

ЕДИНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ, ИДЕНТИФИКАЦИИ И ОЦЕНИВАНИЯ СОСТОЯНИЯ КОМПЛЕКСОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

к. т. н. С. М. Гладкин, д. т. н. А. Г. Гузий, к. т. н. А. В. Черnodаров
(ВВИА им. Н.Е. Жуковского)

На примере навигационного комплекса (НК) предлагается вариант практической реализации общих принципов эксплуатации по техническому состоянию интегрированных комплексов бортового оборудования на базе алгоритмических и аппаратных средств сбора, обработки и представления информации о состоянии систем с расширением области применения алгоритмов комплексной обработки информации на решение таких нетрадиционных задач, как контроль, диагностирование, идентификация, оценивание, ... Приводится структура единого технологического цикла (ЕТЦ) диагностирования, идентификации и оценивания состояния НК и результаты исследования возможностей ЕТЦ на полунатурной модели инерциально-спутникового НК.

Развитие авиационной техники базируется на системных подходах к проектированию и применению комплексов бортового оборудования (КБО). Именно такие подходы являются концептуальной основой создания интегрированных КБО (ИКБО). В настоящее время данная концепция достаточно хорошо отработана [1, 2] и предусматривает взаимодействие систем ИКБО на всех уровнях иерархии в интересах достижения поставленной цели и при наличии заданных ограничений. Вместе с тем проектирование ИКБО в основном ориентировано на решение функциональных задач летательных аппаратов (ЛА) различного назначения и не в полной мере учитывает проблемы их эксплуатации. В этой связи нельзя говорить о системном подходе к созданию ИКБО в полном объеме.

В условиях ограниченных материальных и людских ресурсов перспективной считается стратегия эксплуатации по техническому состоянию [3]. Полагается, что при такой стратегии объем, периодичность и необходимость проведения работ будет зависеть от текущего состояния КБО.

В настоящее время актуальной остается задача практической реализации общих принципов эксплуатации по техническому состоянию. Представляется, что решение указанной задачи должно опираться на современные алгоритмические и аппаратные средства сбора, обработки и представления информации о состоянии конкретных систем КБО.

Типовыми в составе КБО являются навигационные системы (НС) и комплексы (НК) [4].

Современные НК включают широкую номенклатуру НС, таких как инерциальные, аэрометрические, радиотехнические, спутниковые и другие. Причем ядром НК, как правило, являются инерциальные навигационные системы (ИНС). Поэтому перевод их на эксплуатацию по техническому состоянию является актуальной задачей. Это подтверждается, в том числе, и следующими причинами:

- ИНС являются основным автономным средством непрерывного определения параметров движения ЛА и непосредственно влияют на безопасность полетов и эффективность выполнения задания;

- для ИНС концептуально отработаны математические модели датчиков первичной информации (ДПИ): акселерометров и гироскопов;

- бортовая реализация математических моделей ИНС позволяет учитывать изменения технических характеристик ДПИ путем автоматической перенастройки соответствующих коэффициентов в программе БЦВМ. При этом представляется возможным прогнозировать и компенсировать выходные ошибки ИНС, а, следовательно, и поддерживать требуемую точность навигации;

- структура алгоритмов ИНС является открытой и позволяет привлекать внешнюю информацию для реализации контура оценивания их ошибок. При этом могут быть использованы интеграционные возможности обобщенного фильтра Калмана (ОФК) [4] и его модификаций;

- в настоящее время накоплен значительный практический опыт по определению в наземных условиях и последующей компенсации в полете инструментальных дрейфов гироскопических измерительных блоков ИНС. В то же время работам по применению для этих целей информации о функционировании ИНС в полете уделяется, на наш взгляд, неоправданно мало внимания. Оснащение ЛА современными средствами регистрации параметров бортовых систем создает необходимую основу для реализации контура информационной поддержки процесса эксплуатации НК по техническому состоянию.

Основная задача заключается в обосновании структуры контура информационной поддержки эксплуатации НК по техническому состоянию на основе единой технологии диагностирования, идентификации и оценивания.

Современное состояние аппаратного и программно-математического обеспечения НК позволяет расширять область применения алгоритмов комплексной обработки информации (КОИ), возлагая на них решение нетрадиционных задач, таких как контроль, диагностирование, идентификация и др. Вместе с тем представляется целесообразным создание на единой технологической основе унифицированных бортовых программно-математических комплексов широкого назначения. С учетом этого в работе обосновывается структура единого технологического цикла (ЕТЦ) диагностирования, идентификации и оценивания состояния НК.

Структура ЕТЦ может быть представлена схемой, показанной на рис. 1. На данном рисунке обозначены: ИК-ВСП – информационный комплекс высотно-скоростных параметров; ДВИ – датчики внешней по отношению к ИНС и ИК-ВСП информации, в частности, спутниковая навигационная система (СНС); V_j – вектор относительной скорости; Z_j – вектор наблюдения; i/i – вектор оценок ошибок НК x_i на i -м шаге по i наблюдениям z_i ; $P_{i/i}$ – ковариационная матрица ошибок оценивания; $V_i = z_i - H_{ii/i-1}$ – обновляющая последовательность (невязка); $i+1/N$ – вектор сглаженных оценок ошибок; Φ_i – переходная матрица для вектора ошибок НК.

Единый технологический цикл включает:

- формирование в полете инерциально-спутниковых наблюдений и их комплексную обработку в прямом времени для оценки ошибок НК и его подсистем;

- регистрацию в бортовом накопителе оценок и их ковариаций, полученных при решении уравнения Риккати в прямом времени;

- сглаживание оценок путем их комплексной обработки в «обратном» времени;
- совместное использование оценок, полученных в прямом и «обратном» времени, для диагностирования НК;
- идентификацию параметров моделей ошибок работоспособных ДПИ;
- оперативную настройку параметров моделей ошибок ДПИ.

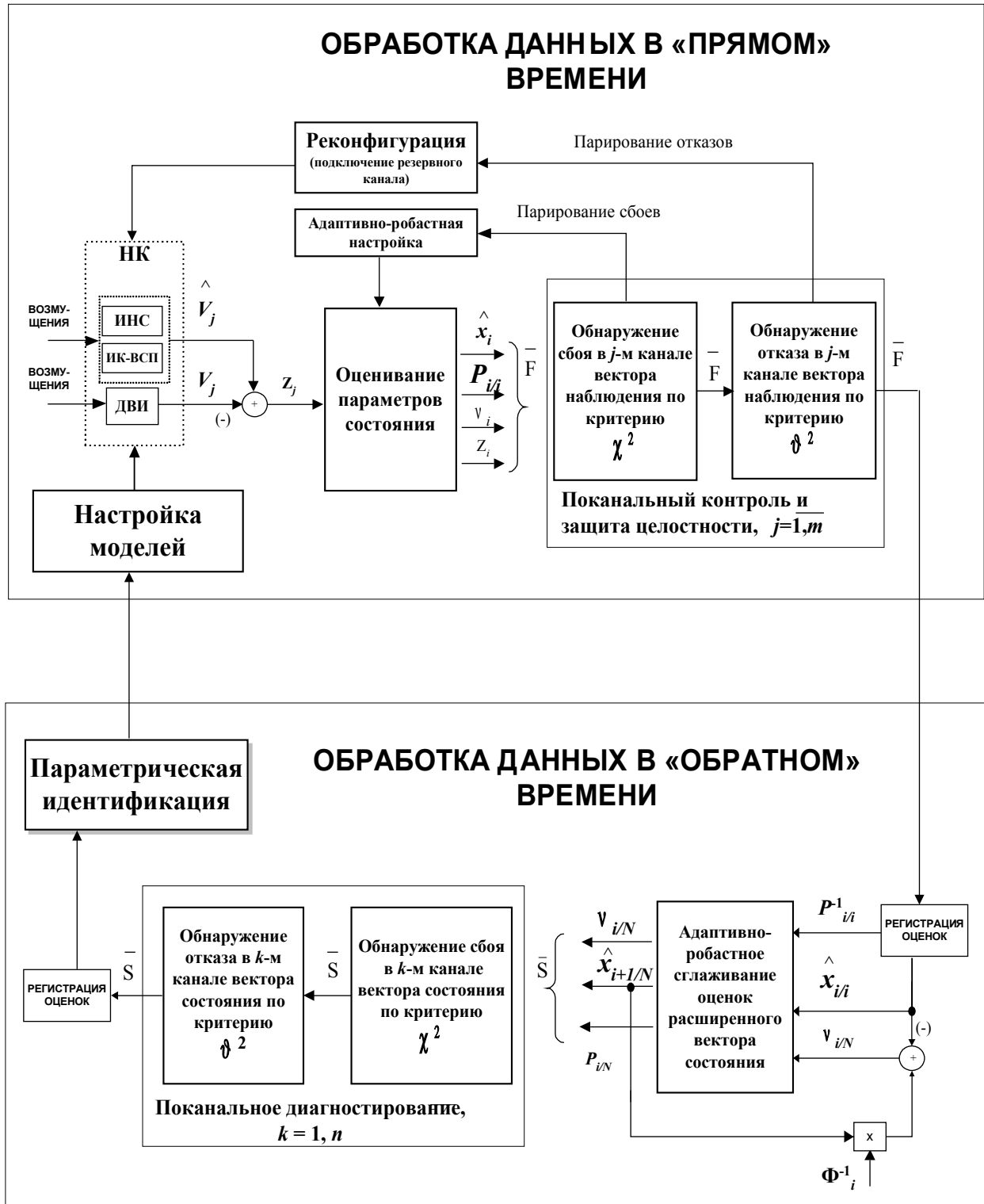


Рис. 1. Структура единого технологического цикла

Ядром данной структуры являются оценивающие фильтры прямого и «обратного» времени. Эффективность их применения, однако, существенно зависит

от уровня априорной статистической и параметрической неопределенности объектов оценивания. Поэтому при их реализации необходимо предусматривать контроль и защиту целостности системы КОИ [5].

В структуре ЕТЦ под целостностью системы КОИ понимается такое ее состояние, при котором обеспечивается требуемая достоверность оценивания ошибок ИНС и других подсистем НК. Достоверность, в свою очередь, характеризуется отсутствием расходимости фильтров, т.е. адекватностью оценок ошибок $\delta_j = x_j - \hat{x}_j$ их прогнозируемым среднеквадратическим значениям $\sigma_j = \sqrt{P_{jj}}$, получаемым в результате решения уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы P , где j – индекс соответствующего элемента вектора состояния.

Поддержка целостности базируется на аппаратной и алгоритмической избыточности НК. Аппаратурная избыточность позволяет исключать из структуры отказавшие элементы и восстанавливать работоспособность НК путем соответствующей реконфигурации.

Алгоритмическая избыточность опирается на робастные [6] и гарантирующие [7] подходы к обработке наблюдений. Процедуры робастного оценивания минимизируют риск потери целостности системы КОИ при отклонении законов распределений возмущений от нормального, а гарантирующие – при отклонении обобщенных параметров состояния от соответствующих допусков. Формирование указанных процедур опирается на технологию поканальной (поэлементной) обработки вектора наблюдений [9]. Такая технология позволяет контролировать состояние информационных каналов системы КОИ по обобщенным параметрам. Например, для контроля состояния j -го измерительного канала, может быть использована нормированная невязка $\beta_j = v_j / \alpha_j$, где α_j – параметр масштаба; $j=1, l$, l – размерность вектора наблюдений. Невязка v_j представляет собой при обработке в прямом времени разность $v_j = \hat{x}_j - z_j$ между прогнозируемым \hat{x}_j и реальным z_j значениями наблюдений, а при обработке в обратном времени – разность между оценками элементов вектора состояния, полученными при фильтрации и сглаживании. Статистические свойства указанных невязок могут быть использованы для построения систем контроля и диагностирования НК.

Известно [5], что при отсутствии разладки между прогнозируемым и реальным наблюдениями квадрат нормированной невязки β_j имеет распределение χ^2 , а отношение реальной и прогнозируемой дисперсий невязок – распределение ϑ^2 . Для данных распределений математическое ожидание и дисперсия имеют табулированные значения. Это может быть использовано для формирования допусков и классификации состояний НК.

Возможная схема функционального контроля инерциально-спутникового НК по j -му элементу вектора наблюдения $z = \{z_1, \dots, z_l\}$ представлена на рис. 2, где обозначены: γ_j^2 ; η_j^2 – табулированные значения допусков на обобщенные параметры; АРФ – адаптивно-робастный фильтр; $m_j, i/i$ – значения оценок вектора состояния x_i на i -м шаге после обработки соответственно j -го элемента и всего вектора наблюдений; M_j ; $P_{i/i}$ – ковариационные матрицы указанных оценок; \square – задержка на один такт. Необходимые условия исправного состояния инерциально-спутникового НК по j -му элементу вектора наблюдений z_i вытекают из свойств невязки v_j и имеют вид:

$$v_j \in N(0, \alpha^2);$$

$$\beta = v/\alpha \in \chi^2(1; 2);$$

$$F_j = \sqrt{\alpha} \in \vartheta^2(a; b),$$

где α – реальное значение дисперсии j -й невязки, вычисленное на скользящем временном интервале; a, b – табулированные значения математического ожидания и дисперсии для распределения ϑ^2 [11].

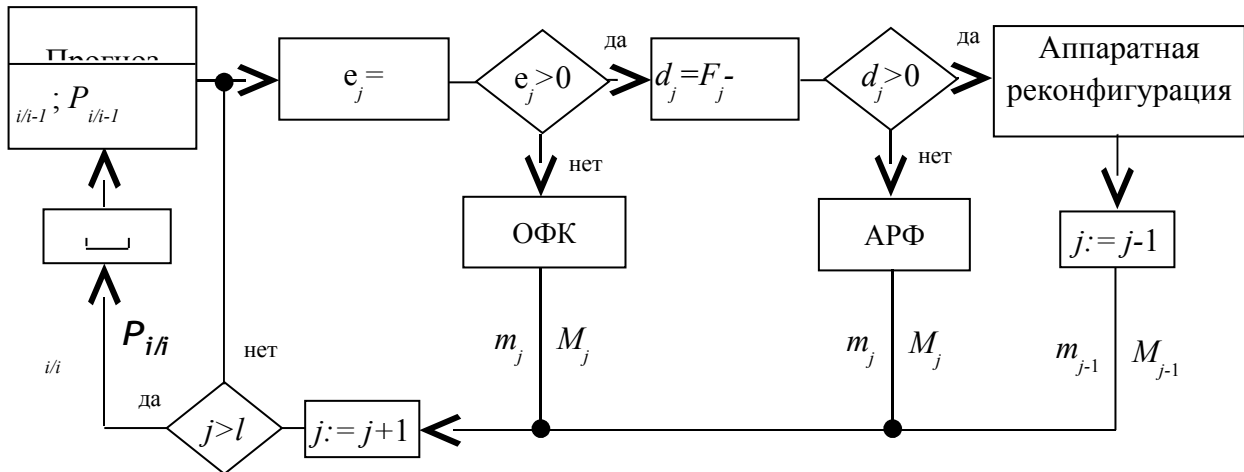


Рис. 2. Схема функционального контроля НК

Используя свойства распределений χ^2 и ϑ^2 , а также правило 3σ [11], могут быть сформированы допуски γ^2 и η^2 соответственно на исправное и работоспособное состояния НК по j -му каналу вектора наблюдений:

$$\beta \leq \gamma^2 = 1 + 3\sqrt{2} \approx 5,2;$$

$$F_j \leq \eta^2 = a + 3\sqrt{2b}.$$

На структурной схеме (см. рис. 2) параметр e_j формируется по текущей невязке и отражает текущее состояние j -го канала вектора наблюдений. Его отклонение от допуска γ может быть связано как со сбоями, так и с отказами. Параметр d_j представляет собой отношение реальной и прогнозируемой дисперсий невязки. Он формируется по усредненному множеству значений невязки на скользящем временном интервале из N отсчетов. Поэтому его отклонение от допуска η может быть связано с постепенным отказом.

В соответствии с представленной на рис. 2 структурной схемой при отсутствии разладки невязка v_j обрабатывается обобщенным фильтром Калмана, парирование отказа осуществляется путем подключения резервного канала, а парирование сбоя – путем адаптивно-робастной обработки невязки по функции влияния $\psi(\beta)$ [6]. Данная функция определяет уровень доверия к поступающим измерениям.

Приведенная схема контроля позволяет обнаружить только факт разладки между выходными сигналами комплексируемых навигационных систем, проявляющийся через соответствующие элементы вектора невязок V_i . Для локализации места отказа с глубиной до ДПИ, а именно: акселерометра, гироскопа, измерителя псевдодальности, псевдоскорости СНС и др. могут быть использованы комбинации оценок, полученных при обработке наблюдений в прямом и обратном

времени. На основе таких комбинаций представляется возможным формировать обобщенные параметры, реагирующие на разладку элементов вектора состояния НК. Для этого может быть использована следующая квадратичная форма:

$$J_i = v \Delta P v_{i/N},$$

где $v_{i/N} = T \Phi_{i+1/N} - i/i$;

$$\Delta P_i = P_{i/i} + \Phi P_{i+1/N} \Phi;$$

$i/i, i/N$ – оценки вектора состояния x_i в i -й момент времени по i наблюдениям, полученные соответственно на этапах фильтрации и сглаживания;

$P_{i/i}, P_{i/N}$ – ковариационные матрицы указанных оценок;

Φ_i – переходная матрица для вектора состояния;

N – количество отсчетов на интервале сглаживания;

T – матрица связи расширенного вектора состояния $i+1/N$ с базовым i/i .

Причем при послеполетной обработке зарегистрированных данных в вектор оцениваемых параметров могут быть включены дополнительные элементы, отражающие техническое состояние конструктивных узлов ДПИ.

Оценка технического состояния НК опирается на априорно известные модели ошибок ДПИ. При бортовой реализации алгоритмов комплексирования указанные модели предполагаются неизменными. Однако в процессе эксплуатации происходит изменение характеристик, прежде всего, ДПИ. Это обуславливает необходимость учета данных изменений в моделях их ошибок. При реализации ЕТЦ данная задача может быть решена на основе корреляционной обработки оценок вектора состояния НК, полученных после прямой и обратной фильтрации наблюдений.

В настоящее время считается возможным [4] описание авто-коррелированных ошибок ДПИ ИНС: акселерометров Δa и гироскопов $\Delta \omega$, в виде марковского гауссовского случайного процесса первого порядка:

$$\Delta \dot{\mu} = -\alpha_{\mu} \Delta \mu + \xi \sigma_{\mu} \sqrt{2\alpha_{\mu}}, \quad (1)$$

с экспоненциальной корреляционной функцией:

$$R_{\mu}(\tau) = \sigma_{\mu}^2 e^{-\alpha_{\mu} |\tau|}, \quad (2)$$

где $\alpha_{\mu} = \text{const} > 0$; $\xi \in N(0, 1)$; $R(0) = \sigma_{\mu}^2$ – дисперсия ошибки оценки μ -го ДПИ.

В соотношениях (1), (2) величина α_{μ} является параметром, подлежащим идентификации. Задача в этом случае может быть сведена к выбору значения α_{μ} , минимизирующего квадратичную функцию:

$$F(\alpha_{\mu}) = \sum_{j=1}^N (\hat{R}_{\mu j} - \sigma_{\mu}^2 e^{-\alpha_{\mu} \tau_j})^2, \quad (3)$$

где $\hat{R}_{\mu j}$ – статистическая корреляционная функция, определяемая по экспериментальным данным.

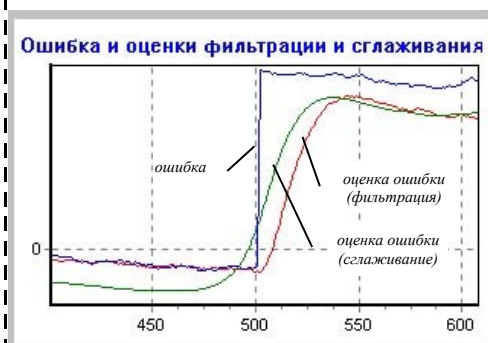
Решая уравнение (3), можно оценить параметр α_{μ} с определенной точностью. Данная процедура настройки может быть включена в ЕТЦ управления техническим состоянием ИНС с учетом изменения характеристик ДПИ в процессе эксплуатации.

Возможности ЕТЦ были исследованы на полунатурной модели инерциально-спутникового НК (ИНС+СНС). Эталонная фазовая траектория (ЭФТ) формировалась по данным штатного бортового устройства регистрации маневренного ЛА. Выходные сигналы ДПИ формировались путем соответствующего “зашумления” параметров

ЭФТ. Точностные характеристики ДПИ и условия эксперимента аналогичны приведенным в работе [10]. На рис. 3, 4 показана динамика изменения оценок автокоррелированных ошибок соответственно акселерометра a_x и датчика угловой скорости (ДУС) ω_x бесплатформенной ИНС при обработке инерциально-спутниковых наблюдений в прямом времени и уточнении указанных оценок в обратном времени. Отказ акселерометра на 500-й с косвенно проявляется в процессе фильтрации по каналу скорости, когда обобщенный параметр β_j^2 превышает допуск. В такой ситуации может быть введен запрет на использование информации ИНС. Однако аппаратная и алгоритмическая избыточность создают необходимую основу для обнаружения и парирования отказов на уровне ДПИ без исключения ИНС из структуры НК. При диагностировании отказавший акселерометр локализуется при превышении допусков обобщенными параметрами β_{Saj}^2 (критерий χ^2) и F_{Saj} (критерий ϑ^2) (см. рис. 3), которые формируются по невязке ∇_{Sj} . Можно также видеть (см. рис. 4), что отказ акселерометра несущественно повлиял на изменение обобщенных параметров $\beta_{S\omega j}$ и $F_{S\omega j}$, характеризующих состояние ДУС ω_x .

Результаты идентификации представлены на рис. 5, где показаны корреляционные функции R_ε , R_m , R_i соответственно для реального (эталонного), модельного (априорно предполагаемого) и идентифицированного дрейфов одного из ДУС. Данным корреляционным функциям соответствуют параметры $\tau_\varepsilon=1000\text{с}$, $\tau_m=300\text{с}$, $\tau_i\approx 967\text{с}$. Видно, что процедура идентификации позволяет уточнять интервалы корреляции ДПИ ($\tau_i \approx \tau_\varepsilon$), изменяющиеся в процессе эксплуатации, учитывать их в моделях ошибок ИНС, и тем самым повышать эффективность функционирования ИНС в автономных режимах.

Акселерометр a_x , м/с²



Гироскоп ω_x , °/ч



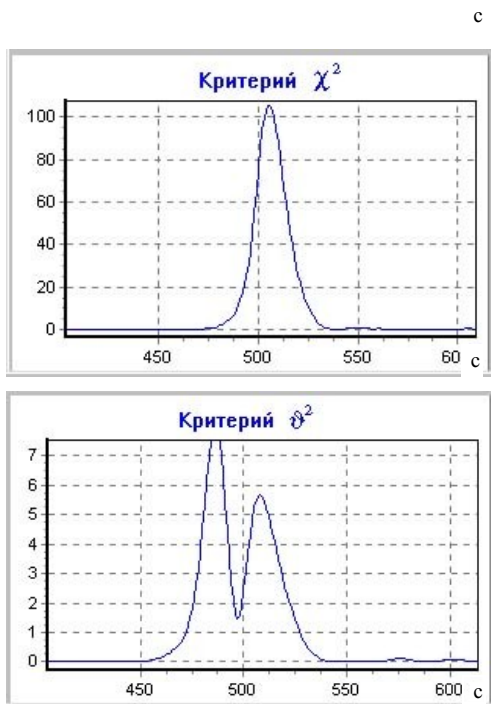


Рис. 3

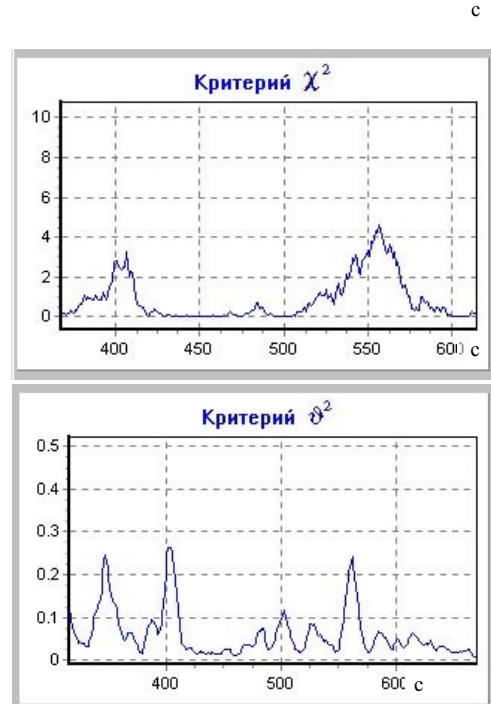


Рис. 4

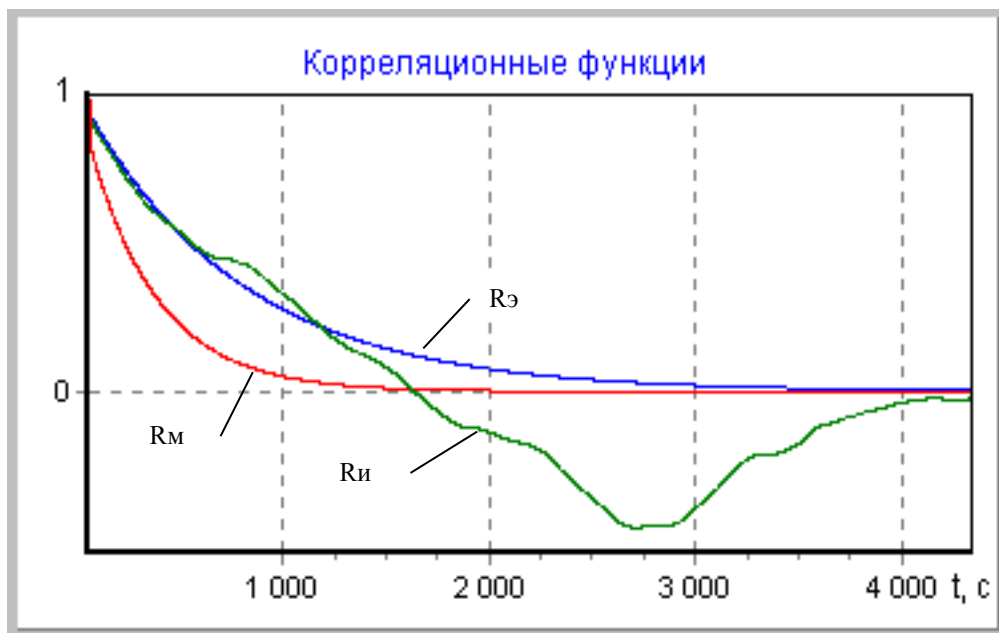


Рис. 5

Таким образом, реализация единой технологии диагностирования, идентификации и оценивания состояния НК предусматривает решение следующих задач:

- оценивание ошибок НК в процессе их применения по назначению;
- регистрация в бортовых накопителях оценок вектора состояния НК и элементов их ковариационных матриц;

- U-D декомпозиция оценок ошибок и их ковариационных матриц, полученных при фильтрации и сглаживании, и формирование на этой основе обобщенных параметров, характеризующих отклонения элементов вектора состояния НК от формализованных допусков;

- диагностирование НК с глубиной до датчиков первичной информации по комбинированному критерию согласия χ^2/ν^2 ;

- идентификация и настройка моделей ошибок ДПИ на основе корреляционной обработки сглаженных оценок;

- принятие решения о техническом состоянии НК по результатам оценивания, диагностирования и идентификации.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 05-08-01518.

Литература

1. Андросов В. А., Кутахов В. П. Архитектура аппаратурно интегрированного радиоэлектронного комплекса. – Радиотехника, 1996, № 9.
2. Михайлуца К. Т., Чернышев Е. Э., Шейнин Ю. Е. Основные архитектурные концепции интегрированной информационно-вычислительной среды комплекса бортового оборудования перспективных летательных аппаратов. В сб.: Современные технологии извлечения и обработки информации. – СПб: Радиоавионика, 2001, с. 91 – 107.
3. Константинов В. Д. Еще раз о методах эксплуатации и стратегиях технического обслуживания авиационной техники. – Научный вестник МГТУ ГА, серия “Авионика”, 1998, № 3, с. 83 - 86.
4. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
5. Чернодаров А. В., Сорокин Г. В., Патрикеев А. П. Контроль и адаптивно-робастная защита целостности интегрированных навигационных систем. – Гироскопия и навигация, 1998, № 4, с. 109 - 110.
6. Чернодаров А. В. Техника адаптивно-робастной фильтрации. – В кн.: Прикладные задачи управления и испытания летательного аппарата и его систем. / Под ред. В.П.Харькова. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1993, с. 90 – 97.
7. Чернодаров А. В., Быстров С. А., Енютин В. В., Патрикеев А. П. и др. Калибровка лазерных инерциальных измерительных блоков на основе гарантирующих процедур оценивания. // IX Санкт-петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ЦНИИ “Электроприбор”, 2002.
8. Чернодаров А. В., Гладкин С. М. Единая технология диагностирования, идентификации и оценивания состояния навигационных комплексов по полетным данным // В сб.: Авиационное оборудование. НММ. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2002.
9. Bierman G. J. Factorization methods for discrete sequential estimation. – N.Y. Academic Press, 1977. – 320 p.
10. Chernodarov A. V., Djandjgava G. I., Rogalev A. P. Monitoring and Adaptive Robust Protection of the Integrity of Air Data Inertial Satellite Navigation Systems for Maneuverable Aircraft // Proceedings of the 6th Saint Petersburg Conference on Integrated Navigation Systems, RTO-MP-43, Neuilly-sur-Seine Cedex, France, 1999. P. 21/1-10.
11. Королюк В. С., Портенко Н. И., Скороход А. В., Турбин А. Ф. Справочник по теории вероятностей и математической статистике. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1985. – 640 с.