

# NGHIÊN CỨU ẢNH HƯỞNG CỦA HÌNH DẠNG CÁNH TỚI CÁC ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG HỌC BẰNG CFD

STUDY OF THE INFLUENCE OF THE SHAPE OF THE WING TO THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS BY CFD

**Phạm Thị Thanh Hương, Lê Quang**

Trường Đại học Bách khoa Hà Nội

## TÓM TẮT

*Tính toán, lựa chọn hình dáng cánh máy bay là khâu rất quan trọng trong quá trình thiết kế chế tạo máy bay. Đối với các máy bay bay với tốc độ thấp (dưới 0.4M) đòi hỏi cánh máy bay dễ chế tạo và có đặc tính khí động tốt mà không cần tính toán hoặc thử nghiệm. Trong bài báo này, các tác giả tính toán và so sánh kết quả cho các loại cánh có cùng tỷ số dạng AR, cùng diện tích S những hình chiếu phẳng có các dạng khác nhau, từ đó đưa ra các nhận xét bổ ích cho quá trình chọn cánh.*

**Từ khóa:** Cánh khí động; Lực nâng; Lực cản; Khí động lực học; CFD.

## ABSTRACT

*Calculations and the choice of wing shape is very important in the process of the aircraft's design. For aircraft flying at low speed (below 0.4 M) requires the wings just easy to build and has good aerodynamic characteristics but no need to calculate or test. In this paper, the authors calculate and compare the results for different kinds of wings has the same profil Clarky YH, the same ratio of the form AR and surface, but the flat projection area are different. The results of this study are the important basically data to give the review helpful to the process of wing's design.*

**Keywords:** Aerofoil, Lift, Draft, Aerodynamic, CFD.

**1. ĐẶT VẤN ĐỀ**

Khi thiết kế máy bay, việc tính toán và lựa chọn cánh là rất quan trọng. Cánh cần có đặc tính khí động học tốt, nghĩa là có hệ số lực nâng cao và hệ số lực cản thấp ở chế độ bay tính toán (hệ số chất lượng bay tối ưu). Ngoài ra, công nghệ chế tạo phải đơn giản để giá thành sản xuất thấp. Với mục tiêu đó, ta tính toán cho các cánh có dạng mặt cắt là profil Clarky YH- Loại profil có mặt dưới là phẳng, mặt trên vồng, dễ sản xuất và hợp cho các máy bay có vận tốc thấp.

Khi cánh có sải cánh dài vô hạn  $B = \infty$  đối với tấm phẳng, độ dốc của đường hệ số lực nâng là  $2\alpha \cdot 3.14 = 6.28 \text{ rad}^{-1}$ . (góc tấn được đo bằng radian). Còn khi profil có độ dày, có thể dùng công thức thực nghiệm để tính độ dốc:

$$a = 5.65 \times (1 + 0.8h)$$

Trong đó:  $h$  là độ cong tương đối [1], [4].

Phần lớn các profil cánh máy bay dưới âm ( $M < 0.4$ ), giá trị này chọn khoảng 0.14. Như vậy, suy ra độ dốc của đường hệ số lực nâng  $a = 6.3$ , giá trị này sẽ giảm dần khi hệ số biên dạng giảm (ảnh hưởng của hình dạng cánh 3D). Khi sải cánh hữu hạn đồng nghĩa sẽ có hiệu ứng 3D, xuất hiện các xoáy ở đầu mút cánh dẫn đến làm tiêu hao năng lượng và xuất hiện lực cản cảm ứng.

Trong bài báo này, thực hiện việc khảo sát các đặc tính khí động của cánh Clarky YH 3D với năm hình dạng khác nhau đó là:

- Cánh hình chữ nhật;
- Cánh hình thang;
- Cánh hình elip;

- Cánh hình tam giác - delta;
- Cánh hình thang có winglet.

Tất cả các mô hình có cùng tỷ số dạng là  $AR=8$ , diện tích cánh  $S=8 \text{ m}^2$ . Các đặc tính khí động quan trọng cần xét là hệ số lực nâng và hệ số lực cản.

**2. LỰA CHỌN MÔ HÌNH TÍNH TOÁN**

Sử dụng phần mềm Ansys- Fluent để xác định các đặc tính khí động của cánh trong dòng chảy bao thực. Fluent hỗ trợ các mô hình rối sau: Mô hình Splart-Allmaras; Mô hình k -  $\epsilon$ ; Mô hình k -  $\omega$ ; Mô hình ứng suất Renold (RSM); Mô hình xoáy lớn (LES).

Tuy nhiên, không thể áp dụng một mô hình rối cho tất cả các bài toán, mỗi mô hình rối chỉ cho kết quả đúng trong một số trường hợp nhất định. Điều đó đòi hỏi ta phải nắm rõ bản chất cũng như trường hợp áp dụng của chúng để đưa ra những lựa chọn hợp lý cho từng bài toán.

Bài toán khảo sát ở đây có dòng chảy vận tốc nhỏ, tương đối ổn định, không có biến đổi lớn, bề mặt sát thành phẳng không có sự thay đổi áp suất hay vận tốc nhiều. Do vậy, ta sẽ chọn mô hình rối k- $\epsilon$ .

Ngoài 2 phương trình cơ bản là phương trình liên tục và phương trình động lượng. Trong mô hình k- $\epsilon$ , các phương trình bổ sung được xây dựng như sau:

Theo giả thiết về độ nhớt rối của Boussinesq, ta có:

$$-\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left( \rho k + \mu_i \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} \quad (1)$$

Phương trình trên thể hiện mối quan hệ giữa ứng suất Reynolds  $-\rho \overline{u'_i u'_j}$  với biến thiên vận tốc trung bình. Để giải phương trình này, người ta khép kín nó với các phương trình có liên quan tới  $k$  (năng lượng rối động học) và hệ số tổn thất  $\epsilon$  như sau:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (3)$$

Trong đó:

$G_k$  - Hằng số thể hiện sự phụ thuộc của sự hình thành năng lượng rối động học ( $k$ ) vào sự biến thiên của vận tốc trung bình:

$$G_k = -\rho \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (4)$$

$G_b$  xác định như sau:

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (5)$$

$P_n$  - Hằng số Prantl.

$g_i$  - Thành phần gia tốc trọng trường theo phương  $i$ .

$\beta$  - Hệ số giãn nở nhiệt của môi trường.

$Y_M$  - Hệ số thể hiện sự biến thiên của quá trình giãn nở so với giá trị trung bình:

$$Y_M = 2 \rho \epsilon M_t^2 \quad (6)$$

$M_t$  - Số Mach của rối:  $M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}}$  với  $a$  - Vận tốc âm thanh.

$$\mu_t - \text{Hệ số nhớt rối: } \mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (7)$$

- Các hệ số còn lại là các hằng số, có giá trị mặc định như sau:

$$C_{1\epsilon} = 1.44; C_{2\epsilon} = 1.92; C_\mu = 0.09; \sigma_k = 1.0; \sigma_\epsilon = 1.3$$

Kết hợp các phương trình trên, với hai

phương trình cơ bản là phương trình liên tục và phương trình động lượng, ta sẽ được một hệ phương trình khép kín đủ để giải ra trường phân bố vận tốc.

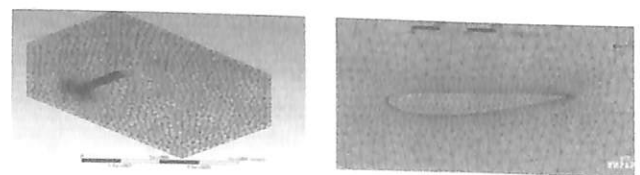
Mô hình  $k - \epsilon$  là mô hình đơn giản có thể áp dụng với hầu hết các bài toán thông thường với độ chính xác khá tốt. Tuy nhiên, trong các trường hợp đặc biệt, khi tính chất dòng bị thay đổi mạnh như xuất hiện sóng va, trong buồng cháy... việc áp dụng mô hình này cho kết quả không tốt.

### 3. TÍNH TOÁN ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG CÁC DẠNG HÌNH CÁNH KHÁC NHAU

Xây dựng mô hình máy bay trên SolidWord và đưa vào Ansys Fluent để tính. Để có thể dễ dàng so sánh chất lượng khí động, các thông số, miền phân bố vận tốc, áp suất, ta đặt các trường hợp mô phỏng có cùng điều kiện biên như sau:

Bảng 1. Điều kiện biên chung:

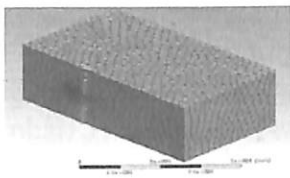
Biên vật lí	Áp suất (Pa)	Vận tốc (m/s)
Inlet	Zero Gradient	10
Outlet	0	Zero Gradient
Tường	ZeroGradient	0
Góc tấn	0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°	



Hình 1. Mô hình cánh máy bay và chia lưới miền tính toán.

Trong mỗi trường hợp, ta chia tinh dần khu vực lân cận bề mặt cánh. Để kiểm tra sự độc lập của kết quả vào lưới tính toán của bài toán mô phỏng, ta thực hiện so sánh các kết quả

hệ số chất lượng khí động trong hai trường hợp với số điểm lưới khác nhau:

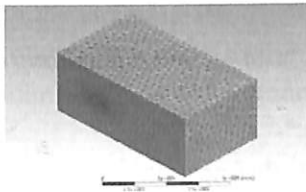


Số phần tử lưới: 553999

$$C_L = 0.248$$

$$C_D = 0.019173$$

$$\frac{C_L}{C_D} = 12.9526$$



Số phần tử lưới: 854567

$$C_L = 0.24989$$

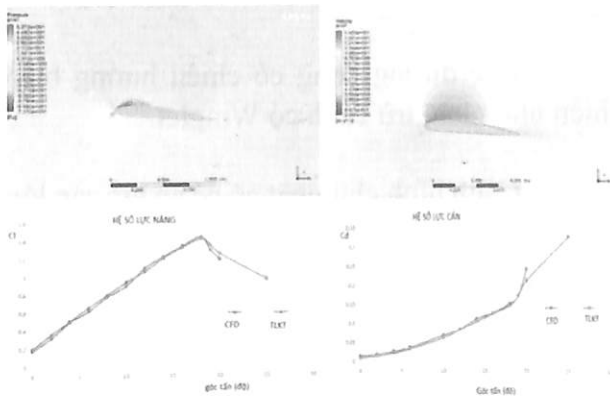
$$C_D = 0.019305$$

$$\frac{C_L}{C_D} = 12.9443$$

Hình 2. So sánh chất lượng khí động với số lượng lưới khác nhau.

Nhận xét kết quả thu được trong hai trường hợp không chênh lệch đáng kể nhưng với số lưới ít hơn ta có thể tiết kiệm được tài nguyên và thời gian tính toán. Ngoài ra, kích thước cánh là khá nhỏ so với toàn bộ miền tính toán, do đó các cánh có hình dạng khác nhau sẽ được sử dụng chung một cách chia lưới là cách thứ 2.

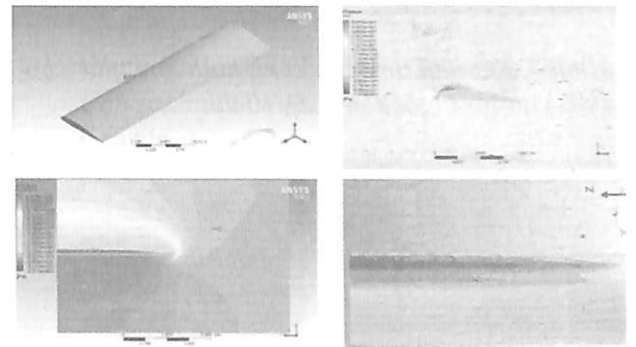
Hình dưới là kết quả so sánh giữa tính toán trong Ansys Fluent và kết quả trong các tài liệu kỹ thuật của Profil cánh Clarky YH. Kết quả tính cho số  $Re = 10^7$ .



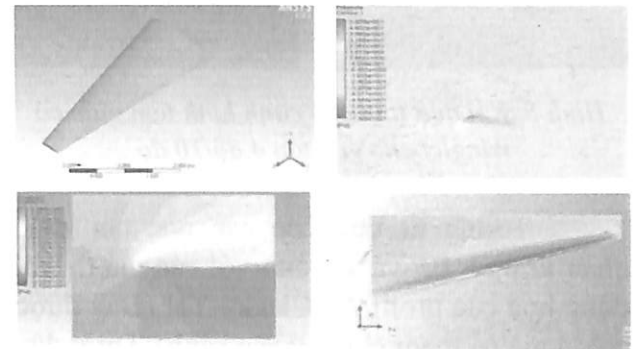
Hình 3. So sánh giữa kết quả tính trong Ansys-Fluent và tài liệu KT(4).

Có sự khác biệt khi tính hệ số lực nâng  $C_L$  và lực cản  $C_D$ . Tuy nhiên, sai số là rất nhỏ khoảng 0.5% có thể chấp nhận. Ta sẽ dùng mô hình rôi này để tính toán cho các loại cánh khác nhau.

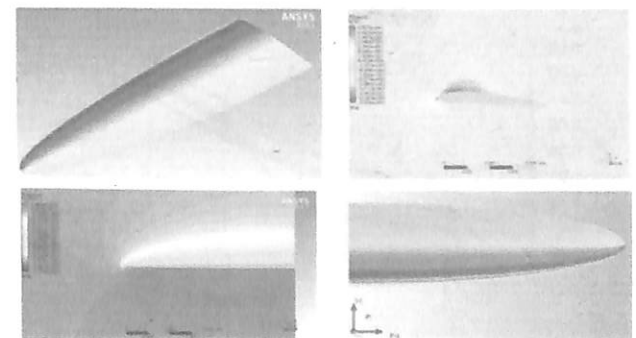
Dưới đây là kết quả tính cho cánh có các hình dạng khác nhau:



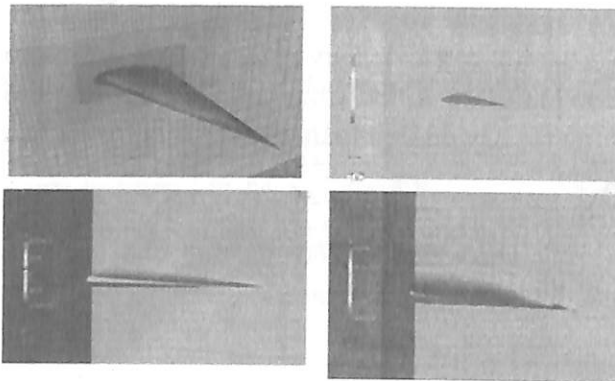
Hình 4. Kết quả tính cho cánh hình chữ nhật cho góc tấn 4 độ.



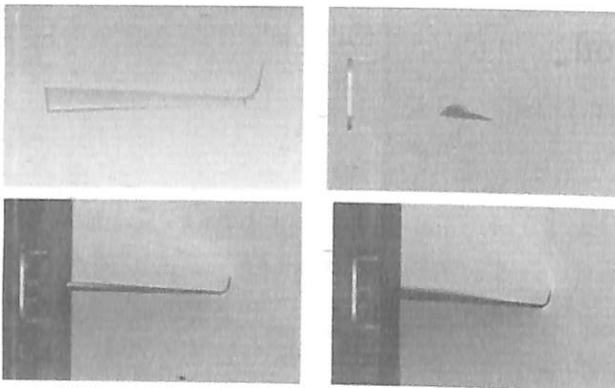
Hình 5. Kết quả tính cho cánh hình thang cho góc tấn 4 độ.



Hình 6. Kết quả tính cho cánh hình Ellip cho góc tấn 4 độ.

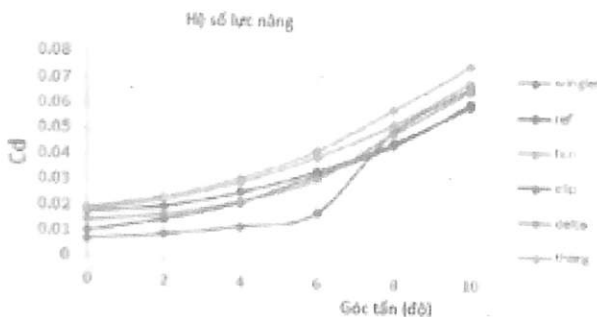


Hình 7. Kết quả tính cho cánh hình tam giác cho góc tấn 4 độ/10 độ.

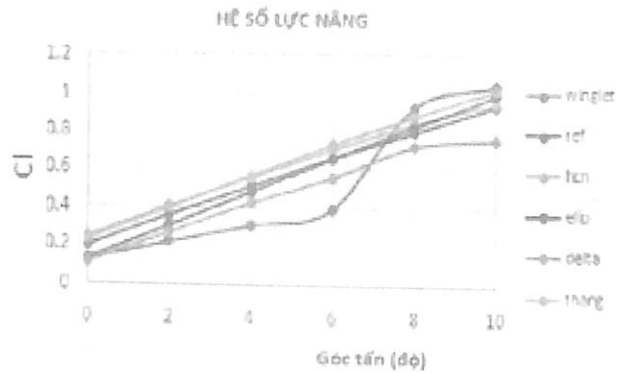


Hình 8. Kết quả tính cho cánh hình tam giác có Winglet cho góc tấn 4 độ/10 độ.

Tương tự tính cho các góc tấn khác nhau từ  $0^{\circ} \div 10^{\circ}$  và so sánh với các giá trị khí động học của profil 2D Clacky YH (Đây được coi là giá trị tham chiếu để so sánh). Dưới đây là các kết quả nhận được:

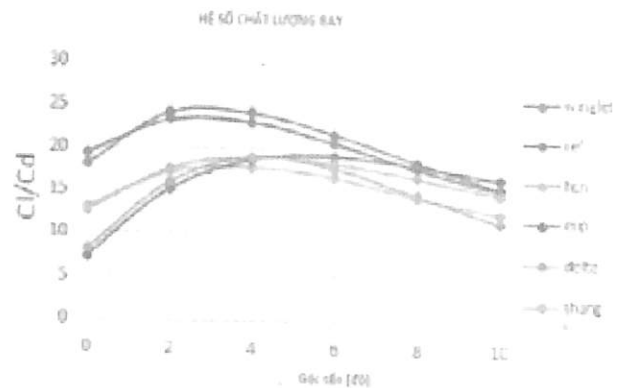


Hình 9. So sánh hệ số  $C_d$  của cánh có hình dạng khác nhau.



Hình 10. So sánh hệ số  $C_L$  của cánh có hình dạng khác nhau.

Ta nhận thấy, các đường cong có chiều hướng biến thiên như nhau trừ cánh có Winglet.



Hình 11. So sánh hệ số chất lượng bay  $C_L/C_D$  của cánh có hình dạng khác nhau

#### 4. NHẬN XÉT KẾT QUẢ VÀ KẾT LUẬN

Các đường cong có chiều hướng biến thiên như nhau trừ cánh có Winglet.

Cánh hình chữ nhật có hệ số lực cản lớn nhất, trong khi đó cánh hình ellip có hệ số lực cản xấp xỉ lực cản của profil tham chiếu ở vùng góc tấn lớn hơn 6 độ.

Vùng góc tấn nhỏ dưới 6 độ lực cản của cánh có Winglet là nhỏ nhất sau 6 độ giá trị này tăng lên rất nhanh.

Ở những góc tấn lớn hơn 6 độ, cánh hình ellip cho hệ số lực cản nhỏ hơn cánh hình thang, tam giác và cánh có Winglet.

Trong các trường hợp góc tấn nhỏ hơn 8 độ, cánh hình thang cho hệ số lực nâng là lớn nhất. Trong khi đó, cánh hình tam giác lại cho lực nâng nhỏ nhất.

Trong các trường hợp cánh có Winglet cho hệ số chất lượng bay tốt nhất, sau đó là cánh hình thang và cánh hình ellip.

Các kết quả trên đóng vai trò định hướng cho quá trình tính và chọn cánh các thiết bị bay. ❖

Ngày nhận bài: 12/6/2019

Ngày phản biện: 20/6/2019

**Tài liệu tham khảo:**

- [1]. Robert C. Nelson; *Flight stability and Automatic Control*, Second edition (2000), Pennsylvania.
- [2]. Thomas R. Yechout; *Introduction to Aircraft flight Mechanics* (2003). Edition in Chief, Virginia.
- [3]. Frank L Lewis, Eric N. Johnson; *Aircraft Control and Simulation*, Third Edition (2016). Canada.
- [4] [4]. Lê Quang; *Cơ học vật bay* (2016). NXB. Đại học Bách khoa Hà Nội
- [5]. <http://www.ocw.mit.edu/courses>.