

УДК 621.396.988.6

А. Г. КУЗНЕЦОВ, Б. И. ПОРТНОВ, Е. А. ИЗМАЙЛОВ

РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ ДВУХ КЛАССОВ АВИАЦИОННЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПАХ

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

Введение

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, информативности, точности формирования выходной информации, снижение массогабаритных 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, усиления трафика, особенно в зоне аэропортов при одновременном снижении стоимости перелетов. В 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

Кузнецов Алексей Григорьевич. Доктор технических наук, доцент, генеральный директор – главный конструктор ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики».

Портнов Борис Исакович. Начальник тематического направления, заместитель главного конструктора ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики».

Измайлов Евгений Аркадьевич. Доктор технических наук, доцент, заместитель начальника тематического направления, заместитель главного конструктора ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики», Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

наиболее полно отвечают 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.

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 институт разработал и поставил в эксплуатацию несколько модификаций платформенных ИНС (ПИНС) на поплавковых астатических гироскопах, которые до сих пор находятся в эксплуатации. 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) и кварцевого акселерометра (АК), высокопроизводительного малоэнерго-емкого бортового вычислителя (ВИНС), прецизионного высокоскоростного аналого-цифрового преобразователя (ПСД).



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

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 (3-й класс точности) и БИНС-СП-2 с погрешностью 1,85 км за час (2-й класс точности) [5]. Первая система прошла все виды испытаний и принята к серийным поставкам, вторая находится на заключительном этапе летных испытаний. Основные этапы создания ИНС в институте показаны на рис. 2.

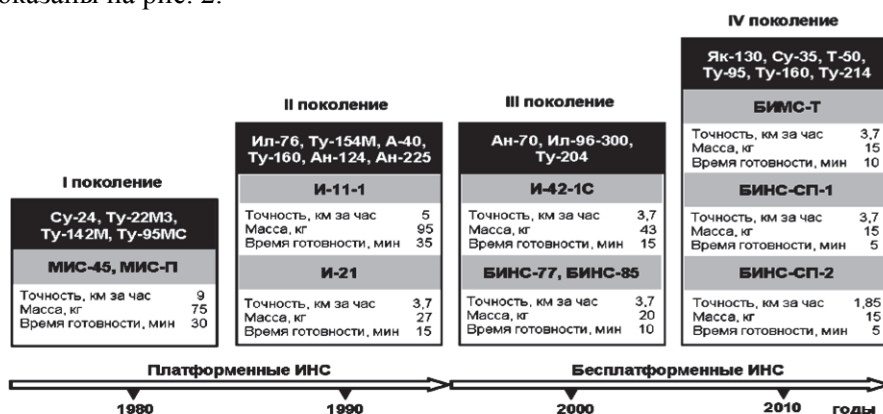


Рис. 2. Основные этапы создания ИНС

Описание построения систем

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

Состав моноблока системы БИНС-СП-1 и связи между функциональными субблоками отображены на рис. 3.

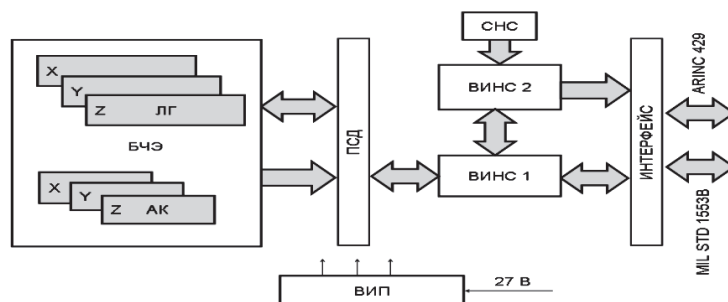


Рис. 3. Схема моноблока БИНС-СП-1

Блок чувствительных элементов (БЧЭ) содержит три ЛГ и три АК, ориентированные в ортогональной приборной системе координат XYZ . ПСД обеспечивает синхронное преобразование информационных и вспомогательных аналоговых сигналов ЛГ и АК в цифровой код, а также формирование сигналов управления функциональной электроникой ЛГ. Частота обмена между ПСД и ВИНС 2,4 кГц, при этом за каждый такт обмена в ВИНС поступает полный объем необходимой информации. На момент разработки системы не удалось создать достаточно высокопроизводительный ВИНС, который обеспечивал бы решение всех необходимых задач в реальном масштабе времени. Поэтому пришлось использовать два ВИНС. Функциональное распределение между вычислителями следующее: 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 (см. рис. 3).

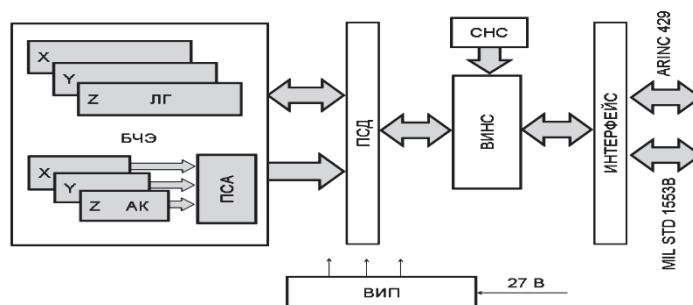


Рис. 4. Схема моноблока БИНС-СП-2

Моноблок системы БИНС-СП-2 (рис. 4) отличается от ранее рассмотренного применением более высокопроизводительного ВИНС.

Это позволило не только решить все необходимые задачи в одном вычислителе, но и увеличить частоту счета матрицы ориентации с 40 до 600 Гц.

Повышение частоты счета матрицы ориентации с точки зрения счисления навигационных параметров для высокоманевренных объектов приносит дополнительный положительный эффект. 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. Комплектация БЧЭ данной системы производится ЛГ и АК, того же типа, но более высокого класса точности. Конструкция БЧЭ, идентичная для обеих систем, приведена на рис. 5.

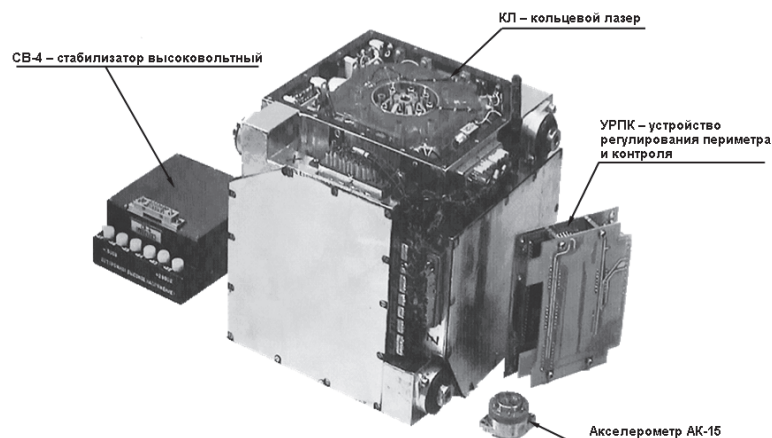


Рис. 5. БЧЭ с общей комплектацией

Программно-математическое обеспечение

Структура программно-математического обеспечения (ПМО) систем идентична. Его можно представить в виде основных блоков, приведенных на рис. 6.

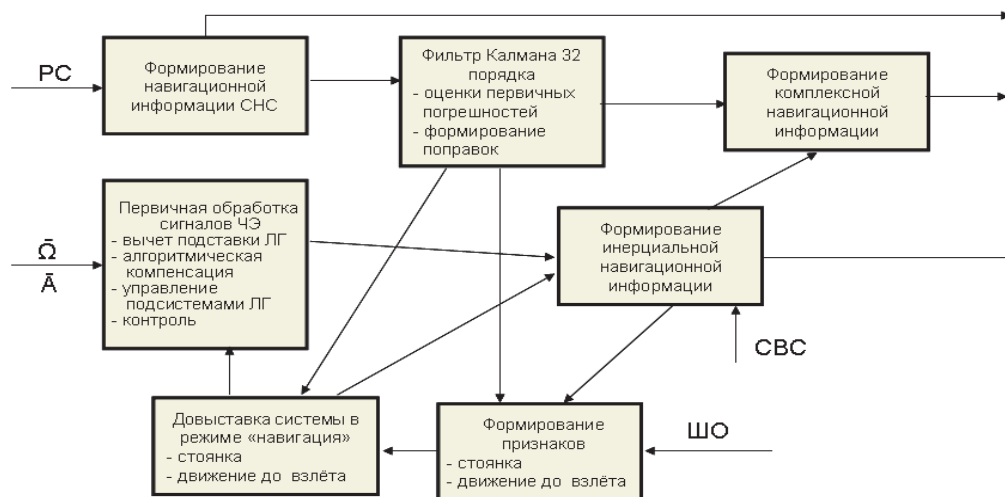


Рис. 6. Структура ПМО систем

Входной информацией является радиочастотная информация (РС) от заданного созвездия СНС, проекции вектора угловой скорости $\vec{\Omega}$ и вектора кажущегося ускорения $\vec{A}$ 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], в которых применено численное решение уравнения Пуассона с использованием элементов алгебры кватернионов [7]. При этом невозмущаемость горизонтальных каналов обеспечивается настройкой на период Шулера, а вертикального – с учетом данных от СВС о барометрической высоте. Так как СВС формирует информацию о воздушной скорости, которая может существенно отличаться от истинной, эта информация для демпфирования вертикали математической платформы БИНС не используется.

Первичная обработка информации ЧЭ включает в себя электронный вычет частотной подставки ЛГ, учет калибровочных значений нулевых сигналов трактов измерений составляющих кажущегося ускорения и угловой скорости, масштабирование информационных сигналов, устранение не ортогональности осей чувствительности ЧЭ, компенсацию разнесения чувствительных масс АК, а также температурных зависимостей указанных параметров. При этом вся предварительная обработка выполняется за такт обмена между ПСД и ВИНС.

Фильтр Калмана на основе комплексной обработки спутниковой и инерциальной информации формирует поправки к инерциальной информации, оценки не учтенных алгоритмической компенсацией инструментальных погрешностей, а также вырабатывает поправки в режиме «прогноз». Размерность фильтра установлена на этапе отработки ПМО системы и охватывает все значимые и наблюдаемые не скомпенсированные инструментальные погрешности, погрешность начальной выставки системы и запаздывание информации в канале формирования данных СНС. Полученные оценки в полете используются только для формирования адекватных поправок в режиме «прогноз» и не применяются для коррекции инерциального контура, так как это может привести к снижению его помехоустойчивости.

Комплексная навигационная информация формируется на основе инерциальной с учетом поправок, вырабатываемых фильтром Калмана. После окончания режима «выставка», в процессе которого на основе введенных в систему географических координат объекта методом математического «гироскомпасирования» формируется информация об истинном курсе объекта, 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 режима «стоянка» или «движение», формируемого на основе анализа доступной информации [8], производится либо коррекция вертикали по нулевой скорости, либо коррекция курса, вертикали и не скомпенсированных нулей акселерометров с использованием оценок фильтра Калмана. Здесь необходимо отметить, что, так как во время движения по аэродрому на самолет не действует переносная скорость воздушной среды, фильтр формирует оценку погрешности именно истинного курса. Кроме того, данное движение является «плоским» и достаточно кратковременным, что не позволяет сформировать достоверную оценку не скомпенсированных дрейфов

гироскопов как слабо наблюдаемых параметров. Обоснованность указанных положений выявлена математическим моделированием и доказана отработкой режима «довыставка» в реальных работах на самолете [8]. При отрыве от полосы данный режим прекращается (команда ШО).

Технические характеристики и результаты испытаний

На рис. 7 показаны общий вид моноблока систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 с монтажной рамой и их основные технические характеристики.

Из рассмотрения таблицы основных параметров зарубежных БИНС авиационного применения и систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 (см. таблицу) видно, что разработанные отечественные системы находятся в паритете с зарубежными аналогами.



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 дм³	
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%)	БИНС-СП-1	БИНС-СП-2
В инерциальном режиме		
• 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°+ 0,02×t	0,05°+ 0,01×t
• 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. 7. Внешний вид систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 и их основные характеристики

Основные параметры зарубежных и отечественных авиационных БИНС

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) ΔP _{св} =32 см (виброподвес)	ZeroLock	БЛГ-1 (ΔP _{св} =28 см) (виброподвес)	БЛГ-1 (ΔP _{св} =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	+	+	+	+

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

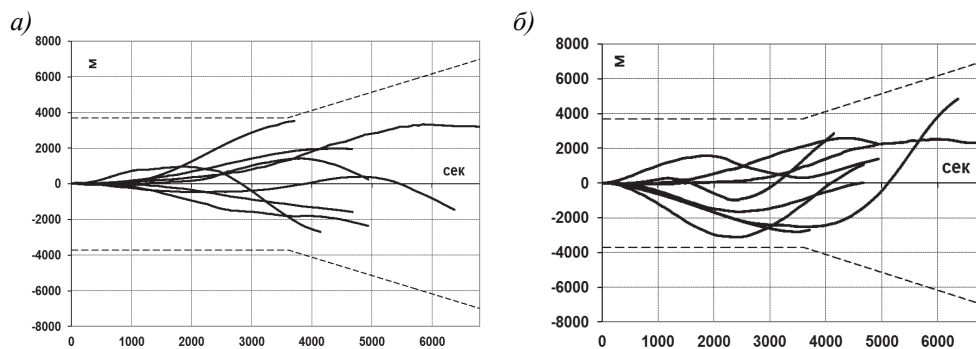


Рис. 8. Погрешности формирования широты (а), долготы (б) БИНС-СП-1 (объект Як-130)

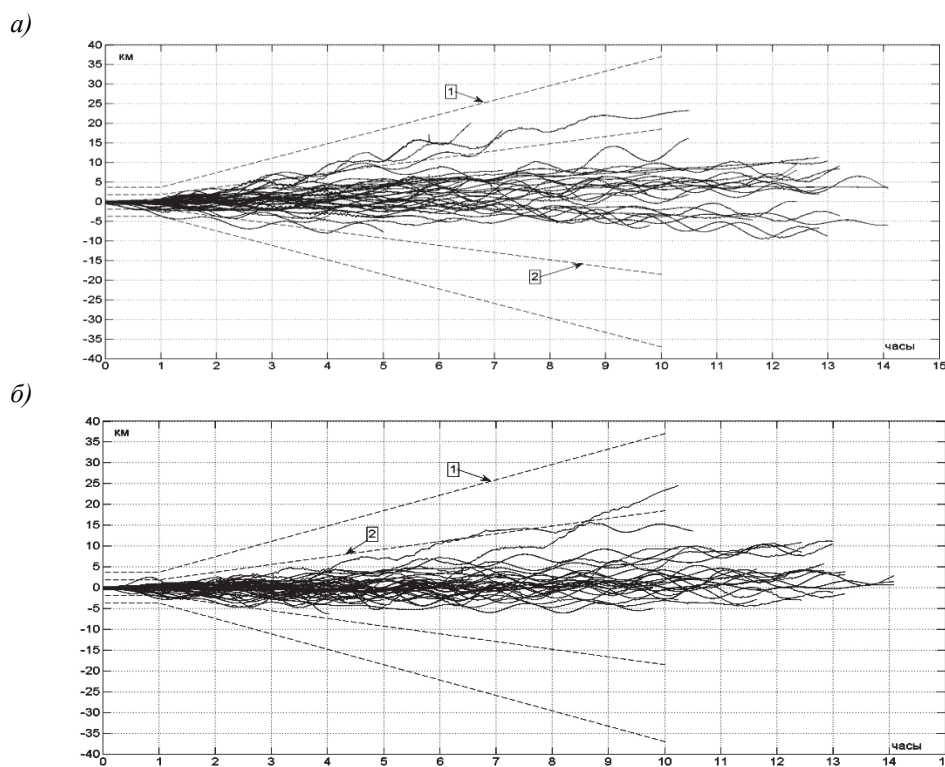


Рис. 9. Погрешности формирования широты (а), долготы (б) БИНС-СП-1 (объект тяжелый самолет ВА):

1 – поле допуска третьего класса точности, 2 – поле допуска второго класса точности

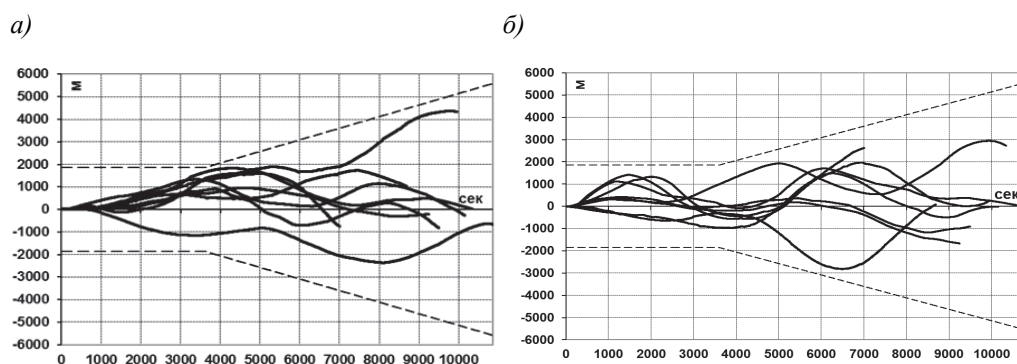


Рис. 10. Погрешности формирования широты (а), долготы (б) БИНС-СП-2 (объект Су-35)

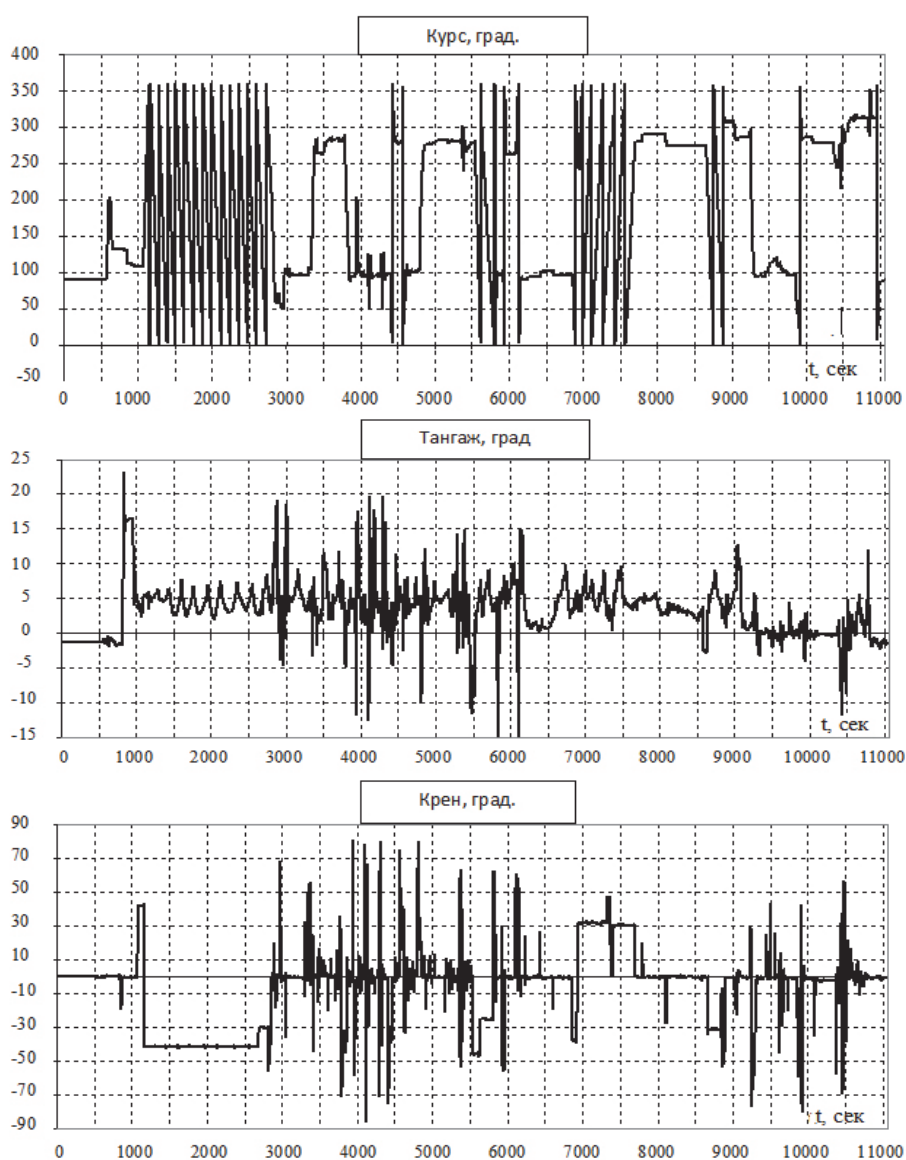


Рис. 11. Характерный профиль высокоманевренного полета

Объяснение этого факта непосредственно следует из рассмотрения характерного профиля высокоманевренного полета (рис. 11). Согласно известной модели погрешности БИНС [6, 8] столь интенсивное маневрирование приводит к резкому увеличению вклада не скомпенсированных инструментальных погрешностей в ошибки инерциального счисления навигационных параметров. Из этого непосредственно следует, что для систем, применяемых на высокоманевренных объектах, необходим более тщательный подход к алгоритмической компенсации инструментальных погрешностей в части оценок как их систематических составляющих с учетом температурных зависимостей, так и алгоритмов компенсации.

Заключение

Представленные материалы позволяют сделать следующее заключение:

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

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 «НППЦ 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. - С. 112.
7. Панов А.П., Математические основы теории инерциальной ориентации. - Киев: Наукова думка, 1995. - 279 стр.
8. 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. С.19-29.

Abstract. Currently world tendencies of inertial navigation systems (INS) development show to almost full transition to method of strapdown systems (SINS). Transition to SINS technology is defined by the fact that such systems are in $3 \div 4$ times more informative in comparison with platform ones, providing $\sim 50\%$ MA mission reliability increase; complete autonomous initial alignment in $1,5 \div 3$ less time, thus substantially reducing MA vulnerability; have their mass-and-dimensional parameters reduced in $2 \div 3$ times; is in ~ 10 times less power consuming and has more than in 10 times larger operational life, which reduces system life cycle cost.

The Moscow Institute of Electromechanics and Automatics has started development of inertial navigation systems, mainly air application, since 60s of the last century. By the end of the 90s the Institute has developed and delivered in operation some modifications of gyro INS on floating astatic gyros that are still in operation at present. During the same time the Institute has developed the SINS domestic technology

which, in particular, included technologies of the laser gyroscope, the quartz accelerometer, the high-efficiency but a little power-intensive airborne computer, and the precision high-speed analog-digital converter. Last decade activities in the indicated area are characterized by developing for MA SINS of two accuracy classes: BINS-SP-1 with the dead reckoning error equal 3,7 km. per hour (3rd accuracy class) and BINS-SP-2 with the error equal 1,85 km. per hour (2nd accuracy class). The first system has passed all kinds of tests and accepted to series delivery. The second system is at the final stage of flight tests now. These systems are used on board of Yak-130, Tu-160, AN-70, SU-35 and other aircraft. The article discloses systems structure, software differences, main specifications (Fig. 7) and provides the flight tests results (Fig. 8-10), confirming specified requirements. By their specifications these systems are in parity with the foreign systems of similar functionality (the Table). Thus, it is possible to note that in Russia has produced the SINS domestic technology which is highly competitive with known foreign analogs.

Key words: inertial navigation systems (INS), astatic gyros, BINS-SP-1, BINS-SP-2

Материал поступил 20.03.14