

# NGHIÊN CỨU, TÍNH TOÁN, THIẾT KẾ, CHẾ TẠO VÀ THỬ NGHIỆM CÂN KHÍ ĐỘNG BA THÀNH PHẦN DÙNG CHO ỐNG KHÍ ĐỘNG DƯỚI ÂM

RESEARCH, CALCULATE, DESIGN, MANUFACTURE AND TEST THREE-COMPONENT AERODYNAMIC BALANCE FOR SUBSONIC AERODYNAMIC TUBES

Nguyễn Thế Mịch, Nguyễn Hải Dương  
Trường Đại học Bách khoa Hà Nội

## TÓM TẮT

Bài báo này trình bày kết quả, tính toán thiết kế, chế tạo và thử nghiệm cân khí động để đo đạc 3 thành phần là lực nâng  $F_z$ , lực cản  $F_x$  và mô men  $M_z$  của một cánh khí động được lắp vào cân khí động bằng một trục trùng với trục  $Z$  vào cân khí động. Bài báo trình bày nguyên lý hoạt động của cân, tóm tắt các kết quả tính toán thiết kế xác định hình dáng hình học và kích thước của cân. Các bước tiến hành thí nghiệm để xác định các hệ số lực nâng  $C_z$ , hệ số lực cản  $C_x$  và hệ số mô men  $M_z$  cách thức đo đạc và xử lý số liệu từ việc tiến hành thí nghiệm của một cánh đã có đặc tính mẫu nhằm đảm bảo khả năng ứng dụng của cân khí động được chế tạo.

**Từ khóa:** Cân khí động ba thành phần; Hệ số lực nâng  $C_z$ ; Hệ số lực cản  $C_x$ ; Hệ số mô men  $M_z$ .

## ABSTRACT

This paper presents the results, design calculations, fabrication and testing of the aerodynamic balance to measure 3 components: lift force  $F_z$ , drag  $F_x$  and torque  $M_z$  of an aerodynamic balance installed in the aerodynamic tubes. fixed an axis that coincides with the  $Z$  axis on the east air balance. The paper presents the operating principle of the balance, the design calculations determine the geometry and size of the balance. Steps to conduct experiments to determine the lift force coefficients  $C_z$ , drag coefficient  $C_x$  and torque coefficient  $M_z$  how to measure and process data from the experiment of a wing that has sample characteristics to ensure the applicability of the manufactured aerodynamic balance.

**Keywords:** Three-component aerodynamic balance, lift coefficient  $C_z$ , coefficient of drag  $C_x$ , coefficient of torque  $M_z$ .

## 1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Nhằm mục đích tăng cường khả năng tự thiết kế và chế tạo được thiết bị đo, phục vụ cho công tác đào tạo cũng như nghiên cứu khoa học trong lĩnh vực khí động lực học. Một nhóm cán bộ của Viện Cơ khí Động lực đã xây dựng đề tài nghiên cứu, tính toán, thiết kế, chế tạo cân khí động ba thành phần. Cân khí động được nghiên cứu, tính toán, thiết kế và chế tạo này nhằm trang bị cho một ống khí động dưới âm 0.1 M của Trường Đại học Bách khoa Hà Nội. Các kết quả nhận được qua việc đo đạc nhằm mục đích hiệu chỉnh quá trình thiết kế, chế tạo, cũng như lựa chọn các đầu đo phù hợp để cân khí động đáp ứng được yêu cầu về độ chính xác là giúp phòng thí nghiệm có thể dùng cân khí động này để đo đạc các dạng trưng khí động của cánh, phục vụ cho công tác đào tạo và nghiên cứu khoa học.

## 2. SƠ ĐỒ NGUYÊN LÝ HOẠT ĐỘNG CỦA CÂN KHÍ ĐỘNG 3D

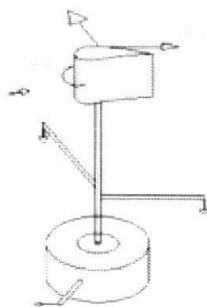
### 2.1. Sơ đồ nguyên lý chung

Thông số với các giá trị max của lực và mô men của cân thiết kế là:

$$D = 3.28 \text{ N}$$

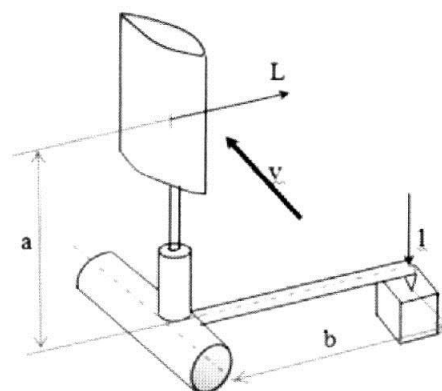
$$L = 51.9 \text{ N}$$

$$M = 2.17 \text{ Nm}$$



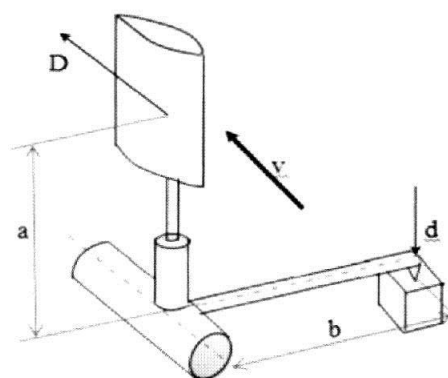
Hình 2.1. Nguyên lý đo 3 thành phần

### 2.2. Sơ đồ đo lực nâng



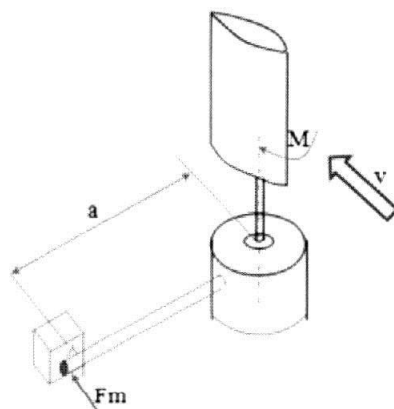
Hình 2.2. Nguyên lý đo lực nâng

### 2.3. Sơ đồ đo lực cản



Hình 2.3. Nguyên lý đo lực cản

### 2.4. Sơ đồ đo mô men



Hình 2.4. Nguyên lý đo mô men

**2.5. Các công thức tính các thành phần để xác định kích thước cân**

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_L \rho v_{(t)}^2 S$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot C_D \rho v_{(t)}^2 S$$

$$M_0 = \frac{1}{2} \rho v_{(t)}^2 S c (C_M + \frac{1}{4} C_L)$$

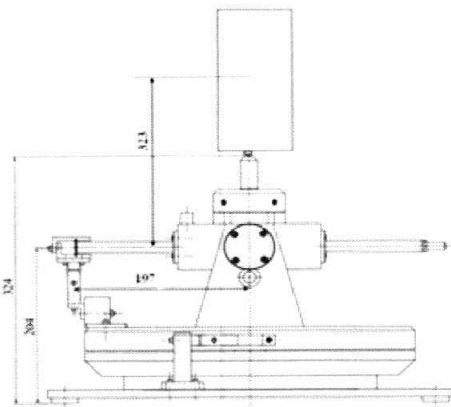
Với:  $V_{(t)} = \frac{\sum v_i t_i}{\sum t_i}$

Vận tốc dòng không khí là hàm của thời gian của mỗi lần đo ở các chế độ khác nhau về góc đặt cánh và tốc độ gió khác nhau.

$S_c = b \cdot c$ , với:  $b$  - Chiều rộng cánh  $c$  chiều dài cánh  $S_c$  diện tích ( $cm^2$ ).

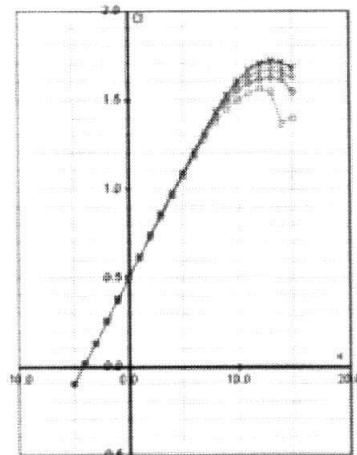
**3. KÍCH THƯỚC THỰC CỦA CÂN SAU THIẾT KẾ VÀ KẾT QUẢ ĐO**

**3.1. Đo lực nâng**



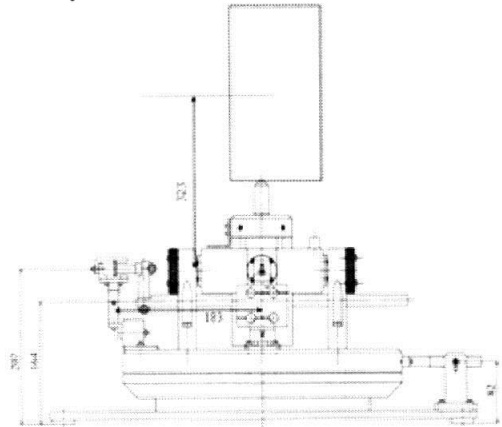
Hình 3.1. Sơ đồ đo thực lực nâng

Kết quả đo lực nâng được thực hiện ở nhiều tốc độ khác nhau tương ứng với góc đặt cánh khác ở  $Re$  khác.

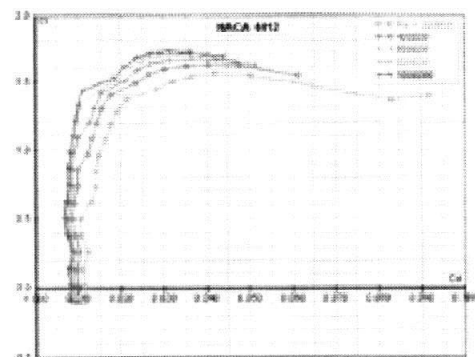


Hình 3.2: Quan hệ hệ số lực nâng  $Cl=f(\alpha)$  ứng với  $Re$   $3 \cdot 10^6, 6 \cdot 10^6, 9 \cdot 10^6$

**3.2. Đo lực cản**

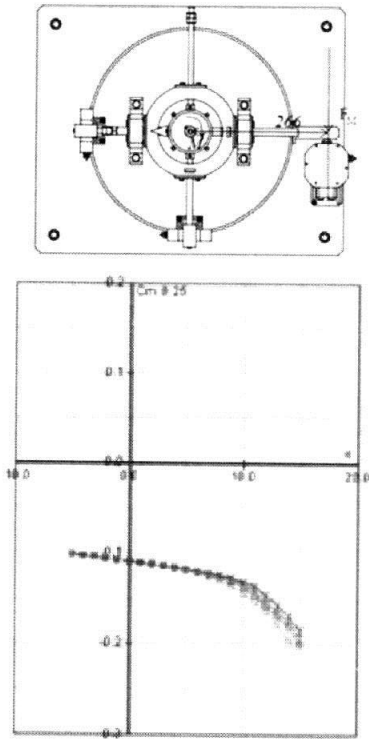


Hình 3.2. Sơ đồ đo lực cản ở cùng các chế độ như đo lực nâng (khi đo đồng thời ở cùng chế độ đọc kết quả hiển thị số của senso đo lực cản)



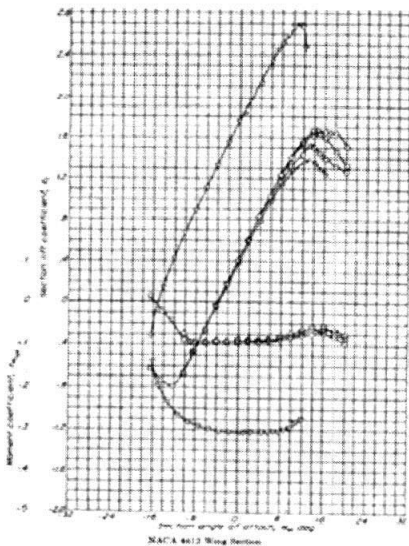
Hình 3.3. Quan hệ  $Cl$  theo  $Cd$  với các  $Re$  tương ứng khi đi  $Cl$  và  $Cd$

3.3. Đo mô men



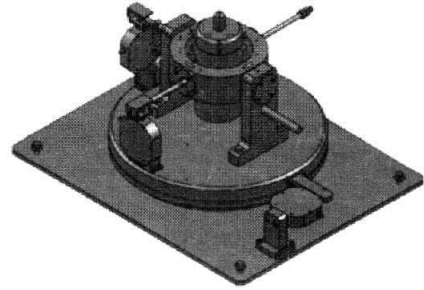
Hình 3.4. Kết quả đo mô men ở các chế độ tương ứng

3.4. Đồ thị của kết quả đối chứng

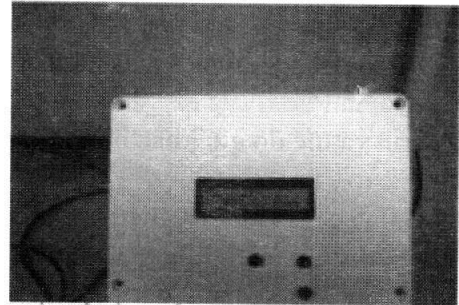


Hình 3.5. Kết quả đo của Naca 4112

3.5. Vài hình ảnh minh chứng quá trình chế tạo và đo đạc

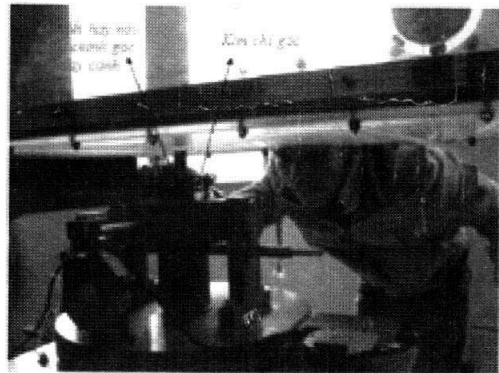


Hình 3.6. Bản thiết kế 3D của cân khí động ba thành phần



Hình 3.7. Đồng hồ hiển thị kết quả đo lực nâng, lực cản, mô men của mỗi chế độ đo

Cách dùng: Dùng chung 1 màn tinh thể lỏng, để có kết quả đo lực, hoặc mô men chỉ việc chuyển núm kết nối sẽ đọc được các kết quả lực và mô men của cánh ở cùng chế độ thí nghiệm.



Hình 3.8. Nguyễn Hải Dương đang căn chỉnh thăng bằng để thay đổi góc đặt cánh

#### 4. KẾT LUẬN

Từ kết quả đo đạc của profile NACA 4412 được thực hiện trên ống khí động của bộ môn KTHK và Vũ trụ, chúng ta tiến hành so sánh với profile cùng loại mà kết quả đo đạc của nó được công bố trong Theory of wings section, chúng ta nhận thấy kết quả giữa thí nghiệm và tài liệu so sánh có sai lệch tại một số điểm lên đến 5%.

Khi đọc các kết quả trên hiển thị số, ta thấy các giá trị lực nâng, lực cản và mô men trên đồng hồ hiển thị giao động thường xuyên quanh một giá trị trung bình nào đó.

Điều này được đánh giá là do ảnh của sự giao động vận tốc tại thiết diện đặt cánh thí nghiệm và sự giao động của cánh thí nghiệm. Điều này cũng thấy tương tự trên cân khí động của bộ môn Kỹ thuật Thủy khí và tàu thủy đối với cân khí động cùng loại.

Ở đây, sai số hệ thống do ảnh hưởng của các ổ lăn đã được giảm thiểu bằng việc sử dụng các ổ lăn ma sát cực nhỏ và được loại trừ bằng việc bù khi lấy mẫu chuẩn của cân để loại trừ ảnh hưởng này. ❖

Ngày nhận bài: 05/12/2020

Ngày phản biện: 28/12/2020

#### Tài liệu tham khảo:

- [1]. Didacta Italia, Three - Component Electronic Balance with Subsonic Windtunnel PN62D, User's Manual 2002.
- [2]. F. Marty, Blancs et Montages, Ecole superieur Aéronautique de Tounlouse, cours, 2002.
- [3]. Abdel-jawad MM, Mee DJ and Morgan RG (2007) New calibration technique for multicomponentstress wave force balances, Review of Scientific Instruments,78:1-7.
- [4]. Dale G, Baust H, Tyler C, Jordan J, Weaver W and Clinehens G (1998) Pressure sensitive paintmeasurements in very low-speed flows, Proceedings of Sixth Annual Pressure Sensitive Paint Workshop, The Boeing Company, Seattle, Washington, October 06-08 ; 16-1 to 16-6.
- [5]. Daniel WJT and Mee DJ (1995) Finite element modelling of a three-component force balance forhypersonic flows, Computers and Structures 54(1); 35-48.John Wiley and Sons, New York.
- [6]. George RD and James FM (1968) An improved piezo-electric balance for aerodynamic forcemeasurement, IEEE Transactions on Aerospace and Electronics System, AES-4 (3): 351-359,paint measurements in short-duration hypersonic flow, AIAA Jjournal, 39(4): 654-659.

