

УДК 629.735.015.3:

М. М. Дронь, Ю. Л. Гринчишин

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## **ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ V-ПОДІБНОГО ОПЕРЕННЯ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ**

**Представлена програма і методика випробувань в аеродинамічній трубі крил змінної  $v$ -подібності. Описано автоматизовану вимірювальну систему, за допомогою якої отримано експериментальний масив значень моменту крену крил при несиметричному обдуві для малих чисел Рейнольдса.**

*Ключові слова:  $v$ -подібна аеродинамічна поверхня, момент крену, продувки в трубі, датчик аеродинамічних кутів.*

**Представлена программа и методика испытаний в аэродинамической трубе крыльев изменяемой  $v$ -образности. Описана автоматизированная измерительная система, с помощью которой получен экспериментальный массив значений момента крена крыльев при несимметричном обдуве для малых чисел Рейнольдса.**

*Ключевые слова:  $v$ -образная аэродинамическая поверхность, момент крена, продувки в трубе, датчик аэродинамических углов.*

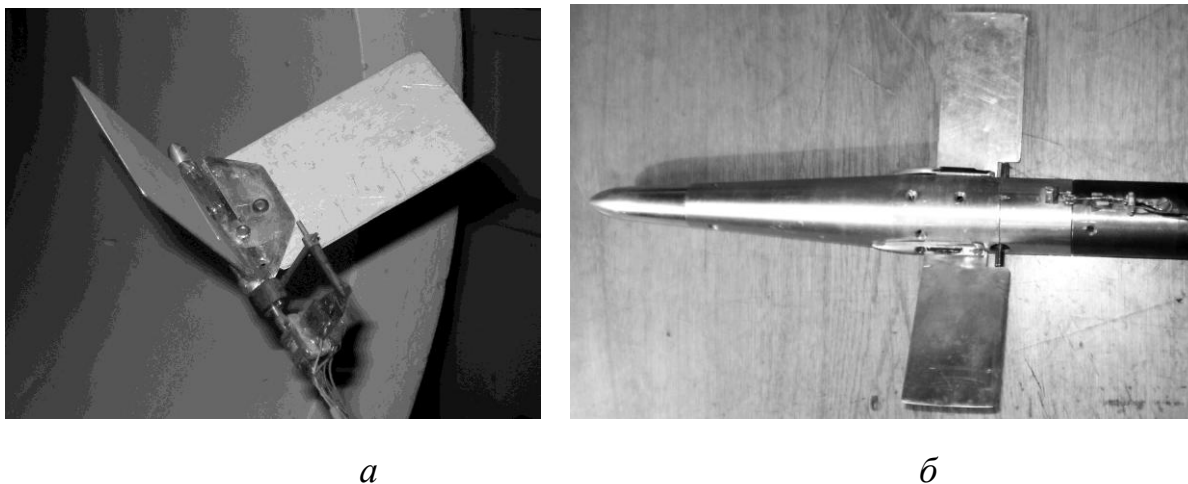
**The program and test procedure meant for variable V-dihedral wing study in the wind tunnel have been presented. Automated measuring system completed thereto, has been outlined. The empirical data file of airfoil rolling moment in flow angularity environment and small Reynolds numbers has been obtained.**

*Keywords:  $v$  dihedral wing, rolling moment, wind tunnel study, angle-of-attack sensor.*

Нові класи літальних апаратів (ЛА) характеризуються якісним розширенням зони експлуатаційних режимів, які важко моделювати розрахунковим шляхом. Це вимагає присутності на борту системи повітряних сигналів зі специфічним переліком властивостей, серед яких на першому місці висока точність, надійність та мініатюрність. Раніше запропоновано новий принцип вимірювання польотних кутів [1, 2]. Пристрій на його основі, як елемент безпосередньої взаємодії з потоком, містить звільнений для обертання покажчик з  $v$ -подібною аеродинамічною поверхнею. Закладений у схему принцип синхронізації обертального та просторового рухів покажчика обумовив вимогу максимальної чутливості  $v$ -подібної аеродинамічної поверхні до несиметричного (косого) обдуву. В літературі наявні дані про властивості крил з малими « $v$ », при безвідривному обтіканні в поздовжньому та бічному рухах і відсутні – при поперечному русі [3]. Це викликало необхідність дослідження моментних характеристик  $v$ -подібних крил в аеродинамічній трубі, для різних « $v$ » ( $0^\circ \leq \psi_v \leq 60^\circ$ ) з кутовими

орієнтаціями в потоці, що виходять за межі передньої напівсфери ( $0^\circ \leq \alpha$ ,  $\beta \leq 120^\circ$ ).

Отримано результати випробувань крил суттєво просторової форми. Продувки проводились у дозвуковій аеродинамічній трубі Т-5 Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара. Досліджувались дві геометричні конфігурації моделі: «чисте»  $v$ -подібне крило, утворене аеродинамічними поверхнями у вигляді плоских пластинок, та еквівалентне за площею крило, розташоване на циліндричному фюзеляжі (рис. 1). Метою роботи було встановлення максимальних значень моменту крену косоного обдуву в залежності від кута  $\psi$ , для обох конфігурацій, та вичленення інтерференційної добавки, спричиненої впливом фюзеляжу.



**Рис. 1. Модель  $v$ -подібного крила у двох конфігураціях:**  
*а* – «чисте» крило; *б* – крило на циліндричному фюзеляжі

В НДІ енергетики ДНУ скомплектовано автоматизовану вимірювальну систему, яка забезпечувала виконання програми експерименту в межах одного циклу випробувань. Розроблене програмне забезпечення дозволяло реєструвати результати вимірювань та корегувати хід експерименту з персонального комп'ютера (ПК). Процес керування в межах циклу включав:

- контроль нульових значень фізичних параметрів на початку циклу випробувань;

- зчитування значень кінематичних параметрів (швидкості потоку з датчика тиску трубки Піто) та кутів орієнтації моделі в потоці (з кутомірних пристроїв, установлених на моделі);

- подання дискретних керуючих сигналів на рушії зміни кутового положення моделі в робочій частині труби в межах кожної серії вимірювань.

У межах серії змінювалась швидкість потоку від 5 м/с до 35 м/с з кроком у 5 м/с і положення моделі по куту ковзання  $\beta$ , з інтервалом  $10^\circ$ . Кут атаки  $\alpha$  на початку кожної серії вимірювань перевстановлювався і фіксувався, кут ковзання пробігав значення  $-120^\circ \leq \beta \leq +120^\circ$  (з інтервалом  $10^\circ$ ) відповідно до масиву сполучень кутових положень, прописаних у програмі експерименту. Режим

проведення вимірювань міг бути автоматичним, інтерактивним або ручним. Процес формування дослідного масиву і зміни кінематичних параметрів контролювався оператором дистанційно, з клавіатури комп'ютера, на якому також забезпечувалась візуалізація процесу вимірювань у реальному часі.

До складу системи входили: блок кутової орієнтації моделі в робочій частині труби (цифро-аналоговий перетворювач (ЦАП), приводи кутової орієнтації з датчиками зворотного зв'язку) і блок зняття та обробки результатів вимірювань (тензодатчики, підсилювачі, аналого-цифрові перетворювачі (АЦП)). Обидва блоки через модуль узгодження зв'язувались із ПК. У кожному з п'яти каналів вимірювання як АЦП використані цифрові вольтметри В7-21 (клас точності – 0,04/002). Схема вимірювальної системи приведена на рис. 2.

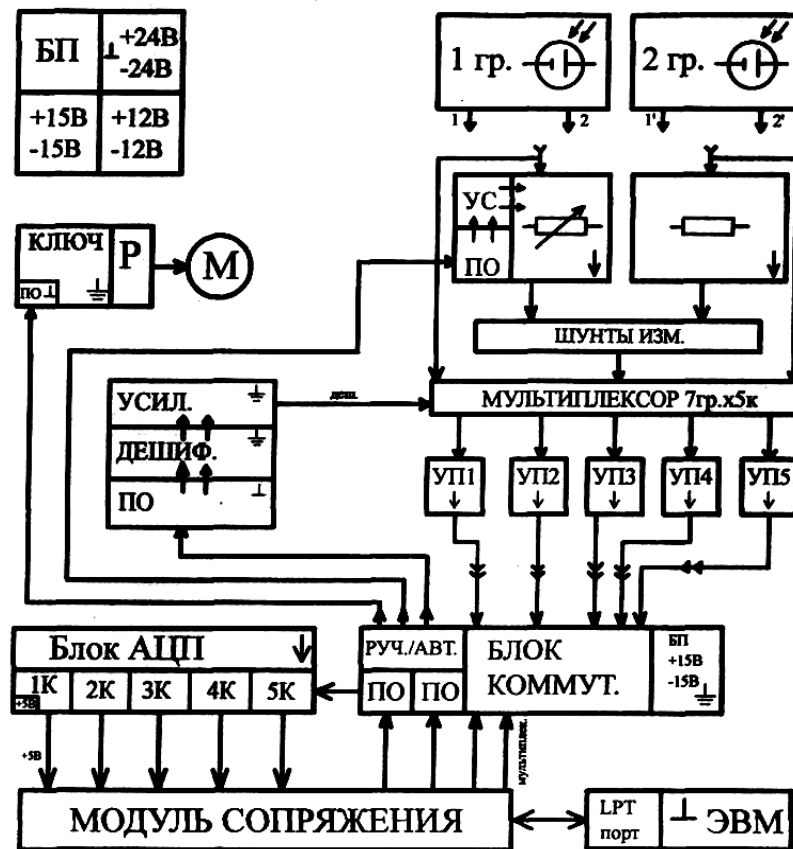


Рис. 2. Схема автоматизованої вимірювальної системи

Програмою експерименту передбачалось проведення 16 циклів продувок, кожний з яких містив послідовний ряд підготовчих та робочих заходів відповідно до методик експериментів у аеродинамічних трубах [4, 5].

Підготовчі:

- перевірка пристроїв, системи проведення експерименту і реєстрації результатів вимірювань;
- проведення всіх видів тарування;

– введення у розрахункові залежності значень початкових умов (величин атмосферного тиску, температури, вологості в приміщенні, тарувальних співвідношень тощо);

– встановлення нульових значень орієнтації моделі відносно незбуреного потоку на зрізі вихідного каналу аеродинамічної труби;

– продувка моделі у зоні симетричного обтікання для позбавлення від систематичних похибок, викликаних відхиленнями форми та неточностей монтажу.

Робочі:

– власне продувки, з вкладеними серіями зміни кінематичних параметрів, відображених у програмі експерименту (швидкості потоку, кутів орієнтації моделі);

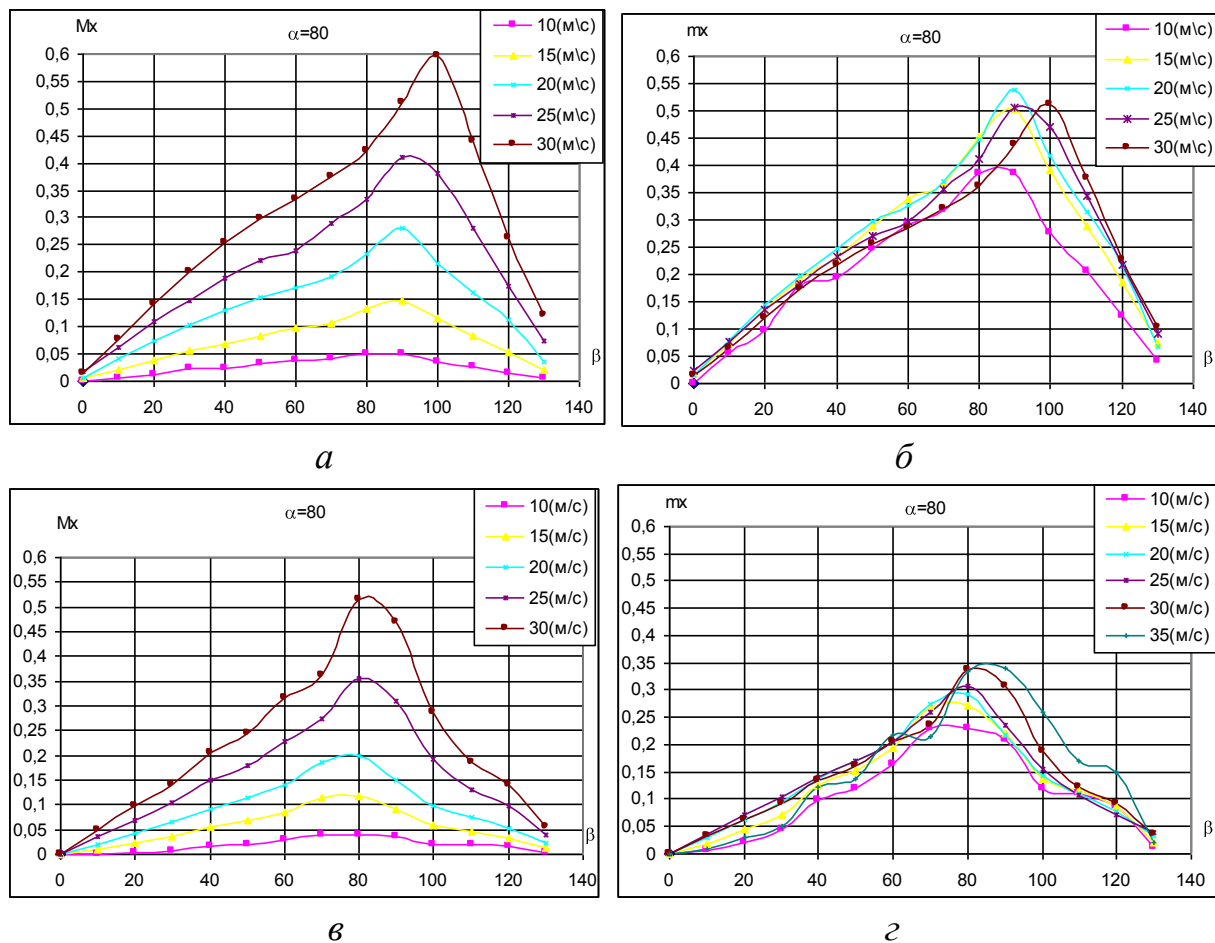
– запис отриманих результатів вимірів у файли даних на ПК та зведення у таблиці для подальшої обробки в «Excel» та «Mathcad»;

– побудова залежностей моменту крену  $M_x(\alpha, \beta)$ .

Після виконання всіх циклів випробувань здійснювався перерахунок отриманих значень у безрозмірний вигляд для формування експериментальних масивів та побудови графіків коефіцієнта моменту крену  $m_x(\alpha, \beta)$  для  $\psi_v=15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ . Діапазон зміни силового фактора в процесі випробувань знаходився в межах  $(10 \div 600 \text{ г}) \times 150 \text{ мм}$ . Тарувальні графіки, що передували кожному циклу випробувань, підтвердили повну лінійність показів автоматизованого вимірювального ланцюга від зусилля, що прикладалось за допомогою еталонних терезів. Незначна зміна кутового положення дослідної поверхні в потоці, викликана пружними деформаціями сталюї пластини тензодатчика, також урахувались у процесі тарувань. У результаті проведених випробувань отримано чотиривимірний масив із 2880 значень, що відповідають фізичній величині ( $M_x$ ) для «чистої»  $v$ -подібної аеродинамічної поверхні, та аналогічний – для поверхні з фюзеляжною частиною. Сімейство графіків, побудоване на їхній основі, дає уявлення про зміну силового фактора в широких межах кутових положень моделі в залежності від  $v$ -подібності. Використовувались існуючі програмні засоби інтерполяції та гладкого заповнення. Масиви експериментальних даних формувались із періодом, що становив кілька секунд, записувались у пам'ять комп'ютера, після чого транслювались в «Excel». Серії вимірювань за різних значень швидкісного напору – 5 м/с, 10 м/с, 15 м/с, 20 м/с, 25 м/с, 30 м/с дали змогу здійснити перерахунок результатів у безрозмірний вигляд, вичленивши ті, які мали випадковий характер, а також провести обробку емпіричних залежностей методами математичної статистики.

За графіками  $m_x$  легко встановити нижню межу зони автотельності експерименту. В усьому масиві дослідних даних результати, що відповідають швидкості  $5 \div 10 \text{ м/с}$ , при перерахунку у безрозмірний вигляд відрізняються нестабільністю. Розкид їхніх значень викликаний особливостями обтікання, характерними для малих чисел Рейнольдса. Відомо [6], що для погано обтічних об'єктів з гострими ребрами вона знаходиться в межах  $\sim 4 \cdot 10^3 < \text{Re} < 1 \cdot 10^6$ . Продувки проводились для  $1,65 \cdot 10^3 < \text{Re} < 11,6 \cdot 10^4$ .

На рис. 3 для прикладу наведено залежності  $M_x$  та  $m_x$  v-подібної поверхні з  $\psi_v=30^\circ$  у двох конфігураціях: без циліндричного фюзеляжу (рис. 3, а, б) та з ним (рис. 3, в, г).



**Рис. 3. Значення характеристик моменту крену v-подібних крил з  $\psi_v=30^\circ$ ,  $\alpha=80^\circ$ :**  
 а –  $M_x(\beta)$  чистого крила; б –  $m_x(\beta)$  чистого крила;  
 в –  $M_x(\beta)$  крила на фюзеляжі; г –  $m_x(\beta)$  крила на фюзеляжі

Отримані експериментальні масиви відображають циклічний характер залежності коефіцієнта моменту крену від кутового положення в потоці. Для проектування датчиків польотних кутів безпосередньої дії достатньо даних, що забезпечують екстраполяцію отриманих раніше аналітичних залежностей [1, 2] у межах  $-60^\circ \leq \alpha, \beta \leq +60^\circ$ . Прикладний характер отриманого масиву  $m_x$  v-подібних поверхонь полягає в можливості його застосування при розрахунках ЛА, оснащених таким оперенням. Зокрема, можна точно враховувати демпфуючий момент крену оперення для ЛА, що здійснюють інтенсивне обертання.

Для розвитку описаної системи, для динамічних трубних випробувань може бути запропоновано автоматизований вимірювальний комплекс з реєстрацією фізичних величин на рухомій моделі. Результати вимірювань первинних датчиків (датчиків тиску, акселерометрів, тензометричних терезів тощо) можуть передаватись у реальному часі за допомогою мікропроцесорної системи: MEMS – АЦП – безпроводний ретранслятор (накопичувач) – ЕОМ. Процес опи-

тування – синхронізований з поточними значеннями просторової орієнтації моделі. Дослідний масив, таким чином, формується у короткотерміновому режимі відповідно з миттєвими значеннями кінематичних параметрів (швидкості в робочій частині труби, кутів  $\alpha_n$ ,  $\varphi_n$ , кутових швидкостей  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ ). Результати випробувань можуть передаватись на зовнішній приймач або зберігатись на моделі до закінчення циклу випробувань. Внутрішньомодельна частина вимірювального комплексу може бути мініатюрною, і, з автономним джерелом живлення, не перевищувати об'єм  $1,5 \div 3 \text{ см}^3$ .

### Бібліографічні посилання

1. Дронь Н. М. Улучшение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов с использованием измерителей углового положения относительно потока / Н. М. Дронь., Ю. Л. Гринчишин // Вісник Київського міжнародного університету цивільної авіації. – К.: КМУЦА, 2000. – № 3–4 (7). – С. 352–355.
2. Dron' N. M. Measuring of Re-entry Vehicle Angular Attitude with respect to Air-flow / N. M. Dron', Yu. L. Grinchishyn, A. V. Pashkov // Proc. Of The fifth Sino-Russian-Ukrainian Symposium on Space Sciense and Technolgy: 6<sup>th</sup>-9<sup>th</sup> June, Harbin Institute of Technology. – Harbin, 2000. – P. 464–470.
3. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов / К. П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
4. ДСТУ 3215–95. Метрологічна атестація засобів вимірювальної техніки. – К.: Держстандарт України, 2000. – 21 с.
5. Трохан А. М. Гидроаэрофизические измерения / А. М. Трохан. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 336 с.
6. Графский И. Ю. Аэродинамика плохобтекаемых тел: *учебн. пособ.* / И. Ю. Графский, М. И. Казакевич. – Д.: ДГУ, 1983. – 116 с.

*Надійшла до редколегії 03.04.13*