

## РАЗРАБОТКА СЕМЕЙСТВА БИНС НА ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПАХ

Более 60 лет ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» - признанный лидер отечественного рынка систем управления и навигации для летательных аппаратов. Большинство самолетов, построенных в России и СНГ, оснащены оборудованием, созданным в институте. Одним из ключевых направлений деятельности ПАО «МИЭА» с момента основания является разработка инерциальных навигационных систем (ИНС). Коллективом института разработано и доведено до серийного производства несколько поколений ИНС. Важнейшим рубежом в процессе разработки навигационных систем был переход от технологии платформенных ИНС к технологии БИНС на базе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров, наметившийся в 80 годы и отражавший общемировую тенденцию.

В настоящее время в ПАО «МИЭА» разработана линейка высокоточных автономных БИНС на базе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров - системы БИНС-СП-1, БИНС-СП-2, БИМС-Т. Системы БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 в зависимости от варианта исполнения могут устанавливаться на истребители, самолеты дальней авиации, вертолеты, беспилотные ЛА. Система БИМС-Т предназначена для эксплуатации на самолетах гражданской авиации. Все БИНС имеют литеру О<sub>1</sub>. По каждой БИНС накоплен большой объем данных летных и стендовых экспериментов, подтверждающих точностные характеристики. Все системы наряду с автономным навигационным решением, построенным по данным инерциальных датчиков и СВС, способны формировать гибридное решение по сигналам ГНСС GPS и/или ГЛОНАСС.

Далее рассмотрены следующие вопросы:

- чувствительные элементы;
- конструкция;
- технические характеристики навигационных систем и опыт эксплуатации.

### Чувствительные элементы

В качестве чувствительных элементов БИНС, разработанных в ПАО «МИЭА», используются лазерные гироскопы и кварцевые акселерометры. Все системы построены на базе идентичных чувствительных элементов, отбираемых в зависимости от класса точности системы. Все чувствительные элементы были разработаны в ПАО «МИЭА» и изготавливаются на территории Российской Федерации. На рис. 1 представлен внешний вид и основные характеристики лазерного гироскопа.

### ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП



Наименование параметра	Диапазон
Диапазон измеряемых угловых скоростей, град/с	± 400
Время готовности, с	не более 5
Масштабный коэффициент, угл.с./имп	0,4550 ±0,005
Нестабильность масштабного коэффициента	не более 10 <sup>-5</sup>
Систематический дрейф, °/ч	не более 0,2
Нестабильность дрейфа в запуске и от запуска к запуску, °/ч	не более 0,007
Шумовая составляющая дрейфа, °/√ч	не более 0,002
Диапазон рабочих температур, °С	от -60 до +80
Объем, дм <sup>3</sup>	не более 0,9
Масса, кг	не более 1,8
Габариты (Д×Ш×В), мм	145×130×47
Надежность (наработка на отказ), ч	более 100 000

Рис. 1. Лазерный гироскоп и его характеристики.

Принципиально важная особенность гироскопа – возможность измерения угловой скорости в широком диапазоне значений, сочетающаяся с высокой точностью, разрешающей способностью и стабильностью масштабного коэффициента, обеспечивающей возможность использования датчика в составе БИНС, предназначенных для маневренных летательных аппаратов.

Кварцевый акселерометр АК-15 представлен на рис. 2.

### ПРЕЦИЗИОННЫЙ КВАРЦЕВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР АК-15

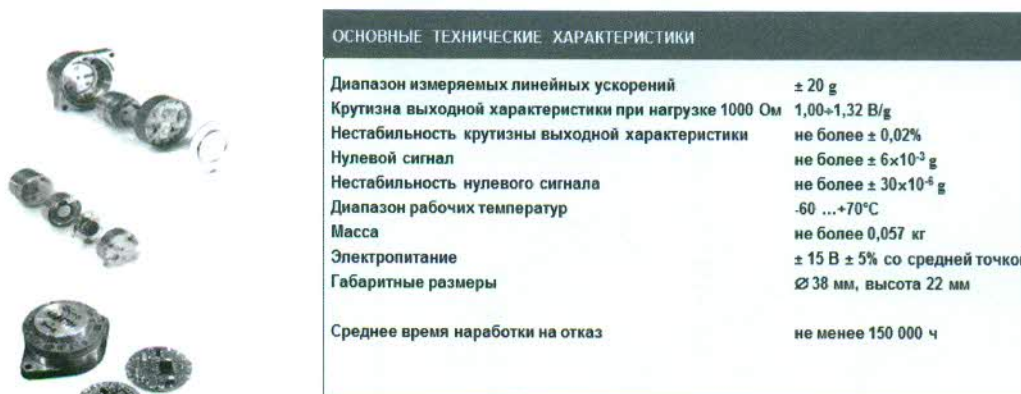


Рис. 2. Кварцевый акселерометр АК-15 и его характеристики.

Акселерометр АК-15 имеет характеристики, обеспечивающие его использование в точных автономных БИНС авиационного применения. Прибор имеет значительный диапазон измеряемых ускорений и работает в широком диапазоне внешних воздействующих факторов, что необходимо для использования в качестве датчика БИНС для маневренного самолета, работающей в условиях действия существенных перегрузок и других жестких внешних воздействий.

### Конструкция

Все БИНС выполнены в виде моноблока с двумя отсеками. В одном отсеке расположен блок чувствительных элементов и его сервисная электроника. Наполнение второго блока зависит от типа системы. Для системы БИНС-Т отсек содержит источник вторичного питания, преобразователь сигналов датчиков, вычислитель навигационной системы. Система БИНС-СП-1 имеет дополнительный вычислитель и встроенный спутниковый навигационный приемник (СНП). Система БИНС-СП-2 имеет один вычислитель повышенной производительности и встроенный СНП. В качестве примера на рис. 3. приведено устройство системы БИНС-СП-2.

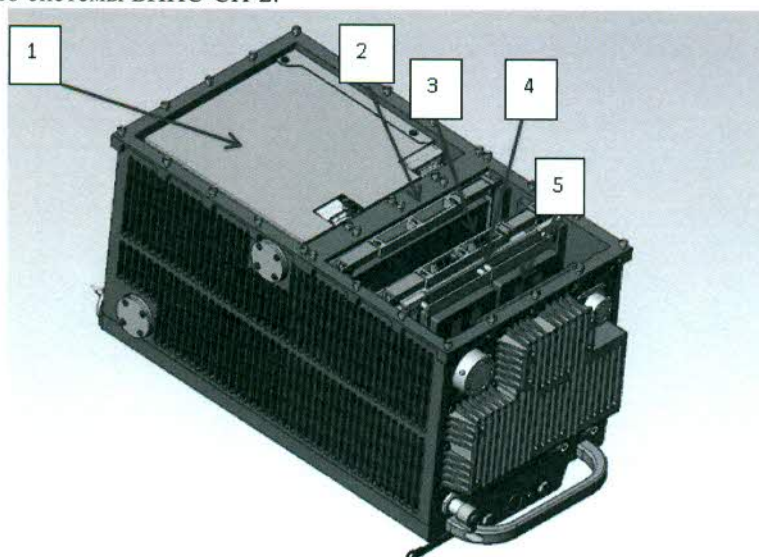


Рис. 3. Устройство системы БИНС-СП-2. 1 – блок чувствительных элементов (БЧЭ), 2 – преобразователь сигналов датчиков (ПСД), 3 – вычислитель инерциальной навигационной системы (ВИНС), 4 – спутниковый навигационный приемник (СНП), 5 – источник вторичного питания (ИВП).

Таким образом, все БИНС, разработанные ПАО «МИЭА», построены по схожей структурной схеме на базе унифицированных чувствительных элементов. В системах реализована выдача информации по каналам Arinc 429 (ГОСТ 18977-79 РТМ 1495 изм.2, изм. 3) и МКИО (ГОСТ Р 52070-2003, MIL STD 1553В), либо только Arinc 429 для системы БИМС-Т с заданными частотами обновления информации. Для формирования гибридного инерциально-спутникового решения могут использоваться данные как от внешней, так и от встроенной спутниковой навигационной системы (СНС).

### Основные характеристики и применение навигационных систем

В разделе перечисляются основные технические характеристики систем БИНС-СП-1, БИНС-СП-2 и БИМС-Т, описываются летательные аппараты, на которых используются системы, приводятся результаты летных испытаний.

#### БИНС-СП-1



Рис. 4. Внешний вид БИНС-СП-1

#### Основные характеристики

Время готовности	5 мин
Среднее время наработки на отказ	7000 – 10 000 ч
Электропотребление 27 В постоянного тока	70 Вт
Масса	16,5 кг
Объем	12,5 дм <sup>3</sup>
Количество радиоприемных каналов	24
Интерфейсы	ARINC 429, MIL STD 1553В

#### Внешние воздействующие факторы и условия применения

Угловые скорости	до 400°/с
Линейные ускорения	до 12 g
Синусоидальная вибрация	до 2000 Гц, 5 g
Температура окружающей среды	от –60°С до +55°С
Высота	до 15 000 м

#### Точность определения навигационных параметров (2σ)

В инерциальном режиме

Географические координаты	3,7 км за час полета
Путевая скорость	4 м/с
Истинный курс (t – время)	0,2° + 0,02×t
Углы крена и тангажа	0,1°

В гибридном режиме

Географические координаты	100 м
Путевая скорость	0,2 м/с

Система БИНС-СП-1 применяется на самолетах Ту-95, Ту-160, Як-130, БПЛА «Альтиус» и вертолете Ми-8 АМТШ.



Рисунок 5. Самолеты Ту-95, Ту-160, Як-130, БПЛА «Альтиус» и вертолет Ми-8 АМТШ.

Далее представлены результаты испытаний БИНС-СП-1 на самолете дальней авиации

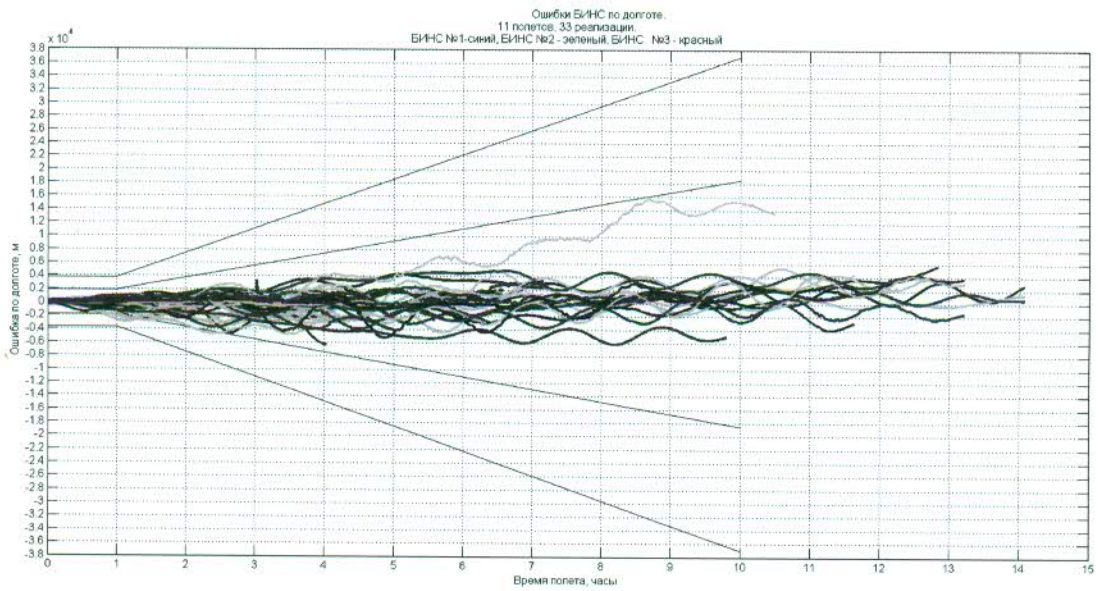


Рисунок 6. Погрешности БИНС-СП-1 по дальоте и границы допуска 3.7 км за час полета.

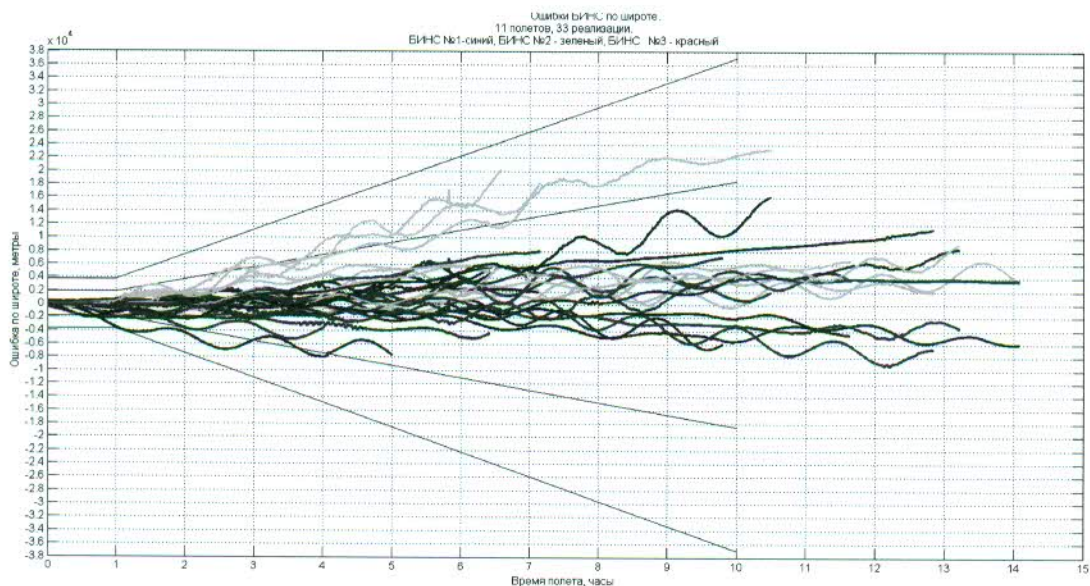


Рисунок 7. Погрешности БИНС-СП-1 по широте и границы допуска 3.7 км за час полета.

### БИНС-СП-2



#### Основные характеристики

Время готовности	5 мин
Среднее время наработки на отказ	7000 – 10 000 ч
Электропотребление 27 В постоянного тока	70 Вт
Масса	16,5 кг
Объем	12,5 дм <sup>3</sup>
Количество радиоприемных каналов	24
Интерфейсы	ARINC 429, MIL STD 1553B

#### Внешние воздействующие факторы и условия применения

Угловые скорости	до 400°/с
Линейные ускорения	до 12 g
Синусоидальная вибрация	до 2000 Гц, 5 g
Температура окружающей среды	от –60°С до +55°С
Высота	до 15 000 м

Рис. 8. Внешний вид БИНС-СП-2

#### Точность определения навигационных параметров (2σ)

В инерциальном режиме

Географические координаты	1,85 км за час полета
Путевая скорость	1 м/с
Истинный курс (t – время)	0,1° + 0,01 × t
Углы крена и тангажа	0,05°

В гибридном режиме

Географические координаты	30 м
Путевая скорость	0,2 м/с

БИНС-СП-2 используется на истребителях Су-35, Су-30СМ, МиГ-29СНТ/УБМ, МиГ-35, самолете дальнего радиолокационного обнаружения А-100.



Рис. 9. Самолеты Су-35, Су-30СМ, МиГ-29СНТ/УБМ, МиГ-35, А-100, Су-57.

Ниже приведены результаты летных испытаний БИНС-СП-2 в составе Су-35

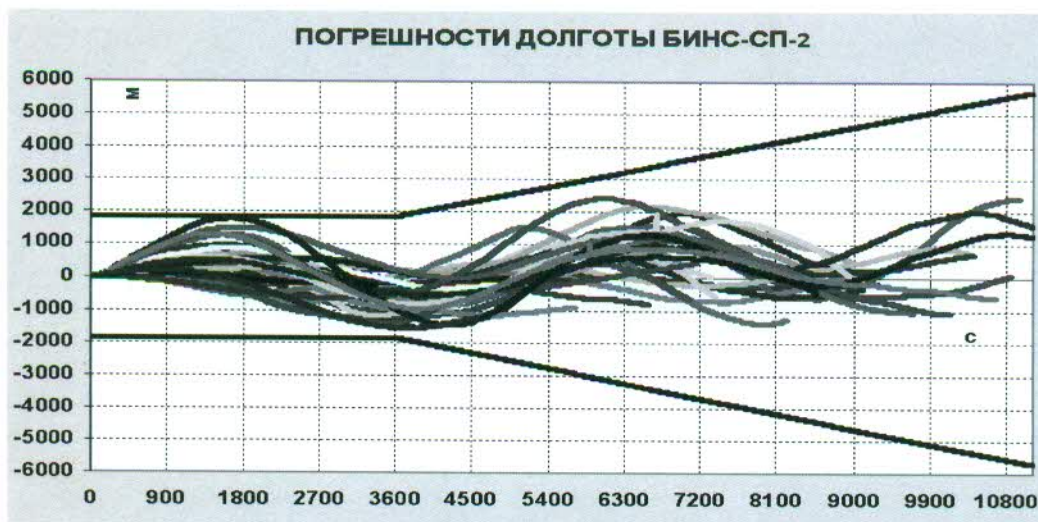


Рис. 10. Погрешности долготы системы БИНС-СП-2 и границы допуска 1.85 км за час работы.

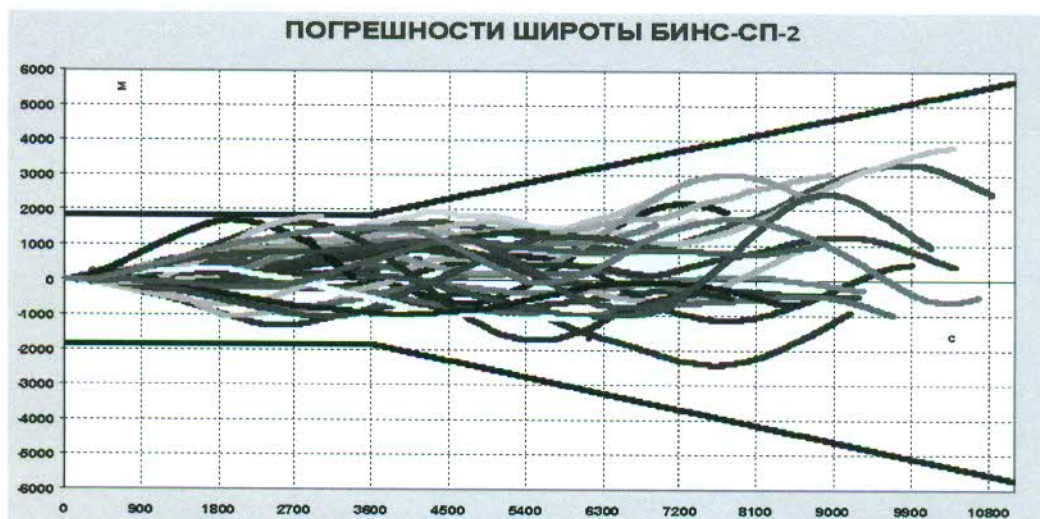


Рис. 11. Погрешности долготы системы БИНС-СП-2 и границы допуска 1.85 км за час работы.

Для летных испытаний на Су-35 характерно интенсивное маневрирование с большими угловыми скоростями, значительными линейными и угловыми ускорениями. Полученные результаты свидетельствуют о подтверждении точностных характеристик в жестких условиях эксплуатации.

### БИМС-Т



Рис. 12. Внешний вид БИМС-Т

#### Основные характеристики

Время готовности	10 мин
Среднее время наработки на отказ	7000–10 000 ч
Электропотребление 27 В постоянного тока	70 Вт
115 В 400 Гц	
Масса	18,6 кг
Объем	12,5 дм <sup>3</sup>
Интерфейс	ARINC 429

#### Внешние воздействующие факторы и условия применения

Угловые скорости	до 150°/с
Линейные ускорения	до 10 g
Синусоидальная вибрация	до 2000 Гц, 5 g
Температура окружающей среды	от -20°С до +55°С
Высота	до 15 000 м

#### Точность определения навигационных параметров (2σ)

В инерциальном режиме

Географические координаты	3,7 км за час полета
Путевая скорость	4 м/с
Истинный курс (t – время)	0,2°+ 0,02×t
Углы крена и тангажа	0,1°

В гибридном режиме

Географические координаты	100 м
Путевая скорость	0,2 м/с

Система БИМС-Т испытана на самолете Ил-96-300, планируется к использованию на Ил-96-300 и Ту-214



Рис. 13. Ил-96-300 и Ту-214.

БИМС-Т прошла сертификационные испытания в 2008 г. и 2017 г. после возобновления производства. Далее приводятся результаты испытаний 2008 г., по итогам которых на систему был получен сертификат летной годности.

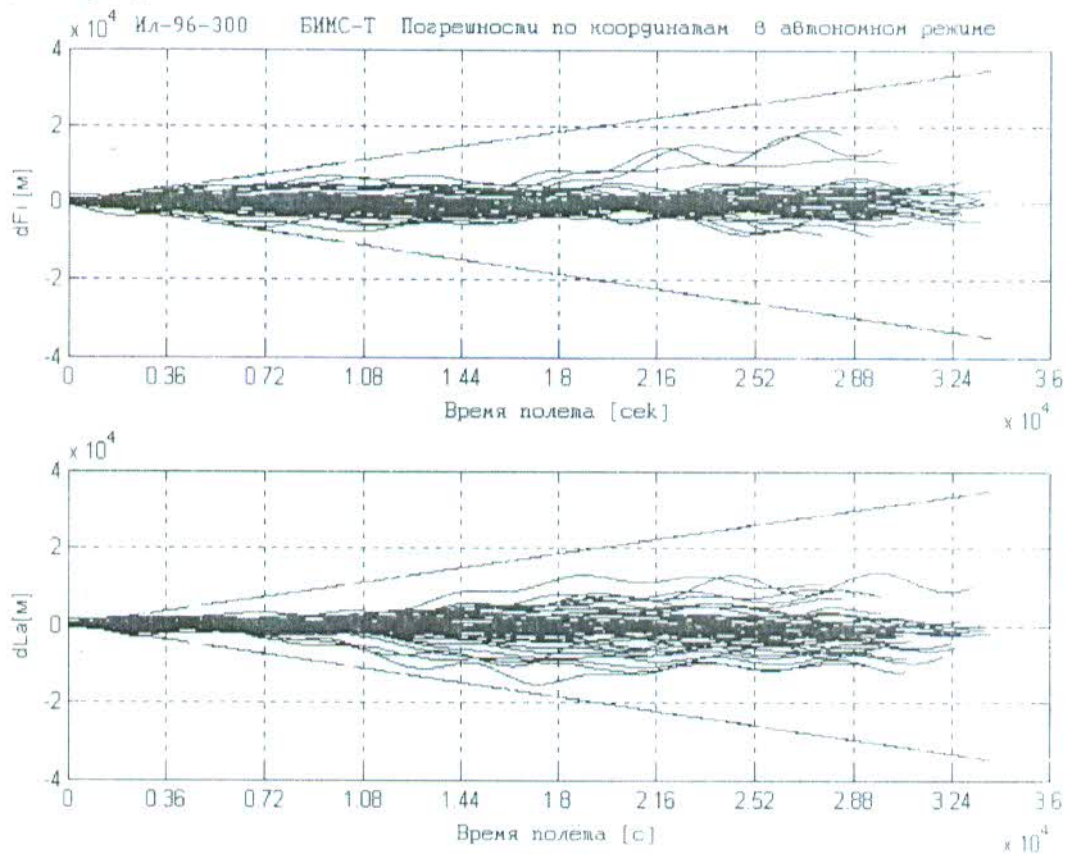


Рис. 14. Погрешности долготы и широты и границы допуска 3.7 км за час полета.

Таким образом, можно констатировать, что системы, разработанные в ПАО «МИЭА», применяются на внушительном перечне летательных аппаратов с существенно отличающимися условиями эксплуатации и разным характером маневрирования. Системы подтверждают точностные характеристики на всех объектах, что следует из многочисленных записей результатов летных испытаний и эксплуатации.

#### Выводы

Московским институтом электромеханики и автоматики разработана серия автономных БИНС БИНС-СП-1, БИНС-СП-2, БИМС-Т на базе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров. Системы имеют литеру О<sub>1</sub>, производятся серийно (выпущено несколько сотен изделий), эксплуатируются на широком перечне типов летательных аппаратов и подтверждают заявленные точностные характеристики, в том числе в жестких условиях эксплуатации на маневренных объектах и в длительных полетах.