

## СЕКЦІЯ XVI. ТРАНСПОРТ ТА ТРАНСПОРТНІ ТЕХНОЛОГІЇ

### МОДЕЛЮВАННЯ КРУТКИ НЕПЛОСКОГО КРИЛА ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

**Капітанова Людмила Валеріївна**

*ORCID ID: 0000-0003-3878-6734*

Д-р. техн. наук, доцент, професор кафедри проектування літаків та вертольотів  
*Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», Україна*

**Рябков Віктор Іванович**

*ORCID ID: 0000-0001-6512-052X*

Д-р. техн. наук, професор, професор кафедри проектування літаків та вертольотів  
*Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», Україна*

**Кірносів Данило Сергійович**

*ORCID ID: 0000-0002-2288-2863*

аспірант кафедри проектування літаків та вертольотів  
*Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут», Україна*

**Вступ.** Головним при створенні нового літака та його модифікацій є проблема забезпечення високої аеродинамічної якості його крила, від якого безпосередньо залежать основні параметри літака: крейсерська швидкість, вантажопідйомність, дальність польоту з повним корисним навантаженням, злітно-посадкові характеристики та інші експлуатаційні показники літака. Існує кілька шляхів вирішення проблеми забезпечення якості крила літака [1]:

- вибір профілю (або набору прифілів) вздовж розмахів консолей;
- використання засобів механізації крила з його напіврозмаху.

Дуже ефективним напрямом підвищення аеродинамічної якості крила літака є формування форми крила на вигляд у плані та його геометрична крутка його місцевих хорд, що забезпечує еліптичний закон циркуляції швидкості обтікання за його напіврозмахом.

**Геометричних параметрів плоского крила за виглядом в плані.** Основним агрегатом, що створює підйомну силу літака, є його крило. Збільшення його несної здатності здійснюється вже на етапі компоновки літака різними способами: використання верхньоплану, оптимізацією форми геометричних параметрів плоского крила за виглядом в плані (рис.1) та багатьма іншими шляхами.

Кардинальним рішенням збільшення піднімальної сили крила є використання геометричної крутки та аеродинамічної крутки хорд крила за його напіврозмахом.

**Моделювання геометричної крутки місцевих хорд за напіврозмаху крила.**

**Геометрична крутка місцевих хорд.**

Геометрична крутка крила здійснюється з метою зниження індивідуального опору за виразом [2]:

$$B_M(\eta_i, \bar{z}_{H1}, \bar{\varepsilon}_i) \rightarrow B_{\min} = 1,016, \tag{1}$$

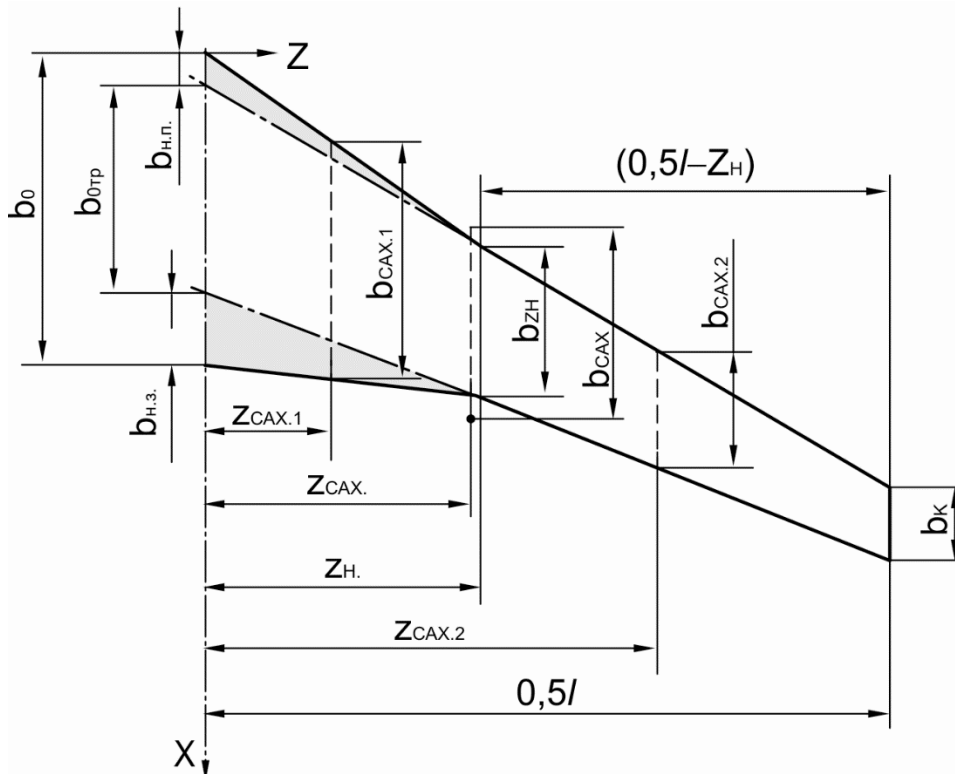
де  $\bar{\varepsilon}_i$  – відносні кути геометричної крутки і місцевих хорд простого трапецієподібного крила, які визначаються виразом:

$$\bar{\varepsilon}_{\text{тр}}^o = K_{\varepsilon \text{ тр}} \frac{(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{\bar{b}_{z \text{ тр}}}, \tag{2}$$

де  $K_{\varepsilon \text{ тр}}$  – установлювальний кут крила;

$\bar{\varepsilon}_{\text{тр}}^o$  – відносна величина кутів крутки місцевих хорд простого трапецієподібного крила по напіврозмаху крила;

$\bar{b}_{z \text{ тр}}$  – відносна величина поточної хорди за координатою  $\bar{z}$ .



**Рис. Основні геометричні параметри плоского крила за виглядом у плані: l – розмах крила; bi – хорди крила; zi – координати зламів крила**

Для крил, утворених кількома трапеціями за виглядом у плані, згідно з роботою [3] неважко визначити й кути геометричної скрученості місцевих хорд крил, план яких утворений двома і трьома трапеціями:

– на першій трапеції:

$$\bar{\varepsilon}_1 = \frac{2(\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1}(\eta_2\eta_3 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_c\bar{z}_{H1} - (\eta_c - \eta_2\eta_3)\bar{z}_i]}; \tag{3}$$

– на другій трапеції:

$$\bar{\varepsilon}_2 = \frac{2(\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1})[(\eta_c - \eta_3)\bar{z}_{H1}(\eta_2\eta_3 - 1)\bar{z}_{H1} - \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi\eta_3[\eta_2\bar{z}_{H2} - \bar{z}_{H1} - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i]} ; \quad (4)$$

– на третій трапеції:

$$\bar{\varepsilon}_3 = \frac{2(1 - \bar{z}_{H2})[(\eta_i - \eta_3)\bar{z}_{H1}(\eta_2\eta_3 - 1)\bar{z}_{H2} + \eta_3 + 1](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_3 - \bar{z}_{H2} - (\eta_3 - 1)\bar{z}_i]} . \quad (5)$$

**Висновок.** Наведені результати забезпечують еліптичний закон розподілу циркуляції швидкості по полу розмаху крила літака, що і приводить до зменшення індуктивного опору, тобто збільшенню аеродинамічної якості крила літака.

### Список використаних джерел:

1. Двейрін, О.З. Методологія формування предметної області модифікаційних змін у важкому транспортному літаку [Текст] / О.З. Двейрін, В.І. Рябков, Л.В. Капітанова, Д.С. Кірносів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2023. № 1 (185). С. 4–11. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.01. ISSN 1727-7337, eISSN 2663-2217.
2. Лось, О.В. Методологія погодження основних параметрів при глибоких модифікаційних змінах в літаках транспортної категорії [Текст] / О.В. Лось // Системи озброєння і військова техніка: науков.-техн. журнал Харківсько С. 81–85.
3. Los, A. Information Analysis of Modifications to Increase Fuel Efficiency in Regional Passenger Jets / A. Los, D. Tiniakov, L. Makarova // 2020 International Conference on Aeronautical Materials and Aerospace Engineering (AMAE 2020), 2020.05.14–05.17. China. – Режим доступу: <http://www.sasse.org>.