

## Создание БИНС-СП-2М

Коллективом Московского института электромеханики и автоматики разработана бесплатформенная инерциальная навигационная система на лазерных гироскопах (ЛГ) и кварцевых акселерометрах (АК) 2-го класса точности, в соответствии с ГОСТ РВ 52 339 – 2005, БИНС-СП-2М с расширенными функциональными возможностями для самолета пятого поколения Т-50.

Система имеет следующие основные режимы работы:

- начальная выставка;
- навигация;
- курсовертикаль;
- резервный при отказе БЦВМ.

В режиме начальной выставки производится ориентация приборного трехгранника относительно географической системы координат, т.е. формируется «математическая платформа», в осях которой реализуется режим навигация. Начальная выставка подразделяется на следующие виды:

- выставка «математическим гирокомпасированием», при которой на основе полученных от БЦВМ, или СНС, или запомненных от предыдущего полета данных о географических координатах места выставки и показаний инерциальных датчиков формируются все углы ориентации;
- выставка по запомненному курсу, при которой на основе полученных от БЦВМ, или СНС, или запомненных от предыдущего полета данных о географических координатах места выставки и показаний инерциальных датчиков формируются угловое положение вертикали, а истинный курс либо задается от БЦВМ, либо используется запомненный от предыдущего полета;
- повторный запуск в воздухе, при котором, в случае начального включения системы в процессе полета, на основе показаний инерциальных датчиков и информации либо от другой БИНС, работающей в режиме навигация, либо от СНС формируются все углы ориентации.
- в случае начального включения системы в процессе полета и при отсутствии информации от другой БИНС или СНС система переходит в режим курсовертикали, в котором формируется только пилотажная информация.

Начальная выставка начинается автоматически при подаче питания на БИНС. Выбор вида также производится автоматически на основе анализа доступной внешней информации. При наличии команды «шасси обжато» (ШО) и отсутствии информации о географических координатах выполнение режима прекращается и система формирует запрос в БЦВМ. В процессе выставки производится контроль достоверности информации о широте. В случае недостоверности этой информации также формируется запрос в БЦВМ.

Схема функционирования системы БИНС-СП-2М в режиме выставка показана на Рис.1.

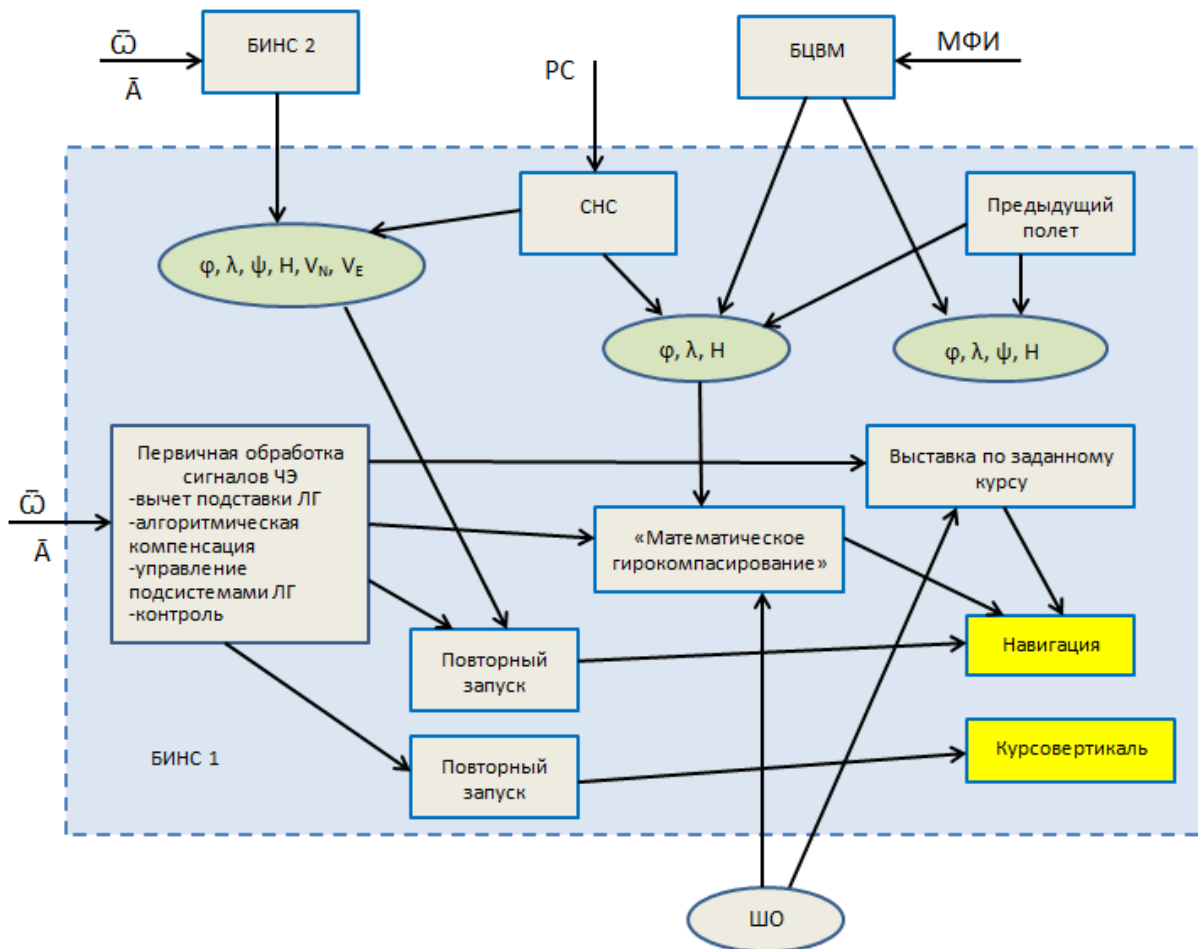


Рис.1. Режим выставка. БИНС 1 выставленная система, БИНС 2 внешняя система в режиме навигация, МФИ – многофункциональный индикатор,  $\varphi, \lambda, H$  – географические координаты,  $\psi$  – истинный курс,  $V_N, V_E$  – северная и восточная составляющие скорости,  $\vec{a}, \vec{\omega}$  – векторы кажущегося ускорения и угловой скорости, РС – радиосигнал.

В режиме навигация система формирует три вида навигационной информации – инерциальную, гибридную (ИНС + СНС), СНС и пилотажную относительно географической, связанной, траекторной систем координат. Формирование гибридной информации осуществляется по принципу тесной интеграции, в котором используется первичная информация СНС, что позволяет реализовать дополнительный контроль достоверности и целостности информации СНС. Кроме того, за счет применения информации ИНС приемником СНС в случае потери рабочих спутников в процессе маневра самолета, сокращается время поиска рабочих спутников после прекращения маневра.

Принципиально новым для инерциальных навигационных систем является резервный режим. Этот режим реализуется в случае отказа БЦВМ. Система продолжает работать в режиме навигация, ее информационный обмен с БЦВМ прекращается, устанавливается непосредственный обмен, включая управление, с МФИ, при этом решаются следующие задачи:

- возврат на заданный аэродром;
- заход на посадку;
- повторный заход на посадку.

Структура программно-математического обеспечения (ПМО) системы в режимах навигация и резервный представлена на Рис.2.

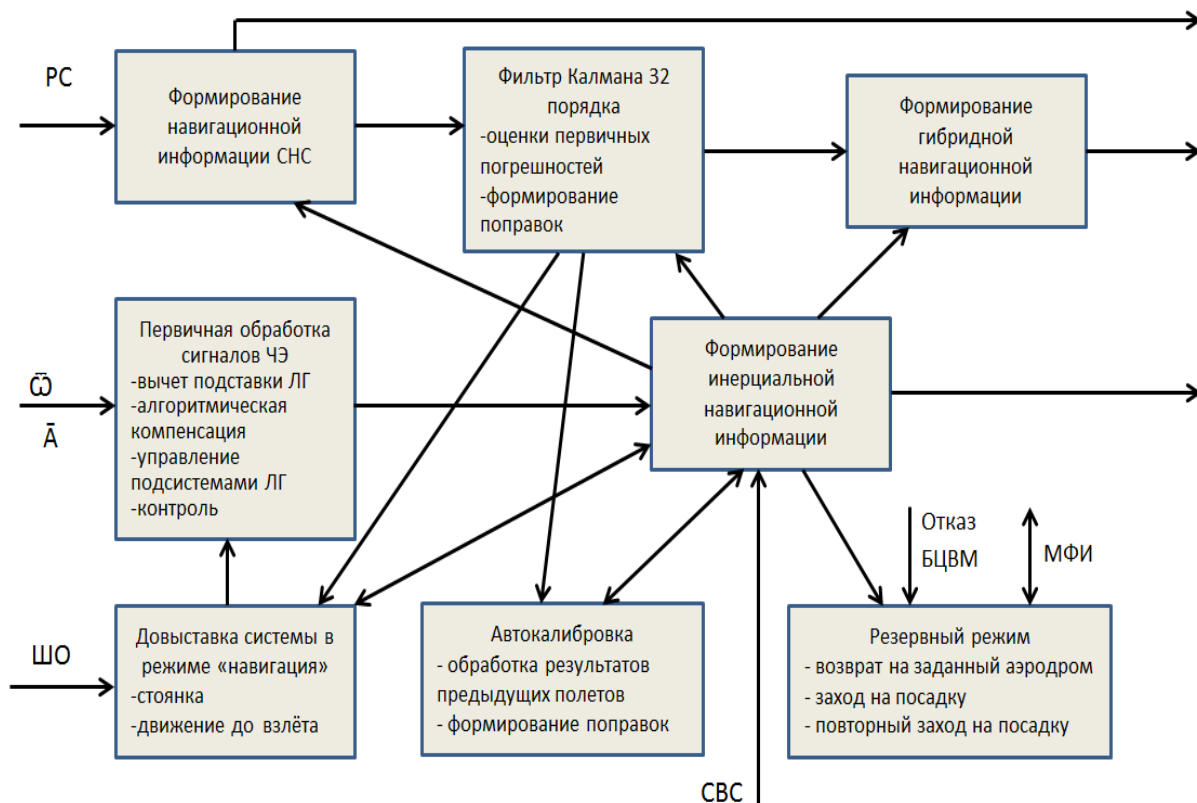


Рис.2. Структура ПМО системы.

Невозможность горизонтальных каналов системы обеспечивается их настройкой на период Шулера, а вертикального – на основе использования данных от системы воздушных сигналов (СВС) о барометрической высоте.

С целью повышения точности и параметральной надежности, кроме описанных ранее в ПМО системы введены алгоритмы довыставки и автокалибровки.

Алгоритм довыставки начинает работать после перехода системы в режим навигации и оканчивает в момент отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы (снятие команды ШО), т.е. все время нахождения самолета на аэродроме. На основе математической модели погрешности БИНС с помощью фильтра Калмана 32-го порядка производится комплексная обработка инерциальной и доступной внешней информации – данные СНС и нулевая скорость при стоянке самолета. В результате такой обработки формируются поправки к выходным параметрам инерциального счисления и калибровочным коэффициентам алгоритмической компенсации, которые учитываются в дальнейшей работе системы.

Алгоритм автокалибровки формирует поправки к выходным параметрам инерциального канала на основе данных, сформированных фильтром Калмана в

предыдущих полетах. Эти поправки формируются с учетом дополнительной обработки данных предыдущих полетов и реальной траектории движения самолета.

Основные технические характеристики системы БИНС-СП-2М и условия ее эксплуатации приведены в Таблице.

Таблица

Основные технические характеристики	
Время готовности	5 мин
Среднее время наработки на отказ	10 000 ч
Электропитание	27 в постоянного тока
Потребляемая мощность	70 Вт
Масса	16,0 кг
Объём	12,5 дм <sup>3</sup>
Количество принимаемых радиоканалов	24
Интерфейс	ARINC-429, MIL-STD-1553B
Точность формирования навигационных параметров	
Погрешность 2σ (95%)	
Инерциальный канал	
Географические координаты	1,85 км за час полета
Путевая скорость	1 м/с
Истинный курс (t – время)	0,05° + 0,01×t
Углы крена и тангажа	0,05°
Гибридный канал	
Географические координаты	20 м
Путевая скорость	0,2 м/с
Гибридный канал прогноз 30 мин. после потери спутников	
Географические координаты	300 м
Внешние воздействующие факторы и условия применения	
Угловые скорости	400 °/с
Угловые ускорения	2 000 °/с <sup>2</sup>
Линейные ускорения	12 g
Широкополосная случайная вибрация:	
• диапазон частот	10 – 2 000 Гц
• суммарное среднеквадратическое виброускорение	4,4 g
• спектральная плотность	0,01 g <sup>2</sup> / Гц
Температура окружающей среды	-60°C ÷ +60°C
Высота	15 000 м

Конструктивно система БИНС-СП-2М выполнена по традиционной модульной схеме и состоит из блока инерциально-информационного БИИ-9, в котором размещен спутниковый навигационный приемник (СНП), и монтажной рамы РМ-74.



Рис.1 Система БИНС-СП-2М

Ориентация системы относительно строительных осей самолета обеспечивается с помощью начальной выставки монтажной рамы, для которой блоки БИИ-9 являются взаимозаменяемыми.

На Рис.2 показано расположение основных функциональных узлов блока БИИ-9.

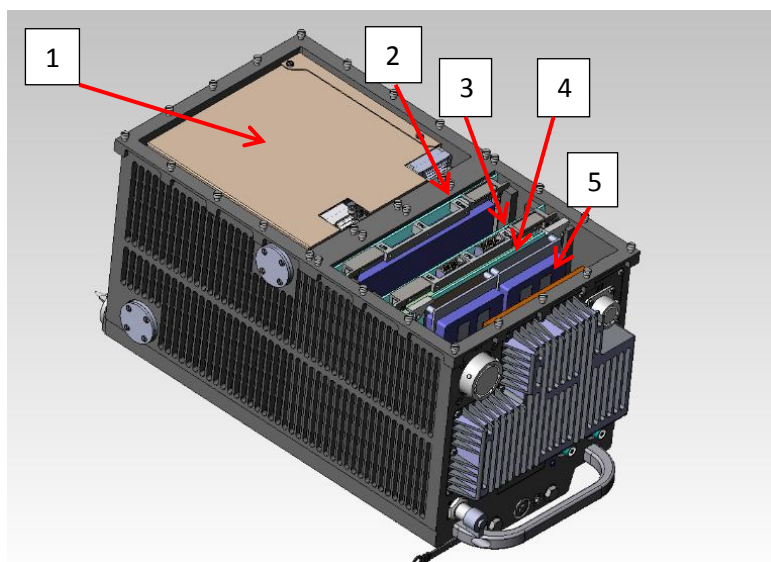


Рис.2 Блок БИИ-9. 1-блок чувствительных элементов (БЧЭ), 2- преобразователь сигналов датчиков (ПСД), 3- вычислитель инерциальной навигационной системы (ВИНС), 4- спутниковый навигационный приемник (СНП), 5 – источник вторичного питания (ИВП).

Ортогональная триада лазерных гироскопов образована установкой непосредственно в корпус БЧЭ трех одноосных кольцевых лазера с соответствующими

щей функциональной электроникой. Конструктивное исполнение триады показано на Рис.3.

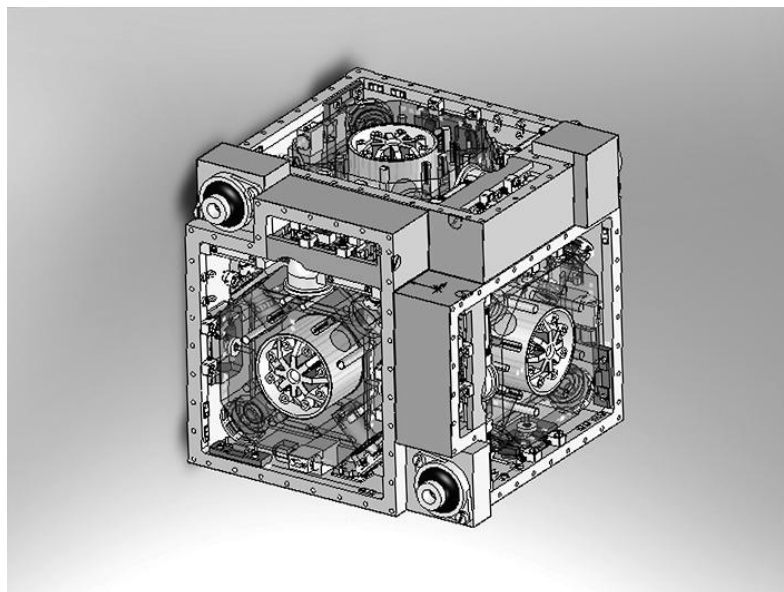


Рис.3 Размещение кольцевых лазеров.

Структурная схема БИИ-9 и схема его информационных потоков представлены на Рис.4. С целью минимизации возмущений в каналах измерения составляющих вектора ускорений аналого-цифровой преобразователь сигналов акселерометра (ПСА) размещен в БЧЭ в непосредственной близости от акселерометров.

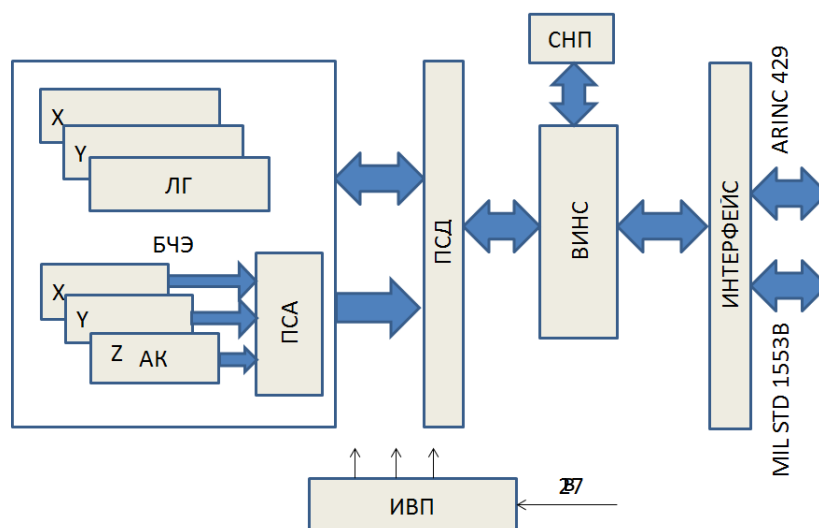


Рис.4 Схема блока БИИ-9.

В 2014 году завершены с положительным результатом все виды наземных испытаний, что позволило присвоить документации на систему БИНС-СП-2М литеру О. Освоено производство систем. Изготовлены и поставлены на летные испытания опытные образцы. Начаты летные испытания в составе самолета Т-50.