

ЧИСЕЛЬНО - АНАЛІТИЧНИЙ ПІДХІД ДО ВИЗНАЧЕННЯ ПОХІДНИХ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ У ПОЗДОВЖНЬОМУ КАНАЛІ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НОРМАЛЬНОЇ СХЕМИ ПРИ МАЛИХ ДОЗВУКОВИХ ШВИДКОСТЯХ ПОЛЬОТУ

Вступ

В останні роки, у зв'язку із бурхливим розвитком легких безпілотних літальних апаратів (БПЛА), актуальною стала задача розробки для них систем автоматичного керування (САК) та автопілотів. Побудова САК для БПЛА ускладнюється порівняно з пілотованими апаратами тим, що відсутня можливість вносити корективи у параметри САК безпосередньо під час польоту. Крім того, для побудови САК необхідно визначити похідні стійкості та керованості конкретного БПЛА, під який така система проектується.

Визначення похідних стійкості та керованості для БПЛА є складною задачею, оскільки відомі розрахункові методи відзначаються великою трудомісткістю, а експериментальні дослідження в аеродинамічних трубах для легких БПЛА не проводяться через те, що потребують спеціального обладнання і мають дуже велику вартість. Це, в свою чергу, призводить до значного підвищення собівартості БПЛА.

Отже, актуальною задачею є створення простого та ефективного підходу для оцінки похідних стійкості та керованості БПЛА на етапі проектування його системи автоматичного керування.

Постановка задачі

Метою роботи є вирішення задачі визначення похідних стійкості та керованості легкого БПЛА у поздовжньому каналі при малих дозвукових швидкостях польоту на основі чисельно-аналітичного підходу, використовуючи в якості вихідних даних геометричні параметри БПЛА.

До поздовжнього руху прийнято відносити рух літального апарата (ЛА) при якому його площина симетрії знаходиться в одній і тій самій вертикальній площині. При цьому аеродинамічна бокова сила, моменти крену та ристання, кути крену та ковзання і кутові швидкості крену та ковзання рівні нулю. Для дослідження поздовжнього руху ЛА (рух в поздовжньому каналі) важливим питанням є визначення складових аеродинамічних сил і моментів, як функцій від кінематичних параметрів польоту – аеродинамічних похідних.

Враховуючи, що об'єктом дослідження є легкий БПЛА, що має дозвуковий діапазон експлуатаційних швидкостей, значно менших швидкості звуку, слід відзначити, що похідні коефіцієнта підйомної сили, коефіцієнта опору та коефіцієнта поздовжнього моменту за швидкістю польоту можна прийняти рівними нулю у дозвуковому діапазоні швидкостей. Це пов'язано з тим, що ці величини є практично постійними при швидкості польоту, меншій швидкості звуку. Зміна величини цих параметрів із ростом швидкості з'являється лише при наближенні до швидкості звуку, через зміну положення центра тиску, та появи додаткового хвильового опору [1]. Також при розрахунках похідних стійкості як правило нехтують зміною лобового опору, оскільки величини похідних лобового опору є малими і співрозмірними із похибкою методів розрахунку.

Отже визначенню підлягають похідні коефіцієнта підйомної сили і коефіцієнта поздовжнього моменту за наступними кінематичними параметрами: кутом атаки, кутовою швидкістю обертання навколо поперечної осі, швидкістю зміни кута атаки, та за кутом відхилення руля висоти.

Визначення похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки

У дозвуковому діапазоні швидкостей для літального апарату нормальної схеми можна прийняти, що похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки залежить тільки від впливу крила, горизонтального оперення та фюзеляжу [1]. Тоді її можна представити у вигляді

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \frac{dc_y}{d\alpha_{\text{крф}}} + \frac{dc'_y}{d\alpha_{\text{ГО}}}, \quad (1)$$

де $\frac{dc_y}{d\alpha_{\text{крф}}}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили літака за кутом атаки для

комбінації „крило плюс фюзеляж”;

$\frac{dc'_y}{d\alpha_{\text{ГО}}}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили літака за кутом атаки для

горизонтального оперення.

Перейдемо від коефіцієнта підйомної сили літака до коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення:

$$c_y = c'_y \cdot k_{\text{ГО}} \frac{S_{\text{ГО}}}{S}, \quad (2)$$

де $k_{\text{ГО}}$ – коефіцієнт сповільнення потоку на горизонтальному оперенні;

$S_{\text{ГО}}$ – площа горизонтального оперення;

S – площа крила.

Дійсний кут атаки горизонтального оперення відрізняється від уявного кута атаки (що визначається кутом атаки крила та кутом деградації оперення) за рахунок скосу потоку на оперенні від крила. Причини виникнення скосу потоку на оперенні детально розглянуті у [1]. Величина скосу потоку за крилом є змінною і залежить від кута атаки крила. Щоб врахувати зміну кута атаки горизонтального оперення введемо похідну кута скосу потоку за кутом атаки крила $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$.

Підставляючи вираз (2) у співвідношення (1) та враховуючи величину скосу потоку на оперенні від крила, маємо

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \frac{dc_y}{d\alpha_{крф}} + \frac{dc_y}{d\alpha_{го}} \cdot k_{го} \cdot \frac{S_{го}}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right), \quad (3)$$

$\frac{dc_y}{d\alpha_{го}}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки ізолюваного горизонтального оперення.

Похідну коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки комбінації „крило плюс фюзеляж” можна представити як добуток похідної коефіцієнта підйомної сили крила за кутом атаки на певний коефіцієнт, що враховує вплив фюзеляжу

$$\frac{dc_y}{d\alpha_{крф}} = \frac{dc_y}{d\alpha_{кр}} K_{крф}, \quad (4)$$

де $\frac{dc_y}{d\alpha_{кр}}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки крила.

Коефіцієнт переходу від крила до комбінації „крило плюс фюзеляж” у випадку, коли відношення розмаху крила до діаметру фюзеляжу більше 2, можна визначити наступним чином [2]:

$$K_{крф} = 0.25 \left(\frac{d_{\phi}}{1}\right)^2 + 0.025 \left(\frac{d_{\phi}}{1}\right), \quad (5)$$

де d_{ϕ} – діаметр фюзеляжу; 1 – розмах крила.

Похідну коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки для несучих поверхонь (крила та ізолюваного горизонтального оперення) можна визначити за формулою [2]

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{\frac{\lambda^2\beta}{k^2} \left(1 + \frac{\text{tg}^2\chi_{1/2}}{\beta^2}\right)} + 4} \text{ [рад}^{-1}\text{]}, \quad (6)$$

де $\lambda = \frac{l^2}{S}$ – видовження крила;

$\beta = \sqrt{1 - M^2}$ – коефіцієнт, що враховує вплив числа Маха M на коефіцієнт підйомної сили несучої поверхні;

$k = \frac{1}{2\pi} \frac{dc_y}{d\alpha_{пр}}$ – відношення похідної коефіцієнта підйомної сили за

кутом атаки профілю несучої поверхні до 2π ;

$\chi_{1/2}$ – кут стріловидності несучої поверхні по лінії половин хорд.

Легкі БПЛА мають малі дозвукові швидкості польоту (30-150 км/год). Отже, у польотному діапазоні швидкостей β змінюється у межах 1 – 0,992. Тому формулу (4) можна спростити, прийнявши $\beta = 1$

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{\frac{\lambda^2}{k^2}(1 + \text{tg}^2\chi_{1/2})} + 4} \text{ [рад}^{-1}\text{]}. \quad (7)$$

Коефіцієнт сповільнення потоку на горизонтальному оперенні залежить головним чином від відношення площі підфюзеляжної частини оперення до повної його площі та може бути визначений з рис. 1. [1].

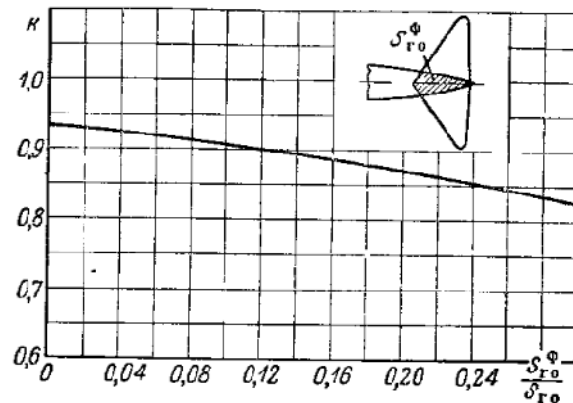


Рис. 1. Залежність коефіцієнту сповільнення потоку на горизонтальному оперенні від підфюзеляжної площі горизонтального оперення

Величина похідної скосу потоку за кутом атаки при малих дозвукових швидкостях польоту залежить від видовження, звуження та кута стріловидності крила та від положення горизонтального оперення відносно крила і може бути визначена за емпіричною формулою [2]

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4.44 \left[K_\lambda K_\eta K_h \sqrt{\cos\chi} \right], \quad (8)$$

де $K_\lambda = \frac{1}{\lambda} - \frac{1}{1+\lambda^{1.7}}$ – коефіцієнт, що враховує вплив видовження крила на скос потоку;

$K_\eta = \frac{10-3\eta}{7}$ – коефіцієнт, що враховує вплив звуження крила на скос потоку;

$K_h = \frac{1 - \frac{H_{ГО}}{l}}{\sqrt[3]{\frac{2L_{ГО}}{l}}}$ – коефіцієнт, що враховує вплив положення

горизонтального оперення на скос потоку;

η – звуження крила (відношення довжини кореневої хорди до кінцевої хорди);

$H_{ГО}$ – відстань по вертикалі від чверті середньої геометричної хорди крила до чверті середньої геометричної хорди оперення;

$L_{ГО}$ – плече горизонтального оперення.

Визначення похідної коефіцієнта поздовжнього моменту за кутом атаки

Похідну коефіцієнта поздовжнього моменту за кутом атаки зручно представити у вигляді добутку двох похідних: похідної коефіцієнту поздовжнього моменту за коефіцієнтом підйомної сили і похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки, нехтуючи впливом фюзеляжу через його малість, а саме

$$\frac{dc_m}{d\alpha} = \frac{dc_m}{dc_y} \cdot \frac{dc_y}{d\alpha}. \quad (9)$$

Похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки $\frac{dc_y}{d\alpha}$ визначається на основі співвідношень (1-8).

Величина поздовжнього моменту відносно центра ваги БПЛА визначається як добуток підйомної сили на плече її дії. Точкою прикладення підйомної сили є фокус літака

$$M_z = Y \cdot (x_{цв} - x_\phi). \quad (10)$$

Враховуючи, що $M_z = c_m \frac{\rho V^2}{2} b \cdot S$, $Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S$ та скоротивши на площу крила S і величину швидкісного, напору переходимо до безрозмірних коефіцієнтів

$$c_m = \frac{c_y \cdot (x_{\text{цв}} - x_{\text{ф}})}{b} = c_y \cdot (\bar{x}_{\text{цв}} - \bar{x}_{\text{ф}}), \quad (11)$$

де b – середня геометрична хорда (СГХ) крила;

$\bar{x}_{\text{цв}}$ – координата центра ваги у долях СГХ;

$\bar{x}_{\text{ф}}$ – координата фокуса літального апарату у долях СГХ.

Отже,

$$\frac{dc_m}{dc_y} = (\bar{x}_{\text{цв}} - \bar{x}_{\text{ф}}). \quad (12)$$

Визначимо положення фокуса літального апарату у долях хорди. Для цього представимо поздовжній момент літака у вигляді суми моментів від крила і фюзеляжу та горизонтального оперення

$$M_z = M_{z \text{ крф}} + M_{z \text{ ГО}}. \quad (13)$$

Кожен з моментів у виразі (13) представимо у вигляді добутку підйомної сили на плече її дії (положення фокуса відносно початку системи координат)

$$x_{\text{ф}} Y = x_{\text{ф крф}} Y_{\text{крф}} + x_{\text{ф ГО}} Y_{\text{ГО}}. \quad (14)$$

Скоротимо вираз (14) на величину швидкісного напору та площу крила, перейшовши таким чином до безрозмірних коефіцієнтів і

представимо положення фокуса у долях хорди ($\bar{x}_{\text{ф}} = \frac{x_{\text{ф}}}{b}$):

$$\bar{x}_{\text{ф}} c_y = \bar{x}_{\text{ф крф}} c_{y \text{ крф}} + \bar{x}_{\text{ф ГО}} c'_{y \text{ ГО}}. \quad (15)$$

Візьмемо похідну від виразу (15) за кутом атаки

$$\bar{x}_{\text{ф}} \frac{dc_y}{d\alpha} = \bar{x}_{\text{ф крф}} \frac{dc_{y \text{ крф}}}{d\alpha} + \bar{x}_{\text{ф ГО}} \frac{dc'_{y \text{ ГО}}}{d\alpha}. \quad (16)$$

Підставимо у вираз (16) вирази (1) – (3), перейшовши таким чином від коефіцієнта підйомної сили літака, що створює горизонтальне оперення безпосередньо, до коефіцієнта підйомної сили оперення та розпишемо похідну коефіцієнту підйомної сили за кутом атаки як суму похідних крила та оперення:

$$\begin{aligned} & \bar{x}_{\text{ф}} \frac{dc_y}{d\alpha} + \bar{x}_{\text{ф}} \frac{dc_y}{d\alpha} k_{\text{ГО}} \cdot \frac{S_{\text{ГО}}}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = \\ & = \bar{x}_{\text{ф крф}} \frac{dc_y}{d\alpha} + \bar{x}_{\text{ф ГО}} \frac{dc_y}{d\alpha} k_{\text{ГО}} \cdot \frac{S_{\text{ГО}}}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right). \end{aligned} \quad (17)$$

Виділимо з рівняння (17) відносне положення фокуса літака

$$\bar{x}_\phi = \frac{\bar{x}_{\phi_{крф}} + \bar{x}_{\phi_{ГО}} \cdot \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} \cdot k_{ГО} \cdot \frac{S_{ГО}}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}{1 + \frac{dc_y}{d\alpha_{крф}} \cdot k_{ГО} \cdot \frac{S_{ГО}}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)}, \quad (18)$$

де $\bar{x}_{\phi_{крф}}$ – координата фокуса комбінації „крило + фюзеляж” у долях хорди;
 $\bar{x}_{\phi_{ГО}}$ – координата фокуса горизонтального оперення у долях хорди.

Положення фокуса комбінації „крило + фюзеляж” можна представити як суму двох складових: фокуса крила $\bar{x}_{\phi_{кр}}$ та зміщення фокуса від впливу фюзеляжу $\Delta\bar{x}_{\phi_\phi}$.

Як показують результати досліджень у аеродинамічних трубах [3], для літальних апаратів нормальної схеми фюзеляж зміщує положення фокуса літального апарату вперед і з достатньою для практичних досліджень точністю можна приймати $\Delta\bar{x}_{\phi_\phi} = -0.02.. - 0.04$.

Положення фокуса несучих поверхонь (крила та оперення) із сучасними профілями залежить головним чином від їх видовження, звуження та кута стріловидності. Згідно [3] його можна представити у вигляді

$$\bar{x}_\phi = k_1 \left(\frac{x'_\phi}{b_0} - k_2 \right), \quad (19)$$

де $\frac{x'_\phi}{b_0}$ – положення фокуса несучої поверхні відносно кореневої хорди, у її

долях;

k_1, k_2 – коефіцієнти переходу від кореневої до середньої геометричної хорди.

Для визначення цих параметрів у дослідницькому центрі Ленглі було проведено ряд досліджень у аеродинамічній трубі. За результатами цих досліджень були побудовані графіки для визначення коефіцієнтів

$\frac{x'_\phi}{b_0}, k_1, k_2$ (рис. 2.) [3].

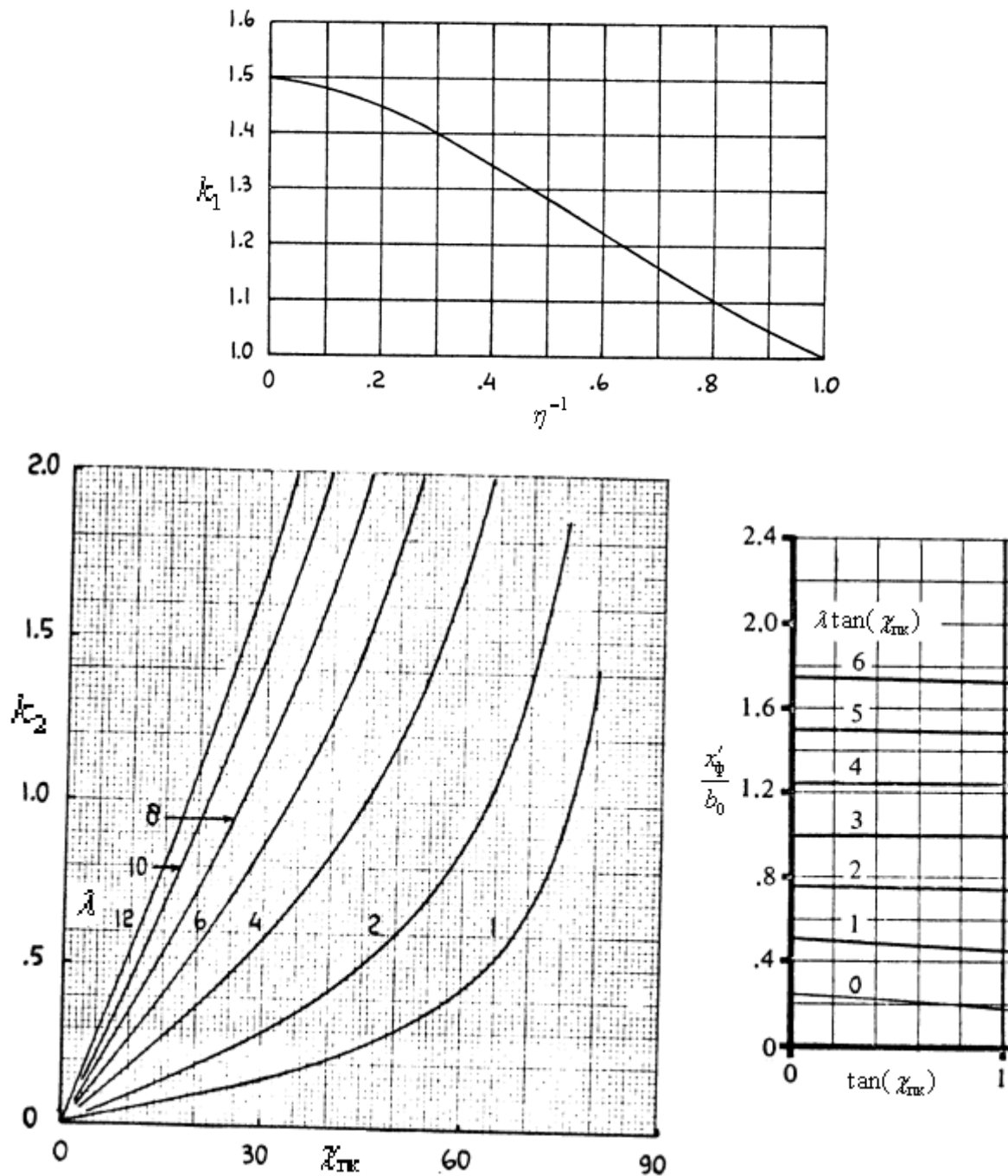


Рис. 2. Залежність положення фокуса та коефіцієнтів переходу від геометричних параметрів несучої поверхні

Визначення похідної коефіцієнту лобового опору за кутом атаки

Похідна коефіцієнта лобового опору за кутом атаки зазвичай приймається рівною нулю. Однак при вирішенні задач автоматизованого заходу на посадку, коли політ здійснюється на великих кутах атаки, таке спрощення може бути некоректним.

З курсу загальної аеродинаміки[4] відомо, що коефіцієнт лобового опору представляється у вигляді суми коефіцієнта профільного опору та коефіцієнта індуктивного опору:

$$c_x = c_{x0} + c_{xi}, \quad (20)$$

де c_{x0} – коефіцієнт профільного опору ЛА;

$$c_{xi} = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda'_{\text{еф}}} c_y^2 \text{ – коефіцієнт індуктивного опору;}$$

δ – коефіцієнт, що залежить від розподілу циркуляції по крилу [4];

$\lambda'_{\text{еф}}$ – ефективне видовження крила.

Візьмемо першу похідну від виразу (20) за кутом атаки

$$\frac{dc_x}{d\alpha} = \frac{dc_{x0}}{d\alpha} + \frac{1 + \delta}{\pi \lambda'_{\text{еф}}} 2c_y \frac{dc_y}{d\alpha}, \quad (21)$$

де $\frac{dc_{x0}}{d\alpha}$ – описує зміну профільного опору при зміні кута атаки і, при

малих відхилення від початкового значення, може бути прийнятим за нуль;

c_y – коефіцієнт підйомної сили літака.

Отже, вираз для визначення похідної коефіцієнта лобового опору приймає вид:

$$\frac{dc_x}{d\alpha} = \frac{2c_y(1 + \delta)}{\pi \lambda'_{\text{еф}}} \frac{dc_y}{d\alpha}. \quad (22)$$

Визначення похідної коефіцієнту підйомної сили за кутовою швидкістю обертання навколо поперечної осі

Похідну коефіцієнта підйомної сили за кутовою швидкістю можна представити у вигляді суми похідних коефіцієнта підйомної сили крила та коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення, оскільки вплив фюзеляжу є малим

$$\frac{dc_y}{d\omega_z} = \frac{dc_y}{d\omega_{z \text{ кр}}} + \frac{dc_y}{d\omega_{z \text{ ГО}}}. \quad (23)$$

Для похідної коефіцієнта підйомної сили крила за кутовою швидкістю обертання у [5] рекомендується вираз

$$\frac{dc_y}{d\omega_{z \text{ кр}}} = \left(\frac{1}{2} + 2 \frac{x_{\text{фкр}}}{b} \right) \frac{dc_y}{d\alpha_{\text{кр}}}, \quad (24)$$

де $x_{фкр}$ – відстань від центра ваги літака до фокуса крила (позитивна, якщо фокус крила знаходиться позаду центра ваги).

Для похідної коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення отримуємо

$$\frac{dc_y}{d\omega_{z_{ГО}}} = 2 \frac{x_{фГО}}{b} \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} k_{ГО} \frac{S_{ГО}}{S}, \quad (25)$$

де $x_{фГО}$ – відстань від центра ваги літака до фокуса горизонтального оперення.

Визначення похідної коефіцієнта поздовжнього моменту за кутовою швидкістю обертання навколо поперечної осі

Похідну коефіцієнта поздовжнього моменту за кутовою швидкістю можна представити у вигляді суми похідних коефіцієнта поздовжнього моменту крила та коефіцієнта поздовжнього моменту горизонтального оперення, оскільки вплив фюзеляжу є малим

$$\frac{dc_m}{d\omega_z} = \frac{dc_m}{d\omega_{z_{кр}}} + \frac{dc_m}{d\omega_{z_{ГО}}}. \quad (26)$$

Для похідної коефіцієнта поздовжнього моменту крила за кутовою швидкістю обертання з [6] можна визначити:

$$\frac{dc_m}{d\omega_{z_{кр}}} = -K \frac{dc_y}{d\alpha_{кр}} \cos\chi \left[\frac{\lambda(2x_{фкр}^2 + 0.5x_{фкр})}{\lambda + 2\cos\chi} + \frac{1}{24} \frac{\lambda^3 \text{tg}^2\chi}{(\lambda + 6\cos\chi)} + \frac{1}{8} \right], \quad (27)$$

де χ – кут стріловидності крила;

K – фактор корекції, що визначається на основі рис. 3.

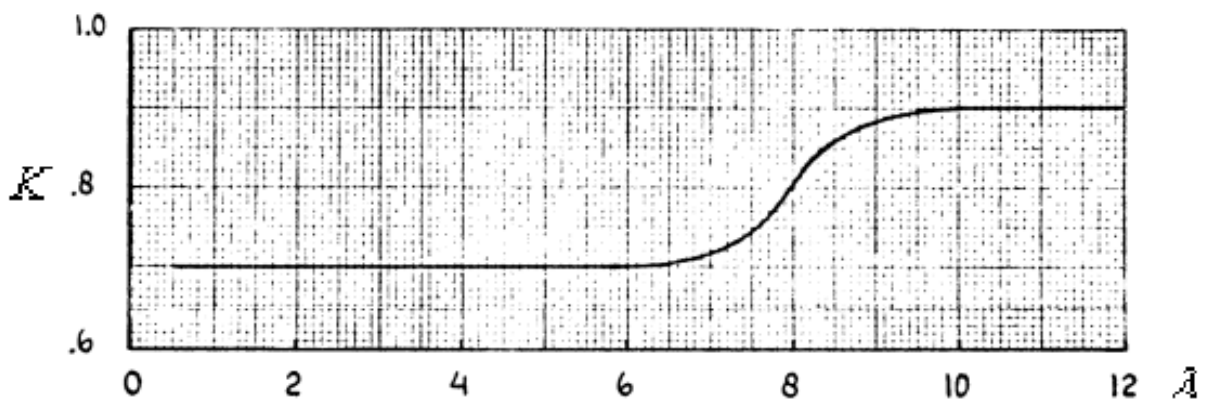


Рис. 3. Залежність фактора корекції від видовження крила

Для похідної коефіцієнта поздовжнього моменту горизонтального оперення отримаємо:

$$\frac{dc_m}{d\omega_{z_{ГО}}} = -2 \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} k_{ГО} \left(\frac{x_{фГО}}{b} \right)^2 \frac{S_{ГО}}{S}. \quad (28)$$

Визначення похідної коефіцієнту підйомної сили за швидкістю зміни кута атаки

Похідну коефіцієнту підйомної сили за швидкістю зміни кута атаки можна представити у вигляді суми похідних від впливу крила та горизонтального оперення, оскільки вплив фюзеляжу є малим

$$\frac{dc_y}{d\dot{\alpha}} = \frac{dc_y}{d\dot{\alpha}_{кр}} + \frac{dc_y}{d\dot{\alpha}_{ГО}}. \quad (29)$$

Для похідної коефіцієнта поздовжнього моменту крила за швидкістю зміни кута атаки з [3] слідує

$$\frac{dc_y}{d\dot{\alpha}_{кр}} = 1.5 \frac{x'_{фкр}}{b_0} \frac{dc_y}{d\alpha_{кр}}. \quad (30)$$

На похідну коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення окрім положення фокуса також впливає скос та сповільнення потоку на оперенні [6]. Переходячи від коефіцієнта підйомної сили оперення до підйомної сили крила через відношення їх площ маємо:

$$\frac{dc_y}{d\dot{\alpha}_{ГО}} = 2 \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} k_{ГО} \frac{x_{фГО}}{b} \cdot \frac{S_{ГО}}{S}. \quad (31)$$

Визначення похідної коефіцієнта поздовжнього моменту за швидкістю зміни кута атаки

Для крил помірного звуження та стріловидності похідною коефіцієнта поздовжнього моменту за швидкістю зміни кута атаки можна знехтувати [2].

Для похідної коефіцієнта поздовжнього моменту горизонтального оперення за швидкістю зміни кута атаки на основі [6] можна визначити:

$$\frac{dc_m}{d\dot{\alpha}_{ГО}} = 2 \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} k_{ГО} \left(\frac{x_{фГО}}{b} \right)^2 \cdot \frac{S_{ГО}}{S}. \quad (32)$$

Визначення похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом відхилення руля висоти

При відхиленні руля висоти крива $c_{y_{ГО}} = f(\alpha_{ГО}, \delta_{РВ})$ зміщується еквідистантно, пропорційно куту відхилення руля [1]. Це суттєво полегшує аналітичний розрахунок похідної коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення за кутом атаки. Тоді величину коефіцієнта підйомної сили горизонтального оперення можна представити у вигляді:

$$c_{y_{ГО}} = \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} (\alpha_{ГО} + \eta_B \delta_{РВ}), \quad (33)$$

де $\eta_B \approx \sqrt{\frac{S_{РВ}}{S_{ГО}}}$ – коефіцієнт ефективності руля висоти, що виражає

залежність між кутом відхилення руля висоти та еквівалентним кутом відхилення всього оперення, що забезпечує ідентичний коефіцієнт підйомної сили;

$S_{РВ}$ – площа руля висоти; $\alpha_{ГО}$ – кут атаки горизонтального оперення; $\delta_{РВ}$ – кут відхилення руля висоти.

Візьмемо похідну від виразу (33) за кутом відхилення руля висоти

$$\begin{aligned} \frac{dc_{y_{ГО}}}{d\delta_{РВ}} &= \frac{d\left[\frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} (\alpha_{ГО} + \eta_B \delta_{РВ})\right]}{d\delta_{РВ}} = \\ &= \frac{d\left(\frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} \alpha_{ГО}\right)}{d\delta_{РВ}} + \frac{d\left(\frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} \eta_B \delta_{РВ}\right)}{d\delta_{РВ}} = \eta_B \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}}. \end{aligned} \quad (34)$$

Вклад коефіцієнта підйомної сили оперення у коефіцієнт підйомної сили літака можна визначити за допомогою виразу

$$c_y = c_{y_{ГО}} \frac{S_{ГО}}{S}. \quad (35)$$

Підставимо (35) у вираз (34), щоб врахувати взаємозв'язок між коефіцієнтом підйомної сили ГО та коефіцієнтом підйомної сили літака.

При цьому отримаємо

$$\frac{dc_y}{d\delta_{РВ}} = \eta_B \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} \frac{S_{ГО}}{S} = \frac{dc_y}{d\alpha_{ГО}} \sqrt{\left(\frac{S_{ГО}}{S}\right)^3}. \quad (36)$$

Визначення похідної коефіцієнта поздовжнього моменту за відхиленням руля висоти

Коефіцієнт поздовжнього моменту горизонтального оперення пов'язаний з коефіцієнтом підйомної сили оперення наступним співвідношенням [1]:

$$c_{m_{ГО}} = c_{y_{ГО}} \frac{L_{ГО}}{b}, \quad (37)$$

де $L_{ГО}$ плече горизонтального оперення; b – середня геометрична хорда.

Підставляючи (37) у (36), отримуємо вираз для похідної коефіцієнта поздовжнього моменту за кутом відхилення руля висоти

$$\frac{dc_m}{d\delta_{РВ}} = \frac{dc_y}{d\delta_{РВ}} \frac{L_{ГО}}{b}. \quad (38)$$

Висновки

В роботі розглянуті питання визначення похідних стійкості та керованості безпілотного літального апарату нормальної схеми з малою дозвуковою швидкістю польоту у поздовжньому каналі.

Запропоновано чисельно-аналітичний підхід до визначення похідних стійкості та керованості на основі аналізу результатів продувок моделей в аеродинамічній трубі та проведених аналітичних досліджень.

Отримані результати дають можливість аналізувати рух БПЛА у поздовжньому каналі, визначати коефіцієнти математичної моделі БПЛА, визначати характеристики стійкості та керованості БПЛА при проектуванні систем автоматичного керування,

Список використаної літератури

1. *Остославский И. В.* Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст]/Остославский И. В., Г. С. Калачев // М.: ОборонГиз, 1951 – 368 с.
2. *Roskam J.* Methods for estimating stability and control derivatives of conventional subsonic airplanes [Text]/ J. Roskam // The University of Kansas, 1971.
3. *Hoak D. E., Ellison D.E.* USAF Stability and Control Datcom. Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory. Wright Patterson Air Force Base, Ohio, 45433.
4. *Мхитарян А. М.* Аэродинамика [Текст]/А. М. Мхитарян // М.: Машиностроение, 1976 – 448 с.

5. *Toll T.A. and Queijo M.J.* Approximate Relations and Charts for Low Speed Stability Derivatives of Swept Wings. NACA Technical Note №1584. Langley, 1949.
6. *Roskam J.* Handbook for Estimating Roll Rate Stability Derivatives of Rigid Airplanes [Text]/ J. Roskam, R. Mullary, C. W. Sapp // CRES-FRL Report 68-006. The University of Kansas, 1968.