



# بهبود عملکرد توربین بادی عمود محور با استفاده از تغییر مقاطع J شکل

مهدی زمانی<sup>1</sup>، محمدجواد مغربی<sup>2\*</sup>

1- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

\* مشهد، صندوق پستی 9177948974، mjmaghrebi@um.ac.ir

## اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 22 تیر 1394

پذیرش: 31 شهریور 1394

ارائه در سایت: 06 آبان 1394

کلید واژگان:

توربین بادی محور عمودی

پره J شکل

گشتاور راهاندازی

حل عددی

بهبود عملکرد

## چکیده

در این پژوهش، عملکرد یک توربین بادی محور عمودی پره مستقیم نوع داریوس با استفاده از پره‌های J شکل مورد بررسی قرار می‌گیرد. پره‌های J شکل به دلیل بهره‌گیری هم‌زمان از نیروهای برآ و پسا در سرعت‌های باد پایین عملکرد بهتری ارائه می‌دهند، از این رو پیش‌بینی می‌شود که استفاده از این پره‌ها گشتاور راهاندازی توربین را تا حد قابل قبولی تقویت و توان خروجی را بهبود بخشد. هدف اصلی در این پژوهش، یافتن مقطع J شکل بهینه برای دستیابی به بهترین منحنی عملکرد توربین است. به همین منظور شبیه‌سازی عددی روی یک توربین بادی محور عمودی با ظرفیت 3 کیلووات با پره‌های مختلف J شکل انجام شده است. این پره‌ها از مقاطع J شکل با حذف ناقص سمت فشار ایرفویل غیرمتقارن Du 06-W-200 ایجاد می‌شوند. جهت شبیه‌سازی، از نرم‌افزار منبع‌باز اوپن‌فوم بهره گرفته شده است. مشاهده شد که حالت بهینه برای مقاطع J شکل، با حذف سمت فشار از محل بیشینه ضخامت ایرفویل مرجع ایجاد می‌شود و بیش‌ترین توان خروجی با استفاده از این مقطع بدست می‌آید. نتایج نشان می‌دهند که استفاده از مقطع J شکل مشکل راهاندازی خودکار توربین را با تقویت گشتاور راهاندازی، به میزان قابل‌ملاحظه‌ای بهبود می‌بخشد. همچنین ارتعاشات و تنش‌های وارده بر مجموعه یاتاقان‌ها و محور دوران روتور با استفاده از مقطع J شکل کاهش می‌یابد و جریان حول توربین پایدارتر می‌شود.

## Improvement of vertical axis wind turbine performance using different J-shaped profiles

Mahdi Zamani, Mohammad Javad Maghrebi\*

Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

\*P.O.B 9177948974, Mashhad, Iran, mjmaghrebi@um.ac.ir

## ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 13 July 2015  
Accepted 22 September 2015  
Available Online 28 October 2015

**Keywords:**  
Vertical Axis Wind Turbine  
J-shaped Profile  
Starting Torque  
Numerical Simulation  
Performance Improvement

## ABSTRACT

In this study, the self-starting of a Darrieus vertical axis wind turbine (VAWT) is enhanced using a J-shaped airfoil profile. The paper investigated the performance of VAWT with the J-shaped blades. Since the J-shaped blades utilize the lift and drag forces simultaneously, the turbine performance at low tip speed ratios (TSRs) is enhanced. Thus, it is expected that using these blades will improve the starting torque and output power. The main goal in this study is to find an optimum J-shaped profile acquiring the best performance of wind turbine. For this purpose, a 3kW J-shaped straight-bladed Darrieus type VAWT is investigated numerically using OpenFOAM computational fluid dynamic package. It employs the finite volume method to solve the Navier-Stokes equations. The J-shaped profile is designed by means of eliminating a fraction of pressure side of Du 06-W-200 airfoil. The results indicate that the performance of turbine is optimized for J-shaped profile which eliminates the pressure side of airfoil from the maximum thickness toward the trailing edge. Moreover, by employing this J-shaped profile, the wind turbine performance is intensified TSRs and self-starting of turbine is improved.

## 1- مقدمه

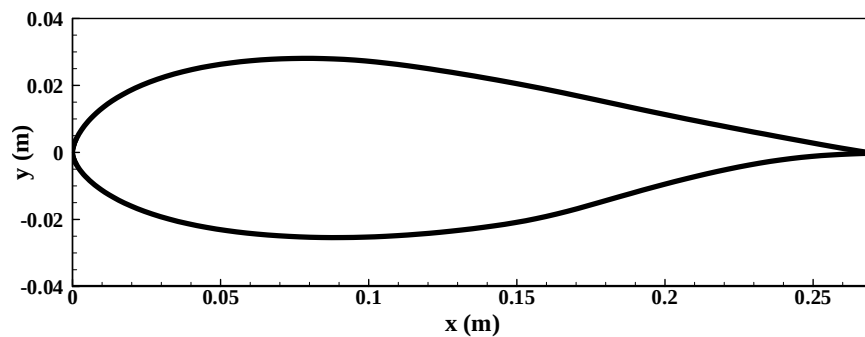
در سال‌های اخیر در پی آلودگی‌های زیست‌محیطی و با افزایش قیمت سوخت‌های فسیلی، تقاضا برای منابع انرژی پاک‌تر بیشتر شده و تمرکز بر منابع انرژی تجدید پذیر بالاتر رفته است. ارائه توربین‌های بادی محور عمودی راه حل امیدوارکننده و اقتصادی برای مناطق دور از شبکه برق است. در حال حاضر، توربین‌های بادی محور افقی به دلیل اندازه بزرگ و تولید برق زیاد بر بازار انرژی باد تسلط دارد. با این حال، توربین‌های بادی محور عمودی قادر به تولید مقدار زیادی توان و ارائه مزایای بسیاری هستند. از آنجا که در این نوع

توربین تجهیزات تولید توان مکانیکی می‌تواند در سطح زمین واقع شود، تعمیر و نگهداری آن آسان است. همچنین، ساختار توربین‌های بادی محور عمودی امکان استخراج توان از جریان باد در هر مسیری را میسر می‌نماید؛ بدین معنی که لازم نیست برای تولید برق در جهت وزش باد قرار بگیرند[1]. توربین‌های بادی محور عمودی از قدیمی‌ترین و پرکاربردترین توربین‌های بادی می‌باشند. به طور کلی توربین‌های بادی بر پایه یکی از دو نیروی آیرودینامیکی برآ یا پسا کار می‌کنند و بر همین اساس به دو نوع داریوس و ساوینوس تقسیم می‌شوند. توربین بادی نوع داریوس به دلیل

Please cite this article using:

M. Zamani, M.J. Maghrebi, Improvement of vertical axis wind turbine performance using different J-shaped profiles, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 11, pp. 203-214, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:



شکل 1 هندسه ایرفویل Du 06-W-200 [10]

میترو همکاران [14] استراتژی شبکه لغزشی<sup>2</sup> برای توربین بادی محور عمودی با دو پره مستقیم را با استفاده از نرم افزار تجاری فلوئنت و مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس مورد بررسی قرار داد. نبوی [15] روش های مختلف حل عددی را به منظور تعیین مشخصه های هیدرودینامیکی توربین آبی محور عمودی بررسی کرده است. دای و لام [16] حل عددی جریان در یک توربین با سه پره مستقیم را با استفاده از نرم افزار آنسیس-سی.اف.ایکس<sup>3</sup> انجام دادند. استفاده از روش عددی امکان استخراج نقطه جدایش ناشی از گردان فشار معکوس را به دلیل به کارگیری معادلات بقا فراهم می آورد. لذا استفاده از ابزارهای دینامیک سیالات محاسباتی به منظور بررسی جریان در توربین های بادی بسیار مرسوم است. ویژگی اصلی حل عددی در این نوع از جریان، امکان تفکیک قسمت های چرخان و غیر چرخان با استفاده از روش شبکه لغزشی است که در آن با استفاده از یک صفحه میانی<sup>4</sup>، که در هر گام زمانی مطابق با روند حل بهبود می یابد، این دو قسمت با هم کوپل می شوند. با استفاده از این روش، شبکه روتور در هر گام زمانی و به صورت گذرا، حول مرکز با سرعت زاویه ای از پیش تعیین شده نسبت به شبکه استاتور می چرخد و مقدار گشتاور در یک دور کامل روتور مورد بررسی قرار می گیرد.

در این پژوهش به منظور تقویت گشتاور راه اندازی توربین و افزایش توان خروجی، از مقاطع ل شکل در پره های توربین بادی محور عمودی استفاده شد. جریان سیال حول پره ها به وسیله نرم افزار اوپن فوم با استفاده از روش شبکه لغزشی شبیه سازی شده است. پیش بینی می شود پره ل شکل به دلیل بهره گیری همزمان از نیروهای برآ و پسا در سرعت های باد پایین عملکرد بهتری ارائه دهد و در نتیجه بازده توربین را بهبود بخشد.

## 2- معادلات حاکم بر جریان سیال

سرعت جریان در قسمت های بالادست و پایین دست یک توربین بادی نوع داریوس با توجه به شکل 2، ثابت نیست. مؤلفه وتری سرعت  $V_c$  و مؤلفه عمودی سرعت  $V_n$  از روابط زیر بدست می آیند [9]:

$$V_c = r\omega + U \cos \theta \quad (1)$$

$$V_n = U \sin \theta \quad (2)$$

که در آن ها  $U$  سرعت جریان محوری (سرعت القایی)<sup>5</sup> از طریق روتور،  $\omega$  سرعت دورانی،  $r$  شعاع توربین و  $\theta$  زاویه چرخش است.  $V$  سرعت جریان نسبی برابر است با:

$$V = \sqrt{V_c^2 + V_n^2} \quad (3)$$

با وارد کردن مقادیر  $V_n$  و  $V_c$  از معادلات (1) و (2) و بی بعدسازی، خواهیم داشت:

$$\frac{V}{U_\infty} = \frac{V}{U} \cdot \frac{U}{U_\infty} = \frac{U}{U_\infty} \sqrt{\left[\left(\frac{r\omega}{U_\infty}\right) / \left(\frac{U}{U_\infty}\right) + \cos \theta\right]^2 + \sin^2 \theta} \quad (4)$$

2- Sliding Mesh

3- ANSYS CFX

4- Interface

5- Induced Velocity

استفاده از نیروی آیرودینامیکی برآ دارای بالاترین راندمان در میان توربین های بادی محور عمودی است. مشکل اصلی این نوع از توربین بادی راه اندازی ضعیف آن است که ناشی از گشتاور کم آن در شروع حرکت است. از دیگر مشکلات این توربین عملکرد ضعیف آن در نسبت سرعت های نوک پایین است [2,3]. توربین ساوینوس از دو نیم استوانه تو خالی تشکیل شده است. این نوع توربین بر پایه نیروی آیرودینامیکی پسا کار می کند. گشتاور تولیدی ناشی از نیروی پسا هر یک از نیم استوانه ها باعث چرخش روتور می شود. استفاده از انرژی جریان باد در توربین ساوینوس 20 درصد کمتر از توربین داریوس است؛ در نتیجه بازده آن نسبت به توربین داریوس پایین تر است. بزرگ ترین مزیت یک توربین ساوینوس در مقایسه با توربین داریوس، گشتاور بالای آن در آستانه حرکت توربین است [3].

انتخاب ایرفویل همواره یکی از مهم ترین مراحل در روند طراحی توربین بادی بوده است. طراحی اولیه توربین های بادی محور عمودی نوع داریوس عمدتاً با ایرفویل های متقارن سری چهار رقمی ناکا انجام شده است [4]. کادلک [5] استفاده از ایرفویل های خمیده جهت افزایش ضریب توان را پیشنهاد داد. کرک [6] محاسبات دقیقی روی توربین های بادی محور عمودی با زاویه گام ثابت انجام داد و نهایتاً به این نتیجه رسید که برای بهبود عملکرد توربین بادی محور عمودی در شروع حرکت، ایرفویل با ضریب برآ بالا و ضریب پسا کم مناسب است. واتسون [7] معتقد است ناتوانی توربین های بادی محور عمودی نوع داریوس در شروع به حرکت خودکار، قرار گرفتن یک گروه از نسبت سرعت های نوک خارج از شرایط عملکردی توربین است. در واقع به ازای این گروه از نسبت سرعت های نوک مقدار خالص انرژی تولید شده توسط هر یک از پره ها در هر دور منفی است. این ناحیه منفی توسط بکر [8] تحت عنوان ناحیه مرده<sup>1</sup> توصیف شد که یک پدیده نامطلوب به حساب می آید. برای حل مشکل توربین در شروع حرکت و عبور از ناحیه مرده، عملکرد توربین باید به گونه ای تغییر یابد که مقدار خالص گشتاور در تمام نسبت سرعت های نوک پره مثبت باشد. اسلام [9] با بررسی جامع چندین ایرفویل نامتقارن، به این نتیجه رسید که ویژگی های هندسی مختلف ایرفویل اثرات قابل ملاحظه ای بر عملکرد توربین بادی محور عمودی دارد. وی سپس با استفاده از ایرفویل مرجع LS-0417 ایرفویل خاصی به نام MI-VAWT طراحی کرد و گشتاور و توان بیشتری را از آن به خصوص در مقادیر نسبت سرعت نوک کم برداشت نمود. کلاسنس [10] یک فرآیند طراحی با هدف ارتقا ایرفویل NACA0018 انجام داد. او در فرآیند طراحی، مقادیر چهار پارامتر هندسی مهم ایرفویل، یعنی انحنا، ضخامت ماکزیمم، شعاع لبه حمله و ضخامت لبه فرار را تغییر داد تا مقادیر بهینه بدست آید. در پایان، او یک ایرفویل خاص برای توربین بادی محور عمودی با نام Du 06-W-200 طراحی کرد و عملکرد توربین را بهبود بخشید. در این تحقیق نیز از این نوع ایرفویل نامتقارن استفاده شده است. هندسه این ایرفویل در شکل 1 آورده شده است. یکی از روش های حل مشکل راه اندازی توربین محور عمودی استفاده از طرح های ترکیبی روتور ساوینوس و داریوس است. ترکیبی از دو روتور توسط گوپتا و همکاران [11] و دبن و همکاران [12] پیشنهاد شد که نتیجه آن بهبود عملکرد توربین در شروع حرکت و تقویت گشتاور راه اندازی بود.

معمولاً رژیم جریان عبوری از روی ایرفویل های توربین های بادی محور عمودی آشفته است و شبیه سازی یک جریان آشفته بسیار دشوار است. فریریا [13] به بررسی جزئیات روش ها و راه کارهای مختلف برای پیش گویی مشخصه های آیرودینامیکی توربین بادی محور عمودی پرداخت.

1- Dead Band

$$C_p = \frac{P}{(1/2)\rho A U_\infty^3}, C_q = \frac{P}{(1/2)\rho A r U_\infty^2} \quad (13)$$

که  $A$  مساحت ناحیه جاروب شده توسط پره‌هاست  $(2rh)$ .

مدل آشفتگی SST یک مدل دو معادله‌ای است که به صورت مختلط و به فرم مدل  $K - \omega$  ارائه شده است. مدل  $K - \omega$  استاندارد توانایی بیشتری در پیش‌بینی جریان لایه‌های نزدیک دیواره، نسبت به مدل  $K - \epsilon$  دارد. به همین دلیل این مدل توانایی خوبی برای پیش‌بینی جریان‌های با گردایان فشار معکوس ملایم از خود نشان می‌دهد، اما در جریان‌هایی با جدایش ناشی از گردایان فشار معکوس، ضعیف عمل می‌کند. علاوه بر این معادله  $\omega$  وابستگی شدیدی نسبت به مقدار  $\omega$  در جریان آزاد (خارج از لایه مرزی) از خود نشان می‌دهد. این در حالی است که در مدل  $K - \epsilon$  معادله  $\epsilon$  وابستگی چندانی را نسبت به شرایط جریان آزاد نشان نمی‌دهد ولی این مدل پیش‌بینی مناسبی از جریان نزدیک دیواره ندارد. منتر<sup>1</sup> [20-18] با ابتکاری ساده مدلی را ارائه کرده است که تنها از مزایای مدل‌های  $K - \omega$  و  $K - \epsilon$  بهره برده و از معایب آن‌ها متضرر نمی‌شود. او برای این کار از نوعی توابع وزنی استفاده کرده است. این توابع به گونه‌ای عمل می‌کنند که در نزدیکی دیواره مدل  $K - \omega$  و دور از دیواره مدل  $K - \epsilon$  فعال شود. این مدل که با نام SST معرفی شده است باعث بهبود عمده‌ای در محاسبات اختلاف فشار معکوس شده و در جریان‌های لایه مرزی دارای جدایش، باعث حذف حساسیت مدل  $K - \omega$  به شرایط سطح آزاد می‌شود. در این مقاله با توجه به اهمیت جریان حول پره‌ها و روتور در شبیه‌سازی توربین بادی، از مدل رینولدزپایین  $K - \omega$  استفاده شده است. در زیر نحوه پیاده‌سازی دو معادله انتقال انرژی جنبشی آشفته  $K$  و نرخ اتلاف مخصوص  $\omega$ <sup>2</sup> به صورت بی‌بعد آورده شده است:

$$\frac{\partial K^+}{\partial t^+} = v_t^+ \left( \frac{\partial u^+}{\partial y^+} \right) - \beta^* K^+ \omega^+ + \frac{\partial}{\partial y^+} \left[ (1 + \sigma^* v_t^+) \frac{\partial K^+}{\partial y^+} \right] \quad (14)$$

$$\frac{\partial \omega^+}{\partial t^+} = \alpha v_t^+ \frac{\omega^+}{K^+} \left( \frac{\partial u^+}{\partial y^+} \right)^2 + \frac{\partial}{\partial y^+} \left[ (1 + \sigma^* v_t^+) \frac{\partial \omega^+}{\partial y^+} \right] - \beta^* \omega^{+2} + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega^+} \frac{\partial K^+}{\partial y^+} \frac{\partial \omega^+}{\partial y^+} \quad (15)$$

در معادلات فوق  $u$  سرعت محوری و  $+$  بالانویس بی‌بعدساز است. همچنین  $\beta^*$ ،  $\alpha$ ،  $\sigma^*$  و  $\sigma_{\omega 2}$  ثوابتی هستند که در این مدل آشفتگی استفاده می‌شود. معادلات بی‌بعد  $K$  و  $\omega$  و به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$K^+ = \frac{K}{u_\tau^2} \quad (16)$$

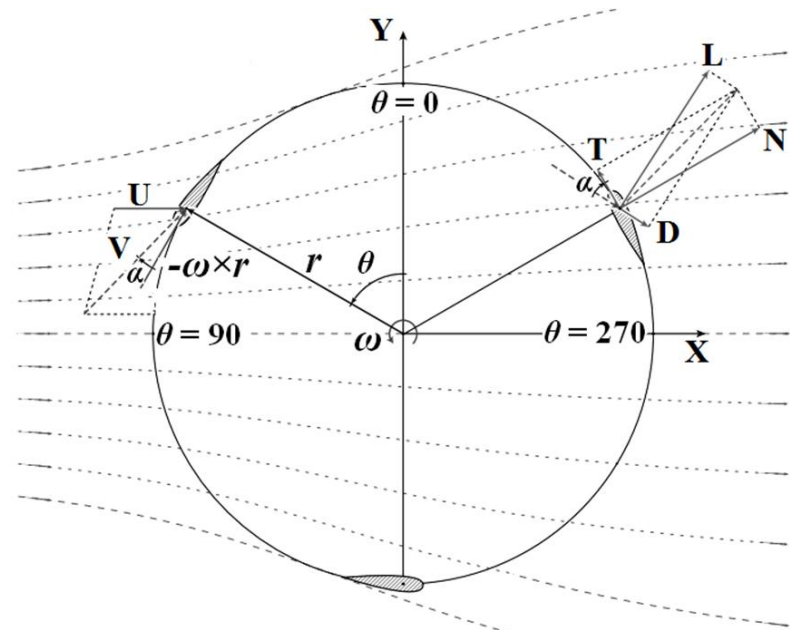
$$\omega^+ = \frac{\omega}{u_\tau^2} \quad (17)$$

$$v_t^+ = \frac{a_1 K^+}{\max(a_1 \omega^+, |\omega^+ F_2|)} \quad (18)$$

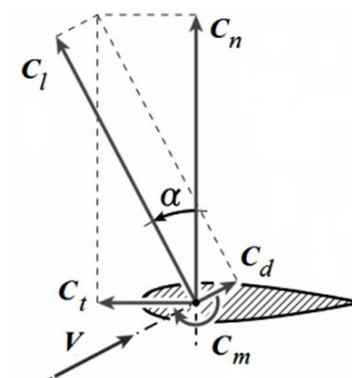
در روابط فوق  $u_\tau$  سرعت اصطکاکی و  $v_t$  لزجت گردابه‌ای است.  $a_1$  ضریب ثابت و  $F_1$  و  $F_2$  توابع معرفی شده جهت محاسبه ضرایب این مدل است.

### 3- هندسه پره و مشخصات توربین

از آنجا که محور دوران پره‌های توربین بادی داریوس عمود بر جهت باد است، زاویه حمله آیرودینامیکی پره‌ها در حین دوران، دائماً تغییر می‌کند که باعث ایجاد گشتاور منفی می‌شود. از طرفی یک پره در سمت پایین‌دست پره دیگر بر روی محیط دوران حرکت می‌کند، بطوری که سرعت باد در این ناحیه به علت انرژی گرفته شده از باد توسط پره‌های بالادست، از قبل کاهش یافته است. در نتیجه به دلیل وجود گشتاور منفی در ناحیه پایین‌دست دوران، توربین گشتاور چندانی ایجاد نمی‌کند، ازین‌رو معمولاً این نوع توربین‌ها دارای راه‌اندازی



شکل 2 سینماتیک توربین بادی نوع داریوس با پره مستقیم [17]



شکل 3 بردار نیروهای برآ و پسا و مؤلفه‌های عمودی و مماسی [17]

که در آن  $U_\infty$  سرعت باد جریان آزاد است. معادله فوق را بر حسب ضریب القا (a) و نسبت سرعت نوک ( $\lambda$ ) نیز می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\frac{V}{U_\infty} = \sqrt{[\lambda + (1 - a) \cos \theta]^2 + [(1 - a) \sin \theta]^2} \quad (5)$$

که در این رابطه،  $a$  و  $\lambda$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\lambda = \frac{r\omega}{U_\infty}, a = \frac{U_\infty - U}{U_\infty} \quad (6)$$

جهت نیروهای برآ و پسا و مؤلفه‌های عمودی و مماسی آن‌ها در شکل 3 نشان داده شده است که ضریب نیروی مماسی ( $C_t$ ) و ضریب نیروی عمودی ( $C_n$ ) به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$C_n = C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha \quad (7)$$

$$C_t = C_l \sin \alpha - C_d \cos \alpha \quad (8)$$

که  $C_d$  و  $C_l$  به ترتیب معرف ضریب برآ و ضریب پسا ایرفویل، و  $\alpha$  زاویه حمله جریان سیال نسبت به ایرفویل است که برابر است با:

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{V_n}{V_c} \right) \quad (9)$$

گشتاور تولیدی پره‌ها،  $Q$  و توان خروجی توربین،  $P$ ، نیز برابرند با:

$$Q = N \bar{F}_t r, P = Q \omega \quad (10)$$

که در این  $N$  رابطه تعداد پره و  $\bar{F}_t$  نیروی مماسی متوسط وارد بر یک پره است که به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\bar{F}_t = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_t(\theta) d\theta \quad (11)$$

از آنجا که ضرایب نیروهای مماسی و عمودی بیان‌شده در معادله‌های (7) و (8) به ازای هر زاویه چرخش دلخواه هستند، لذا نیروهای مماسی و عمودی وارد بر پره به صورت تابعی از زاویه در نظر گرفته می‌شوند.  $F_t$  برابر است با:

$$F_t = \frac{C_t}{2} \rho c h U_\infty^2 \quad (12)$$

که در آن‌ها  $\rho$  چگالی هوا،  $c$  طول وتر ایرفویل و  $h$  ارتفاع توربین است. در نهایت نیز ضریب توان و گشتاور توربین بادی به صورت زیر تعریف می‌شود:

1- Menter

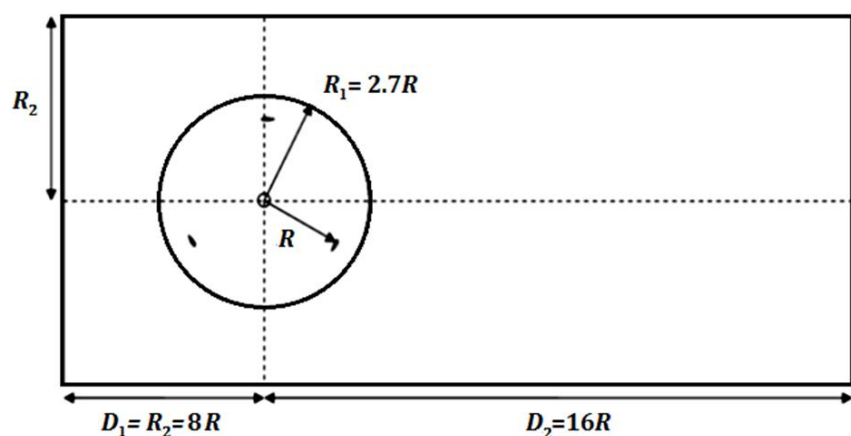
2- Specific dissipation rate



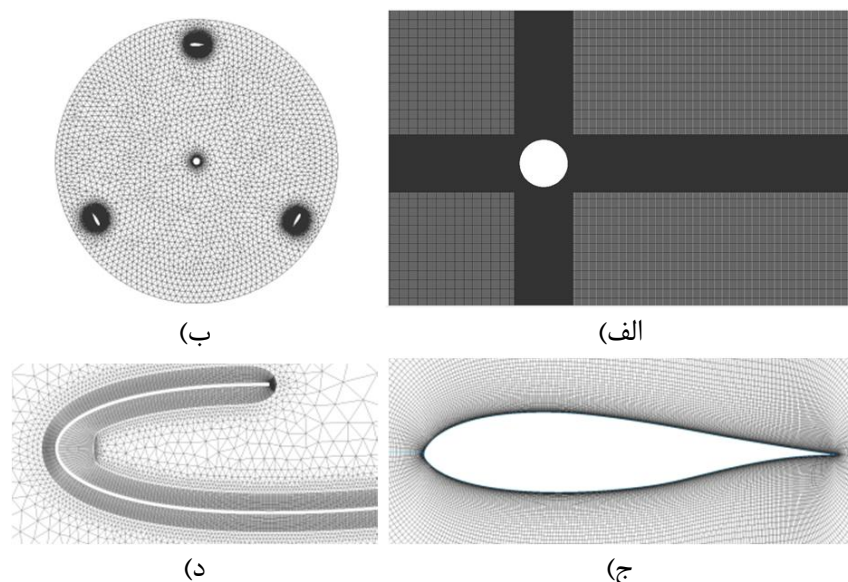
| جدول 1 مشخصات مقاطع ل شکل       |                |                                                                                   |
|---------------------------------|----------------|-----------------------------------------------------------------------------------|
| نام مقطع محل برش <sup>(*)</sup> | شکل مقطع       |                                                                                   |
| Du 13-J                         | $\frac{1}{3}J$ |  |
| Du 23-J                         | $\frac{2}{3}J$ |  |
| Du 33-J                         | $\frac{3}{3}J$ |  |
| Du 43-J                         | $\frac{4}{3}J$ |  |
| Du 53-J                         | $\frac{5}{3}J$ |  |

(\*) فاصله محل بیشینه ضخامت از لبه حمله (J)

جهت شبکه‌بندی ناحیه غیرچرخان و چرخان به ترتیب از شبکه‌بندی سازمان‌یافته و بی‌سازمان استفاده شده است (شکل 6-الف و 6-ب). شبکه‌بندی اطراف ایرفویل تأثیر زیادی بر دقت نتایج دارد. نخست باید توجه داشت که از مدل‌های رینولدزپایین جهت پیش‌بینی بهتر رفتار جریان در زیرلایه لزج نواحی آشفته (نواحی با اثرات رینولدز پایین و غالب بودن ترم‌های استهلاکی) استفاده می‌شود. از آنجا که در زیرلایه لزج مقدار  $y^+$  کمتر از 5 است، باید توجه شود که نتایج حل عددی با استفاده از مدل  $k-\omega$  SST، برای مقادیر  $y^+$  شبکه نزدیک ایرفویل در محدوده 1 تا 5 صحت دارد. با این حال، بر اساس مراجع به ازای مقادیر  $y^+$  کمتر از 1، نتایج از دقت بالاتری برخوردار خواهند بود [22,21]. در مطالعه حاضر بیش‌ترین مقدار برای  $y^+$  برابر 1 انتخاب شده است تا نتایج دقیقی حاصل شود. برای همگرایی بهتر حل بهتر است خطوط شبکه نزدیک ایرفویل نسبت به آن عمود باشند.



شکل 5 هندسه توربین بادی محور عمودی

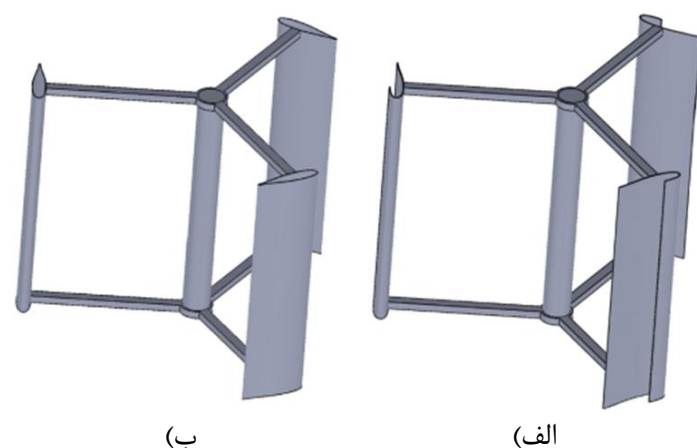


شکل 6 شبکه محاسباتی (الف) ناحیه غیرچرخان (ب) ناحیه چرخان (ج) ایرفویل (د) مقطع ل شکل

خودکار<sup>1</sup> نیستند. یک روش جهت غلبه بر این مشکل استفاده مقاطع ل شکل است که همزمان از هر دو نیروی برآ و پسا استفاده می‌کنند. مقاطع ل شکل برش بخشی از یک سمت ایرفویل ایجاد می‌شوند. یک طرف مقطع ل شکل سطحی شبیه پره‌های توربین داریوس معمولی دارد که حداقل مقاومت را در برابر جریان باد ایجاد می‌کند و سمت دیگر پره همانند پره‌های توربین ساوینوس دارای یک شکاف است. شکل ل مانند این پروفیل باعث می‌شود تا پره توربین از هر دو نیروی برآ و پسا بهره‌بردن بنابرین می‌توان گفت عملکرد توربین با پره ل شکل، ترکیبی از نحوه عملکرد دو توربین ساوینوس و داریوس است. در واقع پره علاوه بر نیروی آیرودینامیکی برآ ناشی از جریان آرام بر روی سطح صاف و ایرفویل مانند پروفیل ل شکل، از نیروی پسایی که به دلیل حبس جریان هوا در شکاف موجود در پروفیل به وجود می‌آید، استفاده می‌کند. به همین منظور شبیه‌سازی عددی روی یک توربین بادی محور عمودی نوع داریوس پره مستقیم با ظرفیت 3 کیلووات انجام شده است. ارتفاع توربین و شعاع روتور آن به ترتیب برابر  $\frac{3}{3}$  و  $\frac{3}{7}$  متر است و از ایرفویل‌هایی با طول وتر  $\frac{0}{27}$  متر در پره‌های آن استفاده شده است. در شکل 4 شماتیک توربین محور عمودی داریوس با پره‌های ل شکل و پره با ایرفویل Du 06-W-200 نشان داده شده است. سرعت جریان آزاد برابر 10 متر بر ثانیه و چگالی هوا و ویسکوزیته به ترتیب برابر  $\frac{1}{225}$  کیلوگرم بر متر مکعب و  $\frac{1}{82 \times 10^{-5}}$  پاسکال ثانیه می‌باشند. پره‌های توربین 3 کیلووات به صورت مقاطع ل شکل به کار گرفته می‌شوند و عملکرد آن‌ها نسبت به پره با ایرفویل مرجع (Du 06-W-200) مقایسه می‌شود. بدین منظور 5 مقطع مطابق جدول 1 مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرند. این مقاطع با استفاده از ایرفویل مرجع Du 06-W-200 با حذف ناقص طرف فشار<sup>2</sup> از قسمت‌های مختلف آن توسط نرم‌افزار سالیدورکس<sup>3</sup> مدل‌سازی شده‌اند. برای ایجاد این مقاطع، ایرفویل به ترتیب در فواصل  $\frac{1}{3}J$ ،  $\frac{2}{3}J$ ،  $\frac{3}{3}J$ ،  $\frac{4}{3}J$  و  $\frac{5}{3}J$  برش داده می‌شود، که ل فاصله محل بیشینه ضخامت ایرفویل تا لبه حمله است. در نهایت مقاطع ل شکل به ترتیبی که در جدول مشاهده می‌شود، نام‌گذاری می‌شوند.

#### 4- ناحیه محاسباتی و شبکه‌بندی

ناحیه محاسباتی در شکل 5 نشان داده شده است. باید به این نکته توجه داشت که ابعاد ناحیه محاسباتی طوری انتخاب شوند تا جریان عبوری از روتور به مرزی محدود نباشد، بدین معنی که تا حد امکان مرزها دور انتخاب شوند تا جریان به شرایط جریان آزاد برسد. همان طور که مشاهده می‌شود ناحیه محاسباتی به دو قسمت ناحیه چرخان داخلی و ناحیه غیرچرخان خارجی تقسیم می‌شود. پره‌ها در ناحیه چرخان داخلی با زاویه دوران 120 درجه نسبت به هم قرار می‌گیرند.



شکل 4 شماتیک توربین داریوس، (الف) پرهی ل (ب) پره با ایرفویل Du 06-W-200

- 1- Self-Start
- 2- Pressure Side
- 3- SolidWorks

بنابراین از شبکه لایه مرزی در اطراف ایرفویل استفاده شد (شکل 6-ج و 6-د). از نرم افزار پوینت وایز<sup>1</sup> جهت ایجاد شبکه استفاده شد.

### 5- روش حل عددی و شرایط مرزی

در این پژوهش به منظور تفکیک قسمت های چرخان و غیر چرخان مسئله، از مرجع مختصات چندگانه<sup>2</sup> استفاده شده است. جهت شبیه سازی جریان توربین بادی با روش شبکه لغزشی دو قسمت چرخان (روتور) و غیرچرخان (استاتور) به طور جداگانه شبکه بندی می شوند. پس از ایجاد شبکه مناسب برای هر دو قسمت، ابتدا حل گر مورد نظر را انتخاب کرده و سپس شرایط مرزی مناسب بر روی هر قسمت چرخان و غیرچرخان اعمال می شود. در مرحله بعد با وارد کردن دستور ادغام شبکه بندی<sup>3</sup> در محیط نرم افزار اوپن فوم، دو بخش روتور و استاتور توربین با هم ادغام شده و با تعریف یک صفحه میانی بین آن ها برای کوپل کردن نتایج دو قسمت، یک هندسه یکپارچه حاصل می شود. برای جریان هوای گذرنده از روتور توربین باد، دستگاه مختصات اینرسی در نظر گرفته می شود و برای روتوری که حول محور در چرخش است، دستگاه مختصات چرخان فرض می شود. در نتیجه معادلات ناویر استوکس، در دو دستگاه به صورت مجزا حل می شود. بنابراین لازم است نیروهای بدست آمده در دستگاه مختصات چرخان، با معادلات جریان سیال موجود در دستگاه مختصات اینرسی توسط یک صفحه میانی کوپل گردد. جریان ناپایای حول روتور توربین باد به صورت دوبعدی با استفاده از معادلات یو-رنس<sup>4</sup> با نرم افزار اوپن فوم شبیه سازی شده است. روش عددی در نظر گرفته شده، روش حجم محدود است. برای برقراری شرط پایداری روش حل، لازم است تا مقدار عدد کورانت برابر با 0/5 در نظر گرفته شود. بنابراین با توجه به مقدار  $\Delta x$  گام زمانی حل برای تمامی شبکه های بکار گرفته شده، برابر با  $10^{-5}$  ثانیه است. به منظور کوپلینگ معادلات سرعت و فشار، از حل گر پیمپل دایم فوم<sup>5</sup> استفاده شده است. این حل گر تصحیحی از حل گر پیمپل فوم<sup>6</sup> برای حل مسائل با شبکه بندی لغزشی است که جریان گذرای تراکم ناپذیر آشفته را مدل می کند [23].

در مرز ورودی، فرض بر این است که جریانی با سرعت یکنواخت وارد شده است و از شرط مرزی ورودی<sup>7</sup> استفاده شده است. بر روی سطح پره ها و همچنین محور دوران، از شرط عدم لغزش استفاده شده و گرادیان فشار بر روی این سطوح برابر صفر در نظر گرفته شده است. اگر محل خروجی در فاصله دور از موانع هندسی انتخاب شود، در صورتی که تغییری در جهت جریان ایجاد نشود، گرادیان تمام متغیرها (به استثنای فشار) در خروجی جریان صفر است. معمولاً این کار برای پیش بینی راستای جریان با دقت قابل قبول در فاصله دور از موانع امکان پذیر است [24]. ازین رو در مرز خروجی جریان، گرادیان سرعت و تنش برابر صفر است و فشار برابر فشار اتمسفری در نظر گرفته شده است. شرط مرزی لحاظ شده برای صفحات مرزی بالایی و پایینی به نحوی است تا حتی الامکان، بتوان جریانی را با مرزهای نامحدود حول روتور شبیه سازی نمود. ازین رو از شرط مرزی تقارن<sup>8</sup> استفاده شده است که در آن مؤلفه سرعت عمودی صفر بوده و گرادیان عمودی سرعت و در نتیجه تنش برشی روی مرز صفر در نظر گرفته می شود. همچنین برای صفحه میانی روتور و استاتور در شبکه لغزشی از شرط مرزی GGI<sup>9</sup> استفاده شده است.

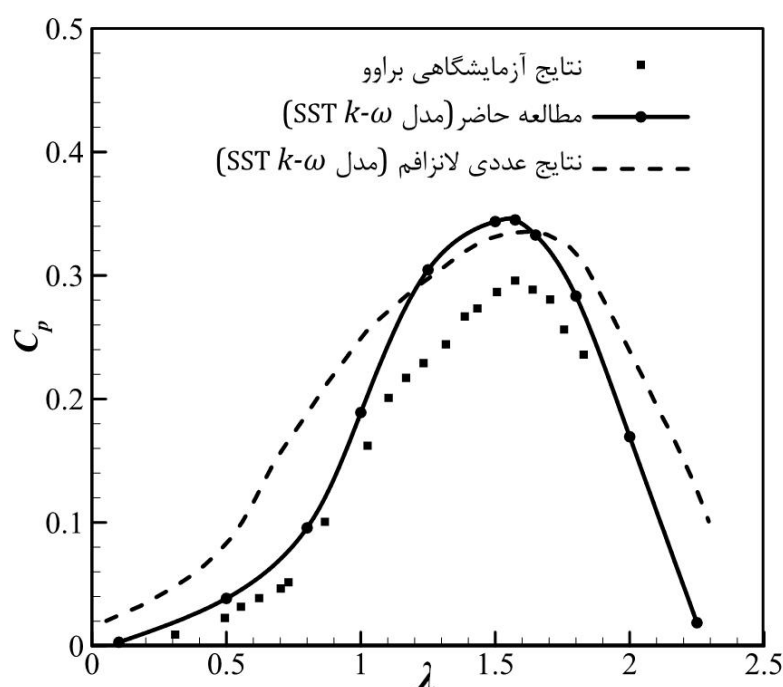
- 1- Pointwise V17.1R2
- 2- Multi Reference Frame (MRF)
- 3- MergeMeshes
- 4- URANS
- 5- pimpleDyMFoam
- 6- pimpleFoam
- 7- Velocity Inlet
- 8- Symmetry Plane
- 9- General Grid Interface

### 6- بحث و نتایج

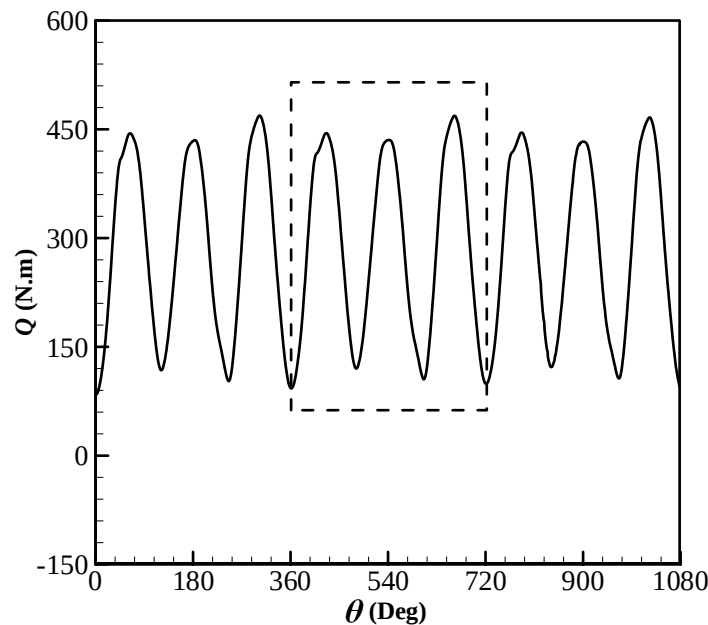
از آنجایی که هیچ گونه نمونه مشابه آزمایشگاهی جهت مقایسه داده های شبیه سازی عددی وجود نداشت، جهت اعتبارسنجی شبیه سازی صورت گرفته بر روی توربین محور عمودی، نتایج حاصل با نتایج آزمایشگاهی براوو و همکاران [25] و نتایج عددی لانزافم و همکاران [26] مقایسه شد تا صحت روش حل بررسی گردد. بنابراین شبیه سازی روی توربین محور عمودی با 3 پره با ایرفویل NACA0015 که توسط براوو پیشنهاد شده است، صورت گرفت. لانزافم نیز در مطالعه خود از مدل آشفستگی  $k-\omega$  SST، استفاده کرد. در جدول 2 آنالیز خطا در سرعت نوک های مختلف انجام شده است. مقادیر محاسبه شده برای ضرایب توان در مطالعه حاضر نسبت به نتایج عددی لانزافم، تطابق بهتری با نتایج آزمایشگاهی دارد و فقط در سرعت نوک بهینه میزان خطا کمی بیشتر از نتایج لانزافم است. در شکل 7 نتایج حاصل از شبیه سازی عددی با مقادیر آزمایشگاهی در قالب نمودار  $C_p - \lambda$  مقایسه شده است. همان طور که مشاهده می گردد در حل عددی حاضر ضریب توان بیشینه محاسبه شده، (در سرعت نوک  $\lambda=1/6$  ایجاد شده است)، با نتایج آزمایشگاهی همخوانی دارد. اگرچه در سرعت نوک بهینه مقدار ضریب توان بیشتر از نتایج آزمایشگاهی محاسبه شده ولی به ازای سایر مقادیر  $\lambda$  رفتار نمودار به خوبی پیش بینی شده است. از آنجا که شبیه سازی به صورت دوبعدی روی یک مقطع از توربین انجام می شود، بازوهای نگه دارنده<sup>10</sup> پره ها را شامل نمی شود، بنابراین تلفات توانی ناشی از آن ها نیز در نظر گرفته نمی شود. همچنین، تلفات ناشی از اثرات سه بعدی، انحراف جریان در ناحیه انتهای پره و تلفات مکانیکی و سازه ای، در نظر گرفته نشده است. در نتیجه انتظار می رود که نتایج حاصل از حل عددی، در یک گروه از نسبت سرعت های نوک بیشتر از مقادیر آزمایشگاهی باشند [2]. بنابراین از حل عددی جهت مقایسه نسبی عملکرد مقاطع مختلف استفاده شد.

جدول 2 آنالیز خطا در مقایسه با سایر مراجع

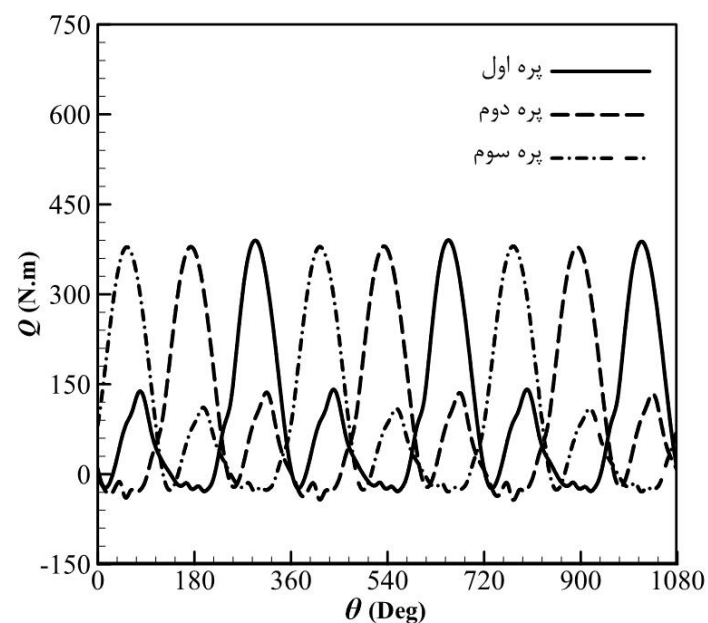
| نسبت سرعت نوک | نتایج           |                         |            |
|---------------|-----------------|-------------------------|------------|
|               | حاضر (درصد خطا) | لانزافم [26] (درصد خطا) | براوو [25] |
| 1/00          | 0/20 (25)       | 0/25 (56)               | 0/16       |
| 1/23          | 0/29 (26)       | 0/29 (26)               | 0/23       |
| 1/60          | 0/34 (13)       | 0/33 (10)               | 0/30       |
| 1/82          | 0/27 (17)       | 0/31 (35)               | 0/23       |



شکل 7 مقایسه نتایج حل عددی و نتایج پیشین برای ایرفویل متقارن NACA0015



شکل 9 تغییرات زاویه‌ای گشتاور کل توربین با ایرفویل Du 06-W-200 در  $\lambda$  بهینه



شکل 10 تغییرات زاویه‌ای گشتاور هر یک از پره‌های توربین با ایرفویل Du 06-W-200 در  $\lambda$  بهینه

در جدول 4 مقدار گشتاور کل توربین برای مقاطع ل شکل در  $\lambda$ های مختلف نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که تمامی مقاطع ل شکل در  $\lambda$ های پایین، گشتاور تولیدی توربین را تقویت می‌کنند که کمترین مقدار گشتاور مربوط به مقطع ل-53 Du است. در مقابل به ازای  $\lambda$ های بالا مقطع ل-53 Du بیش‌ترین گشتاور را تولید می‌کند. و در نهایت در  $\lambda$  بهینه ( $\lambda=2/25$ ) بیش‌ترین گشتاور مربوط به مقطع ل-33 Du است.

برای بررسی بیشتر و مقایسه عملکرد هر یک از مقاطع در تولید گشتاور، معیار "میانگین گشتاور کل" به صورت میانگین گشتاور تولیدی پره‌ها در بازه  $\lambda$ های بین 0/1 تا 3/5 تعریف می‌شود. در سطر آخر جدول 4 اختلاف میانگین گشتاور کل هر یک از مقاطع نسبت به پره با ایرفویل Du 06-W-200 آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد بیشینه این مقدار برای پره با مقطع ل-33 Du بدست می‌آید.

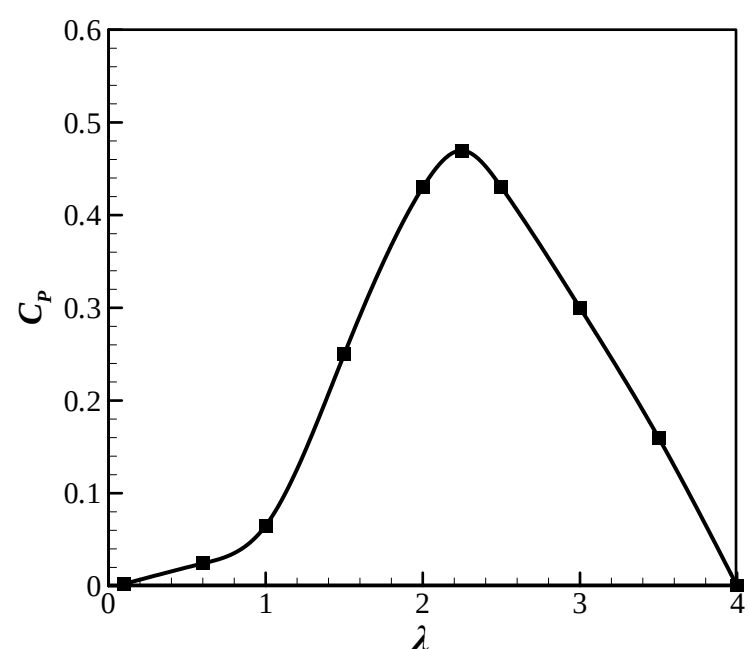
در اشکال 11 تا 15 منحنی عملکرد توربین با پره‌های ل شکل ارائه و با پره با ایرفویل Du 06-W-200 مقایسه شده است. لبه حمله مقاطع ل شکل در واقع عملکردی نظیر نیم استوانه‌های توربین ساوینوس دارد و به لحاظ آیرودینامیکی باعث ایجاد نیروی پسای زیاد در آستانه حرکت توربین می‌شود. این نیروی پسا، گشتاور راه‌اندازی را تقویت کرده و عملکرد توربین را در  $\lambda$ های پایین بهبود می‌بخشد. با بررسی محل برش ایرفویل و با توجه به نمودارها مشاهده می‌شود که استفاده از مقاطع ل-13 Du و ل-23 Du عملکرد توربین را در  $\lambda$ های پایین بهبود بخشیده ولی محدوده کاری توربین (بازه تغییرات نمودار  $C_p - \lambda$ ) را کاهش می‌دهند (شکل 11 و 12).

پس از بررسی صحت روش حل، برای شبیه‌سازی روی توربین 3 کیلووات با استفاده از ایرفویل Du 06-W-200، لازم است تا در ابتدا استقلال حل از شبکه بررسی شود. در اینجا جهت بررسی استقلال حل میدان جریان از تعداد سلول‌های شبکه‌بندی، از 4 نوع شبکه محاسباتی استفاده شده است. در جدول 3 مقدار ضریب توان برای یک دور کامل روتور در نسبت سرعت نوک بهینه به ازای شبکه‌های مختلف آورده شده است. مشاهده می‌شود که ضریب توان محاسبه شده به ازای دو شبکه‌بندی 3 و 4 تقریباً برابرند. بنابراین جهت صرفه‌جویی در زمان و کاهش حجم محاسبات و اجتناب از هر گونه وابستگی شبیه‌سازی به شبکه محاسباتی، تمامی محاسبات بر مبنای شبکه 3 انجام شده است.

در شکل 8 منحنی عملکرد توربین با ایرفویل Du 06-W-200 نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در ابتدا با افزایش نسبت سرعت نوک ضریب توان افزایش می‌یابد و بعد از رسیدن به مقدار بیشینه در نسبت سرعت نوک بهینه 2/25 مقدار آن کاهش پیدا می‌کند. رفتار این نمودار را می‌توان این‌گونه تحلیل کرد که در  $\lambda$  کم که سرعت دورانی پایین است، گشتاور تولیدی توسط پره‌ها کم است ولی با افزایش سرعت دورانی گشتاور تولیدی پره‌ها زیاد شده و ضریب توان به مقدار بیشینه خود می‌رسد. با افزایش بیشتر سرعت دورانی بعد از  $\lambda$  بهینه، روتور همانند یک استوانه عمل کرده و میزان انرژی دریافتی آن از باد کاهش می‌یابد و در نهایت باعث تولید گشتاور منفی می‌شود. در اشکال 9 و 10 به ترتیب تغییرات زاویه‌ای گشتاور کل توربین و گشتاور هر یک از پره‌ها با ایرفویل Du 06-W-200 به ازای  $\lambda$  بهینه آورده شده است. مشاهده می‌شود که پس از همگرایی حل، منحنی به صورت تناوبی با دوره تناوب  $2\pi$  (یک دور روتور) تکرار می‌شود. گشتاور تولیدی هر یک از پره‌ها در هر دور یک‌بار به بیشینه مقدار خود می‌رسد. لازم به ذکر است که تعداد قله‌های منحنی گشتاور برابر با تعداد پره‌های توربین است. بنابراین در مطالعه حاضر با توجه به تعداد پره‌های توربین (3 پره)، مشاهده می‌شود پره‌ها با اختلاف فاز  $2\pi/3$  از یکدیگر، بیشینه مقدار گشتاور را تولید می‌کنند.

جدول 3 بررسی استقلال از شبکه در نسبت سرعت نوک  $\lambda=2/25$

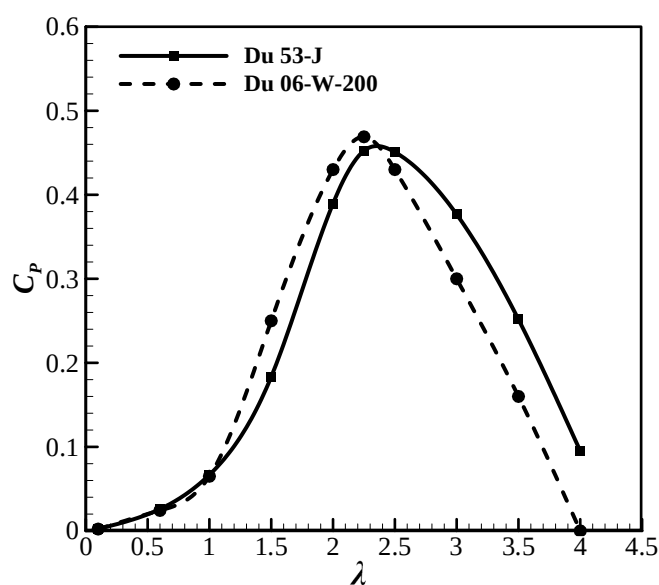
| تعداد سلول‌های شبکه‌بندی | تعداد سلول‌های روی ایرفویل (بالا x پایین) | تعداد کل سلول‌های ناحیه محاسباتی | ارتفاع اولین سلول روی ایرفویل (m) | مقدار ضریب توان |
|--------------------------|-------------------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|-----------------|
| شبکه 1                   | 50x 50                                    | 405587                           | 0/000137                          | 0/50174         |
| شبکه 2                   | 100x 100                                  | 426881                           | 0/000137                          | 0/45734         |
| شبکه 3                   | 200x 200                                  | 469391                           | 0/000137                          | 0/46964         |
| شبکه 4                   | 400x 400                                  | 554165                           | 0/000137                          | 0/46934         |



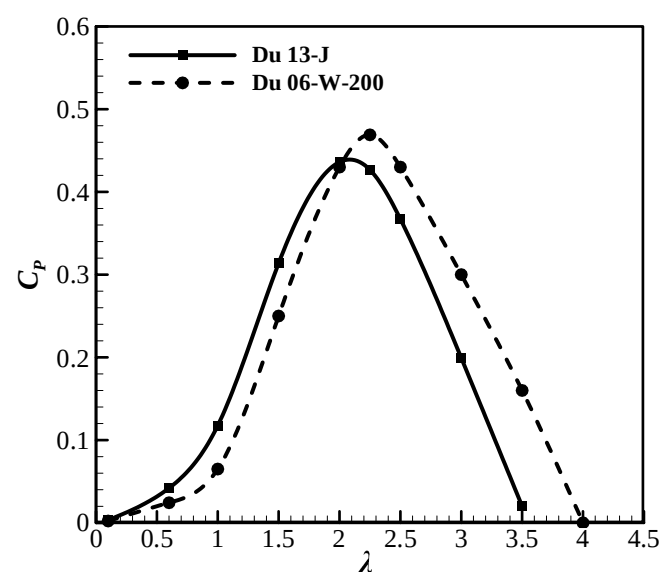
شکل 8 منحنی عملکرد توربین با ایرفویل Du 06-W-200

جدول 4 مقدار گشتاور کل توربین برای مقاطع ل شکل در  $\lambda$  های مختلف و اختلاف میانگین گشتاور کل نسبت به پره با ایرفویل Du 06-W-200

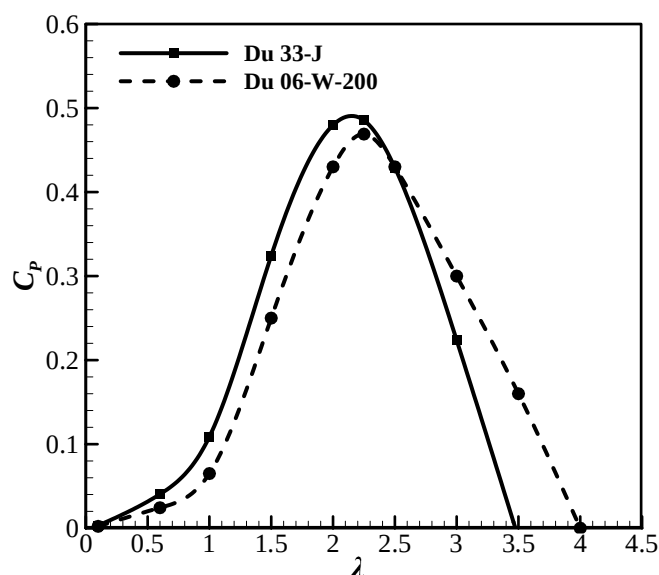
| نسبت سرعت نوک                                                 | سرعت دورانی (rpm) | گشتاور کل پره ها (N.m) |         |         |         |         |         |
|---------------------------------------------------------------|-------------------|------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
|                                                               |                   | Du                     | Du 13-J | Du 23-J | Du 33-J | Du 43-J | Du 53-J |
| 0/10                                                          | 5/16              | 30/44                  | 45/24   | 46/10   | 42/89   | 38/74   | 33/21   |
| 0/60                                                          | 31/0              | 56/03                  | 96/85   | 98/32   | 93/27   | 71/12   | 59/94   |
| 1/00                                                          | 51/6              | 89/93                  | 162/68  | 154/85  | 150/53  | 104/94  | 92/35   |
| 1/50                                                          | 77/7              | 230/59                 | 289/37  | 285/64  | 299/17  | 172/46  | 169/24  |
| 2/00                                                          | 103               | 297/46                 | 301/70  | 317/67  | 331/86  | 277/47  | 269/47  |
| 2/25                                                          | 116               | 288/39                 | 262/40  | 284/45  | 298/47  | 286/60  | 278/17  |
| 2/50                                                          | 129               | 237/97                 | 203/17  | 210/52  | 237/49  | 249/46  | 249/50  |
| 3/00                                                          | 155               | 138/35                 | 91/92   | 102/13  | 103/20  | 160/78  | 173/74  |
| 3/50                                                          | 181               | 63/25                  | 7/91    | 2/03    | -4/69   | 80/30   | 99/48   |
| Du 06-W-200 = اختلاف میانگین گشتاور کل نسبت به پره با ایرفویل |                   | 2/88                   | 6/93    | 11/98   | 0/94    | -0/73   |         |



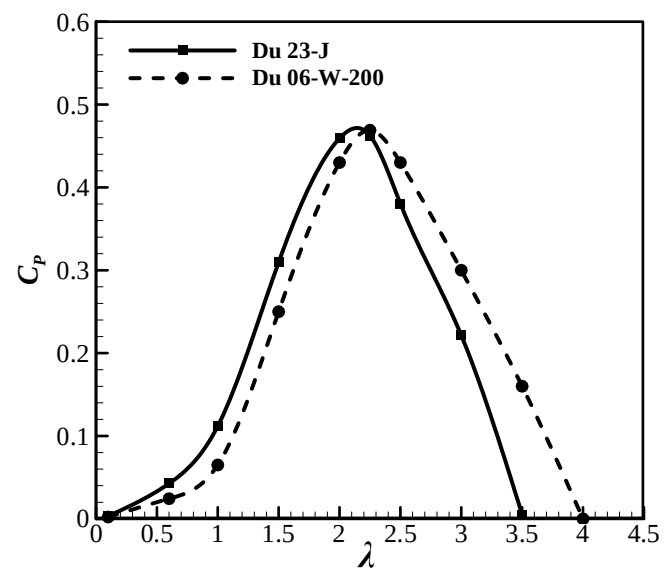
شکل 14 مقایسه منحنی عملکرد توربین با مقطع Du 53-J و Du 06-W-200



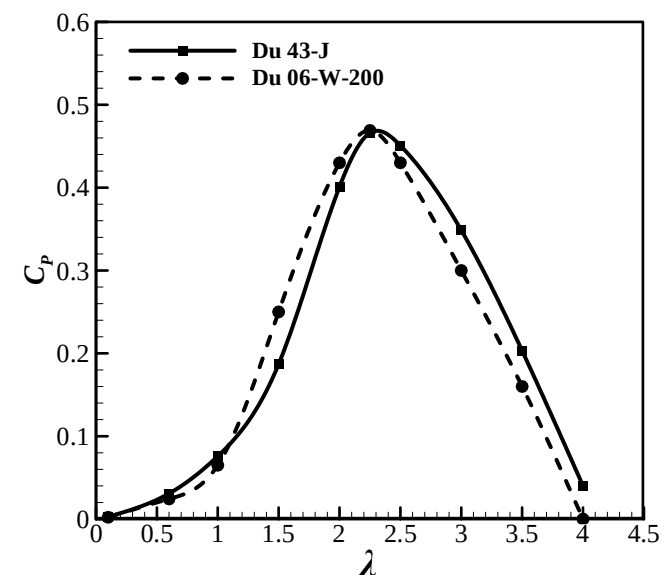
شکل 11 مقایسه منحنی عملکرد توربین با مقطع Du 13-J و Du 06-W-200



شکل 15 مقایسه منحنی عملکرد توربین با مقطع Du 33-J و Du 06-W-200



شکل 12 مقایسه منحنی عملکرد توربین با مقطع Du 23-J و Du 06-W-200



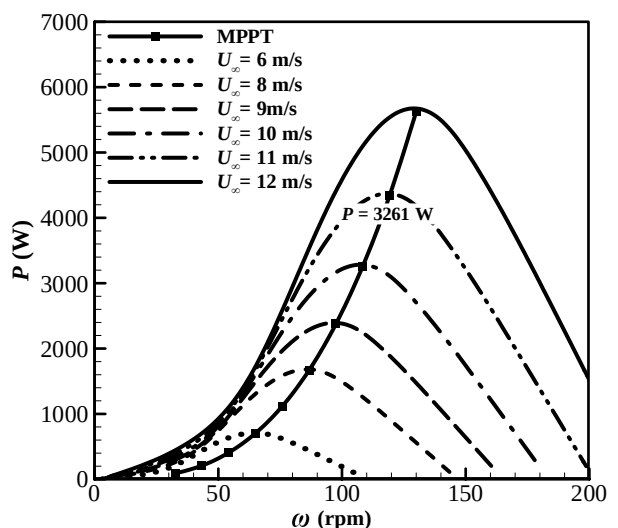
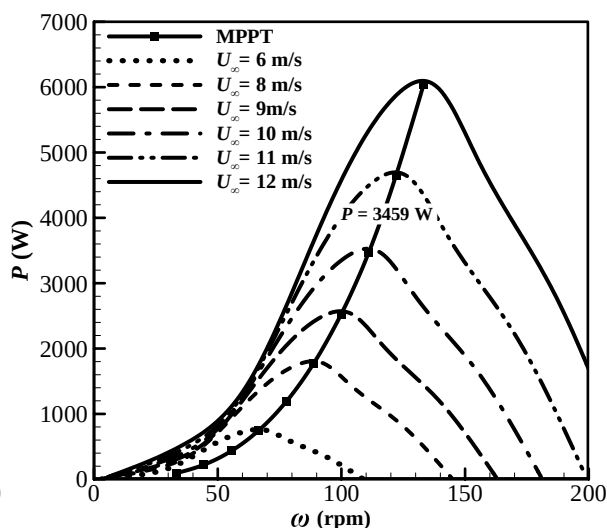
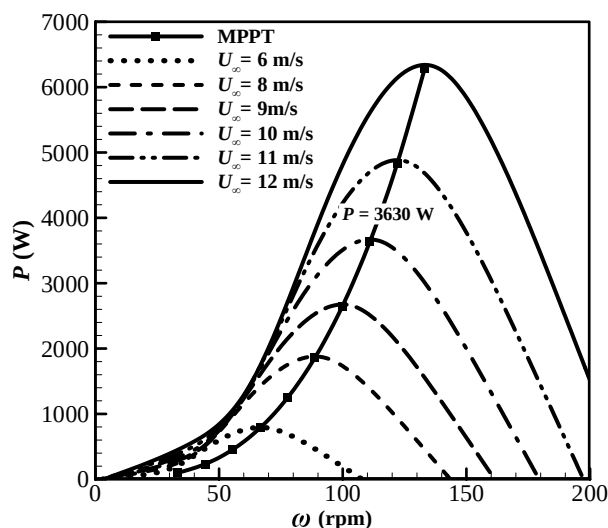
شکل 13 مقایسه منحنی عملکرد توربین با مقطع Du 43-J و Du 06-W-200

همچنین استفاده از مقاطع Du 53-J و Du 43-J باعث افزایش ناحیه عملکرد توربین شده، ولی مقدار ضریب توان بهینه نسبت به پره با ایرفویل Du 06-W-200 کم شده است (شکل 13 و 14). می توان این گونه نتیجه گرفت که مقاطع Du 13-J و Du 23-J عملکرد توربین را در  $\lambda$  های پایین و مقاطع Du 43-J و Du 53-J عملکرد توربین را در  $\lambda$  های بالا بهبود داده اند ولی به ازای تمامی این مقاطع مقدار ضریب توان بهینه کاهش یافته است. در مقابل با توجه به شکل 15 مشاهده می شود که استفاده از مقطع Du 33-J علاوه بر بهبود عملکرد توربین در  $\lambda$  های پایین، ضریب توان بهینه را افزایش داده است.

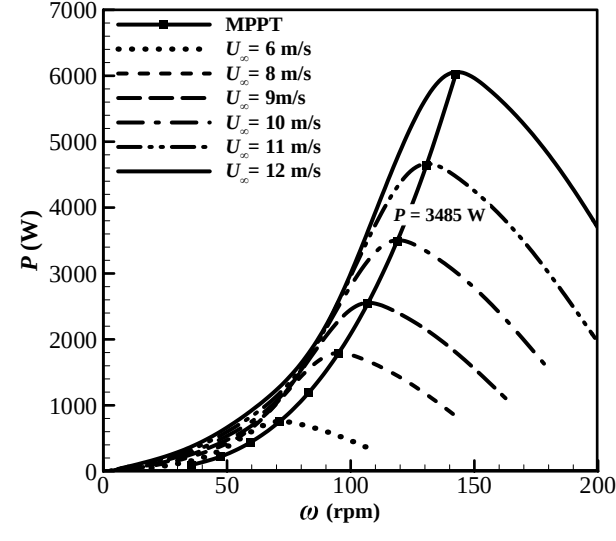
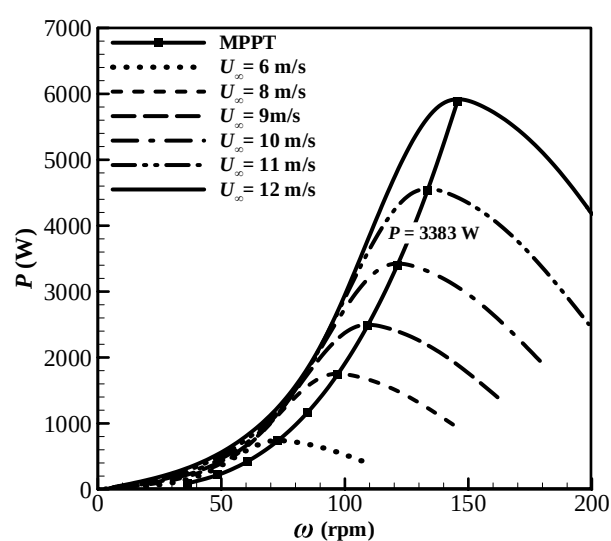
برای بررسی بیشتر، مقادیر ضریب توان برای مقاطع ل شکل در جدول 5 نشان داده شده و درصد تغییر ضرایب توان نسبت به پره با ایرفویل Du 06-W-200 در داخل پرانتز گزارش شده است.

جدول 5 مقادیر ضریب توان برای مقاطع ل شکل و درصد تغییرات آن نسبت به پره با ایرفویل Du 06-W-200

| نسبت سرعت نوک | ضریب توان |              |               |                |               |               |
|---------------|-----------|--------------|---------------|----------------|---------------|---------------|
|               | Du        | Du 13-J      | Du 23-J       | Du 33-J        | Du 43-J       | Du 53-J       |
| 0/10          | 0/0022    | 0/0033 (48%) | 0/0033 (51%)  | 0/0031 (41%)   | 0/0028 (27%)  | 0/0024 (9%)   |
| 0/60          | 0/0243    | 0/0420 (73%) | 0/0426 (75%)  | 0/0404 (66%)   | 0/0308 (27%)  | 0/0260 (7%)   |
| 1/00          | 0/065     | 0/1176 (81%) | 0/1119 (72%)  | 0/1088 (67%)   | 0/076 (17%)   | 0/067 (3%)    |
| 1/50          | 0/25      | 0/314 (25%)  | 0/310 (24%)   | 0/324 (30%)    | 0/187 (-25%)  | 0/183 (-27%)  |
| 2/00          | 0/43      | 0/436 (1/4%) | 0/460 (7%)    | 0/480 (12%)    | 0/401 (-7%)   | 0/389 (-9%)   |
| 2/25          | 0/469     | 0/427 (-9%)  | 0/462 (-1/4%) | 0/485 (3/5%)   | 0/466 (-0/6%) | 0/452 (-3/5%) |
| 2/50          | 0/43      | 0/367 (-15%) | 0/380 (-11%)  | 0/429 (-0/2%)  | 0/451 (5%)    | 0/451 (5%)    |
| 3/00          | 0/30      | 0/199 (-34%) | 0/221 (-26%)  | 0/224 (-25%)   | 0/348 (16%)   | 0/377 (26%)   |
| 3/50          | 0/16      | 0/020 (-87%) | 0/0051 (-97%) | -0/012 (-107%) | 0/203 (27%)   | 0/251 (57%)   |



شکل 16 منحنی توان و MPPT برای پره با مقطع Du 33-J شکل 17 منحنی توان و MPPT برای پره با مقطع Du 23-J شکل 18 منحنی توان و MPPT برای پره با مقطع Du 33-J



شکل 19 منحنی توان و MPPT برای پره با مقطع Du 43-J شکل 20 منحنی توان و MPPT برای پره با مقطع Du 53-J

است که با احتساب تلفات و افت‌های مکانیکی به توان مورد انتظار 3 کیلووات نزدیک است.

در جدول 6 بهبود عملکرد کل توربین با افزایش گشتاور راهاندازی ناشی از تغییر ایرفویل Du 06-W-200 به مقطع ل-شکل Du 33-J بررسی شده است. مقدار دقیق گشتاور راهاندازی در شرایط راهاندازی توربین، یعنی سرعت باد 3 متر بر ثانیه و سرعت دورانی صفر محاسبه می‌شود. مشاهده می‌شود که استفاده از مقطع ل شکل گشتاور راهاندازی توربین را به میزان 40 درصد بهبود می‌بخشد.

در شکل 21 و 22، به ترتیب میدان سرعت و فشار حول روتور پس از رسیدن به حالت پایا در یک دوران کامل برای پره با ایرفویل Du 06-W-200 و Du 33-J در سرعت نوک بهینه، نشان داده شده است. شکاف موجود در لبه حمله مقاطع ل شکل، عملکردی شبیه پره توربین بادی ساوینوس دارد و باعث ایجاد نیروی پسا در شروع حرکت می‌شود. در نتیجه، پره با مقطع ل- Du 33-J گشتاور بیشتر تولید می‌کند.

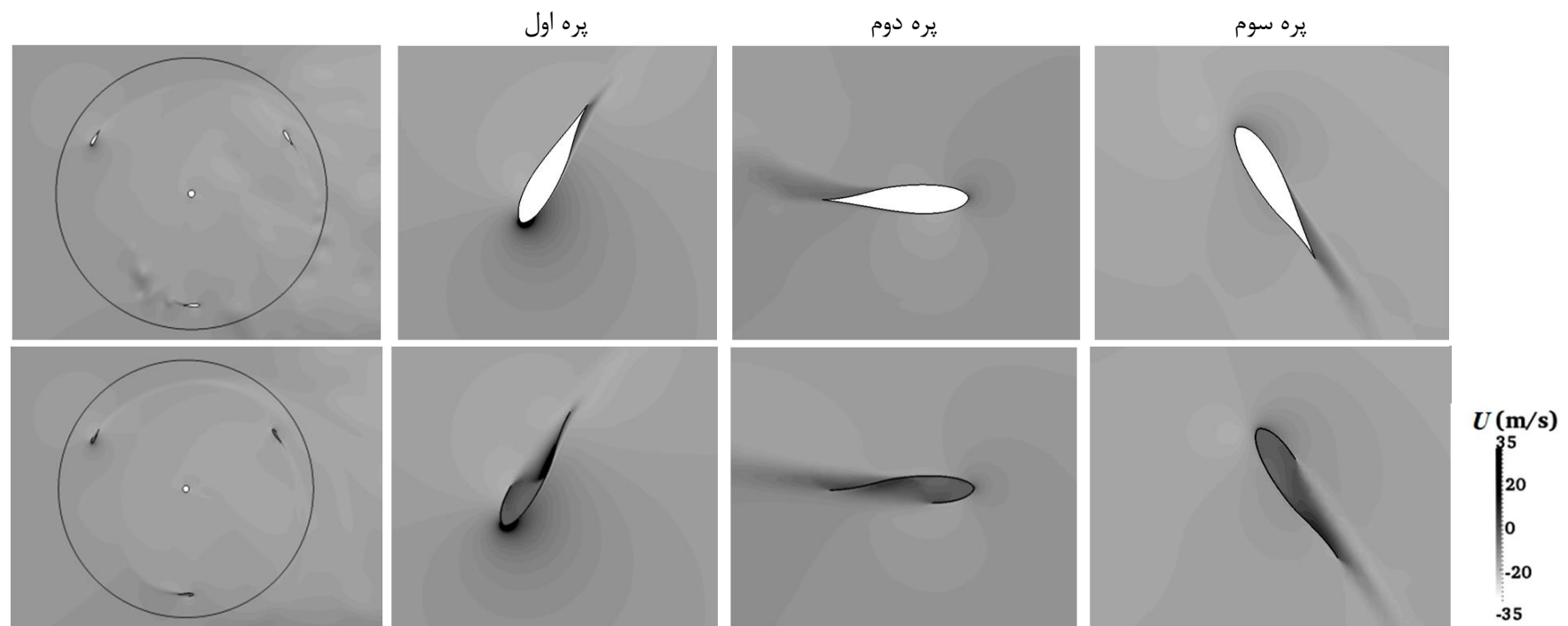
جدول 6 گشتاور راهاندازی ایرفویل Du 06-W-200 و مقطع Du 33-J

| نام مقطع    | گشتاور راهاندازی (N.m) | درصد افزایش |
|-------------|------------------------|-------------|
| Du 06-W-200 | 2/74                   | 41%         |
| Du 33-J     | 3/86                   |             |

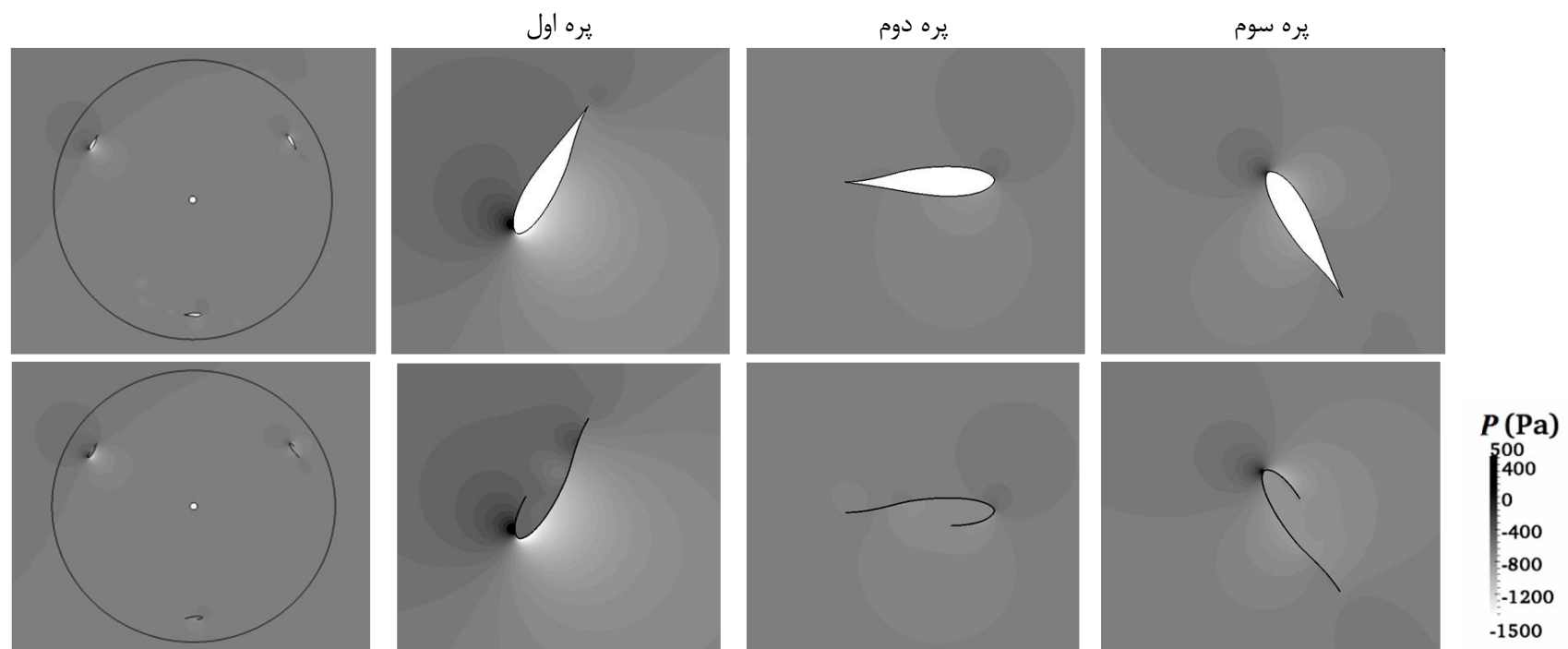
همان طور که ملاحظه می‌شود، تمامی مقاطع ل شکل ضریب توان توربین را در شروع حرکت افزایش داده‌اند که ناشی از تولید نیروی پسا در آستانه حرکت توربین است. در سرعت نوک بهینه ( $\lambda=2/25$ ) نیز بیش‌ترین افزایش ضریب توان به میزان 3/5 درصد مربوط به مقطع ل- Du 33-J است.

در اشکال 16 تا 20 منحنی توان بر حسب سرعت دورانی به ازای سرعت بادهای مختلف و همچنین نمودار MPPT که نشان‌دهنده مقادیر بیشینه توان در سرعت بادهای طراحی و غیر طراحی است، ارائه شده است. مقادیر توان در سرعت باد نامی 10 متر بر ثانیه برای هر یک از مقاطع محاسبه شده است. همان طور که در نمودارها مشاهده می‌شود بیش‌ترین مقدار توان در سرعت باد نامی با استفاده از مقطع ل- Du 33-J استخراج شده





شکل 21 میدان سرعت حول روتور و پره‌ها پس از رسیدن به حالت پایا در یک دوران کامل برای پره با ایرفویل Du 06-W-200 و Du 33-J در سرعت نوک بهینه

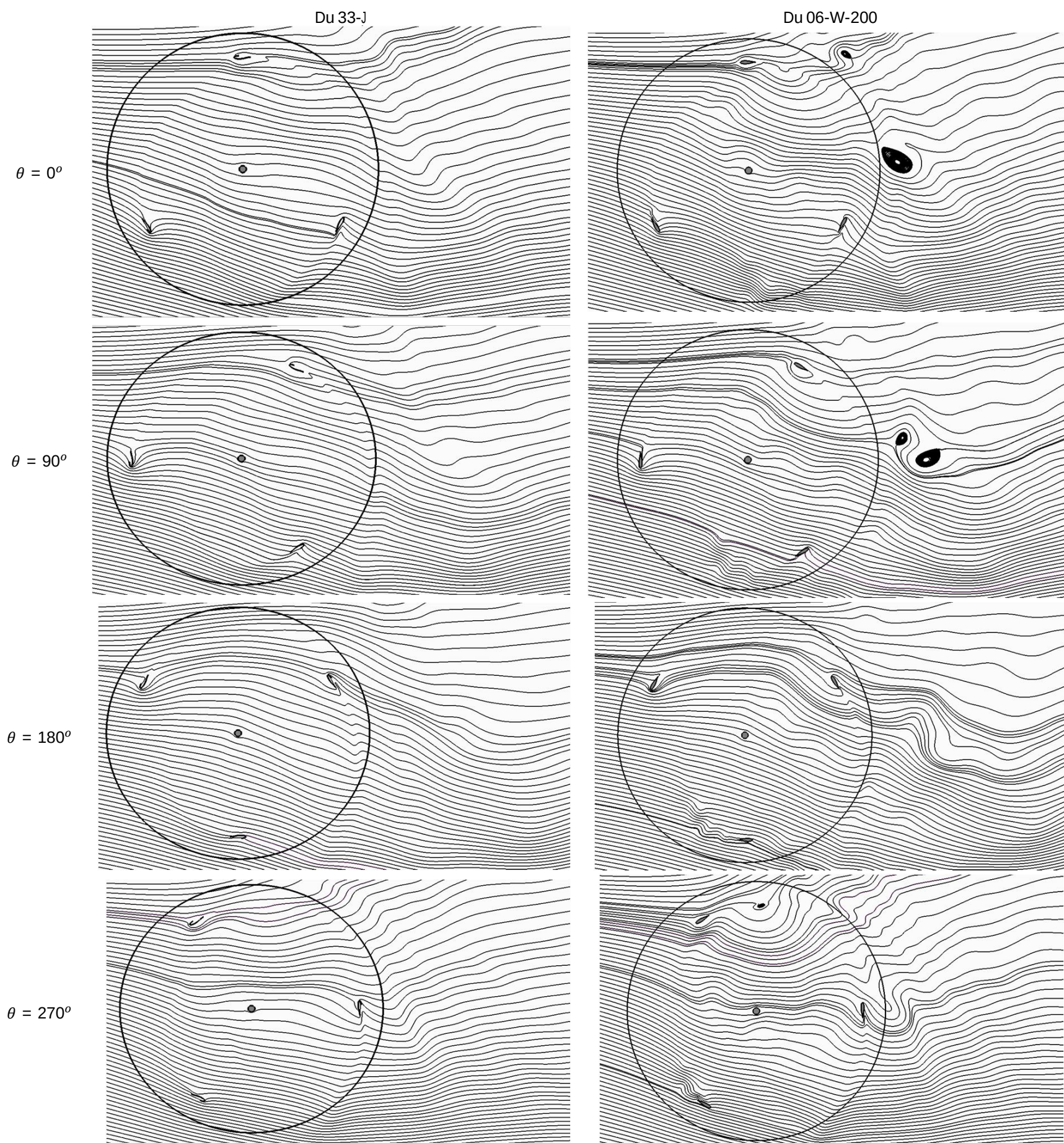


شکل 22 میدان فشار حول روتور و پره‌ها پس از رسیدن به حالت پایا در یک دوران کامل برای پره با ایرفویل Du 06-W-200 و Du 33-J در سرعت نوک بهینه

ورتیسیته حول روتور پس از رسیدن به حالت پایا به ازای چهار زمان بی بعد از یک دوران کامل، در چهار زاویه چرخش متفاوت با اختلاف فاز 90 درجه برای پره با ایرفویل Du 06-W-200 و Du 33-J در سرعت نوک بهینه، نشان داده شده است. همان طور که ملاحظه می شود خطوط جریان حول پره با مقطع Du 33-J هموارتر و پایدارتر هستند و نوسانات جریان در ناحیه پشت روتور کمتر است. طبق مشاهدات مک لارن [27] نواحی کم فشار حاصل از گردابه های موجود در سطح ایرفویل در قسمت بالادست جریان تقریباً با سرعتی برابر سرعت چرخش روتور به سمت پایین دست جریان هدایت شده و سپس از پره جدا می شوند. با توجه به میدان ورتیسیته مشاهده می شود که در زاویه چرخش  $\theta = 0$  درجه، گردابه ها در سمت بالادست جریان ایجاد شده و در ادامه در زاویه چرخش بین  $\theta = 90$  و کمی بیشتر از آن بیشترین میزان گردابه تولید می شود. با چرخش روتور، در زاویه  $\theta = 180$  گردابه ها شروع به جدا شدن از سطح پره می کنند، و در نهایت در زاویه  $\theta = 270$  درجه کاملاً از سطح پره جدا می شوند. با مقایسه خطوط جریان و میدان های ورتیسیته واضح است که گردابه های جدا شده از مقطع ل شکل به مراتب کوچک تر از ایرفویل معمولی بوده و زودتر از آن میرا می شود و ناحیه گردابه ای پشت توربین محدودتر است. در نتیجه ارتعاشات و تنش های وارده بر مجموعه یاتاقان ها و محور دوران روتور با استفاده از مقطع ل شکل کاهش می یابد و جریان حول توربین پایدارتر می شود.

با توجه به توزیع میدان فشار و سرعت برای پره با مقطع Du 33-J مشاهده می شود، زمانی که باد از سمت چپ می وزد، سطح صاف پره اول مانند یک ایرفویل معمولی عمل می کند و باعث نیروی برآ شده و در نتیجه چرخش پره بالایی توسط نیروی برآ صورت می پذیرد. از طرفی در پره دوم، هرچند نیروی برآ پره ناشی از سطح صاف آن کم است، ولی نیروی پسا ناشی از شکاف پره به چرخش روتور کمک کرده و گشتاور تولیدی را افزایش می دهد. عملکرد پره ها در این دو حالت ناشی از چگونگی قرارگیری پره در معرض باد است و با میزان بادی که پره حس می کند متناسب است. لازم به ذکر است که در توربین داریوس با پره معمولی (ایرفویل کامل)، پره ای که در پایین دست جریان است، چون تحت تأثیر جریان پره بالادست قرار می گیرد، میزان انرژی دریافتی آن از باد کم می شود، بنابراین، تولید گشتاور در قسمت پایین دست دوران، کمتر است. از این رو این پره کمک زیادی به چرخش روتور نکرده و حتی در بعضی از زوایای چرخش به دلیل تغییر در زوایای حمله، سبب ایجاد گشتاور منفی می شود. این گشتاور منفی در آغاز حرکت سبب می شود تا توربین در ناحیه مرده قرار گیرد و راه اندازی آن با مشکل مواجه شود. ولی همان طور که مشاهده شد در توربین داریوس با پره ل-شکل، پره ای که در پایین دست جریان قرار می گیرد، اگرچه نیروی برآیی تولید نمی کند ولی سبب ایجاد نیروی پسای قابل ملاحظه ای به خصوص در شروع حرکت می شود. از این رو انتظار می رود توربین در ناحیه مرده قرار نگیرد و راه اندازی خودکار داشته باشد. در شکل 23 و 24، به ترتیب خطوط جریان حول پره ها و میدان





شکل 23 خطوط جریان حول روتور پس از رسیدن به حالت پایا در چهار زاویه چرخش از یک دوران کامل برای پره با ایرفویل Du 06-W-200 و Du 33-J در بهینه

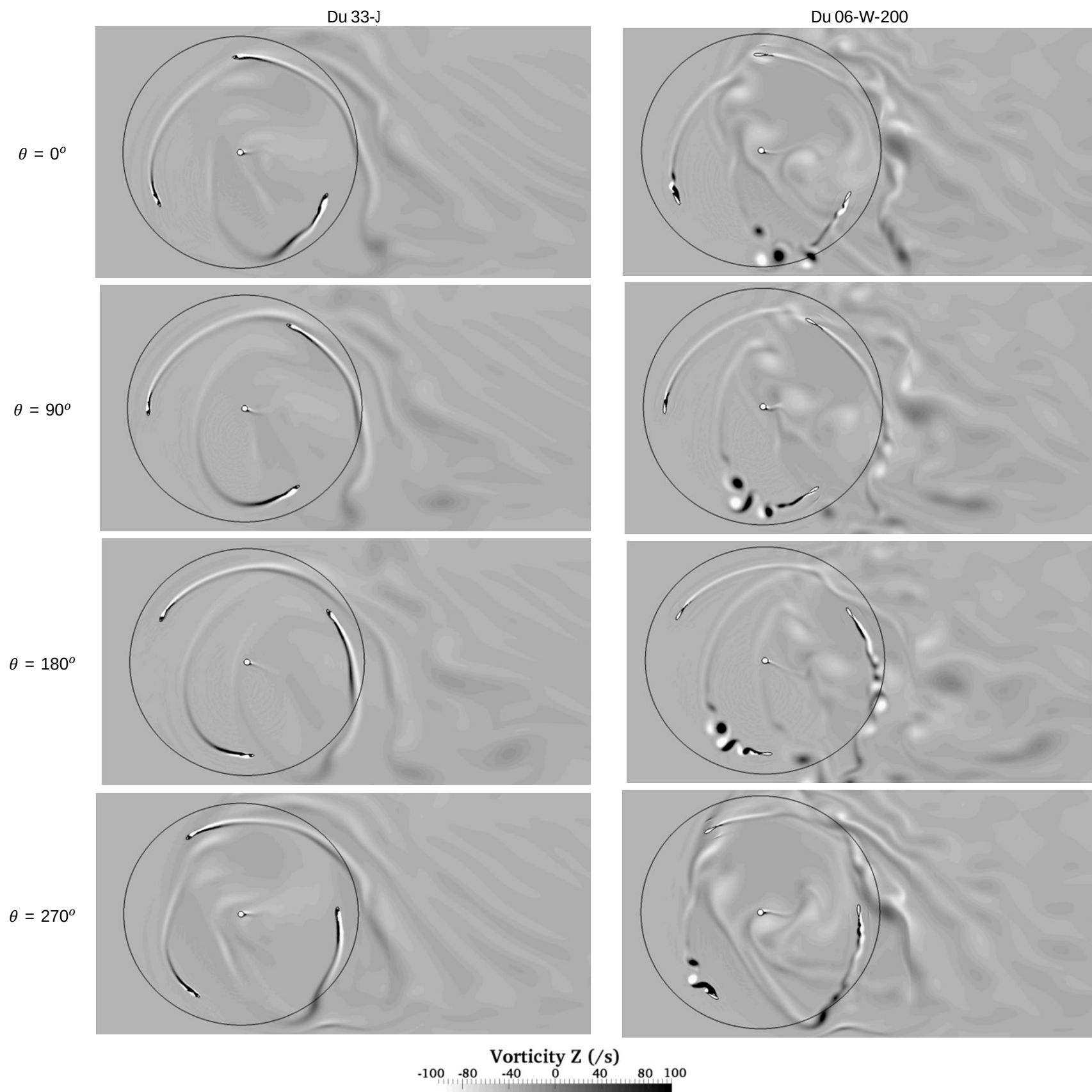
می‌دهد و در ادامه به دلیل بهره‌گیری هم‌زمان از دو نیروی آئروپنایمیک برآ و پسا باعث بهبود عملکرد توربین و افزایش توان خرجی آن می‌شوند.

### 7- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، به منظور تقویت گشتاور راه‌اندازی و عملکرد توربین بادی محور عمودی نوع داریوس، پره‌های توربین مورد بررسی عددی قرار گرفت. لازم به ذکر است که توربین ساوینوس گشتاور بالایی در شروع حرکت ایجاد می‌کند، در حالی که توربین داریوس گشتاور کمی در شروع حرکت دارد ولی بازده روتور داریوس بیشتر از روتور ساوینوس است. در این پژوهش برای حل مشکل راه‌اندازی توربین بادی محور عمودی داریوس و به منظور برخورداری از محاسن هر دو نوع توربین، از مقاطع ل شکل در پره‌های توربین استفاده شده است.

بنابراین در بین مقاطع مختلف ل شکل که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفت، عملکرد بهینه توربین به ازای مقطع ل Du 33-J که با برش سمت فشار ایرفویل Du 06-W-200 از محل بیشینه ضخامت ایجاد گردید، حاصل شده است. همان طور که قبلاً نیز بیان شد، توربین محور عمودی نوع داریوس بر خلاف نوع ساوینوس بر پایه نیروی آئروپنایمیک برآ کار می‌کند و ازین رو در آستانه حرکت توربین، عملکرد ضعیفی دارد، چون نیروی برآ تولیدی پره‌ها در آستانه حرکت کم است [28]. ولی در ل‌های بالا به دلیل استفاده از نیروی برآ عملکرد بهتری نسبت به توربین ساوینوس دارد، چرا که تلفات انرژی در توربین ساوینوس در ل‌های بالا به دلیل استفاده از نیروی پسا زیاد است. با توجه به عملکرد پره‌های ل شکل ملاحظه شد که این‌گونه پره‌ها، رفتاری مابین پره‌های دو توربین داریوس و ساوینوس دارند. می‌توان این‌گونه بیان کرد که مقطع ل شکل در ابتدای حرکت با استفاده از نیروی پسا گشتاور راه‌اندازی را افزایش





شکل 24 میدان ورتیسیته حول روتور پس از رسیدن به حالت پایا در چهار زاویه چرخش از یک دوران کامل برای پره با ایرفویل Du 06-W-200 و Du 33-J در بهینه

## 8- مراجع

- [1] J. DeCoste, D. McKay, B. Robinson, S. Whitehead, S. Wright, M. Koksai, L. Hughes, *Vertical Axis Wind Turbine*, 2005.
- [2] K. M. Almohammadi, D. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian, CFD modelling investigation of a straight-blade vertical axis wind turbine, in *13th International Conference on Wind Engineering, Amsterdam, Netherland*, 2011.
- [3] M. M. A. Bhutta, N. Hayat, A. U. Farooq, Z. Ali, S. R. Jamil, Z. Hussain, Vertical axis wind turbine—A review of various configurations and design techniques, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 16, No. 4, pp. 1926-1939, 2012.
- [4] A. Zervos, M. Mudry, Aerodynamic design and testing of blade profiles for vertical axis wind turbines, in *Commission of the European Communities. Contractors' meeting*, pp. 245-251, 1988.
- [5] E. Kadlec, Characteristics of future Vertical Axis Wind Turbines (VAWTs), *Large Wind Turbine Design Characteristics and R and D Requirements*, Vol. 1, pp. 133-141, 1979.
- [6] B. K. Kirke, *Evaluation of self-starting vertical axis wind turbines for stand-alone applications*, PhD Thesis, Griffith University Gold Coast, 1998.
- [7] G. Watson, The self-starting capabilities of low-solidity fixed pitch Darrieus rotors, in *Wind Energy Workshop*, pp. 32-39, 1979.

این مقاطع با حذف ناقص سمت فشار ایرفویل غیرمقارن Du 06-W-200 ایجاد شدند. برای یافتن مقطع بهینه، پره‌های توربین بادی عمودی با ظرفیت 3 کیلووات به صورت ایرفویل‌هایی با مقطع ل شکل به وسیله نرم‌افزار اوپن فوم با استفاده از روش شبکه لغزشی شبیه‌سازی شد. پس از استخراج منحنی ضریب توان بر حسب نسبت سرعت نوک برای مقاطع مختلف، مشاهده شد که حالت بهینه برای مقاطع ل شکل، با حذف سمت فشار از محل بیشینه ضخامت ایرفویل مرجع ایجاد می‌شود (مقطع ل-Du 33). همچنین با توجه به نمودارهای MPPT مقاطع مختلف، مشاهده شد که بیش‌ترین توان خروجی با استفاده از مقطع Du 33-J استخراج می‌شود که با احتساب تلفات و افت‌های مکانیکی به توان مورد انتظار 3 کیلووات نزدیک است. نتایج نشان داد که استفاده از مقطع ل-Du 33 گشتاور راه‌اندازی و توان خروجی توربین را به میزان 41 درصد بهبود می‌بخشد و عملکرد توربین را در نسبت سرعت‌های نوک پایین تقویت می‌کند، چرا که افزایش گشتاور راه‌اندازی باعث می‌شود توربین در ناحیه مرده قرار نگیرد و مشکل راه‌اندازی خودکار توربین برطرف شود.

- [19] F. R. Menter, R. Langtry, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, S. Völker, A correlation-based transition model using local variables Part I: model formulation, *Journal of turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 413-422, 2006.
- [20] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [21] M. Dehghan Manshadi, F. Pourfattah, Numerical study about role of ground effect on flow transition from laminar to turbulent regime at low reynolds numbers, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 203-210, 2014. (In Persian)
- [22] S. S. Hoseininezhad, N. Amanifard, H. Mohaddes Deylami, F. Dolati, Numerical study of flow characteristics around a NACA 4412 asymmetric airfoil under the influence of electric field, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 5, pp. 147-154, 2014. (In Persian)
- [23] The open source cfdtoolkids, *User guide*, Accessed 29 July 2014; <http://www.openfoam.com>.
- [24] H. K. Versteeg, W. Malalasekera, An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method: *Pearson Education*, 2007.
- [25] R. Bravo, S. Tullis, S. Ziada, Performance testing of a small vertical-axis wind turbine, *Proceedings of the 21st Canadian Congress of Applied Mechanics*, pp. 3-7, 2007.
- [26] R. Lanzafame, S. Mauro, M. Messina, 2D CFD modeling of H-Darrieus wind turbines using a transition turbulence model, *Energy Procedia*, Vol. 45, pp. 131-140, 2014.
- [27] K. W. McLaren, *A numerical and experimental study of unsteady loading of high solidity vertical axis wind turbines*, PhD Thesis, McMaster University, 2011.
- [28] W. Tong, *Wind power generation and wind turbine design*, pp. 55-205, Wit Press, 2010.
- [8] J. Baker, Features to aid or enable self starting of fixed pitch low solidity vertical axis wind turbines, in *Wind Engineering 1983 3C: Proceedings of the Sixth international Conference on Wind Engineering*, Gold Coast, Australia, March 21-25, And Auckland, New Zealand, April 6-7 1983; held under the auspices of the International Association for Wind Engineering, pp. 369, 2012.
- [9] M. Islam, *Analysis of fixed-pitch straight-bladed VAWT with asymmetric airfoils*, PhD Thesis, University of Windsor, 2009.
- [10] M. R. Castelli, S. Giulia and B. Ernesto, Numerical Analysis of the Influence of Airfoil Asymmetry on VAWT Performance, *World Academy of Science, Engineering and Technology*, Vol 61, pp. 312-321, 2012.
- [11] R. Gupta, A. Biswas, Computational fluid dynamics analysis of a twisted three-bladed H-Darrieus rotor, *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, Vol. 2, No. 4, pp. 1-15, 2010.
- [12] B. K. Debnath, A. Biswas, R. Gupta, Computational fluid dynamics analysis of a combined three-bucket Savonius and three-bladed Darrieus rotor at various overlap conditions, *Journal of Renewable and Sustainable energy*, Vol. 1, No. 3, pp. 1-14, 2009.
- [13] C. S. o. Ferreira, *The near wake of the VAWT*, PhD Thesis, Delft university of technology, 2009.
- [14] T. Maître, J. L. Achard, L. Guittet, C. Ploesteanu, Marine turbine development: numerical and experimental investigations, in *Workshop on Vortex Dominated Flows. Achievement and Open Problems*, pp. 59-66, 2005.
- [15] Y. Nabavi, M. Alidadi, Experimental and numerical Study of a Vertical Axis , *8th Canadian Marine Hydrodynamics and Structures Conference*, 2007.
- [16] Y. Dai, W. Lam, Numerical study of straight-bladed Darrieus-type tidal turbine, *Proceedings of the ICE-Energy*, Vol. 2, pp. 67-76, 2009.
- [17] R. Bos, *Self-starting of a small urban Darrieus rotor*, PhD Thesis, Delft University of Technology, 2012.
- [18] T. Maître, J.-L. Achard, L. Guittet, C. Ploesteanu, Marine turbine development: numerical and experimental investigations, *Workshop on Vortex Dominated Flows. Achievement and Open Problems*, 2005.