

УДК 625.735.(045)

**Н. К. Филяшкин**, канд. техн. наук, проф.,  
**В. А. Рогожин**, канд. техн. наук

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСВЕННЫХ МЕТОДОВ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ВЕРТИКАЛИ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Институт аэрокосмических систем управления, НАУ e-mail:iasy@nau.edu.ua

*Рассмотрены возможности оценивания точностных характеристик измерителей параметров угловой ориентации самолета на этапе летных испытаний по информации о координатах и составляющих путевой скорости, полученной от спутниковой системы навигации без привлечения средств внешнетраекторных измерений.*

**Ключевые слова:** угловая ориентация, вектор состояния, фильтрация, оценка ошибки.

**Актуальность исследований.** Непрерывное усовершенствование пилотажно-навигационного оборудования летательных аппаратов (ЛА) привело к существенному улучшению его точностных характеристик, что поставило перед испытателями ряд задач, связанных с необходимостью совершенствования методов его оценки на этапе летных испытаний. Необходимость совершенствования существующих методов испытаний систем, составляющих основу пилотажно-навигационных комплексов (ПНК), обусловлена тем, что точностные характеристики испытываемого оборудования стали соизмеримы, а иногда даже выше точностных характеристик существующих средств внешнетраекторных измерений, с помощью которых определяется соответствие испытываемого оборудования заданным требованиям.

Как было показано в работе [1] при оценке пилотажно-навигационного оборудования самолетов последнего поколения перед испытателями особо остро стал вопрос высокоточного определения положения ЛА относительно вертикали места, т. е. определение углов крена и тангажа. Так, для оценки точности современных инерциальных навигационных систем (ИНС), позволяющих определять угловые положения ЛА относительно вертикали с погрешностью не более 3 – 5 угловых минут, стали не приемлемы даже такие высокоточные способы определения эталонных значений параметров пространственного положения ЛА, как методы фотограмметрии. Эти методы основаны на сравнении значений измеряемых параметров и регистрируемых на борту ЛА с параметрами, полученными в результате фотографирования объектов с известными координатами. В данном случае фотоаппарат, установленный на борту испытываемого ЛА, является средством внешнетраекторных измерений. Фотографируемые объекты, координаты которых известны с высокой точностью, могут быть расположены на земной или водной поверхности, на взлетно-посадочной полосе. В качестве топогеодезического обеспечения может быть использовано звездное небо.

Как показывает анализ точностных характеристик различных методов фотограмметрии, ни один из них не стал соответствовать требованиям метрологического обеспечения испытаний современных пилотажно-навигационных систем и устройств. Кроме того, следует учитывать высокую трудоемкость и длительные сроки обработки результатов летных испытаний с использованием фотограмметрических методов оценки, высокую стоимость, связанную с установкой дополнительной бортовой аппаратуры, регистрирующей текущие значения измеряемых параметров (в данном случае топографического фотоаппарата), топогеодезическое обеспечение этих методов (создание и обслуживание топогеодезических полигонов) и ограничения по их использованию (например, метеоусловия).

Выходом из данной ситуации является разработка косвенных методов оценки отдельных пилотажно-навигационных параметров, например углов тангажа и крена, посредством оценки других параметров, измеряемых с высокой точностью.

В настоящее время на АНТК им. О. К. Антонова предложена методика оценки погрешности измерения угла тангажа, выдаваемого ИНС, с использованием математической зависимости между углом наклона траектории, углом атаки и углом тангажа [2]. В соответствии с этой методикой погрешность измерения угла тангажа с помощью ИНС определяется как

$$\Delta\vartheta = \vartheta_{\text{ИНС}} - \vartheta,$$

где  $\vartheta_{\text{ИНС}}$  – угол тангажа, измеренный ИНС;  $\Delta\vartheta$  – погрешность измерения угла тангажа;  $\vartheta$  – угол тангажа, вычисляемый из соотношения

$$\vartheta = \theta + \alpha, \quad (1)$$

где  $\alpha$  – угол атаки, получаемый от информационного комплекса высотно-скоростных параметров;  $\theta$  – угол наклона траектории, определяемый соотношением

$$\theta = \arcsin \frac{V_y}{V_{xz}},$$

где  $V_y$  – вертикальная составляющая скорости;  $V_{xz}$  – горизонтальная составляющая путевой скорости, определяемая из треугольника скоростей, т. е.

$$V_{xz} = \sqrt{V_x^2 + V_z^2}.$$

Параметры  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  регистрируются комплексом бортовых траекторных измерений (КБТИ) с точностью до 0,6 м/с.

Простота этого метода оценки одного из самых труднодоступных с точки зрения определения погрешностей параметра, характеризующего положение ЛА относительно вертикали места, очевидна и привлекательна. Но, к сожалению, следует учитывать тот факт, что этот метод может соответствовать требованиям метрологического обеспечения испытаний только такого оборудования, которое по техническим требованиям не должно обеспечивать высокоточного измерения пилотажно-навигационных параметров полета. Так, при критическом рассмотрении выражения (1) очевидно, что погрешности в измерении угла атаки посредством датчика угла атаки могут во много раз превышать погрешности испытываемой современной курсовертикали и, наконец, критическое отношение к использованию этого метода вызывает тот факт, что оценка угла тангажа осуществляется с помощью измерения оборудованием, которое само является объектом испытаний и потому не может быть эталоном, а, следовательно, само должно быть оценено на этом этапе создания авиационной техники.

Согласно этой методике угол крена самолета предполагается определять с помощью математического соотношения этого угла, путевой скорости полета и скорости изменения курса. При этом ошибки измерения, как отмечается в этой методике, приводят к погрешности в определении этого параметра до 30 угловых минут, что при испытаниях оборудования современных ЛА не только соизмеримо с ошибками оцениваемой системы, но и существенно превосходят их.

Таким образом, предложенные косвенные методы оценки некоторых пилотажно-навигационных параметров [2] позволяют исключить необходимость в испытательных полигонах с дорогостоящей инфраструктурой. Эти методы заслуживают внимания как предложения, позволяющие исключить трудоемкие и дорогостоящие методы оценки погрешностей в определении угловых положений ЛА относительно вертикали, предполагающие использования испытательных трасс, оборудованных высокоточными средствами внешнетраекторных измерений. Такие методы оценки точностных характеристик измерителей вертикали с точки зрения соответствия метрологическим требованиям могут быть применимы лишь при оценке достаточно грубых систем. Однако для оценки высокоточного бортового пилотажно-навигационного оборудования должно использоваться сверхвысокоточные средства, по показаниям которых оцениваются характеристики испытываемых систем.

**Постановка задачи.** В практике летных испытаний современных ЛА внедряются новые подходы решения задачи внешнетраекторных измерений. Так, при испытаниях самолета Ан-148 используется КБТИ, в состав которого входит спутниковая навигационная система (СНС), сертифицированная в качестве эталонного средства при оценке точностных характеристик датчиков навигационной информации.

Такая СНС при использовании дифференциального режима работы позволяет определять координаты местоположения воздушного судна и соответственно оценивать точностные характеристики счисления координат штатным ПНК с точностью до единиц метров, что более чем на два порядка превосходит точности традиционных средств навигации, таких как радиосистемы ближней и дальней навигации, радиолокационные, астрономические и другие навигационные системы. Тем более что использование современных алгоритмов комплексной обработки информации, реализуемых в бортовых вычислительных машинах современных ПНК, как это показано, например, в работах [3; 4] позволяет оценить координаты самолета с погрешностями, меньшими погрешностей самой точной системы, входящей в его состав, в том числе и СНС.

Однако СНС из состава КБТИ не позволяет определять параметры угловой ориентации самолета, а оценка ошибок измерения углов крена и тангажа представляет собой проблему для испытателей авиационной техники. Поэтому оценка точностных характеристик штатных измерителей параметров угловой ориентации (гировертикалей, курсовертикалей, платформенных и безплатформенных ИНС и т. д.) посредством косвенных измерений является достаточно заманчивой идеей.

Постановка задачи может быть сформулирована таким образом: проанализировать возможность доработки КБТИ для решения задач оценки точностных характеристик штатных измерителей параметров угловой ориентации ЛА.

**Решение проблемы.** В работе [1] исследован алгоритм оценки пилотажно-навигационных параметров, измеряемых инерциально-спутниковой системой навигации (ИСНС), с использованием оптимального фильтра Калмана. В этой работе определены все составляющие фильтра, касающиеся оценки точностных характеристик ИНС, а именно, погрешностей в определении вертикали, составляющих скорости полета и координат местоположения самолета.

В этой же работе предложена методика решения обратной задачи, а именно, по достаточно точной информации об ошибке в определении координат местоположения ЛА оценить точностные характеристики измерителей угловых положений самолета, входящих в состав ИСНС, относительно вертикали места без использования средств внешнетраекторных измерений. Именно такой подход положен в основу решения задачи.

Для оценки гировертикалей и курсовертикалей, не входящих в состав ИСНС, предлагается в состав КБТИ ввести блок высокоточных акселерометров с вычислителем, реализующим алгоритмы работы безплатформенной ИНС (БИНС), а также модуль калмановской фильтрации. При проведении летных испытаний от штатного измерителя угловых положений самолета сигналы курса  $\psi$ , крена  $\gamma$  и тангажа  $\vartheta$  поступают в вычислитель БИНС (рис. 1) КБТИ, где формируется матрица направляющих косинусов:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}.$$

При оценке точностных характеристик ПНК по информации формируемой СНС в качестве основных навигационных параметров нужно рассматривать текущие географические координаты (долготу  $L$ , широту  $B$  и высоту  $H$ ) и проекции путевой скорости  $V_E, V_N, V_h$ .

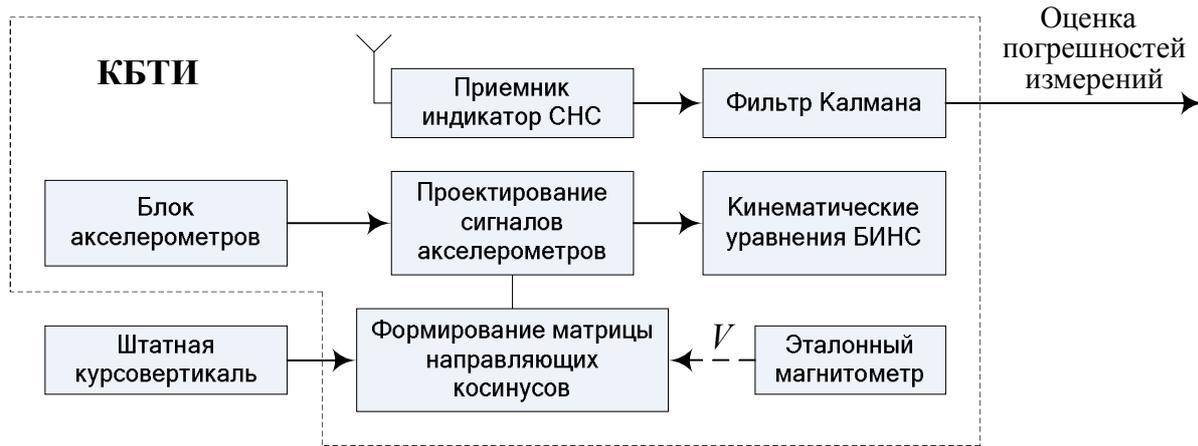


Рис. 1. Структурная схема оценки курсоверткаля

Эти навигационные параметры определяются дифференциальными уравнениями:

$$\dot{L} = \frac{V_E}{(R_2 + H) \cos B};$$

$$\dot{B} = \frac{V_N}{R_1 + H};$$

$$\dot{H} = V_H;$$

$$\dot{V}_E = a_E - (V_N \omega_{H_\Sigma} - V_H \omega_{N_\Sigma}) + g_E;$$

$$\dot{V}_H = a_H - (V_E \omega_{N_\Sigma} - V_N \omega_{E_\Sigma}) + g_H;$$

$$\dot{V}_N = a_N - (V_H \omega_{E_\Sigma} - V_E \omega_{H_\Sigma}) + g_N,$$

где  $R_1, R_2$  – радиусы кривизны земного сфероида;  $g_{E,H,N}$  – проекции вектора ускорения силы тяжести;  $\omega_{E_\Sigma}, \omega_{H_\Sigma}, \omega_{N_\Sigma}$  – проекции угловой скорости навигационного трехгранника относительно инерциального пространства, которые учитывают проекции угловой скорости вращения Земли, и составляющие относительной угловой скорости навигационного трехгранника, обусловленные движением ЛА относительно Земли. Данные параметры вычисляются по известным кинематическим уравнениям инерциальной навигации, например [4].

Проекции  $a_{E,H,N}$  кажущегося ускорения пересчитывают, используя показания блока акселерометров, из связанной с ЛА системы координат на оси навигационного трехгранника с применением матрицы направляющих косинусов  $B$ :

$$\begin{bmatrix} a_N \\ a_H \\ a_E \end{bmatrix} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} a_{x_{ЛА}} \\ a_{y_{ЛА}} \\ a_{z_{ЛА}} \end{bmatrix}.$$

Задачей летных испытаний является оценка ошибок формирования матрицы направляющих косинусов (ненаблюдаемых ошибок измерения параметров ориентации) на основе разностных наблюдаемых измерений координат и составляющих скорости. При использовании разностных измерений решается задача оценивания погрешностей одной системы (БИНС) на фоне погрешностей другой системы (СНС). Этот прием называют методом получения инвариантных оценок. При реализации такого метода используют линейные модели эволюций ошибок систем и хорошо освоенные процедуры оптимальной

линейной калмановской фильтрации. Уравнения ошибок БИНС получают из кинематических уравнений инерциальной навигации и в компактной форме они имеют вид

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{ИНС}} = \mathbf{\Phi}_{\text{ИНС}} \mathbf{V}_{\text{ИНС}}(t) + \mathbf{G}_{\text{ИНС}} \xi_{\text{ИНС}}(t),$$

где  $\mathbf{V}_{\text{ИНС}} = (\Delta L, \Delta B, \Delta H, \Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H, \Delta \vartheta, \Delta \gamma, \Delta \psi, \Delta \varepsilon_x, \Delta \varepsilon_y, \Delta \varepsilon_z, \Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z)^T$  – вектор состояния ошибок БИНС, элементами которого являются ошибки счисления координат  $(\Delta L, \Delta B, \Delta H)$ , ошибки счисления скоростей  $(\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H)$ , ошибки угловой ориентации  $(\Delta \vartheta, \Delta \gamma, \Delta \psi)$ , а также систематические составляющие ошибок гироскопических датчиков курсовертикали  $\Delta \varepsilon_x, \Delta \varepsilon_y, \Delta \varepsilon_z$  и блока акселерометров  $(\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z)$ ;  $\mathbf{\Phi}_{\text{ИНС}}$  и  $\mathbf{G}_{\text{ИНС}}$  – матрицы  $15 \times 15$  и  $15 \times 21$  соответственно;  $\xi_{\text{ИНС}}$  – вектор-столбец размерности 21, компонентами которого являются независимые гауссовы белые шумы с нулевыми средними значениями и единичными дисперсиями.

Отличные от нуля элементы матрицы  $\mathbf{\Phi}_{\text{ИНС}}$  формируются из динамических уравнений счисления параметров движения ЛА, а элементы матрицы  $\mathbf{G}_{\text{ИНС}}$  описывают среднеквадратичные значения белозумных возмущений, характеризующих влияние различных факторов (ошибок численного интегрирования, суммирующего эффекта аномалий гравитационного поля, случайного дрейфа квазистационарных погрешностей штатной вертикали и блока акселерометров, а также белозумных составляющих погрешностей этих датчиков). Элементы матриц  $\mathbf{\Phi}_{\text{ИНС}}$  и  $\mathbf{G}_{\text{ИНС}}$ , зависят от текущих значений навигационных параметров полета ЛА.

Для описания погрешностей СНС в определении координат и проекций путевой скорости ЛА предлагается использовать математические модели, которые содержат марковские и гауссовы составляющие погрешностей:

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{СНС}} = \mathbf{\Phi}_{\text{СНС}} \mathbf{V}_{\text{СНС}}(t) + \mathbf{G}_{\text{СНС}} \xi_{\text{СНС}}(t),$$

тут  $\mathbf{V}_{\text{СНС}} = (\Delta L_c, \Delta B_c, \Delta H_c, \Delta V_{E_c}, \Delta V_{N_c}, \Delta V_{H_c})^T$  – вектор состояния ошибок СНС;  $\mathbf{\Phi}_{\text{СНС}} \mathbf{V}_{\text{СНС}}(t)$  – характеризует марковские составляющие погрешностей СНС;  $\mathbf{G}_{\text{СНС}} \xi_{\text{СНС}}(t)$  – характеризует гауссовы составляющие погрешностей.

Для оценки вектора состояния погрешностей измерения двух систем:  $\mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k}$  – вектора,

который формируется на основе погрешностей СНС и БИНС  $\mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k} = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{\text{ИНС}, k} \\ \mathbf{V}_{\text{СНС}, k} \end{bmatrix}$ , предлагается

использовать процедуру дискретного оптимального фильтра Калмана. Обобщенное уравнение состояния погрешностей измерения комплексной системы имеет вид

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k} = \mathbf{\Phi}_{\text{ИСНС}, k} \mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k-1} + \mathbf{Q}_{\text{ИСНС}, k} \xi_{\text{ИСНС}},$$

где  $\mathbf{\Phi}_{\text{ИСНС}, k} = \begin{bmatrix} \mathbf{\Phi}_{\text{ИНС}, k} & 0 \\ 0 & \mathbf{\Phi}_{\text{СНС}, k} \end{bmatrix}$  – матрица системы, сформированная на основе матриц  $\mathbf{\Phi}_{\text{ИНС}}$ ,

$\mathbf{\Phi}_{\text{СНС}}$  моделей коррелированных составляющих погрешностей СНС и БИНС;  $\xi_{\text{ИСНС}, k} = \begin{bmatrix} \xi_{\text{ИНС}, k} \\ \xi_{\text{СНС}, k} \end{bmatrix}$  –

вектор гауссовых шумов с матрицей дисперсии  $\mathbf{Q}_{\text{ИСНС}, k}$ , которые получены из белозумных составляющих погрешностей двух систем.

Уравнения для оценки вектора состояния  $\hat{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k}$  с учетом определенных допущений получают из основных уравнений оптимальной фильтрации в виде:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k} &= \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k|k-1} + \mathbf{K}_{\Phi, k} (\mathbf{Z}_{\text{СНС}, k} - \hat{\mathbf{Z}}_{\text{ИСНС}, k}); \\ \hat{\mathbf{Z}}_{\text{ИСНС}, k} &= \mathbf{G} (\mathbf{Z}_{\text{ИНС}, k} - \mathbf{M}_{\text{ИНС}, k} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИНС}, k|k-1}) + \mathbf{M}_{\text{СНС}, k} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС}, k|k-1}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k|k-1} &= \Phi_{\text{ИСНС}, k} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k-1}; \quad \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИНС}, k|k-1} = \Phi_{\text{ИНС}, k} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ИНС}, k-1}; \quad \tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС}, k|k-1} = \Phi_{\text{СНС}, k} \hat{\mathbf{V}}_{\text{СНС}, k-1}; \\ \mathbf{K}_{\phi, k} &= \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{N}_k)^{-1}; \\ \mathbf{P}_{k|k-1} &= \Phi_{\text{ИСНС}, k} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{\text{ИСНС}, k}^T + \mathbf{Q}_{\text{ИСНС}, k}; \\ \mathbf{P}_k &= \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_{\phi, k} \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1}; \\ \mathbf{H}_k &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k}} \left[ \mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{ИСНС}, k} - \mathbf{M}_{\text{ИСНС}, k} \mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k}) + \mathbf{M}_{\text{СНС}, k} \mathbf{V}_{\text{СНС}, k} \right]_{\mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k} = \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k|k-1}}, \end{aligned}$$

где  $\mathbf{Z}_{\text{СНС}}$ ,  $\mathbf{Z}_{\text{ИНС}}$  – векторы наблюдений на выходе СНС и БИНС;  $\mathbf{G}$  – известная матрица векторной функции  $\mathbf{G}(\mathbf{X}_k)$ , связывающая радионавигационные параметры сигнала с оцениваемым вектором состояния  $\mathbf{X}_k$ ;  $\mathbf{M}_{\text{СНС}}$ ,  $\mathbf{M}_{\text{ИНС}}$  – матрицы помех процесса наблюдений на выходах СНС и БИНС;  $\hat{\mathbf{Z}}_{\text{ИСНС}}$  – оценка вектора наблюдений;  $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}}$ ,  $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИНС}}$ ,  $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС}}$  – ошибки оценивания погрешностей комплексной системы, а также погрешностей БИНС и СНС;  $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ИСНС}, k|k-1}$  и  $\mathbf{P}_{k|k-1}$  – соответственно ошибки оценивания погрешностей БИНС и СНС и ковариационная матрица  $\mathbf{P}$  для момента  $k$ , рассчитанная на основе  $k$  измерений в предыдущие моменты времени  $k-1$ ,  $k-2$ ;  $\mathbf{H}$  – матрица измерений для вектора наблюдения;  $\mathbf{N}$  – корреляционная матрица.

Результатом работы фильтра являются оценки всего вектора состояния погрешностей измерения  $\mathbf{V}_{\text{ИСНС}, k}$  как наблюдаемых, так и ненаблюдаемых его элементов (в частности восстановление ошибок измерений параметров угловой ориентации  $\psi$ ,  $\gamma$  и  $\vartheta$ ). Поэтому такой комплекс бортовых траекторных измерений можно использовать при проведении комплексных летных испытаний всего навигационного оборудования ЛА, в том числе при испытаниях разных типов курсовертикалей как платформенных, так и бесплатформенных. При проведении летных испытаний простых гировертикалей недостающую информацию о курсе ЛА получают от эталонного магнитометра, входящего в состав КБТИ (рис. 1).

Разработанные алгоритмы оценивания вектора состояния погрешностей измерения штатной курсовертикали были исследованы путем математического моделирования. При исследованиях использовались модель трехкомпонентной БИНС, модель спутниковой системы навигации как эталонной, но искаженной белым шумом навигационной системы, и модель схемы, в которой реализованы алгоритмы калмановской фильтрации. Эталонные параметры движения ЛА в функции времени задавались аналитически, что позволило избежать в процессе моделирования методических погрешностей.

Эталонные параметры движения ЛА задавались в виде изменения географических координат, составляющих скоростей полета относительно Земли и составляющих кажущегося ускорения, а также углов курса, крена и тангажа. Моделирование осуществлялось с использованием универсального математического пакета программирования Matlab, для чего была разработана программа имитационного моделирования.

Результаты имитационного моделирования процедуры оценивания вектора состояния погрешностей измерения штатной курсовертикали при использовании инвариантного алгоритма комплексной обработки информации показаны на примере полета ЛА по аналитически заданной траектории: на рис. 2, *а* – эволюции ошибки оценивания ошибки измерения курса; на рис. 2, *б*, *в* – ошибки оценивания ошибок измерения углов крена и тангажа. Результаты исследований показывают, что ошибка оценивания погрешностей измерения параметров угловой ориентации с помощью штатной курсовертикали не превышают: по курсу  $0, 06^\circ$ , по крену  $0, 01^\circ$ , а по тангажу  $0, 02^\circ$ . При этом процедура оценивания длится от 50 до 120 с.

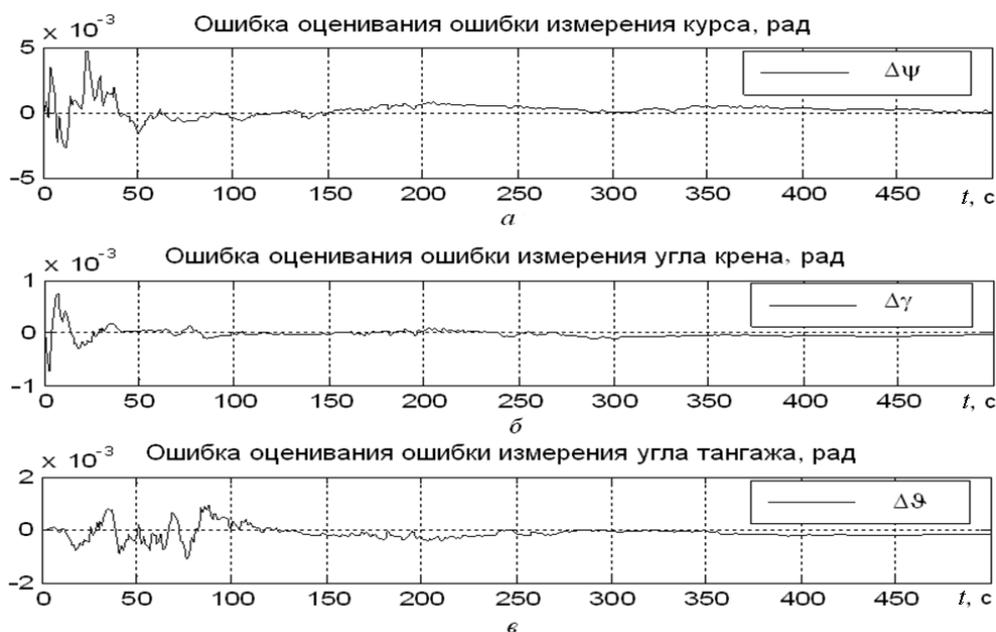


Рис. 2. Результати оцінювання помилок курсовертикалі: *а* – курсу; *б* – угла крена; *в* – угла тангажа

**Вывод.** Предложенный метод косвенного определения точностных характеристик штатных измерителей углового положения самолета по результатам оценивания полного вектора состояния с привлечением алгоритмов калмановской фильтрации позволяет при минимальных затратах с высокой точностью определять ошибки испытываемых измерителей без привлечения средств внешнетраекторных измерений, используя только информацию от высокоточной спутниковой системы навигации о координатах и составляющих скорости ЛА.

#### Список литературы

1. Рогожин В. О. Оценка точностных характеристик измерителей вертикали на этапе летных испытаний с помощью спутниковой системы навигации / В. О. Рогожин, Ю. А. Друк, Т. И. Лукинова // *Электроника и системы управления* – 2006. – №2(8) – 8 с.
2. *Программа летных испытаний №140.704.003. ПМ-2003.* – К: АНТК им. О. К. Антонова, 2003 – 50 с.
3. Рогожин В. О. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підруч. / В. О. Рогожин, В. М. Синеглазов, М. К. Філяшкін – К: НАУ, 2005 – 316 с.
4. Філяшкін М. К.. Інерціально-спутникові навігаційні системи: навч. посіб. / М. К. Філяшкін, В. О. Рогожин, А. В. Скрипець, Т. І. Лукінова – К: НАУ, 2009 – 272 с.

Н. К. Філяшкін, В. А. Рогожин

#### Використання непрямих методів вимірювання для оцінювання точнісних характеристик вимірювачів вертикалі на етапі льотних випробувань

Розглянуто можливості оцінювання точнісних характеристик вимірювачів параметрів кутової орієнтації літака на етапі льотних випробувань за інформацією про координати та складові шляхової швидкості, отриманої від спутникової системи навігації без залучення засобів зовнішньотраекторних вимірювань.

N. K. Filyashkin, V. O. Rogozhin

#### Estimation of precise descriptions of the cursovertical system on the stage of flying tests with the help of the satellite navigation systems

Consider the possibility of estimating the accuracy characteristics of the parameters of the angular orientation of the sensors on the aircraft during flight tests for information about the coordinates and components of the ground speed obtained from the satellite navigation system without the attract of trajectory measurement.