

УДК 621.396.98

В.В. Вершинін, О.Ю. Суханов, В.Ж. Ященко

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ВПЛИВ ЗМІННОГО ПРОФІЛЮ ТА РЕЖИМУ ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ВИЗНАЧЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ЕЛЕМЕНТІВ

В статті представлений аналіз виникнення помилок в обчисленні шляхової швидкості та кута зносу літального апарату при зміні профілю польоту. Проаналізовано усі складові помилки, пов'язані зі зміною кута тангажу, що суттєво впливають на результати обчислювань.

Ключові слова: доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу, літальний апарат, тангаж.

Вступ

Точне визначення координат місцезнаходження літального апарату (ЛА) є однією із найважливіших навігаційних задач, що ставляться перед сучасними ЛА, тому що сучасні збройні конфлікти ставлять високі вимоги до засобів ураження та військової техніки. Найбільш точним обчислювачем при визначенні координат місцезнаходження ЛА в теперішній час в Повітряних Силах Збройних Сил України є доплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута зносу (ДВШЗ). Тому аналіз впливу зміни положення ЛА в просторі на точність роботи ДВШЗ в цілому є необхідним кроком для подальшого вдосконалення авіаційної техніки.

Метою роботи є аналіз впливу тангажу ЛА на точність визначення шляхової швидкості та кута зносу.

Основний розділ

Шляхова швидкість та кут зносу ЛА, як навігаційні елементи (НЕ), вимірюються в ДВШЗ за умови стабілізації його антенної системи (АС) відносно горизонтальної площини, в якій знаходиться вимірюваний вектор шляхової швидкості ЛА W , а також вектори повітряної швидкості ЛА V та швидкості вітру U (рис. 1).

У більшості ДВШЗ стабілізація АС здійснюється шляхом жорсткої установки її на ЛА під кутом до його повздовжньої вісі (ПВ), що дорівнює середньому значенню кута тангажу $\vartheta_{\text{ср}}$ в горизонтальному польоті ЛА (рис. 1).

Зміна кута тангажу ЛА приводить до порушення стабілізації АС ДВШЗ, тобто до нахилу її відносно горизонтальної площини на кут $\pm \vartheta$ (рис. 1). Порушення повздовжньої стабілізації АС за рахунок вказаних причин веде до появи систематичних помилок у визначенні шляхової швидкості W та кута зносу α ЛА.

Оцінка та врахування цих помилок при вирішенні навігаційних задач ЛА необхідні для підвищення точності НЕ, які вимірюються ДВШЗ.

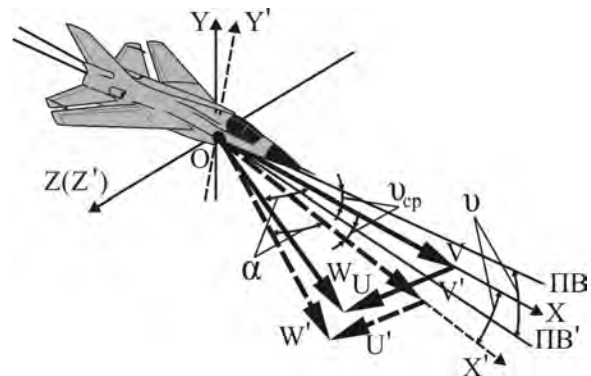


Рис. 1. Вплив тангажу ЛА на зміну навігаційних параметрів

При зміні кута тангажу ЛА відносно $\vartheta_{\text{ср}}$ на величину $\pm \vartheta$ площина АС ДВШЗ XOZ відхиляється від горизонтальної площини на такий самий кут (рис. 1). У цьому випадку доплерівські частоти, що вимірюються визначаються величинами проекцій векторів шляхової та вертикальної швидкостей на вісі прямокутної системи координат $OX'Y'Z'$, яка пов'язана з АС ДВШЗ. ДВШЗ вимірює значення шляхової швидкості $W_{\text{вим.}}$ та кута зносу $\alpha_{\text{вим.}}$, які відрізняються від фактичних величин W та α .

Величина $W_{\text{вим.}}$ являє собою швидкість переміщення ЛА у площині АС $X'OZ'$, а кут зносу $\alpha_{\text{вим.}}$ вимірюється на нахильній площині від вісі X' до напрямку швидкості $W_{\text{вим.}}$. Складові швидкостей по вісі Y' компенсуються. Помилки вимірювання шляхової швидкості та кута зносу визначаються як різниці вимірюваних та фактичних величин

$$\begin{cases} \Delta \alpha = \alpha_{\text{вим.}} - \alpha; \\ \Delta W = W_{\text{вим.}} - W. \end{cases} \quad (1)$$

Для визначення $\alpha_{\text{вим.}}$ та $W_{\text{вим.}}$ знайдемо проекції шляхової швидкості W на координатні вісі АС. Для цього складові швидкостей W по осях координат XYZ :

$$W_X = W \cdot \cos \alpha; \quad W_Z = W \cdot \sin \alpha; \quad W_Y = V_{\text{верт.}}$$

перемножимо на направляючі косинуси для системи $X'OZ'$ (табл. 1).

Таблиця 1
Направляючі косинуси для системи X'OZ'

	X	Z	Y
X'	$\cos \vartheta$	0	$\sin \vartheta$
Y'	0	1	0
Z'	$-\sin \vartheta$	0	$\cos \vartheta$

Система рівнянь складових швидкостей W по осях координат X'OZ' буде мати вигляд:

$$\begin{cases} W_{X'} = W \cos \alpha \cdot \cos \vartheta + V_{\text{верт.}} \sin \vartheta; \\ W_{Z'} = W \sin \alpha; \\ W_{Y'} = -W \cos \alpha \cdot \sin \vartheta + V_{\text{верт.}} \cos \vartheta. \end{cases} \quad (2)$$

Величини $\alpha_{\text{вим.}}$ та $W_{\text{вим.}}$, що знаходяться в площині X'OZ', при врахуванні (2) визначаються:

$$\text{ctg} \alpha_{\text{вим.}} = \frac{W_{X'}}{W_{Z'}} = \text{ctg} \alpha \left(\cos \vartheta + \frac{V_{\text{верт.}} \sin \vartheta}{W \cos \alpha} \right); \quad (3)$$

$$W_{\text{вим.}} = \frac{W_{X'}}{\cos \alpha_{\text{вим.}}} = \frac{W \cos \alpha \cdot \cos \vartheta + V_{\text{верт.}} \sin \vartheta}{\cos \alpha_{\text{вим.}}}. \quad (4)$$

Для оцінки похибок вимірювання шляхової швидкості та кута зносу та врахування поправок в польоті доцільно визначати вирази помилок (1) у виді функцій вимірюваних величин: $\Delta \alpha = f(\alpha_{\text{вим.}})$ та $\Delta W = f(W_{\text{вим.}})$.

Для оцінки точності визначення кута зносу ЛА з правої та лівої частини співвідношення (3) віднімається $\text{ctg} \alpha$ та після заміни різниці котангенсів отримаємо:

$$\frac{\sin(\alpha - \alpha_{\text{вим.}})}{\sin \alpha_{\text{вим.}} \cdot \sin \alpha} = \left(\cos \vartheta - 1 + \frac{V_{\text{верт.}} \sin \vartheta}{W \cos \alpha} \right) \text{ctg} \alpha. \quad (5)$$

Враховуючи, що практично значення кутів зносу та тангажу не перебільшують $10 - 15^\circ$, можна припустити:

$$\begin{aligned} \sin(\alpha - \alpha_{\text{вим.}}) &\approx \Delta \alpha / 57,3; \quad \sin \alpha \approx \sin \alpha_{\text{вим.}}; \\ 1 - \cos \vartheta &= 22 \sin^2 \frac{\vartheta}{2} \approx \frac{(\vartheta^\circ)^2}{2(57,3)^2}; \quad \sin \vartheta \approx \vartheta^\circ / 57,3. \end{aligned} \quad (6)$$

Підставляючи (6) в (5), отримаємо:

$$\Delta \alpha^\circ = \frac{(\vartheta^\circ)^2}{2 \cdot 57,3} \sin 2\alpha_{\text{вим.}} - \frac{V_{\text{верт.}} \vartheta^\circ}{W} \sin \alpha_{\text{вим.}}. \quad (7)$$

При переході ЛА на зниження або набір висоти з постійною швидкістю кут атаки змінюється незначно, а зміна кута тангажу має знак вертикальної швидкості та може визначатися співвідношенням:

$$V_{\text{верт.}} / W \approx \sin \vartheta \approx \vartheta^\circ / 57,3. \quad (8)$$

Остаточний вираз для помилки визначення кута зносу ЛА в ДВШЗ з урахуванням (7) та (8) має вигляд:

$$\Delta \alpha^\circ = 0,008(\vartheta^\circ)^2 \sin 2\alpha_{\text{вим.}} - 0,018(\vartheta^\circ)^2 \sin \alpha_{\text{вим.}}. \quad (9)$$

Аналіз (9) показує, що похибки в вимірюванні кута зносу – невеликі. Так, наприклад, при наборі висоти ЛА з кутом тангажу $\vartheta^\circ = 10^\circ$ та кутом зносу $\alpha_{\text{вим.}} = 15^\circ$ помилка визначення кута зносу $\Delta \alpha^\circ$ складає $0,06^\circ$.

Для оцінки точності шляхової швидкості ЛА використовується відносна похибка вимірювання:

$$\frac{\Delta W}{W_{\text{вим.}}} = \frac{W_{\text{вим.}} - W}{W_{\text{вим.}}} = 1 - \frac{W}{W_{\text{вим.}}}. \quad (10)$$

Враховуючи вираз (4) та зроблені припущення (6) отримаємо:

$$\frac{\Delta W}{W_{\text{вим.}}} = \left(1 - \frac{1}{\cos \vartheta} \right) + \frac{V_{\text{верт.}} \cdot \text{tg} \vartheta}{W_{\text{вим.}} \cos \alpha}. \quad (11)$$

Перша складова помилки виникає завжди за наявності тангажу ЛА і залежить тільки від ϑ :

$$\left(\Delta W / W_{\text{вим.}} \right)_\vartheta = (\cos \vartheta - 1) / \cos \vartheta \sqrt{\quad}. \quad (12)$$

Величина цієї помилки завжди від'ємна, тобто наявність тангажу ЛА незалежно від його знаку призводить до заниження показань ДВШЗ. Для малих кутів ϑ вираз (12) спрощується:

$$\left(\Delta W / W_{\text{вим.}} \right)_\vartheta \approx -0,015 \cdot (\vartheta^\circ)^2. \quad (13)$$

Друга складова помилки (11) залежить від вертикальної швидкості ЛА, але проявляється тільки за наявності тангажу ЛА:

$$\left(\Delta W / W_{\text{вим.}} \right)_{V_{\text{верт.}} (\vartheta \neq 0)} \approx V_{\text{верт.}} \vartheta^\circ / (57,3 \cdot W_{\text{вим.}}). \quad (14)$$

Зниження ЛА пов'язано зі зменшенням кута тангажу ($V_{\text{верт.}} < 0$ та $\vartheta < 0$), а набір висоти – з підвищенням цього кута ($V_{\text{верт.}} > 0$ та $\vartheta > 0$). Отже ця складова помилки завжди призводить до завищених показань ДВШЗ, $(\Delta W / W_{\text{вим.}}) > 0$. При невеликих значеннях тангажу ЛА, коли допускається (8), друга складова помилки (11) у відсотках має вигляд:

$$\left(\Delta W / W_{\text{вим.}} \right)_{V_{\text{верт.}} (\vartheta \neq 0)} \approx 0,03 \cdot (\vartheta^\circ)^2. \quad (15)$$

Висновки

Похибка при вимірюванні кута зносу ЛА при зміні профілю його польоту невеликі.

Порівняння складових помилки у визначенні шляхової швидкості ЛА у негоризонтальному польоті показує, що найбільшу питому вагу має помилка за рахунок вертикальної швидкості ЛА.

Підсумкова помилка у визначенні шляхової швидкості в негоризонтальному польоті ЛА завжди призводить до завищених показань ДВШЗ.

Список літератури

1. Ярлыков М.С. *Авиационные радионавигационные устройства и системы* / М.С. Ярлыков, В.А. Болдин, А.С. Богачев. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1980. – 384 с.

2. Колчинский В.Е. Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов / В.Е. Колчинский, И.А. Мандуровский, М.И. Константиновский. – М.: Сов. радио, 1975. – 432 с.

3. Авиационная радионавигация: Справочник / А.А. Сосновский, И.А. Хаймович, Э.А. Лутин, И.Б. Максимов; под ред. А.А. Сосновского. – М.: Транспорт, 1980. – 264 с.

Надійшла до редколегії 8.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ВЛИЯНИЕ ПЕРЕМЕННОГО РЕЖИМА ПОЛЁТА ЛА НА ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

В.В. Вершини, А.Ю. Суханов, В.Ж. Ященко

В статье представлен анализ возникновения ошибок в вычислении путевой скорости и угла сноса летательного аппарата при изменении профиля полета. Проанализированы все составляющие ошибок, связанные с изменением угла тангажа, которые существенно влияют на результаты вычислений.

Ключевые слова: доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса, летательный аппарат, тангаж.

EFFECT OF VARIABLE MODE FLIGHT OF A NAVIGATION ELEMENT

V.V. Vershinin, A.Y. Suchanov, V.G. Yachenok

The article analyzes errors in calculating the ground speed and drift angle of the aircraft in the presence of changes in flight profile. Analyzed all components of the errors associated with changes in pitch angle, which significantly affect the results of the measurements.

Keywords: the Doppler meter ground speed and drift angle, the aircraft, pitch.