

Разработка алгоритмов комплексной измерительной навигационной системы авиационного применения на отечественной элементной базе

Корнилов А.В.*, **Корчагин К.С.****, **Лосев В.В.*****

*Арзамасское научно-производственное предприятие «Темп-Авиа»,
ул. Кирова, 26, Арзамас, Нижегородская обл., 607220, Россия*

**e-mail: kornilov_a@inbox.ru*

***e-mail: boneasd@mail.ru*

****e-mail: tempavia@bk.ru*

Статья поступила 10.02.2021

Аннотация

Статья посвящена разработке новых и совершенствованию существующих методов и средств анализа обработки информации в авиационных навигационных системах. В частности, представлен анализ результатов разработки и исследования теоретических и прикладных методов обработки информации в составе комплексной измерительной навигационной системы (КИНС).

С учетом имеющихся ограничений и предъявляемых к КИНС требований по уровню точности и функциональности, проведен синтез структуры системы, определены основные информационные связи между источниками информации. Проведен анализ возможного информационного взаимодействия, по результатам которого выбраны необходимые методы и разработаны алгоритмы, направленные на повышение качества системы за счет снижения погрешности измерения пилотажно-навигационных параметров:

- алгоритм автономной компенсации погрешности гироскопов;
- метод комплексирования информации от инерциальных и барометрических датчиков;
- метод комплексирования информации от инерциальных датчиков и спутниковой навигационной системы.

Приведены результаты исследований предлагаемых подходов с помощью средств математического и полунатурного моделирования, а также путем наземной отработки опытного образца КИНС.

Ключевые слова: спутниковая навигация, инерциальная навигация, комплексирования информации, фильтр Калмана, инерциально-спутниковый режим, баро-инерциальный режим, волновой твердотельный гироскоп.

Введение

В настоящее время, в результате осложнения геополитической обстановки, на предприятия авиационной отрасли нашей страны оказывается санкционное давление: существенно ограничен импорт комплектующих и ЭРИ, приостанавливается технологическое сотрудничество зарубежных и отечественных предприятий авиационной отрасли, становится невозможным применение целого ряда авиационных приборов и систем иностранного производства и т.д. При этом, в отечественной промышленности либо полностью отсутствует возможность производства аналогичных компонентов, устройств или технологий, либо они

имеют ограниченные функциональные возможности и более низкие качественные характеристики по сравнению с иностранными. Указанные ограничения особенно критичны для сложных информационно-измерительных систем и систем управления пилотажно-навигационных комплексов летательных аппаратов (ПНК ЛА) специального и военного назначения.

Качество ПНК ЛА, как и любой сложной технической системы, характеризуется множеством показателей: назначения, надежности, технологичности, стандартизации и унификации [1], которые формируются по совокупности указанных показателей качества всех входящих в состав ПНК ЛА систем. Соответственно, совершенствование эксплуатационных характеристик одной или нескольких таких систем влечет за собой повышение качества всего комплекса.

Одним из наиболее перспективных подходов обеспечения необходимого уровня показателя назначения – функциональности и точности измерения параметров, - в условиях описанных ограничений, считается комплексная обработка информации (комплексирование), получаемой от первичных преобразователей различной физической природы, входящих в состав систем ПНК ЛА.

Однако, в настоящее время недостаточно проработаны и исследованы научно обоснованные и, самое главное, возможные для практической реализации методы, учитывающие специфику авиационных систем и имеющиеся связи между этими системами в составе ПНК ЛА. Решение данной научно-технической задачи

непосредственным образом будет способствовать достижению промышленной независимости и обеспечению безопасности нашей страны.

Поэтому целью проводимых исследований является разработка программных средств преобразования и анализа измерительной информации, а также практическая реализация разработанных алгоритмов, апробация и исследование предложенных решений в опытном образце комплексной измерительной навигационной системы авиационного применения, в составе которой применены ЭКБ и ЭРИ отечественного производства. Кроме того, в ходе исследования будет проведен анализ полученных в процессе эксперимента результатов.

Концепция комплексной измерительной навигационной системы

Несмотря на существенные достижения в вопросе совершенствования точностных характеристик датчиков первичной информации, можно утверждать, что получаемые результаты все реже и реже оправдывают затрачиваемые временные и материальные ресурсы. Таким образом, возможности повышения точности систем за счет изменения конструкции датчиков практически достигли своего предела.

В настоящее время одним из наиболее перспективных способов обеспечения требуемых точностных характеристик систем позиционирования подвижных объектов может считаться комплексирование информации, поступающей от измерительных устройств различной физической природы.

Особенно актуален данный вопрос для информационно-измерительных систем авиационного применения на объектах специального и военного назначения. Каждый класс систем имеет свои слабые стороны, но в результате комплексирования информации появляется возможность полного или частичного устранения этих недостатков. Например, инерциальные системы являются автономными и помехоустойчивыми, но главный их недостаток – накопление погрешностей с течением времени [2]; барометрические измерители часто имеют ограниченную функциональность, а также существенные аэродинамические и температурные погрешности [3]; спутниковые навигационные системы имеют задержки приемо-передачи сигнала по мере прохождения атмосферы, ошибку часов приемника и эфемеридные погрешности, а также ошибки, вызванные влиянием отраженных сигналов [4].

В составе любого ПНК ЛА применяются каждая из перечисленных систем в той или иной конфигурации. Поэтому реализация различных схем комплексирования и алгоритмов информационного резервирования позволили бы существенно расширить функциональные возможности, обеспечить повышение точности измерения параметров движения и повышение надежности всего ПНК ЛА [5, 6].

Поэтому концепция создания комплексной измерительной навигационной системы (КИНС) основывается на интеграции информации от различных геотехнических средств (барометрические датчики давления, магнитометр), средств инерциальной навигации (инерциальных датчиков) и спутниковой навигационной

системы. Причем, для обеспечения постоянного наличия информации от измерительных средств и сохранения автономности разрабатываемой КИНС, предлагается применить малогабаритные измерители различного физического принципа действия, и конструктивно объединить их в составе блока измерения и преобразования (БИП) (феррозондовый магнитометр и антенно-усилительное устройство располагаются отдельно от БИП).

Очевидно, что малогабаритные датчики первичной информации, выпускаемые отечественной промышленностью, уступают иностранным аналогам по точности. Тем не менее, основным критерием выбора датчиков для применения в составе КИНС будет являться именно их отечественное производство, несмотря на «средний» класс точности.

Описание аппаратной части системы на отечественной элементной базе

На ЛА специального или военного назначения в настоящее время широко применяются платформенные инерциальные системы, построенные с использованием астатических гироскопов и акселерометров традиционного исполнения (например, поплавковых акселерометров), или более современные бесплатформенные инерциальные системы на датчиках угловой скорости различного принципа действия (например, лазерных гироскопах) и акселерометрах с чувствительным элементом из полупроводникового кремния. В качестве измерителей высот и скоростей полета ЛА используются барометрические системы воздушных сигналов (СВС), в которых достаточно часто используются anerоидные

коробки или сильфоны. Все перечисленные приборы и системы обеспечивают высокую точность и прецизионность [7] измерений значений параметров движения ЛА. Однако такие электромеханические приборы имеют существенные массогабаритные характеристики, сложны в изготовлении и регулировке, и, самое главное, имеют ограниченные возможности информационного взаимодействия с другими системами в составе ПНК.

Поэтому инерциальный канал измерения КИНС целесообразно реализовать на основе бесплатформенной схемы построения (с применением гибридных акселерометров и малогабаритных гироскопов); для измерения высотно-скоростных параметров применить компактные датчики давления с кварцевой мембраной; для измерения магнитного курса использовать наиболее распространенный феррозондовый магнитометр; для обеспечения наличия информации от СНС применить компактный приемник авиационного применения, устанавливаемый в состав модуля собственного производства.

Электронная компонентная база разрабатываемой КИНС подбиралась таким образом, чтобы обеспечить работоспособность в диапазоне рабочих температур от минус 55 °С до +60 °С и при воздействии внешних механических воздействий, свойственных ЛА специального и военного назначения.

В качестве инерциальных ДПИ было принято решение применить одноосные гибридные компенсационные акселерометры АТ1104-50 со встроенными датчиками температуры и одноосные волновые твердотельные гироскопы ДУС ВТГ-1 производства ПАО «АНПП «Темп-Авиа», г. Арзамас.

Особый интерес в разрабатываемой КИНС представляют именно волновые твердотельные гироскопы ДУС ВТГ-1, принцип работы которых основан на использовании инертных свойств упругих волн, возбуждаемых в виде радиальных колебаний в металлическом цилиндрическом резонаторе. Данные гироскопы просты в изготовлении и обладают приемлемыми точностными характеристиками (дрейф нулевого сигнала составляет 90 град/ч). Главным достоинством являются широкий диапазон рабочих температур и устойчивость к механическим воздействиям.

Для измерения высотно-скоростных параметров полета ЛА в составе КИНС применены барометрические измерители - два преобразователя давления и температуры кварцевые (ПДТК) ООО «СКТБ «ЭлПА» г. Углич [8], обеспечивающие измерение статического и полного давлений, а также температуры воздушного потока.

Функции спутниковой связи в составе КИНС осуществляются с помощью антенно-усилительного устройства и приемника спутникового сигнала МНП-М7 ООО «ИРЗ-Связь», г. Ижевск [9].

Расчет пилотажно-навигационных параметров проводится на микроконтроллере платы модуля вычислителя. Ранее, при создании систем и приборов использовались микроконтроллеры на базе процессорного ядра ARM Cortex-M3. Его вычислительных мощностей было недостаточно для одновременной обработки и преобразования информации, поступающей от ДПИ и спутникового приемника.

Из отечественных высокопроизводительного микропроцессорного на базе ядра ARM Cortex-M4 было возможно применение K1921BK01T (АО «НИИЭТ») [10] или опытный образец микроконтроллера ОКР «Электросила» (АО «ПКК Миландр») [11]. С учетом существенного опыта работы с микроконтроллерами АО «ПКК «Миландр» специалистов ПАО АНПП «Темп-Авиа», было решено использовать перспективную разработку АО «ПКК «Миландр» - это 2-х ядерный 32-х разрядный микроконтроллер на базе процессорного ядра ARM Cortex-MF4, который обладает необходимой производительностью и вычислительной мощностью.

Для обеспечения надежного информационного взаимодействия и системных связей между всеми модулями прибора КИНС, а также взаимодействия с внешними системами ПНК ЛА, применены наиболее распространенные интерфейсы передачи данных авиационных стандартов ARINC-429, CAN, RS-232, RS-485, SPI.

Комплексная обработка информации со всех измерительных устройств позволит не только обеспечить требуемую точность измерения параметров полета, но и повысить функциональную эффективность КИНС.

Функциональная схема разрабатываемой КИНС приведена на рисунке 1. Трехмерная модель измерительного блока КИНС представлена на рисунке 2.

Предлагаемая конструкция КИНС позволяет обеспечить необходимую фильтрацию сигналов, реализовать алгоритмы калибровки инерциальных датчиков [2, 12], обработки и комплексирования информации от датчиков, учитывая их свойства и характеристики.

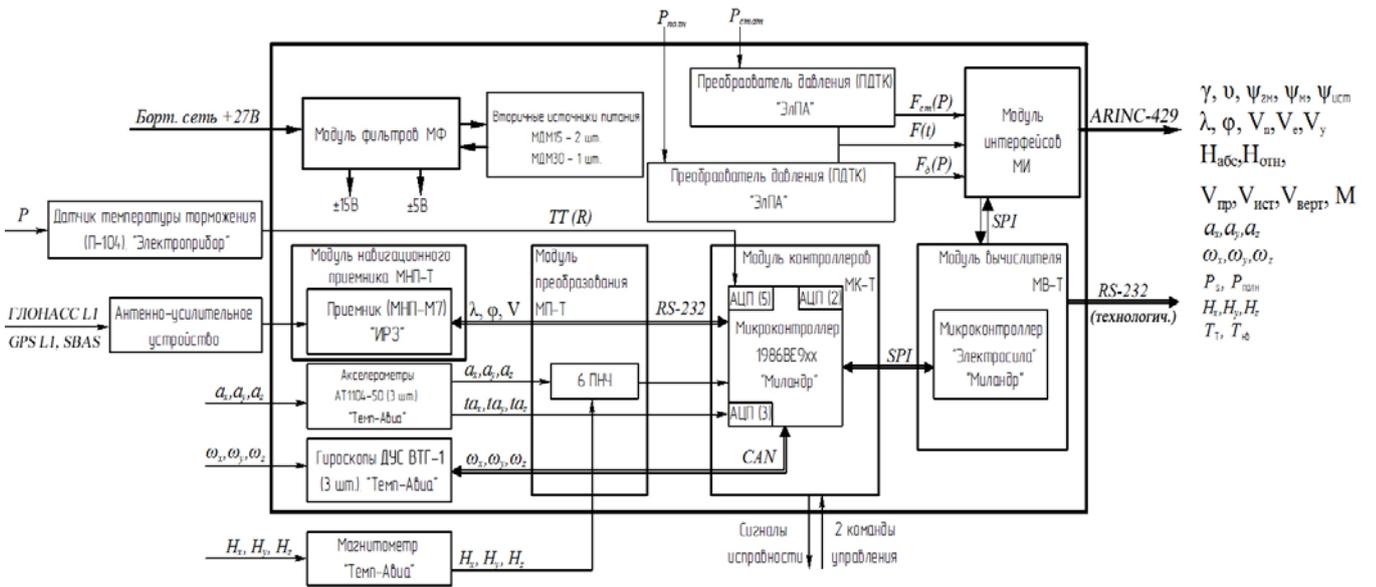


Рисунок 1 – Функциональная схема разрабатываемой КИНС

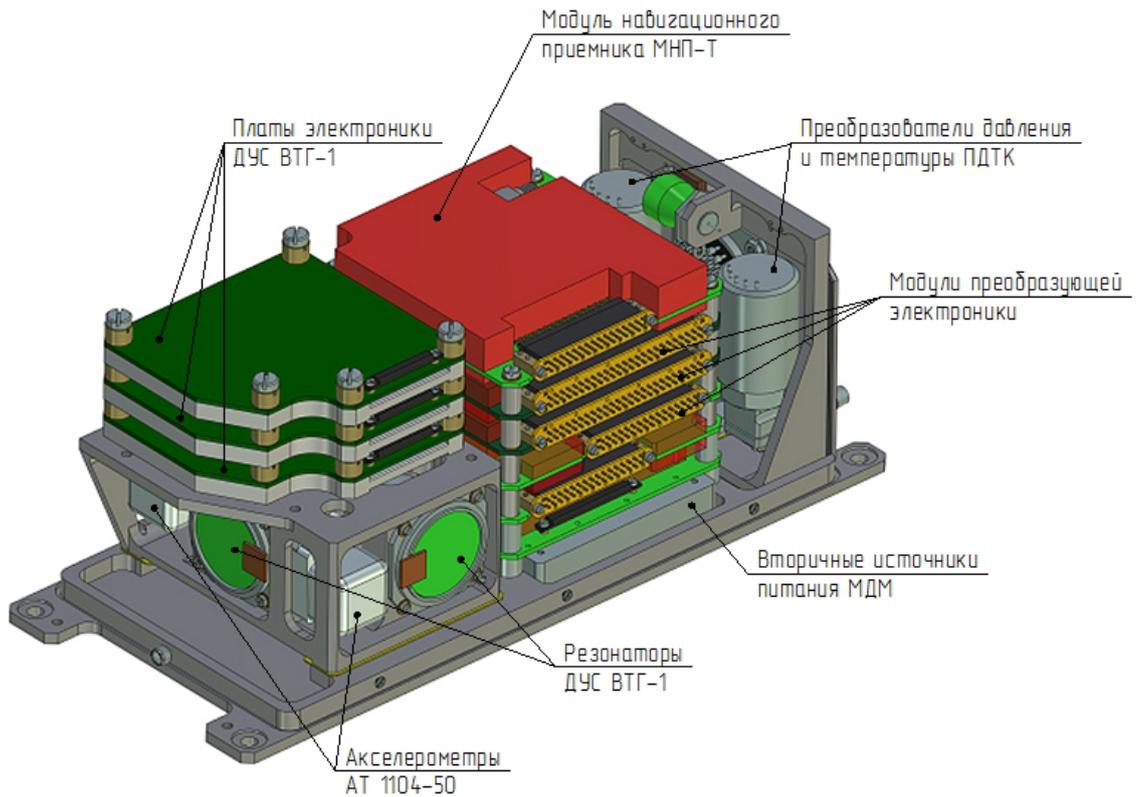


Рисунок 2 – Трехмерная модель измерительного блока КИНС

Разработка алгоритма компенсации погрешности датчиков угловой скорости

В процессе проводимых исследований установлено, что наибольшая составляющая погрешности измерения обусловлена дрейфом выходных сигналов гироскопов. В состав платы электроники ДУС-ВТГ входит микроконтроллер 1986ВЕ93У (схема информационных связей микроконтроллера и потребителей приведена на рисунке 3), что позволяет реализовать автономный алгоритм компенсации погрешности выходного сигнала гироскопов.

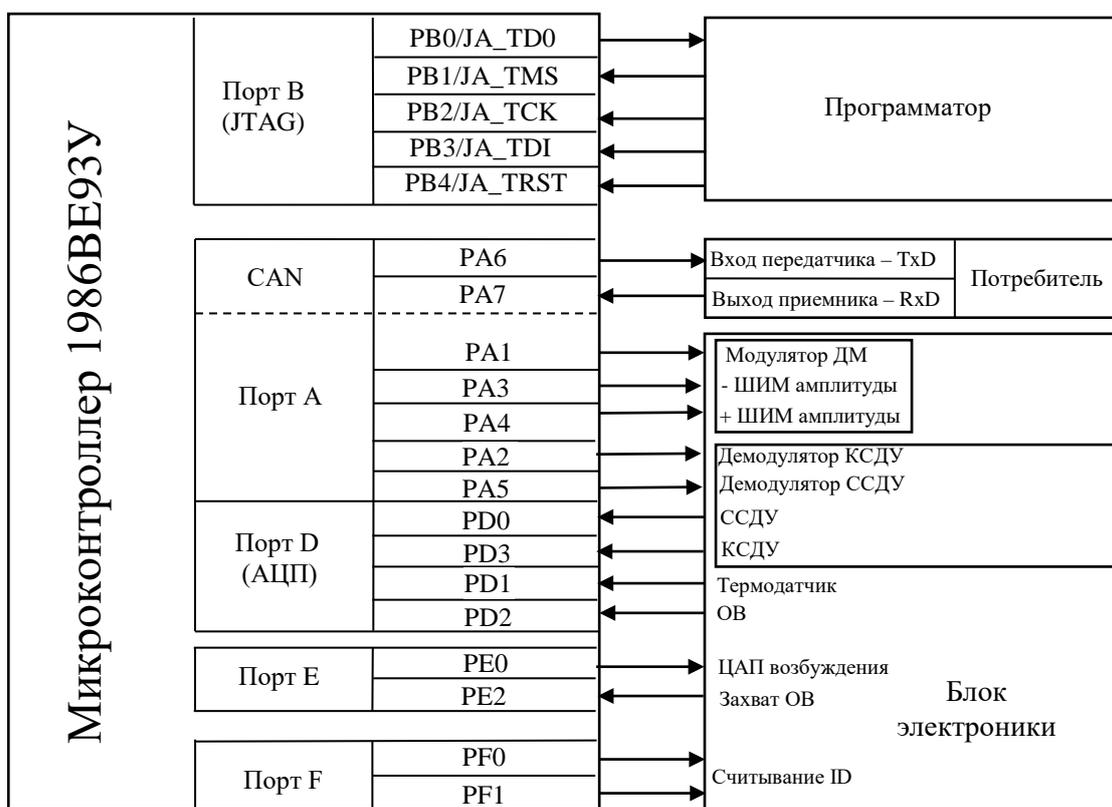
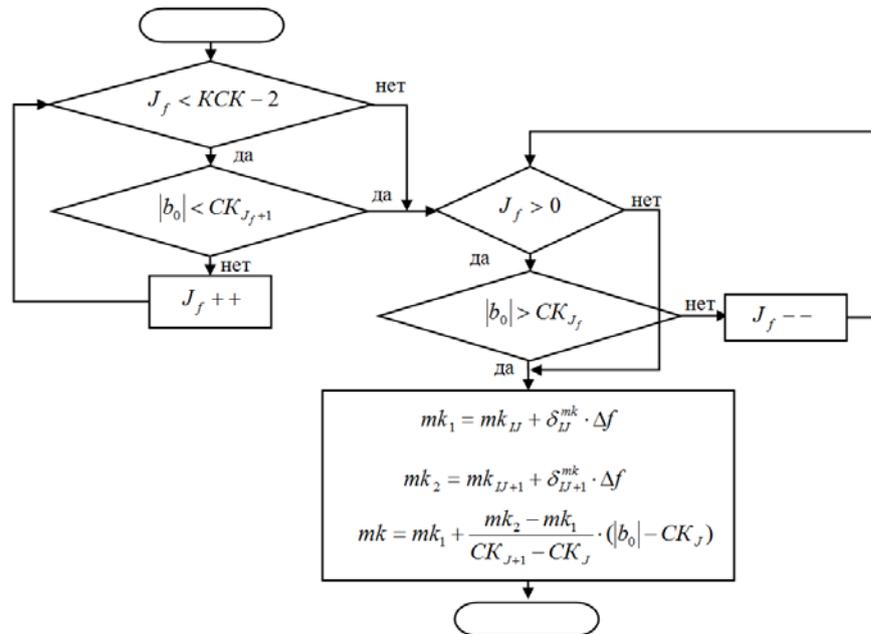


Рисунок 3 - Схема информационных связей микроконтроллера 1986ВЕ93У

Выходные сигналы с резонатора и датчика температуры ДУС-ВТГ обрабатываются в микроконтроллере двумя 12-разрядными АЦП. Скорость выборки составляет до 512000 преобразований в секунду для каждого АЦП.

Информационное взаимодействие с микроконтроллером 1986BE93У реализуется с помощью промышленных интерфейсов стандарта IEEE 1149.1 (JTAG-интерфейс программирования) и CAN (интерфейс внешнего обмена).

Блок-схемы алгоритма расчета масштабного коэффициента выходного сигнала гироскопа и непосредственно алгоритма компенсации погрешностей ДУС-ВТГ представлены на рисунках 4 и 5. Разработанные алгоритмы реализуются в процессе автономной калибровки гироскопов. Предложенный алгоритм позволяет обеспечить дрейф выходного сигнала ДУС-ВТГ в запуске не более 100 °/ч.



KCK – количество скоростных констант; mk, mk_1, mk_2 – масштабные коэффициенты;
 J_f, J_{f-1} – текущий и предыдущий индексы левой границы скоростного диапазона; I_f, I_{f-1} – текущий и предыдущий индексы левой границы частотного диапазона; b_0 – списанный нулевой сигнал;
 $\delta_+^{mk} [KЧК - 1][KCK]$ – крутизны частотных погрешностей «положительных» масштабных коэффициентов; $CK[KCK]$ – массив скоростных констант; $mk[KЧК][KCK]$ – массив масштабных коэффициентов

Рисунок 4 – Алгоритм расчета масштабного коэффициента (АРМК)

I_f, J_f – текущий и предыдущий индексы левой границы частотного диапазона; $KЧК$ – количество частотных констант; f - резонансная частота; $ЧК[KЧК]$ - массив частотных констант; $c[KЧК]$ - массив калибровочных констант нулевого сигнала; $\delta^c[KЧК - 1]$ - крутизны частотных погрешностей нулевых сигналов; $\sum S_{can}$ - накопленный нулевой сигнал; $KСК$ - количество скоростных констант; $СК[KСК]$ - массив скоростных констант; $\delta_+^{mk}[KЧК - 1][KСК]$ - крутизны частотных погрешностей масштабных коэффициентов; b - списываемый нулевой сигнал; b_0 - списанный нулевой сигнал b_{can} – приращение угла за такт счета (200 Гц); mk - масштабный коэффициент

Рисунок 5 – Алгоритм компенсации погрешностей

Разработка алгоритмов вычисления параметров ориентации и навигации комплексной измерительной навигационной системы

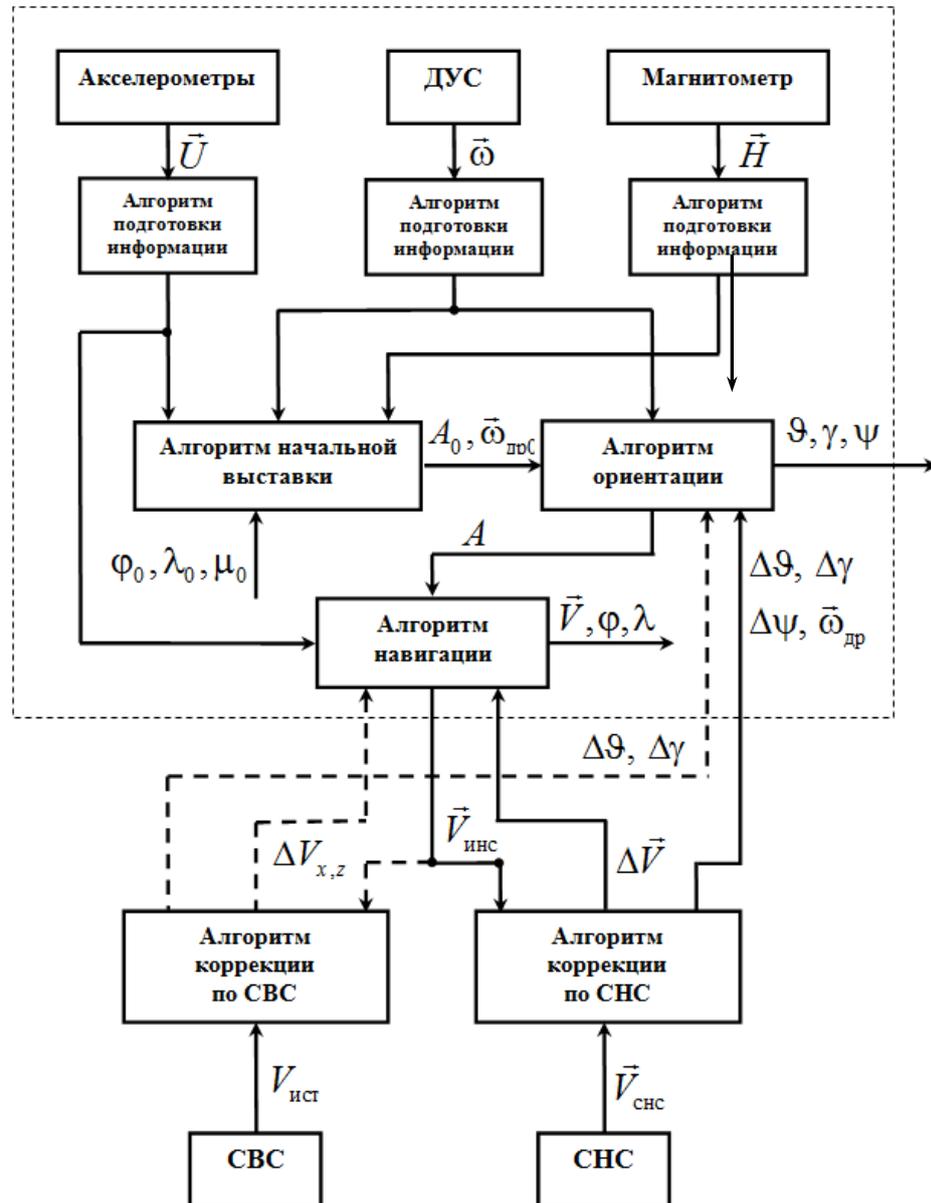
Для решения задачи комплексирования сигналов, поступающих с множества ДПИ, в разрабатываемой системе целесообразно применить адаптивный фильтр

Калмана в силу его универсальности, простоты реализации и возможности получения оптимальной оценки параметров динамической системы. Единственным ощутимым недостатком фильтра является его «громоздкость» (необходимы существенные вычислительные мощности). Проведенная предварительная оценка продемонстрировала невозможность использования альтернативных программных подходов (например, фильтра Маджвика как менее ресурсозатратного).

Система содержит в своём составе триаду датчиков угловой скорости, триаду одноосных акселерометров и трехкомпонентный магнитометр, следовательно, может вычислять параметры ориентации – углы крена, тангажа и курса (автономный режим работы). Однако, из-за существенного дрейфа нулевого сигнала ДУС ВТГ-1, в автономном режиме не могут быть обеспечены требования по точности вычисления навигационных параметров (широта, долгота, скорость), поэтому для обеспечения расчета навигационных параметров в КИНС предусмотрена коррекция показаний по информации от СНС. Режим комплексирования инерциальных датчиков с СНС будет являться основным навигационным режимом. Для вычисления высотно-скоростных параметров применяются датчики давления, позволяющие реализовать функции автономной системы воздушных сигналов (СВС). Информация от СВС целесообразно использовать как для автономного расчета параметров полета: значений величины давления потока наружного воздуха - полного P_n и статического P_c , приборной V_{np} , вертикальной $V_{верт}$ и истинной $V_{ист}$ скоростей, абсолютной $H_{абс}$ и относительной $H_{отн}$ барометрических высот, числа Маха, так и для вычисления бароинерциальной информации.

Обобщенная структурная схема алгоритмов ориентации и навигации КИНС

представлена на рисунке 6.



\vec{U} - вектор ускорения в связанных осях; $\vec{\omega}$ - вектор угловой скорости в связанных осях;
 \vec{H} - вектор напряженности магнитного поля в связанных осях; A_0 - начальная матрица ориентации; $\vec{\omega}_{др0}$ - оценка дрейфа гироскопов; $\varphi_0, \lambda_0, \mu_0$ - начальные значения широты, долготы и магнитного склонения; $V_{ист}$ - истинная воздушная скорость в связанных осях; $\vec{V}_{снс}$ - вектор скорости объекта по информации от СНС; $\vec{V}_{инс}$ - вектор скорости объекта по информации от инерциальных датчиков; $\Delta\vartheta, \Delta\gamma, \Delta\psi$ - погрешности углов крена, тангажа и курса;
 ϑ, γ, ψ - углы крена, тангажа и курса; φ и λ - широта и долгота.

Рисунок 6 - Обобщенная структурная схема алгоритмов КИНС

Алгоритм коррекции по спутниковой навигационной системе
(комплексирование информации от инерциальных датчиков и спутниковой навигационной системы)

Из-за существенного дрейфа нулевого сигнала ДУС ВТГ-1 не могут быть обеспечены требования по точности вычисления навигационных параметров в автономном режиме, поэтому для обеспечения расчета навигационных параметров в КИНС предусмотрена коррекция показания по информации от СНС [13].

С помощью скорости объекта V_x^{hc} , V_y^{hc} , V_z^{hc} и координаты φ^c и λ^c , которые СНС выдает в осях сопровождающего трехгранника, и значений инерциальных скоростей и координат V_x^{hi} , V_y^{hi} , V_z^{hi} , φ^i и λ^i , проводится комплексирование информации от СНС и инерциальных датчиков по скоростям, оценивая параметры ориентации и дрейф гироскопов.

Вводится в рассмотрение вектор состояния системы X , в который включены оцениваемые параметры - ошибки скоростей ΔV_x , ΔV_y , ΔV_z , ошибки углов ориентации α_x , α_y , α_z :

$$X = \left[\varphi^i \lambda^i \Delta V_x \Delta V_y \Delta V_z \alpha_x \alpha_y \alpha_z \right].$$

Вектор измерения Z , в который входят разности спутниковых и инерциальных навигационных параметров, примет вид:

$$Z = \begin{bmatrix} V_x^{hc} - V_x^{hi} \\ V_y^{hc} - V_y^{hi} \\ V_z^{hc} - V_z^{hi} \end{bmatrix}.$$

По известным соотношениям проводится оценка вектора \tilde{X} и входящих в него параметров, которые затем будут использованы в алгоритме коррекции системы.

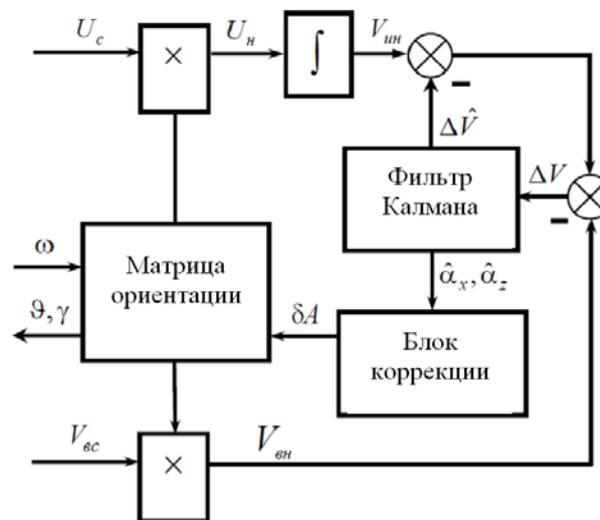
В случае отказа СНС или при пропадании спутникового сигнала коррекция показаний инерциального канала может производиться путем комплексирования с информацией от датчиков давления. Очевидно, что точность определения параметров навигации будет ниже, чем в случае комплексирования с СНС. В связи с этим, режим комплексирования от барометрических преобразователей будет являться резервным навигационным режимом. Такой метод комплексирования обеспечивает повышение точности измерения углов ориентации, и реализован в алгоритме коррекции от СВС.

Алгоритм коррекции по системе воздушных сигналов (комплексирование информации от барометрических и инерциальных датчиков)

С целью обеспечения коррекции собственного дрейфа гироскопов в инерциальных системах наиболее распространена автономная коррекция с релейным регулятором [14], которая по измеренному акселерометрами кажущемуся ускорению ЛА осуществляет управление рассчитываемыми параметрами ориентации по релейному закону таким образом, чтобы привести их к положению кажущейся вертикали. Обычно динамические составляющие ускорения ЛА в целом на траектории значительно меньше ускорения силы тяжести, и отклонение кажущейся вертикали от истинной незначительное. Однако, при отклонении

кажущейся вертикали на величину, превышающую допустимый предел, коррекция отключается до момента прихода кажущейся вертикали в допуск. Такой подход достаточно прост и эффективен, однако, он имеет ряд недостатков. Например, при длительном маневрировании коррекция будет отключена на длительное время. Поэтому одним из путей решения задачи повышения точности измерения параметров ориентации в КИНС является комплексная обработка информации от инерциальных датчиков и барометрических измерителей на основе калмановской фильтрации.

Основной идеей предлагаемого подхода является сравнение инерциальной и воздушной скоростей, определение их разности и коррекция углового положения по разработанному алгоритму с учетом этой разницы. Структурная схема предлагаемого алгоритма представлена на рисунке 7.



$A, \delta A$ – Матрица ориентации и корректирующая матрица, ω – угловые скорости, ϑ, γ – углы тангажа и крена, U_c, U_n – ускорения в связанных и навигационных координатах, $V_{ин}, V_{вн}$ – инерциальная и воздушная скорости в навигационных координатах, $V_{св}$ – истинная воздушная скорость в связанных координатах, $\Delta V, \Delta \hat{V}$ – разница скоростей и оценка ошибок скоростей, $\hat{\alpha}_x, \hat{\alpha}_z$ – оценка ошибок углов ориентации.

Рисунок 7 - Структурная схема алгоритма коррекции по СВС

Особенностью предлагаемого метода является то, что СВС определяет лишь продольную компоненту скорости ЛА. В действительности этих компонент всегда три и поточная система координат отклонена от связанной на углы атаки и скольжения. Поскольку датчики давления, входящие в состав КИНС, не позволяют определять данные углы, их неучет будет вносить дополнительную погрешность в измерения системы ориентации, величина которой будет оценена ниже в настоящей работе.

Обработка информации будет проводиться в навигационной системе координат, в качестве которой принят географически ориентированный трехгранник.

Вектор истинной воздушной скорости в проекциях на оси опорного трехгранника определяется соотношением:

$$\vec{V}^{\text{HB}} = A \cdot \vec{V}^{\text{CB}}$$

где: $\vec{V}^{\text{CB}} = [V^{\text{B}} \ 0 \ 0]^T$ – вектор истинной воздушной скорости в координатах связанных с ЛА; V^{B} – истинная воздушная скорость, измеренная СВС.

Вводится в рассмотрение вектор состояния X системы, содержащий все оцениваемые параметры: ошибки скоростей ΔV_x , ΔV_z и ошибки углов ориентации α_x , α_z :

$$X = [\Delta V_x \ \Delta V_z \ \alpha_x \ \alpha_z]$$

Вектор измерения формируется в виде:

$$Z = [V_x^{\text{НИ}} - V_x^{\text{HB}} \ V_z^{\text{НИ}} - V_z^{\text{HB}}]$$

Проводя по известным соотношениям [15, 16] процедуру оценки вектора \hat{X} получают оценки ошибок ориентации $\hat{\alpha}_x$ и $\hat{\alpha}_z$, на основе которых формируется матрица δA , при помощи которой проводится коррекция матрицы A .

Фильтр Калмана обеспечивает минимальное СКО оцениваемых параметров, однако временные характеристики могут не удовлетворять имеющимся требованиям. Для обеспечения компромисса между точностными и динамическими характеристиками процесса оценивания на практике обычно производится подбор параметров матриц интенсивностей входных шумов и шумов ошибок измерения [17]. В данном случае, результаты такого подхода нельзя отнести ни к оптимальным, ни даже квазиоптимальным, но позволяет достигнуть удовлетворительных результатов (обеспечение необходимой точности и динамики процессов) что подтверждается результатами моделирования [18].

Исследование предлагаемых алгоритмов обработки информации
Оценка погрешностей комплексной измерительной навигационной
системы в режиме бароинерциального комплексирования

Моделирование работы алгоритма проводилось двумя способами: по тестовым траекториям и с применением записей полета реального ЛА.

При моделировании по тестовым траекториям использовалась модель ЛА, разработанная на основе анализа поведения реального ЛА на соответствующих режимах полета. Моделирование позволило оценить влияние на точность работы

системы следующих параметров: углов атаки и скольжения, погрешностей определения истинной воздушной скорости, а также дрейфов ДУС.

Как показал анализ, величина установившейся ошибки построения вертикали не зависит от параметров движения объекта и других ошибок, а определяется параметрами фильтра Калмана, и, при их изменении, так же будет меняться.

Однако возможности влияния с помощью фильтра на ошибки от дрейфа весьма ограничены, так как влияние на дрейф вступает в противоречие с влиянием фильтра на ошибки от углов атаки и скольжения, а также на ошибки от погрешностей определения истинной воздушной скорости. Таким образом, выбранные параметры фильтра являются компромиссными для работы КИНС при различных возмущающих факторах.

Далее проводилось моделирование работы разработанного алгоритма коррекции с применением телеметрии реального полета ЛА. В ходе летных испытаний производилась запись информации от бесплатформенной инерциальной навигационной системы и СВС, установленных на борту высокоманевренного ЛА. Полученная информация содержит все характерные ошибки датчиков первичной информации, возникающие в процессе реального полета. За эталон принимались данные основной бесплатформенной инерциальной навигационной системы ЛА.

Для моделирования были выбраны записи двух полетов, отличающиеся тем, что они совершались на достаточно жестких режимах с переходами ЛА из одного маневра в другой с минимальной длительностью стационарных режимов. В

процессе моделирования производилось сравнение результатов работы релейной коррекции и предлагаемой комплексной коррекции.

Для объективной оценки точности были выбраны статистические характеристики ошибок – математическое ожидание и СКО систем.

Представленные в [19] результаты демонстрируют, что погрешность измерения параметров ориентации при комплексной коррекции значительно меньше, чем при коррекции с релейным регулятором: математическое ожидание меньше в 2,3-6,3 раз, СКО меньше в 2,5-6,5 раз. Исключение составляет математическое ожидание канала крена: ввиду малости величин для двух типов коррекции, сделать однозначные выводы не представляется возможным.

Оценка погрешностей комплексной измерительной навигационной системы в инерциально-спутниковом режиме работы

Для подтверждения работоспособности и обеспечения требуемой точности комплексирования информации с гироскопов и СНС проводились испытания опытного образца прибора на комплексе наземной отработки (КНО).

В ходе проездов записывались автономные показания ДУС, акселерометров и магнитометра КИНС, приемника спутниковой информации МНП-М7, а также показания угломерной навигационной аппаратуры МРК-32, являвшейся эталоном (погрешность (2σ) определения навигационных параметров: относительные координаты: – 1 м в плане; – 2 м по высоте; пространственная ориентация: – 20 угл. минут; – крен и тангаж – 40 угл. минут). Аппаратура МРК-32 обеспечивает

обработку сигналов ГЛОНАСС и GPS (C/A) в диапазоне L1 и сертифицирована как средство измерения [20].

На рисунке 8 представлен маршрут проезда на КНО с установленным опытным образцом КИНС, от ПАО «АНПП «Темп-Авиа» до контрольной точки и обратно. Общее расстояние составило более 35 км.

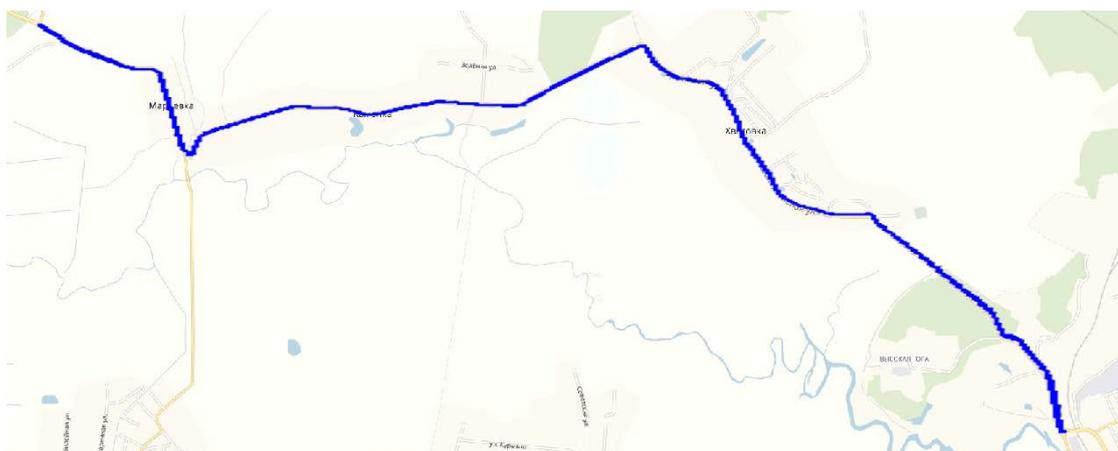


Рисунок 8 – Маршрут проезда КНО

Режим комплексирования инерциальных датчиков и СНС построен на основе фильтра Калмана, который производит оценку ошибок координат, скоростей и углов ориентации. Измерительной информацией для фильтра являются разницы спутниковых и инерциальных координат и скоростей.

На рисунке 9 представлены погрешности определения координат при комплексировании инерциальных датчиков и СНС.

Как видно из представленных графиков, величины погрешностей определения координат, в основном, не превышают 3 метров.

В ходе отработки также были оценены погрешности определения углов тангажа, крена и курса. Максимальное значение погрешностей не превысили 1° . Математическое ожидание не превысило $0,39^\circ$, СКО - $0,45^\circ$.

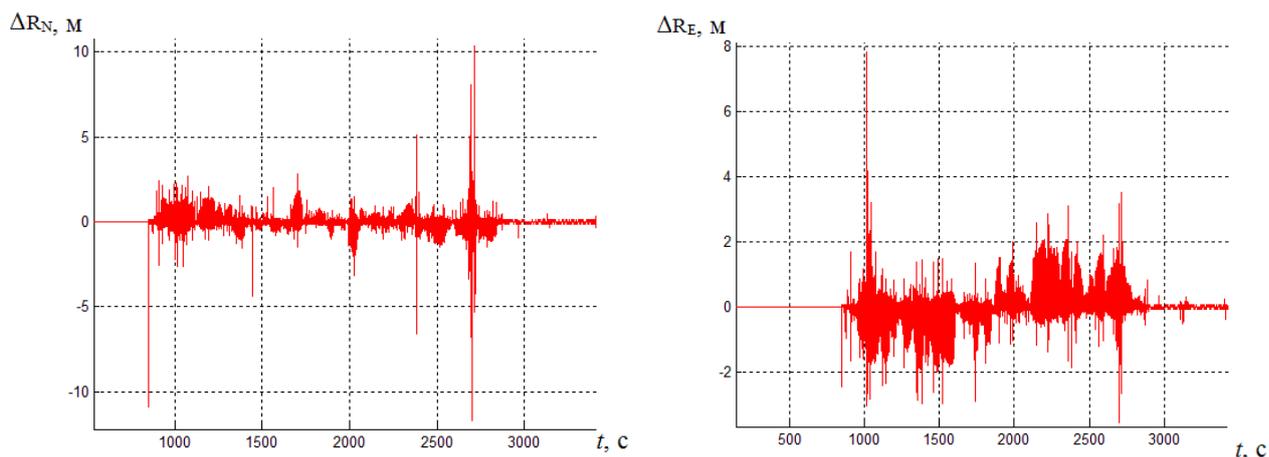


Рисунок 9 – Погрешность измерения широты и долготы при комплексировании системы и СНС

Кроме того, проводились испытания при временном отсутствии сигнала от СНС. Алгоритм переводился в режим автономной работы на 1 минуту.

На рисунке 10 представлены погрешности вычисления координат, рассчитанные при моделировании работы в автономном режиме.

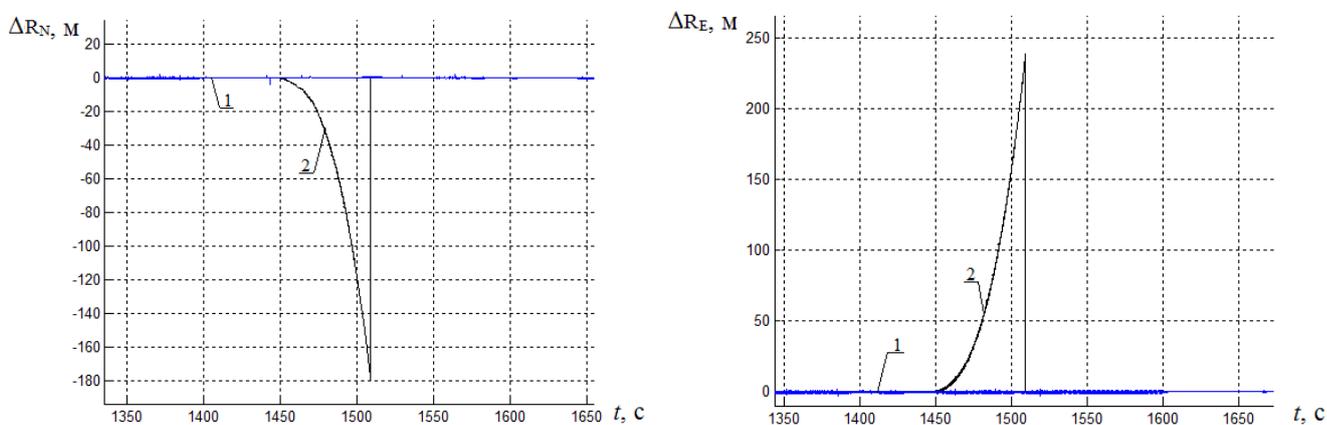


Рисунок 10 – Результаты расчета широты и долготы при временном отсутствии сигнала СНС (1 – при постоянном наличии сигнала, 2 – при отсутствии сигнала в течение 1 минуты)

Как видно из приведенных графиков, при отключении комплексирования начинается накопление погрешности расчета координат, которая может достигать

240 метров за 1 минуту. При включении коррекции происходит восстановление рассчитываемых параметров, время восстановления – менее 1 секунды.

При отключении коррекции также наблюдается увеличение погрешности определения углов крена, тангажа и курса. Величины погрешностей углов тангажа и крена не превышает 1° за 1 минуту, величина погрешности угла курса не превышает $0,5^\circ$. Восстановление значений углов происходит за время порядка 80 секунд после включения коррекции.

Для уменьшения полученных величин погрешностей в дальнейшем в алгоритм комплексирования целесообразно ввести оценку дрейфов ДУС. Такая доработка алгоритмов позволит ограничить накапливаемые за время отсутствия сигнала СНС ошибки.

Предложенные методы комплексной обработки информации позволяют с требуемой точностью измерять значения параметров полета комплексной измерительной навигационной системой на отечественной элементной базе: дрейф выходного сигнала ДУС-ВТГ в запуске не более $100^\circ/\text{ч}$, максимальная погрешность измерения параметров ориентации (2σ) не превышает $0,35^\circ$, погрешность измерения приборной скорости (2σ) не превышает $3,5$ км/ч, погрешность измерения вертикальной скорости (2σ) не превышает $\pm 0,4$ м/с, погрешность измерения параметров навигации не превышает 2 м, что подтверждается анализом результатов, полученных на основе проведенного математического и полунатурного моделирования, а также наземной отработки.

Заключение

В статье представлены результаты разработки и исследования алгоритмического обеспечения измерительной навигационной системы авиационного применения.

Проведенный структурно-параметрический синтез исследуемой системы позволил реализовать новые системные связи на основе уже имеющихся аппаратных средств, позволяющих применить разработанные методы и алгоритмы: алгоритм автономной компенсации погрешности гироскопов, алгоритм бароинерциального комплексирования, алгоритм инерциально-спутникового комплексирования.

Показано, что разработанные решения и средства обработки информации позволяют создать измерительные навигационные системы авиационного применения с требуемыми характеристиками на отечественной элементной базе.

Библиографический список

1. ГОСТ 22851-77. Выбор номенклатуры показателей качества промышленной продукции. – М.: Государственный комитет стандартов, 1977. – 10 с.
2. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.
3. Ефимов И.П. Авиационные приборы. - Ульяновск: УлГТУ, 2018. – 255 с.

4. Дятлов Д.В., Рябков П.В., Сидорчук В.П. Функционирование спутниковых радионавигационных систем в возмущенной атмосфере земли // Вестник Ярославского государственного университета им. П.Г. Демидова. Серия: Естественные и технические науки. 2014. № 4. С. 37 - 44.
5. Сухомлинов Д.В., Медведь А.Н. О комплексировании данных в информационно-управляющей системе летательного аппарата // Двигатель. 2014. № 5 (95). С. 38 – 41.
6. Грошев А.В. Стратегия алгоритмического повышения точностных характеристик и информационной надежности инерциально-спутниковых навигационных систем в составе беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2019. № 104. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=102217>
7. ГОСТ Р ИСО 5725-1-2002: Точность методов и результатов измерений - М.: Стандартиформ, 2009. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200029975>
8. Преобразователь давления и температуры кварцевый. URL: <http://sktbelpa.ru/produktsiya-ru/preobrazovateli-absolyutnogo-davleniya.html>
9. Навигационный приемник МНП-М7. URL: <https://www.irz.ru/products/12/index.htm>
10. K1921BK01T микроконтроллер Кортекс-2015 ARM 32 бит. URL: <https://niiet.ru/product/354-arm-cortex>
11. Серийные и перспективные ИМС для интерфейса Ethernet. URL: <https://www.milandr.ru/upload/iblock/bad/bad5937a92675565aaaf2d97dc47d2a8.pdf>

12. Матасов А.И., Тихомиров В.В. Калибровка бесплатформенной инерциальной навигационной системы при повороте вокруг вертикальной оси // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=73321>
13. Щербинин В.В., Кветкин Г.А., Измайлов-Перкин А.В., Ажгиревич И.Л. Коррекция азимутальной ошибки бесплатформенной инерциальной навигационной системы с помощью радиотехнической системы локальной навигации // Известия ТулГУ. Технические науки. 2018. № 3. С. 3 – 11.
14. Долгий О.В., Жих А.И., Гришченко В.А. Комплексование сигналов датчиков в навигационных системах на базе инерциальных элементов // Научные горизонты. 2019. № 4 (20). С. 193 – 198.
15. Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.
16. Вовасов В.Е., Бетанов В.В., Турлыков П.Ю. Комплексование навигационного приемника и акселерометров для оценки координат и ориентации высокодинамичных объектов // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85834>
17. Чернодаров А.В., Иванов С.А. Идентификация моделей и адаптивная фильтрация шумов инерциальных измерителей // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91962>
18. Ильясов С.П., Корнилов А.В., Лосев В.В. Система резервных приборов высокоманевренного пилотируемого аэродинамического летательного аппарата // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77119>

19. Корнилов А.В., Лосев В.В. Комплексование измерительной информации инерциального блока и системы воздушных сигналов, входящих в состав интегрированной системы резервных приборов // Вестник Волжской государственной академии водного транспорта. 2017. № 52. С. 31 - 49.
20. Угломерная аппаратура МРК-32. URL: http://xn--g1afsi.xn--plai/nav_mrc-32.html

Development of Complex Measurement Navigation System Algorithms of Aerial Application Based on Domestic Hardware Components

Kornilov A.V.*, **Korchagin K.S.****, **Losev V.V.*****

*Company “Arzamas Research & Production Enterprise TEMP-AVIA”,
26, Kirov str., Arzamas, Nizhny Novgorod Region, 607220, Russia*

**e-mail: kornilov_a@inbox.ru*

***e-mail: boneasd@mail.ru*

****e-mail: tempavia@bk.ru*

Abstract

The article is devoted to the development of new methods and improvement of existing methods as well as analysis means of data processing in aircraft navigational systems. Particularly, are present an analysis of results of theoretical and applied data processing method development and research as a part of Comprehensive Measurement Navigation System are considered in the article.

The concept of the system is developed: taking into consideration application specifics, available limitations and level of accuracy and functionality requirements, hardware component is realized completely on electro- and radio-articles of Russian production. As raw data sensors the following sensors are used: inertial sensors (compensating silicon accelerometer, solid state wave gyroscopes), pressure transducers (static pressure transducer, total pressure transducer), navigation satellite system receiver and analogue magnetometer.

The system structure synthesis is performed, main data communications between data sources are determined in terms of available constraints and level of accuracy and

functionality requirements for Comprehensive Measurement Navigation System. Possible data interconnection is conducted; as a result, methods and algorithms are established for quality improvement by means of measurement error reduction of flight and navigation parameters:

- autonomous compensation algorithm of gyroscope error;
- method of data fusion from inertial and barometric sensor;
- method of data fusion from inertial sensors and satellite navigation system.

The results of abovementioned method researches are performed using mathematical and semi-realistic simulation, as well as by ground tryout of the Comprehensive Measurement Navigation System test item.

Research data showed that developed solutions and methods of data processing allow to produce measurement navigation system of aerial application with required specifications based on Russian hardware components.

Keywords: satellite navigation, inertial navigation, data fusion, Kalman filter, inertial-satellite mode, baro-inertial mode, hemispherical resonator gyroscope.

References

1. *GOST 22851-77. Vybor nomenklatury pokazatelei kachestva promyshlennoi produktsii* (Selection of the nomenclature of industrial product quality indicators), Moscow, Gosudarstvennyi komitet standartov, 1977, 10 p.

2. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroeniya besplatformennykh inertsiyal'nykh navigatsionnykh system* (Fundamentals of building strapdown inertial navigation systems), Saint Petersburg, TsNII «Elektropribor», 2009, 280 p.
 3. Efimov I.P. *Aviatsionnye pribory* (Aviation instruments), Ul'yanovsk, UIGTU, 2018, 255 p.
 4. Dyatlov D.V., Ryabkov P.V., Sidorchuk V.P. *Vestnik Yaroslavskogo gosudarstvennogo universiteta im. P.G. Demidova. Seriya: Estestvennye i tekhnicheskie nauki*, 2014, no. 4, pp. 37 - 44.
-
5. Sukhomlinov D.V., Medved' A.N. *Dvigatel'*, 2014, no. 5 (95), pp. 38 – 41.
 6. Groshev A.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 104. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=102217>
 7. *GOST R ISO 5725-1-2002: Tochnost' metodov i rezul'tatov izmerenii* (Accuracy of measurement methods and results), Moscow, Standartinform, 2009. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200029975>
 8. *Preobrazovatel' davleniya i temperatury kvartsevyi*. URL: <http://sktbelpa.ru/produksiya-ru/preobrazovateli-absolyutnogo-davleniya.html>
 9. *Navigatsionnyi priemnik MNP-M7*. URL: <https://www.irz.ru/products/12/index.htm>
 10. *K1921VK01T mikrokontroller Korteks-2015 ARM 32 bit*. URL: <https://niiet.ru/product/354-arm-cortex>
 11. *Seriinye i perspektivnye IMS dlya interfeisa Ethernet*. URL: <https://www.milandr.ru/upload/iblock/bad/bad5937a92675565aaaf2d97dc47d2a8.pdf>

12. Matasov A.I., Tikhomirov V.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=73321>
13. Shcherbinin V.V., Kvetkin G.A., Izmailov-Perkin A.V., Azhgirevich I.L. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*, 2018, no. 3, pp. 3 – 11.
14. Dolgii O.V., Zhikh A.I., Grishchenko V.A. *Nauchnye gorizonty*, 2019, no. 4 (20), pp. 193 – 198.
15. Kuzovkov N.T., Salychev O.S. *Inertsial'naya navigatsiya i optimal'naya fil'tratsiya* (Inertial navigation and optimal filtering), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 216 p.
16. Vovasov V.E., Betanov V.V., Turlykov P.Yu. *Trudy MAI*, 2017, no. 96, URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=85834>
17. Chernodarov A.V., Ivanov S.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91962>
18. Il'yasov S.P., Kornilov A.V., Losev V.V. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=77119>
19. Kornilov A.V., Losev V.V. *Vestnik Volzhskoi gosudarstvennoi akademii vodnogo transporta*, 2017, no. 52, pp. 31 - 49.
20. *Uglomernaya apparatura MRK-32*. URL: http://xn--g1afsi.xn--p1ai/nav_mrc-32.html