

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ УТАД-2 НАУ ПРИ КУТАХ АТАКИ $0 \div 360^\circ$

В роботі розглянуто результати експериментальних досліджень по визначенню залежностей коефіцієнтів підйимальної, сили лобового опору та коефіцієнту повздовжнього моменту від кута атаки профілю в повному діапазоні кутів повітряного потоку, що набігає.

УТАД-2 НАУ є замкненою атмосферною аеродинамічно трубою з відкритою робочою частиною еліптичного перетину та обладнана зовнішніми 3-компонентними рейтерними аеродинамічними вагами, встановленими над робочою частиною рис.1 а. Кінематичну схему ваг наведено на рис.1. б.

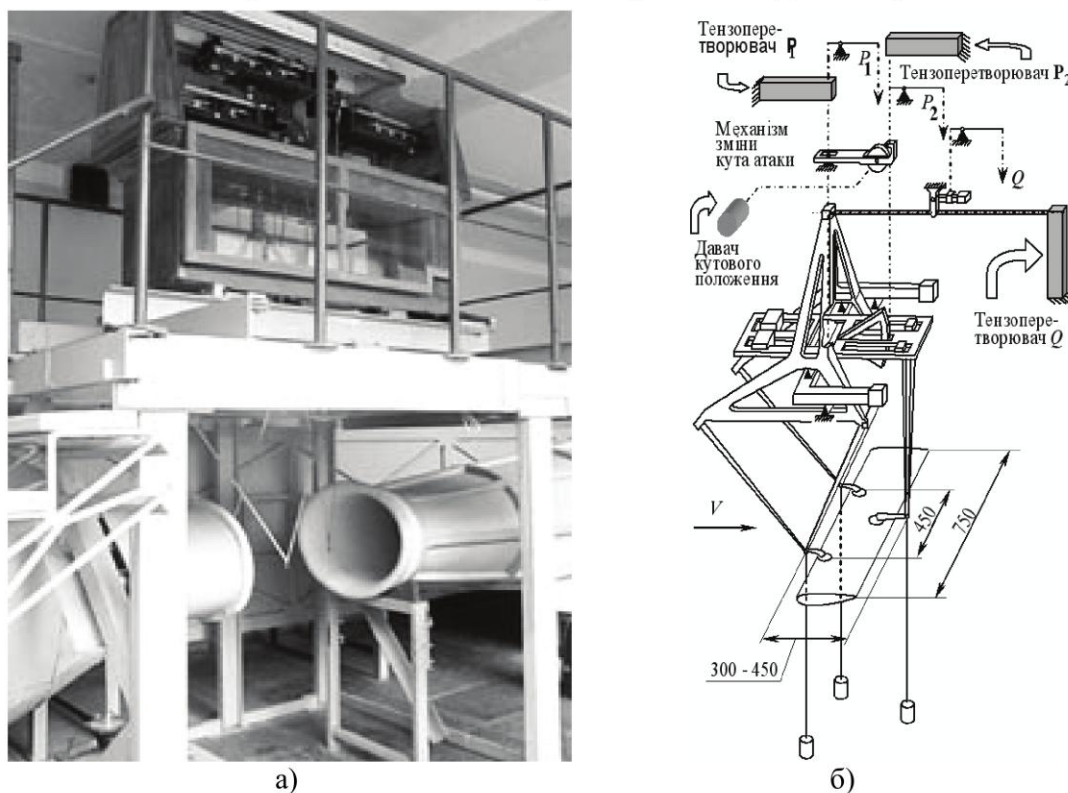


Рис.1 Загальний вигляд робочої частини та кінематична схема ваг УТАД- 2 НАУ

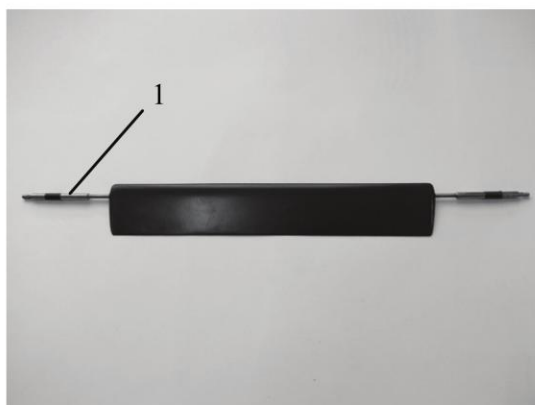
Ваги забезпечують вимірювання трьох компонент від повної аеродинамічної сили у вертикальній площині, а також компенсацію ваги об'єкта та контрвантажів. Для зміни кута атаки ваги обладнані вбудованим альфа-механізмом з діапазоном альфа = $-20^\circ \dots +40^\circ$. Відлік кута атаки ведеться по лімбу альфа-механізму. Система вимірювань дозволяє отримувати залежності коефіцієнтів c_x , c_y , m_z як функцію від кута атаки α у напівзв'язаній системі координат. Ваги можуть використовуватися як у режимі ручного урівноважування, так і у складі автоматизованої системи збирання та обробки інформації, котра була використана в даному експерименті.

Для визначення зазначених характеристик була виготовлена модель профілю, за основу взято профіль геометричні характеристики якого наведені в таблиці 1.

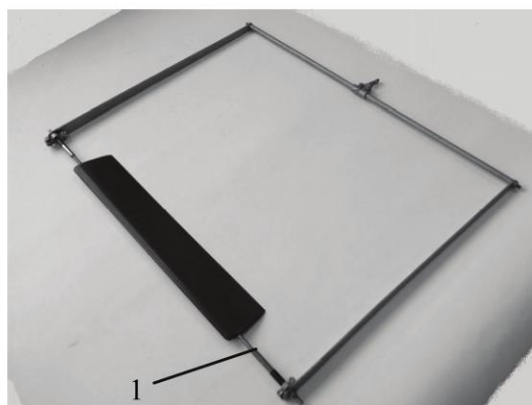
Таблиця 1

x (мм)	ув(мм)	ун(мм)	уср(мм)	h(мм)
0	0	0	0	0
0,625	1,335	-0,615	0,385	1,95
1,25	1,805	-0,855	0,475	2,66
2,5	2,455	-1,13	0,665	3,585
3,75	2,9	-1,305	0,8	4,205
5	3,215	-1,46	0,875	4,675
7,5	3,595	-1,75	0,925	5,345
10	3,75	-1,985	0,885	5,735
12,5	3,8	-2,14	0,83	5,94
15	3,775	-2,23	0,77	6,005
20	3,57	-2,24	0,665	5,81
25	3,205	-2,085	0,56	5,29
30	2,735	-1,835	0,45	4,57
35	2,18	-1,5	0,34	3,68
40	1,54	-1,08	0,23	2,62
45	0,84	-0,615	0,115	1,355
47,5	0,46	-0,35	0,055	0,81
50	0	0	0	0

В таблиці 1 координати профілю задані в зв'язаній системі координат, початок в точці перетину хорди та носка профілю, вісь Ох співпадає з хордою, вісь Оу направлено до верхньої частини профілю. Модель профілю має прямокутну форму в плані, виготовлена з склошлітки, склошлітки та епоксидної смоли. Конструктивно модель представляє собою повністю композитний виріб. Розміри моделі складають 0,3 (м) за розмахом та 0,05 (м) по хорді профілю. Закінцівки моделі були закруглені по способу прийнятому в ЦАГІ: радіус заокруглення рівний половині товщини профілю в даному місці хорди. Видовження моделі відповідно рівне $\lambda = 6$. Вигляд виготовленої моделі профілю показано на рис.2а, на рис.2б показано виготовлену підвіску з встановленою моделлю, де 1 позначено вісь відносно якої виконувалась перестановка моделі.



а)



б)

Рис.2 Загальний вигляд підвіски та моделі профілю

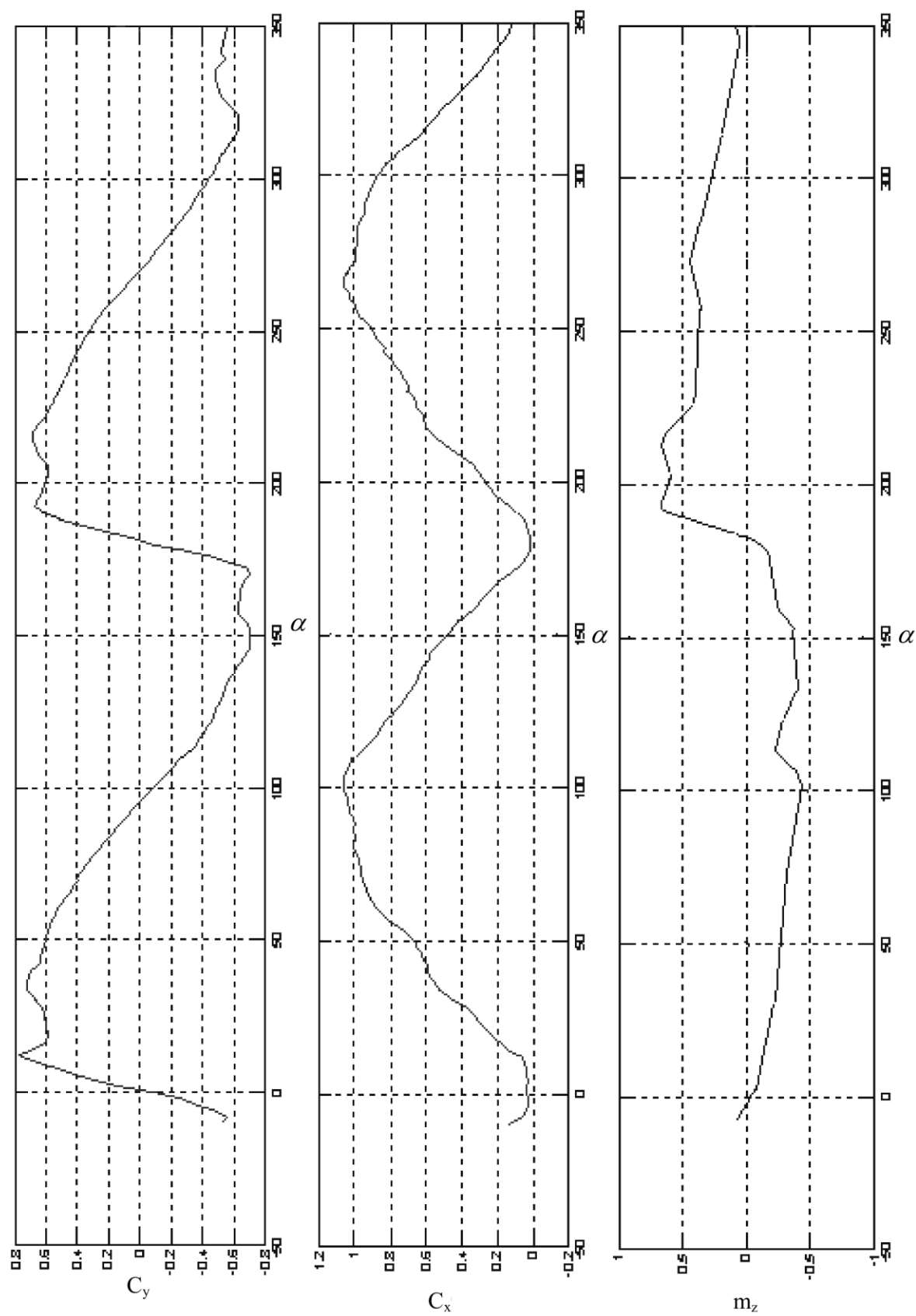


Рис.3 Залежність коефіцієнтів підйомної, сили лобового опору та повздовжнього моменту від кута атаки

Експеримент проводився по методам прийнятим для УТАД-2 НАУ. Загальний вигляд автоматизованого експериментального обладнання з встановленою підвіскою з моделлю на ваги УТАД-2 НАУ показано на рис.4.

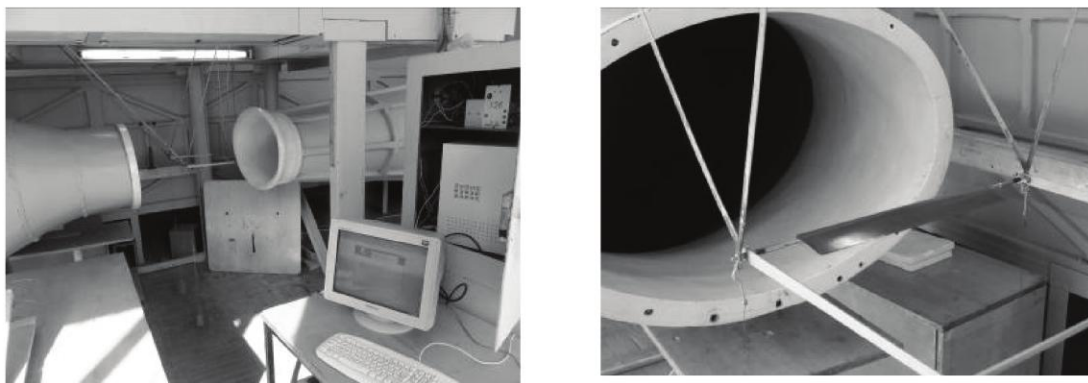


Рис.4 Загальний вигляд експериментального обладнання та встановленої підвіски з моделлю на ваги УТАД-2 НАУ

Як було зазначено ваги обладнані вбудованим альфа-механізмом, тому для забезпечення обдувки профілю в діапазоні $0^\circ - 360^\circ$ було виготовлено спеціальну підвіску для моделі профілю (рис.2б), котра дозволяла виконувати перестановку моделі профілю відносно підвіски з $\Delta 40^\circ$. Це дозволило при дев'яти окремих встановленнях моделі на вагах провести експеримент в повному обсязі діапазону кутів атаки. На протязі кожного з дев'яти етапів експерименту за допомогою ваг проводилось вимірювання підйімальної сили Y , сили лобового опору X , моменту M_z та визначались залежності $c_y = f(\alpha)$, $c_x = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$.

Результати експериментальних досліджень моделі профілю по визначенню характеристик $c_y = f(\alpha)$, $c_x = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ наведені на рис.3. Отримані результати були зкореговані на вплив підвіски та поправки аеродинамічної труби. Дослідження проводилось при швидкості $V=25(\text{м/с})$, що відповідає числу Рейнольдса $Re=0.86 \times 10^5$.

Висновки: аналіз отриманих результатів по обдувці моделі профілю в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ при зміні кута атаки $0^\circ - 360^\circ$ показав, що при переході через кут рівний 180° криві $c_y = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ змінюють свій характер; похідна c_y^α також помітно змінюється; величина максимального значення коефіцієнту підйімальної сили при обтіканні повітряним потоком з боку задньої кромки менше ніж при обтіканні з боку передньої; мінімальне значення лобового опору профілю при обтіканні з боку задньої кромки більше ніж з боку передньої.

Список літератури

1. Д.С. Горшенин, А.К. Мартынов. Руководство к практическим занятиям в аэродинамической лаборатории. – М.: Машиностроение, 1967. – 224с.
2. С.М. Горлин, И.И.Слезингер. Аэромеханические измерения (методы и приборы). – М.: Наука, 1964. – 720 с.
3. <http://wt.nau.edu.ua/>