

УДК 629.7.05

Идентификация моделей и адаптивная фильтрация шумов инерциальных измерителей

Чернодаров А.В.^{1*}, Иванов С.А.^{2}**

*¹Экспериментальная мастерская НаукаСофт,
ул. Годовикова, 9, стр.1, Москва, 129085, Россия*

*²Раменский приборостроительный завод, ул. Михалевича, д. 39, Раменское,
Московская область, 140100, Россия*

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

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

Аннотация

Работа посвящена проблеме повышения достоверности оценивания ошибок инерциальных измерительных модулей (ИИМ) с помощью обобщенного фильтра Калмана (ОФК). Рассматриваемая проблема связана с неадекватностью моделей шумов инерциальных измерителей: гироскопов и акселерометров, реальным процессам. Известно, что неточность моделей и другие причины методического и инструментального характера приводят к расходимости ОФК. Расходимость ОФК проявляется в существенном отличии действительных ошибок оценивания от их прогнозируемых среднеквадратических значений, получаемых в результате решения уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы. Следует отметить, что действительные ошибки оценивания известны только на этапе математического моделирования. В известных работах неадекватность моделей компенсируется соответствующей настройкой параметров ОФК по обновляющей

последовательности. Обновляющая последовательность представляет собой разность между прогнозируемыми и реальными наблюдениями. Прогнозируемые наблюдения формируются по оценкам ошибок ИИМ. Однако в реальных условиях эксплуатации из-за ошибок внешних измерителей или их отсутствия настройка по обновляющей последовательности не всегда представляется возможной. Известны также подходы к оценке статистических характеристик инерциальных измерителей с помощью метода Аллана. Указанный метод позволяет оценить стабильность ошибок на скользящих интервалах усреднения. Однако такие подходы не связаны с настройкой параметров ОФК. Поэтому их применение не обеспечивает адаптацию ОФК в реальных условиях эксплуатации. Научная новизна предлагаемой работы связана с добавлением процедур настройки моделей шумов инерциальных измерителей к известным алгоритмам адаптации ОФК. Настройку моделей предлагается выполнять на основе структурно-параметрической идентификации по результатам корреляционной обработки оценок ошибок измерителей. Такая обработка может выполняться как в реальном времени, так и по данным бортовых устройств регистрации. Разработанные алгоритмы позволяют учитывать изменение точностных и динамических характеристик инерциальных измерителей через соответствующие коэффициенты моделей погрешностей ИИМ. Для реализации предлагаемой технологии идентификации ошибки инерциальных измерителей должны включаться в вектор оцениваемых параметров. Проведенные исследования показали, что при включении ОФК в контур оценивания ошибок ИИМ необходимо выполнять не только заводскую стендовую калибровку инерциальных измерителей, но и идентификацию моделей их шумов. В работе приводятся результаты

экспериментов, подтверждающие целесообразность идентификации моделей погрешностей инерциальных измерителей в процессе эксплуатации.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, датчики, модели шумов, идентификация, фильтр Калмана.

Введение

Развитие бортового радиоэлектронного оборудования характеризуется внедрением навигационных комплексов (НК) нового поколения [1-4]. Ядром таких НК являются интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы (НС) на базе динамически настраиваемых [5], квантово-оптических [5,6], волновых твердотельных [5,7], микроэлектромеханических [5,8] и «атомных» [9] измерителей. В настоящее время считается обоснованным [10,11] применение обобщённого фильтра Калмана (ОФК) [12 - 14] для интеграции НС. Такой фильтр называется обобщенным, так как он ориентирован на комплексирование НС, функционирование которых описывается нелинейными уравнениями и линеаризованными моделями ошибок. Возможности такого математического аппарата позволяют: объединять разнородные измерительные средства в единую структуру и на этой основе повышать точность и надёжность навигационных определений, оценивать ошибки НС и датчиков первичной информации (ДПИ) по косвенным измерениям и через корреляционные связи. Типовая структурная схема НК с ОФК в контуре оценивания ошибок инерциальной навигационной системы

(ИНС) может быть представлена рисунком 1, где обозначены: Y – вектор действительных параметров полета; Y_p – вектор численных ИНС параметров

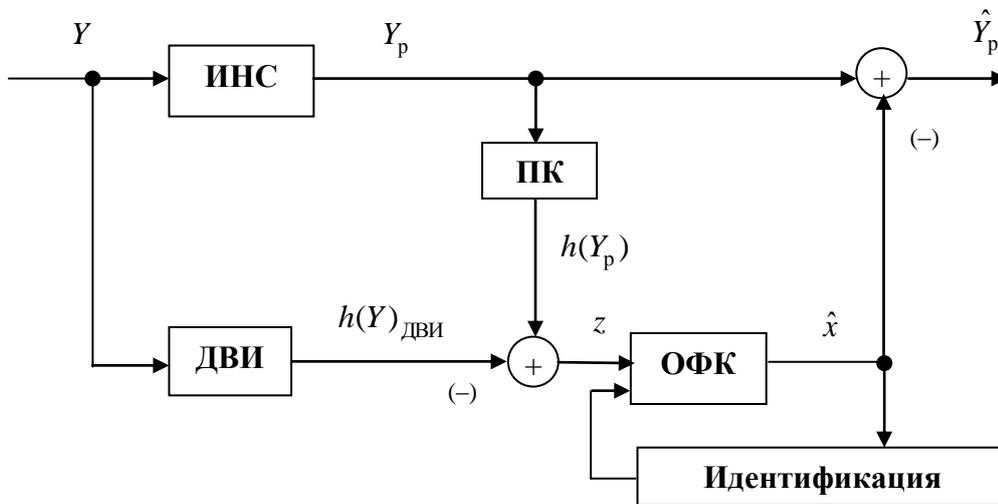


Рис. 1. Структурная схема НК с ОФК в контуре оценивания ошибок ИНС

полета; $h[Y(t)]_{\text{ДВИ}}$ – измерения, формируемые датчиками внешней по отношению к ИНС информации (ДВИ), например, спутниковой или геофизической; ПК – преобразователь координат; z – вектор наблюдений; x – вектор ошибок ИНС; $\hat{}$ – символ оценки.

Применение ОФК для оценивания состояния нелинейных динамических систем, таких как ИНС, основано на формировании линеаризованных моделей их ошибок и внешнюю информацию. Технология построения моделей ошибок опирается на математическое описание функционирования эталонной (невозмущенной) и реальной (возмущенной) ИНС. Таким ИНС ставятся в соответствие идеальный $Y(t)$ и реальный $Y_p(t)$ векторы параметров состояния, которые описываются следующими дифференциальными уравнениями:

$$\text{для идеальной ИНС} \quad \dot{Y}(t) = F[Y(t)]; \quad (1)$$

для реальной ИНС
$$\dot{Y}_p(t) = F[Y_p(t)] + G(t)\xi(t), \quad (2)$$

где $\xi(t) = [\xi_1(t) \dots \xi_r(t)]^T$ – вектор возмущений, действующих на чувствительные элементы ИНС, характеризующийся ковариационной матрицей $M[\xi(t)\xi^T(t-\tau)] = Q(t)\delta(t-\tau)$; $\delta(t-\tau)$ – дельта-функция.

Параметры идеальной и реальной ИНС связаны через уравнение ошибок

$$\frac{dx(t)}{dt} = \dot{x}(t) = A(t)x(t) + G(t)\xi(t), \quad (3)$$

где $x(t) = \Delta Y(t) = Y_p(t) - Y(t)$ – вектор ошибок ИНС; $A(t) = \frac{\partial F[Y_p(t)]}{\partial Y}$ – матрица коэффициентов, характеризующих динамику изменения ошибок ИНС; $G(t)$ – матрица интенсивностей возмущений.

Оценки $\hat{x}(t)$ ошибок ИНС могут быть получены с помощью ОФК путем обработки наблюдений
$$z(t) = h[Y_p(t)] - h[Y(t)]_{\text{ДВИ}}. \quad (4)$$

В ОФК взаимосвязь наблюдений (4) с ошибками ИНС учитывается через математическую модель

$$z(t) = H(t)x(t) + \mathcal{G}(t), \quad (5)$$

где $H(t) = \frac{\partial h[Y(t)]}{\partial Y}$ – матрица связи наблюдаемых параметров с вектором ошибок ИНС.

Известно [15], что неточность моделей (3), (5) и другие причины методического и инструментального характера приводят к расходимости ОФК. Расходимость ОФК проявляется в существенном отличии действительных ошибок оценивания $\delta_j = x_j - \hat{x}_j$ от их прогнозируемых среднеквадратических значений $\sigma_j = \sqrt{P_{jj}}$, получаемых в результате решения уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы P . Здесь \hat{x}_j – оценка j -го элемента вектора; P_{jj} – j – й

диагональный элемент матрицы P . Следует отметить, что действительные ошибки оценивания могут быть известны только на этапе математического моделирования.

Для достоверной оценки состояния ИНС параметры моделей ошибок и ОФК должны адекватно отражать реальные измерительные процессы и помеховую обстановку. Поэтому при эксплуатации ИНС необходимо учитывать изменение точностных и динамических характеристик ДПИ, а также статистик шумов инерциальных измерителей: гироскопов и акселерометров. Для компенсации параметрической и статистической неопределенности моделей объектов оценивания применяют адаптивные [16], робастные [17] и комбинированные подходы [18]. Такие подходы предусматривают компенсацию неадекватности моделей в основном путем настройки параметров ОФК по обновляющей последовательности $v_i = z_i - H_i \Phi_i \hat{x}_{i-1}$, где Φ_i - переходная матрица для вектора \hat{x}_i , которая является решением дифференциального уравнения

$$\frac{d\Phi(t_i, t_{i-1})}{dt} = A(t)\Phi(t_i, t_{i-1}) \quad (6)$$

при $\Phi(t_{i-1}, t_{i-1}) = E$; E – единичная матрица.

Однако в реальных условиях эксплуатации из-за ошибок внешних измерителей или их отсутствия адаптация ОФК только по невязкам v_i не всегда представляется возможной. Известны также подходы к оценке статистических характеристик инерциальных измерителей с помощью метода Аллана. Указанный метод позволяет оценить стабильность ошибок на скользящих интервалах усреднения. Однако такие подходы не связаны с настройкой параметров ОФК. Поэтому их применение не обеспечивает адаптацию ОФК в реальных условиях

эксплуатации. Поэтому актуальной является разработка новых подходов к повышению устойчивости ОФК при оценивания ошибок нелинейных динамических систем, таких как ИНС.

Научная новизна работы связана с добавлением к известным алгоритмам адаптации ОФК [16-18] процедур настройки моделей шумов инерциальных измерителей. Настройку моделей предлагается выполнять на основе структурно-параметрической идентификации по результатам корреляционной обработки оценок ошибок измерителей как показано на рис.1. Для этого ошибки инерциальных измерителей должны включаться в вектор оцениваемых параметров.

Цель работы – повышение точностных характеристик интегрированных навигационных систем на основе идентификации моделей шумов инерциальных измерителей и адаптивной настройки параметров оценивающего фильтра.

Известно [20-23], что аппаратурная идентификация коэффициентов в моделях погрешностей инерциальных измерителей связана с их калибровкой на специализированных стендах. Такая калибровка позволяет определить систематические ошибки измерителей. Идентификацию же моделей случайных шумов измерителей предлагается реализовать по оценкам ошибок ИНС.

1. Параметрическая идентификация базовой модели ошибок инерциальных измерителей в режиме реального времени

Применение ОФК опирается на априорно известные модели шумов ДПИ, а именно: акселерометров и гироскопов. Однако в процессе эксплуатации ИНС

происходит изменение характеристик ДПИ. Это обуславливает необходимость учета таких изменений в моделях шумов ДПИ. Таким образом, возникает задача идентификации параметров моделей шумов ДПИ. Указанная задача может быть решена на основе корреляционной обработки оценок ошибок ДПИ как в режиме реального времени, так и по данным бортовых устройств регистрации.

При бортовой реализации моделей шумов ИНС считается возможным приближенное [10, 24] описание случайных дрейфов гироскопов $\Delta\omega$ и смещений акселерометров Δa в виде марковского гауссовского процесса первого порядка

$$\Delta\dot{\omega} = -\alpha\Delta\omega + \xi\sigma\sqrt{2\alpha} \quad (7)$$

с экспоненциальной корреляционной функцией

$$R(t) = \sigma^2 e^{-\alpha|t|}, \quad (8)$$

где параметры $\alpha = 1/\tau$ и $\sigma\sqrt{2\alpha}$ можно рассматривать в качестве коэффициентов сноса и диффузии [25]; τ – время корреляции; $R(0) = \sigma^2$ – дисперсия ошибки; ξ – белый шум единичной интенсивности.

Уравнение (7) легко отображается на общую модель ошибок ИНС (3)

$$\dot{x}_\mu(t) = A_\mu(t)x_\mu(t) + G_\mu(t)\xi_\mu(t), \quad (9)$$

где $A_\mu(t) = -\alpha_\mu$; $G_\mu(t) = \sigma_\mu\sqrt{2\alpha_\mu}$; $\alpha_\mu = \frac{1}{\tau_\mu}$;

$\mu = a$ – индекс, обозначающий акселерометр; $\mu = \omega$ – индекс, обозначающий гироскоп.

Технология параметрической идентификации опирается на процедуры корреляционной обработки оценок \hat{x}_μ ошибок ДПИ.

Задача идентификации может быть сведена к определению значения параметра $\alpha_\mu = 1/T_\mu$ в модели (9), минимизирующего квадратичную функцию

$$F(\alpha_\mu) = \sum_{j=0}^N \left(\hat{R}_{\mu j} - \sigma_\mu^2 e^{-\alpha_\mu \tau_j} \right) \rightarrow \min_{\alpha_\mu}, \quad (10)$$

где $\hat{R}_{\mu j}$ – статистическая корреляционная функция, определяемая по зарегистрированным в процессе функционирования ИНС оценкам \hat{x}_i :

$$\hat{R}_k = \frac{1}{N} \sum_{i=k+1}^{N+k} \tilde{x}_i \tilde{x}_{i-k}, \quad k = \overline{0, N}; \quad (11)$$

$$\tilde{x}_i = \hat{x}_i - m_x, \quad m_x = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \hat{x}_i;$$

$\hat{x}_i = \hat{x}(t_i)$ – оценка ошибки соответствующего ДПИ в i -й момент времени t_i ; N – количество ретроспективных отсчетов сигналов ДПИ; $\tau_j = j\Delta t$, $\Delta t = t_i - t_{i-1}$, t_i – дискретные моменты времени.

Дифференцируя функцию (10) по α_μ и приравнявая к нулю производную, получим

$$\frac{\partial F(\alpha_\mu)}{\partial \alpha_\mu} = 2 \left(\sum_{j=0}^N \hat{R}_{\mu j} - \sum_{j=0}^N \sigma_\mu^2 e^{-\alpha_\mu \tau_j} \right) \sum_{j=0}^N \sigma_\mu^2 \tau_j e^{-\alpha_\mu \tau_j} = 0 \quad (12)$$

Учитывая, что для ДПИ $0 < \alpha_\mu < 1$ и второй множитель в уравнении (12) не влияет на решение, можно записать

$$\sum_{j=0}^N \hat{R}_{\mu j} = \sum_{j=0}^N \sigma_\mu^2 e^{-\alpha_\mu \tau_j}. \quad (13)$$

Из уравнения (13) при $j = 0$ определяется оценка дисперсии ошибки

$$\sigma_{\mu}^2 = \hat{R}_{\mu_0}.$$

Тогда нормированные корреляционные функции будут иметь вид

$$\hat{r}_j = \frac{\hat{R}_{\mu_j}}{\sigma_{\mu}^2}.$$

При $\hat{R}_{\mu_j} > 0$ уравнению (13) можно поставить в соответствие эквивалентное выражение, записанное через функцию натурального логарифма, а именно:

$$\sum_{j=0}^N \ln \hat{r}_j = -\alpha_{\mu} \sum_{j=0}^N \tau_j. \quad (14)$$

Отсюда оценка $\hat{\alpha}_{\mu}$ диагностического параметра α_{μ} будет иметь вид

$$\hat{\alpha}_{\mu} = \frac{\sum_{j=0}^N \ln \hat{r}_j}{\sum_{j=0}^N \tau_j}. \quad (15)$$

Возможности современных бортовых вычислителей позволяют реализовывать процедуры параметрической идентификации в режиме реального времени (РРВ). Структурная схема алгоритма РРВ-идентификации параметров моделей ошибок ДПИ показана на рис. 2, где дополнительно обозначены: \hat{x}_i – оценка ошибки соответствующего ДПИ на i -м шаге обработки; m_x – математическое ожидание оценки; N – количество отсчетов.

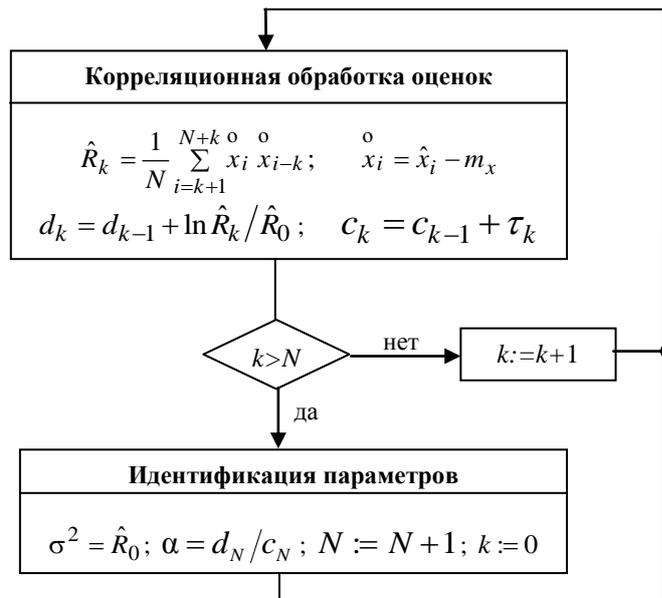


Рис.2. Алгоритм РРВ-идентификации параметров моделей ошибок ДПИ

Для повышения достоверности оценок, а, следовательно, и моделей при их идентификации могут применяться адаптивно-робастные процедуры [26] настройки ОФК. При этом реализация контура идентификации позволяет скорректировать априорно принятые значения параметров в модели ошибок, входящей в структуру ОФК. Поэтому идентификацию моделей ошибок инерциальных измерителей можно рассматривать как дополнительное средство, обеспечивающее адаптацию ОФК к изменяющимся условиям эксплуатации ИНС.

2. Структурно-параметрическая идентификация моделей ошибок инерциальных измерителей по данным бортовых устройств регистрации

В реальных условиях эксплуатации из-за изменения технического состояния ДПИ может измениться и вид корреляционной функции, а, следовательно, и структура модели ошибок ИНС. Поэтому возникает необходимость коррекции структуры базовой модели (7) по полетным данным. Такая коррекция может быть

основана на расширении моделей ошибок ДПИ в соответствии с результатами корреляционной обработки оценок.

Расширение модели ошибок ИНС может быть выполнено на основе комбинации трансцендентных функций [27], в частности, – с помощью экспоненциально-косинусной функции

$$K(t) = \sigma^2 e^{-\alpha|t|} \cos \beta t, \quad (16)$$

которой соответствует модель погрешностей второго порядка

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \Delta \dot{a}(t) \\ \Delta \tilde{a} \end{bmatrix}}_{\dot{x}(t)} = \underbrace{\begin{bmatrix} -2\alpha & -b^2 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}}_{A(t)} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta a(t) \\ \Delta \tilde{a}(t) \end{bmatrix}}_{x(t)} + \underbrace{\begin{bmatrix} (b - 2\alpha\sqrt{2\alpha}) \\ \sigma\sqrt{2\alpha} \end{bmatrix}}_{G(t)} \xi(t), \quad (17)$$

где $b^2 = \alpha^2 + \beta^2$; ξ – белый шум единичной интенсивности.

В уравнении (17) идентифицируемые параметры α, β определяются путем минимизации квадратичной функции

$$F(\alpha, \beta) = \sum_{j=0}^N (\hat{R}_j - \sigma^2 e^{-\alpha|\tau_j|} \cos \beta \tau_j)^2 \rightarrow \min_{\alpha, \beta}. \quad (18)$$

В задаче (18) параметры β и σ^2 определяются по экспериментальной корреляционной функции \hat{R}_j точно, а именно:

$$\hat{\beta} = 0.5\pi/\tau_\beta; \quad \sigma^2 = \hat{R}(0), \quad (19)$$

где τ_β – значение временного интервала, для которого $\hat{R}(\tau_\beta) = 0$.

При $\hat{R}_{\mu_j} > 0$ и $|\hat{\beta}\tau_j| < 0.5\pi$ решение задачи (18) с учетом (19) определяется через функцию натурального логарифма, в других случаях – приближенно через

разложение трансцендентных функций в степенные ряды. Дифференцируя функцию (18) по α_μ и приравнявая к нулю производную, получим

$$\frac{\partial F(\alpha)}{\partial \alpha} = 2 \sum_{j=0}^N (\ln \hat{r}_j + \alpha \tau_j - \ln \cos \hat{\beta} \tau_j) \tau_j = 0. \quad (20)$$

Из уравнения (20) находится оценка искомого параметра α

$$\hat{\alpha} = \frac{\sum_{j=1}^N (\ln \cos \hat{\beta} \tau_j - \ln \hat{r}_j) / \sum_{j=1}^N \tau_j, \quad (21)$$

где $\tau_j = j\Delta t_i$; $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$; $\hat{r}_j = \hat{R}_j / \sigma^2$.

Параметры β_μ для корреляционных функций ошибок соответствующих ДПИ, как правило, заранее неизвестны. Они определяются по экспериментальным данным. Их ненулевые значения отражают изменение структуры модели ошибок ДПИ. После идентификации параметры $\hat{\alpha}, \hat{\beta}, \hat{\sigma}^2$ включаются в уравнение (17).

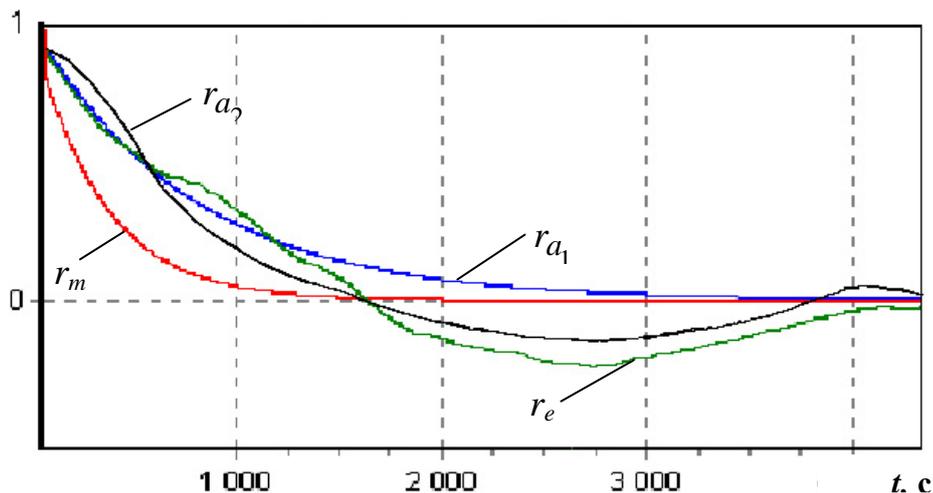


Рис. 3 Результаты идентификации нормированных корреляционных функций

На рисунке 3 представлены характерные результаты идентификации нормированных корреляционных функций углового дрейфа динамически

настраиваемого гироскопа, а именно: учтенная априорно в модели – r_m ; вычисленная по экспериментальным данным – r_e ; полученная путем экспоненциальной (r_{a_1}) и экспоненциально-косинусной (r_{a_2}) аппроксимации.

Представленную технологию структурно-параметрической идентификации моделей погрешностей ДПИ можно рассматривать как процедуру адаптации ОФК к изменению статистических характеристик шумов инерциальных измерителей.

3. Анализ результатов исследований

В качестве объекта исследований рассматривалась модель одноканальной ИНС [23,28]. Функционирование такой ИНС основано на моделировании маятника Шулера системой “гироскоп-акселерометр” (Г-А), которая обеспечивает инвариантность моделируемой вертикали к движению основания акселерометра относительно Земли при вычислении скорости и угловой координаты (например, географической широты φ). Для этого на датчик момента гироскопа подается сигнал, пропорциональный угловой скорости перемещения ИНС относительно земной поверхности $\dot{\varphi} = V/R$. При наблюдении вектора ошибок такой системы $x(t) = [\Delta V \ \delta \ \Delta a \ \Delta \omega]^T$ по сигналам скорости $z_V(t) = V_{\text{ИНС}}(t) - V_{\text{ДВИ}}(t)$ параметры динамических уравнений будут иметь вид

$$A(t) = \begin{bmatrix} 0 & -g & 1 & 0 \\ 1/R & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1/\tau_a & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_\omega \end{bmatrix}; \quad G(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_a \sqrt{2/\tau_a} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_\omega \sqrt{2/\tau_\omega} \end{bmatrix};$$

$H(t) = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$; R – величина радиуса-вектора местоположения Г-А системы ; g –

ускорение силы тяжести; $\delta = (\varphi_p - \varphi)$ – угловая ошибка определения вертикали; ΔV – ошибка счисления скорости; Δa – ошибка акселерометра; $\Delta \omega$ – дрейф гироскопа; τ_a, τ_ω – соответственно время корреляции ошибки акселерометра и дрейфа гироскопа; σ_a, σ_ω – среднеквадратические значения ошибок соответственно акселерометра и гироскопа; $\Delta(\dots)$ – символ ошибки. Частота формирования наблюдений 1Гц.

На рис. 4 и 5 представлены характерные результаты исследований, где показаны действительная $\Delta\delta = \delta - \hat{\delta}$ и среднеквадратическая $\sigma_\delta = \sqrt{P_{22}}$ ошибки определения вертикали ИНС δ ; $P_{22} = P_{\Delta\delta}$ – диагональный элемент ковариационной матрицы ошибок оценивания. Оценки, полученные ОФК без идентификации параметров $\hat{a}, \hat{\sigma}^2$, показаны на рис. 4, а адаптивным фильтром с идентификацией указанных параметров – на рис. 5. Представленные графики отражают динамику изменения оценок, когда коэффициенты сноса $1/\tau$ и диффузии $\sigma\sqrt{2/\tau}$ в моделях ошибок гироскопа и акселерометра (7) отличаются от требуемых на порядок.

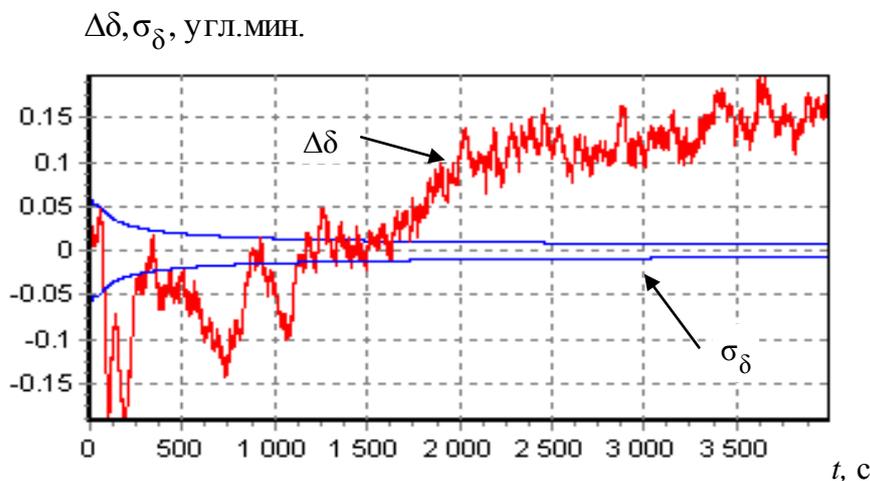


Рис. 4. Оценки, полученные ОФК при отличии коэффициентов сноса и диффузии от требуемых

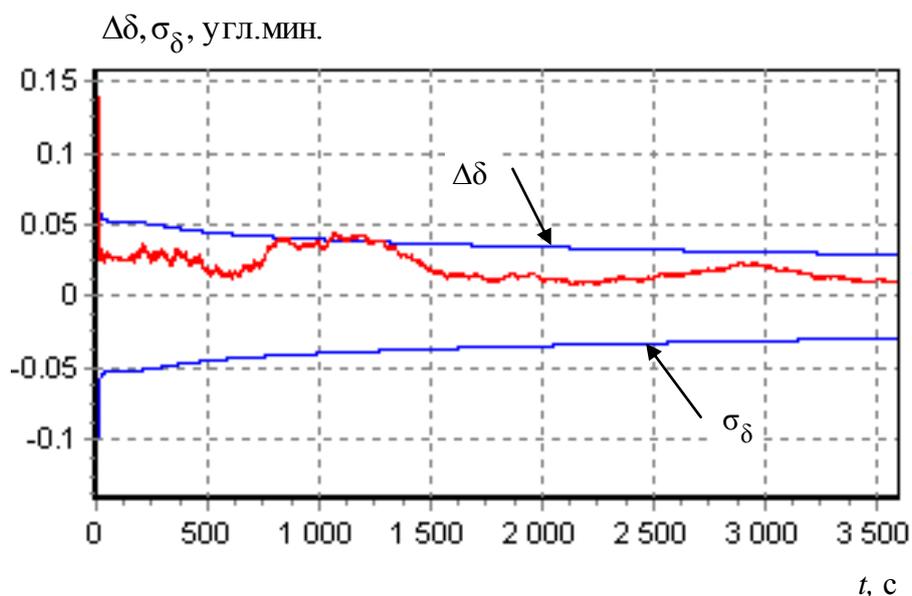


Рис. 5. Оценки, полученные адаптивным фильтром при соответствии коэффициентов сноса и диффузии реальным статистическим характеристикам шумов"

Сравнение результатов показывает, что оценки, полученные ОФК при неточно настроенных параметрах моделей ошибок ДПИ могут оказаться расходящимися ($\Delta\delta > 3\sigma_\delta$). В таких же условиях применение адаптивных процедур с параметрической идентификацией моделей позволяет повысить достоверность оценивания ошибок ИНС.

Заключение

В представленной работе авторы обращают внимание на важность системного подхода к калибровке ИНС. Такой подход позволяет объединить возможности аппаратных и алгоритмических средств повышения точности и надежности ИНС. Рассмотренные алгоритмы могут быть взяты за основу при построении единого технологического цикла оценивания, идентификации и управления состоянием ИНС

в процессе эксплуатации. Проведенные исследования показали, что при включении ОФК в контур оценивания ошибок ИНС необходимо выполнять не только заводскую стендовую калибровку инерциальных измерителей, но и идентификацию моделей их шумов. Такая идентификация может выполняться как в режиме реального времени, так и по зарегистрированным в полете данным. В отличие от известных работ в области адаптивно-робастной фильтрации предлагаемый подход позволяет повысить достоверность оценивания не только на основе использования обновляющей последовательности, но и по результатам структурно-параметрической идентификации моделей шумов инерциальных измерителей. Таким образом, представляется возможным в процессе эксплуатации ИНС учитывать в алгоритмах оценивания ошибок изменение статистических характеристик шумов инерциальных измерителей. По результатам идентификации представляется возможным учитывать изменение статистических характеристик шумов инерциальных измерителей в процессе эксплуатации и на этой основе настраивать параметры адаптивных оценивающих фильтров.

Библиографический список

1. Веремеенко К.К., Кошелев Б.В., Соловьев Ю.А. Анализ состояния разработок интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем // Новости навигации. 2010. № 4. С. 32 – 41.
2. Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор, 2016. – 394 с.

3. Августов Л.И., Бабиченко А.В., Орехов М.И., Сухоруков С.Я., Шкред В.К. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве / Под ред. проф. Г.И. Джанджгавы. – М.: Научтехлитиздат, 2015. – 592 с.
4. Noureldin A., Karamat T., Georgy J. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Heidelberg, Springer-Verlag, 2013, 314 p.
5. Лукьянов Д.П., Распопов В.Я., Филатов Ю.В. Прикладная теория гироскопов. – СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. – 316 с.
6. Удд Э. Волоконно-оптические датчики. Вводный курс для инженеров и научных работников. – М.: Техносфера, 2008. – 520 с.
7. Климов Д.М., Журавлев В.Ф., Жбанов Ю.К. Кварцевый полусферический резонатор (Волновой твердотельный гироскоп). – М.: Изд-во «Ким Л.А.», 2017. – 194 с.
8. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС – датчиках. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. – 225 с.
9. Liu Y., Shi M., Wang X. Progress on Atomic Gyroscope // 24th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, CSRI Elektropribor, 2017, pp. 344 - 352.
10. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
11. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Введение в теорию оценивания. – СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. Ч.1. – 509 с.
12. Kalman R.E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems // Trans.

ASME, ser. D, Journal of Basic Engineering, 1960, vol. 82, pp. 35 – 45.

13. Maybeck P.S. Stochastic Models, Estimation and Control, Academic Press, New York, 1982, vol. 2, 709 p.

14. Zarchan P., Musoff H. Fundamentals of Kalman Filtering. Progress in Astronautics and Aeronautics, Reston: AIAA, 2005, vol. 208, 764 p.

15. Fitzgerald R.J. Divergence of the Kalman Filter // IEEE Transactions on Automatic Control, 1971, vol.16, no. 6, pp. 736 – 747.

16. Chin L. Advances in Adaptive Filtering. In Control and Dynamic Systems, New York, Academic Press, 1979, pp. 278 - 356.

17. Souza C.E., Xie L. Robust H_{∞} Filtering. In Control and Dynamic Systems, New York, Academic Press, 1994, pp. 323 - 377.

18. Chernodarov A.V. An H_{∞} Technology for Control of the Integrity of the Kalman Type of Estimating Filters with the Use of Adaptive Robust Procedures // 1st IFAC Conference on Modeling, Identification and Control of Nonlinear Systems, Saint Petersburg, June 24 – 26, 2015, pp. 358 – 363.

20. Allan D.W. Historicity, Strengths, and Weaknesses of Allan Variances and Their General Applications // XXII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Круглый стол «Методы определения характеристик погрешностей навигационных датчиков» – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2015, С. 507 - 524

19. Акимов П.А., Деревянкин А.В., Матасов А.И. Гарантирующий подход и l_1 - аппроксимация в задачах оценивания параметров БИНС при стендовых испытаниях. – М.: Издательство Московского университета, 2012. – 296 с.
20. Вавилова Н.Б., Васинёва И.А., Парусников Н.А. О стендовой калибровке авиационных бескарданных инерциальных навигационных систем // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63069>
21. 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>
22. Titterton D.H., Weston J.J. Strapdown Inertial Navigation Technology. Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, 2004, vol. 207, 558 p.
23. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – СПб: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2011. – 280 с.
24. Тихонов В.И., Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. – М.: Радио и связь, 2004. – 608 с.
25. Чернодаров А.В. Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. – М.: Научтехлитиздат, 2017. – 300 с.
26. Синицын И.Н. Фильтры Калмана и Пугачева. – М.: Логос, 2007. – 776 с.
27. Климов Д.М. Инерциальная навигация на море. – М.: Наука, 1984. – 118 с.