



## تحلیل آیرودینامیکی و شبیه‌سازی عددی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ توربین بادی با استفاده از روش صفحات گردابه

حسین سیفی<sup>۱\*</sup>، محسن سیفی داوری<sup>۲</sup>

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه دریانوردی و علوم دریایی چابهار، چابهار

۲- کارشناس، مهندسی عمران، دانشگاه پیام نور مرکز اردبیل، اردبیل

\* چابهار، صندوق پستی ۹۹۷۱۷۵۶۴۹۹، [hsefidavary@gmail.com](mailto:hsefidavary@gmail.com)

### چکیده

روش صفحات گردابه، بدون نیاز به شبکه‌بندی بر روی هندسه جریان و تعیین سرعت در تمام میدان سیال، سرعت در هر نقطه از جریان را تعیین می‌کند. با توجه به اهمیت آیرودینامیک پره در ضریب عملکرد توربین، برای مدل‌سازی ایرفویل از معادلات بی‌زیر استفاده شده‌است. جریان پیرامون پره توربین بادی عمود محور به صورت دو بعدی توسط دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی و ایرفویل NACA0012 انتخاب و مش‌زنی ایرفویل در دیزاین مدلر انسیس و برای حل از فلونت که پایه اساس آن بر اساس روش حجم محدود می‌باشد، استفاده گردید. هم‌چنین به منظور بررسی قابلیت‌های روش صفحات گردابه، نتایج حاصل از کد نویسی به زبان نویسی فرترن را با نتایج نرم‌افزار فلونت و Q-blade که با استفاده از مدل‌های مومنتم و الگوریتم صحیح، شبیه‌سازی را انجام می‌دهد، مقایسه شد. نتایج بدست آمده از روش صفحات گردابه با کدنویسی فرترن نشان داد که نسبت به مقادیر آزمایشگاهی از دقت قابل قبولی برخوردار است و روش صفحات گردابه در عدد رینولدز پایین، ضرایب لیفت و درگ را به مراتب دقیق‌تر از نرم افزار فلونت و Q-Blade مدل می‌کند. کلیدواژگان: روش صفحات گردابه؛ ضریب لیفت؛ ضریب درگ؛ ایرفویل ناکا ۰۰۱۲؛ مدل بی‌زیر

## Aerodynamic Analysis and Numerical Simulation of Naca0012 Airfoils Wind Turbine Using Vortex Plates Numerical Method

Hossein Seifi<sup>1\*</sup>, Mohsen Seify Davari<sup>2</sup>

1- Department Marine of Engineering, Chabahar Maritime University, Chabahar, Iran

2- Civil Engineering, University of Payam Nur, Ardabil, Iran

\* P.O.B. 9971756499 Chabahar, Iran, [hsefidavary@gmail.com](mailto:hsefidavary@gmail.com)

Received: 7 February 2019 Accepted: 2 July 2019

### Abstract

The vortex plate method will determine the velocity at each point of the current without the need for the grid on flow geometry and speed determination in all fluid fields. due to the importance of blade aerodynamic the turbine performance coefficient, for modeling of the airfoil, the Bezier equations are used. the flow around blade - axis wind turbine blade is simulated in two dimensions by computational fluid dynamics such as airfoil and mesh and is used for resolution of fluent, based on finite volume method. also in order to investigate the potentials of vortex pages, the results of the writing code are compared with fluent Fortran and Q - blade which can be simulated using a fuzzy model and correct algorithm. the results obtained from vortex shedding methods show that we have acceptable accuracy compared to the experimental values and leads to vortex plates in low Reynolds number, lift and drag coefficients are more accurate than fluent and Q - Blade software.

**Keywords:** Bezier Model; Drag Coefficient; Lift Coefficient; Naca0012 Airfoil; The Leads of Vortex Pages.



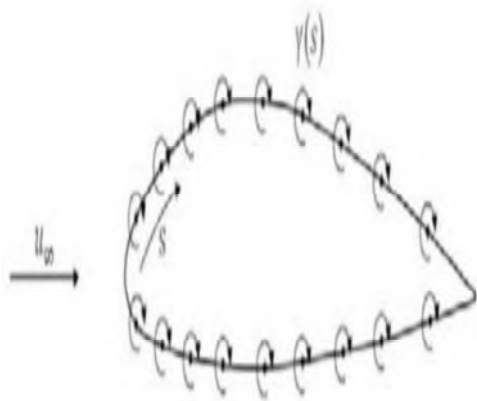
## ۱-مقدمه

توجه قرار گرفته شده است که در این تحقیق به بررسی شبیه سازی جریان دو بعدی در اطراف ایرفویل NACA0012 با استفاده از روش صفحات گردابه و روش حجم محدود می پردازیم.

## ۲- تئوری حل و معادلات حاکم

## ۲-۱- روش عددی صفحات گردابه

صفحه گردابه روشی است که در تحلیل ایرفویل دسرعت های پایین مورد استفاده قرار می گیرد. ایرفویلی دلخواه را در یک جریان آزاد در جریان تراکم ناپذیر و غیر لزج با سرعت  $U_\infty$  مطابق شکل ۱ در نظر گرفته و سطح آن را با یک صفحه ی گردابه با مقاومت متغیر  $\gamma(s)$  پوشانده که هدف ما تعیین تغییرات  $\gamma$  بر حسب  $s$  است به گونه ای که میدان جریان القایی از طرف صفحه گردابه موقعی که با جریان آزاد جمع گردد، صفحه گردابه را به یک خط جریان تبدیل نماید. به همین ترتیب گردش حول مقطع بال از معادله  $\Gamma = \int \gamma ds$  بدست می آید.



شکل ۲ شبیه سازی ایرفویل دلخواه توسط توزیع صفحه گردابه روی آن

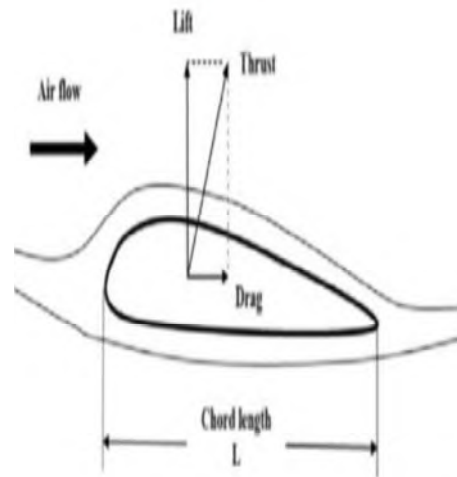
با استفاده از فرمول (۱) می توان لیفت تولید شده توسط نظریه کوتاچاکوفسکی را بدست آورد که برابر است با:

$$L = \rho_\infty U_\infty \Gamma \quad (1)$$

این نظریه جدیدی نیست و ابتدا توسط پرائتل در طی سال های ۱۹۱۲ تا ۱۹۲۲ ارائه گردید، اما هیچ روش تحلیلی برای حل  $\gamma = \gamma(s)$  وجود ندارد بلکه باید آن را با استفاده از روش های عددی بدست آورد که هدف اصلی روش صفحه گردابه است. مطابق شکل ۲، تمام سطح ایرفویل را توسط یک صفحه گردابه پوشانده و مطابق شکل ۳ صفحه گردابه را توسط یک سری صفحات مستقیم تقریب می زنیم.

یکی از روش های دقیق که در بررسی جریان های آرام با اعداد رینولدز پایین مورد استفاده قرار می گیرد، روش صفحات گردابه می باشد که با استفاده از تئوری جریان پتانسیل و صفر نمودن سرعت مماسی روی دیواره (شرط عدم لغزش) به وسیله گردابه ها و شرط کوتا انجام می پذیرد. روش صفحات گردابه روشی عددی می باشد که از دهه ۱۹۷۰ کاربرد گسترده ای پیدا کرده که این روش مستقیماً مشابه روش صفحه چشمه [۱] می باشد اما چون چشمه دارای گردش صفر است، صفحات چشمه تنها برای موارد بدون لیفت کاربرد دارند و برعکس، گردابه ها دارای گردش می باشند.

جریان هوای عبوری از هر سطحی دو نوع نیروی آیرودینامیکی به وجود می آورد که با نام های پسا و برآ شناخته می شوند که نیروی درگ در جهت باد و نیروی لیفت عمود بر جریان باد هست، شکل ۱. یکی از این نیروها یا هردوی آن ها می توانند نیروی مورد نیاز برای چرخش پره های توربین های بادی را تأمین نمایند. به طور کلی یک مولد انرژی بادی به وسیله نیروی باد شروع به حرکت می کند [۲].



شکل ۱ جریان هوای عبوری و نیروهای وارد بر سطح ایرفویل [۲]

مطالعات زیادی برای شبیه سازی جریان با استفاده از روش های صفحات چشمه و صفحات گردابه برای هندسه های مختلف انجام شده است. چپو [۳] در سال ۱۹۹۵ میلادی، با استفاده از روش صفحات چشمه و گردابه برای تعیین نیروهای آیرودینامیکی وارد بر قطار جریان اطراف آن را تحلیل کرد که نتایج تطابق بسیار خوبی را با داده های آزمایشگاهی داشت. وانگ و همکارانش [۴] در سال ۲۰۰۷ میلادی، با استفاده از روش صفحات گردابه و همچنین مدل جریان گردابه<sup>۲</sup> جریان اطراف تیغه توربین گازی را بررسی کرده و نشان دادند که در مقایسه با مدل کلاسیک جریان گردابه های آزاد کوپل شده با روش اجزاء محدود، روش صفحات گردابه نتایج به مراتب دقیق تری را نشان می دهند. ژو چن [۵] در سال ۲۰۱۲ میلادی برای شبیه سازی جریان دوبعدی در اطراف یک هیدروفویل که به طور کامل در زیر سطح آزاد آب قرار گرفته بود، از روش صفحات گردابه استفاده نمود.

مطالعات دیگری نیز در این زمینه به صورت آزمایشگاهی و عددی [۱، ۶، ۷، ۸ و ۹] انجام شده است، اما تحقیقات بر روی انواع ایرفویل ها کم تر مورد

<sup>۱</sup>The Vortex Panel Numerical Method

<sup>۲</sup>The Source Panel Numerical Method

<sup>۳</sup>V-DART

همچنین تصویر عمودی سرعت القا شده در نقطه  $(x_j, y_j)$  توسط کلیه قطعات عبارت است از:

$$U_{\infty, n} = U_{\infty} \cos \beta_i \quad (6)$$

$$v_n = \frac{\partial}{\partial n_i} = [\varphi(x_i, y_i)] \quad (7)$$

با ترکیب معادلات ۵ و ۷ داریم:

$$U_n = - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{\sqrt{\sigma}} \int_j \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_j} ds_j \quad (8)$$

که در اینجا منظور مجموع کلیه قطعات می‌باشد که مولفه عمودی سرعت جریان در نقطه کنترل  $i$  ام، مجموع تصویر جریان آزاد (معادله ۵) و جریان القایی قطعات گردابه (معادله ۸) است. مطابق شرط مرزی مجموع این دو سرعت باید صفر باشد،  $U_{\infty, n} + U_n = 0$  با قرار دادن معادلات ۵ و ۷ در شرط مرزی، خواهیم داشت:

$$U_{\infty} \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{\sqrt{\sigma}} \int_j \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_j} ds_j = 0 \quad (9)$$

مقادیر انتگرال‌ها در معادله فوق فقط به هندسه قطعات بستگی داشته و از خواص جریان نمی‌باشد. اگر معادله ۲ را در یک یک نقاط کنترل کلیه قطعات به کار ببریم، دستگاهی با  $n$  معادله خطی و  $n$  مجهول به دست خواهیم آورد که در این مرحله علاوه بر  $n$  معادله‌ای که در رابطه ۹ در مورد هر یک از قطعات داریم، شرط کوتاه نیز باید ارضا گردد. اگر دو قطعه واقع در لبه فرار، قطعات  $i$  و  $i-1$  در شکل ۲ را خیلی کوچک در نظر بگیریم، شرط کوتاه در لبه فرار را می‌توان دقیقاً رعایت نمود. در رابطه ۹ می‌توان مشاهده نمود که در تمامی قطعات ارزیابی شده و با شرط کوتاه تشکیل یک سیستم نامعین با  $n$  مجهول و  $n+1$  معادله را خواهد داد. بنابراین برای یافتن یک سیستم معین باید معادله ی ۹ را برای یکی از نقاط کنترل بدست آورده که همراه با شرط کوتاه سیستمی با  $n$  معادله و  $n$  مجهول تشکیل می‌شود. در کد فرتون نوشته شده برای این مقاله از روش TDMA برای حل این دستگاه استفاده می‌شود [۱۰].

برای بررسی دقیق این موضوع، ایرفویلی را مطابق شکل (۵) در نظر گرفته که هدف ما جریان روی سطح و خارج ایرفویل می‌باشد، بنابراین سرعت جریان را برای هر نقطه داخل ایرفویل، صفر در نظر می‌گیریم.

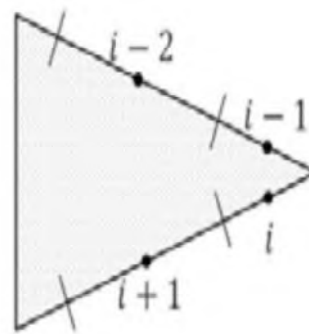


شکل ۵. ایرفویل به صورت یک جسم صلب، با سرعت صفر در داخل مقطع

بنابراین سرعت خارج صفحه گردابه به صورت زیر بدست می‌آید:

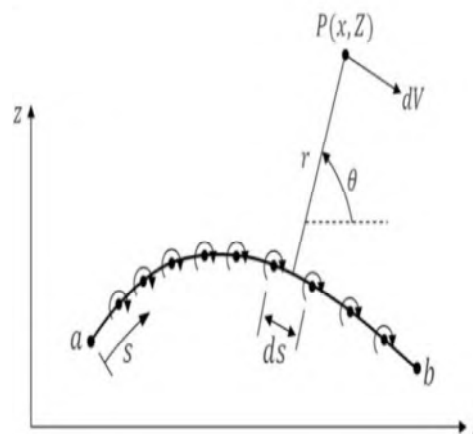
$$\gamma = U_1 - U_2 = U_1 - 0 = U_1 \quad (10)$$

در معادله فوق معرف سرعت مماس صفحه گردابه و بنابراین در شکل (۵) در نقطه  $a$ ،  $U_a$  و در نقطه  $b$ ،  $U_b$  و سرعت‌های مماسی سطح ایرفویل برابر با مقادیر موضعی  $\gamma$  می‌باشند. از سوی دیگر توزیع فشار موضعی را می-



شکل ۳. قطعات گردابه در لبه فرار

در شکل ۴ نقطه میانی هر قطعه، نقطه‌ی کنترل است که در آن مولفه‌ی عمودی سرعت جریان صفر می‌باشد.  $r_{pj}$  فاصله‌ی هر نقطه قطعه  $j$  ام تا نقطه  $p$  که با محور  $x$  زاویه  $\theta_{pj}$  را می‌سازد.



شکل ۴. نمای لبه‌ای صفحه گردابه

در نقطه  $p$  پتانسیل سرعت القا شده ناشی از قطعه  $j$  ام یعنی  $\Delta\varphi_j$  و زاویه  $\theta_{pj}$  برابر است با:

$$\Delta\varphi_j = -\frac{1}{r} \int_j \theta_{pj} \gamma_j ds_j \quad (2)$$

$$\theta_{pj} = \tan^{-1} \frac{y - y_j}{x - x_j} \quad (3)$$

در معادله فوق در قطعه  $j$  ام، مقدار  $\gamma_j$  ثابت است و انتگرال فقط روی قطعه  $j$  ام گرفته شده که پتانسیل در هر نقطه  $p$  ناشی از اثرات القایی کلیه قطعات، مجموع معادله ۲ برای کلیه قطعات است که نقطه  $p$  کاملاً اختیاری بوده که می‌توان آن را در نقطه کنترل قطعه  $j$  ام در نظر گرفت. این نقطه کنترل،  $(x_j, y_j)$  می‌باشد که به صورت فرمول ۴ و ۵ تعریف می‌شود:

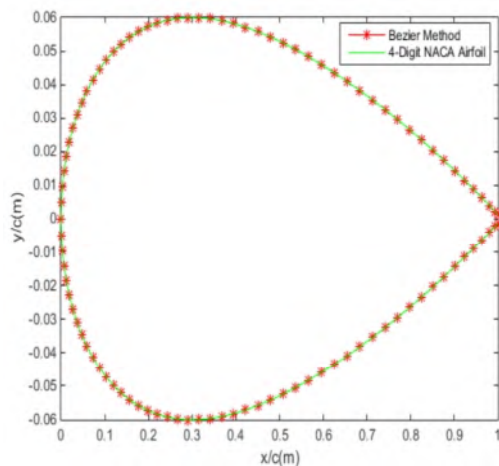
$$\theta_{pj} = \tan^{-1} \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \quad (4)$$

$$\varphi(x_i, y_i) = \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{\sqrt{\sigma}} \int_j \theta_{ij} ds_j \quad (5)$$

معادله ۵، بیانگر مجموع سهم تمامی قطعات در پتانسیل القایی نقطه کنترل  $j$  ام می‌باشد که در نقاط کنترل، مولفه عمودی سرعت صفر می‌باشد که این سرعت مجموع سرعت جریان یکنواخت و سرعت القا شده توسط تمامی قطعات گردابه را نشان می‌دهد. تصویر  $U_{\infty}$  عمود بر قسمت  $i$  ام و

در روش پانل مرتبه بالا، مدل‌سازی نیروی لیفت و ایرفویل با یک تکنیک انجام می‌شود و این به خاطر این است که حجم محاسبات کاهش یابد و جریان باید پتانسیل باشد.

برای اطمینان از صحت مدل‌سازی بیزیر ایرفویل، نتایج آن را با ایرفویل NACA0012 بدست آمده از نرم‌افزار Q-Blade مقایسه می‌کنیم که در شکل ۶ نشان داده شده‌است. با مشاهده شکل‌های ذکر شده، می‌توان به این نتیجه رسید که مدل بیزیر ایرفویل برای مدل‌سازی شرایط قابل قبولی را دارد.



شکل ۶ مقایسه مدل بیزیر NACA0012 با مدل اصلی آن

#### ۲-۳- طراحی آیرودینامیکی با استفاده از نرم افزار Q-blade

برای انجام روند شبیه سازی و انتخاب ایرفویل از نرم افزار Q-blade v0.9 استفاده شده‌است. نرم افزار ذکر شده نرم افزاری است که برای محاسبات توربین‌های بادی استفاده می‌شود که با استفاده از سرعت می‌توان ایرفویل مناسب را طراحی و عملکرد قطبی آن را در زوایای ۳۶۰ درجه بررسی کرد و در طراحی روتورهای توربین بادی و شبیه‌سازی آن‌ها مورد استفاده قرار داد. این نرم افزار با استفاده از مدل‌های مومنتم و الگوریتم صحیح، شبیه‌سازی را انجام می‌دهد و پارامترهای مورد نیاز طراحی با مدل CMDMS تغییر می‌پذیرد که از یک مدل مومنتم دو مرحله‌ای برای شبیه‌سازی آیرودینامیک توربین بادی محور عمودی استفاده می‌کند. جریان هوا به یک قسمت کلی و یک قسمت محلی تفکیک می‌شود. مدل قسمت محلی جریان هوا از نقشه برداری منسجم برای توصیف ایرفویل همانند یک دایره استفاده می‌کند. با این روش سریع‌تر شدن محاسبات با استفاده از تبدیل فوریه امکان پذیر می‌شود. برای برخی پروفیل‌های متقارن NACA بخاطر اعداد رینولدز کم خلا داده تجربی در ناحیه پیش استال وجود دارد.

برای مقایسه حداقل کیفیت مقاطع ایرفویل متفاوت و طرح‌های توربین، بهتر است از یک ابزار منحصر به فرد استفاده شود که این ابزار باید به زمان پردازش کوتاهی داشته باد به همین دلیل در نرم‌افزار Q-blade از ابزار X-Foil Direct Analysis انتخاب شده‌است [۱۱].

#### ۴- تحلیل CFD

۱-۴ هندسه مسئله و تولید شبکه

توان از معادله برنولی به دست آورد.  $S_j$  را طول صفحه  $z$  و گردش ناشی از صفحه  $z$ ام برابر  $\gamma_j S_j$  و گردش کلی ناشی از همه صفحات و همچنین نیروی لیفت برابر است با:

$$T = \sum_{j=1}^n \gamma_j S_j \quad (11)$$

$$L = U_{\infty} \rho_{\infty} T = U_{\infty} \rho_{\infty} \sum_{j=1}^n \gamma_j S_j \quad (12)$$

#### ۲-۲ هندسه مورد بررسی

در این تحقیق جریان سیال در اطراف ایرفویل متقارن NACA0012 (شکل ۵) که یکی از مقاطع پر کاربرد در علم آیرودینامیک و به‌ویژه توربین‌های بادی می‌باشد مورد بررسی قرار می‌گیرد. معادله توزیع ضخامت برای ایرفویل‌های متقارن سری چهار رقمی و همچنین شعاع لبه حمله برای آن‌ها عبارت است از:

$$\left[ 0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.126 \frac{x}{c} + 0.3316 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + \right. \quad (13)$$

$$\left. \mp \frac{y}{c} = \frac{t}{c} \left[ 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^2 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \right]$$

و

$$\frac{R}{c} = 1.1019 \left(\frac{t}{c}\right)^2 \quad (14)$$

که در آن  $c$  برابر طول وتر ایرفویل برابر با یک متر،  $x$  موقعیت در امتداد وتر،  $y$  نصف ضخامت در جهت عمود بر  $x$  و  $t$  ضخامت بر حسب درصدی از وتر که با جای‌گذاری  $\frac{t}{c} = 0.12$  در روابط بالا، معادله توزیع ضخامت برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بدست می‌آید [۱۱].

در این کد برای بدست آوردن حل دقیق باید طول صفحات گردابه تا حد امکان و با توجه به هزینه‌های محاسباتی کوچک‌تر انتخاب شود، هر سطح ایرفویل به ۱۰۲۲ صفحه تقسیم و در کل مجموع سطوح بالایی و پایینی ایرفویل برابر ۲۰۴۴ صفحه گردابه می‌شود که هر صفحه گردابه دارای طولی برابر ۰.۰۱ طول وتر می‌باشد.

#### ۳- مدل‌سازی و طراحی آیرودینامیکی ایرفویل

در این قسمت به مدل‌سازی ایرفویل با استفاده از معادلات بیزیر و طراحی آیرودینامیکی ایرفویل با استفاده از نرم افزار Q-Blade پرداخته می‌شود.

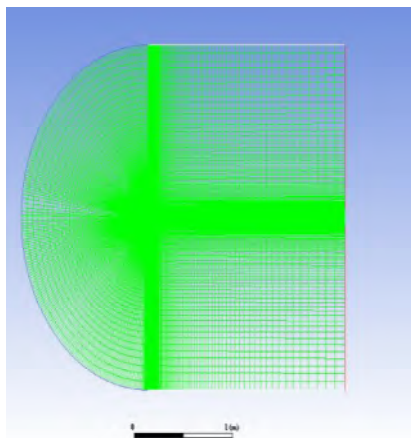
#### ۳-۱- مدل‌سازی ایرفویل

برای مدل‌سازی ایرفویل از معادلات بیزیر استفاده شده‌است. نحوه حل معادلات بیزیر به این صورت است که با داشتن نقاط ابتدایی، انتهایی و یک نقطه به عنوان نقطه کنترلی می‌توان ایرفویل مورد نظر را از پانل‌های درجه دوم مدل‌سازی کرد. در این حل برای رسیدن به بهترین نقطه کنترلی ذکر شده از روش کم‌ترین مربعات استفاده شده‌است. معادلات بیزیر به صورت فرمول ۱۵ بیان می‌شود:

$$B(t) = (1-t)^2 P_1 + 2(1-t)t P_2 + t^2 P_3 \quad (15)$$

که  $t$  پارامتر بیزیر هست که بین صفر تا یک قرار دارد و  $P_1$  نقطه کنترلی و  $P_2$  و  $P_3$  نقاط ابتدایی و انتهایی می‌باشد.

Bezier



شکل ۸ ورود شبکه مش‌بندی به فلونت

نرم افزار انسیس فلونت دارای مدل‌های مختلفی برای شبیه‌سازی ایرفویل مورد نظر هست که با مطالعه‌ی کارهای انجام شده و امتحان چند مدل مختلف، در نهایت مدل  $K\omega - SST$  برای این کار انتخاب گردید. مراحل و روش انجام کار به طور اختصار در ذیل آورده شده‌است. سپس موارد مورد استفاده در شبیه‌سازی و فاز اصلی که در اینجا هوا است، از کتابخانه نرم افزار مطابق فراخوانی و مشخصات تکمیلی مورد نیاز اضافه گردید. سپس از شرط سرعت ورودی<sup>۱</sup> و شرط مرز فشار خروجی<sup>۲</sup> در خروجی بهره گرفته شد. همچنین برای دیواره از شرط مرزی (WALL) و از نوع No slip استفاده گردید. برای جداسازی معادلات مومنتم، از روش Second Order و برای جداسازی باقی معادلات از روش Second Order Upwind استفاده شده‌است. همچنین جهت کوپل فشار و سرعت، روش SIMPLE به کار گرفته شده‌است.

#### ۴-۴ استقلال از شبکه

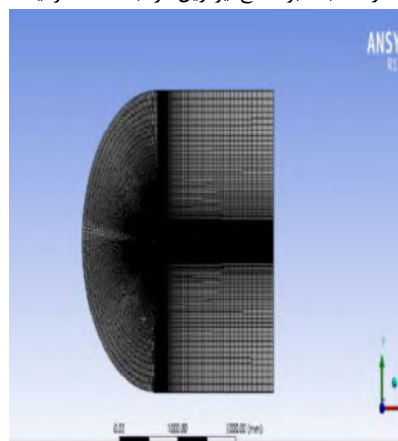
از آن جایی که نتایج حل عددی می‌تواند به شبکه ایجاد شده وابسته باشد، لذا برای بدست آوردن جواب دقیق، نتایج می‌بایست مستقل از شبکه‌ی ایجاد شده باشند. در بررسی شبکه ایرفویل NACA0012 سه نوع شبکه‌بندی درشت با تعداد ۶۵۰۰۰، متوسط با تعداد ۱۳۰۰۰۰ و ریز به تعداد ۱۹۵۰۰۰ مورد ارزیابی قرار گرفتند. جریان عبوری از سطح ایرفویل در سه زاویه حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه با سه نوع شبکه‌بندی معرفی شده، حل و نتایج در جدول ۱ ارائه شده‌است.

جدول ۱ مطالعه استقلال از شبکه

شبکه بندی	شبکه بندی	شبکه بندی	ضریب	زاویه حمله
ریز	متوسط	درشت	آیرودینامیکی	
.	.	.	$C_L$	.
۰/۰۲۶۵	۰/۰۲۶۵	۰/۰۲۵	$C_D$	.

VELOCITY\_INLET  
PRESSURE\_OUTLET

در این شبیه‌سازی عملکرد ایرفویل NACA0012 بررسی شده‌است. هندسه مقطع پره برای هر ایرفویل به همراه دامنه محاسباتی در نظر گرفته شده، در محیط Design Modeler Ansys ترسیم و شبکه بندی شده‌است. شبکه ایجاد شده برای همه ایرفویل‌های مورد بررسی ساختار یافته بوده و دامنه محاسباتی C شکل حول ایرفویل استفاده شده‌است. شعاع نیم دایره جلوی دامنه برابر ۱۲ برابر وتر و فاصله مرز خروجی دامنه تا لبه فرار ۲۰ برابر وتر ایرفویل در نظر گرفته شده‌است. با ایجاد یک شبکه‌بندی مناسب می‌توان حل یک سیستم معادلات دیفرانسیل را تا حد زیادی تسریع نموده و بالعکس انتخاب نامناسب محل نقاط شبکه می‌تواند باعث ناپایداری یا عدم همگرایی در محاسبات گردد. روش متداول این است که در نزدیکی و اطراف ایرفویل برای افزایش دقت محاسبات از شبکه ریزتری در این نواحی استفاده شود. به علت پیچیدگی هندسه ایرفویل، جهت بهبود کیفیت شبکه بندی، دامنه محاسباتی را به چند ناحیه تقسیم شد و هر ناحیه به صورت جداگانه شبکه بندی گردید. این امر کیفیت شبکه بندی را به خصوص در نواحی نزدیک سطح ایرفویل افزایش داده‌است که این گونه مش‌زنی سبب بهبود خاصیت تعامدپذیری خطوط شبکه بر سطح ایرفویل در لبه حمله گردید، شکل ۷.



شکل ۷ انجام مش‌زنی

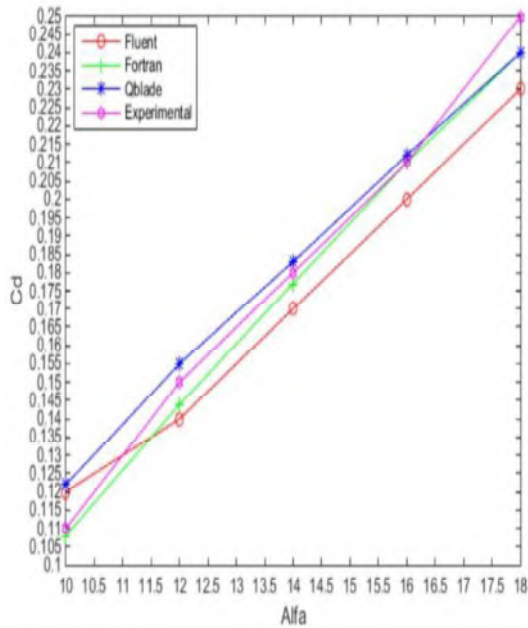
#### ۴-۲ شرایط مرزی

ورودی جریان که علاوه بر مرز ورودی، خطوط بالا و پایین دامنه محاسباتی را نیز شامل می‌شود، با توجه به این که جریان هوای اطراف توربین بادی تراکم ناپذیر است، شرط مرزی ورودی سرعت Inlet Velocity به کار می‌رود. در خروجی جریان، شرط مرزی فشار خروجی Pressure Outlet مورد استفاده قرار گرفته‌است. در این شرط مرزی فشار استاتیک به صورت نسبی در مرز خروجی وارد می‌شود. برای سطح ایرفویل شرط مرزی دیوار Wall به کار می‌رود و با توجه به این که لزجت داریم، شرط عدم لغزش به صورت پیش فرض در حرکت سیال از روش سطح ایرفویل اعمال می‌گردد. مقدار دمای جریان آزاد ۳۰۰ کلوین و فشار یک اتمسفر در نظر گرفته شده‌است.

#### ۴-۳ نحوه شبیه‌سازی در نرم افزار انسیس فلونت

در زمینه قدرت کامپیوتر، به همراه گرافیک قدرت مند و به کارگیری مدل‌های سه بعدی، فرآیند تهیه یک مدل دینامیک سیالات محاسباتی و تحلیل نتایج را آسان‌تر کرده‌است. در این راستا چندین مدل سه بعدی از توربین بادی با محور افقی توسط همین روش ارائه شده‌است. در شکل ۸ میدان طراحی و مش‌زنی به فلونت وارد شده‌است.





شکل ۱۰ ضریب درگ بر حسب زاویه آلفا

روش صفحات گردابه با وجود این که جریان را به صورت غیر لزج مدل می‌کند و تاثیرات جدایش جریان را در نظر نمی‌گیرد، نسبت به نتایج آزمایشگاهی از دقت قابل قبولی برخوردار است و در مقایسه با نتایج فلونت و Q-blade مشخصه‌های آیرودینامیکی را بسیار مناسب‌تر پیش بینی می‌کند. باید توجه داشت که هر چه عدد رینولدز کوچک‌تر باشد، نتایج از دقت قابل قبولی برخوردار هستند، اما از طرف دیگر با افزایش عدد رینولدز و یا سرعت جریان آزاد از دقت حل کاسته‌شده و در نزدیکی‌های عدد رینولدز بحرانی، روش صفحات گردابه کارایی خود را از دست می‌دهد.

ضریب لیفت بدست آمده از کد فرتن در ابتدا در زاویه حمله ۱۰ درجه در حدود ۱۳ درصد با نتایج آزمایشگاهی تفاوت داشت که با افزایش زاویه حمله این مقدار کاهش پیدا کرده و در زاویه حمله ۱۴ درجه به حداقل مقدار خود یعنی ۳ درصد رسیده و سپس تا زاویه حمله ۱۸ درجه افزایش می‌یابد و این اختلاف به ۱۰ درصد می‌رسد.

ضریب لیفت بدست آمده از نرم افزار انسیس فلونت در ابتدا در زاویه حمله ۱۰ درجه در حدود ۱۹ درصد که با افزایش زاویه حمله در زاویه ۱۴ درجه این اختلاف به ۲۳ درصد و در زاویه ۱۸ درجه درصد اختلاف به ۳۰ درصد رسیده‌است که این خطا می‌تواند ناشی از مش‌زنی، استفاده از Scheme و گسسته‌سازی باشد.

ضریب لیفت بدست آمده از نرم افزار Q-Blade در زاویه حمله ۱۰ درجه اختلافی در حدود ۱۸ درصد داشته که با افزایش زاویه حمله این اختلاف در زاویه حمله ۱۴ درجه به ۲۵ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۳۱ درصد رسیده‌است که در مقایسه با نرم‌افزار انسیس فلونت این اختلاف زیاد و در مقایسه با کدنویسی فرتن این اختلاف خیلی زیاد می‌باشد که در جدول ۲ اعداد بدست آمده از تحلیل‌ها نشان داده شده‌است.

جدول ۲ مقایسه نتایج عددی فرتن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی برای ضریب برآ

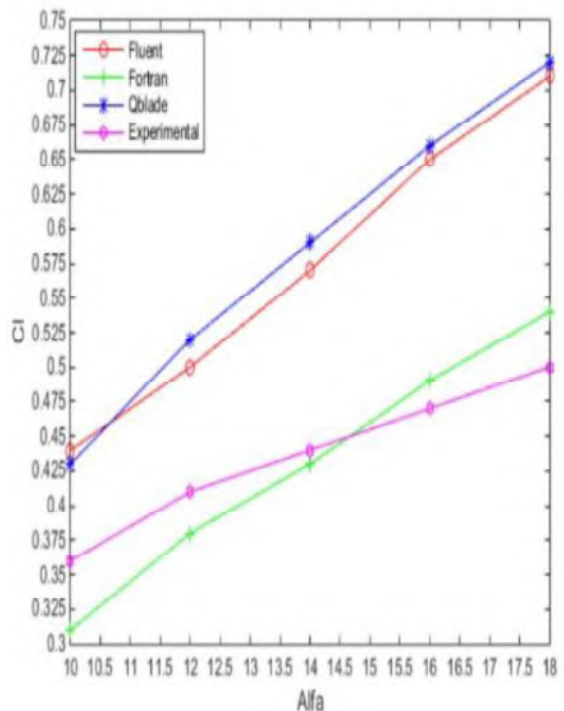
۵	$C_L$	۰/۱۹۵	۰/۲۰	۰/۲۰
۵	$C_D$	۰/۰۵۳	۰/۰۵۴	۰/۰۵۴
۱۰	$C_L$	۰/۳۶۳	۰/۳۷۵	۰/۳۷۵
۱۰	$C_D$	۰/۱۲۲	۰/۱۲۰	۰/۱۲۰

با توجه به جدول مشاهده می‌شود که نتایج با افزایش سلول‌های شبکه از تعداد ۱۳۰۰۰۰ تغییر نکرده‌است و اصطلاحاً گفته می‌شود که حل مستقل از شبکه شده‌است.

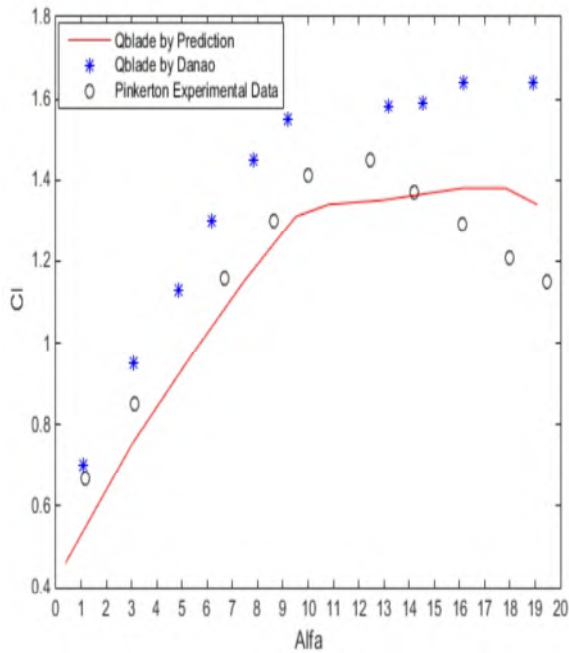
## ۵- بحث و نتایج

### ۵-۱- مقایسه نتایج ضریب برآ و پسا

جریان در اطراف ایرفویل NACA0012 و با عدد رینولدز ۲۰۷۰۰ شبیه‌سازی شده به طوری که طول وتر ایرفویل برابر یک متر و سرعت جریان آزاد برابر ۰/۳ متر بر ثانیه و از هوا به عنوان سیال عامل در دمای ۲۹۳/۱۵ درجه کلوین در نظر گرفته‌شد و برای بررسی صحت نتایج به دست آمده از این کد، نتایج حاضر را با نتایج آزمایشگاهی لایتون [۱۲]، نرم افزار Q-blade و انسیس فلونت مقایسه کرده که نتایج بدست آمده از دقت قابل قبولی برخوردار بودند. در شکل‌های ۹ و ۱۰ ضرایب لیفت و درگ بدست آمده نشان داده شده‌است.



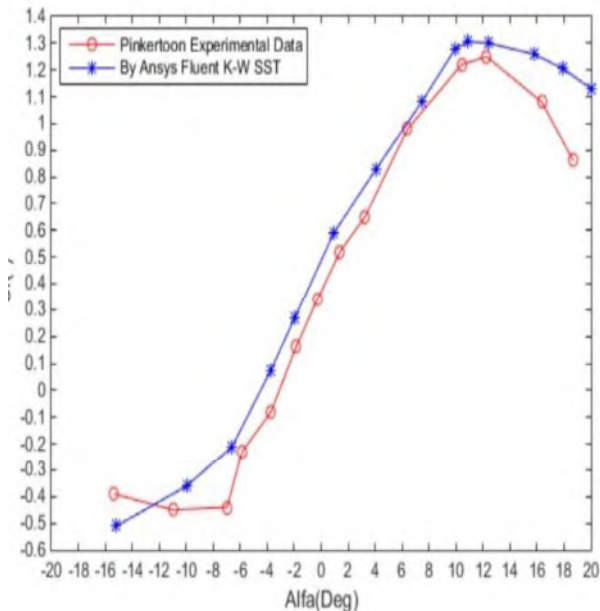
شکل ۹ ضریب لیفت بر حسب آلفا



شکل ۱۱ اعتبارسنجی داده‌های Q-blade

### ۵-۳- اعتبار سنجی نتایج انسیس فلونت

برای صحت سنجی نتایج انسیس فلونت، نتایج بدست آمده را با نتایج تجربی Pinkerton [۱۳] مقایسه می‌کنیم که نتایج بدست آمده در شکل ۱۲ نشان داده شده که از مطابقت خوبی برخوردار است.



شکل ۱۲ مقایسه تحلیل عددی ضریب لیفت به زاویه حمله با نتایج تجربی

### ۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق از روش صفحات گردابه برای حل جریان آرام در اطراف ایرفویل NACA0012 و تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی آن از جمله ضرایب لیفت و درگ استفاده شد. بدین منظور هر دو سطح بالایی و پایینی

زاویه حمله	کد فرتن	فلونت	آزمایشگاهی	Q-Blade
۱۰	۰/۳۱	۰/۴۴	۰/۴۶	۰/۴۳
۱۲	۰/۳۸	۰/۴۹	۰/۴۱	۰/۵۱
۱۴	۰/۴۲	۰/۵۶	۰/۴۳	۰/۵۸
۱۶	۰/۴۸	۰/۶۴	۰/۴۷	۰/۶۶
۱۸	۰/۵۴	۰/۷۱	۰/۴۹	۰/۷۲

اما در ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف ضریب درگ حاصل از کدنویسی فرتن با مقادیر آزمایشگاهی کاهش پیدا کرده‌است به طوری که در زاویه حمله ۱۰ درجه این اختلاف در حدود ۲ درصد و در زاویه حمله ۱۴ درجه این اختلاف برابر ۳ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۴/۸ درصد می‌رسد.

در ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف ضریب درگ حاصل از انسیس فلونت با مقادیر آزمایشگاهی در زاویه حمله ۱۰ درجه این اختلاف در حدود ۸ درصد و در زاویه حمله ۱۴ درجه این اختلاف برابر ۵/۵ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۹/۲ درصد می‌رسد که در زاویه حمله ۱۴ درجه این خطا مقدار کمتری نسبت به زوایای ۱۰ و ۱۸ درجه داشته است.

در ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف ضریب درگ حاصل از نرم افزار Q-Blade با مقادیر آزمایشگاهی در زاویه حمله ۱۰ درجه این اختلاف در حدود ۱۰/۶ درصد و در زاویه حمله ۱۴ درجه این اختلاف برابر ۱/۲ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۵/۲ درصد می‌رسد که در زاویه حمله ۱۴ درجه این خطا مقدار کمتری نسبت به زوایای ۱۰ و ۱۸ درجه داشته که در جدول ۳ مقایسه نتایج عددی فرتن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی برای ضریب پسا بدست آمده‌است.

جدول ۳ مقایسه نتایج عددی فرتن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی برای ضریب پسا

زاویه حمله	کد فرتن	فلونت	آزمایشگاهی	Q-Blade
۱۰	۰/۱۰۸	۰/۱۲۰	۰/۱۱۰	۰/۱۲۳
۱۲	۰/۱۴۱	۰/۱۳۷	۰/۱۴۷	۰/۱۵۲
۱۴	۰/۱۷۳	۰/۱۶۸	۰/۱۷۷	۰/۱۷۹
۱۶	۰/۲۰۷	۰/۱۹۹	۰/۲۰۸	۰/۲۰۹
۱۸	۰/۲۳۸	۰/۲۲۷	۰/۲۵۰	۰/۲۳۷

### ۵-۲- اعتبارسنجی داده‌های Q-blade

برای صحت کار انجام شده در مرحله اول، نتایج به دست آمده را با داده‌های عملی بدست آمده توسط پینکرتون [۱۳] و تحلیل داناو [۱۴] برای ایرفویل NACA4412 در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰ و زوایای صفر تا ۲۰ درجه مقایسه و اعتبار سنجی شد که نتایج بدست آمده مطابقت خوبی داشت که در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است.

سرعت خارج صفحات گردابه	$\gamma$
ضخامت	$t$

### ۹- مراجع

- [1] J. Moores, *Potential Flow 2-Dimensional Vortex Panel Model: Applications to Wingmills*. Bachelor of Science Thesis, University of Toronto, Canada, ۲۰۰۳.
- [2] H. Wonga, K. Chonga, W. Sukiman, N. Chew, S. Shiah, and T. Wang, Performance enhancements on vertical axis wind turbines using flow augmentation systems: A review, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 73 pp 904-921, 2017.
- [3] T. W. Chiou, Prediction of The Aerodynamic Loads on a Railway Train in a Cross-Wind at Large Yaw Angles Using an Integrated Two and Three Dimensional Source/Vortex Panel Method, *Journal of Energy Conversion and Management*, 48(2): 454-461, 1995.
- [4] L. Wang, L. Zhang, and N. D. Zeng, A Potential Flow 2D Vortex Panel Model: Applications to Vertical Axis Straight Blade Tidal Turbine. *Energy Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 57(1): ۱۹-۳۹, ۲۰۰۷.
- [5] Z. H. Chen, A Vortex Based Panel Method for Potential Flow Simulation Around a Hydrofoil, *Journal of Fluids and Structures*, ۲۸(۱): ۳۷۸-۳۹۱, ۲۰۱۲.
- [6] T. W. Chiu, A Two-Dimensional Second Order Vortex Panel Method for the Flow in a Cross-Wind Over a Train and Other Two-Dimensional Bluff Bodies. 37(1): 43-6۴, ۱۹۹۱.
- [7] T. Sakajo, Numerical Computation of a Three-Dimensional Vortex Sheet in a Swirl Flow. *Fluid Dynamic Research*, 28(16): 423-4۴۸, ۲۰۰۱.
- [8] S. Schmitz, and J. J. Chattot, A Coupled Navier-Stokes/Vortex-Panel Solver for the Numerical Analysis of Wind Turbines, *Computers and Fluids*. 35(7): 742-745, 2006.
- [9] M. J. Stock, W. Dahm and G. Tryggvason Impact of a Vortex Ring on a Density Interface Using a Regularized Inviscid Vortex Sheet Method. *Journal of Computational Physics*, 227(21): 9021- 9۰۴۳, ۲۰۰۸.
- [10] J. Vince, *Mathematics for Computer Graphics*, 3rd Edition, Springer, pp. 17-37, 2010.
- [11] N. Gregory and P. G. Wilby, *NPL 9615 and NACA0012 a Comparison of Aerodynamic Data*. Aeronautical Research Council, C.P.No.1261.
- [12] E. V. Laiton, Wind Tunnel Tests of Wings at Reynolds Numbers Below 70 000. *Experiments in Fluids*, 23(5): 405-4۰۹, ۱۹۹۷.
- [13] R. M. Pinkerton, *The variation with Reynolds number of pressure distribution over an airfoil section*, Technical Report No. 613, NASA, Cranfield, UK, 1938.
- [14] L.A. Danao, B. Abuan and R. Howel, Design analysis of a horizontal axis tidal turbine, ۲۰۱۶.

ایرفویل را توسط تعداد زیادی صفحه گردابه پوشانده و با تعیین مقاومت گردابه برای هر یک از این صفحات، گردش کلی و همچنین نیروی لیفت را تعیین کرده که نتایج بدست آمده نشان دادند که روش صفحات گردابه برای جریان‌هایی با سرعت کم، بسیار خوب عمل کرده به طوری که نتایج بدست آمده از کد فرتن بسیار نزدیک به نتایج آزمایشگاهی بوده و همچنین روش صفحات گردابه مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل NACA0012 را از نرم‌افزار فلونت و Q-blade به مراتب بهتر مدل کرد.

بنابراین می‌توان از روش صفحات گردابه به عنوان روشی ساده، قابل اعتماد و کم‌هزینه در جریان‌های آرام در اطراف ایرفویل استفاده کرد.

### ۸- فهرست علائم

پارامتر بیزیر	$T$
نقطه کنترلی	$P_1$
نقطه ابتدایی	$P_2$
نقطه انتهایی	$P_3$
گردش حول مقطع بال	$\Gamma$
ضریب برآ	$C_L$
ضریب پسا	$C_D$
سرعت مماس صفحات گردابی	$u$
گردش کلی صفحات	$\mathcal{T}$
نیروی لیفت	$L$
مقاومت متغیر	$\gamma(s)$
فاصله هر نقطه زام	$r_{pj}$
زاویه صفحه گردابه	$\theta_{pj}$
سرعت القا شده توسط نقطه زام	$\Delta\varphi_j$
سرعت عمودی القا شده توسط صفحه n ام	$U_{\infty,n}$
طول صفحه z	$S_j$

