

## **ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА-НОСІЯ НА ЕТАПАХ ВІДДІЛЕННЯ ВІД НЬОГО РАКЕТИ-НОСІЯ**

### **Вступ**

Останнім часом за кордоном з'явилась велика кількість робіт, присвячених проблемам аеродинамічної взаємодії літака-носія і підвісних вантажів [1, 2]. Це пов'язано з подальшим розвитком авіаційної техніки і розширенням кола задач, вирішуваних сучасними літаками-носіями для старту з борту ракет, що виводять на орбіту супутники різного призначення [1, 2]. Для транспортування і старту вантажів використовуються різні способи їх розміщення на літаку-носію: внутрішньофюзеляжний, конформний, зовнішній [3].

Розвитку і вдосконаленню методів проведення експериментальних досліджень інтерференції системи «літак-носій-вантаж» в аеродинамічних трубах в даний час як за кордоном, так і в Україні приділяється велика увага [3 ...5].

Відомі дані про використання в Росії модифікованого літака-носія МіГ-31, для старту ракети-носія для виведення супутників малого класу [3]. Подібні роботи проводились також і в США, де в якості носія використовувався модифікований літак F-15 [1].

### **Постановка задачі**

Метою роботи є визначення аеродинамічних характеристик літака-носія в процесі відділення крупногабаритного вантажу з урахуванням інтерференційної взаємодії вантажа і носія сітковим методом [4] на малих дозвукових швидкостях.

Об'єктом дослідження є аеродинамічна взаємодія літака-носія і вантажа, відокремлюваного з його нижньої поверхні на малих дозвукових швидкостях.

### **Опис експериментальних моделей**

На рис. 1 показана аеродинамічна компоновка літака-носія Су-30 з підвішеною на нижній поверхні ракетою-носієм (РН) малого класу.

Модель РН виконана з дерева та пофарбована в білий колір. На нижній поверхні моделі літака-носія між мотогондолами встановлений вузол підвіски моделі РН, що дозволяє проводити дослідження в загальній

компоновці (рис.1), а також процес взаємодії літака-носія і РН, відокремлюваного з нижньої поверхні ЛА.

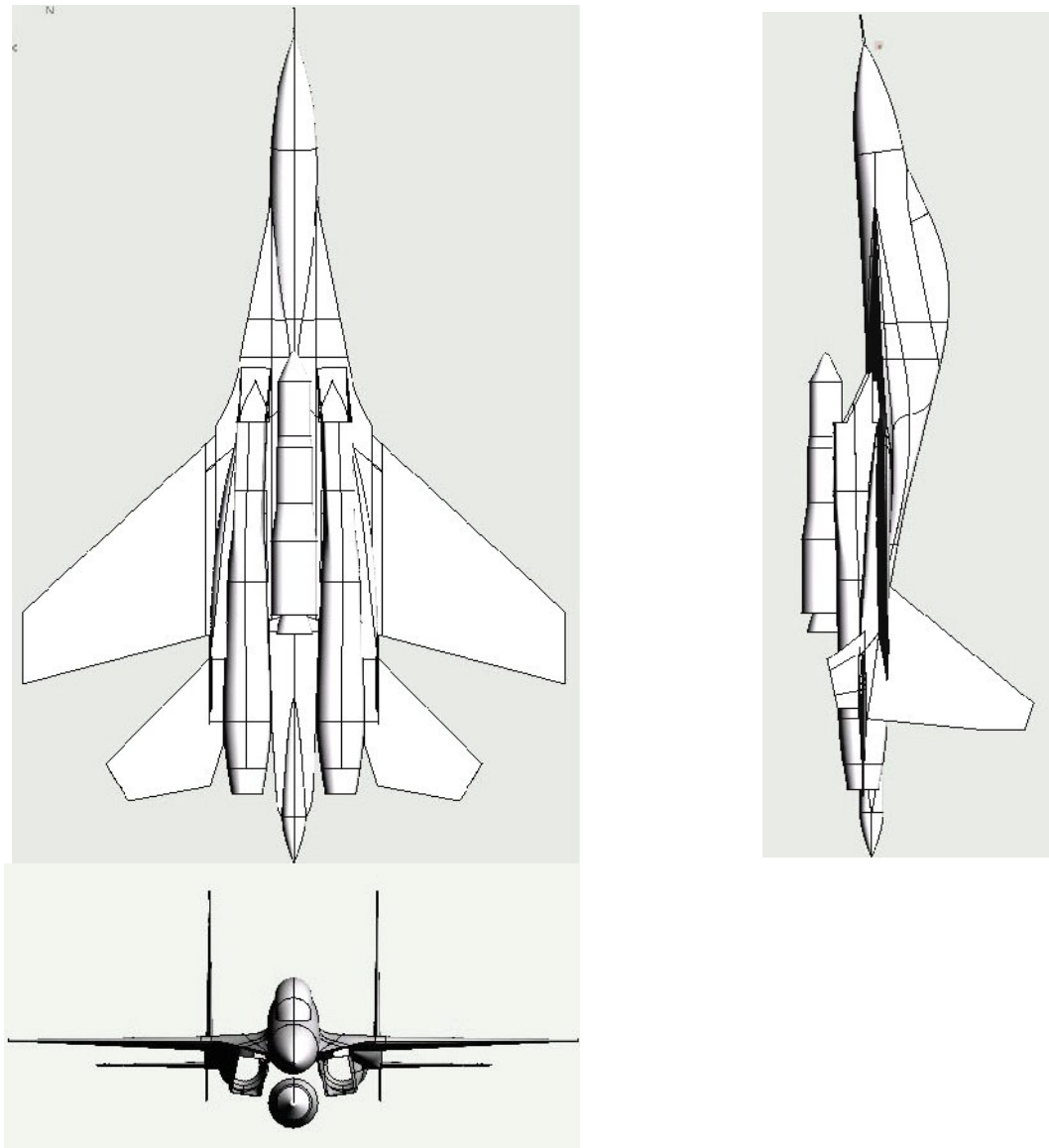


Рис. 1. Аеродинамічна компоновка літака-носія з ракетою-носієм

На моделі ракети передбачений також вузол кріплення моделі до координатного приладу, що дозволяє змінювати положення моделі ракети відносно моделі носія в площині  $Oxy$  (рис. 2) при дослідженні процесу відділення РН від носія.

### Опис експериментальної установки

Для дослідження аеродинамічних характеристик літака-носія і відокремлюваного від його верхньої поверхні РН на базі аеродинамічної труби [5], авторами була розроблена експериментальна установка, принципова схема якої показана на рис. 2.

Експериментальна установка включає в себе дозвукову прямоточну аеродинамічну трубу с закритою робочою частиною і розмірами  $0.8 \times 0.8 \times 1.2 \text{ м}^3$ . Швидкість потоку в робочій частині  $V_\infty = 5 \dots 30 \text{ м/с}$ , критичне число Рейнольдса для кулі діаметром 120мм складає  $Re_{кр} = 2,1 \cdot 10^5$  [5]. Експериментальна установка доопрацьована для досліджень аеродинамічних характеристик моделі літака-носія і відокремлюваного від його нижньої поверхні вантажа. На рис. 2 показано: 1 - аеродинамічні терези 2КВТ-2; 2 – нижня стінка робочої частини АДТ; 3 – модель літака Су-30 (М 1:48); 4 – модель літака-носія (пунктиром показаний рух центра мас моделі РН), 5 – координатний прилад для переміщення моделі РН.

### **Методика проведення експериментальних досліджень**

Модель літака-носія (3) закріплюється в робочій частині аеродинамічної труби на важільних механічних терезах 2КВТ-2 (1). Модель ракети-носія (РН) (4) має власну (рухому відносно моделі носія) державку, яка розташована на координатному приладі (5). Аеродинамічні сили і поздовжній момент, діючі на модель літака, вимірюються важільними терезами 2КВТ-2 при перестановці моделі РН в окремі точки простору під носієм у вузлах просторової сітки.

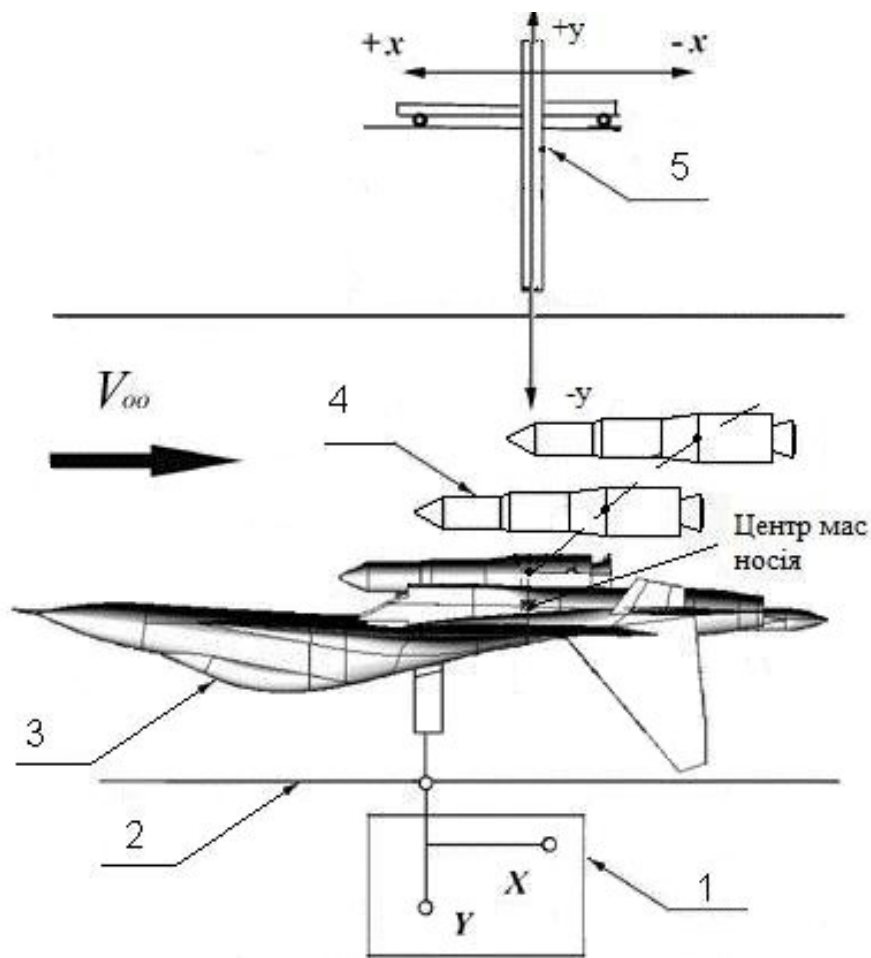


Рис. 2. Принципова схема експериментальної установки

На першому етапі визначались аеродинамічні характеристики системи «модель носія і модель РН», жорстко закріпленої під моделлю носія.

Таблиця 1.

Програма досліджень

$V_{\infty}, \text{м/с}$	$\alpha, ^\circ$	Варіант розміщення моделі РН	Примітка
<b>Етап 1</b>			
30.0	- 4...+14	Ізольований літак-носій	$\Delta\alpha = 2^\circ$
		Ізольована РН	$\Delta\alpha = 2^\circ$
30.0	- 4...+14	Літак-носій + РН	$\Delta\alpha = 2^\circ$
<b>Етап 2</b>			
30.0	4	Літак-носій + РН	Відділення від носія

На другому етапі досліджувався вплив моделі РН на модель літака носія. Модель носія встановлювалась у робочій частині аеродинамічної труби під кутами атаки  $\alpha = 4^\circ$  та  $\alpha = 8^\circ$ . Відділення моделі РН від моделі

носія здійснювалось за допомогою координатного приладу (5) у відповідності до заданих координат сітки в площині  $Ox_a y_a$  (рис. 3).

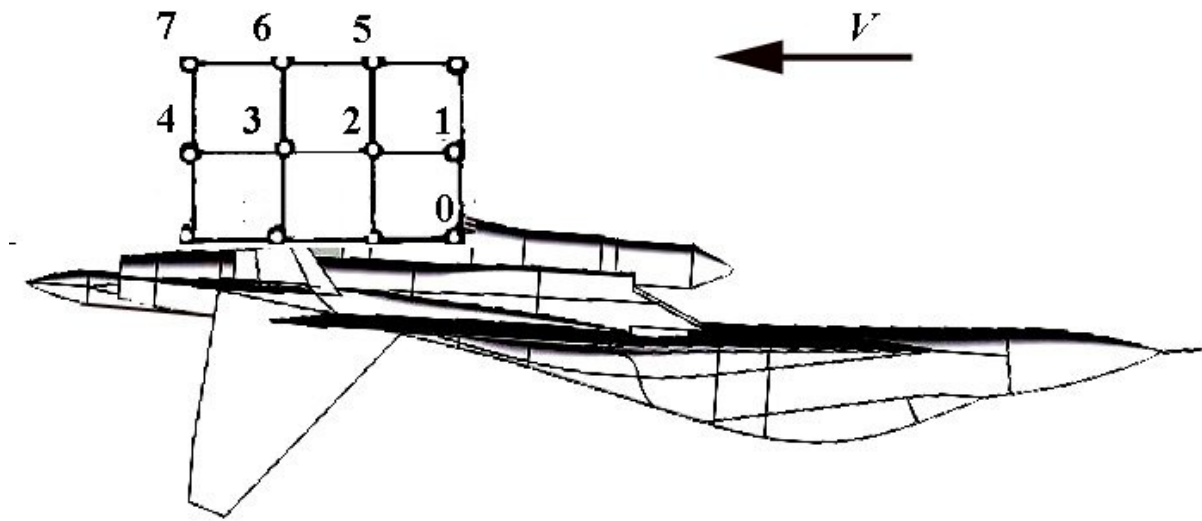


Рис. 3. Координатна сітка, у вузлах якої знаходився центр мас моделі РН при визначенні характеристик моделі літака-носія

В кожній із вимірювальних точок визначались аеродинамічні сили і поздовжній момент літака-носія в функції відносного віддалення моделі РН вздовж осей  $Ox_a, Oy_a$ . Початок координатної сітки знаходився в центрі мас моделі РН, встановленої на нижній поверхні носія між мотогондолами двигуна (рис. 2). Початкові координати центра мас моделі РН:

$x_0 = 12.00$  м відносно носка ЛА;

$y_0 = 1.28$  м відносно СГФ.

**Таблиця 2.**

Координати вузлів сітки, в яких вимірюються аеродинамічні сили і поздовжній момент вантажа

№ точки	$\Delta x, \text{м}$	$\Delta y, \text{м}$
0	0	1.28
1	0	1.28
2	1.28	1.28
3	2.56	1.28
4	3.84	1.28
5	1.28	2.56
6	2.56	2.56
7	3.84	2.56

Аеродинамічні сили, діючі на модель літака-носія, замірювались за допомогою штатних важільних терезів 2КВТ-2.

## Результати експериментальних досліджень

За результатами експерименту будувались залежності  $\Delta c_{ya}, c_{xa}, m_z = f(\alpha)$  (рис. 4...7). Потім, на підставі отриманих результатів визначались залежності вказаних коефіцієнтів від поточних координат  $x, y$  центра мас рухомого вантажа для однакових кутів атаки (табл. 3, табл. 4).

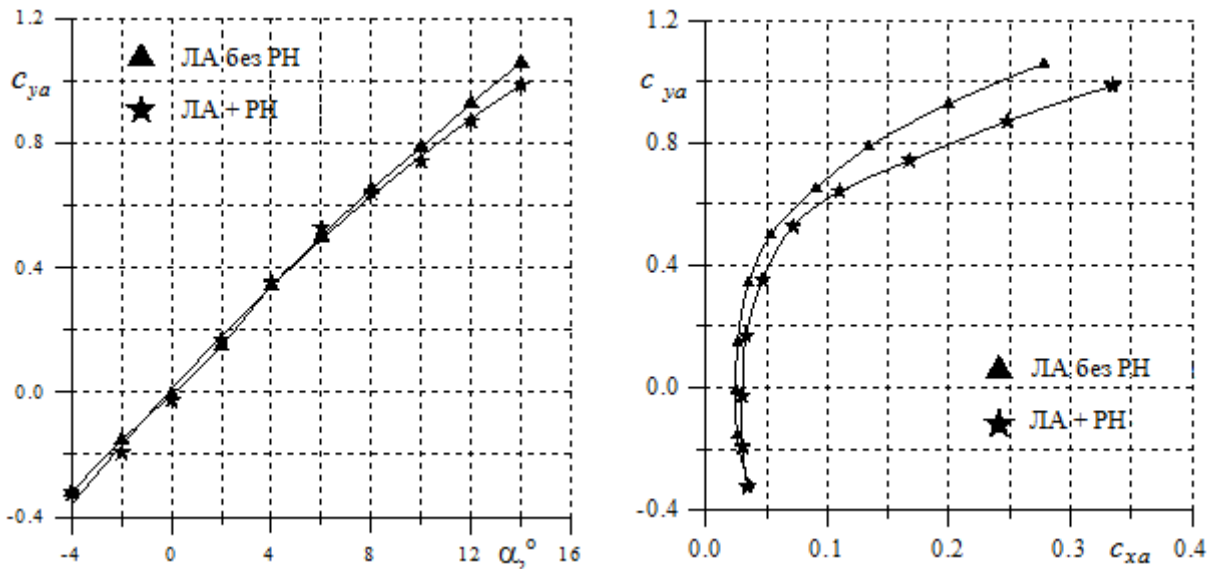


Рис. 4. Залежність коефіцієнта підйомної сили  $c_{ya} = f(\alpha)$  і полярні літака-носія без РН і з підвішеною під нього РН

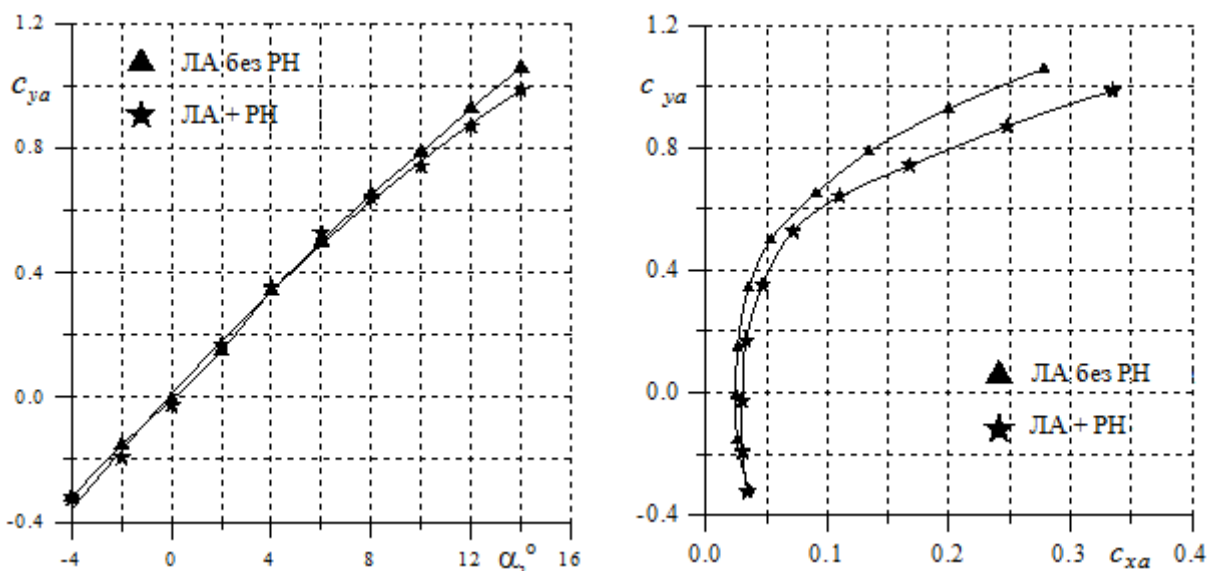


Рис. 4. Залежність коефіцієнта підйомної сили  $c_{ya} = f(\alpha)$  і полярні літака-носія без РН і з підвішеною під нього РН

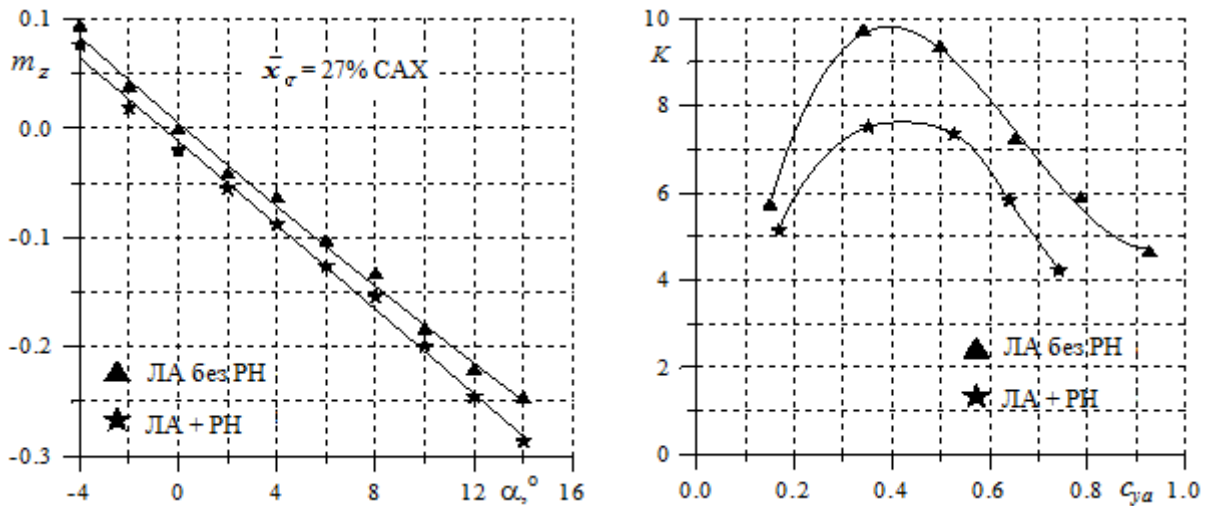


Рис. 5. Залежність коефіцієнта моменту тангажу  $m_z = f(\alpha)$  і аеродинамічної якості  $K = f(\alpha)$  літака-носія з підвищеною під нього РН

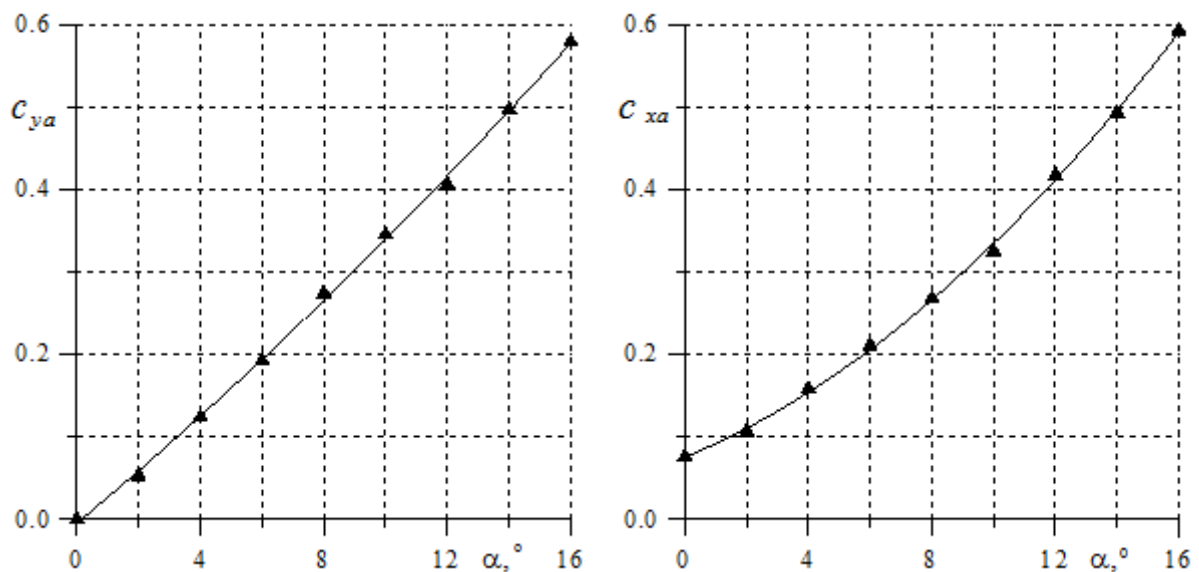


Рис. 6. Залежності  $c_{ya}, c_{xa} = f(\alpha)$  моделі РН

За отриманими залежностями  $c_{ya}, c_{xa}, m_z = f(x, y)$  і аналогічними характеристиками ізольованого вантажа визначались прирости інтерференційних коефіцієнтів  $\Delta c_{ya}, \Delta c_{xa}$  і  $\Delta m_z$  при відділенні моделі РН від моделі літака-носія.

Результати дослідження інтерференції РН і літака-носія наведено у вигляді табл. 3, табл. 4, де показані аеродинамічні характеристики літака-носія на етапах відділення РН від його нижньої поверхні, наведені до польотного числа Рейнольдса.

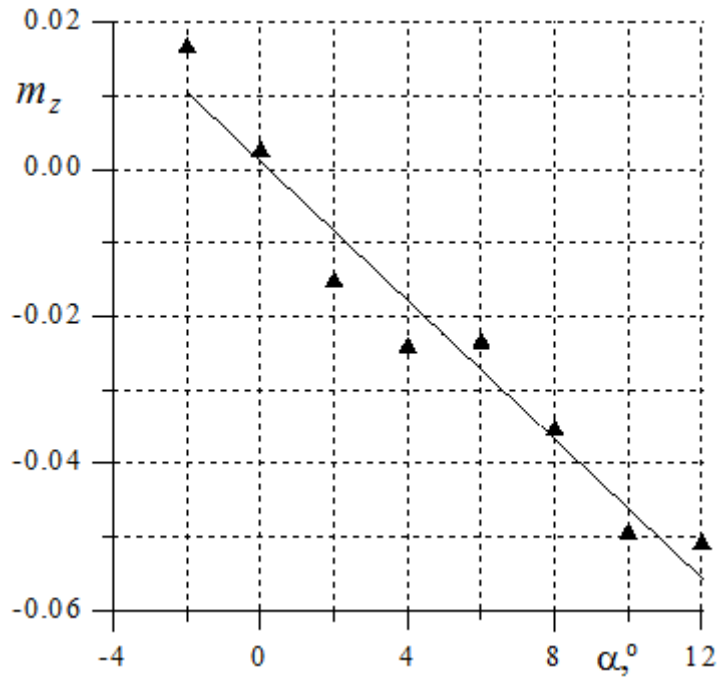


Рис. 7. Залежності  $m_z = f(\alpha)$  моделі РН

Таблиця 3.

Аеродинамічні коефіцієнти ЛА без РН і з РН

Параметри	ЛА без РН	ЛА + РН
$c_y^\alpha, 1/^\circ$	0.0776	0.0750
$c_{x0}$	0.0245	0.0262
$K_{\max}$	9.70	7.00
$m_{z0}$	0	0
$m_z^\alpha, 1/^\circ$	-0.0153	-0.0155

Таблиця 4.

Зміна аеродинамічних коефіцієнтів літака-носія на етапах відділення РН від його нижньої поверхні

$\Delta x, м$	$c_{ya}$	
	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$
0	0.1526	0.3510
1.28	0.1426	0.3290
2.56	0.1364	0.3114
3.84	0.1360	0.3000
$\Delta y, м$	$c_{ya}$	
	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$
0	0.1526	0.351



1.28	0.1426	0.329
2.56	0.1364	0.3114
3.84	0.1247	0.2738
$\Delta x, м$	$m_z$	
	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$
0	-0.001124	-0.002620
1.28	-0.001114	-0.002520
2.56	-0.001091	-0.002450
$\Delta y, м$	$m_z$	
	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 8^\circ$
0	-0.001124	-0.002620
1.28	-0.001224	-0.002501
2.56	-0.001191	-0.002499
3.84	-0.000990	-0.002215

Аналіз наведених залежностей показав, що вантаж (РН) чинить найбільший вплив на літак-носій на початкових етапах відділення тільки в області, відповідній вузлам координатної сітки в точках (рис. 3): №№ 0, 1, 2, 6, 7.

При виході РН із цієї області вплив інтерференції зменшується і на відстані  $x \approx 3 м$ ,  $y \approx 4 м$  аеродинамічні характеристики РН наближаються до характеристик ізольованого РН.

Як видно із наведених у таблиці залежностей, характеристики літака-носія після відділення РН і віддалення його на відстань  $x \approx 5 м$  наближаються до характеристик ізольованого літака, що летить на висоті  $H = 5 км$  при числі  $M = 0,4$  з кутом атаки  $\alpha = 4^\circ$ .

## Висновки

В результаті експериментальних досліджень отримані наступні результати.

Запропонована методика і розроблена експериментальна установка для визначення аеродинамічних характеристик літака-носія на етапах відділення від нього РН.

Експериментально досліджені аеродинамічні характеристики системи «літак-носій – РН». Отримані аеродинамічні характеристики літака-носія із встановленим на його нижній поверхні вантажем (РН) і досліджений вплив на аеродинамічні характеристики літака – носія.

Досліджені несучі властивості, характеристики опору і характеристики поздовжнього моменту ізольованого вантажу (РН).

Експериментальні дослідження дозволили визначити зону найбільшого впливу відокремлюваного вантажу. Аналіз результатів досліджень показав, що РН чинить найбільший вплив на літак-носій на початкових етапах відділення в області, відповідній вузлам координатної сітки в точках №№ 0, 1, 2, 6, 7. При виході відокремлюваного вантажу із цієї області вплив інтерференції зменшується і на відстані  $x \approx 3\text{ м}$ ,  $y \approx 4\text{ м}$  аеродинамічні характеристики літака-носія стають близькими до аналогічних характеристик літака без вантажу.

Отримані експериментальні результати можуть бути використані для подальшого дослідження інтерференції літака-носія і відокремлюваного з його нижньої поверхні вантажу (РН) чисельними методами.

### Список використаної літератури

1. The military use of space // FLIGHT International N3839 V122 ISSN 0015-3710, 1982p. – 41с.
2. Russia developed anti-satellite MiG-31// FLIGHT International N4425 V145 ISSN 0015-3710, 1994p. – 48с.
3. *I.Von der Decken, Esch P., Fritz W.* – Theoretical and experimental simulation methods for external store separation trajectories. – AGARD-CP-210, p.13-1 – 13-9, 1976.
4. Аэродинамическая интерференция самолетов-носителей и подвесных грузов (по материалам открытой иностранной печати) // М.: Обзор ОНТИ ЦАГИ № 652, 1985. – 130 с.
5. *Лемко О.Л., Буришев Б.І., Майборода Д.В.* - Експериментальне визначення аеродинамічних характеристик вантажу на етапах його відділення від верхньої поверхні літака-носія. // Київ: Зб. Наукових праць Наукового центру ВПС України № 4, 2002 р., - с. 174-179.