

УДК 629.7.05

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-111-120

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ И МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ

А.В. ЧЕРНОДАРОВ¹, А.П. ПАТРИКЕЕВ², И.И. МЕРКУЛОВА³, С.А. ИВАНОВ⁴

¹Филиал «Стрела» Московского авиационного института
(национального исследовательского университета), г. Жуковский, Россия

²ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», г. Москва, Россия

³МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

⁴АО «Раменский приборостроительный завод», г. Раменское, Московская область, Россия

Современное состояние бортовых измерительно-вычислительных комплексов (ИВК) характеризуется включением в их состав распределенных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Это связано с необходимостью навигационного обеспечения не только летательных аппаратов (ЛА), но и бортовых систем обзора земной поверхности, в состав которых включаются БИНС. К таким системам относятся радиолокационные, видеоконтрольные, лазерные сканирующие (лидары) и другие обзорные устройства. В то же время при объединении распределенных БИНС (РБИНС) в единую структуру появляются новые функциональные возможности таких комплексных навигационных систем, а именно: резервирование и взаимная поддержка БИНС и повышение на этой основе информационной надежности ИВК; взаимный контроль и диагностирование БИНС; оптимизация структуры РБИНС для обеспечения требуемой точности навигации и ориентации в сложных условиях эксплуатации ЛА. Такие условия связаны с маневрированием ЛА, потерей сигналов спутниковых навигационных систем (СНС). Цель работы – исследование возможностей РБИНС на базе волоконно-оптических и микроэлектромеханических измерителей при их объединении в тесно связанную информационно-измерительную структуру. При решении поставленной задачи за основу взята объектно-ориентированная модульная технология создания интегрированных навигационных систем. Применение такой технологии позволило реализовать новые функциональные возможности РБИНС, а также учесть следующие особенности построения и функционирования РБИНС в составе ИВК: необходимость взаимного обмена информацией между модулями РБИНС через бортовую вычислительную систему верхнего уровня ИВК; синхронизацию измерительно-вычислительных процедур, реализуемых в РБИНС. Из-за ограничений на размеры и массу БИНС обзорных систем строятся на базе микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков. Такие датчики имеют большую зону нечувствительности и невысокую точность. С учетом указанных особенностей БИНС-МЭМС должны опираться на базовую высокоточную БИНС, входящую в состав навигационного комплекса ЛА. Кроме того, БИНС-МЭМС не могут автономно выполнить начальную выставку по углам ориентации. Поэтому начальная выставка таких БИНС реализуется по информации от базовой системы. Взаимная поддержка интегрированных инерциальных систем, включающих спутниковые приемники, необходима не только для непрерывной коррекции координат БИНС-МЭМС, но и для уточнения углов ориентации мест установки обзорных систем. Следует отметить, что частота обновления координат, определяемых СНС, – единицы герц, а определяемых БИНС – единицы килогерц. Указанные особенности были учтены в РБИНС совместной разработки ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва) и МГТУ им. Н.Э. Баумана. Макетный образец РБИНС включает систему БИНС-500НС на волоконно-оптических гироскопах совместной разработки «ЭМ НаукаСофт» и НПК «Оптолинк» (Зеленоград); микромеханические БИНС-МЭМС, построенные на базе измерительных модулей ADIS16488 компании Analog Devices. В работе представлены результаты натурных экспериментов, проведенных на Раменском приборостроительном заводе.

Ключевые слова: инерциальные навигационные системы, волоконно-оптические датчики, микроэлектромеханические датчики, комплексирование систем, фильтр Калмана.

ВВЕДЕНИЕ

Современное состояние бортовых комплексов характеризуется включением в их состав распределенных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на базе измерителей различного принципа действия. Это связано с необходимостью навигационного обеспечения не только летательных аппаратов (ЛА), но и бортовых измерительно-

вычислительных систем (ИВС). К таким системам относятся радиолокационные [1, 2], лазерные сканирующие (лидары) [3] и другие обзорные устройства. Из-за ограничений на размеры и массу БИНС ИВС строятся на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС) [4]. Следует отметить, что БИНС-МЭМС устанавливаются и на беспилотные ЛА, а также на другие подвижные объекты. В то же время БИНС-МЭМС имеют большую зону нечувствительности и невысокую точность. С учетом указанных особенностей представляется целесообразной организацией взаимодействия БИНС-МЭМС с опорной высокоточной БИНС, входящей в состав навигационного комплекса (НК) ЛА. В настоящее время опорные БИНС ЛА строятся на базе лазерных и волоконно-оптических гироскопов, имеющих ограниченный по сравнению с МЭМС диапазон измерений угловых скоростей. Поэтому при наличии аномальных возмущений и превышении допустимых диапазонов измерений для чувствительных элементов опорной БИНС ее работоспособность кратковременно может поддерживаться с помощью БИНС-МЭМС [5].

Цель работы – исследование возможностей распределенных БИНС (РБИНС) на базе волоконно-оптических и микроэлектромеханических измерителей при их объединении в тесно связанную информационно-измерительную структуру.

РАСПРЕДЕЛЕННАЯ БИНС НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ И МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ

Особенности применения и взаимодействия модулей РБИНС были учтены в совместной разработке ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва) и МГТУ им. Н.Э. Баумана. Макетный образец РБИНС представлен на рис. 1, где показаны: БИНС-500НС – бесплатформенная инерциально-спутниковая навигационная система [6] на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) совместной разработки «ЭМ НаукаСофт» и НПК «Оптолинк» (Зеленоград);

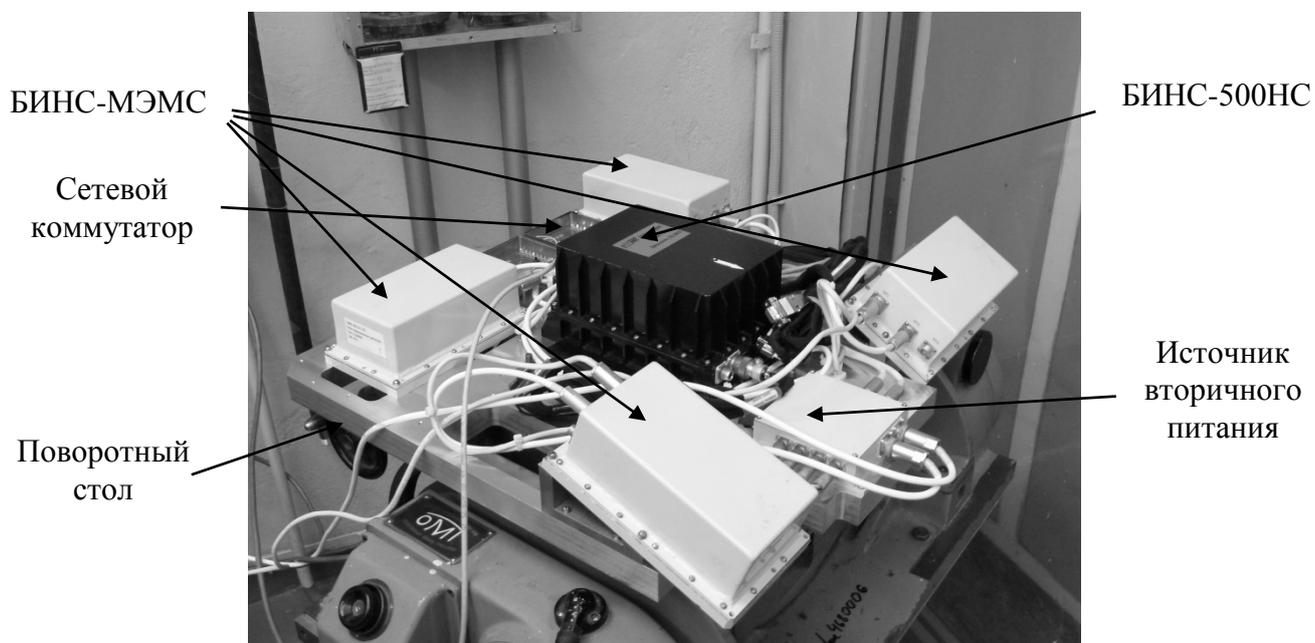


Рис. 1. Макетный образец распределенной БИНС
Fig. 1. Prototype of distributed SINS

микроэлектромеханические БИНС-МЭМС, построенные на базе измерительных модулей ADIS 16488 компании Analog Devices [7].

Программно-аппаратное обеспечение БИНС-МЭМС выполнено на базе вычислительной платы Olinu Xino A20 micro и адаптера для согласования интерфейсов SPI и UART. Система БИНС-500НС рассматривалась как опорная для БИНС-МЭМС. Комплексование РБИНС реализовано с использованием каналов информационного обмена Ethernet, операционной системы реального времени Linux и блока обработки информации (БОИ) на базе защищенного планшетного компьютера «Гранат» серии Core2Duo 12. В развернутом виде модули РБИНС представлены на рис. 2.

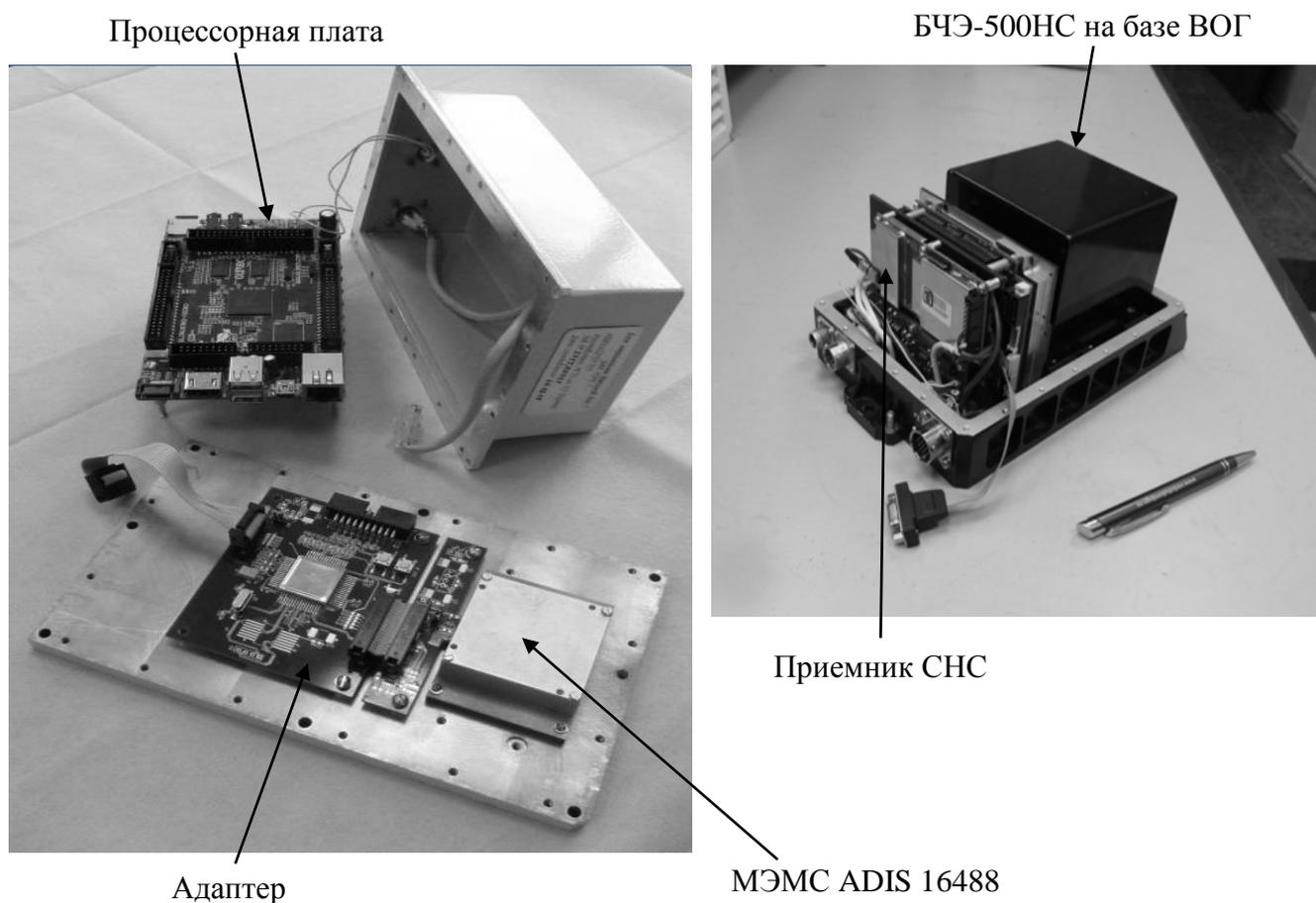


Рис. 2. Модули макетного образца распределенной БИНС
Fig. 2. Modules of the distributed SINS prototype

Структурная схема комплексной обработки информации в РБИНС показана на рис. 3, где введены следующие обозначения: АРФ – адаптивно-робастная модификация [8] фильтра Калмана; Y – вектор истинных параметров движения опорной БИНС-ВОГ; \tilde{Y} – вектор истинных параметров движения ведомой БИНС-МЭМС; ΔY – вектор априорно известных параметров взаимного положения измерительных трехгранников БИНС-ВОГ и БИНС-МЭМС; $Y_{\text{ВОГ}}$ – вектор параметров, сформированных БИНС-ВОГ; $Y_{\text{СНС}}$ – вектор параметров, сформированных спутниковой навигационной системой (СНС); $Y_{\text{МЭМС}}$ – вектор параметров, сформированных БИНС-МЭМС; $Z_{\text{ВОГ}}$ – вектор инерциально-спутниковых наблюдений, который может расширяться при использовании дополнительных датчиков внешней информации; $Z_{\text{МЭМС}}$ – наблюдения ошибок БИНС-МЭМС; $\hat{x}_{\text{ВОГ}}$ – вектор оценок ошибок БИНС-ВОГ; $\hat{x}_{\text{МЭМС}}$ – вектор оценок ошибок БИНС-МЭМС;

$\hat{Y}_{\text{ВОГ}}$ – вектор скорректированных параметров БИНС-ВОГ; $\hat{Y}_{\text{МЭМС}}$ – вектор скорректированных параметров БИНС-МЭМС.

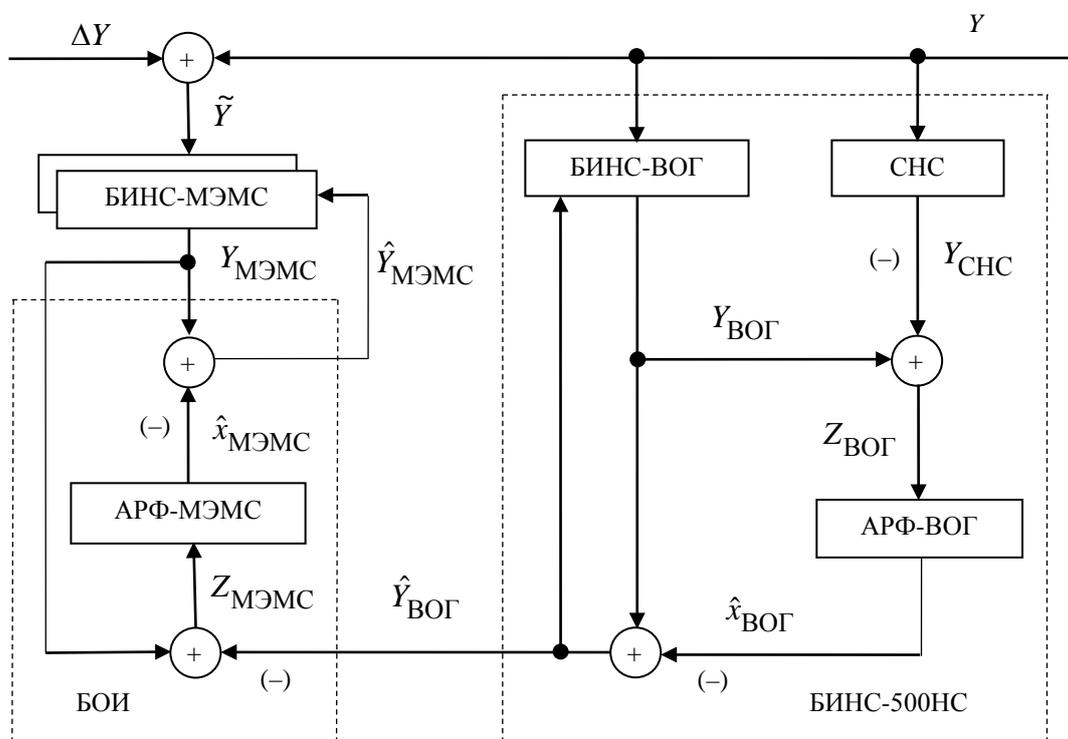


Рис. 3. Схема комплексной обработки информации в распределенной БИНС
Fig. 3. Scheme of complex information processing in distributed SINS

Режимы работы опорной БИНС-ВОГ: грубая начальная выставка (НВ); точная НВ; навигация. Грубая НВ выполняется ускоренно методом аналитического гирокомпасирования (АГК) [9] по сигналам чувствительных элементов (ЧЭ) БИНС: гироскопов и акселерометров. Эффективность АГК существенно зависит от точностных характеристик ЧЭ. Поэтому в БИНС-500НС дополнительно реализован этап точной НВ путем решения кватернионных уравнений [6] и обработки с помощью АРФ следующих наблюдений геофизических инвариантов:

$$Z_{\text{ВОГ}} = [Z_{\Theta} \ Z_k \ Z_V]^T; \quad (1)$$

$$Z_{\Theta(i)} = C_{0(i)}^T \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) d\tau - [0:0:\Omega \Delta t_i]^T; \quad (2)$$

$$Z_{k(i)} = [B_i L_i]_{\text{БИНС}}^T - [B_i L_i]_{\text{ТНВ}}^T; \quad (3)$$

$$Z_{V(i)} = [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)\text{БИНС}}^T, \quad (4)$$

где B_i, L_i – геодезические широта и долгота местоположения БИНС; ТНВ – точка начальной выставки; $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ – шаг наблюдений; Ω – угловая скорость вращения Земли; $\dot{\Theta} = [\dot{\Theta}_x \ \dot{\Theta}_y \ \dot{\Theta}_z]^T$ – вектор выходных сигналов ВОГ в проекциях на оси блока ЧЭ (БЧЭ);

C_0 – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию связанной с БЧЭ $oxyz$ и земной геоцентрической системы координат $OX_3Y_3Z_3$; $\bar{V} = [V_\xi \quad V_\eta \quad V_\zeta]^T$ – вектор относительной скорости движения БЧЭ в проекциях на оси полусвободного в азимуте сопровождающего трехгранника $o\xi\eta\zeta$ [10].

На этапе точной НВ (ТНВ) оцениваются ошибки угловой ориентации БЧЭ и остаточные дрейфы ЧЭ. Время выполнения режима ТНВ является скользящим и определяется условиями эксплуатации и требованиями, предъявляемыми к точностным характеристикам БИНС.

Навигационный режим в опорной системе БИНС-500НС реализуется в автономном инерциальном и комплексных подрежимах. Модульное построение программно-аппаратного обеспечения позволяет привлекать различную внешнюю информацию для оценки ошибок БИНС-ВОГ. Комплексный подрежим инерциально-спутниковой навигации реализуется на основе обработки с помощью АРФ позиционных и скоростных наблюдений следующего вида:

$$Z_{k(i)} = [B_i L_i]_{\text{БИНС}(i)}^T - [B_i L_i]_{\text{СНС}(i)}^T; \quad (5)$$

$$Z_{V(i)} = C_3^T [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{\text{БИНС}(i)}^T - [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{\text{СНС}(i)}^T, \quad (6)$$

где C_3 – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию опорного $o\xi\eta\zeta$ и геодезического $oENH$ сопровождающих трехгранников.

Базовый вектор состояния включает 17 параметров, а именно: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости; ошибки счисления элементов кватернионов навигации и ориентации; угловые дрейфы ВОГ и смещения акселерометров. Во всех режимах функционирования БИНС на уровне первичной обработки сигналов ЧЭ выполняется их комбинированная цифровая фильтрация и защита от сбоев.

Режимы работы ведомых БИНС-МЭМС: начальная выставка, довыставка и навигация. Следует отметить, что невысокие точностные характеристики современных МЭМС-измерителей, как правило, не позволяют выполнить автономную начальную выставку БИНС методом АГК. Поэтому начальная выставка БИНС-МЭМС реализуется с использованием датчиков внешней информации, например, магнитометров [7]. Однако из-за электромагнитных помех применение магнитометров не всегда представляется возможным. В то же время наличие на борту ЛА опорной БИНС, а также возможности современных вычислительных модулей позволяют выполнить начальную выставку БИНС-МЭМС методом векторного согласования с применением математического аппарата оптимальной калмановской фильтрации. Начальная выставка и довыставка БИНС-МЭМС могут выполняться как на неподвижном, так и на подвижном основании с использованием данных от опорной БИНС. Грубая НВ выполняется путем присвоения координат, скоростей и углов ориентации БИНС-МЭМС от опорной БИНС-ВОГ с учетом априорно известного взаимного расположения БЧЭ обеих систем. Точная НВ на неподвижном основании может быть реализована по наблюдениям инвариантов (1)–(4). Довыставка на подвижном основании выполняется путем решения кватернионных уравнений [6] и формирования следующих наблюдений ошибок БИНС-МЭМС:

$$Z_V = \{[V_\xi V_\eta V_\zeta]^T - \Delta\bar{\omega}_\Pi \times \Delta\bar{R}\}_{\text{БИНС-МЭМС}} - [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{\text{БИНС-ВОГ}}^T; \quad (7)$$

$$Z_{K(i)} = [B_i L_i R_i]_{\text{БИНС-МЭМС}}^T - [B_i + \Delta B; L_i + \Delta L; R_i + \Delta R]_{\text{БИНС-ВОГ}}^T; \quad (8)$$

$$Z_{\delta} = [\psi - \Delta\psi : \vartheta - \Delta\vartheta : \gamma - \Delta\gamma]_{\text{БЧЭ-МЭМС}}^T - [\psi : \vartheta : \gamma]_{\text{БЧЭ-ВОГ}}^T, \quad (9)$$

где $\Delta\bar{\omega}_{\Pi} = \bar{\omega}_{\Pi(\text{БИНС-МЭМС})} - \bar{\omega}_{\Pi(\text{БИНС-ВОГ})}$;

$\Delta\bar{R}$ – априорно известный радиус-вектор БЧЭ_{МЭМС} – БЧЭ_{ВОГ};

$\bar{\omega}_{\Pi}$ – переносная угловая скорость, связанная с облетом Земли;

R – величина геоцентрического радиуса-вектора местоположения БИНС.

Довыставка может заканчиваться в соответствии с временной программой или по команде из НК.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Рассмотренная технология комплексирования РБИНС была апробирована в стендовом эксперименте на геодезически «привязанном» поворотном столе (рис. 1). Циклограмма работы РБИНС включала следующие этапы: комбинированную начальную выставку (АГК: $t = 0 \div 100$ с; ТНВ: $100 < t < 600$ с); навигационный режим ($t > 600$ с). На рис. 4 показан сигнал одного из ВОГ, а на рис. 5 – одного из МЭМС-гироскопов. Данные рисунки отражают сравнительный уровень шумов указанных гироскопов.

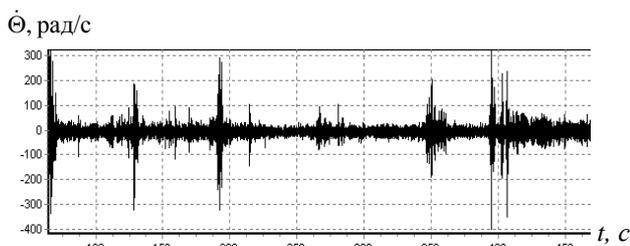


Рис. 4. Сигнал одного из ВОГ
Fig. 4. Signal of one of the fiber-optic gyros

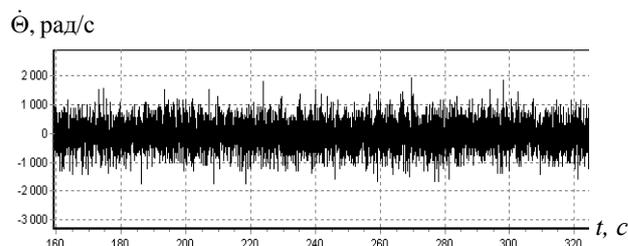


Рис. 5. Сигнал одного из МЭМС-гироскопов
Fig. 5. Signal of one of the microelectromechanical

На рис. 6, 7 показаны круговые позиционные ошибки ΔS при функционировании недокалиброванных БИНС-ВОГ в автономном режиме после начальной выставки: на рис. 6 – после грубой НВ методом АГК, на рис. 7 – после комбинированной грубой и точной НВ с использованием наблюдений (1)–(4), АРФ и списывания полученных оценок остаточных дрейфов ВОГ и акселерометров, где

$$\Delta S = \sqrt{\delta_B^2 + \delta_L^2}; \delta_B = (B_{\text{БИНС}} - B_{\text{ТНВ}})R; \delta_L = (L_{\text{БИНС}} - L_{\text{ТНВ}})R \cos B_{\text{ТНВ}}.$$

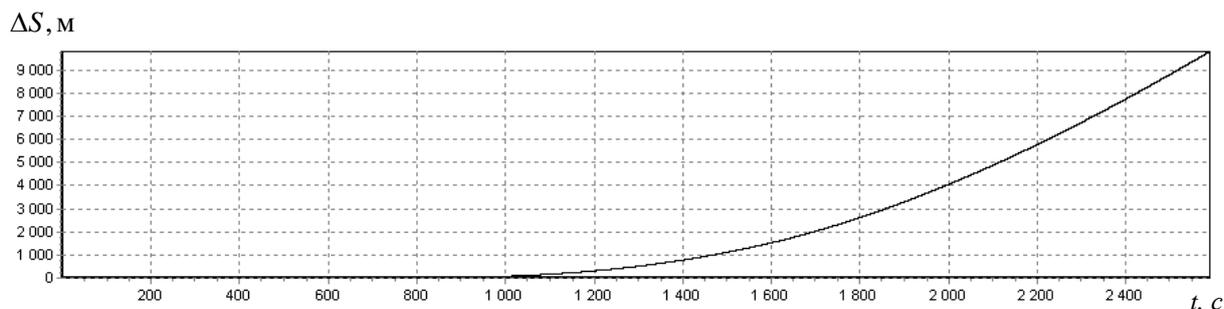


Рис. 6. Круговая позиционная ошибка БИНС-ВОГ после начальной выставки методом АГК
Fig. 6. Circular position error of BINS-VOG after the initial alignment by gyrocompassing

На рис. 8, 9 показаны круговые позиционные ошибки при функционировании БИНС-МЭМС в автономном режиме после начальной выставки: на рис. 8 – после грубой начальной выставки на основе переноса исходных данных из опорной БИНС-ВОГ и с учетом цифровой фильтрации и защиты от сбоев сигналов ЧЭ; на рис. 9 – после такой же грубой и дополнительно точной НВ с использованием наблюдений (1)–(4), АРФ и списывания оценок остаточных дрейфов ЧЭ.

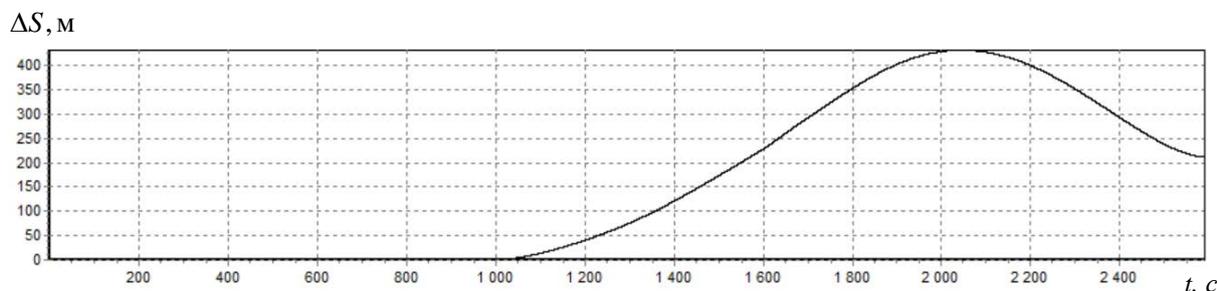


Рис. 7. Круговая позиционная ошибка БИНС-ВОГ после АГК и точной НВ
Fig. 7. Circular position error of BINS-VOG after gyrocompassing and fine initial alignment

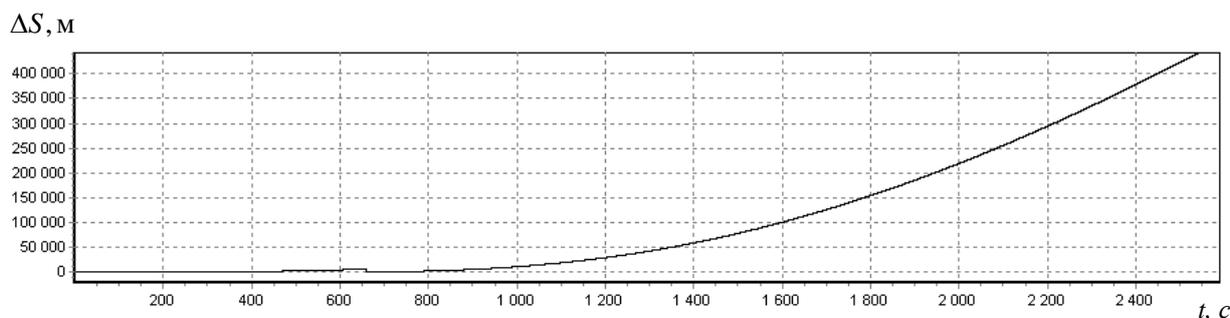


Рис. 8. Круговая позиционная ошибка БИНС-МЭМС после грубой начальной выставки
Fig. 8. Circular position error of BINS-MEMS after rough initial alignment

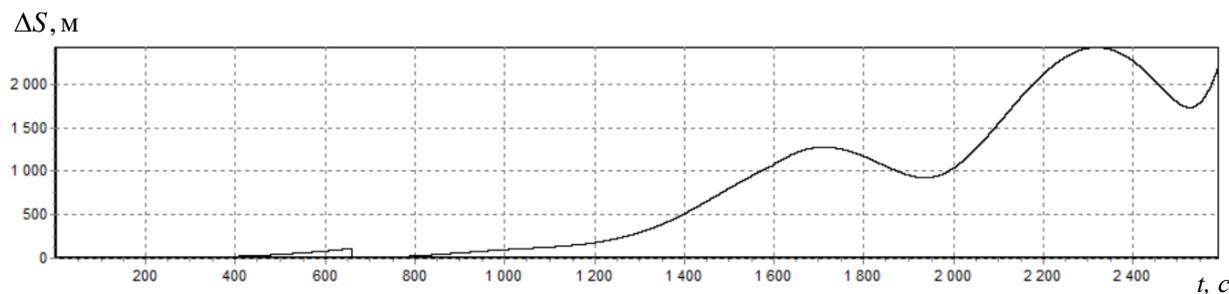


Рис. 9. Круговая позиционная ошибка БИНС-МЭМС после грубой и точной НВ
Fig. 9. Circular position error of BINS-MEMS after rough and fine initial alignment

Представленные на рисунках позиционные ошибки в режиме навигации связаны с неточностью оценки угловой ориентации БИНС в процессе начальной выставки, а также с инструментальными «дрейфами» чувствительных элементов. Можно видеть, что без поддержки опорной системы и применения комбинированной начальной выставки с использованием инвариантов и АРФ точностные характеристики БИНС-МЭМС в автономных режимах применения не обеспечиваются [11].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования и полученные результаты экспериментов подтверждают целесообразность объединения распределенных БИНС на базе ВОГ и МЭМС в тесно связанную

структуру. Реализация на основе такой структуры алгоритмов комплексирования обеспечивает взаимную поддержку БИНС и повышает информационную надежность бортовых измерительно-вычислительных комплексов. Представленные алгоритмы комплексирования опираются на применение метода векторного согласования навигационных параметров базовой и микроэлектромеханических БИНС, а также на применение процедур адаптивно-робастного оценивания и компенсации ошибок чувствительных элементов.

В работе рассмотрены вопросы комплексирования автономных систем навигации. В то же время в режиме навигации БИНС такие задачи могут решаться и с привлечением СНС. Технология комплексирования РБИНС была апробирована в стендовом эксперименте на геодезически «привязанном» поворотном столе. Сделан вывод, что без поддержки опорной системы и применения комбинированной начальной выставки с использованием инвариантов и АРФ точностные характеристики БИНС-МЭМС в автономных режимах применения не обеспечиваются.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Летная отработка распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой / А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, В.Н. Коврегин, Г.М. Коврегина, И.И. Меркулова // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 222–231.
2. **Zong Y., Gao S., Li W.** A Quaternion-Based Method for SINS/SAR Integration Navigation System. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 2012, Vol. 48, no. 1, pp. 514–524.
3. **Медведев Е.М., Данилин И.М., Мельников С.Р.** Лазерная локация Земли и леса. М.: Геолидар, 2007. 229 с.
4. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС-датчиках. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. 225 с.
5. Ударостойкая комбинированная бесплатформенная инерциальная навигационная система на основе волоконно-оптических и микромеханических гироскопов / А.Г. Андреев, В.С. Ермаков, А.П. Колеватов, Т.А. Ульяновская, Д.Ю. Зобачев, А.С. Парфенов, Е.А. Сафонов, И.В. Федоров // Оборонная техника. 2015. № 11–12. С. 12–18.
6. **Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Perelyaev S.E.** Software Seminal Development for FOG Inertial Satellite Navigation System SINS-500. Gyroscopy and Navigation. Pleiades Publishing, Ltd., 2010, Vol. 1, no. 4, pp. 330–340.
7. ADIS16488A. Tactical Grade, Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor. www.analog.com.
8. **Чернодаров А.В.** Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. М.: Научтехлитиздат, 2017. 300 с.
9. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2011. 280 с.
10. **Бабич О.А.** Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
11. **Липтон А.** Выставка инерциальных систем на подвижном основании. М.: Наука, 1971. 168 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Чернодаров Александр Владимирович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры интегрированных бортовых комплексов навигации, управления и наведения летательных аппаратов филиала «Стрела» МАИ (НИУ), главный научный сотрудник ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва), chernod@mail.ru.

Патрикеев Андрей Павлович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва), apatrikeev@xlab-ns.ru.

Меркулова Ирина Игоревна, инженер НИИСМ МГТУ им. Н.Э. Баумана, merkulova_irina90@mail.ru.

Иванов Сергей Александрович, старший инженер ВП МО, АО «Раменский приборостроительный завод», srpremier@mail.ru.

INTEGRATION OF DISTRIBUTED INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS BUILT AROUND FIBER-OPTIC AND MICROELECTROMECHANICAL SENSORS

Alexander V. Chernodarov¹, Andrew P. Patrikeev², Irina I. Merkulova³, Sergey A. Ivanov⁴
¹*“Strela” branch of the Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*
²*“NaukaSoft” Experimental Laboratory, Ltd., Moscow, Russia*
³*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia*
⁴*Ramenskoye Instrument-Making Plant, Ramenskoye, Moscow Region, Russia*

ABSTRACT

The current state of airborne measuring-and-computing complexes (MCCs) is characterized by the inclusion of distributed strapdown inertial navigation systems (SINSs) as components of these complexes. This is associated with the necessity of the provision of navigational support not only for aircraft (Acft), but also for airborne Earth surface surveillance systems in which the SINSs are included as components. Among such systems are radar systems, video monitors, laser scanners (lidars), and other surveillance devices. At the same time, when the DSINSs are united into a single structure, new functional possibilities for such integrated navigation systems appear, namely: redundancy and mutual support of SINSs, and also an increase in MCC information reliability on this basis; mutual monitoring and mutual diagnosis of SINSs; optimization of DSINS structure for providing the required accuracy of navigation and attitude control under severe conditions of Acft operation. Such conditions are connected with Acft maneuvering, with a loss of the signals of satellite navigation systems (SNSs). The purpose of this paper is to study the capabilities of DSINS which are built around fiber-optic and micromechanical sensors when they are united into a closely connected information-measuring structure. In the solution of the problem formulated above, an object-oriented modular technology for the creation of integrated navigation systems was taken as a basis. The use of such a technology has permitted us to realize the new functional possibilities of the DSINSs, and also to take into account the following features of the construction and functioning of DSINSs as components of MCCs: need for mutual information exchange among DSINS modules via an MCC airborne top-level computing system; synchronization of measuring-and-computing procedures that are realized in the DSINS. In addition, due to restrictions on overall dimensions and weight, SINSs of surveillance systems are built on the basis of microelectromechanical sensors (MEMSs). Such sensors have a wide insensitivity zone and low accuracy. Taking into account the above-mentioned features, SINS-MEMSs must rely on a base high-accuracy SINS which forms part of an Acft navigation complex. Moreover, the SINS-MEMSs cannot execute the initial alignment from attitude angles in the autonomous mode. Because of this, the initial alignment of such SINSs is realized from information obtained from the base system. Mutual support of integrated inertial systems which include satellite receivers is necessary not only for continuous updating of SINS-MEMSs coordinates but also for the refinement of attitude angles of the places where surveillance systems are mounted. It should be noted that the frequency of updating the coordinates that are determined by an SNS is several units of hertz, and that are determined by a SINS is several units of kilohertz. The features mentioned earlier were taken into account in a DSINS developed by the NaukaSoft Experimental Laboratory, Ltd. (Moscow) and by the Bauman Moscow State Technical University in cooperation. A breadboard model of the MSINS includes the SINS-500NS system based on fiber-optic gyros developed jointly by the “NaukaSoft EMNS” and by the “Optolink” RPC (Zelenograd); micromechanical SINS-MEMSs built on the basis of the ADIS16488 measuring modules developed by the Analog Devices Co. The paper presents the results of full-scale experiments performed at the Ramenskoye Instrument-Making Plant.

Key words: inertial navigation system, fiber-optic sensors, micromechanical sensors, system integration, Kalman filter.

REFERENCES

1. Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Kovregin V.N., Kovregina G.M., Merkulova I.I. *Letnaya otrabotka raspredelennoy sistemy inertialno-sputnikovoy mikronavigatsii dlya radiolokatora*

s sintezirovannoy aperturoy [Flight development of a distributed inertial satellite micronavigation system for synthetic-aperture radar]. *Nauchny Vestnik MGTU GA*. [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2017, Vol. 20, no. 1, pp. 222–231. (in Russian)

2. Zong Y., Gao S., Li W. A Quaternion-Based Method for SINS/SAR Integration Navigation System. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, Vol. 48, no. 1, pp. 514–524.

3. Medvedev E.M., Danilin I.M., and Melnikov S.R. *Lazernaya lokatsiya Zemli* [Laser Location of the Earth and Forest], Moscow, Geolidar, 2007, 229 p. (in Russian)

4. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Pribory i sistemy orientatsii, stabilizatsii i navigatsii na MEMS-datchikah* [Devices and systems of orientation, stabilization and navigation on MEMS sensors], Tula, TGU Publ., 2017, 225 p. (in Russian)

5. Andreev A.G., Ermakov V.S., Kolevatov A.P., Ulyanovskaya T.A., Zobachev D.Yu., Parfenov A.S., Safonov E.A., Fedorov I.V. *Udarostoykaya kombinirovannaya besplatformennaya inertsialnaya navigatsionnaya sistema na osnove volokonno-opticheskikh i mikromekhanicheskikh giroskopov* [Shock-resistant combined strapdown inertial navigation system based on fiber-optic and micro-mechanical gyroscopes]. *Oboronnaya tehnika* [Defense technology], 2015, no. 11–12, pp. 12–18. (in Russian)

6. Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Perelyaev S.E. Software Seminal Development for FOG Inertial Satellite Navigation System SINS-500. *Gyroscopy and Navigation*. Pleiades Publishing, Ltd., 2010, Vol. 1, no. 4, pp. 330–340.

7. ADIS16488A. Tactical Grade, Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor. www.analog.com.

8. Chernodarov A.V. *Kontrol, diagnostika i identifikatsiya aviatsionnykh priborov i izmeritelno-vychislitelnykh kompleksov* [Monitoring, Diagnostics and Identification of Aviation Instruments, Measuring and Computing Complexes]. Moscow, Nauchtekhizdat, 2017, 300 p. (in Russian)

9. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovny postroeniya besplatformennykh inertsialnykh navigatsionnykh sistem* [Fundamentals of building of strapdown inertial navigation systems], St.-Petersburg, The RF State Research Center, Concern CSRI “Elektropribor”, JSC, 2011. 280 p. (in Russian)

10. Babich O.A. *Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh* [Data Processing in Navigation Complexes]. Moscow, Mechanical engineering, 1991, 512 p. (in Russian)

11. Lipton A.N. *Vystavka inertsialnykh sistem na podvizhnoy osnove* [Alignment of Inertial Systems on a Moving Base] Cambridge, ERC, 1967. M., Nauka, 1971, 168 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander V. Chernodarov, Doctor of Technical Sciences, Assisting Professor, Professor of “Strela” Branch of Moscow Aviation Institute, Integrated Onboard Navigation, Control and Guidance Complexes for Aircraft Chair, Chief Research Fellow of the NaukaSoft Experimental Laboratory, Ltd., chernod@mail.ru.

Andrew P. Patrikeev, Candidate of Technical Sciences, Deputy General Director of the NaukaSoft Experimental Laboratory, Ltd., apatrikeev@xlab-ns.ru.

Irina I. Merkulova, Engineer of the NIISM of Bauman Moscow State Technical University, merkulova_irina90@mail.ru.

Sergey A. Ivanov, Senior Engineer of the VP MO of Ramenskoye Instrument-Making Plant, JSC, srpremier@mail.ru.

Поступила в редакцию 02.10.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 02.10.2017
Accepted for publication 23.11.2017