



Effect of Blade Angle of Attack on the Performance of the Darius J-Shaped Vertical Axial Wind Turbine

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Taban A.¹ MSc,

Jalali A.*¹ PhD,

Zamani M.² MSc

How to cite this article

Taban A, Jalali A, Zamani M. Effect of Blade Angle of Attack on the Performance of the Darius J-Shaped Vertical Axial Wind Turbine. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(7):1773-1788.

ABSTRACT

Humans are always looking for ways to produce cheap and permanent electricity. One of these ways is to use wind turbines. The vertical axis wind turbines are less sensitive due to the problem of the setup and low efficiency compared to the horizontal axis turbines. One way to improve the performance of VAWTs is to change the angle of attack of the wind turbine blade. In this study, the computational fluid dynamics method is used to solve the finite volume flow equations. Different angles of attack range from -12 to +10 degrees and wind speeds of 10m/s and density of 1.225kg/m³ and constant dynamic viscosity of 1.825psi were used. The calculations showed that by increasing the angle of attack of the blade to +10 degrees Cp and Torque decreased, by decreasing angle of attack of the blade to -4 degree, Cp and Torque increased, but by more decreasing AOA of -8 to -12 degrees Cp and torque decreased.

Keywords Vertical Axis Wind Turbine of Darrius; J-Shape Blade; 2D Simulation; Angle of Attack (AoA)

¹Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Payam-e-Noor University, Tehran, Iran

²Wind Sun Research Center, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Payam-e-Noor University, Tehran, Iran

Phone: +98 (51) 38683900

Fax: +98 (51) 38683001

a_jalali@pnum.ac.ir

Article History

Received: October 21, 2019

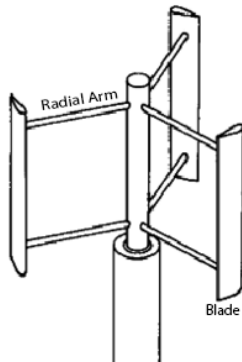
Accepted: March 22, 2020

ePublished: July 20, 2020

CITATION LINKS

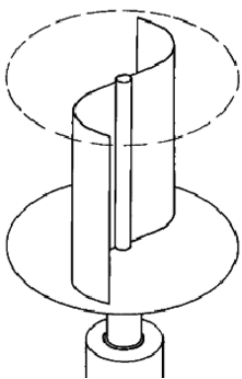
[1] Paris: Renewables 2018 global status report; 2018 [2] Design and performance of a double-pitch wind turbine with non-twisted blades [3] Wind energy: Increasing deployment, rising environmental concerns [4] Numerical and experimental investigation of the rotor blades of an HAWT with a profile HKAS inspired by a maple seed [5] Effect of pitch angle on power performance and aerodynamics of a vertical axis wind turbine [6] CFD analysis of the angle of attack for a vertical axis wind turbine blade [7] Aerodynamic analysis of a step adjustment method for blade pitch of a VAWT [8] Numerical investigation of the effect of junction and initial blade step on performance of a vertical axis bad turbine [9] Numerical investigation of darius wind turbine with variable step angle [10] Optimization of the saunius wind turbine by CFD calculation of blade effects [11] Viscous fluid flow [12] Vorticity and turbulence [13] Low speed aerodynamics [14] An introduction to theoretical and computational aerodynamics (Dover books on aeronautical engineering) [15] Computational fluid dynamics: Principles and applications [16] Performance testing of a small vertical-axis wind turbine [17] Three dimensional simulation of J-shaped darrius vertical axis wind turbine [18] CFD modelling Investigation of a straight-blade vertical axis wind turbine

بیشترین ضریب توان در بین انواع توربین‌های محور عمودی برخوردار است اما همچنان دارای نقص گشتاور راه‌اندازی بسیار پایینی است. این نوع از توربین‌ها خود دارای زیر شاخه‌های بسیاری هستند که برای اصلاح نقص‌ها طراحی و بهینه‌سازی شده‌اند. شکل ۱ نمونه‌ای از این توربین‌ها را نشان می‌دهد [2].



شکل ۱) توربین بادی محور عمودی داریوس با پره‌های مستقیم [4]

پیکربندی ساوونیوس (Savonius): همان طور که شکل ۲ نشان می‌دهد این توربین‌ها از دو یا چند استوانه توخالی که به محور چسبیده‌اند تشکیل شده‌اند. گشتاور ایجادشده در این نوع حاصل نیروی پسا (drag) واردشده به نیم‌استوانه‌ای قرارگرفته در جهت وزش باد است. این توربین‌ها گشتاور راه‌اندازی مناسبی دارند و نیازی به تحریک اولیه ندارند. در عوض ضریب عملکردی حدود ۲۰٪ کمتر از نوع داریوس دارند. از این توربین‌ها بیشتر در جهت بادسنجی و یا ترکیب آنها با نوع داریوس برای بهبود راه‌اندازی اولیه استفاده می‌شود [2, 3].



شکل ۲) توربین بادی ساوونیوس [4]

در گذشته برای بهبود کارایی توربین باد محور عمودی تحقیقاتی در زمینه‌های گوناگون صورت گرفته که یکی از این زمینه‌ها زاویه حمله اولیه نوک پره نسبت به راستای وزش باد است. عبدالرحیم و همکاران [5]، در مطالعه خود به بررسی تغییرات بارها و گشتاورهای اعمالی بر روی توربین و همچنین زاویه اصطکاک تجربه‌شده، جریان گردابه و رویدادهای لایه مرزی پرداخته‌اند که به‌عنوان تابعی از زاویه گام با استفاده از دینامیک سیالات

اثر زاویه حمله پره بر عملکرد توربین باد محوری عمودی داریوس با پره [J] - شکل

احمدرضا تابان MSc

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه پیام نور، تهران ایران

علی جلالی PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه پیام نور، تهران ایران

مهدی زمانی MSc

مرکز تحقیقاتی هوا خورشید، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

چکیده

انسان همواره به دنبال راه‌هایی برای تولید انرژی الکتریکی ارزان و دائمی است. یکی از این راه‌ها، استفاده از توربین‌های بادی است. توربین‌های بادی محور عمودی به دلیل مشکل راه‌اندازی و بازده پایین نسبت به توربین‌های محور افقی، کمتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. از راه‌های بهبود عملکرد توربین‌های باد محور عمودی، تغییر زاویه حمله ایرفویل نسبت به باد است. در این مطالعه، از روش دینامیک سیالات محاسباتی برای حل معادلات حجم محدود جریان استفاده شده است. زوایای مختلف حمله از ۱۲- تا ۱۰+ درجه و سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه و چگالی ۱/۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب و ویسکوزیته دینامیکی ثابت ۱/۸۲۵ پاسکال‌ثانیه استفاده شده است. نتایج نشان داد که با افزایش زاویه حمله ایرفویل تا ۱۰+ درجه، ضریب توان و گشتاور نسبت به حالت مرجع (صفر) کاهش می‌یابد و با کاهش زاویه حمله ایرفویل تا ۴- درجه، ضریب توان و گشتاور افزایش و بعد از آن در ۸- تا ۱۲- درجه کاهش می‌یابد.

کلیدواژه‌ها: توربین باد محور عمودی داریوس، پره [شکل، شبیه‌سازی دوبعدی، زاویه حمله

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۷/۲۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۱/۰۳

*نویسنده مسئول: a.jalali@pnum.ac.ir

مقدمه

سوخت‌های فسیلی پایان‌پذیر، آلوده‌کننده و در شرایط خاص می‌توانند مخرب باشند و همچنین ضرورت سالم نگه‌داشتن محیط زیست دلایل مناسبی برای جایگزینی منابع سوخت‌های فسیلی است. از این رو، استفاده از انرژی تجدیدپذیر و پاک از قبیل انرژی زمین‌گرمایی، انرژی آبی و بادی و غیره می‌تواند انتخاب مناسبی برای جایگزینی سوخت‌های فسیلی باشد. یکی از روش‌های مناسب در استفاده از انرژی تجدیدپذیر استفاده از توربین‌های بادی است.

از موانع اصلی استفاده از انرژی تجدیدپذیر عدم دسترسی همیشگی به منابع آنها است؛ به‌عنوان مثال در روز ابری انرژی خورشیدی کاهش می‌یابد، در روز بادی آرام انرژی باد کاهش می‌یابد و در زمان خشک‌سالی میزان آب جهت تولید انرژی آبی کاهش می‌یابد [1]. توربین‌ها از نظر پیکربندی بسیار متنوع هستند. در زیر به معرفی انواع معروف آنها به‌طور اجمالی پرداخته شده است.

پیکربندی داریوس (Darrieus): این نوع پیکربندی برای اولین بار در سال ۱۹۳۱ طراحی شده است. این پیکربندی از

ضریب توان (Cp) در هر ناحیه را بهبود می‌بخشد. نتایج این مطالعه نشان داد که یک کنترل زاویه حمله مناسب می‌تواند به‌طور قابل توجهی کارایی توربین بادی را بهبود بخشد. در مقایسه با زاویه حمله ثابت ۰ درجه ضریب توان تقریباً ۱۷٪ افزایش یافت. ساگرچی و همکاران [9]، به بررسی عددی توربین بادی داریوس دارای زاویه حمله متغیر به‌منظور بررسی تاثیر زاویه حمله بر عملکرد آیرودینامیکی و تاثیر آن بر روی بهبود خودراه‌اندازی توربین بادی داریوس پرداختند. آنها در مدل خود از روش دینامیک سیالات محاسباتی و مدل توربولانسی K- ω SST استفاده کردند و جهت حل معادلات از روش حجم محدود معادلات را گسسته و توسط الگوریتم پی‌زو حل نمودند. نتایج حل آنها نشان داد که توربین بادی دارای پره‌های با زاویه گام متغیر که براساس روش تنظیم خودکار زاویه حمله عمل می‌کند سبب بهبود توزیع بار در زوایای مختلف چرخش و تولید بیشتر انرژی می‌شود و مشکلات مربوط به خودراه‌اندازی در توربین‌های بادی محور عمودی را از بین می‌برد. آنالیز عددی نشان داد که توربین با زاویه حمله متغیر نسبت به توربین‌های بادی با زاویه حمله ثابت بازدهی بیشتری دارند و قادر هستند تا در سرعت‌های نوک متوسط و پایین انرژی بیشتری تولید کنند.

در پژوهش حاضر به‌دلیل ویژگی پره‌های [شکل در افزایش گشتاور راه‌اندازی توربین باد محور عمودی (چرا که بیشترین مشکل در توربین‌های محور عمودی مشکل در راه‌اندازی اولیه است) و براساس مطالعات گذشته که تغییر در زاویه حمله پره سبب افزایش توان توربین باد به هنگام تولید گشتاور شده است. مجدداً برای افزایش گشتاور راه‌اندازی و بهبود توان توربین باد محور عمودی با پره [شکل زاویه حمله بهینه پره مورد بررسی قرار گرفته است.

مدل CFD

معادلات حاکم و مدل توربولانسی

برای شبیه‌سازی چرخش روتور در حالت پایا و دوبعدی از مدل مرجع مختصات چرخان استفاده شده است [10]. برای محاسبه میدان سرعت به همراه میدان فشار از الگوریتم سیمپل و برای گسسته‌سازی معادله فشار و معادله مومنتم و انرژی جنبشی آشفتگی از روش حجم محدود استفاده شده است. معادله بقای جرم یا معادله پیوستگی می‌تواند به‌صورت زیر نوشته شود [11-13]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho U_k) = 0 \quad (1)$$

که در آن ρ چگالی سیال، t زمان، X_k مختصات فضایی و U_k مولفه سرعت جریان است. معادله بقای مومنتوم در یک‌جهت و برای یک سیستم اینرسی (بدون شتاب) به شرح زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j U_i) = F_i + \rho g_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

که در آن P فشار استاتیک، U_i و U_j اجزای سرعت جریان، τ_{ij} تانسور تنش لزجت و F_i و ρg_i نیروهای گرانشی و حجمی در

محاسباتی (CFD) انجام شده است، آنها زوایای حمله پره را از ۷- تا ۳+ درجه انتخاب کردند و در محاسبات خود از روش دینامیک سیالات محاسباتی با استفاده از نرم‌افزار تجاری انسیس فلوینت نسخه ۱۶/۱ و از روش حجم محدود با استفاده از معادلات جریان گذرا رینولدز متوسط ناویر- استوکس (URANS) استفاده کردند. نتایج نشان داد که استفاده از زاویه گام ۲- درجه باعث افزایش ضریب توان Cp به مقدار ۶/۶٪ می‌شود. علاوه بر این، آنها متوجه شدند تغییر در زاویه گام بارهای لحظه‌ای و گشتاورهای بین بالادست و پایین‌دست توربین را تغییر می‌دهد. همچنین نتایج آنها نشان داد که زاویه حمله دینامیکی ممکن است یک روش بسیار امیدوارکننده برای بهینه‌سازی کارایی بیشتر باشد.

اساکا و همکاران [6] به بررسی آزمایشگاهی محل قرارگیری پایه و تاثیر زاویه حمله پره توربین باد محور عمودی با قطر ۲/۵ متر و ارتفاع ۳ متر و طول وتر ۴/۰ متر با ایرفویل NACA۰۰۱۵ پرداختند. آنها از یک تونل باد با سرعت هوای ورودی ۱۰ متر بر ثانیه در نسبت‌های سرعت مختلف استفاده کردند. نتایج نشان داد که اگر پره به سمت داخل بچرخد عملکرد آن ۴۷٪ کاهش و اگر به سمت خارج بچرخد ۲۹٪ افزایش می‌یابد. این مقادیر نسبت به حالت زاویه حمله صفر بود. همچنین آنها پی‌بردند که جابجاکردن محل اتصال پایه به سمت پیرو ایرفویل سبب کاهش عملکرد توربین می‌شود.

گیو و همکاران [7]، به دنبال روشی برای تعیین زاویه حمله براساس داده‌های میدان جریان سرعت در نقاط بالادست جریان بودند. آنها در مطالعه خود از نقاط مرجع که از مرکز جرم ایرفویل اندازه‌گیری شدند استفاده کردند. نقطه جلو ایرفویل که طول آن نصف طول وتر ایرفویل و دو نقطه دیگر برابر طول وتر در اطراف ایرفویل برای به‌دست‌آوردن زاویه حمله مناسب استفاده کردند. آنها براساس روش تخمین پیشنهادشده خود عملکرد زاویه حمله ثابت پره و زاویه حمله متغیر سینوسی را با همدیگر مقایسه کردند و این مقایسه نشان داد که چگونه پیکربندی زاویه حمله متغیر می‌تواند عملکرد کلی توربین را با حفظ زاویه حمله مناسب و توزیع برآ و پسا افزایش دهد.

اسفندیاری و بازرگان [8]، به بررسی زاویه حمله پره در توربین باد محور عمودی پرداختند. آنها در مطالعه خود از روش URANS برای انجام محاسبات و مدل آشفتگی K- ω SST در شبیه‌سازی استفاده کردند. آنها یک دوران کامل روتور را به چهار ناحیه، ناحیه بالادست از ۴۵ تا ۱۳۵ درجه، ناحیه پشت به باد از ۱۳۵ تا ۲۲۵ درجه، ناحیه پایین‌دست جریان از ۲۲۵ تا ۳۱۵ درجه و ناحیه رو به باد از ۳۱۵ تا ۴۵ درجه تقسیم نمودند. علاوه بر این، آنها در مطالعه خود از تکنیک مش لغزان و تابع تعریف‌شده توسط کاربر برای تنظیم زاویه حمله پره‌های توربین باد در ناحیه‌های مختلف استفاده کردند. در این مطالعه آنها یک روش کنترل زاویه حمله را پیشنهاد می‌کنند که به‌طور موثر بهره‌وری انرژی توربین باد محور عمودی را با تحلیل جامع عملکرد آیرودینامیک توربین بادی و

α ، σ_ω و β هستند که از طریق توابع ترکیبی محاسبه می‌شوند.
 $F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\theta}{\omega d^2} \right), \frac{4\rho\sigma\omega_2}{CD_{k\omega}d^2} \right] \right\}$ با استفاده از معادله زیر:

$$\varphi = F_1\varphi_1 + (1 - F_1)\varphi_2 \quad (10)$$

که در آن ϕ نشان‌دهنده ضرایب و زیرمجموعه‌های ۱ و ۲ است که به ترتیب مطابق با مدل‌های توربولانسی $K-\omega$ و $K-\epsilon$ هستند.

براساس مدل SST لزجت گردابه‌ای، μ_t ، به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\mu_t = \frac{\alpha^* a_2 K}{\max[a_2 \omega, F_2]} \quad (11)$$

که a_1 برابر 0.31 است و ضریب F_2 از روش زیر محاسبه می‌شود:

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\theta}{\omega d^2} \right) \right]^2 \right\} \quad (12)$$

با توجه به اینکه $CD_{k\omega} = \max \left[\frac{2\rho\sigma\omega_2}{\omega \left(\frac{\partial K}{\partial x_j} \right) \left(\frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right)}, 10^{-10} \right]$ است؛

قسمت مثبت دوره انتشار عرضی است و d فاصله تا نزدیک‌ترین سطح است. از آنجایی که تأثیرات پایین رینولدز تنها لایه مرزی نزدیک به دیواره را اصلاح می‌کند تغییراتی بر مدل $K-\omega$ که قسمتی از مدل SST است بر روی ضرایب a_1^* ، a_2^* و β^* اعمال می‌شود.

برای بحث و بررسی در مورد توربین باد محور عمودی داریوس بهترین روش بحث در مورد ضرایب آیرودینامیک آن است. ضریب توان C_p ، ضریب پسا C_D ، ضریب برآ C_L ، ضریب گشتاور C_Q از آن دست است. در این مقاله هدف، به دست آوردن منحنی عملکرد توربین (ضریب توان توربین برحسب TSR) است. به نسبت سرعت نوک پره (حاصل ضرب شعاع در سرعت دورانی روتور) به سرعت جریان آزاد، TSR گفته می‌شود.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho AV^2} \quad (13)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho AV^2} \quad (14)$$

$$V = \sqrt{U^2 + R\omega^2} \quad (15)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\frac{1}{2}\rho RAV\omega^3} \quad (16)$$

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho AV\omega^3} \quad (17)$$

$$\lambda = TSR = \frac{R\omega}{V_\infty} \quad (18)$$

روش حل عددی

در این مقاله برای شبیه‌سازی توربین محور عمودی داریوس از نرم‌افزار STAR-CCM+ و روش ضمنی برای حل و برای کوپل کردن معادلات سرعت و فشار از الگوریتم سیمپل، نوع جریان نیز گذرا و مقاطع پره توربین از ایرفویل NACA 0015 J-shape انتخاب شده است. طول وتر پره برابر با 40 میلی‌متر و ارتفاع آن 3 متر و قطر توربین $2/5$ متر در نظر گرفته شده است. اندازه دامنه حل که برحسب طول وتر ایرفویل انتخاب شده و در شکل‌های ۳ و

جهت i هستند. برای سیالات نیوتنی به طور متوسط تانسور تنش لزجت به صورت زیر است:

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right) \right] - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3)$$

که در آن μ ضریب لزجت دینامیکی و δ_{ij} نماد دلتای کرانکر $\delta_{ij}=1$ برای $i=j$ و $\delta_{ij}=0$ برای $i \neq j$ است. معادلات بقای جرم و بقای مومنتوم در دستگاه مرجع چرخان که با سرعت ثابت دوران می‌کند به شرح زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}_r) + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}_r) + \rho (2\omega \times \vec{v}_r + \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times r) = -\nabla P + \vec{F} + \rho g + \nabla \cdot \vec{\tau}_r \quad (5)$$

$$\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{u}_r \quad (6)$$

$$\vec{u}_r = \vec{\omega} \times r \quad (7)$$

که در این روابط \vec{v}_r سرعت نسبی (سرعت مشاهده شده از دستگاه مرجع چرخان)، \vec{v} سرعت مطلق (سرعت مشاهده شده از دستگاه مرجع ثابت)، \vec{u}_r سرعت دستگاه مرجع چرخان نسبت به دستگاه اینرسی (ثابت) و $\vec{\omega}$ سرعت زاویه‌ای نسبی است.

تجربه نشان داده است مدل $k-\epsilon$ به دلیل عدم حساسیت به گردان‌های فشار معکوس برای جریان‌هایی که در آنها جدایش لایه مرزی رخ می‌دهد و یا جریان سیالات چرخان و نیز جریان از روی سطوح منحنی عملکرد مناسبی نخواهد داشت. در مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ به سبب توازن خوبی که بین هزینه عددی و دقت محاسباتی فراهم می‌آورد در شبیه‌سازی جدایش جریان روی سطوح خمیده عملکرد قابل قبولی دارد ولی حساسیت زیاد به مقادیر k و ω در خارج از لایه مرزی استفاده از این مدل را در مسائلی با گردان‌های شدید در خارج از لایه مرزی با مشکل مواجه می‌سازد. بنابراین بهترین مدل توربولانسی جهت استفاده در این پژوهش مدل $k-\omega$ است. قابلیت بالای این مدل در شبیه‌سازی جریان سیالات چرخان و پیش‌بینی دقیق جدایش جریان و نیز اصلاحاتی که در فرمول‌بندی و وسکوویته توربولانس برای به حساب آوردن اثرهای انتقال تنش‌های برشی اصلی در آن اعمال شده این مدل را مناسب ساخته است [14]. مدل ترکیبی $K-\epsilon$ و ω می‌تواند به صورت زیر نوشته شود:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_j \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \beta^* \rho \omega k \left[1 + \alpha_1 M_t^2 (2 - F_1) + P_k + (1 - F_1) \overline{p'' d''} \right] \quad (8)$$

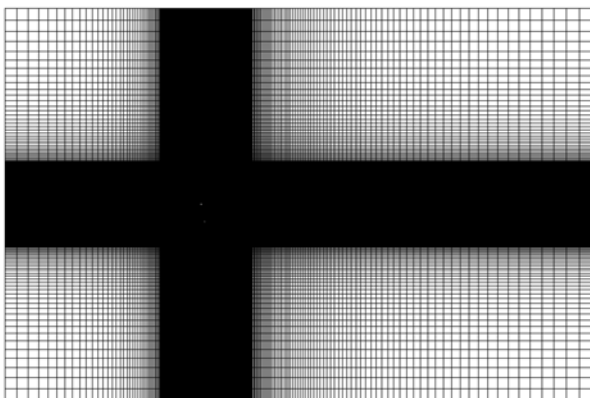
$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma \omega_2}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + (1 - F_1) \beta^* \alpha_1 M_t^2 \rho \omega^2 - \frac{\rho}{\mu_t} (1 - F_1) \overline{p'' d''} + \alpha \frac{\omega}{k} P_k \quad (9)$$

P_k تولید اغتشاش است. عدد ماخ اغتشاش برابر $M_t = \sqrt{\frac{2k}{c^2}}$ و فشار اتساع $\overline{p'' d''} = -\gamma_2 P_k M_t^2$ است که اثر تراکم‌پذیری جریان سیال تراکم‌پذیر را خنثی می‌نماید. ضرایب معادلات انتقال، σ_k ،

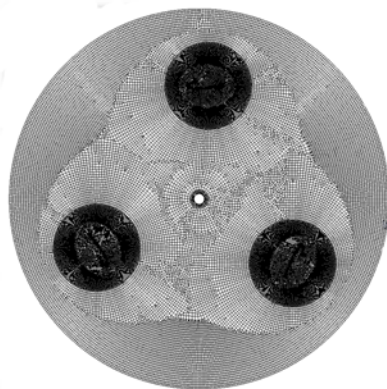
معادلات در نزدیکی سطح آنها نیز به‌خوبی همگرا شوند [14]. با توجه به اینکه نیاز است که مش‌بندی خوبی در نزدیکی دیواره داشته باشیم؛ لذا باید به مقدار Y^+ نیز توجه شود تا در دامنه تعریف‌شده آن در نرم‌افزار قرار گیرد [15].

برای این منظور تعداد کل سلول‌ها در شبکه‌بندی نهایی حدود ۵۳۹۰۰۰ سلول (ناحیه چرخان+ناحیه غیرچرخان) لحاظ شده است و مشاهده شد برای شرایط تعریف‌شده شبکه ریزتر باعث تغییرات چشمگیری در مقدار ضرایب آیرودینامیکی نشده و تنها موجب افزایش زمان محاسباتی می‌شود. همچنین مقدار Y^+ نیز کمتر از ۱ به دست آمده است که با توجه به مدل توربولانسی انتخاب‌شده مقدار قابل قبولی است.

به دلیل حساس بودن شبکه‌بندی فضای محاسباتی به دو قسمت غیرچرخان برای اطراف توربین و چرخان برای محفظه روتور تقسیم‌بندی شده است. نوع شبکه‌بندی داخل محفظه روتور غیرسازمان‌بندی شده مربعی و نوع شبکه‌بندی ناحیه غیرچرخان سازمان‌بندی شده مربعی است. با توجه به آنچه گفته شد در اطراف پره‌های ایرفویل و همچنین در اطراف شفت مش‌بندی ریزتری اعمال شده است. برای بالابردن دقت محاسبات از روش لایه مرزی در اطراف پره‌ها استفاده شده است که در شکل‌های ۵ و ۶ در ادامه قابل مشاهده است.



(الف)



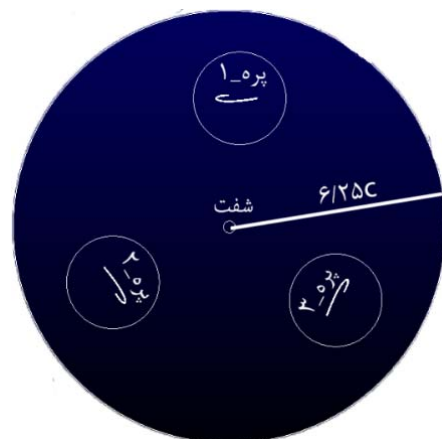
(ب)

شکل ۵) تصویری از ناحیه محاسباتی سازماندهی شده مربعی (الف) و بدون سازمان مربعی (ب)

۴ مشخص است. شرایط مرزی در نظر گرفته شده در این مقاله برای قسمت ورودی، شرط ورودی سرعت (Velocity Inlet) و برای قسمت خروجی از شرط مرزی خروجی فشار (Pressure Outlet) و برای قسمت دیوار بالایی و دیواره پایینی برای نامحدود شدن این دو دامنه از شرط تقارن و برای قسمت محفظه روتور از شرط واصل (Interface) و برای قسمت پره‌های ایرفویل و قسمت شفت شرط دیواره اعمال شده است. در شرط مرزی ورودی مقدار سرعت برابر ۱۰ متر بر ثانیه و مقدار فشار خروجی برابر فشار محیط در نظر گرفته شده است. سرعت چرخش پره‌های توربین و شفت نیز مقادیر ۴۶، ۷۶، ۱۲۲ و ۱۳۸ دور در دقیقه به‌طور جداگانه لحاظ شده است. برای درک بهتر از مدل هندسی توربین بادی محور عمودی و فضای محاسباتی در این مقاله به شکل‌های ۳ و ۴ توجه فرمایید که C طول وتر ایرفویل است.



شکل ۳) تصویری از ناحیه محاسباتی



شکل ۴) تصویری از ناحیه روتور

شبکه‌بندی

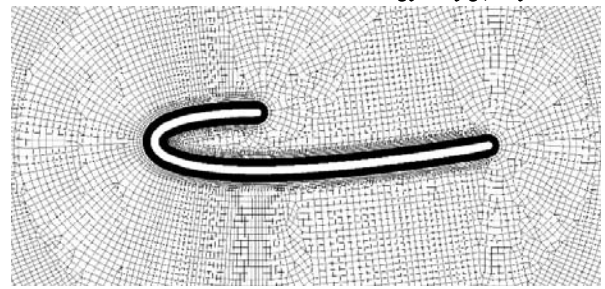
تولید شبکه حل یکی از مهم‌ترین و مشکل‌ترین قسمت‌ها در ضمن شبیه‌سازی در روش CFD است. دامنه محاسباتی نه باید خیلی بزرگ، نه باید خیلی کوچک در نظر گرفته شود. در این مقاله با توجه به اهمیت حل معادلات در اطراف پره‌های ایرفویل و همچنین در اطراف قسمت‌های در حال چرخش مانند شفت و پره‌ها لازم است تعداد شبکه‌بندی به اندازه‌ای ریز و زیاد باشد که

شبیه‌سازی عددی وجود نداشت جهت اعتبارسنجی شبیه‌سازی صورت‌گرفته بر روی توربین باد محور عمودی نتایج حاصل با نتایج آزمایشگاهی براوو و همکاران^[16] و نتایج عددی زمانی و همکاران^[17] که تقریباً مشابه کار حاضر اما در سه‌بعد است مقایسه شد تا صحت روش حل اثبات شود. بنابراین شبیه‌سازی بر روی توربین محور عمودی با ارتفاع ۳ متر، قطر ۲/۵ متر و طول وتر ۰/۴ متر و پره ایرفویل از نوع NACA0015 که توسط براوو پیشنهاد شده است، صورت گرفت. زمانی و همکاران^[17] در مطالعه خود از مدل SST K- ω استفاده کرده‌اند. برای اعتبارسنجی در ابتدا باید استقلال حل از شبکه بررسی شود تا شبکه مناسب به‌دست آید. برای این منظور از ۴ شبکه‌بندی متفاوت بر روی دو طرف ایرفویل به‌عنوان سطح مبنا استفاده شده است که این شبکه‌بندی با مشخصاتی در جدول ۲ ارائه شده است. در شبیه‌سازی صورت‌گرفته حداکثر مقدار Y^+ برابر ۰/۹۸ و میانگین آن برابر ۰/۲۵ است.

پس از بررسی‌های انجام‌شده مشخص شد که با توجه به اختلاف ناچیز نتایج حاصل در شبکه 200×200 با شبکه‌های ریزتر و همچنین با نتایج آزمایشگاهی و عددی به‌منظور کاهش حجم محاسبات و افزایش سرعت محاسبات و استقلال حل از شبکه، شبکه 200×200 به‌عنوان شبکه مبنا انتخاب شد. که در نمودار ۲ نتیجه این مقایسه را مشاهده می‌کنید.

جدول ۱ بررسی تاثیر گام زمانی بر حل (زمان فیزیکی حل برابر ۱۰ ثانیه و تعداد رشته‌های پردازشی برابر ۶ عدد است)

زمان حل شبیه‌سازی (ساعت)	ضریب توان در TSR ۱/۶	گام زمانی (ثانیه)
۰/۵	واگرا	۰/۱
۸	۰/۳۶۶	۰/۰۱
۷۰	۰/۳۵۸	۰/۰۰۱



شکل ۶) شبکه‌بندی اطراف ایرفویل J-shape NACA0015

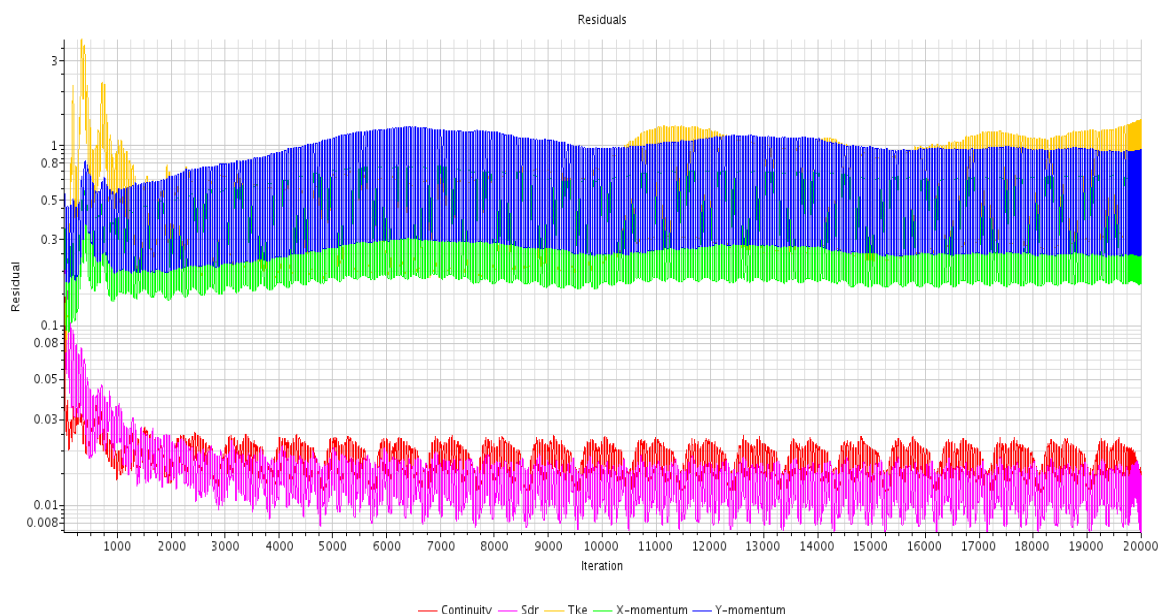
نتایج

نظارت بر روند همگرایی و گام زمانی

باقی‌مانده معیاری برای سنجش عدم تعادل موضعی هر یک از معادلات بقای حجم کنترل است. این معیار تقریباً مهم‌ترین ابزار سنجش همگرایی جواب است زیرا مستقیماً به حل معادلات بستگی دارد. نظرات مختلفی درباره چگونگی قضاوت در مورد همگرایی حل وجود دارد. سطح همگرایی مورد نیاز بستگی به هدف شبیه‌سازی (نتایج کیفی یا کمی) و جزئیات مدل دارد. اگرچه در مسأله مورد نظر به‌دست‌آوردن جزئیات جریان هدف نیست ولی چون به‌دست‌آوردن کمیت‌های کمی نظیر گشتاور از میدان جریان لازم است، بنابراین باید به دقت مناسبی از همگرایی دست پیدا کرد. در حل عددی انجام‌شده گام زمانی برابر ۰/۰۱ انتخاب شد و با کوچک‌تر کردن گام زمانی تغییری در نتایج پیدا نشد و تنها زمان محاسباتی افزایش یافت. از طرف دیگر با افزایش گام زمانی تا ۰/۱ نتایج واگرا شد. بنابراین گام زمانی برابر ۰/۰۱ انتخاب شد. در جدول ۱ گام زمانی مورد بررسی قرار گرفته است. روند همگرایی مسأله در نمودار ۱ نشان داده شده است.

بررسی استقلال حل از شبکه و اعتبارسنجی

از آنجا که نمونه مشابه آزمایشگاهی جهت مقایسه داده‌ها



نمودار ۱) روند همگرایی در ۲۰۰۰۰ تکرار

تعداد سلول‌ها در سطح بالایی و پایینی ایرفویل	تعداد کل سلول‌های ناحیه چرخان	ارتفاع اولین سلول روی ایرفویل	ضریب توان در نسبت سرعت نوک (TSR) ۱/۶
۵۰×۵۰	۴۶۴۰۲	۰/۰۰۰۰۳۴	۰/۱۸۱
۱۰۰×۱۰۰	۹۲۹۰۲	۰/۰۰۰۰۳۴	۰/۳۳۶
۲۰۰×۲۰۰	۱۸۵۴۶۵	۰/۰۰۰۰۳۴	۰/۳۶۶
۴۰۰×۴۰۰	۳۷۱۱۹۸	۰/۰۰۰۰۳۴	۰/۳۶۸

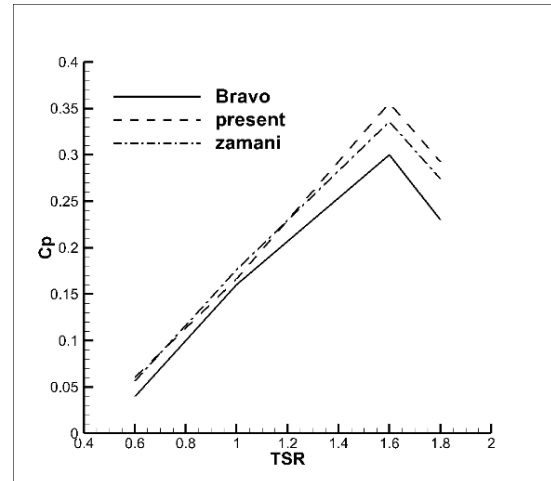
پره‌ها بر جریان بالادست و القای تاثیرات پره‌هایی که به جریان بالادست نزدیک‌تر هستند بر عملکرد پره‌های پایین دست همان طور که در نمودار ۴ نمایان است، قابل مشاهده است.

با افزایش سرعت دوران روتور به دلیل افزایش آشفتگی جریان در این ناحیه احتمال جدایش جریان روی پره‌های ناحیه پایین دست توربین افزایش می‌یابد که این امر یک پدیده مخرب در جریان‌های روی ایرفویل توربین‌های بادی محسوب می‌شود. با حرکت سیال بر روی سطح بالایی ایرفویل فشار بر اثر نیروهای لزج و شکل هندسی ایرفویل تغییر می‌کند. از لبه حمله تا شانه ایرفویل فشار کاهش می‌یابد ولی پس از آن شروع به افزایش می‌کند و این افزایش فشار به جدایی لایه مرزی می‌انجامد و به افزایش گردان فشار معکوس معروف است. در زاویه حمله ۴-درجه ثبات مناسبی از جریان در پره‌ها نسبت به حالت صفر درجه (مرجع) مشاهده می‌شود اما با کاهش زاویه حمله پره جدایش جریان در پایین دست روتور ایجاد شده و در زاویه حمله ۱۲-درجه به بیشترین مقدار خود می‌رسد، که برای قابل مشاهده بودن این موضوع از دوران روتور در زاویه دوران ۱۸۰درجه استفاده شده است. به عنوان نمونه کانتورهای ۰ و ۴-درجه در نمودار ۵ نشان داده شده است.

نمودار ۶ تا ۱۰ نمایانگر کانتورهای سرعت و فشار است که در چهار زاویه چرخش ایرفویل نشان شده است. این نمودارها بیان بهتری از نحوه تغییرات فشار و سرعت را نشان می‌دهند.

نمایان شدن آشفتگی و دنباله ایجاد شده در ناحیه پشت ایرفویل که میزان آن به سرعت وزش باد و سرعت دورانی توربین وابسته است یکی از نکات مثبتی است که در شبیه‌سازی به دست آمده است. نکته قابل توجه دیگر در مورد کانتورهای به دست آمده نوسانات بسیار کم آنها در نزدیکی پره‌ها است که به نظر فیزیکی و معقول می‌رسند. همان طور که در نمودار ۶ مشاهده می‌شود هر چه زاویه حمله پره منفی‌تر می‌شود جریان در زاویه دوران ۰درجه به سمت آشفتگی پیش می‌رود. که این آشفتگی باعث ایجاد گردابه‌هایی در جریان و کاهش توان توربین می‌شود. گردابه‌های ایجاد شده در این مرحله به پایین دست جریان رسیده و اثرات منفی بر توان توربین ایجاد می‌کنند. در این حالت بیشینه سرعت در زاویه حمله +۸درجه اتفاق می‌افتد.

زاویه‌های حمله در زاویه دوران ۹۰ با هم در نمودار ۷ مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که این بار جریان در زاویه‌های حمله مثبت میزان دنباله افزایش یافته که تاثیر منفی بر جریان پایین دست دارد و در طرف مقابل در زاویه‌های حمله منفی عملکرد مناسبی دارد. بیشینه سرعت در این حالت در زاویه حمله ۱۰+درجه رخ



نمودار ۲) اعتبارسنجی نتایج مطالعه حاضر با تحقیقات مشابه قبلی

با توجه به نمودار ۲ بیشترین اختلاف در نسبت سرعت نوک ۱/۸ و به میزان ۲۵% با کار آزمایشگاهی براوو و همکاران [16] و ۶/۵% با کار عددی زمانی و همکاران [17] وجود دارد که این می‌تواند به دلیل عدم محاسبه تنش‌های وارد به توربین، تلفات مکانیکی و سازه‌ای و میله‌های اتصال پره‌ها به روتور و همچنین انحراف جریان در ناحیه انتهای پره و تلفات ناشی از اثرات سه بعدی باشد، اما در سایر نسبت سرعت نوک‌ها از همخوانی مناسبی برخوردار است و تطابق قابل قبولی در مطالعه حاضر با نمونه آزمایشگاهی و عددی مشاهده می‌شود در نتیجه انتظار می‌رود که نتایج حاصل از حل عددی در یک گروه از نسبت سرعت‌های نوک بیشتر از مقادیر آزمایشگاهی باشند [18].

بررسی کانتورهای جریان

کانتور سرعت و فشار کل و چگونگی تاثیر پره‌ها و دوران آنها را در جریان هوا برای زاویه دوران صفر و سرعت دورانی ۱۲۲ دور در دقیقه در زاویه حمله بهینه در ناحیه روتور در نمودارهای ۳ و ۴ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود وجود و چرخش پره‌ها علاوه بر تغییرات موضعی در اطراف پره‌ها مانند یک مانع باعث افزایش فشار در جریان قبل از ورود به روتور می‌شود. همچنین اندازه فشار بیشینه روی پره‌ها و در ناحیه قبل از روتور با افزایش سرعت دورانی توربین افزایش می‌یابد (نمودار ۳). یکی از موضوعاتی که همواره شبیه‌سازی توربین‌های محور عمودی را پیچیده می‌سازد تعامل مداوم سیال با پره‌ها در هر مقطع از روتور است. در واقع سیالی که خود تحت تاثیر برخورد با یک پره در ناحیه بالادست است بایستی با پره‌ای در نیمه پایین دست روتور برخورد کند. با توجه به چگونگی تغییرات زاویه دوران تاثیرگذاری

در زوایای منفی (که در بالا نشان داده شد) به پایین دست جریان رسیده و سبب جدایش جریان و تلفات توان در توربین شده است و در زاویه‌ی حمله 10° درجه جریان ایده‌آل به نظر نمی‌رسد. بیشینه سرعت در این زاویه دوران در زاویه حمله 0° درجه اتفاق می‌افتد که در نمودار ۹ نشان داده شده است.

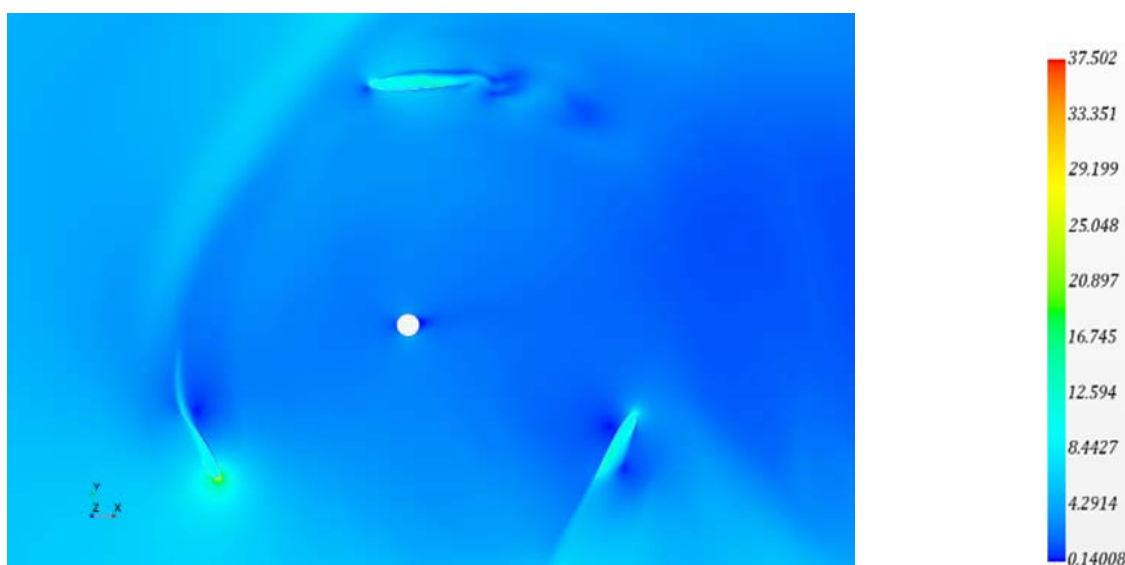
به‌عنوان نمونه با مقایسه کانتور فشار در زاویه حمله 4° درجه با کانتورهای سرعت، این زاویه حمله متوجه می‌شویم مقدار سرعت بیشینه در سمت داخلی پره و تقریباً در مکان فشار کمینه قرار دارد که این امر مطابق قانون برنولی است. فشار در سطح بیرونی پره نسبت به سطح داخلی بیشتر است و البته به‌علت حرکت دورانی پره نقطه فشار بیشینه کمی از لبه حمله به انتهای پره نزدیک می‌شود که در نمودار ۱۰ نمایش داده شده است.

در ناحیه‌ایی که پره کاملاً به جریان باد پشت می‌کند در زاویه حمله مثبت پره، چون قسمت کامل ایرفویل جلوی ورود جریان به قسمت ناقص ایرفویل را می‌گیرد نیروی پسا مفید کاهش‌یافته و بر توان توربین تاثیر منفی دارد. از طرف دیگر در زوایای حمله منفی به دلیل قرارگیری سمت ناقص ایرفویل و حبس شدن جریان پس از ورود کامل به ناحیه [شکل و افزایش نیروی پسا مفید کاملاً تاثیر مثبتی بر عملکرد پره در زاویه دوران 180° درجه دارد و توان توربین را تقویت می‌کند. بیشینه سرعت در اینجا در زاویه حمله 10° درجه اتفاق می‌افتد که در نمودار ۸ نشان داده شده است.

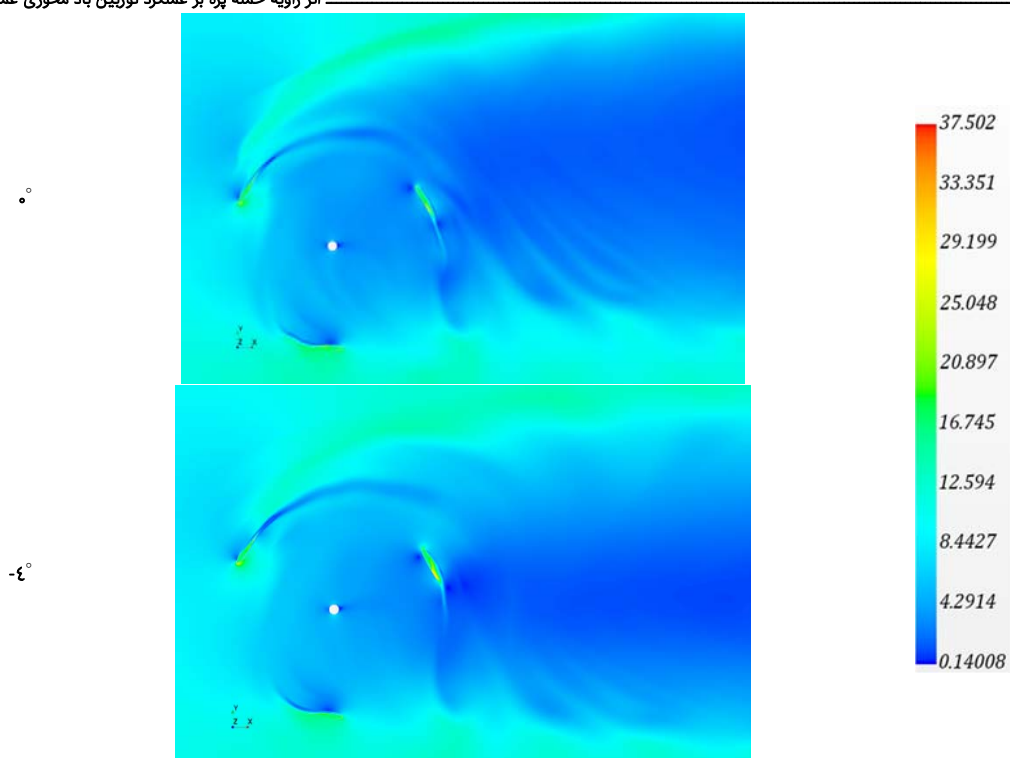
گردابه‌های ایجادشده در قسمت پره رو به باد (زاویه دوران 0° درجه)



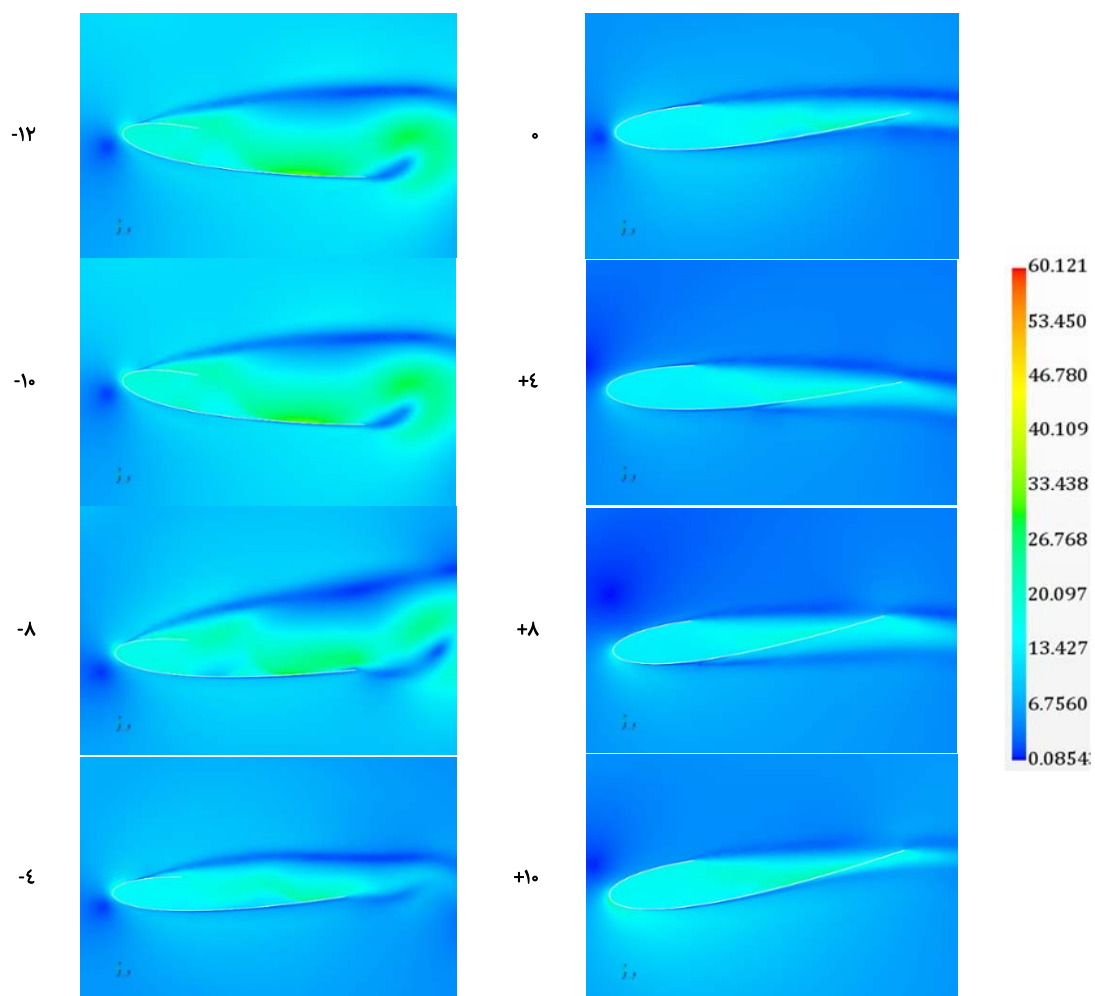
نمودار ۳) کانتور فشار کل در ناحیه روتور برای زاویه حمله 4° درجه و سرعت دوران 122 دور در دقیقه در زاویه دوران صفر



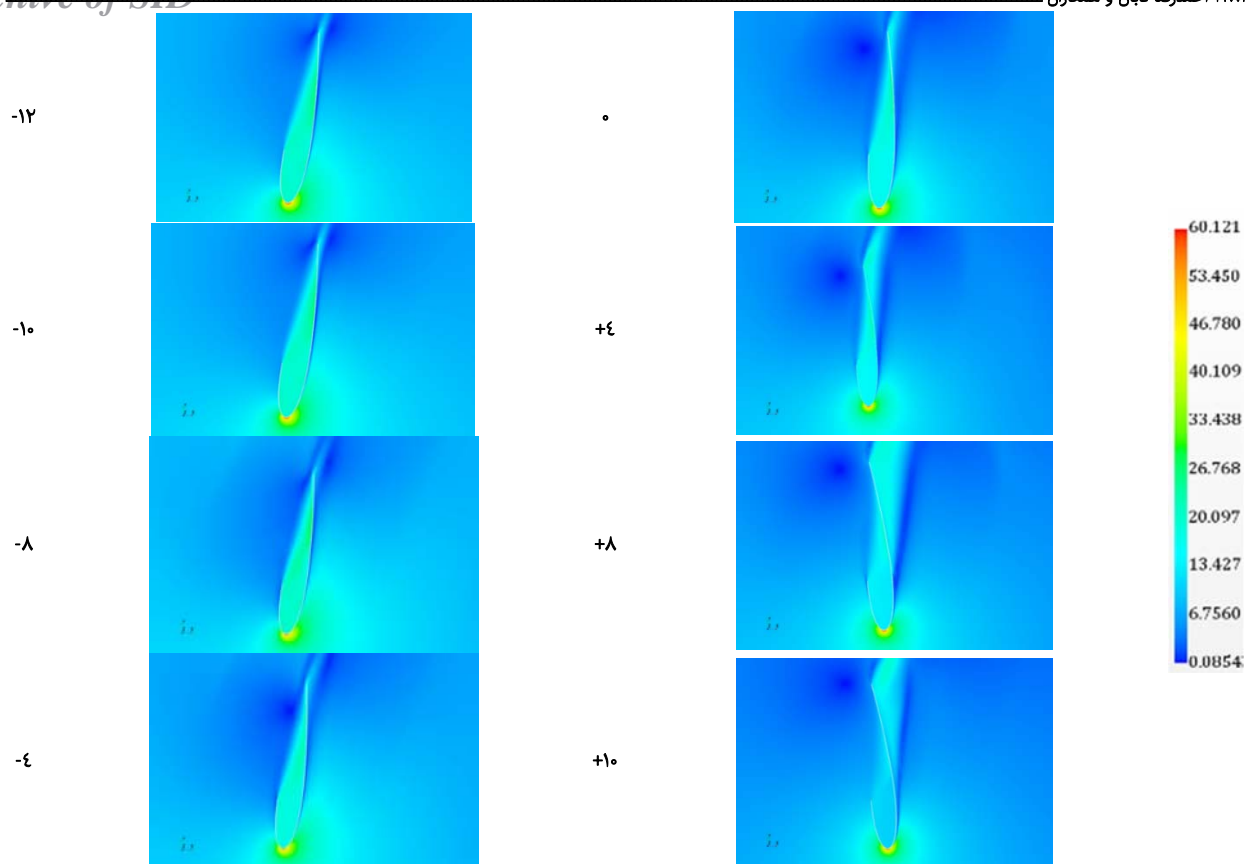
نمودار ۴) کانتور سرعت در ناحیه روتور برای زاویه حمله 4° درجه و سرعت دوران 122 دور در دقیقه در زاویه دوران صفر



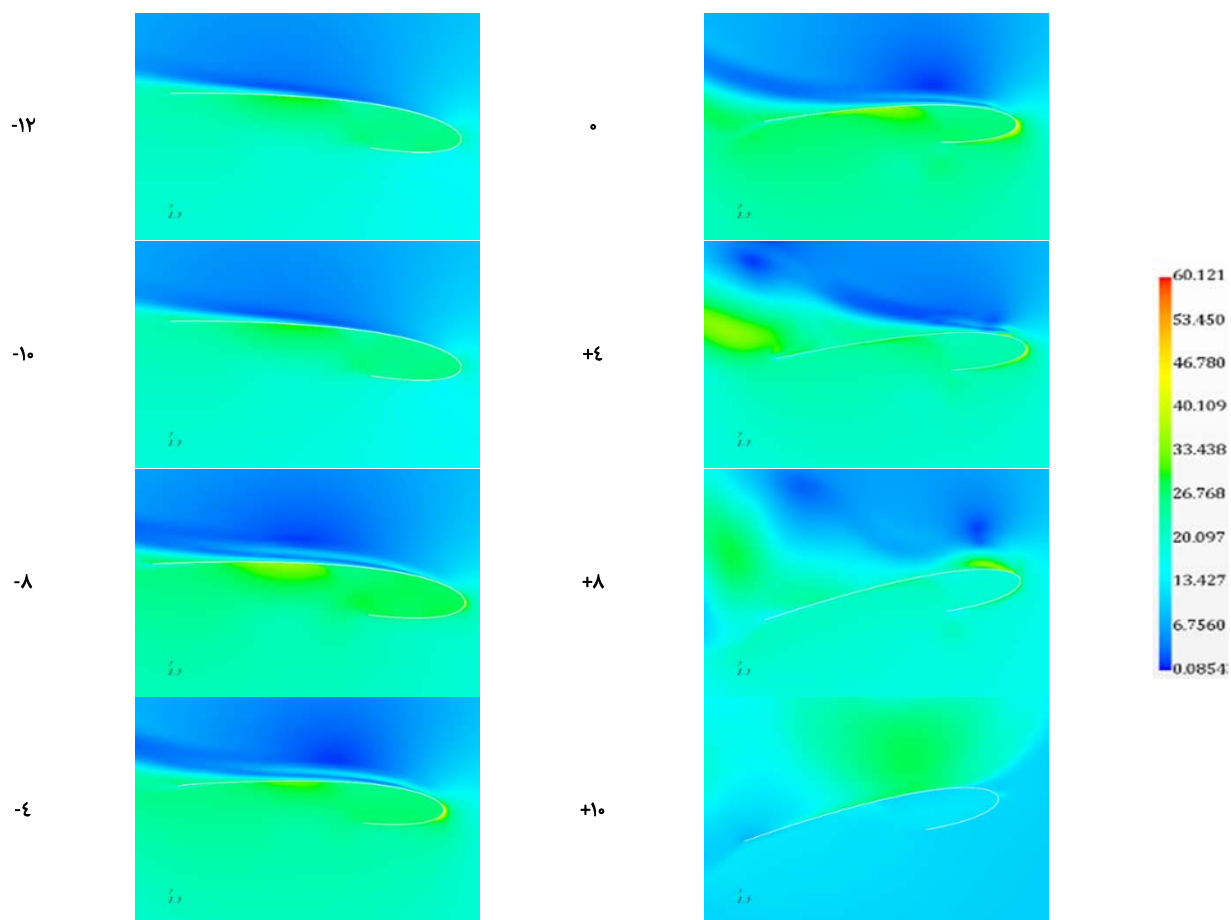
نمودار ۵) کانتور سرعت در ناحیه روتور برای زاویه حمله مختلف در سرعت دوران روتور ۱۲۲ دور در دقیقه با زاویه دوران 18° درجه



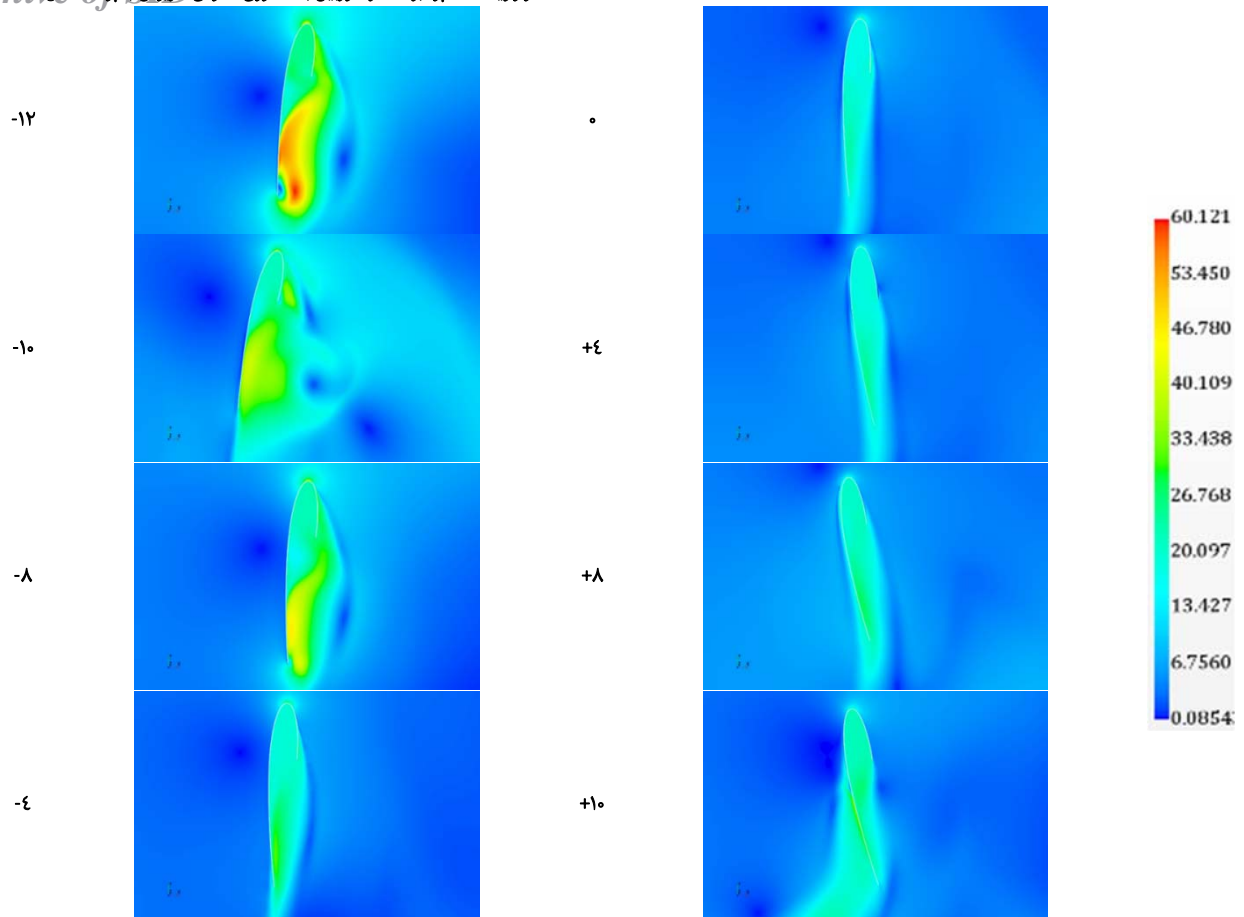
نمودار ۶) کانتور سرعت در نزدیکی تیغه توربین در زاویه دوران صفر درجه و سرعت دوران ۱۲۲ دور در دقیقه



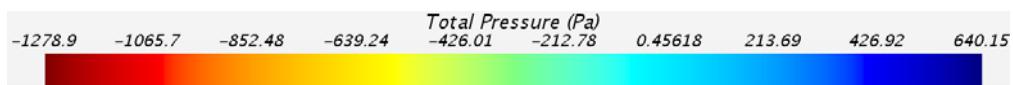
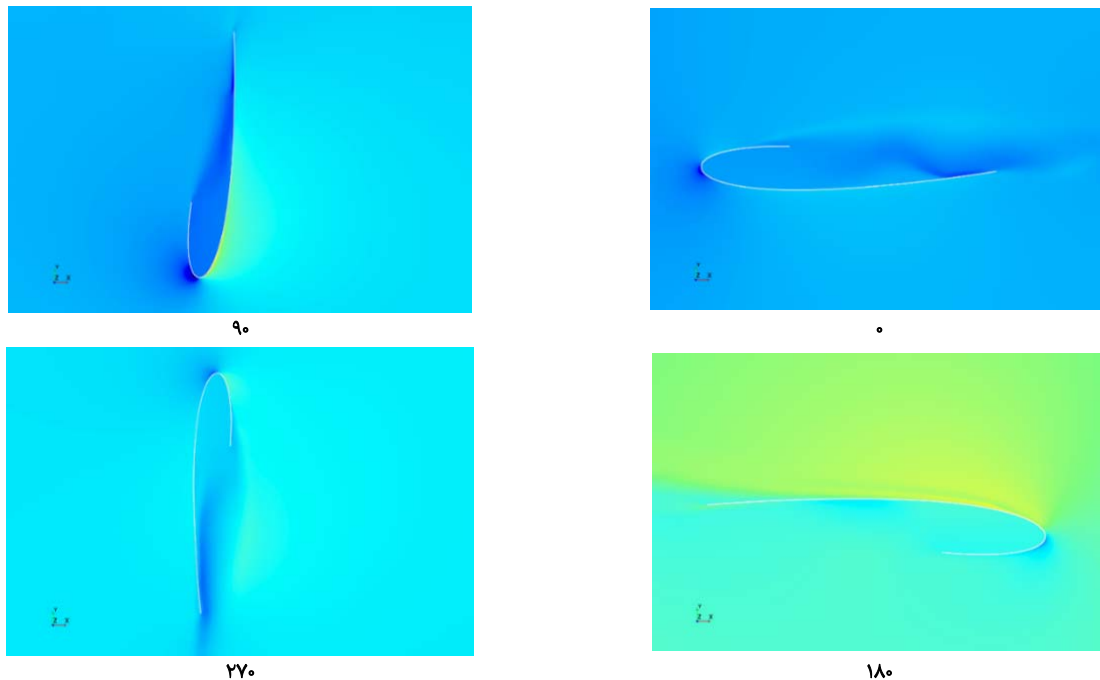
نمودار ۷) کانتور سرعت در نزدیکی تیغه توربین در زاویه دوران ۹۰ درجه و سرعت دوران ۱۲۲ دور در دقیقه



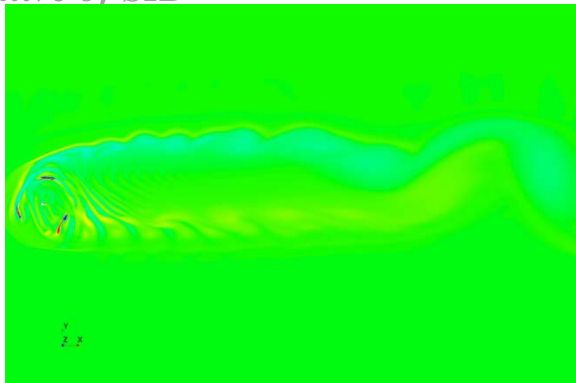
نمودار ۸) کانتور سرعت در نزدیکی تیغه توربین در زاویه دوران ۱۸۰ درجه و سرعت دوران ۱۲۲ دور بر دقیقه



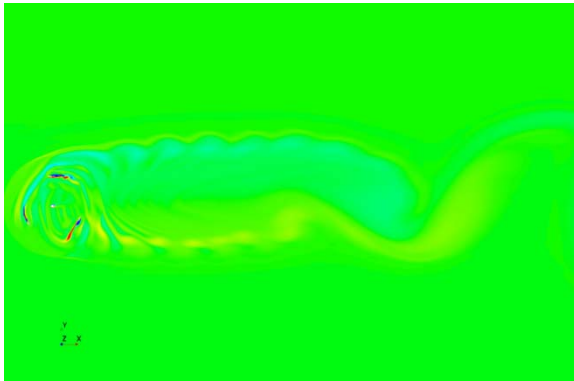
نمودار ۹) کانطور سرعت در نزدیکی تیغه توربین در زاویه دوران ۲۷۰ درجه و سرعت دوران ۱۲۲ دور بر دقیقه



نمودار ۱۰) کانطور فشار کل در نزدیکی یک تیغه در ناحیه روتور با زاویه حمله ۴-درجه و سرعت دوران ۱۲۲ دور بر دقیقه



زاویه حمله ۰ درجه



زاویه حمله ۴- درجه



نمودار (۱۲) میدان ورتیسیتیته برای زاویه حمله ۴ درجه در مقایسه با زاویه حمله مرجع در سرعت دوران ۱۲۲ دور بر دقیقه

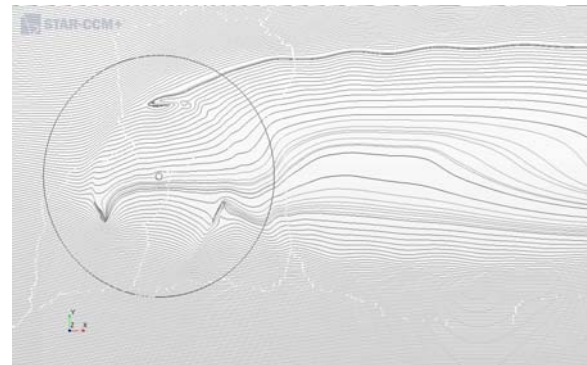
منحنی عملکرد توربین بادی محور عمودی

برای به دست آوردن نقطه کاری بهینه توربین بادی محور عمودی منحنی‌های گشتاور و ضریب توان برحسب سرعت دوران روتور و نسبت سرعت نوک پره‌ها ترسیم می‌شود. این منحنی‌های عملکرد در سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه و زاویه‌های حمله مختلف ایرفویل نسبت به زاویه حمله صفر درجه (مرجع) به دست آمده است و انتظار می‌رود بتواند مشخصه‌های عملکرد توربین را به خوبی بیان نماید.

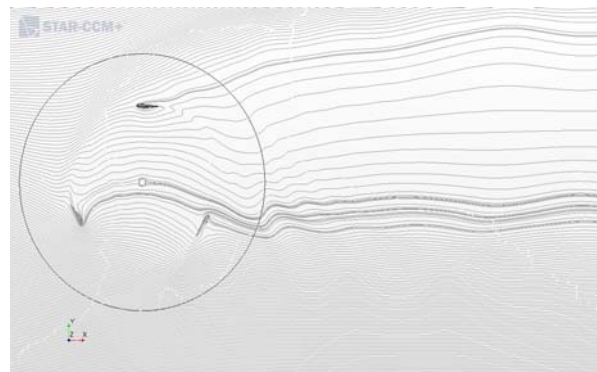
همان طور که در جدول ۳ مشاهده می‌شود مقادیر ضریب توان در زاویه‌های حمله مختلف برحسب نسبت سرعت نوک و درصد تغییرات آنها نسبت به زاویه حمله مرجع در داخل پیرانتز آورده شده است. با توجه به جدول ۳ در می‌یابیم که تنها در زاویه حمله ۴- درجه تمامی درصد تغییرات ضرایب توان مثبت است و این یعنی زاویه حمله بهینه زاویه حمله ۴- درجه است. هر چند که در نسبت سرعت نوک ۰/۶ بیشترین ضریب توان را در زاویه حمله ۱۰- درجه داریم اما در سایر نسبت سرعت‌های نوک کاهش چشمگیری در عملکرد توربین در این زاویه حمله مشاهده می‌شود. در ادامه برای درک بهتر و مشهودتر نمودارهای ۱۳ و ۱۴ ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک و زاویه‌های حمله مختلف رسم شده است.

مقدار گشتاور کل توربین در زاویه‌های حمله مختلف و در نسبت

به طور کلی، با کاهش زاویه حمله از ۸- به سمت ۱۲- درجه و با افزایش زاویه حمله از ۴+ تا ۱۰+ درجه از بالادست جریان مقداری جدایش جریان در انتهای ایرفویل پدید می‌آید که موجب بروز اختلاف فشار شدید در سطوح فوقانی و تحتانی ایرفویل می‌شود و در ادامه سبب ایجاد گردابه‌های بعد از ایرفویل می‌شود که منجر به افزایش زمان بازگشت جریان از آشفته به آرام می‌شود. این اختلاف فشار در کنار پدیده مخرب واماندگی دینامیکی و جریانات حلقوی نوک ایرفویل باعث ایجاد نیروی پسای مخرب می‌شود. واکنش این نیرو می‌تواند موجب کاهش سرعت و ایجاد لرزش‌های بعضاً شدید در توربین شود. البته تداوم این امر به جهت افزایش فشار استاتیک بر روی سازه پره می‌تواند تاثیرات به مراتب خطرناک‌تری نظیر شکستن پره‌ها نیز داشته باشد. کاهش نیروی برآ و به دنبال آن کاهش گشتاور و ضریب توان از دیگر آثار جدایش جریان روی ایرفویل پره خواهد بود. این امر در منحنی‌های عملکرد توربین خود را به خوبی نشان داده است. اما در زاویه حمله ۴- درجه نسبت به حالت صفر درجه همان طور که در خطوط جریان نمودار ۱۱ مشاهده می‌شود جریان در پشت توربین اندکی از انحراف جریان کاهش یافته و جریان مستهلک‌تر شده و توربین انرژی بیشتری جذب کرده است که این امر در جداول گشتاور و ضریب توان قابل مشاهده است. به علاوه میدان گردابه مقداری کاهش داشته که این کاهش سبب بهبود عملکرد توربین شده و در نمودارهای گشتاور و ضریب توان در نمودار ۱۲ قابل رویت است. برای نمونه در نمودارهای گفته شده از زاویه دوران ۰ درجه استفاده شده است.



زاویه حمله ۰ درجه



زاویه حمله ۴- درجه

نمودار (۱۱) خطوط جریان برای زاویه حمله ۴ درجه در مقایسه با زاویه حمله مرجع در سرعت دوران ۱۲۲ دور بر دقیقه

حمله پره تغییر خواهد کرد. نسبت سرعت نوک بهینه با تغییر زاویه حمله نسبت به حالت مرجع تغییر خواهد کرد به این صورت که تنها در زاویه حمله ۴-درجه افزایش می‌یابد و در سایر زاویه‌های حمله دچار کاهش می‌شود. با افزایش زاویه حمله ایرفویل به مرور ضریب توان کاهش پیدا کرده تا جایی که در نسبت‌های سرعت نوک ۰/۶ به دلیل افزایش بیش از حد زاویه حمله پره دچار واماندگی دینامیکی شده و ضریب توان منفی می‌شود. در ادامه برای سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه و سرعت دورانی بهینه (سرعتی که در آن ضریب توان بیشینه شده است) به منظور بررسی اثر دوران هندسه تغییرات ضریب توان طی یک دوران کامل روتور در نسبت سرعت نوک بهینه بررسی شده است. همان طور که انتظار می‌رفت در نمودار ۱۷، در زاویه حمله ۴-درجه شاهد کمترین نوسانات ضریب توان در یک چرخش کامل روتور هستیم. بدیهی است این امر به تولید برق با کیفیت‌تر و توانایی جذب انرژی از بادهای متلاطم منجر خواهد شد.

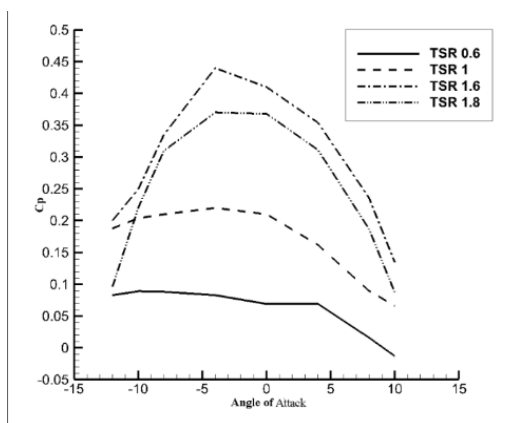
سرعت نوک متفاوت در جدول ۴ گزارش شده است. مشاهده می‌شود که گشتاور توربین در زاویه حمله ۴-درجه که زاویه حمله بهینه نیز هست در تمامی نسبت‌های سرعت نوک نسبت به حالت صفر درجه بهبود یافته است و در غیر از این زاویه حمله به جز در نسبت سرعت نوک ۰/۶ در سایر موارد گشتاور کل کاهش یافته است. در نسبت سرعت نوک ۰/۶ بیشترین گشتاور کل در زاویه ۱۰-درجه رخ می‌دهد. همان طور که واضح است می‌شود گفت که زاویه ۱۰-درجه زاویه بهینه برای نسبت سرعت نوک ۰/۶ است. در ادامه برای درک بهتر نمودارهای گشتاور کل برحسب زاویه حمله در سرعت‌های دوران مختلف روتور و توان برحسب زاویه حمله در نسبت سرعت نوک‌های متفاوت در نمودارهای ۱۵ و ۱۶ رسم شده است. همان‌گونه که در نمودارهای ۱۳ تا ۱۶ مشاهده می‌شود در یک نسبت سرعت نوک معین توربین بالاترین ضریب توان را دارا است که این، نسبت سرعت نوک بهینه خواهد بود و بسته به زاویه

جدول ۳) مقادیر ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک در زاویه‌های حمله مختلف و درصد تغییرات آنها نسبت به زاویه حمله صفر درجه

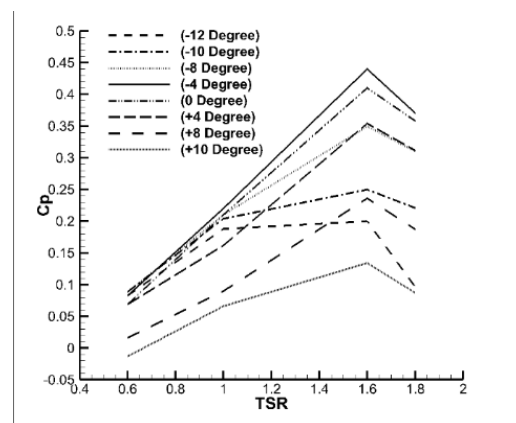
زاویه حمله ایرفویل								نسب سرعت نوک
+۱۰°	+۸°	+۴°	-۴°	-۸°	-۱۰°	-۱۳°	۰°	
-۰/۰۱۳	۰/۰۱۶	۰/۰۶۹۱۰	۰/۰۸۳	۰/۰۸۸۵	۰/۰۸۹	۰/۰۸۳	۰/۰۶۹۱۳	۰/۶
%-۱۱۹	%۷۷	%۰/۰۰۶	%۲۰/۰۶	%۲۰/۸۲	%۲۰/۸۷	%۲۰		۱
۰/۰۶۶	۰/۰۹۰۲	۰/۱۶۲	۰/۲۲	۰/۲۱	۰/۲۰۴	۰/۱۹	۰/۲۱	۱/۶
%-۶۸/۶	%۰۵۷	%-۲۲/۸۶	%۴/۸	%۰	%-۲/۸	%-۹/۵		۱/۸
۰/۱۳۴	۰/۲۳۶	۰/۳۵۴	۰/۴۳	۰/۳۳۵	۰/۲۵	۰/۱۹	۰/۴۱	
%-۶۷	%-۴۲	%-۱۳/۶	%۵	%-۱۸/۳	%-۳۹	%-۵۳/۶		
۰/۰۸۷	۰/۱۸۷	۰/۳۱۱	۰/۳۷	۰/۳۱	۰/۲۲۱	۰/۰۹۶	۰/۳۶۸	
%-۷۶	%-۴۸	%-۱۵/۵	%۰/۵۶	%-۱۶	%-۴۲	%-۷۴		

جدول ۴) گشتاور کل توربین در زاویه‌های حمله مختلف نسبت سرعت نوک متفاوت

زاویه حمله ایرفویل								نسب سرعت نوک
+۱۰°	+۸°	+۴°	۰°	-۴°	-۸°	-۱۰°	-۱۳°	
-۱۲/۵۷	۱۵/۳۰	۶۶/۱۳	۶۶/۱۵	۷۹/۲۲	۸۴/۶۵	۸۵/۲	۸۰	۰/۶
۳۸/۰۴	۵۱/۸	۹۳/۰۳	۱۱۹/۵۲	۱۲۵/۹	۱۲۰/۲۲	۱۱۷/۲	۱۰۸/۸۳	۱
۴۸/۲۸	۸۴/۶۷	۱۲۷/۰۴	۱۴۵/۸۲	۱۷۰	۱۱۹/۲۶	۸۹/۲۶	۶۸/۳۸	۱/۶
۲۷/۸	۵۹/۶۳	۹۹/۲۸	۱۱۷/۵۴	۱۱۸/۱	۹۸/۶۸	۷۰/۶	۳۰/۷۷	۱/۸



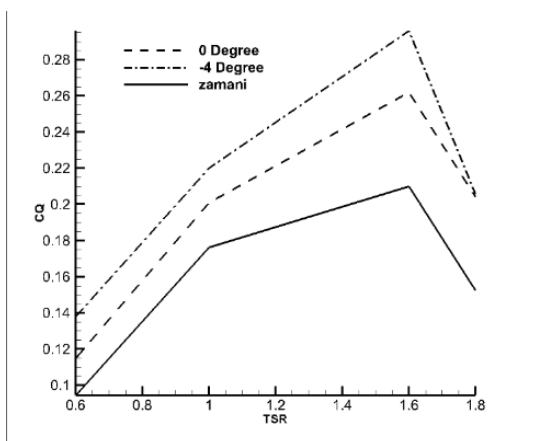
نمودار ۱۴) مقایسه تغییرات ضریب توان برحسب زاویه حمله پره



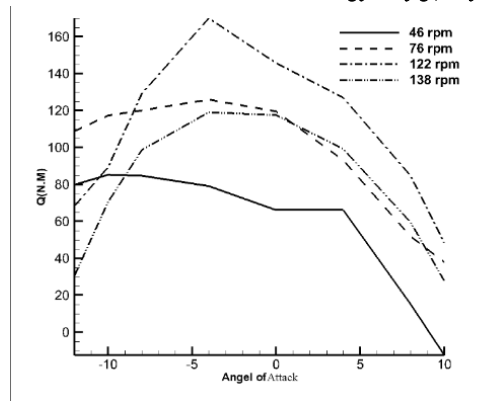
نمودار ۱۳) مقایسه تغییرات ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک

حمله ۴-درجه به‌طور قابل ملاحظه‌ای افزایش یافته که این موضوع در نسبت سرعت نوک پایین بیانگر افزایش گشتاور راه‌اندازی اولیه است که می‌تواند مشکل در توانایی خود راه‌اندازی توربین را تا حدودی برطرف نماید. همچنین در مقایسه ضرایب گشتاور با کار زمانی و همکاران [17] مجدداً صحت شبیه‌سازی انجام‌شده تایید شده است. با توجه به اینکه پژوهش حاضر در حالت دوبعدی انجام گرفته و تلفات ناشی از سه‌بعد در آن در نظر گرفته نشده است نتایج مقداری بالاتر را نسبت به نتایج عددی زمانی و همکاران [17] نشان می‌دهند.

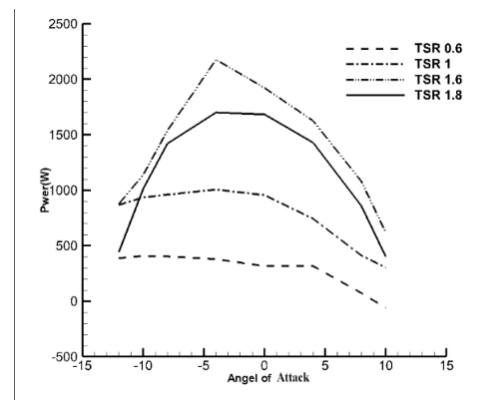
در ادامه به بررسی منحنی عملکرد توربین در یک دوران کامل در نسبت‌های سرعت نوک مختلف پرداخته شده است. این منحنی‌ها به‌خوبی صحت ضرایب توان به‌دست‌آمده را برای نسبت سرعت نوک مختلف نشان می‌دهند. همان‌طور که در نمودار ۱۹ مشاهده می‌شود در $TSR = 0.6$ نمودار ضریب توان برای زاویه بهینه به‌صورت واضحی بیشتر از زاویه مرجع است همچنین در قسمت پایین نمودار که در قسمت منفی نمودار قرار دارد اندکی کمتر منفی شده است که این به معنای کمتر خنثی‌شدن گشتاور مثبت و تلفات کمتر در نسبت سرعت نوک پایین است. در $TSR = 1$ ضریب توان نسبت به حالت مرجع $4/8\%$ افزایش را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه نمودار در قله افزایشی را نشان نمی‌دهد، اما در دره‌ها کمتر دچار اتلاف انرژی شده و این امر موجب بهبود ضریب توان شده است. در $TSR = 1.6$ به‌طور قابل توجهی تلفات انرژی کاسته شده و مقداری بر حداکثر بازدهی اضافه شده است که در مجموع سبب کاهش نوسانات نمودار به‌طور قابل توجهی شده است که این امر به تولید برق یکنواخت‌تر می‌انجامد. منحنی عملکرد در $TSR = 1.8$ نیز تغییراتی همانند $TSR = 1$ از خود نشان داده است. در مجموع زاویه حمله ۴-درجه سبب کاهش نوسانات نمودارهای ضریب توان شده است و همان‌طور که قبلاً گفته شد این امر نشان می‌دهد، توانایی توربین در جذب انرژی از جریان متلاطم باد افزایش یافته و گشتاور مورد نیاز راه‌اندازی توربین بهبود یافته و تولید برق یکنواخت‌تر شده است.



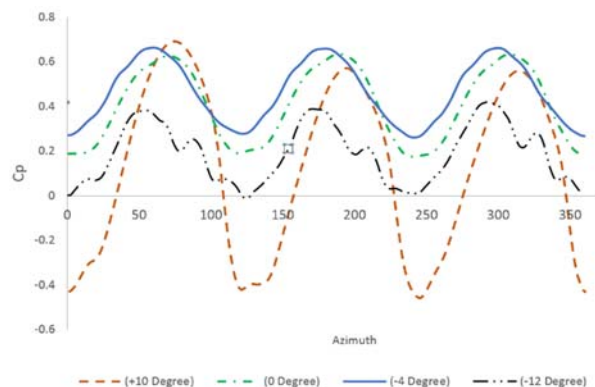
نمودار ۱۸) مقایسه ضریب گشتاور در زاویه حمله ۴-درجه با زاویه مرجع و کار زمانی در نسبت سرعت نوک متفاوت



نمودار ۱۵) مقایسه تغییرات گشتاور توربین برحسب زاویه حمله در سرعت‌های دورانی مختلف



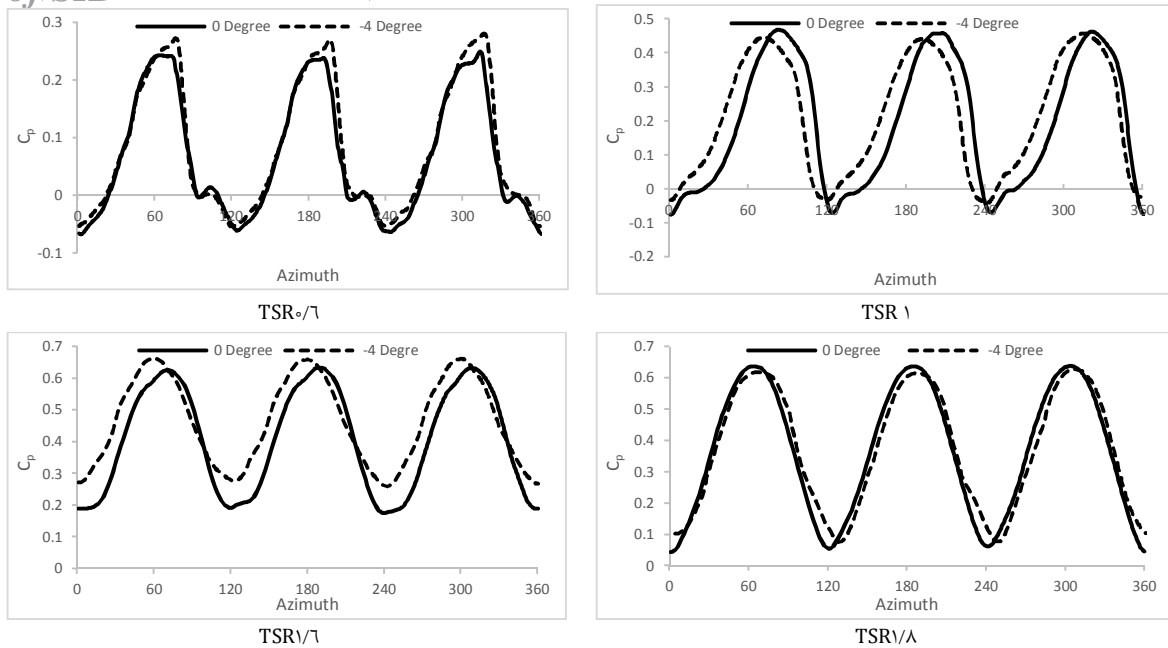
نمودار ۱۶) مقایسه تغییرات توان توربین برحسب زاویه حمله در TSR های مختلف



نمودار ۱۷) یک دور چرخش کامل روتور در TSR بهینه

نتیجه‌گیری

در تعیین مدل توربولانسی باتوجه به مزیت‌های مدل $SST K - \omega$ که از جمله آن می‌توان به توانایی این مدل در پیش‌بینی جریان لایه مرزی و جریان آشسته دور از دیواره با بهره‌گیری همزمان از مزیت‌های دو مدل $K - \epsilon$ و $K - \omega$ اشاره کرد، استفاده شد. در ادامه برای کوتاهی در نوشتار تنها به نمودارهای زاویه بهینه نسبت به حالت مرجع پرداخته شده است. یکی از فاکتورهای مهم در توربین‌های بادی ضریب گشتاور است. مقایسه ضریب گشتاور در زاویه حمله ۴-درجه با حالت مرجع در نمودار ۱۸ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضریب گشتاور در زاویه



نمودار ۱۹) مقایسه نمودارهای توان در یک دوران توربین در دو زاویه حمله بهینه و مرجع

کمکی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۳۳٪)؛ مهندس زمانی (نویسنده سوم)، روش‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۳۳٪).
منابع مالی: موردی توسط نویسندگان ذکر نشد.

فهرست علائم

ρ	چگالی سیال
U_k	مولفه سرعت جریان
τ_{ij}	تانسور تنش لزجت
δ_{ij}	دلتای کرانکر
\vec{u}_r	سرعت نسبی چرخان
C_p	ضریب توان
U	سرعت جریان محوری
D	نیروی پسا
L	نیروی برآ
t	زمان
P	فشار استاتیکی
F_i	نیروهای گرانشی
\vec{v}_r	سرعت نسبی
$\vec{\omega}$	سرعت زاویه‌ای نسبی
C_D	ضریب پسا
TSR	نسبت سرعت نوک
R	شعاع توربین
Q	گشتاور
X_k	مختصات فضایی
U_i و U_j	اجزای سرعت جریان
ρg_i	نیروهای حجمی
\vec{v}	سرعت مطلق
μ_t	لزجت گردابه‌ای
C_f	ضریب برآ
ω	سرعت دورانی
A	مساحت جاروب‌شده

با توجه به نمودار ۱۹ مشاهده می‌شود توربین در یک نسبت سرعت نوک معین بالاترین ضریب توان را دارا است که این نسبت سرعت نوک بهینه (TSR=۱/۶) خواهد بود. این نسبت سرعت نوک بهینه با افزایش زاویه حمله از ۰ تا ۱۰+درجه دچار کاهش ضریب توان می‌شود و در زاویه حمله ۴-درجه به بیشترین مقدار ضریب توان خود رسیده است. با کاهش زاویه حمله از ۸- تا ۱۲-درجه مجدداً ضریب توان کاهش می‌یابد. برای اختصار در نوشتار از آوردن شکل‌های سایر زاویه‌های حمله اجتناب شده است. با افزایش زاویه حمله تا ۱۰+درجه و همچنین با کاهش زاویه حمله از ۸- تا ۱۲-درجه به مرور جدایش جریان از سطح پره توربین ایجاد خواهد شد که باعث افزایش نیروی پسا مضر و کاهش نیروی برآ و در نتیجه کاهش گشتاور و ضریب توان که از عواقب ناخوشایند است، می‌شود تا جایی که در زاویه حمله ۱۰+درجه در نسبت سرعت نوک ۰/۶ سبب واماندگی دینامیکی و ضریب توان منفی می‌شود. طبق آنچه که از منحنی‌های عملکرد برداشت شد، ضریب توان بهینه توربین در نسبت‌های سرعت نوک ۱، ۱/۶ و ۱/۸ در زاویه حمله ۴-درجه حاصل شد و برای نسبت سرعت نوک ۰/۶ در زاویه حمله ۱۰-درجه به دست آمد.

به طور کلی، با توجه به جدول ۲ به طور متوسط حدود ۸٪ بر میزان عملکرد این توربین نسبت به حالت زاویه حمله صفر افزوده شده است.

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان ذکر نشد.

تأییدیه‌های اخلاقی: موردی توسط نویسندگان ذکر نشد.

تعارض منافع: موردی توسط نویسندگان ذکر نشد.

سهم نویسندگان در مقاله: دکتر علی جلالی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۳۴٪)؛ احمدرضا تابان (نویسنده دوم)، روش‌شناس/پژوهشگر

Numerical investigation of darius wind turbine with variable step angle. Second International Conference and Third National Conference on the Application of New Technologies in Engineering Sciences, Ferdowsi University of Mashhad. Tehran: Civilica; 2015.

10- Khosravi H, Jamil M, Sabaefard P. Optimization of the saunius wind turbine by CFD calculation of blade effects. The First Annual Conference on Clean Energy, International Center for Advanced Science and Technology and Environmental Sciences, Kerman. Tehran: Civilica; 2010.

11- White F. Viscous fluid flow. 2nd Edition. New York: McGraw-Hill; 1991.

12- Chorin, AJ. Vorticity and turbulence. London: Springer; 1994.

13- Katz J, Plotkin A. Low speed aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press; 2012.

14- Moran J. An introduction to theoretical and computational aerodynamics (Dover books on aeronautical engineering). New York: Dover Publications; 2010.

15- Blazek J. Computational fluid dynamics: Principles and applications. 2nd Edition. Amsterdam: Elsevier; 2005.

16- Bravo R, Tullis S, Ziada S. Performance testing of a small vertical-axis wind turbine. Conference Proceedings of the 21st Canadian Congress of Applied Mechanics (CANCAM07); 2007 Jun 3, Quebec, Canada. Unknown Publisher; 2007.

17- Zamani M, Nazari S, Moshizi SA, Maghrebi MJ. Three dimensional simulation of J-shaped darrieus vertical axis wind turbine. Energy. 2016;116(1):1243-1255.

18- Almohammadi K, Ingham DB, Ma L, Pourkashanian M. CFD modelling Investigation of a straight-blade vertical axis wind turbine. The 13th International Conference on Wind Engineering (ICWE13), 2011, Amsterdam, Netherland. Unknown Publisher; 2011.

منابع

- 1- ren21.net [Internet]. Paris: Renewables 2018 global status report; 2018. [Unknown Cited]. Available from: <https://www.ren21.net/reports/global-status-report/>.
- 2- Lanzafame R, Messina M. Design and performance of a double-pitch wind turbine with non-twisted blades. Renewable Energy. 2009;34(5):1413-1420.
- 3- Abbasi T, Premalatha M, Abbasi T, Abbasi SA. Wind energy: Increasing deployment, rising environmental concerns. Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2014;31:270-288.
- 4- Kinaci E. Numerical and experimental investigation of the rotor blades of an HAWT with a profile HKAS inspired by a maple seed [Dissertation]. Duisburg: University of Duisburg-Essen; 2011.
- 5- Abdolrahim R, Kalkman I, Blocken B. Effect of pitch angle on power performance and aerodynamics of a vertical axis wind turbine. Applied Energy. 2017;197:132-150.
- 6- Elsakka MM, Ingham DB, Ma L, Pourkashanian M. CFD analysis of the angle of attack for a vertical axis wind turbine blade. Energy Conversion and Management. 2019;182:154-165.
- 7- Guo Y, Li X, Sun L, Gao Y, Gao Z, Chen L. Aerodynamic analysis of a step adjustment method for blade pitch of a VAWT. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2019;188:90-101.
- 8- Esfandyari A, Bazargan M. Numerical investigation of the effect of junction and initial blade step on performance of a vertical axis bad turbine. Modares Mechanical Engineering. 2014;14(2):79-84.
- 9- Sagharchi A, Maghrebi MJ, Arabgelarche AR.