

УДК 629.735.015

П.М. Виноградський, О.І. Жданов, П.С. Лазнюк, Р.М. Павловський

## ОБРОБКА НУЛЬОВИХ НАВАНТАЖЕНЬ У ВАГОВОМУ АЕРОДИНАМІЧНОМУ ЕКСПЕРИМЕНТІ НА ВАГАХ БКЕТВ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ ТАД-2

*Наведено методику апроксимації нульових навантажень на ваги БКЕТВ в аеродинамічній трубі ТАД-2 Київського університету інженерів цивільної авіації, що застосовується, та забезпечує підвищення оперативності аеродинамічного експерименту та скорочення часу його проведення на 30–50 %. Розглянуто гістерезис навантажень при зміні кута установки об'єкта дослідження та доведено, що його впливом на похибки вимірювання можна знехтувати.*

Методика проведення вагових випробувань в аеродинамічних трубах передбачає, як правило, два основних етапи [1], [2]: вимірювання навантажень на ваги без потоку (так званих нульових навантажень, або нулів) та вимірювання в потоці. Наявність першого етапу обумовлена тим, що об'єкт випробування як фізичне тіло має свої власні масові характеристики, які діють на ваги, створюючи відповідні навантаження. При зміні положення об'єкта, наприклад, для встановлення заданого кута атаки, розподіл навантажень на вимірювальні компоненти ваг в загальному випадку змінюється. Аеродинамічні навантаження обчислюють як різницю навантажень у потоці та без нього.

На рис. 1 показано кінематичну схему встановлених у аеродинамічній трубі ТАД-2 Київського міжнародного університету цивільної авіації (КМУЦА) шестикомпонентних електротензOMETричних ваг БКЕТВ з стрічковою підвіскою моделі та можливістю зміни кута установки об'єкта у вертикальній площині, що досягається поворотом балки  $\alpha$ -механізму. Система розкладання сил забезпечує вимірювання шести незалежних компонент повного навантаження на ваги: у вертикальному напрямі це – компоненти  $Y_1$ ,  $Y_2$  та  $Y_3$ , у повздовжньому -  $X_1$  та  $X_2$ , в поперечному -  $Z$ . Паралелограм, утворений стрічками компонент  $Y_1$ ,  $Y_2$  спереду,  $Y_3$  ззаду, балкою  $\alpha$ -механізму зверху та об'єктом випробувань знизу забезпечує однаковість кутів балки й об'єкта та вертикальність рухомої стрічки компоненти  $Y_3$  при будь-яких кутах встановлення об'єкта випробувань в діапазоні, що забезпечується кінематикою ваг (максимально від  $-12$  до  $+48^\circ$  по балці  $\alpha$ -механізму). Конструкцією ваг передбачена можливість закріплення моделей з уніфікованими повздовжніми та поперечними базами, прийнятими для аеродинамічних труб Т-102 і Т-106 ЦАПІ та АТ-1 АНТК "Антонов". Вимірювальними елементами ваг є серійні тензоперетворювачі виробництва ВО "Веда" класу точності 0,6.

Традиційна методика проведення вагового експерименту, коли при знятті нулів модель послідовно встановлюють на вагах із заданими наперед кутами і проводиться вимірювання та запам'ятовування значень навантажень, а вимірювання навантажень у потоці здійснюється на тих самих фізичних кутах має такі недоліки:

- необхідність точного встановлення достатньо великої кількості наперед заданих кутів установки двічі: без потоку та у ньому, що є трудомісткою операцією. При цьому вносяться похибки як положення об'єкта, так і вимірювання навантажень у потоці та без;

- неможливість зміни набору кутів установки об'єкта після зняття нулів, навіть якщо у ході експерименту виявиться необхідність більш докладно дослідити аеродинамічні характеристики у певному діапазоні кутів установки;

- в дослідницьких трубах, до яких належить і ТАД-2, серійні багаторазові продувки однотипних об'єктів не є типовими, в результаті чого скласти наперед достатньо обґрунтований план майбут-

нього експерименту не завжди можливо. В процесі продувки може виявитися, що необхідно дослідити певний діапазон кутів установки більш детально, з меншим шагом, ніж заплановано. При запам'ятовуванні нулів для цього необхідне виключення труби і повторне зняття нулів.

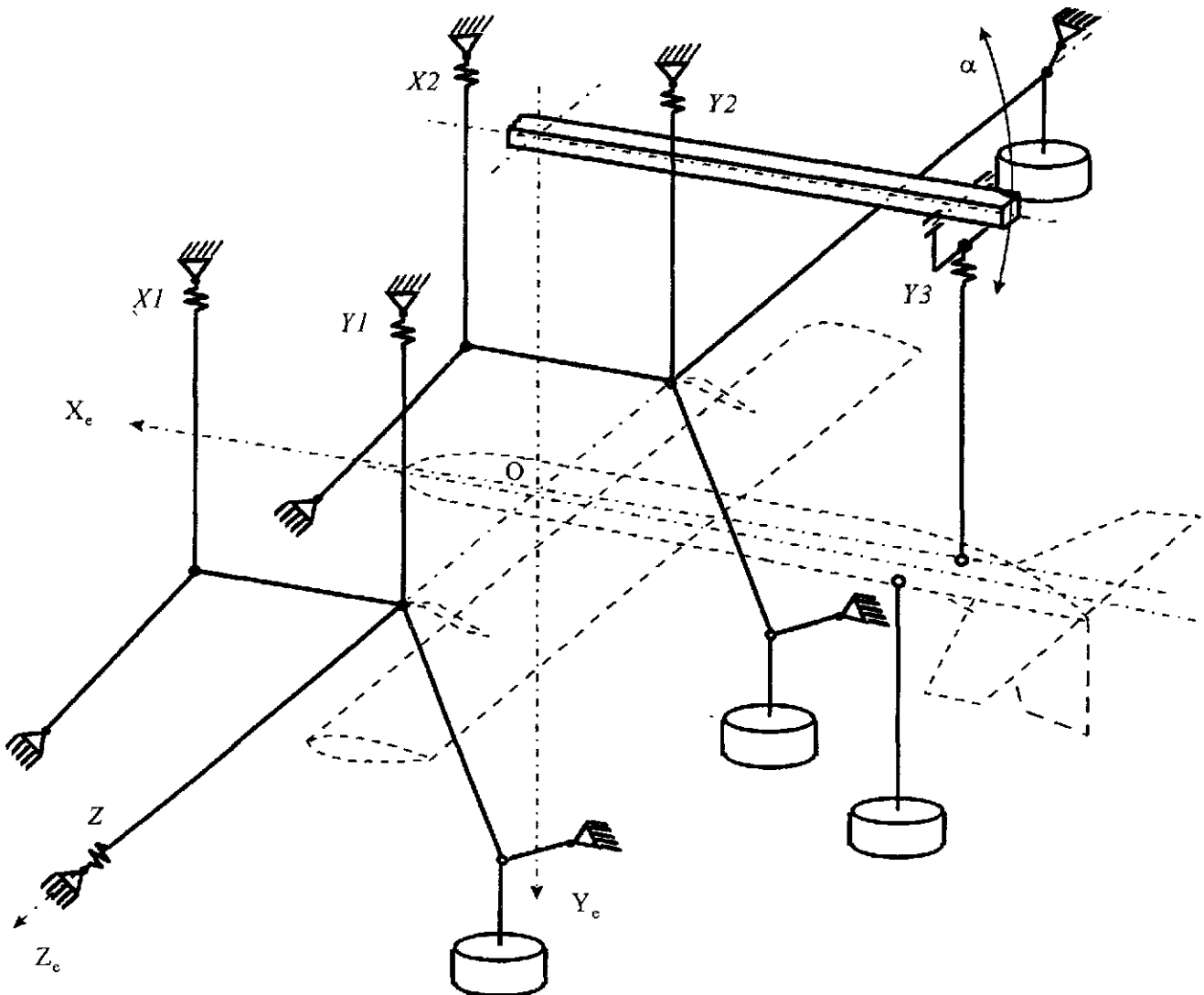


Рис. 1. Кінематична схема ваг 6КЕТВ

$X_1, X_2, Y_1, Y_2, Y_3, Z$  - вимірювані компоненти навантажень,  $OX_e Y_e Z_e$  - трубна системи координат

Протягом усього періоду експлуатації труби ТАД-2 проводилися дослідження характеру зміни нульових навантажень і отримані результати для широкого класу об'єктів, серед яких було кілька літакоподібних конфігурацій з різними розмірами та масою, крило кінцевого розмаху та вісесиметричне тіло великого видовження. Бази підвіски досліджених моделей були суттєво різними і охоплювали весь можливий діапазон комбінацій повздовжньої та поперечної баз. У всіх випадках зміна нульових навантажень по куту установки об'єкта за всіма вимірюваними компонентами мала систематичний характер. На рис. 2 показані залежності навантажень від кута атаки моделі літака Ту-204, а на рис. 3 – моделі надлегкого літака Аеропракт-20. Видно, що для моделі Ту-204, де вимірювання "нулів" проводилося за традиційною методикою, розкид даних відносно лінії апроксимації дещо більший при кількості вимірювань – 21. Для літака Аеропракт-20 розкид суттєво менший, а кількість вимірювань – 9.

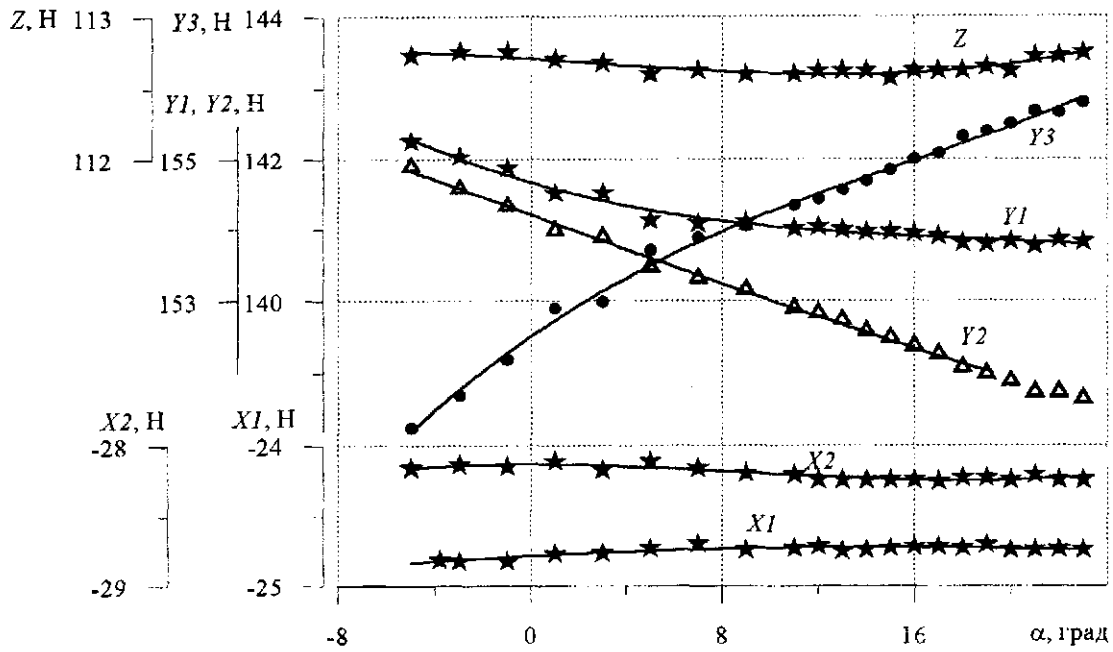


Рис. 2. Залежність нульових навантажень на компоненти ваг 6КЕТВ від кута атаки моделі літака Ту-204:  $\star \bullet \Delta$  - результати вимірювань; — - апроксимація

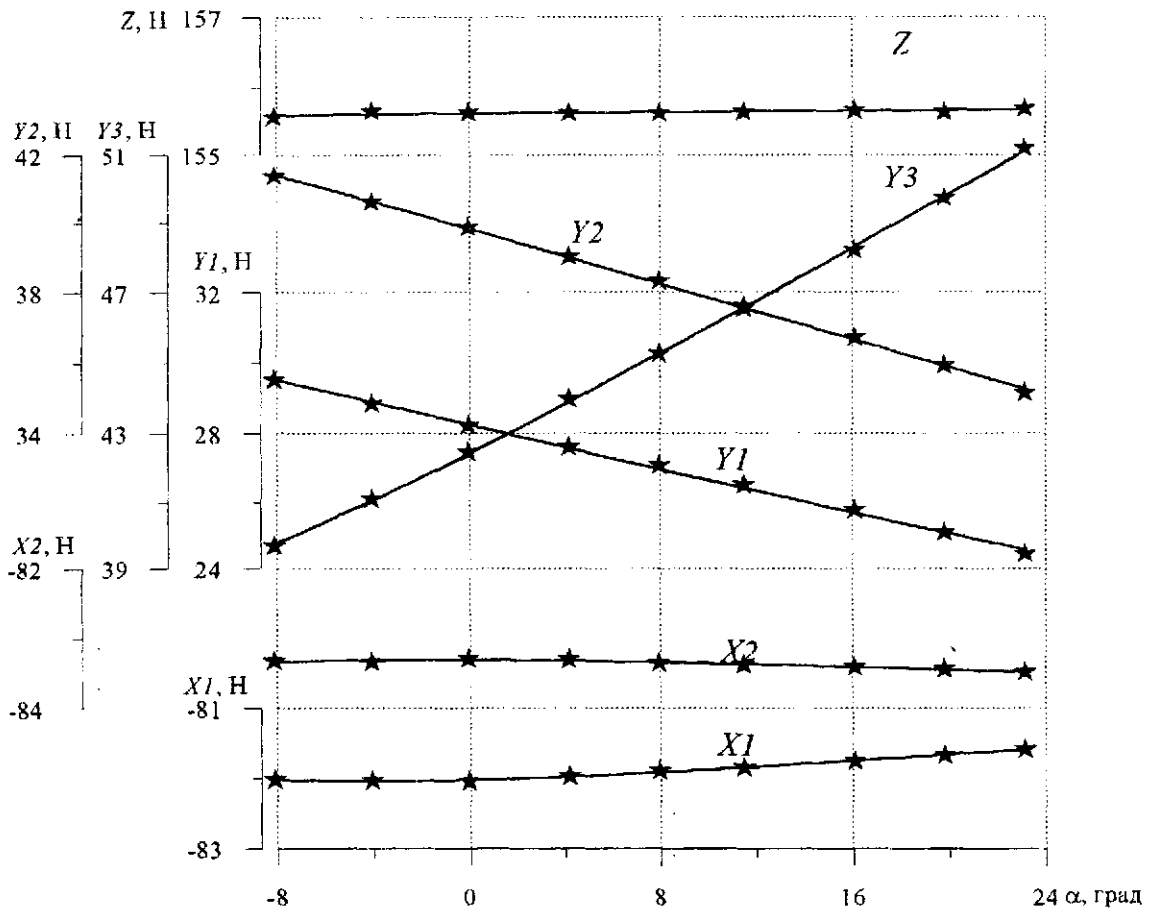


Рис. 3. Залежність нульових навантажень на компоненти ваг 6КЕТВ від кута атаки моделі літака Аеропракт-20:  $\star$  - результати вимірювань; — - апроксимація

Основною причиною зміни нульових навантажень є перерозподіл ваги об'єкта на компоненти ваг  $Y_1$ ,  $Y_2$  та  $Y_3$  внаслідок переміщення його центру мас при зміні кута установки, а

у зв'язку з недосконалістю системи розкладання сил та  $\alpha$ -механізму існує взаємовплив компонент, який призводить до зміни навантажень на решту компонентів ваг. Апроксимуючі залежності визначались у класах фізичних моделей ваг й у класі степеневих поліномів. Виявилося, що прості фізичні моделі не дозволяють виконати апроксимацію з достатньою точністю, а моделі, що забезпечують потрібну точність, є достатньо складними і вимагають визначення великої кількості коефіцієнтів. Відомо (наприклад, [3]), що при апроксимації функціональної залежності випадкові похибки зменшуються за виразом:

$$\sigma_y = \sigma_{\Delta} / \sqrt{n-1},$$

де  $\sigma_y$  - оцінка центру розподілу експериментальних точок;  $\sigma_{\Delta}$  - дисперсія розкиду експериментальних точок навколо лінії шуканої функціональної залежності;  $n$  - кількість точок;  $l$  - кількість коефіцієнтів, що підлягає визначенню. Таким чином, використання складних моделей з великою кількістю коефіцієнтів не є доцільним.

З іншого боку, простий характер зміни нульових навантажень дозволяє шукати залежності у класі простих математичних функцій, а саме степеневих поліномів. Пошук коефіцієнтів поліномів виконується за допомогою стандартної програми множинної лінійної регресії. Кількісний аналіз зміни нульових навантажень за компонентами показав, що в деяких випадках уже поліноми першого або другого ступеня дозволяють отримати коефіцієнт регресії, більший за 0,999, що визначає похибку апроксимації, не більшу за 2,5 % від діапазону зміни вимірюваної величини ([3], табл. 1 - 7). Ця похибка є цілком достатньою, якщо врахувати діапазон зміни нульових навантажень та нормовану похибку ваг (1 % від діапазону вимірювань).

Для об'єктів, що мають велику власну масу і випробуються у льотному положенні, або таких, що мають максимальне значення повздовжньої бази підвіски та великий діапазон кутів установки залежність нульових навантажень від кута установки має S-подібний характер або різку зміну другої похідної. Для апроксимації залежностей такого типу полінома другого ступеня, як правило, недостатньо, і в цьому випадку ступінь полінома збільшується до трьох.

Результати, показані на рис. 2, отримані за методикою запам'ятовування нульових навантажень в кожній точці на початку експлуатації аеродинамічної труби ТАД-2. Апроксимацію по експериментальних точках виконано пізніше. Деяко більший розкид експериментальних точок відносно апроксимуючої залежності пояснюється наявністю в системі зміни кута встановлення об'єкта механічного гістерезису, про який буде сказано нижче. Вимога точно встановити потрібний кут інколи призводила до необхідності зміни напряму переміщення балки  $\alpha$ -механізму, в результаті чого змінювався знак добавки, обумовленої механічним гістерезисом. Дані, показані на рис. 3, отримані за методикою апроксимації нульових навантажень. Видно, що потрібна кількість точок суттєво зменшилась (8 проти 27) при одночасному зменшенні розкиду навколо апроксимуючої залежності.

В програмному комплексі проведення аеродинамічного експерименту апроксимація нульових навантажень ведеться шляхом регресійного аналізу методом найменших квадратів з поступовим збільшенням ступеня полінома від нуля до трьох. Критерієм припинення пошуку є досягнення заданого коефіцієнта регресії 0,999, або ступеня полінома, що дорівнює трьом. При цьому середньоквадратичне відхилення від лінії регресії для досліджених об'єктів становило в залежності від компоненти від 0,02 до 0,08 Н.

Особливістю ваг 6КЕТВ є наявність шарнірних з'єднань, що забезпечують наявність рухомого паралелограма, необхідного для зміни кутів установки об'єкта досліджень. Внаслідок тертя в шарнірах в системі вимірювання навантажень виникає механічний гістерезис, який був виявлений ще в перших продувках. Це призводить до необхідності при встановленні заданого кута установки об'єкта підходити до нього з однієї і тієї самої сторони. Як правило, продувки ведуться по кутах атаки від малих до більших (так званий "прямий

хід"), хоча інколи виникає необхідність проводити продувки і при зворотному ході. В обох випадках важливо бути переконаним, що виявлений при знятті нулів гістерезис зберігає своє значення і в потоці, бо інакше в результати вимірювань буде занесена додаткова систематична похибка.

На рис. 4 показаний результат вимірювання "нулів" на моделі літака "Аеропракт-20". З рисунка видно, що величина гістерезису перевищує діапазон зміни "нулів" на окремо взятому прямому або зворотному ході. Для об'єктів з більшим діапазоном зміни нульових навантажень величина гістерезису також залишається суттєвою.

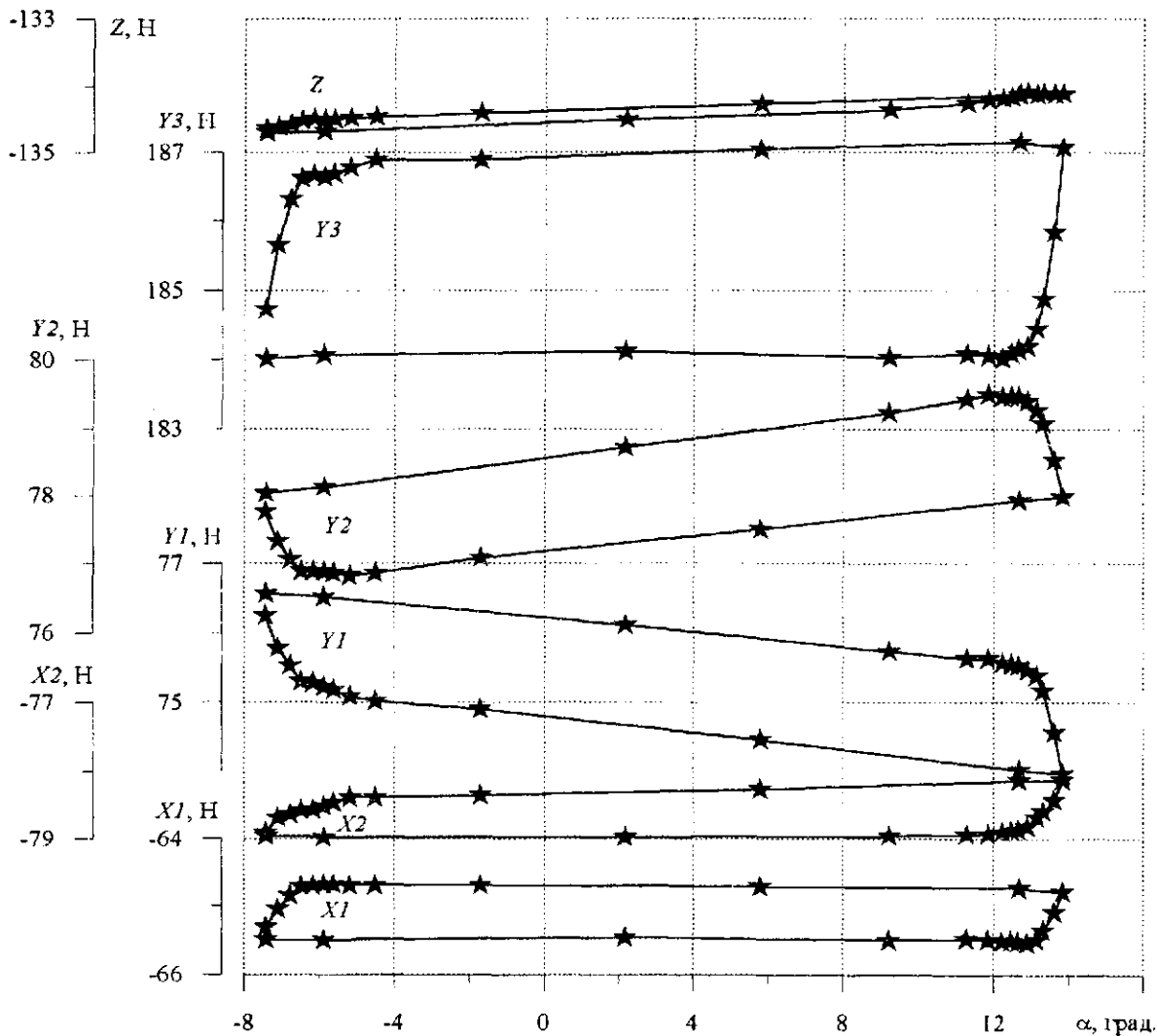


Рис. 4. Гістерезис нульових навантажень при продувці моделі літака "Аеропракт-20"

Аналіз показав, що найбільш чутливим до механічного гістерезису є поздовжній момент  $M_{z_e}$  внаслідок того, що найбільша його складова є різницею виду  $K_1 \times (Y1 + Y2) - K_2 \times Y3$ . Як видно з рис. 4, механічний гістерезис для компонент  $Y1$  та  $Y2$  має знак, протилежний компоненті  $Y3$ . Щоб переконатися у стабільності механічного гістерезису у потоці і без, на багатьох об'єктах, в тому числі на контрольному крилі та моделях літака Ту-204 й "Аеропракт-20", були проведені методичні продувки в режимі запам'ятовування нульових навантажень при прямому та зворотному ходах. Результати продувок показали, що гістерезис по  $c_{y_e}$  можна вважати нульовим, оскільки для різних продувок він має різний знак, а його величина не перевищує  $\Delta c_{y_e} = 0,001$ . Гістерезис коефіцієнта опору становить  $\Delta c_{y_e} = 0,001 \dots 0,002$ , а коефіцієнта повздовжнього моменту  $\Delta m_{z_e} = 0,005 \dots 0,008$ .

На рис. 5 показані результати продувки моделі літака "Аеропракт-20" в лінійній області по куту атаки. Аеродинамічні характеристики апроксимовані поліномами однакових для кожного коефіцієнта ступенів при прямому та зворотному ходах. Видно, що гістерезис незначний і не перевищує випадкової похибки експерименту.

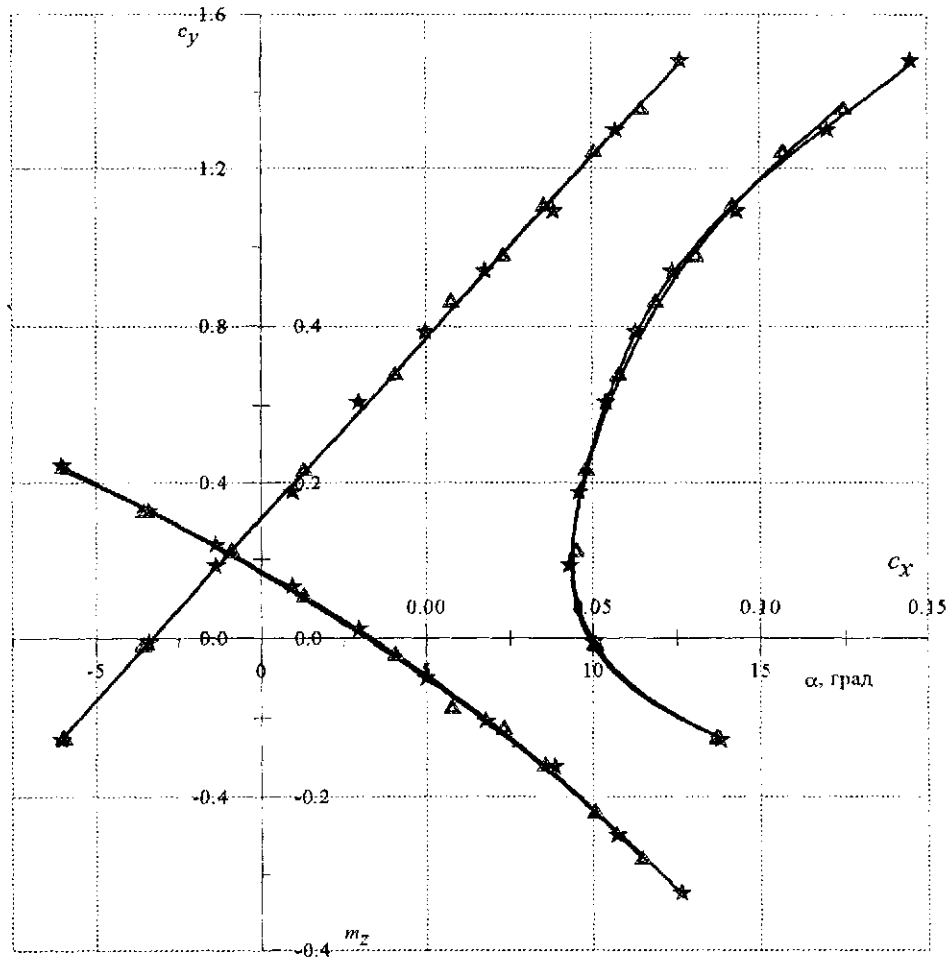


Рис. 5. Продувка літака "Аеропракт-20" при прямому та зворотному ході:  
 ★ - прямий хід; ▲ - зворотний хід; — - апроксимація

Проведені протягом останніх п'яти років продувки та аналіз попередньо отриманих даних доводять ефективність запропонованої методики апроксимації нульових навантажень. Досвід використання даної методики показує, що вона дозволяє зекономити час при вимірюванні нульових навантажень у 2 - 3 рази, а час вимірювань у потоці на 30 - 50 %. Досі не було об'єкта, для якого подібна апроксимація буде недостатньою. Як видно з графіків рис. 2 і 3, випадкові похибки ваг надзвичайно малі, а гістерезисом системи вимірювання сил можна знехтувати, оскільки його вплив набагато менший за нормовану похибку ваг.

### Список літератури

1. С.М. Горлин, И.И. Слезингер. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. – М.: Машиностроение, 1969. – с.
2. Р. Пенкхерст, Д. Холдер. Техника эксперимента в аэродинамических трубах. – ИЛ, 1955. – 151 с.
3. П.В. Новицкий, И.А. Зограф. Оценка погрешностей результатов измерений. – Л.: Энергоатомиздат. Ленинградское отделение, 1985. — 248 с.