



بهبود عملکرد آیرودینامیکی یک توربین بادی با جت دمشی و بهینه سازی گشتاور تولید شده با استفاده از روش تاگوچی^۱

مرتضی محمدی^۱، محمد جواد مغربی^{۲*}

^۱دکتر، مهندسی هوا و فضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، خراسان رضوی، ایران
^۲استاد، دکترا مهندسی هوا و فضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، خراسان رضوی، ایران
 تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۱/۱۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۵/۰۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۲۱

چکیده

بهبود جدایش جریان اطراف توربین بادی محور افقی فاز ششم^۲ با تعبیه جت هوا بررسی شد. با استفاده از روش تاگوچی و با بهره گیری از پارامترهای کنترلی، ترکیب‌های بهینه و سطح اهمیت پارامترها در افزایش تولید گشتاور با استفاده از تجزیه و تحلیل نسبت سیگنال به نویز^۳ و واریانس^۴ به دست آمدند و گشتاورها بهینه شدند. مشخص شد که میزان اهمیت پارامترها بر افزایش گشتاور به ترتیب اهمیت شامل نسبت سرعت، موقعیت وتر و موقعیت طولی است. در این راستا توربینی شامل دوازده جت به عرض ۰/۰۴ وتر محلی در موقعیت‌های وتری ۰/۱-۰/۳-۰/۵ و ۰/۷ با نرم افزار فلونت ۱۸/۲ و مدل آشفتگی k ω -SST شبیه سازی و حل عددی انجام شد. مکان‌های طولی شامل سه قسمت بیرونی، میانی و داخلی هستند. نسبت‌های سرعت برای جت خروجی برابر ۰/۱۲، ۰/۲/۴، ۰/۲/۸ و ۳/۲ می‌باشند. نتایج نشان دادند، تغییرات گشتاور وابسته به تغییر در پارامترهایی بی بعد نظیر نسبت سرعت جت^۵، موقعیت وتر و موقعیت طولی است. اثرات آیرودینامیکی جت دوتایی، سه تایی و چهارتایی با جت تکی مقایسه و افزایش گشتاور به واسطه بهبود الگوی جریان در اثر اتصال مجدد جریان جدا شده از سطح تیغه علی الخصوص در قسمت نوک تیغه ملاحظه گردید. جت‌های بیرونی بر افزایش گشتاور تأثیر گذارتر بودند و در بهترین حالت، گشتاور تولید شده به واسطه جت T1 به میزان ۱۳۲٪ یعنی بیش از دو برابر افزایش یافت و به عنوان اوج افزایش گشتاور گزارش شد.

کلمات کلیدی: آیرودینامیک توربین بادی؛ جت هوا؛ تاگوچی؛ آنالیز واریانس.

Improvement aerodynamic performance of a wind turbine using air jet vortex generator and Taguchi optimization.

M. Mohammadi¹, M. Maghrebi^{2*}

² Prof., Ferdowsi University., Mashhad, Iran

¹ Ph.D., Ferdowsi University., Mashhad, Iran

Abstract

Improvement of flow separation around the horizontal axis of the sixth phase wind turbine was investigated by installing air jets. Using Taguchi method and using control parameters, the optimal combinations, and the level of importance of the parameters in increasing torque production were obtained by analyzing the signal-to-noise ratio and variance, and the torques were optimized. It was found that the importance of the parameters on increasing the torque includes the ratio of speed, chord position and longitudinal position, respectively. So a turbine consisting of twelve jets with a width of 0.04 local chord was simulated and numerically solved in the chord positions of 0.1-0.3-0.5 and 0.7 with Fluent software 18.2 and k ω -SST turbulence model. Longitudinal places consist of three parts: outer, middle and inner. The velocity ratios for the output jet are 0.2, 1.2, 2.2, 2.8 and 3.2. The results showed that torque changes are dependent on changes in dimensionless parameters such as jet velocity ratio, chord position and longitudinal position. The aerodynamic effects of double, triple and quadruple jets were compared with single jets and the increase in torque was observed due to the improvement of the flow pattern due to the reconnection of the current separated from the blade surface, especially at the blade tip. Exterior jets were more effective in increasing torque, and at best, the torque produced by the T1 jet increased by 132%, or more than double, and was reported as the peak of torque increase.

Keywords: wind turbine aerodynamics; AJVG; Taguchi; ANOVA.

⁴ Analysis of Variance (ANOVA)

⁵ Velocity ratio (VR)

¹ Taguchi

² NREL PHASE VI HORIZONTAL AXIS WIND TURBINE (HAWT)

³ SIGNAL TO NOISE

۱- مقدمه

از زمان بحران انرژی در سال ۱۹۷۳ و به دلیل محدودیت‌های انرژی فسیلی و افزایش آلودگی محیط‌زیست، توربین‌های بادی محور افقی به‌طور گسترده‌ای برای تولید انرژی پاک باد استفاده شده‌اند. جریان جدا شده نزدیک توربین می‌تواند با دستگاه‌های کنترل جریان فعال و غیرفعال^۱ بهبود یابد. این دستگاه‌های فعال و غیرفعال شامل فلپ‌ها، جت‌های مصنوعی^۲، جت هوای گردابه ساز^۳، دمش و مکش، میکرو تب‌ها^۴ و غیره می‌باشند. خانواده جت‌ها مزایای زیادی از جمله حوزه کنترل وسیع، فاصله نفوذ^۵ و زاویه قابل تنظیم گردابه توسط تغییر جریان و غیره دارند [۱]. مقایسه توانایی چندین ابزار کنترل هوشمند آیرودینامیکی برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی روتور در مرجع [۲] انجام شده و جت‌های هوایی به‌عنوان دستگاه‌های قابل قبولی در این زمینه گزارش شده‌اند. خانواده جت (جت مصنوعی، جت هوای گردابه ساز، دمش و مکش، جت ضربان دار^۶ و...) به‌عنوان ابزارهایی ارزشمند برای افزایش بهره‌وری یک توربین بادی در امر بهبود کنترل جریان جدایی در نظر گرفته می‌شوند [۳]. یوسفی و صالح [۴] بررسی اثرات دمش در ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که جت با عرض تقریباً ۴ درصد طول وتر منجر به نتیجه بهینه در عملکرد آیرودینامیکی می‌شود. در مطالعه‌ای تأثیر دمش و مکش بر کنترل جدایش جریان با اعداد رینولدز مختلف با تعبیه یک جت دمش و مکش با پهنای ۲/۵ درصد طول وتر هیدرو فویل ناکا ۰۰۱۲ انجام شد. نتایج نشان داد که دمش دور از لبه حمله با زاویه دمش کمتر و مکش عمود بر سطح دور از لبه حمله، ضریب برآ را افزایش می‌دهند [۵]. در مقاله‌ای شبیه‌سازی عددی جریان با عدد ماخ ۰/۴ در زوایای حمله مختلف بررسی و اثر دمش جانبی ثابت بر ضرایب آیرودینامیکی بال یک هواپیمای جنگنده مطالعه شد. نتایج نشان داد که دمش جانبی و به‌موازات لبه حمله بال، مقدار ضریب برآ را در زوایای حمله بالا می‌افزاید و با مقدار ضریب دمش رابطه مستقیم دارد [۶]. در یک بررسی کنترل جریان با مکش بر روی یک استوانه دوبعدی به‌منظور کاهش

نیروی پسا و حذف عوامل نا پایایی و ارتعاشات ناشی از آن مورد مطالعه عددی قرار گرفت. نتایج نشان دادند که با اعمال مکش و ایجاد خلاء نسبی در زیر لایه لزج، پسای کل در حدود ۵۵ درصد کاهش می‌یابد [۷]؛ همچنین تأثیر کنترل جریان در یک کپسول برگشت به جو در ماخ جریان آزاد ۳/۴۸ و به‌وسیله جت محوری خلاف جریان غیر پالسی و پالسی بر عملکرد اثر و ترمودینامیکی بررسی شده است. بررسی نشان داد استفاده از جت می‌تواند منجر به کاهش حدود ۸۰ درصد در ضریب درگ شود [۸]. گراس و فاسل اثر زاویه کجی جت خروجی و نسبت دمش را بر جت‌های گردابه ساز پالسی برای یک ایرفویل S۸۲۲ مطالعه کردند. نتایج نشان می‌دهد که مهم‌ترین پارامترها برای کنترل جدایش لایه مرزی نسبت دمش و فرکانس هستند [۹].

ابراهیمی و موحدی [۱۰] محرک پلاسمایی را در یک توربین بادی ۵ مگاواتی بررسی و تأثیر آن بر قدرت خروجی را مورد کاوش قرار دادند. مشخص شد که استفاده هم‌زمان از چند دی الکتریک تخلیه بار الکتریکی^۷ بر عملکرد آیرودینامیکی مؤثر بوده و منجر به افزایش بیشتر گشتاور تا ۰/۸۵٪ می‌شود.

به‌عنوان یکی از کارهای پیشگام، الیور^۸ اثرات استفاده از ردیف‌های جت هوای گردابه ساز با ضخامت ۱۰٪ طول وتر را روی یک توربین بادی بررسی نمود. مطالعه مذکور تأثیر مطلوب جت گردابه ساز را در کنترل جریان جدا شده اثبات می‌کند [۱۱]. تأثیر پارامترهای مختلف جت گردابه ساز از جمله قطر بر ناحیه جدایش توسط زوایای^۹ مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت. قطر متناسب با ضخامت لایه مرزی منجر به کاهش قابل توجهی در وسعت منطقه جدایش جریان شد و طراحی جدیدی از جت هوایی گردابه ساز را برای کنترل بیشتر جدایش جریان پیشنهاد شد [۱۲]. تحقیقی برای زاویه حمله‌های بزرگ یک توربین بادی محور عمودی^{۱۰} دارای جت مصنوعی انجام شد، نتایج بیان گر این بود که جت مصنوعی ایمنی توربین و سروصدا را به‌واسطه بهبود آیرودینامیکی جریان از طریق کنترل جدایش به‌طور مؤثری بهبود می‌بخشد [۱۳]

⁷ Dielectric Barrier Discharge (DBD)

⁸ Oliver

⁹ Szwaba

¹⁰ Vertical axis wind turbine

¹ Active and passive

² synthetic jets

³ Air jet vortex generator

⁴ microtabs

⁵ extensive device control, infiltration distance

⁶ PULSATIVE

شش مربوطه را مورد مطالعه قرار دادند. یافته‌ها نشان داد که شیار می‌تواند نقطه جدایش جریان را از موقعیت وتری ۰/۴۷ به موقعیت وتری ۰/۶۷ جابجا کرده و همچنین ضریب برا را تا ۵۲ درصد افزایش دهد و برای کلی تیغه را نیز زیاد کند [۲۰]. صادقی و همکارانش تأثیر پیاده‌سازی دیمپل‌ها یا فرورفتگی‌ها را جهت انتخاب بهتر تیغه‌های دارای دیمپل برای کنترل جدایش در یک توربین بادی محور افقی را انجام دادند. نتایج نشان می‌دهند که دیمپل‌ها می‌توانند موجب افزایش تولید توان تا حدود ۱۶ درصد شوند [۲۱]. در مطالعه‌ای دیگر، سرکان [۲۲] به بررسی کاربرد اسلات‌ها^۴ در یک ایرفویل منعطف با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی^۵ پرداخته است. در مقاله مذکور بهبود ۱۶ درصدی ویژگی‌های ایرودینامیکی ایرفویل بدون هیچ تغییری در مقدار واماندگی مشاهده شد. وانگ و همکاران [۲۳] بهینه‌سازی عملکرد ایرودینامیکی، طراحی و بهبود عمر یک توربین بادی را با لبه سینوسی و روش تاگوچی در نظر گرفتند. پارامترهای انتخابی روش تاگوچی لبه سینوسی و زاویه مارپیچ می‌باشند. نتایج نشان می‌دهد که جداسازی جریان و نوسانات گشتاور با حصول یک ترکیب بهینه حاصل می‌شود و توان خروجی از توربین بادی بهینه‌شده در مقایسه با مدل پایه ۱۸/۳ درصد افزایش و تراست به‌طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. در مقام مقایسه با کار انجام‌شده مقاله مذکور با مقاله حاضر تفاوت‌های ذیل محرز است. مقاله وانگ در مورد به‌کارگیری ابزار کنترل جریان غیرفعال لبه حمله سینوسی با پارامترهای طول موج و زاویه مارپیچ برای توربین بادی محور عمودی است، ولی مقاله حاضر به بررسی کنترل جریان غیرفعال از طریق دمش با متغیرهای بی‌بعد هندسی موقعیت و اندازه جت و نسبت سرعت در توربین بادی محور افقی می‌پردازد.

مروری بر مقالات نشان می‌دهد که تقریباً هیچ مطالعه‌ای در مورد شبیه‌سازی سه‌بعدی جت گردابه ساز چندتایی در کنترل جدایش واماندگی جریان تیغه فاز شش با روش‌های عددی وجود نداشته و بندرت در مورد موضوع ذکر شده کار شده است. نکته متمایزکننده این پژوهش و نوآوری اصلی این مقاله را می‌توان شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان اطراف توربین بادی محور افقی فاز ششم با استفاده از CFD، تعبیه جت‌های ابتکاری

در تحقیقی که توسط وانگ و همکاران انجام شد، عملکرد ایرودینامیکی ایرفویل s809 در زاویه حمله‌های مختلف با و بدون گردابه ساز در چینش‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در شرایط ایده آل، قدرت تولیدشده توسط توربین بادی با مولدهای گردابه دوتایی تا ۹۶/۴۸٪ افزایش یافت [۱۴].

در یک مقاله مجزا وانگ و همکارانش یک میکرو سیلندر با قطر و موقعیت‌های مختلف را در لبه حمله تیغه توربین بادی فاز شش دارای زاویه حمله زیاد تعبیه نمودند. یافته‌های حاصل از این تحقیق در شرایط مختلف واماندگی پیشنهاد می‌کند که میکرو سیلندر مناسب می‌تواند به طرز خوبی جدایش جریان را از بین برده و عملکرد ایرودینامیکی را تا ۳/۲۷٪ افزایش دهد [۱۵]. محمد مشفق و همکاران ویژگی‌های یک روش کنترل جریان غیرفعال را بر روی عملکرد ایرودینامیکی توربین بادی فاز ۶ شکاف دار بررسی کردند. نتایج حاصل از این تحقیق آشکار نمود که برای یک جریان متصل بدون جدایش، گشتاور به‌شدت به مکان شکاف تیغه و زاویه جریان تزریق شده وابسته است [۱۶]. اثرات موقعیت مکانی طولی و ارتفاع در موقعیت وتری ۹۵٪ برای میکرو تب‌های مستقر در سطح تیغه فاز ششم به‌صورت حل عددی توسط ابراهیمی و موحدی بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که قرار گرفتن دستگاه در بخش بیرونی تیغه (سمت نوک) تأثیر مضاعفی نسبت به بخش داخلی در تولید گشتاور ایرودینامیکی روتور ایفا می‌کند و در بهترین حالت افزایش توان ۱۷٪ مشهود بود [۱۷]. وانگ و همکاران دو پیکربندی متفاوت از گورنی فلپ^۱ را در بخش داخلی یک توربین بادی محور افقی در موقعیت وتری ۸۵٪ و تر اعمال نمودند. گورنی فلپ‌های بخش داخلی نزدیک به ریشه تیغه، مقادیر رانش و گشتاور را روی تیغه افزایش دادند. چنین مشاهده شد که ضرایب توان روتور در یک نسبت سرعت نوک مشخص تا ۲۱٪ افزایش یافت [۱۸]. گوکیانگ و همکاران به‌طور تجربی کنترل واماندگی یک توربین بادی را توسط عملگرهای پلاسمای مورد مطالعه قرار دادند. این مطالعه توانایی عملگر پلاسمایی را در کنترل واماندگی دینامیکی و بهبود ضریب برا متوسط را تا ۷/۱ درصد تأیید کرد [۱۹]. وانگ و دیگران اثرات پارامترهای هندسی شیار^۲ بر عملکرد ایرودینامیکی ایرفویل s809 و تیغه توربین بادی محور افقی فاز

⁴ slots⁵ Computational Fluid Dynamic (CFD)¹ Gurney flap² slats³ dimples

مقاله روش تاگوچی را به طور خاص در مورد آیرودینامیک توربین بادی مورد مطالعه قرار داده‌اند [۳۶-۳۸] و [۲۳].

جدول ۱- فاکتورها و سطوح مختلف بهینه‌سازی تاگوچی

| Level | A. موقعیت وتری، x/c | B. نسبت سرعت | C. موقعیت | |
|-------|------------------------|-----------------|--|--|
| | | | طولی ۲- داخلی (۱- ۳- میانی (بیرونی) | |
| ۱ | ۰/۳ | ۱/۲ | ۱ | |
| ۲ | ۰/۵ | ۲ | ۲ | |
| ۳ | ۰/۷ | ۲/۸ | ۳ | |

در این مقاله، از روش معرفی شده تاگوچی برای بهینه سازی پارامترهای کنترل جت جهت دستیابی به کنترل بهتر جریان جدا شده تیغه های توربین بادی محور افقی در شرایط واماندگی استفاده شده است. جدول ۱ مشخصات آزمایش‌هایی که باید در هر مرحله انجام شود را فهرست می‌کند. همان‌طور که در جدول ۱ نشان داده شده است، در مطالعه حاضر سه فاکتور طراحی ۱- مکان وتری ۲- نسبت سرعت جت ۳- موقعیت طولی و سه سطح برای هر یک از این فاکتورهای طراحی در نظر گرفته شده است. علاوه بر این به منظور بررسی نحوه اثر کنترل جریان تیغه، یک طرح آزمایشی با توجه به هر عامل و با در نظر گرفتن سطح عامل مربوطه انتخاب و از طریق جدول ۲ متعامد با چینش (L9 (33) در جدول قرار داده شده‌اند. جدول ۲ نشان می‌دهد که برای هر پارامتر می‌توان سه سطح را به صورت ۹ شبیه‌سازی در نظر گرفت؛ همچنین میزان گشتاور به‌عنوان یک شاخص ارزیابی برای قضاوت در مورد اثر کنترل جریان در نظر گرفته می‌شود. نتایج و شرایط مربوط به هر آزمایش در جدول ۲ آورده شده است.

بهدف کنترل جدایش جریان و استفاده از روش طراحی آزمایش تاگوچی در معین کردن میزان اهمیت پارامترهای افزایش‌دهنده گشتاور تولیدی برشمرد. در تحقیقات سابق چنین ترکیبی کمتر دیده شده است.

۲- بهینه‌سازی تاگوچی برای جت دمشی

۲-۱- معرفی روش تاگوچی

جهت جلوگیری از خلط مبحث روند انجام مطالعه حاضر به این صورت است که ابتدا طراحی آزمایش با روش تاگوچی ارائه می‌شود و بعد از یافتن پارامترها و تداخل آن‌ها با همدیگر به شبیه سازی جریان پرداخته خواهد شد.

روش تاگوچی یک روش علمی بهینه‌سازی مبتنی بر نظریه احتمال و آمار ریاضی است که منطقاً و با استفاده از قوانین خاص از طریق ترکیب اصل متعامد بودن با آمار ریاضی و با کاهش تعداد آزمایش‌ها و کوتاه شدن دوره آزمایش، آزمایش‌های چندعاملی را طراحی می‌کند. اثربخشی روش ریاضی تاگوچی در طراحی آزمایش‌های چندعاملی در کاربردهای علمی و مهندسی تأیید شده است و استفاده از روش تاگوچی در علوم مهندسی بسیار رایج و کاربردی است [۲۴-۳۵]. در روش تاگوچی از جداول متعامد برای طراحی آزمون استفاده می‌شود و برای تعیین شرایط مطلوب در روش پیشنهادی، تغییرات به‌عنوان عامل اصلی نسبت سیگنال به نویز مورد بررسی قرار می‌گیرند. در مرحله بعدی حداکثر مقادیر S/N به‌عنوان شرایط آزمایش بهینه به دست می‌آیند. در این فرآیند، از روش مهندسی کیفیت تاگوچی^۱ برای تعیین اثر دوجانبه مقدار گشتاور با پارامترهای از پیش تعیین شده و شناسایی روش بهینه و به حداکثر رساندن مواردی که زیاد شدن آن‌ها مطلوب ماست استفاده شده است. هفت مرحله اعمال روش تاگوچی عبارت‌اند از: شناسایی پارامتری که در پی بهینه‌سازی آن هستیم، معرفی عوامل قابل کنترل و تعیین سطح هر یک از این عوامل، ایجاد یک ماتریس آرایه متعامد. اندازه‌گیری خروجی‌ها از طریق انجام آزمایش، محاسبه نسبت سیگنال به نویز و انتخاب پارامترهای متناسب با شرایط بهینه، تجزیه و تحلیل داده‌ها و گزینش خروجی باحالت مطلوب که با این کار آخرین مرحله آزمون تأیید می‌شود؛ همچنین چند

^۱Taguchi Quality Engineering Method (TQEM)

امر بهینه‌سازی تاگوچی در نظر گرفته نشده و بر سه موقعیت وتری دیگر تمرکز شده است.

۲-۲- تجزیه و تحلیل نتایج بهینه با روش تاگوچی

هدف استفاده از تابع ضرر^۱ در روش تاگوچی در نظر گرفتن هزینه تحمیل شده توسط عاملی به نام انحراف از هدف است و در نظر گرفتن آن در محاسبات مربوط به روش ذکر شده است. به‌عنوان ارزیابی تأثیر عوامل نویز (عوامل مزاحم بهینه‌سازی) بر عملکرد، باید توجه داشت که هر میزان رشد ناخواسته در روند انجام آزمایش نسبت سیگنال به نویز را کاهش می‌دهد و برعکس رشد هر عامل مطلوب در روند آزمایش باعث افزایش مقدار نسبت سیگنال به نویز می‌شود. هرچه S/N بزرگ‌تر باشد مقاومت عوامل مزاحم در بهینه‌سازی (نویز) نیز بیشتر است. همان‌طور که تاگوچی عنوان نمود نحوه استفاده از استراتژی‌های مختلف جهت اعمال S/N به هدف آزمایش‌های طراحی شده بستگی دارد. به‌عنوان مثال هر فرد می‌تواند بسته به شرایط حاکم بر مسئله خود گزینه‌های "مقدار کم‌تر بهتر (LB^+)"، "مقدار اسمی بهتر (NB^+)" یا "مقدار بیشتر بهتر (LB^-)" را انتخاب نماید. در این مقاله، با توجه به تمایل به افزایش کارایی توربین بادی موردنظر که عملکرد بهینه را تعیین می‌کند، حالت "بزرگ‌تر بهتر است" (LB^-) در نظر گرفته شده است. با استفاده از معیار LB^- ، توصیف عملکرد تابع هزینه L برای گشتاور خروجی که نتیجه آزمایش‌های مکرر با استفاده از سطوح متفاوت عوامل نویز است، در معادله (۱) و (۲) بررسی می‌شود.

$$L_{LB} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i^2 \quad (1)$$

$$\text{نسبت سیگنال به نویز } S/N \text{ را می‌توان به صورت زیر بیان کرد} \\ \eta_{ij} = -10 \log(L_{ij}) \quad (2)$$

که در آن شاخص‌های i و j به ترتیب آی امین مشخصه عملکرد و j آی امین آزمایش را نشان می‌دهند. یک سطح بهینه از پارامترها و عملکرد بهتر با مقادیر بالاتر η برای توربین بادی فاز شش در جدول ۳ نشان داده شده است، همچنین در این جدول نسبت S/N برای هر آزمون $L9$

جدول ۲- طراحی آزمایش‌ها بر اساس جدول متعامد بهینه‌سازی جت هوای گردابه ساز

| موقعیت وتری (X/C) | نسبت سرعت | موقعیت طولی | در صد افزایش گشتاور | نسبت سیگنال به نویز |
|-------------------|-----------|-------------|---------------------|---------------------|
| ۱ | ۱ | ۱ | -۳ | -۴۰ |
| ۲ | ۲ | ۲ | -۲ | -۲۰ |
| ۳ | ۳ | ۳ | ۱۱/۷ | ۲۱/۳۶ |
| ۱ | ۲ | ۳ | ۸/۲ | ۱۸/۲۷ |
| ۲ | ۳ | ۱ | ۴/۴۸ | ۱۳/۰۲ |
| ۳ | ۱ | ۲ | ۱۷/۷ | ۲۴/۹۵ |
| ۱ | ۳ | ۲ | ۳/۱ | ۹/۸۲ |
| ۲ | ۱ | ۳ | ۵/۱ | ۱۴/۱۵ |
| ۳ | ۲ | ۱ | ۱۴/۶ | ۲۳/۲۸ |

برای مطالعه حاضر روند کلی انجام امور مربوطه به شرح زیر است: یک جدول حاوی متغیرهای مختلف جت هوا همراه با طراحی تکنیک‌های آزمون در نظر گرفته می‌شود، سپس پارامترهای بهینه تعیین می‌شوند. با استفاده از روش تاگوچی و با بهره‌گیری از تجزیه و تحلیل نسبت سیگنال به نویز و همچنین تحلیل وار یانس، میزان اهمیت این پارامترها در گشتاور تولید شده توسط توربین برر سی می‌شوند. از آنجاکه کارایی گشتاور به فاکتورهای مختلف طراحی بستگی دارد، بنابراین باید پارامترهای مؤثر بر بهینه‌سازی گشتاور را یافت و مورد بحث قرارداد [۲۵].

در مطالعه حاضر چندین شبیه‌سازی عددی از طریق دینامیک سیالات محاسباتی انجام و از نرم‌افزار Minitab 16.2.4 برای انجام بهینه‌سازی روش تاگوچی استفاده شده است. برای بهبود دقت در داده‌برداری‌ها، هر آزمایش سه بار انجام شد (تغییرات در هر بار آزمایش بسیار جزئی است و این کار صرفاً به خاطر رعایت اصول داده‌برداری آماری صورت پذیرفته است) و میانگین نتایج در جدول ۲ مربوط به بهینه‌سازی تاگوچی وارد شده است. جت T1 حداکثر افزایش گشتاور تیغه را دارد و به همین دلیل و به دلیل جلوگیری از انجام نتایجی که بدیهی می‌باشند، تأثیر مکان وتری ۰/۱ در

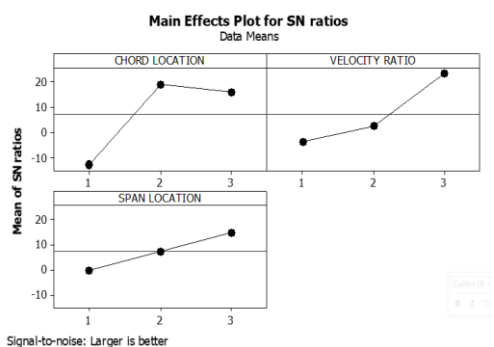
^۱ Larger is better

^۱ Loss function

^۲ Less is better

^۳ Nominal is better

در جایگاه های دیگر می باشند. در شکل ۱ اثر پارامترها بر تولید توان توربین بادی از طریق مقدار سیگنال (عوامل مثبت رشد در گشتاور) به نویز (عوامل منفی در گشتاور) توضیح داده و مقایسه شده اند. هر قدر مقدار نسبت سیگنال به نویز بیشتر باشد، تاثیر بیشتر عامل مذکور بیشتر است. از طرفی کاهش مقدار نمودار نمودی از کاهش حساسیت به این عامل است. تجزیه و تحلیل واریانس اهمیت نسبی پارامترهای ورودی را در مورد تولید توان بررسی می کند. با استفاده از این روش علاوه بر امکان دستیابی به دقت بیشتر در ترکیب بهینه پارامترهای ورودی، میزان اهمیت پارامترهای ورودی روی حساسیت نیز تعیین می شود.



شکل ۱- میزان تأثیر پارامترهای مختلف در تولید گشتاور

جدول ۴ نتایج تحلیل واریانس برای تولید گشتاور را نشان می دهد. داده ها با استفاده از مدل خطی کلی^۱ به تحلیل واریانس ارائه شده اند. شرایط تأثیرگذار اصلی متغیرهای AJVG در جدول (مکان وتری، نسبت سرعت و موقعیت طولی) بیان می شوند. در تحلیل ANOVA، مشهود است که مهم ترین عامل تأثیرگذار در کارایی AJVG نسبت سرعت جت سپس مکان وتری و در نهایت مکان طولی جت است [۲۶].

با استفاده از مقادیر F در آزمون ANOVA F می توان بررسی کرد که آیا تقریبها با استفاده از سطح اطمینان مطلوب تفاوت معناداری دارند مقدار F بیشتر نشان می دهد که تغییر این پارامتر تأثیر بیشتری بر گشتاور دارد [۲۴ و ۲۶].

محاسبه و نتایج منعکس شده در این جدول، عملکرد کارآمد برای تولید گشتاور در سطح دوم مکان وتری $X/C=0.5$ ، سطح سوم نسبت سرعت $(2/8)$ و در نهایت، سطح سوم موقعیت طولی (بخش بیرونی) است.

جدول ۳- مقادیر سیگنال به نویز برای گشتاورهای حاصل از حل عددی

| Level | موقعیت وتری | نسبت سرعت | موقعیت طولی |
|-------|-------------|-----------|-------------|
| ۱ | -۱۲/۸۷ | -۳/۹۶ | -۰/۲۹ |
| ۲ | ۱۸/۷۵ | ۲/۳۹ | ۷/۱۸ |
| ۳ | ۱۵/۷۵ | ۲۳/۲۰ | ۱۴/۷۳ |
| Delta | ۳۱/۶۳ | ۲۷/۱۶ | ۱۵/۰۳ |
| Rank | ۱ | ۲ | ۳ |

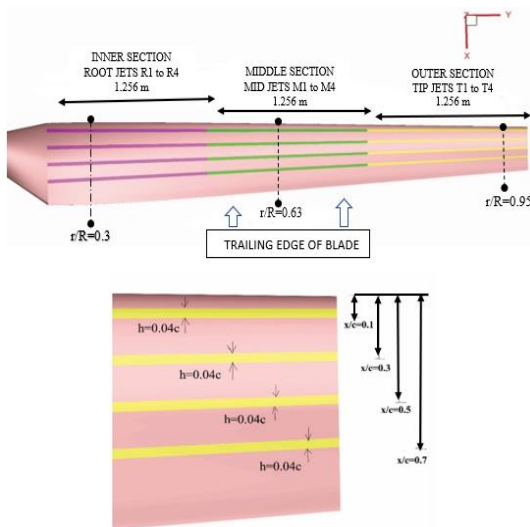
جدول ۴- نتایج آنالیز واریانس ANOVA و درصد مشارکت محاسبه شده برای هر فاکتور برای تولید توان توربین بادی

| Source | D F | Seq SS | Adj SS | Adj MS | F | P |
|-------------|-----|--------|--------|--------|------|----|
| موقعیت وتری | ۱ | ۲۰/۱۳ | ۲۰/۱۳ | ۲۰/۱۳ | ۰/۸۶ | ۳ |
| نسبت سرعت | ۱ | ۱۷۸/۱ | ۱۷/۱۱ | ۱۷۸/۱۱ | ۷/۶۳ | ۹ |
| موقعیت طولی | ۱ | ۲/۰۸ | ۲/۰۸ | ۲/۱ | ۰/۰۹ | ۱۶ |
| Error | ۵ | ۱۱۶/۶ | ۱۱/۶۷ | ۲۳/۳ | | ۰ |
| Total | ۸ | ۳۱۶/۹ | ۶ | | | ۰ |

به منظور تعیین فاکتورهای مؤثر و میزان مشارکت هر فاکتور، نتایج آنالیز واریانس در جدول ۴ آورده شده است. نتایج نشان می دهد که بیشترین درصد مشارکت بر طبق آنالیز واریانس (که در آن مقادیر P-value کوچکتر نشان دهنده مؤثرتر بودن فاکتور در نظر گرفته شده اند) نسبت سرعت به عنوان اولین و مهم ترین عامل مؤثر بر تولید گشتاور رتبه بندی می شود موقعیت وتری و سپس طولی

^۱ General linear model (GLM)

مورد مطالعه قرار گرفته، نشان خواهیم داد که ابتکار مذکور برای افزایش ظرفیت تولید تیغه‌های توربین مفید است. در ابتدا تیغه مبنا (بدون جت) شبیه‌سازی و سپس اثرات محل جت (وتری و طولی) و نسبت سرعت بر گشتاور و الگوهای جریان بررسی شده است. شکل جت‌ها برای ثبات در درصد عرض آن‌ها بر اساس مقدار وتر موضعی به صورت محلی در طول توربین به صورت ذوزنقه‌ای است. طول وتر نوک تیغه نیمی از وتر ریشه بوده و طول هر جت حدود ۱/۲۵۶ متر، برابر با یک سوم طول تیغه (از موقعیت شروع ایرفویل S 809 تا نوک تیغه) و عرض آن در تمام بخش‌ها ۰/۰۴ طول وتر محلی است. جت‌ها در قسمت مکش تیغه نصب شده و بر توزیع فشار سمت مکش تیغه تأثیر می‌گذارند. موقعیت جت‌ها به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که در عمق ناحیه جریان جدا شده قرار می‌گیرند. آن‌ها در موقعیت طولی همواره در چهار موقعیت وتری ۰/۱-۰/۳-۰/۵ و ۰/۷ نگاه داشته می‌شوند. در شکل ۲ جت‌های T در قسمت نوک (بیرونی)، جت‌های M واقع در قسمت میانی و جت‌های R در قسمت ریشه (داخلی) قرار دارند. T1، M1 و R1 در طول لبه حمله تیغه و همچنین جت‌های T4، M4 و R4 در طول لبه فرار تیغه واقع می‌باشند. نتایج در سه مقطع تیغه شامل ۳۰٪، ۶۳٪ و ۹۵٪ گزارش شده‌اند که نماینده ریشه، میانی و نوک تیغه می‌باشند.



شکل ۲- ویژگی‌های هندسی و مکانی جت‌های استفاده شده در بخش‌های مختلف توربین

جستجوی F در جداول آنوا می‌توان درجه اهمیت مقدار F محاسبه شده فاکتورهای مختلف را ارزیابی نمود. مقدار F بیشتر نشان می‌دهد که تغییر پارامتر تأثیر بیشتری در تولید گشتاور دارد [۲۴-۲۷]. با توجه به جدول ۴ برای توربین بادی محور افقی مذکور، عوا مل قابل کنترل را می‌توان به عنوان نسبت سرعت، موقعیت وتری و مکان به ترتیب برای توربین رتبه‌بندی کرد. با توجه به مقدار F ضریب اهمیت فاکتورهای مؤثر بر تولید گشتاور به ترتیب شامل اول نسبت سرعت و در رتبه دوم مکان وتری و عامل سوم رتبه‌بندی مکان طولی است.

ضرایب مدل خطی کلی GLM برای تجزیه و تحلیل توربین بادی در جدول ۵ شرح داده شده‌اند. ارزیابی رتبه‌بندی پارامترها را می‌توان با مقادیر P آن‌ها در هر سطر نیز مشاهده نمود. مقدار P کوچک‌تر نشان می‌دهد که تغییر پارامتر تأثیر بیشتری بر گشتاور دارد.

جدول ۵- ضرایب مدل خطی عمومی GLM با معیار

| مقایسه مقدار P | | | | |
|----------------|-------|--------|-------|------|
| Term | Coef | SECoef | T | P |
| Constant | -۶/۱۶ | ۷/۰۱ | -۰/۸۸ | ۰/۴۲ |
| موقعیت وتری | ۱/۸۳ | ۱/۹۷ | ۰/۹۳ | ۰/۳۹ |
| نسبت سرعت | ۵/۴۴ | ۱/۹۷ | ۲/۷۶ | ۰/۰۴ |
| موقعیت طولی | -۰/۵۸ | ۱/۹۷ | -۰/۳۰ | ۰/۷۷ |

۳- شبیه سازی عددی

۳-۱- بررسی مشخصات هندسی و محل جت‌ها

همان گونه که در قسمت‌های قبل توضیح داده شد، پس از بررسی مسئله از دیدگاه تا کوچی اکنون به کیفیت و کمیت انجام شبیه سازی عددی و اطلاعات استفاده شده در قسمت بهینه سازی تا کوچی می‌پردازیم. مطالعات متعددی در زمینه کارایی آیرودینامیکی اعمال جت هوای گردابه ساز بر خانواده ایرفویل‌های سری S و NACA انجام شده است که اکثراً در تیغه‌های توربین بادی استفاده می‌شوند. ابتکار اصلی این تحقیق در نظر گرفتن تأثیرات جریان سه بعدی در اطراف توربین‌های بادی است. تعبیه جت دمشی در مناطقی با جدایش محتمل‌تر و همچنین در مناطقی صورت گرفته است که قبل از نقطه جدایی واقع شده است. با توجه به اینکه قبلاً به ندرت استفاده از جت‌های چندگانه روی توربین‌های بادی

۳-۲- روش انجام شبیه سازی تیغه توربین

گیگور و سلیگ تیغه توربین فاز شش را که یک توربین بادی شامل دو تیغه با شعاع ۵/۰۲۹ متر از نوع استال کنترل^۱ است و دارای توزیع غیرخطی زاویه پیچش و باریک شونده^۲ است را طراحی کردند، مقدار زاویه پیچش در مقطع ۷۰٪ دهانه صفر است. توان نامی این توربین ۱۹/۸ کیلووات است و سرعت باد حد و نامی این توربین بادی مرجع به ترتیب ۵ و ۲۵ متر بر ثانیه است [۳۹ و ۴۰]. سرعت محلی ۷ در بخش های مختلف تیغه با استفاده از معادله (۳) محاسبه می شود.

$$\vec{V}_{loc} = \vec{V}_{\infty} + \Omega \vec{r} \quad (3)$$

که سمت چپ نمایانگر سرعت باد در هر بخش از تیغه، Ω سرعت چرخش و حرف r فاصله شعاعی است. با توجه به محاسبات انجام شده در ذیل، از بخش نهایی معادله (۴) می توان نتیجه گرفت که در سرعت زاویه ای و سرعت باد ثابت، سرعت باد محلی در هر بخش از تیغه توربین بادی تقریباً متناسب با فاصله شعاعی بوده و به طور خطی تغییر می کند. این رابطه نشان می دهد که سرعت محلی در هر مقطع تیغه تابعی مرتبه اول از فاصله شعاعی است؛ همچنین می توان نتیجه گرفت که در موقعیت های شعاعی مختلف شیب این خط متغیر و در فاصله های بیشتر شیب بیشتر می شود. حداکثر سرعت در شبیه سازی ۲۵ متر بر ثانیه و حداقل ۵ متر بر ثانیه است؛ همچنین، دامنه " r " برای جت ها بین ۱/۲۵ متر (جایی که ایرفویل S۸۰۹ از تیغه شروع می شود) و ۵ متر در نوک تیغه است؛ بنابراین وابستگی محدوده سرعت از نظر فاصله شعاعی تأیید می شود.

$$V_{loc} = \sqrt{(r\Omega)^2 + V_{\infty}^2} = r\Omega \sqrt{1 + \left(\frac{V_{\infty}}{r\Omega}\right)^2}$$

$$1.25 \leq r \leq 5$$

$$5 \leq V_{\infty} \leq 25$$

$$\frac{V_{\infty \min}}{r_{\max} \Omega} \leq \left(\frac{V_{\infty}}{r\Omega}\right) \leq \frac{V_{\infty \max}}{r_{\min} \Omega}$$

$$0.1326 \leq \left(\frac{V_{\infty}}{r\Omega}\right) \leq 2.6525 \quad (4)$$

$$0.0175 \leq \left(\frac{V_{\infty}}{r\Omega}\right)^2 \leq 7.0358$$

$$1.0175 \leq 1 + \left(\frac{V_{\infty}}{r\Omega}\right)^2 \leq 8.0358$$

$$1.008 \leq \sqrt{1 + \left(\frac{V_{\infty}}{r\Omega}\right)^2} \leq 2.834$$

$$1.008r\Omega \leq V_{loc} \leq 2.834r\Omega$$

$$V_{loc} = \sqrt{(r\Omega)^2 + V_{\infty}^2} \quad (5)$$

$$\text{for } V = 15 \frac{m}{s}$$

$$V_{loc} = \sqrt{(r \times 7.54)^2 + 225}$$

$$= \sqrt{(56.85 \times r^2) + 225}$$

با توجه به فرض خطی انجام شده داریم:

$$V_{loc}(r) = 6.1r + 10.06 \quad (6)$$

از روابط ریاضی مطرح شده در معادله (۴)، می توان چنین استنباط کرد که در محدوده باد بین ۵ تا ۲۵ متر بر ثانیه در امتداد تیغه، می توان تابع سرعت را یک تابع خطی بر حسب فاصله شعاعی در نظر گرفت. اختلاف عددی بین معادله غیرخطی (۵) و مقادیر حاصل از فرض خطی معادله (۶) در جدول ۶ گزارش و همچنین در شکل ۳ ترسیم شده است.

جدول ۶- مقادیر اختلاف بین فرض معادله غیرخطی

(۳) و معادله غیرخطی (۴)

| r | Eq.3 | Eq.4 | در صد خطا |
|-----|-------|-------|-----------|
| ۱/۳ | ۱۷/۹۲ | ۱۷/۹۹ | ۰/۳٪ |
| ۲ | ۲۱/۲۹ | ۲۲/۲۶ | ۴٪ |
| ۳ | ۲۷/۱۷ | ۲۸/۳۶ | ۴٪ |
| ۴ | ۳۳/۷۱ | ۳۴/۴۶ | ۲٪ |
| ۵ | ۴۰/۶۲ | ۴۰/۵۶ | ۰/۱٪ |

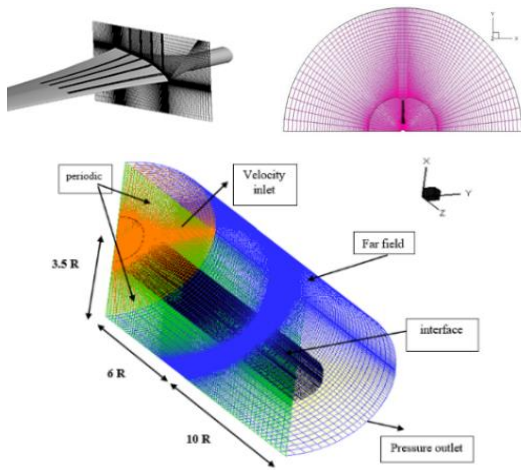
² tapered

¹ Stall control

الف- زاویه حمله زیاد در بخش ریشه ب- زاویه حمله متوسط در بخش میانی ج- زاویه حمله کم در بخش نوک

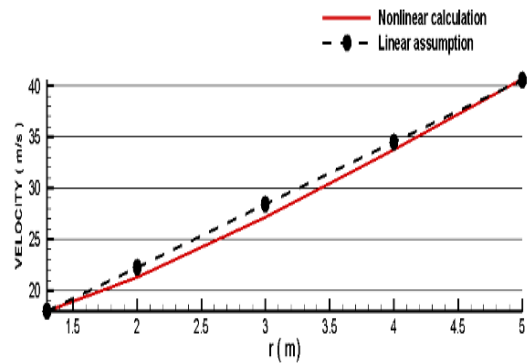
۳-۳- شبکه محاسباتی توربین بادی پایه

یک شبکه محاسباتی سازمان یافته^۲ توسط نرم افزار Gambit 2.4.6 با استفاده از سلول های نوع H تولید و اعمال می شود. توربین بادی دارای دو تیغه است که فقط یکی از آن ها مدل و در محاسبات آورده شده است. فضای محاسباتی در یک نیمه استوانه ایجاد و تیغه در مرکز نیمه استوانه قرار گرفته است. حوزه محاسباتی مذکور از چندین بلوک تشکیل شده و تیغه در یک بلوک مکعب مستطیل شکل قرار می گیرد. مرز خارجی حوزه محاسباتی قسمت بیرونی استوانه بوده و شرایط مرزی و شبکه بندی در کل حوزه محاسباتی در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- حوزه حل، شبکه و شرایط مرزی مسئله

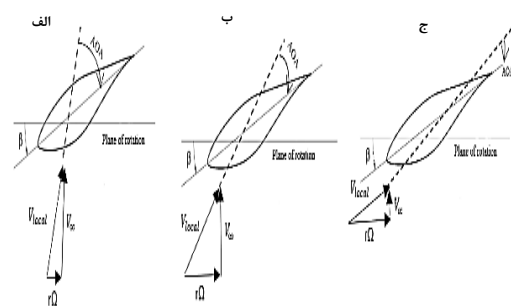
گسترش دامنه محاسباتی برابر ۶ برابر طول تیغه جلوی توربین و ۱۰ برابر طول تیغه در منطقه پایین دست توربین است. علاوه بر این، شعاع استوانه ۳/۵ برابر R است و در این بلوک، تراکم سلول بیشتری در اطراف تیغه ایجاد می شود. از آنجایی که در ناحیه محاسباتی سطح مکش تیغه، جریان با پدیده جدایش دست و پنجه نرم می کند و تغییرات ناگهانی در



شکل ۳- توزیع سرعت تقریبی خطی سازی شده توربین

با استفاده از سرعت در نوک و ریشه تیغه معادله خطی مذکور را به صورت معادله (۶) به دست می آوریم. همان طور که در شکل ۳، معادله (۵) و معادله (۶) برای سرعت $v = 15 \text{ m/s}$ دیده می شود، تفاوت ناچیزی بین داده های خطی و غیرخطی در سرعت مذکور وجود دارد؛ بنابراین با ضرب نسبت سرعت در تابع توزیع سرعت خطی، شرایط مرزی سرعت ورودی توسط تابع UDF^۱ تعریف شده توسط کاربر را به نرم افزار مربوطه معرفی کرد.

از آنجایی که سرعت دوران تیغه ثابت است (۷۲ دور در دقیقه) بنابراین باید به موضوع چگونگی رابطه بین زاویه حمله و ارتباط آن با ایجاد و گسترش واماندگی در اثر جدایش پی ببریم. در شکل ۴ تغییرات هندسی زاویه حمله نسبت به موقعیت های مختلف شعاعی نشان داده شده است. بدیهی است که هر چه از نوک تیغه فاصله بگیریم، زاویه حمله بیشتر شده و جدایش جریان گسترده تر خواهد بود.



شکل ۴- مقایسه بردارهای سرعت در مقاطع مختلف

² Structured

¹ User defined function

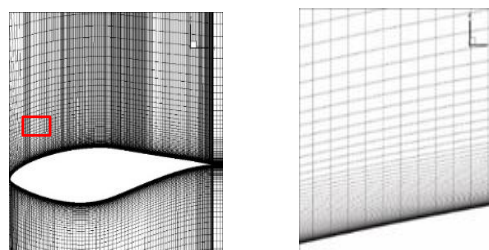
UDF توزیع سرعت باد محلی جت در امتداد طولی سمت مکش تیغه را مهیا می کند. مزیت اصلی UDF محاسبه سرعت خروجی مربوط به جت در هر موقعیت مربوطه است. کنترل همگرایی حل عددی با کنترل ثبات در مقادیر باقیمانده های ذیل انجام می شود.

(i) مقادیر باقیمانده معادلات مومنوم در سه جهت x, y, z و همچنین معادله پیوستگی.
(ii) میانگین مقادیر گشتاور و نیروی تراست (رانش).
(iii) ضریب فشار سطح در یک نقطه خاص، روی میدان جریان به عنوان پارامتر محلی.

وقتی مقادیر باقی مانده برای معادلات گسسته به کمتر از 10^{-5} کاهش یافته و پایدار شوند، حل متوقف می شود [۴۱]. در این مقاله، با استفاده از روش قاب مرجع متحرک^۲ که برای شبیه سازی دامنه های چرخان مناسب است، حل معادلات حرکت با افزودن اصلاحات شتاب چرخشی به معادلات اصلی انجام شده است. سایر معادلات نیز به طور نیمه ضمنی^۳ حل شده اند تا میدان جریان با میدان فشار و سرعت مطابقت داشته باشد. در هر مرحله از تکرار فرآیند حل، معادلات انتقال برای اجزای حرکت در سه جهت حل می شوند تا الگوریتم SIMPLE به روزرسانی شود. متعاقباً معادله تصحیح فشار برای به روزرسانی میدان فشار و اصلاح میدان سرعت جهت برآوردن میزان حفظ جرم استفاده می شوند [۴۲].

به منظور افزایش دقت و صحت نتایج در شبیه سازی حاضر، معادله فشار و هر دو معادله انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف انرژی با روش گرادیان مرتبه دوم گسسته سازی و با استفاده از الگوریتم مبتنی بر سلول های حداقل میانگین مربعات سلول^۴ حل شده است. مدل آشفتگی SST k- ω با عملکرد خوبی در منطقه نزدیک به دیوار با استقلال در میدان دور از دیوار است. این مدل معادلات جریان سرعت و فشار را به صورت تفکیک شده حل می کند [۴۳]. در این مطالعه، همان طور که در شکل ۷ نشان داده شده است، عدد بدون بعد فاصله دیوار + Y بین ۰/۴ و ۱/۰ است و به همین دلیل مدل تلاطم SST k- ω در رویکرد مدل سازی CFD پذیرفته شده است.

خواص جریان مشاهده می گردد، ملاحظات ویژه ای در تراکم سلول های این منطقه جهت در نظر گرفته شدن و تسخیر پدیده های غالب جریان نظیر جدایش اعمال و تراکم سلول در نزدیکی لبه های حمله و فرار و سطح تیغه رعایت و در شکل ۶ نشان داده شده است؛ به گونه ای که فیزیک جریان و به ویژه لایه مرزی در این مناطق می تواند با دقت بالا ثبت شود.



شکل ۶- نمای دوبعدی نزدیک سطح تیغه توربین و در مجاورت یکی از جت های شبیه سازی شده

۳-۴- معادلات حاکم و روش عددی

معادلات ناویر- استوکس به روش میانگین گیری رینولدز^۱ سه بعدی در قاب مرجع چرخشی به روش حجم محدود با حل به روش دینامیک سیالات محاسباتی از طریق نرم افزار فلونت ۱۸/۲ حل و از مدل توربولانسی SST K- ω در روند حل استفاده شده و معادلات انتقال K انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف انرژی به صورت ذیل آمده است [۴۳ و ۴۴].

معادله k:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (7)$$

معادله ω :

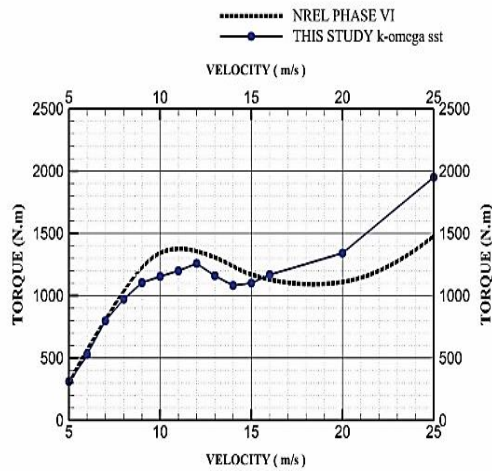
$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{V_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_\omega^2 \frac{\rho}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (8)$$

³ Semi- implicit

⁴ Least square cell based

¹ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

² Moving reference frame (MRF)



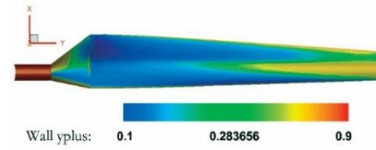
شکل ۸- نمودار مقایسه گشتاور بین نتایج تجربی [۴۵-۴۷] و حل عددی

درصد خطای اختلاف مابین داده‌های تجربی تیغه مینا برای توربین بادی فاز شش NREL و نتایج حاصل از حل عددی با استفاده از رابطه (۹) محاسبه و در جدول ۷ گزارش شده است.

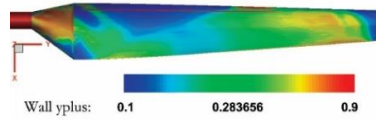
$$\text{Diff. in percent} = \frac{T_{exp} - T_{cfd}}{r_{exp}} \times 100 \quad (9)$$

جدول ۷- مقایسه مقادیر گشتاور تولیدی برای سرعت بادهای مختلف باد [۴۵-۴۷]

| سرعت باد (m/s) | گشتاور تولیدشده توسط توربین (N.m) | | در صد اختلاف |
|----------------|-----------------------------------|------------|--------------|
| | Present Simulation | Experiment | |
| 5 | 312 | 315 | 1% |
| 6 | 529 | 540 | 2% |
| 7 | 798 | 788 | 1/3% |
| 8 | 972 | 1029 | 6% |
| 9 | 1105 | 1190 | 7/1% |
| 10 | 1154 | 1313 | 12.% |
| 13 | 1160 | 1265 | 8/4% |
| 15 | 1102 | 1120 | 1/7% |
| 16 | 1168 | 1132 | 3/1% |
| 20 | 1342 | 1115 | 20/3% |
| 25 | 1950 | 1478 | 31/9% |



شکل ۷- الف- توزیع شده بر سطح فشار تیغه توربین



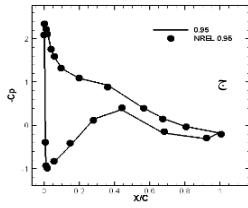
شکل ۷- ب- توزیع شده بر سطح مکش تیغه توربین

جزئیات بیشتر در زمینه مدل تلاطم سه بعدی SST k- ω در اینجا ارائه نشده و جهت توضیح بیشتر می‌توان به مرجع [۴۴] مراجعه نمود.

۳-۵- اعتبار سنجی نتایج

شکل ۸ به مقایسه گشتاور بین داده‌های تجربی و نتایج عددی می‌پردازد [۴۵-۴۷]. می‌توان مشاهده کرد که نتایج عددی به دست آمده از حل گر RANS با نتایج تجربی در سرعت‌های مختلف باد مطابقت خوبی دارد. به عبارت دیگر نرم افزار فلونت و حل گر مربوطه به خوبی می‌توانند گشتاور را در رژیم جریان‌های پیش استال، استال و پس استال^۱ برای تیغه توربین بادی پیش بینی کنند.

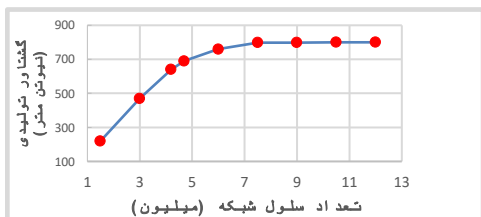
¹ Pre stall & post stall



شکل ۹- مقایسه نتایج ضریب فشار تجربی [۴۶] با حل عددی برای سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه در سه موقعیت وتری الف-۰/۳ ب-۰/۶۳ ج-۰/۹۵

در این شرط مرزی کنترل بیشتری برجهت بردار خروجی سرعت نسبت به شرط مرزی جریان جرمی ورودی وجود دارد. جهت بردار خروجی سرعت در شرط مرزی ورودی سرعت تا حد امکان مماس بر سطح تنظیم شده است.

روند استقلال از شبکه شبیه سازی‌های این مقاله با سرعت باد ۷ متر بر ثانیه و سرعت چرخش ۷۲ دور در دقیقه انجام می شود. مقادیر گشتاور روتور به عنوان معیار مطالعه استقلال از شبکه گزارش شده‌اند. همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می شود، تفاوت بین نتایج به دست آمده توسط تعداد سلول‌های ۷۴۰۰۰۰ و ۸۹۰۰۰۰۰ برای معیار مقدار گشتاور می تواند نادیده گرفته شود، بنابراین شبکه با تعداد سلول‌های ۷۴۰۰۰۰۰ سلول به عنوان شبکه منتخب در نظر گرفته می شود.



شکل ۱۰- استقلال از شبکه مربوط به شبیه سازی عددی

۴- نتایج و بحث

۴-۱- موقعیت مکانی و ویژگی های جت دمشی

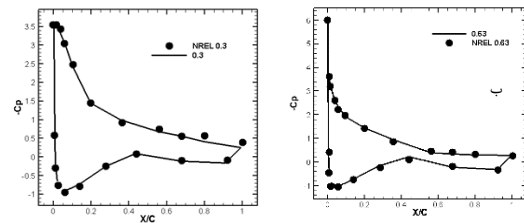
در این مقاله به بررسی تأثیر جت هوای دمشی در کاهش جدایش جریان تیغه توربین بادی محور افقی فاز NREL6

همان‌طور که در شکل ۸ و جدول ۷ مشاهده می شود، برای سرعت‌های باد بین ۵ متر بر ثانیه تا ۱۵ متر بر ثانیه، توافق بین داده‌های محاسبات حاصل از حل عددی و نتایج تجربی در حدود ۱۲ درصد اختلاف گشتاور است و این در حالی است که در سرعت‌های بالاتر باد به دلیل جدایش جریان و وجود پخش و پراش ترم های فشار و سرعت در الگوریتم حل و مدل آشفتگی در جریان های جدا شده، درصد اختلاف بیشتر می شود. از آنجاکه جدایش جریان در سرعت های زیاد حد فاصل دامنه کاری توربین بادی منجر به عدم دقت محاسبات عددی می شود، بهترین تطابق بین شبیه سازی عددی و نتایج تجربی در سرعت باد ۱۵ متر بر ثانیه حاصل می شود، بنابراین سرعت باد ۱۵ متر بر ثانیه به عنوان مبنای شبیه سازی‌های عددی انتخاب و نتایج بر اساس این سرعت آورده شده‌اند.

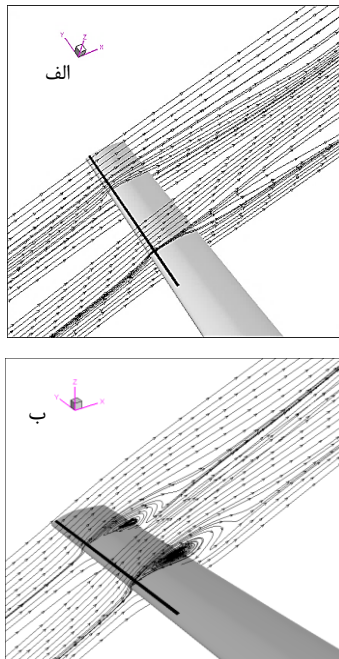
ضرایب فشار با استفاده از مدل SST k- ω با CFD محاسبه می شود و با داده‌های تجربی در سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه در ۳ بخش تیغه ۳۰٪، ۶۳٪ و ۹۵٪ نماینده ریشه، میانی و نوک تیغه مقایسه می شوند. نتایج در شکل ۹ نشان داده شده است. تعریف ریاضی ضریب فشار نیز در رابطه (۱۰) آورده شده است.

$$C_p = \frac{P_{\infty} - P_0}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} (V_{inlet}^2 + (r\Omega)^2)} \quad (10)$$

همان‌طور که در شکل ۹ نشان داده شده است برای سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه، توافق خوبی برای هر سه بخش داخلی، میانی و بیرونی دیده می شود. شرط مرزی برای هر جت گردابه ساز، ورودی سرعت^۱ است.



¹ velocity inlet



شکل ۱۱- الف- جدایش جریان کنترل شده توسط جت فعال شده T1 حاصل از گرادیان فشار معکوس
ب - جریان جدا شده جت T1 فعال نشده

اثر جت T1 در جریان مجاور و پایین دست جت در این شکل نشان داده شده است؛ همچنین مطابق شکل ۱۲، هنگامی که جت غیرفعال است، کاهش سرعت در سمت مکش توربین ملاحظه می شود و در نتیجه، لایه مرزی به دلیل گرادیان فشار معکوس مستعد جدا شدن می گردد. در این شکل نتایج حاصله در فاصله یک میلی متری از سطح تیغه به تصویر کشیده شده است. در این تصاویر میدان سرعت به وسیله بردار و میدان فشار به وسیله نمودار هم‌مرز (کانتور) به تصویر کشیده شده‌اند و بازگشت و جدایش جریان در حالت غیرفعال بودن جت قابل رؤیت است.

به‌عنوان ابزاری برای ارزیابی قابلیت کنترل جدایش جریان استفاده شده است. پس از تأیید نتایج شبیه سازی در نرم افزار فلونت ۱۸/۲ مطابقت خوبی بین نتایج عددی شبیه سازی و داده های تجربی به دست آمد. پیکربندی موقعیت های مکانی مختلف جت تکی، دوگانه، سه گانه و چهارگانه در بخش های داخلی، میانی و بیرونی تیغه انجام گرفت.

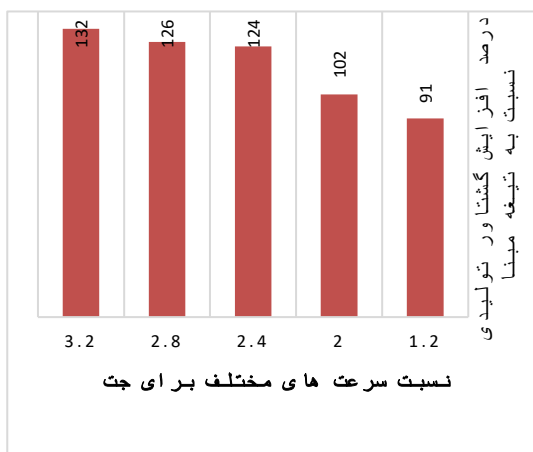
نتایج شبیه سازی برای جریان های متصل به سطح تیغه در سرعت های باد کم بیانگر این است که گشتاور به مکان جت و نسبت سرعت جت حساس است. علت این موضوع می تواند این‌گونه تلقی گردد که تزریق مومنتوم از طریق جت به جریان جدا شده و یا در حال جدایش که انرژی کمی هم دارد باعث تقویت جریان در سطح مکش تیغه و کنترل جدایش جریان گردد و عملکرد آیرودینامیکی را افزایش دهد. نتایج نشان می دهند که جت های M1, R1 و R2 با توجه به شکل ویژه سطح منحنی مکان این جت ها باعث اثرات سوء بر گشتاور در این موارد شده و در نتیجه گشتاور کاهش می یابد و اما برای رژیم با جریان کاملاً جدا شده، کاهش حساسیت کار آبی آیرودینامیکی توربین به محل جت مشاهده می شود. گشتاور تولید شده نیز عمیقاً تحت تأثیر سرعت جت قرار می گیرد که این اثر در نوک تیغه نیز نسبت به بخش های دیگر ملموس تر است.

۴-۲- تأثیر جت هوا بر جریان و میدان سرعت

استفاده از جت هوا در جریان نزدیک سطح تیغه، ضخامت لایه مرزی را کاهش می دهد و در نتیجه نقطه جدایش جریان را به تعویق می اندازد. برای اثبات قابلیت جت، مقایسه ای بین خطوط جریان سه بعدی تیغه در شرایط جت فعال و جت غیرفعال در شکل ۱۱ انجام شده است.

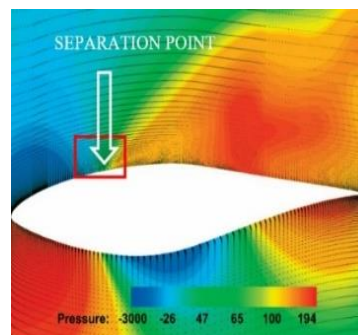
| | | | | | |
|----|------|------|------|-------|------|
| M2 | ۵/۵ | ۵/۹ | ۷/۲ | ۱۴ | ۹/۳ |
| M3 | ۸/۲ | ۱۰/۸ | ۵/۱ | ۳/۹ | ۶ |
| M4 | ۵/۱ | ۷/۲ | ۷/۷ | ۸/۶ | ۱۴/۶ |
| R3 | ۳/۲ | ۳/۹ | ۸/۶ | ۱۷/۷ | ۸/۹ |
| R4 | ۳/۴۴ | ۵/۱ | ۷/۹۳ | ۱۱/۵۵ | ۸/۱۱ |

با برر سی شکل ۱۳ الف، افزایش گشتاور برای T1 نسبت به پایه تیغه در میان تمام سایر موارد بیشترین است؛ همچنین مقایسه بین گشتاور تیغه پایه و افزایش گشتاور در جت‌های مختلف با VR متغیر در شکل ۱۳ ب گزارش شده است، میزان افزایش گشتاور در موقعیت‌های مختلف جت در سرعت باد ۱۵ متر بر ثانیه بین ۳ درصد تا ۱۳۲ درصد متغیر است. در بهترین حالت، جت T1 با ۱۳۲ درصد افزایش گشتاور مطرح است. با نگرش به اثرات موضعی محل جت در تولید گشتاور و تأثیرپذیری آن از میزان مماس بودن جریان خروجی جت در هنگام تزریق، هم اثرات مثبت و هم اثرات منفی در تولید گشتاور را شاهد هستیم، ولی اثرات مثبت غالب هستند. در جت‌های M1، R1 و R2 تأثیر منفی حدود ۲- تا ۳- درصد را شاهد هستیم.

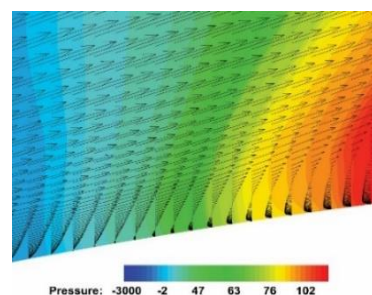


شکل ۱۳- الف - در صد افزایش گشتاور برای جت T1 در

نسبت سرعت جت‌های مختلف برای $v = 15 \text{ m/s}$



شکل ۱۲- الف - جدایش جریان حاصل از گرادیان فشار معکوس در حالتی که جت هوا فعال نشده است.



شکل ۱۲- ب - نمای نزدیک از جریان جداشده حالت الف

در جدول ۸ و شکل‌های ۱۳- الف و ۱۳- ب گشتاور تولید شده توسط جت‌های جاسازی شده در بخش‌های مختلف تیغه شامل T1 تا T4 و M2 تا M4 و همچنین R3 و R4 نسبت به تیغه پایه مقایسه شده‌اند. جدول ۸ در صد افزایش گشتاور حاصل از تعبیه جت‌های مختلف را در مقایسه با تیغه پایه در نسبت سرعت جت‌های مختلف به نمایش کشیده است.

جدول ۸- مقایسه درصد افزایش گشتاور تولیدی مقادیر

مختلف نسبت سرعت جت در سرعت باد ۱۵ متر بر ثانیه

| گشتاور توربین مبنا = ۵۸۰ | نسبت سرعت جت | | | | |
|-----------------------------|--------------|------|------|------|------|
| | ۱/۲ | 2 | 2.4 | 2.8 | 3.2 |
| T1 | ۹۱ | ۱۰۲ | ۱۲۴ | ۱۲۶ | ۱۳۲ |
| T2 | ۳/۶ | ۴ | ۱۱/۵ | ۱۱/۷ | ۱۴/۵ |
| T3 | ۳/۸ | ۴/۴۸ | ۵/۷ | ۷ | ۸/۹ |
| T4 | ۳/۱ | ۵/۲ | ۵/۸ | ۶/۳ | ۷/۸ |

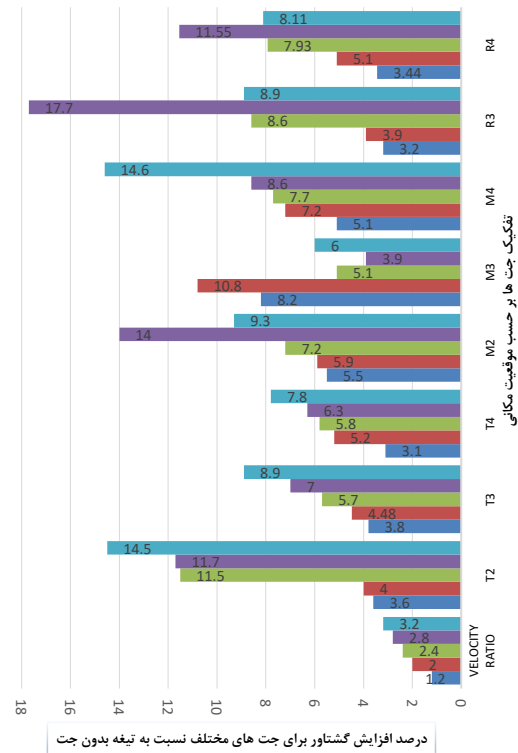
جریان شعاعی ناشی از آن روی سطح تیغه در نظر قرار گرفته شود. با افزایش نسبت سرعت جت VR در موارد M2، R1 و R2 برای مقادیر نسبت سرعت بیش از ۲/۸، تأثیر منفی بر گشتاور را شاهد هستیم. برای جت M3، نقطه زینی سطح میانی، کاهش کیفیت جریان و کم شدن گشتاور تیغه در نسبت سرعت $VR = 2$ و بیشتر را شاهد هستیم. با توجه به شکل ۱۳-ب قله گشتاور در همه مکان‌ها به جز M3 در نسبت سرعت‌های ۲/۸ و ۳/۲ حاصل می‌شود.

عدم توازن در برقراری توزیع فشار خالص موجب ایجاد جریان عرضی به سمت ریشه تیغه در سطح مکش و جریان به سمت نوک روی سطح فشار تیغه می‌شود؛ بنابراین، تمایل به "نشست" جریان در اطراف نوک تیغه تأثیر مهمی بر گشتاور تولیدشده توسط توربین بادی محور افقی مذکور دارد [۴۸]. برای جت‌های نزدیک نوک، همان‌طور که در پاراگراف قبلی ذکر شد، تغییرات گشتاور نسبت به افزایش سرعت جت به‌طور فزاینده تغییر می‌کند. همان‌طور که برای T1 نشان داده شده است، گشتاور به‌طور قابل توجهی بیشتر از سایر جت‌ها تغییر می‌کند و این افزایش مداوم است. برای جت T1 با توقف نشست هوا به دلیل عدم تعادل فشار، گشتاور به‌صورت فوق‌العاده افزایش می‌یابد.

نتایج به دست آمده نشان می‌دهند، جت‌هایی که به‌خوبی و در مکان و شرایط مناسب اعمال شده‌اند، باید چند ویژگی در آن‌ها رعایت شده باشند که عبارت‌اند از

- ۱- محل قرارگیری جت‌ها روی سطح مکش که باید نزدیک نقطه جدایش باشد.
- ۲- محل جت‌ها در سطح مکش که باید به‌اندازه کافی هموار بوده و مومنوم کافی به داخل منطقه جدایش تزریق شود.
- ۳- جریان تزریق‌شده باید مماس بر سطح مکش تیغه در محل تعبیه‌شده باشد.

نشان داده شده است که جت‌های R1، M1 و R2 به دلیل سطح غیر هموار و جریان غیر مماسی لایه مرزی محلی سمت مکش



شکل ۱۳- ب - در صد افزایش گشتاور برای جت‌های بخش‌های مختلف تیغه (به‌استثنای T1) در مقایسه با تیغه پایه بدون جت در نسبت سرعت‌های جت مختلف برای $v = 15 \text{ m/s}$

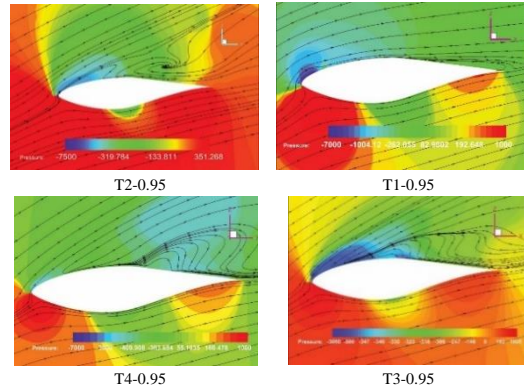
با توجه به شکل ۱۳-ب حساسیت مقدار گشتاور توربین بادی به موقعیت و نسبت سرعت جت بستگی دارد. به نظر می‌رسد که افزایش گشتاور با افزایش نسبت سرعت VR افزایش یکنواختی را نشان می‌دهد، گرچه همیشه این‌گونه نیست (جت‌های موقعیت میانی و درونی) اختلاف در قسمت میانی و ریشه تیغه با سطوح به‌اندازه کافی صاف و هموار شاخص‌تر هستند.

این‌گونه مشاهده شده است که باوجود اثرات نسبت سرعت جت VR بر از بین بردن جدایش جریان، استثنائاتی نیز وجود دارد و گشتاور تولید شده از یک‌رود روشن پیروی نمی‌کنند. این رفتار مبهم می‌تواند به علت حرکت دورانی تیغه توربین و

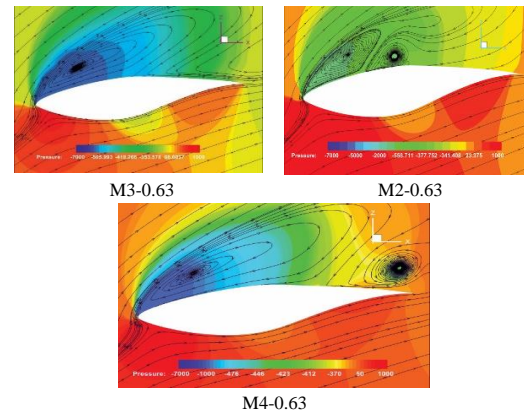
¹ Pressure leakage

در شکل ۱۴ تأثیرات مکان جت هوا بر کانتور فشار و الگوهای جریان بررسی شده است. شکل مذکور ترکیب خطوط فشار و جریان را به ترتیب برای جت‌های تعبیه شده در مقطع‌های دوبعدی نوک، میانه و ریشه نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل‌های ۱۴ الف تا ج نشان داده شده است، جت‌ها به طرز مؤثری می‌توانند جریان جدا شده را متصل نمایند. در این تصاویر موقعیت دقیق هر مقطع به صورت معرف دوقسمتی مانند T1-0.8 یا T2-0.95 معرفی شود، اصطلاح قبل از خط تیره موقعیت دقیق جت را نشان می‌دهد و عدد بعد از خط تیره فاصله مقطع تیغه برای یک جت خاص است. جریان تزریق شده باعث انتقال هوای با مومنتوم بالا به هوای دارای مومنتوم کم داخل لایه‌های مرزی شده و موجب خنثی شدن جدایش و اتصال مجدد جریان می‌شود. علاوه بر این می‌توان به خوبی نتیجه گرفت که جریان معکوس ناشی از افزایش محلی زاویه حمله و سطوح مقعر نواحی گسترده تری را در برمی‌گیرد و اندازه گردابه تولید شده در موقعیت ریشه، بزرگ شدن منطقه جدایش جریان را در پی دارد و همان‌طور که در مورد بخش‌های میانی و ریشه M، مشاهده شد، حتی پس از استفاده از جریان‌های جت، جریان‌های برگشتی خط جریانی نشده‌اند و جریان برگشتی همچنان مشاهده می‌شود. با مراجعه به شکل ۱۵ القا و دمش جریان به منطقه جدا شده در بهبود وضعیت خطوط جریان موفق آمیز است. تجزیه و تحلیل کانتورهای فشار نشان می‌دهد که در هر مکانی که جتی را فعال کرده‌ایم گرادینان فشار نامطلوب به‌طور کامل یا تا حدی بسته به مکان آن برطرف شده است (به جز استثانات مطرح شده) تجزیه و تحلیل جدایش جریان نشان می‌دهد که برای بیشتر موارد ناحیه جدایش با حضور جت هوا به سمت لبه فرار و پایین دست جریان جابجا می‌شود. همان‌طور که از شکل‌ها دیده می‌شود در اکثر موارد میزان جابجایی محل جدایش با نسبت سرعت بیشتر تقویت شده است.

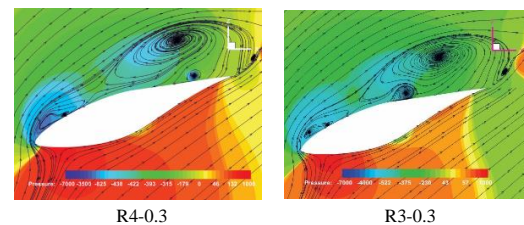
تیغه توربین، گشتاور را تا ۳- درصد نسبت به تیغه مبنا کاهش می‌دهند. با تغییر توزیع فشار در اثر اعمال جت در سمت مکش تیغه توربین جریان تحت تأثیر میدان فشار اطراف توربین قرار می‌گیرد.



شکل ۱۴- الف- کانتورهای فشار و خطوط جریان در بخش نوک توربین و در مقطع $r/R = 0.95$ برای $v = 15$ m/s



شکل ۱۴- ب- کانتورهای فشار و خطوط جریان در بخش میانی توربین و در مقطع $r/R = 0.63$ برای $v = 15$ m/s



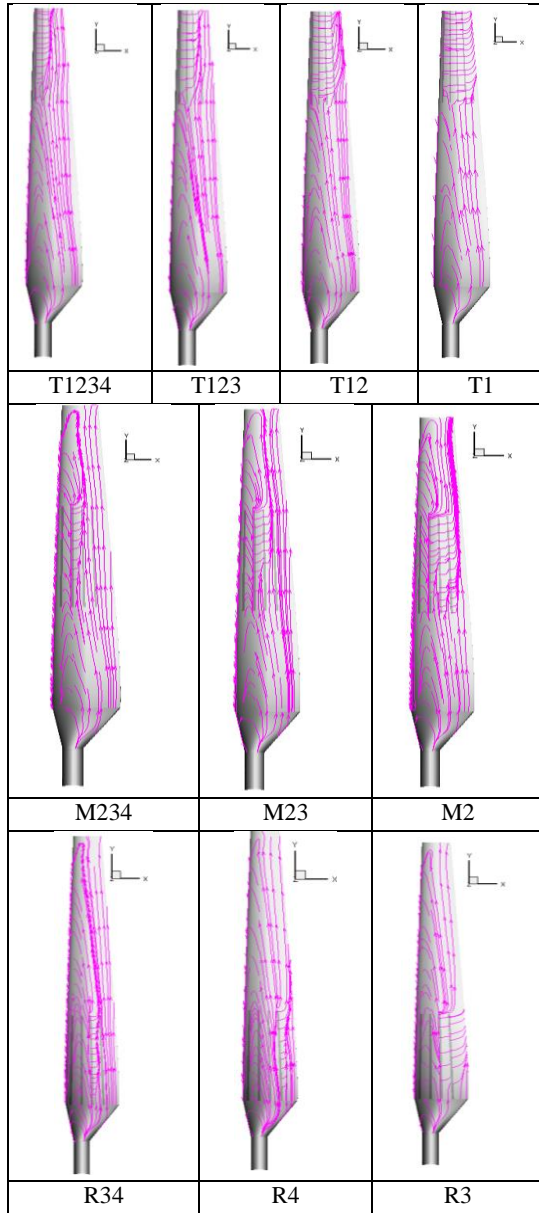
شکل ۱۴- ج- کانتورهای فشار و خطوط جریان در بخش ریشه توربین و در مقطع $r/R = 0.3$ برای $v = 15$ m/s

۳-۴- برهم‌نهی و هم‌افزایی جت هوا

نتایج حاصل از این بخش نشان می‌دهد که افزودن تعداد جت‌ها یکی پس از دیگری سبب اضافه شدن مومنومم القایی جت‌ها به جریان اصلی برگشتی شده و منجر به بهبود هر چه بیشتر بردارهای سرعت می‌شود. جریان تیغه از طریق متصل نمودن جریان جداشده سطح توربین و کنترل جدایش همان‌گونه که در شکل‌ها مشهود است، بهبود می‌یابد و هم‌زمان باعث افزایش نیروهای آیرودینامیکی، گشتاور و توان خروجی تیغه می‌شود. شکل ۱۵ خطوط جریان را روی سطح مکش تیغه نشان می‌دهد.

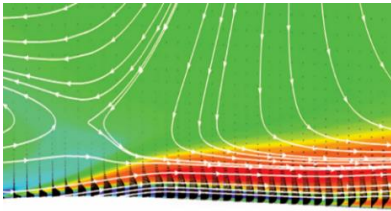
با توجه به این شکل افزایش تعداد عملگرهای جت از یک جت فعال به دو، سه و چهار جت منجر به بهبود بیشتر خطوط میدان جریان می‌شود. برای مورد T1234 سرعت شعاعی در مقایسه با جریان عرضی و همچنین نشت هوا از سطح فشار به سطح مکش بسیار ناچیز، در حد کمینه و قابل‌اغماض است. با این حال افزایش مقدار تزریق مومنومم و از بین بردن اثرات جدایش جریان با فعال نمودن جت‌های هوای گردابه ساز بیشتر افزایش می‌یابد. بر اساس تجزیه و تحلیل خطوط جریان، افزودن جت‌های فعال شده می‌تواند جدایش جریان را روی سطح تیغه به‌طور مؤثری مهار نماید، علی‌الخصوص برای نسبت سرعت‌های بیشتر تا نسبت سرعت ۳٫۲ این روند ادامه دارد. همان‌گونه که می‌توان دید به‌طور کلی جت‌های نزدیک لبه فرار تیغه اثرات بیشتری را بر پروفیل سرعت محدوده مربوط به خود می‌گذارند. برای این منظور سرعت با عبور از هر جت اصلاح می‌شود. هر جت به‌تنهایی باعث افزایش مومنومم جریان جداشده کم انرژی شده و به بهبود پروفیل سرعت نزدیک دیواره کمک شایانی می‌کند و به‌موازات این موضوع به کاهش احتمال بازگشت جریان کمک می‌کند علی‌الخصوص فعال نمودن جت T1 منجر به افزایش بیشتری (نسبت به سایر جت‌ها) در پروفیل سرعت می‌شود. هر چند سرعت خروجی هر جت هوا با افزایش فاصله شعاعی افزایش می‌یابد، میزان گسترش هر جت و پوشش منطقه

تأثیر جت به سمت پایین دست جریان نیز با فاصله شعاعی r " افزایش می‌یابد.



شکل ۱۵- خطوط جریان سطح مکش تیغه با فعال شدن جت‌های مجاور در بخش‌های تیغه برای سرعت ۱۵ متر بر ثانیه و نسبت سرعت جت ۳٫۲

شکل ۱۶ بردارهای سرعت را در مقاطع مختلف نشان می‌دهد. بر اساس مشاهدات در تمام موارد به‌جز M1، R1 و R2



شکل ۱۶- هم‌افزایی جت‌های بخش میانی M3 و M4

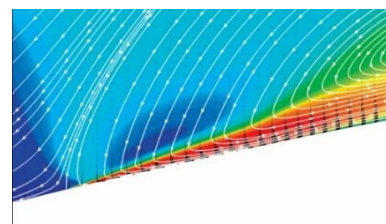
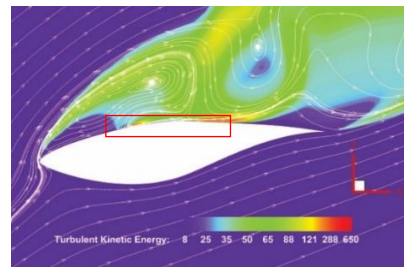
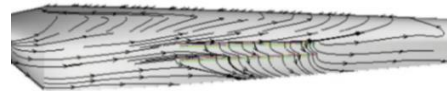
هر بخش از شکل ۱۶ انرژی جنبشی آشفتگی، خطوط جریان و بردارهای سرعت در دو موقعیت میانی جت هوا را به تصویر می‌کشد. این تصویر نشان‌گر بازیابی جریان با مومنوم کم را به‌واسطه تزریق مومنوم توسط جت‌ها است. اثر جت هوا در ناحیه نوک تیغه (به دلیل وتر کوچک‌تر و فاصله شعاعی بیشتر) دارای سودمندی بیشتری در امر اتصال خطوط جریان به سطح مکش توربین، (تزریق جریان قوی‌تر) دارد.

۵- نتیجه‌گیری

مطالعات نوآورانه همراه با ابتکار شامل شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان اطراف توربین بادی فاز ششم NREL، تعبیه جت‌های ابتکاری با هدف کنترل جدایش جریان جهت تحلیل اثرات متقابل جت هوا و فاکتورهای مؤثر بر آن شامل موقعیت و تری، نسبت سرعت جت و موقعیت طولی و استفاده از روش طراحی آزمایش تاگوچی در معین کردن میزان اهمیت پارامترهای افزایش‌دهنده گشتاور تولیدی انجام شد.

دستاوردهای اعمال روش تاگوچی در مقاله حاضر پس از چندین شبیه‌سازی عددی موارد به شرح ذیل می‌باشند. در این مطالعه با استفاده از جدول آرایه‌های متعامد L9 به دست آمده از تجزیه و تحلیل تاگوچی در نرم‌افزار Minitab 16.2.4 آزمایش‌هایی به‌واسطه حل عددی برای سه عامل با سه سطح انجام شد. مدل دینامیک سیالات محاسباتی برای هر یک از عوامل و سطوح تیغه توربین بادی با استفاده از نرم‌افزار فلونت نسخه 18.2 شبیه‌سازی شده است. با استفاده از سطوح مختلف هر متغیر این‌گونه استنباط شد که مهم‌ترین عامل در ایجاد

جت مذکور به جریان در مناطق کم‌سرعت شتاب می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رفت، با افزایش تعداد جت‌های فعال از یک‌به‌چهار در هر موقعیت طولی، بهبود بسیار بهتری در پروفیل‌های سرعت به دست می‌آید. در این شکل اثر متقابل افزودن جت هوای فعال بر انرژی جنبشی آشفتگی^۱، TKE، خطوط جریان و بردارهای سرعت نزدیک سطح در داخل لایه مرزی به تصویر کشیده شده‌اند. به محض این‌که انرژی دریافتی از طریق یک جت تضعیف شد، جت بعدی با تزریق مومنوم به داخل لایه مرزی موجب بازیابی جریان مذکور و حذف اثر جریان کم انرژی می‌شود. با فعال نمودن هم‌زمان جت‌های M3 و M4 هم‌افزایی آن‌ها در شکل ۱۶ نشان داده شده است. توضیحات اخیر نشان‌گر این مطلب است که این آرایش جت با القای جریان، موفق به بهبود مشخصات سرعت و در نهایت افزایش گشتاور می‌شود.



^۱ TURBULENT KINETIC ENERGY

- ۶- تأثیر مثبت هم‌افزایی جت‌های مجاور در تولید گشتاور مشهود است.
- ۷- در بخش‌های میانی و همچنین در مجاورت ریشه کاهش گشتاور را برای برخی از جت‌ها شاهد هستیم.
- ۸- حفظ فاصله عرضی برابر با ۲۰٪ وتر محلی بین هر دو جت فضای مناسبی را برای جبران آثار ناشی از جدایش جریان و اتصال مجدد جریان جدا شده فراهم می‌کند.

ضمایم

واژه‌نامه، علائم و نشانه‌ها

| | |
|----------------------------------|---|
| AJVG | جت گردابه Air Jet Vortex Generator |
| | ساز هوا |
| HAWT | Horizontal Axis Wind Turbine |
| | توربین بادی محور افقی |
| Ω | سرعت دورانی زاویه‌ای توربین (rad/sec) |
| c_p | ضریب فشار |
| c | طول وتر محلی (m) |
| r | فاصله شعاعی موقعیت طولی (y-direction in blade coordinate, m) |
| R | شعاع توربین بادی (m) |
| | سرعت باد آزاد (normal to the rotor plane, +in downstream direction (m/s)) |
| V_∞ | |
| $TSR = \frac{R\Omega}{V_\infty}$ | نسبت سرعت نوک Tip speed ratio |
| $VR = \frac{V_{jet}}{V_\infty}$ | نسبت سرعت جت velocity ratio |
| T, M, R | tip (outer), mid (middle) and root (inner) location of jets, respectively |
| V_{loc} | سرعت باد محلی تیغه تجربه شده در هر مقطع (m/s) |
| T | گشتاور تولیدی توربین (N.m) |
| h | عرض جت (m) |
| β | زاویه پیچش تیغه |

گشتاور نسبت سرعت جت است و به دنبال آن موقعیت و تری جت و سپس موقعیت طولی است. بررسی روند کلی حصول مقادیر F نیز این نتایج را تأیید می‌کند. نتایج تجزیه و تحلیل آزمایش‌ها با گزارش سایر مقالات دویبعدی مقایسه و مورد تأیید قرار گرفته‌اند. به عنوان یک جمع‌بندی کلی، این مطالعه نشان می‌دهد که تکنیک‌های آزمایشی تاگوجی به طور مؤثری می‌توانند بهینه‌سازی متغیرهای مؤثر بر میزان تولید توان توربین بادی را پیش‌بینی کرده و انتخاب ویژگی‌های بهینه جت را تسهیل نمایند. با توجه به مقادیر F در جدول ۴، ضریب اهمیت فاکتورهای مؤثر بر تولید گشتاور به ترتیب شامل اول نسبت سرعت و در رتبه دوم مکان و تری و عامل سوم رتبه‌بندی مکان طولی است. عملکرد کارآمد برای تولید گشتاور در سطح دوم مکان و تری $X/C=0.5$ ، سطح سوم نسبت سرعت (۲،۸) و در نهایت، سطح سوم موقعیت طولی (بخش بیرونی) است. دستاوردهای اصلی حاصل از نتایج شبیه‌سازی عددی این مطالعه را نیز می‌توان به شرح زیر خلاصه کرد:

- ۱- استفاده از جت دمشی در همه موارد باعث بهبود گشتاور خروجی نسبت به تیغه پایه بدون جت می‌شود، مگر در $M1$ ، $R1$ و $R2$ که سطوح غیر مسطح مقعر دارند.
- ۲- در مجموع بر اساس نتایج حاصله، کاربرد جت برای توربین‌های بادی محور افقی متمرکز شده و به کارگیری آن توصیه می‌شود. به طور کلی با توجه به ارزیابی‌های انجام شده از نتایج حاصله تأثیر جت‌ها روی نوک تیغه مفیدتر از سایر مناطق است.
- ۳- قرار دادن جت دمشی هوا بر روی تیغه نوک دارای اثر مضاعفی در عملکرد روتور نسبت به قسمت داخلی یا بخش میانی دارد. جت $T1$ اوج افزایش گشتاور بوده و در صد افزایش گشتاور $T1$ تقریباً ۱۳۰٪ است.
- ۴- بر اساس نتایج اعتبارسنجی، استفاده از مدل آشفتگی SST K- ω نیازهای یک حل عددی را برای یک شبیه‌سازی مناسب و صحیح تأمین می‌کند.
- ۵- شبیه‌سازی جت در نزدیکی لبه حمله تیغه در نواحی میانی و ریشه‌ای به دلیل ویژگی‌های سطح ناصاف چالش‌برانگیز است.

مراجع

- [14] Wang, H., Zhang, B., Qiu, Q., & Xu, X. (2017). Flow control on the NREL S809 wind turbine airfoil using vortex generators. *Energy*, 118, 1210-1221.
- [15] Wang, Y., Li, G., Shen, S., Huang, D., & Zheng, Z. (2018). Investigation on aerodynamic performance of horizontal axis wind turbine by setting micro-cylinder in front of the blade leading edge. *Energy*, 143, 1107-1124.
- [16] Moshfeghi, M., Shams, S., & Hur, N. (2017). Aerodynamic performance enhancement analysis of horizontal axis wind turbines using a passive flow control method via split blade. *Jou of Wind Eng and Ind. Aerodynamics*, 167, 148-159.
- [17] Ebrahimi, A., & Movahhedi, M. (2018). Wind turbine power improvement utilizing passive flow control with microtab. *Energy*, 150, 575-582.
- [18] Zhang, Y., Ramdoss, V., Saleem, Z., Wang, X., Schepers, G., & Ferreira, C. (2019). Effects of root Gurney flaps on the aerodynamic performance of a horizontal axis wind turbine. *Energy*, 187, 115955.
- [19] Guoqiang, L., Weiguo, Z., Yubiao, J., & Pengyu, Y. (2019). Experimental investigation of dynamic stall flow control for wind turbine airfoils using a plasma actuator. *Energy*, 185, 90-101.
- [20] Wang, H., Jiang, X., Chao, Y., Li, Q., Li, M., Zheng, W., & Chen, T. (2019). Effects of leading edge slat on flow separation and aerodynamic performance of wind turbine. *Energy*, 182, 988-998.
- [21] Sedighi, H., Akbarzadeh, P., & Salavatipour, A. (2020). Aerodynamic performance enhancement of horizontal axis wind turbines by dimples on blades: Numerical investigation. *Energy*, 195, 117056.
- [22] Acarer, S. (2020). Peak lift-to-drag ratio enhancement of the DU12W262 airfoil by passive flow control and its impact on horizontal and vertical axis wind turbines. *Energy*, 201, 117659.
- [23] Wang, Z., Wang, Y. & Zhuang, M. (2018). Improvement of the aerodynamic performance of vertical axis wind turbines with leading-edge serrations and helical blades using CFD and Taguchi method. *Energy conversion and management*, 177, 107-121.
- [24] Taguchi, G. (1986). Introduction to quality engineering: designing quality into products and processes (No. 658.562 T3).
- [25] Taguchi, G. I. (1994). Taguchi methods: On-line production. Amer Supplier Inst.
- [26] Taguchi, G., Elsayed, E. A., & Hsiang, T. C. (1989). Quality engineering in production systems. McGraw-Hill College.
- [27] Taguchi, G. (1986). Introduction to quality engineering: designing quality into products and processes (No. 658.562 T3).
- [1] Van Dam, C. P., Berg, D. E., & Johnson, S. J. (2008). Active load control techniques for wind turbines (No. SAND2008-4809). Sandia National Laboratories.
- [2] Barlas, T. K., & van Kuik, G. A. (2010). Review of state of the art in smart rotor control research for wind turbines. *Prog in Aerospace Sci*, 46(1), 1-27.
- [3] Kang, T. J., & Park, W. G. (2013). Numerical investigation of active control for an S809 wind turbine airfoil. *International J. Prec. Engng Manufa.*, 14(6), 1037-1041.
- [4] Yousefi, K., & Saleh, R. (2014). The effects of trailing edge blowing on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil and optimization of the blowing slot geometry. *J. Theo Appl. Mech.*, 52, 165-179.
- [۵] اکبر زاده پوریا، میرزایی ایرج، کیهانی محمدحسن، اکبر زاده ابراهیم. تأثیر دمش و مکش روی ضرایب برآ و پسای جریان‌های تراکم ناپذیر لزج عبوری از هیدرو فویل‌ها به کمک روش پیش شرط توانی. *مهندسی مکانیک مدرس*. ۱۳۹۳؛ ۱۴ (۴): ۱۲۹-۱۴۰
- [۶] شرفی، احمد، آل هوز، متین. (۱۳۹۸). تأثیر اعمال دمش جانبی ثابت بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانور پذیر. *نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر*. ۵۲ (۱۱)، ۳۰۰۱-۳۰۱۴
- [۷] سید شمس طالقانی، سید آرش. (۱۳۹۸). مطالعه عددی و پارامتری کنترل جریان به طریق مکش بر روی یک سیلندر به‌منظور کاهش نا پایایی‌های جریان و ریزش گردابه‌ها. *مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*. ۴۹ (۳)، ۱۸۳-۱۹۲.
- [۸] عبدلهی، سهیلا، مردانی، عباس، سید شمس طالقانی، سید آرش. (۱۳۹۵). تأثیر جت خلاف جریان پالسی بر عملکرد ائروترمودینامیکی برای یک کپسول بازگشتی مافوق صوت. *دانش و فناوری هوافضا*. ۵ (۱)، ۵۵-۶۵.
- [9] Gross, A., & Fasel, H. F. (2012). Flow control for NREL S822 wind turbine airfoil. *AIAA J.*, 50(12), 2779-2790.
- [10] Ebrahimi, A., & Movahhedi, M. (2017). Power improvement of NREL 5-MW wind turbine using multi-DBD plasma actuators. *Ene Conv Man*, 146, 96-106.
- [11] Oliver, A. G. (1997). Air jet vortex generators for wind turbines (Doctoral dissertation, Uni London).
- [12] Szwaba, R. (2011). Comparison of the influence of different air-jet vortex generators on the separation region. *AerO Sci. Technology*, 15(1), 45-52.
- [13] Yen, J., & Ahmed, N. A. (2013). Enhancing vertical axis wind turbine by dynamic stall control using synthetic jets. *Jou Wind Eng Ind Aero*, 114, 12-17.

- [39] Giguere, P., & Selig, M. S. (1999). Design of a tapered and twisted blade for the NREL combined experiment rotor (No. NREL/SR-500-26173). Lab, Golden, CO (US).
- [40] Derakhshan, S., & Tavaziani, A. (2015). Study of wind turbine aerodynamic performance using numerical methods. *Jou Cle Ene Tech*, 3(2), 83-90.
- [41] Abdulqadir, S. A., Iacovides, H., & Nasser, A. (2017). The physical modelling and aerodynamics of turbulent flows around horizontal axis wind turbines. *Energy*, 119, 767-799.
- [42] S. V. PATANKAR, D. B. SPALDING. A calculation procedure for heat, mass, and momentum transfer in 3D parabolic flows. *Int J He at Mass Transf*, vol. 15, p. 1787e806, 1972.
- [43] Menter, F. R., Kuntz, M., & Langtry, R. (2003). Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Turbulence, heat and mass transfer*, 4(1), 625-632.
- [44] Menter, F. (1993, July). Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows. In 23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference (p. 2906).
- [45] Hand, M. M., Simms, D. A., Fingersh, L. J., Jager, D. W., Cotrell, J. R., Schreck, S., & Larwood, S. M. (2001). Unsteady aerodynamics experiment phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns (No. NREL/TP-500-29955). National Renewable Energy Lab., Golden, CO.(US).
- [46] Duque, E. P., Burklund, M. D., & Johnson, W. (2003). Navier-Stokes and comprehensive analysis performance predictions of the NREL phase VI experiment. *J. Sol. Energy Eng.*, 125(4), 457-467.
- [47] Yelmule, M. M., & Vsj, E. A. (2013). CFD predictions of NREL phase VI rotor experiments in NASA/AMES wind tunnel. *International Journal of Ren. Ene Research (IJRER)*, 3(2), 261-269.
- [48] John D. Anderson, Jr. *Fundamentals of Aerodynamics Sixth Edition* Curator of Aerodynamics National Air and Space Museum Smithsonian Institution and Professor Emeritus University of Maryland p-428. Mc Graw Hill.
- [28] Ku, K. U. J., Rao, S. S. (1998). Taguchi-aided search method for design optimization of engineering systems. *Eng Opt*, 30(1), 1-23.
- [29] Wang, G.G. and Shan, S. (2006), "Review of Metamodeling Techniques in Support of Engineering Design Optimization," *J. Mecha. Desgn*, 129 (4), pp 370-380.
- [30] Ahmed, M.Y.M. and Qin, N. (2009), "Surrogate-Based Aerodynamic Design Optimization: Use of Surrogates in Aerodynamic Design Optimization," 13th International Conference on AERO SCI & AVIATION TECHNOLOGY, ASAT-13-AE-14.
- [31] Sankaya, M. and Güllü, A. (2014), " Taguchi design and response surface methodology-based analysis of machining parameters in CNC turning under MQL," *Jou of Cle Prod*, 65 (1), pp 604-616.
- [32] Hernández, S. and Díaz, J. (2012), "An application of Taguchi's method to robust design of aircraft structures," *WIT Transactions on The Built Environment*, 124 (1), pp 3-12.
- [33] Gaitonde, V. N., Karnik, S. R., & Davim, J. P. (2015). Multiple performance optimization in drilling using Taguchi method with utility and modified utility concepts. In *Materials Forming and Machining* (pp. 99-115). Woodhead Publishing.
- [34] Deng, L., Feng, B., & Zhang, Y. (2018). An optimization method for multi-objective and multi-factor designing of a ceramic slurry: Combining orthogonal experimental design with artificial neural networks. *Ceramics Int*, 44(13), 15918-15923.
- [35] Goharimanesh, M., Akbari, A., & Tootoonchi, A. A. (2014). More efficiency in fuel consumption using gearbox optimization based on Taguchi method. *J. Ind Engng Inter*, 10(2), 1-8.
- [36] Rao, S. S. (2015, November). Robust design of horizontal axis wind turbines using Taguchi method. In *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition* (Vol. 57441, p. V06BT07A056). American Society of Mech Eng.
- [37] Jureczko, M. E. Z. Y. K., Pawlak, M., & Mężyk, A. (2005). Optimisation of wind turbine lades. *J mater. Pro. tech*, 167(2-3), 463-471.
- [38] Lanzafame, R., & Messina, M. (2009). Optimal wind turbine design to maximize energy production. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: J. Pow Eng*, 223(2), 93-101.