

AERODYNAMIC ANALYSIS OF NACA 6409 AIRFOIL IN WIND TURBINE BY USING PANEL METHOD

Dinh Van Thin¹, Nguyen Huu Duc^{1*}, Le Quang Sang²

¹Electric Power University

²Institute of Energy Science - Vietnam Academy of Science and Technology

ARTICLE INFO	ABSTRACT
Received: 25/02/2022	This article presents the theoretical basis and applicability of XFLR5 code to conduct aerodynamic analysis of wind turbine airfoil model NACA 6409 at low Reynolds numerical values. The new XFLR5 code is developed based on XFOIL code, which is very popularly used in the field of wing design in the world. The mathematical foundations of XFLR5 include Lifting Line Theory (LLT), Vortex Lattice Method (VLM) and Panel Method (PM). In this study, the PM method will be used to analyze aerodynamic parameters such as lift coefficient C_l , drag coefficient C_d , factor C_l/C_d and pressure coefficient C_p placed on the surface of the NACA 6409 wing sample when operating at different angles of attack. The PM method has a fast analysis time and the obtained results show good agreement with previously published experimental data.
Revised: 12/5/2022	
Published: 16/5/2022	
KEYWORDS	
LLT Theory	
VLM Method	
PM Method	
XFLR5	
NACA 6409 Airfoil	
Low Reynolds Number	

PHÂN TÍCH KHÍ ĐỘNG HỌC CỦA MẪU CÁNH NACA 6409 ỨNG DỤNG TRONG TUABIN ĐIỆN GIÓ VỚI PHƯƠNG PHÁP THANH

Dinh Văn Thìn¹, Nguyễn Hữu Đức^{1*}, Lê Quang Sáng²

¹Trường Đại học Điện lực

²Viện Khoa học Năng lượng - Viện Hàn lâm Khoa học và Công nghệ Việt Nam

THÔNG TIN BÀI BÁO	TÓM TẮT
Ngày nhận bài: 25/02/2022	Bài báo này trình bày cơ sở lý thuyết và khả năng ứng dụng phần mềm XFLR5 để tiến hành phân tích khí động học của mẫu cánh tuabin gió NACA 6409 tại các giá trị số Reynolds thấp. Phần mềm XFLR5 mới được phát triển dựa trên phần mềm XFOIL, đây là phần mềm được sử dụng rất phổ biến trong lĩnh vực thiết kế mẫu cánh trên thế giới. Cơ sở toán học của XFLR5 bao gồm lý thuyết đường nâng (LLT), phương pháp ô mạng xoáy (VLM) và phương pháp thanh (PM). Trong nghiên cứu này, phương pháp PM sẽ được sử dụng để phân tích các thông số khí động học như hệ số lực nâng C_l , hệ số lực cản C_d , hệ số C_l/C_d và hệ số áp lực C_p đặt lên bề mặt của mẫu cánh NACA 6409 khi hoạt động tại các góc tấn công khác nhau. Phương pháp PM có thời gian phân tích nhanh và các kết quả thu được cho thấy sự phù hợp tốt với các dữ liệu thực nghiệm đã được công bố trước đó.
Ngày hoàn thiện: 12/5/2022	
Ngày đăng: 16/5/2022	
TỪ KHÓA	
Lý thuyết LLT	
Phương pháp VLM	
Phương pháp PM	
XFLR5	
Mẫu cánh NACA 6409	
Số Reynolds thấp	

DOI: <https://doi.org/10.34238/tnu-jst.5591>

* Corresponding author. Email: ducnh@epu.edu.vn

1. Giới thiệu

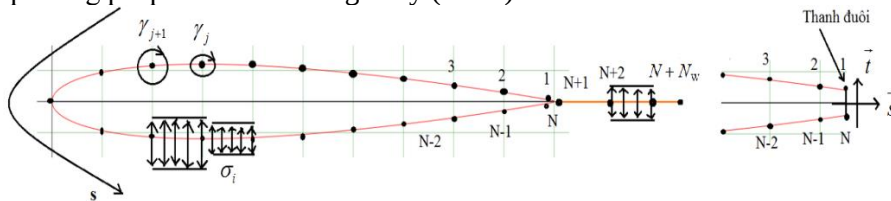
Cánh tuabin gió là thành phần chính, đóng vai trò quan trọng trong việc khai thác nguồn tài nguyên năng lượng gió. Trước đây, các phòng thí nghiệm lớn trên thế giới đã đầu tư những khoản tiền khổng lồ để thực hiện các nghiên cứu, phân tích thực nghiệm đối với các mẫu cánh khác nhau. Một số thí nghiệm về các mẫu cánh hoạt động trong vùng giá trị số Reynolds thấp có thể tìm thấy tại tài liệu tham khảo số [1], và một số thí nghiệm tại giá trị số Reynolds cao tại tài liệu tham khảo số [2], [3]. Các kết quả thu được từ thực nghiệm sau đó được đưa vào làm cơ sở dữ liệu cho các mô hình tính toán trong các phần mềm phân tích. Một số phần mềm được sử dụng phổ biến trong lĩnh vực thiết kế cánh tuabin gió có thể kể đến như là XFOIL, XFLR5 [4], FLORIS, EXAWIND, WINDSE, hay OPENFAST [5].

Trong giai đoạn thiết kế khái niệm ban đầu cho mẫu cánh, phần mềm XFLR5 được nhiều phòng thí nghiệm và nhà khoa học lựa chọn sử dụng. Lý do chính là phần mềm XFLR5 được cung cấp miễn phí, sử dụng một số phương pháp cho việc tính toán nhanh và kết quả có độ chính xác chấp nhận được. XFLR5 có khả năng thiết kế thuận và nghịch các loại mẫu cánh và toàn bộ cánh theo tiêu chí mà người sử dụng mong muốn. Bên cạnh đó, XFLR5 còn tích hợp sẵn ba mô hình toán khác nhau là LLT, VLM và PM [6]-[8] để người dùng có thể lựa chọn mô hình phù hợp với từng bài toán cụ thể trong không gian 2 chiều và 3 chiều.

Trong nghiên cứu này, phương pháp PM trong không gian 2 chiều sẽ được sử dụng để tiến hành xác định các thông số động học như hệ số lực nâng C_l , hệ số lực cản C_d , tỷ số C_l/C_d và hệ số áp lực C_p đặt lên bề mặt của mẫu cánh NACA 6409 trong ba trường hợp số Reynolds khác nhau gồm $Re=61400$, $Re=101800$ và $Re=203100$. Mẫu cánh NACA 6409 được thiết kế để sử dụng trong điều kiện tốc độ gió thấp.

2. Phương pháp nghiên cứu

Phân tích mẫu cánh bất kỳ trong không gian hai chiều trong XFLR5 sẽ bắt đầu với việc tiến hành chia mẫu cánh và phần đuôi gió thành các thanh như được trình bày trong hình số 1. Tên gọi của phương pháp PM chính là dựa trên việc chia mẫu cánh thành các thanh và gán các thông số dòng xoáy đôi lưu cho từng điểm trên bề mặt mẫu cánh. Vì thế phương pháp PM còn được biết đến với tên khác là phương pháp chia thanh dòng xoáy (VPM).



Hình 1. Chia thanh phần mẫu cánh và đuôi gió

Trong trường hợp phân tích với dòng chảy không nhớt, trường dòng của mẫu cánh sẽ được xây dựng từ các vị trí xác định của dòng tự do thổi đến. Hàm thế của trường dòng được xác định dựa trên công thức [8]:

$$\Psi(x, y) = u_{\infty}y - v_{\infty}x + \frac{1}{2\pi} \int_s \gamma(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int_s \sigma(s) \theta(s; x, y) ds \quad (1)$$

Ở đây: γ, σ lần lượt là độ lớn của dòng xoáy và độ lớn của nguồn liên quan đến tổn thất năng lượng do độ nhớt của dòng gây ra trên bề mặt cánh và phần đuôi gió; s là tọa độ các điểm dọc theo bề mặt cánh; r, θ là độ lớn và góc của vectơ nối điểm s đến vị trí (x, y) bất kỳ trong mô hình; $u_{\infty} = q_{\infty} \cos \alpha, v_{\infty} = q_{\infty} \sin \alpha$ là thành phần vận tốc theo hai trục ox và oy của dòng tự do tại vị trí (x, y) bất kỳ.

Phần mẫu cánh được chia làm các thanh phẳng với N điểm, còn phần đuôi gió thì được chia với N_w điểm như biểu diễn trong hình 1. Tại mỗi điểm sẽ có một dòng xoáy, độ lớn các dòng xoáy γ_i này sẽ tỷ lệ tuyến tính với các điểm. Tại mỗi thanh trên mẫu cánh và đuôi gió đều được gán giá trị nguồn là hằng số σ_i phù hợp theo từng điểm, $1 \leq i \leq N + N_w - 1$. Độ lớn của các giá trị nguồn sẽ phụ thuộc vào độ nhót tại lớp bề mặt của mẫu cánh và phần đuôi gió.

Tại thanh đuôi ở vị trí cuối cùng của mẫu cánh, dòng xoáy và nguồn được xác định như sau:

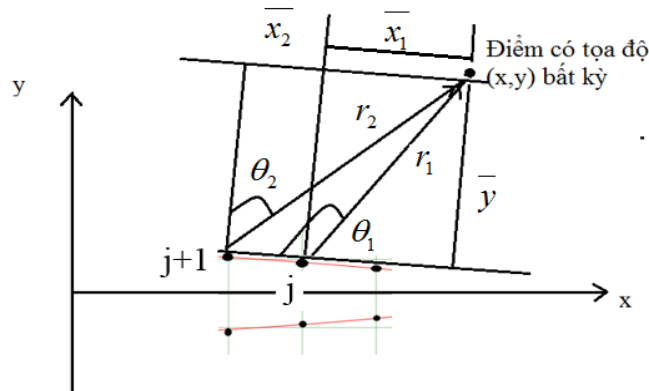
$$\sigma_{TE} = \frac{1}{2}(\gamma_1 - \gamma_N) |\vec{s} \times \vec{t}| \quad (2)$$

$$\gamma_{TE} = \frac{1}{2}(\gamma_1 - \gamma_N) |\vec{s} \times \vec{t}| \quad (3)$$

Với $\vec{s}$ là vectơ chia đôi và vuông góc với thanh đuôi, $\vec{t}$ là vectơ đơn vị dọc theo thanh đuôi.

Khi đã xác định được các điểm chia thanh cho mẫu cánh, hàm thế của dòng tại vị trí bất kỳ trong mô hình có thể triển khai theo như công thức sau:

$$\begin{aligned} \psi(x, y) = & u_\infty y - v_\infty x + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N+N_w-1} \psi_j^\sigma(x, y) 2\sigma_j \\ & + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N-1} \left\{ \psi_j^{\gamma^+}(x, y) (\gamma_{j+1} \gamma_j) + \psi_j^{\gamma^-}(x, y) (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \right\} \\ & + \frac{1}{4\pi} \left\{ \psi_N^\sigma(x, y) |\vec{s} \times \vec{t}| + \psi_N^{\gamma^+}(x, y) |\vec{s} \bullet \vec{t}| \right\} (\gamma_1 - \gamma_N) \end{aligned} \quad (4)$$



Hình 2. Xác định các tọa độ (x,y) bất kỳ đối với một thanh thứ j

Các giá trị trường dòng đơn vị trong công thức 4 sau khi thay các tọa độ như trong hình 2 thì được xác định như sau:

$$\psi_j^{\gamma^+}(x, y) = \bar{x}_1 \ln r_1 - \bar{x}_2 \ln r_2 + \bar{x}_2 - \bar{x}_1 + \bar{y}(\theta_1 - \theta_2) \quad (5)$$

$$\psi_j^{\gamma^-}(x, y) = \left[(\bar{x}_1 + \bar{x}_2) \psi_j^{\gamma^+} + r_2^2 \ln r_2 - r_1^2 \ln r_1 + \frac{1}{2}(\bar{x}_1^2 - \bar{x}_2^2) \right] \frac{1}{\bar{x}_1 - \bar{x}_2} \quad (6)$$

$$\psi_j^\sigma(x, y) = \bar{x}_2 \theta_2 - \bar{x}_1 \theta_1 + \bar{y} \ln \left(\frac{r_1}{r_2} \right) \quad (7)$$

Tại mỗi điểm trên bề mặt mẫu cánh thì trường dòng phải có giá trị bằng trường dòng Ψ_0 , từ công thức số (4), (5), (6) và (7) ta thu được hệ phương trình sau:

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \gamma_j - \psi_0 = -u_{\infty} y_i + v_{\infty} x_i - \sum_{j=1}^{N+N_w-1} b_{ij} \sigma_j; 1 \leq i \leq N \quad (8)$$

Các hệ số a_{ij}, b_{ij} được xác định từ các trường dòng đơn vị trong công thức số (5), (6) và (7), ở đây:

$$a_{ij} = \frac{1}{4\pi\gamma_j} \left[\Psi_j^{\gamma+}(x_i, y_i) \times (\gamma_{j+1} + \gamma_j) + \Psi_j^{\gamma-}(x_i, y_i) \times (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \right] \quad (9)$$

$$b_{ij} = \frac{1}{2\pi} \Psi_j^{\sigma}(x_i, y_i) \quad (10)$$

Kết hợp hệ phương trình số (8) với điều kiện Kutta $\gamma_1 + \gamma_N = 0$, ta thu được hệ tuyến tính $(N+1) \times (N+1)$ tại N điểm đối với γ_i và hàm dòng trên bề mặt mẫu cánh Ψ_0 .

Trong trường hợp điểm $i=1$ và $i=N$ là trùng nhau, thì các phương trình tương ứng của chúng trong hệ phương trình số (8) sẽ bằng nhau, khi đó không thể xác định được giá trị của γ_i . Khi đó thì phương trình của điểm $i=N$ sẽ bị loại bỏ và thay thế bằng giá trị ngoại suy trung bình của γ đối với điểm tại vị trí đuôi:

$$(\gamma_3 - 2\gamma_2 + \gamma_1) - (\gamma_{N-2} - 2\gamma_{N-1} + \gamma_N) = 0 \quad (11)$$

Khi đó các giá trị của γ_i được xác định như sau:

$$\gamma_i = \gamma_{0i} \cos \alpha + \gamma_{90i} \sin \alpha + \sum_{j=1}^{N+N_w-1} b'_{ij} \sigma_j; 1 \leq i \leq N \quad (12)$$

Ở đây: γ_0, γ_{90} là độ xoáy của dòng tự do tại góc tấn công là 0° và 90° ; $b'_{ij} = -a_{ij}^{-1} b_{ij}$ là ma trận phụ thuộc vào nguồn.

Đối với dòng không nhót thì các giá trị $\sigma_i = 0$, do đó mà chúng ta thu được giá trị γ_i từ công thức (12).

Trong trường hợp dòng nhót thì:

$$u_{ei} = \pm \gamma_i; 1 \leq i \leq N \quad (13)$$

$$u_{ei} = \nabla \psi \cdot \vec{n} = u_{\infty} \vec{n}_y - v_{\infty} \vec{n}_x + \sum_{j=1}^N c_{ij}^{\gamma} \gamma_j + \sum_{j=1}^{N+N_w-1} c_{ij}^{\sigma} \sigma_j; N+1 \leq i \leq N+N_w \quad (14)$$

Với u_{ei} là vận tốc tại các điểm trên bề mặt của mẫu cánh; $\vec{n}$ là vectơ đơn vị vuông góc với dòng đuôi.

Độ lớn của nguồn lúc này sẽ được xác định thông qua độ tổn thất khối lượng của dòng khi di chuyển giữa các điểm trên bề mặt của mẫu cánh:

$$\sigma_i = \pm \frac{m_{i+1} - m_i}{S_{i+1} - S_i} \quad (15)$$

Các giá trị vận tốc u_{ei} trong trường hợp dòng nhót sẽ được xác định thông qua các giá trị trong trường hợp dòng không nhót như sau:

$$u_{ei} = u_{INVi} + \sum_{j=1}^{N+N_w-1} d_{ij} m_j; 1 \leq i \leq N+N_w \quad (16)$$

Với u_{INVi} là vận tốc tại mỗi điểm trong trường hợp dòng không nhót; d_{ij} là ma trận phụ thuộc vào khối lượng, ma trận này được xác định dựa trên hình học của mẫu cánh và góc tấn công của dòng tự do.

Cuối cùng, lực nâng, hệ số lực nâng, lực cản, hệ số lực cản và hệ số áp lực đối với mẫu cánh được xác định như sau [9], [10]:

$$L = \sum_{i=1}^N \rho v_{\infty} \gamma_i \quad ; \quad C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho A q_{\infty}^2} \quad (17)$$

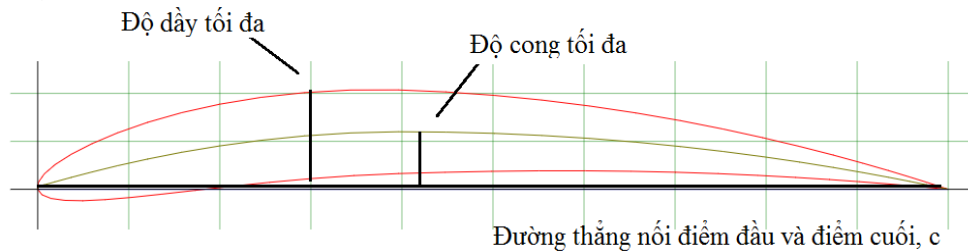
$$D = \sum_{i=1}^N \rho u_{\infty} \gamma_i \quad ; \quad C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A q_{\infty}^2} \quad (18)$$

$$C_p = 1 - \left(\frac{\sum_{i=1}^N \gamma_i}{q_{\infty}} \right)^2 \quad (19)$$

Với A là diện tích đơn vị của mẫu cánh ($A=1\text{m}^2$).

3. Kết quả và bàn luận

Mẫu cánh NACA 6409 có chiều dài tính từ điểm đầu tới điểm cuối là 1m, bề dày tối đa là 0,09m tại vị trí 0,293m và độ cong tối đa là 0,06m tại vị trí 0,396m. Các thông số và hình học chi tiết của mẫu cánh được thể hiện trong hình 3 và bảng số 1. Mẫu cánh này được sử dụng để đánh giá và phân tích ảnh hưởng của góc tấn công tới các hệ số lực nâng, lực đẩy và tỷ lệ C_l/C_d tại hệ số $Re=61400$, $Re=101800$ và $Re=203100$.

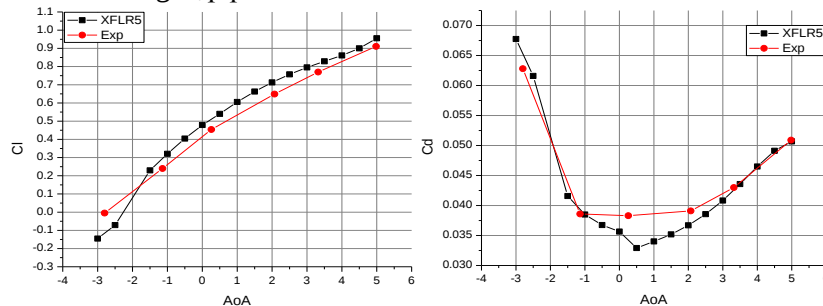


Hình 3. Mẫu cánh NACA 6409

Bảng 1. Thông số hình học của mẫu cánh NACA6409 [11]

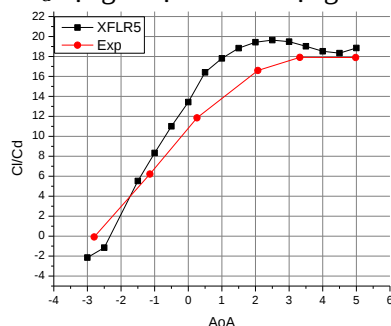
STT	Thông số	Giá trị
1	Độ dày tối đa	9% tại 29,3% của c
2	Độ cong tối đa	6% tại 39,6% của c
3	Đường thẳng c	1 mét

Tập tọa độ hình học của mẫu cánh NACA 6409 được nhập vào phần mềm XFLR5 và được chia thành 150 điểm, tương ứng với 149 thanh. Số Reynolds được chọn là $Re=64100$ và các góc tấn công là từ -3° đến 5° trường hợp phân tích đầu tiên.



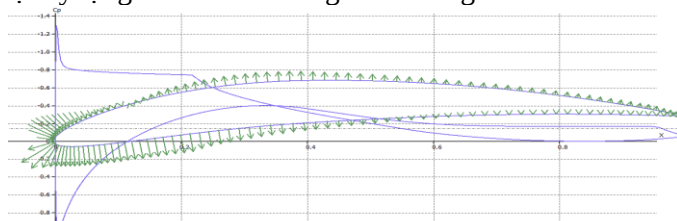
Hình 4. Hệ số lực nâng (trái) và hệ số lực cản (phải) theo các góc tấn công khác nhau [1]

Từ hình số 4 có thể thấy rằng, các giá trị hệ số lực nâng và hệ số lực cản thu được từ mô hình phân tích bám sát các giá trị thu được từ thực nghiệm. Trong phạm vi góc tấn công từ -3° đến 5° thì C_l có giá trị tăng liên tục, còn C_d đạt giá trị nhỏ nhất tại góc tấn công là $0,5^\circ$.

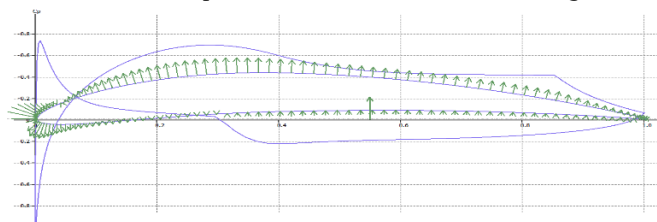


Hình 5. Hệ số công suất theo các góc tấn công khác nhau [1]

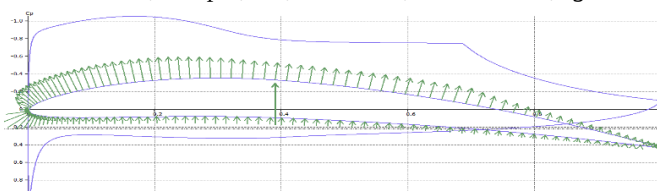
Tỷ số giữa hệ số lực nâng và hệ số lực cản cũng chính là hệ số công suất của mẫu cánh, từ hình 5 cho thấy hệ số công suất tăng dần lên theo góc tấn công và đạt giá trị cao nhất tại góc tấn công là $2,5^\circ$, sau đó thì giá trị này lại giảm dần với các góc tấn công lớn hơn.



Hình 6. Hệ số áp lực đặt lên bề mặt mẫu cánh tại góc -3°



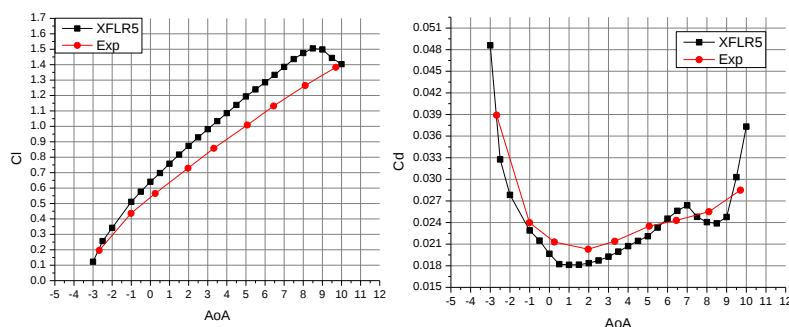
Hình 7. Hệ số áp lực đặt lên bề mặt mẫu cánh tại góc 0°



Hình 8. Hệ số áp lực đặt lên bề mặt mẫu cánh tại góc 5°

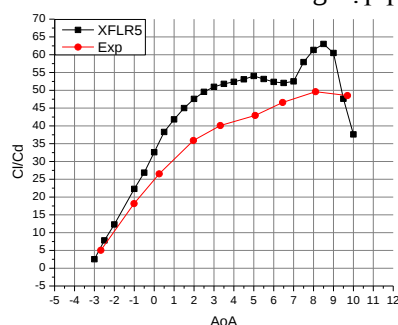
Hệ số áp lực tại mỗi điểm trên bề mặt mẫu cánh được biểu diễn trong hình số 6 với góc tấn công là -3° , hình số 7 với góc tấn công là 0° và hình số 8 với góc tấn công là 5° . Kết quả phân tích cho thấy giá trị và chiều của các vectơ lực tác động lên mỗi điểm của mẫu cánh. Tại góc tấn công là -3° thì tổng lực nâng nhỏ hơn tổng lực cản, do đó mà mẫu cánh sẽ bị đẩy hướng xuống phía dưới. Tuy nhiên, tại góc tấn công là 0° thì tổng lực nâng lớn hơn tổng lực cản, do vậy mà mẫu cánh được đẩy hướng lên phía trên. Tương tự, tại góc tấn công là 5° thì khoảng cách giữa tổng lực nâng và tổng lực cản có giá trị lớn hơn, mẫu cánh được nâng lên với một lực mạnh hơn.

Trường hợp phân tích thứ hai sử dụng số Reynolds lớn hơn $Re=101800$ và góc tấn công thay đổi từ -3° đến 10° .



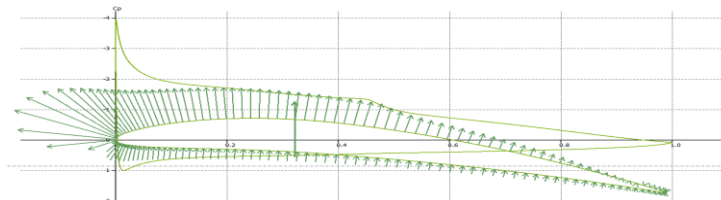
Hình 9. Hệ số lực nâng (trái) và hệ số lực cản (phải) theo các góc tấn công khác nhau [1]

Các kết quả thu được từ phân tích được biểu diễn trong hình số 9 và hình số 10 cho thấy các giá trị phân tích vẫn có sự phù hợp nhất định với các giá trị thực nghiệm. Tuy nhiên, sự chênh lệch giữa phân tích và thực nghiệm đã lớn hơn khi so với trường hợp phân tích đầu tiên.



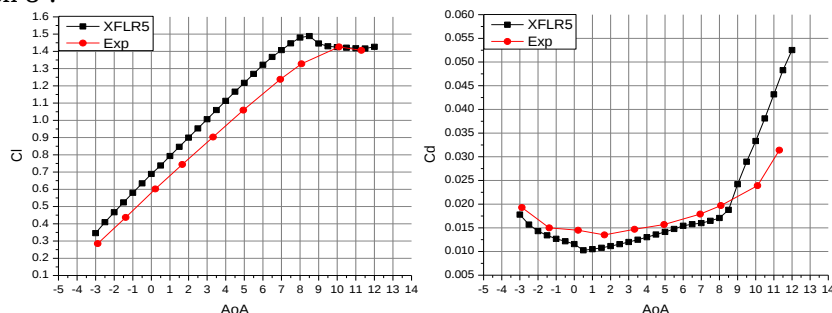
Hình 10. Hệ số công suất theo góc tấn công khác nhau [1]

Từ các kết quả trong hình số 10, hệ số công suất sẽ đạt được giá trị lớn nhất tại góc tấn công là $8,5^\circ$. Hình số 11 trình bày sự phân bố của hệ số áp lực dọc theo mẫu cánh tại góc làm việc có công suất cực đại này.

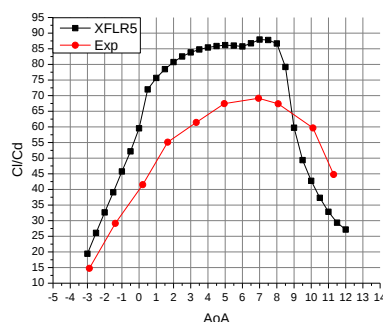


Hình 11. Hệ số áp lực trên bề mặt mẫu cánh tại góc tấn công $8,5^\circ$

Mô hình phân tích cuối cùng được chọn là trường hợp số Reynolds $Re=203100$ và góc tấn công trong khoảng -3° đến 12° . Tương tự như hai mô hình phía trên, các giá trị thu được từ phân tích vẫn bám sát giá trị thực nghiệm như trình bày trong hình số 12 và hình số 13. Tuy nhiên, hệ số công suất trong hình số 13 cho thấy độ chênh lệch đáng kể về mặt giá trị, đặc biệt trong vùng góc tấn công từ 0° đến 8° .

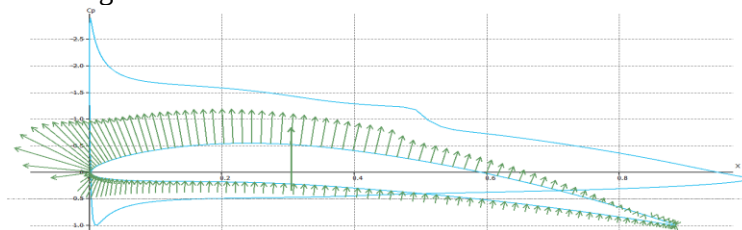


Hình 12. Hệ số lực nâng (trái) và hệ số lực cản (phải) theo các góc tấn công khác nhau [1]



Hình 13. Hệ số công suất theo góc tấn công khác nhau [1]

Trong mô hình này, cả giá trị thu được từ phân tích và thực nghiệm đều cho thấy công suất đạt giá trị lớn nhất tại góc tấn công là 7° . Điều này chỉ ra thực tế là cùng một cấu hình mẫu cánh, nhưng khi làm việc trong các điều kiện số Reynolds khác nhau thì sẽ cho công suất cực đại tại các góc khác nhau. Lý do bởi vì khi giá trị số Reynolds tăng lên sẽ xuất hiện thêm các hiện tượng liên quan đến các dòng chảy xoáy phức tạp khác nhau. Tùy vào khoảng giá trị số Reynolds mà các dòng xoáy này có thể được xác định như là dòng xoáy nhỏ hoặc dòng xoáy lớn. Các dòng xoáy nhỏ thì chỉ có ảnh hưởng đến các điểm lân cận xung quanh chúng, nhưng các dòng xoáy lớn lại có thể ảnh hưởng đến nhiều điểm xa hơn hoặc cũng có thể ảnh hưởng bao trùm cả một phần của mẫu cánh. Do vậy, cần phải có các nghiên cứu, phân tích đầy đủ các điều kiện làm việc thực tế của mẫu cánh để có sự điều chỉnh, mang lại hiệu quả cao hơn. Hình số 14 biểu diễn các vectơ lực và hệ số áp lực đặt lên mẫu cánh tại góc tấn công là 7° .



Hình 14. Hệ số áp lực trên bề mặt mẫu cánh tại góc tấn công 7°

4. Kết luận

Mẫu cánh NACA 6409 được thiết kế phù hợp với quá trình hoạt động của tuabin gió trong điều kiện vận tốc gió thấp, số Reynolds có giá trị nhỏ.

Phần mềm XFLR5 cho phép thực hiện các mô hình tính toán ban đầu cho mẫu cánh với thời gian phân tích nhanh và phương pháp thực hiện đơn giản, phù hợp với cả các nhà nghiên cứu và nhà đầu tư thương mại trong lĩnh vực điện gió.

Phương pháp chia thành PM trong không gian 2 chiều là cơ sở để tiến hành các phân tích chuyên sâu hơn trong hình học 3 chiều, sử dụng các phương pháp khác như LLT và VLM.

Các mô hình phân tích trong XFLR5 cho kết quả chính xác cao với điều kiện các số Reynolds thấp. Trong điều kiện số Reynolds tăng dần lên thì độ chính xác của các mô hình phân tích sẽ bị giảm xuống do hạn chế trong mô hình toán liên quan đến dòng chảy xoáy đối lưu trên bề mặt mẫu cánh.

Lời cảm ơn

Nghiên cứu này được nhận sự hỗ trợ từ Viện Khoa học Năng lượng (IES) thuộc Viện Hàn Lâm Khoa học Công nghệ Việt Nam (VAST). Nghiên cứu này được cấp kinh phí bởi VAST, theo mã số VAST07.01/22-23.

TÀI LIỆU THAM KHẢO/ REFERENCES

- [1] M. S. Selig, J. J. Guglielmo, A. P. Broeren, and P. Giguere, "Summary of Low-Speed Airfoil Data-Volume 1", SoarTech Publication, Virginia Beach, Virginia, 1995.

-
- [2] R. M. Pinkerton, "NACA-report-563 Calculated and Measured Pressure Distributions Over the Midspan Section of the NACA 4412 Airfoil", *Abbott Aerospace*, 1937.
 - [3] Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, and Louis S. Stivers, *NACA-report-824 Summary of Airfoil Data*, Abbott Aerospace, 1945.
 - [4] TechWinder, "xflr5 tutorial", 2019. [Online], Available: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm?fbclid=IwAR0XI-jGI2AjxOqbNSB5Vfr0OlP6XdTWqLGD DtCls BFfv-CGxq92Iyy8KY0>. [Accessed April 21, 2022].
 - [5] The National Renewable Energy Laboratory, U.S. Department of Energy, Office of Energy Efficiency and Renewable Energy, "Wind Research-Wind Data and Tools", 2022. [Online], Available: <https://www.nrel.gov/wind/data-tools.html?fbclid=IwAR1jAmmJqGQsRkwnTsWPtk4dz3LbhxcBw1jITTlEY0h9hP7xicPONuqqS8g>. [Accessed April 21, 2022].
 - [6] André Deperrois, "Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers", *XFLR5 v6.02 Guidelines*, 2014.
 - [7] J. C. Sivells and R. H. Neely, "Method for calculating wing characteristics by lifting line theory using nonlinear section lift data", *NACA Technical Note 1269*, April 1947.
 - [8] M. Drela, "XFOIL: An Analysis and Design System For Low Reynolds Number Airfoils", *MIT Dept. of Aeronautics and Astronautics, Cambridge, Massachusetts*, 1989.
 - [9] M. J. Queijo, *NACA-report-1269 Theoretical span load distributions and rolling moments for sideslipping wings of arbitrary plan form in incompressible flow*, Abbott Aerospace, 1956.
 - [10] A. Septiyana, K. Hidayat, A. Rizaldi, and Y. G. Wijaya, "Comparative Study of Wing Lift Distribution Analysis Using Numerical Method," *Jurnal Teknologi Dirgantara*, vol. 18, no. 2, pp. 129-139, 2020.
 - [11] Airfoil Tools, "NACA6409 9% (n6409-il)", 2022. [Online], Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n6409-il>. [Accessed April 21, 2022].