

УДК 629.07.083

В.С. Борисенко, О.Б. Котов

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ЗМЕНШЕННЯ СИСТЕМАТИЧНОЇ ПОХИБКИ ВИМІРЮВАНЬ ПОЛЬОТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ПРИ ВИРІШЕННІ ЗАДАЧ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТІВ

В роботі розглянуті питання зменшення систематичної складової похибки вимірювання польотної інформації, що реєструється штатними бортовими системами реєстрації польотних параметрів. Наведений підхід, що базується на використанні апріорної інформації про значення окремих польотних параметрів на фіксованих режимах польоту літака.

Ключові слова: бортові системи реєстрації польотної інформації, похибки вимірювань, систематичні похибки реєстрації польотних параметрів.

Вступ

Питанням підвищення точності польотної інформації завжди приділялась особлива увага, що було пов'язане із її активним використанням для вирішення цілого ряду надзвичайно важливих практичних задач ідентифікації систем на етапі випробувань авіаційної техніки та при виникненні аварійних та катастрофічних ситуацій. Однак за останні декілька десятиліть ця проблема набула особливої актуальності. Створені принципово нові системи реєстрації польотної інформації з новими можливостями як з точки зору кількості одночасної реєстрації параметрів, так і з точки зору надання інформації для аналізу. Акценти при їх створенні перемістилися від поняття «аварійна система» до «експлуатаційна». Виріш перелік задач, що має вирішуватися цими системами, і їх номенклатура постійно зростає.

Постановка проблеми. Із зростанням переліку задач, що можуть бути вирішені із залученням бортових систем реєстрації польотних даних (БСРП), зростають і вимоги до якості інформації, яка надається ними. В основному це стосується такого її показника як точність, яка характеризується величиною похибки, що виникає в процесі її отримання, накопичення, перетворення та надання користувачу. І тут, на превеликий жал, маються певні проблеми, які полягають у практичній незмінності за останні 20-30 років точності надання польотної інформації штатними БСРП, яка сьогодні знаходиться в межах 2-5% в залежності від типу параметра, що потребує випрацювання додаткових методів вторинної її обробки.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Сама по собі задача зменшення похибки вимірювань польотних параметрів є достатньо складною та в більшості випадках може бути вирішена лише частково. Причинами цього є, в першу чергу, складність структури самої похибки та характеру її зміни в залежності від умов виконання вимірювань, що визначає складність застосовуваного математичного апарату. Особливо це стосується систематичної складової сумарної похибки вимірювань (надалі система-

тичної похибки), математичний апарат компенсації якої на сьогодні до кінця не відпрацьовано й відрізняється значною різномірністю. Фактично все зводиться до вибору тієї чи іншої математичної моделі, яка б забезпечувала адекватне описання процесу виникнення та поведінки систематичної похибки, та давала б можливість застосувати відповідні методи компенсації. При цьому вважається, що систематична похибка з часом прагне до деякого значення $r(x_0)$, тобто $\lim_{t \rightarrow \infty} \delta x = r(x_0)$. Як правило, функція $r(x_0)$ має досить складний характер. Саме від прогнозованого ступеня складності й залежить складність методологічного апарату, що застосовується.

У більшості наукових публікацій описано декілька способів представлення цієї функції, від самого простого, що запропонований, наприклад, в роботах [1, 2] та базується на припущенні про сталий характер адитивної та мультиплікативної складової систематичної похибки вимірювань, до доволі складних, як, наприклад, модель, що запропонована в роботі [3], для яких значення вказаних складових варіюється в певних межах. Однак навіть при прийнятті до розгляду простих моделей не вдається здійснити компенсацію систематичних похибок вимірювання окремо для кожного польотного параметру.

Нааявна багатомірність рішення переводить вихідну задачу компенсації у розряд задач узгодження польотної інформації, вирішення яких традиційно є надзвичайно складним, оскільки потребує застосування таких методів математичного програмування, як то методи штрафних функцій [4], методи регуляризації рішень [5] тощо, про що й відмічається в роботах [6 – 8].

У зв'язку з цим доводиться шукати інші, альтернативні, підходи до вирішення задач зменшення впливу складових систематичних похибок вимірювання польотних параметрів.

Мета роботи – розробити та обґрунтувати підхід щодо зменшення адитивної складової систематичної похибки вимірювання польотної інформації на основі застосування апріорної інформації про

значення окремих параметрів на фіксованих режимах польоту літака.

Виклад основного матеріалу

Пропонуємо підхід щодо зменшення систематичної похибки окремих польотних параметрів базується на традиційному уявленні про адитивну похибку, як про похибку, що проявляється у еквідистантному відхиленні значень параметра, який реєструється БСРП, від свого істинного значення. При цьому передбачається, що значення адитивної похибки в межах однієї реалізації постійне, а при переході до наступних реалізацій її величина може змінюватися.

Виходячи з такого уявлення про адитивність систематичної похибки, а воно повністю відповідає прийнятій в [2] моделі похибки вимірювання, та визначивши будь-яким чином значення адитивної похибки в будь-якому довільному перетині реалізації параметра $z(t)$, можна без особливих труднощів відновити вірне значення вказаного параметра на всьому інтервалі обробки. Крім того, в окремих випадках і на окремих режимах польоту даний підхід може бути використаний й для компенсації мультиплікативної складової систематичної похибки.

В цьому плані особливістю реалізації підходу є використання режимів польоту літака, для яких величина і характер зміни більшості вхідних у рівняння руху параметрів відомі однозначно. Такими режимами можуть стати:

- а) режим стоянки або руління літака по злітно-посадочній смузі;
- б) розбіг літака від моменту старту і до моменту відриву передньої стійки;
- в) режим прямолінійного горизонтального польоту;
- г) пробіг літака;
- д) інші режими, що мають надійні мітки, та можуть бути оперативно виявлені за даними записів БСРП.

Для визначення величини адитивної похибки використовуватимемо відомі зв'язки між параметрами руху та інформацію про їх значеннями при реалізації стандартних режимів польоту літака. Так, на рис. 1 наведені записи параметрів, що характеризують маневрені властивості літака (складові перевантаження n_x, n_y, n_z та кутової швидкості ω_x), та записи кутів крену γ , атаки α і тангажу ϑ , для режиму розбігу та зльоту середнього військово-транспортного літака (ВТЛ) (система реєстрації «ТЕСТЕР-УЗ»).

Для вибору режиму початку обробки параметрів використовуються рівняння руху центру мас літака в зв'язаній системі координат, що встановлюють зв'язки між усіма вищеперерахованими параметрами:

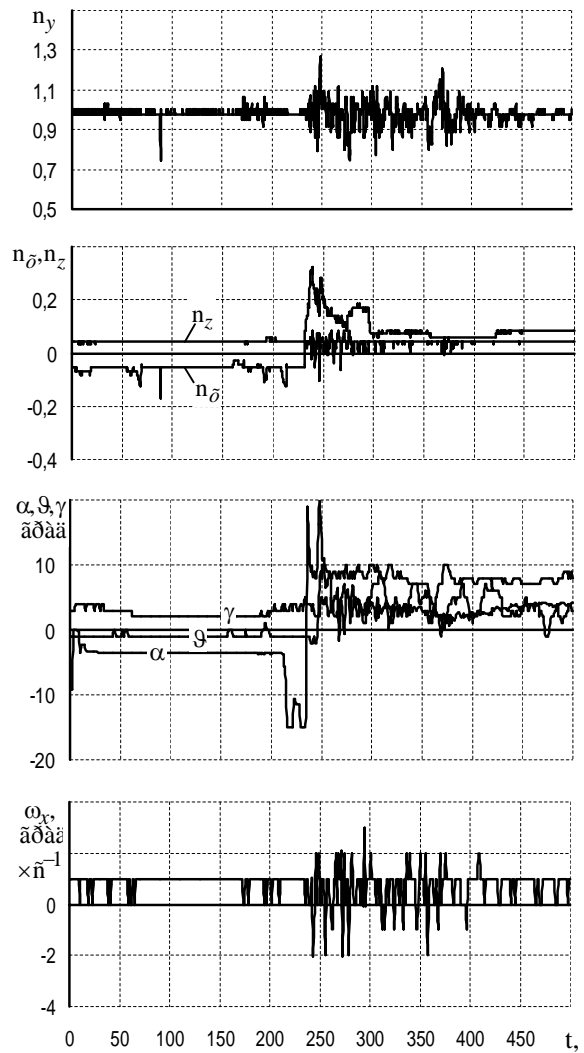


Рис. 1. Зміна параметрів польоту при розбігу та наборі висоти середнього ВТЛ

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= g(n_x - \sin \vartheta) + \omega_z V_y - \omega_y V_z \\ \dot{V}_y &= g(n_y - \cos \vartheta \cos \gamma) + \omega_x V_z - \omega_z V_x \\ \dot{V}_z &= g(n_z + \cos \vartheta \sin \gamma) + \omega_y V_x - \omega_x V_y \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Використовуючи зазначену систему рівнянь, складається числова матриця A розмірністю $k \times m$, де k – визначає режими польоту ВТЛ; m – визначає відповідні польотні параметри (параметри керування і стану).

Звідси видно, що для видалення адитивної похибки реєстрації найбільш прийнятними режимами є:

- а) для n_x, n_y, n_z – режим стоянки або руління літака по злітно-посадочній смузі (ЗПС);
- б) для γ, ϑ – режими руління, розбігу або пробігу літака;
- в) для V_x, α – режим ППП літака;
- г) для $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – усі зазначені режими польоту літака.

	n_x	n_y	n_z	γ	α	ϑ	ω_x	ω_y	ω_z	V_x	V_y	V_z
Руління	0	1	0	0	α_0	0	0	0	0	V_p	0	0
Розбіг	> 0	1	0	0	α_0	0	0	0	0	$V_{роз}$	0	0
ППП	$-\sin \vartheta$	$1 - \cos \vartheta \times \cos \gamma$	$\cos \vartheta \times \sin \vartheta$	γ_{const}	$\alpha_{гп}$	$\vartheta_{гп}$	0	0	0	$V_{гп}$	0	0
Пробіг	< 0	1	0	0	α_0	0	0	0	0	$V_{пр}$	0	0

Примітка: індексами «р», «роз», «гп» та «пр» позначаються відповідні параметри на режимах руління, розбігу, горизонтального польоту та пробігу. ППП позначено прямолінійний горизонтальний політ літака.

Порівняння записів зазначених параметрів з їх же значеннями, що наведені в матриці (5) для режиму руління літака по ЗПС, свідчить про наявність зсуву для каналів вимірювання перевантажень n_x, n_y, n_z , кутів γ, ϑ і кутової швидкості ω_x (рис. 1)

Основні можливі причини появи зсуву можна звести в кілька груп [9, 10]

а) неточна установка датчиків на літаку, їх розрегулювання або не врахування особливостей установки датчиків відносно осей літака;

б) причини внутрішнього характеру (дестабілізація напруг, дія шкідливих сил тощо);

в) дія зовнішніх факторів;

Причини, що зазначені в групі б), як правило, виключають з розгляду, оскільки похибки, які є наслідком їх дії, знаходяться в межах точності вимірювання параметрів відповідним датчиком. Що ж стосується групи а), то тут є певні особливості виникнення помилок реєстрації.

В якості прикладу можна розглянути особливості визначення похибки вимірювання перевантажень n_x, n_y, n_z .

При установці на літак датчики вимірювання перевантажень жорстко поєднуються в блок датчиків лінійних прискорень (БДЛП). Осі зазначених датчиків ортогональні між собою.

З урахуванням цього можна розглянути два випадки неточності установки БДЛП на борту літака, це:

а) поворот блоку на кут φ щодо паралельної будівельній горизонталі літака осі OX датчика (рис. 2, а).

б) подвійний поворот БДЛП – поворот відносно осі OX датчика і поворот щодо осі OZ датчика на кути φ і δ , як показано на рис. 2, б.

В першому випадку похибки вимірювань перевантажень можуть бути визначені із використанням наступних виразів:

$$\begin{aligned} \Delta n'_0 &= n_0 - n'_0 = 0; \\ \Delta n'_y &= n_y - n'_y = n_y - (n_y \cos \varphi + n_z \sin \varphi); \\ \Delta n'_z &= n_z - n'_z = n_z - (n_z \cos \varphi - n_y \sin \varphi), \end{aligned} \quad (3)$$

де $n'_x = n_x$, $n'_y = n_y \cos \varphi + n_z \sin \varphi$ та $n'_z = n_z \cos \varphi - n_y \sin \varphi$.

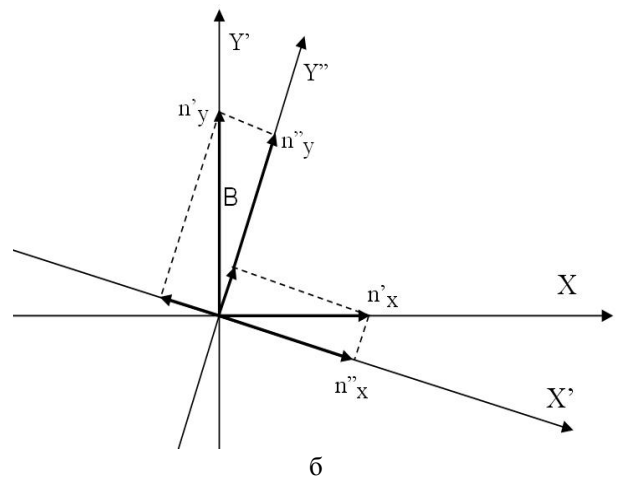
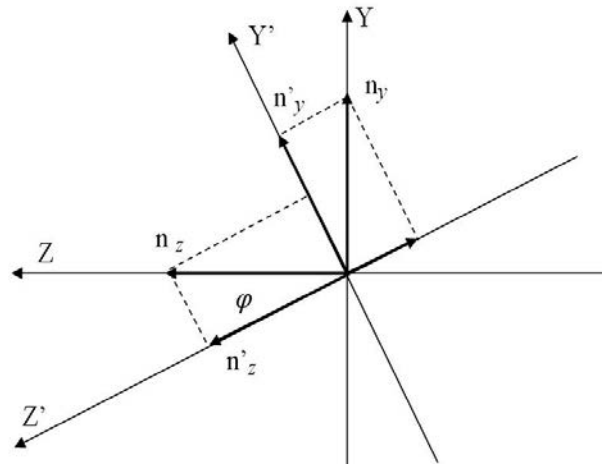


Рис. 2. Поворот БДЛП відносно осей OX та OZ

Або з урахуванням значень матриці (2) для відповідного режиму польоту літака:

$$\begin{aligned} \Delta n'_0 &= 0; \\ \Delta n'_y &= 1 - \cos \varphi; \\ \Delta n'_z &= -\sin \varphi. \end{aligned} \quad (4)$$

Таким чином, при повороті БДЛП відносно осі OX, перевантаження n_y і n_z будуть реєструватися з постійною помилкою

$$(1 - \cos \varphi) \text{ і } (-\sin \varphi)$$

відповідно.

Що ж стосується випадку подвійного повороту БДЛП, то в цьому випадку розрахункові формули мають наступний вигляд:

$$\begin{aligned} n_x'' &= n_x' \cos \delta - n_y' \sin \delta; \\ n_y'' &= n_y' \cos \delta + n_x' \sin \delta; \\ n_z'' &= n_z'. \end{aligned} \quad (5)$$

Або з урахуванням матриці (2):

$$\begin{aligned} \Delta n_x'' &= \cos \varphi \sin \delta; \\ \Delta n_y'' &= 1 - \cos \varphi \cos \delta; \\ \Delta n_z'' &= -\sin \varphi. \end{aligned} \quad (6)$$

Увівши виправлення (4), (5) у відповідні канали вимірювання ми тим самим приводимо осі датчиків до будівельних осей літака.

Для переходу від зв'язаної системи координат до зв'язаної літакової системи координат необхідно зорієнтувати вісь ОХ датчика БДЛП таким чином, щоб вона стала паралельною середній аеродинамічній хорді літака.

Визначення істинних значень переважань у цьому випадку може виконуватись у відповідності із наступними виразами:

А) Якщо кут установки крила $\alpha_0 = 0$ град

$$\begin{aligned} n_{y_{\text{нб}}} &= n_y + (1 - \cos \varphi \cos \delta); \\ n_{x_{\text{нб}}} &= n_x + \cos \varphi \sin \delta; \\ n_{z_{\text{нб}}} &= n_z - \sin \varphi; \end{aligned} \quad (7)$$

Б) Якщо кут установки крила $\alpha_0 \neq 0$ град

$$\begin{aligned} n_{x_{\text{нб}1}} &= n_{x_{\text{нб}}} \cos \alpha_0 + n_{y_{\text{нб}}} \sin \alpha_0; \\ n_{y_{\text{нб}1}} &= n_{y_{\text{нб}}} \cos \alpha_0 - n_{x_{\text{нб}}} \sin \alpha_0; \\ n_{z_{\text{нб}1}} &= n_{z_{\text{нб}}}. \end{aligned} \quad (8)$$

При аналізі причин появи похибок у каналах вимірювання не слід обмежуватися лише причинами, що пов'язані з неточністю установки датчиків або з їх розрегулюванням.

Алгоритм компенсації похибки вимірювання при наявності матриці параметрів, що спостерігаються, розмірністю $k \times m$, можна сформулювати наступним чином:

а) для наявних параметрів складається матриця A_m розмірністю $k \times m$.

Дана матриця в залежності від поставленої задачі може бути додана новими режимами і параметрами польоту, або ж, навпаки, може бути урізана;

б) використовуючи інформацію матриці A_m і порівнюючи її з інформацією, яка отримана БСРП для тих же режимів польоту, будується матриця різниць значень параметрів B розмірністю $s \times m$.

З метою виключення впливу на подальші розрахунки окремих факторів для побудови зазначеної матриці рекомендується брати середні значення кожного з заявлених параметрів по кожному з розглянутих режимів польоту літака. В цьому випадку матриця B трансформується у B_{cp} розмірності $k \times m$

$$\hat{A}_{\text{нб}} = \begin{vmatrix} z_{1,0} - y_{cp1,0} & z_{1,1} - y_{cp1,1} & \dots & z_{1,n} - y_{cp1,n} \\ z_{2,0} - y_{cp2,0} & z_{2,1} - y_{cp2,1} & \dots & z_{2,n} - y_{cp2,n} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ z_{p,0} - y_{cp,p,0} & z_{p,1} - y_{cp,p,1} & \dots & z_{p,n} - y_{cp,p,n} \end{vmatrix} \quad (9)$$

$$(p = 1, 2, \dots, k; n = 0, 1, 2, \dots, m);$$

де $z_{p,n}$ – значення відповідного параметру матриці A_m ; $y_{cp,p,n}$ – середнє значення спостереження n -го параметра на p -му режимі польоту літака;

в) сумуються стовпці матриці $\hat{A}_{\text{нб}}$ і множаться суми на значення k^{-1} , знаходиться вектор середніх значень зсуву C для кожного m -го параметра польоту літака:

$$C = \left\| \Delta y_{cp0} \quad \Delta y_{cp1} \quad \dots \quad \Delta y_{cpn} \right\|; \quad (10)$$

г) аналізуємо можливі причини зсуву параметра щодо його істинного значення;

д) на основі проведеного аналізу і отриманих значень вектора (10), розраховується величина поправок для кожного розглянутого параметра польоту літака.

Висновки

1. В статті розроблений підхід щодо зменшення адитивної складової систематичної похибки вимірювання польотної інформації на основі застосування апріорної інформації про значення окремих параметрів на фіксованих режимах польоту літака.

2. Особливостями підходу є використання додаткових зв'язків між параметрами польоту та інформації про їх значення при конкретних режимах польоту літальних апаратів.

3. Запропонований підхід ґрунтується на припущенні про сталість адитивної складової систематичної похибки вимірювання польотних параметрів та може успішно використовуватися для їх компенсації на основі розгляду сталих режимів польоту літальних апаратів.

4. Наведений підхід не може розглядатися як єдиний підхід щодо підвищення вірогідності інформації БСРП і повинен застосовуватися в комплексі з іншими підходами в процесі вторинної обробки польотної інформації.

Список літератури

1. Браславский Д.А. Приборы и датчики ЛА / Д.А. Браславский. – М.: Машиностроение, 1970. – 392 с.
2. Klein V. Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data / V. Klein // Prog. Aerospace Sci. Vol. 26, № 1. – 1989. – P. 1-77.
3. Годованюк А.В. Определение параметров движения летательного аппарата при расследовании авиационных происшествий: дис...канд. техн. наук: 05.07.09 / Годованюк Анна Валентиновна. – К., 1999. – 154 с.
4. Карманов В.Г. Математическое программирование / В.Г. Карманов. – М.: Наука, 1980. – 256 с.

5. Тихонов А.Н. Методы решения некорректных задач / А.Н. Тихонов, В.Я. Арсенин. – М.: Наука, 1986. – 288 с.

6. Боярский Г.Н. Алгоритм согласования и восстановления траекторных параметров в пространственном движении ВС / Г.Н. Боярский, А.В. Годованюк, Е.П. Ударцев // Прикладная аэродинамика. – К.: КМУГА, 1997. – С. 142-154.

7. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов / А.А. Лебедев, В.Т. Бобронников, М.Н. Красильщиков, В.В. Малышев. – М.: Машиностроение, 1985. – 280 с.

8. Ищенко С.А. Методы технической диагностики аэродинамического состояния воздушных судов: дис. ...

докт. техн. наук: 05.07.07 / Ищенко Сергей Александрович. – К., 1998. – 367 с.

9. Авиационные приборы и навигационные системы / под ред. О.А. Бабиса. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1981. – 205 с.

10. Кербер Л.Л. Компоновка оборудования на самолетах. / Л.Л. Кербер. – М.: Машиностроение, 1976. – 302 с.

Надійшла до редколегії 18.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Б. Аніпко, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

УМЕНЬШЕНИЕ СИСТЕМАТИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ПОЛЕТОВ

В.С. Борисенко, А.Б. Котов

В работе рассмотрены вопросы уменьшения систематической составной погрешности измерения полетной информации, которая регистрируется штатными бортовыми системами регистрации полетных параметров. Приведен подход, который базируется на использовании априорной информации о значении отдельных полетных параметров на фиксированных режимах полета самолета.

Ключевые слова: бортовые системы регистрации полетной информации, погрешности измерений, систематические погрешности регистрации полетных параметров.

DIMINISHING OF SYSTEMATIC ERROR OF MEASUREMENTS OF FLIGHT INFORMATION AT DECISION OF TASKS OF DYNAMICS OF FLIGHTS

M.S. Borisenko, O.B. Kotov

The questions of diminishing of systematic component error of measuring of flight information which is registered the regular side systems of registration of flight parameters are considered in work. Approach which is based on the use of a priori information about the value of separate flight parameters on the fixed modes of flight of airplane is resulted.

Keywords: side systems of registration of flight information, errors of measurements, systematic errors of registration of flight parameters.