

# PHÂN TÍCH VÀ SO SÁNH KHÍ ĐỘNG HỌC MẪU CÁNH NACA TRONG ĐIỀU KIỆN TỐC ĐỘ GIÓ THẤP

ANALYSIS AND COMPARISON OF AERODYNAMICS OF NACA AIRFOILS UNDER LOW WIND SPEED CONDITIONS

Đinh Văn Thìn<sup>1</sup>, Nguyễn Hữu Đức<sup>1,\*</sup>, Lê Quang Sáng<sup>2</sup>,  
Nguyễn Tuấn Anh<sup>1</sup>, Nguyễn Trung Hiếu<sup>1</sup>

DOI: <http://doi.org/10.57001/huiv5804.2024.252>

## TÓM TẮT

Các mẫu cánh NACA được sử dụng phổ biến trong lĩnh vực hàng không vì những đặc trưng thiết kế phù hợp cho hoạt động với tốc độ gió cao. Tuy nhiên, khi sử dụng các mẫu này để xây dựng các tuabin điện gió thì cần phải có những phân tích, đánh giá kỹ lưỡng, nhất là trong điều kiện hoạt động với tốc độ gió thấp. Bài báo này sẽ phân tích và so sánh một số đặc trưng khí động học của một số mẫu cánh NACA đối xứng và bất đối xứng trong điều kiện tốc độ gió dưới 10m/s. Phương pháp động lực học chất lưu tính toán (CFD) được sử dụng để xây dựng các mô hình phân tích cụ thể cho từng mẫu cánh. Kết quả cho thấy các mẫu cánh đối xứng có tỷ số hệ số lực nâng trên hệ số lực cản ( $C_l/C_d$ ) thấp hơn đáng kể so với giá trị của các mẫu bất đối xứng. Cuối cùng, các mẫu bất đối xứng có độ cong cực đại (MC) khoảng 6% và độ dày cực đại (MT) khoảng 6% được xác định là phù hợp nhất để làm cánh tuabin hoạt động tại vùng tốc độ gió thấp.

**Từ khóa:** CFD; hiệu quả Năng lượng; mẫu cánh NACA; tuabin điện gió; tốc độ gió thấp.

## ABSTRACT

NACA airfoil models are commonly used in the aviation because of their design features suitable for operating at high wind speeds. However, when using these models to build wind turbines, careful analysis and evaluation are required, especially in operating conditions with low wind speeds. This article will analyze and compare some aerodynamic characteristics of some symmetrical and asymmetrical NACA airfoils in wind speeds below 10m/s. Computational fluid dynamics (CFD) method is used to build specific analysis models for each airfoil. The results show that symmetrical airfoils have a significantly lower lift coefficient to drag coefficient ratio ( $C_l/C_d$ ) than the value of asymmetrical airfoils. Finally, asymmetric airfoils with maximum camber (MC) of about 6% and maximum thickness (MT) of about 6% were determined to be most suitable for turbine blades operating in low wind speed regions.

**Keywords:** CFD; energy efficiency; low wind speed; NACA airfoil; wind turbine.

<sup>1</sup>Trường Đại học Điện lực

<sup>2</sup>Viện Khoa học và Công nghệ Năng lượng và Môi trường, Viện Hàn lâm Khoa học và Công nghệ Việt Nam

\*Email: [ducnh@epu.edu.vn](mailto:ducnh@epu.edu.vn)

Ngày nhận bài: 18/4/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 17/5/2024

Ngày chấp nhận đăng: 25/7/2024

## 1. GIỚI THIỆU

Việt Nam có tiềm năng lớn để phát triển các dự án điện gió, đóng góp vào sự phát triển bền vững của toàn nhân loại. Khu vực trên đất liền với tốc độ gió lớn hơn 4,5m/s có thể khai thác với công suất điện khoảng 221GW. Khu vực biển cho phép khai thác khoảng 600GW công suất điện. Tuy nhiên, phần lớn diện tích khai thác này có tốc độ gió nằm trong khoảng 4,5m/s đến 5,5m/s, chiếm hơn 70% tổng công suất tiềm năng [1, 2]. Hiện nay, các tuabin điện gió thương mại đang hoạt động hiệu quả với tốc độ gió cao, tốc độ gió danh định thường khoảng từ 11m/s đến 12m/s. Do đó, để khai thác hiệu quả được nguồn năng lượng gió thấp thì cần thiết phải có sự nghiên cứu, tìm ra các thiết kế mẫu cánh phù hợp với điều kiện hoạt động [3, 4].

Cánh của tuabin là thiết bị quan trọng nhất để thu được công suất lớn, nó giúp chuyển đổi năng lượng gió thành cơ năng để quay trục của máy phát điện, tạo ra năng lượng điện. Cánh được cấu tạo từ các phần mẫu cánh khác nhau, sao cho tỉ số lực nâng và lực cản ( $C_l/C_d$ )

của toàn bộ cánh đạt giá trị lớn nhất. Do vậy, các nghiên cứu về các loại mẫu cánh khác nhau là nền tảng cho thiết kế cánh tuabin hoàn chỉnh.

Có nhiều nhóm nghiên cứu lớn đã phát triển và công bố nhiều loại thiết kế mẫu cánh khác nhau. Trong đó, các mẫu cánh NACA được biết đến nhiều nhất đã được bắt đầu nghiên cứu bởi National Advisory Committee of Aeronautics - USA kể từ năm 1915 [5]. Ban đầu, các thiết kế mẫu cánh này được sử dụng cho các máy bay chiến đấu và thương mại. Tuy nhiên, các mẫu cánh này cũng đã được nghiên cứu ứng dụng cho thiết kế cánh tuabin trong những năm gần đây. J. Jonkman và cộng sự [6] đã sử dụng kết hợp mẫu cánh NACA64\_A17 cho cánh dài 61,5m, hoạt động với tốc độ gió danh định là 11,5m/s và công suất danh định lên đến 5MW. Phương pháp được sử dụng là kết hợp các dữ liệu thực nghiệm và mô hình modal trong FAST. Trong một công bố tương tự, H. M. Lee và cộng sự [7] đã sử dụng và so sánh hai mô hình phân tích khác nhau là FAST và CFD để chỉnh sửa thiết kế cánh, nâng cao công suất của tuabin NREL 5MW trong các điều kiện tốc độ gió khác nhau từ 4m/s đến 20m/s. N. Tenguria và cộng sự [8] cũng sử dụng các mẫu cánh NACA23, NACA63 và NACA65 để thiết kế cánh dài 38,95m cho VESTAS V82-1,65MW tuabin. Các đại lượng khí động học của tuabin này trong điều kiện tốc độ gió từ 0m/s đến 12m/s được tính toán dựa trên các phương trình giải tích.

Gần đây, các tuabin điện gió công suất nhỏ cũng đang được quan tâm nhiều hơn trên toàn thế giới. Nhiều nhóm nghiên cứu đã công bố các kết quả về việc sử dụng mẫu cánh NACA để thiết kế cánh tuabin nhỏ. W. Yossri và cộng sự [9] đã nghiên cứu về ảnh hưởng của kích thước và loại mẫu cánh đến hiệu suất của tuabin công suất nhỏ. Các mẫu cánh NACA0012, NACA0015, NACA4412 và NACA4415 đã được sử dụng để tạo ra các rô tơ có đường kính lần lượt là 50cm, 75cm và 100cm. Các tuabin này được khảo sát trong điều kiện hoạt động với tốc độ gió danh định là 4m/s sử dụng phương pháp CFD. D. Jha và cộng sự [10] đã sử dụng mô hình lý thuyết blade element momentum (BEM) để thiết kế ra tuabin có công suất là 4kW, có cánh dài 1,8m dựa trên mẫu cánh NACA2412.

Rõ ràng, nghiên cứu đánh giá và so sánh hiệu suất hoạt động của các mẫu cánh trong các điều kiện hoạt động cụ thể là rất cần thiết. Các phương pháp phân tích cũng cần phải được xem xét và phương pháp phù hợp nhất cũng cần được đề xuất. Câu hỏi nghiên cứu chủ yếu ở đây là mẫu cánh NACA nào cho hiệu quả hoạt động tốt trong điều kiện tốc độ gió thấp. Trong các công bố trước đó, nhóm chúng tôi cũng đã nghiên cứu về một số mẫu

cánh như NACA6409, NACA64A010 [11, 12, 13]. Kết quả ban đầu cho thấy các mẫu NACA loại 64 có ưu điểm vượt trội hơn so với các loại mẫu NACA khác. Do vậy, bài báo này sẽ thực hiện các mô hình phân tích CFD để xác định được giá trị  $C_l/C_d$  của 6 mẫu cánh NACA00XX đối xứng và 6 mẫu cánh NACA64XX bất đối xứng trong vùng tốc độ gió từ 3m/s đến 10m/s. Sau đó, mẫu cánh cho giá trị  $C_l/C_d$  lớn nhất sẽ được xác định và đề xuất. Bên cạnh đó, CFD là phương pháp hiện đại và có thể cho kết quả chính xác cao. Tuy nhiên, phương pháp này đòi hỏi cần phải có hệ thống máy tính cấu hình cao và người sử dụng cần có kinh nghiệm tốt. Trong điều kiện rất hạn chế, các mô hình trong nghiên cứu này đã được xây dựng trên phần mềm Ansys Fluent, phiên bản student. Các mô hình sẽ được xây dựng theo hướng đơn giản, số lượng lưới ít, nhưng vẫn mang lại các kết quả có đủ độ tin cậy.

## 2. PHƯƠNG PHÁP NGHIÊN CỨU

Các mẫu cánh NACA được phân tích dưới dạng dòng chảy trong không gian 2 chiều (2D). Dòng chảy qua bề mặt mẫu cánh 2D sẽ được xác định thông các định luật bảo toàn khối lượng, bảo toàn năng lượng và bảo toàn động lượng, hay còn được biết đến phổ biến là hệ phương trình Navier - Stokes. Dòng chảy này thường có tính chất rối loạn, nên các thông số liên quan cũng biến đổi liên tục. Do đó, chúng cần được mô tả thông qua các mô hình dòng chảy rối. Lựa chọn mô hình chảy rối cần phải dựa trên các hiện tượng cụ thể xảy ra, hình dáng của đối tượng và yêu cầu về thời gian tính toán, cũng như độ chính xác của kết quả. Trong nghiên cứu này, mô hình dòng chảy rối the Spalart-Allmaras (S-A) sẽ được sử dụng để xác định các thông số khí động học của các mẫu cánh NACA. Đây là mô hình tốn ít tài nguyên nhất vì nó chỉ giải một phương trình dòng chảy rối để xác định độ nhớt dòng xoáy động ( $\theta$ ). Mô hình này được xây dựng đặc biệt cho các ứng dụng hàng không có sự tham gia của các hiện tượng dòng chảy tiếp xúc với lớp biên rắn [11, 14, 15].

Lý thuyết toán chi tiết của mô hình dòng chảy rối S-A có thể được tìm thấy trong tài liệu tham khảo [16]. Phương pháp để giải quyết các phương trình Navier - Stokes thường được sử dụng phổ biến đó là đưa các phương trình về dạng phương trình Navier - Stokes dựa trên số Reynolds trung bình (RANS). Theo đó, các đại lượng của dòng được chia ra làm một thành phần trung bình và một thành phần thăng giáng theo thời gian. Chẳng hạn, vận tốc dòng được chia ra như trong phương trình (1):

$$u_i = \bar{u}_i + u_i' \tag{1}$$

Trong đó:  $u_i$  là vận tốc theo trục  $x, y$ ;  $\bar{u}_i$  là vận tốc trung bình theo trục  $x, y$ ;  $u_i'$  là thăng giáng vận tốc theo trục  $x, y$ .

Khi đó, các phương trình RANS đối với biến vận tốc được xác định trong tọa độ Cartesian như trong hệ phương trình (2) [16]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] \\ + \frac{\partial(-\rho u_i' u_j')}{\partial x_j} \end{cases} \tag{2}$$

Trong đó:  $\rho$  là mật độ không khí,  $\text{kg/m}^3$ ;  $\mu$  là độ nhớt động học của dòng,  $\text{Pa}\cdot\text{s}$ ;  $-\rho u_i' u_j'$  là các ứng suất Reynolds trung bình.

Theo giả thuyết Boussinesq, các ứng suất Reynolds trung bình trong không gian 2D có thể được tính như trong công thức (3):

$$-\rho u_i' u_j' = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \tag{3}$$

Với  $\mu_t$  là độ nhớt dòng chảy rối và được xác định theo mô hình S-A như sau:

$$\mu_t = \rho g \frac{\left(\frac{g}{U}\right)^3}{\left(\frac{g}{U}\right)^3 + C_{v1}^3} \tag{4}$$

Để tìm được độ nhớt dòng chảy rối trong phương trình (4) thì cần phải tính toán được giá trị  $\vartheta$ . Phương trình vận chuyển để xác định được thể hiện như trong phương trình (5):

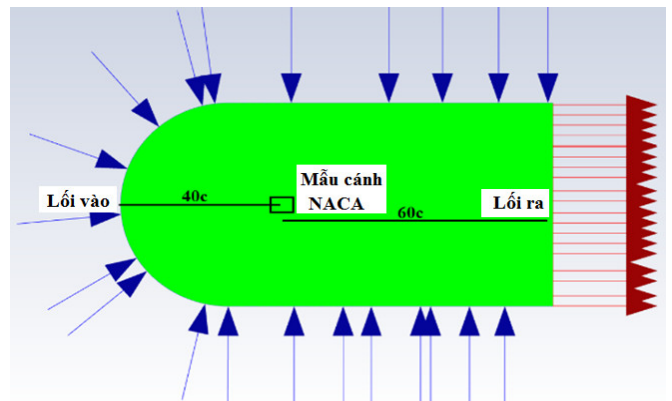
$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho g) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho g u_i) = G_\vartheta \\ + \frac{1}{\sigma_\vartheta} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \frac{\partial g}{\partial x_j} (\mu + \rho g) \right\} + \rho C_{b2} \left( \frac{\partial g}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\vartheta + S_\vartheta \end{aligned} \tag{5}$$

Ở đây:  $G_\vartheta$  là số hạng gây ra độ nhớt của dòng chảy rối;  $Y_\vartheta$  là số hạng triệt tiêu độ nhớt của dòng chảy rối;  $S_\vartheta$  là số hạng nguồn bổ sung độ nhớt dòng chảy rối do người dùng định nghĩa;  $\sigma_\vartheta = 2/3$ ;  $C_{v1} = 7,1$  và  $C_{b2} = 0,622$  là các

hằng số được sử dụng trong mô hình;  $u$  là độ nhớt động học của phân tử khí.

Khi giá trị của độ nhớt dòng chảy rối trong phương trình (4) được xác định,  $\mu_t$  sẽ được thay trở lại phương trình (3) và hệ phương trình (2). Cuối cùng giá trị của vận tốc dòng tại các vị trí sẽ được tính toán. Đại lượng áp suất dòng chảy rối cũng sẽ được tách làm hai thành phần và giải tương tự như đã làm với vận tốc dòng.

Các phương trình toán của mô hình S-A đối với mẫu cánh sẽ được tính toán thông qua một mô hình 2D được xây dựng và chia lưới theo các yêu cầu cụ thể. Bài toán lựa chọn kích thước và chia lưới của không gian xung quanh mẫu cánh có ảnh hưởng đáng kể đến độ ổn định và chính xác của các đại lượng dòng. Một số công bố cho thấy rằng phần không gian phía trước cần khoảng cách ít nhất là gấp 15 lần chiều dài của mẫu cánh ( $c$ ) và khoảng cách phía sau ít nhất là gấp 30 lần chiều dài mẫu cánh [17-23]. Trong nghiên cứu này, mẫu cánh được đặt tại trung tâm, phía trước là nửa hình tròn với bán kính dài  $40c$ , phía sau là hình chữ nhật có cạnh dài  $60c$ . Mô hình không gian xung quanh mẫu cánh được thể hiện như trong hình 1.



Hình 1. Mô hình CFD của các mẫu cánh NACA

Kích thước lưới cũng ảnh hưởng lớn đến các giá trị tính toán, trong trường hợp kích thước lưới tinh, thì khoảng cách từ bề mặt mẫu cánh đến biên lớp lưới đầu tiên ( $y$ ) nên có giá trị nhỏ. Ngược lại, trường hợp lưới chia có kích thước lớn thì  $y$  nên có giá trị lớn hơn. Giá trị của  $y$  được xác định như trong công thức (6) [15]:

$$y = \frac{\mu}{\rho u_{in}} y^+ \tag{6}$$

Trong đó:  $u_{in}$  là tốc độ dòng đến lối vào,  $\text{m/s}$ ;  $y^+$  là đại lượng vô hướng. Đối với mô hình S-A,  $y^+ < 1$  trong trường hợp lưới tinh và  $30 < y^+ < 300$  trong trường hợp lưới thô.

Cuối cùng, hệ số lực nâng và hệ số lực cản của toàn bộ mẫu cánh sẽ được xác định như công thức (7) và (8) [24, 25]:

Hệ số lực nâng:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho A u_{in}^2} \quad (7)$$

Hệ số lực cản:

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A u_{in}^2} \quad (8)$$

Trong đó: L, D lần lượt là lực nâng và lực cản của toàn bộ mẫu cánh, N; A là diện tích tham chiếu, m<sup>2</sup>. Giá trị của A bằng tích của chiều dài mẫu cánh với chiều rộng của mẫu cánh.

### 3. KẾT QUẢ NGHIÊN CỨU VÀ THẢO LUẬN

Các mẫu cánh bất đối xứng được khảo sát trong nghiên cứu này lần lượt là NACA6403, NACA6406, NACA6409, NACA6412, NACA6415 và NACA6418. Mẫu cánh NACA6409 được sử dụng để xây dựng các thông số chuẩn của mô hình phân tích đối với mẫu cánh loại bất đối xứng. Phần không gian bao xung quanh mẫu cánh là một cung tròn phía trước, kết hợp với hình chữ nhật phía sau như được thể hiện trong hình 1. Mẫu cánh NACA6409 có chord là 0,3048m. Khoảng cách cung tròn phía trước và cạnh hai bên đến tâm mẫu cánh là 12m. Khoảng cách phần lồi ra phía sau đến tâm mẫu cánh là 18m. Kích thước lưới được khảo sát giảm dần từ 0.05m đến 0,02m, y<sup>+</sup> được chọn ban đầu là 166, tỉ lệ giữa các lớp là 1,2 và số lớp là 11. Số Reynolds là 203.800, tương ứng với vận tốc gió là 9,73m/s, cường độ rối là 0,01% và chiều dài chảy rối là 0,07c, tương ứng 0,0213m [13, 26]. Tiến hành chạy mô hình phân tích đối với góc tấn công (AoA) tại 3,32° để xác định giá trị của hệ số lực nâng C<sub>l</sub>, hệ số lực cản C<sub>d</sub> theo kích thước lưới. Các kết quả thu được từ mô hình và so sánh với thực nghiệm được cho như trong bảng 1. Các số liệu cho thấy rằng khi kích thước lưới giảm xuống thì độ lệch của C<sub>l</sub>, C<sub>d</sub> giữa mô hình và thực nghiệm có xu hướng giảm dần và đạt giá trị nhỏ nhất khi kích thước lưới là 0,03m. Từ đây, kích thước lưới là 0,03m được chọn đối với tất cả các mô hình phân tích trong nghiên cứu này.

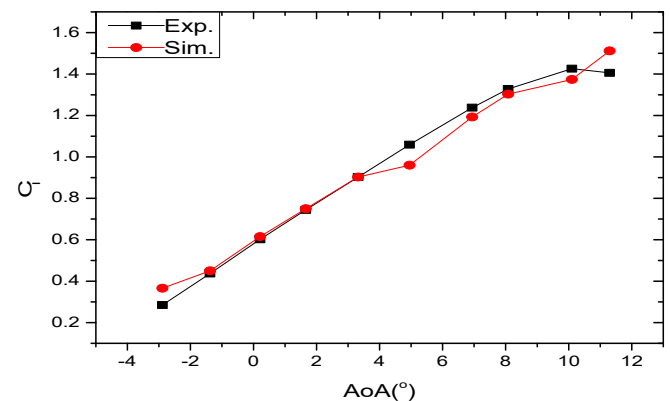
Bảng 1. Khảo sát kích thước lưới tại AoA = 3,32°

Kích thước lưới (m)	Số lưới	C <sub>l</sub>	Sai số C <sub>l</sub> (%)	C <sub>d</sub>	Sai số C <sub>d</sub> (%)
0,050	109235	0,802	11,18	0,0149	1,36
0,045	133983	0,917	1,55	0,0142	3,40
0,040	168827	0,900	0,33	0,0143	2,72
0,035	220825	0,855	5,32	0,0141	4,08
0,030	298189	0,899	0,44	0,0145	1,36

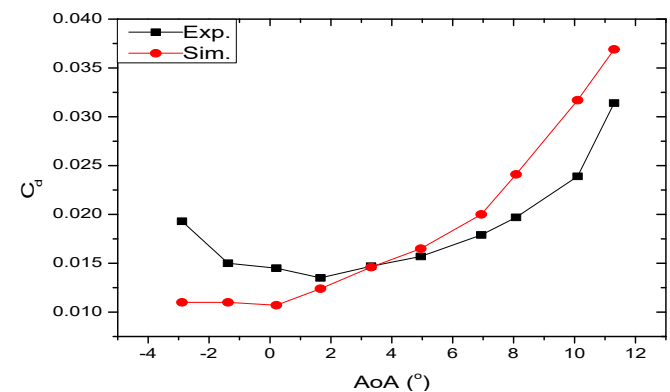
0,025	429021	0,870	3,65	0,0134	8,84
0,020	670393	0,932	3,21	0,0123	16,33

Công thức (7) - (8) cho thấy giá trị của y<sup>+</sup> có liên quan đến các đại lượng như tốc độ dòng và độ nhớt động học, từ đó sẽ ảnh hưởng đến việc xác định giá trị độ nhớt rối của dòng chảy. Về mặt kỹ thuật, giá trị y<sup>+</sup> lại phụ thuộc vào kích thước lưới được sử dụng. Thông thường, y<sup>+</sup> < 1 đối với trường hợp chia lưới tinh và 30 < y<sup>+</sup> < 300 đối với trường hợp chia lưới thô. Rõ ràng, nghiên cứu này sử dụng kỹ thuật chia lưới thô, do vậy khảo sát giá trị y<sup>+</sup> nào phù hợp là rất cần thiết. Thông qua các khảo sát khác nha, y<sup>+</sup> = 170 được chọn để sử dụng trong các mô hình tiếp theo.

Sử dụng các thông số trên để kiểm tra đối với trường hợp mẫu NACA6409 hoạt động với tốc độ gió là 9,73m/s và góc AoA từ -2,89° đến 11,30° [26] với số vòng lặp là 300. Kết quả giữa thực nghiệm và mô hình được thể hiện trong hình 2. Hình 2(a) cho thấy giá trị C<sub>l</sub> của mô hình và thực nghiệm gần như trùng nhau. Hình 2(b) cho thấy giá trị C<sub>d</sub> của mô hình lệch đáng kể ở các góc AoA < 0° và AoA > 8°, sai lệch ở các góc 0° < AoA < 8° nhỏ và chấp nhận được. Từ đây, các mô hình đối với mẫu bất đối xứng sẽ được chia lưới với kích thước là 0,03m, y<sup>+</sup> = 170, tỷ số các lớp là 1,2 và tổng số lớp là 11.



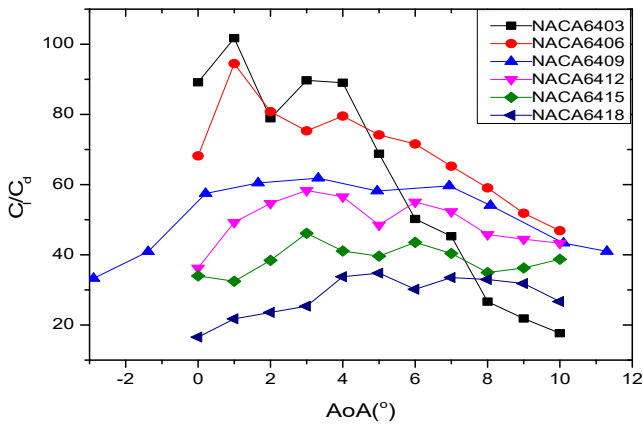
(a)



(b)

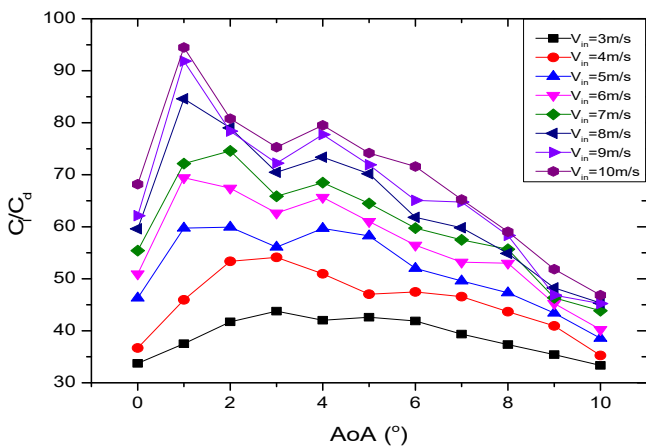
Hình 2. C<sub>l</sub> và C<sub>d</sub> của NACA6409 hoạt động tại tốc độ gió 9,73m/s

Áp dụng các thông số của mô hình đã được xác nhận để đánh giá các mẫu cánh cùng bộ với NACA6409 theo góc tấn công từ 0° đến 10° tại  $u_{in} = 9,73\text{m/s}$ . Giá trị của tỉ số  $C_l/C_d$  của các mẫu cánh được biểu diễn trong hình 3.



Hình 3. Giá trị  $C_l/C_d$  của các mẫu cánh theo góc tấn công khác nhau

Các số liệu từ hình 3 cho thấy, giá trị  $(C_l/C_d)_{max}$  của các mẫu cánh tăng dần khi mà độ dày của chúng giảm xuống từ 18% đến 3%. Mẫu cánh được lựa chọn là NACA6406 với  $C_l/C_d$  có giá trị lớn và ổn định trong toàn giải góc tấn công. Giá trị  $(C_l/C_d)_{max}$  của mẫu này đạt 94,5 tại  $AoA = 1^\circ$  và luôn duy trì ở giá trị cao hơn so với tất cả các mẫu cánh khác khi góc tấn công thay đổi. Từ đây, mẫu NACA6406 tiếp tục được phân tích với sự thay đổi của tốc độ gió trong khoảng 3m/s đến 10m/s, kết quả thu được được thể hiện như trong hình 4.

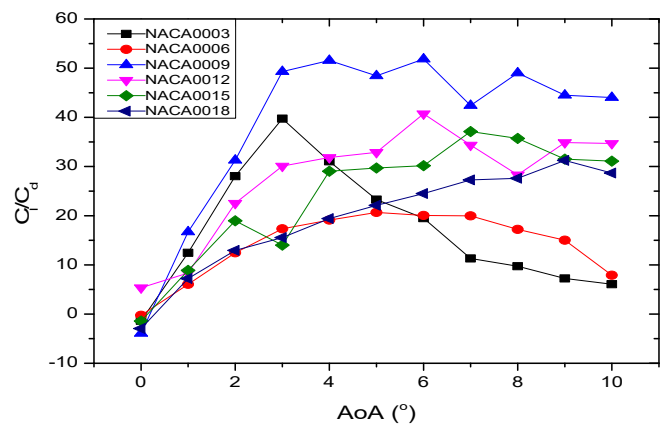


Hình 4. Giá trị  $C_l/C_d$  của NACA6406 thay đổi theo tốc độ gió

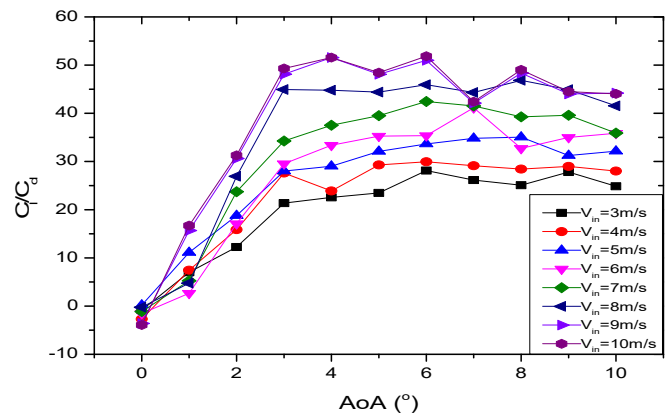
Dữ liệu từ hình 4 cho thấy, giá trị  $C_l/C_d$  tăng lên rất lớn khi góc tấn công tăng từ 0° đến 2° và sau đó giảm dần cho đến 10°. Khi tốc độ gió trong khoảng 3m/s đến 4m/s thì  $C_l/C_d$  đạt cực đại tại  $AoA = 3^\circ$ . Tuy nhiên, khi tốc độ gió lớn hơn,  $C_l/C_d$  đạt cực đại tại  $AoA = 1^\circ$ . Ngoài ra, mẫu cánh NACA6406 hoạt động trong điều kiện tốc độ gió 10m/s có thể tạo ra  $C_l/C_d$  lớn hơn gấp khoảng 2,2 lần khi hoạt động trong điều kiện tốc độ gió là 3m/s.

Phân tích tương tự đối với mô hình mẫu cánh đối xứng NACA0018 với chiều dài mẫu cánh là 0,25m và chiều rộng là 1,8m. Số Reynolds là 150.000, tương ứng với tốc độ gió là 10m/s, cường độ chảy rối là 0,02% và chiều dài chảy rối là 0,0175m [23, 27, 28]. Từ các kết quả thu được, các mẫu cánh đối xứng sẽ được chia lưới kích thước là 0,03m,  $y^+ = 190$ , tỷ số lớp là 1,2 và tổng số lớp là 11.

Sử dụng các thông số của mô hình trên để phân tích cho tất cả 06 mẫu cánh đối xứng lần lượt là NACA0003, NACA0006, NACA0009, NACA0012, NACA0015 và NACA0018 trong điều kiện tốc độ gió là 10m/s, góc tấn công từ 0° đến 10°. Giá trị của  $C_l/C_d$  của tất cả các mẫu cánh được trình bày như trong hình 5.



Hình 5. Giá trị  $C_l/C_d$  của các mẫu cánh theo góc tấn công khác nhau



Hình 6. Giá trị  $C_l/C_d$  thay đổi theo tốc độ gió

Các dữ liệu từ hình 5 cho thấy, mẫu cánh NACA0009 có các giá trị  $C_l/C_d$  vượt trội hơn hẳn so với 05 mẫu còn lại. Mẫu NACA0009 có  $(C_l/C_d)_{max}$  duy trì khoảng 51,85 tại  $AoA = 3^\circ - 6^\circ$ , giá trị này cao hơn khoảng 1,66 lần so với giá trị  $(C_l/C_d)_{max}$  của mẫu NACA0018. Ngoài ra,  $C_l/C_d$  của NACA0009 có tính ổn định cao khi góc tấn công thay đổi trong khoảng rộng từ 3° đến 10°. Đây là một lợi thế lớn của các mẫu cánh đối xứng khi so sánh với các mẫu bất đối xứng. Nó sẽ giúp cho quá trình vận hành ổn định hơn và tuổi thọ của các cánh này được kéo dài hơn. Do đó,

mẫu NACA0009 được lựa chọn để tiếp tục phân tích với các tốc độ gió khác nhau, kết quả được thể hiện như trong hình 6.

Hình 6 cho thấy, thay đổi của  $C_l/C_d$  theo góc tấn công tại các tốc độ gió khác nhau từ 3m/s đến 10m/s. Giá trị này tăng lên nhanh chóng khi góc tấn công có giá trị từ 0° đến 3° và đạt giá trị tương đối ổn định tại các góc lớn hơn 3°. Giá trị của  $C_l/C_d$  có xu hướng tăng dần đều khi tốc độ gió tăng từ 3m/s đến 8m/s. Tuy nhiên, các giá trị này lại xấp xỉ bằng nhau trong điều kiện hoạt động với tốc độ gió là 9m/s và 10m/s. Nguyên nhân là do khi tốc độ gió đạt đến 10m/s thì các xoáy lớn sẽ xuất hiện nhiều hơn và làm giảm giá trị của hệ số lực nâng  $C_l$ , đồng thời cũng làm hệ số lực cản  $C_d$  tăng lên.

Từ các số liệu phân tích nêu trên, chúng ta có thể thấy  $(C_l/C_d)_{max}$  của mẫu bất đối xứng NACA6406 lớn hơn khoảng 2 lần so với mẫu đối xứng NACA0009 trong cùng điều kiện vận hành với tốc độ gió từ 3m/s đến 10m/s. Điều này có nghĩa là mẫu cánh bất đối xứng có MC = 6% và MT = 6% có khả năng khai thác được nguồn năng lượng gió cao hơn so với tất cả 12 mẫu cánh NACA đã được khảo sát. Qua đó, mẫu cánh NACA6406 và các mẫu cánh có thông số MC và MT tương tự được chúng tôi đề xuất là các mẫu cánh phù hợp để thiết kế tuabin điện gió hoạt động với tốc độ gió thấp.

#### 4. KẾT LUẬN

Bài báo này đã trình bày các kết quả phân tích khí động học của các mẫu cánh NACA bất đối xứng và đối xứng dựa trên mô hình phân tích CFD. Một số kết luận chính rút ra từ các kết quả thu được như sau:

- Mô hình CFD phù hợp đối với bài toán phân tích khí động học mẫu cánh trong các điều kiện hoạt động của tuabin điện gió. Tuy nhiên, độ chính xác của mô hình này phụ thuộc vào một số yếu tố chẳng hạn như: mô hình dòng chảy rối, loại lưới và kích thước lưới, giá trị  $y^+$ .

- Các mẫu cánh bất đối xứng cho hiệu quả khai thác động năng gió tốt hơn nhiều so với các mẫu đối xứng. Trong điều kiện hoạt động với tốc độ gió thấp dưới 10m/s thì mẫu cánh bất đối xứng NACA6406 là phù hợp nhất trong 12 mẫu cánh đã được khảo sát. Tuy nhiên, các mẫu cánh đối xứng lại có độ ổn định cao hơn tại các góc tấn công khác nhau. Trong trường hợp hoạt động với tốc độ gió cao và cường độ chảy rối lớn thì mẫu đối xứng NACA0009 là sự lựa chọn phù hợp nhất trong 12 mẫu cánh đã được khảo sát.

#### LỜI CẢM ƠN

Công trình nghiên cứu này đã được Trường Đại học Điện lực tài trợ thông qua đề tài nghiên cứu khoa học cấp trường năm 2023.

#### TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Institute of Energy, *The national power development plan in the 2021-2030 period, with vision to 2050*. Ministry of Industry and Trade of The Socialist Republic of Vietnam, 2023 (in Vietnamese).
- [2]. International Bank for Reconstruction and Development, *Offshore Wind Roadmap for Vietnam*. The World Bank, 2021.
- [3]. Khanh Q. Nguyen, "Wind energy in Vietnam: Resource assessment, development status and future implications," *Energy Policy*, 35, 1405-1413, 2007. Doi:10.1016/j.enpol.2006.04.011.
- [4]. Thin Dinh Van, Duc Nguyen Huu, Sang Le Quang, "Consideration of various configurations of SG6043-based rotor applied in small capacity horizontal axis wind turbine," *Int. J. Renew. Energy Dev.*, 13 (3), 396-404, 2024. <https://doi.org/10.61435/ijred.2024.60036>.
- [5]. Roger E. Bilstein, *Orders of magnitude: A history of NACA and NASA, 1915-1990*. NASA SP. 4406, 1989.
- [6]. J. Jonkman, S. Butterfield, W. Musial, G. Scott, *Definition of a 5-MW Reference Wind Turbine for Offshore System Development*. Technical Report NREL/TP-500-38060, 2009.
- [7]. Hak Min Lee, Oh Joon Kwon, "Performance improvement of horizontal axis wind turbines by aerodynamic shape optimization including aeroelastic deformation," *Renewable Energy*, 147 2128-2140, 2020. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2019.09.125>
- [8]. Tenguria N., Mittal N. D., Ahmed S., "Performance estimation of HAWT blade using NACA airfoils," *Int. J. Environment and Waste Management*, 13, 2, 131-145, 2014.
- [9]. Widad Yossri, Samah Ben Ayed, Abdessattar Abdelkefi, "Airfoil type and blade size effects on the aerodynamic performance of small-scale wind turbines: Computational fluid dynamics investigation," *Energy*, 229, 120739, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120739>.
- [10]. Devashish Jha, Saket Saurabh, "NACA2412 airfoil based method for design and aerodynamic analysis of small HAWT using modified BEM approach," *Science and Technology for Energy Transition*, 78, 2, 2023. <https://doi.org/10.2516/stet/2022023>.
- [11]. Dinh Van Thin, Nguyen Huu Duc, Le Quang Sang, "Aerodynamic analysis of NACA 6409 airfoil in wind turbine by using panel method," *TNU Journal of Science and Technology*, 227(08), 227 – 235, 2022. DOI: <https://doi.org/10.34238/tnu-jst.5591>
- [12]. Dinh Van Thin, Nguyen Huu Duc, Le Quang Sang, "Aerodynamic Analysis of NACA64A010 Airfoil Using XFLR5 and ANSYS Fluent," *GMSARN International Journal*, 18, 258-266, 2024.
- [13]. Dinh Van Thin, Le Quang Sang, Dinh Van Chau, Nguyen Huu Duc, "Modifying NACA6409 airfoil configuration to improve aerodynamic performance in low wind speeds," in *2023 Asia Meeting on Environment and Electrical Engineering (EEE-AM)*, IEEE Xplore, 2023. DOI: 10.1109/EEE-AM58328.2023.10395332.

- [14]. Riccardo Mereu, Stefano Passoni, Fabio Inzoli, "Scale-resolving CFD modeling of a thick wind turbine airfoil with application of vortex generators: Validation and sensitivity analyses," *Energy*, 187, 115969, 2019. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.115969>.
- [15]. ANSYS Inc., *ANSYS FLUENT 12.0 User's Guide, Chapter 12. Modeling Turbulence*. Accessed 13 May 2024. <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node405.htm>.
- [16]. ANSYS Inc., *ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide, Chapter 4. Turbulence*. Accessed 13 May 2024. <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node42.htm>.
- [17]. Lin M., Sarlak Chivae H., "A comparative study on the flow over an airfoil using transitional turbulence models," *AIP Conference Proceedings*, 1738, Article 500006, 2016. <https://doi.org/10.1063/1.4951806>.
- [18]. F. Geng, I. Kalkman, A. S. J. Suiker, B. Blocken, "Sensitivity analysis of airfoil aerodynamics during pitching motion at a Reynolds number of  $1.35 \times 10^5$ ," *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, 183, 315-332, 2018. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2018.11.009>.
- [19]. Mehmet Bakırçı, Sezayi Yılmaz, "Theoretical and computational investigations of the optimal tip-speed ratio of horizontal-axis wind turbines," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 21, 1128-1142, 2018. <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2018.05.006>.
- [20]. Saransh Abbey, Kevin Dankhara, S. Senthilkumar, "Aerodynamic Characteristics of Flow over Two Unsymmetrical Tandemly Arranged Airfoils - Numerical Simulation," *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 912, 042033, 2020. doi:10.1088/1757-899X/912/4/042033.
- [21]. Lu S., Liu J., Hekkenberg R., "Mesh Properties for RANS Simulations of Airfoil-Shaped Profiles: A Case Study of Rudder Hydrodynamics," *J. Mar. Sci. Eng.*, 9, 1062, 2021. <https://doi.org/10.3390/jmse9101062>.
- [22]. M. E. Nakhchi, S. Win Naung, M. Rahmati, "High-resolution direct numerical simulations of flow structure and aerodynamic performance of wind turbine airfoil at wide range of Reynolds numbers," *Energy*, 225, 120261, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120261>.
- [23]. Rogowski K., Królak G., Bangsa G., "Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of the NACA 0018 Airfoil at Low Reynolds Number for Darrieus Wind Turbines Using the Transition SST Model," *Processes*, 9, 477, 2021. <https://doi.org/10.3390/pr9030477>.
- [24]. R. Ali, S. Akhtar, M. Farhan, et al., "Numerical investigation of aerodynamic parameters across NaCa6415 airfoil," *Materials Today: Proceedings*, 2020. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.12.059>.
- [25]. Nasser Shelil, "2D Numerical Simulation Study of Airfoil Performance," *Wind Energy Science*, 2021. <https://doi.org/10.5194/wes-2021-45>.
- [26]. M. S. Selig, J. J. Guglielmo, A. P. Broeren, P. Giguere, *Summary of low-speed airfoil data - volume 1*. SoarTech Publications. 1995.
- [27]. W. A. Timmer, "Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018," *Wind Engineering*, 32, 6, 525-537, 2008.
- [28]. Michna J., Rogowski K., "Numerical Study of the Effect of the Reynolds Number and the Turbulence Intensity on the Performance of the NACA 0018 Airfoil at the Low Reynolds Number Regime," *Processes*, 10, 1004, 2022. <https://doi.org/10.3390/pr10051004>.

---

#### AUTHORS INFORMATION

**Dinh Van Thin<sup>1</sup>, Nguyen Huu Duc<sup>1</sup>, Le Quang Sang<sup>2</sup>,  
Nguyen Tuan Anh<sup>1</sup>, Nguyen Trung Hieu<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Electric Power University, Vietnam

<sup>2</sup>Institute of Science and Technology for Energy and Environment,  
Vietnam Academy of Science and Technology, Vietnam