

NGHIÊN CỨU MÔ PHỎNG SỐ VÀ THỰC NGHIỆM DÒNG DELTA Ở TỐC ĐỘ THẤP

SIMULATION AND EXPERIMENTAL RESEARCH ON LOW-SPEED DELTA FLOW

Tạ Minh Trọng, Hoàng Thị Kim Dung
Trường Cơ khí, Đại học Bách khoa Hà Nội

TÓM TẮT

Cánh Delta thường được dùng cho những máy bay có vận tốc lớn do có tính linh hoạt cao nhờ có góc vuốt ngược lớn và việc hình thành lực nâng do xoáy. Nghiên cứu cánh Delta ở tốc độ thấp cần được xác định cho trường hợp cất/hạ cánh của máy bay. Nghiên cứu này kiểm chứng đặc tính khí động của cánh Delta thông qua việc sử dụng hai phương pháp độc lập với nhau: một là mô phỏng số sử dụng phần mềm mô phỏng ANSYS và hai là thực nghiệm sử dụng ống khí động dưới âm. Cánh Delta nghiên cứu là cánh đã được công bố bởi Yamada và Nakamura có góc quét ngược 65° , sải cánh 260 mm, dây cung gốc cánh 280 mm và độ dày 5 mm. Đặc tính khí động của cánh Delta được xác định ở dải tốc 5 m/s với góc tấn 10° . Kết quả cho thấy xoáy hình thành trên cánh làm thay đổi áp suất trên cánh; và hiện tượng bất đối xứng tự nhiên của dòng qua cánh. Kết quả nhận được giữa các phương pháp sai lệch không quá 15% với kết quả đã công bố.

Từ khóa: Dòng Delta; Xoáy; Vận tốc thấp; ANSYS; Ống khí động.

ABSTRACT

Delta wings are often used for high-speed aircraft due to their high flexibility due to their large swept-back angle and lift vortices. Low-speed Delta wing studies need to be determined for the take-off/landing of the aircraft. This study verified the aerodynamic characteristics of Delta wing by using two independent methods: one was simulation using ANSYS software and the other was experiment using a subsonic wind tunnel. The Delta wing studied was researched by Yamada and Nakamura with a 65° sweep-back angle, 260 mm wingspan, 280 mm root length chord and 5 mm thickness. The aerodynamic characteristics of the Delta wing were determined at a speed of 5 m/s and an attack angle of 10° . The results showed the formation of vortices upon the wing that changed the distribution of pressure on upper surface of the wing; and the natural asymmetry phenomenon of the Delta flow. The results obtained between different methods differed by no more than 15% from the published results.

Keywords: Delta flow; Vortices; Low speed; ANSYS; Wind tunnel.

1. GIỚI THIỆU

Cùng với sự phát triển không ngừng của các thể hệ máy bay trên âm, đặc biệt là các máy bay chiến đấu, và đòi hỏi phải tăng hiệu quả, hiệu suất làm việc cũng như sự linh động khi bay của máy bay, các nhà khoa học và kỹ sư đã sáng chế và đề xuất ra các phiên bản thiết kế của cánh Delta. Cánh Delta có những lợi thế vô cùng to lớn, và đặc biệt được sử dụng rất nhiều trong các loại máy bay trên âm, cánh tên lửa... Khi cánh Delta ở góc tấn lớn và tốc độ thấp - chế độ cất/hạ cánh - mép vào của cánh gây ra sự tách dòng trên bề mặt cánh, từ đó hình thành các xoáy với vận tốc xoáy lớn. Những xoáy này vai trò đặc biệt quan trọng trong việc tạo lực nâng cho cánh máy bay [1]. Vì vậy, việc tìm hiểu cơ chế hình thành, độ lớn cũng như vị trí hình thành của xoáy là việc không thể bỏ qua để giúp cho việc có thể sử dụng và điều khiển máy bay [2-9].

Nghiên cứu này nêu các đặc tính khí động của cánh Delta sử dụng hai phương pháp: mô phỏng (sử dụng phần mềm ANSYS) và thực nghiệm (sử dụng ống khí động dưới âm - Trường Đại học Bách khoa Hà Nội). Các thông số nghiên cứu: vận tốc 10 m/s tương ứng với số Reynolds từ $1,72 \cdot 10^5$, góc tấn 10° , cánh Delta (góc quét 65° , sải cánh 0,26 m, tỷ số dạng 2,15, độ dày 0,005 m).

2. PHƯƠNG PHÁP NGHIÊN CỨU

Dòng chảy qua cánh được tính toán dựa trên phương trình liên tục và phương trình động lượng:

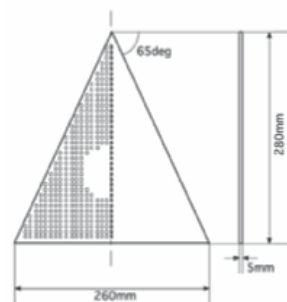
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \overrightarrow{\text{grad}} p + \nu \Delta \vec{V} + \vec{f}_e \quad (2)$$

Trong đó: ρ là khối lượng riêng; V là vận tốc; p là áp suất; ν là độ nhớt động học và f_e là lực khối.

2.1. Cánh Delta

Cánh Delta có kích thước như cánh Delta nghiên cứu bởi Yamada và Nakamura [9] (Hình 1a). Cánh có góc quét 65° , sải cánh 260 mm, dây cung gốc cánh 280 mm và độ dày 5 mm. Cánh Delta sử dụng trong thực nghiệm được làm từ nhựa cứng với độ dày 5 mm (Hình 1b).



a. Nghiên cứu [9]



b. Thực nghiệm

Hình 1. Cánh Delta

2.2. Phương pháp mô phỏng

Để giải hệ phương trình (1) và (2) bằng phương pháp mô phỏng, ta sử dụng mô đun CFD (Computational Fluid Dynamics) trong phần mềm ANSYS. Quy trình chung của một bài toán mô phỏng CFD gồm các bước sau:

- Bước 1: Xác định mô hình và miền tính toán. Xác định mô hình hình học và miền tính toán, sử dụng công cụ Design Modeler của ANSYS để xây dựng mô hình và miền tính toán (Hình 2a).

- Bước 2: Chia lưới. Rời rạc hóa miền tính toán (Hình 2b). Đây là một bước rất quan trọng đối với một bài toán mô phỏng. Kết quả

của bài toán chính xác hay không phụ thuộc khá lớn vào chất lượng lưới. Miền tính toán cho cánh Delta được lưới hóa sử dụng ứng dụng ICEM trong phần mềm ANSYS. Miền tính toán được chia thành 27 miền con (Hình 2b). Lưới được chia là lưới có cấu trúc với tổng số phần tử lưới là 146200 (Hình 2c).

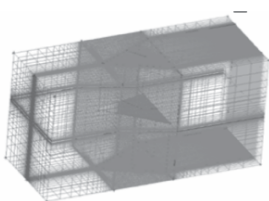
- Bước 3: Thiết lập điều kiện biên và điều kiện giải. Mô hình rối Spalart-Allmaras được lựa chọn nghiên cứu trong bài báo này. Đây là một mô hình rối khá đơn giản, bao gồm chỉ một phương trình vận chuyển theo độ nhớt động học xoáy. Mô hình Spalart-Allmaras được thiết kế đặc biệt cho những ứng dụng trong hàng không và vũ trụ, bao gồm cả hiệu ứng tường và cho chúng ta một kết quả tốt về hiệu ứng lớp biên phụ thuộc theo trường gradient áp suất. Điều kiện biên của mô hình tính toán là vận tốc dòng vào 10 m/s và dòng ra có áp suất dư bằng không.

- Bước 4: Giải.

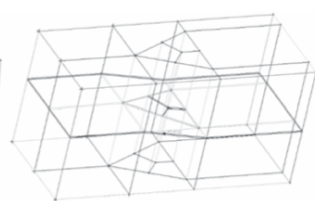
- Bước 5: Hiển thị và xử lý kết quả.



a. Miền tính toán



b. Chia khối



c. Chia lưới

Hình 2. Miền tính toán và chia lưới

2.3. Phương pháp thực nghiệm

Cánh Delta làm bằng nhựa cứng được cố định trong buồng thử của ống khí động bởi bộ gá (Hình 1b). Bộ đồ gá có khả năng thay đổi góc tấn từ -5° đến 40° , góc xoay từ 0° đến 180° , góc lệch từ 0° đến 180° . Như vậy, thông qua bộ gá, ta có thể dễ dàng thay đổi góc chúc góc, góc xoay hay góc lệch của cánh.

Nghiên cứu thực nghiệm được thực hiện trong ống khí động dưới âm AF 6116 ($M = 0,1$) thuộc phòng thí nghiệm của nhóm chuyên môn Kỹ thuật Hàng không & Vũ trụ, Trường Cơ khí, Đại học Bách khoa Hà Nội. Ống khí động có dạng hở, buồng thử kín với kích thước buồng thử $0,4 \times 0,5 \times 1 \text{ m}^3$. Vận tốc của buồng thử có thể lên đến 30 m/s tương ứng với số Reynolds tính theo dây cung gốc cánh là 10^6 .

Áp suất trên cánh được đo tại 45 vị trí trên cánh sử dụng nguyên lý ống Pitot (Hình 1b) [10]. Các vị trí đo áp suất này kết nối với bộ đo áp suất Keygence nhờ các ống đồng và ống silicon. Mỗi giá trị áp suất được đo là trung bình của 1000 giá trị áp suất theo thời gian. Sau đó, ta đưa các giá trị áp suất về dạng không thứ nguyên thông qua hệ số áp suất C_p theo công thức:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (3)$$

Trong đó, P_∞ và V_∞ là áp suất môi trường và vận tốc dòng vào.

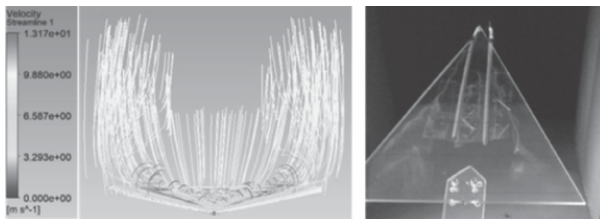
Dòng xoáy trên cánh được quan sát nhờ thiết bị máy tạo khói.

3. KẾT QUẢ

Kết quả mô phỏng (Hình 3a) và kết quả

thực nghiệm (Hình 3b) cho thấy có hai cuộn xoáy xuất hiện trên cánh trong khi mặt dưới không có hiện tượng gì đặc biệt xảy ra. Hai cuộn xoáy này sẽ ảnh hưởng đến áp suất mặt trên của cánh (Hình 4) [1].

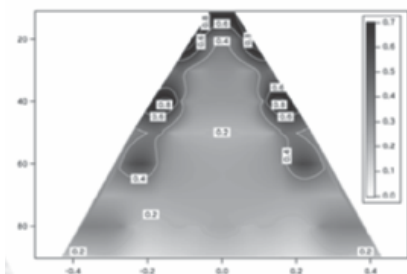
Áp suất ở mặt trên của cánh là âm và xuất hiện hai cực trị, dự đoán là vị trí của tâm xoáy (Hình 4a), kết quả này tương tự như kết quả nhận được của [9] (Hình 4c). Trong khi đó, áp suất ở mặt dưới cánh là dương có phân bố đơn điệu, không có gì đặc biệt (Hình 4b).



a. Mô phỏng b. Thực nghiệm
Hình 3. Xoáy xuất hiện trên cánh



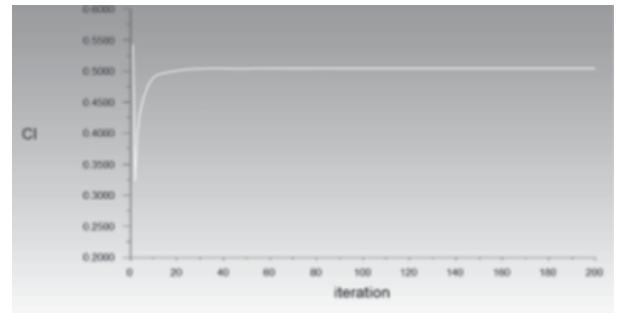
a. Áp suất mặt trên b. Áp suất mặt dưới



c. Áp suất mặt trên [9]
Hình 4. Phân bố áp suất trên cánh

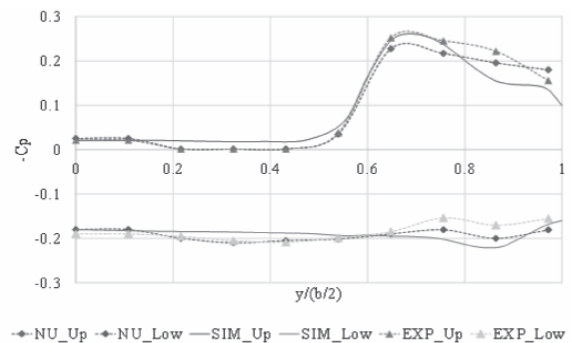
Ở mặt trên cánh, giá trị áp suất thay đổi lớn ở hai vùng gần mép vào của cánh, kết quả này trùng với kết quả nghiên cứu của Yamada và Nakamura [9] (Hình 4c). Đây chính là vị trí của hai cuộn xoáy xuất hiện trên cánh [8]. Hơn nữa, áp suất mặt trên cánh âm, điều này làm cho chênh lệch áp suất mặt trên và mặt dưới tăng lên đáng kể dẫn đến lực nâng tăng [1].

Hệ số lực nâng tính được của cánh Delta là 0,5 (Hình 5). Trong khi đó, Yamada và Nakamura [9] không bàn về lực nâng của kết quả thực nghiệm.



Hình 5. Hệ số lực nâng

Để so sánh cụ thể hơn kết quả nghiên cứu mô phỏng và thực nghiệm, ta nghiên cứu phân bố áp suất tại vị trí có tọa độ $x/c = 0,5$ là vị trí ở giữa cánh.



Hình 6. So sánh phân bố áp suất tại vị trí $x/c = 0,5$

Hình 6 thể hiện kết quả so sánh phân bố áp suất tại vị trí giữa cánh ($x/c = 0,5$). Kết

qua cho thấy, sai số lớn nhất giữa kết quả mô phỏng, kết quả thực nghiệm nghiên cứu và thực nghiệm của [9] tập trung ở hai vùng: một là vùng giữa cánh và hai là vùng mép vào của cánh. Nguyên nhân sai số lớn vùng giữa có thể là do ảnh hưởng tương tác của hai cuộn xoáy trên cánh mà khi thực nghiệm, phân bố vị trí đo áp suất ở một nửa cánh trong khi ở mô phỏng không cần bố trí thiết bị đo áp suất. Còn nguyên nhân sai số lớn vùng mép cánh có thể là do ở mép vào của cánh xuất hiện một cuộn xoáy thứ cấp mà ở mô phỏng phát hiện được nhưng thực nghiệm chưa phát hiện ra. Hơn nữa, cánh thực nghiệm thực hiện trong luận án có kích thước hơi lớn hơn so với kích thước cho phép trong buồng thử của ống khí động nên dẫn đến ảnh hưởng của lớp biên ở vùng này. Đây có thể là nguyên nhân sai số lớn giữa hai kết quả thực nghiệm.

Sai số lớn nhất giữa mô phỏng với hai thực nghiệm và giữa hai thực nghiệm nhỏ hơn 15%. Sai số này có thể là do việc cài đặt các thông số của mô phỏng và việc thiết lập mô hình thực nghiệm.

4. KẾT LUẬN

Đặc tính khí động học của cánh Delta đã được kiểm chứng bằng phương pháp mô phỏng số và thực nghiệm. Các kết luận được tổng kết lại như sau:

- Trên cánh Delta xuất hiện xoáy, trong khi mặt dưới không có gì đặc biệt xảy ra. Cuộn xoáy làm xuất hiện áp suất âm trên bề mặt cánh dẫn đến xuất hiện lực nâng cảm ứng sinh ra do xoáy. Đồng thời, cuộn xoáy cũng làm xuất hiện áp suất cực trị trên cánh;

- Sai số giữa các phương pháp nghiên cứu là 15%. Nguyên nhân chính dẫn đến sai số

này là do việc cài đặt thông số thực nghiệm (sai số của hệ thống, của thiết bị đo, của phép đo...) và thông số mô phỏng (chia lưới, mô hình rối, điều kiện biên, phương pháp giải...). ❖

Ngày nhận bài: **05/10/2022**

Ngày phản biện: **25/10/2022**

Tài liệu tham khảo:

- [1]. Edward C. Polhamus (1966); *A Concept of the Vortex lift of sharp-edge Delta wing Based on a leading edge suction analogy*, December 1966, page 6-10.
- [2]. M. Ueno, T. Matsuno and Y. Nakamura; “*Unsteady aerodynamics of rolling thick delta wing with high aspect ratio*”. AIAA 98-2520, 16th Applied Aerodynamics Conference Meeting and Exhibit, June 1998.
- [3]. R. C. Nelson and A. Pelletier; “*Unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers*”. Progress Aerospace Sciences, vol. 39, pp. 185-248, 2003.
- [4]. I. Gursul, M. Allan and K. Badcock (2003); *Delta wing aerodynamics, Requirements from CFD and experiments*. September 2003.
- [5]. Ahmad Z. Al-Garni, Farooq Saeed and Abdullah M. Al-Garni (2008); *Experiment and Numerical Investigation of 65 degree Delta and 65/40 degree Double Delta wings*. Journal of Aircraft Vol 45 No.1, January-February 2008.
- [6]. Akira Oyama, Genta Imai, Akira Ogawa and Kozo Fujii (2008); *Characteristics of a Delta wing at High angles of Attack*. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 28 April - 1 May 2008, Dayton, Ohio.
- [7]. Michael Jones, Atsushi Hashimoto, Yoshiaki Nakamura (2009); *Criteria for Vortex breakdown above High-sweep Delta wings*. AIAA Journal Vol 47, No.10, October 2009.
- [8]. P. K. Nguyen, D. T. Tran, K. Mori, T. K. D. Hoang, M. T. Do; *Turbulent Flow Effects on High Sweep-Back Angle Delta Wing at Low Reynolds Number*. 2016 7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2016, pp. 317-321, DOI: 10.1109/ICMAE.2016.7549558.
- [9]. T. Yamada, Y. Nakamura; *Aerodynamic Characteristics of a Spinning Delta Wing*. Journal of The Japan Society For Aeronautical and Space Sciences, 2003, Volume 51 Issue 591 Pages 133-140, DOI: <https://doi.org/10.2322/jjsass.51.133>.
- [10]. A. Pope, K. L. Goin; *High-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, Inc., New York, London, Sydney, 1965.