

# PHÂN TÍCH KHÍ ĐỘNG HỌC MẪU CÁNH TUABIN ĐIỆN GIÓ S1210 TRONG ĐIỀU KIỆN SỐ REYNOLDS THẤP

## ANALYSIS OF AERODYNAMIC PARAMETERS OF THE S1210 WIND TURBINE AIRFOIL UNDER THE CONDITION OF LOW REYNOLDS NUMBER

Dinh Văn Thìn<sup>1</sup>, Nguyễn Hữu Đức<sup>1</sup>, Lê Quang Sáng<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Trường Đại học Điện lực

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

\*Tác giả liên hệ: lequangsang@ies.vast.vn

(Nhận bài: 21/3/2022; Chấp nhận đăng: 29/9/2022)

**Tóm tắt** - Mẫu cánh tuabin gió S1210 sẽ được phân tích trong không gian hai chiều bằng phương pháp Động lực học chất lưu tính toán (CFD) tại điều kiện số Reynolds thấp,  $Re=204100$ , tương ứng với vận tốc gió là xấp xỉ 9,78 m/s. Sự thay đổi của các thông số khí động học đặc trưng của mẫu S1210 theo các góc tấn công (AoA) khác nhau trong khoảng từ  $-4^\circ$  đến  $18^\circ$  sẽ được khảo sát. Dòng chảy rối qua bề mặt của mẫu cánh sẽ được tính toán theo mô hình một phương trình Spalart-Allmaras. Các kết quả thu được cho thấy, độ chính xác cao khi so sánh với số liệu thực nghiệm trước đó đã công bố bởi nhóm nghiên cứu khác. Ngoài ra, trong nghiên cứu này còn đưa ra được góc tấn công cho hệ số lực nâng cao nhất  $C_{lmax}$  mà thực nghiệm trước đó đã không chỉ ra được.

**Từ khóa** - Mẫu cánh S1210; ANSYS Fluent; Phương pháp CFD; Số Reynolds thấp; Mô hình Spalart-Allmaras.

### 1. Đặt vấn đề

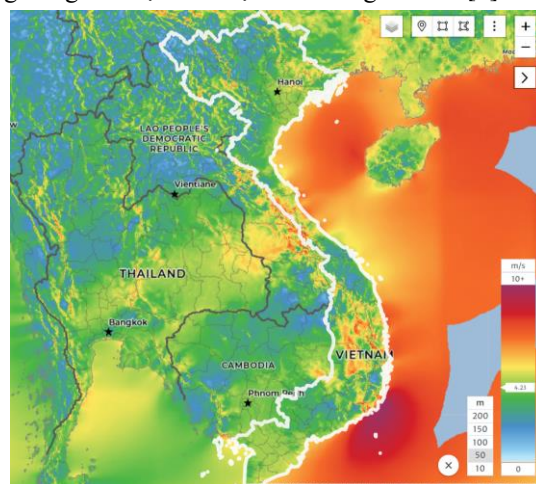
Trong những năm gần đây, nhân loại đã chứng kiến nhiều hậu quả của biến đổi khí hậu trên phạm vi toàn cầu, đặc biệt phải kể đến là các hiệu ứng khí nhà kính do sự phát thải  $CO_2$  quá mức từ các hoạt động phát triển công nghiệp. Trong đó, các nhà máy sản xuất năng lượng đóng góp một phần không nhỏ trong nguyên nhân gây ra tình trạng tồi tệ này, đặc biệt là các nhà máy nhiệt điện than. Để giảm thiểu và ngăn chặn các thảm họa lớn trong tương lai, nhiều nước trên thế giới, trong đó có Việt Nam đã đề ra mục tiêu sẽ đưa phát thải khí  $CO_2$  về mức không cho đến năm 2050. Do vậy mà nhiều chính phủ đang đẩy mạnh việc phát triển các nguồn năng lượng mới, trong đó năng lượng gió đang được coi là nguồn năng lượng tái tạo có vai trò quan trọng trong chiến lược phát triển năng lượng quốc gia.

Tại Việt Nam, với chủ trương khuyến khích phát triển các nhà máy điện gió của Chính phủ, trong những năm gần đây đã có nhiều dự án điện gió trên đất liền được xây dựng và đưa vào hoạt động. Các nhà máy này sử dụng công nghệ tuabin gió phù hợp với tầng gió cao, điều này mang lại không ít những khó khăn trong quá trình xây dựng và vận hành của nhà máy. Thực tế, Việt Nam có vùng lãnh thổ trải dài với nhiều vùng có các đặc trưng về khí hậu và gió khác nhau. Trong đó chỉ một số vùng có nguồn gió lớn và đang được tiến hành khai thác thương mại. Còn lại phần lớn lãnh thổ là các vùng gió thấp và trung bình chưa được tính toán sử dụng. Phân bố vận tốc gió trung bình của khu vực Việt Nam được tham khảo

**Abstract** - The wind turbine airfoil model S1210 will be analyzed in two-dimensional space by the method of Computational Fluid Dynamics (CFD) at low Reynolds number condition,  $Re=204100$ , corresponding to the wind speed is approximately 9.78 m/s. The variation of the typical aerodynamic parameters of the S1210 airfoil model under different angles of attack (AoA) between  $-4^\circ$  and  $18^\circ$  will be considered. Turbulent flow through the surface of the airfoil will be calculated according to the one equation Spalart-Allmaras model. The obtained results show high accuracy when compared with previous experimental data. In addition, in this study, the angle of attack for the highest coefficient of lift  $C_{lmax}$  was also given that the previous experiments did not show.

**Key words** - Airfoil S1210; ANSYS Fluent; CFD method; Low Reynolds number; Spalart-Allmaras model.

trong cơ sở dữ liệu gió toàn cầu được tài trợ bởi Ngân hàng thế giới được thể hiện như trong Hình 1 [1].



**Hình 1.** Phân bố vận tốc gió trung bình tại độ cao 50m so với mực nước biển

Tại nhiều nước trên thế giới, các phòng thí nghiệm đã tiến hành nhiều nghiên cứu về các thiết kế của mẫu cánh tuabin gió phù hợp cho vùng gió có vận tốc trung bình và thấp. Một số nghiên cứu thực nghiệm và lý thuyết về các loại mẫu cánh trong các điều kiện hoạt động khác nhau được trình bày trong các tài liệu tham khảo [2-8].

Bài báo này sẽ phân tích các thông số khí động học của mẫu cánh tuabin gió S1210 cho hiệu suất hoạt động cao

<sup>1</sup> Electric Power University (Dinh Van Thin, Nguyen Huu Duc)

<sup>2</sup> Institute of Energy Science, Vietnam Academy of Science and Technology (Le Quang Sang)

trong điều kiện gió trung bình, vận tốc gió là 9,78 m/s, phù hợp với nhiều khu vực tại Việt Nam. Phương pháp CFD trong phần mềm ANSYS Fluent sẽ được sử dụng để tiến hành các mô hình phân tích, đây là phương pháp hiện đại, đang được ưu tiên sử dụng tại nhiều phòng thí nghiệm tiên tiến trên thế giới [9].

## 2. Phương pháp nghiên cứu

### 2.1. Phương pháp CFD

Phương pháp động lực học chất lưu tính toán là tên gọi chung cho hệ thống phân tích đa vật lý với sự tham gia của dòng chất lưu trong các bài toán như chuyển động, truyền nhiệt, phản ứng hóa học, ... được đưa vào mô hình hóa và mô phỏng, phân tích trên máy tính. Phương pháp CFD được sử dụng trong nhiều phần mềm khác nhau, chẳng hạn như OpenFoam, ANSYS CFX, và ANSYS Fluent. Trong đó, phần mềm ANSYS Fuent được sử dụng rộng rãi và được kiểm chứng thông qua rất nhiều tổ chức và phòng thí nghiệm tiên tiến khác nhau trên thế giới. ANSYS Fluent có các tính năng cho phép mô hình hóa nâng cao cho cả dòng chảy nén được và không nén được, dòng chảy tầng và dòng chảy rối, dòng chảy ổn định và dòng chảy chuyển tiếp. Cơ sở toán học của ANSYS Fluent dựa trên các định luật bảo toàn cơ bản của vật lý [9, 10].

Định luật bảo toàn khối lượng hay còn được cho dưới dạng phương trình liên tục [10]:

$$\frac{\partial v_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

Phương trình động lượng [10]:

$$\rho \frac{\partial (v_j v_i)}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \mu_T) \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \right] \quad (2)$$

Ở đây:  $x_i, x_j$  lần lượt là các tọa độ (x,y);  $v_i, v_j$  lần lượt là vecto vận tốc theo các trục tọa độ, m/s;  $\rho$  là mật độ chất khí, kg/m<sup>3</sup>; p là áp suất chất khí, Pa;  $\mu$  là độ nhớt động học của chất khí, kg/(m.s);  $\mu_T$  là độ nhớt dòng xoáy rối loạn kg/(m.s); k là động năng của dòng chảy rối loạn.

Trong nghiên cứu này, mô hình rối loạn Spalart-Allmaras sẽ được sử dụng, theo đó mô hình sẽ bỏ qua số hạng động năng của dòng chảy rối k, và chỉ quan tâm tới số hạng độ nhớt dòng xoáy rối loạn  $\mu_T$ . Theo giả thuyết về độ nhớt dòng xoáy của Boussinesq, thì độ nhớt dòng xoáy được xác định như sau [11]:

$$\mu_T = \mu^* f_{v1}; f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}; \chi = \frac{\mu^*}{\mu} \quad (3)$$

$\mu^*$  là một biến làm việc của mô hình Spalart-Allmaras, được xác định dựa trên phương trình vận chuyển:

$$\frac{D\mu^*}{Dt} = P - D + T + \frac{1}{\sigma} \left[ \nabla \cdot ((\mu + \mu^*) \nabla \mu^*) + c_{b2} (\nabla \mu^*)^2 \right] \quad (4)$$

$$P = c_{b1} (1 - f_{t2}) S^* \mu^* \quad (5)$$

$$D = \left( c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right) \left( \frac{\mu^*}{d} \right)^2 \quad (6)$$

$$T = f_{t1} (\Delta u)^2 \quad (7)$$

Ở đây:  $S^*$  là độ xoáy điều chỉnh:

$$S^* = S + \frac{\mu^*}{\kappa^2 d^2} f_{v2}; f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (8)$$

S chính là biên độ của dòng xoáy, d là khoảng cách từ dòng xoáy đến lớp biên tường gần nhất.

$$f_w = g \left[ \frac{1 + c_{w3}}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}; g = r + c_{w2} (r^6 - r);$$

$$r = \min \left( \frac{\mu^*}{S^* \kappa^2 d^2}, r_{lim} \right) \quad (9)$$

Các số hạng liên quan tới vùng phân tách dòng chảy tầng và dòng chảy xoáy:

$$f_{t1} = c_{t1} g_t \exp \left( -c_{t2} \frac{\omega_t}{\Delta u^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2] \right) \quad (10)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4} \chi^2) \quad (11)$$

Với:  $g_t = \min \left( 0,1, \frac{\Delta v}{\omega_t \Delta x} \right)$ ; dt là khoảng cách từ dòng chảy xoáy đến điểm bắt đầu phân tách;  $\omega_t$  là độ xoáy tại điểm phân tách;  $\Delta v$  là độ lệch tương đối của vận tốc so với điểm phân tách;  $\Delta x$  là không gian lưới chia tại điểm phân tách.

Các hằng số được sử dụng trong mô hình Spalart-Allmaras là [9]:

$$c_{b1} = 0,1355; \sigma = \frac{2}{3}; c_{b2} = 0,622; \kappa = 0,41;$$

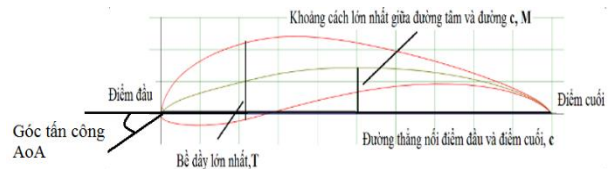
$$c_{w1} = 3,239; c_{w2} = 0,3; c_{w3} = 2; c_{v1} = 7,1$$

$$c_{t1} = 1; c_{t2} = 2; c_{t3} = 1,2; c_{t4} = 0,5; r_{lim}$$

Điều kiện biên đối với  $\mu^*$  là khi trường không trượt thì  $\mu^* = 0$  và tại mặt phẳng đối xứng thì  $\frac{\partial \mu^*}{\partial n} = 0$ .

### 2.2. Mẫu cánh tuabin gió S1210

Mẫu cánh tuabin gió được lựa chọn là mẫu S1210, thông số kỹ thuật của mẫu cánh được biểu diễn trong Hình 2 và Bảng 1 [12].



Hình 2. Cấu tạo của mẫu cánh S1210

Bảng 1. Thông số kỹ thuật mẫu cánh S1210

STT	Thông số	Giá trị
1	Đường thẳng nối điểm đầu và điểm cuối, c	0,3048m
2	Bề dày lớn nhất, T	0,065m tại 21,4% c
3	Khoảng cách lớn nhất giữa đường tâm và đường c, M	0,156m tại 51,1% c

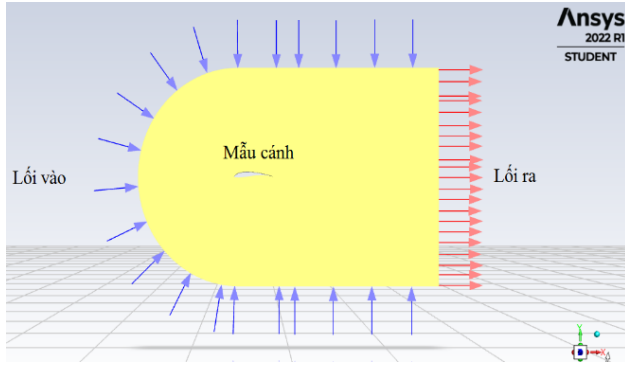
Trong quá trình hoạt động, cánh tuabin gió sẽ chịu các tác động của dòng chảy theo nhiều góc tấn công khác nhau. Vì vậy để khảo sát sự thay đổi của các thông số động học của mẫu cánh, các góc tấn công sẽ được lựa chọn lần lượt từ khoảng -4° cho đến 18°.

### 3. Kết quả nghiên cứu và bàn luận

Mẫu cánh S1210 được xây dựng trong mô hình hai chiều sử dụng phần mềm đồ họa SpaceClaim, các thông số kỹ thuật của mẫu cánh được lấy theo Bảng 1 và tọa độ chi tiết tại các điểm được chọn như trong tài liệu tham khảo số [12].

Khoảng cách tính từ lớp biên lõi vào tới điểm đầu của mẫu cánh là 6m và khoảng cách từ điểm cuối của mẫu cánh

đến lớp biên lồi ra là 18m. Các điều kiện biên bao gồm bề mặt lồi vào, bề mặt lồi ra, bề mặt tường rắn của mẫu cánh và bề mặt đối xứng của mô hình được thể hiện trong Hình 3.



Hình 3. Mô hình phân tích 2 chiều

Các mô hình được chia lưới kết hợp dạng lưới tam giác và lưới tứ giác, kích thước lưới trung bình là 0,03 m. Lớp điều kiện biên xung quanh mẫu cánh được chia loại lưới tứ giác, kích thước lớp lưới đầu tiên tiếp giáp với bề mặt mẫu cánh là 0,005 m. Tổng số lớp điều kiện biên này là 5 lớp, và mỗi lớp sẽ có kích thước chênh lệch nhau là 1,1 lần. Tổng số phần tử lưới của các mô hình được xây dựng trong bài báo này đều khoảng xấp xỉ 300000 lưới, chất lượng lưới của mỗi mô hình đều đạt từ 0,95 trở lên, giá trị này đảm bảo độ hội tụ của các mô hình.

Các mô hình được phân tích theo các góc tấn công khác nhau của dòng chảy tới theo lớp biên lồi vào tại giá trị số Reynolds là  $Re=204100$ , tương ứng với vận tốc gió là  $v_{\infty} = 9,78m/s$ . Khối lượng riêng của dòng khí là  $\rho = 1,225 kg/m^3$ , độ nhớt động học của dòng khí là  $\mu = 1,789 \times 10^{-5} kg/(m.s)$ . Toàn bộ không gian của mô hình đều có áp suất tĩnh là  $p=101325 Pa$  và dưới gia tốc trọng trường theo trục oy là  $g=-9,81 m/s^2$ . Công thức liên hệ số Reynolds với vận tốc dòng chảy tại một vị trí bất kỳ trong mô hình được cho như sau:

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu} \tag{12}$$

Sau các quá trình tính toán giải quyết các phương trình bảo toàn sử dụng bộ giải SIMPLE kết hợp với tùy chọn hiệu chỉnh gradient đối với bề mặt cong trong của ANSYS Fluent. Tất cả các mô hình phân tích đều chạy với số vòng lặp là 1000 vòng và đạt được độ hội tụ cần thiết. Các đại lượng của mô hình sẽ được xác định như là phân bố vận tốc, phân bố áp suất, các lực tương tác lên mẫu cánh và các dòng xoáy được tạo thành do quá trình chuyển động của dòng chảy nhớt. Trong lĩnh vực thiết kế mẫu cánh cho tuabin gió, người ta thường quan tâm đến ba đại lượng đặc trưng trong quá trình hoạt động của mẫu cánh như sau:

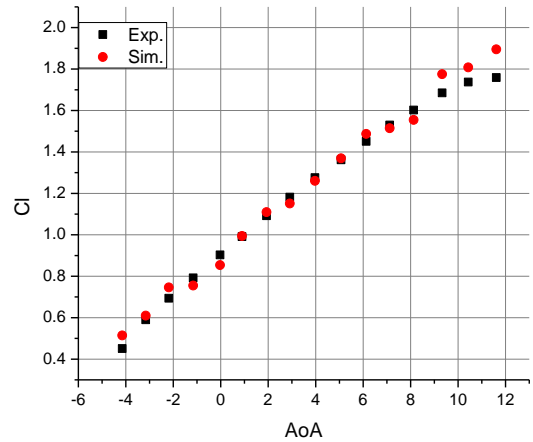
$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 A} \tag{13}$$

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 A} \tag{14}$$

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2} \tag{15}$$

Ở đây:  $C_l$ ,  $C_d$  và  $C_p$  lần lượt là hệ số lực nâng, hệ số lực cản và hệ số áp lực trên bề mặt của mẫu cánh;  $L$  và  $D$  là lực nâng và lực cản của mẫu cánh;  $N$ ;  $p$ ,  $p_{\infty}$  lần lượt là áp suất tĩnh tại điểm bất kỳ trong mô hình và áp suất của dòng tự

do, Pa;  $A$  là tiết diện mặt phẳng của mẫu cánh,  $m^2$ .



Hình 4. Hệ số lực nâng  $C_l$  thay đổi theo góc tấn công

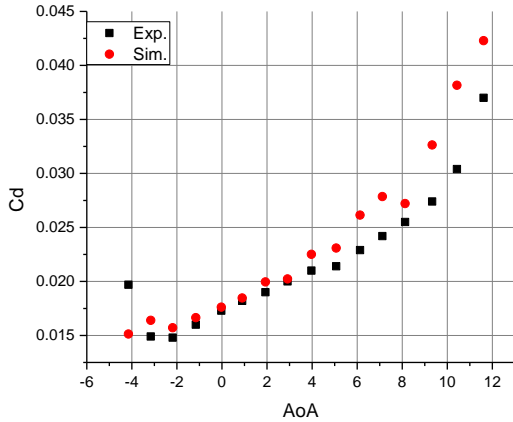
Bảng 2. Hệ số lực nâng và hệ số lực cản từ phân tích và thực nghiệm [2]

AoA, °	$C_l$			$C_d$		
	Thực nghiệm	Phân tích	Độ lệch, %	Thực nghiệm	Phân tích	Độ lệch, %
-4,15	0,451	0,515	14,100	0,0197	0,0151	23,168
-3,16	0,590	0,610	3,361	0,0149	0,0164	10,034
-2,19	0,694	0,746	7,553	0,0148	0,0157	6,149
-1,16	0,792	0,755	4,669	0,0160	0,0166	4,056
-0,03	0,903	0,854	5,426	0,0173	0,0176	1,827
0,90	0,991	0,994	0,348	0,0182	0,0185	1,451
1,93	1,092	1,110	1,611	0,0190	0,0200	5,026
2,91	1,182	1,151	2,631	0,0200	0,0202	1,180
3,97	1,276	1,260	1,238	0,0210	0,0225	7,176
5,07	1,362	1,369	0,536	0,0214	0,0231	7,911
6,13	1,451	1,487	2,495	0,0229	0,0261	14,149
7,12	1,530	1,514	1,020	0,0242	0,0279	15,124
8,13	1,602	1,554	2,971	0,0255	0,0272	6,698
9,33	1,685	1,776	5,371	0,0274	0,0326	19,095
10,43	1,737	1,808	4,093	0,0304	0,0382	25,536
11,61	1,759	1,895	7,749	0,0370	0,0423	14,295
13,00		1,904			0,0556	
14,00		2,072			0,0564	
15,00		2,105			0,0607	
16,00		2,130			0,0711	
17,00		2,215			0,0795	
18,00		2,134			0,0926	

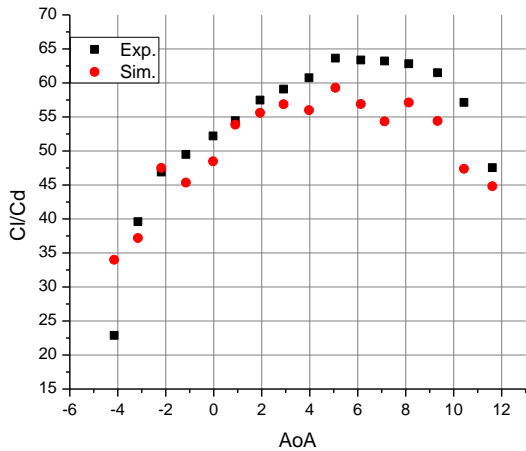
Sau khi tiến hành các mô hình phân tích với góc tấn công khác nhau, các kết quả được trình bày trong Bảng 2. Các giá trị thực nghiệm được lấy từ tài liệu tham khảo số [2] do nhóm nhà nghiên cứu Michael S. Selig tại Trường Đại học Illinois đã công bố trước đó.

Từ Bảng 2 và Hình 4, có thể thấy các giá trị hệ số lực nâng  $C_l$  thu được từ phân tích có sự phù hợp cao với các giá trị thực nghiệm. Độ lệch trung bình giữa thực nghiệm và phân tích vào khoảng 4%. Hệ số lực nâng của mẫu cánh có giá trị tăng lên nhanh chóng khi thay đổi các góc tấn công, thực nghiệm đã tiến hành xác định được giá trị  $C_l$  tại góc  $AoA=11,61^\circ$  là  $C_l=1,759$ . Tuy nhiên, hệ số lực nâng  $C_l$  thực nghiệm cho đến góc  $11,61^\circ$  vẫn chưa phải là giá trị lớn nhất. Do vậy, các phân tích đối với các góc tấn công lớn hơn được thực hiện và đã xác định được giá trị  $C_{lmax}=2,215$

tại góc  $AoA=17^\circ$ . Kết quả này góp phần hoàn thiện hơn các nghiên cứu về đặc trưng khí động học của mẫu cánh S1210 hoạt động tại điều kiện số Reynolds  $Re=204100$ .



Hình 5. Hệ số lực cản thay đổi theo góc tấn công



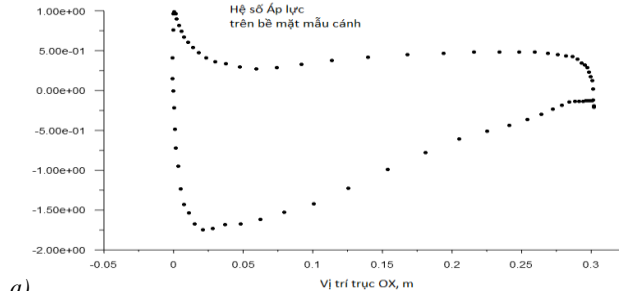
Hình 6. Tỷ số hệ số lực nâng trên hệ số lực cản thay đổi theo góc tấn công

Sự thay đổi của hệ số lực cản theo góc tấn công khác nhau cũng được biểu diễn trong Hình 5, hệ số lực cản  $C_d$  có giá trị nhỏ nhất trong vùng từ  $-4^\circ$  đến  $4^\circ$ , sau đó hệ số lực cản cũng có xu hướng tăng lên khi mà góc tấn công tăng. Các kết quả cũng cho thấy, sự phù hợp cao giữa mô hình phân tích và thực nghiệm. Độ lệch trung bình giữa thực nghiệm và mô phỏng của giá trị  $C_d$  vào khoảng 10%. Độ lệch có phần trăm lớn như vậy là bởi vì bản thân giá trị của hệ số lực cản rất nhỏ, cỡ phần nghìn, do vậy chỉ cần các giá trị lệch nhau một vài đơn vị phần nghìn đã dẫn tới độ lệch phần trăm tăng lên đáng kể.

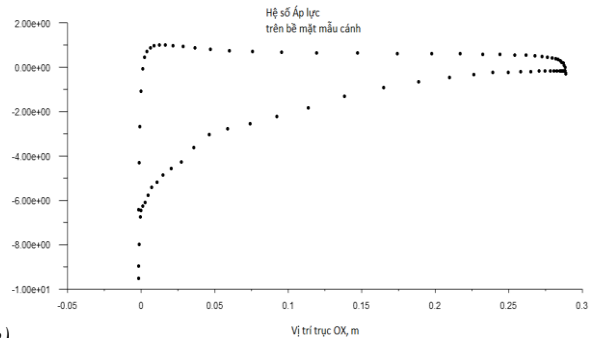
Hình 6 trình bày về sự thay đổi của tỷ số của hệ số lực nâng trên hệ số lực cản theo góc tấn công, đây là đại lượng quan trọng liên quan đến công suất hoạt động của tuabin gió. Từ kết quả cho thấy, có độ lệch lớn giữa thực nghiệm và phân tích tại góc từ khoảng  $AoA \geq 7^\circ$ , điều này là hệ quả của các độ lệch trong tính toán giá trị hệ số lực cản. Tuy nhiên, cả kết quả thực nghiệm và phân tích đều xác định được rằng tỷ số  $C_l/C_d$  đạt cực đại tại góc  $AoA=5^\circ$ .

Phân bố của hệ số áp lực  $C_p$  trên bề mặt cánh tại góc có hệ số  $C_l/C_d$  lớn nhất và nhỏ nhất được thể hiện ở trong Hình 7. Từ giá trị của hệ số áp lực  $C_p$ , có thể xác định được các vùng trên bề mặt cánh xuất hiện các dòng xoáy ngược chiều với lại hướng của dòng chảy đến dựa trên công thức số

(15). Tại Hình 7a, hệ số áp lực của mặt trên cánh mẫu cánh có điểm dòng xoáy xuất hiện tại vị trí khoảng 0,1 m và các dòng xoáy này có độ lớn khá nhỏ. Ngược lại, tại Hình 7b, điểm phân tách dòng xuất hiện ngay từ vị trí khoảng 0,03 m và độ lớn của dòng xoáy tăng lên nhanh chóng cho đến hết chiều dài của mẫu cánh. Hình 8 thể hiện chi tiết về phân bố vận tốc dòng của hai trường hợp này.

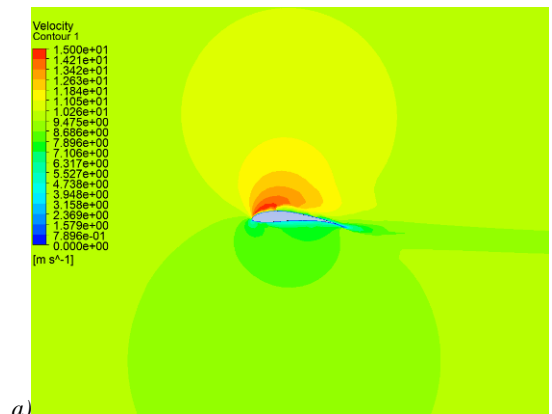


a)

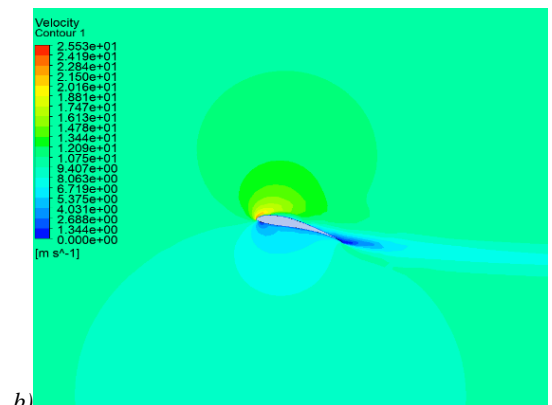


b)

Hình 7. Phân bố hệ số áp lực lên bề mặt cánh tại góc tấn công  $AoA=5^\circ$  (a) và  $AoA=18^\circ$  (b)



a)



b)

Hình 8. Phân bố vận tốc dòng tại góc tấn công  $AoA=5^\circ$  (a) và  $AoA=18^\circ$  (b)

Việc các dòng xoáy xuất hiện và có độ lớn phát triển theo chiều ngược với dòng đến nếu như phù hợp ở một mức độ nhất định sẽ làm cho tỷ số  $C_l/C_d$  tăng lên. Tuy nhiên, nếu như dòng xoáy phát triển quá mức sẽ khiến cho đại lượng này bị giảm đi, kéo theo công suất của tuabin gió cũng bị giảm xuống.

#### 4. Kết luận

Phương pháp phân tích động lực học chất lưu trong phần mềm ANSYS Fluent có độ tin cậy cao và phù hợp với các mô hình phân tích khí động lực học cho lĩnh vực năng lượng gió.

Đối với mỗi vùng giá trị của số Reynolds thì cần có thiết kế mẫu cánh tuabin gió riêng nhằm nâng cao hiệu quả khai thác nguồn năng lượng vô tận này. Trong trường hợp số Reynolds  $Re=204100$  thì mẫu cánh S1210 cho hiệu quả hoạt động rất cao so với các loại mẫu cánh khác [2].

Mô hình dòng chảy rối Spalart-Allmaras là mô hình rất phù hợp và được sử dụng rộng rãi trong các tính toán liên quan đến xác định độ nhớt dòng chảy xoáy tại các giá trị số Reynolds thấp trong lĩnh vực thiết kế hàng không và điện gió nói chung.

**Lời cảm ơn:** Nghiên cứu này được hỗ trợ từ Viện Khoa học Năng lượng (IES) thuộc Viện Hàn lâm Khoa học và Công nghệ Việt Nam (VAST). VAST cấp kinh phí cho nghiên cứu này, theo mã số VAST07.01/22-23.

#### TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Technical University of Denmark, “Global Wind Atlas”, globalwindatlas, 2022, [Online] Available: <https://globalwindatlas.info/area/Vietnam>. 15.01.2022.
- [2] Michaels. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren and Philippe Giguere, *Summary of Low-Speed Airfoil Data, Volume 1*, SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia, 1995.
- [3] Ronit K. Singh, M. Rafiuddin Ahmmeda, Mohammad Asid Zullah, Young-Ho Lee, “Design of a low Reynolds number airfoil for small horizontal axis wind turbines”, *Renewable Energy* 42, 2012, 66-76.
- [4] Onur Erkan, Musa COzkan, T. Hikmet Karakoç, Stephen J. Garrett, Peter J. Thomas, “Investigation of aerodynamic performance characteristics of a windturbine-blade profile using the finite-volume method”, *Renewable Energy* 161, 2020, 1359-1367.
- [5] M. Rafiuddin AHMED, Sumesh NARAYAN, M. Asid ZULLAH and Young-Ho LEE, “Experimental and Numerical Studies on a Low Reynolds Number Airfoil for Wind Turbine Blades”, *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 6, No. 3, 2011, 357-371.
- [6] Emmanuel Yeboah Osei, Richard Opoku, Albert K. Sunnu, and Muiyiwa S. Adaramola, “Development of High Performance Airfoils for Application in Small Wind Turbine Power Generation”, *Hindawi Journal of Energy*, Volume 2020, 1-9.
- [7] Masayuki Anyoji, Daiki Hamada, “High-performance airfoil with low Reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics”, *Fluid Mechanics Research International Journal*, Volume 3, Issue 2, 2019, 76-80.
- [8] Stephen K. Musau, Kathrin Stahl, Kevin Volkmer, Nicholas Kaufmann and Thomas H.Carolus, “A design and performance prediction method for small horizontal axis wind turbines and its application”, *AIMS Energy*, 9(5): 1043–1066, DOI: 10.3934/energy.2021048, 29 September 2021.
- [9] ANSYS, Inc., *ANSYS Fluent Theory Guide*, ANSYS, Inc., November 2013.
- [10] Moses Omolayo Petinrin and Vincent Adah Onoja1, “Computational Study of Aerodynamic Flow over NACA 4412 Airfoil”, *British Journal of Applied Science & Technology*, DOI: 10.9734/BJAST/2017/31893, 2017, 1-11.
- [11] Steven R. Allmaras, Forrester T. Johnson and Philippe R. Spalart, “Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model”, *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7)*, Big Island, Hawaii, 9-13 July 2012, 1-11.
- [12] UIUC Applied Aerodynamics Group – Department of Aerp[ace Engineering, “S1210 12% - Selig S1210 high lift low Reynolds number airfoil”, [airfoiltools.com](http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1210-il), 2022, [Online] Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1210-il>, 15.02.2022.