

NGHIÊN CỨU ẢNH HƯỞNG CỦA TỶ SỐ THON ĐẾN ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG CÁNH DELTA

RESEARCH ON THE INFLUENCE OF TAPER RATIO ON DELTA WING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Hoàng Thị Kim Dung

Trường Cơ khí, Đại học Bách khoa Hà Nội

TÓM TẮT

Tỷ số thon của cánh Delta được nghiên cứu mô phỏng sử dụng phần mềm ANSYS Fluent ở tốc độ thấp 20m/s với dải thay đổi từ 0 đến 0,7. Kết quả nghiên cứu cho thấy, đặc tính khí động cánh Delta gần như không bị ảnh hưởng gì ở tỷ số thon nhỏ. Trong khi ở tỷ số thon lớn, góc thất tốc của cánh Delta thay đổi từ 22° đến 35° và hệ số chất lượng khí động lớn nhất thay đổi từ 0,84 đến 1,26.

Từ khóa: Cánh Delta; Tỷ số thon; ANSYS.

ABSTRACT

Taper ratio of Delta wing was studied and simulated using ANSYS Fluent software at a low speed of 20m/s with a range varying from 0 to 0.7. Research results showed that the characteristics of Delta wing were almost not affected at a small taper ratio. While at large taper ratio, the stall angle of the Delta wing changed from 22° to 35° and the maximum lift coefficient changed from 0.84 to 1.26.

Keywords: Delta Wing; Taper Ratio; ANSYS.

1. GIỚI THIỆU

Cùng với sự phát triển không ngừng của khoa học kỹ thuật nói chung và trong lĩnh vực hàng không nói riêng, các thể hệ máy bay trên âm đặc biệt là các máy bay chiến đấu đòi hỏi phải tăng hiệu quả, hiệu suất làm việc cũng như sự linh hoạt khi bay. Trong đó, máy bay cánh Delta được sử dụng rất nhiều bởi khả năng cơ động và khả năng bay ở vận tốc cao. Tuy nhiên, vẫn còn rất nhiều vấn đề cần phải nghiên cứu về loại cánh này là đặc tính khí động cũng

như sự hoạt động của cánh Delta khi bay ở góc tấn lớn ở tốc độ thấp, điều mà rất là quan trọng khi máy bay hạ cánh và cất cánh, cũng như việc điều khiển máy bay trong điều kiện đó.

Đặc điểm của cánh Delta là mép vào của cánh gây ra sự tách dòng trên bề mặt cánh tiếp theo hình thành các xoáy mạnh với vận tốc xoáy lớn ở mặt trên của cánh. Những xoáy này có một vai trò đặc biệt quan trọng trong việc tạo lực nâng cảm ứng do xoáy cho cánh máy bay [1-3]. Bài báo nghiên cứu ảnh hưởng của tỷ

số thon đến đặc tính khí động cánh Delta ở tốc độ 20m/s sử dụng phần mềm ANSYS để mô phỏng và ống khí động dưới âm để thử nghiệm.

2. ĐỐI TƯỢNG NGHIÊN CỨU



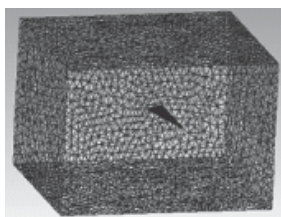
Hình 1. Mô hình cánh Delta

Mô hình cánh Delta là dạng cánh Delta đơn giản, có góc quét ngược 40° , dây cung gốc cánh $c_r = 200\text{mm}$, dây cung mút cánh c_t , độ dày cánh 3mm và sải cánh b . Tỷ số thon của cánh, $\lambda = c_t/c_r$, thay đổi từ 0 đến 0,7. Tỷ số dạng, $AR = b^2/S$ với S là diện tích cánh, của cánh Delta khi tỷ số thon thay đổi được thể hiện trong Bảng 1.

Bảng 1. Tỷ số thon và tỷ số dạng của cánh Delta

λ	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
AR	4,77	3,90	3,18	2,57	2,04	1,59	1,19	0,84

Nghiên cứu mô phỏng cánh Delta được thực hiện bởi sự trợ giúp của phần mềm ANSYS Fluent. Các thiết lập mô phỏng dựa theo nghiên cứu [2] với miền tính toán được rời rạc hóa bởi ANSYS Meshing lưới tứ diện (Tetrahedral) với tổng 1.165.127 phần tử lưới, 321.108 phần tử nút và chỉ số Skewness, Orthogonal trung bình lần lượt là 0,26 và 0,71 ứng với chất lượng lưới rất tốt (Hình 2).

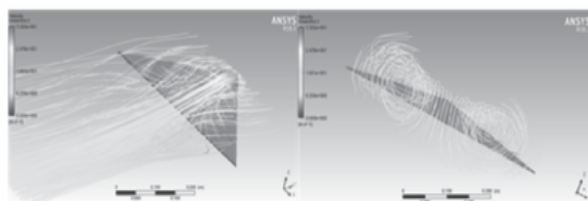


Hình 2. Miền tính toán và chia lưới

Mô hình rối sử dụng là mô hình hai phương trình $k-\omega$ SST với điều kiện vận tốc dòng vào 20m/s, áp suất đầu ra bằng với áp suất môi trường và độ chính xác hội tụ bài toán là 10^{-4} .

3. KẾT QUẢ

3.1. Sự hình thành xoáy trên cánh



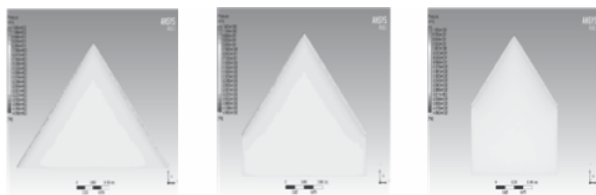
Hình 3. Xuất hiện xoáy trên cánh

Mặt trên của cánh xuất hiện xoáy (Hình 3), xoáy này làm thay đổi phân bố áp suất trên cánh [1] (Hình 4, 5, 6). Áp suất mặt trên xuất hiện vùng áp suất thấp, đây là vị trí của cuộn xoáy trên cánh [1]. Trong khi đó, áp suất mặt dưới thay đổi một cách đơn điệu lớn hơn áp suất ở mặt trên cánh giúp tạo lực nâng cho cánh.

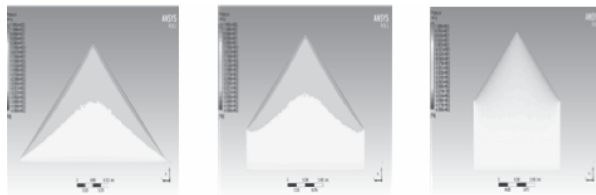
3.2. Ảnh hưởng của tỷ số thon

Ở góc tấn thấp $\alpha = 5^\circ$, phân bố áp suất mặt dưới và mặt trên chênh lệch không lớn, lực nâng nhỏ. Khi tăng góc tấn, sự chênh lệch áp suất tăng lên. Ở góc tấn lớn hơn từ 10° , mặt trên cánh xuất hiện vùng áp suất âm dọc hai mép cánh, đây chính là hai xoáy hình thành trên bề mặt cánh. Cuộn xoáy này hình thành và phát triển, sau đó suy giảm khi tăng góc tấn. Như vậy, ngoài lực nâng do chênh lệch áp suất bề mặt thì hai cuộn xoáy góp phần làm tăng lực nâng cho cánh, điều này phù hợp với lý thuyết [1]. Quan sát áp suất ở góc 15° , ta thấy hai cuộn xoáy của cánh với tỷ số thon 0,5 suy giảm chậm hơn cánh với tỷ số thon 0 và 0,3.

Hệ số lực nâng, lực cản theo góc tấn từ 0 đến 40° với tỷ số thon khác nhau được nêu trong Hình 7. Ở góc tấn 0° tất các cánh đều có hệ số C_L nhỏ hơn 0. Khi tỷ số thon tăng từ 0 đến 0,3 tất cả đường hệ số lực nâng C_L có dạng gần tương tự như nhau cho thấy tỷ số thon không ảnh hưởng đến hệ số lực nâng của cánh Delta trong khoảng $\lambda = 0-0,3$. Hình 7a cho thấy góc thất tốc nằm trong khoảng 21° đến 23°, sau điểm thất tốc thì hệ số lực nâng giảm từ từ. Khi tỷ số thon trong khoảng từ 0,4 đến 0,7, góc thất tốc của cánh rất khác nhau. Sau thời điểm thất tốc thì lực nâng của cánh $\lambda = 0,5$ và 0,6 giảm nhanh (Hình 7b).



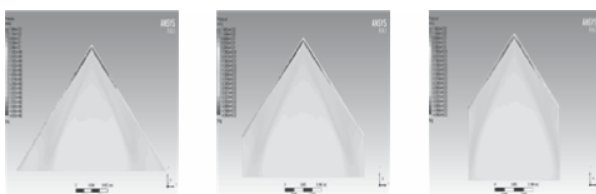
Áp suất mặt trên



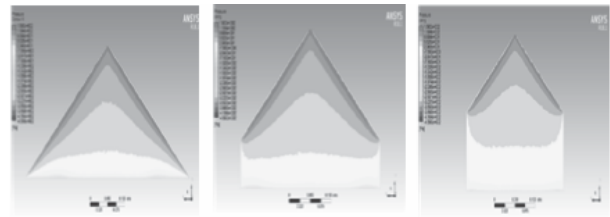
Áp suất mặt dưới

a. $\lambda = 0$ b. $\lambda = 0,3$ c. $\lambda = 0,5$

Hình 4. Phân bố áp suất trên cánh Delta (Góc tấn 0° và vận tốc 20m/s)



Áp suất mặt trên

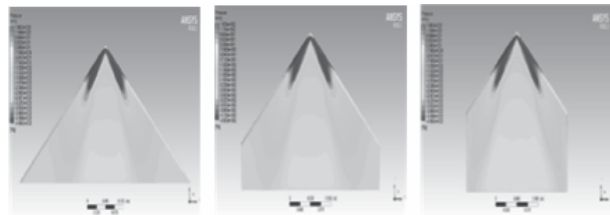


Áp suất mặt dưới

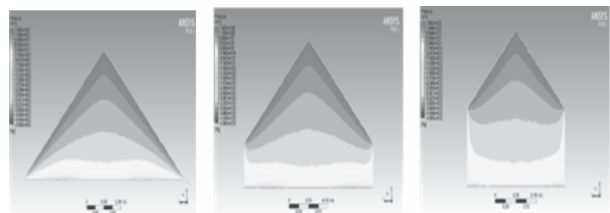
a. $\lambda = 0$ b. $\lambda = 0,3$ c. $\lambda = 0,5$

Hình 5. Phân bố áp suất trên cánh Delta (Góc tấn 10° và vận tốc 20m/s)

Hệ số lực cản tăng dần theo góc tấn, tại góc tấn từ 0-10° thì hệ số lực cản của tất cả các cánh đều thấp hơn cánh có tỷ số thon bằng 0 (Hình 7c, d). Như vậy, rõ ràng là tỷ số thon làm giảm hệ số lực cản tại góc tấn từ 0-10°.



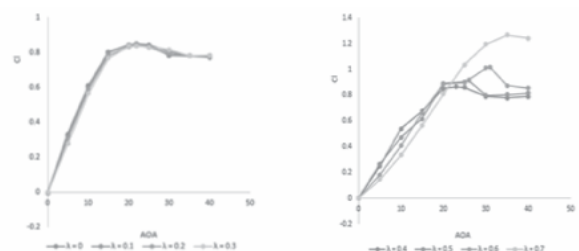
Áp suất mặt trên



Áp suất mặt dưới

a. $\lambda = 0$ b. $\lambda = 0,3$ c. $\lambda = 0,5$

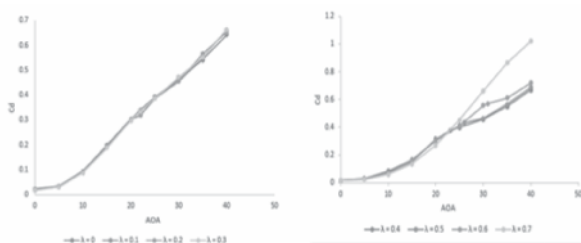
Hình 6. Phân bố áp suất trên cánh Delta (Góc tấn 15° và vận tốc 20m/s)



a. $C_L - \lambda = 0 - 0,3$

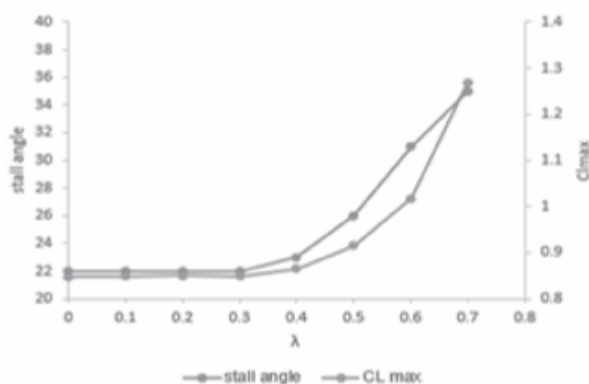
b. $C_L - \lambda = 0,4 - 0,7$





c. $C_D - \lambda = 0 - 0,3$ d. $C_D - \lambda = 0,4 - 0,7$
Hình 7. Hệ số lực nâng, lực cản trên cánh Delta

Hình 8 cho thấy ảnh hưởng của tỷ số thon đến góc thất tốc và hệ số lực nâng lớn nhất. Góc thất tốc và tỷ số thon của cánh Delta với $\lambda = 0-0,3$ gần như không thay đổi, nhưng khi tỷ số thon $\lambda = 0,4-0,7$ thì góc thất tốc và hệ số C_{Lmax} tăng lên. Góc thất tốc sẽ thay đổi từ 22° đến 35° còn C_{Lmax} sẽ thay đổi từ 0,84 đến 1,26.



Hình 8. Ảnh hưởng của tỷ số thon đến góc thất tốc (stall angle) và C_{Lmax}

4. KẾT LUẬN

Tỷ số thon có ảnh hưởng đến đặc tính khí động cánh Delta:

- Tỷ số thon từ 0 đến 0,3, đặc tính cánh Delta gần như không thay đổi với góc thất tốc ở 22° và hệ số lực nâng lớn nhất 0,84;

- Tỷ số thon từ 0,3 đến 0,7, đặc tính khí động của cánh Delta bị ảnh hưởng rõ rệt. Cụ thể là góc thất tốc thay đổi từ 22° đến 35° và hệ số C_{Lmax} tăng lên từ 0,84 đến 1,26. ♦

Ngày nhận bài: **05/5/2024**

Ngày phản biện: **27/5/2024**

Tài liệu tham khảo:

- [1]. Edward C. Polhamus, "A concept of the vortex lift of sharp-edge Delta wing based on a leading edge suction analogy", December 1966, page 6-10.
- [2]. P. F. Zhang, Jinjun Wang, Y. Liu, Z. Wu, "Effect of taper ratio on aerodynamic performance of cropped nonslender Delta wings", Journal of Aircraft, Vol. 46 Issue 1, pp:320-325, 2009; <http://dx.doi.org/10.2514/1.32130>.
- [3]. Hoang Thi Kim Dung, Nguyen Phu Khanh, Nakamura Yoshiaki, "High Swept-back Delta wing flow", Advanced Materials Research, Vol. 1016, pp. 377-382, 2014; <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.1016.377>.