



Numerical and experimental study of NACA airfoil in low Reynolds numbers for use of Darriues vertical axis micro-wind turbine

Hossein Seifi^{1*}, Shahriar Kouravand², Mohsen Seifi Davary³

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

2- Associate Professor, Mechanical Engineering, College of Abouraihan, University of Tehran, Tehran, Iran

3- Master Civil Engineering Student, Islamic Azad University- Germei Branch, Germei, Iran

* P.O.B. 9971756499 Chabahar, Iran, hseifidavary@gmail.com

Received: 6 September 2020 Revised: 9 December 2021 Accepted: 23 February 2023

Abstract

The three low Reynolds number airfoils, NACA0015, NACA0018, and NACA0021, were examined. First, CFD and experimental testing were done in the wind tunnel using the numerical Vortex-Blade method, and it was used for the panel method of the KW-SST model. The findings demonstrated that the Reynolds numbers are more affected by airfoils when there are two airfoils present, as opposed to when there are more than two. The segmentation coefficient has been used to remove the tip radius and lift coefficient in the angle of attack less and less than other methods, according to comparison and results that showed that the method of vortex shedding and lift coefficient ratios in angle of attack between 10° and 18° in the laboratory were analyzed. In the attack angle of 10° and CFD model with a 1.8 and 2.3% error rate, increasing the attack angle of the CFD model, and Fortran at an attack angle of 18° with the 4 and 5.2% Fortran model and at the top of the CFD model for the analysis.

Keywords: Airfoil, Reynolds number, Lift coefficient, Drag coefficient, CFD

1. Introduction

Many studies have been conducted on the optimization of wind and water turbine blades as well as the optimization of wind turbine characteristics like self-starting since the wind turbine blade has a significant impact on the effectiveness and output power of a wind turbine. Rotor rotation, aspect ratio, and others have all been researched [1-3].

The vortex plate method, which employs potential flow theory and zero tangential velocity on the wall (non-slip condition) to analyze laminar flows with low Reynolds numbers, is one of the most precise techniques available. Since the 1970s, the vortex plate method has been a popular numerical technique. The spring plate approach is quite similar to this one [4], however the spring plates are only utilized in lift-less circumstances because the spring has no circulation. Vortices are moving in both directions.

Chiu [5] used the method of spring and vortex plates to study the current flowing around the train in 1995 in order to calculate the aerodynamic forces, and the results using lab data were highly promising. Wang et al. [6] demonstrated in 2007 that the vortex plate method produces results that are significantly more accurate than the classical flow model of free vortices

coupled with the finite element method. They did this by using the vortex plate method as well as the vortex flow model of the flow around the gas turbine blade. In order to recreate a two-dimensional flow around a hydrofoil that was entirely submerged in free water in 2012, Zhen Chen [7] used the vortex plate method.

2. Solution Theory and Governing Equations

Vortex plate is a method used in low speed airfoil analysis. The airfoil is considered in a free flow in incompressible and non-viscous flow with speed U and its surface is covered with a vortex plate with variable resistance γ (s) which aims to determine the changes γ in terms of s is such that the induced current field from the vortex plate, when combined with the free current, turns the vortex plate into a flow line.

2.1. Geometries Study

This study examines the fluid flow around the symmetrical airfoils NACA0015, NACA0018, and NACA0021, which are frequently utilized in aerodynamics, particularly wind turbines.

The length of the vortex plates should be chosen as

carefully as feasible and in accordance with the lower processing costs in this code in order to reach the accurate answer. Each vortex plate measures 0.001 chord length in length.

2.2. Aerodynamic Design Using Q-blade Software

The embossing procedure was carried out by the Q-blade v0.9 software, which also helped choose the airfoil. The software given is used to compute wind turbines. Speed can be used to create an appropriate airfoil, evaluate its polar performance at 360-degree angles, and model and design wind turbine airfoils. Used. With the aid of momentum models and the proper technique, this software simulates the aerodynamics of vertical-axis wind turbines [8].

3. Numerical Simulation

The computational domain was separated into four regions and each area was networked individually in order to increase the quality of networking due to the intricacy of the airfoil geometry. This has improved the orthogonal character of the grid lines on the airfoil surface at the edge of the attack and improved the grid quality, particularly close to sections of the airfoil surface. Ansys is used to mesh the airfoil geometry and form the network, which is then utilized to surround the airfoil with a C-shaped computational amplitude.

3.1. Independence from the network

In order to obtain an accurate result, the outcomes of the numerical solution must be independent of the network that was established. A study was carried out using three different types of networks in steady state, at zero, five, and 10 degrees of angle of attack, and for the NACA0015 airfoil three types of networks, large, with 50,000, medium, and small, to examine the independence of numerical solution and the outcomes of the computational network and it was used with 50000, 100000, and 150,000 were examined.

3.2. Laboratory equipment and methods

The wind tunnel used in the experiment is a "open circuit wind tunnel," where air is drawn from the free atmosphere and discharged back into the open environment after passing through various sections of the tunnel channel and the test section. In this scenario, the inlet current and the output have no relationship to one another and have no impact on one another. It also has a current measuring device of the type of hot, one-dimensional wire flowmeter with a maximum nominal free current. The air is a subsonic wind tunnel, with an air range of 0 to 30 m/s and an incompressible air flow.

This instrument comprises a closed test chamber with a 180 cm length, 40 by 40 cm square cross section, and

Plexiglas. The test's airfoil, model NACA0015, was made of aluminum using a CNC machine. Its chord length is 6.4 cm, blade height is 40 cm, and its width is precisely equal to the tunnel's width to account for the effects of wing tip vertices entering the field. Avoid leaving any two-dimensional current, test your experiments using angles of attack between 10 and 18 degrees and Reynolds numbers up to 27,000, and test your constructed model using a common template.

4. Conclusions

This study looked into the numerical and laboratory analysis of the NACA Airfoil for use in Large vertical axis wind turbines at low Reynolds numbers. Three airfoils, NACA0015, NACA0018, and NACA0021, were first studied and aerodynamically analyzed in low Reynolds numbers using panel numerical method based on vortex linear distribution, Q-Blade, CFD, and experimental experiments in wind tunnel. FORTRAN computer code was used for the panel method, and KW-SST model was used for CFD method by ANSYS-FLUENT software. The findings revealed:

The coefficient of all three airfoils increased with increasing angle of attack in Reynolds number 17890, with NACA0015 having a greater coefficient of coefficient than the other two airfoils. The highest ratio of lift to drag coefficient is at the angle of attack of 13 degrees and equal to 2.58, and at this speed, NACA0015 airfoil compared to two airfoils has a greater drag coefficient than the other two airfoils. Other criteria are better for selection.

5. References

- [1] H. Seifi Davari and S. Kouravand, Improving the Performance Self-Starting of the Vertical Axis Wind Turbine Using Porous Blade, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, No. 5, pp.1199-1209, 2020.
- [2] H. Seifi, S. Kouravand, M. S. Davary and S. Mohammadzadeh, Numerical and Experimental study of the effect of increasing aspect ratio of self-starting force to vertical axis wind turbine, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 10, No. 1, pp. 1-14, 2023.
- [3] H. Seifi Davary, S. Kouravand and I. Khatami, Experimental Study of Porous Blade Effect on the Rotation of Darriues Vertical Axis Wind Turbine, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, No. 1, pp. 181-191, 2020.
- [4] H. Seifi and M. Seify Davari, Aerodynamic Analysis and Numerical Simulation of Naca0012 Airfoils Wind Turbine Using Vortex Plates Numerical Method, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 7, No. 1, pp. 20-27, 2020.
- [5] T. 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*, Vol. 48, No. 2, pp. 454-461, 1995.
- [6] 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*, Vol. 57, No. 1, pp. 19-39, 2007.
- [7] Z. H. Chen, A Vortex Based Panel Method for Potential Flow Simulation Around a Hydrofoil, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 28, No. 1, pp. 378-391, 2012.

- [8] L. Pagnini, G. Piccardo, M. P. Repetto, Full scale behavior of a small size vertical axis wind turbine, *Renewable Energy*, Vol. 127, pp. 41-55, 2018.

مطالعه عددی و آزمایشگاهی ایرفویل ناکا در اعداد رینولدز پایین جهت استفاده در میکروتوربین بادی عمود محور داریوس

حسین سیفی^{1*}، شهریار کوراوند²، محسن سیفی داوری³

1- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه دریانوردی و علوم دریایی چابهار، چابهار، ایران

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، پردیس ابوریحان، دانشگاه تهران، تهران، ایران

3- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی عمران، دانشگاه آزاد اسلامی واحد گرمی، گرمی، ایران

* چابهار، صندوق پستی 9971756499، hseifidavary@gmail.com

چکیده

سه ایرفویل NACA0015، NACA0018 و NACA0021 در اعداد رینولدز پایین مورد مطالعه آیرودینامیکی قرار گرفت. ابتدا با استفاده از روش عددی پنل بر پایه توزیع خطی گردابه، Q-Blade، CFD و آزمایش تجربی در تونل باد انجام و برای روش پنل از کد کامپیوتری زبان FORTRAN و برای روش CFD از مدل KW-SST نرم افزار Fluent استفاده شد. نتایج نشان داد ایرفویل NACA0015 در مقایسه با دو ایرفویل دیگر در اعداد رینولدز بررسی شده ماکزیمم نسبت ضریب برآ به پسای بیش تری داشته و نسبت به دو ایرفویل دیگر دیرتر با استال مواجه می گردد. سپس ایرفویل NACA0015 انتخاب و در عدد رینولدز 27000 ضریب برآ، ضریب پسا و نسبت ضرایب برآ به پسا در محدوده زاویه 10 تا 18 درجه در آزمایشگاه مورد مطالعه تجربی و با داده های Q-Blade، فرترن و مدل KW-SST مقایسه و نتایج نشان داد روش صفحات گردابه برای جریان هایی با عدد رینولدز کم، ضریب پسا و نسبت ضرایب برآ به پسا را در زاویه حمله کم تر و ضریب برآ را در زاویه حمله بیش تر بسیار خوب مدل کرده و درصد خطای کم تری نسبت به سایر روش های مورد بررسی دارد. نسبت ضرایب برآ به پسا در زاویه حمله 10 درجه مدل فرترن و CFD با درصد خطای 1/8 و 2/3 درصد و با افزایش زاویه حمله مدل CFD و فرترن در زاویه حمله 18 درجه با درصد خطای 4 و 5/2 درصد مدل کرده که در زاویه حمله کم تر مدل فرترن و در زاویه حمله بالا مدل CFD برای تحلیل مناسب است.

کلیدواژگان: ایرفویل، رینولدز، ضریب برآ، ضریب پسا، دینامیک سیالات محاسباتی

Numerical and experimental study of NACA airfoil in low Reynolds numbers for use of Darriues vertical axis micro-wind turbine

Hossein Seifi^{1*}, Shahriar Kouravand², Mohsen Seifi Davary³

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

2- Associate Professor, Mechanical Engineering, College of Abouraihan, University of Tehran, Tehran, Iran

3- Master Civil Engineering Student, Islamic Azad University- Germei Branch, Germei, Iran * P.O.B. 9971756499 Chabahar, Iran, hseifidavary@gmail.com

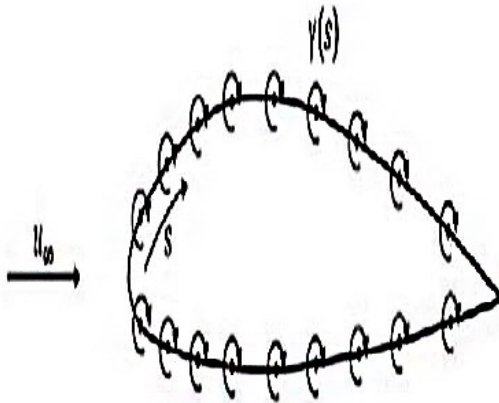
Abstract

The three low Reynolds number airfoils, NACA0015, NACA0018, and NACA0021, were examined. First, CFD and experimental testing were done in the wind tunnel using the numerical Vortex-Blade method, and it was used for the panel method of the KW-SST model. The findings demonstrated that the Reynolds numbers are more affected by airfoils when there are two airfoils present, as opposed to when there are more than two. The segmentation coefficient has been used to remove the tip radius and lift coefficient in the angle of attack less and less than other methods, according to comparison and results that showed that the method of vortex shedding and lift coefficient ratios in angle of attack between 10° and 18° in the laboratory were analyzed. In the attack angle of 10° and CFD model with a 1.8 and 2.3% error rate, increasing the attack angle of the CFD model, and Fortran at an attack angle of 18° with the 4 and 5.2% Fortran model and at the top of the CFD model for the analysis.

Keywords: Airfoil, Reynolds number, Lift coefficient, Drag coefficient, CFD

1- مقدمه

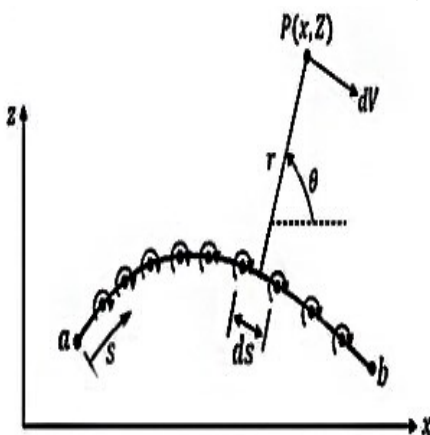
تراکم‌ناپذیر و غیر لزج با سرعت U_∞ مطابق شکل 1 در نظر گرفته و سطح آن را با یک صفحه‌ی گردابه با مقاومت متغیر $\gamma(s)$ پوشانده که هدف تعیین تغییرات γ بر حسب s است به گونه‌ای که میدان جریان القایی از طرف صفحه گردابه زمانی که با جریان آزاد جمع گردد، صفحه گردابه را به یک خط جریان تبدیل نماید. به همین ترتیب گردش حول مقطع بال از معادله $\int \gamma ds$ بدست می‌آید.



شکل 1 شبیه‌سازی ایرفویل دلخواه توسط توزیع صفحه گردابه روی آن با استفاده از فرمول (1) می‌توان لیفت تولید شده توسط نظریه کوتاچاکوفسکی را بدست آورد که برابر است با:

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

در شکل 2 نقطه میانی هر قطعه، نقطه‌ی کنترل است که در آن مولفه‌ی عمودی سرعت جریان صفر است. Γ_{pj} فاصله هر نقطه قطعه j ام تا نقطه p که با محور x زاویه θ_{pj} را می‌سازد.



شکل 2 نمای لبه‌ای صفحه گردابه

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

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

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

با پره توربین بادی نقش بسیار مهمی در بازده و توان خروجی یک توربین بادی ایفا می‌کند و تحقیقات متعددی در زمینه بهینه‌سازی پره توربین بادی و آبی صورت گرفته و در مورد بهینه‌سازی ویژگی توربین‌های بادی نظیر خودشروع شوندگی، نسبت منطقی و دوران روتور مطالعاتی انجام یافته است [1-3]. سان، لی، گائو، هوانگ و گراسو تحقیقاتی را بر روی ایرفویل با استفاده از برنامه‌های آنالیز ایرفویل‌ها و تئوری المان مومنوم انجام داده‌اند [4-6].

یکی از روش‌های دقیق که در بررسی جریان‌های آرام با اعداد رینولدز پایین مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش صفحات گردابه [7] است که با استفاده از تئوری جریان پتانسیل و صفر نمودن سرعت مماسی روی دیواره (شرط عدم لغزش) به وسیله گردابه‌ها و شرط کوتا انجام می‌پذیرد. روش صفحات گردابه روشی عددی است که از دهه 1970 کاربرد گسترده‌ای پیدا کرده که این روش به طور مستقیم مشابه روش صفحه چشمه است اما چون چشمه دارای گردش صفر است، صفحات چشمه تنها برای موارد بدون لیفت کاربرد دارند و برعکس، گردابه‌ها دارای گردش هستند.

چیو [8] در سال 1995 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 با داده‌های آزمایشگاهی داشت. وانگ و همکارانش [9] در سال 2007 میلادی با استفاده از روش صفحات گردابه و همچنین مدل جریان گردابه اطراف تیغه توربین گازی را بررسی و نشان دادند که در مقایسه با مدل کلاسیک جریان گردابه‌های آزاد کوپل شده با روش اجزاء محدود، روش صفحات گردابه نتایج به مراتب دقیق‌تری را نشان می‌دهند. ژی چن [10] در سال 2012 میلادی برای شبیه‌سازی جریان دو بعدی 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 [7, 11, 12, 13, 14] انجام شده اما تحقیقات بر روی انواع ایرفویل‌ها کم‌تر مورد توجه قرار گرفته شده است که در این تحقیق به مطالعه عددی و آزمایشگاهی ایرفویل ناکا در اعداد رینولدز پایین جهت استفاده در میکروتوربین بادی عمود محور داریوس پرداخته می‌شود. در ابتدا سه ایرفویل NACA0015، NACA0018 و NACA0021 در اعداد رینولدز پایین مورد مطالعه و تحلیل آیرودینامیکی قرار گرفته و سپس ایرفویلی که شرایط مناسبی داشته باشد مورد مطالعه عددی و تجربی در عدد رینولدز 27000 و محدوده زاویه 10 تا 18 درجه قرار می‌گیرد.

2- تئوری حل و معادلات حاکم

2-1- روش عددی صفحات گردابه

صفحه گردابه روشی است که در تحلیل ایرفویل در سرعت‌های پایین مورد استفاده قرار می‌گیرد. ایرفویل مورد نظر را در یک جریان آزاد در جریان

برابر $S_j \gamma_j$ و گردش کلی ناشی از همه صفحات و همچنین نیروی لیفت برابر است با:

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

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

2-2- هندسه‌های مورد بررسی

در این پژوهش جریان سیال در اطراف ایرفویل‌های متقارن NACA0015، NACA0018 و NACA0021 که از مقاطع پر کاربرد در علم آیرودینامیک و به ویژه توربین‌های بادی است مورد بررسی قرار می‌گیرند.

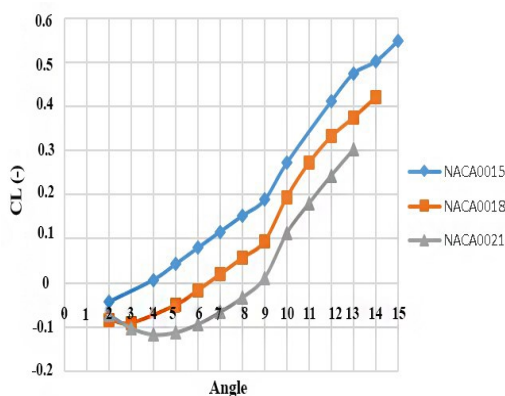
در این کد برای بدست آوردن حل دقیق باید طول صفحات گردابه تا حد امکان و با توجه به هزینه‌های محاسباتی کوچک‌تر انتخاب شود. هر سطح ایرفویل به 1022 صفحه تقسیم و در کل مجموع سطوح بالایی و پایینی ایرفویل برابر 2044 صفحه گردابه که هر صفحه گردابه دارای طولی برابر 0/001 طول وتر است.

2-3- طراحی آیرودینامیکی با استفاده از نرم افزار Q-blade

برای انجام روند شبیه‌سازی و انتخاب ایرفویل از نرم افزار Q-blade v0.9 استفاده شد. نرم‌افزار ذکر شده برای محاسبات توربین‌های بادی استفاده می‌شود که با استفاده از سرعت می‌توان ایرفویل مناسب را طراحی و عملکرد قطبی آن را در زوایای 360 درجه بررسی کرد و در طراحی ایرفویل توربین بادی و شبیه‌سازی آن‌ها مورد استفاده قرار داد. این نرم‌افزار با استفاده از مدل‌های مومنتم و الگوریتم صحیح شبیه‌سازی آیرودینامیک توربین بادی محور عمودی را انجام می‌دهد [15].

2-4- ضریب برآ، پسا و نسبت ضریب برآ به ضریب پسای ایرفویل‌های انتخابی در عدد رینولدز 17890

شکل 4 با افزایش زاویه حمله، ضریب برآی هر سه ایرفویل افزایش پیدا کرده و ایرفویل ناکا 0015 نسبت به دو ایرفویل دیگر ضریب برآی بیش‌تری دارد و در زاویه 15 درجه ضریب برآی ماکزیمم برابر با 0/55 که بالاترین ضریب برآ در بین ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 17890 است.



شکل 4 ضریب برآی ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 17890

در معادله فوق در قطعه z ام، مقدار γ_j ثابت بوده و انتگرال فقط روی قطعه z ام گرفته شده که پتانسیل در هر نقطه p ناشی از اثرات القایی کلیه قطعات، مجموع معادله 2 برای کلیه قطعات است که نقطه p کاملاً اختیاری بوده که می‌توان آن را در نقطه کنترل قطعه z ام در نظر گرفت. این نقطه کنترل (x_j, y_j) است که به صورت فرمول 4 و 5 تعریف می‌شود:

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

$$\varphi(x_i, y_i) = \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_j^n \theta_{ij} \quad (5)$$

معادله 5 بیان‌گر مجموع سهم تمامی قطعات در پتانسیل القایی نقطه کنترل z ام است که در نقاط کنترل، مولفه عمودی سرعت صفر بوده که مجموع سرعت جریان یکنواخت و سرعت القا شده توسط تمامی قطعات گردابه را نشان می‌دهد. تصویر U_{∞} عمود بر قسمت i ام و 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 5 و 7 مقدار U_n برابر است با:

$$U_n = - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_j^n \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_j} ds_j \quad (8)$$

که در این‌جا منظور مجموع کلیه قطعات است که مولفه عمودی سرعت جریان در نقطه کنترل i ام، مجموع تصویر جریان آزاد (معادله 5) و جریان القایی قطعات گردابه (معادله 8) است. مطابق شرط مرزی مجموع این دو سرعت باید صفر باشد، $U_{\infty, n} + U_n = 0$ با قرار دادن معادلات 5 و 7 در شرط مرزی، معادله 9 حاصل می‌گردد:

$$U_{\infty} \cos \beta_i - \sum_{j=1}^n \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_j^n \frac{\partial \theta_{ij}}{\partial n_j} ds_j = 0 \quad (9)$$

برای بررسی دقیق این موضوع، ایرفویلی را مطابق شکل 3 در نظر گرفته که هدف ما جریان روی سطح و خارج ایرفویل است، بنابراین سرعت جریان را برای هر نقطه داخل ایرفویل، صفر در نظر گرفته شد.



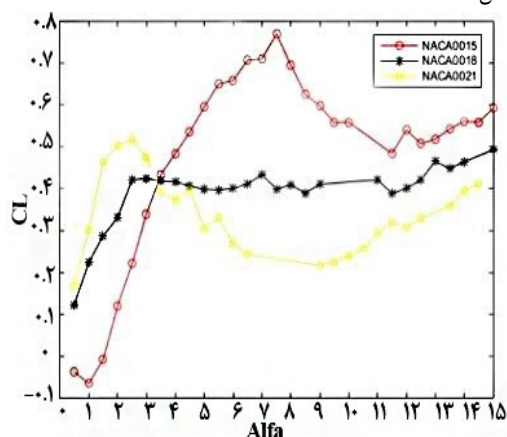
شکل 3 ایرفویل به صورت یک جسم صلب، با سرعت صفر در داخل مقعر

بنابراین سرعت خارج صفحه گردابه به صورت زیر بدست می‌آید:

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

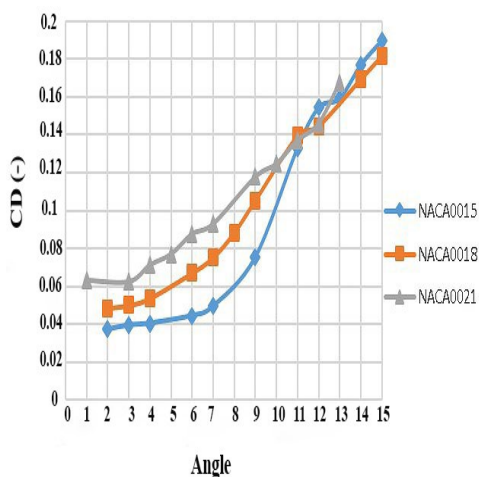
در معادله فوق u معرف سرعت مماس صفحه گردابه و بنابراین در شکل 3 در نقطه a ، U_a و در نقطه b ، U_b و سرعت‌های مماسی سطح ایرفویل برابر با مقادیر موضعی γ هستند. از سوی دیگر توزیع فشار موضعی را می‌توان از معادله برنولی به دست آورد. S_j را طول صفحه z و گردش ناشی از صفحه z ام

3 درجه و ایرفویل ناکا 0015 در زاویه 7/5 درجه به ناحیه استال رسیده است، شکل 7.



شکل 7 ضریب برای ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 35780

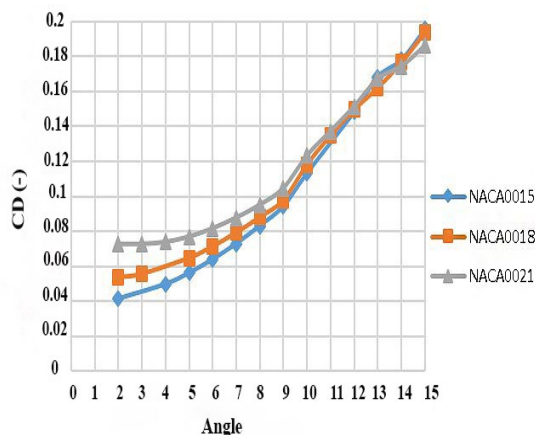
در شکل 8 ایرفویل ناکا 0015 در ابتدا نسبت به دو ایرفویل دیگر ضریب پسای کمتری داشته ولی با افزایش زاویه حمله بیشترین مقدار ضریب درگ در زاویه حمله 15 درجه به مقدار 0/185 رسیده است.



شکل 8 ضریب پسای ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 35780

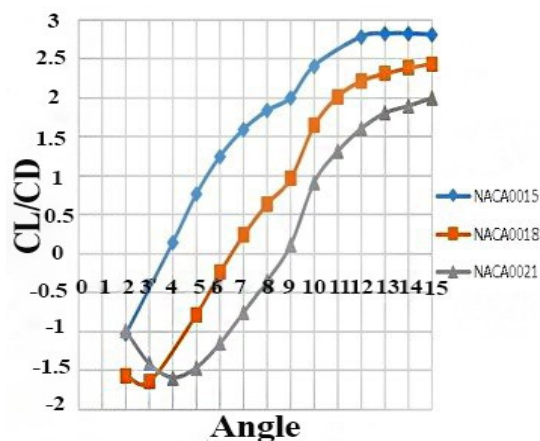
در شکل 9 ایرفویل ناکا 0015 نسبت ضریب برآ به ضریب پسای بیش-تری نسبت به دو ایرفویل دیگر در عدد رینولدز 35780 داشته به طوری که بیشترین مقدار نسبت ضریب برآ به ضریب پسای در زاویه حمله 6/5 درجه و برابر با 15/3 بوده و نسبت ضریب برآ به ضریب پسای برای ایرفویل ناکا 0018 در زاویه حمله 3 درجه و برابر 8/2 بوده که کم‌تر از ایرفویل ناکا 0015 است و برای ایرفویل ناکا 0021 ماکزیمم نسبت ضریب برآ به ضریب پسای در زاویه 3 درجه و برابر 8/5 بوده که کم‌تر از ایرفویل ناکا 0015 است و در این رینولدز ایرفویل ناکا 0015 نسبت به دو ایرفویل دیگر شرایط مناسب‌تری برای انتخاب داشته و نسبت ضریب برآ به ضریب پسای بیش‌تری دارد.

در شکل 5 هر سه ایرفویل مقدار ضریب پسای تقریباً برابری در عدد رینولدز 17890 داشته و هر سه ایرفویل با افزایش زاویه حمله، ضریب پسای هر سه ایرفویل حالت صعودی به خود گرفته‌اند.



شکل 5 ضریب پسای ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 17890

در شکل 6 قابل ایرفویل ناکا 0015 نسبت ضریب برآ به ضریب پسای بیش‌تری نسبت به دو ایرفویل دیگر در عدد رینولدز 17890 داشته به طوری که بیش‌ترین مقدار نسبت ضریب برآ به ضریب پسای در زاویه حمله 13 درجه و برابر 2/58 بوده و نسبت ضریب برآ به ضریب پسای برای ایرفویل ناکا 0018 در زاویه حمله 15 درجه و برابر با 2/40 بوده که کم‌تر از ایرفویل ناکا 0015 و برای ایرفویل ناکا 0021 ماکزیمم نسبت ضریب برآ به ضریب پسای در زاویه 15 درجه و برابر 2 بوده که کم‌تر از دو ایرفویل دیگر است و در این سرعت ایرفویل ناکا 0015 نسبت به دو ایرفویل دیگر شرایط مناسب‌تری برای انتخاب دارد.

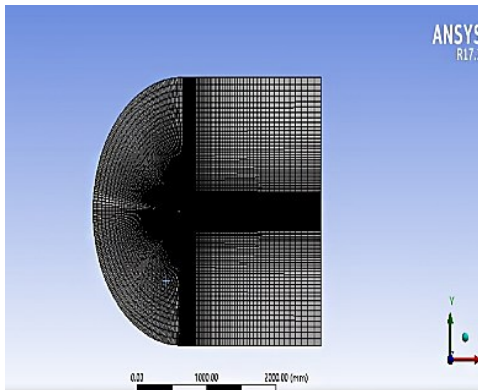


شکل 6 نسبت ضریب برآ به ضریب پسای ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 17890

2-5- ضریب برآ، پسای و نسبت ضریب برآ به ضریب پسای ایرفویل‌های انتخابی در عدد رینولدز 35780

ضریب برای ایرفویل ناکا 0015 با افزایش زاویه حمله ابتدا سیر صعودی به خود گرفته به طوری که در زاویه حمله 7/5 درجه به ماکزیمم مقدار خود یعنی 0/72 و نسبت به دو ایرفویل دیگر دیرتر به ناحیه استال رسیده به طوری که ایرفویل ناکا 0018 در زاویه 4 درجه و ایرفویل ناکا 0021 در زاویه

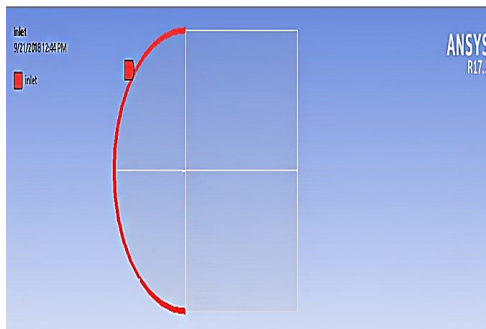
شد. این امر کیفیت شبکه بندی را به خصوص در نواحی نزدیک سطح ایرفویل افزایش داده که این گونه مش‌زنی سبب بهبود خاصیت تعامدپذیری خطوط شبکه بر سطح ایرفویل در لبه حمله گردید. هندسه مقطع پره و مش‌بندی ایرفویل در انسیس انجام و شبکه ایجاد شده ساختار یافته و از دامنه محاسباتی C شکل حول ایرفویل استفاده شده که شعاع نیم دایره حول دامنه 11 برابر وتر و فاصله مرز خروجی دامنه تا لبه فرار 18 برابر وتر ایرفویل بوده و سعی شده تا مقدار ضریب بی بعد γ^+ به اندازه‌ای باشد تا اولین گره در نزدیکی ایرفویل در زیر لایه لزج قرار گرفته باشد. دامنه محاسباتی و نمای نزدیک در شکل 10 نشان داده شده است.



شکل 10 نمایی از شبکه بندی کل ایرفویل NACA0015

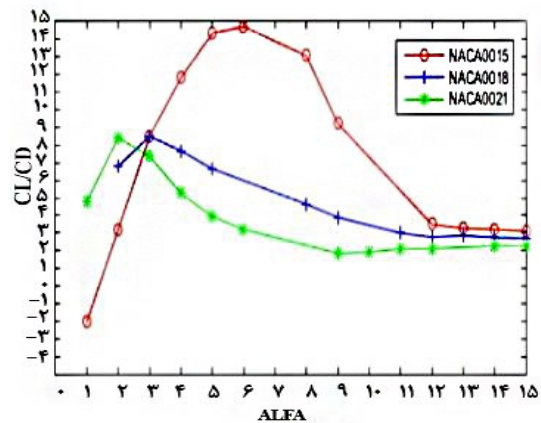
2-3- شرایط مرزی

شرط مرزی ورودی سرعت¹، در خروجی جریان Pressure Outlet که در این شرط مرزی فشار استاتیک به صورت نسبی در مرز خروجی وارد، برای سطح ایرفویل شرط مرزی دیوار Wall و شرط عدم لغزش به صورت پیش فرض در حرکت سیال از روی سطح ایرفویل اعمال و قسمت خروجی شبکه²، قسمت بالا و پایین شبکه³ و ایرفویل⁴ مورد نظر دیوار (Wall) نام گذاری شد، شکل 11.



الف

1. Inlet Velocity
2. Outlet
3. Wall
4. Airfoil



شکل 9 نسبت ضریب برآ به ضریب پسای ایرفویل‌ها در عدد رینولدز 35780

2-6- تئوری حل و معادلات حاکم

تئوری حل جریان سیال در این مسئله تراکم‌ناپذیر است و رفتار جریان را می‌توان برحسب سرعت u ، فشار p بیان کرد که خواص سیال در بازه‌ای از زمان اتفاق می‌افتد که می‌توان با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی تغییرات را برای المان‌های کوچکی از سیال محاسبه کرد و با استفاده از قوانین پیوستگی خواص مورد نظر را به دست آورد. این تغییرات در مقیاس خیلی کوچک رخ می‌دهد و از لحاظ محاسباتی، محاسبه جریان توربولانسی در مقیاس خیلی کوچک بسیار مشکل است. به همین منظور استفاده از روش‌های جای‌گزین همچون روش میانگین پیشنهاد می‌شود. از روش میانگین برای شبیه‌سازی اثرات توربولانسی استفاده می‌گردد. در مدل میانگین زمانی، به جای بررسی صریح رفتار توربولانسی به وسیله معادلات ناویر-استوکس در مقیاس‌های کوچک، ترم‌هایی برای شبیه‌سازی توربولانس میانگین بیان می‌شود و برای این کار معادلات انتقال برای بررسی و مدل‌سازی کل تغییرات توربولانسی جریان حل می‌شود.

معادلات حاکم بر جریان هوا در توربین بادی عمود محور داریوس همان معادلات بقای جرم یا پیوستگی و اندازه حرکت یا همان معادلات تکانه هستند. جریان سیال در این مسئله تراکم‌ناپذیر و به صورت فرمول 13 بیان می‌شود [16] که u, v, w به ترتیب سرعت‌های جریان در راستای x, y, z بوده و ρ چگالی جریان است.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (13)$$

معادله بقای اندازه حرکت را هم می‌توان به صورت فرمول 14 بیان کرد.

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla(\rho v v) = -\nabla p + v \cdot (\tau) + \rho g + F \quad (14)$$

در معادله بالا F و g نیروهای حجمی و شتاب گرانشی، τ تانسور تنش و p فشار است که به صورت فرمول 15 تعریف می‌گردد.

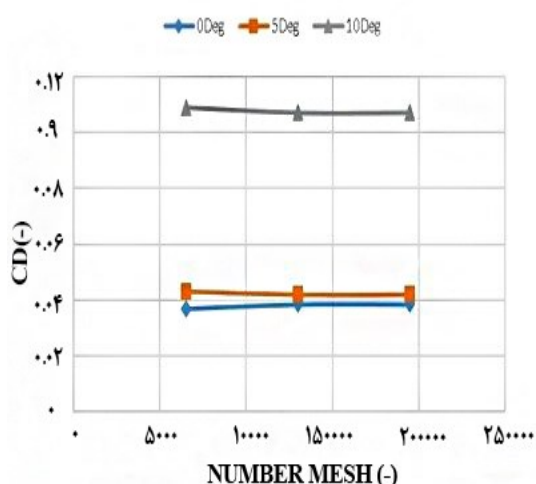
$$\tau = \mu [(\nabla v + \nabla v^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot v I] \quad (15)$$

3- شبیه‌سازی عددی

1-3- نحوه مش‌بندی

به علت پیچیدگی هندسه ایرفویل، جهت بهبود کیفیت شبکه بندی، دامنه محاسباتی به چهار ناحیه تقسیم و هر ناحیه به صورت جداگانه شبکه بندی

شکل 12 استقلال از شبکه ضریب لیفت در زوایای مختلف



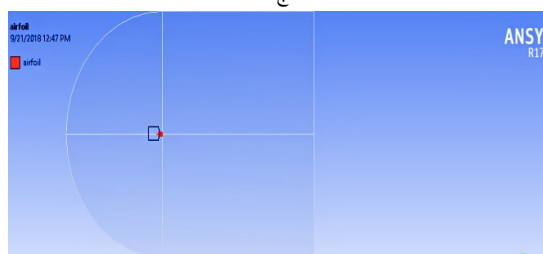
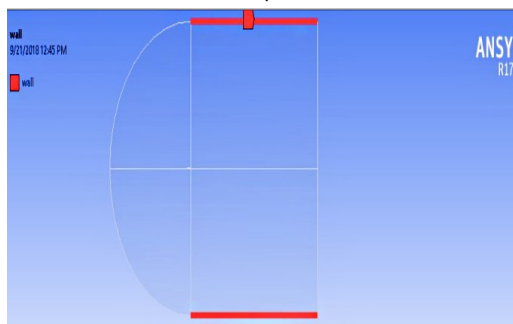
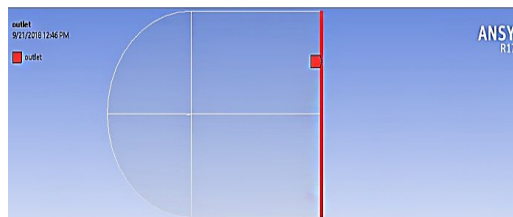
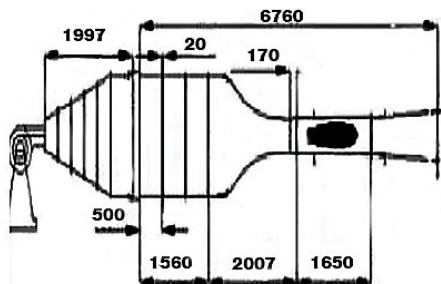
شکل 13 استقلال از شبکه ضریب درگ در زوایای مختلف

با توجه به شکل 12 و 13 مشاهده می‌شود که نتایج با افزایش سلول‌های شبکه تغییری نکرده و حل مستقل از شبکه شده است.

3-4- تجهیزات و روش آزمایشگاهی

تونل بادی مورد استفاده در آزمایش، تونل باد مدار باز نام دارد که هوا از اتمسفر آزاد کشیده شده و پس از عبور از قسمت‌های مختلف کانال تونل و مقطع آزمون، دوباره به محیط آزاد تخلیه می‌شود که در این حالت جریان ورودی و خروجی با هم ارتباطی نداشته و بر روی هم تاثیر نمی‌گذارند و دارای ابزار اندازه‌گیری جریان از نوع جریان سنج سیم داغ و یک بعدی است، حداکثر اغتشاش‌های اسمی جریان آزاد برای دستگاه 0/1 درصد و از نظر سرعت عبور هوا از نوع تونل باد فروصوت با جریان تراکم‌ناپذیر هوا و دارای گستره هوا بین صفر تا 30 متر بر ثانیه است.

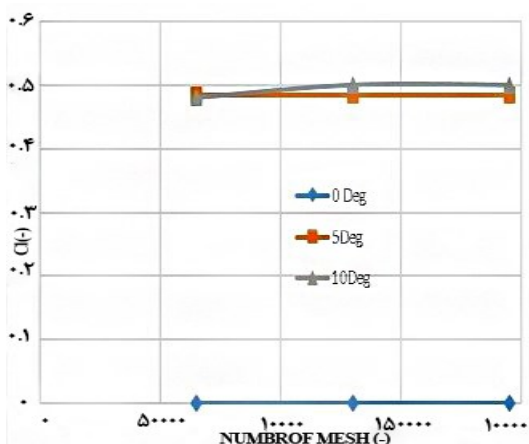
این دستگاه دارای محفظه آزمونی به صورت بسته با سطح مقطع مربعی به ابعاد 40 در 40 سانتی‌متر، طول 180 سانتی‌متر و از جنس پلکسی است. مدل ایرفویل NACA0015 استفاده شده در آزمون، از جنس آلومینیوم که با دستگاه CNC ساخته شده که طول وتر 6/4 سانتی‌متر و ارتفاع پره برابر 40 سانتی‌متر و دقیقاً به اندازه عرض تونل است تا اثرات ورتسیته‌های نوک بال وارد میدان نشود و جریان دوبعدی باقی بماند و آزمایش‌ها در محدوده زاویه حمله 10 تا 18 درجه و در عدد رینولدز 27000 مورد آزمایش قرار گرفته و مدل ساخته شده پس از ساخت توسط شابلون استاندارد تست شده است، (شکل 14).

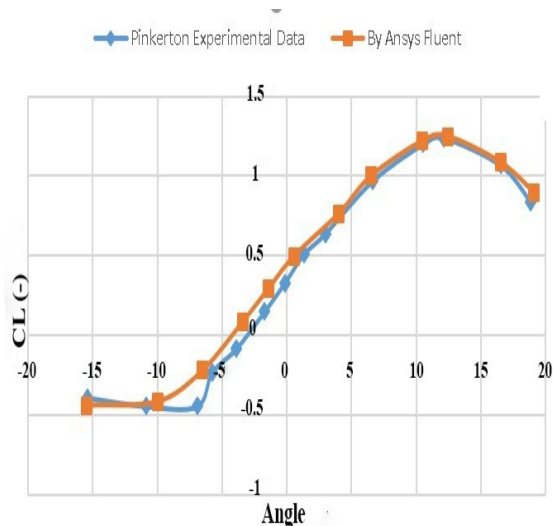


شکل 11 نمایی از شبکه‌بندی کل دامنه حل (الف) و نمای نزدیک ایرفویل (ب)

3-3- استقلال از شبکه

نتایج حل عددی می‌تواند به شبکه ایجاد شده وابسته باشد، لذا برای بدست آوردن جواب دقیق، نتایج می‌بایست مستقل از شبکه ایجاد شده باشند. برای بررسی استقلال حل عددی و نتایج از شبکه محاسباتی تحقیقی انجام شد که در آن سه نوع شبکه متفاوت در حالت پایا و در زاویه حمله صفر، پنج و 10 درجه و برای ایرفویل NACA0015 سه نوع شبکه‌بندی درشت با تعداد 50000، متوسط با تعداد 100000 و ریز به تعداد 150000 مورد ارزیابی قرار گرفت که در شکل‌های 12 و 13 نشان داده شده‌اند.





شکل 14 نمای کلی از تونل باد (ابعاد بر حسب میلیمتر)

تغییرات فشار استاتیک در محفظه آزمایش با توجه به طراحی دیفیوزر متصل به بخش انتهایی ثابت بوده و آزمایش‌ها بر اساس فشار داخل اتاق و فشار 88 کیلوپاسکال آزمایشگاه صورت گرفته و برای اندازه‌گیری سرعت از سرعت‌سنج سیم داغ یک بعدی برای اندازه‌گیری پارامترهای جریان استفاده شده است. این دستگاه ساخت شرکت فرانسجش صبا بوده و حسگر سیم داغ آن از جنس تنگستن به ضخامت 5 میکرومتر و طول موثر 1/25 است که قادر است شدت اغتشاش‌های جریان را تا 50 کیلو هرتز اندازه‌گیری نماید. به منظور اندازه‌گیری پروفیل سرعت از مکانیزم انتقال دهنده پراب استفاده شده که این مکانیزم با سه موتور پله‌ای قادر به حرکت سه بعدی بوده و دقتی در حدود 0/1 میلی‌متر دارد.

3-5- انواع خطاها

در پژوهش حاضر، خطاهای موجود به صورت زیر است:

- الف- خطای اندازه‌گیری سرعت تونل باد: سرعت در مقطع آزمون تست باد با استفاده از سرعت‌سنج و سنسور نصب شده بر روی تونل باد تعیین می‌گردد.
- ب- خطای تنظیم موقعیت قرارگیری مدل در فاصله و زاویه مورد نظر: اگر چه با استفاده از ساعت اندیکاتور، شابلون و ترازسنج دیجیتالی سعی گردید که مدل دقیقاً در محل خود قرار گیرد.
- ج- خطای موجود در ساخت مدل: به دلیل خطای دستگاه‌های ساخت مدل، همواره در این مرحله مقداری خطا ایجاد می‌شود که بر نتایج تست تاثیر می‌گذارد. اما بعد از مونتاژ نهایی دارای یک خطای زاویه‌ای 0/3 درجه بود که در انجام تست‌ها زاویه فوق لحاظ شده است.
- د- خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری: اگر چه دستگاه به دقت کالیبره شده ولی وجود مقداری خطا در ثبت اطلاعات اجتناب‌ناپذیر است. خطاهای دستگاه می‌تواند مربوط به سرعت‌سنج باشد که دارای دقت 0/2 درصد است.

4- بحث و نتایج

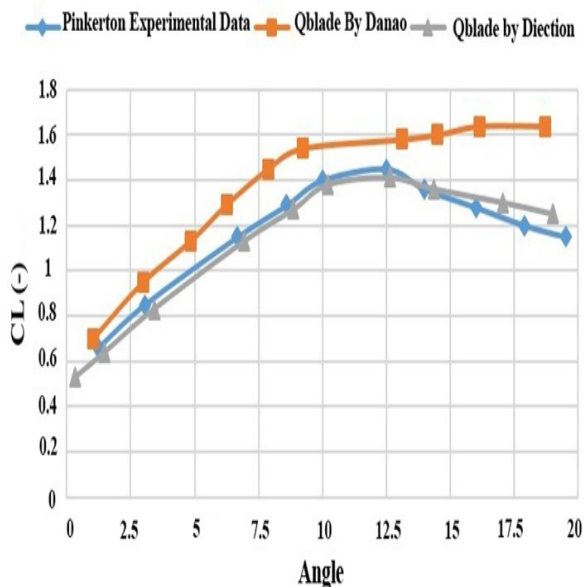
4-1- اعتبارسنجی داده‌های تئوری با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت و

Q-Blade

اعتبارسنجی نتایج انسیس فلونت، با نتایج داده‌های تجربی [17] Pinkerton مقایسه شد که با نزدیک شدن به مرحله واماندگی و در زوایای حمله بالا، به خاطر جدایی جریان و لرزش مدل که به دمنده وارد می‌گردد، نتایج دارای اختلاف در واماندگی است و در زمان افزایش زاویه حمله تا قبل از واماندگی، ضریب نیروی برآ به صورت خطی تغییر کرده و درصد خطا برابر 3/2 درصد است، شکل 15.

شکل 15 مقایسه تحلیل عددی ضریب لیفت به زاویه حمله با نتایج تجربی برای صحت کار انجام شده در مرحله اول نتایج به‌دست آمده را با داده‌های عملی به‌دست آمده توسط پینکرتون [17] و تحلیل داناو [18] برای ایرفویل NACA4412 در عدد رینولدز 250000 و زوایای صفر تا 20 درجه اعتبارسنجی شد، شکل 16.

در زمان افزایش زاویه حمله تا قبل از زاویه واماندگی، ضریب نیروی برآ به صورت خطی افزایش پیدا کرده و در روش حاضر مدل انتخاب شده دقیق‌تر نسبت به مدل داناو، نتایج را پیش‌بینی و با نزدیک شدن به مرحله واماندگی در زاویه حمله بالا، به‌خاطر جدایی جریان، نتایج دارای اختلاف در نزدیکی‌های زاویه واماندگی است و مقدار بیشینه ضریب برآی پیش‌بینی شده در تحقیق حاضر خیلی نزدیک‌تر نسبت به مدل حل شده داناو برای مدل تجربی است و خطای نتایج Q-Blade برابر 5/9 درصد است.

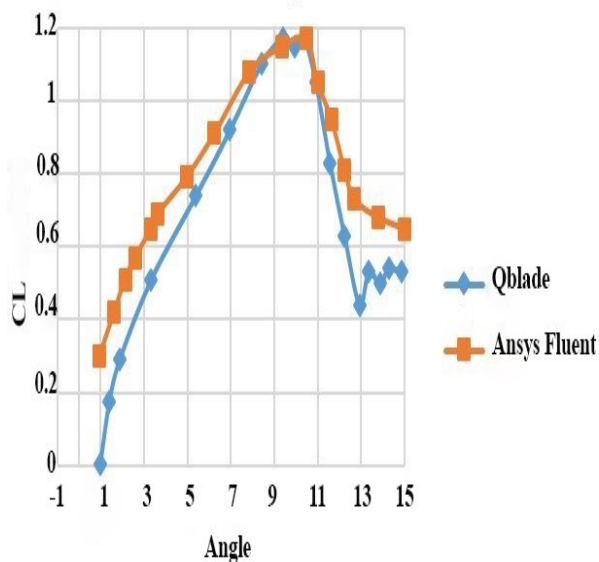


شکل 16 اعتبارسنجی داده‌های Q-blade

4-2- مقایسه نتایج ضریب برآ در نرم‌افزارهای Q-blade و Ansys Fluent

شکل 18 مقایسه داده‌های Q-blade و fluent ضریب لیفت بر زاویه آلفا در سرعت 10 متر بر ثانیه

شکل 19 مقایسه داده‌های ضریب برآ در سرعت 15 متر بر ثانیه بر حسب زاویه آلفا است. با افزایش زاویه آلفا، ضریب برآ افزایش یافته و در زاویه هشت درجه به مقدار ماکزیمم خود یعنی 1/18 رسیده و در این زاویه، واماندگی برای ایرفویل NACA0015 رخ داده و با افزایش بیشتر زاویه آلفا نمودار سیر نزولی به خود گرفته است.

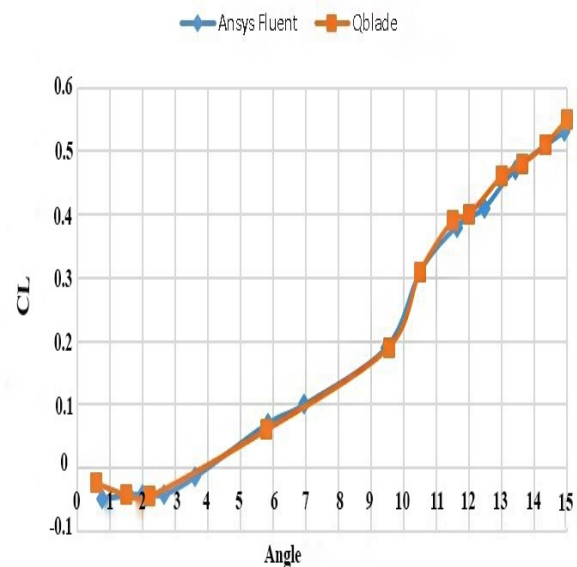


شکل 19 مقایسه داده‌های Q-blade و fluent ضریب لیفت بر زاویه آلفا در سرعت 15 متر بر ثانیه

۴-۳- مقایسه نتایج ضریب برآ

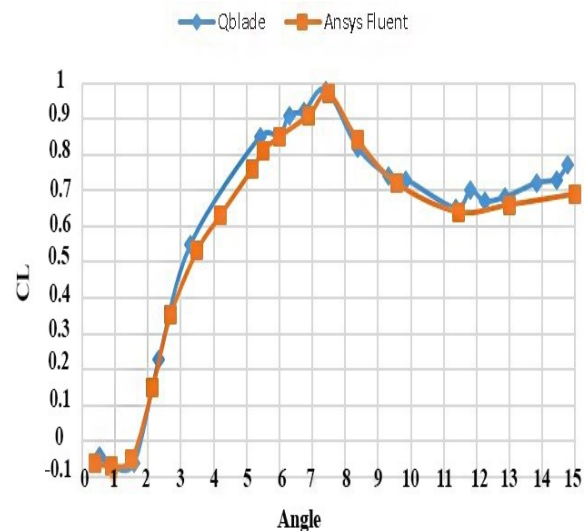
جریان در اطراف ایرفویل NACA0015 در عدد رینولدز 27000 در تونل باد مورد مطالعه تجربی قرار گرفت و برای بررسی صحت نتایج به دست آمده از این کد، نتایج آزمایشگاهی را با داده‌های نرم‌افزار Q-blade، کد فرتن و فلوئنت مقایسه کرده که در شکل‌های 20، 21 و 22 ضرایب برآ، پسا و نسبت ضریب برآ به ضریب پسا نشان داده شد.

شکل 17 مقایسه داده‌های ضریب برآ در سرعت پنج متر بر ثانیه بر حسب زاویه آلفا برای ایرفویل NACA0015 نشان می‌دهد. با افزایش زاویه آلفا، ضریب برآ سیر صعودی به خود گرفته و افزایش یافته که می‌توان در نتایج دو نرم افزار به این نتیجه رسید.



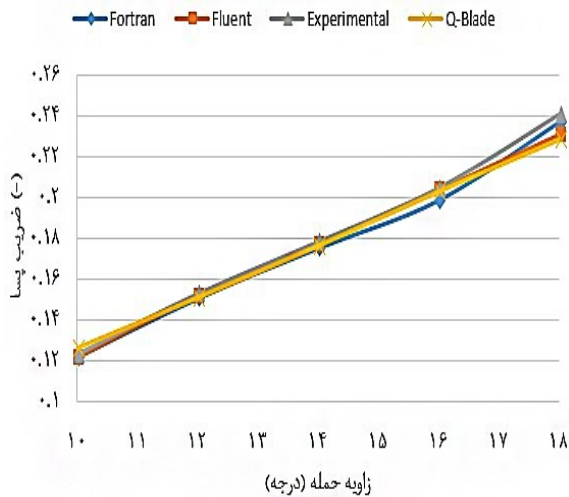
شکل 17 مقایسه داده‌های Q-blade و fluent ضریب برآ بر زاویه آلفا در سرعت پنج متر بر ثانیه

شکل 18 مقایسه داده‌های ضریب برآ در سرعت 10 متر بر ثانیه بر حسب زاویه آلفا است که با افزایش زاویه آلفا، ضریب برآ سیر صعودی به خود گرفته و افزایش یافته و در زاویه هفت درجه به مقدار ماکزیمم خود یعنی 0/975 رسیده و در این زاویه، واماندگی برای ایرفویل NACA0015 رخ داده و با افزایش بیشتر زاویه آلفا نمودار سیر نزولی به خود گرفته است.



۳-۴- مقایسه نتایج ضریب پسا

در ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف ضریب درگ حاصل از کد نویسی فرترن با مقادیر آزمایشگاهی کاهش پیدا کرده به طوری که در زاویه حمله ۱۰ درجه این اختلاف در حدود ۱/۶ درصد و در زاویه حمله ۱۴ درجه این اختلاف برابر ۱/۷ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۴/۱ درصد می‌رسد که با افزایش زاویه حمله این مقدار خطا افزایش پیدا کرده است.



شکل ۲۱ مقایسه ضریب پسا بر حسب زاویه حمله

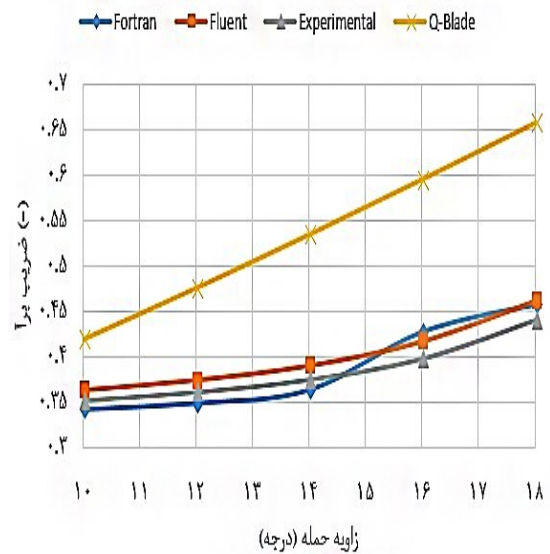
در ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف ضریب درگ حاصل از انسیس فلونت با مقادیر آزمایشگاهی در زاویه حمله ۱۰ درجه این اختلاف در حدود ۳/۱ درصد و در زاویه حمله ۱۴ درجه این اختلاف برابر ۰/۵ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۱/۲۵ درصد می‌رسد که در زاویه حمله ۱۴ درجه این خطا مقدار کمتری نسبت به زوایای ۱۰ و ۱۸ درجه داشته است.

در ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف ضریب درگ حاصل از نرم افزار Q-Bade با مقادیر آزمایشگاهی در زاویه حمله ۱۰ درجه این اختلاف در حدود ۸/۳ درصد و در زاویه حمله ۱۴ درجه این اختلاف برابر ۱۱/۲ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۵ درصد می‌رسد که در زاویه حمله ۱۸ درجه این خطا مقدار کمتری نسبت به زوایای ۱۰ و ۱۴ درجه داشته که در جدول ۲ مقایسه نتایج عددی فرترن، انسیس و Q-Bade با نتایج آزمایشگاهی برای ضریب پسا بدست آمده است.

جدول ۲ مقایسه نتایج عددی فرترن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی

برای ضریب پسا

زاویه حمله	کد فرترن	فلونت	آزمایشگاهی	Q-Blade
10	0/121706	0/1213908	0/123436	0/126188
12	0/150617	0/151767	0/152955	0/150945
14	0/175317	0/1770561	0/178378	0/176329



شکل ۲۰ مقایسه ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله

ضریب برای بدست آمده از کد فرترن در ابتدا در زاویه حمله ۱۰ درجه در حدود ۲/۸ درصد با نتایج آزمایشگاهی تفاوت داشت که با افزایش زاویه حمله این مقدار کاهش پیدا کرده و در زاویه حمله ۱۴ درجه به ۲/۷ درصد رسیده و سپس تا زاویه حمله ۱۸ درجه افزایش و این اختلاف به ۴/۴ درصد می‌رسد.

ضریب برای بدست آمده از نرم‌افزار انسیس فلونت در ابتدا در زاویه حمله ۱۰ درجه در حدود ۲/۷ درصد که با افزایش زاویه حمله در زاویه ۱۴ درجه این اختلاف به ۵/۱ درصد و در زاویه ۱۸ درجه اختلاف به ۴/۸ درصد رسیده که این خطا می‌تواند ناشی از مش‌زنی، استفاده از Scheme و گسسته‌سازی باشد.

ضریب برای بدست آمده از نرم‌افزار Q-Blade در زاویه حمله ۱۰ درجه اختلافی در حدود ۱۴/۶ درصد داشته که با افزایش زاویه حمله این اختلاف در زاویه حمله ۱۴ درجه به ۳۰ درصد و در زاویه حمله ۱۸ درجه این اختلاف به ۳۳ درصد می‌رسد که در مقایسه با نرم‌افزار انسیس فلونت و کدنویسی فرترن این اختلاف زیاد است، (جدول ۱).

جدول ۱ مقایسه نتایج عددی فرترن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی برای ضریب برآ

زاویه حمله	کد فرترن	فلونت	آزمایشگاهی	Q-Blade
10	0/341970	0/36302341	0/352547	0/419347
12	0/34879	0/3741	0/361444	0/475744
14	0/36337	0/3900936	0/37509	0/536459
16	0/42713	0/416987	0/397878	0/595178
18	0/45729	0/46182675	0/439835	0/657135

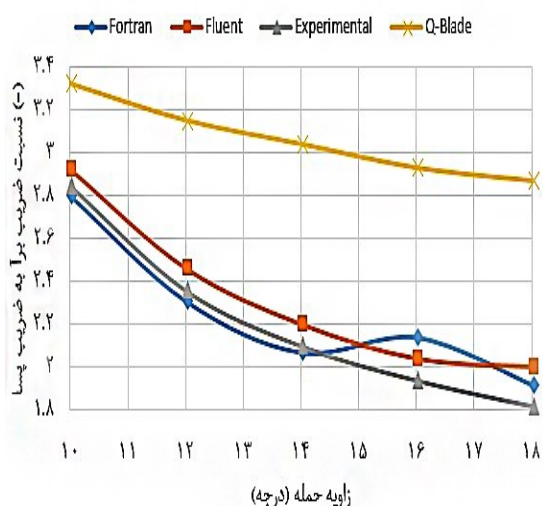
10	2/8	2/92	2/85	3/32
12	2/31	2/46	2/36	3/15
14	2/07	2/2	2/1	3/04
16	2/14	2/04	1/94	2/93
18	1/92	2/002	1/82	2/87

16	0/19879	0/203721	0/204634	0/202892
18	0/23718	0/230678	0/240627	0/228447

4-4- مقایسه نتایج نسبت ضریب برآ به ضریب پسا

شکل 22 مقایسه نسبت ضریب برآ به ضریب پسا بر حسب زاویه آلفا نشان می‌دهد. نسبت ضریب برآ به ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف این ضریب حاصل از کدنویسی فرترن با مقادیر آزمایشگاهی کاهش پیدا کرده به طوری که در زاویه حمله 10 درجه این اختلاف در حدود 1/8 درصد و در زاویه حمله 14 درجه این اختلاف برابر 1/42 درصد و در زاویه حمله 18 درجه این اختلاف به 5/2 درصد می‌رسد که با افزایش زاویه حمله این مقدار خطا افزایش پیدا کرده است.

نسبت ضریب برآ به ضریب درگ با افزایش زاویه حمله اختلاف انسیس فلونت با مقادیر آزمایشگاهی در زاویه حمله 10 درجه این اختلاف در حدود 2/3 درصد و در زاویه حمله 14 درجه این اختلاف برابر 4/5 درصد و در زاویه حمله 18 درجه این اختلاف به 4 درصد می‌رسد که در زاویه حمله 10 درجه این خطا مقدار کمتری نسبت به زوایای 14 و 18 درجه داشته است.



شکل 22 نسبت ضریب برآ به ضریب پسا در مطالعه تجربی

نسبت ضریب برآ به ضریب درگ با افزایش زاویه حمله، اختلاف نرم‌افزار Q-Blade با مقادیر آزمایشگاهی در زاویه حمله 10 درجه این اختلاف در حدود 14/1 درصد و در زاویه حمله 14 درجه این اختلاف برابر 30 درصد و در زاویه حمله 18 درجه این اختلاف به 35 درصد می‌رسد که در زاویه حمله 18 درجه این خطا مقدار بیش‌تری نسبت به زوایای 10 و 14 درجه داشته که در جدول 3 مقایسه نتایج عددی فرترن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی برای نسبت ضریب برآ به پسا بدست آمده است.

جدول 3 مقایسه نتایج عددی فرترن، انسیس و Q-Blade با نتایج آزمایشگاهی

برای نسبت ضریب برآ به ضریب پسا

Q-Blade	آزمایشگاهی	فلونت	کد فرترن	زاویه حمله
---------	------------	-------	----------	------------

5- نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش بررسی مطالعه عددی و آزمایشگاهی ایرفویل ناکا در اعداد رینولدز پایین جهت استفاده در میکروتوربین بادی عمود محور داریوس بود. در ابتدا سه ایرفویل NACA0015، NACA0018 و NACA0021 در اعداد رینولدز پایین مورد مطالعه و تحلیل آیرودینامیکی قرار گرفت و سپس با استفاده از روش عددی پنل بر پایه توزیع خطی گردابه، Q-Blade، CFD و آزمایش تجربی در تونل باد انجام داده و برای روش پنل از کد کامپیوتری زبان FORTRAN و برای روش CFD از مدل KW-SST به وسیله نرم‌افزار ANSYS-FLUENT استفاده شد. نتایج نشان داد:

در عدد رینولدز 17890 با افزایش زاویه حمله ضریب برآی هر سه ایرفویل افزایش پیدا کرده و ایرفویل ناکا 0015 نسبت به دو ایرفویل دیگر ضریب برآی بیش‌تری داشت و در زاویه 15 درجه ضریب برآی ماکزیمم برابر 0/55 است و ایرفویل ناکا 0015 نسبت ضریب برآ به ضریب پسای بیش‌تری نسبت به دو ایرفویل دیگر در سرعت 5 متر بر ثانیه داشته به طوری که بیش‌ترین مقدار نسبت ضریب برآ به ضریب پسا در زاویه حمله 13 درجه و برابر 2/58 بوده و در این سرعت ایرفویل ناکا 0015 نسبت به دو ایرفویل دیگر شرایط مناسب‌تری برای انتخاب دارد.

در عدد رینولدز 35780 ضریب برآی ایرفویل ناکا 0015 با افزایش زاویه حمله ابتدا سیر صعودی به خود گرفته به طوری که در زاویه حمله 7/5 درجه به ماکزیمم مقدار خود یعنی 0/72 و نسبت به دو ایرفویل دیگر دیرتر به ناحیه استال رسیده به طوری که ایرفویل ناکا 0018 در زاویه 4 درجه و ایرفویل ناکا 0021 در زاویه 3 درجه و ایرفویل ناکا 0015 در زاویه 7/5 درجه به ناحیه استال رسیده و ایرفویل ناکا 0015 نسبت ضریب برآ به ضریب پسای بیش‌تری نسبت به دو ایرفویل دیگر داشته به طوری که بیش‌ترین مقدار نسبت ضریب برآ به ضریب پسا در زاویه حمله 6/5 درجه و برابر 15/3 بوده و ایرفویل ناکا 0015 نسبت به دو ایرفویل دیگر شرایط مناسب‌تری برای انتخاب داشته و نسبت ضریب برآ به ضریب پسای بیش‌تری دارد.

در بررسی ضریب برآ در زاویه حمله 10 درجه مدل CFD با درصد خطای 2/7 درصد داده‌ها را دقیق تشخیص داده در حالی که با افزایش زاویه حمله مدل عددی فرترن در زاویه حمله 18 درجه با درصد خطای 4/4 درصد داده‌ها را دقیق محاسبه کرده در حالی که در این زاویه مدل CFD با درصد خطای 4/8 مدل را پیش‌بینی نموده که در زاویه حمله کم‌تر مدل CFD و در زاویه حمله بالا مدل گردابه فرترن مناسب است.

t	زمان (ثانیه)	در بررسی ضریب پسا در زاویه حمله 10 درجه مدل فرترن با درصد خطای 1/6 درصد و مدل CFD با درصد خطای 3/1 درصد داده‌ها را دقیق تشخیص داده در حالی که با افزایش زاویه حمله مدل عددی فرترن در زاویه حمله 18 درجه با درصد خطای 4/1 درصد و مدل CFD با درصد خطای 1/25 درصد مدل را پیش‌بینی نموده که در زاویه حمله کم‌تر مدل فرترن و در زاویه حمله بالا مدل CFD برای تحلیل مناسب است.
h	ارتفاع پره (متر)	در بررسی نسبت ضریب برآ به ضریب پسا در زاویه حمله 10 درجه مدل فرترن با درصد خطای 1/8 درصد و مدل CFD با درصد خطای 2/3 درصد داده‌ها را دقیق تشخیص داده در حالی که با افزایش زاویه حمله مدل عددی فرترن در زاویه حمله 18 درجه با درصد خطای 5/2 درصد و مدل CFD با درصد خطای 4 درصد مدل را پیش‌بینی نموده که در زاویه حمله کم‌تر مدل فرترن و در زاویه حمله بالا مدل CFD برای تحلیل مناسب است.
R	شعاع روتور (متر)	با افزایش زاویه حمله ضریب برآی ایرفویل NACA0015 سیر صعودی به خود گرفته به طوری که در داده‌های آزمایشگاهی، تحلیل عددی و CFD قابل مشاهده است.
T	گشتاور راهاندازی (نیوتن متر)	با افزایش زاویه حمله ضریب پسای ایرفویل NACA0015 سیر نزولی به خود گرفته به طوری که در داده‌های آزمایشگاهی، تحلیل عددی و CFD قابل مشاهده است.
C_m	ضریب گشتاور (-)	با افزایش زاویه حمله نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ایرفویل NACA0015 سیر نزولی به خود گرفته به طوری که در داده‌های آزمایشگاهی، تحلیل عددی و CFD قابل مشاهده است.
c	طول وتر پره (متر)	با افزایش زاویه حمله نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ایرفویل NACA0015 سیر نزولی به خود گرفته به طوری که در داده‌های آزمایشگاهی، تحلیل عددی و CFD قابل مشاهده است.
f	نیروی راهاندازی (نیوتن)	از روش صفحات گردابه برای حل جریان آرام در اطراف ایرفویل NACA0015 و تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی آن از جمله ضرایب لیفت و درگ استفاده شد. بدین منظور هر دو سطح بالایی و پایینی ایرفویل را توسط تعداد زیادی صفحه گردابه پوشانده و با تعیین مقاومت گردابه برای هر یک از این صفحات، گردش کلی و همچنین نیروی برآ را تعیین کرده که نتایج بدست آمده نشان داد که روش صفحات گردابه برای جریان‌هایی با عدد رینولدز کم، ضریب پسا و نسبت ضریب برآ به ضریب پسا را در زاویه حمله کم‌تر و ضریب برآ را در زاویه حمله بیش‌تر بسیار خوب مدل کرده و درصد خطای کم‌تری نسبت به سایر روش‌های مورد بررسی دارد.
p	فشار	
\hat{f}	گردش حول مقطع بال	
L	لیفت تولیدی	
V	سرعت	
S	طول صفحه	
C_L	ضریب برآ	
C_D	ضریب پسا	
T	پارامتر بیزیر	
F_L	نیروی برآ	
F_D	نیروی درگ	
P_0	نقطه ابتدایی	
P_1	نقطه انتهایی	

6- فهرست علائم

p	چگالی (kgm^{-3})
τ <td>تانسور تنش</td>	تانسور تنش
μ <td>لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)</td>	لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)
V	سرعت جریان (m/s)
D	قطر روتور (متر)
F	نیروهای حجمی (N)
g	شتاب گرانشی ($\frac{m}{s^2}$)

7- مراجع

- [1] H. Seifi Davari and S. Kouravand, Improving the Performance Self-Starting of the Vertical Axis Wind Turbine Using Porous Blade, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, No. 5, pp.1199-1209, 2020.
- [2] H. Seifi, S. Kouravand, M. S. Davary and S. Mohammadzadeh, Numerical and Experimental study of the effect of increasing aspect ratio of self-starting force to vertical axis wind turbine, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 10, No. 1, pp. 1-14, 2023.
- [3] H. Seifi Davary, S. Kouravand and I. Khatami, Experimental Study of Porous Blade Effect on the Rotation of Darriues Vertical Axis Wind Turbine, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, No. 1, pp. 181-191, 2020.
- [4] H. Sun, and S. Lee, Response surface approach to aerodynamic optimization design of helicopter rotor blade, *International journal*

- for numerical methods in engineering, Vol. 64, No. 1, pp. 125-142, 2005.
- [5] J. Y. Li, R. Li, Y. Gao, J. Huang, Aerodynamic optimization of wind turbine airfoils using response surface techniques, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 224, No. 6, pp. 827-838, 2010.
- [6] F. Grasso, Usage of numerical optimization in wind turbine airfoil design. *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 1, pp. 248-255, 2011.
- [7] H. Seifi and M. Seify Davari, Aerodynamic Analysis and Numerical Simulation of Naca0012 Airfoils Wind Turbine Using Vortex Plates Numerical Method, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 7, No. 1, pp. 20-27, 2020.
- [8] T. 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*, Vol. 48, No. 2, pp. 454-461, 1995.
- [9] 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*, Vol. 57, No. 1, pp. 19-39, 2007.
- [10] Z. H. Chen, A Vortex Based Panel Method for Potential Flow Simulation Around a Hydrofoil, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 28, No. 1, pp. 378-391, 2012.
- [11] H. Seifi and M. Seify Davari, Hydrofoil of Darriues H-Rotor Vertical Axis Water Micro Turbine, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 8, No. 1, pp. 113-124, 2021.
- [12] H. Seifi and M. Seify Davari, Optimization of E387 Airfoil Used in Wind Turbine Blades for Maximizing its Lift to Drag Coefficients Ratio, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 7, No. 1, pp. 96-101, 2020.
- [13] H. Seifi, S. Kouravand, M. S. Davary and S. Mohammadzadeh, Experimental study of self-starting torque required to operate darriues the vertical axis wind turbine, *Journal of Renewable and New Energy*, Vol. 9, No. 2, pp. 9-19, 2022.
- [14] 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 of Physics*, Vol. 227, No. 21, pp. 9021- 9043, 2008.
- [15] L. Pagnini, G. Piccardo, M. P. Repetto, Full scale behavior of a small size vertical axis wind turbine, *Renewable Energy*, Vol. 127, pp. 41-55, 2018.
- [16] E. Sobhani, M. Ghaffari, M. J. Maghrebi, Numerical investigation of dimple effects on darriues vertical axis wind turbine, *Energy*, Vol. 133, pp. 231-241, 2017.
- [17] R. M. Pinkerton, The variation with Reynolds number of pressure distribution over an airfoil section (No. NACA-TR-613), Washington, WA, USA: US Government Printing Office, 1938.
- [18] L. A. Danao, B. Abuan, R. Howell, Design analysis of a horizontal axis tidal turbine, In *3rd Asian wave and tidal conference*, pp. 24-28, 2016.