

COMPARATIVE STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ON NACA0012 AIRFOIL MODEL IN LOW WIND SPEED CONDITIONS USING CFD SIMULATION METHOD

Hoang Ngoc Kim Chau¹, Tran Quang Huy¹, Nguyen Huu Bang¹, Nguyen Vu Anh Tuyet^{2*}

¹Yen My High School, ²Hung Yen Upper Secondary School for the Gifted

ARTICLE INFO	ABSTRACT
Received: 09/11/2025	Low-wind conditions in Vietnam (average wind speeds < 6 m/s) highlight the need to identify an appropriate airfoil for vertical-axis wind turbines. This study aims to evaluate the aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil and determine the angle-of-attack range that yields optimal performance under low-wind environments. Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations were conducted to analyze lift, drag, and aerodynamic coefficients across multiple angles of attack. The numerical model was developed with a refined mesh and an appropriate turbulence model to ensure reliable flow predictions at low wind speeds. The study results indicate that the NACA0012 airfoil exhibits its highest aerodynamic efficiency at angles of attack between 6° and 8°, where lift increases significantly while drag remains low, resulting in an optimal lift-to-drag ratio. These findings confirm the suitability of NACA0012 for vertical-axis wind turbines designs operating in low-wind conditions and provide an important scientific basis for the optimization design of vertical-axis wind turbines systems in Vietnam.
Revised: 11/02/2026	
Published: 11/02/2026	
KEYWORDS	
NACA0012	
Lift coefficient	
Drag coefficient	
Low wind speed	
CFD	

NGHIÊN CỨU SO SÁNH ĐẶC ĐIỂM KHÍ ĐỘNG HỌC TRÊN MẪU BIÊN DẠNG CÁNH NACA0012 TRONG ĐIỀU KIỆN TỐC ĐỘ GIÓ THẤP BẰNG PHƯƠNG PHÁP MÔ PHỎNG CFD

Hoàng Ngọc Kim Châu¹, Trần Quang Huy¹, Nguyễn Hữu Bằng¹, Nguyễn Vũ Ánh Tuyết^{2*}

¹Trường Trung học phổ thông Yên Mỹ, ²Trường Trung học phổ thông Chuyên Hưng Yên

THÔNG TIN BÀI BÁO	TÓM TẮT
Ngày nhận bài: 09/11/2025	Điều kiện gió thấp tại Việt Nam (tốc độ gió trung bình < 6 m/s) đặt ra nhu cầu về việc lựa chọn biên dạng cánh phù hợp cho tuabin gió trục đứng. Nghiên cứu này nhằm đánh giá đặc tính khí động học của biên dạng cánh NACA0012 và xác định vùng góc tấn mang lại hiệu suất tối ưu trong môi trường gió thấp. Phương pháp mô phỏng CFD được sử dụng để phân tích lực nâng, lực cản và các hệ số khí động theo nhiều góc tấn khác nhau. Mô hình tính toán được xây dựng với lưới tinh chỉnh và mô hình nhiễu loạn thích hợp nhằm đảm bảo mô phỏng chính xác dòng chảy ở tốc độ gió thấp. Kết quả nghiên cứu cho thấy biên dạng cánh NACA0012 đạt hiệu suất khí động học tốt nhất trong khoảng góc tấn 6°–8°, khi lực nâng tăng đáng kể và lực cản duy trì ở mức thấp, tạo ra tỷ số nâng–cản tối ưu. Kết quả nghiên cứu cho thấy biên dạng NACA0012 phù hợp cho thiết kế tuabin gió trục đứng hoạt động trong điều kiện gió yếu. Kết quả nghiên cứu cung cấp cơ sở khoa học quan trọng cho thiết kế tối ưu hóa tuabin gió trục đứng tại Việt Nam.
Ngày hoàn thiện: 11/02/2026	
Ngày đăng: 11/02/2026	
TỪ KHÓA	
NACA0012	
Lực nâng	
Lực cản	
Vận tốc gió thấp	
CFD	

DOI: <https://doi.org/10.34238/tnu-jst.13971>

* Corresponding author. Email: tuyetlychy@gmail.com

1. Giới thiệu

Hiện nay, năng lượng gió là một trong những nguồn năng lượng sạch phát triển nhanh nhất trên thế giới nhờ vào tính bền vững, không phát thải và khả năng khai thác rộng rãi [1]. Theo báo cáo của IEA [2], điện gió được dự báo sẽ tiếp tục tăng trưởng mạnh mẽ, với sản lượng bổ sung hàng năm dự kiến sẽ tăng trên toàn cầu bất chấp những thách thức gần đây về chuỗi cung ứng và cấp phép. Bên cạnh các hệ thống tuabin gió công suất lớn được lắp đặt ngoài khơi hoặc trên đất liền quy mô công nghiệp, xu hướng phát triển tuabin gió quy mô nhỏ và trung bình phục vụ cho hộ gia đình, trang trại, trường học và cộng đồng dân cư đang ngày càng được chú trọng, đặc biệt ở những khu vực nông thôn và vùng sâu vùng xa [3].

Việt Nam sở hữu đường bờ biển dài hơn 3.200 km và nhiều vùng có tốc độ gió trung bình từ 5–7 m/s, tạo điều kiện thuận lợi cho việc phát triển điện gió. Năm 2023, với việc phê duyệt Quy hoạch phát triển điện lực VIII (PDP8), Việt Nam đặt mục tiêu lắp đặt ít nhất 6 GW điện gió ngoài khơi vào năm 2030 và từ 70 GW đến 91,5 GW vào năm 2050 [4].

Tuy nhiên, đặc điểm khí hậu của nước ta cũng đặt ra một thách thức đáng kể: tại phần lớn các khu vực đô thị, nông thôn hoặc miền núi, tốc độ gió trung bình chỉ dao động khoảng 3–5 m/s, thấp hơn nhiều so với yêu cầu tối ưu của các tuabin gió trục ngang truyền thống (HAWT) [5], [6]. Điều này đòi hỏi các giải pháp công nghệ phù hợp hơn, có thể khai thác hiệu quả nguồn năng lượng gió ngay cả khi tốc độ gió thấp – trong đó tuabin gió trục đứng (VAWT) là một lựa chọn đầy triển vọng.

Khác với tuabin gió trục ngang (HAWT) – vốn yêu cầu hệ thống điều hướng phức tạp và hoạt động hiệu quả ở tốc độ gió cao, tuabin gió trục đứng (VAWT) có cấu tạo đơn giản, hoạt động ổn định ở nhiều hướng gió và đặc biệt phù hợp với điều kiện gió thấp, gió quẩn và môi trường đô thị hoặc vùng dân cư [7].

Mặc dù vậy, hạn chế lớn nhất của VAWT hiện nay là hiệu suất thu năng lượng thường thấp hơn so với HAWT. Nguyên nhân chính đến từ thiết kế hình dạng và góc đặt của cánh chưa được tối ưu hóa cho từng điều kiện khí động cụ thể [8]. Do đó, việc cải tiến thiết kế cánh tuabin là yếu tố then chốt để nâng cao hiệu suất chuyển đổi năng lượng gió.

Phương pháp mô phỏng động lực học chất lỏng (CFD – Computational Fluid Dynamics) là một công cụ tính toán tiên tiến cho phép mô hình hóa và phân tích chi tiết trường dòng chảy xung quanh cấu trúc khí động học như cánh tuabin [9]. CFD có thể phân tích các dữ liệu quan trọng về phân bố áp suất, vận tốc, hệ số lực nâng – lực cản, và các hiện tượng tách dòng mà các phương pháp thử nghiệm thực tế khó đo đạc được.

Trên thế giới, nhiều nghiên cứu đã chứng minh hiệu quả của CFD trong việc tối ưu hóa thiết kế VAWT, giúp nâng cao hệ số công suất (C_p) từ 10–25% so với thiết kế truyền thống [10]. Tuy nhiên, tại Việt Nam, các nghiên cứu ứng dụng CFD cho tuabin gió trục đứng quy mô nhỏ vẫn còn hạn chế, đặc biệt là trong điều kiện gió thấp, nhiễu loạn đặc trưng của khu vực đô thị, nông thôn, miền núi tại Việt Nam vẫn chưa được nghiên cứu một cách hệ thống.

Trong thiết kế tuabin gió trục đứng, việc lựa chọn biên dạng cánh (airfoil) đóng vai trò then chốt vì quyết định trực tiếp đến đặc tính khí động học, lực nâng – lực cản, hiệu suất chuyển đổi năng lượng cũng như khả năng hoạt động ổn định của tuabin trong các điều kiện gió thay đổi. Trong số các loại airfoil đã được nghiên cứu và ứng dụng, NACA0012 là một trong những mẫu phổ biến và được sử dụng rộng rãi nhất, đặc biệt trong các tuabin gió trục đứng quy mô nhỏ. NACA0012 là một dạng airfoil đối xứng, với độ cong (camber) bằng 0 và chiều dày cực đại bằng 12% chiều dài dây cung (chord length). Đặc tính đối xứng này giúp airfoil duy trì lực nâng tương đối ổn định trong cả hai nửa chu kỳ quay, điều đặc biệt quan trọng đối với tuabin gió trục đứng do cánh phải hoạt động hiệu quả ngay cả khi dòng gió thay đổi hướng tương đối liên tục trong mỗi vòng quay. Bên cạnh đó, NACA0012 có đặc tính khí động học ổn định trong dải góc tấn rộng (khoảng $\pm 15^\circ$), giúp duy trì tỷ lệ lực nâng/lực cản (C_L/C_D) cao khi góc tấn công thay đổi – một đặc điểm đặc trưng của chuyển động quay trong VAWT. Khả năng này đảm bảo rằng tuabin

có thể khởi động dễ dàng, vận hành ổn định và đạt hiệu suất cao ngay cả ở tốc độ gió thấp (3–6 m/s), phù hợp với điều kiện gió phổ biến ở nhiều khu vực tại Việt Nam. Ngoài ra, hình học đơn giản của NACA0012 giúp quá trình mô phỏng CFD trở nên dễ dàng và chính xác hơn, đồng thời thuận tiện cho việc chế tạo thực tế và tối ưu hóa thiết kế. Với những ưu điểm trên, NACA0012 được lựa chọn làm dạng cánh cơ sở trong nghiên cứu này nhằm đảm bảo hiệu suất khí động học, độ ổn định và khả năng tối ưu hóa cao trong quá trình mô phỏng và thiết kế tuabin gió trực đứng quy mô nhỏ, đặc biệt trong điều kiện gió thấp đặc trưng của Việt Nam.

Do vậy, nghiên cứu này đề xuất nghiên cứu ứng dụng phương pháp mô phỏng động lực học chất lỏng CFD nhằm phân tích đánh giá đặc điểm khí động học trên mẫu biên dạng cánh NACA 0012 trong điều kiện tốc độ gió thấp tại Việt Nam. Kết quả nghiên cứu sẽ tạo tiền đề hướng tới đề xuất cấu hình cánh tuabin gió trực đứng tối ưu, có thể ứng dụng thực tế cho các hệ thống phát điện gió quy mô nhỏ ở đô thị, nông thôn, miền núi hoặc vùng chưa có điện lưới.

2. Phương pháp nghiên cứu

Trong lĩnh vực nghiên cứu và phát triển tuabin gió trực đứng, việc mô phỏng khí động học đóng vai trò then chốt trong quá trình thiết kế, tối ưu hóa và đánh giá hiệu suất vận hành của cánh tuabin. Trong số các công cụ mô phỏng hiện nay, ANSYS Fluent – một mô-đun ANSYS – được xem là phần mềm hàng đầu cho các nghiên cứu động lực học chất lỏng tính toán (CFD) nhờ khả năng giải quyết chính xác các phương trình Navier–Stokes và mô phỏng đa dạng các điều kiện dòng chảy phức tạp [11].

Một trong những biên dạng cánh (airfoil) được sử dụng phổ biến nhất trong thiết kế VAWT là NACA0012, một cấu hình đối xứng có hệ số lực nâng ổn định và đặc tính khí động học cân bằng ở nhiều góc tấn khác nhau [12]. Tính đối xứng của NACA0012 giúp đảm bảo hiệu suất hoạt động gần như tương đương trong cả hai nửa chu kỳ quay của tuabin, từ đó làm giảm dao động mô-men xoắn và cải thiện hiệu suất tổng thể của hệ thống [13].

Bằng cách sử dụng ANSYS Fluent để mô phỏng dòng chảy xung quanh biên dạng NACA0012, có thể phân tích chi tiết sự hình thành và phát triển của lớp biên, hiện tượng tách dòng, cũng như cấu trúc xoáy Kármán trong quá trình vận hành của tuabin [14]. Ngoài ra, mô phỏng CFD còn cho phép khảo sát sự thay đổi của hệ số lực nâng (C_L), lực cản (C_D) và tỷ lệ lực nâng – lực cản (C_L/C_D) ở các góc tấn khác nhau, cung cấp cơ sở khoa học cho việc tối ưu hóa hình dạng cánh nhằm đạt được hiệu suất chuyển đổi năng lượng cao hơn. Việc áp dụng mô phỏng ba chiều (3D CFD) với ANSYS không chỉ giúp mô phỏng sát thực tế môi trường dòng chảy trong điều kiện vận hành mà còn hỗ trợ xác định ảnh hưởng của các yếu tố như nhiễu loạn không gian – thời gian, tương tác cánh – dòng chảy và sự hình thành xoáy đầu cánh, đây là các yếu tố thường khó tái hiện trong mô hình 2D hoặc thử nghiệm trong ống khí động. Nhờ đó, nghiên cứu mô phỏng CFD với ANSYS trở thành công cụ không thể thiếu trong quá trình phát triển thế hệ tuabin trực đứng hiệu suất cao.

Trong nghiên cứu mô phỏng khí động học của airfoil NACA0012 ứng dụng cho tuabin gió trực đứng (VAWT), việc lựa chọn mô hình nhiễu động phù hợp đóng vai trò then chốt, ảnh hưởng trực tiếp đến độ chính xác của kết quả và khả năng dự đoán các hiện tượng dòng chảy phức tạp. Trong số nhiều mô hình nhiễu động hiện có, mô hình γ -Re θ SST (Gamma-Re θ Shear Stress Transport Turbulence Model) được lựa chọn nhờ những ưu điểm vượt trội trong việc mô tả quá trình chuyển tiếp từ dòng tầng sang dòng rối, đây là một hiện tượng đặc biệt quan trọng trong phân tích hiệu suất khí động học của cánh tuabin.

Phương trình thể hiện cho tính không liên tục của dòng chảy (tức là γ) được đưa ra như trong công thức (1) [15]:

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

Quá trình chuyển tiếp dòng chảy được mô hình hóa thông qua phương trình vận chuyển cho hệ số liên tục (γ). Đây là một biến trạng thái lưỡng cực, với $\gamma \approx 0$ biểu thị dòng tầng và $\gamma \approx 1$ biểu thị dòng nhiễu động, trong khi giá trị trung gian đại diện cho vùng chuyển tiếp.

Phương trình γ bao gồm các thành phần nguồn và hố ($P_{\gamma 1}, E_{\gamma 1}, P_{\gamma 2}, E_{\gamma 2}$) được định nghĩa như sau:

- Thành phần tinh chuyển tiếp ($P_{\gamma 1}$): Thành phần này thúc đẩy sự phát triển của hệ số liên tục, kích hoạt quá trình chuyển tiếp từ dòng tầng.
- Thành phần tiêu tán chuyển tiếp ($E_{\gamma 1}$): Đảm bảo γ không vượt quá giá trị và duy trì tính ổn định của mô hình trong quá trình chuyển tiếp.
- Thành phần nguồn tái dòng tầng ($P_{\gamma 2}$): Thành phần này hoạt động như một cơ chế phá hủy γ hoặc mô tả sự tái dòng tầng (re-laminarization) trong các vùng có gradien áp suất thuận lớn.
- Thành phần Tiêu tán Phá hủy ($E_{\gamma 2}$): Hoàn thiện cân bằng trong phương trình vận chuyển γ .
- Hệ số Khuếch tán: Phương trình cũng bao gồm các thuật ngữ khuếch tán, trong đó độ nhớt phân tử (μ) và độ nhớt nhiễu động (μ_t) được sử dụng cùng với hằng số σ_γ để mô tả sự lan truyền của γ trong miền tính toán.

Phương trình vận chuyển (2) [15]:

$$\frac{\partial(\rho R\tilde{e}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j R\tilde{e}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial R\tilde{e}_{\theta t}}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

- Biến trạng thái $R\tilde{e}_{\theta t}$: Đại lượng này hội tụ về Số Reynolds độ dày động lượng thực nghiệm ($Re_{\theta t}$), một giá trị được tính toán từ các hàm tương quan thực nghiệm để cung cấp điểm chuyển tiếp mục tiêu.

- Thành phần nguồn $P_{\theta t}$: Thành phần này thúc đẩy $R\tilde{e}_{\theta t}$ tiến về giá trị $Re_{\theta t}$. Thành phần này được kiểm soát bởi một hàm chuyển đổi ($F_{\theta t}$), đảm bảo nó chỉ hoạt động trong các vùng dòng tầng (nơi chưa xảy ra chuyển tiếp).

- Tham số thời gian t : Một tham số đặc trưng cho mô hình, phụ thuộc vào mật độ (ρ), độ nhớt phân tử (μ) và vận tốc dòng chảy (U), được sử dụng trong thành phần nguồn $P_{\theta t}$ để chuẩn hóa tốc độ hội tụ.

- Hệ số khuếch tán: Sự khuếch tán của $R\tilde{e}_{\theta t}$ được điều khiển bởi độ nhớt phân tử (μ), độ nhớt nhiễu động (μ_t) và hằng số $\sigma_{\theta t}$.

Kết hợp phương trình vận chuyển và ứng suất cắt vận chuyển (SST) $k-\omega$ được cho dưới dạng phương trình (3):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial}{\partial x_j} \right] + G_k^* - Y_k^* + S_k \quad (3)$$

Các giá trị của G_k^* và Y_k^* được xác định theo phương trình (4) và (5):

$$G_k^* = \gamma_{eff} \tilde{G}_k \quad (4)$$

$$Y_k^* = \min(\max(\gamma_{eff}, 0.1), 1.0) Y_k \quad (5)$$

Các giá trị C_L và C_D được xác định theo phương trình (6) và (7) [16]:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U^2 C_l} \quad (6) \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2 C_l} \quad (7)$$

Trong đó:

- L, D : Lực khí động học (Aerodynamic force) (với $L-D$ tương ứng là lực nâng-cản)
- S : Diện tích tham chiếu (Reference area)
- ρ : Mật độ chất khí (Density of the fluid)
- U : Vận tốc dòng chảy (Velocity of the flow)

Có thể thấy rằng việc sử dụng mô hình mô hình γ - $Re\theta$ SST có những ưu điểm như sau:

Thứ nhất, mô hình γ - $Re\theta$ SST mở rộng từ mô hình SST $k-\omega$ kinh điển, kết hợp khả năng mô tả chính xác dòng chảy gần tường của mô hình $k-\omega$ và tính ổn định ở vùng xa tường của mô hình

k- ϵ . Sự kết hợp này cho phép mô hình xử lý hiệu quả các hiện tượng như tách dòng (flow separation), lớp biên phát triển phi tuyến, và xoáy hậu lưu (wake vortices) – các yếu tố thường xuất hiện xung quanh airfoil của tuabin trục đứng.

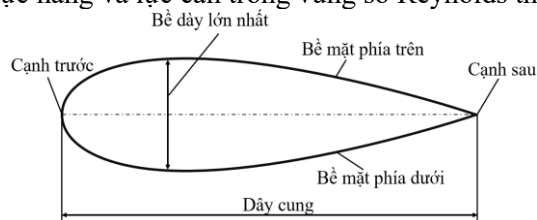
Thứ hai, khác với các mô hình nhiễu động truyền thống vốn giả định dòng chảy chuyển tiếp xảy ra tức thời, γ -Re θ SST bổ sung hai biến vận chuyển – γ (intermittency) và Re θ (momentum-thickness Reynolds number) – cho phép mô hình dự đoán chính xác vị trí và tốc độ chuyển tiếp của dòng chảy. Điều này đặc biệt quan trọng trong trường hợp airfoil NACA0012 hoạt động ở số Reynolds thấp đến trung bình ($10^5 - 10^6$), đây là vùng mà hiện tượng chuyển tiếp ảnh hưởng mạnh tới lực nâng (C_L), lực cản (C_D) và hiệu suất tổng thể của tuabin [17].

Thứ ba, mô hình γ -Re θ SST đã được chứng minh là mang lại độ tương quan cao giữa kết quả mô phỏng CFD và kết quả thực nghiệm trong các nghiên cứu khí động học liên quan đến tuabin gió [18]. Nhờ khả năng mô phỏng chính xác sự phát triển lớp biên, sự hình thành xoáy và các hiệu ứng ba chiều xung quanh cánh, mô hình này giúp tối ưu hóa hình dạng airfoil, giảm tổn thất năng lượng và tăng hiệu suất khai thác năng lượng gió.

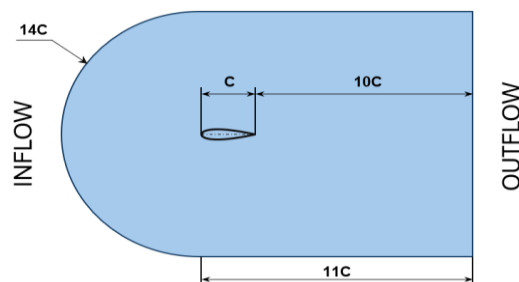
Thứ tư, mô hình γ -Re θ SST được lựa chọn ngoài điều kiện hoạt động của cánh tuabin là ở trong điều kiện có hệ số Reynold thấp mà còn là do mô hình này đem lại kết quả mô phỏng dòng khí qua cánh 3D rất tốt khi có tường, đồng thời phương pháp này cho kết quả tốt với hệ số Y+ trong khoảng từ 1 đến 10 [19] hệ số Y+ không ảnh hưởng quá nhiều đến hệ số lực nâng, lực cản của cánh khi mà hệ số này không vượt quá 10.

Chính vì những ưu điểm vượt trội trên mô hình γ -Re θ SST là lựa chọn tối ưu cho bài toán mô phỏng khí động học của airfoil NACA0012 trong tuabin trục đứng, bởi nó vừa đảm bảo độ chính xác vật lý cao, vừa mô phỏng được các hiện tượng chuyển tiếp phức tạp mà các mô hình nhiễu động truyền thống không thể hiện rõ ràng.

Trong nghiên cứu này, biên dạng cánh NACA0012 được sử dụng như mô hình cơ sở nhằm đánh giá hiệu suất khí động học trong điều kiện số Reynolds thấp. Biên dạng mẫu cánh NACA0012 là một cấu hình cánh được sử dụng phổ biến trong các ứng dụng tốc độ thấp, được thu thập từ cơ sở dữ liệu Airfoil Plotter (Airfoil plotter, n0012-il) trên trang airfoiltools.com [20]. Đặc tính hình học và hình dạng biên dạng cánh tiêu chuẩn của NACA0012 được thể hiện trong Hình 1, làm rõ các yếu tố như chiều dài dây cung, phân bố độ cong và tỷ lệ độ dày trên dây cung. Những thông số hình học này đóng vai trò quan trọng trong việc phân tích hiện tượng tách lớp biên (boundary layer separation) và sự phát triển lớp biên, từ đó ảnh hưởng trực tiếp đến đặc tính lực nâng và lực cản trong vùng số Reynolds thấp.



Hình 1. Biên dạng của mẫu cánh airfoil – NACA0012



Hình 2. Vùng dòng chảy mô phỏng

Ngoài ra, các thông số kỹ thuật chủ yếu của biên dạng mẫu cánh bao gồm chiều dài dây cung, độ cong cực đại, độ dày cực đại và bán kính mép trước được tổng hợp trong Bảng 1 nhằm cung cấp cơ sở dữ liệu cho các mô phỏng CFD và phân tích khí động học ở các phần tiếp theo.

Bảng 1. Thông số hình học chính của mẫu cánh airfoil – NACA0012

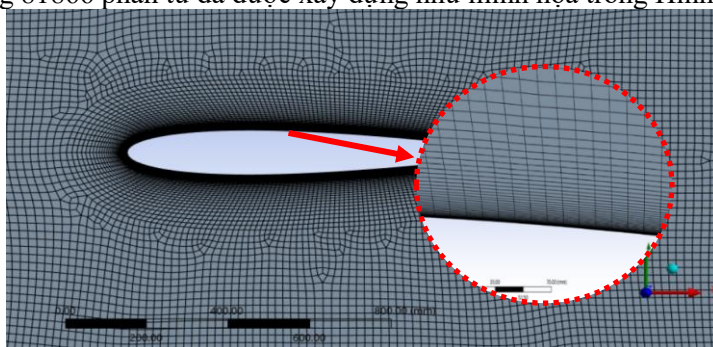
Thông số kỹ thuật	Giá trị
Đường thẳng liên kết điểm đầu tiên và điểm cuối cùng,	0,3 m
Dây cung (c)	
Bề dày lớn nhất, T	0,036 m tại tỷ lệ 12% chiều dài dây cung
Độ cong tối đa của cánh, M	0% Chord

Trong mô phỏng biên dạng cánh NACA0012 với chiều dày cung $c=1$ (m) trên ANSYS Fluent, miền tính toán được thiết lập theo dạng C-type nhằm đảm bảo độ chính xác cao trong việc bắt được dòng chảy quanh biên dạng và vùng wake phía sau. Biên dạng cánh được đặt sao cho mép trước (leading edge) trùng với gốc tọa độ, còn mép sau (trailing edge) nằm tại tọa độ $x=1$. Miền dòng chảy được mở rộng ra phía ngoài theo dạng vòng cung bao quanh cánh, với đường kính ngoài bằng 14 lần chiều dày cung ($14c = 14$ m) (Hình 2).

Phần đuôi mở (wake region) được kéo dài ra phía sau để bảo đảm dòng chảy phát triển đầy đủ và không bị phản xạ từ biên outlet; cụ thể, điểm đầu của đường bao ngoài (phía hạ lưu) được bố trí cách mặt outlet một khoảng $10c$ (tương đương 10 m). Nhờ cấu hình này, miền tính toán đủ rộng để hạn chế ảnh hưởng của điều kiện biên xa đến trường dòng quanh cánh, đồng thời vùng wake phía sau được mô phỏng chi tiết hơn.

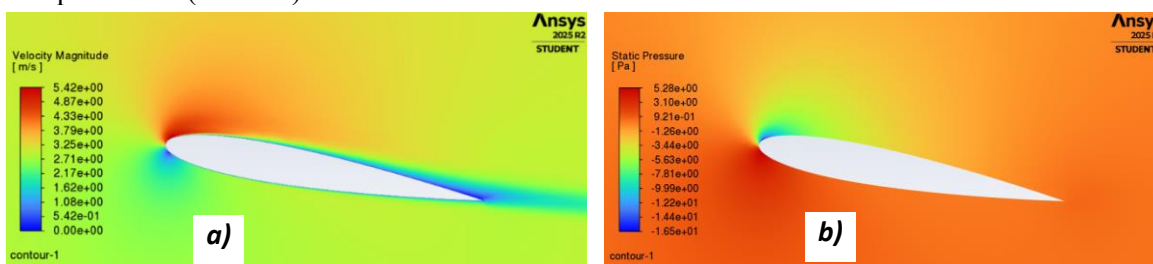
Các biên được đặt như sau: inlet và far-field trên đường bao ngoài (với điều kiện tốc độ hoặc far-field), outlet tại mặt phẳng hạ lưu cách trailing edge $10c$, và bề mặt airfoil được gán điều kiện tường (wall) không trượt. Cấu hình miền hình học dạng C-type với đường kính $14c$ và phần mở wake $10c$ này giúp đảm bảo tính ổn định, độ hội tụ tốt, đồng thời cho kết quả hệ số lực nâng và lực cản có độ chính xác cao trong mô phỏng khí động học của biên dạng NACA0012.

Để tạo lưới có cấu trúc (structured grid), miền dòng chảy đã được chia thành sáu miền con bằng các công cụ chia lưới khác nhau. Trong đó, phương pháp chia lưới tứ giác (quadrilateral mesh) được lựa chọn cho việc chia lưới các mặt phẳng 2D, và kỹ thuật chia kích thước cạnh (edge sizing) được áp dụng dọc theo biên dạng cánh nhằm tạo ra mật độ lưới cao nhất tại vùng quan tâm – nơi xảy ra các hiện tượng khí động học chính. Kết quả, một mô hình lưới gồm 82317 nút và tổng cộng 81866 phần tử đã được xây dựng như minh họa trong Hình 3.



Hình 3. Chia lưới phần tử hữu hạn

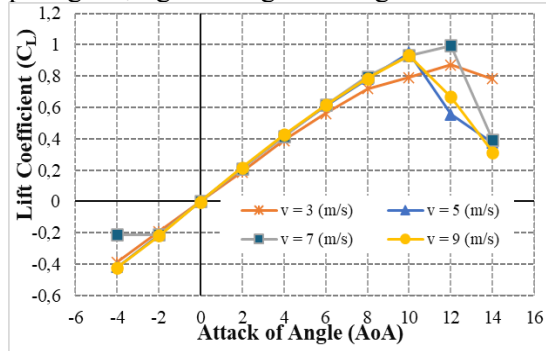
Bên cạnh đó, để đảm bảo độ chính xác của kết quả đồng thời giảm thời gian tính toán, quá trình phân tích được thực hiện với 500 vòng lặp (iterations) nhằm đạt được độ hội tụ cần thiết. Kết quả thu được từ quá trình mô phỏng bao gồm phân bố áp suất, trường vận tốc, hệ số lực nâng (C_L), hệ số lực cản (C_D), cùng các hệ số khí động học quan trọng khác liên quan đến mô hình cánh NACA0012. Hình 4 thể hiện một ví dụ về kết quả phân tích đặc điểm khí động học của NACA0012 theo phương pháp CFD với các vùng màu sắc thể hiện sự phân bố vận tốc (Hình 4a) và áp suất tĩnh (Hình 4b).



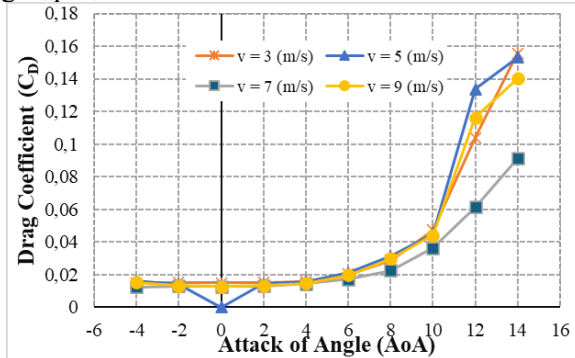
Hình 1. Phân bố vận tốc và áp suất tĩnh trên bề mặt airfoil NACA 0012

3. Kết quả nghiên cứu và thảo luận

Kết quả phân tích khả năng khí động học của mẫu cánh NACA0012 tại các tốc độ gió khác nhau, $v = 3, 5, 7$ và 9 m/s được thực hiện (Hình 5,6,7). Các thông số đầu vào của quá trình mô phỏng được giữ không đổi trong tất cả các trường hợp vận tốc.



Hình 5. Hệ số C_L thay đổi theo góc tấn (AoA) tại các tốc độ gió khác nhau



Hình 6. Hệ số C_D thay đổi theo góc tấn (AoA) tại các tốc độ gió khác nhau

Hình 5 trình bày sự biến thiên của hệ số lực nâng C_L thay đổi theo góc tấn (AoA) tại các vận tốc gió khác nhau 3, 5, 7 và 9 m/s. Kết quả mô phỏng cho thấy, đối với toàn bộ các trường hợp vận tốc gió, C_L tăng gần tuyến tính khi góc tấn tăng từ khoảng từ -4° đến 10° . Trong vùng này, độ dốc của lực nâng gần như không phụ thuộc vào vận tốc, điều này phù hợp với lý thuyết khí động học tuyến tính đối với biên dạng đối xứng như NACA0012.

Khi góc tấn tiếp tục tăng vượt quá 10° , hệ số lực nâng đạt giá trị cực đại tại khoảng gần bằng 1,0, tương ứng với góc tấn từ 11° đến 12° . Sau ngưỡng này, C_L giảm đột ngột, biểu hiện rõ hiện tượng stall do dòng chảy tách rời khỏi bề mặt cánh. Hiện tượng stall (mất lực nâng) là một hiện tượng khí động học xảy ra khi góc tấn của nâng vượt quá một giá trị giới hạn nhất định (gọi là góc stall), khiến dòng không khí tách rời khỏi bề mặt cánh, dẫn đến sự suy giảm đột ngột của lực nâng và tăng mạnh lực cản.

Sự suy giảm này xuất hiện ở tất cả các vận tốc khảo sát, tuy nhiên ở vận tốc cao hơn (7 và 9 m/s), hiện tượng stall xảy ra muộn hơn một chút và giá trị C_L cũng thay đổi khác hơn. Điều này có thể được giải thích bởi sự gia tăng số Reynolds, giúp dòng chảy bám dính lâu hơn và làm trì hoãn quá trình tách dòng.

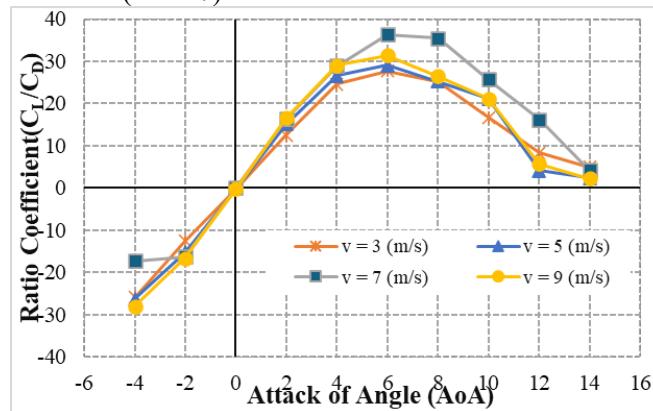
Hệ số lực cản C_D thay đổi theo các góc tấn tại các tốc độ gió khác nhau (Hình 6). Kết quả cho thấy trong vùng góc tấn nhỏ (từ -4° đến khoảng 8° , giá trị C_D duy trì ở mức rất thấp ($\approx 0,01-0,02$) và hầu như không thay đổi đáng kể theo vận tốc. Đây là đặc trưng điển hình của biên dạng khí động học trơn, khi dòng chảy bám dính hoàn toàn lên bề mặt cánh, dẫn đến tổn thất do ma sát nhỏ và lực cản áp suất chưa đáng kể.

Khi góc tấn tăng vượt quá 8° thì C_D bắt đầu tăng dần và sau khoảng từ 10° đến 12° , giá trị này tăng rất nhanh, đạt cực đại ở vùng stall ($\approx 0,14-0,16$). Sự gia tăng đột biến này xuất phát từ hiện tượng tách dòng ở mặt trên của cánh, làm hình thành vùng xoáy lớn phía sau biên dạng và gây ra lực cản áp suất lớn.

Sự khác biệt giữa các đường cong ở các vận tốc khác nhau là tương đối nhỏ trong vùng góc tấn thấp, cho thấy hệ số lực cản ở vùng dòng chảy bám dính gần như không phụ thuộc mạnh vào vận tốc. Tuy nhiên, ở vùng stall ($\text{AoA} > 10^\circ$), C_D tăng nhanh hơn đối với các vận tốc cao (7–9 m/s). Nguyên nhân có thể do hiệu ứng Reynolds: ở Re cao hơn, vùng tách dòng phát triển mạnh và xoáy sau cánh lớn hơn, làm tăng lực cản tổng thể.

Khi so sánh với đồ thị C_L ở Hình 5, có thể thấy rằng vùng mà C_D tăng mạnh (góc tấn từ 10° trở đi) tương ứng chính xác với vùng C_L bắt đầu giảm – tức là vùng stall. Đây là minh chứng cho mối tương quan nghịch giữa lực nâng và lực cản trong quá trình tách dòng.

Hiệu suất khí động học của mẫu cánh được đặc trưng bằng tỷ số C_L/C_D thay đổi theo các góc tấn tại các tốc độ gió khác nhau (Hình 7).



Hình 7. Hệ số C_L/C_D thay đổi theo góc tấn (AoA) tại các tốc độ gió khác nhau

Hình 7 thể hiện sự biến thiên của tỷ số lực nâng–lực cản theo góc tấn (AoA) tại các vận tốc dòng chảy khác nhau đối với biên dạng cánh NACA 0012. Kết quả mô phỏng CFD cho thấy, khi góc tấn tăng từ giá trị âm đến khoảng 6° , tỷ số C_L/C_D tăng mạnh và đạt giá trị cực đại trong khoảng từ 6° đến 8° , với giá trị C_L/C_D cực đại xấp xỉ từ 30 đến 35. Đây là vùng làm việc tối ưu của biên dạng cánh NACA 0012, nơi lực nâng được sinh ra hiệu quả nhất trong khi lực cản vẫn duy trì ở mức thấp, thể hiện hiệu suất khí động học cao.

Sau vùng cực đại, khi góc tấn tiếp tục tăng, tỷ số C_L/C_D giảm nhanh chóng do sự gia tăng đáng kể của lực cản khi dòng chảy bắt đầu tách khỏi bề mặt biên dạng cánh, đặc biệt rõ rệt từ góc tấn khoảng 10° trở lên. Đến vùng góc tấn khoảng từ 12° đến 14° , tỷ số này giảm mạnh, phản ánh hiện tượng stall – dòng chảy tách rời hoàn toàn khỏi mặt trên của biên dạng cánh, dẫn đến lực nâng giảm và lực cản tăng mạnh.

4. Kết luận

Bài báo này đã thực hiện mô phỏng CFD khảo sát sự thay đổi của hệ số lực nâng, lực cản và tỷ lệ lực nâng – lực cản của mẫu biên dạng cánh NACA 0012 ở các góc tấn khác nhau, cung cấp cơ sở khoa học cho việc tối ưu hóa hình dạng cánh tuabin gió trực đứng quy mô nhỏ nhằm đạt được hiệu suất chuyển đổi năng lượng cao hơn. Kết quả nghiên cứu cho thấy, ở vùng góc tấn nhỏ và trung bình, các đường cong gần như trùng nhau, chứng tỏ hiệu suất tổng thể của biên dạng hầu như không phụ thuộc đáng kể vào vận tốc trong miền dòng chảy bám dính. Tuy nhiên, ở vận tốc cao hơn (7 và 9 m/s), giá trị cực đại của C_L/C_D có xu hướng cao hơn và duy trì được ở góc tấn lớn hơn. Hiện tượng này có thể được giải thích bởi hiệu ứng Reynolds, khi hệ số Reynolds tăng giúp dòng chảy bám dính lâu hơn, làm trì hoãn hiện tượng stall và cải thiện hiệu suất làm việc.

Nhìn chung, kết quả mô phỏng CFD phù hợp tốt với lý thuyết và dữ liệu thực nghiệm đã công bố cho biên dạng NACA 0012. Biên dạng này thể hiện hiệu suất khí động học tối ưu tại góc tấn khoảng từ 6° đến 8° , trong khi hiện tượng stall xuất hiện ở góc tấn khoảng từ 10° đến 14° . Điều này cho thấy mô hình CFD sử dụng có độ tin cậy cao trong việc mô phỏng đặc tính khí động học của biên dạng đối xứng NACA 0012, đồng thời cung cấp cơ sở đáng tin cậy cho việc xác định vùng làm việc tối ưu trong thiết kế và vận hành cánh nâng.

Lời cảm ơn

Nghiên cứu này được tài trợ bởi Trường THPT Yên Mỹ - xã Yên Mỹ - tỉnh Hưng Yên.

TÀI LIỆU THAM KHẢO/ REFERENCES

- [1] GWEC, “Global Wind Report 2025,” 2025. [Online]. Available: <https://26973329.fs1.hubspotusercontent-eu1.net/hubfs/26973329/2.%20Reports/Global%20Wind%20Report/GWEC%20Global%20Wind%20Report%202025.pdf>. [Accessed Sept. 19, 2025].
- [2] Energy Agency, “Electricity Mid-Year Update 2025,” 2025. [Online]. Available: <https://www.iea.org/reports/electricity-mid-year-update-2025>. [Accessed Sept. 19, 2025].
- [3] J. K. Kaldellis and D. Zafirakis, “The wind energy (r)evolution: A short review of a long history,” *Renew Energy*, vol. 36, no. 7, pp. 1887–1901, 2011.
- [4] World Bank, “Vietnam Offshore Wind Roadmap,” Washington, D.C., USA: World Bank Group, 2024, pp. 1–120. [Online]. Available: <https://www.worldbank.org/en/country/vietnam/publication/vietnam-offshore-wind-roadmap>. [Accessed Sept. 19, 2025].
- [5] S. L. Fouest and K. Mulleners, “Optimal blade pitch control for enhanced vertical-axis wind turbine performance,” *Nat. Commun.*, vol. 15, no. 1, 2024, doi: 10.1038/s41467-024-46988-0.
- [6] M. A. Moreno-Armendáriz, J. C. Rodríguez-Reséndiz, E. A. Palacios-Hernández, and R. G. Ramírez, “Wind booster optimization for on-site energy generation using vertical-axis wind turbines,” *Sensors*, vol. 21, no. 14, pp. 1–18, 2021.
- [7] A. D. Hansen, “Chapter 8 - Wind turbine technologies,” in *Wind Energy Engineering* (Second Edition), T. M. Letcher, ed., Academic Press, 2023, pp. 89-98.
- [8] M. Islam, D. S.-K. Ting, and A. Fartaj, “Aerodynamic models for Darrieus-type straight-bladed vertical axis wind turbines,” *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 12, no. 4, pp. 1087–1109, 2008, doi: 10.1016/j.rser.2006.10.023.
- [9] H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, 2nd ed. Harlow, England: Pearson Education Ltd., 2007, pp. 1–520.
- [10] M. R. Castelli, A. Englaro, and E. Benini, “The Darrieus wind turbine: Proposal for a new performance prediction model based on CFD,” *Energy*, vol. 36, pp. 4919–4934, 2011, doi: 10.1016/j.energy.2011.05.036.
- [11] ANSYS Inc., “CFD Experts Simulate the Future,” ANSYS Blog, 2021. [Online]. Available: <https://www.ansys.com/blog/cfd-experts-simulate-the-future>. [Accessed Oct. 30, 2025].
- [12] L. Howarth, “Theory of Wing Sections,” *Physics Bulletin*, vol. 11, no. 10, 1960, doi: 10.1088/0031-9112/11/10/006.
- [13] S. Mertens, “Wind Energy in the Built Environment: Concentrator Effects of Buildings,” London, U.K.: Earthscan Publications Ltd., 2006, pp. 1–236. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/280305936>. [Accessed Oct. 31, 2025].
- [14] A. Dash, “CFD Analysis of Wind Turbine Airfoil at Various Angles of Attack,” *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*, vol. 13, no. 04, pp. 18–24, 2016, doi: 10.9790/1684-1304021824.
- [15] ANSYS. *ANSYS Fluent Theory Guide, Release 2021 R1*. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc., 2021.
- [16] E. L. Houghton and P. W. Carpenter, *Aerodynamics for Engineering Students*, 5th ed. London, UK: Butterworth-Heinemann, Elsevier, 2003.
- [17] R. B. Langtry and F. R. Menter, “Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes,” *AIAA Journal*, vol. 47, no. 12, 2009, doi: 10.2514/1.42362.
- [18] A. Zereg, N. Lebaal, M. Aksas, B. Derradji, I. Chabani, and F. Mebarek-Oudina, “CFD Analysis of a Vertical Axis Wind Turbine,” in *Mathematical Modelling of Fluid Dynamics and Nanofluids*, CRC Press, 2023, pp. 184–196, doi: 10.1201/9781003299608-12.
- [19] D. S. Körpe, Ö. Ö. Kanat, and T. Oktay, “Başlangıç y plus Değerinin Etkileri: γ -Re θ SST Türbülans Modeli Kullanılarak 3D NACA 4412 Kanadının Sayısal Analizi,” *European Journal of Science and Technology*, vol.17, pp. 692–702, 2019, doi: 10.31590/ejosat.631135.
- [20] Airfoil Tools, “Airfoil Plotter (NACA 0012 – n0012-il),” *Airfoil Database*, 2024. [Online]. Available: <https://airfoiltools.com/plotter/index?airfoil=n0012-il>. [Accessed Aug. 28, 2025].