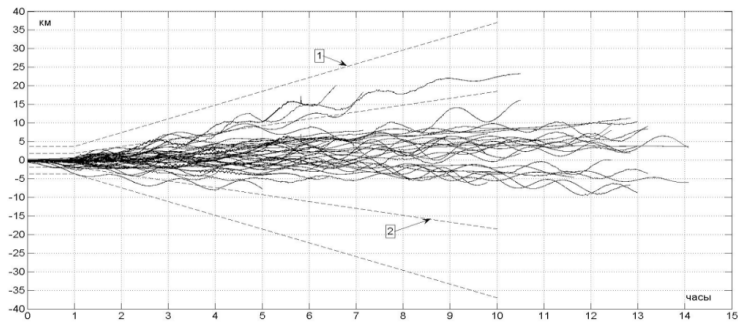


Рис. 8. Погрешности формирования: а) широты, б) долготы. БИНС-СП-1, объект Як-130

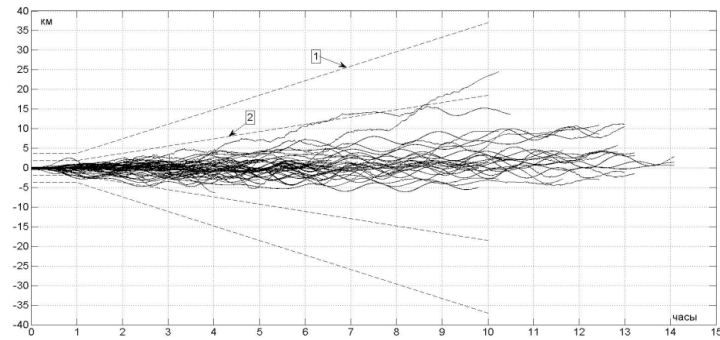
На графиках пунктиром показано поле допуска для соответствующего класса точности. Здесь необходимо отметить, что наиболее неблагоприятным с точки зрения точности системы является высокоманевренный полет. Так система третьего класса точности БИНС-СП-1 в полетах на тяжелом самолете ВА тесно приближается к системе второго класса точности.

Представленные материалы позволяют сделать заключение, что:

- создана современная отечественная технология БИНС. Включающая в себя технологии высокоточных лазерного гироскопа и кварцевого акселерометра, высокопроизводительного малоэнергоёмкого бортового вычислителя, прецизионного высокоскоростного аналого-цифрового преобразователя, не уступающая известным зарубежным аналогам;
- разработаны, испытаны и серийно выпускаются отечественные системы двух классов точности БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2, находящиеся в паритете по своим техническим характеристикам с зарубежными системами аналогичного назначения.

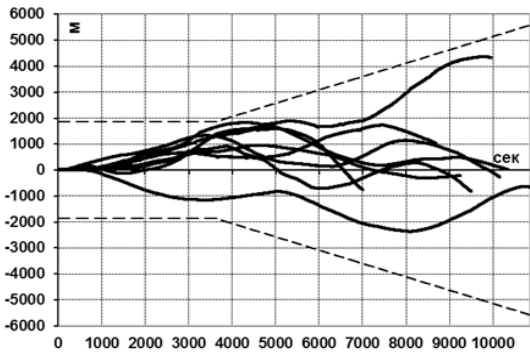


а)

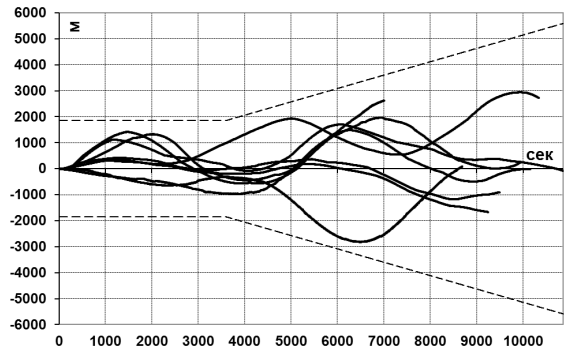


б)

Рис. 9. Погрешности формирования: а) широты, б) долготы. БИНС-СП-1, объект 70.
1 – поле допуска третьего класса точности,
2 – поле допуска второго класса точности



а)



б)

Рис. 10. Погрешности формирования: а) широты, б) долготы. БИНС-СП-2, объект Су-35



Литература

1. <http://www.aerospace.honeywell.com./guidance-sensor-inertial-products>.
2. <http://www.usd.es.nortropgrumman/com>.
3. <http://www/sagem-ds/com>.
4. Измайлов Е. А., Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов, М., Труды ФГУП «НПЦ АП», Системы и приборы управления, 2010, №1, С. 30-43.
5. ГОСТ РВ 52 339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах, М., 2005, 15 стр.
6. Голован А. А., Парусников Н. А., Математические основы навигационных систем, Часть 1. Математические модели инерциальной навигации, М., Изд-во МГУ, 2007, стр. 112.
7. Фомичев А. В., Кухтевич С. Е., Измайлов Е. А., Результаты совершенствования программно-математического обеспечения системы БИНС-СП-2 по материалам летных испытаний, М., Труды МИЭА, Навигация и управление летательными аппаратами, 2013, вып. 7, стр. 19-29.