



Semnan University

Journal of Modeling in Engineering

Journal homepage: <https://modelling.semnan.ac.ir/>



Research Article

Numerical study of the effect of adding corona discharge based on plasma actuator on flow control performance in a horizontal axis wind turbine with rough surfaces

Saeid Abed Zahmatkesh Pasand¹, Saeed Karimian Aliabadi^{2,*}, Seyed Kambiz Ghaemi Osgouie³, Mohammad Moshfeghi⁴

1. Aerospace Engineering, Faculty of Kish International Campus, University of Tehran, Iran
2. Mechanical Engineering Faculty, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran
3. Aerospace Engineering, Faculty of Kish International Campus, University of Tehran, Iran
4. Mechanical Engineering Faculty, Sogang University, Seoul, South Korea

*Corresponding Author: Karimian@modares.ac.ir

PAPER INFO

Paper history:

Received: 20 December 2022

Revised: 13 April 2023

Accepted: 02 May 2023

Keywords:

Roughness surface,
horizontal axis wind turbine,
corona discharge,
Plasma,
Numerical Simulation.

ABSTRACT

The use of renewable energy has recently become very common in most countries of today's society. Among these renewable energies, wind energy is one of the most attractive methods of mechanical energy production, and different methods of flow control, including active, semi-active and passive, have been investigated by various researchers. To control the fluid flow in an active way on the wind turbine blade, the corona discharge actuator based on plasma is considered the most appropriate method to reduce the fluid flow separation on the wind turbine blade. In this paper, we present a numerical simulation to integrate active load control using a corona discharge based on plasma actuators over the roughness blade. Effects of roughness, actuators voltage and frequency on aerodynamics parameters such as separation point, lift and drag coefficients have been showed. Present results showed that, the lift coefficient increase with increase in the voltage and frequency of plasma actuators. Overall, using the roughness for outer surface of blade would decrease the critical pressure coefficient by approximately 50% compared to that for the smooth surface.

© 2023 Published by Semnan University Press.

DOI: <https://doi.org/10.22075/jme.2023.29367.2382>

How to cite this article:

Abed Zahmatkesh Pasand, S., Karimian, S., Ghaemi Osgouie, S. K., & Moshfeghi, M. (2023). Numerical study of the effect of adding corona discharge based on plasma actuator on flow control performance in a horizontal axis wind turbine with rough surfaces. *Journal of Modeling in Engineering*, 21(74), 291-303. doi: 10.22075/jme.2023.29367.2382

مطالعه عددی تأثیر افزودن تخلیهی کرونا بر اساس محرک پلاسما بر عملکرد کنترل جریان در یک توربین بادی محور افقی با زبری سطح

سعید عابد زحمتکش پسند^{۱*}، سعید کریمیان علی آبادی^{۲*}، کامبیز قائمی اسگویی^۳، محمد مشفق^۴

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>نوع مقاله: پژوهشی دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۹/۲۹ بازنگری مقاله: ۱۴۰۲/۰۱/۲۴ پذیرش مقاله: ۱۴۰۲/۰۲/۱۲</p>	<p>در میان انرژی‌های تجدیدپذیر، انرژی باد یکی از جذاب‌ترین روش‌های تولید انرژی مکانیکی هست و روشهای متفاوت کنترل جریان اعم از فعال، شبه فعال و غیرفعال توسط محققان مختلفی بررسی شده‌است. برای کنترل جریان سیال به روش فعال روی پره‌ی توربین بادی، عملگر تخلیه کرونا بر اساس پلاسما مناسب‌ترین روش برای کاهش جدایش جریان سیال بر روی پره توربین بادی محسوب می‌شود. در این مقاله، یک شبیه‌سازی عددی برای ادغام کنترل بار فعال با استفاده از تخلیهی کرونا بر اساس محرک پلاسما بر روی تیغه با زبری معین ارائه شده‌است. اثرات زبری، ولتاژ و فرکانس محرک بر پارامترهای آیرودینامیکی مانند نقطه جدایی جریان سیال، ضرایب لیفت و درگ نشان داده شده‌است. نتایج کارفعلی نشان داد که با افزایش ولتاژ و فرکانس محرک‌های پلاسما، ضریب لیفت افزایش می‌یابد. به طور کلی، در نظر گرفتن زبری برای سطح بیرونی پره، ضریب فشار بحرانی را تا حدود ۵۰ درصد در مقایسه با سطح کاملاً صاف کاهش می‌دهد.</p>
<p>واژگان کلیدی: سطح زبر، توربین بادی محوری، تخلیه کرونا، پلاسما، شبیه‌سازی عددی،</p>	

۱- مقدمه

سطحی، دمنده‌ها و عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک [۶]، عملگر تخلیه کرونا [۶ و ۷] و عملگر جت [۷] استفاده می‌شود که سبب به تعویق انداختن جدایش لایه مرزی، کنترل واماندگی، کنترل نویز و بهبود خصوصیات آیرودینامیکی می‌شود [۸]. با توجه به وجود ناخواسته‌ی زبری بر روی سطوح توربین بادی، بسیاری از محققان به این مهم پرداخته‌اند. زبری سطح باعث تشکیل زود هنگام جدایش بر روی ایرفویل می‌گردد [۹ و ۱۰].

استفاده از محرک‌های پلاسمایی به طور چشمگیری در عرصه هوافضا گسترش یافته‌اند. یک نمونه از عملگرهای پلاسما، عملگر پلاسمای کرونا است. عملگرهای تخلیه سد دی الکتریک در کل متشکل از دو الکترود می‌باشند که به

استفاده‌ی مستمر از انرژی‌های تجدیدپذیر به عنوان پایدارترین منبع برای تامین انرژی در آینده، مد نظر بسیاری از محققان است. در میان انرژی‌های تجدیدپذیر، انرژی باد یکی از جذاب‌ترین روش‌های تولید انرژی مکانیکی هست و روشهای متفاوت کنترل جریان اعم از فعال، شبه فعال و غیرفعال توسط محققان مختلفی بررسی شده‌است [۱، ۲، ۳، ۴ و ۵]. روش کنترل جریان اغلب به دو صورت کلی فعال و غیرفعال صورت می‌پذیرد. در بیشتر موارد کنترل‌کننده‌های فعال جریان به خاطر وزن کم و عدم پیچیدگی برتری دارند. برای کنترل جریان سیال به روش فعال روی پره‌ی توربین بادی عملگرهایی نظیر عملگرهای

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: Karimian@modares.ac.ir

۱. دانشجوی دکترای، هوافضا، دانشکده پردیس بین الملل کیش دانشگاه تهران، ایران
۲. دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران
۳. استادیار، مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشکده پردیس بین الملل کیش دانشگاه تهران، ایران
۴. استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه سوگانگ، سئول، کره جنوبی

خود قرار دادند.

از میان مطالعات صورت گرفته در رابطه با اثر عملگر تخلیه سد دی الکتریک بر مقاطع پره توربین های بادی می توان به کار عبدالله زاده و همکاران [۲۱] اشاره نمود که به تحلیل تاثیر استفاده از عملگر پلازما بر خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل از نوع ناکا ۰۰۲۱ با زاویه حمله ۲۳ درجه پرداختند. اثراتی همچون کوچک شدن تقریبی ناحیه جدایش و همچنین بهبود خصوصیات آیرودینامیکی توسط آنها مشاهده گردید. در مطالعه ای دیگر نیز آنها به بررسی اثر اعمال پایا و زمان بندی شده ی عملگر پلازما تخلیه سد دی الکتریک بر تغییر ناحیه جدایش و بازچسبیدگی به سطح، توزیع ضریب فشار و خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ پرداختند که نتایجی مشابه با کار قبلی داشت [۲۲]. همچنین آنها پی بردند که، با توجه به مد تحریکات این امکان وجود دارد که عملگر پلازما در حالت زمان بندی شده نامناسب تر از حالت ناپایا عمل نماید و باید شرایط عملکردی حالت ناپایا به دقت انتخاب و تحلیل شود. ابراهیمی و حاجی پور [۲۳] به بررسی و تحلیل عددی اثر دو عملگر پلازما نصب شده در لبه حمله در سمت مکشی و لبه ی فرار در سمت فشاری ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ پرداختند. اثر کارکرد همزمان و جداگانه هر محرک بر ناپایداری های لایه ی برشی و رفتار جریان های جدا شده مورد بررسی قرار گرفت. همچنین ابراهیمی و همکاران [۲۴] در مطالعه ای تجربی و عددی به بررسی تاثیر عملگرهای مذکور در توزیع فشار اطراف ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ که در رژیم جریان سیال دارای رینولدز ۳۰۰۰۰۰ و زاویه حمله ۱۴ درجه و همچنین در معرض واماندگی کامل پرداختند و به تاثیر مطلوب اعمال همزمان دو عملگر مذکور در کاهش واماندگی پرداختند.

فانگ و همکاران [۲۵] با در نظر گرفتن عملگر پلازما تخلیه سد دی الکتریک به فلپ گارنی در انتهای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به بررسی تغییر ویژگی هایی نظیر ضریب فشار، ضرایب پسا و لیفت آیرودینامیکی ایرفویل پرداختند. نتایج کار آنها بیانگر این بود که این ترکیب باعث افزایش نیروی لیفت می گردد ولی در عین حال نیروی درگ نیز تاحدی بالا می رود که چندان مطلوب نمی باشد؛ همچنین فدایی و همکاران [۲۶] به بررسی و اعمال تخلیه کرونا بر روی ایرفویل توربین بادی پرداختند و با بررسی پارامترهایی نظیر فرکانس میزان بهبود کارایی پره با افزودن عملگر پلازما را محاسبه کردند. آنها نشان دادند که به کارگیری عملگر لزوماً در هر زاویه حمله ای

صورت غیرممتقارن در دو سمت یک ماده دی الکتریک قرار می گیرند و با در نظر گرفتن یک جریان با ولتاژ بالا به این دو الکترو د تخلیه ی پلازما انجام می پذیرد. به بیان دیگر، یونیزه شدن هوای اطراف هادی و ایجاد جریان بونی به منزله ایجاد تخلیه کرونا است. در طول فرآیند مذکور یک نیروی حجمی به جریان گذرنده از سطح، القا می گردد و پروفیل سرعت نزدیک دیواره تصحیح می گردد و یا به عبارت بهتر از گسترش لایه مرزی به سمت خارج جلوگیری می نماید و در نهایت کنترل جریان صورت می گیرد. از جمله ی مطالعات پایه ای در حوزه ی استفاده عملگر پلازما برای کنترل جریان توسط روٹ انجام شد [۱۱]. انلو و همکاران [۱۲] و توماس و همکاران [۱۳]، به تحلیل تاثیر فرکانس، ولتاژ و جنس ماده دی الکتریک بر نیروی پیش رانش القاشده پرداختند.

دارسچر [۱۴] نیز در مطالعه ای نزدیک به مطالعه توماس و همکاران [۱۳] به بررسی تاثیر پروفیل سرعت القایی در پایین دست عملگر پرداخته است. مطالعات صورت گرفته ی ایشان، پایه و اساس معرفی مدل های مبتنی بر پایه شیمی تخلیه پلازما و مدل های جبری بود [۱۵]. در میان مدل های جبری، مدل مورد استفاده توسط سوزن و هوانگ [۱۶] که با در نظر داشتن معادلات ماکسول به شبیه سازی میدان پتانسیل الکتریکی و توزیع چگالی بار پرداخته بودند، اغلب مورد توجه سایر محققین قرار می گیرد. از بارزترین نقاط ضعف مدل پیشنهادی آنها می توان به نیاز به کالیبراسیون مجدد با تغییر شرایط عملکردی و هندسی عملگر و تعیین ضرایب موجود در مدل با انجام آزمون های تجربی اشاره نمود. ابراهیم و اسکات [۱۷] شرایط مرزی جدیدی را برای توزیع چگالی بار و طول دبای بر سطح دی الکتریک بیان نمودند و نتایج حاصل از کار خود را با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار دادند که نشان از دقت بالای حل مسئله توسط آنها بود.

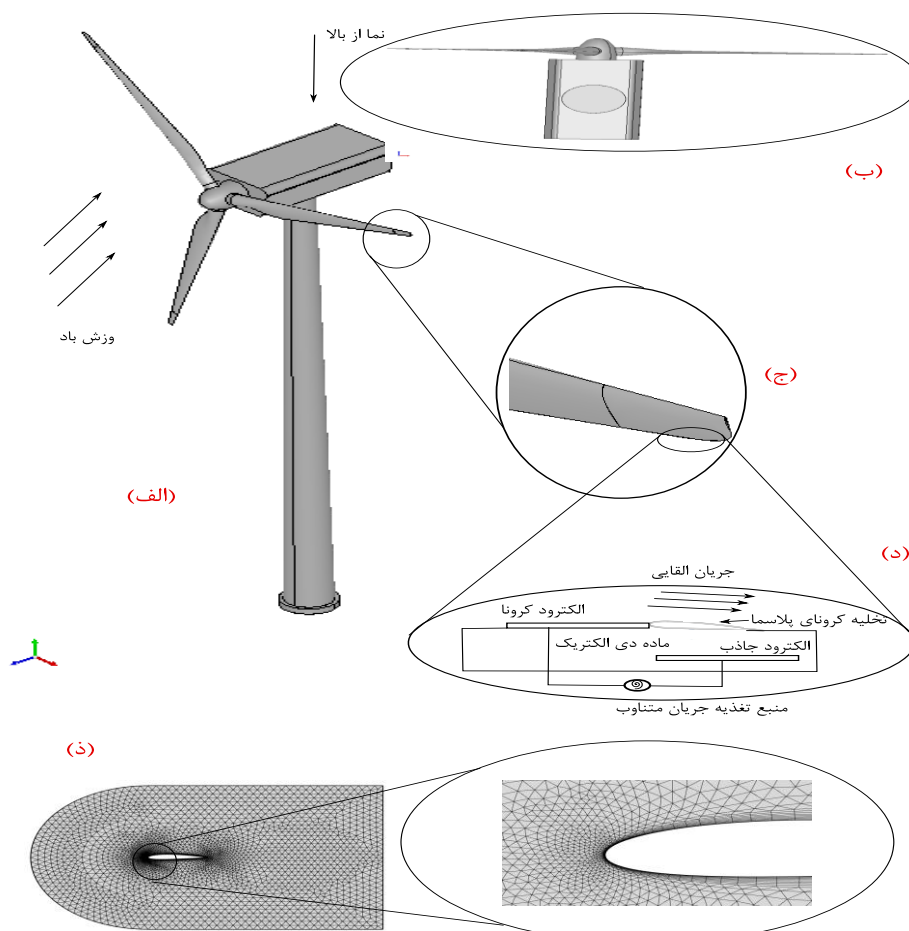
عبدالله زاده و همکاران [۱۸] توزیع چگالی، را با استفاده از بار تصحیحی بررسی نمودند و اثر آن را بر تطابقت پروفیل سرعت به دست آمده با نتایج تجربی مورد تحلیل قرار دادند. ابراهیم و اسکات [۱۹] برای طول گسترش پلازما یک شرط جدیدی در رابطه با پتانسیل الکتریکی را استفاده نمودند. امیدی و مظاهری [۲۰] نیز، توزیع چگالی بار و طول دبای را تصحیح کردند. پس از انجام تحقیقات با مدل پیشنهادی سوزن و هوانگ [۱۶] محققان فراوانی با استفاده از روش آنها به بررسی عددی تاثیر عملگر پلازما بر میدان جریان روی یا داخل هندسه های متفاوت پرداختند و کار آنها را الگوی

شده و اثر استفاده از عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک بر کنترل جدایش جریان اطراف این ایرفویل در دو زاویه حمله مختلف به صورت عددی بررسی شده است. این مقطع در فاصله ی ۲۵٪ از لبه ی فرار طول پره قرار داشته و بیشترین بارگذاری آیرودینامیکی بر آن وارد می شود، لذا جهت بررسی های بیشتر دارای اهمیت است. مطابق با شرایط تجربی شبیه سازی عددی توسط نرم افزار تجاری کامسول صورت گرفته و مقایسه ای بین نتایج حاصل در سه زاویه ی حمله ذکر شده انجام گرفته است. پس از اطمینان از درستی شبیه سازی عددی بررسی تاثیر شرایط عملکردی از جمله ولتاژ و فرکانس عملگر در زوایای حمله مختلف بر راندمان آیرودینامیکی، بزرگی ناحیه جدایش، نقطه جدایش لایه مرزی، ضریب فشار سمت مکشی و فشاری ایرفویل و شدت توربولانسی جریان صورت گرفته است. ذکر این نکته حائز اهمیت است که تمام ماژول های انتخابی فیزیک مسئله در نرم افزار تجاری کامسول موجود بودند و در برخی مواقع برای اعمال روابط خاص، از ماژول تعریف خواص این نرم افزار استفاده گردیده است.

منجر به بهبود نتایج نمی شود. در این تحقیق برای بررسی صحت نتایج مربوط به ضرایب آیرودینامیکی پره ی توربین بادی از کار آنها استفاده شده است. علاوه بر موارد مربوط به بررسی و اعمال عملگر پلاسما بر روی ایرفویل های مختلف، برخی از محققان نیز به بررسی تاثیر زبری بر روی افزایش عرض ناحیه ی جدایش پرداختند [۲۷، ۲۸، ۲۹ و ۳۰]. در این تحقیق از نوعی عملگر پلاسما به نام عملگر تخلیه ی کرونا استفاده شده و کارایی آیرودینامیکی پره توربین بادی با وجود زبری در زوایای حمله ی بررسی شده است. با توجه به پیشینه ی تحقیق صورت گرفته، می توان دریافت که پژوهش ها محدود به حالاتی خاص از فرکانس، ولتاژ و زاویه ی حمله هستند و مطالعه جامعی در رابطه با اعمال این پارامترها با در نظر گرفتن اثر زبری بر روی پره ی توربین بادی انجام نگرفته است. لذا مقاله ی حاضر سعی بر رفع بخشی از خلا موجود در کارهای قبلی دارد.

۲- معرفی هندسه مینا

یک مقطع بحرانی از پره ی توربین باد طراحی شده انتخاب



شکل ۱: نماهای مختلف از هندسه پره توربین بادی، و شبکه بندی اطراف ایرفویل در نظر گرفته شده

ایرفویل‌های ناکا کاملاً مشابه است که در راستای استفاده در کاربردهای توربین بادی مناسب هستند.

۳- معادلات حاکم

در این قسمت از مقاله، به ارائه کامل معادلات حاکم بر حل مسئله اشاره شده است. در این تحقیق، محاسبه نیروی حجمی اعمال شده بر میدان جریان مورد توجه قرار می‌گیرد و در اکثر مواقع از آخرین مدل ارتقایافته‌ی سوزن و هوانگ [۱۶] که توسط امید و مظاهری [۲۰] بیان شده است، استفاده می‌گردد. در این روش، معادلات ماکسول برای تحلیل میدان الکتریکی استفاده می‌گردد. با توجه به عدم وجود هرگونه القای مغناطیسی و وجود میدان مغناطیسی، معادلات حاصل برای پتانسیل الکتریکی و چگالی بار به صورت روابط ۱ و ۲ در نظر گرفته شده است [۲۶].

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \phi) = 0 \quad (1)$$

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

در روابط (۱) و (۲)، ϕ پتانسیل الکتریکی، λ_D^2 مجذور طول دبی، ρ_c چگالی بار و ϵ_r نفوذ پذیری الکتریکی می‌باشد. با توجه به اینکه معادلات ۱ و ۲ به زمان وابسته نیستند، شرایط مرزی بی‌بعد به صورت معادله‌های ۳ و ۴ در نظر گرفته شده است و مقادیر ثابت به الکترودها و سطح گسترش عملگر لحاظ شده است. بعد از آن مقادیر به دست آمده در پارامترهای بی‌بعدسازی ضرب گردیده‌اند که در ادامه به صورت فرمول (۳) و (۴) محاسبه می‌شوند [۲۶].

$$\phi^* = \frac{\phi}{\phi_{max} f(t)} \quad (3)$$

$$\rho_c^* = \frac{\rho_c}{\rho_c^{max} f(t)} \quad (4)$$

در روابط (۳) و (۴)، ϕ_{max} حداکثر پتانسیل الکتریکی و ρ_c^{max} حداکثر چگالی بار است. $f(t)$ نیز شکل موج تغییرات ولتاژ متناوب اعمالی به الکترودها می‌باشد. با حل نمودن معادله (۱) یا همان معادله‌ی لاپلاس برای توزیع پتانسیل الکتریکی و معادله (۲) یا همان معادله‌ی پواسون برای غلظت شارژ و با در نظر داشتن این شرایط که میدان الکتریکی با گرادین پتانسیل الکتریکی برابر می‌باشد، می‌توان نیروی حجمی اعمال شده توسط عملگر را به دست آورد [۲۶].

در روش عددی ابتدا ناحیه محاسباتی با فاصله ۴۰ برابر وتر ایرفویل از عقب ایجاد گردیده است و ۲۵ و ۱۵ برابر آن از اطراف ایجاد شده است تا از عدم تاثیر مرزها بر حل عددی اطمینان حاصل شود. سپس شبکه‌ی محاسباتی سازمان یافته دوبعدی در اطراف ایرفویل و شبکه غیرسازمان یافته مثلثی برای فضای خارج از سطح نزدیک ایرفویل و در اطراف الکترودها ایجاد شده است. با توجه به اینکه معادلات جریان سیال و معادلات مربوط به عملگر پلاسما به طور مستقل از هم حل می‌شوند و در واقع پس از حل و همگراشدن نتایج معادلات مربوط به عملگر پلاسما (چگالی بار و پتانسیل الکتریکی)، حل معادلات میدان جریان که در خارج از ایرفویل و در ناحیه سیال حاکم است آغاز می‌شود، از شبکه سازمان یافته در لایه مرزی نزدیک ایرفویل و شبکه غیرسازمان یافته در خارج از لایه مرزی ایرفویل استفاده شده است. در خارج از لایه مرزی نزدیک ایرفویل با توجه به وجود دو الکتروود مطابق شکل ۱ و پیچیدگی هندسه از شبکه غیرسازمان یافته استفاده شده است. نمایی از شبکه محاسباتی تولید شده در اطراف و داخل ایرفویل در شکل ۱ ارائه شده است. همان طور که در شکل ۱ مشخص است در نواحی نزدیک به سطح ایرفویل و نیز نزدیک به الکترودها از شبکه ریزتری استفاده شده است.

جدول ۱: مشخصات هندسی ایرفویل

مشخصه	اندازه
طول وتر	۲۵۰ میلی متر
حداکثر ضخامت	۴۵ میلی متر
محل قرار گیری حداکثر ضخامت	۳۵٪ طول وتر ایرفویل نسبت به لبه حمله

برای اطمینان استقلال حل از شبکه در زاویه حمله‌ی ۱۵ درجه با مشخصات عملگر، فرکانس ۱۸ کیلوهرتز و ولتاژ ۷ کیلوولت پیک، مقایسه توزیع فشار اطراف ایرفویل صورت گرفته و نتیجه گرفته شد که تعداد ۱۲۰۰۰۰ المان برای ادامه محاسبات کافی است. برای این منظور سه نوع شبکه بندی انتخاب گردیده بود و سپس تعداد المان‌ها در هر راستا به ترتیب دو برابر گردیده‌اند. بعد از افزایش المان‌ها در هر راستا، ضریب فشار استخراج و مقایسه گردیده‌اند. مشخصات هندسی ایرفویل توربین بادی مورد استفاده در این تحقیق در جدول ۱ نشان داده شده است. این ایرفویل مقطع برش یافته از پره‌ی توربین باد ۶۶۰ کیلوواتی است و با سری

در این رابطه P فشار، v گرانیوی سینماتیکی و \vec{V} بردار سرعت است.

۴- شبکه حل عددی و شرایط مرزی

شرایط مرزی و معادلات بی‌بعد اعمال شده به مرزها و ناحیه محاسباتی در شکل ۲ ارائه شده است. همان طور که از شکل مشخص است روی سطح الکتروود آشکار پتانسیل بی‌بعد یک و روی سطح الکتروود پنهان صفر در نظر گرفته می‌شود. روی مرزهای اطراف چگالی بار بی‌بعد صفر و گرادیان پتانسیل الکتریکی صفر است. در مرز مشترک دی‌الکترونیک و هوا، شرط گرادیان چگالی بی‌بعد صفر قرار می‌گیرد و روی سطح گسترش پلاسما فرض می‌شود که توزیع غلظت بار به صورت نیمه گوسین و معادله‌ی آن به صورت رابطه (۱۰) است.

$$G(x) = \exp\left(-\frac{(x-b)^2}{2a^2}\right) \quad (10)$$

همچنین در مرزهای اطراف ایرفویل در جلو، بالا و پایین 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 (جدول ۲).

روش استفاده شده برای مدل‌سازی آشفتگی روش $k-\omega$ SST است که با توجه به فیزیک جریان و وجود جدایش مدل مناسبی است و 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 به کار رفته و معیار همگرایی مساله، مقدار باقیمانده‌های حل برای مشخصه‌های جریان 10^{-7} در نظر گرفته شده است. اندازه آند برابر با مقدار 7 میلی‌متر، اندازه کاتد نیز برابر با 4 میلی‌متر در نظر گرفته شده اند. فاصله‌ی بین این دو نیز برابر با مقدار 3 میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

$$E = -\nabla\phi \quad (5)$$

$$F_b = \rho_c E \quad (6)$$

در روابط (۵) و (۶)، E میدان الکتریکی و F_b نیروی حجمی است. در معادلات (۵) و (۶)، مجهولاتی وجود دارد که در ادامه نحوه‌ی محاسبات آن ارائه گردیده است. طول دبای از رابطه γ محاسبه گردیده است [۲۶].

$$\lambda_d \quad (7) \\ = 0.2(0.5611 \tan^{-1}(-170.3(f)^{-5.124}) \\ + 1.768) \times (0.3 \times 10^{-3} V_{app} \\ - 7.42 \times 10^{-4})$$

در رابطه (۷)، f فرکانس موج سینوسی و واحد آن کیلوهرتز و V_{app} ولتاژ پیک با واحد کیلوولت است. برای محاسبه طول گسترش پلاسما، روش نیوتن رافسون در سری معادلات زیر حل گردیده است [۲۶].

$$a_1^2 l_p^5 + 2a_1 a_2 l_p^4 + a_2^2 l_p^3 \quad (8 \text{ الف}) \\ = a_3^2$$

$$a_1 = 16000 c_{g0} \quad (8 \text{ ب})$$

$$a_2 = 16000 c_{a0} I_e \quad (8 \text{ ج})$$

$$a_3 = \sqrt{\rho} f c_{g0} c_{a0} I_e (V_{app} - V_{bd})^2 \quad (8 \text{ د})$$

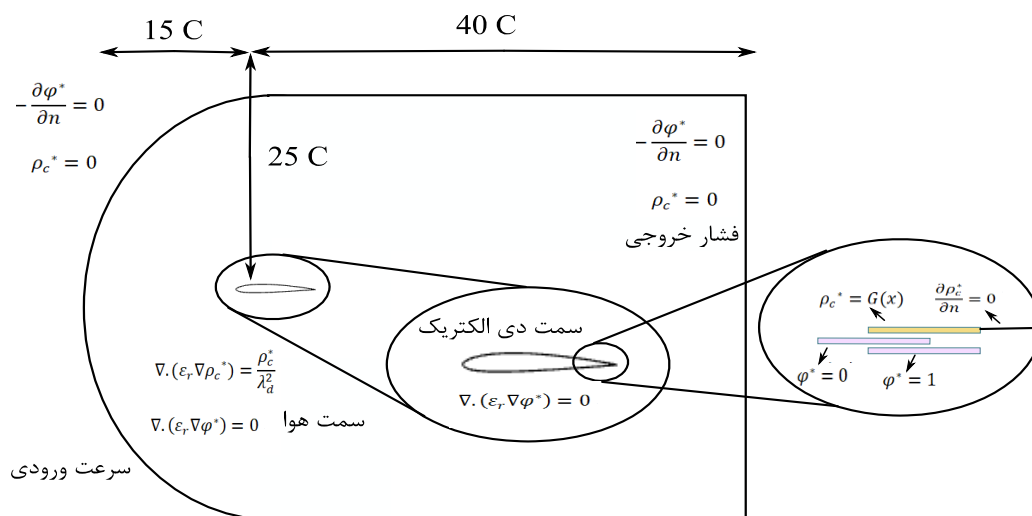
در رابطه (۸)، ρ چگالی سیال، I_p طول گسترش پلاسما، I_e عرض الکتروود پنهان و V_{bd} ولتاژ شکست است. پس از محاسبه نیروی حجمی اعمال شده توسط عملگر لازم است که معادلات پیوستگی و مومنتم در دامنه محاسباتی حل شود. فرم تراکم‌ناپذیر و پایای معادلات ناویر-استوکس به صورت رابطه‌ی ۹ است [۲۶].

$$(\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla P + \nu \nabla^2 \vec{V} \\ + \vec{f}_b \quad (9 \text{ الف})$$

$$\nabla \vec{V} = 0 \quad (9 \text{ ب})$$

جدول ۲: شرایط مرزی

نوع شرط مرزی	مرز
سرعت ثابت، گرادیان فشار برابر صفر	ورودی
فشار اتمسفر، گرادیان سرعت صفر	خروجی
عدم لغزش سرعت	دیواره



شکل ۲: شرایط مرزی و معادلات اعمال شده به الکترودها، مرزهای اطراف و ناحیه محاسباتی

مورد استفاده قرار گرفته است. بنابراین مدل الکتروستاتیک ارتقایافته که جهت شبیه‌سازی اثر عملگر پلاسما مورد استفاده قرار گرفته است از دقت کافی جهت ادامه محاسبات برخوردار است. در دومین مرحله از اعتبارسنجی، نتایج تجربی فدایی و همکاران [۲۶] و عددی فعلی توزیع فشار جریان اطراف ایرفویل در دو زاویه حمله ۱۲ و ۲۰ درجه مورد مقایسه قرار گرفت. شکل (۴) و (۵) مقایسه نتایج تجربی فدایی و همکاران [۲۶] و عددی ضریب فشار اطراف سطح مکشی و دمشی ایرفویل را نشان می‌دهد. در این نمودار بیشترین درصد خطای به دست آمده با استفاده از فرمول جذر خطای میانگین ۲ درصد می‌باشد. دلایل اختلاف بین نتایج عددی کار فعلی و تجربی فدایی و همکاران [۲۶] می‌تواند ناشی از متفاوت بودن دقت کالیبراسیون کار تجربی باشد. همچنین خطاهای عددی در شبیه‌سازی، می‌تواند علتی دیگر بر اختلاف نتایج به دست آمده، باشد. از جمله فرضیات اصلی این تحقیق، در نظر نگرفتن شتاب گرانش برای فرآیند فیزیکی تخلیه کرونا است. با توجه به نوع جریان باد یونی و عدم دخالت نیروهای شناوری، فرض نادیده گرفتن شتاب گرانشی کاملاً معقول می‌باشد. همچنین از جمله محدودیت‌های کار فعلی، عبارت است از در نظر گرفتن زبری به صورت عددی، که می‌بایست به طور تجربی نیز مورد بررسی و تحلیل قرار بگیرد.

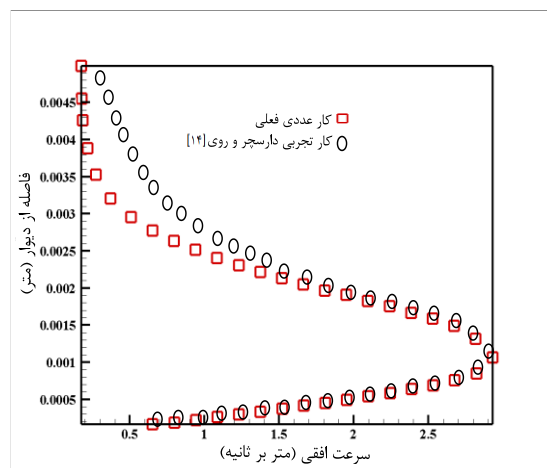
۵- صحت سنجی

این بخش از مطالعه به صحت سنجی کار فعلی با دو کار تجربی پرداخته شده است. اولی در رابطه با صحت و ثقم تشکیل و تخلیه پدیده‌ی کرونا و دومی در خصوص بررسی ضریب فشار بر روی توربین بادی مورد در این تحقیق می‌باشد. برای بررسی اعتبارسنجی پدیده‌ی تخلیه کرونا، از مطالعه دارسچر و روی [۱۴] که به بررسی اثر استفاده از عملگر پلاسما در جریان ساکن روی صفحه تخت اعمال گردیده بود، استفاده شده است. مشخصات عملگر و جریان در این مطالعه به این صورت است که، چگالی هوا Kg/m^3 ۱/۸۴، ولتاژ kVpk-pk ۲۰، فرکانس ۱۴ هرتز در نظر گرفته شده‌اند. مقایسه بین پروفیل سرعت در پایین دست عملگر در شکل ۳ ارائه شده است. با توجه به شکل می‌توان دریافت که تطابق بسیار خوبی بین نتایج عددی کار فعلی و کار تجربی دارسچر و روی [۱۴] وجود دارد. بیشترین درصد خطای گزارش شده ۶ درصد می‌باشد که با استفاده از فرمول جذر خطای میانگین محاسبه گردیده است. از دلایل تفاوت ملاحظه شده در ناحیه دور از دیواره می‌توان به روش عددی مورد استفاده در تخمین طول دمای، طول گسترش پلاسما و حداکثر چگالی بار و نیز روشهای گسسته‌سازی عددی معادلات جریان سیال اشاره نمود. همچنین میزان لزجت جریان هوا روی صفحه تخت در آزمایش دارسچر و روی [۱۴] بیان نشده و در شبیه‌سازی عددی حاضر میزان استاندارد

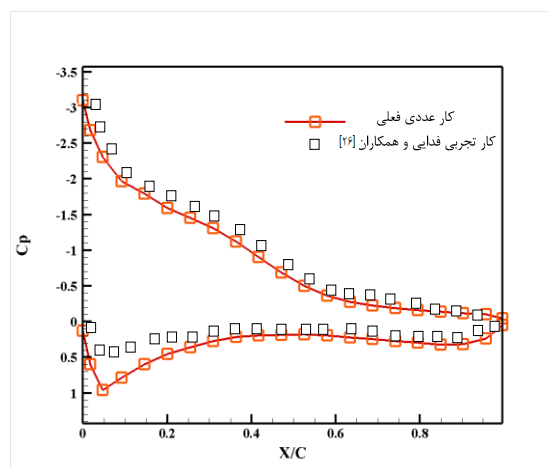
۶- نتایج

۶-۱- اثر فرکانس تخلیه کرونا

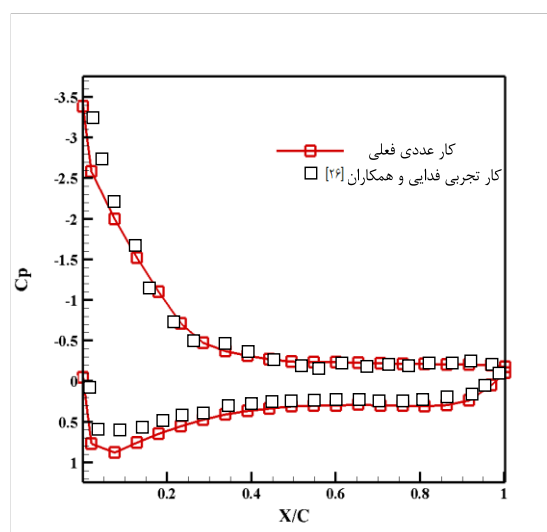
اثرات افزودن عملگر پلاسما به پره توربین بادی، به پارامترهای متفاوتی مانند فاصله بین الکترودها، ضخامت دی الکتریکها، میزان ولتاژ، اندازه فرکانس و شکل موج وابسته است. میزان تاثیرات این عملگر بر روی پارامترهای ایرودینامیکی ایرفویل پره ی توربین بادی مورد مطالعه در این تحقیق همچون جدایش جریان سیال (گردابه ی تشکیل شده در لبه ی فرار)، ضرایب برا و پسا مورد بررسی قرار گرفته است. در این قسمت از تحقیق به بررسی تاثیر فرکانس اعمال شده به الکترودها بر روی مشخصه های جریان سیال اطراف ایرفویل در دو زاویه ی حمله ۱۲ و ۲۰ درجه پرداخته شده است. در جدول ۳ ضرایب برآ و پسا، راندمان آیرودینامیکی و محل جدایش جریان سیال در انتهای فرار پره توربین بادی در دو حالت عدم وجود و وجود عملگر تخلیه پلاسما در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و چند فرکانس اعمال شده متفاوت نشان داده شده است. از جدول ۳ می توان فهمید که با افزایش فرکانس اعمالی به الکترودها ضریب برآ و کاهش ضریب پسا افزایش می یابد و بالتبع راندمان آیرودینامیکی پره نیز افزایش می یابد. همچنین ناحیه جدایش جریان سیال در انتهای پره توربین بادی نیز دچار تاخیر می گردد و با فاصله ی بیشتری از لبه ی حمله جدا می گردد. دلیل آن این است که با بالا رفتن فرکانس، طول دمای و نیروی حجمی که اعمال می گردد، دچار افزایش می شود. به دنبال آن مومنتم تزریق شده به جریان نزدیک به دیواره افزایش می یابد و از جدا شدن سریع جریان سیال جلوگیری به عمل می آید. هرچند عرض ناحیه جدا شده نیز کاهش پیدا می کند. همچنین در جدول ۴ نیز اثر بالابردن فرکانس بر روی ضرایب برآ، پسا و مکان جدایش جریان ایرفویل در ولتاژ ۷ کیلووات نشان داده شده است. از بررسی و تحلیل این جدول نیز می توان فهمید که افزایش فرکانس باعث بالا رفتن ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می شود. ولی برای فرکانس ۱۳ کیلوهرتز و در زاویه حمله ی ۱۲ درجه، ضریب لیفت دچار کاهش می گردد. ذکر این نکته حائز اهمیت است که هر دو جدول مذکور در زبری سطح پره ی ۰/۱ میلی متر در نظر گرفته شده اند. در بخش ۰ به طور مفصل در خصوص اعمال دو نوع مقدار زبری و تاثیر آن بر روی پره توربین بادی و جدایش جریان سیال صحبت به میان آمده است.



شکل ۳: مقایسه نتایج کار فعلی و کار تجربی دارسچر و روی [۱۴]



شکل ۴: مقایسه نتایج کار عددی فعلی و کار تجربی فدایی و همکاران [۲۶] برای زاویه حمله ی ۱۲



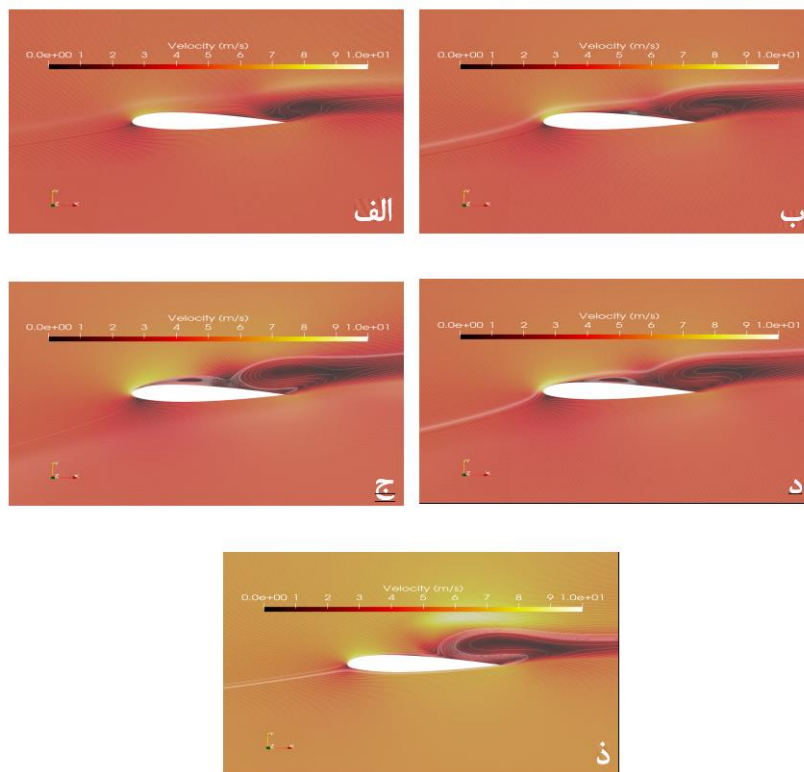
شکل ۵: مقایسه نتایج کار عددی فعلی و کار تجربی فدایی و همکاران [۲۶] برای زاویه حمله ی ۲۰

جدول ۴: مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل و فاصله نقطه جدایش از لبه حمله در زاویه حمله ۱۲ درجه در حالت ایرفویل مبنا و در ولتاژ ۷ کیلوولت و فرکانسهای مختلف

X _{sep}	C _D	C _L	فرکانس (kHz)
لبه حمله	0/2	0/54	ایرفویل مبنا
0/045 m	0/101	0/69	۳
0/062 m	0/098	0/84	۸
0/07 m	0/12	0/75	۱۳

جدول ۳: مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل و فاصله نقطه جدایش از لبه حمله در زاویه حمله ۲۰ درجه در حالت ایرفویل مبنا و در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانسهای مختلف

X _{sep}	C _D	C _L	فرکانس (kHz)
لبه حمله	0/28	0/75	ایرفویل مبنا
0/055 m	0/15	1/25	۷
0/085 m	0/13	1/35	۱۲
0/115 m	0/115	1/51	۱۸



شکل ۶: توزیع کانتورهای سرعت به همراه خطوط جریان برای حالات اعمال عملگر (الف تا د) و بدون اعمال عملگر پلاسما (ذ)

کم و در حد ۰/۷۵ و ضریب پسا ۰/۲۸ است. با توجه به کانتورهای سرعت با اعمال عملگر پلاسما (شکل ۶ الف - د) و افزایش فرکانس، حداکثر سرعت میدان جریان نیز افزایش می‌یابد که این موضوع به ایجاد باد یونی و در نتیجه شتاب دهی به ذرات سیال نزدیک به دیواره و تشکیل جت دیواره بر روی سطح عملگر و در راستای مماس بر دیواره مربوط می‌شود. تحت این شرایط یک لایه برشی آزاد بین جریان جت دیواره و هوای بالای آن ایجاد می‌شود که سبب تولید و ریزش گردابه‌ای به سمت پایین دست عملگر می‌شود. بدین ترتیب طول ناحیه بازپیوست جریان کاهش یافته و ناحیه ویک کوچکتر خواهد شد. ذکر این نکته حائز اهمیت

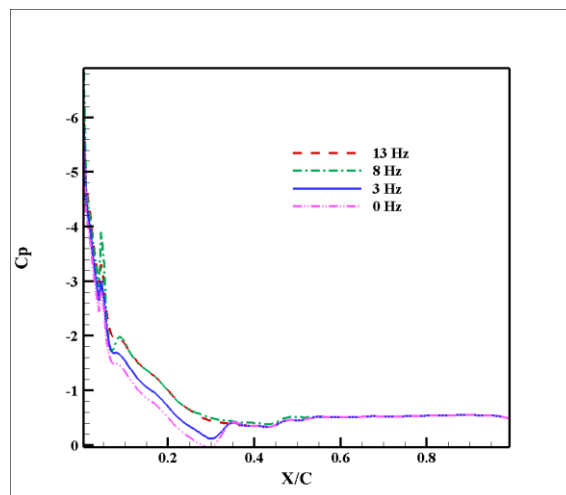
کانتورهای سرعت و خطوط جریان در شکل ۶ نشان داده شده است. از بررسی حالت‌های الف تا ذ مشخص است که جریان اطراف ایرفویل مبنا در حالت نبودن عملگر جدا شده است (شکل ۶-ذ) و یک ناحیه جدا شده نسبتاً بزرگ در پشت ایرفویل تشکیل شده است. این ناحیه جدایش، مسلماً بر روی پارامترهای آیرودینامیکی پره توربین بادی اثر نامطلوب می‌گذارد. همچنین این ناحیه‌ی جدا شده زود هنگام باعث تشکیل یک توزیع فشار تقریباً یکنواخت در سمت مکشی ایرفویل می‌گردد و باعث کاهش شدید ضریب برآ و افزایش ضریب پسا می‌شود. همان طور که در جدول ۳ و جدول ۴ ملاحظه شد، ضریب برآی ایرفویل تحت این شرایط بسیار

القایی حاصل از پلاسما مانند نیروی حجمی عمل می‌نماید و سیال نزدیک محیط را با به حرکت درآوردن منجر به تشکیل یک جت سیال می‌نماید، که پروفیل جریان لایه مرزی را بهبود می‌بخشد و عمل جدایش جریان را به تعویق می‌اندازد. با توجه به اینکه ولتاژ اعمالی به میدان پلاسما، باعث تهییج جریان سیال کرونا می‌گردد، در این قسمت از تحقیق به بررسی تاثیر ولتاژ اعمالی به الکترودها بر مشخصه‌های جریان سیال اطراف پره‌ی توربین بادی در دو زاویه‌ی حمله ۱۲ و ۲۰ درجه پرداخته شده است. تغییرات ضریب برآ، پسا و راندمان آیرودینامیکی در جداول ارائه شده است. همچنین در شکل ۷ و شکل ۸ نیز به ترتیب نمودار ضریب فشار برای ولتاژهای ۱۲ و ۷ در زبری سطح توربین بادی ۰/۱ میلی متر نشان داده شده است. با توجه به نمودار ملاحظه می‌شود که با افزایش ولتاژ تاثیر مثبت عملگر پلاسما اعمالی بر پارامترهای نامبرده افزایش می‌یابد. چنانکه در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانس ۱۳ کیلوهرتز ضریب فشار آیرودینامیکی ایرفویل تا بیش از ۲۵٪ افزایش می‌یابد. تغییر فاصله جدایش جریان از لبه حمله را در سه فرکانس و ولتاژهای مختلف در جدول ۳ و جدول ۴ برای ولتاژهای ۱۲ و ۷ کیلووات نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در ولتاژ ۱۲ تاثیر فرکانس برای به تعویق انداختن جدایش جریان بالا است. این موضوع با توجه به معادلات حاکم بر مدلسازی تخلیه پلاسما و سهم قویتر ولتاژ نسبت به فرکانس بر طول دبی، تراست القاشده در اثر کارکرد عملگر و متعاقباً نیروی حجمی اعمالشده قابل درک است.

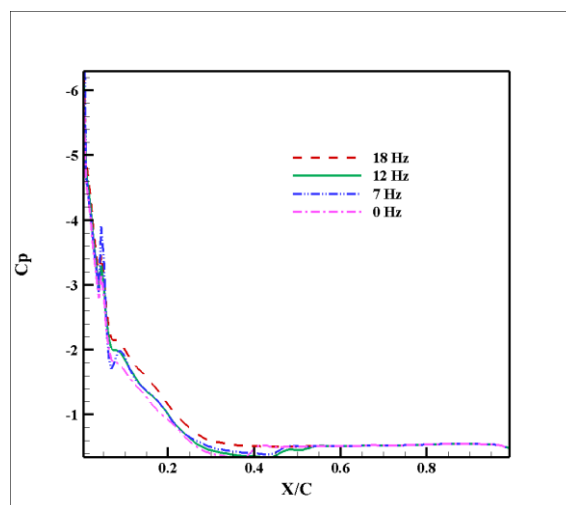
۶-۳- اثر زبری پره توربین بادی

به طور کلی با گذشت زمان و بهره برداری و کارکرد توربین بادی و ورود ذرات معلق در هوا مانند ذرات شن و خاک بسته به نوع شرایط کاری توربین بادی، زبری سطح پره‌ها افزایش می‌یابد. در جریان آرام زبری سطوح تاثیر چندان زیادی بر روی پروفیل‌های سرعت نزدیک دیواره‌ها ندارند. درحالیکه در جریان‌ات آشفته مقادیر جزئی زبری سطوح نیز حتی سبب افزایش تنشهای برشی سطوح و جدایش لایه داخلی لزوج دیواره‌ها شده و به دنبال آن موجب افزایش شدید اصطکاک دیواره‌ها و ممنتوم و انتقال حرارت می‌شوند. در این بخش به بررسی تاثیر ارتفاع زبری موجود بر روی پره توربین بادی بر روی ضریب برآ، پسا و راندمان آیرودینامیکی پرداخته شده است. سطح با زبری‌های ۰/۱ و ۰/۲ میلی‌متر در نظر گرفته شده و بعد به مطالعه‌ی ضریب برآ، پسا و راندمان

است که شکل ۶ برای زاویه حمله ۲۰ درجه در حالت ایرفویل مینا و در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانسهای ۷، ۱۲، ۱۸ و ۲۲ کیلوهرتز در نظر گرفته شده است. از این شکل نیز می‌توان دریافت که با افزایش فرکانس عرض ناحیه جداشده برای این پره زبر با مقدار ۰/۱ میلی متر، کاهش می‌یابد.



شکل ۷: توزیع ضریب فشار با وجود عملگر پلاسما در ولتاژ ۱۲ و زبری ۰/۱ میلی متر



شکل ۸: توزیع ضریب فشار با وجود عملگر پلاسما در ولتاژ ۷ و زبری ۰/۱ میلی متر

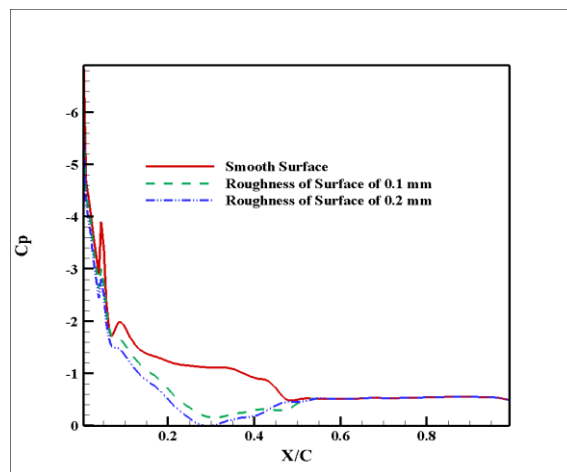
۶-۲- اثر ولتاژ تخلیه کرونا

با در نظر گرفتن ولتاژ بر روی سطح ایرفویل زبر، میدان الکتریکی در اطراف ایرفویل تشکیل می‌شود که باعث به وجود آمدن پیشران القا شده یونی یا القای باد الکتریکی (یونی) در نزدیکی سطح ایرفویل می‌گردد، این باد الکترونی می‌تواند لایه‌ی مرزی اطراف ایرفویل را تحت تاثیر خود قرار داده و جدایش سیال را به تعویق اندازد. جریان

صورت گرفته و مقایسه‌ای بین نتایج حاصل در زویای حمله ۱۲ و ۲۰، با در نظر گرفتن عملگر پلازما و در دو حالت سطح پره زبر و صیقلی انجام گرفته است. نتایج این تحقیق نشان داد که جریان جداشده از لبه حمله با افزایش زبری سطح پره افزایش می‌یابد و فشار سمت مکشی ایرفویل به شدت افت می‌کند که نشان دهنده‌ی تاثیر نامطلوب زبری بر روی عملکرد ایرودینامیکی پره توربین باد است. با وجود عملگر و القای مومنتم و شتاب‌گیری جریان سیال در سمت مکشی، جریان در مقابل گرادیان فشار نامطلوب مقاومت می‌نماید و بازیابی فشار مناسب صورت می‌پذیرد، این بازیابی فشار با افزایش ولتاژ عملگر پلازما بهبود می‌یابد ضمن اینکه افزایش فرکانس نیز خود سبب بهبود بازیابی فشار میشود. به تعویق افتادن شروع جدایش با افزایش فرکانس و ولتاژ از این دیدگاه، در این مقاله نشان داده شده است. نتایج کارفعلی نشان داد که با افزایش ولتاژ و فرکانس محرک‌های پلازما، ضریب لیفت افزایش می‌یابد. در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانس ۱۳ کیلوهرتز ضریب فشار ایرودینامیکی ایرفویل تا بیش از ۲۵٪ افزایش می‌یابد که بسیار مناسب است. به طور کلی، در نظر گرفتن زبری برای سطح بیرونی پره، ضریب فشار را تقریباً ۵۰ درصد در مقایسه با سطح کاملاً صاف کاهش می‌دهد. به صورت تیتروار می‌توان نتایج زیر را خلاصه وار بیان کرد.

- ۱- با افزایش زبری سطح، جدایش جریان سیال سریع‌تر اتفاق می‌افتد و عرض ناحیه جداشده افزایش می‌یابد.
- ۲- افزایش فرکانس، سبب بهبود ضریب فشار پره میشود.
- ۳- افزایش ولتاژ، سبب بهبود ضریب فشار پره و عملکرد آن می‌شود

ایرویدینامیکی پرداخته شده است. اثرات مربوط به زبری سطح تیغه‌ها روی عملکرد توربومشینها به خصوص در توربین‌های بادی یک موضوع مهم در بررسی‌های مختلف است. این افت کارایی به دلیل تأثیر زبری سطح بر جدایش جریان در طرف مکش پره است. براساس نتایج آنها با افزایش زبری سطح، عناصر زبری از زیر لایه لزج خارج شده و افت راندمان پره افزایش می‌یابد. با افزایش زبری، تلفات اصطکاکی افزایش می‌یابد. توزیع ضریب فشار در اطراف ایرفویل در ولتاژ ۱۲ و زبری‌های مختلف در حالت سطح بدون زبری، ۰/۱ و ۰/۲ میلی‌متر در شکل ۹ نشان داده شده است. همان طور که در نمودار ملاحظه می‌شود، می‌توان به این نکته پی برد که با افزایش زبری ضریب فشار دچار افت می‌شود. میزان افزایش در فاصله X/C بین ۰/۰۵ ای ۰/۵، بیش از ۱۰ برابر است.



شکل ۹: توزیع ضریب فشار با وجود عملگر پلازما در ولتاژ ۱۲ و زبری ۰/۱، ۰/۲ میلی متر همراه با سطح صیقلی

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق شبیه‌سازی عددی توسط نرم افزار کامسول

مراجع

- [1] Forte, M., Jolibois, J., Pons, J., Moreau, E., Touchard, G., and Cazalens, M. Optimization of a dielectric barrier discharge actuator by stationary and non-stationary measurements of the induced flow velocity: application to airflow control. *Experiments in fluids*, Vol. 6, No. 43, 2007, pp. 917-928.
- [2] Moshfeghi, M., Ramezani, M. and Hur, N., Design and aerodynamic performance analysis of a finite span double-split S809 configuration for passive flow control in wind turbines and comparison with single-split geometries. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 214, pp.104-654, 2021.
- [3] Moshfeghi, M. and Hur, N. Effects of SJA boundary conditions on predicting the aerodynamic behavior of NACA 0015 airfoil in separated condition. *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 5, No. 29, pp.1829-1836, 2015.

- [4] Moshfeghi, M., and Hur, N. Power generation enhancement in a horizontal axis wind turbine blade using split blades. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 206, pp. 104-352, 2020.
- [5] Fylladitakis, E. D., Theodoridis, M. P., and Moronis, A. X. Review on the history, research, and applications of electro hydrodynamics. *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 2, No. 42, 2014, pp. 358-375.
- [6] Kim, C., Park, D., Noh, K. C., and Hwang, J. Velocity and energy conversion efficiency characteristics of ionic wind generator in a multistage configuration. *Journal of Electrostatics*, Vol. 1, No.68, 2010, pp. 36-41.
- [7] Zhang, Y., Liu, L., Chen, Y., and Ouyang, J. Characteristics of ionic wind in needle-to-ring corona discharge. *Journal of Electrostatics*, Vol. 74, 2015, pp. 15-20.
- [8] Elsakka, M. M., Ingham, D. B., Ma, L., and Pourkashanian, M. CFD analysis of the angle of attack for a vertical axis wind turbine blade. *Energy Conversion and Management*, Vol. 182, 2019, pp.154-165.
- [9] Yu, D. O., and Kwon, O. J. Predicting wind turbine blade loads and aeroelastic response using a coupled CFD–CSD method. *Renewable Energy*, Vol. 70, 2014, pp.184-196.
- [10] Soltani, M. R., and RASI, M. F. Effect of reduced frequency on the aerodynamic behavior of an airfoil oscillating in a plunging motion, 2009, pp. 40-52.
- [11] Roth, J. R. Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma. *Physics of plasmas*, Vol. 5, pp. 10, 2003, pp. 2117-2126.
- [12] Enloe, C. L., McLaughlin, T. E., VanDyken, R. D., Kachner, K. D., Jumper, E. J., and Corke, T. C. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: plasma morphology. *AIAA journal*, Vol. 3, No. 42, 2004, pp. 589-594.
- [13] Thomas, F. O., Corke, T. C., Iqbal, M., Kozlov, A., and Schatzman, D. Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active aerodynamic flow control. *AIAA journal*, Vol. 9, No. 47, 2009, pp. 2169-2178.
- [14] Durscher, R., and Roy, S. Evaluation of thrust measurement techniques for dielectric barrier discharge actuators. *Experiments in fluids*, Vol. 4, No. 53, 2012, pp. 1165-1176.
- [15] Benard, N., and Moreau, E. Electrical and mechanical characteristics of surface AC dielectric barrier discharge plasma actuators applied to airflow control. *Experiments in Fluids*, Vol. 11, No.55, 2014, pp.1-43.
- [16] Suzen, Y. B., and Huang, P. G. Numerical simulation of unsteady wake/blade interactions in low-pressure turbine flows using an intermittency transport equation, 2005, pp. 431-444.
- [17] Ibrahim, I. H., and Skote, M. Boundary Condition Modifications of the Suzen-Huang Plasma Actuator Model. *International Journal of Flow Control*, 2011, pp. 3.
- [18] Abdollahzadeh, M., Pascoa, J. C., and Oliveira, P. J. Modified split-potential model for modeling the effect of DBD plasma actuators in high altitude flow control. *Current Applied Physics*, Vol. 8, No. 14, 2014, pp. 1160-1170.
- [19] Ibrahim, I. H. B., and Skote, M. Effects of the scalar parameters in the Suzen-Huang model on plasma actuator characteristics. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2013, pp. 15-30.
- [20] Omid, J., and Mazaheri, K. 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, No. 5, 2017, pp. 79-94.
- [21] Abdollahzadeh, M., Páscoa, J. C., and Oliveira, P. J. Two-dimensional numerical modeling of interaction of micro-shock wave generated by nanosecond plasma actuators and transonic flow. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, Vol. 270, 2014, pp. 401-416.
- [22] Abdollahzadeh, M., Pascoa, J. C., and Oliveira, P. J. Comparison of DBD plasma actuators flow control authority in different modes of actuation. *Aerospace science and technology*, Vol. 78, 2018, pp. 183-196.
- [23] Ebrahimi, A., and Hajipour, M. Flow separation control over an airfoil using dual excitation of DBD plasma actuators. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 79, 2018, pp. 658-668.
- [24] Ebrahimi, A., Hajipour, M., and Ghamkhar, K. Experimental study of stall control over an airfoil with dual excitation of separated shear layers. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 82, 2018, pp. 402-411.
- [25] Feng, L. H., Jukes, T. N., Choi, K. S., and Wang, J. J. Flow control over a NACA 0012 airfoil using dielectric-barrier-discharge plasma actuator with a Gurney flap. *Experiments in fluids*, Vol. 6, No. 52, 2012, pp. 1533-1546.

- [26] Fadaei, M., Davari, A., Sabetghadam, F., and Soltani, M. R. Investigation of Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator Effect on Separation Control of a Critical Section of Wind Turbine Blade. *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 9, No. 20, 2020, pp. 2289-2302.
- [27] Al Bari, M. A., Mashud, M., and Ali, H. Role of partially bumpy surface to control the flow separation of an airfoil. *ARN Journal of Engineering and Applied Sciences*, Vol. 5, No. 7, 2012.
- [28] Mingyang, W. A. N. G., Chengwu, Y. A. N. G., Ziliang, L. I., Shengfeng, Z. H. A. O., Zhang, Y., and Xingen, L. U. Effects of surface roughness on the aerodynamic performance of a high subsonic compressor airfoil at low Reynolds number. *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 3, No. 34, 2021, pp. 71-81.
- [29] Genc, M. S., Kemal, K. O. C. A., & Acikel, H. H. Investigation of pre-stall flow control on wind turbine blade airfoil using roughness element. *Energy*, Vol. 176, 2019, pp. 320-334.
- [30] Abdel-Rahman, A. A., & Chakroun, W. M. Surface roughness effects on flow over airfoils. *Wind Engineering*, 1997, pp. 125-137.