

УДК 629.7.025.58

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-380412201546101>

Д. М. Зінченко¹, доцент, к.т.н., О. О. Хомінич², аспірант

РОЗРАХУНКОВА ОЦІНКА НАЯВНОГО ДІАПАЗОНУ ЦЕНТРОВОК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗАМКНЕНОЇ ПРОСТОРОВОЇ СХЕМИ

En

Aircraft is a persistent overload if it independently, without pilot intervention to retain original overload flight mode and return to it after the termination of indignation.

Using panel-vortex method of symmetrical features (PANSIM) a complex of parametric studies of the impact position of the center of gravity in the center of gravity range aircraft with joined wing configuration changes depending on the length of the controls on the front and rear wings.

Depending on the position of the center of gravity in cruising flight configuration back centering determined based on the stock longitudinal static stability. For each spatial layout of the aircraft with joined wing configuration with rejected down the controls on the front wing and rejected up the controls on the rear wing and depending on their length changes in scope, is set to front centering value.

The settlement case to determine the front centering value landing is rejected with the controls, as in this case, the coefficients of lift and moment are most important, but downwash – the least.

When performing parametric studies to determine the front centering value, there were two cases of settlement: 1) controls placed only on the front wing span; 2) controls placed on the front wing and on the rear wing. Moreover, the scope of the controls on the rear wing did not exceed the scope of controls on the front wing.

¹ Національний технічний університет України “КПР”,
кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

² Національний технічний університет України “КПР”, факультет авіаційних і космічних систем

Ru

Исследуется продольная статическая устойчивость различных компоновок летательных аппаратов замкнутой пространственной схемы с помощью панельно-вихревого метода симметричных особенностей (PANSIM). Выполняется комплекс параметрических исследований по влиянию положения центра тяжести на значение диапазона центровок ЛА замкнутой пространственной схемы в зависимости от изменения длины органов управления на переднем и заднем крыле.

Вступ

Літальний апарат (ЛА) називається стійким по перевантаженню, якщо він самостійно, без втручання пілота, прагне зберегти перевантаження вихідного режиму польоту і повернутися до нього після припинення дії обурення [1].

Згідно з [2] можна записати кількісну характеристику повздовжньої статичної стійкості ЛА:

$$m_z^{c_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T). \quad (1)$$

Часткова похідна від коефіцієнта повздовжнього моменту по коефіцієнту підйомної сили $m_z^{c_y}$, чисельно рівна відстані між фокусом та центром мас ЛА, називається *ступеню повздовжньої статичної стійкості ЛА по перевантаженню*.

Як видно з виразу (1), $m_z^{c_y}$ залежить від положення центра мас ЛА – його центрівки. При переміщенні центра мас назад ступінь повздовжньої статичної стійкості зменшується, а вперед – збільшується.

Для визначення задньої центрівки $x_{T.z.}$ необхідно, щоб ЛА мав деякий мінімальний запас повздовжньої статичної стійкості по перевантаженню ($m_z^{c_y} = -0,08... - 0,1$).

Передньою центрівкою $x_{T.n.}$ ЛА називають таке положення центра мас, при якому ще вдається забезпечити балансування моментів при найбільшому допустимому значенні $c_{y_{max}}$. Розрахунковим випадком для визначення передньої центрівки є посадка з відхиленими органами керування, оскільки в цьому випадку коефіцієнти підйомної сили c_y та моменту $|m_{z0}|$ мають найбільше значення, а скіс потоку – найменше. При розрахунку передньої центрівки ЛА органи керування потрібно відхиляти не на гранично допустимі значення, а на деяку меншу величину, оскільки ЛА мусить мати визначний запас відхилення органів керування для подолання моменту сил інерції. Іншими словами, при передній центрівці потрібно забезпечити можливість не тільки прямолінійного польоту, але і польоту з траєкторією, що викривлена вгору [3].

Таким чином для ЛА існує деякий діапазон центрівок, всередині якого може бути забезпечений стійкий політ по прямолінійній траєкторії.

Постановка задачі

Проблемою даного дослідження є вплив положення центру ваги на значення діапазону центрівок $\Delta \bar{x}_T$ ЛА замкненої просторової схеми в залежності від зміни довжини органів керування l_3 на передньому та задньому крилі.

Актуальність роботи визначається потребою в збільшенні діапазону центрівок шляхом реалізації ЛА замкненої просторової схеми, що дозволить забезпечити виконання цільової функції ЛА з більшою ефективністю в порівнянні з ЛА класичної схеми.

Метою досліджень є визначення повздовжньої статичної стійкості ЛА замкненої просторової схеми в порівнянні із класичною схемою та аналіз впливу розміщення органів керування на передньому та задньому крилі ЛА замкненої просторової схеми на значення діапазону центрівок.

Планування експерименту

При дії на ЛА короткочасного висхідного пориву вітру, що має швидкість W (рис.1), кут атаки змінюється на величину $\Delta\alpha \approx \operatorname{tg}\alpha = W/V$, що викликає приріст підйомної сили ΔY , яка прикладена у фокусі літака. У результаті виникне стабілізуючий момент $\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta\alpha$, напрямком якого визначає початкову тенденцію у русі літака.

Якщо центр мас літака O знаходиться попереду фокуса $x_F > x_T$ (рис. 1, а), то при збільшенні кута атаки ($\Delta\alpha > 0$) на ЛА буде діяти пікіруючий момент $\Delta M_z < 0$, а при зменшенні ($\Delta\alpha < 0$) – кабріруючий момент $\Delta M_z > 0$. В обох випадках відношення $\Delta M_z / \Delta\alpha < 0$, а ЛА прагне самостійно, без втручання пілота відновити вихідний кут атаки α , тобто ЛА володіє статичною стійкістю по куту атаки або по перевантаженню.

Якщо забезпечити таке завантаження ЛА, при якому центр мас O буде перебувати позаду фокусу $x_F < x_T$ (рис 1. в), то при збільшенні кута атаки ($\Delta\alpha > 0$) на ЛА буде діяти кабріруючий момент $\Delta M_z > 0$, а при зменшенні ($\Delta\alpha < 0$) – пікіруючий $\Delta M_z < 0$. В обох випадках відношення $\Delta M_z / \Delta\alpha > 0$, і ЛА прагне ще більше відхилитися від початкового стану рівноваги, тобто ЛА не буде володіти статичною стійкістю по перевантаженню [2].

Якщо центр мас літака збігається з фокусом $x_F = x_T$ (рис 1. б), то при зміні кута атаки момент тангажа $\Delta M_z = 0$. У цьому випадку літак статично нейтральний, $\Delta M_z / \Delta\alpha = 0$.

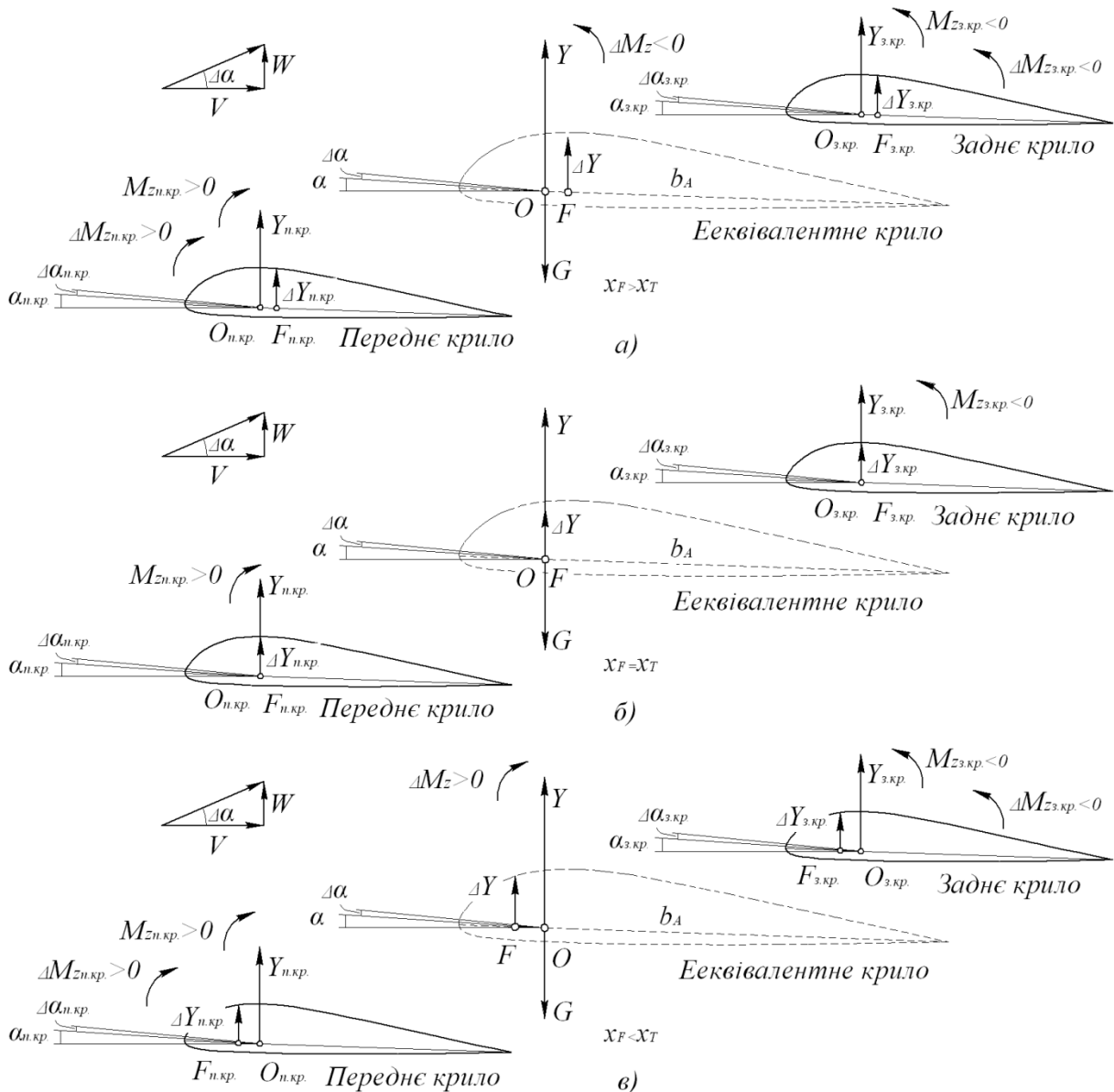


Рис. 1. Реакція ЛА замкненої просторової схеми на зміну кута атаки:
 а) – статично стійкий; б) – статично нейтральний;
 в) – статично нестійкий

Оскільки стабілізуючий момент дорівнює

$$\Delta M_z = \Delta m_z q S b_{CAH}, \quad (2)$$

де Δm_z – коефіцієнт стабілізуючого моменту, q – швидкісний напір, S – площа крила, m^2 , b_{CAH} – середня аеродинамічна хорда, м, а величина $q S b_{CAH}$ завжди позитивна, то знак моменту ΔM_z визначається знаком коефіцієнта моменту Δm_z . Відношення $\Delta M_z / \Delta \alpha$ для статичної стійкості можна записати в наступному вигляді:

$$\frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} = m_z^{c_y}. \quad (3)$$

З виразу (3) очевидно, якщо $m_z^{c_y} < 0$ – ЛА статично стійкий, при $m_z^{c_y} = 0$ – нейтральний та при $m_z^{c_y} > 0$ – статично нестійкий.

Вплив положення центру тяжіння на значення діапазону центрівок ЛА замкненої просторової схеми в залежності від зміни довжини органів керування на передньому та задньому крилі визначено за допомогою панельно-вихрового методу симетричних особливостей (PANSIM) [4].

Діапазон центрівок ЛА замкненої просторової схеми визначено відповідно до співвідношення [4]:

$$\Delta x_T = \frac{x_{T.з.} - x_{T.п.}}{b_A}, \quad (4)$$

де b_A — 1,4 м – середня аеродинамічна хорда (САХ) крила (прийнята рівною САХ крила ЛА А-20).

В залежності від положення центру тяжіння в крейсерській польотній конфігурації при $\delta_3 = 0^\circ$ визначена задня центрівка $x_{T.з.}$, виходячи із запасу поздовжньої статичної стійкості ($m_z^{c_y} = -0,08 \dots -0,1$) [4].

Для кожної компоновки ЛА замкненої просторової схеми (рис. 2) з відхиленими вниз органами керування $\delta_3 = 20^\circ$ на передньому крилі та відхиленими вгору органами керування $\delta_3 = 20^\circ$ на задньому крилі та в залежності від зміни їх довжини по розмаху визначено значення передньої центрівки $x_{T.п.}$.

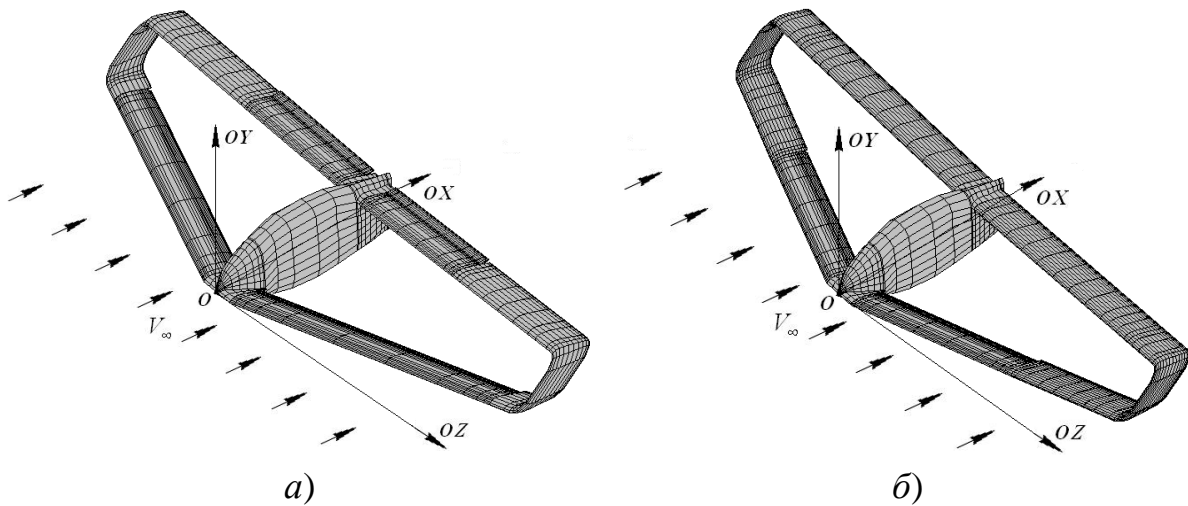


Рис. 2. Розрахункові моделі ЛА замкненої просторової схеми з відхиленими органами керування на передньому ($l_3 = 0,9l_{п.кр.}$) та задньому крилі ($l_3 = 0,5l_{з.кр.}$) (а) та з відхиленими органами керування тільки на передньому крилі ($l_3 = 0,6l_{п.кр.}$) (б)

При виконанні параметричних досліджень по визначенню $x_{Т.п.}$, мали місце два розрахункові випадки: 1) органи керування розміщувалися тільки на передньому крилі розмахом від $0,5l_{п.кр.}$ до $0,9l_{п.кр.}$; 2) органи керування розміщувалися на передньому крилі розмахом від $0,6l_{п.кр.}$ до $0,9l_{п.кр.}$ та на задньому крилі розмахом від $0,4l_{з.кр.}$ до $0,9l_{з.кр.}$. Причому, розмах органів керування на задньому крилі не перевищував розмах органів керування на передньому крилі.

Схема відхилення органів керування на передньому та задньому крилі ЛА замкненої просторової схеми показана на рис. 3.

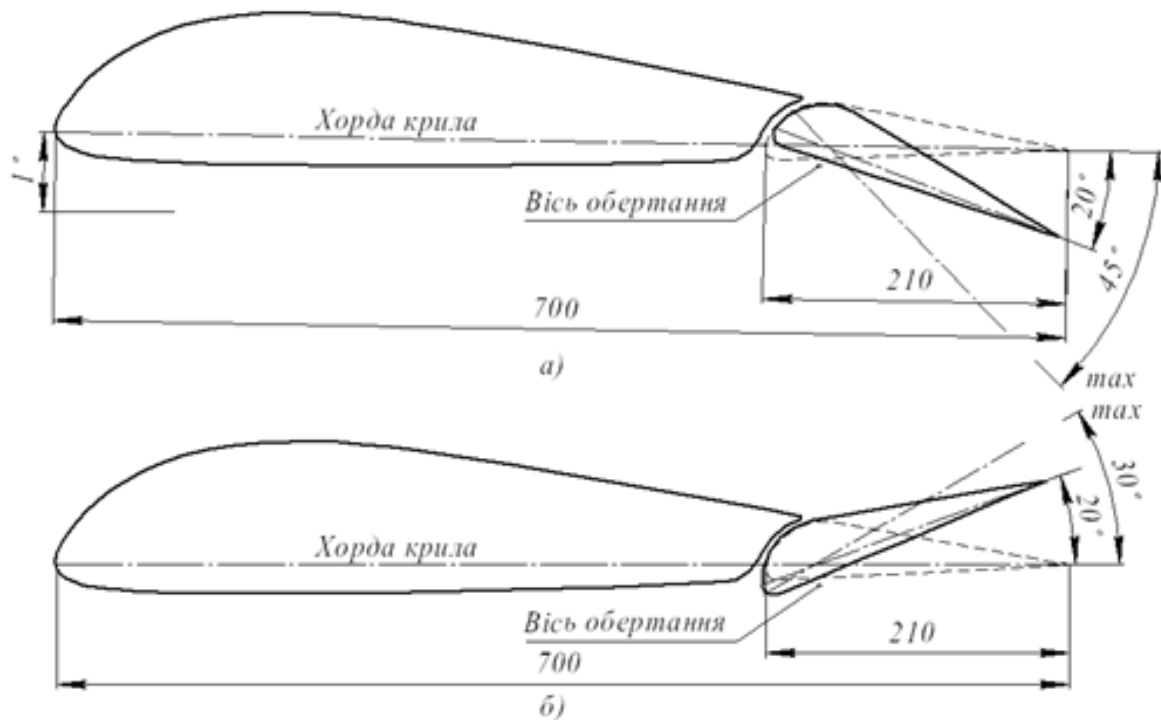


Рис. 3. Схема відхилення органів керування на передньому (а) та задньому (б) крилі ЛА замкненої просторової схеми

Геометричні дані ЛА замкненої просторової схеми для розрахунку приведені нижче в табл. 1.

Таблиця 1.

Геометричні дані ЛА замкненої просторової схеми

Найменування параметру	Значення
Профіль крила	P3-15
Площа переднього і заднього крила $S_{кр}$, м ²	7,98
САХ переднього і заднього крила b_A , м	0,7
Розмах переднього і заднього крила $l_{кр}$, м	11,4
Кут установки переднього крила $\varphi_{п.кр.}$, °	1

Найменування параметру	Значення
Кут установки заднього крила $\varphi_{з.кр.}, ^\circ$	0
Стрілоподібність переднього крила, $\chi_{п.кр.}, ^\circ$	25
Стрілоподібність заднього крила, $\chi_{з.кр.}, ^\circ$	0
Кут V-подібності заднього крила $\psi_{з.кр.}, ^\circ$	1,1
Кут V-подібності переднього крила $\psi_{п.кр.}, ^\circ$	1,1
Площа міделю фюзеляжу $S_{мід}, м^2$	0,834
Положення центра тяжіння по осі $OY Y_c, м$	0,58

Результати

На даному етапі дослідницької роботи отримані результати основних аеродинамічних характеристик при $Re = 4,24 \cdot 10^6$, $M = 0,13$, побудовані графіки залежностей та визначено діапазон центрівок ЛА замкненої просторової схеми.

На рис. 4 показані графіки залежностей аеродинамічної якості $K = f(c_y)$ та параметра $K/\sqrt{c_y} = f(c_y)$ для визначення діапазону коефіцієнта підйомної сили в крейсерській конфігурації $c_{y.кр.}$, в якому визначається похідна $m_z^{c_y}$.

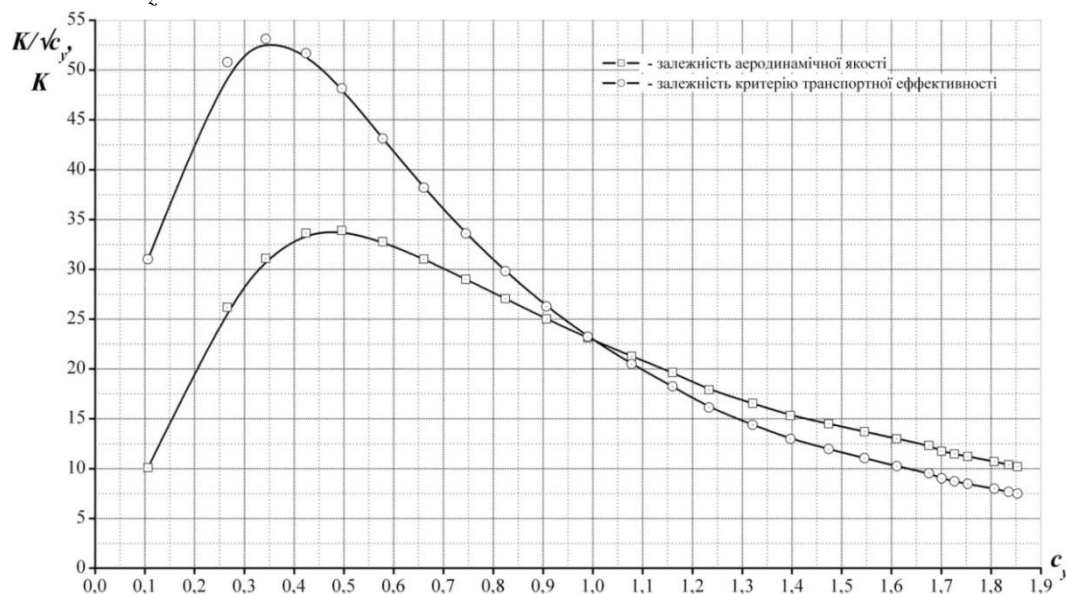


Рис. 4. Графіки залежностей $K = f(c_y)$ та $K/\sqrt{c_y} = f(c_y)$

Значення коефіцієнта підйомної сили в крейсерській конфігурації $c_{y.кр.}$ (як видно з графіків рис. 4) знаходиться в межах $c_{y.кр.} \approx 0,3 \dots 0,55$.

В залежності від положення центру ваги в крейсерській польотній конфігурації при $\delta_z = 0^\circ$ визначено $x_{T.z.}$ (рис. 5). При визначенні похідної $m_z^{c_y}$ в діапазоні $c_{y.kr.}$ ЛА замкненої просторової схеми: нейтральний при $x_T = 1,65$ м ($m_z^{c_y} \approx 0$); не стійкий при $x_T > 1,65$ м ($m_z^{c_y} > 0$); має мінімальний запас повздовжньої статичної стійкості ($m_z^{c_y} = -0,082$) при $x_T = 1,6$ м.

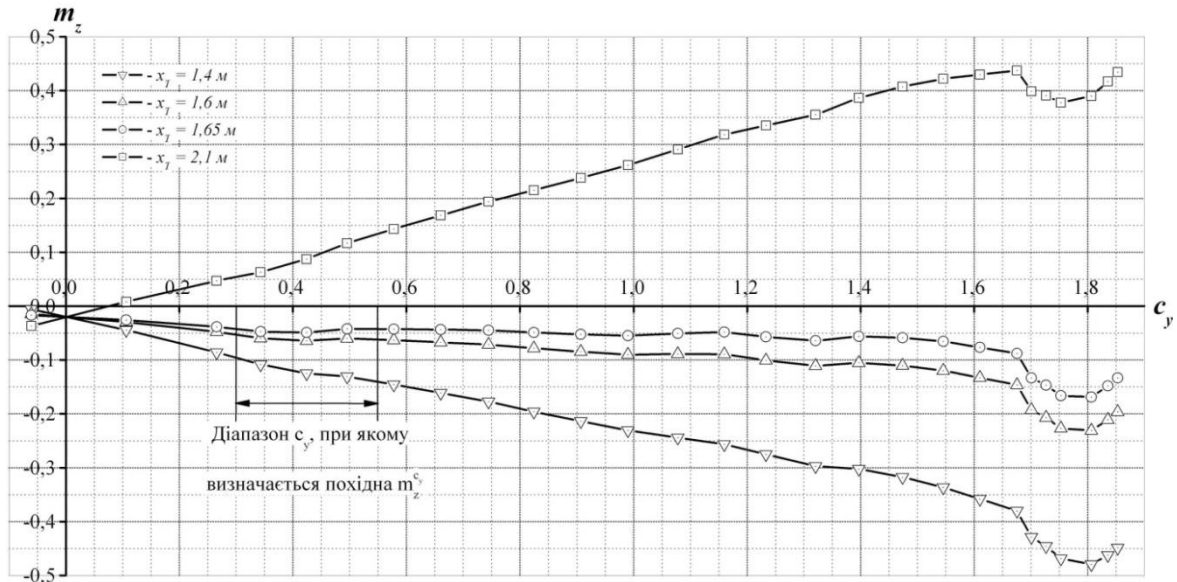


Рис. 5. Графіки залежностей $m_z = f(c_y)$ для визначення $x_{T.z.}$

Таким чином, задня центрівка $x_{T.z.}$ відповідає положенню центра тяжіння ЛА $x_T = 1,6$ м.

В залежності від положення центру тяжіння для кожної компоновки ЛА замкненої просторової схеми з відхиленими органами керування та в залежності від зміни їх довжини по розмаху, визначено значення передньої центрівки $x_{T.n.}$.

В роботі приведений один розрахунковий випадок для визначення $x_{T.n.}$ з відхиленими органами керування. На рис. 6 показано графік залежності $c_y = f(\alpha)$ для конфігурації з відхиленими органами керування на передньому ($l_z = 0,7l_{n.kr.}$) та задньому ($l_z = 0,4l_{z.kr.}$) крилі ЛА замкненої просторової схеми для визначення максимального коефіцієнта підйомної сили $c_{y.max}$ та відповідного йому кута звалювання $\alpha_{зв.}$. Значенню $c_{y.max}$ (як видно з графіка $c_y = f(\alpha)$) відповідає кут звалювання $\alpha_{зв.} = 16^\circ$.

На рис. 7 в залежності від положення центру тяжіння приведені графіки залежностей $m_z = f(\alpha)$ для конфігурації з відхиленими органами керування на передньому ($l_z = 0,7l_{n.kr.}$) та задньому ($l_z = 0,4l_{z.kr.}$) крилі ЛА замкненої просторової схеми.

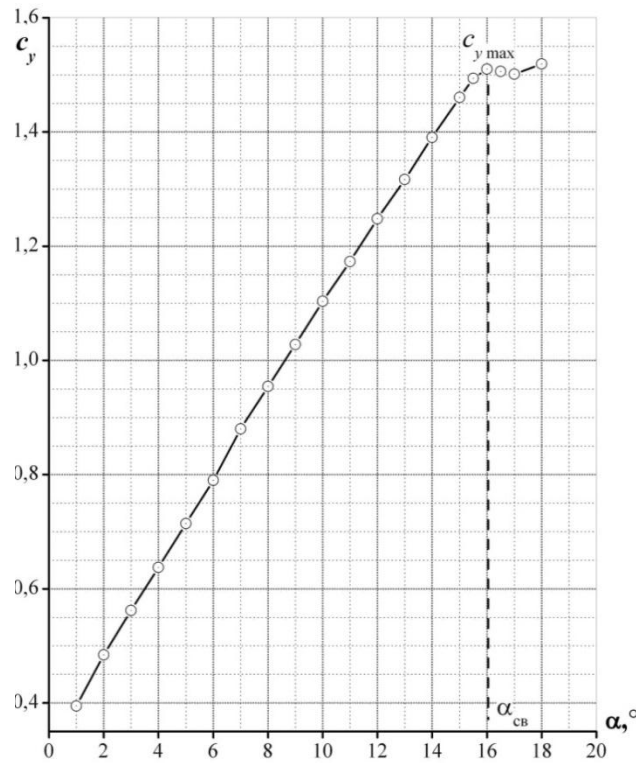


Рис. 6. Графік залежності $c_y = f(\alpha)$ для конфігурації з відхиленими органами керування на передньому ($l_{з.} = 0,7l_{н.кр.}$) та задньому ($l_{з.} = 0,4l_{з.кр.}$) крилі ЛА замкненої просторової схеми

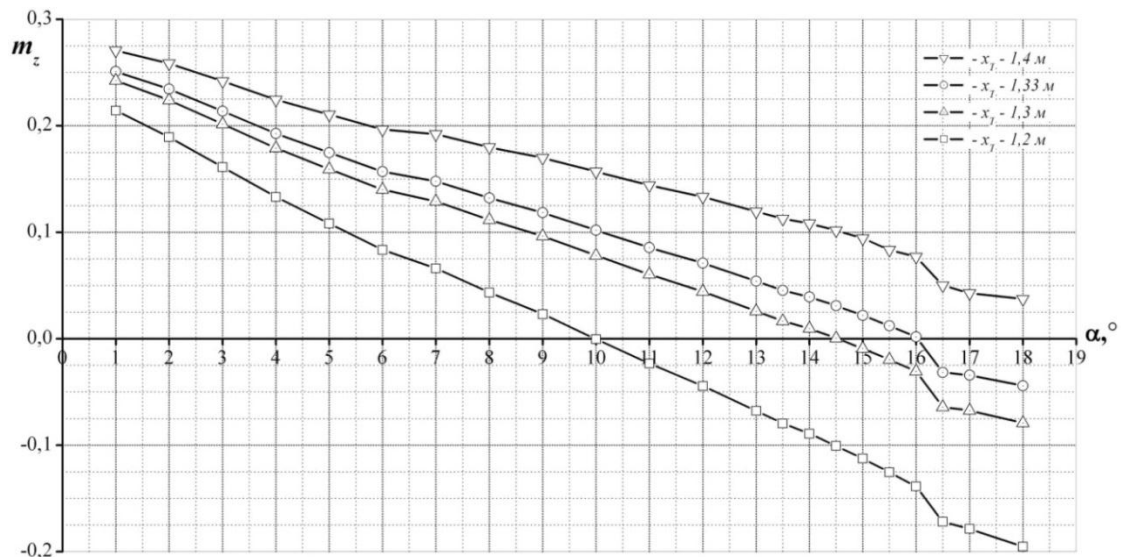


Рис. 7. Графіки залежностей $m_z = f(\alpha)$ для визначення $x_{T.n.}$ для конфігурації з відхиленими органами керування на передньому ($l_{з.} = 0,7l_{н.кр.}$) та задньому ($l_{з.} = 0,4l_{з.кр.}$) крилі ЛА замкненої просторової схеми

Для визначення $x_{T.n.}$ необхідно виконання наступної умови, щоб коефіцієнт повздовжнього статичного моменту був рівний нулю $m_z = 0$ при $\alpha_{36} = 16^\circ$.

Аналізуючи графік залежності $c_y = f(\alpha)$ можна побачити, що: при $x_T = 1,33$ м $m_z = 0$; при $x_T \neq 1,33$ м $m_z \neq 0$.

Таким чином передня центрівка $x_{T.n.}$ відповідає положенню центра тяжіння ЛА $x_T = 1,33$ м для даної польотної конфігурації.

В табл. 2 представлені значення передньої центрівки та діапазону центрівок, розрахованих згідно (4), для всіх розрахункових варіантів ЛА замкненої просторової схеми в залежності від зміни розмаху відхилених органів керування на передньому і задньому крилі.

Таблиця 2.

Значення передньої центрівки та діапазону центрівок в залежності від зміни розмаху відхилених органів керування на передньому і задньому крилі ЛА замкненої просторової схеми

$l_3, \text{ м}$	-	$0,5l_{n.кр.}$	$0,6l_{n.кр.}$	$0,7l_{n.кр.}$	$0,8l_{n.кр.}$	$0,9l_{n.кр.}$
$x_{T.n.}, \text{ м}$		1,55	1,53	1,51	1,5	1,49
$\overline{\Delta x_T}$		3,6 %	5 %	6,4 %	7,1 %	7,9 %
$l_3, \text{ м}$	$0,9l_{n.кр.}$ та $0,4l_{з.кр.}$	$0,9l_{n.кр.}$ та $0,5l_{з.кр.}$	$0,9l_{n.кр.}$ та $0,6l_{з.кр.}$	$0,9l_{n.кр.}$ та $0,7l_{з.кр.}$	$0,9l_{n.кр.}$ та $0,8l_{з.кр.}$	$0,9l_{n.кр.}$ та $0,9l_{з.кр.}$
$x_{T.n.}, \text{ м}$	1,3	1,24	1,17	1,13	1,09	1,04
$\overline{\Delta x_T}$	21,4 %	25,7 %	30,7 %	33,6 %	36,4 %	40 %
$l_3, \text{ м}$	$0,8l_{n.кр.}$ та $0,4l_{з.кр.}$	$0,8l_{n.кр.}$ та $0,5l_{з.кр.}$	$0,8l_{n.кр.}$ та $0,6l_{з.кр.}$	$0,8l_{n.кр.}$ та $0,7l_{з.кр.}$	$0,8l_{n.кр.}$ та $0,8l_{з.кр.}$	-
$x_{T.n.}, \text{ м}$	1,32	1,25	1,18	1,14	1,1	
$\overline{\Delta x_T}$	20 %	25 %	30 %	32,9 %	35,7 %	
$l_3, \text{ м}$	$0,7l_{n.кр.}$ та $0,4l_{з.кр.}$	$0,7l_{n.кр.}$ та $0,5l_{з.кр.}$	$0,7l_{n.кр.}$ та $0,6l_{з.кр.}$	$0,7l_{n.кр.}$ та $0,7l_{з.кр.}$	-	-
$x_{T.n.}, \text{ м}$	1,33	1,26	1,19	1,15		
$\overline{\Delta x_T}$	19,3 %	24,3 %	29,3 %	32,1 %		
$l_3, \text{ м}$	$0,6l_{n.кр.}$ та $0,4l_{з.кр.}$	$0,6l_{n.кр.}$ та $0,5l_{з.кр.}$	$0,6l_{n.кр.}$ та $0,6l_{з.кр.}$	-	-	-

Розділ 2. Механіка

$x_{T.n.}, \text{ м}$	1,34	1,27	1,2			
$\bar{\Delta x}_T$	18,6 %	23,6 %	28,6 %			

Для порівняльного аналізу діапазону центрівок взято положення центра тяжіння ЛА А-20. Значення задньої центрівки ЛА А-20 дорівнює $\bar{x}_{T.z.} = 37\%$, значення передньої центрівки – $\bar{x}_{T.n.} = 18\%$. Діапазон центрівок ЛА А-20 дорівнює:

$$\bar{\Delta x}_T = \bar{x}_{T.z.} - \bar{x}_{T.n.} = 18\%.$$

Висновки

В ході проведення дослідження визначено вплив положення центру ваги ЛА замкненої просторової схеми на значення задньої центрівки в крейсерській польотній конфігурації та на значення передньої центрівки в залежності від зміни довжини відхилених органів керування на передньому та задньому крилі. Отримано діапазон центрівок ЛА замкненої просторової схеми, всередині якого може бути забезпечений стійкий політ по прямолінійній траєкторії.

Проведені параметричні дослідження дозволяють зробити наступні висновки:

- Отримано діапазон центрівок ЛА замкненої просторової схеми, котрий дорівнює від $\bar{\Delta x}_T = 19\% \text{ САХ}$ до $\bar{\Delta x}_T = 40\% \text{ САХ}$ в залежності від зміни довжини відхилених органів керування на передньому та задньому крилі, має більше значення в порівнянні з ЛА класичної схеми ($\bar{\Delta x}_T = 18\% \text{ САХ}$ для ЛА А-20).
- Розташування органів керування тільки на передньому крилі ЛА замкненої просторової схеми (від $l_3 = 0,4l_{n.kp.}$ до $l_3 = 0,9l_{n.kp.}$) змінює діапазон центрівок в межах від $\bar{\Delta x}_T = 4\% \text{ САХ}$ до $\bar{\Delta x}_T = 8\% \text{ САХ}$.
- Розташування органів керування розмахом $l_3 = 0,9l_{з.кр.}$ на передньому та на задньому крилах розмахом від $l_3 = 0,4l_{з.кр.}$ до $l_3 = 0,9l_{з.кр.}$ ЛА замкненої просторової схеми змінює діапазон центрівок в межах від $\bar{\Delta x}_T = 21\% \text{ САХ}$ до $\bar{\Delta x}_T = 40\% \text{ САХ}$ відповідно.

Список використаних джерел

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев Под ред. С. М. Егера // — 3-е изд., пераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
2. Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учеб. для вуз. — М.: Транспорт. 1990. — 392 с.

3. *Остославский И. В.* Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. / И. В. Остославский, И. В. Стражева// М.: Машиностроение, 1965 г. 468 с.
4. *Зинченко Д. Н.* Методика расчета аэродинамических характеристик самолета с механизированным суперкритическим крылом [Текст]: автореф. дис. канд. техн. наук: 05.07.01/ Д. Н. Зинченко// – Киев, 2007. 150 с.