نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۳، شماره ۵، سال ۱۴۰۰، صفحات ۲۷۹۱ تا ۲۸۰۶
DOI: 10.22060/mej.2021.17491.6647

بررسی عددی اثر هندسه‌ی افزونه نوک پره‌ی یک توربین باد محور افقی بر افزایش توان تولیدی آن

امیرحسین روح اللهی ، علیرضا جهانگیریان* ، مسعود حیدری سورشجانی

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)، تهران، ایران

خلاصه: یکی از راه‌های افزایش توان توربین بادی محور افقی بدون تغییر در بدنه‌ی پره‌ی اصلی توربین، اضافه کردن افزونه‌ی مناسب به نوک پره است. در این پژوهش، افزونه‌های مختلفی به نوک یک توربین بادی اضافه شده و اثر هر یک بر توان تولیدی مورد بررسی عددی قرار گرفته است. معادلات جریان پایا برای شبیه سازی جریان حول پره مورد استفاده قرار گرفت و هفت افزونه مختلف برای عملکرد آئرودینامیکی پره طراحی گردید. نتایج بررسی عملکرد افزونه ها نشان می‌دهد که افزونه‌های نوک باریک‌شونده و شارکتیپ کمترین افزایش توان را ایجاد می‌کنند. بالچه‌های سطح مکش (به سمت پایین دست جریان) و سطح فشار (به سمت بالادست جریان) بدون زاویه عقبگرد، توان را به ترتیب ٪۵/۲۳ و ٪۹/۶ افزایش دادند و مشاهده شد که بالچه‌ی سطح فشار در مقایسه با بالچه‌ی سطح مکش عملکرد بهتری دارد. همچنین اضافه کردن زاویه عقبگرد به بالچه‌ها موجب بهبود عملکرد پره می‌شود، و بالچه‌های سطح فشار و مکش با زاویه عقبگرد توان تولیدی را نسبت به پره‌ی مبنا به ترتیب ٪۱۱/۸۷ و ٪۱۳/۲۵ افزایش دادند و افزونه‌ی بالچه‌ی سطح فشار با زاویه عقبگرد بهترین عملکرد را در میان همه‌ی افزونه‌ها داراست و می‌تواند بدون تغییر در هندسه‌ی پایه‌ی توربین تنها با افزودن یک بالچه ۲۸ سانتی متری به پره با شعاع ۵۵۳ سانتی‌متری توربین، توان تولیدی آن را تا ٪۱۳/۲۵ افزایش دهد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۳۹۸/۱۰/۱۸
بازنگری: ۱۳۹۹/۰۲/۰۱
پذیرش: ۱۳۹۹/۰۳/۳۱
ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۱۱/۲۸

کلمات کلیدی:
هندسه‌ی نوک پره
توربین بادی
دینامیک سیالات عددی
افزایش توان
بالچه توربین بادی

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر، افزایش نیاز جهانی به انرژی، جوامع بشری را به سمت استفاده‌ی روزافزون از انرژی‌های تجدیدپذیر سوق داده است. در این میان، استفاده از انرژی باد، به عنوان یکی از متداول‌ترین منابع انرژی تجدیدپذیر، به طور پیوسته در حال افزایش است. به همین علت بهبود عملکرد توربین‌های بادی در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته است.

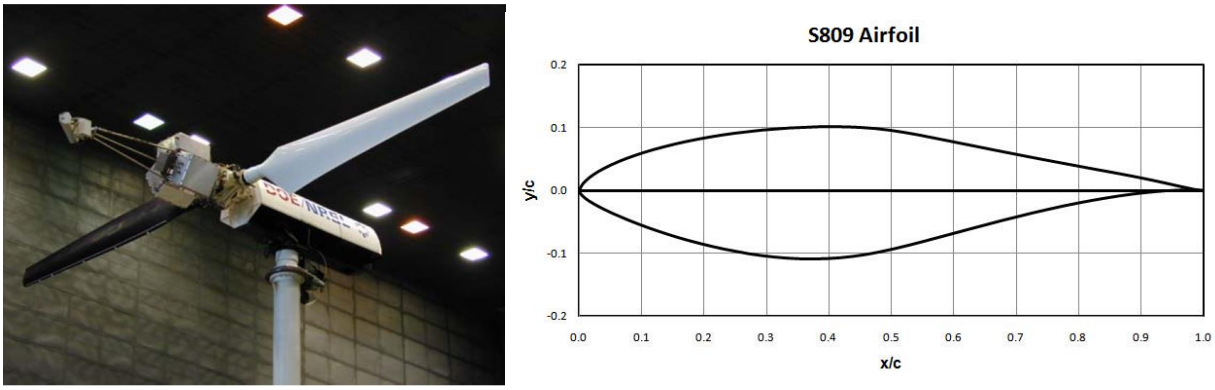
به منظور بررسی عملکرد آئرودینامیکی توربین‌های بادی، عموما دو راهکار مورد استفاده قرار می‌گیرد، که راهکار اول استفاده از تئوری اندازه حرکت المان مرزی[1] و راهکار دوم شبیه‌سازی عددی به کمک روشهای دینامیک سیالات عددی[2] است. در مقایسه‌ی این دو روش، روش اندازه حرکت المان مرزی سرعت حل بسیار بالایی دارد، اما نسبت به حل دینامیک سیالات عددی دقت پایینی داشته و به دلیل ویژگی‌های ذاتی روش و حل دو بعدی مقاطع، توانایی مدل‌سازی صحیح جریان خصوصا حول نوک پره و درک ویژگیهای سه بعدی جریان در این ناحیه را ندارد. همین امر موجب می‌گردد که علی رغم کاربردی بودن آن، در بسیاری از مطالعات مربوط به طراحی پره‌ی توربین و شبیه‌سازی‌های مربوط به نوک پره فاقد کاربرد عملی باشد.

در میان توربین‌های بادی، یکی از مهم‌ترین توربین‌های تحقیقاتی که نتایج تجربی آئرودینامیکی آن موجود است، توربین بادی ان-رل فاز۶[3] ، ساخت آزمایشگاه انرژی‌های نوی آمریکا[4] است. این توربین دارای دو پره با شعاع ۵/۰۲۹ متر بوده و سرعت دورانی آن در همه‌ی سرعت‌های باد ورودی ثابت و معادل ۷۲ دور بر دقیقه می‌باشد [۱, ۲]. نظر به تحقیقات قبلی انجام شده بر روی این توربین بادی و در دسترس بودن نتایج تجربی آن، این توربین بعنوان توربین مبنا در این مقاله انتخاب گردید. مقطع پره و شمای این توربین بادی در شکل ۱ آورده شده و مشخصات آن نیز در جدول ۱ ذکر شده است.

1 Blade Element Momentum Theory (BEM)
2 Computational Fluid Dynamics (CFD)
3 NREL Phase VI
4 National Renewable Energy Laboratory (NREL)

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ajahan@aut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.



B) / (ب)　　A) / (الف)

شکل ۱. (الف) بالواره اس۸۰۹-. (ب) توربین بادی ان-رل فاز ۶ [۱]

Fig. 1. A) NREL S809 airfoil. B) NREL Phase VI wind turbine [1]

جدول ۱. مشخصات توربین بادی ان-رل فاز ۶ [۱]

Table 1. A) NREL Phase VI wind turbine specifications [1]

مشخصه	توضیح
تعداد پره	۲
قطر روتور	۱۰/۰۴۸
نوع بال‌واره	اس-۸۰۹
ضخامت بال‌واره	۰/۲۱ وتر بال‌واره
توان تولیدی	۹/۸ کیلووات در سرعت باد ۱۰ m/s
سرعت دورانی	۷۲ دوربر دقیقه
زاویه پیچ	۳ درجه
محور پیچ	۰/۳ وتر بال‌واره

شبیه‌سازی‌های عددی بسیاری بر روی این توربین انجام گرفته است، که از جمله آن‌ها کار سورنسن و همکاران[1] [۳] است که پره‌ی توربین بادی ان-رل فاز ۶ (بدون هاب و برج[2]) را با دو نوع دامنه و شبکه عددی مختلف به کمک دینامیک سیالات عددی شبیه‌سازی کردند. در این بررسی، دو دامنه‌ی حل مختلف مورد استفاده قرار گرفت، که دامنه‌ی اول یک دامنه‌ی نیمکروی بزرگ، و دامنه‌ی دوم، یک تونل نیم استوانه‌ای شکل بود. دامنه‌ی آزاد، در دو حالت پایا و ناپایا حل گردید و تفاوت قابل توجهی در نتایج حل پایا و ناپایا مشاهده نشد. دامنه‌ی دوم نیز، به صورت پایا حل گردید و تفاوت قابل توجهی بین حل دامنه‌ی آزاد و دامنه‌ی نیم استوانه‌ای شکل مشاهده نشد. همچنین ضرایب فشار محاسبه شده، به جز در سرعت ۱۰ m/s، تطبیق نسبتا قابل قبولی با نتایج تجربی نشان داد. گشتاور محاسبه شده نیز، در سرعت‌های ۷ m/s و ۱۳ m/s تطبیق قابل قبولی با نتایج تجربی نشان داد، اما در سرعت ۱۰m/s و شروع واماندگی، ۲۰٪ کم‌تر از مقدار تجربی بوده، و با واماندگی شدید در سرعت‌های ۱۵ m/s، ۲۰ m/s و ۲۵ m/s، ۲۰٪ بیشتر از مقدار تجربی اندازه‌گیری شده بود.

دوک و همکاران[3] [۴] نیز جریان سیال حول پره‌ی توربین ان-

1 Sorensen et al.
2 Hub and Tower
3 Duque et al.

رل فاز ۶ را با دو کد با روش‌های شبکه گردابه[1] و حل معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز[2] بررسی نمودند. از مقایسه‌ی شبیه‌سازی‌های انجام شده با نتایج تجربی، مشخص شد حل پایای معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز جواب‌های بسیار بهتری نسبت به روش شبکه گردابه ارائه نموده و در مجموع، هم در محاسبه‌ی گشتاور و هم ضرایب فشار بر روی مقاطع پره، دقت قابل قبولی ارائه می‌نماید.

کارهای مختلفی به منظور افزایش راندمان و بهبود عملکرد توربین بادی ان-رل فاز ۶ انجام شده است، که از جمله‌ی آن‌ها می‌توان به بهینه سازی بال‌واره ان-رل اس ۸۰۹ این توربین توسط ایلی هه و همکاران[3] [۵] اشاره نمود. یکی دیگر از کارهای انجام شده نیز، پژوهش کایا و همکاران[4] [۶] به منظور بهینه‌سازی محور پیچش و باریک شوندگی پره‌ی توربین بادی ان-رل فاز ۶ است که در نهایت گشتاور پره‌ی توربین را ٪۴/۵ افزایش داد. ایراد اصلی این کارها در آن است که اعمال بهبودهای ارائه شده مستلزم ایجاد تغییر اساسی در طراحی و ساخت پره‌ی توربین بادی است که فرآیندی هزینه‌بر بوده و بهبود توربین‌های صنعتی موجود و ساخته شده به این روش امکان پذیر نیست.

یک روش مطلوب برای بهبود عملکرد توربین‌های بادی بدون دست بردن در هندسه‌ی آن، افزودن یک افزونه[5] در نوک پره‌ی توربین است؛ به این صورت که با اضافه کردن یک هندسه‌ی معیّن در نوک پره، گردابه‌های تشکیل شده در نوک پره و جریان بازگشتی از سطح پرفشار به سطح کم فشار کاهش یافته و در نتیجه با کاهش پسای القایی، موجب بهبود عملکرد و گشتاور پره‌ی توربین می‌گردد.

کارهای معدودی به منظور طراحی افزونه‌های نوک پره با هدف بهبود آئرودینامیکی توربین بادی انجام پذیرفته است، که از جمله‌ی آن‌ها می‌توان به پژوهش الفارا و همکاران[6] [۷] در طراحی و بهینه‌سازی افزونه‌ی بالچه[7] برای نوک پره‌ی توربین بادی اشاره کرد که در حالت بهینه‌ی این دو پارامتر، توانست توان توربین را تا ٪۹ افزایش دهد. در این کار یک بالچه کوچک به صورت افزونه به نوک پره اضافه شده که فاقد باریک‌شوندگی و پسگرایی می‌باشد و صرفاً بهینه‌سازی زوایای انحنا[8] و پیچش[9] پره اصلی مورد بررسی و بهینه‌سازی قرار گرفته است. همچنین بالچه طراحی شده تنها برای سطح مکش پره بوده و تفاوت بالچه سطح مکش و سطح فشار و اثر زاویه‌ی پسگرایی مورد بررسی قرار نگرفته‌است. همچنین توبین[10] و همکاران [۸] به بررسی تجربی اثر نصب بالچه‌ی سطح مکش بر افزایش توان خروجی توربین بادی پرداختند. در این بررسی، مدل تجربی مورد آزمایش یک توربین سایز کوچک بود که با نصب بالچه‌های سطح مکش توان آن در بهترین حالت ٪۸/۲ افزایش یافت.

با توجه به نقصان‌های موجود در تحقیقات انجام شده در زمینه‌ی اثر زاویه پسگرایی و انتخاب جهت به سمت سطح فشار و سطح مکش در افزونه بالچه و همچنین نیاز به پژوهش در مورد انواع دیگر شکل‌های افزونه نوک بالا از جمله افزونه امتداد یافته و شارکتیپ، نیاز است پژوهش بیشتری در این خصوص انجام شود. از این رو در این مقاله اثر هندسه‌های مختلف افزونه‌ی نوک پره بر عملکرد آن، مورد بررسی قرار می‌گیرند.

یکی از نکات قابل توجه در بررسی عملکرد هندسه‌های مختلف، سرعت باد ورودی است. این موضوع از آن جهت حائز اهمیت است که فیزیک جریان در سرعت‌های پایین (m/s۶ و کمتر) که در آن‌ها جریان آرام و بدون جدایش و اغتشاش است، با سرعت‌های بالا (m/s۱۵ و بیشتر)، که در آن در بعضی از نقاط جدایش رخ می‌دهد، متفاوت است. نتیجه‌ی این تفاوت آن است که بالچه‌ای که برای بهبود عملکرد پره در یک جریان کارآمد است، الزاما در سرعت‌های متفاوت همان عملکرد را دارا نیست. یوهانسن[11] و همکاران [۹] به بررسی عددی ۵ بالچه‌ی مختلف برای چند سرعت پرداختند و مشاهده شد که بالچه‌ای که بهترین بهبود را در سرعت m/s۶ داراست، عملکرد ضعیفی در سرعت m/s۱۰ از خود نشان می‌دهد. همچنین بالچه‌ای که بهترین بهبود را در سرعت m/s۱۰ داراست، در سرعت m/s۶ توان خروجی را افزایش نداده بلکه به مقدار جزئی کاهش می‌دهد. با توجه به این موضوع، انتخاب یک سرعت جریان مناسب به منظور انجام شبیه‌سازی‌ها ضروری است و لازم است که سرعت مربوطه

1 Vortex Lattice Method (VLM)
2 Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)
3 Yilei He et al.
4 Kaya et al.
5 Add-on
6 Elfarra et al.
7 Winglet
8 Cant
9 Twist
10 Tobin
11 Johansen

با توجه به شرایط نیروگاه‌های بادی کشور انتخاب گردد. عزیزی و جهانگیریان [۱۰] در یک پژوهش به بهینه‌سازی پره‌ی توربین بادی به منظور افزایش توان سالیانه‌ی توربین نصب شده در شرق ایران پرداخته‌اند. در این پژوهش، سرعت میانگین باد در سایت نیروگاه بادی خواف در شرق ایران، معادل ۱۰/۶ m/s برآورد شده است. نظر به این که اطلاعات تجربی توربین بادی ان-رل فاز ۶ برای سرعت m/s۱۰موجود است، این سرعت برای بررسی افزونه‌ها انتخاب می‌گردد، که بهبود عملکرد پره در این سرعت، می‌تواند در نهایت به بهبود توان سالیانه‌ی توربین بادی نیز منتج شود.

در ادامه، ابتدا روش حل و شرایط مرزی تشریح می‌گردد و پس از آن استقلال از شبکه بررسی شده و نتایج عددی با نتایج تجربی اعتبارسنجی می‌گردند. سپس، هندسه‌های طراحی شده تشریح و نتایج حل آن‌ها ارائه و بررسی می‌گردد.

۲- روش حل و شرایط مرزی

برای بررسی عملکرد افزونه‌های مختلف، نیاز است ابتدا هندسه‌ی پایه‌ی توربین به کمک روش دینامیک سیالات عددی شبیه‌سازی گردد. بدین منظور، برای حل عددی جریان به کمک معادلات ناویر استوکس، مدل اغتشاشی کی-امگا اس اس تی[1] به دلیل عملکرد مطلوب در حل مسائل مشابه مورد استفاده قرار گرفت [۱۱-۱۳]. به منظور افزایش سرعت حل و امکان‌پذیر نمودن بررسی هندسه‌های متعدد و با توجه به تشابه نتایج حل پایا و ناپایا برای این مسأله [۳] از حل پایای معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز به روش چارچوب متحرک[2] استفاده گردید که دقت قابل قبولی را در پژوهش‌های پیشین نشان داده است [۱۴-۱۶]. این روش شبیه‌سازی پره‌ی چرخان را به صورت پایا امکان پذیر می‌سازد. در معادلات چارچوب متحرک، اگر فرض شود دستگاه مرجع با سرعت خطی v و سرعت زاویه‌ای ω نسبت به چارچوب ساکن در حال حرکت باشد، معادلات حاکم جریان نیز با تغییراتی مواجه خواهند شد. سرعت ذرات سیال می‌تواند توسط فرمول زیر از چارچوب ساکن به چارچوب متحرک انتقال یابد:

$$\upsilon_r = \upsilon - (\upsilon_t + \omega \times r) \quad (۱)$$

که در آن υ سرعت مطلق (سرعت دیده شده از چارچوب ساکن)، υ_r سرعت نسبی (سرعت دیده شده از چارچوب متحرک)، υ_t سرعت انتقالی چارچوب متحرک، ω سرعت زاویه‌ای چارچوب متحرک و r بردار مکان مرکز چارچوب متحرک است.

معادله پیوستگی حاکم در چارچوب متحرک با بکارگیری سرعت نسبی بدین صورت خواهد بود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho \upsilon_r) = S_M \quad (۲)$$

معادله مومنتوم نیز در روش چارچوب متحرک به صورت زیر در می‌آید:

$$\frac{\partial(\rho \upsilon_r)}{\partial t} + \nabla.(\rho \upsilon_r \upsilon_r) + \rho(2\omega \times \upsilon_r + \omega \times \omega \times r + \alpha \times r + a) = -\nabla p + \nabla.\tau_r + F \quad (۳)$$

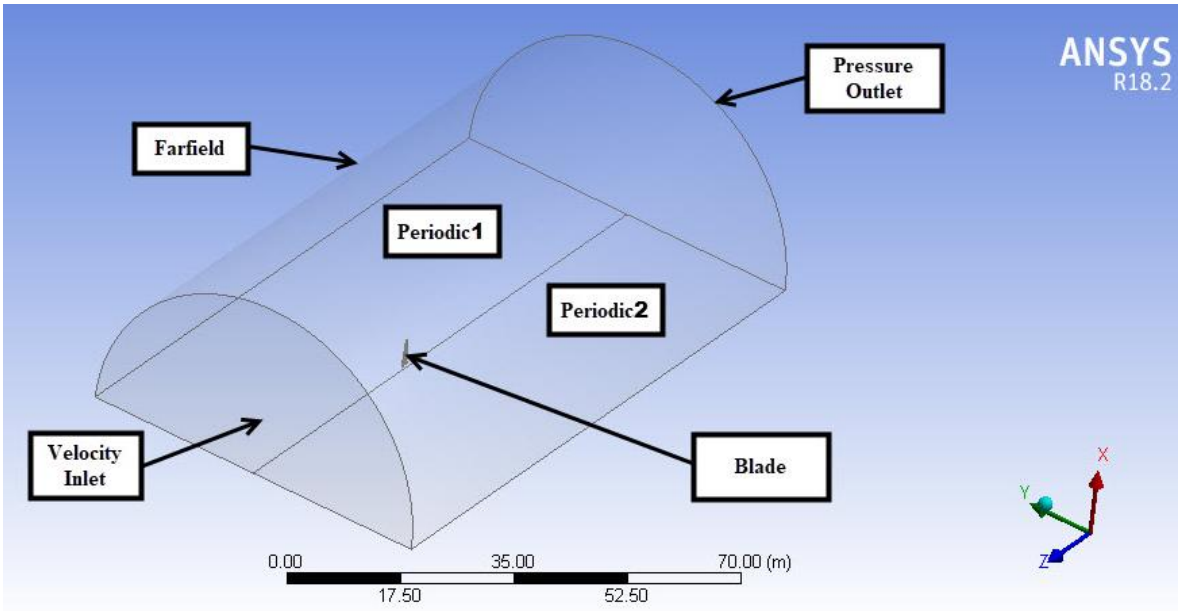
که در آن $\alpha = \frac{d\omega}{dt}$ و $a = \frac{d\upsilon_t}{dt}$ خواهد بود. جمله‌ی $2\omega \times \upsilon_r$ شتاب کریولیس، و جمله‌ی $\omega \times \omega \times r$ شتاب مرکزگرا هستند و این دو جمله بخاطر حرکت پایای چارچوب متحرک ایجاد شده‌اند. جملات $\alpha \times r + a$ هم که به خاطر تغییر ناپایای سرعت چرخشی و سرعت خطی ایجاد می‌شوند، در سرعت‌های انتقالی و چرخشی پایای چارچوب متحرک صرف‌نظر می‌شوند. به علاوه تانسور تنش τ نیز با نرخ کرنش این رابطه را دارد:

$$\tau = \mu(\nabla \upsilon + (\nabla \upsilon)^T - \frac{2}{3}\delta \nabla.\upsilon) \quad (۴)$$

که در آن μ لزجت مولکولی است.

به منظور کاهش هزینه‌ی محاسباتی، دامنه‌ی حل برای یک پره با شرط مرزی پریودیک[3] در بالادست و پایین دست جهت چرخش پره انتخاب گردید. شرط مرزی ورودی با توجه به شرایط تست تجربی [۲] از نوع ورودی سرعت ثابت[4] با سرعت ۱۰ m/s و شدت

1 k-ω SST
2 Moving Reference Frame (MRF)
3 Periodic Boundary Condition
4 Velocity Inlet



شکل ۲ . شرایط مرزی روی دامنه‌ی حل

Fig. 2. Boundary conditions on computational domain

توربولانس ٪۱ تعیین گردید. شرط مرزی خروجی نیز از نوع خروجی فشار[1] با فشار پیمانه‌ای صفر در نظر گرفته شد. برای تعیین نوع شرط مرزی دوردست نیز شروط مرزی مختلف مورد بررسی قرار گرفت و شرط مرزی ورودی سرعت با توجه به عملکرد مطلوب و همگرایی مناسب انتخاب شد. شمای کلی شرایط مرزی روی دامنه در شکل ۲ قابل مشاهده است.

حلگر مورد استفاده، حلگر صریح[2] فشار مبنا[3] با الگوریتم سیمپل[4] در نرم افزار انسیس فلوئنت[5] بوده که همگرایی و سرعت حل مطلوبی را ارائه می‌نمود. همچنین گسسته‌سازی ترم فشار با معادلات مرتبه‌ی دوم[6] و گسسته‌سازی ترم مومنتوم نیز با معادلات مرتبه‌ی دوم بالادست[7] انجام گرفت و گسسته‌سازی گرادیان‌ها نیز با روش کمترین مربعات سلول پایه[8] انجام پذیرفت.

۳- بررسی استقلال از شبکه و اعتبارسنجی حل

پیش از بررسی استقلال از شبکه، ابعاد مختلف دامنه برای شبیه سازی مورد بررسی و آزمون قرار گرفت که در نهایت دامنه‌ای با شعاع حدود R۱۰ (۵۰ متر)، فاصله‌ی بالا دست حدود R۸ (۴۰ متر)، و فاصله‌ی پایین دست حدود R۲۰ (۱۰۰ متر) انتخاب گردید که این انتخاب‌ها منجر به شبیه‌سازی مطلوب دنباله‌های جریان پره می‌گردد. R شعاع پره‌ی توربین است.

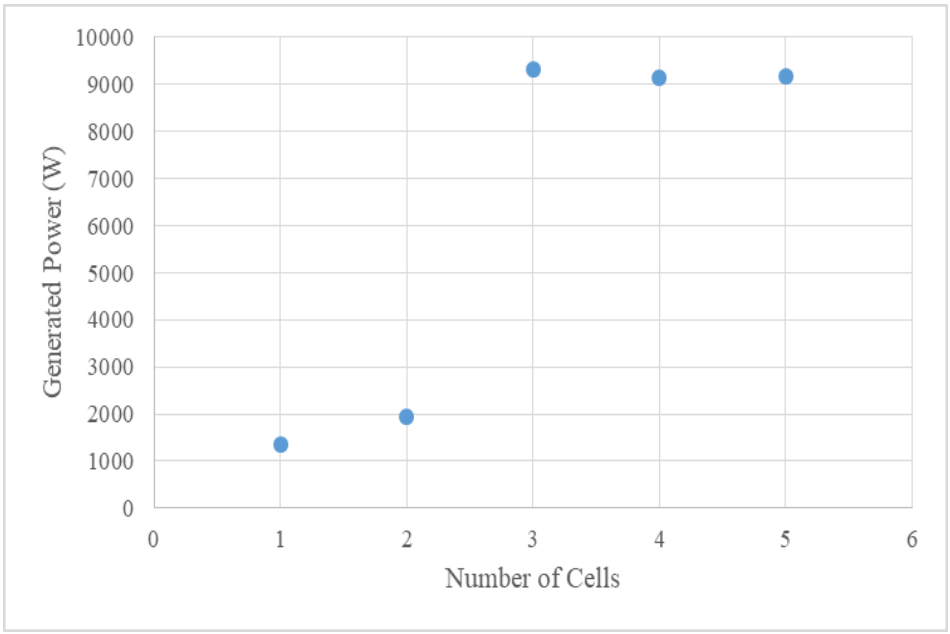
سپس برای بررسی استقلال از شبکه، ۵ شبکه با دقت‌های مختلف تولید شده و جریان روی آن‌ها حل گردید که نتایج آن در جدول۲ و شکل ۳ ارائه شده است. شبکه‌ی ارائه شده، دارای مش لایه مرزی با ۲۰ لایه است که برای بهبود شبیه‌سازی لایه مرزی و جریان نزدیک سطح اضافه شده است که ضخامت لایه اول آن ۰/۱ میلی متر بوده و

جدول ۲ . بررسی استقلال از شبکه

Table 2. Grid study results

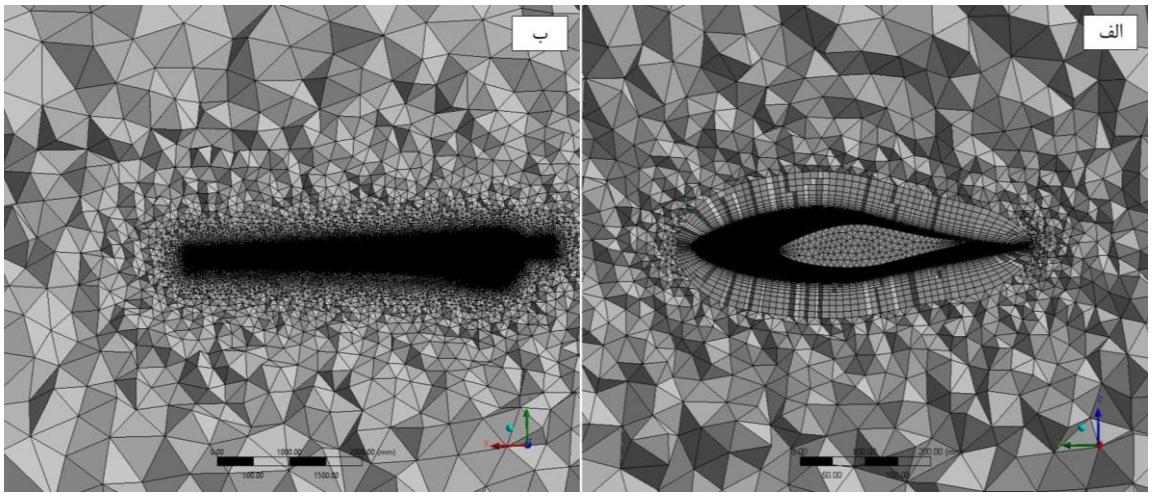
ردیف	تعداد سلول‌ها	توان تولیدی (W)
۱	۲,۱۷۲,۰۰۰	۱۳۵۷
۲	۳,۲۱۷,۰۰۰	۱۹۵۴
۳	۵,۶۸۷,۰۰۰	۹۳۱۹
۴	۶,۵۴۲,۰۰۰	۹۱۵۴
۵	۹,۳۹۶,۰۰۰	۹۱۸۴

1 Pressure Outlet
2 Explicit
3 Pressure Based
4 SIMPLE
5 ANSYS FLUENT
6 Second Order
7 Second Order Upwind
8 Least Square Cell Based Method



شکل ۳ . نمودار استقلال از شبکه

Fig. 3. Grid study diagram



شکل ۴ . الف) نمای شبکه ایجاد شده حول یک مقطع و ریز شدن شبکه نزدیک لبه‌های حمله و فرار ب) نمای شبکه ایجاد شده در طول پره‌ی توربین

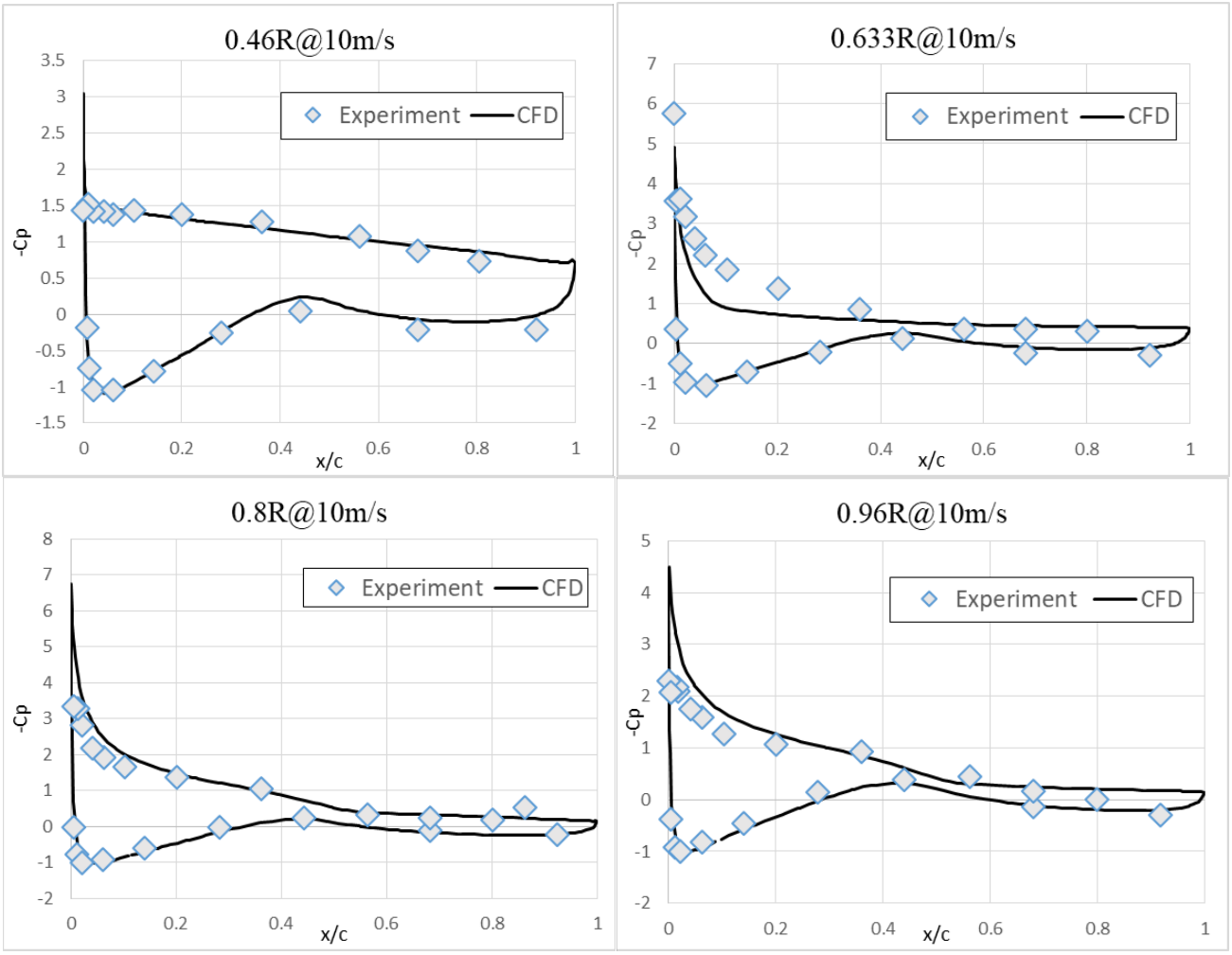
Fig. 4. Left) Spanwise view of the computational grid. Right) Computational Grid over a middle section and grid intensity near leading edge and trailing edge

نرخ رشد شبکه‌ی آن ۱/۳ است. نرخ رشد ابعاد شبکه بیرون از مش لایه مرزی نیز ۱/۲ می‌باشد مقدار میانگین چولگی[1] نیز برای شبکه در حدود ۰/۲۸ می‌باشد.

با توجه به این که شبکه‌ی شماره‌ی ۳، دقت گشتاور محاسبه شده‌ی قابل قبولی ارائه می‌نماید و با افزایش سلول‌های شبکه بیش از این نیز تغییر محسوسی در نتایج ایجاد نمی‌گردد، این شبکه به عنوان شبکه‌ی پایه‌ی حل انتخاب گردید که میانگین y+ در روی سطح پره‌ی توربین در این شبکه کمتر از ۱ می‌باشد. نمای برش مقاطع این شبکه در شکل ۴ قابل مشاهده است.

به منظور اعتبارسنجی روش عددی، در ابتدا گشتاور به دست آمده با نتایج تجربی ارائه شده توسط سازمان انرژی‌های نوی آمریکا مقایسه گردید که مجموع توان تولیدی دو پره‌ی توربین بادی ان-رل فاز ۶ را در سرعت ۱۰ m/s در حدود ۹۸۰۰ W و با تلرانسی در حدود ۸۰۰ w± گزارش نموده است[۲, ۴]. با توجه به این که در کار عددی حاضر برای کاهش هزینه‌ی محاسباتی، به حل یک پره اکتفا شده،

1 Skewness



شکل ۵ . مقایسه ضرایب فشار محاسبه شده با مقادیر تجربی در مقاطع مختلف توربین

Fig. 5. Comparison of numerical Cp results with experimental data over different sections on wind turbine blade

توان به دست آمده از شبیه‌سازی عددی حاضر برای هر پره برابر W ۴۶۶۰ است، در نتیجه توان محاسبه شده برای کل توربین با دو پره معادل W ۹۳۲۰ می‌باشد. با توجه به این که، اختلاف مقدار محاسبه شده با مقدار میانگین تجربی کمتر از ٪۵ می‌باشد، این تطابق در گشتاور تولیدی به معنای معتبر بودن حل عددی است.

در ادامه به منظور تکمیل اعتبارسنجی، ضرایب فشار به دست آمده از حل عددی در مقاطع ٪۴۶,۶، ٪۶۳,۳، ٪۸۰ و ٪۹۵ طول پره‌ی توربین با نتایج تجربی موجود مقایسه شدند که نتایج آن در شکل ۵ ارائه شده است.

همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، ضرایب فشار در مقاطع مختلف از دقت بسیار بالایی در مقایسه با نتایج تجربی برخوردار می‌باشد و در سایر مقاطع نیز دقت قابل قبولی مشاهده می‌گردد.

۴- هندسه‌ی افزونه‌های طراحی شده برای نوک پره

برای بررسی اثر هندسه‌ی افزونه‌ی نوک پره بر افزایش توان توربین بادی، علاوه بر پره‌ی مبنا، ۷ هندسه شامل یک هندسه‌ی نوک باریک‌شونده، یک هندسه‌ی شارکتیپ ، دو بالچه‌ی کوچک با دو جهت نصب مختلف به سمت سطح فشار و سطح مکش، دو بالچه با زاویه‌ی برگشت در سطح فشار و سطح مکش و یک نوک امتدادیافته‌ی نوک اصلی طراحی گردیدند. هندسه‌های۲، ۳ و ۸ به منظور بررسی انواع افزونه غیر از بالچه طراحی شده، و هندسه‌های ۴ تا ۷ نیز به منظور بررسی اثر جهت بالچه و مقایسه‌ی قرارگیری آن در سطح فشار و مکش، و همچنین بررسی اثر زاویه عقبگرد طراحی شده اند. مشخصات این ۸ هندسه، در جدول ۳ و تصاویر آن‌ها در شکل ۶ آورده شده است. شکل‌های ۷ و ۸ به ترتیب نیز پارامترهای هندسی تعریف

جدول ۳ . مشخصات هندسه‌های افزونه نوک طراحی شده

Table 3. Geometric specifications of designed blade tip Add-ons

ردیف	عنوان	مشخصات هندسی نوک	شعاع کل (m)
۱	هندسه‌ی پایه‌ی پره توربین	بدون افزونه نوک	۵/۵۳۲
۲	نوک باریک‌شونده	افزونه با طول ۰/۲ m و نسبت باریک شوندگی ۰/۳	۵/۷۳۲
۳	شارکتیپ	شعاع قطاع دایره ۰/۴ m، طول امتداد قطاع ۰/۰۲ m و زاویه ۷۵ درجه	۵/۹۲۴
۴	بالچه سطح مکش ۱	طول اولیه ۰/۰۲ m، شعاع ۰/۱ m، طول ثانویه ۰/۲ m و زاویه شیب ۶۰ درجه	۵/۷۴۳
۵	بالچه سطح فشار ۱	طول اولیه ۰/۰۲ m، شعاع ۰/۱ m، طول ثانویه ۰/۲ m و زاویه شیب ۶۰ درجه	۵/۷۴۳
۶	بالچه سطح مکش ۲ (با زاویه عقبگرد[1])	طول اولیه ۰/۰۵ m، شعاع ۰/۲ m، طول ثانویه ۰/۱ m و زاویه شیب ۶۰ درجه فاصله‌ی آفست عقبگرد نوک نسبت به ریشه ۰/۳۵ m	۵/۸۰۵
۷	بالچه سطح فشار ۲ (با زاویه عقبگرد)	طول اولیه ۰/۰۵ m، شعاع ۰/۲ m، طول ثانویه ۰/۱ m و زاویه شیب ۶۰ درجه فاصله‌ی آفست عقبگرد نوک نسبت به ریشه ۰/۳۵ m	۵/۸۰۵
۸	نوک امتداد یافته	امتداد پره‌ی اصلی به طول ۰/۲۷۳ m	۵/۸۰۵

شده در هندسه‌های شارکتیپ[1] و بالچه را نمایش می‌دهد.

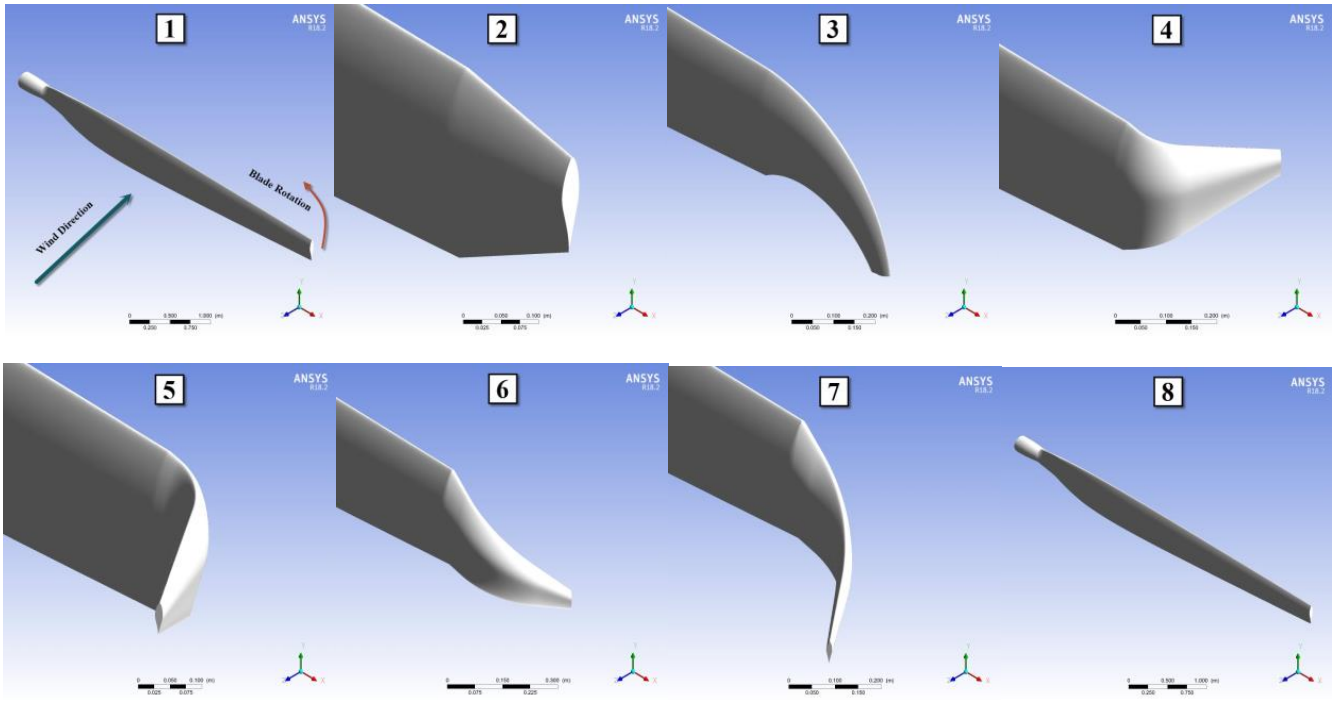
لازم به ذکر است که بالچه‌های سطح فشار، به سوی سطح فشار پره یعنی بالا دست جریان بوده، و بالچه‌های سطح مکش به سمت پایین دست جریان می‌باشند.

۵- بررسی نتایج

پس از انجام شبیه‌سازی به منظور بررسی هندسه‌های مختلف، کانتور فشار هر یک از آن‌ها رسم گردید. به منظور مشاهده‌ی اثر نوک پره بر توزیع فشار، کانتورها در مقطع موازی جهت جریان (جهت وزش باد در $-Z$) رسم شدند تا اختلاف فشار بین صفحه‌ی فشار (صفحه‌ای که جریان از بالادست به آن برخورد می‌کند) و صفحه‌ی مکش (صفحه‌ای که به سمت پایین دست جریان قرار دارد) و همچنین وضعیت گرادیان فشار در نوک پره قابل مشاهده باشد. صفحه‌ی مذکور روی خط ۰/۳ وتر بال‌واره پره رسم شده است. کانتورهای فشار پیمانه‌ای در شکل ۹ قابل مشاهده هستند.

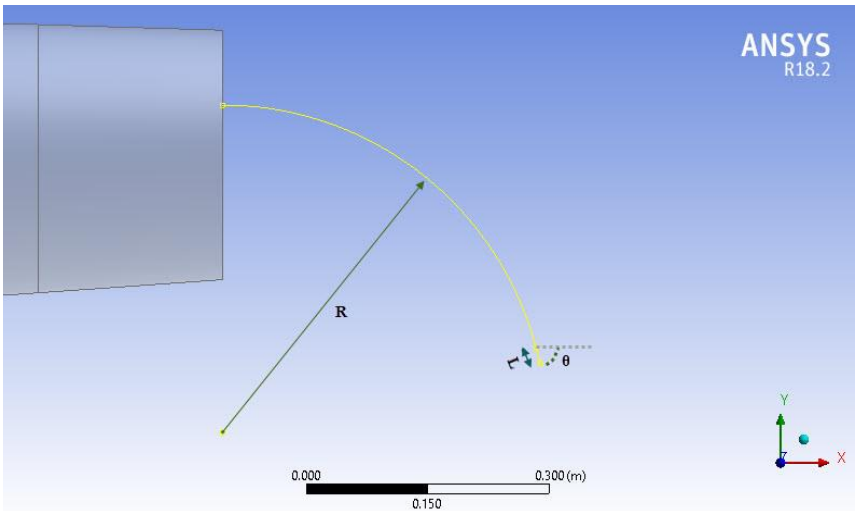
کانتور۱ در شکل ۹ نشان‌دهنده‌ی فشار پیمانه‌ای روی هندسه‌ی پره مبناست. همانطور که مشاهده می‌شود، در بالادست پره ناحیه‌ی پرفشار با فشار پیمانه‌ای مثبت (قرمز رنگ) و در پایین دست جریان

1 SharkTip



شکل ۶ . شمای هندسه‌های ۱ تا ۸

Fig. 6. Geometries 1 to 8

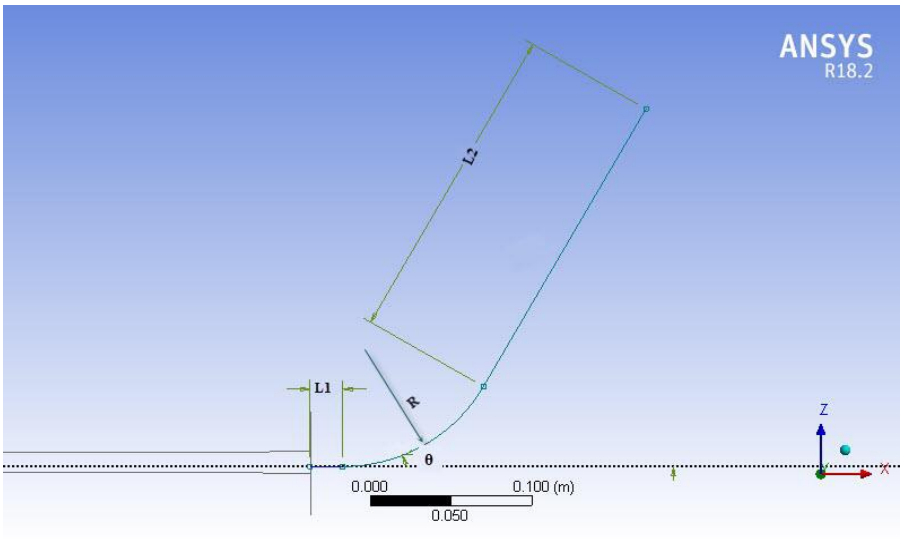


شکل ۷. پارامترهای هندسی شارکتیپ(R شعاع قطاع دایره و L طول امتداد قطاع و θ زاویه امتداد قطاع می‌باشد)

Fig. 7. Geometric parameters of the Sharktip (R is the circular sector radius, L is the length of extended line, and θ is the angle of extended line)

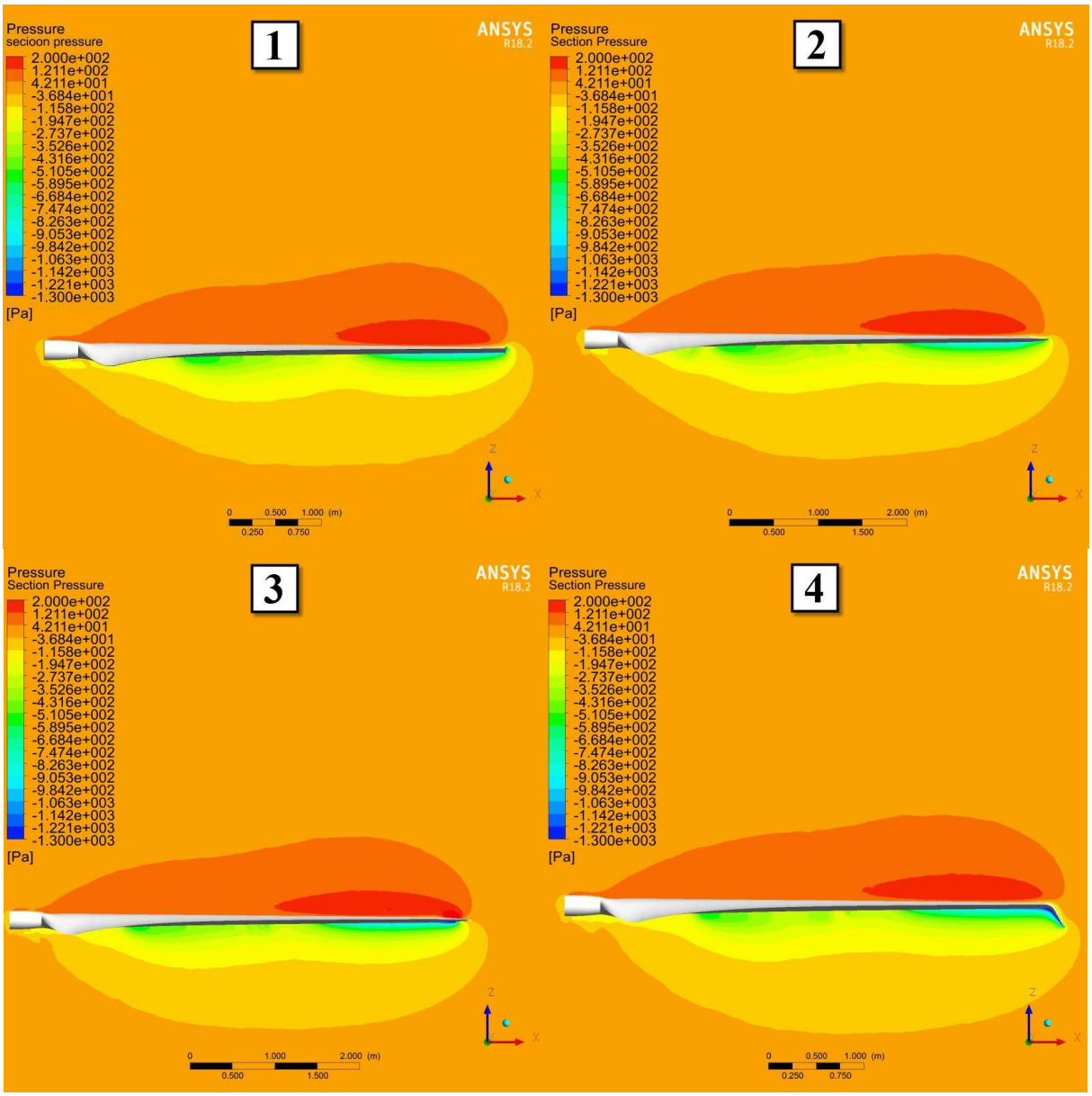
صفحه‌ی مکش با فشار پیمانه‌ای منفی (زرد رنگ) قرار دارد. با افزایش شعاع پره، اختلاف فشار به دلیل افزایش خطی سرعت جریان دورانی با رابطه‌ی $r\omega$ افزایش می‌یابد، تا آن که به نزدیکی نوک پره می‌رسد. در ناحیه‌ی نزدیک نوک پره، به دلیل گردابه‌های نوک و اختلاط جریان صفحه‌ی فشار با صفحه‌ی مکش، همزمان با افزایش فشار پیمانه‌ای در صفحه‌ی مکش، فشار پیمانه‌ای در صفحه‌ی فشار به تدریج کاهش می‌یابد، تا این که در ناحیه‌ی بسیار نزدیک به نوک در صفحه‌ی بالایی فشار پیمانه‌ای منفی مشاهده می‌گردد که علت آن همان گردابه‌های نوک پره می‌باشند. رفتار کاملا مشابهی در هندسه‌ی ۸ که نوک افزوده‌ی آن امتداد مشابه پره‌ی مبناست نیز مشاهده می‌گردد.

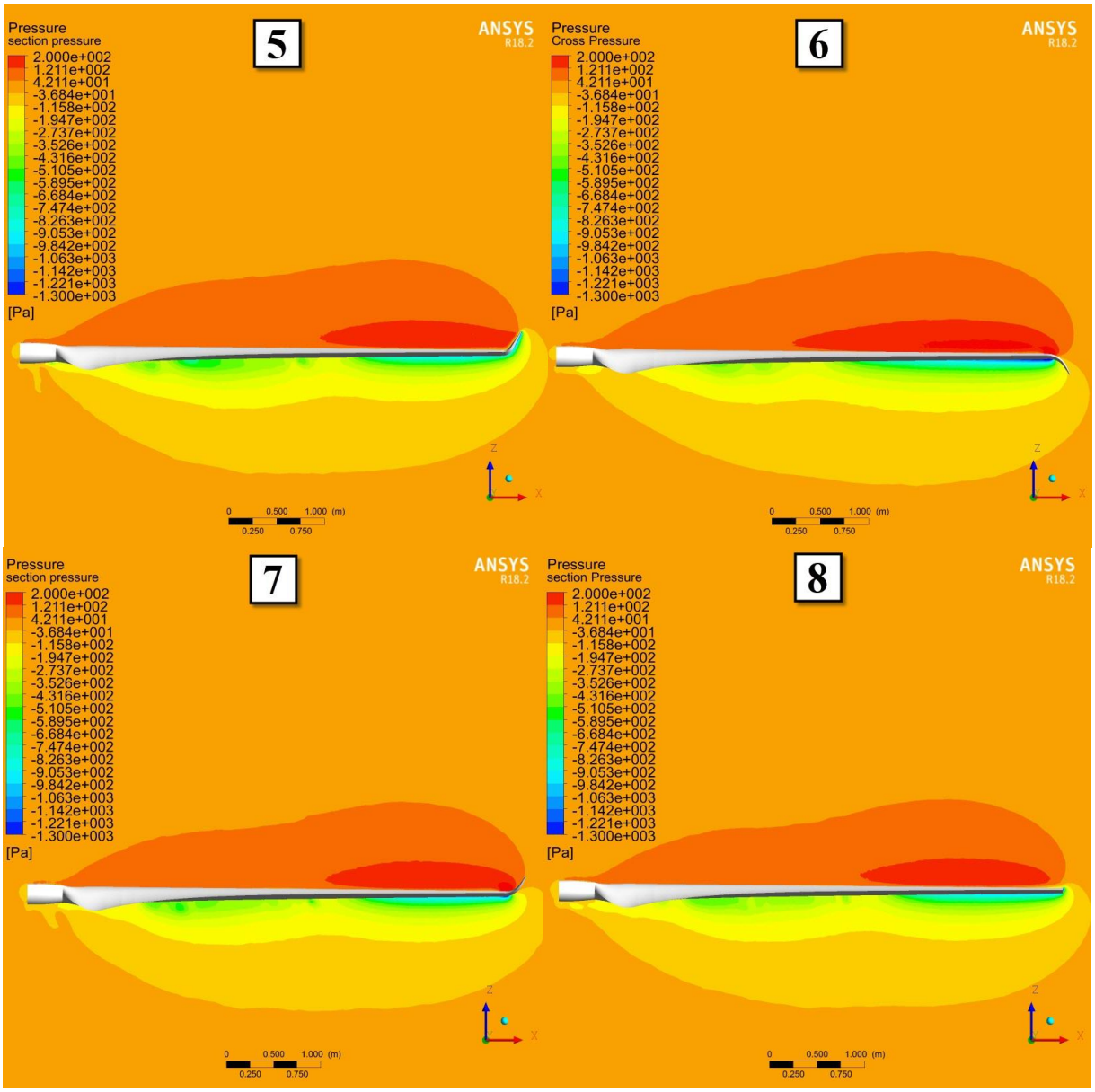
پدیده‌ی مذکور و اختلاط جریان و گردابه‌های حاصله در نوک پره، گشتاور تولیدی و همچنین راندمان آئرودینامیکی پره‌ی توربین



شکل ۸. پارامترهای هندسی بالچه (R شعاع، L1 طول اولیه، L2 طول ثانویه و θ زاویه شیب می‌باشد)

Fig. 8. Geometric parameters of the winglet (R is the radius, L1& L2 are the lengths of initial and second lines, and θ is the angle of extended line)





شکل ۹ . کانتور فشار هندسه‌های ۱ تا ۸

Fig. 9. Pressure contours of geometries 1 to 8

را کاهش می‌دهد. یک هدف مهم افزونه‌ی نوک پره آن است که این پدیده و گردابه‌های نوک پره را به حداقل رساند تا راندمان آئرودینامیکی پره افزایش یابد.

کانتور شماره‌ی ۲ در شکل ۹ نشان‌دهنده‌ی هندسه‌ی ۲ یعنی پره با نوک باریک‌شونده است. کانتور فشار این هندسه، نشان‌دهنده‌ی پدیده‌هایی مشابه هندسه‌ی ۱ است و بهبود قابل توجهی در کانتور فشار در بخش نوک مشاهده نمی‌شود. با توجه به این مطلب، انتظار می‌رود این هندسه بهبود آئرودینامیکی قابل توجهی ایجاد ننماید.

کانتور شماره‌ی ۳ در شکل ۹ مربوط به هندسه‌ی ۳ با نوک شارکتیپ است. نوک پره‌ی مذکور به صورت دوبعدی در صفحه‌ی xy و در خلاف جهت دوران پره‌ی توربین خم شده است. کانتور فشار این هندسه نشان‌دهنده‌ی آن است که افت فشار در نزدیکی پره در صفحه‌ی فشار، نسبت به هندسه‌ی مبنا کاهش یافته و این بدین معناست که این هندسه گردابه‌های نوک پره و اختلاط جریان در نوک پره را کاهش داده است. حفظ اختلاف جریان در دو سمت پره در ناحیه‌ی نوک نیز نویدبخش افزایش برآ، گشتاور و راندمان آئرودینامیکی است.

کانتورهای شماره ۴ و ۶ در شکل ۹، نشان‌دهنده‌ی توزیع فشار در

جدول ۴ . نتایج گشتاور و توان هندسه‌های مورد بررسی

Table 4. Results of torque and output powers on geometries 1 to 8

ردیف	عنوان	شعاع کل (m)	گشتاور کل (N.m)	توان کل (W)	درصد افزایش توان نسبت به پره‌ی مبنا
۱	هندسه‌ی پایه‌ی پره توربین	۵/۵۳۲	۱۲۳۵/۷	۹۳۱۷	٪۰
۲	نوک باریک‌شونده	۵/۷۳۲	۱۲۳۴	۹۳۰۴/۴	-٪۰/۱۴
۳	شارکتیپ	۵/۹۲۴	۱۲۸۹	۹۷۱۹/۱	٪۴/۳۲
۴	بالچه سطح مکش ۱	۵/۷۴۳	۱۳۰۰/۳	۹۸۰۴	٪۵/۲۳
۵	بالچه سطح فشار ۱	۵/۷۴۳	۱۳۵۴/۳	۱۰۲۱۱/۳	٪۹/۶۰
۶	بالچه سطح مکش ۲ (با زاویه عقبگرد[۱])	۵/۸۰۵	۱۳۸۲/۳	۱۰۴۲۲/۵	٪۱۱/۸۷
۷	بالچه سطح فشار ۲ (با زاویه عقبگرد)	۵/۸۰۵	۱۳۹۹/۴	۱۰۵۵۱/۲	٪۱۳/۲۵
۸	نوک امتداد یافته	۵/۸۰۵	۱۳۴۹/۱	۱۰۱۷۲/۱	٪۹/۱۸

بالچه‌های سطح مکش ۱ و ۲ هستند، که بالچه‌ی سطح مکش ۱ بدون زاویه‌ی عقبگرد بوده و بالچه‌ی ۲ دارای زاویه‌ی عقبگرد بوده و مرکز نوک آن از محور پره (۰/۳ وتر مقاطع) به اندازه‌ی ۰/m۳۵ انحراف به سمت عکس جهت چرخش پره دارد. همانطور که مشاهده می‌شود، بالچه‌ی سطح مکش ۱، تا حد اندکی از اختلاط جریان در نوک پره جلوگیری نموده، اما علی رغم حفظ فشار منفی در صفحه‌ی مکش، در صفحه‌ی فشار موفق به حفظ فشار مثبت در انتهای نوک پره نشده است، که این موضوع بدین معناست که این هندسه احتمالا بهبود چشمگیری در توان تولیدی توربین ایجاد نمی‌نماید. با این وجود هندسه‌ی ۶ در مقایسه با هندسه‌ی ۴ عملکرد بهتری داشته و توانسته است از گردابه‌های نوک پره بکاهد هرچند مقایسه‌ی آن با هندسه‌ی ۷ در نشانگر برتری هندسه‌ی ۷ نسبت به آن می‌باشد.

کانتورهای شماره ۵ و ۷ از شکل ۹، مربوط به بالچه‌های سطح فشار ۱ و ۲ هستند. همانطور که در مقایسه با سایر هندسه‌ها مشخص می‌گردد، این دو هندسه از توانایی بسیار خوبی در کاهش گردابه‌های نوک و کاهش اختلاط جریان در آن ناحیه برخوردارند و موجب افزایش راندمان توربین می‌شوند. جدول ۴، نشان‌دهنده‌ی نتایج گشتاور حاصله در شبیه‌سازی انجام شده برای هندسه‌های مختلف افزونه‌های نوک پره است. با توجه به ثابت بودن سرعت دورانی توربین، توان کل توربین با استفاده از گشتاور تولیدی با معادله‌ی زیر محاسبه می‌گردد:

$$P_t = \tau\omega \qquad (۵)$$

که در آن τ گشتاور پره و ω دور آن است که برای این توربین دور ثابت و در حدود ۷/۵۴ rad/s می‌باشد.

توان تولیدی پره‌ها با افزونه‌های مختلف نوک پره و درصد افزایش توان نسبت به پره‌ی مبنا نیز در جدول ۴ ارائه شده است.

درجدول ۴، هندسه‌ی شماره‌ی۱ همان پره‌ی اصلی مبنا بدون افزونه است که درصد افزایش توان در هندسه های دیگر نسبت به این پره محاسبه می‌گردد. بررسی هندسه‌ی شماره‌ی ۲ یعنی پره با افزونه نوک باریک‌شونده، نشان می‌دهد که این افزونه پره ضعف‌ترین عملکرد را در میان همه‌ی پره‌های موجود داشته و علی رغم افزایش طول ۲۰ سانتی متری، نه تنها توان تولیدی را افزایش نداده بلکه آن را به مقدار جزئی کاهش می‌دهد. این عملکرد نامطلوب در بررسی کانتور فشار این پره نیز مشاهده شده بود.

در بررسی هندسه‌ی۳ یعنی پره با افزونه نوک شارکتیپ مشاهده

می‌شود که افزونه این پره در میان سایر هندسه‌ها درصد افزایش توان پایینی دارد. این پره با وجود داشتن بیشترین شعاع بین همه‌ی پره‌ها، در توان آئرودینامیکی تولید در بین ۸ پره در رتبه‌ی ششم قرار می‌گیرد و در مقایسه با پره‌ی مبنا، با وجود افزایش ۷٪ شعاع، توان آئرودینامیکی آن تنها ۴٪ افزایش یافته که این موضوع نشان‌دهنده‌ی عملکرد ضعیف آئرودینامیکی این پره است.

از مقایسه‌ی هندسه‌های ۴ و ۵ یعنی افزونه بالچه‌ی سطح مکش۱ و افزونه بالچه‌ی سطح فشار۱ که شعاع یکسانی دارند، مشاهده می‌کنیم که درصد افزایش توان در بالچه‌ی سطح فشار۱ حدود ۴٪ بالاتر از بالچه‌ی سطح مکش۱ می‌باشد که این تفاوت عملکرد در بررسی کانتورهای فشار نیز مشاهده شده بود. این موضوع در هندسه‌های هم شعاع ۶ و ۷ نیز مشاهده می‌گردد، به گونه‌ای که درصد افزایش توان بالچه‌ی سطح فشار۲ حدود ۱/۵٪ بالاتر از بالچه‌ی سطح مکش۲ است و این بالچه توان آئرودینامیک بیشتری تولید می‌نماید. تفاوت عملکردی این دو پره نیز در کانتورهای فشار قابل تشخیص است.

در مقایسه‌ی ۳ پره‌ی هم شعاع، یعنی هندسه‌های ۶، ۷ و ۸ (بالچه‌ی سطح مکش۲، بالچه‌ی سطح فشار۲، و نوک امتداد یافته)، مشاهده می‌گردد که با جایگزینی افزونه‌ی پره‌ی عادی امتداد یافته با افزونه‌ی بالچه‌ها، با ثابت نگه داشتن شعاع کل پره می‌توان توان آئرودینامیکی را به میزان ۲/۷٪با بالچه‌ی سطح مکش۲، و ۴/۱٪ با بالچه‌ی سطح فشار ۲ افزایش داد.

در ادامه، برای آشکارسازی وضعیت گردابه‌ها حول پره‌ی توربین، از معیار Q [1] استفاده نمودیم. معیار Q یک شاخص توربولانسی جریان است که یکی از کاربردهای آن تصویرسازی گردابه‌های جریان می‌باشد. این معیار با معادله‌ی زیر تعریف می‌گردد [۱۷]:

$$Q = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) \qquad (۶)$$

که در آن دو پارامتر Sij و ijΩ به شرح زیر از مشتقات سرعت به دست می آیند:

$$S_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \qquad (۷)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \qquad (۸)$$

برای مشاهده‌ی دنباله‌های جریان، سطوح هم مقدار[2] با معیار Q برابر با ۰/۵، برای ۸ هندسه رسم گردید که در شکل ۱۰ ارائه شده است.

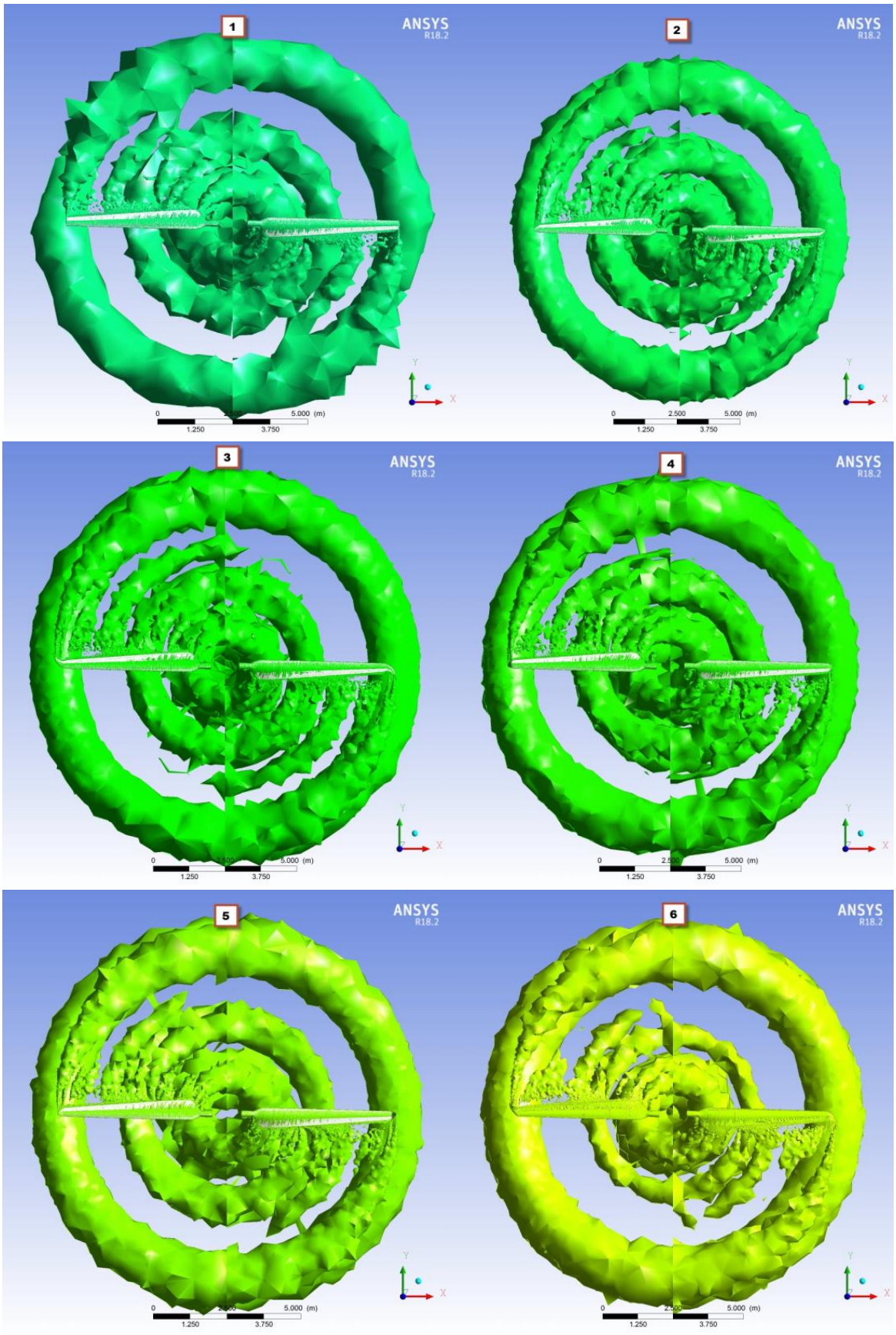
همانطور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، گردابه‌های شکل گرفته حول پره‌ی توربین مسیری به شکل حلقه‌های مارپیچ را طی می‌نمایند که حلقه‌های بزرگ و اصلی بیرونی مربوط به گردابه‌های نوک دو پره و حلقه‌های درونی مربوط به جدایش و گردابه‌های تشکیل شده از بدنه‌ی پره است.

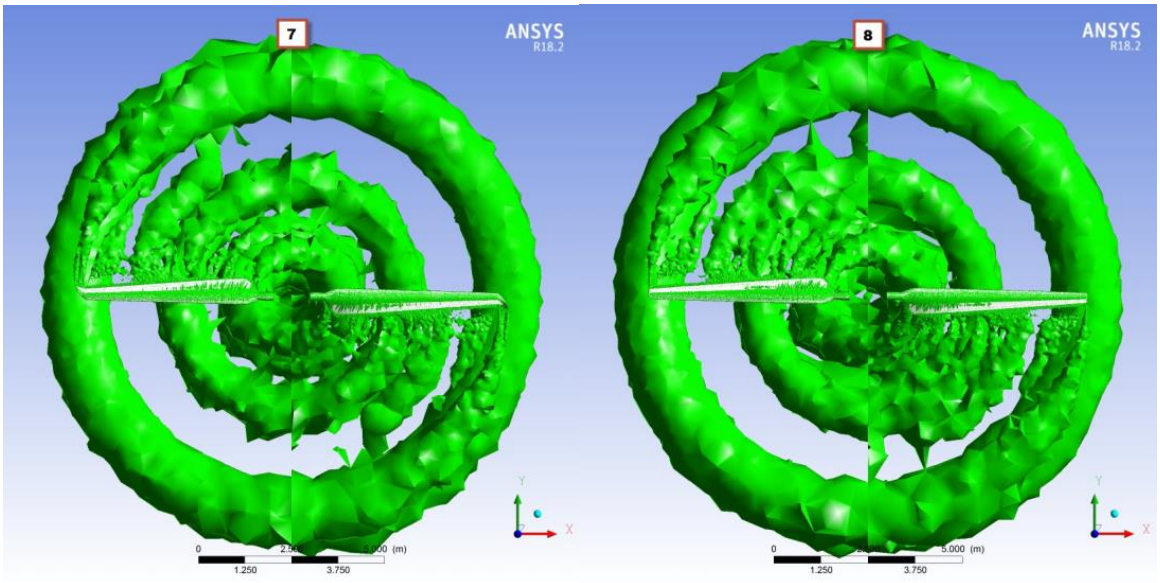
از مقایسه‌ی دنباله‌ی گردابه‌های شکل گرفته در پره‌ی مبنا (هندسه ۱) و و بالچه‌ی سطح فشار (هندسه‌ی۷) مشخص می‌شود که تجمع و قطر حلقه‌های حاصل از گردابه‌های نوک پره کاهش یافته است که این مشاهده مؤید بهبود عملکرد آئرودینامیکی در نوک پره‌ی هندسه‌ی۷ می‌باشد.

با توجه به نکات گفته شده، بررسی نتایج ارائه شده در جدول ۴ نشان می‌دهد که هندسه‌ی شماره‌ی ۷ یعنی پره با افزونه بالچه‌ی سطح فشار، بهترین عملکرد آئرودینامیکی و بیشترین افزایش توان را نسبت به همه‌ی هندسه‌های مورد بررسی دارد. توان تولیدی پره‌ی مجهز به این افزونه ، ۱۳/۲۵٪ بالاتر از هندسه‌ی ۱ یعنی پره‌ی مبنا، و ۱/۴٪ بالاتر از هندسه‌ی ۸ یعنی پره‌ی مبنای افزایش طول یافته‌ی هم شعاع است. این نتیجه بدان معناست که نصب افزونه‌ای از بالچه‌ی سطح فشار۲ بر روی نوک توربین بادی فعلی ان-رل فاز ۶ می‌تواند توان تولیدی آن را به میزان قابل توجهی بهبود دهد. همچنین با مطالعه‌ی جدول ۴، از برتری هندسه‌ی ۵ (بالچه سطح فشار بدون عقبگرد) به هندسه‌ی۴ (بالچه سطح مکش بدون عقبگرد) ، و همچنین برتری هندسه‌ی ۷ (بالچه سطح فشار با عقبگرد) به هندسه‌ی ۶ (بالچه سطح مکش با عقبگرد)، می‌توان نتیجه گیری نمود که در رژیم جریان متناظر با سرعت ۱۰m/s، در توربین بادی ان-رل فاز ۶ ، بالچه‌ی سطح فشار عملکرد بهتری در بهبود توان نسبت به بالچه‌ی سطح مکش ارائه می‌نماید. همچنین از برتری هندسه‌ی ۷ (بالچه سطح فشار با عقبگرد) به هندسه‌ی ۵ (بالچه سطح فشار بدون عقبگرد)، و برتری هندسه‌ی ۶ (بالچه سطح مکش با عقبگرد) به هندسه‌ی

1 Q-Criterion

2 Isosurface


1
ANSYS
R18.2
2
ANSYS
R18.2
3
ANSYS
R18.2
4
ANSYS
R18.2
5
ANSYS
R18.2
6
ANSYS
R18.2



شکل ۱۰ . سطوح هم مقدار Q حول هندسه‌ی ۱ تا ۸

Fig. 10. Isosurface Q-criterion contours of geometries 1 to 8

۴ (بالچه سطح مکش بدون عقبگرد) ، مشاهده می‌شود که زاویه عقبگرد اثر مثبتی بر افزایش توان پره ارائه می‌دهد. ضعف عملکردی در هندسه‌های نوک امتداد یافته و شارکتیپ، در مقایسه با بالچه‌ها، نمایانگر این موضوع است که بالچه به دلیل اثرگذاری بر جریان و کاهش اختلاط جریان کم‌فشار و پرفشار در نوک پره، عملکرد بهتری از شارکتیپ و نوک امتداد یافته به نمایش می‌گذارد.

۶- جمع‌بندی

در این پژوهش به منظور بررسی اثر هندسه‌ی نوک پره‌ی توربین باد بر افزایش توان آن، دینامیک سیالات عددی برای شبیه‌سازی پره و افزونه‌های نوک آن به کار گرفته شد. پره‌ی توربین بادی ان-رل فاز ۶ به عنوان پره مبنای بررسی انتخاب گردید و در گام اول، توان تولیدی پره‌ی مبنا به کمک حل عددی محاسبه گردید و حل انجام شده با نتایج تجربی صحت سنجی شد. پس از آن، ۷ افزونه طراحی و به نوک پره‌ی مبنا اضافه شدند و نتایج حل عددی آن‌ها با پره‌ی مبنا مقایسه شد.

با بررسی این ۸ هندسه، مشاهده شد که افزونه‌ی نوک باریک‌شونده (هندسه‌ی ۲)، تغییر محسوسی در توان تولیدی پره ایجاد نمی‌نماید. افزونه‌ی شارکتیپ (هندسه‌ی۳) نیز در مقایسه با سایر افزونه‌ها، کمترین بهبود را ارائه نمود، اما در مقابل اثربخشی مطلوبی در میان بالچه‌های سطح مکش و سطح فشار مشاهده شد. در میان این ۴ بالچه، بالچه‌های سطح فشار در مقایسه با بالچه‌های سطح مکش با شعاع و زاویه عقبگرد مشابه (هندسه‌ی ۵ در مقابل هندسه‌ی۴ و هندسه‌ی۷ در مقابل هندسه‌ی۶) عملکرد بهتری از خود نشان دادند. از این نتایج می‌توان اینگونه استنباط کرد که برای دستیابی به بهترین عملکرد در نوک پره، بهتر است بالچه‌ی هندسه‌ی نوک به سمت سطح فشار (بالادست جریان باد) طراحی شود. طراحی بالچه‌ی نوک پره به سمت سطح فشار از نظر فنی نیز امکان‌پذیرتر است، چرا که اگر بالچه به سمت سطح مکش طراحی شود، به دلیل امکان برخورد با برج توربین هنگام چرخش با محدودیت ابعاد در طراحی مواجه می‌شود. در بررسی اثر زاویه‌ی عقبگرد بر عملکرد افزونه‌ی نیز، با مقایسه‌ی هندسه‌های ۶ با ۴ و ۷ با ۵، مشخص شد که بالچه با زاویه‌ی عقبگرد عملکرد بهتری نسبت به بالچه‌ی عمود دارد.

در میان این ۷ افزونه، بالچه سطح فشار با زاویه عقبگرد بهترین عملکرد را ارائه داد که اولاً نشان‌دهنده‌ی برتری هندسه‌ی بالچه نسبت به سایر هندسه‌های مورد بررسی است، و دوماً نشانگر اثربخشی زاویه عقبگرد بالچه و تعبیه بالچه به سمت سطح فشار به منظور افزایش توان تولیدی توربین است. شایان توجه است که با اضافه کردن این افزونه‌ی ۲۸ سانتی‌متری به نوک پره‌ی ۵۵۳ سانتی‌متری توربین بادی ان-رل فاز ۶ می‌توان توان تولیدی آن را بیش از ۱۳٪ افزایش داد که

نشان‌دهنده‌ی تاثیر قابل توجه هندسه‌ی نوک پره‌ی توربین بر توان تولیدی آن است.

مراجع

[1] M.M. Hand, D.A. Simms, L.J. Fingersh, D.W. Jager, J.R. Cotrell, Unsteady aerodynamics experiment Phase V: Test configuration and available data campaigns, NREL Technical Report-TP-500-29955, (2001).

[2] D. Simms, S.J. Schreck, M. Hand, L.J. Fingersh, NREL Unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: A comparison of predictions to measurements, NREL Technical Report-Tp-500-29494, (2001).

[3] N.N. Sørensen, J.A. Michelsen, S. Schreck, Navier-Stokes predictions of the NREL phase VI rotor in the NASA Ames 80 ft × 120 ft wind tunnel, Wind Energy, 5 (2002) 151-169.

[4] E.P.N. Duque, M.D. Burklund, W. Johnson, Navier-Stokes and comprehensive analysis performance predictions of the NREL Phase VI experiment, ASME 2003 Wind Energy Symposium, (2003) 43-61.

[5] Y. He, R.K. Agarwal, Shape optimization of NREL S809 airfoil for wind turbine blades using a multi-objective genetic algorithm, International Journal of Aerospace Engineering, 2014 (2014) 1-13.

[6] M. Kaya, M. Elfarra, Optimization of the taper/twist stacking axis location of NREL VI wind turbine rotor blade using neural networks based on computational fluid dynamics analyses, Journal of Solar Energy Engineering, 141 (2019) 1-27.

[7] M.A. Elfarra, N. Sezer-Uzol, I.S. Akmandor, NREL VI rotor blade: numerical investigation and winglet design and optimization using CFD, Wind Energy, 17 (2014) 605-626.

[8] N. Tobin, A. Hamed, L. Chamorro, An experimental study on the effects of winglets on the wake and performance of a model Wind turbine, Energies, 8 (2015) 11955-11972.

[9] J. Johansen, N.N. Sørensen, Aerodynamic investigation of winglets on wind turbine blades using CFD, Risø National Laboratory-R1543, (2006) 1-17.

[10] M. Azizi, A. Jahangirian, Multi-site aerodynamic optimization of wind turbine blades for maximum annual energy production in East Iran, Energy Science & Engineering, (2020) 2169-2186.

[11] J.E. Bardina, P.G. Huang, T.J. Coakley, Turbulence modeling validation, testing, and development, NASA Technical Report-TM-110446, (1997).

[12] M.M. Yelmule, E. Anjuri VSJ, C. Author, CFD predictions of NREL Phase VI Rotor Experiments in NASA/AMES Wind tunnel, International Journal of Renewable Energy Research, 3 (2013) 261-269.

[13] N. Zeynali Khameneh, M. Tadjfar, Improvement of wind turbine efficiency by using synthetic jets, ASME 3rd Symposium on the Fluid Dynamics of Wind Energy, (2016) 1-5.

[14] E. Ferrer, X. Munduate, Wind turbine blade tip comparison using CFD, Journal of Physics: Conference Series, 75(1) (2007) 1-10.

[15] R. Giridhar, Prediction of aerodynamic noise generated by wind turbine blades, M.Sc Thesis-University of Kansas, (2016).

[16] K.G.V. Ramachandran, An aeroacoustic analyses of wind turbines, M.Sc Thesis-Ohio State University, (2011).

[17] M. Ghasemian, A. Nejat, Aerodynamic noise prediction of a horizontal axis wind turbine using improved delayed detached eddy simulation and acoustic analogy, Energy Conversion and Management, 99 (2015) 210-220.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

A. Rouhollahi, A. Jahangirian, M. Heidari Soreshjani, a Numerical Investigation on the Effect of Blade Tip Shapes on Power Generation of a Horizontal Axis Wind Turbine, Amirkabir J. Mech. Eng., 53(5) (2021) 2791-2806.

DOI: 10.22060/mej.2021.17491.6647