

УДК 629.735.054.07(045)

Ю. А. Друк
Т. И. Лукинова
В. А. Рогожин, канд. техн. наук

ОЦЕНКА ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ВЕРТИКАЛИ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ С ПОМОЩЬЮ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

Институт электроники и систем управления НАУ, e-mail: iesy@nau.edu.ua

Рассмотрены вопросы возможности определения точных характеристик углов крена и тангажа, измеряемых системой курсовертикали, на этапе летных испытаний без использования средств внешнетраекторных измерений по информации о координатах местоположения самолета от спутниковой системы навигации.

Вступление и анализ проблемы. Практика летных испытаний пилотажно-навигационного оборудования современных летательных аппаратов (ЛА) выдвигает все более высокие требования к методам оценки точностных характеристик устройств и систем, составляющих основу пилотажно-навигационного комплекса. Необходимость разработки современных методов испытаний этих систем и устройств обусловлена тем, что их усовершенствование привело в настоящее время к состоянию, когда их точностные характеристики стали соизмеримы, а иногда даже выше точностных характеристик средств внешнетраекторных измерений, с помощью которых определяется соответствие испытываемого оборудования заданным требованиям.

При оценке пилотажно-навигационного оборудования самолетов последнего поколения перед испытателями едва ли не самым проблематичным 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 точностью до 3 – 5 угловых минут, стали не приемлемы даже такие высокоточные способы определения эталонных значений параметров пространственного положения ЛА, характеристики которых взяты из работы [1] и приведены в таблице.

Как видно из этой таблицы, ни один из приведенных методов фотограмметрии по своим точностным характеристикам не стали 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 топогеодезическим обеспечением этих методов, и ограничения по их использованию.

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

На сегодня инженеры-испытатели АНТК им. О. К. Антонова предлагают [2] оценивать погрешность измерения угла тангажа, выдаваемого ИНС, используя математическую зависимость между углом наклона траектории, углом атаки и углом тангажа:

$$\vartheta = \theta + \alpha,$$

где α – угол атаки, получаемый от информационного комплекса высотно-скоростных параметров (ИКВСП); ϑ – угол тангажа; θ – угол наклона траектории, определяемый соотношением:

Характеристики параметров пространственного положения ЛА

Способ, основанный на фото-графировании	Эталонируемый параметр	Оптимальная высота полета, м	Среднеквадратичное отклонение погрешности единичного определения	Ограничение способа	Трудоемкость обработки, кадры/день
Земной поверхности	Координаты ЛА (X, Y, D, A), высота (h), курс (ψ), крен (γ), тангаж (ϑ). Скорости: путевая (V_{Π}), вертикальная (V_y), углы сноса (β), атаки (α), траектории (θ)	4 000 ... 10 000	20...50 м в определении X, Y, Z, h при использовании карт и фотосхем масштаба 1:2500...1:50000. 5 ... 7 угл. мин при определении углов $\psi, \gamma, \vartheta, \alpha, \beta$. 0,1% при определении V_{Π}	Метеоусловия дискретность эталонных определений; полеты только в дневное время.	6 ... 7
Водной поверхности	Крен (γ), тангаж (ϑ), угол сноса (β)	До 3000	3...7 угл. мин	Полеты над водной поверхностью	25...30
Горизонта	Крен (γ), тангаж (ϑ)	50 ... 600	3...5 угл. мин	Особые метеоусловия	30 ... 40
Взлетно-посадочной полосы	Высота (h), параметры посадки	0...60	0,1 ... 0,5% от измеряемой величины	Ограниченные районные полеты	30 ... 40
Звездного неба	Курс, крен (γ), тангаж (ϑ)	Любые высоты	2 ... 3 угл. мин	Полеты в ночное время	8 ... 10

$$\vartheta = \arcsin \frac{V_y}{V_{xz}}, \tag{1}$$

где V_y – вертикальная составляющая скорости; V_{xz} – горизонтальная составляющая путевой скорости, определяющаяся из треугольника скоростей:

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

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

Погрешность измерения тангажа с помощью ИНС определяется как

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

где $\vartheta_{\text{инс}}$ – угол тангажа, измеренный ИНС; ϑ – угол тангажа, вычисляемый из соотношения (1); $\Delta \vartheta$ – погрешность измерения угла тангажа.

Учитывая простоту этого метода оценки одного из самых труднодоступных с точки зрения определения погрешностей параметра, характеризующего положение ЛА относительно вертикали места, 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) надо учитывать, что погрешности в измерении угла атаки посредством датчика угла атаки (ДУА) могут во много раз превышать погрешности испытываемой системы, в данном случае погрешности курсовертикали (КВ) и, наконец, пожалуй, самое главное, что вызывает критическое отношение к использованию этого метода, это то, что в данном случае оценка угла тангажа осуществляется через измерения, проводимые оборудованием, которое само является объектом испытаний и потому не может быть эталоном, а, следовательно, само должно быть оценено на этом этапе создания авиационной техники.

В методике [2] угол крена самолета предполагается определять через математическое соотношение этого угла, путевой скорости полета и скорости изменения курса. При этом ошибки измерения, как это и отмечается в методике [2], приводят к погрешности в определении этого параметра до 30 угловых минут, что соизмеримо с ошибками оцениваемой системы.

При определении погрешности измерения угла крена выполняется выраж с выдерживанием постоянных значений индикаторной скорости и угла крена при условии, что ветер за время виража меняется незначительно.

В соответствии с этой методикой при выполнении виража непрерывно регистрируются следующие параметры, необходимые для расчета:

- V_n – истинная воздушная скорость самолета по данным ИКВСП (ИКВСП-140-01);
- W – путевая скорость самолета по данным КБТИ.

Фактический крен самолета определяется из соотношения, выведенного из формул, связывающих параметры движения самолета при координированном развороте:

$$\gamma = \arctg\left(\frac{W_{CP} \times \Delta\psi}{g \times \Delta t}\right), \quad (2)$$

где W_{CP} – среднее значение путевой скорости на вираже, определяемое по формуле

$$W_{CP} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i}{n},$$

где n – количество измерений; $\frac{\Delta\psi}{\Delta t} = \omega_y$ – угловая скорость перемещения самолета в земной системе координат, вычисляемая по данным, полученным от КБТИ и ИКВСП за время виража.

Изменение курса самолета между двумя соседними характерными точками на вираже равняется 90° . Таким образом, можно рассчитать среднее значение крена при развороте на 90° .

Погрешность измерения крена при развороте на 90° рассчитывается как

$$\Delta\gamma = \gamma_{KB,CP} - \gamma_{ф.ср.},$$

где $\gamma_{KB,CP}$ – среднее значение крена курсовертикали за время разворота на 90° ; $\gamma_{ф.ср.}$ – среднее значение фактического крена за время разворота на 90° , рассчитанное по формуле (2).

При погрешности определения параметра $\Delta\psi$ не более $\pm 1,5^\circ$ погрешность расчета крена не будет превышать $\pm 0,5^\circ$.

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 внешне траекторных 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 испытуемых систем.

Постановка задачи. Введение в состав пилотажно-навигационного комплекса современных ЛА спутниковых систем навигации (ССН) позволило определять координаты местоположения воздушного судна 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.

Безусловно, что сама ССН, прежде чем использовать ее показания в качестве эталонных, должна быть оценена, например, при ее работе в дифференциальном режиме.

Следует отметить, что оценка ошибок измерения углов крена и тангажа ЛА, представляющих проблему для испытателей авиационной техники посредством косвенных измерений, является достаточно заманчивой. Тем более, что использование современных алгоритмов комплексной обработки информации, реализуемых в бортовых вычислительных машинах современных пилотажно-навигационных комплексов, позволяет оценить координаты самолета с погрешностями, меньшими погрешностей самой точной системы, входящей в его состав, [3] в том числе и ССН.

Решение проблемы. В работе [3] исследована инерциально-спутниковая система, реализующая метод компенсации ошибок и показано, что применение этого достаточно эффективного и легкорезализуемого метода комплексной обработки информации позволяет существенно повысить точность оцениваемого параметра. Однако этот метод позволяет с высокой точностью получить оценку лишь одного параметра, измеряемого двумя системами, например скорости или координаты местоположения ЛА. Существенным ограничением по использованию данного метода является и то, что принцип действия этих систем должен быть основан на различных физических принципах и при этом спектры ошибок этих систем должны быть разнесены в частотном диапазоне.

В работе [4] исследован алгоритм оценки пилотажно-навигационных параметров, измеряемых инерциально-спутниковой системой навигации, с использованием оптимального фильтра Калмана (ОФК), снимающего вышеуказанное ограничение. В исследованиях, проведенных авторами статьи, определены все составляющие ОФК, касающиеся оценки точностных характеристик ИНС, а именно, погрешностей в определении вертикали, составляющих скорости полета и координат местоположения самолета. Структурная схема оценки основных параметров ИНС показана на рис. 1.

Этот метод позволяет получить оценку всех интересующих нас параметров процесса оценивания составляющих вектора состояния.

В соответствии со структурной схемой математическая модель исследуемой инерциально-спутниковой системы и уравнение измерений ее координат запишутся в виде следующих соотношений:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}\mathbf{V}_x(t);$$

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_x,$$

где $\mathbf{X}(t)$ – матрица состояния системы, представляющая собой вектор – столбец

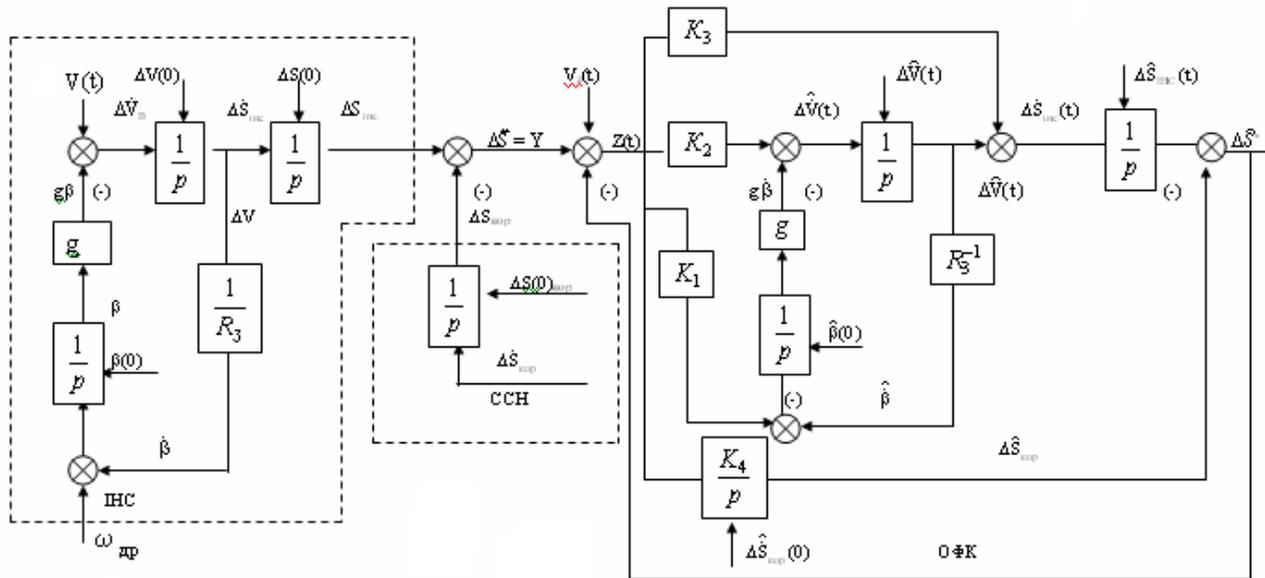


Рис. 1

$$\mathbf{X}(t) = \begin{bmatrix} \beta \\ \Delta V \\ \Delta S_{\text{ИНС}} \\ \Delta S_{\text{СНС}} \end{bmatrix}^T.$$

\mathbf{A} – матрица коэффициентов системы.

В соответствии с рис. 1 матрица \mathbf{A} с учетом того, что $R_3^{-1} = 1,57 \cdot 10^{-7}$, $g = 9,81$, определяется следующим выражением:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & R_3^{-1} & 0 & 0 \\ -g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1,57 \cdot 10^{-7} & 0 & 0 \\ -9,81 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

\mathbf{B} – матрица возмущений, действующих на систему. При условии, что $\sigma_{\text{одр}} = 10$, $\sigma_{\text{адр}} = 10^{-5}$ имеем:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \sigma_{\text{одр}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\text{адр}} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 10^{-8} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,1 \cdot 10^{-4} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T;$$

\mathbf{V}_x – вектор возмущений (случайный процесс).

Считаем, что компоненты вектора \mathbf{V}_x линейно связаны со случайными функциями типа белого шума и имеют нулевые математические ожидания, т. е. $M[\mathbf{V}_x(t)] = 0$.

Этот вектор характеризуется корреляционной матрицей

$$M[\mathbf{V}_x(t)\mathbf{V}_x^T(t)] = \mathbf{R}_x(t)\delta(t - \tau),$$

где M – символ математического ожидания; $\delta(t - \tau)$ – дельта-функция; $\mathbf{R}_X(t)$ – корреляционная матрица, диагональными элементами которой являются дисперсии $\sigma_{\text{инс}}^2 = 10^7 \text{ м}^2$ и $\sigma_{\text{счн}}^2 = 10^2 \text{ м}^2$.

$\mathbf{R}_Z(t)$ характеризует спектральную плотность шумов навигационных измерителей ИНС и СНС.

Так как согласно структурной схемы ведется наблюдение разности ошибок в показаниях ИНС и ССН, то матрица наблюдений имеет вид

$$\mathbf{H} = | 0 \ 0 \ 1 \ -1 |.$$

Оптимальный фильтр для комплексной инерциально - спутниковой системы навигации описывается системой уравнений, состоящей из трех блоков:

$$\dot{\hat{\mathbf{X}}}(t) = \mathbf{A}\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{K}_\phi [\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}(t)];$$

$$\mathbf{K}_\phi = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T\mathbf{R}_Z^{-1};$$

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}\mathbf{R}_Z^{-1}\mathbf{H}^T\mathbf{P}(t) + \mathbf{B}\mathbf{R}_X\mathbf{B}^T.$$

Этот алгоритм обеспечивает оценивание всех координат исследуемой системы \mathbf{X} при выполнении условий наблюдаемости этой системы. Его особенность состоит в выборе коэффициентов \mathbf{K}_ϕ .

Таким образом, ставится задача нахождения такой оценки $\hat{\mathbf{X}}$, чтобы ошибки оценивания $\tilde{\mathbf{X}} = \mathbf{X} - \hat{\mathbf{X}}$ были минимальными. Другими словами, необходимо обеспечить минимум суммы диагональных элементов ковариационной матрицы $\mathbf{P}(t)$. У матрицы \mathbf{P} члены $P_{ii} = \sigma_i^2$ характеризуют дисперсии ошибок соответствующих координат X_i , а члены P_{ij} – их взаимную корреляцию.

Изложенное выше и исследования, проведенные в [4], поставили перед испытателями естественный вопрос – а нельзя ли, используя алгоритмы оптимальной обработки навигационной информации, решить обратную задачу. То есть ставится вопрос – возможно ли, имея на выходе оцениваемой системы достаточно точную информацию об ошибке в определении координаты местоположения ЛА определить погрешности каждого из параметров, составляющих вектор состояния оцениваемой системы? Решение этой задачи позволило бы решить актуальную для испытателей задачу оценки измерителей угловых положений самолета относительно вертикали места без использования средств внешнетраекторных измерений.

С учетом изложенного выше представляется такая последовательность действий по решению данной задачи:

– решая уравнения ковариаций, находим матрицу ковариаций ошибок оценок, определяем матрицу коэффициентов ОФК,

– составляем структурную схему ОФК, на входе которой задаем оценку ошибки в определении координаты местоположения ЛА,

– на выходе ОФК получаем ошибки параметров, являющихся элементами вектора состояния оцениваемой системы, в том числе и ошибки в определении вертикали,

– изменяем значение оценки ошибки в определении координаты местоположения ЛА $\Delta\hat{S}$ и строим график зависимости ошибки в определении вертикали $\hat{\beta}$ от $\Delta\hat{S}$, который является тарировочным графиком для бортового регистратора параметров полета при

регистрации параметра $\hat{\beta}$. Эта зависимость, полученная по результатам исследований инерциально-спутниковой системы, изображенной на рис. 1, представлена на рис. 2.

Таким образом, точное знание соотношений между параметрами исследуемой динамической системы и обработка результатов исследований после полета по оптимальному алгоритму позволяют путем оценки параметра, измеряемого и оцениваемого с наибольшей точностью при минимальных затратах получить оценку ошибки интересующего нас параметра, недоступного для непосредственного измерения.

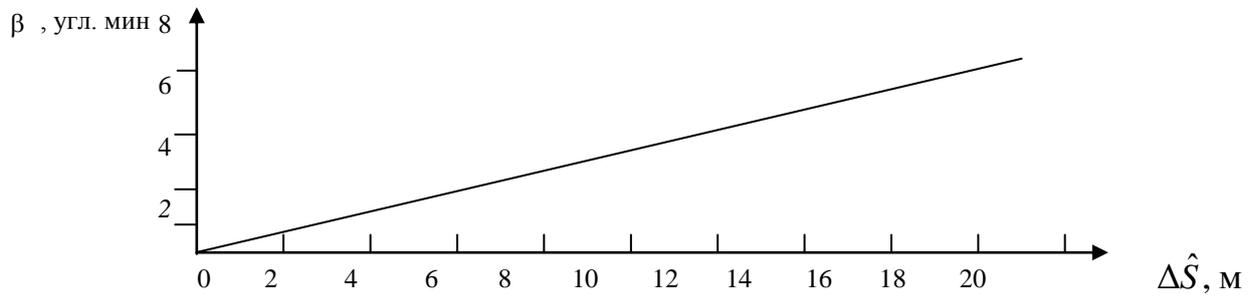


Рис. 2

Вывод. Предложенный метод косвенного определения точностных характеристик ИНС по результатам высокоточной оценки с помощью СНС координат местоположения самолета позволяет при минимальных затратах с большой точностью определить ошибки датчиков угловых положений самолета без использования средств внешнетраекторных измерений.

Список литературы

1. Новодворский Е. П., Харин Е. Г. Методология летных испытаний пилотажно-навигационного оборудования самолетов и вертолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 115 с.
2. Дополнительные сертификационные испытания по оценке главного измерения: установка пилотажно-навигационного оборудования LCR-93, СБКВ-П2А, БПК, САУ-140, ИКВСП-140-01, ПКП-72-8, ПНП-72-14. Программа летных испытаний №140.704.003.ПМ-2003. – К: АНТК им. О. К. Антонова, 2003 – 50 с.
3. Рогожин В. О., Синглов В. М., Філяшкін М. К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: Підручник – К: НАУ, 2005 – 316 с.
4. Друк Ю. А., Лукинова Т. И., Рогожин В. А. Оптимальный алгоритм обработки информации в инерциально-спутниковых системах навигации. / Электроника и системы управления – 2006. – №1(7) – 7 с.

Ю. О. Друк, Т. И. Лукинова, В. О. Рогожин

Оцінка точнісних характеристик вимірювачів вертикалі на етапі льотних випробовувань за допомогою супутникових систем навігації

Розглянуто питання можливості визначення точних характеристик кутів крену та тангажа, вимірюваних системою курсовертикалі, на етапі льотних випробовувань без використання засобів зовнішньотраекторних вимірювань за інформацією про координати місцезнаходження літака від супутникової системи навігації.

J. O. Druk, T. I. Lykinova, V. O. Rogozhin

Estimation of precise descriptions of the coursovertical system on the stage of flying tests with

the help of the satellite navigation systems

There are examined the possibility question of determination of roll angles and tangage precise descriptions, measured by the system of coursovertical on the stage of flying tests without using facilities of the external trajectory measuring on information about the location coordinates of airplane from the satellite navigation system.