

## بررسی اثر کنترل فعال جریان بر عملکرد توربین باد محور افقی ۱۰۰ کیلووات

**چکیده:** در این مقاله اثر عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک روی کنترل جدایش جریان اطراف مقطعی از پره توربین باد محور افقی مورد بررسی قرار گرفته است. در ابتدا، شبیه سازی های عددی دو بعدی با وجود عملگر پلاسما با استفاده از مدل الکترواستاتیک ارتقاء یافته در شرایط عملکردی و زوایای حمله مختلف انجام گرفته و سپس با استفاده از روش سطح پاسخ یک مدل ریاضی صریح که تأثیر پارامترهای موثر بر ضرایب آیرودینامیکی را در بر گیرد استخراج شده است. کوچک شدن ناحیه جدایش، در اثر تزریق مومنتم حاصل از فعال سازی عملگر پلاسما مشاهده شد. مدل ریاضی بدست آمده دارای اعتبار بسیار مناسبی بوده و نشان می دهد که اندرکنش معناداری میان پارامترهای عملگر و زاویه حمله وجود دارد. در انتها کدی به زبان متلب جهت پیاده سازی روش مومنتم المان پره توسعه یافته و تغییر توان خروجی مکانیکی توربین باد تلوس ۱۰۰ کیلووات در اثر فعال سازی عملگر پلاسما مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج حاکی از عدم تأثیر عملگر بر توان خروجی، در سرعت راه اندازی تا سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و افزایش تا حدود ۱۱ درصدی توان در سرعت ۱۱ تا ۱۶ متر بر ثانیه است.

**واژه های راهنما:** توربین باد، عملگر پلاسما، روش سطح پاسخ، روش مومنتم المان پره، توان مکانیکی خروجی، ضرایب آیرودینامیکی

### محدثه فدائی\*

استادیار، گروه مهندسی  
مکانیک و هوافضا،  
دانشگاه آزاد اسلامی،  
واحد رامسر، رامسر

مقاله علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۲/۰۵/۲۶

بازنگری: ۱۴۰۲/۰۶/۲۲

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۷/۲۳

Mohaddeseh  
Fadaei\*

Assistant Professor,  
Department of  
Mechanical and  
Aerospace  
Engineering,  
Islamic Azad  
University, Ramsar  
Branch, Ramsar

## Investigation of active flow control effect on performance of 100 kW horizontal axis wind turbine

**Abstract:** In this paper dielectric barrier discharge plasma actuator effect on flow separation of a horizontal axis wind turbine blade section were studied. Firstly, two dimensional flow simulations of plasma actuator with improved electrostatic model were performed in various operational conditions and angle of attacks. Then, an explicit response surface mathematical model was derived for the effect of variables on aerodynamic coefficients. Separation zone shrinkage was observed as a consequence of momentum injection from plasma actuation. The mathematical model has an acceptable validity and shows the significant interaction between parameters. Finally, a MATLAB code was developed to implement blade element momentum method and evaluate the mechanical output power of Tellus 100 kW wind turbine with actuator operation. The results indicate no significant effect on output power for cut-in to 10 m/s wind speeds and an increase of about 11 percent for 11 to 16 m/s speeds.

**Keywords:** Wind Turbine, Plasma Actuator, Response Surface Method, Blade Element Momentum Theory, Mechanical Output Power, Aerodynamic Coefficients

## ۱- مقدمه

در چند دهه اخیر مورد توجه قرار گرفته است. این عملگر کاربردهای گسترده‌ای در کنترل واماندگی، کنترل نویز و به تعویق انداختن گذار لایه مرزی دارد [۹]. نوع مرسوم عملگرهای پلاسما تخلیه سد دی الکتریک شامل دو الکتروود است که به طور غیر متقارن در دو سمت یک ماده دی الکتریک واقع شده و با اعمال جریان با ولتاژ بالا به دو الکتروود تخلیه پلاسما رخ می‌دهد. در طی این فرایند یک نیروی حجمی به جریان القا شده و با تصحیح پروفیل سرعت نزدیک دیواره کنترل جریان صورت می‌گیرد. مطالعات عددی در زمینه به کارگیری عملگر پلاسما بر اساس دو رویکرد اصلی، مبتنی بر شیمی پدیده تخلیه پلاسما و مدل‌های جبری است [۱۰] که روش‌های مبتنی بر شیمی پدیده، به دلیل حجم محاسبات بالا، جهت مطالعات کنترل جریان مناسب نیستند. با توجه به قابلیت مدل‌های جبری در مدلسازی تأثیر نهایی عملگر بر جریان، این مدل‌ها برای شبیه‌سازی‌های عددی کنترل جریان بیشتر مورد توجه بوده و محققان بسیاری در دهه‌های اخیر سعی بر بهبود توانمندی این مدل‌ها در شبیه‌سازی صحیح‌تر نیروی القا شده در اثر تخلیه پلاسما داشته‌اند [۱۱]. در پژوهش حاضر از مدل ارتقاء یافته الکترواستاتیک ارائه شده توسط امیدی و مظاهری [۱۲] استفاده شده است. همچنین در دو دهه اخیر مطالعات بسیاری در زمینه تأثیر عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک بر کنترل جریان اطراف مقاطع بال و پره توربین‌های باد انجام شده است. امیدی و مظاهری [۱۳] به مطالعه پارامتریک اثر پارامترهای هندسی عملگر و جنس ماده دی الکتریک بر راندمان آیرودینامیکی ایرفویل پره توربین باد پرداختند. ورسالس و همکاران [۱۴] در مطالعه تجربی و عددی به بررسی اثر عملگر پلاسما بر کنترل جدایش جریان اطراف ایرفویل پره توربین باد پرداختند. در این مطالعه تأثیر عملگر در زوایای صفر تا ۱۵ درجه مورد بررسی قرار گرفت و به صورت عددی نیز نتایج باز تولید شد. امیدی و مظاهری [۱۵] بهینه‌سازی مشخصات هندسی و جنس عملگر پلاسمایی را با برقراری لینک بین نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی و الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی دیفرانسیلی انجام دادند. فدائی و همکاران [۱۶] با استفاده از الگوریتم ژنتیک و نیز شبیه‌سازی عددی به بررسی اثر عملگر پلاسما بر کنترل جدایش جریان اطراف یک ایرفویل پرداختند. جئوکینگ و شی هی [۱۷] با استفاده از روش گردابه‌های بزرگ کنترل واماندگی دینامیکی اطراف ایرفویلی مجهز به عملگر پلاسما را بررسی کردند. در این مطالعه یک عملگر با عملکرد پالسی مورد استفاده قرار گرفت و ورتکس‌های اولیه و ثانویه ایجاد شده توسط عملگر در

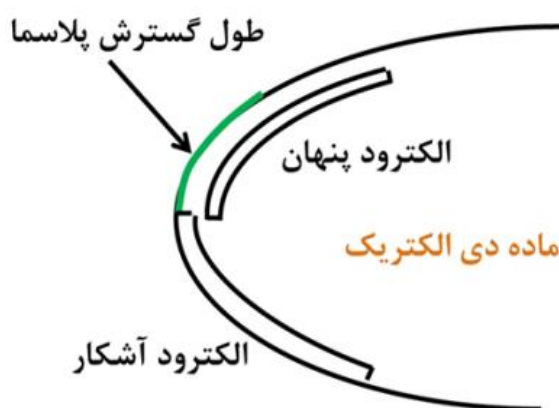
با گسترش صنعت خودروهایی برقی و زمینه‌هایی همچون استخراج ارزهای دیجیتال نیاز به تولید برق بیش از پیش اهمیت می‌یابد. توربین‌های باد یکی از تجهیزات مهم در تبدیل انرژی جنبشی باد به الکتریسته هستند و تاکنون مطالعات بسیاری در زمینه افزایش راندمان آن‌ها انجام گرفته است. از میان راهکارهای افزایش راندمان توربین‌های باد، استفاده از ابزارهای کنترل جریان در چند دهه اخیر به صورت گسترده مورد توجه قرار گرفته است [۱]. این ابزارها با حذف پدیده جدایش در مواقع لزوم سبب افزایش راندمان آیرودینامیکی و به دنبال آن افزایش توان تولید شده توسط توربین باد می‌شوند و دارای انواع فعال و غیر فعال هستند. در نوع کنترل غیر فعال نیازی به صرف انرژی نیست اما در روش کنترل فعال جریان باید میزانی انرژی صرف شود که بسته به شرایط جریان مقدار آن متفاوت است. در ادامه به برخی مطالعات پیرامون استفاده از ابزارهای غیر فعال و فعال کنترل جریان پرداخته می‌شود. خالد و همکاران [۲] به مطالعه تجربی و عددی اثر استفاده از بالچه و شکل آن بر افزایش ضریب توان، ضریب تراست و راندمان توربین باد پرداختند. کایا و همکاران [۳] به مطالعه تجربی اثر زاویه عقبگرد و رو به جلو بودن پره بر تغییرات ضریب فشار و ضریب تراست پرداختند. وانگ و همکاران [۴] در مطالعه‌ای با استفاده از مولد گردابه افزایش راندمان پره توربین باد را نشان دادند. ازلان و همکاران [۵] تأثیر استفاده از فرورفتگی‌های روی سطح پره، به عنوان ابزار غیر فعال جریان، بر توان توربین باد محور افقی را بررسی کردند. ژآنگ و همکاران [۶] در مطالعه تجربی به بررسی اثر خمیدگی نوک پره بر توان خروجی توربین مرجع فاز ۶ پرداختند. عباس‌خواه و همکاران [۷] در یک مطالعه عددی با بهره‌گیری از شبکه عصبی به بررسی اثر فرورفتگی‌های روی سطح پره توربین باد محور افقی بر تراست و توان خروجی پرداخته و حالت بهینه را استخراج کردند. در این مطالعه با استفاده از ده مرتبه آموزش دیدن الگوریتم، نقطه بهینه مشخص گردید که نشان از توانمندی و سرعت استفاده از شبکه عصبی در مسائل پیچیده مربوط به توربین باد دارد. بهاوسار و همکاران [۸] به صورت عددی اثر وجود شکاف‌هایی با ابعاد هندسی مختلف در مقطعی از پره توربین باد محور افقی را بررسی کردند و با بررسی پارامتریک به هندسه بهینه شکاف دست یافتند.

عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک یکی از ابزارهای کنترل جریان فعال است که به دلیل سادگی ساختار و وزن کم

با توجه به مطالعات انجام شده، مشخص است که پژوهش‌ها در زمینه اثر عملگر پلازما اغلب به صورت پارامتریک انجام پذیرفته است و در هیچ کدام عبارت مستقیم ریاضی که ارتباط بین پارامترها را مشخص کند و در مطالعاتی همچون بهینه‌سازی توسط الگوریتم‌های تکاملی و صنعت استفاده مستقیم داشته باشد استخراج نشده است. به ویژه استخراج چنین مدل مستقیمی ابزاری بسیار کارآمد جهت استخراج ضرایب آیرودینامیکی مورد استفاده در روش مومنت‌المان پره است. این روش به دلیل سرعت بالا مورد توجه زیادی در کاربردهای صنعتی طراحی پره توربین باد است. لذا پژوهش حاضر به بررسی اثر استفاده از عملگر پلازما بر ایرفویل توربین باد و استخراج رابطه‌ای مشخص برای بیان ارتباط بین پارامترها پرداخته است. همچنین در پژوهش حاضر کد عددی برای روش مومنت‌المان پره توسعه یافته است و توان خروجی توربین و نیروهای وارد بر پره بدون دخالت روش‌های زمانبر دینامیک سیالات محاسباتی برآورد شده است.

## ۲- بیان مسأله

در این پژوهش جریان اطراف یک ایرفویل ناکا سری ۶ مجهز به عملگر پلازما تخلیه سد دی الکتریک به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. عملگر پلازما در لبه حمله قرار دارد و شامل الکترودهایی به ضخامت  $0.254$  میلی متر است که با لایه‌هایی از کپتون به ضخامت کلی  $0.127$  میلی متر از یکدیگر مجزا شده‌اند. عرض الکترودها آشکار حدود  $10$  میلی متر و الکترودها پنهان در حدود  $15$  میلی متر است. شکل (۱) نمایی شماتیک از عملگر نصب شده در مکان لبه حمله را نشان می‌دهد.

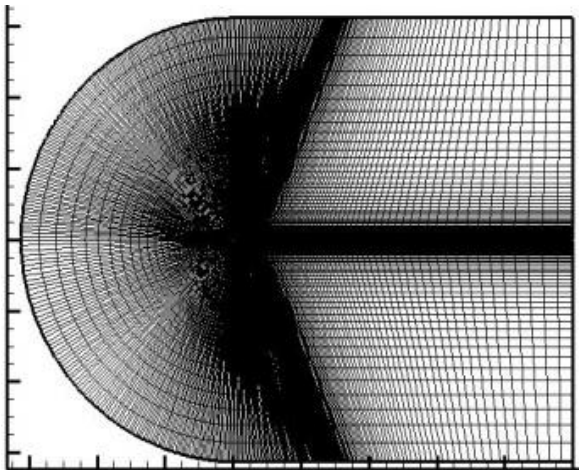


شکل ۱ عملگر نصب شده در مکان لبه حمله

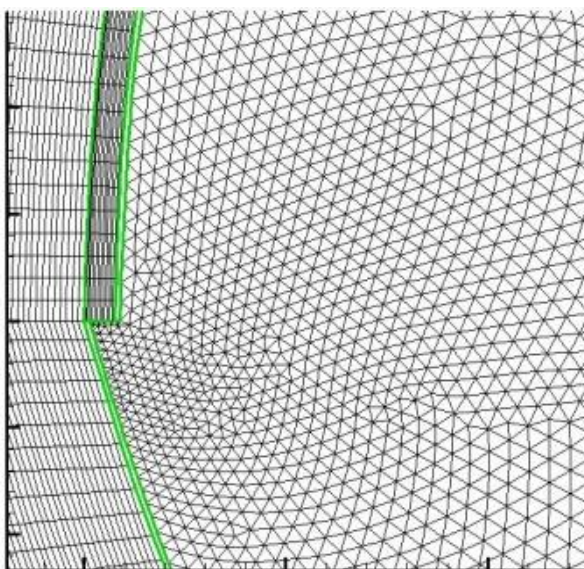
فرکانس‌های مختلف به دقت بررسی شدند. رضائی‌ها و کوتسونیس [۱۸] کاهش بارهای نوسانی روی ایرفویل را در اثر استفاده از عملگر پلازما به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. در این بررسی انرژی جنبشی توربولانس در شرایط مختلف بدست آمد. پیشتر فدائی و همکاران [۱۹] نیز در مطالعه‌ای عددی اثر استفاده از عملگر پلازما را بر انرژی جنبشی توربولانس اطراف ایرفویل مورد بررسی قرار داده بودند. علاوه بر بررسی تأثیر ابزار کنترل جریان بر عملکرد ایرفویل مقطع پره، یکی از مهم‌ترین گام‌های بعدی استخراج توان خروجی مکانیکی حاصل می‌باشد. استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی یا برنامه‌های از پیش توسعه‌یافته جهت تعیین توان خروجی تا کنون مد نظر بوده است. امیدی [۲۰] شبیه‌سازی عددی توسط نرم افزار انسیس فلونت جهت بررسی تأثیر عملگر پلازما بر توان توربین باد  $5$  مگاوات را انجام داد. چتان و همکاران [۲۱] با در نظر گرفتن اثر استفاده از فلپ گارنی روی ضرایب برآ و پسا و نرم افزار ایروداین<sup>۱</sup> که بر مبنای روش مومنت‌المان پره است به تعیین توزیع وتر و زاویه پیچش در طول پره پرداختند.

از نکات حائز اهمیت در مورد شبیه‌سازی‌های عددی، زمان محاسبات بسیار زیاد آن‌ها است. همچنین اطلاعات کاملی از نحوه کدنویسی و جزئیات کد، در مورد کدهای از پیش توسعه‌یافته مانند ایروداین که مناسب محاسبات آیرودینامیک توربین باد هستند، در دست نیست. این کدها بر مبنای روش مومنت‌المان پره هستند که یک روش به نسبت ساده و بسیار سریع در برآوردهای اولیه نیروهای وارد بر پره توربین باد و توان خروجی و تراست روتور است [۲۲]، [۲۳]. به عنوان مثال در روش مومنت‌المان پره نحوه محاسبه افت نوک در پره توسط افراد مختلفی بررسی گردیده و منجر به معادلاتی با ضرایب مختلف و چیدمان متفاوتی شده است [۲۴]، [۲۵]. همچنین تحت شرایطی که پره تحت بارگذاری زیاد قرار دارد و ضریب القای محوری بیش از  $0.3$  است فرمول‌های تجربی و نیمه تجربی متفاوتی ارائه شده است [۲۶]، [۲۷]. لذا توسعه کد مربوط به روش مومنت‌المان پره در یک بررسی عددی به منظور وجود تسلط کافی بر جزئیات، حائز اهمیت است. چراکه در کاربردهای صنعتی نیاز به امکان افزودن زیربرنامه‌هایی جهت محاسبات همه جانبه در روال تحلیل و طراحی توربین باد وجود دارد.

<sup>۱</sup>AeroDyne



(الف)



(ب)

شکل ۲ شبکه محاسباتی الف- اطراف و ب- داخل ایرفویل

در نواحی نزدیک به سطح ایرفویل و نزدیک به الکترودها از شبکه ریزتری استفاده شده است. استقلال حل از شبکه در زاویه حمله ۱۲ درجه در حالت روشن و خاموش بودن عملگر انجام شده است و در پژوهش پیشین فدائی و همکاران [۱۶]، [۱۹] ارائه شده است. لذا تعداد ۱۲۱۰۰۰ شبکه محاسباتی جهت اطمینان از دستیابی به حل مستقل از شبکه در شبیه‌سازی‌های صورت گرفته به کار رفته است.

شرایط مرزی و معادلات بی‌بعد اعمال شده به ناحیه محاسباتی در شکل (۳) ارائه شده است. در مرزهای اطراف ایرفویل در جلو، بالا و پائین ایرفویل شرط مرزی سرعت ورودی، در پشت ایرفویل در مرز خروجی شرط فشار خروجی و روی سطح ایرفویل از شرط مرزی دیواره استفاده شده است. روی سطح گسترش پلاسما فرض می‌شود که توزیع غلظت بار به صورت نیمه گوسین است.

تعداد ۷۶ شبیه‌سازی عددی صورت پذیرفته و نتایج حاصل جهت استخراج مدل ریاضی مشخص توسط روش سطح پاسخ برای ضریب برآ و راندمان آیرودینامیکی مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین یک کد به زبان برنامه‌نویسی متلب توسعه یافته که در آن با استفاده از روش مومنتوم المان پره، توان خروجی و نیروهای وارد بر روتور بدست می‌آید. توربین باد مورد استفاده به این منظور، توربین باد محور افقی تلوس ۱۰۰ کیلووات است و مقطع مورد نظر در فاصله ۴۶ درصد طول پره نسبت به هاب قرار دارد. این توربین سه پره از نوع کنترل استال بوده و طول پره آن ۹/۵ متر است. در مقاطع مختلف توربین مذکور ایرفویل ناکا سری ۶ با ضخامت‌ها، طول وتر و زوایای پیچش مختلفی به کار رفته است. اطلاعات کامل این توربین در مرجع [۲۸] وجود دارد.

## ۲-۱- ناحیه محاسباتی، تولید شبکه و شرایط مرزی

ناحیه محاسباتی با فاصله ۴۰ برابر وتر ایرفویل از پشت و ۲۵ برابر آن از اطراف ایجاد شده است تا از عدم تأثیر مرزها بر حل عددی اطمینان حاصل شود. شبکه محاسباتی سازمان یافته دو بعدی از نوع سی در اطراف ایرفویل و شبکه بی سازمان مثلثی برای فضای داخلی ایرفویل و در اطراف الکترودها ایجاد شده است [۲۹]. لازم به ذکر است که تولید شبکه در فضای داخل ایرفویل به دو روش، یعنی تولید شبکه در کل فضای داخلی و یا فقط مابین الکترودها آشکار و نهان ممکن است [۳۰] و [۲۹]. در پژوهش حاضر شبکه محاسباتی در کل فضای داخلی ایرفویل تولید شده است، چراکه پس از حل و همگرایی معادلات القای الکترواستاتیک، نیروی حجمی به دست آمده در معادلات جریان به صورت ترم چشمه اعمال می‌شود و تعداد شبکه فضای داخلی ایرفویل نقشی در افزایش حجم محاسبات نخواهد داشت. با این حال تولید شبکه در فضای داخلی ایرفویل می‌تواند تنها مابین دو الکترودها آشکار و نهان صورت گیرد و از ایجاد شبکه در کل فضای داخلی اجتناب شود. همچنین در کاربرد عملی استفاده از ماده دی الکتریک در کل فضای داخلی ایرفویل لزومی ندارد و به جهت جلوگیری از سنگین شدن وزن ایرفویل باید تنها مابین دو الکترودها آشکار و پنهان از آن استفاده شود.

معادلات جریان سیال و معادلات مربوط به عملگر پلاسما به طور مستقل از هم در شبکه محاسباتی ایجاد شده حل می‌شوند. شکل (۲) شبکه محاسباتی تولید شده در اطراف و داخل ایرفویل را نشان می‌دهد.

در پژوهش حاضر مدل الکترواستاتیک ارتقاء یافته مورد استفاده قرار گرفته است [۱۲] که از معادلات ماکسول نتیجه شده و برای چگالی بار و پتانسیل الکتریکی به صورت معادلات (۴) و (۵) است.

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \phi) = 0 \quad (4)$$

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \rho_c) = \frac{\rho_c}{\lambda_D^2} \quad (5)$$

در این روابط  $\lambda_D$  طول دبابی و  $\epsilon_r$  نفوذپذیری الکتریکی هستند. طول دبابی فاصله‌ای است که ذرات باردار تا آن فاصله توان گریز از میدان الکترومغناطیس ایجاد شده را ندارند. با توجه به عدم وابستگی معادلات (۴) و (۵) به زمان، شرایط مرزی بی‌بعد به صورت معادله (۶) و (۷) در نظر گرفته می‌شود و مقادیر ثابت به الکترودها و سطح گسترش عملگر اعمال می‌شود. پس از محاسبه توزیع پتانسیل الکتریکی و چگالی بار بی‌بعد، مقادیر بدست آمده در پارامترهای بی‌بعد سازی ضرب می‌شوند.

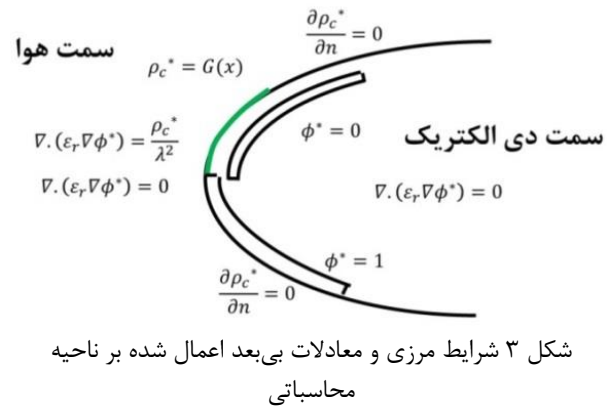
$$\phi^* = \frac{\phi}{\phi_{max} f(t)} \quad (6)$$

$$\rho_c^* = \frac{\rho_c}{\rho_c^{max} f(t)} \quad (7)$$

در این روابط  $\phi_{max}$  حداکثر پتانسیل الکتریکی و  $\rho_c^{max}$  حداکثر چگالی بار است. شکل موج تغییرات ولتاژ متناوب اعمالی به الکترودها است. همچنین از مزایای مدل الکترواستاتیک ارتقاء یافته، عدم نیاز به انجام تست‌های تجربی مجدد تحت تغییر شرایط عملکردی و هندسی عملگر پلاسما جهت کالیبراسیون ضرایب مدل است. جهت پیاده‌سازی معادلات مربوط به القای الکترواستاتیک بر جریان سیال، ابتدا کدی به زبان متلب توسعه یافته و پارامترهای مدل الکترواستاتیک استخراج شده است و سپس کدی به زبان C++ توسعه پیدا کرده که طی آن نیروی القا شده محاسبه می‌شود و در نرم افزار تجاری انسیس فلوننت ۱۷ به عنوان ترم چشمه به جریان اعمال می‌گردد.

### ۲-۳- روش سطح پاسخ

در پژوهش حاضر جهت دستیابی به مدل ریاضی از روش سطح پاسخ استفاده شده است. برای پاسخ دلخواه  $y$ ، مدل رگرسیونی



شکل ۳ شرایط مرزی و معادلات بی‌بعد اعمال شده بر ناحیه محاسباتی

مدل تلاطمی مورد استفاده SST-k $\omega$  [۳۱] و حل کننده مبنی بر فشار و حلگر کاپلر استفاده شده است که با توجه به فیزیک جریان انتخاب‌های مناسبی هستند. شبکه محاسباتی ایجاد شده روی دیواره دارای  $y^+$  نزدیک به یک است. برای گسسته‌سازی معادله مومنتم، انرژی جنبشی توربولانس، غلظت شارژ و پتانسیل الکتریکی روش مرتبه دوم بالادست بکار رفته و معیار همگرایی مسأله، مقدار باقی‌مانده‌های حل  $10^{-6}$  برای مشخصه‌های جریان و برای پتانسیل الکتریکی و غلظت بار  $10^{-16}$  است. لازم به ذکر است که بر خلاف باقی‌مانده‌های حل جریان، باقی‌مانده‌های حل مربوط به پتانسیل الکتریکی و غلظت بار باید میزان بسیار کوچکی باشد تا همگرایی حاصل شود.

### ۲-۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم برای پیوستگی و مومنتم به صورت روابط (۱) و (۲) است [۳۲]. با توجه به اینکه مقیاس زمانی شکل‌گیری پلاسما بسیار کوچکتر از مقیاس زمانی شتابگیری سیال است می‌توان از حالت پایا برای حل استفاده کرد.

$$(\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla P + \nu \nabla^2 \vec{V} + \vec{f}_b \quad (1)$$

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (2)$$

که  $\vec{f}_b$  نیروی حجمی القا شده توسط عملگر پلاسمایی است و توسط رابطه (۲) بدست می‌آید [۱۲].

$$\vec{f}_b = \rho_c \vec{E} \quad (3)$$

در این رابطه  $\rho_c$  چگالی بار و  $\vec{E}$  میدان الکتریکی است که توسط رابطه (۳) بدست می‌آید و با گرادیان پتانسیل الکتریکی برابر است.



بررسی قرار گیرد مقدار باقیمانده مرتبه دوم پیش‌بینی شده است. اگر این مقدار به طرز قابل ملاحظه‌ای از مقدار باقیمانده مرتبه دوم کمتر باشد به مفهوم به کارگیری ترم‌های بیش از حد بوده و باید سعی شود این دو مقدار به هم نزدیک باشند و حداکثر ۰/۲ اختلاف داشته باشند.

## ۲-۴- روش مومنتوم المان پره

روش مومنتوم المان پره روشی ساده و سریع است که از ترکیب روش دیسک محرک<sup>۱</sup> و المان پره حاصل می‌شود. در این روش پره در طول خود به المان‌هایی تقسیم می‌شود و نیروهای وارد بر هر المان به طور مجزا محاسبه می‌شوند. با توجه به اینکه بر خلاف بال یک هواپیما، پره‌های توربین باد دارای چرخش هستند، سرعتی که هر مقطع از پره می‌بیند تحت تأثیر از مؤلفه‌های القایی سرعت نیز خواهد بود [۳۴]. لذا روال تحلیل پره به روش مومنتوم المان پره با حدس اولیه برای ضرایب القای محوری و مماسی شروع می‌شود. حدس اولیه صفر در نظر گرفته شده و حلقه محاسباتی شروع می‌شود. لازم است که به منظور اطمینان از همگرایی حل شرطی نیز در نظر گرفته شود، به این صورت که تفاوت مقادیر ضرایب القای مماسی و محوری با مرحله قبل کمتر از  $10^{-6}$  باشد. تنظیم مقدار تولرانس خطا و شرایط همگرایی و ضرایب تخفیف نیز حائز اهمیت است. همچنین هنگام استفاده از تصحیح پرنائل برای آخرین المان نیز لازم است در حلقه حل برنامه نیروها درست در نوک صفر در نظر گرفته شوند و حلقه همگرایی ضرایب القایی برای آن قسمت اجرا نشود. در انتها این المان در هنگام انتگرال‌گیری مد نظر قرار می‌گیرد. روال کلی الگوریتم به صورت زیر بیان می‌گردد.

۱. حدس اولیه برای مقادیر ضرایب القای محوری و مماسی در نظر گرفته می‌شود.

۲. زاویه جریان با استفاده از رابطه (۱۱) به دست می‌آید.

$$\phi = \tan^{-1} \frac{V_0(1-a)}{r\omega(1+a')} \quad (11)$$

۳. زاویه حمله با استفاده از روابط (۱۲) مشخص می‌شود.

$$\alpha = \phi - \theta \quad (12)$$

$$\theta(r) = \theta_p + \beta(r) \text{ (pitch + twist)} \quad (13)$$

مرتبه دوم به صورت رابطه (۹) است که از روش حداقل مربعات برای تخمین ضرائب چند جمله‌ای استفاده می‌شود [۳۳].

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_{ix_i} + \sum_{i=1}^k \beta_{ii}x_i^2 + \sum \sum \beta_{ij}x_ix_j + \varepsilon \quad (8)$$

در این رابطه  $x_i$  و  $x_j$  متغیرهای مسأله،  $\beta_0$  ضریب ثابت،  $\beta_{ij}$  ضریب خطی،  $\beta_{ii}$  ضریب مرتبه دوم و  $\beta_{ij}$  ضریب متقابل می‌باشد. آنالیز واریانس به جهت تشخیص دقت مدل رگرسیونی پیش‌بینی شده استفاده می‌شود. به این منظور معیارهایی از جمله باقی‌مانده مرتبه دوم تطبیق یافته، سهم هر عامل در پاسخ (مقدار پی) و مقدار باقی‌مانده پیش‌بینی شده مورد بررسی قرار می‌گیرد. مقدار باقیمانده مرتبه دوم به صورت معادله (۹) تعریف می‌شود.

$$R^2 = \frac{SS_{\text{model}}}{SS_{\text{total}}} = 1 - \frac{SS_{\text{Res}}}{SS_{\text{total}}} = \frac{\sum_i (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_i (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (9)$$

در این رابطه  $SS_{\text{model}}$  مجموع مربعات رگرسیون،  $SS_{\text{total}}$  مجموع مربعات کل،  $\hat{y}_i$  مقدار پاسخ پیش‌بینی شده توسط مدل،  $\bar{y}_i$  مقدار متوسط و  $y_i$  مقدار واقعی پاسخ می‌باشد. تشخیص دقت مدل انطباق یافته با استفاده از مقدار باقیمانده مرتبه دوم کافی نمی‌باشد چرا که با افزایش ترم‌های مدل، این فاکتور حتی در صورت بی معنی بودن ترم اضافه شده همچنان افزایش می‌یابد. بنابراین فاکتور باقیمانده مرتبه دوم انطباق یافته مورد بررسی قرار می‌گیرد. با در نظر گرفتن این فاکتور احتمال به کاربردن ترم‌های بیش از حد از بین می‌رود. زیرا با وارد کردن ترم‌های بی معنی در مدل این فاکتور کاهش می‌یابد. محاسبه باقیمانده مرتبه دوم تطبیق یافته با استفاده از معادله (۱۰) صورت می‌گیرد.

$$\text{Adjusted } R^2 = 1 - \frac{(N-1)}{[N-(K+1)]} (1-R^2) \quad (10)$$

در این رابطه  $N$  تعداد نمونه یا اجراها و  $K$  تعداد متغیرهای مستقل مسئله هستند. فاکتور مقدار پی برای تشخیص درستی فرض پراکندگی نرمال توزیع داده‌ها است. مطلوب است مقدار این فاکتور کوچک‌تر از ۰/۰۵ باشد که به مفهوم سطح اطمینان ۹۵ درصدی پاسخ است. همچنین باید از حذف ترم‌هایی از معادله که علی‌رغم داشتن مقدار پی بزرگ‌تر از ۰/۰۵، حذف آنها منجر به کاهش باقیمانده مرتبه دوم تطبیق یافته می‌شود اجتناب گردد. یکی از فاکتورهای مهم دیگر که باید مورد

<sup>1</sup> Actuator Disc

۶. ضرایب نیروی مماسی و عمودی بدست می‌آید.

$$C_n = C_l \cos \phi + C_d \sin \phi \quad (21)$$

$$C_t = C_l \sin \phi - C_d \cos \phi \quad (22)$$

۷. ضریب تراست با استفاده از معادله (۲۳) محاسبه می‌شود.

$$C_T = \frac{\sigma(1-a)^2(C_l \cos \phi + C_d \sin \phi)}{\sin^2 \phi} \quad (23)$$

در این رابطه  $\sigma = \frac{Bc}{2\pi r}$  است.

۸. نحوه محاسبه ضریب القای محوری براساس برنلارد [۲۳] برای حالتی که  $C_T > 0.96F$  یعنی المان تحت بار زیاد باشد طبق تصحیح گلوئرت اصلاح شده، به صورت رابطه (۲۴) خواهد بود. این روش در نرم افزار ایروداین نیز استفاده می‌شود.

$$a = \frac{18F - 20 - 3\sqrt{(50 - 36F) + 12F(3F - 4)}}{36F - 50} \quad (24)$$

همچنین برای  $C_T \leq 0.96F$  طبق تئوری استاندارد مومنتوم المان پره، معادله (۲۵) را برای ضریب القای محوری خواهیم داشت.

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \phi}{\sigma C_n} + 1} \quad (25)$$

۹. محاسبه ضریب القای مماسی با استفاده از رابطه (۲۶)

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \phi \cos \phi}{\sigma C_t} - 1} \quad (26)$$

۱۰. قدر مطلق اختلاف ضریب القای محوری و مماسی بدست آمده از گام (۸) و (۹) با مقدار قبلی آن نشان می‌دهد که حل همگرا شده است یا نیاز به تکرار مراحل و بازگشت به گام (۲) می‌باشد.

$$|a \text{ or } a'^{new} - a \text{ or } a'^{old}| < \varepsilon \quad (27)$$

۱۱. بعد از همگرایی حل مقدار ضریب القای مماسی و محوری هر المان برداشت شده و با استفاده از روابط مرحله (۲) تا (۶) مقدار ضرایب نیروی عمودی و مماسی محاسبه شده و نیروی عمودی و مماسی هر المان نیز به صورت (۲۸) و (۲۹) محاسبه می‌شود.

۴. ضرایب برآ و پسا از اطلاعات ایرفویل با داشتن زاویه حمله و عدد رینولدز برای هر المان به دست می‌آید. در این گام با توجه به اینکه اطلاعات موجود برای ایرفویل دوبعدی است، برای مدل سه بعدی لازم است که تصحیحاتی صورت گیرد و از مدل‌های ریاضی تجربی استفاده شود. یعنی زمانی که سرعت باد از حد خاصی بیشتر شد، لازم است که با استفاده از یکی از مدل‌های ریاضی تجربی موجود، مقدار ضریب برآ و پسا تصحیح شود. چون مقادیر ضرایب آیرودینامیکی ارائه شده در منابع برای شرایط دو بعدی می‌باشد، در شرایطی که چرخش پره و نیز جدایش لایه مرزی و تأثیر نیروهای سانتریفیوژ و کوریولیس را داریم باید با استفاده از یکی از مدل‌های موجود مانند مدل چاوایاروپولوس و هانسن، مدل سلیگ و یا انواع مدل‌های موجود دیگر [۳۵]، این ضرایب تصحیح شوند. در مطالعه حاضر به منظور مقایسه با نتایج کار آقای هانسن [۲۲] برای توربین فوق از مدل چاوایاروپولوس و هانسن استفاده شده است که به صورت معادله (۱۴) است.

$$f_{c_l, c_d} = a(c/r)^h \cos^n(\theta), a = 2.2, h = 1, n = 4 \quad (14)$$

$$C_{l,3D} = C_{l,2D} + f\left(\frac{c}{r}, \dots\right) \Delta C_l \quad (15)$$

$$C_{d,3D} = C_{d,2D} + f\left(\frac{c}{r}, \dots\right) \Delta C_d \quad (16)$$

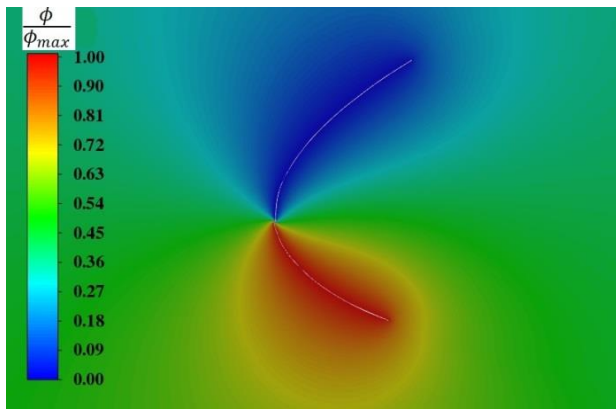
۵. ضریب تصحیح پرانتل به جهت تصحیح افت نوک پره و همچنین ضریب افت هاب در این مرحله محاسبه می‌شود. با توجه به اینکه یک المان ممکن است از افت نوک و نیز افت هاب تحت تأثیر قرار گیرد در این حالت دو ضریب به دست آمده در هم ضرب شده و در فرمول‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. در واقع این تصحیح بیان می‌کند که تعداد پرها محدود است و فرض بینهایت بودن تعداد پرها که در روش دیسک محرک برای استخراج معادلات مومنتوم اعمال شده است را تصحیح می‌کند.

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( \exp \left( \frac{B}{2} \frac{r-R}{r \sin \phi} \right) \right) \quad (17)$$

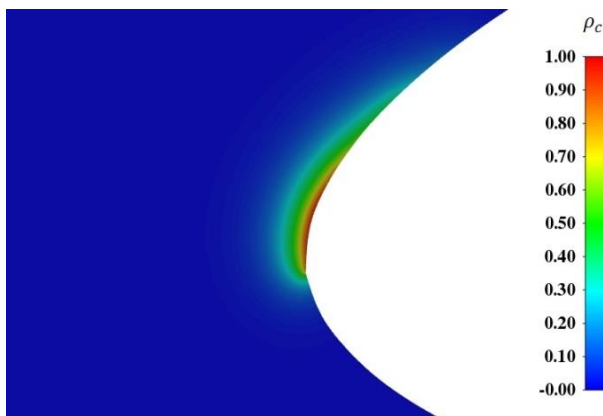
$$F_{tip} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( \exp \left( \frac{B}{2} \frac{r-R}{r \sin \phi} \right) \right) \quad (18)$$

$$F_{hub} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( \exp \left( \frac{B}{2} \frac{r-R_{hub}}{r \sin \phi} \right) \right) \quad (19)$$

$$F = F_{tip} \cdot F_{hub} \quad (20)$$

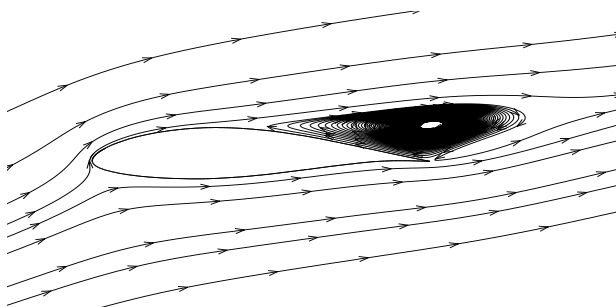


(الف)

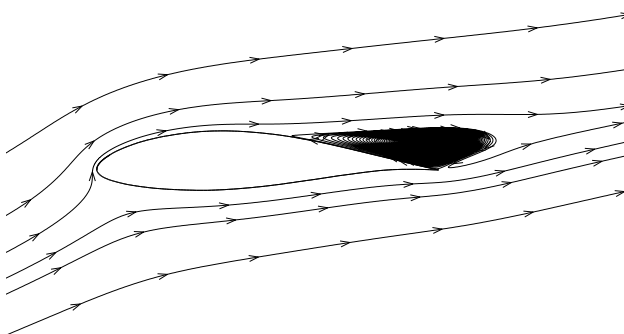


(ب)

شکل ۴ توزیع الف- پتانسیل الکتریکی بی بعد ب- چگالی بار اطراف ایرفویل



(الف)



(ب)

شکل ۵ خطوط جریان اطراف ایرفویل در زاویه حمله ۱۶ درجه الف- عملگر خاموش ب- عملگر روشن

$$p_t = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c C_t \quad (28)$$

$$p_n = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c C_n \quad (29)$$

۱۲. انتگرال نیروی مماسی ضرب در فاصله شعاعی هر المان از مرکز روتور، گشتاور ایجاد شده و حاصل ضرب آن با سرعت دورانی روتور و تعداد پره‌ها توان خروجی مکانیکی را نتیجه می‌دهد. همچنین انتگرال نیروی عمودی در تعداد پره نیروی تراست را نتیجه می‌دهد.

$$M = \int r p_t dr \quad (30)$$

$$power = BM\omega \quad (31)$$

$$T = \int B p_n dr \quad (32)$$

### ۳- نتایج

اعتبار سنجی نتایج شبیه‌سازی عملکرد عملگر پلاسما با داده‌های تجربی موجود در هوای ساکن روی صفحه تخت و اعتبار سنجی شبیه‌سازی عملکرد پلاسما روی ایرفویل با مشخصات ذکر شده در بخش بیان مسأله، در پژوهش پیشین فدائی و همکاران [۱۹] ارائه شده است. در پژوهش حاضر اثر استفاده از عملگر پلاسما در زوایای حمله و شرایط عملکردی مختلف بر خصوصیات جریان، ضریب برآ و راندمان آیرودینامیکی به منظور استخراج مدل رگرسیونی مشخص مورد بررسی و در نهایت در کد توسعه یافته به روش مونتوم المان پره مورد استفاده قرار گرفته است.

### ۳-۱- نتایج شبیه‌سازی عددی

با فعال شدن عملگر پلاسما میدان الکترومغناطیس ایجاد شده و تخلیه بار صورت می‌گیرد. این موضوع سبب القای جریان و تصحیح پروفیل سرعت و شکل خطوط جریان در مکان تخلیه پلاسما می‌گردد. شکل (۴) توزیع پتانسیل بی بعد و چگالی بار تخلیه پلاسما را در اطراف ایرفویل نشان می‌دهد. همانطور که ملاحظه می‌شود ناحیه تخلیه پلاسما که توسط چگالی بار مشخص است بسیار کوچک بوده و در شرایط مطالعه حاضر مقداری حدود ۱۵ میلی‌متر است.



جدول ۲ مدل رگرسیونی ضریب برآ

مقدار پی	ضرایب متغیرها	متغیرهای معادله
<۰/۰۰۰۱	۱/۲۹	عدد ثابت
<۰/۰۰۰۱	۰/۰۷۹۸	$f$
<۰/۰۰۰۱	۰/۰۷۴۳	$v$
<۰/۰۰۰۱	-۰/۰۲۴۵	$\alpha$
<۰/۰۰۰۱	۰/۰۴۷۵	$fv$
<۰/۰۰۰۱	۰/۰۱۷۲	$f\alpha$
<۰/۰۰۰۱	۰/۰۱۰۸	$v\alpha$
<۰/۰۰۰۱	-۰/۰۵۳۵	$\alpha^2$

جدول ۳ مدل رگرسیونی راندمان آیرودینامیکی

مقدار پی	ضرایب متغیرها	متغیرهای معادله
<۰/۰۰۰۱	۱۴/۴۱	عدد ثابت
<۰/۰۰۰۱	۲/۴۵	$f$
<۰/۰۰۰۱	۲/۳۹	$v$
<۰/۰۰۰۱	-۹/۵۶	$\alpha$
<۰/۰۰۰۱	۱/۷۳	$fv$
<۰/۰۰۰۱	-۱/۱۹	$f\alpha$
<۰/۰۰۰۱	-۱/۲۳	$v\alpha$
<۰/۰۰۰۱	۲/۷۷	$\alpha^2$

جدول ۴ باقیمانده های آنالیز واریانس

ضریب برآ	راندمان آیرودینامیکی
۰/۹۹۳۴	باقیمانده مرتبه دوم
۰/۹۹۲۷	باقیمانده مرتبه دوم
۰/۹۹۳۲	باقیمانده مرتبه دوم پیش بینی شده

بررسی اثر تداخلی متغیرهای مورد مطالعه بر یکدیگر در زاویه حمله ۲۰ درجه در شکل (۶) نشان داده شده است. مدل (۱) مربوط به ضریب برآ در (۶- الف) و مدل (۲) مربوط به راندمان آیرودینامیکی در شکل (۶- ب) ارائه شده است. با توجه به نمودارها مشخص است که بر طبق مدل (۱) فرکانس عملگر در حد پایین ولتاژ یعنی ۶ کیلوولت که با رنگ مشکی مشخص

تأثیر جریان القا شده توسط عملگر بر خطوط جریان اطراف ایرفویل در شکل (۵) نشان داده شده است. همانطور که در شکل (۵) ملاحظه می شود در زاویه حمله ۱۶ درجه، روشن شدن عملگر پلاسما سبب کوچک شدن ناحیه جدایش جریان شده است.

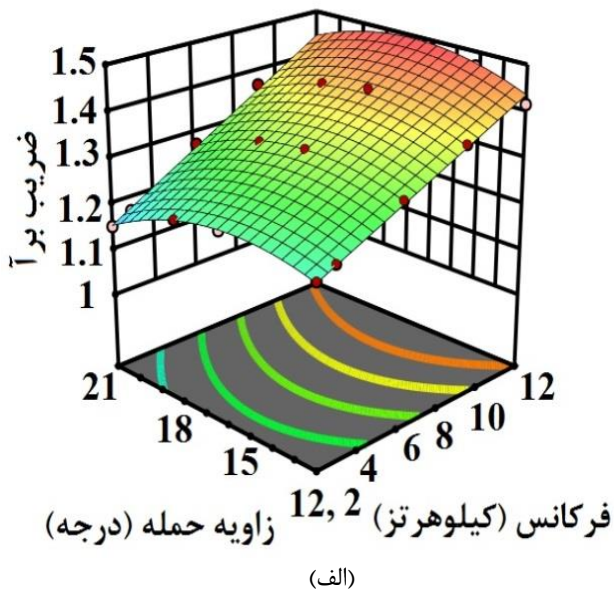
### ۳-۲- استخراج مدل رگرسیونی

با توجه به اینکه راندمان آیرودینامیکی و ضریب برآ، پارامترهای مهمی در طراحی توربین های بادی محور افقی هستند و در صورت وقوع جدایش تحت تأثیر قرار می گیرند، رفتار جریان در زاویه ۱۲ تا ۲۱ درجه که جدایش جریان را داریم مورد بررسی قرار گرفته و با استفاده از ۷۶ اجرای محاسباتی مدل رگرسیونی جهت ارزیابی مستقیم این پارامترها ارائه شده است. جهت استخراج مدل ریاضی زمانی که عملگر پلاسما در لبه حمله ایرفویل قرار دارد و عدد رینولدز شبیه سازی ها ۴۳۰۰۰۰ است، با مد نظر داشتن سه متغیر فرکانس، ولتاژ و زاویه حمله که به ترتیب در ۵، ۴ و ۵ سطح تغییر می کنند جدول طراحی اجراها تنظیم شده است. جدول (۱) متغیرهای طرح و بازه تغییرات آنها را نشان می دهد. مدل های پیشنهادی برای ضریب برآ و راندمان آیرودینامیکی مدل مرتبه دوم هستند که در جدول (۲) و (۳) ارائه شده اند. در ستون وسط از جداول مذکور ضرایب متغیرهای معادله قرار دارند و در ستون سمت چپ مقدار پی ترم های معادله ارائه شده است. همانطور که در بخش (۲-۳) بیان شد لازم است که مقدار این فاکتور برای هر کدام از ضرایب معادله کوچکتر از ۰/۰۵ باشد تا وجود آن ترم در معادله معنی دار باشد، که با توجه به جداول این مقدار برای هر کدام از ترم ها کوچکتر از ۰/۰۰۱ بدست آمده است.

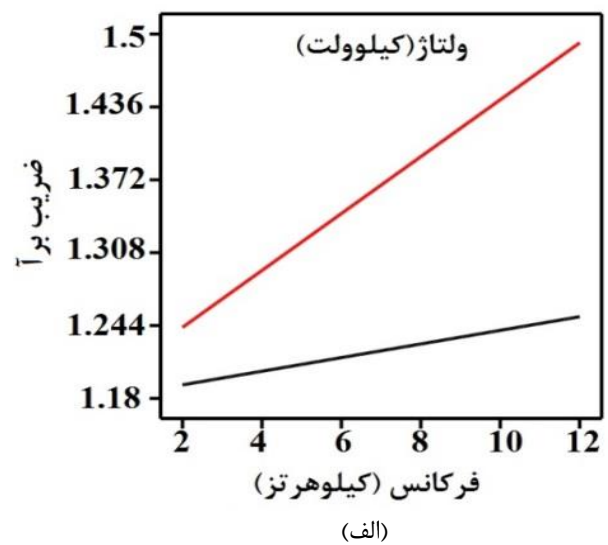
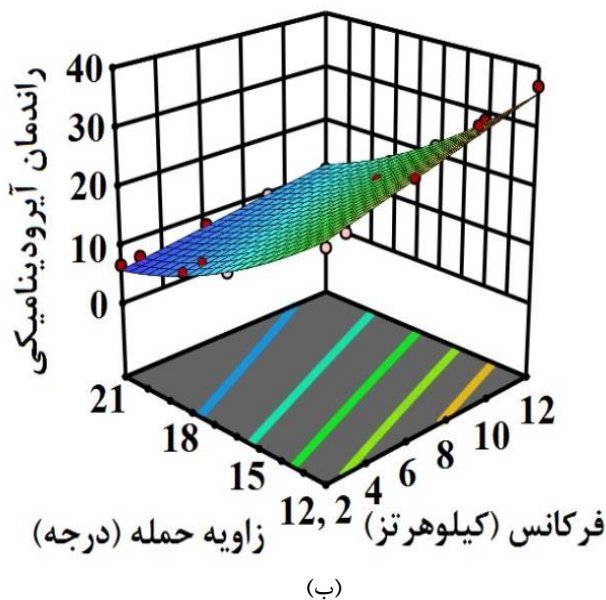
در جدول (۴) باقیمانده توان دوم و تطبیق یافته ارائه شده است. اکتفا به میزان باقی مانده مرتبه دوم کافی نمی باشد و لازم است مقدار باقیمانده مرتبه دوم انطباق یافته نیز چک شود که در مدل ارائه شده این مقدار بیشتر از ۰/۹۹ بوده و نیز تفاوت آن با باقیمانده مرتبه دوم پیش بینی شده کمتر از ۰/۲ است که کفایت مدل انطباق یافته را نشان می دهد.

جدول ۱ متغیرها و سطوح تغییرات آنها

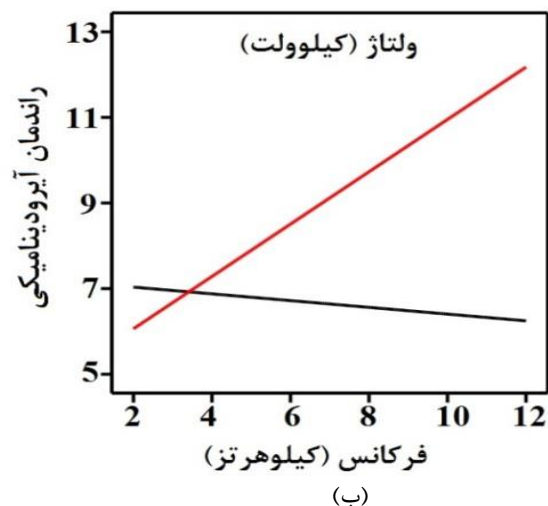
نام متغیر	نوع متغیرها	بازه تغییر
فرکانس (کیلوهرتز)	گسسته	۲/۱۷-۱۲
ولتاژ (کیلوولت)	گسسته	۶-۱۲
زاویه حمله (درجه)	گسسته	۱۲-۲۱



شده است تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر ضریب برآ نداشته در حالی که در حد بالای ولتاژ یعنی ۱۲ کیلوولت تأثیر فرکانس متفاوت بوده و اثر افزایشی دارد. به صورتی که در حد بالا از فرکانس ۲/۱۷ کیلوهرتز تا ۱۲ کیلوهرتز به ترتیب میزان ضریب برآ از حدود ۱/۲ تا نزدیک به ۱/۵ افزایش می‌یابد. مدل (۲) نشان می‌دهد که در حد پایین ولتاژ (رنگ مشکی و مقدار ۶ کیلوولت)، افزایش فرکانس از ۲/۱۷ کیلوهرتز تا ۱۲ کیلوهرتز سبب کاهش یک واحدی در راندمان آیرودینامیکی شده و در حد بالای ولتاژ (رنگ قرمز و مقدار ۱۲ کیلوولت) تأثیر افزایشی از مقدار ۶ در فرکانس ۲/۱۷ کیلوهرتز تا مقدار ۱۲ در فرکانس ۱۲ کیلوهرتز ملاحظه می‌شود.



شکل ۷ نمونه‌ای از سطوح پاسخ انطباق یافته بر مقادیر شبیه سازی عددی الف- ضریب برآ ب- راندمان آیرودینامیکی



همان طور که در شکل (۷-الف) ملاحظه می‌شود با افزایش زاویه حمله تا حدود ۱۶ درجه ضریب برآ افزایش یافته و سپس کاهش می‌یابد و این کاهش در فرکانس‌های بالا محسوس‌تر است.

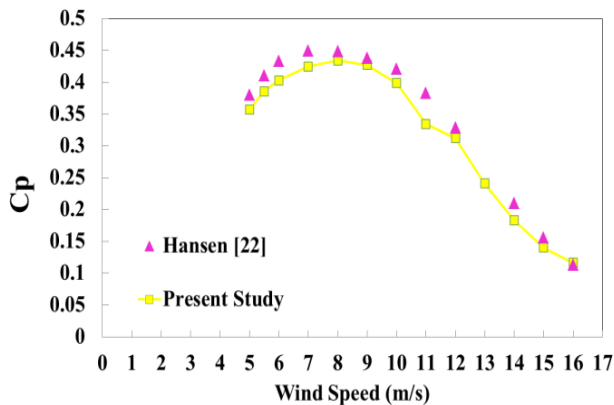
همچنین با توجه به شکل (۷-ب) ملاحظه می‌شود که با افزایش فرکانس، راندمان آیرودینامیکی افزایش می‌یابد که این افزایش در زوایای حمله کمتر بسیار بیشتر است. به عنوان مثال در زاویه حمله ۱۲ درجه نزدیک به ۳/۵ برابر افزایش در راندمان آیرودینامیکی رخ می‌دهد اما در زاویه حمله ۲۱ درجه این تأثیر کمتر شده و تقریباً اثر دو برابری دارد.

شکل ۶ نمودارهای تداخلی فرکانس و ولتاژ الف- ضریب برآ ب- راندمان آیرودینامیکی

نمونه‌ای از صفحات انطباق یافته بر داده‌ها در شکل (۷) ارائه شده است.

## ۳-۳- نتایج روش مومنتوم المان پره

سرعت حدود ۸ متر بر ثانیه رخ می‌دهد. شایان ذکر است که توربین‌های باد محور افقی قابلیت دستیابی به حداکثر توان ۵۹/۳ درصد یعنی حد بتز را دارا هستند که این توربین باد دارای حداکثر ضریب توان ۴۳ درصد است.



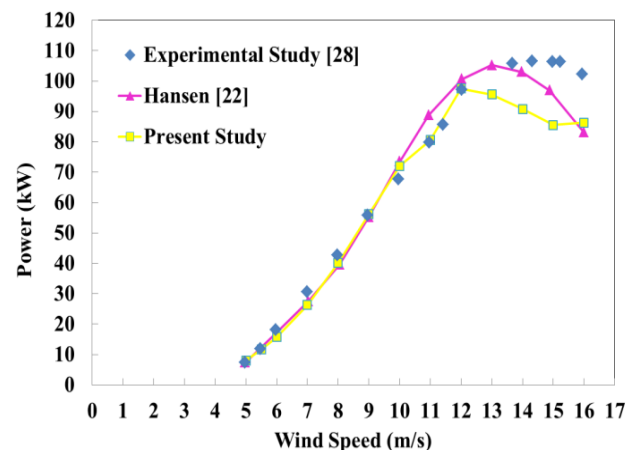
شکل ۹ مقایسه ضریب توان توربین تلوس ۱۰۰ کیلووات با نتایج عددی [۲۲]

در جدول (۵) مقایسه‌ای مابین توان خروجی مکانیکی بدست آمده توسط کد مومنتوم المان پره حاضر در حالتی که عملگر پلاسما استفاده نشده است و توان خروجی با روشن شدن عملگر پلاسما را نشان می‌دهد. همانطور که از نتایج مشخص است افزایش بین ۱/۶ تا ۱۱ درصدی در اثر روشن شدن عملگر پلاسما واقع در لبه حمله برای توربین باد مذکور در بهترین حالت حاصل می‌شود. مطابق جدول (۵) در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه توان مکانیکی در حالت عدم استفاده از عملگر ۹۱ کیلووات و در صورت اعمال عملگر پلاسما به ۱۰۱ کیلووات افزایش می‌یابد. این افزایش از لحاظ اقتصادی استفاده از عملگر پلاسما در این توربین باد را توجیح پذیر می‌نماید.

جدول ۵ مقایسه توان خروجی بدون اعمال روش کنترل جریان و با استفاده از روش کنترل جریان عملگر پلاسمایی

سرعت باد (متر بر ثانیه)	توان بدون کنترل جریان (کیلووات)	توان با کنترل جریان (کیلووات)	درصد افزایش توان (%)
۱۱	۸۰/۵۲	۸۱/۸۲	۱/۶
۱۲	۹۷/۵۴	۱۰۰/۵۴	۳
۱۳	۹۵/۶۴	۱۰۵/۱۱	۹/۹
۱۴	۹۰/۸۳	۱۰۱/۱۱	۱۱/۳
۱۵	۸۵/۵۸	۹۳/۱۵	۸/۸
۱۶	۸۲/۲۹	۹۱/۳۶	۵/۸۶

شکل (۸) نتایج اعتبار سنجی توان مکانیکی خروجی را در سرعت‌های باد مختلف نشان می‌دهد. همانطور که ملاحظه می‌شود تا ۱۱ متر بر ثانیه که سرعت باد پایین است و در نتیجه زاویه حمله نیز کم بوده و جریان چسبیده<sup>۱</sup> است نتایج با استفاده از دیتابانک دوبعدی ایرفویل‌ها از انطباق خیلی خوبی با نتایج تجربی [۲۸] و نیز نتایج هانسن [۲۲] برخوردار است، اما در بعد از این سرعت که زاویه حمله نیز زیاد شده و استال رخ می‌دهد دیتابانک دوبعدی ایرفویل‌ها مناسب نبوده و توانی کمتر از حالت تجربی بدست می‌آید. در این شرایط لازم است که از یک مدل تأخیر استال استفاده شود تا اثرات چرخش در لایه مرزی دچار واماندگی در ضرایب آیرودینامیکی دیتابانک دوبعدی اعمال گردد.



شکل ۸ مقایسه توان خروجی مکانیکی توربین تلوس ۱۰۰ کیلووات با نتایج تجربی [۲۸] و عددی [۲۲]

همانطور که از شکل (۸) قابل ملاحظه است در سرعت ۱۳، ۱۴ و ۱۵ متر بر ثانیه نتایج از نتایج تجربی و مطالعه هانسن کمی دور می‌شود که این مسأله می‌تواند ناشی از مدل تأخیر استال باشد که پس از ورود به ناحیه استال عمیق<sup>۲</sup> که به طور کامل جریان جدا شده و به شرایط دوبعدی بر می‌گردد نباید از آن استفاده شود.

شکل (۹) ضریب توان توربین تلوس ۱۰۰ کیلووات را نشان می‌دهد. نتایج تجربی در مرجع [۲۸] برای ضریب توان ارائه نشده و لذا مقایسه با نتایج هانسن [۲۲] انجام شده است. تطابق قابل قبولی بین نتایج ملاحظه می‌شود. نکته حائز اهمیت میزان ضریب توان این توربین است که حداکثر مقدار آن در

<sup>۱</sup> Attached

<sup>۲</sup> Deep Stall

مطابق شکل با افزایش سرعت باد، تراست نیز افزایش می‌یابد. با روشن شدن عملگر پلاسما این نیرو تا کمتر از ۲ درصد افزایش خواهد داشت که می‌توان بدین سبب به عدم ایجاد بارگذاری‌های مخرب برای پره در اثر فعال شدن عملگر، اطمینان حاصل نمود. همانطور که از شکل (۱۰) مشخص است این توربین باد در سرعت راه اندازی یعنی حدود ۵ متر بر ثانیه نیروی تراست حدود ۴۰۰۰ نیوتن را تجربه می‌کند و این نیرو با افزایش سرعت تا نزدیک ۱۰ متر بر ثانیه تقریباً حالت خطی داشته و سپس تا سرعت ۱۶ متر بر ثانیه به صورت غیر خطی افزایش تراست تا حدود ۱۶۰۰۰ نیوتن ادامه می‌یابد.

#### ۴- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر اثر استفاده از عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک که در لبه حمله یک مقطع از پره توربین باد قرار گرفته است به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفت. مشخص شد که روشن شدن عملگر در زوایای حمله ۱۲ تا ۲۱ درجه سبب کوچک شدن ناحیه جدایش می‌شود. همچنین با استفاده از ۷۶ اجرای محاسباتی مدل‌های رگرسیونی مرتبه دوم که بیانگر ارتباط بین متغیرهای مسئله با تابع پاسخ ضریب برآ و راندمان آیرودینامیکی است ارائه شدند. نتایج آنالیز واریانس که شامل باقیمانده‌های خطا و نیز مقدار پی ارائه شده در جدول (۲) و (۳) است حاکی از دقت قابل قبول هر دو مدل می‌باشد.

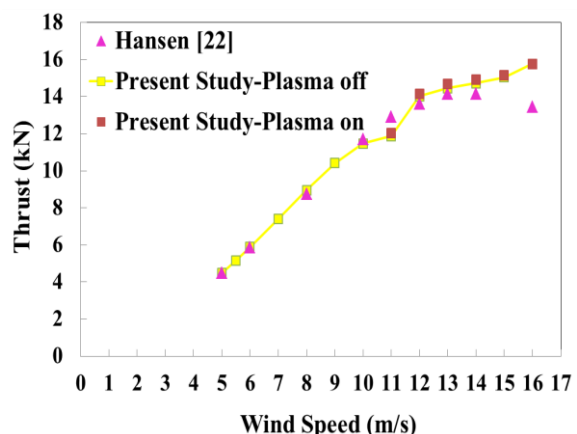
علاوه بر این وجود خطوط غیر موازی در نمودارهای تداخلی نشان از اندرکنش تأثیرات متغیرهای مسئله بر تابع پاسخ دارد. در انتها به منظور برآورد اثر کلی استفاده از عملگر پلاسما بر توان خروجی و ضریب توان توربین باد، کد کامپیوتری مربوط به روش مومنتوم المان پره توسعه پیدا کرد و برای توربین باد محور افقی تلوس ۱۰۰ کیلووات مشخص شد که استفاده از عملگر پلاسما با ولتاژ اعمالی ۱۲ کیلو ولت و فرکانس ۱۲ کیلو هرتز، در سرعت‌های ۱۱ تا ۱۶ متر بر ثانیه می‌تواند منجر به افزایشی حدود ۲ تا ۱۱ درصد شده و دارای توجیح اقتصادی باشد.

جهت ادامه کار پیشنهاد می‌شود در فضای داخل ایرفویل، تنها برای ناحیه بین دو الکترود آشکار و پنهان تولید شبکه صورت گیرد و ضرورتی بر تولید شبکه در کل فضای داخل ایرفویل نیست. از مدل سه بعدی با اندازه حداقل ۱۰ درصد از طول وتر ایرفویل در عمق صفحه استفاده شود. همچنین حل معادلات جریان به صورت ناپایا انجام شود تا جزئیات دقیقتری

جدول ۶ افزایش ضریب توان بدون اعمال روش کنترل جریان و با استفاده از روش کنترل جریان عملگر پلاسمایی

سرعت باد (متر بر ثانیه)	ضریب توان بدون کنترل جریان	ضریب توان با کنترل جریان
۱۱	۰/۳۳۴۷	۰/۳۴۰۱
۱۲	۰/۳۱۲۳	۰/۳۲۱۹
۱۳	۰/۲۴۰۹	۰/۲۶۴۷
۱۴	۰/۱۸۳۱	۰/۲۰۳۹
۱۵	۰/۱۴۰۳	۰/۱۵۲۷
۱۶	۰/۱۱۶۶	۰/۱۲۳۴

جدول (۶) تغییرات ضریب توان ناشی از فعال شدن عملگر را در مقایسه با حالت غیر فعال بودن آن نشان می‌دهد. میزان درصد افزایش ضریب توان مانند توان خروجی است، لذا از تکرار درصد تغییر آن در جدول اجتناب شده است. بیشترین میزان افزایش ضریب توان در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه بوده و از میزان حدود ۰/۱۸ تا ۰/۲ افزایش را نشان می‌دهد. شایان ذکر است که در سرعت‌های باد تا قبل از ۱۱ متر بر ثانیه عملگر پلاسما تغییری در نتایج ایجاد نمی‌کند، لذا در جدول ارائه نشده است. این موضوع قابل پیش‌بینی نیز بود. چراکه در سرعت‌های کمتر از ۱۱ متر بر ثانیه زاویه حمله کمتر از شرایط استال توسط پره دیده می‌شود و عملگر پلاسما بر ضریب برآ و پسای ایرفویل تأثیر نخواهد داشت [۳۶]. از آنجا که ضرایب برآ و پسا در الگوریتم روش مومنتوم المان پره در محاسبه نیروها در این زوایا بدون تغییر است، لذا میزان گشتاور و در نتیجه توان خروجی نیز تغییری نخواهد داشت. همچنین شکل (۱۰) میزان تراست، یعنی نیروی وارد بر توربین باد در راستای محور توربین، را نشان می‌دهد.



شکل ۱۰ مقایسه تراست توربین تلوس ۱۰۰ کیلووات با نتایج عددی [۲۲] و در حالت فعال شدن عملگر

از جریان متلاطم مانند پدیده انتشار گردابه قابل دست‌یابی باشد.

## ۵- فهرست علائم و اختصارات

### علائم انگلیسی

$\sigma$	صلبیت پره
$p_t$	نیروی مماسی (N)
$p_n$	نیروی عمودی (N)
T	تراست (N)
M	گشتاور (N.m)
$C_p$	ضریب توان
f	فرکانس (Hz)
v	ولتاژ (V)

### ۶- مراجع

- [1] T. M. Letcher, "Wind Energy Engineering", Second ed. Siencedirect, 2023, <https://doi.org/10.1016/C2021-0-00258-3>.
- [2] M. Khaled et al., "Investigation of a small Horizontal-Axis wind turbine performance with and without winglet," *Energy*, vol. 187, p. 115921, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.115921>.
- [3] M. N. Kaya et al., "Aerodynamic performance of a horizontal axis wind turbine with forward and backward swept blades," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 176, pp. 166-173, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2018.03.023>.
- [4] H. Wang et al., "Flow control on the NREL S809 wind turbine airfoil using vortex generators," *Energy*, vol. 118, pp. 1210-1221, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.11.003>.
- [5] F. Azlan et al., "Passive flow-field control using dimples for performance enhancement of horizontal axis wind turbine," *Energy*, vol. 271, p. 127090, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.127090>.
- [6] Z. Zhang et al., "Comparative analysis of bent and basic winglets on performance improvement of horizontal axis wind turbines," *Energy*, vol. 281, p. 128252, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.128252>.
- [7] A. Abbaskhah et al., "Optimization of horizontal axis wind turbine performance with the dimpled blades by using CNN and MLP models," *Ocean Engineering*, vol. 276, p. 114185, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.114185>.
- [8] H. Bhavsar, S. Roy, and H. Niyas, "Aerodynamic performance enhancement of the DU99W405 airfoil for horizontal axis wind turbines using slotted airfoil configuration," *Energy*, vol. 263, p. 125666, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.125666>.
- [9] J. Wang and L. Feng, "Plasma Actuator," in *Flow Control Techniques and Applications*(Cambridge

$\rho$	چگالی سیال ( $\text{kg/m}^3$ )
$\vec{V}$	بردار سرعت (m/s)
P	فشار (Pa)
$\rho_c$	چگالی بار ( $\text{C/m}^3$ )
$\vec{f}_b$	نیروی حجمی ( $\text{N/m}^3$ )
$\phi$	پتانسیل الکتریکی (V)
$\phi_{max}$	حداکثر پتانسیل الکتریکی (V)
$\rho_c^{max}$	حداکثر چگالی بار ( $\text{C/m}^3$ )
$\vec{E}$	میدان الکتریکی (N/C) یا (V/m)
$\lambda_D$	طول دبابی (m)
$\epsilon_r$	نفوذپذیری الکتریکی ( $\text{C}^2/\text{Nm}^2$ )
f(t)	شکل موج تغییرات ولتاژ متناوب اعمالی به الکترودها
$V_0$	سرعت باد (m/s)
$V_{rel}$	سرعت نسبی (m/s)
a	ضریب القای محوری
a'	ضریب القای مماسی
$\omega$	دور چرخش روتور (rad/s)
r	شعاع محلی نسبت به محور روتور (m)
$\phi$	زاویه جریان ( $^\circ$ )
$\theta$	زاویه پیش‌پره ( $^\circ$ )
$\alpha$	زاویه حمله ( $^\circ$ )
$\beta$	زاویه توییست پره (استاتیک و در ساخت) ( $^\circ$ )
$\theta_p$	زاویه پیش‌پره (دینامیک و متغیر) ( $^\circ$ )
$f_{c_l}$	ضریب تصحیح برای دو بعدی
$f_{c_d}$	ضریب تصحیح پسا دو بعدی
$C_{l,3D}$	ضریب برای سه بعدی
$C_{l,2D}$	ضریب برای دو بعدی
$C_{d,3D}$	ضریب پسای سه بعدی
$C_{d,2D}$	ضریب پسای دو بعدی
$\Delta C_l$	تفاوت ضریب برای دوبعدی و حالت غیر لزج
$\Delta C_d$	تفاوت ضریب پسای دوبعدی و حالت غیر لزج
F	ضریب تصحیح پرانتل
$F_{tip}$	ضریب تصحیح نوک پرانتل
$F_{hub}$	ضریب تصحیح ریشه پرانتل
R	شعاع پره (m)
B	تعداد پره
c	طول وتر مقطع ایرفویل محلی (m)
$C_l$	ضریب برآ
$C_d$	ضریب پسا
$C_n$	ضریب نیروی محوری
$C_t$	ضریب نیروی مماسی
$C_T$	ضریب تراست



- [18] A. Rezaeiha and M. Kotsonis, "Plasma Actuation for Mitigation of Fluctuating Loads on Airfoils: An Experimental Study," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1618, no. 5, p. 052067, 2020, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1618/5/052067>.
- [19] M. Fadaei et al., "Enhancement of a horizontal axis wind turbine airfoil performance using single dielectric barrier discharge plasma actuator," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, vol. 235, no. 3, pp. 476-493, 2020, <https://doi.org/10.1177/0957650920936026>.
- [20] J. Omid, "DBD Plasma Actuator Effect on Mid-Blade Aerodynamics Enhancement of a NREL 5-MW Wind Turbine," in *2022 International Conference on Futuristic Technologies in Control Systems & Renewable Energy (ICFCR)*, 2022, pp. 1-6, <https://doi.org/10.1109/ICFCR54831.2022.9893633>.
- [21] M. Chetan et al., "Design of a 3.4-MW wind turbine with integrated plasma actuator-based load control," *Wind Energy*, vol. 25, no. 3, pp. 517-536, 2022, <https://doi.org/10.1002/we.2684>.
- [22] M. Hansen, *Aerodynamics of Wind Turbines* 3rd ed. Routledge, 2015, <https://doi.org/10.4324/9781315769981>.
- [23] E. Branlard, *Wind Turbine Aerodynamics and Vorticity-Based Methods* (Research Topics in Wind Energy). Springer Cham, 2017, p. 632, <https://doi.org/10.1007/978-3-319-55164-7>.
- [24] W. Z. Shen et al., "Tip loss corrections for wind turbine computations," *Wind Energy*, vol. 8, no. 4, pp. 457-475, 2005, <https://doi.org/10.1002/we.153>.
- [25] G. R. Pirrung et al., "A simple improvement of a tip loss model for actuator disc simulations," *Wind Energy*, vol. 23, no. 4, pp. 1154-1163, 2020, <https://doi.org/10.1002/we.2481>.
- [26] S. Hjort, "Non-Empirical BEM Corrections Relating to Angular and Axial Momentum Conservation," *Energies*, vol. 12, no. 2, <https://doi.org/10.3390/en12020320>.
- [27] W. Zhong et al., "A tip loss correction model for wind turbine aerodynamic performance prediction," *Renewable Energy*, vol. 147, pp. 223-238, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.renene.2019.08.125>.
- [28] J. G. Schepers, "Final report of IEA Annex XVIII: 'Enhanced Field Rotor Aerodynamics Database'," 2002, Available: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:98573be4-3cdc-417d-a022-5c66dc43799b>.
- Aerospace Series, Cambridge: Cambridge University Press, 2018, <https://doi.org/10.1017/9781316676448.010>.
- [10] S. Sekimoto et al., "Flow Control around NACA0015 Airfoil Using a Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator over a Wide Range of the Reynolds Number," *Actuators*, vol. 12, no. 1, <https://doi.org/10.3390/act12010043>.
- [11] R. A. Bernal-Orozco, I. Carvajal-Mariscal, and O. M. Huerta-Chavez, "Performance of DBD Actuator Models under Various Operating Parameters and Modifications to Improve Them," *Fluids*, vol. 8, no. 4, 2023, <https://doi.org/10.3390/fluids8040112>.
- [12] J. Omid and K. Mazaheri, "Improving the performance of a numerical model to simulate the EHD interaction effect induced by dielectric barrier discharge," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 67, pp. 79-94, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2017.07.008>.
- [13] J. Omid and K. Mazaheri, "Micro-plasma actuator mechanisms in interaction with fluid flow for wind energy applications: operational parameters," *Engineering with Computers*, vol. 39, no. 3, pp. 2187-2208, 2023, <https://doi.org/10.1007/s00366-022-01623-8>.
- [14] P. Versailles et al., "Preliminary Assessment of Wind Turbine Blade Lift Control via Plasma Actuation," *Wind Engineering*, vol. 35, no. 3, pp. 339-356, 2011, <https://doi.org/10.1260/0309-524x.35.3.339>.
- [15] J. Omid and K. Mazaheri, "Differential evolution algorithm for performance optimization of the micro plasma actuator as a microelectromechanical system," *Scientific Reports*, vol. 10, no. 1, p. 18865, 2020, <https://doi.org/10.1038/s41598-020-75419-5>.
- [16] M. Fadaei, A. R. Davari, and F. Sabetghadam, "Genetic algorithm optimization of a horizontal axis wind turbine blade section performance equipped with a single dielectric barrier discharge plasma actuator utilizing a direct regression model," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 236, no. 20, pp. 10456-10469, 2022, <https://doi.org/10.1177/09544062221104346>.
- [17] L. Guoqiang and Y. Shihe, "Large eddy simulation of dynamic stall flow control for wind turbine airfoil using plasma actuator," *Energy*, vol. 212, p. 118753, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118753>.



- [29] M. Abdollahzadeh, J. C. Pascoa, and P. J. Oliveira, "Comparison of DBD plasma actuators flow control authority in different modes of actuation," *Aerospace Science and Technology*, vol. 78, pp. 183-196, 2018/07/01/2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.04.013>.
- [30] J. P. M. Abdollahzadeh, Paulo Jorge Oliveira, "Numerical modeling of boundary layer control using dielectric barrier discharge," presented at the MEFTE IV Conferencia Nacional em Mecanica de Fluidos, Termodinamica e Energia, Lisbon, January 2012, 2012. [https://www.researchgate.net/publication/273777271\\_Numerical\\_modeling\\_of\\_boundary\\_layer\\_control\\_using\\_dielectric\\_barrier\\_discharge](https://www.researchgate.net/publication/273777271_Numerical_modeling_of_boundary_layer_control_using_dielectric_barrier_discharge).
- [31] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD* (no. v. 1). DCW Industries, 2006, ISBN 9781928729082. <https://www.amazon.com/Turbulence-Modeling-Third-David-Wilcox/dp/1928729088>.
- [32] C. Hirsch, *Numerical Computation of Internal and External Flows*. Butterworth-Heinemann Limited, 2006, ISBN 9780750665957. <https://www.sciencedirect.com/book/9780750665940/numerical-computation-of-internal-and-external-flows>.
- [33] L. A. Sarabia and M. C. Ortiz, "1.12 - Response Surface Methodology," in *Comprehensive Chemometrics*, S. D. Brown, R. Tauler, and B. Walczak, Eds. Oxford: Elsevier, 2009, pp. 345-390, <https://doi.org/10.1016/B978-044452701-1.00083-1>.
- [34] P. Brøndsted, R. P. L. Nijssen, *Advances in Wind Turbine Blade Design and Materials*. Woodhead Publishing, 2023, <https://doi.org/10.1016/C2018-0-02027-7>.
- [35] J. Martínez et al., "An improved BEM model for the power curve prediction of stall-regulated wind turbines," *Wind Energy*, vol. 8, no. 4, pp. 385-402, 2005, <https://doi.org/10.1002/we.147>.
- [36] K. Mazaheri, J. Omidi, and K. C. Kiani, "Simulation of DBD plasma actuator effect on aerodynamic performance improvement using a modified phenomenological model," *Computers & Fluids*, vol. 140, pp. 371-384, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2016.10.015>.