

## **ФОРМУВАННЯ ЗАДАЧІ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ З ДОВІЛЬНИМ КУТОМ ПІДХОДУ ДО ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНОЇ СМУГИ**

### **Вступ**

В наш час керування літаком на режимах зльоту і посадки є однією з найбільш складних задач. Близькість землі потребує точності керування та стабілізації кутових і траєкторних параметрів.

Статистика свідчить, що значна частина авіаційних випадків та інцидентів є наслідком прийняття неправильного рішення заходу на посадку замість уходу на друге коло або уходу на запасний аеродром [1].

Аналіз причин авіаційних випадків або інцидентів показує, що рішення, які призвели до катастрофічних наслідків, як правило, приймалися в умовах гострого дефіциту часу при далеко неповній та неточній вихідній інформації в умовах граничного завантаження командира повітряного судна (екіпажу).

При заході на посадку в складних метеоумовах продивляється тільки початок злітно-посадочної смуги (ЗПС). Тому пілот в таких умовах не завжди може достатньо точно визначити своє просторове положення відносно ЗПС. В результаті кінцеве рішення на посадку приймається в умовах стійкої видимості ЗПС.

Через складність спостереження ЗПС в дощ, снігопад, туман та виникнення різних зорових спотворень багато авіаційних випадків відбулося в ой момент, коли пілот (екіпаж), спробувавши встановити візуальний контакт із землею, знижувався нижче висоти прийняття рішень (ВПР), приймаючи неправильне рішення виконати посадку в умовах, до яких він не був підготовлений.

### **Мета роботи**

Метою роботи є формулювання і розробка контуру автоматичного керування боковим рухом повітряного судна, який дозволив би визначити такий кут підходу до злітно-посадочної смуги в залежності від дальності до ЗПС та лінійного бокового відхилення від курсової лінії, щоб літак ввійшов в курсову зону з відхиленням не більше  $\varepsilon_K = \pm 3^\circ$  без перегулювання. Це дозволить звільнити командира літального апарату від прийняття рішення.

## Постановка задачі

При заході на посадку для забезпечення польоту в заданому коридорі повітряного простору необхідно витримувати шляховий кут відносно курсу ЗПС. Даний кут знаходиться в діапазоні  $\Psi_M = 28 \div 65^\circ$ , який необхідно витримувати на початковому етапі виходу на курсову зону до входу в лінійну зону зміни сигналу  $\varepsilon_K$ , де  $\varepsilon_K = \pm 3^\circ$ .

Якщо заданий магнітний шляховий кут  $\Psi_M$  перевищує  $65^\circ$ , то при ввімкненні автоматичного заходу на посадку з великим боковим відхиленням від осі ЗПС ( $Z > 4 \div 5$  км) літак під дією системи автоматичного керування (САК) виконує розворот та виходить на курс  $65^\circ$ , а потім при вході в лінійну зону зміни сигналу  $\varepsilon_K$  виконує доворот на вісь ЗПС.

Якщо заданий магнітний шляховий кут менше  $28^\circ$ , літак під дією САК виходить на кут  $28^\circ$ . Далі виконує маневр довороту на вісь ЗПС.

При моделюванні прийемо наступні початкові умови:

- лінійне бокове відхилення літака від курсової лінії  $Z_0 = 1000 \div 3000$  м;
- дальність до ЗПС  $X_0 = 10000 \div 20000$  м;
- кут відхилення закрилків  $\delta_{закр} = 0 \div 28^\circ$ .

Необхідно розробити систему, що забезпечуватиме вихід на курсову зону та стабілізацію на ній із заданою точністю.

## Зміст роботи

Траєкторія заходу на посадку формується рівно сигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків [2].

Антенна КРМ формує двопелюсткову діаграму спрямованості, яка перетинається в площині посадкового курсу. В одній пелюстці несуча частота промодельована частотою 150 Гц, а в іншій – 90 Гц. У площині посадкового курсу глибина модуляції обох пелюсток однакова, а при відхиленні від лінії курсу (осі ЗПС) переважає та чи інша частота залежно від напрямку відхилення літака. Курсовий радіоприймач, встановлений на борті літака, виділяє частоти модуляції 90 і 150 Гц і порівнює глибину модуляції обох сигналів. Різниця глибин модуляції (РГМ) несе в собі інформацію про величину  $\varepsilon_K$  – відхилення літака від рівно сигнальної зони курсового радіомаяку (КРМ) (рис. 1).

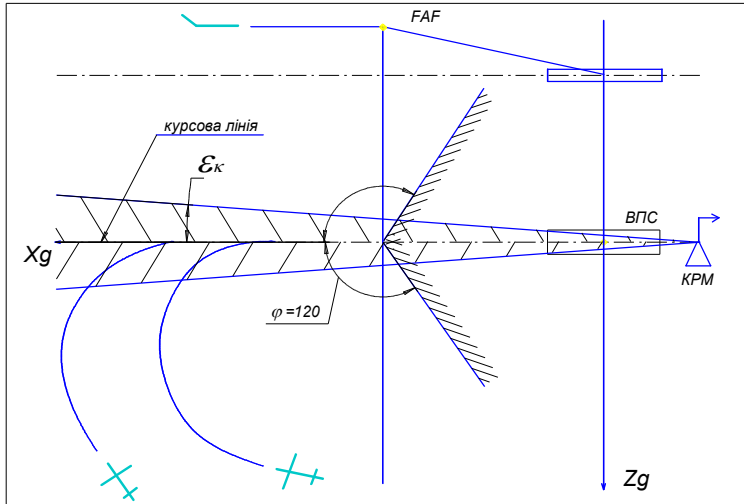


Рис. 1. Схема заходу на посадку повітряного судна з довільним кутом підходу до ЗПС

На рис. 1 позначені:

$$\varphi = \Psi_M - \Psi_{ЗПС},$$

де  $\Psi_M$  – магнітний шляховий кут,

$\Psi_{ЗПС}$  – магнітний курс ЗПС.

В загальному випадку магнітний курс ЗПС становить:  $\Psi_{ЗПС} = 90^\circ$ ,

$$\Psi_M = \psi + \delta_M + \beta_{сн}.$$

Приймаємо, що  $\delta_M = 0$ , тоді

$$\Psi_M = \psi + \beta_{сн},$$

де  $\beta_{сн}$  – кут зносу, який визначається за формулою:  $\beta_{сн} = \text{tg} \frac{U_z}{V}$ .

Внаслідок наявності у літака площини симетрії і припущення, що в межах плавного обтікання його повітряним потоком зміни параметрів бокового руху практично не викликають змін параметрів поздовжнього руху, як зміни параметрів поздовжнього руху не виявляють суттєвого впливу на параметри бокового руху, виникає можливість окремого вивчення руху літака у поздовжній та боковій площинах.

При синтезі контурів керування в режимі заходу на посадку звичайно використовуються лінійні математичні моделі руху літака. Це обумовлено тим, що відхилення від незбуреного, або номінального руху в режимі заходу на посадку достатньо малі [3]. Хоча кут атаки при заході на посадку наближається до критичного значення, він все ж залишається в межах майже лінійної ділянки характеристики залежності коефіцієнту підйомної сили від кута атаки.

В роботі використано математичну модель руху літака в траєкторній системі координат, в якій враховано вплив вітрових збурень.

При розробці моделі руху у боковій площині параметри руху у поздовжній площині будемо вважати такими, що дорівнюють балансованим значенням, які розраховані для вихідного режиму горизонтального польоту.

За допомогою комп'ютерної технології «MATLAB» розроблено модель балансування повітряного судна [4].

При початкових умовах:  $v = 330$  км/год,  $\delta_{\text{лів.закр.}} = 0^\circ$ ,  $\delta_{\text{прав.закр.}} = 0^\circ$  отримано наступні балансувальні значення:

$$\alpha_{\text{бал}} = 11,32^\circ, \delta_n = 0^\circ, \delta_e = 0^\circ.$$

Використані наступні закони автоматичного керування, де коефіцієнти були знайдені методом бажаної логарифмічної амплітудно-частотної характеристики (ЛАЧХ):

$$\delta_e = F_e \left[ 1.5 \frac{1.6p}{1.6p+1} \omega_x + 2(\gamma - \gamma_{\text{зад}}) \right] - \text{автопілот крену,}$$

$$\delta_n = F_{\delta_n} \left[ 2.5 \frac{2.5p}{2.5p+1} \omega_y \right] - \text{демпфер рискання,}$$

де  $F_{\delta_n} = \pm 10^\circ$ ,  $F_{\delta_e} = \pm 12^\circ$  – функції обмеження.

$$\gamma_{\text{зад}} = F_\gamma \left[ F_\psi \left( \Psi_{\text{зад}} - \Psi \cdot \frac{1}{s+1} \right) \cdot \left( \frac{-1}{s+1} \right) \right],$$

де коефіцієнти були знайдені за допомогою блоку NCD комп'ютерної технології «MATLAB».

У результаті проведеного моделювання зроблено висновок, що при збільшенні величини кута підходу до курсової лінії та зменшенні дальності до ЗПС збільшується період перерегулювання та повітряне судно перелітає курсову зону.

Для усунення даної проблеми використані залежності, за допомогою яких можливо в залежності від дальності літака до ЗПС визначити кращий для точного входу в курсову зону кут відходу до курсу ЗПС (рис. 2).

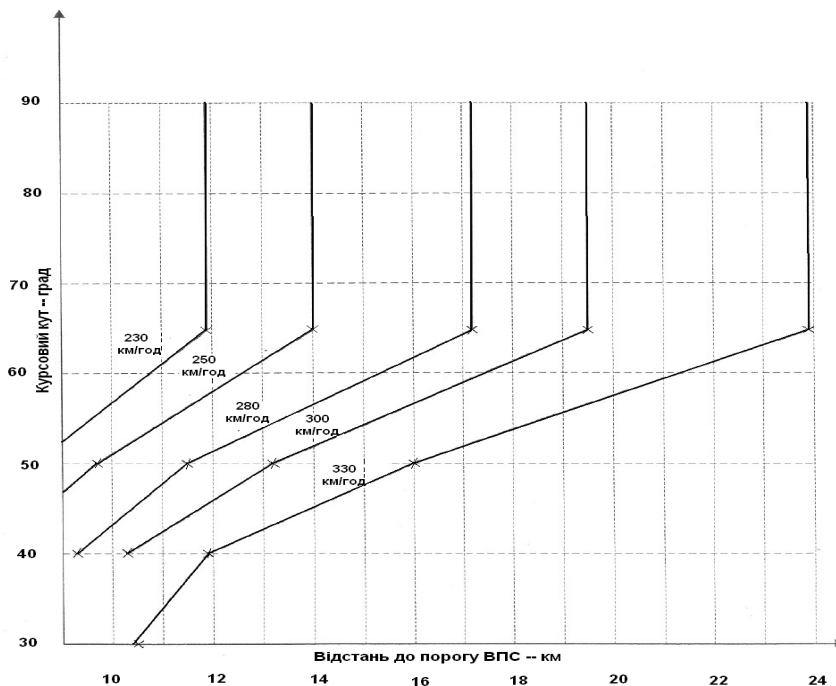


Рис. 2. Залежність кута підходу до курсу ЗПС відносно відстані до порогу ЗПС при перерегулюванні по  $\varepsilon_K$  0,05 РГМ

Використання даних залежностей дозволить збільшити точність входу в курсову зону та зменшити демпфування траекторних коливань повітряного судна відносно рівносигнальної лінії курсу [4].

В результаті моделювання були отримані наведені нижче графіки, які ілюструють поведінку повітряного судна заданої конфігурації в залежності від зміни величини лінійного бокового відхилення літака від курсової лінії  $Z$  та дальності до ЗПС  $X$  (рис. 3, рис. 4, рис. 5).

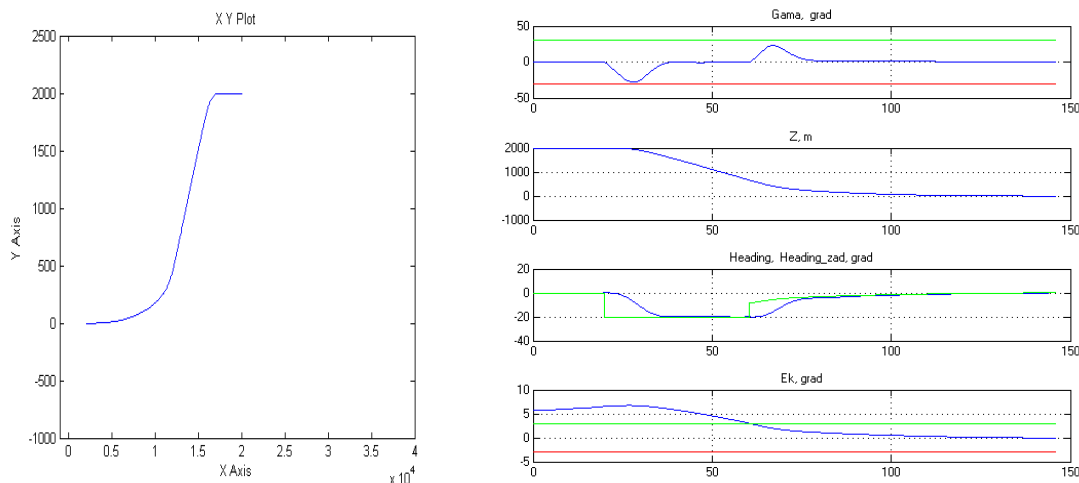


Рис. 3.  $Z_0 = 2000$  м,  $X_0 = 20000$  м

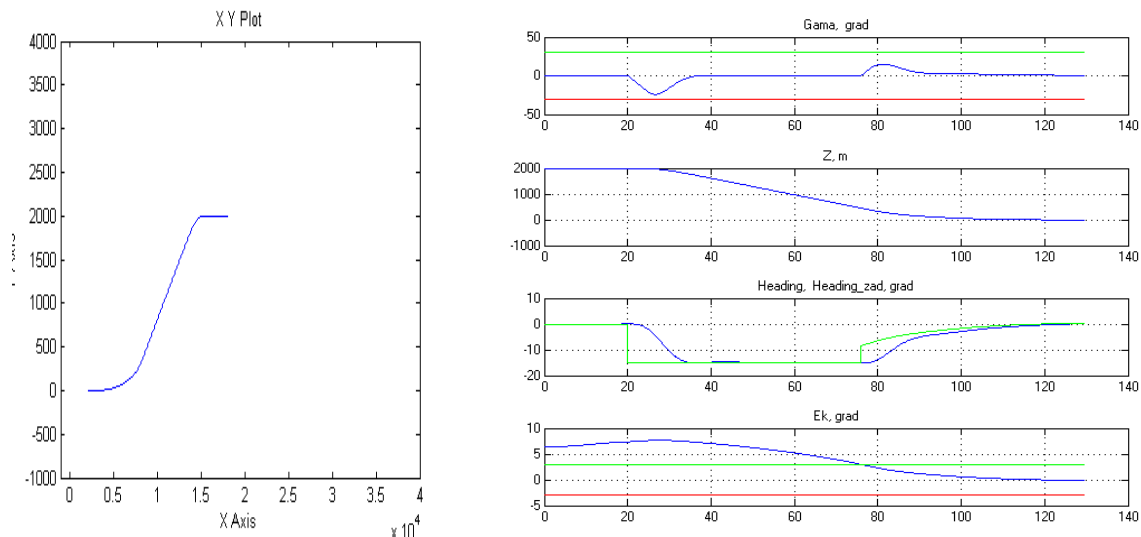


Рис. 4.  $Z_0 = 2000$  м,  $X_0 = 18000$  м

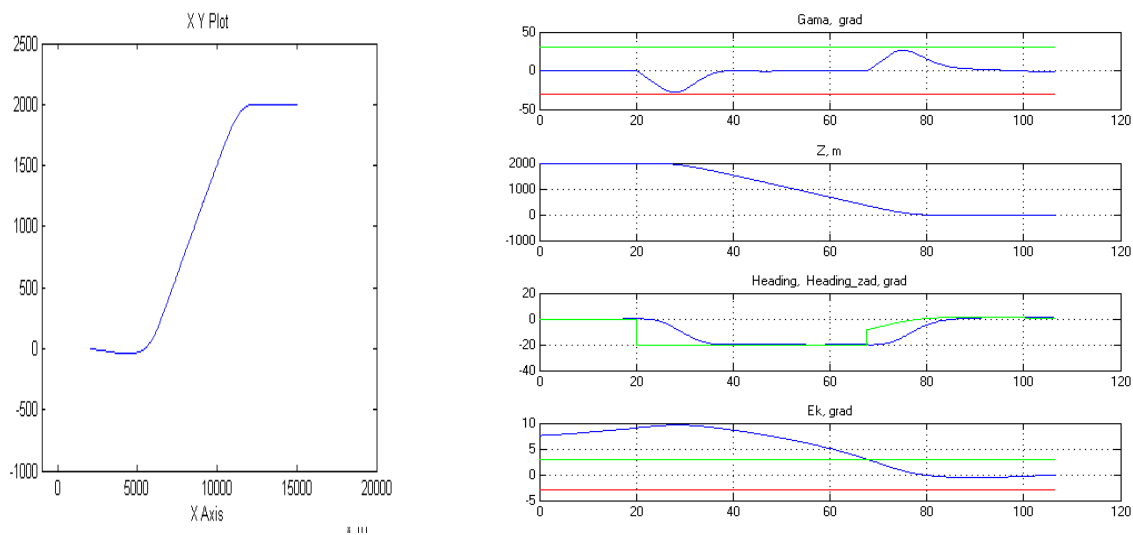


Рис. 5.  $Z_0 = 2000$  м,  $X_0 = 15000$  м

## Висновки

Розроблений контур автоматичного керування повітряного судна на етапі заходу на посадку з довільним кутом підходу до злітно-посадочної смуги дозволяє повітряному судну входити в курсову зону та стабілізуватись в ній із заданою точністю та за досить малий час без залучення пілота, що, в свою чергу, дозволить збільшити точність заходу на посадку на великих швидкостях та знизити «завантаження» повітряного простору.

## Список використаної літератури

1. Белгородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолета – М.: Транспорт, 1972. – 352 с.

2. *Боднер В. А.* Системы управления летательными аппаратами – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
3. *Воробьев В. Г., Кузнецов С. В.* Автоматическое управление полетом самолетов – М.: Транспорт, 1995. – 448 с.
4. *Рогожин В. О., Синеглазов В. М., Філяшкін М. К.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підручник. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 316 с.