

УДК: 681.327+656.34:519.6

<sup>1</sup>В.П. Зінченко, канд. техн. наук<sup>2</sup>Н.П. Зінченко<sup>3</sup>А.М. Гуржій, д-р техн. наук**ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК УСТАНОВКИ ДЛЯ КРУГОВОЇ ПРОДУВКИ**<sup>1</sup>Національний технічний університет України "КПІ", e-mail: zinchenko@aer.ntu-kpi.kiev.ua<sup>2</sup>Інститут інформаційно-діагностичних систем НАУ: e-mail: midnight@i.com.ua<sup>3</sup>Міністерство освіти і науки України, e-mail: gam@kmu.gov.ua

*Викладено результати експериментальних досліджень характеристик установки для кругової продувки моделей літальних апаратів в аеродинамічних трубах в умовах великих кутів ковзання як розвиток апаратно-програмних комплексів, які є новими засобами одержання інформації і знань в інформаційних технологіях проектних досліджень.*

**Вступ**

Відомо [1–3], що актуальною задачею проектних досліджень літальних апаратів (ЛА) є розвиток апаратно-програмних комплексів як нових засобів одержання інформації і знань. До таких засобів відноситься установка кругової продувки (УКП), що дозволяє визначити аеродинамічні характеристики ЛА в аеродинамічній трубі (АДТ) в умовах великих кутів ковзання  $\beta$ . Наприклад, під час пересування ЛА на аеродромі при бічному вітрі, під час швартування і т. ін.

**Постановка задачі**

Незадовільна точність УКП (рис. 1) є наслідком пружних коливань системи "Модель ЛА – аеродинамічні тензометричні ваги ("МЛА–АВТ") при зривному обтіканні МЛА, тому постановка задачі сформульована як задача дослідження характеристик УКП з метою визначення методів і засобів забезпечення реєстрації точних і достовірних значень аеродинамічних навантажень, які діють на МЛА в умовах експериментальних досліджень (ЕД) в АДТ.

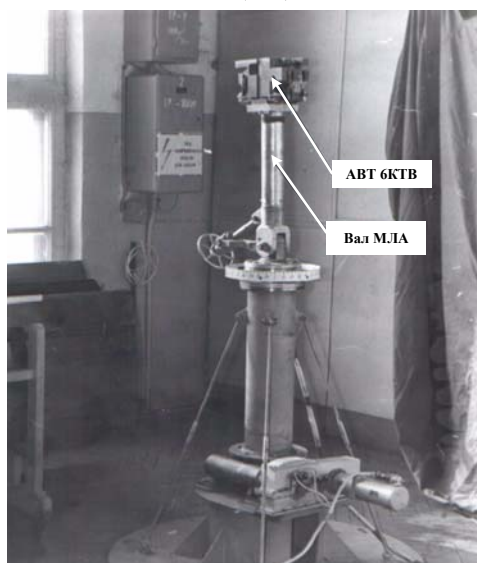


Рис. 1

В УКП використані АВТ типу 6КТВ (рис. 2), і вона забезпечує в діапазонах кута ковзання  $\beta = 0...180^\circ$  і кута атаки  $\alpha = \pm 15^\circ$  такі діапазони вимірювання сил і моментів:

$$X = \pm 15 \text{ кГ}, Y = \pm 80 \text{ кГ}, Z = \pm 100 \text{ кГ};$$

$$M_x = 0 \div 16 \text{ кГм}, M_y = 36 \text{ кГм}, M_z = \pm 24 \text{ кГм}.$$

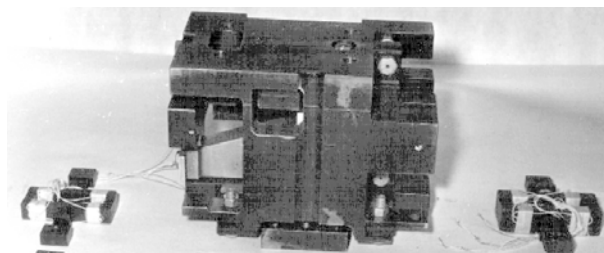


Рис. 2

Об'єктом досліджень є статично визначувані шестикомпонентні тензометричні ваги (АВТ) як багатоканальний пристрій вимірювання з інформаційними каналами  $X, Y_i, Z_j$  ( $i=1, 2, 3, j=1, 2$ ) і відповідними тензодатчиками (ТД), які для всіх каналів однакові і розраховані на відповідні максимальні навантаження. Кінематична схема АВТ така, що ТД  $Y_i$  сприймають моменти  $M_x$  і  $M_z$ , а  $Z_j$  – момент  $M_y$  [4; 5].

**Експериментальні дослідження**

Експериментальні дослідження в АДТ АТ-1 проводилися з використанням моделі ЛА (МЛА) 76МС200-001, УКП, механічних аеродинамічних вагів (АВМ) АВ-М2 і інформаційно-обчислювальної системи (ІОС). Програма ЕД передбачала вивчення характеристик власних коливань АВТ, системи "МЛА-АВТ" і коливань системи "МЛА-АВТ" та основних факторів, які впливають на ці коливання в умовах ЕД в АДТ при таких параметрах: швидкість потоку  $V_\infty = 30, 45$  м/с;  $\alpha = 5^\circ$ ;  $\beta = 0...180^\circ$  з кроком  $\Delta\beta = 5^\circ$ . Передбачалося визначити методи і засоби фільтрації даних експерименту (ДЕ); виконати градування АВТ і визначити їхні математичні моделі (ММ); вивчити вплив на аеродинамічні характеристики МЛА валу УКП при  $\beta = -25^\circ \dots +25^\circ$ ; виконати аналіз ДЕ, отриманих на УКП, і оцінити можливість

використання УКП для ЕД МЛА. Збирання ДЕ виконувалося із швидкістю від 50 до 100 вимірювань за секунду.

### Результати досліджень

Аналіз ДЕ власних коливань АВТ (рис. 3) показав, що вони є гармонійними, монотонно загасаючими, кожний канал має свій період коливань і частоту. Для каналів  $Y_i$ ,  $Z_j$  і  $X$  спостерігалися такі значення періоду і частоти:  $T_{Y_i}=0,005$  с ( $f=200$  Гц),  $T_{Z_j}=0,02$  с ( $f=50$  Гц),  $T_X=0,01$  с ( $f=100$  Гц).

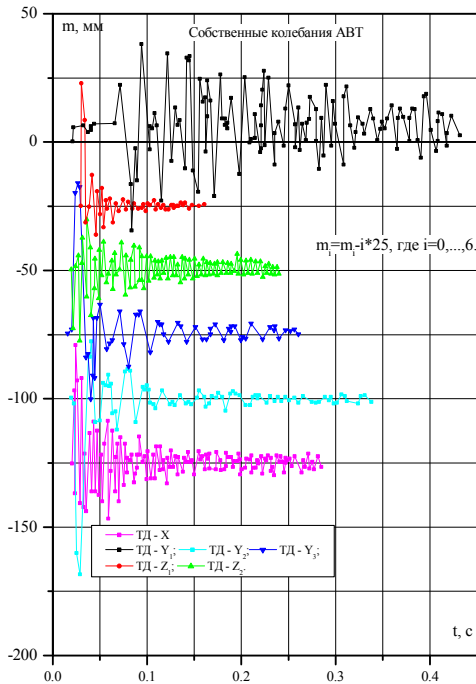


Рис. 3

Зазначимо, що спостерігалася певна залежність частоти коливань від кінематичної схеми АВТ, розмірів ТД і їхніх пружних властивостей.

Власні коливання системи "АВТ-МЛА" (рис. 4) мають пульсуючий характер, амплітуда коливань по каналах АВТ різна і залежить від моментів інерції системи "АВТ-МЛА", розмірів ТД і їхніх пружних властивостей, кінематичної схеми АВТ, величин і характеру зовнішніх навантажень на МЛА.

Періоди коливань системи "АВТ-МЛА" порівняно з АВТ по всіх каналах збільшилися з 10 до 25 разів, тому що збільшилися моменти

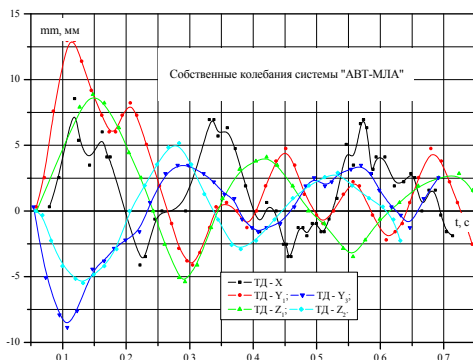


Рис. 4

інерції системи відносно  $DX_1Y_1Z_1$ . Максимальний період коливань ( $T=0,26$  с) спостерігався для каналів  $Z_j$ ,  $Y_2$ , а мінімальний період  $T=0,12$  с ( $f=8,3$  Гц) – для каналів  $Y_{1,3}$ . При цьому  $T_X=0,22$  с ( $f=4,55$  Гц). Отже, відбулося перегрупування каналів, що мають період:  $Y_{1,3}$ ;  $Z_j$ ,  $Y_2$ ;  $X$ .

Такі зміни пояснюються так. Оскільки площина ТД  $Z_j$  не лежить у площині  $X_1DZ$  [6], то при достатньому збільшенні моментів інерції системи "АВТ-МЛА" стає помітним участь ТД  $Z_j$  у сприйнятті моменту  $M_x$ , що відповідає кінематичній схемі АВТ. Зазначимо, що при власних коливаннях системи "АВТ-МЛА" моменти інерції впливають на ТД. Дійсно, відповідно до кінематичної схеми АВТ, ТД  $Y_1$  сприймає момент  $M_z$  і  $M_y$ , ТД  $Y_3$  – момент  $M_z$ , ТД  $Y_2$  – момент  $M_x$ . При власних коливаннях АВТ, коли моменти інерції порівняно невеликі, ТД  $Y_i$  і верхня основа АВТ здійснюють коливання з постійним періодом відносно осей  $DZ_1$  і  $DX_1$ . Із збільшенням моментів інерції для ТД  $Y_{1,3}$  визначальним є момент інерції відносно осей  $DZ_1$ , а для ТД  $Y_2, Z_j$  – відносно осей  $DX_1$ . У цьому випадку рухлива верхня основа АВТ здійснює складні гармонійні коливання відносно осей  $DX_1Y_1Z_1$ , які виникають через існування взаємовпливу компонентів. Тому на графіках власних коливань як АВТ, так і системи "АВТ-МЛА" спостерігаються гармоніки першого (основні) і другого (взаємовпливу) порядку.

Коливання системи "АВТ-МЛА" у потоці (рис. 5–9, канали  $X$ ,  $Y_i$ ,  $Z_j$ ).

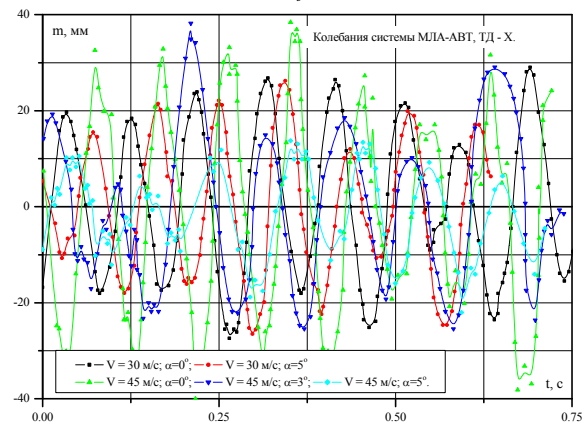


Рис. 5

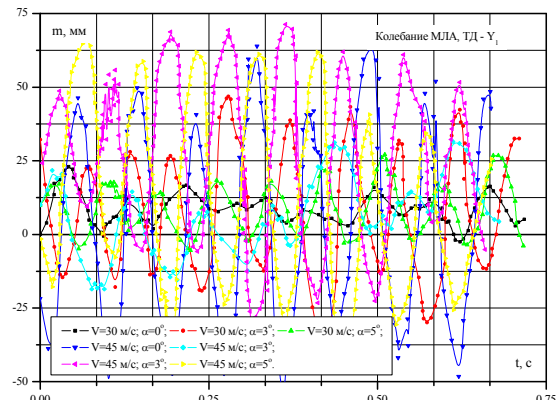


Рис. 6

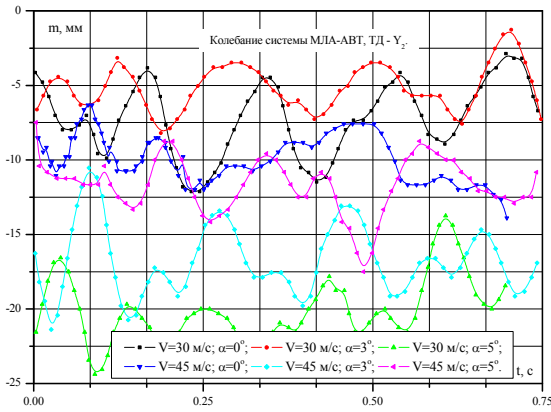


Рис. 7

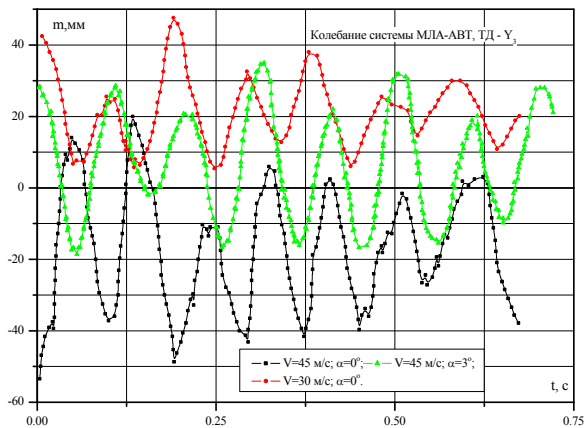


Рис. 8

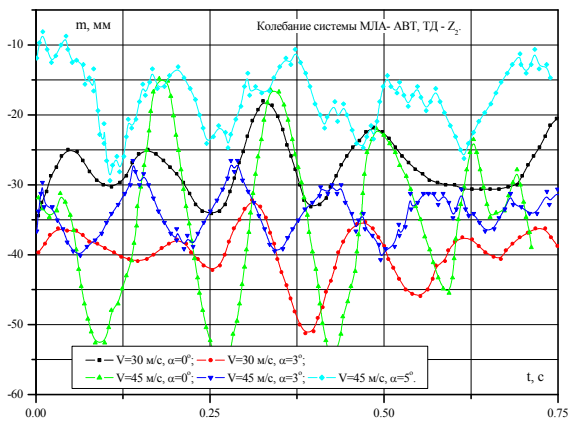


Рис. 9

Модель ЛА під дією зривного обтікання вимушено коливається, при цьому на основну гармоніку вимушених коливань накладаються гармоніки взаємовпливів каналів і власних коливань АВТ. Ці коливання не завжди постійні, тому що спостерігаються “зриви”, після яких коливання стабілізуються. Ці “зриви”, імовірно, залежать від фаз коливань системи “АВТ-МЛА”, а також від зміни зовнішнього навантаження на МЛА.

Амплітуди коливань по кожному каналу різні і залежать від інерційних моментів, розмірів і пружних властивостей ТД, кінематичної схеми АВТ, величини і характеру зміни зовнішнього навантаження на МЛА. Коливання по каналу  $Y_2$

має малу амплітуду, що пояснюється наявністю великого плеча  $l_x$  ТД  $Y_2$ , внаслідок чого на ТД діють порівняно невеликі навантаження.

В результаті аналізу ДЕ було встановлено, що, коливання системи “АВТ-МЛА” носять гармонійний характер і складаються з кількох гармонік, де визначальною є гармоніка першого порядку; частота коливань змінюється в діапазоні  $f = 4,5 \dots 10$  Гц ( $T = 0,22 \dots 0,1$  с).

Періоди коливання основних гармонік каналів на всіх режимах обтікання близькі до постійних значень, і їхні відхилення від середніх значень не перевищують 6%. На характеристики коливань впливають такі фактори: кінематична схема АВТ, габарити АВТ, розміри і пружні властивості ТД, моменти інерції системи “АВТ-МЛА”, величина і характер зміни зовнішнього навантаження на МЛА.

**Градуювання тензометричних вагів**

Визначення аеродинамічних навантажень на МЛА на УКП виконується в нецентральної прямокутній вертикально-симетричній зв'язаній системі координат  $D_1X_1Y_1Z_1$ . Початок координат  $D_1$  знаходиться в точці перетину трьох взаємно перпендикулярних площин: вертикальної симетрії МЛА, у якій лежить площина МЛА  $Y_1$ , і осі вузлів кріплення ТД  $Y_3$ ; горизонтальної площини, яка паралельна МЛА і розташована на 0,06345 м нижче площини стикування верхньої основи АВТ і МЛА; вертикальної площини, в якій розташовані ТД  $Y_{1,2}$ .

В точці  $D_1$  перетинаються лінії дії сил  $X_{1D}$ ,  $Y_{1D}$ ,  $Z_{1D}$ , які прикладаються до АВТ при градуванні. У загальному випадку точка  $D_1$  не збігається з умовним центром ваги МЛА, але лежить з ним в одній площині – площині вертикальної симетрії МЛА. Таку систему координат можна назвати ваговою системою УКП.

Визначення аеродинамічних навантажень на МЛА на АВМ виконується у ваговій системі координат, початок якої знаходиться на лінії, яка з'єднує центри отворів передніх державок МЛА, і лежить у площині вертикальної симетрії МЛА. Перерахування аеродинамічних коефіцієнтів МЛА для ЛА виконується в центричній прямокутній вертикально-симетричній напівзв'язаній системі координат  $O_2X_2Y_2Z_2$  [6].

Для порівняння результатів, одержаних при ЕД МЛА на УКП і на АВМ, необхідно виконати перехід від системи координат  $D_1X_1Y_1Z_1$  в систему координат  $O_2X_2Y_2Z_2$ . Цей перехід здійснюється шляхом паралельного переносу осей  $D_1X_1$ ,  $D_1Y_1$ ,  $D_1Z_1$  в початок координат  $O_1$  системи  $O_1X_1Y_1Z_1$  і наступним поворотом цієї системи навколо осі  $O_1Z_1$  на кут повороту  $\alpha_n$ . Оскільки

при ЕД на УКП сила  $X$  набуває позитивних та негативних значень, тому вісь  $D_1X_1$  системи АВТ спрямована в бік носової частини МЛА (трубне положення МЛА).

Перерахування аеродинамічних коефіцієнтів, визначених у напівзв'язаній системі  $O_2X_2Y_2Z_2$ , в зв'язану систему  $O_1X_1Y_1Z_1$  виконується за формулами:

$$\begin{aligned} c_{x_1} &= c_{x_2} \cos \alpha_n - c_{y_2} \sin \alpha_n, \\ c_{y_1} &= c_{y_2} \cos \alpha_n + c_{x_2} \sin \alpha_n, \quad c_{z_1} = c_{z_2}, \\ m_{x_1} &= m_{x_2} \cos \alpha_n - m_{y_2} \sin \alpha_n, \\ m_{y_1} &= m_{y_2} \cos \alpha_n + m_{x_2} \sin \alpha_n, \quad m_{z_1} = m_{z_2}. \end{aligned}$$

Формули зворотного перетворення мають такий вигляд:

$$\begin{aligned} c_{x_2} &= c_{x_1} \cos \alpha_n + c_{y_1} \sin \alpha_n, \\ c_{y_2} &= c_{y_1} \cos \alpha_n - c_{x_1} \sin \alpha_n, \quad c_{z_2} = c_{z_1}, \\ m_{x_2} &= m_{x_1} \cos \alpha_n + m_{y_1} \sin \alpha_n, \\ m_{y_2} &= m_{y_1} \cos \alpha_n - m_{x_1} \sin \alpha_n, \quad m_{z_2} = m_{z_1}. \end{aligned}$$

Перерахування з нецентральної зв'язаної системи координат  $D_1X_1Y_1Z_1$  у центричну зв'язану систему координат  $O_1X_1Y_1Z_1$  виконується за формулами:

$$\begin{aligned} c_{x_1} &= -c_{x_{1D}}, \quad c_{y_1} = c_{y_{1D}}, \quad c_{z_1} = c_{z_{1D}}, \\ m_{x_1} &= m_{x_{1D}} - c_{z_{1D}} \frac{y'}{l}, \\ m_{y_1} &= m_{y_{1D}} + c_{z_{1D}} \frac{x'}{l}, \\ m_{z_1} &= m_{z_{1D}} + c_{x_{1D}} \frac{y'}{b_a} - c_{y_{1D}} \frac{x'}{b_a}, \end{aligned}$$

де  $x', y'$  – координати центра ваги МЛА в  $D_1X_1Y_1Z_1$ ,  $m; l$  – розмах крила МЛА;  $b_a$  – аеродинамічна хорда крила.

Отримані також формули перетворення аеродинамічних коефіцієнтів при переході з системи  $D_1X_1Y_1Z_1$  у систему  $O_2X_2Y_2Z_2$ :

$$\begin{aligned} c_{x_2} &= -c_{x_{1D}} \cos \alpha_n + c_{y_{1D}} \sin \alpha_n, \\ c_{y_2} &= c_{y_{1D}} \cos \alpha_n + c_{x_{1D}} \sin \alpha_n, \\ c_{z_2} &= c_{z_{1D}}, \quad m_{z_2} = m_{z_{1D}} - c_{x_{1D}} \frac{y'}{b_a} - c_{y_{1D}} \frac{x'}{b_a}, \\ m_{x_2} &= (m_{x_{1D}} - c_{z_{1D}} \frac{y'}{l}) \cos \alpha_n - (m_{y_{1D}} - c_{z_{1D}} \frac{x'}{l}), \\ m_{y_2} &= (m_{y_{1D}} - c_{z_{1D}} \frac{x'}{l}) \cos \alpha_n - (m_{x_{1D}} + c_{z_{1D}} \frac{y'}{l}), \end{aligned} \quad (1)$$

Для розрахунку прикладеного до МЛА навантаження необхідно знати відповідність між зовнішнім навантаженням і рівнями сигналів ТД. Така відповідність встановлюється за допомогою ММ АВТ, що визначаються в результаті їх градування [7; 8].

На градувальному стенді до АВТ прикладаються відповідні зусилля (навантаження на вантажні чаші каліброваних вантажів), які імітують різні комбінації зовнішнього навантаження на МЛА. Максимальні величини зусиль, які прикладаються до АВТ при градуванні, визначаються розрахунковими методами [9–12]:  $X = \pm 15$  кГ,  $Y = \pm 80$  кГ,  $Z = \pm 100$  кГ,  $M_x = \pm 16$  кГм,  $M_y = \pm 36$  кГм,  $M_z = \pm 24$  кГм.

Методично градування АВТ здійснюється в три етапи з метою визначення поведінки окремих ТД і конструкції АВТ в цілому, а також перевірки запропонованих методів визначення ММ АВТ. Спочатку АВТ на градувальному стенді навантажувалися по черзі “чистими” компонент-тами аеродинамічного навантаження, потім АВТ навантажувалися одночасно трьома компонентами (спочатку  $X, Y, M_z$ , потім  $Z, M_x, M_y$ ), остаточно здійснювалися навантаження одночасно всіх компонентів.

Навантаження прикладалися поступово від мінімального до максимального значення за два цикли, що і показано на рис. 10–15.

При градуванні здійснювалася п'ятикратна реестрація ДЕ. Перед початком і в кінці градування рееструвалися “нульові” ДЕ (відсутність зовнішнього навантаження на АВТ).

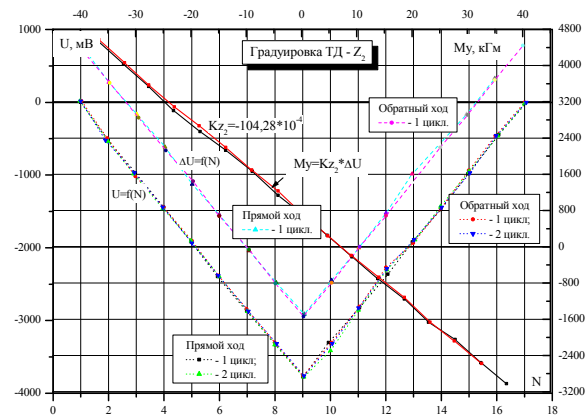


Рис. 10

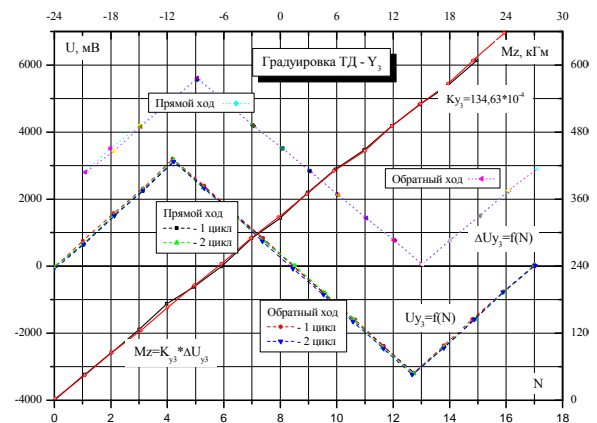


Рис. 11



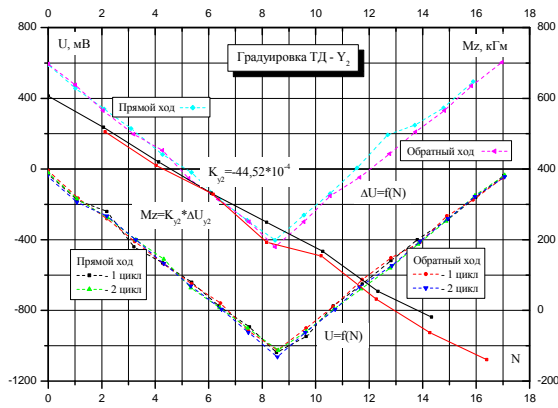


Рис. 12

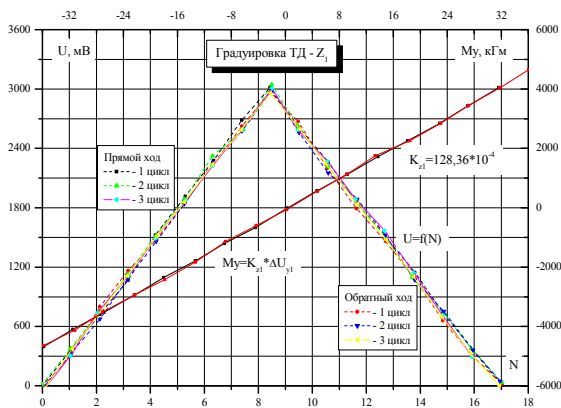


Рис. 13

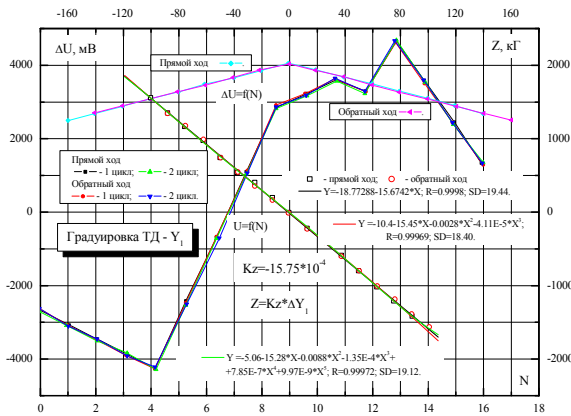


Рис. 14

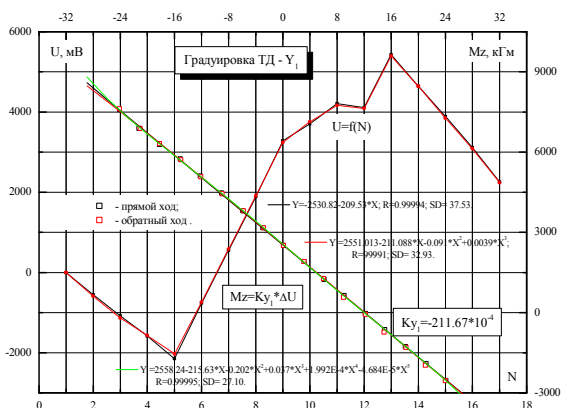


Рис. 15

Аналіз ЕД показує, що ТД мають стабільні показники, розкид ДЕ незначний, взаємозв'язок між навантаженням і вихідним сигналом близький до лінійного, гістерезис несуттєвий, величини сигналів взяті для аналого-цифрового перетворювача, характер взаємовпливу між компонентами близький до лінійного, особливих точок не спостерігається.

**Обробка експериментальних даних**

Дані експерименту, які одержані при градуванні АВТ, являють собою сигнали, що надходять з кожного ТД в ІОС.

Перший масив – “нульові” ДЕ  $U_{0i}$ , другий – величини сигналів при відповідних навантаженнях АВТ. Для кожної серії дослідів визначалися середні значення нульових сигналів для кожного ТД так:

$$\bar{U}_{0i} = \frac{1}{10} \left( \sum_{j=1}^5 \tilde{U}_{0ij} + \sum_{j=1}^5 \hat{U}_{0ij} \right),$$

де  $i$  – канал АВТ,  $\tilde{U}_{0i}$ ,  $\hat{U}_{0i}$  – “нульові” показники для  $i$ -го ТД на початку і в кінці градування.

Для кожного дослідів і кожного ТД визначалися середні значення сигналів так:

$$\bar{U}_i = \frac{1}{5} \sum_{j=1}^5 U_{ij}, \text{ і потім будувалися графіки}$$

$\bar{U}_i = f(R_i)$ , де  $R_i$  – зовнішнє навантаження для конкретного каналу АВТ  $X, Y_i, Z_j$ .

На основі аналізу ДЕ запропоновано описувати ММ АВТ в системі координат DXYZ так:

$$X = a_{0x} + a_{1x} \Delta U_x + a_{1y1} \Delta U_{y1} + a_{1y2} \Delta U_{y2} + a_{1y3} \Delta U_{y3} + a_{1z1} \Delta U_{z1} + a_{1z2} \Delta U_{z2};$$

$$Y = a_{0y} + a_{2x} \Delta U_x + a_{2y1} \Delta U_{y1} + a_{2y2} \Delta U_{y2} + a_{2y3} \Delta U_{y3} + a_{2z1} \Delta U_{z1} + a_{2z2} \Delta U_{z2};$$

$$Z = a_{0z} + a_{3x} \Delta U_x + a_{3y1} \Delta U_{y1} + a_{3y2} \Delta U_{y2} + a_{3y3} \Delta U_{y3} + a_{3z1} \Delta U_{z1} + a_{3z2} \Delta U_{z2};$$

$$M_x = a_{0m_x} + a_{4x} \Delta U_x + a_{4y1} \Delta U_{y1} + a_{4y2} \Delta U_{y2} + a_{4y3} \Delta U_{y3} + a_{4z1} \Delta U_{z1} + a_{4z2} \Delta U_{z2};$$

$$M_y = a_{0m_y} + a_{5x} \Delta U_x + a_{5y1} \Delta U_{y1} + a_{5y2} \Delta U_{y2} + a_{5y3} \Delta U_{y3} + a_{5z1} \Delta U_{z1} + a_{5z2} \Delta U_{z2};$$

$$M_z = a_{0m_z} + a_{6x} \Delta U_x + a_{6y1} \Delta U_{y1} + a_{6y2} \Delta U_{y2} + a_{6y3} \Delta U_{y3} + a_{6z1} \Delta U_{z1} + a_{6z2} \Delta U_{z2},$$

де  $\Delta U_i = \bar{U}_{0i} - U_i$ ,  $a_{ji}$  ( $j=0,1,\dots,6; i=X, Y_i, Z_j$ ) – невідомі коефіцієнти.

Коефіцієнти  $a_{ji}$  визначають впливи і взаємовпливи компонентів в АВТ, їхні окремі значення

можна визначити за графіками  $\bar{U}_i = f(R_i)$  (рис. 10–15) як тангенс кута нахилу цих прямих.

Для цього необхідно взяти будь-які дві точки на відповідній прямій, тобто  $a_{ji} = \frac{U_{i,k+1} - U_{i,k}}{R_{i,k+1} - R_{i,k}}$ .

Зауважимо, що одержані таким способом ММ будуть правильні лише у випадку відсутності взаємовпливу між компонентами АВТ.

Можна спробувати визначити ММ АВТ виходячи з аналізу кінематичної схеми АВТ, яка встановлює залежність зусиль ТД від зовнішнього навантаження. У нашому випадку такі ММ для АВТ мають вигляд:

$$X = -N_1; Z = N_3 + N_6; Y = N_2 + N_4 + N_6;$$

$$M_x = -K_1' N_4 + K_2' (N_3 + N_6), M_y = -K_3' N_6;$$

$$M_z = -K_4' N_1 + K_5' N_5,$$

де  $N_i$  – зусилля в ТД (сигнали)  $X, Y_i, Z_j$  відповідно;  $K_1 \dots K_{10}$  – коефіцієнти, що характеризують параметри кінематичної схеми АВТ.

Як було показано в працях [4], [5], [8–12] такий шлях визначення ММ АВТ не дає бажаних результатів, а тому для визначення ММ у вигляді (2) застосовані методи з праці [8]. Пояснюється це тим, що АВТ не мають ідеальних шарнірів ТД і ТД деформуються (не є абсолютно твердими). Зазначені фактори є причиною появи неминучого взаємовпливу компонентів, що призводить до нелінійності характеристик ТД (рис. 16 як приклад), при цьому ММ ускладнюються і коефіцієнти набувають інших значень.

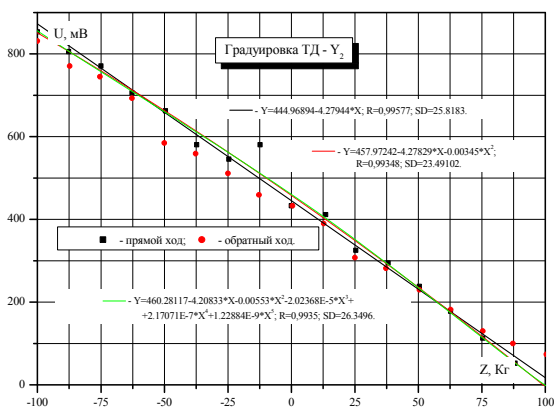


Рис. 16

У зв'язку з цим АВТ з однаковими кінематичними схемами і розмірами описуються різними ММ.

Під взаємовпливом компонентів розуміється виникнення додаткових зусиль у ТД від навантаження, яке відповідно до кінематичної схеми АВТ не повинно впливати на роботу ТД. При використанні фільтра ФНЧ було зазначено, що він має дрейф нуля через відсутність

термокомпенсації в схемі. Було прийнято, що під час реєстрації ДЕ дрейф нуля фільтра не більше  $\Delta U = 5 \dots 10^{-3} \text{ В}$ . Тому, якщо при градуюванні сигнал ТД змінювався в межах  $\Delta U = \pm 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ В}$ , вважалось, що ТД не бере участі сприйнятті зовнішнього навантаження (немає взаємовпливу). У протилежному випадку для такого ТД визначався відповідний коефіцієнт взаємовпливу (рис. 17).

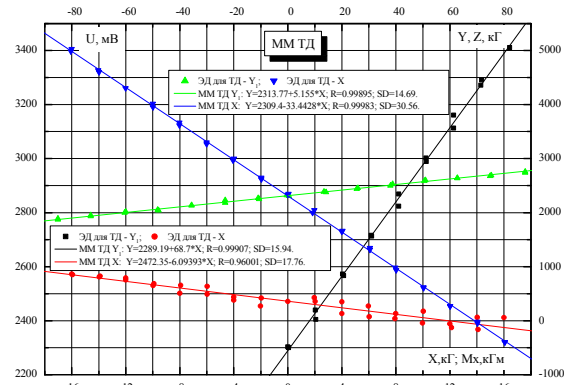


Рис. 17

Таким чином, коефіцієнти ММ АВТ дають якісну і кількісну оцінку участі ТД у сприйнятті конкретного зовнішнього навантаження. Отримано такий остаточний вигляд ММ:

$$X = -0,18 + 102,38 \Delta U_x - 4,1 \Delta U_{y_1} - 1,49 \Delta U_{y_2} - 0,9 \Delta U_{y_3} - 3,98 \Delta U_{z_1} - 1,9 \Delta U_{z_2};$$

$$Y = -1,2 + 3,6 \Delta U_x - 291,31 \Delta U_{y_1} - 2,67 \Delta U_{y_2} - 457 \Delta U_{y_3} - 458,2 \Delta U_{z_1} - 2,88 \Delta U_{z_2};$$

$$Z = -1,1 + 4,23 \Delta U_x - 2,82 \Delta U_{y_1} - 618,6 \Delta U_{y_2} - 7,73 \Delta U_{y_3} - 1,86 \Delta U_{z_1} - 772,3 \Delta U_{z_2};$$

$$M_x = -0,31 + 0,13 \Delta U_x + 0,21 \Delta U_{y_1} - 43,0 \Delta U_{y_2} - 231,4 \Delta U_{y_3} - 0,1 \Delta U_{z_1} - 53,72 \Delta U_{z_2};$$

$$M_y = -0,29 + 0,063 \Delta U_x + 0,2 \Delta U_{y_1} - 43,0 \Delta U_{y_2} - 1,26 \Delta U_{y_3} + 0,59 \Delta U_{z_1} - 95,93 \Delta U_{z_2};$$

$$M_z = -0,1 - 3,49 \Delta U_x - 0,54 \Delta U_{y_1} - 0,42 \Delta U_{y_2} + 71,35 \Delta U_{y_3} + 4,37 \Delta U_{z_1} - \Delta U_{z_2}.$$

Методи перевірки адекватності ММ АВТ викладені в працях [8–12].

Для визначення похибок вимірів навантаження  $R_j$  прийнято, що дрейф нуля під час вимірювання і реєстрації ЕД становить  $\Delta U_i = \pm 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ В}$ , що призводить до збільшення сигналу для всіх ТД. Звідси на підставі виразів (3) визначаються максимальні значення похибок:  $\Delta X = \pm 0,21 \text{ кГ}$ ;  $\Delta Y = \pm 3,1 \text{ кГ}$ ;  $\Delta Z = \pm 3,1 \text{ кГ}$ ;  $\Delta M_x = \pm 0,32 \text{ кГм}$ ;  $\Delta M_y = \pm 0,24 \text{ кГм}$ ;  $\Delta M_z = \pm 0,18 \text{ кГм}$ .

Визначена також середня квадратична похибка  $\delta_i = \sqrt{\sum_{j=1}^n (R_{ij} - \bar{R}_i)^2 / (n-1)}$  при статистичному навантаженні АВТ, де  $j=1, 2, \dots, n$ -дослід;  $i = X, Y, Z$ ;  $\bar{R}_i$  – середнє значення навантаження;  $R_{ij}$  – навантаження в  $j$ -му досліді.

Отже, одержимо абсолютну і відносну похибки визначення навантажень у статистичних умовах:  $\delta_x = 0,65$  кГ (5%),  $\delta_y = 4,4$  кГ (4%),  $\delta_z = 4,1$  кГ (8%),  $\delta_{m_x} = 0,27$  кГм (8%),  $\delta_{m_y} = 0,32$  кГм (2%),  $\delta_{m_z} = 0,2$  кГм (1,5%).

Отже основна частина похибки належить АВТ через високий відносний рівень власних шумів, дрейф нуля. Також значний внесок у похибку “роблять” нестабільність і гістерезис дровових ТД, ММ АВТ, джерело живлення ТД і т.ін.

**Вплив валу УКП**

Умови обтікання МЛА на УКП такі, що між МЛА і УКП виникає інтерференція, в результаті якої навантаження на МЛА відрізняються від реальних, що виникають при обтіканні МЛА без УКП. Для оцінки впливу валу УКП на аеродинамічні коефіцієнти МЛА були виконані ЕД макета валу УКП на АВМ, що і показано на рис. 18, 19.

Аналіз ДЕ показує, що при  $\alpha=4,5^\circ$  вал УКП більше всього впливає на  $c_y$  у бік його збільшення на  $\Delta c_y=0,05$  для всіх кутів  $\beta$ .

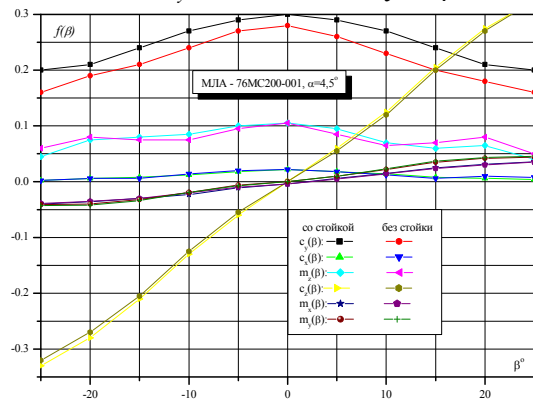


Рис. 18

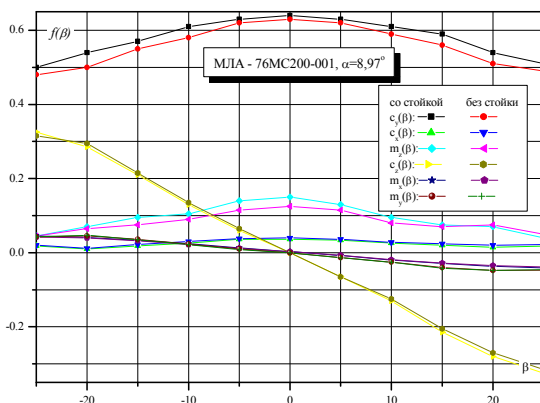


Рис. 19

При  $\alpha=8,97^\circ$  незначно збільшується  $c_y$  ( $\Delta c_y=0,01$ ), зменшується  $c_x$  на  $\Delta c_x=0,006$  у всьому діапазоні кутів  $\beta$ . На  $m_z$  вал максимально впливає при  $\beta=0^\circ$  і складає  $m_z = -0,025$ . При збільшенні кута ковзання вплив на  $m_z$  падає і при  $\beta = (\pm 25)$  практично непомітний. На величини  $c_z, m_x, m_y$  для всіх кутів  $\beta$  вплив валу УКП не істотний.

**Продувка МЛА на УКП**

Модель ЛА встановлювалася на УКП у “льотному положенні” (рис. 20). Платформа, на якій УКП розміщувалася в робочій частині АДГ, фіксувалася в нерухомому положенні домкратами. За допомогою механізму “ $\alpha$ ” АВМ і домкратів платформи досягалося вертикальне положення валу УКП у діапазоні кутів ковзання. Початковий кут  $\beta=0^\circ$  встановлювався по натягнутій струні, висуку і механізм “ $\beta$ ” УКП. Кут атаки МЛА  $\alpha$  змінювався механізмом “ $\alpha$ ” АВМ. Кут ковзання  $\beta$  – механізмом “ $\beta$ ” УКП. При  $V_\infty=0$  до і після ЕД ресструвалися “нульові” ДЕ. Швидкість потоку в АДГ була 50 м/с.



Рис. 20

Кут ковзання МЛА  $\beta$  змінювався в діапазоні  $0...180^\circ$  із кроком  $\Delta\beta=5^\circ$  для двох фіксованих кутів атаки  $\alpha=5^\circ, 10^\circ$ . У першому протоколі ДЕ ресструвалися п’ятикратно, а в інших протоколах – однократно. Швидкість опитування каналів становила 60 вимірів за секунду.

Виявилось, що при визначенні аеродинамічних коефіцієнтів МЛА по ДЕ необхідно вводити поправки, які враховують деформацію АВТ, деформацію тензоопорної колонки УКП, зміну напрямку дії ваги  $G$  МЛА відносно осей координат  $D_1X_1Y_1Z_1$  і вплив гальмівного ефекту конструкції УКП. При обробці ДЕ використовувалися ММ АВТ (3).

Дійсний кут атаки МЛА  $\alpha_{дійс}$  на УКП визначався як,  $\alpha_{дійс} = \alpha_{вим} - \Delta\alpha_i + \Delta\alpha_g + \Delta\alpha_k$ , де  $\alpha_{вим}$  – кут атаки МЛА в АДГ;  $\Delta\alpha_i$  – поправка на вплив піднімальної сили;  $C = 0,015z_{ID}$ ,  $\Delta\alpha_k = 0,03 (-X_{ID} \cos\alpha_{вим} + Y_{ID} \sin\alpha_{вим})$ .

Емпіричні співвідношення для  $\Delta\alpha_v$  і  $\Delta\alpha_k$  визначені шляхом виміру деформації.

Поворот МЛА на кут  $\Delta\alpha_0 = \Delta\alpha_v + \Delta\alpha_k$  призводить до зміни напрямку дії ваги  $G$  МЛА відносно осей координат АВТ, що у свою чергу призводить до появи додаткових сил  $X_G, Y_G$  і моменту  $M_z$ , які сприяють деформації АВТ і опорної колонки. Внаслідок таких деформацій з'являється додатковий кут крену, і як наслідок – додаткова поперечна сила, момент крену і момент нищпорення. Однак ДЕ показали, що такі деформації тензоопорної колонки УКП порівняно невеликі, тому їхніми значеннями можна знехтувати у всьому діапазоні кутів  $\beta$ .

Вплив ваги МЛА необхідно враховувати при обробці ДЕ шляхом уведення в ММ (3) таких поправок:

$$\Delta X_G = -G \sin \Delta\alpha_\theta;$$

$$\Delta Y_G = -G(\cos \Delta\alpha_\theta - 1);$$

$$\Delta M_{z_G} = G[x_G(\cos \Delta\alpha_\theta + y_G \sin \Delta\alpha_\theta)],$$

де  $x_G, y_G$  – координати реального центра ваги МЛА в системі  $D_1X_1Y_1Z_1$ .

При ЕД МЛА на УКП зона, розташована за тензоопорною колонкою вниз за потоком, загальмована. Тому хвостова частина МЛА, яка знаходиться в загальмованій зоні, навантажена силами, відмінними від реальних сил, що мають місце без гальмівного ефекту. Оскільки швидкості потоку є дозвукові, то вплив конструкції УКП поширюється також за потоком угору. Аналіз ДЕ методичних ЕД МЛА в присутності макета вала УКП на АВМ показав, що інтерференція між МЛА і конструкцією тензоопорної колонки призводить до збільшення вимірної піднімальної сили і моменту тангажу. Однак методичні ЕД на АВМ проходили лише в присутності макета вала УКП, а не всієї тензоопорної колонки. Враховувати напрям зміни аеродинамічних характеристик внаслідок інтерференції можна стверджувати, що присутність тензоопорної колонки викликає ще значніше збільшення  $m_z$ . Це положення підтверджується результатами ЕД МДА на УКП. Проте для введення поправок, які враховують інтерференцію тензоопорної колонки УКП і МЛА, необхідно провести цілий ряд методичних ЕД МЛА в присутності макета всієї тензоопорної колонки для визначення впливу УКП на обтікання МЛА при різних кутах  $\alpha$  і  $\beta$ .

При перерахуванні характеристик МЛА за (1) дійсний кут повороту необхідно визначати за формулою:

$$\alpha_n = \alpha' + \Delta\alpha_v + \Delta\alpha_k,$$

де  $\alpha'$  – кут відхилення вала УКП. У загальному випадку дійсний кут атаки МЛА при ЕД на УКП не дорівнює дійсному куту атаки МЛА при ЕД на АВМ. Тому при порівнянні результатів необхідно провести перерахування характери-

стик з урахуванням співвідношень кутів і характеру зміни  $c_{x_2}, c_{y_2}, \dots, m_{z_2}$  по  $\alpha$ .

Припустимо, що  $X'_2, Y'_2, Mz'_2$  – навантаження на МЛА, які визначені на УКП при  $\alpha'$  дійсному куті атаки МЛА на УКП і  $\alpha''$  – дійсний кут атаки МЛА при ЕД на АВМ. Маємо, що  $\alpha'_{\text{вим}} = \alpha''_{\text{вим}}$ , де  $\alpha'_{\text{вим}}$  – вимірний кут атаки МЛА до ЕД;  $X''_2, Y''_2, Mz''_2$  – навантаження на МЛА при  $\alpha''_{\text{дійс}}$  – величини відомі. Звичайно, величина  $\Delta\alpha_{\text{дійс}} = \alpha'_{\text{дійс}} - \alpha''_{\text{дійс}}$  незначна. Тому для відомих за ЕД  $\frac{\partial c_{x_2}}{\partial \alpha}, \frac{\partial c_{y_2}}{\partial \alpha}, \frac{\partial m_{z_2}}{\partial \alpha}$  через малість  $\Delta\alpha_{\text{дійс}}$ , можна записати:

$$X'_2 = X''_2 + \frac{\partial c_{x_2}}{\partial \alpha} qS \Delta\alpha_{\text{дійс}},$$

$$Y'_2 = Y''_2 + \frac{\partial c_{y_2}}{\partial \alpha} qS \Delta\alpha_{\text{дійс}}; \dots,$$

$$Mz'_2 = Mz''_2 + \frac{\partial m_{z_2}}{\partial \alpha} qS b_a \Delta\alpha_{\text{дійс}}.$$

Ці співвідношення показують, що значення величин  $X'_2, Y'_2, \dots, Mz'_2$  можна порівнювати зі значеннями величин  $X_2, Y_2, \dots, Mz_2$ , одержаних на УКП.

Саме таке порівняння і виконане, що ілюструють рис. 21–23.

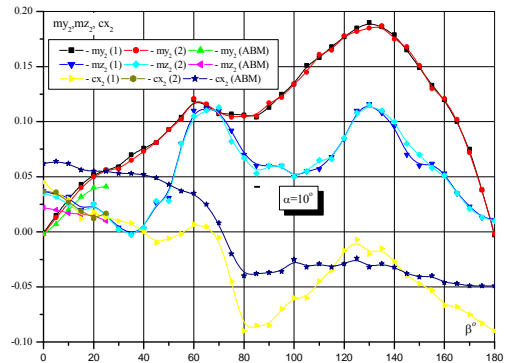


Рис. 21

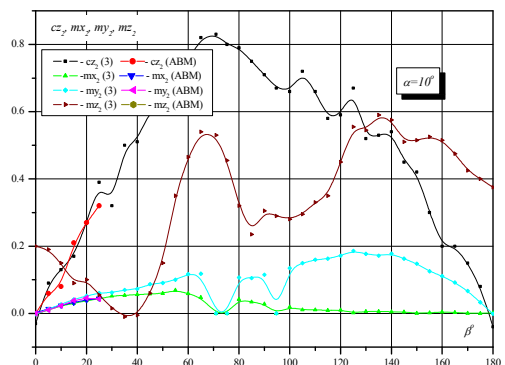


Рис. 22

Аналіз ДЕ показує, що маємо задовільну відповідність між аеродинамічними коефіцієнтами, одержаними при ЕД МЛА на УКП і на АВМ. Зазначимо, що при ЕД на УКП МЛА здійснює складні коливання відносно осей системи координат  $DXYZ$ , що призводить до виникнення динамічного взаємо-



впливу в умовах зовнішнього навантаження, яке змінюється на МЛА, і як наслідок погіршується точність реєстрації ДЕ.

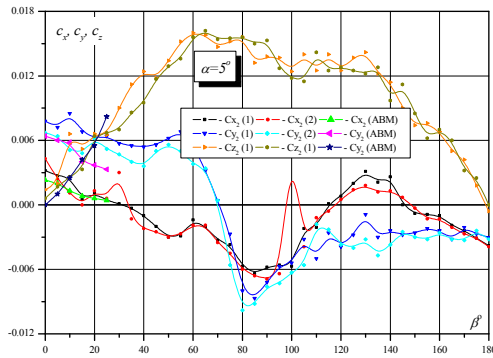


Рис. 23

### Висновки

В результаті виконаних експериментальних досліджень можна констатувати, що: УКП при ЕД МЛА здійснює складні гармонійні коливання, які реєструються ТД АВТ, у діапазоні частот  $f = 4 \dots 10$  Гц; на характеристики коливань сигналів впливають такі фактори, як кінематична схема АВТ, розміри і пружні властивості ТД, моменти інерції системи “МЛА-АВТ”, величина і характер зміни зовнішнього навантаження на МЛА; УКП в АДТ дозволяє визначати аеродинамічні коефіцієнти МЛА в діапазоні кутів ковзання  $\beta = 0 \dots 180^\circ$  з відносною похибкою не більше ніж 8 %; запропонований метод обробки експериментальних даних дозволяє визначати аеродинамічні коефіцієнти МЛА в різних системах координат; ММ АВТ необхідно визначати методами, викладеними в працях [4; 5; 8–12]; експериментально підтверджена можливість застосування УКП у проектних дослідженнях ЛА.

Подальший розвиток теми актуальний у рамках створення інформаційних технологій проектних досліджень ЛА, зокрема інформаційної технології тензометричних ЕД моделей ЛА в аеродинамічних трубах.

### Список літератури

1. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2000. – № 4. – С. 32–42.

2. Зінченко В.П., Гуржий А.Н. Аппаратно-програмные комплексы обеспечения наземных испытаний // IV Междунар. конф. “Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники”: Сб. докл. - К.: НТУУ “КПИ”, 2003. – Ч. II. – С. 93–110.

3. Зінченко В.П., Гуржий А.М. Апаратно-програмні комплекси для дослідження характеристик літаків // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2004. – № 3. – С. 59–69.

4. Зінченко В.П. Обобщенный метод расчета эластичности весовых элементов с упругим шарниром // УСиМ. – 2001. – № 5. – С. 3–10.

5. Зінченко В.П. Обобщенный метод расчета аэродинамических весов консольного типа // УСиМ. – № 6, 2001. – С. 9 – 16.

6. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. – М.: Наука, 1964. – 720 с.

7. Зінченко В.П., Зінченко Н.П., Муха І.П. Розрахунок вимірювального блока внутрішньомодельних тензометричних ваг у середовищі MathCAD / Вісн. НАУ, 2002. – №2 (13). – С. 183–192.

8. Зінченко В.П. Методологія проектування первинних джерел інформації // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2001. – № 5. – С. 69 – 82.

9. Зінченко В.П., Зінченко Н.П. Математичне моделювання первинних джерел інформації з застосуванням програмної системи STATISTICA // Вісник НАУ. – № 4(15), 2002. – С. 132–143.

10. Зінченко В.П., Радченко С.Г., Зінченко Н.П. Метод расчета эластичности весовых элементов с упругим шарниром // Вісн. НАУ, 2001. – № 3(10). – С. 99–108.

11. Зінченко В.П., Зінченко Н.П. Методика проектування внутрішньомодельних тензовагів // Вестн. НТУУ “КПИ”: Машиностроение. – 1999. – Вып. № 34. – С. 319–328.

12. Зінченко В. П., Радченко С.Г., Зінченко Н.П. Методика расчета шестикомпонентных тензометрических аэродинамических весов // Праці ін-ту електродинаміки НАН України. – К.: ІЕД НАН України, 2001. – С. 108–115.

Стаття надійшла до редакції 24.05.04.

В.П. Зинченко, Н.П. Зинченко, А.Н. Гуржий

Исследования характеристик установки для круговой продувки

Изложены результаты экспериментальных исследований характеристик установки для круговой продувки моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах в условиях больших углов скольжения как развитие аппаратно-программных комплексов, которые являются новыми средствами получения информации и знаний в информационных технологиях проектных исследований.

V.P. Zinchenko, N.P. Zinchenko, A.N. Guriy

Researches of characteristics of installation for a circular purge

Results of experimental researches of characteristics of installation for a circular purge of models of flying devices in wind tunnels in conditions of the big corners of sliding as development of hardware-software complexes which are modern means of reception of the information and knowledge in information technologies of design researches are stated.