

Nghiên cứu mô phỏng và tính toán các đặc trưng khí động lực học trên cánh máy bay

Vương Thị Hồng Nhi^{1,2,*}, Phạm Nguyễn Anh Thư^{1,2}, Long Gia Hưng^{1,2}, Lê Thị Hồng Hiếu^{1,2}, Lê Thanh Long^{3,2}



Use your smartphone to scan this QR code and download this article

¹Khoa Kỹ thuật Giao thông, Trường Đại học Bách khoa TP.HCM, Việt Nam

²Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh, Việt Nam

³Khoa Cơ khí, Trường Đại học Bách khoa TP.HCM, Việt Nam

Liên hệ

Vương Thị Hồng Nhi, Khoa Kỹ thuật Giao thông, Trường Đại học Bách khoa TP.HCM, Việt Nam

Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh, Việt Nam

Email: vthnhi@hcmut.edu.vn

Lịch sử

- Ngày nhận: 23-8-2024
- Ngày sửa đổi: 02-10-2024
- Ngày chấp nhận: 24-6-2025
- Ngày đăng: 30-6-2025

DOI:

<https://doi.org/10.32508/stdjet.v8i2.1436>



Bản quyền

© ĐHQG TP.HCM. Đây là bài báo công bố mở được phát hành theo các điều khoản của the Creative Commons Attribution 4.0 International license.



TÓM TẮT

Nghiên cứu trình bày các mô phỏng, tính toán thực hiện bằng phần mềm mã nguồn mở Open-FOAM để xác định hiệu suất khí động lực học của biên dạng cánh NACA 64008a. Phần mềm mô phỏng sử dụng phương trình Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) kết hợp với mô hình rối Spalart-Allmaras (SA). Các điều kiện biên thích hợp được áp dụng để mô phỏng các điều kiện bay thực tế. Trường vận tốc đều được thiết lập tại đầu vào, trong khi áp suất tĩnh không đổi được thiết lập tại đầu ra của vùng nghiên cứu. Điều kiện biên không trượt được áp dụng trên bề mặt cánh và điều kiện biên đối xứng được sử dụng tại các mặt phẳng trên và dưới của miền tính toán. Để kiểm chứng mô hình tính toán, các mô phỏng được so sánh với kết quả thực nghiệm của một biên dạng cánh NACA 0012. So sánh cho thấy sự tương đồng giữa kết quả mô phỏng và dữ liệu thực nghiệm của sự phân bố hệ số áp suất trên bề mặt cánh. Mô hình sau khi đã được kiểm chứng được áp dụng để mô phỏng hiệu suất khí động lực học của biên dạng cánh NACA 64008a. Kết quả mô phỏng biểu diễn lực nâng, lực cản và phân bố áp suất ở các góc tấn khác nhau. Phân tích chi tiết về trường áp suất xung quanh cánh cung cấp những hiểu biết về sự hình thành và phát triển của xoáy mũi cánh và xoáy đuôi cánh, đóng vai trò quan trọng trong việc xác định hiệu suất tổng thể. Những hiểu biết này có thể được sử dụng để định hướng các nỗ lực tối ưu hóa thiết kế trong tương lai.

Từ khóa: Tính toán động lực học chất lưu, OpenFOAM, NACA 64008a, NACA 0012, Mô hình rối Spalart-Allmaras.

TỔNG QUAN

Khí động lực học¹⁻⁸ là một lĩnh vực con của động lực học chất lưu, sử dụng các phương trình cơ bản để mô phỏng lại các hiện tượng tự nhiên. Tuy nhiên, không có phương pháp tốt và chung nào để tính toán các lực khí động lực học và mômen cho tất cả các trường hợp. Do đó, một loạt các hệ số khí động lực học đã được giới thiệu, và với việc sử dụng các kết quả từ các nghiên cứu lý thuyết và thực nghiệm (bao gồm các thử nghiệm đường hầm gió và bay), các mô hình khác nhau với các hệ số khí động lực học khác nhau đã được phát triển.

Các nghiên cứu toán học và tính toán các lực khí động lực học và mômen được hỗ trợ bởi phương pháp tính toán động lực học chất lưu (CFD)⁹⁻¹¹. Ngày nay, một số phần mềm ứng dụng tốt đã có sẵn. Phương pháp CFD hiệu quả về chi phí và thời gian cho phép mô phỏng và tính toán (i) tất cả các đại lượng mong muốn (hàm dòng và độ xoáy, bao gồm các đại lượng tổng hợp như lực nâng, lực cản và mômen), (ii) với độ phân giải cao về không gian và thời gian và có thể áp dụng cho (iii) miền dòng thực tế, (iv) các bài toán ảo, và (v) các điều kiện vận hành thực tế, cũng như (vi)

trực quan hóa xuất sắc và (vii) phân tích dữ liệu có hệ thống của các kết quả.

Trong số nhiều mô hình rối khả dụng, mô hình rối Spalart-Allmaras cung cấp sự cân bằng tối ưu về độ chính xác và hiệu quả tính toán cho các mô phỏng khí động lực học qua cánh máy bay. Các hàm kết hợp và công thức ứng suất cắt giúp mô hình rối Spalart-Allmaras xử lý được các gradient áp suất bất lợi và sự tách dòng. Mô hình rối Spalart-Allmaras được xem là một mô hình đáng tin cậy cho mô phỏng tính toán khí động lực học trên cánh máy bay trên nhiều dải chế độ dòng và số Reynolds khác nhau. Bài báo này sử dụng phương pháp mô phỏng số với mô hình rối Spalart-Allmaras để mô phỏng hiệu suất khí động lực học của cánh của một máy bay nhất định. Các hệ số nâng, lực cản và mômen được tính toán ở các góc tấn và điều kiện dòng chuyển động khác nhau. Phân bố áp suất xung quanh cánh được phân tích chi tiết. Nghiên cứu cung cấp thông tin về các đặc trưng khí động lực học của cánh để hướng đến các cải tiến thiết kế tiềm năng.

PHƯƠNG PHÁP MÔ PHỎNG SỐ

Nghiên cứu này nhằm đánh giá khí động lực học của cánh máy bay bằng phần mềm mã nguồn mở Open-

Trích dẫn bài báo này: Nhi V T H, Thư P N A, Hưng L G, Hiếu L T H, Long L T. **Nghiên cứu mô phỏng và tính toán các đặc trưng khí động lực học trên cánh máy bay.** *Sci. Tech. Dev. J. - Eng. Tech.* 2025; 8(2):2533-2539.

FOAM. Nghiên cứu áp dụng mô hình rối Spalart-Allmaras kết hợp với phương trình RANS để mô phỏng bản chất rối của dòng chuyển động¹². Các điều kiện biên được thiết lập cẩn thận cho các biến nhiễu loạn, đảm bảo mô hình hóa dòng không khí xung quanh cánh một cách thực tế. Không khí được coi là khí lý tưởng với nhiệt dung riêng và tính dẫn nhiệt không đổi. Các phương trình ba chiều chi phối sự bảo toàn khối lượng, phương trình Navier-Stokes, động năng rối và tốc độ tiêu tán rối của dòng chuyển động được sử dụng để nghiên cứu dòng khí xung quanh cánh được thể hiện như sau:

$$v_t = \tilde{v} f_{v1}, f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}$$

$$\chi := \frac{\tilde{v}}{\nu} \quad (1)$$

Phương trình tổng quát:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{v} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [\nu + \tilde{v}] \nabla \tilde{v} + C_{b2} |\nabla \tilde{v}|^2 \} - [C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2}] \left(\frac{\tilde{v}}{d^2} \right) + f_{t1} \nabla U^2 \quad (2)$$

Trong đó:

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} : \text{Độ xoáy được sửa đổi } \frac{1}{s} \quad (3)$$

$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}$: Một hàm giảm chấn gần tường ảnh hưởng đến số hạng phá hủy trong phương trình SA. (4)

$r \equiv \frac{\tilde{v}}{S \kappa^2 d^2}$: Tỷ lệ giữa độ nhớt biến đổi với tốc độ biến dạng hiệu chỉnh gần tường (5)

$f_{t1} = C_{t1} g_t \exp \left(-C_{t2} \frac{\omega^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2] \right)$: Hàm chuyển tiếp dòng chuyển động (6)

$f_{t2} = C_{t3} \exp(-C_{t4} \chi^2)$: Hàm chuyển tiếp nhiễu động (7)

$S = \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}}$: Tỷ lệ biến dạng (8)

$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$: Tensor quay (9)

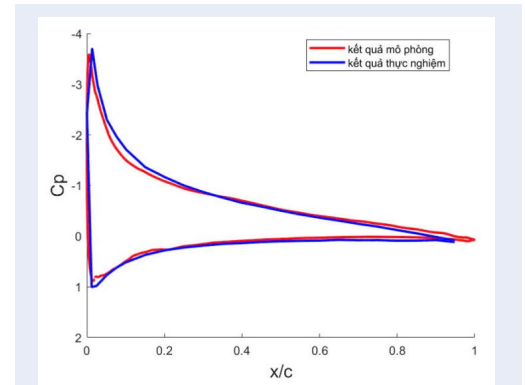
Trong đó d là khoảng cách từ bề mặt gần nhất. Về cơ bản, nghiên cứu này bao gồm mô hình hóa độ rối, thiết lập biên, và ứng dụng bộ giải trong OpenFOAM để mô phỏng hiệu quả khí động lực học cánh.

KIỂM CHỨNG MÔ HÌNH

Kết quả mô phỏng CFD về phân bố áp suất trên bề mặt cánh máy bay NACA0012 được so sánh với dữ liệu thực nghiệm đo được từ ống khí động, so sánh hệ số phân bố áp suất (C_p) dọc theo chiều dài dây cung (x/c) của cánh máy bay NACA0012 ở góc tấn 0 độ (Hình 1) thấy sự phù hợp chặt chẽ giữa kết quả mô phỏng OpenFOAM và dữ liệu thực nghiệm. Với sai số trung bình khoảng 5.1%. Đường cong mô phỏng (màu đỏ) và đường cong thực nghiệm (màu xanh) đều thể hiện sự giảm mạnh C_p gần cạnh đầu vào của cánh,

cho thấy đặc điểm của gradient áp suất cao thường thấy ở khu vực này. Khi chúng ta tiến đến giữa dây cung, cả hai đường cong đều cho thấy sự tăng dần về một hệ số áp suất trung lập hơn, với dữ liệu mô phỏng phù hợp chặt chẽ với kết quả thực nghiệm của Gregory & O'Reilly (1970)¹³.

Sự tương đồng giữa kết quả mô phỏng và dữ liệu thực nghiệm cho thấy mô hình tính toán bất chính xác các hiện tượng vật lý của dòng không khí xung quanh tiết diện cánh NACA0012. Không có sự khác biệt hoặc bất thường đáng kể trong phân bố áp suất. Kiểm chứng mô hình cung cấp sự tự tin vào độ chính xác của phương pháp mô phỏng CFD để phân tích khí động lực học của tiết diện cánh NACA0012. Mô hình đã được kiểm định có thể được sử dụng cho các phân tích hiệu suất khí động học ở các điều kiện bay của tiết diện cánh này.



Hình 1: Kết quả mô phỏng CFD về phân bố áp suất trên tiết diện cánh NACA0012

KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

Trong phần mở đầu kết quả nghiên cứu của bài báo, chúng tôi trình bày nghiên cứu tính toán các đặc trưng khí động lực học của tiết diện cánh NACA64008a bằng OpenFOAM. NACA64008a là một tiết diện cánh được thiết lập rộng rãi, ứng dụng trong nhiều lĩnh vực như hàng không chung, phương tiện bay không người lái (UAV) và năng lượng gió.

Cấu hình hình học cụ thể của tiết diện cánh NACA64008a được khảo sát bao gồm chiều dài dây cung 1 mét. Về mặt khí động lực học, tiết diện cánh được thiết kế hoạt động tối đa 82.31 m/s, với số Mach là 0.86; độ dày tối đa là 0.08 m; độ vồng tối đa là 0.04 m; bán kính mép trước là 0.01 m; bán kính mép sau là 0.001 m.

Về khí động lực học, tiết diện cánh NACA64008a được đặc trưng bởi: hệ số nâng cực đại là 1.5; góc tấn ở hệ số nâng bằng không là 0 độ; hệ số lực cản ở hệ số

nâng không là 0.006; phạm vi hoạt động trong khoảng số Reynolds 10^6 đến 10^7 .

Hệ số nâng là đại lượng không thứ nguyên liên hệ lực nâng do vật nâng tạo ra với mật độ chất lỏng xung quanh cố thể, vận tốc lưu chất và diện tích tham chiếu liên quan.

$$C_L = \frac{L}{qS} = \frac{2L}{\rho U^2 S} \quad (10)$$

Hệ số cản là một đại lượng không thứ nguyên được sử dụng để định lượng lực cản hoặc lực cản của một vật thể trong môi trường lưu chất.

$$C_D = \frac{D}{qS} = \frac{2D}{\rho U^2 S} \quad (11)$$

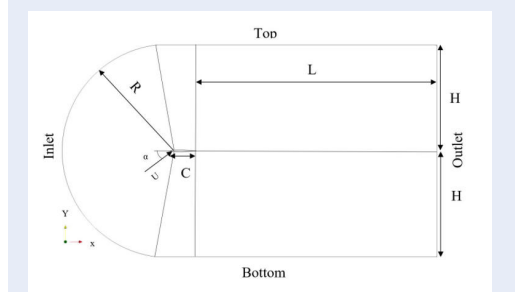
Hệ số áp suất trong động lực học chất lưu là một số không có đơn vị mô tả áp suất tương đối trong toàn bộ trường dòng chuyển động. Hệ số áp suất được sử dụng trong khí động học và thủy động học. Mỗi điểm trong trường dòng chuyển động chất lưu đều có hệ số áp suất C_p riêng của nó.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (12)$$

Về cấu trúc, tiết diện cánh được chế tạo từ hợp kim nhôm với các tính chất như khối lượng riêng là 2700 kg/m³; mô đun đàn hồi Young là 70 GPa; hệ số Poisson là 0.33; giới hạn chuyển động là 270 MPa; cường độ kéo đứt là 480 MPa.

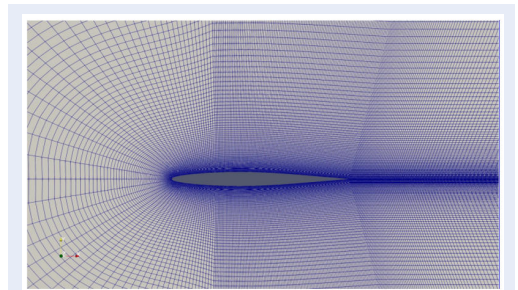
Điều kiện biên của mô phỏng được xác định: lối vào: vận tốc đều 100 m/s; lối ra: áp suất bằng 0; thành: không trượt (No-slip). Chi tiết các điều kiện biên được sử dụng trong mô hình được thể hiện ở Bảng 1. Miền của tiết diện cánh NACA64008a được rời rạc hóa bằng snappyHexMesh của OpenFOAM tạo lưới lai với 1 triệu ô lưới, kết hợp hình lục diện trong lớp biên và hình tứ diện ở ngoài. Mô phỏng được thực hiện với simpleFoam trên 1000 bước thời gian, cho hệ số nâng cực đại 1.5 và hệ số lực cản 0.006, xác định góc tấn ở 16 độ. Các kết quả này khớp chặt với dữ liệu thực nghiệm, xác nhận hiệu quả của OpenFOAM cho phân tích tiết diện cánh. Chất lượng lưới được kiểm tra kỹ lưỡng thông qua tiện ích checkMesh của OpenFOAM trong các nghiên cứu tĩnh chỉnh. Điều này đảm bảo lưới đáp ứng các tiêu chuẩn chất lượng mà không đưa ra các lỗi như không vuông góc, mất cân xứng hay thể tích âm, làm ảnh hưởng độ chính xác mô phỏng. Chỉ các lưới vượt qua các kiểm tra này được sử dụng để xác nhận độ độc lập và độ tin cậy của kết quả tính toán.

Hình 2 thể hiện sơ đồ hình học và điều kiện biên trong mô hình CFD của biên dạng cánh NACA64008a. Trong các tính toán 2D, miền tính toán được kéo dài



Hình 2: Miền tính toán và điều kiện biên

một độ dày theo hướng sai cánh với một ô lưới dọc theo hướng kéo dài đó. Biên nhập là một biên tròn bán kính $R = 10C$ và tâm nằm ở vị trí một phần tư chiều dài dây cung của biên dạng cánh khi góc tấn (AOA) bằng không. Biên nhập được đặt cách xa biên dạng cánh để tránh phản xạ sóng. Để chỉ định góc tấn khác không, các thành phần vận tốc trên biên nhập được tính toán tại góc tấn đã cho. Chiều dài của miền tính toán là khoảng cách từ đầu biên dạng cánh đến đầu ra và $L = 15C$. Lưới được chia mịn ở vùng gần biên dạng cánh, được mô tả ở Hình 3. Khoảng cách ô nhỏ nhất: 2.62×10^{-6} cho giá trị $y+$ xấp xỉ 1.



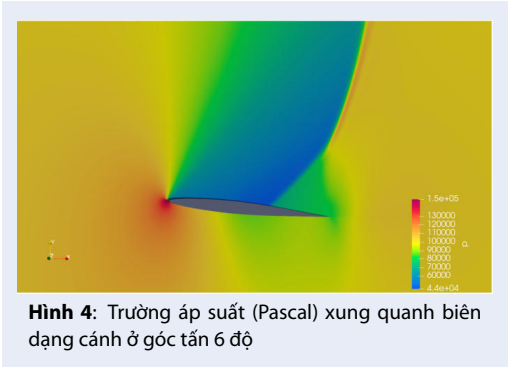
Hình 3: Chia lưới gần biên dạng cánh

Hình 4 minh họa trường phân bố áp suất xung quanh cánh NACA64008a ở góc tấn 6 độ. Có thể nhận thấy một vùng áp suất thấp (màu xanh lam đậm) xuất hiện trên bề mặt trên của cánh máy bay, gần cạnh đầu vào, điều này chỉ ra rằng dòng chuyển động tại đây đang tăng tốc, tạo ra một lực nâng. Điều này phù hợp với hiệu ứng Bernoulli, nơi một tốc độ dòng chuyển động cao hơn dẫn đến áp suất thấp hơn. Bề mặt dưới của cánh cho thấy một vùng áp suất cao hơn (màu vàng đến đỏ), cho thấy dòng chuyển động ở đây chậm lại, đồng nghĩa với việc tạo ra áp suất cao hơn, điều này cũng góp phần tạo ra lực nâng cho cánh. Sự chênh lệch áp suất giữa bề mặt trên và bề mặt dưới của cánh máy bay là rõ ràng, và đây là yếu tố cơ bản tạo nên lực nâng cần thiết cho sự bay lượn.

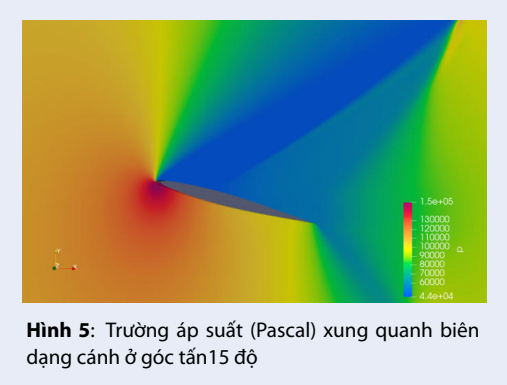
Bảng 1: Điều kiện biên

	Inlet	Outlet	Side	Airfoil
P	inletOutlet	zeroGradient	empty	zeroGradient
T	inletOutlet	zeroGradient	empty	fixedValue
U	inletOutlet	zeroGradient	empty	noSlip
nutilda	inletOutlet	zeroGradient	empty	nutUSpaldingWallFunction
nut	inletOutlet	zeroGradient	empty	nutUSpaldingWallFunction
alphaT	Calculated	zeroGradient	empty	compressible::alphiatWallFunction

Hình 5 minh họa trường áp suất xung quanh biên dạng cánh ở góc tấn 15 độ. Vùng áp suất thấp (màu xanh lam) trên bề mặt trên của cánh máy bay đã mở rộng và trở nên rõ rệt hơn so với góc tấn thấp, cho thấy dòng chuyển động tại đây đang tăng tốc mạnh mẽ, tạo ra lực nâng lớn. Điều này càng được củng cố bởi vùng áp suất cao (màu đỏ) ở bề mặt dưới của cánh, tạo ra một chênh lệch áp suất đáng kể giữa hai bề mặt. Tuy nhiên, có thể nhận thấy rằng sự tăng tốc của dòng chuyển động trên bề mặt trên của cánh có thể gây ra hiện tượng tách dòng khi góc tấn tăng lên, điều này có thể được suy luận từ sự chuyển màu áp suất gần cạnh sau của cánh. Một điểm đáng chú ý khác là sự xuất hiện của vùng áp suất thấp cực đại ngay tại cạnh đầu vào của cánh, điều này có thể chỉ ra rằng tại góc tấn 15 độ, cánh máy bay bắt đầu chịu ảnh hưởng của hiện tượng tách dòng, một phần của dòng chuyển động không theo kịp đường cong của cánh và bắt đầu tách ra khỏi bề mặt.

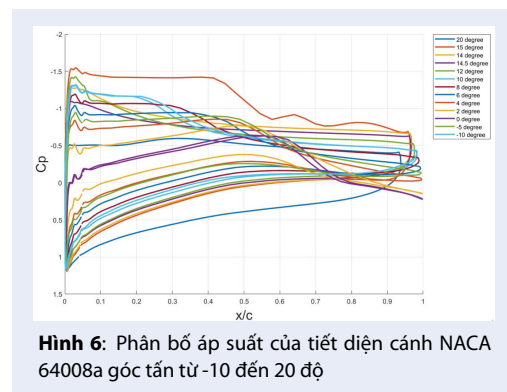


Sự tách dòng này có thể gây ra mất lực nâng và tăng lực cản, cũng như làm giảm hiệu quả của cánh máy bay và có thể dẫn đến hiện tượng stall nếu không được kiểm soát đúng cách. Nhìn chung, hình ảnh mô phỏng cho thấy cánh máy bay NACA64008a ở góc tấn 15 độ có thể đang tiếp cận hoặc đã đạt đến điều kiện stall, nơi mà lực nâng



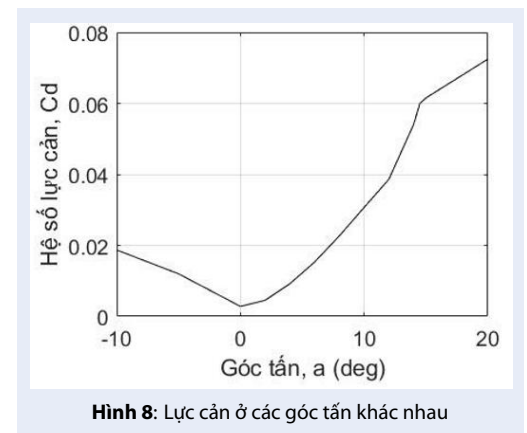
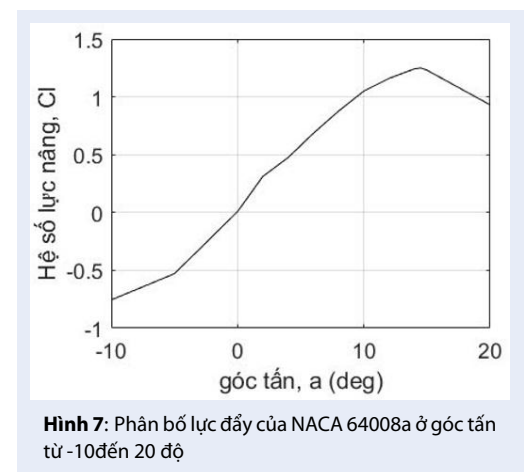
đạt cực đại trước khi giảm đột ngột do sự tách dòng chuyển động trên bề mặt cánh. Trong động lực học chất lưu, hiện tượng thất tốc (stall) là sự giảm hệ số nâng sinh ra bởi một cánh khi góc tấn vượt quá giá trị tới hạn của nó. Góc tấn tới hạn thường khoảng 15 độ, nhưng nó có thể thay đổi đáng kể tùy thuộc vào chất lưu, cánh - bao gồm hình dạng, kích thước và bề mặt - và số Reynolds. Hình 6 minh họa phân bố hệ số áp suất (C_p) trên chiều dài dây cung (x/c) của tiết diện cánh NACA 64008a ở các góc tấn khác nhau (AOA). Các giá trị C_p được vẽ theo chiều dài dây cung chuẩn hóa, cung cấp sự hiểu biết toàn diện về hiệu suất khí động lực học trên bề mặt tiết diện cánh cho mỗi AOA. Một xu hướng rõ ràng có thể được quan sát là C_p tỷ lệ nghịch với AOA tại cạnh trước của tiết diện cánh. Khi AOA tăng, hệ số áp suất tại cạnh trước thể hiện một đỉnh âm rõ ràng hơn, cho thấy các gradient áp suất lớn hơn và hiệu ứng hút mạnh mẽ, đặc trưng của vùng áp suất thấp ở cạnh trước làm tăng lực nâng. Xuống dọc theo dây cung, các đường cong C_p ở các AOA khác nhau hội tụ về khu vực giữa dây cung, cho thấy phân bố áp suất đồng nhất hơn trong vùng này bất kể AOA. Vùng này ít nhạy cảm với sự thay đổi AOA, ngụ ý điều kiện dòng chuyển động ổn định trên phần trung tâm của tiết diện cánh. Di chuyển về phía cạnh sau, các giá trị C_p tăng lên, phản ánh giảm hiệu ứng hút và phục hồi

áp suất dần dần. Đáng chú ý, các đường cong ở AOA cao hơn cho thấy gradient dốc hơn trước khi đạt cạnh sau, có thể là dấu hiệu của sự tách dòng hoặc khởi đầu ngưng ở các góc này. Dữ liệu cũng cho thấy ở các AOA âm, phân bố áp suất được đặc trưng bởi các giá trị C_p dương trên phần lớn dây cung, phù hợp với tiết diện cánh chịu lực hướng xuống. Phân tích toàn diện phân bố C_p này cung cấp những hiểu biết quan trọng về các đặc trưng khí động lực học của tiết diện cánh NACA 64008a. Nó thể hiện rõ tác động của AOA lên môi trường áp suất xung quanh tiết diện cánh, có quan hệ trực tiếp với khả năng tạo lực nâng và hành vi ngưng của nó. Những phát hiện này có ý nghĩa quan trọng trong việc tối ưu hóa thiết kế tiết diện cánh và nâng cao hiệu suất bề mặt khí động trong các ứng dụng kỹ thuật hàng không.



Hình 7 và 8 mô tả sự thay đổi của hệ số lực cản (C_d) theo góc tấn (α) của tiết diện cánh NACA 64008a. Hệ số lực cản là đại lượng không thứ nguyên mô tả lực cản mà một vật thể chuyển động trong chất lưu chịu tác động, và nó có quan hệ cơ bản với hiệu suất khí động của tiết diện cánh. Đồ thị tiết lộ mối quan hệ parabol giữa C_d và α , với hệ số lực cản nhỏ nhất rõ rệt xảy ra ở góc tấn âm vừa phải. Khi α tăng từ -10 độ, C_d ban đầu giảm, đạt giá trị nhỏ nhất cho thấy hiệu suất khí động tối ưu ở góc tấn cụ thể này. Vùng này thường liên quan đến vùng lực cản nhỏ nhất, nơi tiết diện cánh hoạt động với độ cản khí động ít nhất, tối ưu hóa tỷ lệ lực nâng-lực cản. Vượt qua điểm tối ưu này, khi góc tấn tiếp tục tăng, hệ số lực cản bắt đầu gia tăng. Sự gia tăng dần dần của C_d theo α tăng có thể được quy cho sự phát triển của lớp biên và sự khởi đầu của hiện tượng tách dòng, dẫn đến tăng lực cản áp suất. Hơn nữa, khi góc tấn tiếp cận và vượt quá góc ngưng tối hạn, không được vạch rõ trong đồ thị nhưng có thể suy ra xảy ra sau 10 độ dựa trên hành vi của hệ số nâng, hệ số lực cản chứng kiến sự gia tăng

dốc hơn. Điều này phù hợp với sự tách dòng đáng kể và sự hình thành dòng xoáy rời phía sau tiết diện cánh, dẫn đến tăng lực cản đáng kể. Sự gia tăng C_d ở các góc tấn cao cho thấy tiết diện cánh đang ở chế độ sau khi ngưng, nơi dòng chuyển động phần lớn bị bong ra và hiệu suất khí động giảm đáng kể. Vùng này đặc trưng bởi hình phạt lực cản lớn, có hại cho hiệu suất máy bay. Ở các góc tấn dưới điểm tối ưu, hệ số lực cản tương đối cao so với mức tối thiểu nhưng cho thấy sự gia tăng ít dốc hơn khi α giảm đến -10 độ. Hành vi này cho thấy mặc dù tiết diện cánh chịu lực cản lớn hơn ở các góc âm này so với điều kiện tối ưu, sự gia tăng lực cản không rõ rệt như ở vùng sau khi ngưng. Những hiểu biết do đồ thị hệ số lực cản cung cấp rất quan trọng để hiểu hành vi lực cản khí động của tiết diện cánh NACA 64008a trong phạm vi các góc tấn. Thông tin như vậy rất cần thiết cho việc tối ưu hóa hình dạng tiết diện cánh trong kỹ thuật hàng không, có ảnh hưởng đến hiệu suất nhiên liệu, hiệu suất máy bay và các cân nhắc thiết kế tổng thể.



Tóm lại, tiết diện cánh NACA 64008a thể hiện các đặc trưng nâng điển hình, với lực nâng mạnh vùng góc với luồng không khí ở các AOA thấp và thành phần dọc đáng kể của lực nâng ở các AOA cao hơn. Hiệu suất của tiết diện cánh về mặt lực nâng đối xứng quanh AOA không, với hiệu quả sinh lực nâng giảm khi AOA di chuyển ra xa khỏi không. Để biết chính xác hiệu suất lực nâng, cần có hệ số nâng thực tế ở mỗi AOA, cùng với dữ liệu thực nghiệm hoặc kết quả mô phỏng động lực học chất lưu (CFD), cung cấp thông tin về các lực nâng thực tế và đặc điểm ngưng của tiết diện cánh.

KẾT LUẬN

Kết hợp dữ liệu mô phỏng về hướng lực nâng và lực cản của tiết diện cánh NACA 64008a, chúng tôi có thể rút ra các kết luận toàn diện về đặc tính khí động lực học và hiệu suất từ các kết quả mô phỏng: tiết diện cánh NACA 64008a thể hiện hiệu suất khí động hiệu quả ở góc tấn thấp, với tỷ lệ lực nâng/lực cản cao. Khi góc tấn tăng, hiệu suất suy giảm do gia tăng lực cản phát sinh và giảm hiệu suất sinh lực. Tiết diện cánh duy trì hiệu suất đối xứng ở các góc tấn dương và âm, lợi thế cho khả năng cơ động của máy bay. Để xác nhận thêm các kết luận, cần có thêm dữ liệu về hệ số nâng, lực cản, phân bố áp suất và góc ngưng, cùng với thử nghiệm thực nghiệm để tương quan với kết quả mô phỏng. Các kết quả mô phỏng về lực nâng, lực cản, áp suất và các thông số khí động khác cho thấy sự phù hợp với dữ liệu thực nghiệm và lý thuyết. Điều này xác nhận độ chính xác của mô hình mô phỏng.

DANH MỤC CÁC TỪ VIẾT TẮT

CFD: Computational Fluid Dynamics
RANS: Reynolds-Averaged Navier-Stokes
AOA: Angle of Attack
AUV: Autonomous Underwater Vehicle

DANH MỤC KÍ HIỆU

L: lực nâng
S: diện tích bề mặt tham chiếu của vật thể
q: áp suất động
U: vận tốc lưu chất
 ρ : mật độ lưu chất
D: lực cản
p : áp suất tĩnh tại điểm mà hệ số áp suất đang được đánh giá

p_{∞} : áp suất tĩnh trong dòng chuyển động tự do
 ρ_{∞} : mật độ chất lưu dòng chuyển động tự do
 V_{∞} : vận tốc dòng chuyển động tự do của chất lưu hoặc vận tốc của vật thể qua chất lưu

LỜI CẢM ƠN

Nghiên cứu được tài trợ bởi Đại học Quốc gia Hồ Chí Minh (VNU-HCM) trong khuôn khổ Đề tài mã số C2024-20-05. Chúng tôi xin cảm ơn Trường Đại học Bách khoa, ĐHQG-HCM đã hỗ trợ thời gian, phương tiện và cơ sở vật chất cho nghiên cứu này.

XUNG ĐỘT LỢI ÍCH

Nhóm tác giả xác nhận không có xung đột lợi ích liên quan đến công trình nghiên cứu.

ĐÓNG GÓP CỦA CÁC TÁC GIẢ

Nhóm tác giả dùng phần mềm mã nguồn mở Open-FOAM để mô phỏng và tính toán các đặc trưng khí động lực học xung quanh cánh máy bay ở số mach 0,86 và phạm vi số Reynolds 10^6 đến 10^7 . Các thành viên đều có đóng góp như nhau trong nghiên cứu này.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. Anderson DJ. Fundamentals of Aerodynamics. McGraw-Hill Inc; 1991. p. 792.
2. Houghton EL, Carpenter PW. Aerodynamics for Engineering Students. Butterworth Heinemann; 2003. p. 614.
3. Schlichting H, Truckenbrodt E. Aerodynamic des Flugzeugs. Springer-Verlag; 2001. p. 480–515.
4. Krasnov NF. Aerodinamika (in Russian). Vysshaya Skola; 1976. p. 383–468.
5. Mhitaryan AM. Aerodinamika (in Russian). Masinostroyeniye; 1976. p. 446.
6. Mhitaryan AM. Aerodinamika (in Russian). Masinostroyeniye; 1976. p. 446.
7. Rohacs J, Gausz ZS, Gausz T. Aerodinamika (in Hungarian). Typotex; 2012. p. 220.
8. McLean D. Understanding Aerodynamics: Arguing from the Real Physics. John Wiley and Sons, Inc; 2013. p. 550.
9. Versteeg HK, Malalasekera W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics, The Finite Volume Method. Pearson, Prentice Hall; 2007. p. 517.
10. Cummings RM, et al. Applied Computational Aerodynamics, A Modern Engineering Approach. Cambridge University Press; 2015. p. 849.
11. Charlott JJ, Hafez MM. Aerodynamics: And Related Numerical Methods. Springer; 2015. p. 620.
12. Sinha K. Spalart-Allmaras turbulence model for Compressible flows. Ngày truy cập: 11-5-2024; 2015.
13. Gregory N, O'Reilly CL. Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost; 1970.

Study on simulation and calculation of aerodynamic characteristics on airfoils

Vuong Thi Hong Nhi^{1,2,*}, Pham Nguyen Anh Thu^{1,2}, Long Gia Hung^{1,2}, Le Thi Hong Hieu^{1,2}, Le Thanh Long^{2,3}



Use your smartphone to scan this QR code and download this article

¹Faculty of Transportation Engineering, Ho Chi Minh City of Technology (HCMUT), Ho Chi Minh City, Vietnam

²Vietnam National University Ho Chi Minh City, Ho Chi Minh City, Vietnam

³Faculty of Mechanical Engineering, Ho Chi Minh City of Technology (HCMUT), Ho Chi Minh City, Vietnam

Correspondence

Vuong Thi Hong Nhi, Faculty of Transportation Engineering, Ho Chi Minh City of Technology (HCMUT), Ho Chi Minh City, Vietnam

Vietnam National University Ho Chi Minh City, Ho Chi Minh City, Vietnam

Email: vthnhi@hcmut.edu.vn

History

- Received: 23-8-2024
- Revised: 02-10-2024
- Accepted: 24-6-2025
- Published Online: 30-6-2025

DOI :

<https://doi.org/10.32508/stdjet.v8i2.1436>



Copyright

© VNUHCM Press. This is an open-access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International license.



ABSTRACT

Computational Fluid Dynamics (CFD) has emerged as an indispensable tool for simulating and analyzing the aerodynamic characteristics of aircraft components. This paper uses the open-source software OpenFOAM to determine the aerodynamic performance of a NACA 64008a airfoil. The simulations employ the Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equations coupled with the Spalart-Allmaras turbulence model to capture the turbulent effects. The computational methodology, mesh generation, boundary conditions, and initial conditions are validated with experimental data for the NACA 0012 airfoil. The simulations are then applied to predict the aerodynamic performance of the NACA 64008a airfoil. The results depict the lift, drag, and pressure distribution at various angles of attack. Detailed analysis of the pressure field around the airfoil provides insights into the formation and development of leading-edge and trailing-edge vortices, which play a crucial role in determining the overall performance. The pressure coefficient (C_p) distribution along the chord length (x/c) of the NACA 64008a airfoil at different angles of attack (AOA) is presented. The relationship between the lift coefficient (C_l) and the angle of attack (α) for the NACA 64008a airfoil is also investigated. Furthermore, the variation of the drag coefficient (C_d) with the angle of attack (α) for the NACA 64008a airfoil is examined. These insights can be used to guide future design optimization efforts.

Key words: Computational fluid dynamics (CFD), OpenFOAM, Spalart-Allmaras turbulence model, NACA 64008a, NACA 0012.

Cite this article : Nhi V T H, Thu P N A, Hung L G, Hieu L T H, Long L T. **Study on simulation and calculation of aerodynamic characteristics on airfoils** . *Sci. Tech. Dev. J. – Engineering and Technology* 2025; 8(2):2533-2539.