

Рис. 1. Залежність m_{opt} від співвідношень між a та b :
1 – 0,01; 2 – 0,1; 3 – 1

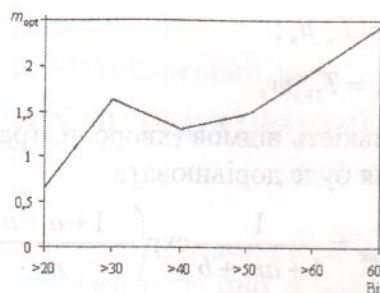


Рис. 2. Залежність частоти ПО від віку

Отже, на основі проведених досліджень можна стверджувати, що періодичність ПО робітників і службовців залежить від їхнього віку, тобто від їхніх індивідуальних показників надійності, що змінюються з віком. Такий висновок передбачає, що частота ПО різних вікових категорій повинна бути різною. Зокрема, ПО категорії «60» треба проводити не менше двох разів на рік. Аналогічні висновки можна зробити і відносно категорії «60».

Під час проведення ПО згідно з висловленими рекомендаціями ефективність використання СКОП буде прагнути до 0,76 у той час, як при існуючій сьогодні періодичності ПО, що не враховує вікових змін індивідуальних показників людського чинника, $P_{\text{еф.вік}} < 0,56$.

Адекватніші значення m_{opt} можуть бути отримані при збільшенні вибірки початкових даних, тобто при обліку аналогічних показників людського чинника по всіх галузях народного господарства.

Список літератури

1. Матиборский В.В., Яворская Т.П. Влияние надежности человеческого фактора на уровень травматизма // Сб. тр. 4-й МНТК «Авиа-2002». – К.: НАУ, 2002. – С. 65–66.
2. Новиков В.С. Техническая эксплуатация авиационного радиоэлектронного оборудования. – М.: Транспорт. 1987. – 202 с.

Стаття надійшла до редакції 01.07.02.

УДК 629.735.051(045)

ББК 0571.0-521.9-082.051-5-05

Б.Г. Масловський, доц.,

О.А. Зеленков, канд. техн. наук, проф.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКІВ ВИЗНАЧАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ НЕПРЯМОГО ВИМІРЮВАННЯ ДЛЯ СИСТЕМИ ДІАГНОСТИКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ СИСТЕМ ПОСАДКИ ЛІТАКІВ

Обґрунтовано необхідність визначення діагностичних параметрів непрямого вимірювання системи технічної діагностики стану систем автоматичної посадки літаків на етапі експлуатації. Подано способи розрахунків цих параметрів і визначення їхніх повних похибок вимірювання.

Одним з основних способів підвищення безпеки та регулярності польотів є використання комплексу бортових і наземних технічних засобів на найбільш критичних етапах польоту (зльоти, заході на посадку і посадці з післяпосадковим пробігом), що збільшують точність виконання відповідних режимів при одночасному спрощенні та полегшенні роботи екіпажу. До таких засобів, перш за все, належить сукупність наземних і бортових пристроїв, призначена для наведення повітряних суден у процесі заходу на посадку та посадки, тобто системи посадки (СП) літаків [1].

Для підвищення безпеки польоту задачі оцінки експлуатаційної точності СП, забезпечення заданих імовірнісних показників процесів заходу на посадку і посадки можуть бути вирішеними впровадженням систем технічного діагностування (СТД).

Фундаментальні роботи з технічної діагностики присвячені розробці основ теорії діагностичних систем і їхньому проектуванню. Разом з цим, питанням застосування систем діагностики і контролю складних систем, оцінки їхньої ефективності та точності при експлуатації в технічній літературі приділено значно менше уваги.

Сучасна технічна діагностика досліджує технічні стани об'єктів діагностування, розробляє методи їхнього визначення і принципи побудови та організації СТД. Аналіз і обробка даних про визначальні (діагностичні) параметри (ДП) здійснюються на основі вимірювання їх кількісних показників [2].

У роботі [3] спробовано вирішити деякі із задач СТД шляхом розробки і впровадження експлуатаційного моніторингу та прогнозувального контролю, що базується на основі алгоритмів отримання статистичних оцінок і прогнозування значень ДП, які визначають технічний стан (ТС) СП.

Визначення працездатного стану СП як складної системи є однією з найважливіших задач СТД, після вирішення якої відбувається розгалуження його алгоритму на дві гілки [4]. Одна гілка у випадку виявлення працездатного стану – коротка і майже одразу добирає кінця. Друга гілка у випадку виявлення або прогнозування непрацездатного стану, призводить до переходу на наступний етап діагностування – пошуку причини і місця відмови. Цей етап значно довший за попередній і пов'язаний із залученням додаткових технічних засобів, коштів і часу. Отже, етап визначення працездатного стану має вирізнятися достовірністю і повнотою діагностування.

Отже, названі фактори визначають задачу вибору і вимірювання ДП як складну і відповідальну.

На сукупність параметрів, що визначають точнісні характеристики СП літаків (перелік і допуски), існують норми ІКАО [5]. Основними визначальними параметрами точнісних характеристик СП літаків є [1; 5]:

- кут крену в момент приземлення;
- кут тангажа в момент приземлення;
- лінійне бокове відхилення умовної точки дотику (УТД);
- лінійне поздовжнє відхилення УТД;
- відхилення вертикальної швидкості в УТД. З них кути крену і тангажа є даними, що вимірюються прямо, тобто є ліченими з приладів, а три останніх – параметрами непрямого вимірювання.

З розвитком мікропроцесорної техніки і насиченням нею засобів вимірювання виникають нові проблеми як метрологічного, так і математичного характеру. Оскільки до процесу непрямого вимірювання належать як вимірювальна, так і обчислювальна процедури, його метрологічні характеристики виявляються залежними від ефективності цих процедур і їхнього сполучення.

При конструктивному об'єднанні вимірювального приладу і процесора необхідно метрологічно атестувати і регламентувати обчислювальну процедуру – математичне забезпечення процесу непрямого вимірювання. Виникає необхідність систематизації алгоритмів непрямих вимірювань, дослідження і порівняння їх точнісних характеристик за єдиним критерієм. Для цього потрібно прокласифікувати алгоритми непрямих вимірювань з погляду на їх точнісні властивості і на базі об'єднання розрізнених задач виробити єдину модель.

У процесі непрямого вимірювання результат прямого вимірювання піддається, як правило, певному функціональному перетворенню і (або) певній статистичній обробці.

Загальна модель обчислювальної процедури непрямого вимірювання має відображати можливість зміни послідовності виконання функціональних перетворень і статистичних операцій.

У моделі (рис. 1) на її вхід надходить векторна випадкова величина (результат прямого вимірювання) $\bar{\theta}$, що являє собою комбінацію істинного значення вимірюваної величини \bar{z} і перешкоди $\bar{\xi}$.

В окремому випадку перешкодою є похибка вимірювання. Адитивна по відношенню до \bar{z} модель містить два блоки: перший – блок функціональних перетворень $y = f(\bar{\theta})$ – і другий – блок статистичних операцій $S[\cdot]$, який надалі буде називатися «оцінюванням». Залежно від способу з'єднання блоків моделі можна виділити три види непрямих вимірювань.

Якщо задача оцінювання не ставиться, то здійснюється лише алгоритм функціонального перетворення $y = f(\bar{\theta})$. Перетворення подібного роду традиційно відносяться до непрямих вимірювань.

Якщо обидва блоки моделі ввімкнені і функціонують, то в цьому випадку можна говорити про задачу непрямого оцінювання і надалі сполучення перетворення та оцінювання називати складною задачею.

Можливі дві послідовності з'єднання блоків, що призводять до різних скінченних результатів. Результат послідовності «оцінювання – перетворення» позначимо $\hat{y}^a = f\{S[\bar{\theta}]\}$ (метод «а»), а послідовності «перетворення – оцінювання» – $\hat{y}^b = S[f(\bar{\theta})]$ (метод «б»).

Важлива особливість непрямих вимірювань полягає в тому, що їх точність залежить від того, наскільки інформований спостерігач про об'єкт вимірювання.

Дійсно, для того, щоб зробити вимірювання у відсутності перешкоди, спостерігачеві треба знати лише діапазон зміни вимірюваної величини $\bar{\theta}$, щоб мати можливість вибрати систему еталонних мір (шкалу). Якщо при цьому буде відомий ще і закон розподілу $\bar{\theta}$, то спостерігач може зробити оптимальне квантування і підвищити цим самим точність. Для вибору адекватних алгоритмів обробки при непрямих вимірюваннях необхідно враховувати характер апіорної інформації про об'єкт. Апіорну інформованість спостерігача можна розділити на три рівні:

- відомості про ймовірнісні властивості об'єкта вимірювання відсутні;
- про ймовірнісні властивості об'єкта вимірювання є часткова інформація: відомі середні значення випадкових величин і моменти їхніх розподілів не вище другого порядку, відомі матриці кореляційних функцій випадкових процесів;
- об'єкти вимірювання мають повний ймовірнісний опис – відомі багатовимірні закони розподілу випадкових процесів.

Рівень апіорної інформованості має значення, головним чином, при виборі алгоритмів оцінювання. При цьому налічується чотири рівні інформованості – чотири сполучення відомостей про ймовірнісні характеристики прогнозованого процесу і його передісторії. Можливі варіанти розглянемо докладніше.

1. Апіорні відомості повні. У такому випадку є можливим оптимальний прогноз з оцінкою

$$\hat{y} = M\left(\frac{y}{\bar{\theta}}\right),$$

де $\bar{\theta}$ – передісторія, що спостерігалася.

Оцінка ця незміщена, її середньоквадратична похибка (СКП):

$$\sigma_{\xi}^2 = M\left[\left(y - M\left(\frac{y}{\bar{\theta}}\right)\right)^2\right]$$

поліпшеною бути не може.

2. Про процес як про ймовірнісний об'єкт, як і раніше, відомо все, але тривалість спостереження (обсяг вибірки) скінченна.

3. Відомі перші два моменти і вся передісторія. Для гаусових процесів це еквівалентно першій ситуації, а для інших оцінка стає менш точною – до принципової додається похибка методу екстраполяції.

4. Відомі перші два моменти і скінченна передісторія, що може бути зображена й однією точкою. Оцінка не зміщена, точність нижче, ніж у всіх попередніх випадках.

Природно, що похибка у разі використання методів «а» чи «б» різна, а самі методи розрізняються точністю.

У порівнянні з простим оцінюванням тут виявляється ще одне джерело методичної похибки – розходження в структурі алгоритму, і виникає нова задача – відшукання кращої послідовності операцій $f(\cdot)$ і $S[\cdot]$. Діючи в рамках середньоквадратичного критерію, вибір необхідно здійснювати, порівнюючи середні квадрати похибок методів «а» і «б»:

$$\Delta = M\left[(y - \hat{y}^a)^2\right] - M\left[(y - \hat{y}^b)^2\right].$$

Знак різниці Δ вказує на перевагу одного з методів: при $\Delta > 0$ метод «б» кращий, при $\Delta = 0$ оцінки еквівалентні.

Щодо вибору методу «а» чи «б» у подібній ситуації відомий лише один результат загального характеру: при лінійних однозначних перетвореннях оцінки є еквівалентними для будь-яких видів статистичного оцінювання.

Розглянемо результати, що відносяться до вибору раціональної обчислювальної процедури. Так, у нашому випадку, коли ймовірнісні характеристики відомі цілком, оптимальною і незміщеною оцінкою є умовне середнє $M(y/z)$. Вибір обчислювальної процедури тут підлеглий задачі забезпечення можливості обчислення $M(y/z)$. Коли функціональні перетворення являють собою арифметичні дії – підсумовування і перемножування незалежних випадкових процесів

$$\theta_i(t) = z_i(t) + \xi_i(t),$$

оптимальне оцінювання за допомогою $M(y/z)$ досягається саме таким шляхом.

Нехай спостереження здійснюються в дискретні моменти часу $t_j, j = 1, \dots, m$, відліки утворюють $\|\theta_{ij}\|_{i=1, n; j=1, m}$ і необхідно оцінити значення

$$S(t^*) = \sum_{i=1}^n z_i(t^*);$$

$$\pi(t^*) = \prod_{i=1}^n z_i(t^*)$$

у момент часу $t^* \neq t_j$, тобто здійснити фільтрацію.

Оптимальними оцінками є умовні середні. Використовуючи властивості умовних середніх, одержуємо:

$$\hat{S}_{on}(t^*) = M\left(\frac{S(t^*)}{\|\theta_{ij}\|}\right) = \sum_{i=1}^n M\left(\frac{z_i(t^*)}{\|\theta_{ij}\|}\right) = \sum_{i=1}^n \hat{z}_{i on}(t^*) \quad (1)$$

і аналогічно

$$\hat{\pi}_{on}(t^*) = M\left(\frac{\pi(t^*)}{\|\theta_{ij}\|}\right) = \prod_{i=1}^n \hat{z}_{i on}(t^*), \quad (2)$$

тобто оптимальні оцінки сум і добутків виходять у результаті підсумовування і перемноження оптимальних оцінок операндів. Цей результат зберігається і для складніших перетворень, що являють собою послідовності арифметичних операцій, за умови збереження незалежності проміжних результатів обчислення.

За основний критерій оцінки точності вимірювання параметрів приземлення літака береться метрологічний запас точності вимірювання чи фактичний запас точності:

$$K_T = \frac{\delta_{\Pi}}{D_{\Sigma}},$$

де δ_{Π} – припустиме відхилення контрольованого параметра; D_{Σ} – сумарна межа похибка вимірювання.

У тих випадках, коли похибка вимірювання задана середньоквадратичними значеннями, величина D_{Σ} може бути знайдена через розрахунок.

Відповідно до рекомендацій деяких стандартів для нормального розподілу при кількості похибок, що складаються, більше трьох, СКП вимірювання σ_{Δ} і сумарна межа похибка пов'язані співвідношенням $D_{\Sigma} = 3\sigma_i$.

Фактичний коефіцієнт точності вимірювання таких параметрів, як лінійне бокове відхилення УТД від осі злітно-посадкової смуги (ЗПС) Z і поздовжнє відхилення УТД від порогу ЗПС L визначається з таких співвідношень:

$$K_T^Z = \frac{Z_{np}}{3\sigma_Z};$$

$$K_T^L = \frac{L_{np}}{3\sigma_L}.$$

Потрібний коефіцієнт точності вимірювання залежно від значущості вимірюваного параметра вибирається зі значень відповідного стандарту, тобто:

$$K_{Tp}^Z = 2,5; K_{Tp}^L = 5,0.$$

З метрологічної точки зору необхідно, щоб методи вимірювання, що застосовані, забезпечували співвідношення

$$K_T^Z > K_{Tp}^Z; K_T^L > K_{Tp}^L.$$

Похибка вимірювання, виходячи з рівнянь (1), (2), розраховується за загальною формулою:

$$\sigma_{f(x, y, \dots, k)} = (f'_x \sigma_x)^2 + (f'_y \sigma_y)^2 + \dots + (f'_k \sigma_k)^2, \quad (3)$$

де $f'_{x, y, \dots, k}$ – частинні похідні функції $f_{x, y, \dots, k}$; $\sigma_{x, y, \dots, k}$ – середньоквадратичні відхилення параметрів x, y, \dots, k .

Вимірювання параметрів проводять за даними приладів.

Поздовжню координату точки дотику (ТД) пропонується визначати таким способом (рис. 2):

$$L_k = L_{нов} - \Delta_L, \quad (4)$$

де $L_{нов}$ – ділянка шляху, що пройшов літак з моменту початку вирівнювання до ТД; Δ_L – віддаленість літака від порогу ЗПС у момент початку вирівнювання.

Тоді

$$L_{нов} = Wt_{вир};$$

$$W = \frac{V_0 + V_{доб}}{2} \pm W_x. \quad (5)$$

За шляхову швидкість W взято середнє значення істинної повітряної швидкості на цій ділянці з обліком поздовжньої складової вітру W_x . Значення істинної повітряної швидкості отримано за зареєстрованою приладовою швидкістю:

$$V_{ист} = \frac{V_i}{(\Delta)^{\frac{1}{2}}},$$

де V_i – індикаторна швидкість; Δ – відносна щільність повітря на висоті вирівнювання.

$$\Delta = 0,3793 P_{II} / T_k.$$

Зневажаючи аеродинамічною поправкою $\delta V_a = 1,5$ км/год і поправкою на стискання повітря $\delta V_{cm} = 2$ км/год, можна вважати, що $V_i = V_{прил}$. Тоді

$$V_{\text{ном}} = \frac{V_{\text{нрпн}}}{(\Delta)^{\frac{1}{2}}}$$

З динаміки польоту відомо, що

$$\Delta_L = \frac{H_0 57,3}{\Theta_0 + \frac{\varepsilon_\Gamma}{\mu_\Gamma}} - L_{\text{ГРМ}} + l_\Gamma, \quad (6)$$

де H_0 – висота глісадної антени відносно горизонтальної площини; Θ_0 – кут нахилу глісади; $\varepsilon_\Gamma / \mu_\Gamma = \Delta\Theta$ – кутове відхилення літака від лінії глісади; ε_Γ – струм відхилення, записаний з виходу глісадного каналу; μ_Γ – крутість характеристики глісадного маяка, обумовлена перетином зони глісадного радіомаяка (ГРМ); $L_{\text{ГРМ}}$ – відстань ГРМ від порога ЗПС; l_Γ – горизонтальна відстань від основного стояка шасі до глісадної антени.

З розрахункових формул (3)–(6) маємо:

$$\sigma_L^2 = \sigma_{L_{\text{ном}}}^2 + \sigma_{\Delta_L}^2;$$

$$\sigma_{L_{\text{ном}}}^2 = \left(\frac{dL_B}{dV_0} \sigma_{V_0} \right)^2 + \left(\frac{dL_B}{dV_{\text{дом}}} \sigma_{V_{\text{дом}}} \right)^2 + \left(\frac{dL_B}{dW_x} \sigma_{W_x} \right)^2 + \left(\frac{dL_B}{dt_{\text{вуп}}} \sigma_{t_{\text{вуп}}} \right)^2;$$

$$\begin{aligned} \sigma_{L_{\text{ном}}}^2 &= \left(\frac{t_{\text{вуп}}}{2} \sigma_{V_0} \right)^2 + \left(\frac{t_{\text{вуп}}}{2} \sigma_{V_{\text{дом}}} \right)^2 + (t_{\text{вуп}} \sigma_{W_x})^2 + \left(\frac{V_0 + V_{\text{дом}} \pm W_x}{2} \right)^2 \sigma_t^2 = \\ &= \frac{t_{\text{вуп}}}{4} (\sigma_{V_0}^2 + \sigma_{V_{\text{дом}}}^2 + 4\sigma_{W_x}^2) + \left(\frac{V_0 + V_{\text{дом}} \pm W_x}{2} \right)^2 \sigma_t^2 = L_{\text{ном}}^2 \left[\frac{\sigma_{t_{\text{вуп}}}^2}{t_{\text{вуп}}^2} + \frac{\sigma_{V_0}^2 + \sigma_{V_{\text{дом}}}^2 + (2\sigma_{W_x})^2}{(V_0 + V_{\text{дом}} \pm 2W_x)^2} \right]; \end{aligned}$$

$$\sigma_{\Delta_L}^2 = \left(\frac{d\Delta_L}{dH_0} \sigma_{H_0} \right)^2 + \left(\frac{d\Delta_L}{d\Theta_0} \sigma_{\Theta_0} \right)^2 + \left(\frac{d\Delta_L}{d\varepsilon_\Gamma} \sigma_{\varepsilon_\Gamma} \right)^2 + \left(\frac{d\Delta_L}{d\mu_\Gamma} \sigma_{\mu_\Gamma} \right)^2 + \sigma_{D_{\text{ГРМ}}}^2 + \sigma_{l_\Gamma}^2;$$

$$\sigma_{\Delta_L}^2 = \left(\frac{57,3}{\Theta_0 + \frac{\varepsilon_\Gamma}{\mu_\Gamma}} \sigma_{H_0} \right)^2 + \left[\frac{57,3H_0}{\left(\Theta_0 + \frac{\varepsilon_\Gamma}{\mu_\Gamma} \right)^2} \sigma_{\Theta_0} \right]^2 + \left[\frac{57,3H_0}{\left(\Theta_0 + \frac{\varepsilon_\Gamma}{\mu_\Gamma} \right)^2} \sigma_{\varepsilon_\Gamma} \right]^2 +$$

$$+ \left[\frac{H_0 57,3 \varepsilon_\Gamma}{\left(\Theta_0 + \frac{\varepsilon_\Gamma}{\mu_\Gamma} \right)^2 \mu_\Gamma} \sigma_{\mu_\Gamma} \right]^2 + \sigma_{D_{\text{ГРМ}}}^2 + \sigma_{l_\Gamma}^2.$$

За результатами вимірювань параметрів і контрольного перетину глісади визначаються висота H_0 , кут Θ_0 , відстань $L_{\text{ГРМ}}$ і їх СКП. Величина σ_{H_0} дорівнює похибці висоти початку вирівнювання $H_{\text{ПВ}}$, тому що інші складові набагато менші.

Коефіцієнт точності визначається за формулою (2) із урахуванням заданого значення гранично припустимого відхилення від розрахункової ТД $L_{\text{нрпн}} = 350$ м:

$$K_T = \frac{L_{нрпм}}{D_\Sigma}$$

Бокове відхилення ТД від осі ЗПС Z пропонується визначати таким способом. За результатами вимірювань поздовжнього положення ТД L (рис. 3) визначається лінійне бокове відхилення місця знаходження антени курсового радіомаяка (КРМ) Z' із співвідношення:

$$Z' = (D_0 - L) \operatorname{tg} \frac{\varepsilon_k}{S_k},$$

де D_0 – відстань від КРМ до порога ЗПС; L – відстань від порога ЗПС до ТД; ε_k – відхилення від лінії курсу (струм на виході бортового приймача); S_k – крутість характеристики сигналу курсового каналу.

З урахуванням кута відхилення від напрямку посадки $\Delta\Psi$ можливі різні варіанти посадки літака (рис. 4): а) $\Delta\Psi < 0, Z' > 0$; б) $\Delta\Psi > 0, Z' < 0$; в) $\Delta\Psi > 0, Z' < 0, Z > 0$. У кожному з розглянутих випадків значення дійсного бокового відхилення Z визначається як

$$Z = Z' + l_k \sin \Delta\Psi,$$

де Z' – бокове відхилення антени курсового приймача; l_k – поздовжня відстань від антени курсового приймача до центру основних шасі.

Через малість кутів ε_k / S_k і $\Delta\Psi$ вираз для визначення Z можна записати у вигляді:

$$Z = L' \frac{\varepsilon_k}{S_k 57,3} + l_k \frac{\Delta\Psi}{57,3},$$

де $L' = (D_0 - L)$.

Тоді похибка обчислення бокового відхилення Z буде обумовлена похибками вимірювання L' , ε_k , S_k і $\Delta\Psi$, тобто

$$Z = f(L', \varepsilon_k, S_k, \Delta\Psi).$$

Сумарна похибка σ_Z розраховується за формулою:

$$\sigma_Z^2 = \left(\frac{dZ}{dL'} \sigma_{L'} \right)^2 + \left(\frac{dZ}{d\varepsilon_k} \sigma_{\varepsilon_k} \right)^2 + \left(\frac{dZ}{dS_k} \sigma_{S_k} \right)^2 + \left(\frac{dZ}{d\Delta\Psi} \sigma_{\Delta\Psi} \right)^2,$$

$$\sigma_Z^2 = \left(\frac{\varepsilon_k}{S_k 57,3} \right)^2 \sigma_{L'}^2 + \left(\frac{L'}{S_k 57,3} \right)^2 \sigma_{\varepsilon_k}^2 + \left(\frac{L' \varepsilon_k}{S_k^2 57,3} \right)^2 \sigma_{S_k}^2 + \left(\frac{l_k}{57,3} \right)^2 \sigma_{\Delta\Psi}^2.$$

Для розрахунку похибки необхідно визначити величини СКП $\sigma_{L'}$, σ_{ε_k} , σ_{S_k} , $\sigma_{\Delta\Psi}$. Середньоквадратичне відхилення від лінії курсу розраховують за формулою

$$\sigma_{\varepsilon_k} = \sqrt{\sigma_{\varepsilon_{БП}}^2 + \sigma_{\varepsilon_{КРМ}}^2} = \sqrt{\sigma_{БАЛ}^2 + \sigma_{В.П.}^2 + \sigma_{КПА}^2 + \sigma_{\varepsilon_{КРМ}}^2},$$

де $\sigma_{\varepsilon_{БП}}$ – похибка вимірювання струму курсовим приймачем; $\sigma_{\varepsilon_{КРМ}}$ – похибка за рахунок відхилення лінії курсу (рівносигнальної зони КРМ) від осі ЗПС; $\sigma_{БАЛ}$ – похибка центрування (балансу) приймача курсового каналу; $\sigma_{В.П.}$ – похибка, що виникає внаслідок прийому вертикальної складової поля маяка; $\sigma_{КПА}$ – похибка за рахунок неточного настроювання приймача контрольно-перевірочною апаратурою.

Коефіцієнт точності у цьому випадку визначається за формулою (2) з урахуванням заданого значення гранично припустимого відхилення від розрахункової ТД:

$$Z_{нрпм} = 21,3 \text{ м};$$

$$K_T = Z_{нрпм} / D_\Sigma.$$

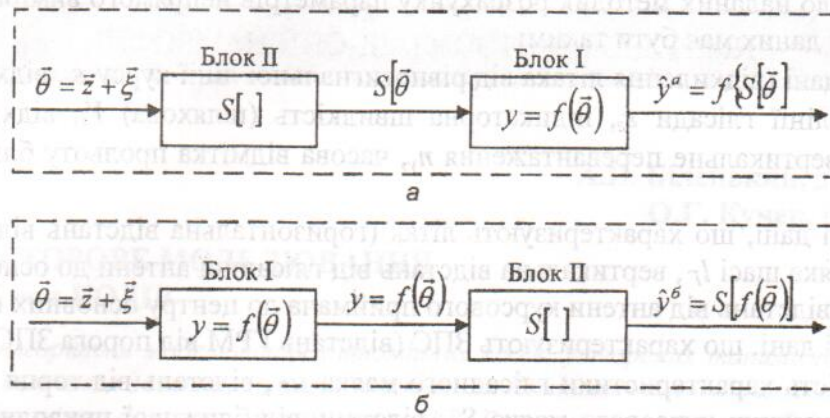


Рис. 1. Варіанти моделі обчислювальної процедури:
а – метод «а»; б – метод «б»

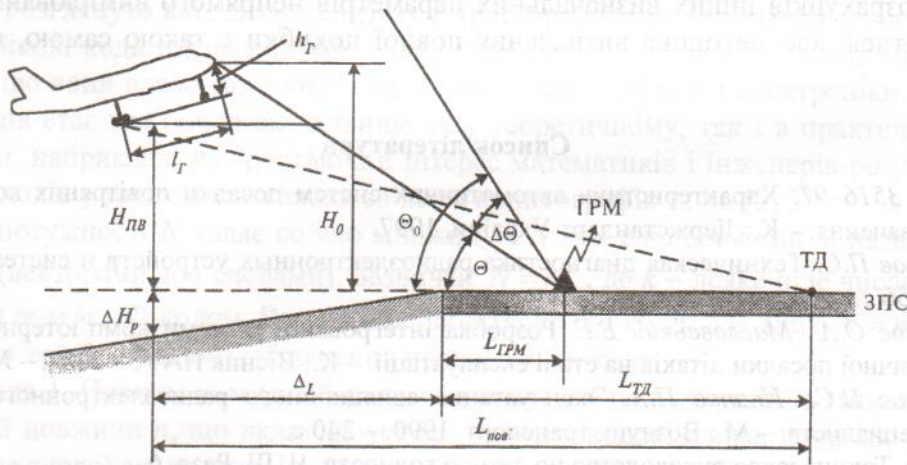


Рис. 2. Визначення поздовжнього відхилення ТД під час приземлення літака

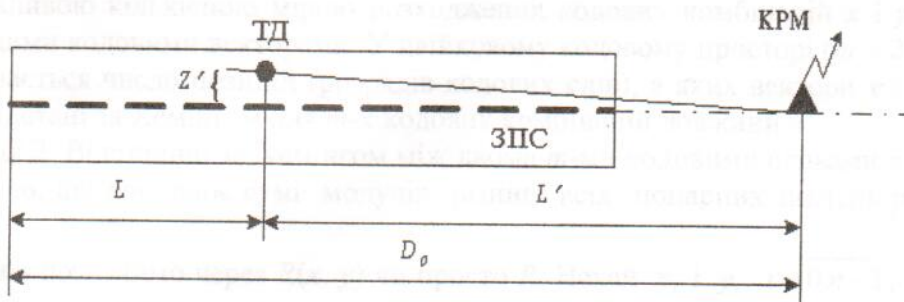


Рис. 3. Вимірювання поздовжнього положення ТД L

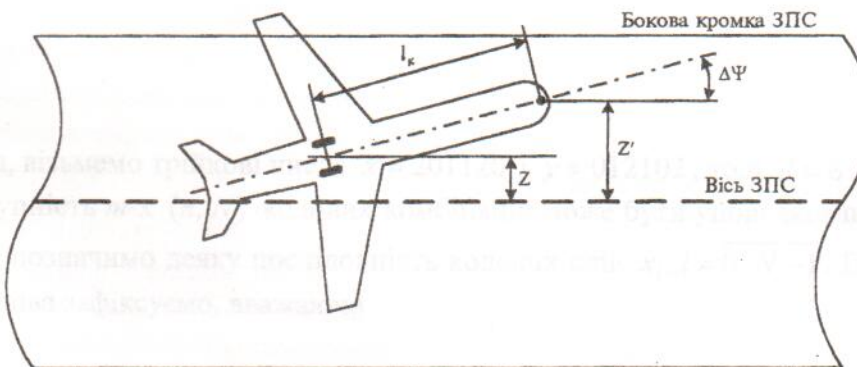


Рис. 4. Загальний випадок посадки літака відносно осі ЗПС

Відповідно до наданих методик розрахунку параметрів непрямого вимірювання загальний склад необхідних даних має бути таким:

– польотні дані (відхилення літака від рівносигнальної лінії курсу ε_k , відхилення літака від рівносигнальної лінії глісади ε_g , індикаторна швидкість (шляхова) V_i ; відхилення від курсу $\Delta\psi$, висота H , вертикальне перевантаження n_y , часова відмітка прольоту ближньої приводної радіостанції $\Delta\tau$);

– допоміжні дані, що характеризують літак (горизонтальна відстань від глісадної антени до основного стояка шасі l_G , вертикальна відстань від глісадної антени до основного стояка шасі h_G , поздовжня відстань від антени курсового приймача до центру основних шасі l_k);

– допоміжні дані, що характеризують ЗПС (відстань ГРМ від порога ЗПС $L_{ГРМ}$, кут нахилу глісади θ_0 , крутість характеристики глісадного маяка μ_G , відстань від торця ЗПС до КРМ D_0 , крутість характеристики курсового маяка S_k ; відстань від ближньої приводної радіостанції до торця ЗПС D_I);

– допоміжні дані, що характеризують умови посадки (швидкість вітру W , напрям вітру φ).

У разі розрахунків інших визначальних параметрів непрямого вимірювання склад даних може змінюватися, але методика визначення повної похибки є такою самою, як у наведених прикладах.

Список літератури

1. ДСТУ 3516-97. Характеристики автоматичних систем посадки повітряних кораблів точнісні. Терміни та визначення. – К.: Держстандарт України, 1997.
2. Давыдов П.С. Техническая диагностика радиоэлектронных устройств и систем. – М.: Радио и связь, 1988. – 256 с.
3. Зеленков О.А., Масловський Б.Г. Розробка інтегрованої системи комп'ютерного моніторингу систем автоматичної посадки літаків на етапі експлуатації. – К.: Вісник НАУ. – 2002. – №1. – С. 107–113.
4. Давыдов П.С., Иванов П.А. Эксплуатация авиационного радиоэлектронного оборудования: Справочник специалиста. – М.: Воздуш. транспорт, 1990. – 240 с.
5. ИКАО. Техническое руководство по летной годности. Ч. III. Разд. 6.

Стаття надійшла до редакції 12.09.02.

