

ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕРВАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ПРИ ОЦЕНИВАНИИ СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

к. т. н. С. М. Гладкин
(ВВИА им. Н. Е. Жуковского)

В статье предложена реализация возможностей интервального метода для оценки состояния инерциальной навигационной системы в интересах повышения уровня безопасности полетов воздушных судов. При помощи указанного подхода возможна оценка состояния и других систем авиационного оборудования.

Состояние систем авиационного оборудования обуславливает в значительной степени уровень безопасности полетов и риск развития опасной ситуации в полете. При рассмотрении возможности применения методов интервального анализа для оценивания и прогнозирования уровня безопасности полетов [1] были показаны общие подходы и пояснено, что интервальный анализ имеет наивысшую ценность в задачах, где неопределенности и неоднозначности являются неотъемлемой частью постановки задачи. Именно таким свойством обладают ошибки инерциальных навигационных систем (ИНС), составляющих ядро навигационных комплексов. Анализ исследований и разработок в области ИНС [2] показывает, что их развитие, в основном, ориентировано на решение функциональных задач и не в полной мере учитывает проблемы безопасности полета, на которую весьма значительно влияет состояние ИНС [3.]

В настоящее время накоплен значительный практический опыт по определению в наземных условиях и последующей компенсации в полете инструментальных дрейфов гироскопических измерителей ИНС. В то же время работам по применению для этих целей информации о функционировании ИНС в полете уделяется, на наш взгляд, неоправданно мало внимания.

Оценка параметров состояния ИНС может быть выполнена с применением технологий комплексной обработки наблюдений, формируемых по информации от внешних по отношению к ИНС систем. Решение указанной задачи опирается на известные модели ошибок ИНС. Однако на практике такие модели, как правило, известны неточно, что снижает достоверность оценок.

Цель работы – показать возможность интервального подхода к описанию ошибок датчиков первичной информации (ДПИ) ИНС в интересах повышения достоверности распознавания состояния ИНС.

Функционирование ИНС основано на определении вертикали места путем моделирования маятника Шулера [4] системой “гироскоп – акселерометр” (Г-А). Упрощенная структура одного канала такой системы представлена на рис. 1. Она обеспечивает инвариантность моделируемой вертикали к движению основания акселерометра. Однако при неизвестных начальных ошибках система совершает колебания относительно истинной вертикали места, описываемые дифференциальным уравнением:

$$\ddot{\delta}(t) + \omega_0^2 \delta(t) = 0, \quad 0 \leq t < \infty \quad (1)$$

где $\delta(t)$ – ошибка определения вертикали, $\omega_0^2 = g/R$; g – ускорение силы тяжести; R – радиус Земли.

В ИНС с реальными чувствительными элементами ДПИ, характер данных колебаний существенно усложняется. При наличии случайных возмущений у акселерометра $\xi_a(t)$ и стабилизирующего гироскопа $\xi_\omega(t)$ уравнение (1) приобретает вид:

$$\ddot{\delta}(t) + \omega_0^2 \delta(t) = \dot{\xi}_\omega(t) + \xi_a(t)/R. \quad (2)$$

Для демпфирования ошибок привлекается внешняя по отношению к ИНС информация, как правило, позиционная или скоростная. При включении в структуру ИНС контура скоростной коррекции (рис. 1) уравнение (2) принимает вид:

$$\ddot{\delta}(t) + K(t)\dot{\delta}(t) + \omega_0^2 \delta(t) = \dot{\xi}_\omega(t) + K(t)\xi_\omega(t) + \xi_a(t)/R + K(t)\vartheta(t)/R, \quad (3)$$

где $\vartheta(t)$ – возмущение датчика внешней информации (ДВИ); $K(t)$ – коэффициент усиления; $z(t) = V_{ис}(t) - V_{двн}(t)$ – наблюдение; $V_{ис}$, $V_{двн}$ – скорости, определенные ИНС и ДВИ соответственно.

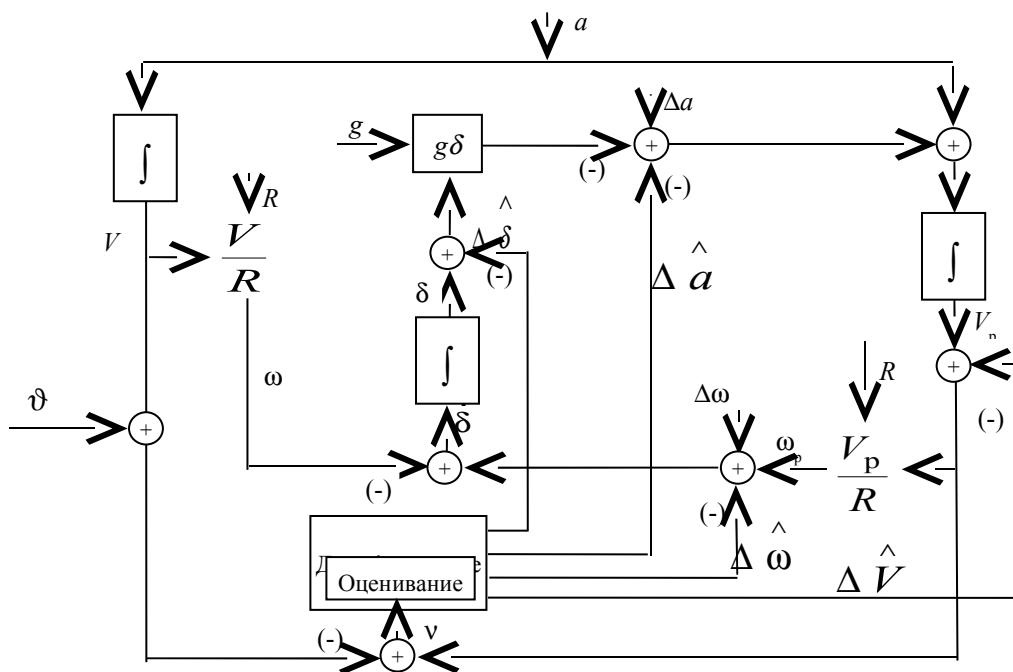


Рис. 1. Структурная схема системы «гироскоп-акселерометр»

Уравнение (3) отражает возможность появления в такой системе нерегулярных колебаний и их зависимость от коэффициента усиления $K(t)$. При практической реализации корректируемой ИНС (КИНС) ей ставят в соответствие линеаризованные уравнения для вектора ошибок $x(t)$:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + G(t)\xi(t) \quad (4)$$

и наблюдений:

$$z(t) = H(t)x(t) + \vartheta(t). \quad (5)$$

Допустим, что инструментальные ошибки ДПИ $\Delta a(t)$, $\Delta \omega(t)$ являются автокоррелированными и моделируются формирующими фильтрами первого порядка:

$$\Delta \dot{a}(t) = -\tau_a^{-1}\Delta a(t) + \xi(t)\sigma_a\sqrt{2/\tau_a}; \quad (6)$$

$$\Delta_{\omega}^{\cdot}(t) = -\tau_{\omega}^{-1}\Delta\omega(t) + \xi(t)\sigma_{\omega}\sqrt{2/\tau_{\omega}}, \quad (7)$$

где τ_a ; τ_{ω} – соответственно время корреляции ошибки акселерометра и “дрейфа” гироскопа; $\xi(t)$ – “белый” гауссовский шум с нулевым средним и единичной дисперсией; σ_a ; σ_{ω} – среднеквадратические отклонения соответственно ошибки акселерометра и “дрейфа” гироскопа; $\Delta(\dots)$ – символ ошибки. Тогда для представленной структурной схемы элементы уравнений(4), (5) будут иметь вид:

$$x = [\Delta V \delta \Delta a \Delta \omega]^T; \quad (8)$$

$$A(t) = \begin{bmatrix} 0 & -g & 1 & 0 \\ \frac{1}{R} & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_a} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_{\omega}} \end{bmatrix}; \quad (9)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_a \sqrt{\frac{2}{\tau_a}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\omega} \sqrt{\frac{2}{\tau_{\omega}}} \end{bmatrix}; \quad (10)$$

$$H(t) = [1 \ 0 \ 0 \ 0].$$

В настоящее время считается обоснованным применение ОФК для получения оптимальных оценок $\hat{x}(t)$ вектора $x(t)$ по наблюдениям $z(t)$. Однако реализация потенциальных возможностей ОФК существенно зависит от адекватности моделей ошибок и возмущений реальным измерительным процессам. Нарушение такой адекватности приводит к расходимости ОФК [5], а, следовательно, к снижению достоверности оценок. Это проявляется в значительном отличии ($\Delta_j > 3\sigma_j$) 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 $j = \overline{1, n}$ – размерность вектора x .

Применительно к ИНС неадекватность моделей возникает по следующим причинам:

- отличие возмущений $\xi_a, \xi_\omega, \vartheta$ от гауссовских;
- несоответствие реальных и используемых в модели (4) значений параметров τ и σ ;
- нелинейное нарастание ошибок x_j , не подчиняющееся уравнениям (4) и приводящее к некорректности применения традиционного ОФК.

Компенсация неадекватностей, обусловленных нечеткостью параметров $\xi_a, \xi_\omega, \vartheta$, входящими в уравнения ошибок ИНС аддитивно, реализуется известными методами адаптивной фильтрации [6]. Идентификация же параметров τ и σ выполняется, как правило [7], при послеполетной обработке зарегистрированных оценок. Вместе с тем возможности современных БЦВМ позволяют решать указанную задачу идентификации в режиме реального времени. Для этого может быть применена технология интервального описания моделей ошибок ИНС, а именно:

$$\dot{\tilde{x}}(t) = \tilde{A}(t)\tilde{x}(t) + \tilde{G}(t)\xi(t), \quad (11)$$

где $\dot{\tilde{x}}(t) = \dot{x}(t) + \Delta \dot{x}(t)$; $\tilde{A}(t) = A(t) + \Delta A(t)$; $\tilde{G}(t) = G(t) + \Delta G(t)$.

$A(t), G(t)$ – априорно задаваемые базовые матрицы коэффициентов;

$\Delta A(t), \Delta G(t)$ – матрицы поправок, определяемые в процессе комплексной обработки наблюдений и идентификации.

При обработке наблюдений z_i в дискретные моменты времени им ставятся в соответствие следующие модели ошибок:

$$x_i = \Phi_i x_{i-1} + \Gamma_i \xi_{i-1}, \quad (12)$$

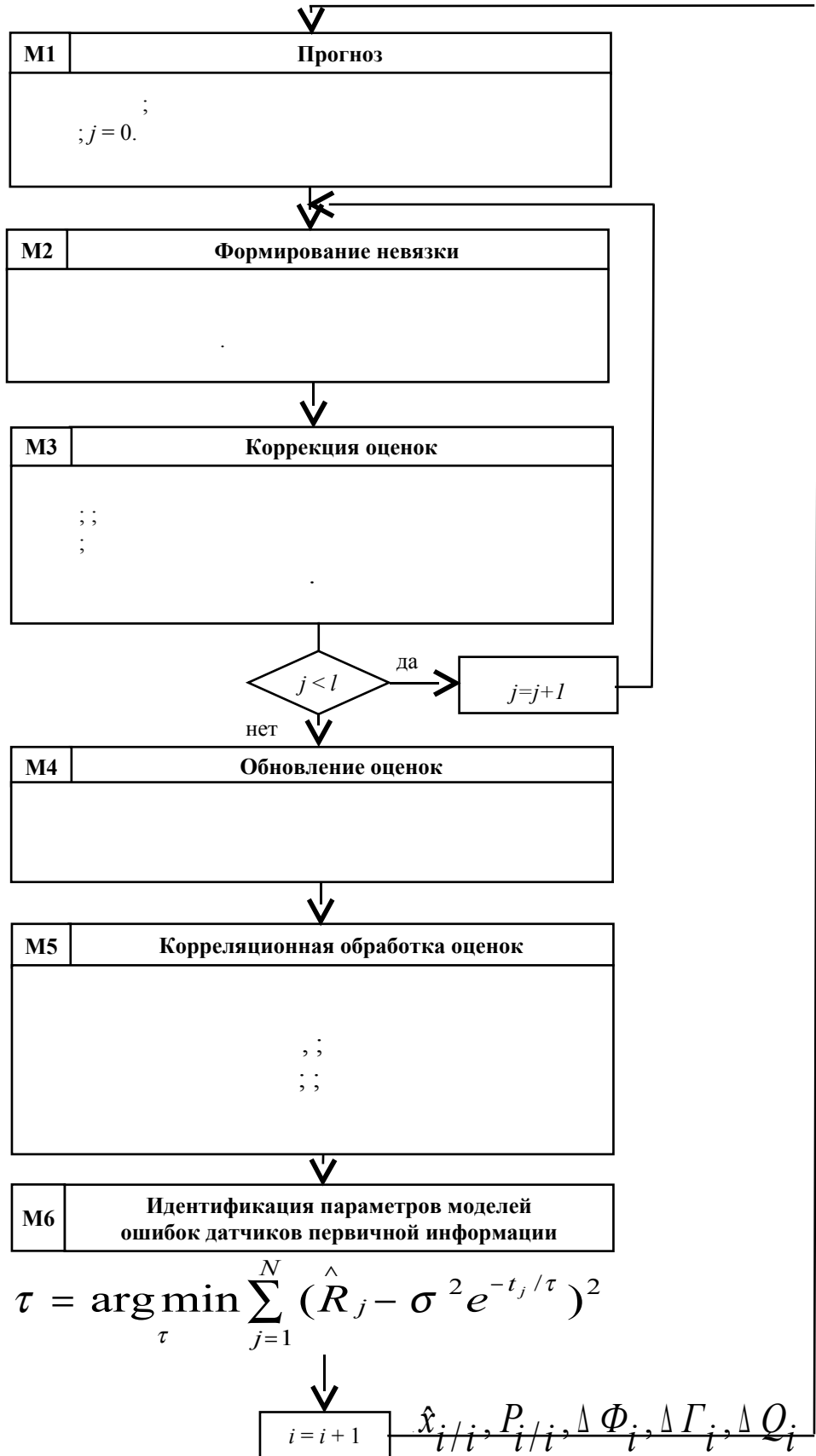


Рис. 2. Схема интервального оценивания и параметрической идентификации моделей динамических систем

где $\tilde{\Phi}_i = \tilde{\Phi}(t_i, t_{i-1})$; $\tilde{\Gamma}_i = \tilde{\Gamma}(t_i, t_{i-1})$ – переходные матрицы, определяемые из решения дифференциальных уравнений:

$$d\dot{\tilde{\Phi}}(t, t_{i-1})/dt = \tilde{A}(t)\tilde{\Phi}(t, t_{i-1}); \quad (13)$$

$$d\dot{\tilde{\Gamma}}(t, t_{i-1})/dt = \tilde{A}(t)\tilde{\Gamma}(t, t_{i-1}) + \tilde{G}(\xi). \quad (14)$$

Применительно к ДПИ $\Delta A = \Delta A(\tau)$; $\Delta G = \Delta G(\tau, \sigma)$.

Структурная схема алгоритма последовательного оценивания вектора ошибок ИНС по наблюдениям z_j с идентификацией параметров моделей ошибок ДПИ τ и σ показана на рис. 2.

Характерные результаты исследований схемы одноканальной ИНС (рис. 1) представлены на рис. 3 - 6. На рис. 3 показана динамика изменения углового отклонения Г-А системы от вертикали δ и его оценка $\hat{\delta}$, полученная традиционным ОФК (модули М1-М4) при неадекватности реальных $\sigma_p=1^0/\text{ч}$; $\tau_p=3600$ с и используемых в модели $\sigma_m=0,01^0/\text{ч}$; $\tau_m=360$ с значений дрейфа гироскопа. На рис. 5 показаны графики изменения аналогичных параметров с учетом идентификации (модули М5, М6) интервальных поправок $\Delta\tau$, $\Delta\sigma$ к соответствующим коэффициентам модели ошибок ИНС. На рис. 4, 6 представлены ошибки оценивания $\Delta = \delta - \hat{\delta}$ и их СКО, соответствующие расходящемуся (рис. 3) и устойчивому (рис. 5) процессам фильтрации.

Таким образом, предлагаемый алгоритм комплексной обработки наблюдений можно рассматривать как средство повышения достоверности оценивания ошибок ИНС. Его модули М1-М4 по своей структуре и назначению идентичны алгоритму интервального оценивания, в котором модели формируются с учетом возможных диапазонов изменения соответствующих коэффициентов. Однако в традиционных алгоритмах интервального оценивания указанные диапазоны задаются эмпирически и не

отражают реальное состояние ДПИ. Реализация же моделей М5, М6 позволяет формализовать процедуру настройки диапазонов изменения параметров моделей ошибок ДПИ.

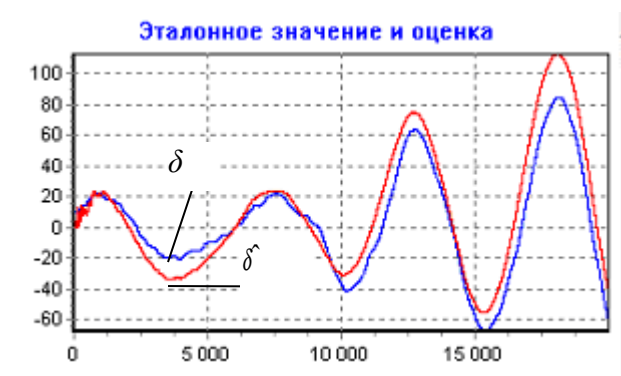


Рис. 3.

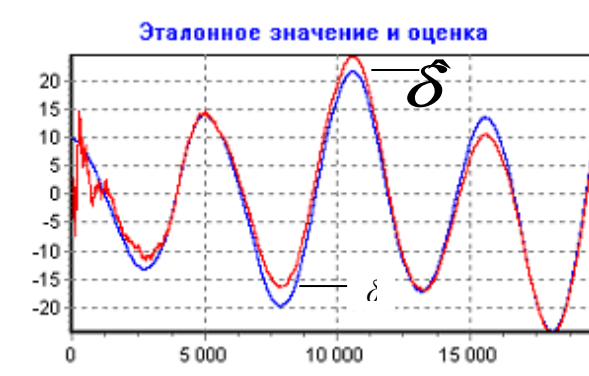


Рис. 5.

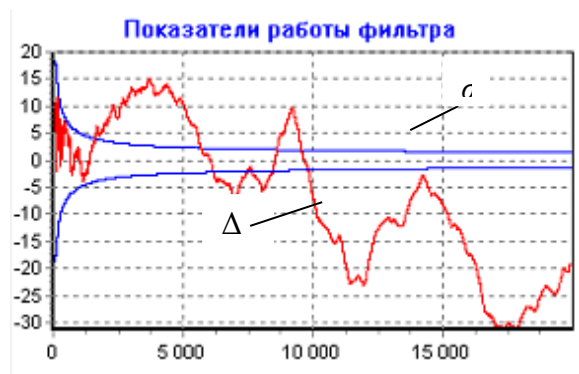


Рис. 4.

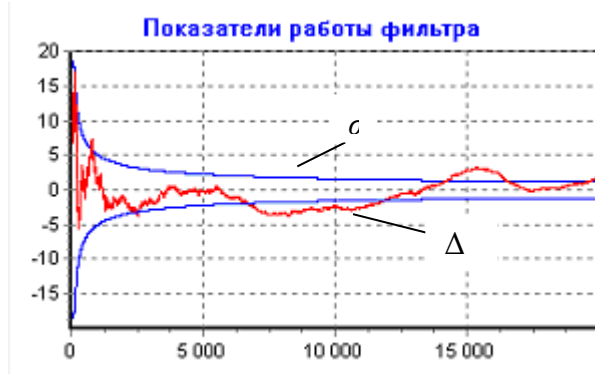


Рис. 6.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ,
грант № 06-08-01518

Литература

1. Гладкин С. М., Гузий А. Г. Использование аппарата интервального анализа для текущего оценивания и прогнозирования показателей уровня безопасности полетов. // Проблемы безопасности полетов. – М.: ВИНТИ, 2007.– № 10.

2. Пешехонов В. Г. Современная автономная навигация. Проблемы и перспективы. – В сб.: Механика и навигация. Материалы научной сессии, посвященной 85-летию академика А. Ю. Ишлинского. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 1999, с. 13 - 22.

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. *Чернодаров А. В., Патрикеев А. П., Гладкин С. М.* Диагностическая идентификация интегрированных навигационных систем в режиме реального времени.// Материалы III международной конференции «Идентификация систем и задачи управления». – М.: ИПУ, 2004, с. 260 - 278.

5. *Fitzgerald R. J.* Divergence of the Kalman filter // IEEE Trans. on Automatic Control. 1971. Vol. 16. № 6.– P. 736 - 747.

6. *Chin L.* Advances in adaptive filtering. In Control and dynamic systems.– N.Y.: Academic Press, 1979.– P. 278 - 356.

7. *Chen G., Wang J., Shien L.* Interval Kalman Filtering // IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems. 1997. Vol. 33, № 1.– P. 250 - 259.