



Investigation of Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator Effect on Separation Control of a Critical Section of Wind Turbine Blade

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Fadaei M.¹ MSc,

Davari A.*¹ PhD,

Sabetghadam F.¹ PhD,

Soltani M.R.² PhD

How to cite this article

Fadaei M, Davari A, Sabetghadam F, 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, 2020;20(9):2289-2302.

¹Aerospace Engineering Department, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

²Aerospace Engineering Faculty, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Engineering Faculty, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran. Postal Code: 1477893855.

Phone: +98 (21) 44868415

Fax: +98 (21) 44865179

ardavari@srbiau.ac.ir

Article History

Received: November 29, 2019

Accepted: July 02, 2020

ePublished: September 20, 2020

ABSTRACT

Wind turbines are one of the most important renewable energy production devices and improving their efficiency leads to more effective exploitation of clean energies. Flow separation on wind turbine blade is one of the major reasons of performance loss in wind turbines. The present paper investigates the effect of single dielectric barrier discharge plasma actuator (SDBD) placement on a critical section of wind-electric wind turbine blade (660kW) designed inside country. An experimental investigation for assuring the validity of the numerical simulations has been performed. Then, two dimensional simulations were extended to evaluate the effect of plasma actuator performance on flow characteristics. Numerical simulations are based on the latest enhanced electrostatic plasma actuator models. The fluid flow is incompressible and the free stream velocity is about 20m/s. The results clearly indicate that frequency and voltage increase can significantly correct the flow pattern in post stall condition. A linear pattern has been achieved between the frequency and aerodynamic coefficients variations. The best improvement for the range under investigation is more than 800% for aerodynamic performance and approximately 50% for separation point delay.

Keywords SDBD Plasma Actuator; Frequency; Voltage; Enhanced Electrostatic Model

CITATION LINKS

[1] Effect of a DC surface-corona discharge on a flat plate ... [2] Experimental investigation of why an AC dielectric barrier discharge ... [3] Experimental investigation of flow control over an Ahmed body using DBD ... [4] On the boundary layer using pulsed nanosecond DBD ... [5] Numerical investigation of nanosecond pulsed plasma actuators ... [6] Boundary layer transition control using DBD plasma ... [7] Effect of plasma actuator control parameters on a transitional ... [8] Active separation control over a NACA0024 by DBD ... [9] Simulation of DBD plasma actuator effect on aerodynamic ... [10] Plasma actuators for noise ... [11] Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and ... [12] Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator ... [13] Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active ... [14] Evaluation of thrust measurement techniques for dielectric ... [15] Electrical and mechanical characteristics of surface AC dielectric ... [16] Numerical simulation of unsteady wake/blade interactions in ... [17] Boundary condition modifications of the Suzen-Huang plasma ... [18] Modified split-potential model for modeling the effect of DBD ... [19] Effects of the scalar parameters in the Suzen Huang model ... [20] Improving the performance of a numerical model to simulate ... [21] Numerical modeling of boundary layer control using dielectric ... [22] Comparison of DBD plasma actuators flow control authority in ... [23] Flow separation control over an airfoil using dual excitation ... [24] Experimental study of stall control over an airfoil with dual excitation ... [25] Flow control over a NACA 0012 airfoil using dielectric barrier ... [26] Effect of amplitude and mean angle of attack on the unsteady ...

بررسی اثر عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک بر کنترل جدایش جریان اطراف مقطع بحرانی پره توربین باد

محدثه فدائی MSc

گروه هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

علیرضا داوری* PhD

گروه هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

فریدون ثابت قدم PhD

گروه هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

محمد رضا سلطانی PhD

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

چکیده

توربین‌های باد یکی از مهم‌ترین تجهیزات تولید انرژی تجدیدپذیر بوده و بهبود راندمان آنها منجر به بهره‌وری بیش‌ازپیش از انرژی‌های پاک می‌شود. از جمله مشکلات عمده در کاربرد توربین‌های باد وقوع پدیده جدایش جریان بر روی پره توربین است. در مقاله حاضر، اثر عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک بر روی کنترل جدایش جریان اطراف یک مقطع بحرانی پره توربین برق-بادی ۶۶۰ کیلووات طراحی‌شده در داخل ایران مورد بررسی قرار گرفته است. در ابتدا، آزمون تجربی جهت صحت‌سنجی و اطمینان از دقت مدل‌سازی‌ها صورت پذیرفت. پس از حصول انطباق قابل قبول، شبیه‌سازی‌های عددی دوبعدی با وجود عملگر پلاسما در شرایط عملکردی و زوایای حمله مختلف انجام گرفت. در مدل‌سازی عددی عملگر از خیرترین مدل الکتروستاتیک ارتقایافته استفاده شده است. جریان عبوری از روی ایرفویل تراکم‌ناپذیر و سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه و مکان نصب عملگر در لبه حمله ایرفویل است. نتایج به‌دست‌آمده حاکی از تاثیر قابل ملاحظه فرکانس و ولتاژ عملگر بر ضرایب برآ و پسا و راندمان آیرودینامیکی ایرفویل است. با افزایش فرکانس و ولتاژ و در نتیجه القای جریان و افزایش مومنتم داخل لایه مرزی بازیافت فشار در ناحیه ویک بهتر صورت گرفته و نقطه جدایش به تعویق می‌افتد. روند خطی بین تاثیر فرکانس بر تغییر ضرایب آیرودینامیکی ملاحظه شد. همچنین بهبود راندمان آیرودینامیکی در این مطالعه بیشتر از ۸۰٪ و جابه‌جایی نقطه جدایش تا حدود ۵۰٪ طول وتر حاصل شد.

کلیدواژه‌ها: عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک، فرکانس، ولتاژ، مدل الکتروستاتیک ارتقایافته

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۹/۰۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۴/۱۲

*نویسنده مسئول: ardavari@srbiiau.ac.ir

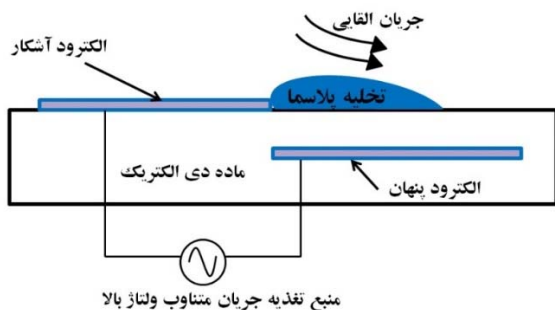
مقدمه

علاقه‌مندی روزافزون به ساخت و گسترش تکنولوژی‌های سازگار با محیط زیست اساس پیشرفت‌های صورت‌گرفته و به‌کارگیری تجهیزات تولید توان تجدیدپذیر است. توربین‌های باد از جمله موثرترین این تجهیزات هستند که بهبود عملکرد آنها سبب افزایش بهره‌وری از آن خواهد شد. یکی از مشکلات اصلی در دستیابی به کارایی مورد نظر در توربین‌های باد پدیده جدایش جریان بر روی پره توربین است که با حذف و یا کاهش احتمال وقوع آن می‌توان تا حد زیادی به افزایش راندمان این وسیله دست یافت. استفاده از

ابزارهای کنترل جریان از جمله راه‌کارهای موثر در دستیابی به این هدف است. به‌طور کلی ابزارهای کنترل جریان را می‌توان به دو دسته فعال و غیرفعال تقسیم نمود. در میان کنترل‌کننده‌های فعال جریان، عملگرهای پلاسما از جمله جدیدترین تجهیزاتی هستند که به‌دلیل وزن کم و سادگی عملکرد مورد توجه قرار گرفته و روزه‌روز پیشرفت‌های بیشتری در شناخت مکانیزم عملکرد آنها و به‌کارگیری انواع آن صورت می‌پذیرد. این عملگرها دارای انواع مختلفی از جمله تخلیه کورونا^[1, 2]، تخلیه سد دی الکتریک با جریان متناوب^[3] و جریان با مقیاس نانوئانه^[4, 5] هستند و کاربردهای بسیار گسترده‌ای جهت به تعویق‌انداختن گذار لایه مرزی^[6, 7]، کنترل واماندگی (Stall) و بهبود خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل‌های اجسام پرنده^[8]، توربین‌های باد^[9] و کنترل نویز در موتورهای جت^[10] دارند. عملگرهای تخلیه سد دی الکتریک به‌طور کلی شامل دو الکتروود هستند که به‌صورت غیرمتقارن در دو سمت یک ماده دی الکتریک قرار گرفته‌اند و با اعمال یک جریان با ولتاژ بالا به این دو الکتروود تخلیه پلاسما صورت می‌گیرد. در طی این فرآیند یک نیروی حجمی به جریان القا شده و پروفیل سرعت نزدیک دیواره تصحیح می‌شود و در نهایت کنترل جریان صورت می‌گیرد. شکل ۱ شماتیکی از عملگر پلاسما تخلیه سد دی الکتریک را نشان می‌دهد.

اولین مطالعات در زمینه به‌کارگیری عملگر پلاسما جهت کنترل جریان توسط روث آغاز شد^[11]. پس از آن تحقیقات گسترده‌ای جهت شناسایی نحوه اثرگذاری پارامترهای هندسی و عملکردی محرک بر سرعت القاشده در جریان که اصطلاحاً به آن باد یونی گفته می‌شود انجام پذیرفت. *انلو* و همکاران^[12] نور ساطع‌شده از تخلیه پلاسما را مبنای تعیین غلظت پلاسما قرار دادند و نیز برای قدرت‌های مختلف منبع تغذیه تراست القاشده را اندازه‌گیری کردند. *توماس* و همکاران^[13] با استفاده از یک دستگاه تعادل نیرویی به بررسی اثر فرکانس، ولتاژها و جنس‌های مختلف ماده دی الکتریک بر تراست القاشده توسط عملگر پرداختند. *دارسچر* و *روی*^[14] نیز مطالعه‌ای مشابه با مطالعه *توماس* و همکاران^[13] انجام دادند با این تفاوت که پروفیل سرعت القایی در پایین‌دست عملگر نیز در شرایط مختلف ارائه شد. مطالعات انجام‌شده اساس معرفی مدل‌های مبتنی بر پایه شیمی پدیده تخلیه پلاسما و مدل‌های جبری بوده‌اند^[15]. مدل‌های مبتنی بر شیمی پدیده تخلیه پلاسما، به بررسی رفتار الکترون‌ها و یون‌های حاضر در ناحیه طول دباب می‌پردازند. طول دباب ناحیه‌ای است که بارهای مثبت و منفی در این محدوده تحت تاثیر میدان الکترومغناطیسی قرار دارند. با توجه به ماهیت این گونه مدل‌ها و رویکرد آنها در حل مستقیم پدیده پلاسما، گام‌های زمانی در مقیاس نانوئانه و شبکه محاسباتی در حد میکرومتر نیاز بوده که هزینه محاسباتی بسیار سنگینی را در پی خواهد داشت. در مقابل مدل‌های جبری سعی بر مدل‌سازی تاثیر نهایی عملگر بر میدان جریان دارند و بدین دلیل برای مدل‌سازی کنترل جریان بسیار مناسب‌تر هستند.

ایرفویل ناکا ۰۱۲ به‌طور تجربی تغییر خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل را بررسی کردند. نتایج نشان داد که این ترکیب سبب افزایش نیروی برآ می‌شود اما در عین حال نیروی درگ نیز کمی افزایش می‌یابد. با توجه به مطالعات انجام‌شده، به‌وضوح مشخص است که پژوهش‌ها محدود به حالاتی خاص از فرکانس، ولتاژ و زاویه حمله بوده است و مطالعه‌ای جامع با در نظر گرفتن اثرات تداخلی این پارامترها که قادر به تعیین خط مسیرهایی مشخص باشد تاکنون انجام پذیرفته است. لذا مقاله حاضر سعی بر مطالعه‌ای جامع در این زمینه داشته است به‌گونه‌ای که قابلیت استخراج معادلاتی معین، بیان‌کننده تاثیرات هر کدام از متغیرهای مستقل فراهم شود. این موضوع از جنبه صرفه‌جویی در انجام محاسبات پیچیده و زمان‌بر جهت کاربردهای هر چه بیشتر صنعتی بسیار مهم است.



شکل ۱) شماتیک عملگر تخلیه سد دی‌الکتریک با جریان متناوب

شرح مساله

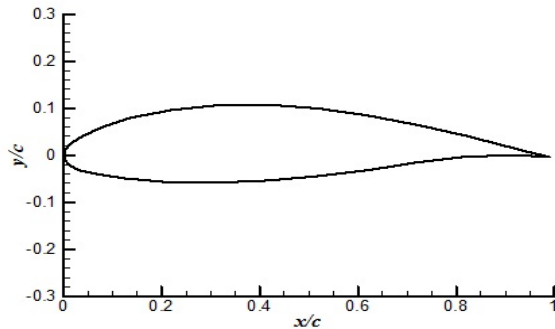
یک مقطع بحرانی از پره توربین باد طراحی‌شده در داخل ایران [26] انتخاب شده و اثر استفاده از عملگر پلازما تخلیه سد دی‌الکتریک بر کنترل جدایش جریان اطراف این ایرفویل در سه زاویه حمله مختلف به‌صورت تجربی بررسی شده است. این مقطع در فاصله ۶۸٪ طول پره قرار داشته و بیشترین بارگذاری آیرودینامیکی بر آن وارد می‌شود، لذا جهت بررسی‌های بیشتر دارای اهمیت است. مطابق با شرایط تجربی شبیه‌سازی عددی توسط نرم‌افزار انسیس فلونت صورت گرفته و مقایسه‌ای بین نتایج حاصل در سه زاویه حمله ذکرشده انجام گرفته است. پس از اطمینان از درستی شبیه‌سازی 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 میزان توربولانسی جریان صورت گرفته است.

روش تجربی

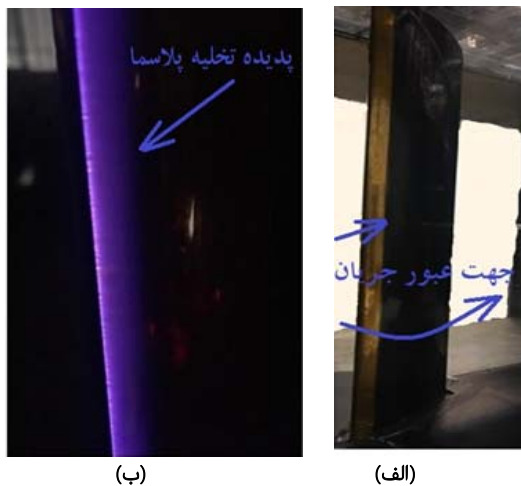
در روش تجربی از یک تونل باد مادون صوت مدار بسته با ابعاد اتاق آزمون ۲۰۰×۱۰۰×۸۰ سانتی‌متر مکعب استفاده شده است. نسبت انسداد جریان حول مدل مذکور در زاویه حمله ۱۲ درجه کمتر از حدود ۵٪ است. همچنین دو لبه انتهایی پره با طول اسپین ۸۰ سانتی‌متر به دیواره‌های تونل منطبق شده‌اند تا از ریزش جریان

در میان مدل‌های جبری، مدل پیشنهادشده توسط سوزن و هوانگ [16] که با استفاده از معادلات ماکسول به شبیه‌سازی میدان پتانسیل الکتریکی و توزیع چگالی بار می‌پردازند، نتایج خوبی را به دنبال داشته است. از مهم‌ترین نقاط ضعف این مدل نیاز به کالیبراسیون مجدد با تغییر شرایط عملکردی و هندسی عملگر و تعیین ضرایب موجود در مدل با انجام آزمون‌های تجربی است. جهت بهبود توانایی این مدل و افزایش کارایی آن تحقیقات دیگری به عمل آمد. /براهیم و اسکات [17] شرایط مرزی جدیدی را برای توزیع چگالی بار و طول دبای بر سطح دی‌الکتریک بیان کردند و نتایج حاصل را با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار دادند که تاثیر تقریباً مثبتی بر شبیه‌سازی‌ها مشاهده شد. عبدالله‌زاده و همکاران [18] برای توزیع چگالی، بار تصحیحی را اعمال کردند و اثر آن را بر انطباق پروفیل سرعت به‌دست‌آمده با نتایج تجربی مورد بررسی قرار دادند. /براهیم و اسکات [19] بر طول گسترش پلازما یک شرط جدید در ارتباط با پتانسیل الکتریکی به‌کار بردند. /امیدی و مظاهری [20] توزیع چگالی بار و طول دبای را تصحیح کردند. از میان موارد مذکور مدل پیشنهادشده توسط آنها تطابق بهتری را با نتایج تجربی در پی داشته و در مدل‌سازی عددی مقاله حاضر نیز به‌کار گرفته شده است. پس از معرفی مدل سوزن و هوانگ [16] پژوهشگران زیادی با استفاده از آن به بررسی عددی تاثیر عملگر پلازما بر میدان جریان روی یا داخل هندسه‌های مختلفی پرداختند. از میان مطالعات صورت‌گرفته در مورد تاثیر عملگر تخلیه سد دی‌الکتریک بر مقاطع بال و پره توربین‌های باد می‌توان به مواردی اشاره کرد. عبدالله‌زاده و همکاران [21] به بررسی اثر استفاده از عملگر پلازما بر خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۲۱ در زاویه حمله ۲۳ درجه پرداختند. تاثیر مثبت استفاده از عملگر بر کوچک‌شدن تقریبی ناحیه جدایش و در پی آن بهبود خصوصیات آیرودینامیکی مشاهده شد. در مطالعه‌ای دیگر آنها به بررسی اثر اعمال پایا و زمان‌مند عملگر پلازما تخلیه سد دی‌الکتریک بر تغییر نقطه جدایش، توزیع ضریب فشار و خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۱۲ پرداختند [22]. مشخص شد که با توجه به مد تحریکات ممکن است عملگر پلازما در حالت زمان‌مند ضعیف‌تر از حالت ناپایا عمل کند و باید شرایط عملکردی حالت ناپایا به دقت انتخاب شود. /براهیمی و حاجی‌پور [23] به بررسی عددی اثر دو عملگر پلازما نصب‌شده در لبه حمله در سمت مکشی و لبه فرار در سمت فشاری ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ پرداختند. اثر کارکرد همزمان و جداگانه هر محرک بر ناپایداری‌های لایه برشی و رفتار ویک مورد بررسی قرار گرفت. همچنین /براهیمی و همکاران [24] در مطالعه‌ای تجربی تاثیر عملگرهای فوق را بر توزیع فشار اطراف ایرفویل ناکا ۰۱۵ که در رژیم رینولدز ۳۰۰۰۰ و زاویه حمله ۱۴ درجه در معرض واماندگی کامل قرار می‌گیرد را بررسی کردند و به تاثیر مثبت عملکرد همزمان دو عملگر مذکور پی بردند. فنگ و همکاران [25] با افزودن عملگر پلازما تخلیه سد دی‌الکتریک به فلپ گارنی در انتهای

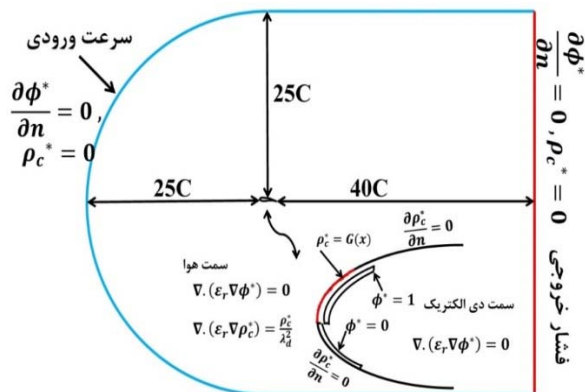
شبکه محاسباتی جهت مطالعه استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی و نمودار ۲ نتایج مقایسه ضریب فشار در نزدیکی لبه حمله ایرفویل را نشان می‌دهد. همان طور که در نمودار ملاحظه می‌شود مقدار ضریب فشار در نزدیکی لبه حمله از ۵۰۰۰۰ المان گرید تا ۱۰۰۰۰۰ المان گرید تفاوت قابل ملاحظه‌ای را نشان داده است، در حالی که پس از مقدار ۱۰۰۰۰۰ المان گرید مقادیر بر یکدیگر منطبق می‌شوند.



نمودار ۱) هندسه ایرفویل مقطع پره توربین باد به کاررفته در پژوهش حاضر



شکل ۲) الف) نمای از پره نصب‌شده در تونل باد، ب) پدیده تخلیه پلاسما



شکل ۳) شرایط مرزی و معادلات اعمال‌شده به الکترودها، مرزهای اطراف و ناحیه محاسباتی

از لبه‌ها که سبب چرخشی‌شدن جریان و ایجاد گردابه‌هایی در لبه‌های پره و اثرات سه‌بعدی را سبب می‌شود، اجتناب شود. سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه و شدت اغتشاش جریان آزاد حدود ۱/۵٪ است. مشخصات هندسی ایرفویل مورد بررسی با طول وتر ۲۵۰ و حداکثر ضخامت ۴۵ میلی‌متر که در فاصله ۳۵٪ طول وتر ایرفویل نسبت به لبه حمله قرار دارد در نمودار ۱ آورده شده است. این ایرفویل مقطعی از پره توربین باد ۶۶۰ کیلووات و مشابه با سری ایرفویل‌های شش رقمی ناکا است که مناسب‌تر جهت به‌کارگیری در کاربردهای توربین باد هستند.

عملگر پلاسما در لبه حمله ایرفویل نصب شده است و شامل الکترودهایی از جنس مس به ضخامت ۰/۲۵۴ میلی‌متر است که با لایه‌هایی از کپتون جمعاً به ضخامت ۰/۱۲۷ میلی‌متر از یکدیگر مجزا شده‌اند. عرض الکترودها آشکار حدود ۱۰ و الکترودها پنهان در حدود ۱۵ میلی‌متر است. منبع تغذیه استفاده‌شده قابلیت ایجاد فرکانس صفر تا ۵۰ کیلوهرتز و ولتاژ صفر تا ۲۵ کیلوولت پیک تا پیک را دارد. در این آزمایش شکل موج سینوسی، فرکانس و ولتاژ عملگر به ترتیب ۲/۱۷ کیلوهرتز و ۱۶ کیلوولت پیک تا پیک است. ولتاژ اعمال‌شده به عملگر توسط پراب HV اندازه‌گیری شده است. شکل ۲) نمایی از ایرفویل نصب‌شده در تونل باد به همراه پدیده تخلیه پلاسما را نشان می‌دهد.

روش عددی

در روش عددی ابتدا ناحیه محاسباتی با فاصله ۴۰ برابر وتر ایرفویل از پشت و ۲۵ برابر آن از اطراف ایجاد شده است تا از عدم تاثیر مرزها بر حل عددی اطمینان حاصل شود. سپس شبکه محاسباتی سازمان‌یافته دوبعدی از نوع سی در اطراف ایرفویل و شبکه غیرسازمان‌یافته مثلثی برای فضای داخلی ایرفویل و در اطراف الکترودها ایجاد شده است. با توجه به اینکه معادلات جریان سیال و معادلات مربوط به عملگر پلاسما به‌طور 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 سازمان‌یافته در خارج و شبکه غیرسازمان‌یافته در داخل ایرفویل استفاده شده است. در داخل ایرفویل با توجه به وجود دو الکترودها مطابق شکل ۳ و پیچیدگی هندسه از شبکه غیرسازمان‌یافته استفاده شده است. نمایی از شبکه محاسباتی تولیدشده در اطراف و داخل ایرفویل در شکل ۴ ارائه شده است. همان طور که در شکل ۴ مشخص است در نواحی نزدیک به سطح ایرفویل و نیز نزدیک به الکترودها از شبکه ریزتری استفاده شده است.

برای اطمینان استقلال حل از شبکه در زاویه حمله ۱۲ درجه با مشخصات عملگر، فرکانس ۲/۱۷ کیلوهرتز و ولتاژ ۶ کیلوولت پیک، مقایسه توزیع فشار اطراف ایرفویل صورت گرفته و تعداد ۱۰۰۰۰۰ المان گرید برای ادامه محاسبات کافی است. جدول ۱ اطلاعات

تجربی است. در این روش از معادلات ماکسول برای به دست آوردن میدان الکتریکی استفاده می شود. به دلیل عدم وجود القای مغناطیسی و میدان مغناطیسی، معادلات حاصل برای پتانسیل الکتریکی و چگالی بار به صورت روابط ۱ و ۲ خواهد بود.

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \phi) = 0 \quad (۱)$$

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \rho_c) = \frac{\rho_c}{\lambda_D^2} \quad (۲)$$

در این روابط پتانسیل الکتریکی، λ_D طول دبی، ρ_c چگالی بار و ϵ_r نفوذ پذیری الکتریکی است. با توجه به عدم وابستگی معادلات ۱ و ۲ به زمان، بهتر است شرایط مرزی بی بعد را به صورت معادله های ۳ و ۴ معرفی کرد و مقادیر ثابت را به الکترودها و سطح گسترش عملگر اعمال کرد. پس از محاسبه توزیع پتانسیل الکتریکی و چگالی بار بی بعد، مقادیر به دست آمده در پارامترهای بی بعد سازی ضرب می شوند.

$$\phi^* = \frac{\phi}{\phi_{max} f(t)} \quad (۳)$$

$$\rho_c^* = \frac{\rho_c}{\rho_c^{max} f(t)} \quad (۴)$$

در این روابط ϕ_{max} حداکثر پتانسیل الکتریکی و ρ_c^{max} حداکثر چگالی بار است. شکل موج تغییرات ولتاژ متناوب اعمالی به الکترودها است.

با حل معادله لاپلاس (معادله ۱) برای توزیع پتانسیل الکتریکی و معادله پواسون (معادله ۲) برای غلظت شارژ و با توجه به اینکه میدان الکتریکی با گرادیان پتانسیل الکتریکی برابر است میتوان نیروی حجمی اعمال شده توسط عملگر را به دست آورد.

$$\vec{E} = -\nabla \phi \quad (۵)$$

$$\vec{F}_b = \rho_c \vec{E} \quad (۶)$$

در این رابطه \vec{E} میدان الکتریکی و \vec{F}_b نیروی حجمی است. در معادلات فوق مجهولاتی وجود دارد که در ادامه نحوه محاسبات آن ارایه می شود. برای تعیین طول دبی از رابطه ۷ که از اخیرترین تصحیحات انجام شده بر این پارامتر است، استفاده می شود.

$$\lambda_d = 0.2(0.5611 \text{Arctan}(-170.3(f)^{-5.124}) + 1.768) \times (0.3 \times 10^{-3} V_{app} - 7.42 \times 10^{-4}) \quad (۷)$$

در رابطه ۷، f فرکانس موج سینوسی و واحد آن کیلوهرتز و V_{app} ولتاژ پیک به کیلوولت است. همچنین برای محاسبه طول گسترش پلاسما لازم است که دستگاه معادلات جبری ۸ از طریق روش نیوتن رافسون حل شود.

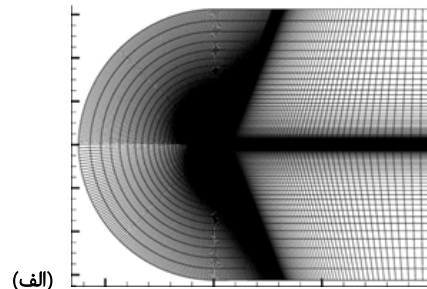
$$a_1^2 l_p^5 + 2a_1 a_2 l_p^4 + a_2^2 l_p^3 = a_3^2 \quad (۸-الف)$$

$$a_1 = 16000 c_{g0} \quad (۸-ب)$$

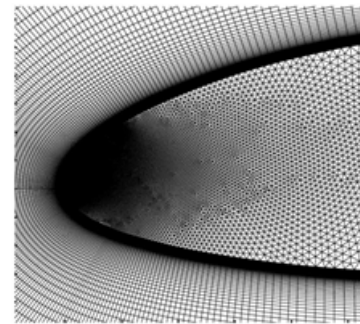
$$a_2 = 16000 c_{d0} l_e \quad (۸-ج)$$

$$a_3 = \sqrt{\rho f C_{g0} C_{d0} l_e (V_{app} - V_{bd})^2} \quad (۸-د)$$

در رابطه ۸، ρ چگالی سیال، l_p طول گسترش پلاسما، l_e عرض الکترودها، V_{bd} ولتاژ شکست است. با توجه به اینکه مجموعه الکترودهای آشکار و پنهان به عنوان یک مدار سری در نظر گرفته می شوند ظرفیت هر کدام از خازن ها با رابطه ۹-الف و ۹-ب قابل بیان است.



(الف)

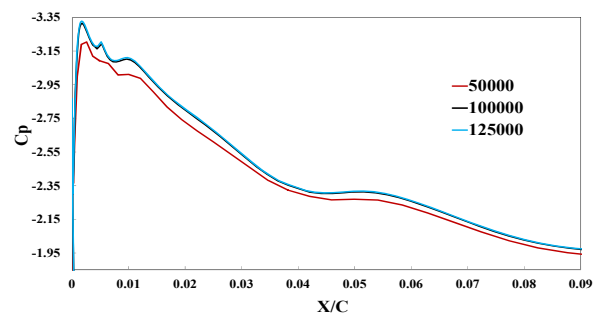


(ب)

شکل ۴) شبکه محاسباتی تولید شده در اطراف و داخل ایرفویل

جدول ۱) اطلاعات شبکه محاسباتی به کاررفته جهت بررسی استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی

پارامتر	مقدار		
تعداد کل المان های شبکه	۱۲۵۰۰۰	۱۰۰۰۰۰	۵۰۰۰۰
تعداد نقاط اطراف سطح ایرفویل	۴۵۰	۳۳۵	۱۹۰
فاصله اولین ردیف لایه مرزی از سطح ایرفویل (m)	۰/۰۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۴
تعداد المان های موجود در لایه مرزی	۳۵	۳۰	۲۰



نمودار ۲) مطالعه استقلال حل از شبکه

معادلات حاکم

جهت مدل سازی حضور عملگر پلاسما دو روش کلی بر پایه شیمی پدیده تخلیه پلاسما و روش جبری وجود دارد. در روش بر پایه شیمی، گونه های یونی و الکترونی و رفتار آنها مورد بررسی قرار می گیرد و به دلیل درگیر بودن مقیاس های بسیار کوچک از لحاظ زمان و ابعاد مورد بررسی و در نتیجه حجم سنگین محاسبات، مناسب شبیه سازی های کنترل جریان نیست. در روش جبری سعی بر محاسبه نیروی حجمی نهایی اعمال شده بر میدان جریان است. از اخیرترین مدل ارتقایافته سوزن و هوانگ [16] که توسط /میدی و مظاهری [20] ارایه شده است، استفاده می شود. از مزایای مهم این روش عدم نیاز به کالیبراسیون پارامترهای موثر با آزمون های

شرط مرزی سرعت ورودی، در پشت ایرفویل در مرز خروجی شرط فشار خروجی و روی سطح ایرفویل از شرط مرزی دیواره استفاده شده است. با توجه به اینکه مقیاس زمانی شکل‌گیری پلاسما بسیار کوچک‌تر از مقیاس زمانی شتاب‌گیری سیال است می‌توان از حالت پایا برای حل استفاده کرد. با توجه به تراکم‌ناپذیری شرایط حل از حل‌کننده مبنی بر فشار و برای کوپل‌نمودن گرادیان‌های سرعت و فشار از حلگر کاپلد استفاده شده است. روش استفاده‌شده برای مدل‌سازی آشفتنگی روش $k\omega$ SST است که با توجه به فیزیک جریان و وجود جدایش مدل مناسبی است و شبکه محاسباتی ایجادشده 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^{-6} و برای پتانسیل الکتریکی و غلظت بار 10^{-6} است.

نتایج

ابتدا اعتبارسنجی شبیه‌سازی عملکرد عملگر پلاسما با داده‌های تجربی موجود، در هوای ساکن روی صفحه تخت صورت گرفته است. سپس شرایط حل عددی معادل با شرایط تجربی ذکرشده تنظیم شده و نتایج عددی حاصل از توزیع ضریب فشار اطراف ایرفویل در سه زاویه حمله ۱۲، ۲۰ و ۲۱ درجه در حالت عملگر خاموش و روشن با نتایج تجربی مقایسه شده است. در نهایت اثر استفاده از عملگر پلاسما در زوایای مختلف و شرایط عملکردی مختلف بر خصوصیات جریان و ضرایب آیرودینامیکی به‌طور کامل بررسی و ارایه شده است.

اعتبارسنجی

در بخش اول اعتبارسنجی، از مطالعه *داسچر و روی* [14] که به بررسی اثر استفاده از عملگر پلاسما در جریان ساکن روی صفحه تخت می‌پردازد، استفاده شده است. مشخصات عملگر و جریان در این مطالعه به‌صورت جدول ۲ است.

جدول ۲) مشخصات آزمون تجربی *داسچر و روی* [14] بر روی صفحه تخت در هوای ساکن

پارامتر	مقدار
چگالی هوا (Kg/m ³)	۱/۱۸۴
ولتاژ (kV _{pk-pk})	۲۰
فرکانس (kHz)	۱۴
عرض الکتروود پنهان (m)	۰/۰۲
عرض الکتروود آشکار (m)	۰/۰۰۵
ضخامت دی‌الکتریک (m)	۰/۰۰۳
ضخامت الکتروودها (m)	۰/۰۰۰۰۰۷

مقایسه بین پروفیل سرعت در پایین‌دست عملگر در نمودار ۳ ارایه شده است. با توجه به نمودار تطابق بسیار خوبی بین نتایج مشاهده می‌شود. از دلایل تفاوت ملاحظه‌شده در ناحیه دور از

$$C_{g0} = \frac{2\pi\epsilon_0}{\ln\left(\frac{0.5t_e + \lambda_d}{0.5t_e}\right)} \quad (۹-الف)$$

$$C_{d0} = \frac{2\pi\epsilon_d}{\ln\left(\frac{0.5t_e + 2t_d}{0.5t_e}\right)}, \quad \epsilon_d = \epsilon_{rd}\epsilon_0 \quad (۹-ب)$$

نفوذپذیری هوای آزاد ϵ_0 و نفوذپذیری ماده دی‌الکتریک ϵ_{rd} است. t_d ضخامت دی‌الکتریک و t_e ضخامت الکتروودها است. برای محاسبه چگالی بار حداکثر، از رابطه ۱۰ استفاده می‌شود.

$$\rho_c^{max} = \frac{Thrust}{\lambda_d(V_{app} - V_{bd})f_{corr}} \quad (۱۰)$$

ضرایب a و b بیان‌شده در فاکتور تصحیح به ترتیب ۰/۳۲ و ۰/۱۷ برابر طول گسترش پلاسما هستند و تراست القاشده در اثر کارکرد عملگر با رابطه ۱۱ به‌دست می‌آید.

$$Thrust = \left[4\rho \left(2fC_{eq}(V_{app} - V_{bd})\right)^2\right]^{1/3} \quad (۱۱)$$

برای محاسبه پارامترهای ذکرشده، یک برنامه فرترن نوشته شده است. در این برنامه پس از تعریف پارامترهای هندسی و الکتریکی عملگر، دسته معادلات ۷ و ۹ حل شده، سپس پارامترهای معادلات ۸-ب تا ۸-د تعیین می‌شوند و توسط یک حلقه do و if حل معادله ۸-الف تا جایی که خطای روش عددی بسیار ناچیز شود ادامه یافته و طول گسترش پلاسما به‌دست می‌آید. نتیجه حاصل، در تعیین مقدار حداکثر چگالی بار مورد استفاده قرار می‌گیرد.

پس از محاسبه نیروی حجمی اعمال‌شده توسط عملگر لازم است که معادلات پیوستگی و مومنتم در دامنه محاسباتی حل شود. فرم تراکم‌ناپذیر و پایای معادلات ناویر-استوکس به‌صورت رابطه ۱۲ است.

$$(\vec{\nabla} \cdot \nabla)\vec{v} = -\frac{1}{\rho}\nabla P + \nu\nabla^2\vec{v} + \vec{f}_b \quad (۱۲-الف)$$

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (۱۲-ب)$$

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

برای محاسبه توزیع پتانسیل الکتریکی و چگالی بار از کمیت‌های نرده‌ای تعریف‌شده توسط کاربر UDS و برای اعمال نیروی حجمی از تابع تعریف‌شده توسط کاربر UDF استفاده شده است.

شرایط مرزی و روش حل

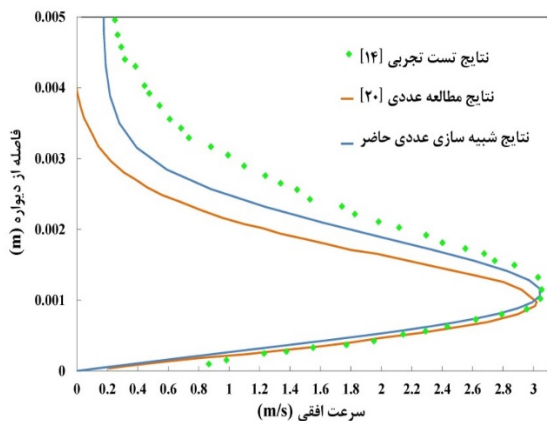
شرایط مرزی و معادلات بی‌بعد اعمال‌شده به مرزها و ناحیه محاسباتی در شکل ۳ ارایه شده است. همان‌طور که از شکل مشخص است روی سطح الکتروود آشکار پتانسیل بی‌بعد یک و روی سطح الکتروود پنهان صفر در نظر گرفته می‌شود. روی مرزهای اطراف چگالی بار بی‌بعد صفر و گرادیان پتانسیل الکتریکی صفر است. در مرز مشترک دی‌الکتریک و هوا، شرط گرادیان چگالی بی‌بعد صفر قرار می‌گیرد و روی سطح گسترش پلاسما فرض می‌شود که توزیع غلظت بار به‌صورت نیمه‌گوسین و معادله آن به‌صورت رابطه ۱۳ است.

$$G(x) = \exp\left(-\frac{(x-b)^2}{2a^2}\right) \quad (۱۳)$$

همچنین در مرزهای اطراف ایرفویل در جلو، بالا و پایین ایرفویل

حمله و فرار، در نتایج تجربی مقدار نزدیک به لبه حمله ارایه نشده است حال آنکه این مقدار در روش عددی پیش بینی شده است.

لازم به ذکر است که برخی از آزمون‌ها در پنج نوبت تکرار شده‌اند تا عدم قطعیت نتایج که شاخصی برای بررسی تکرارپذیری آزمایش‌ها است تعیین شود. با محاسبه میانگین و انحراف معیار مقادیر فشار در یک نقطه معین روی ایرفویل در زاویه حمله ۱۲ درجه و با در نظر گرفتن بازه اعتماد ۹۵٪ میزان عدم قطعیت در نتایج حداکثر ۳٪/۳ محاسبه شده است. به بیان دیگر چنانچه آزمایش‌ها در شرایط یکسان تکرار شوند به احتمال ۹۵٪ نتایج آزمایش به میزان ۳٪/۳ با نتایج ارایه شده متفاوت خواهد بود. از منابع عدم قطعیت می‌توان به غیریکنواخت بودن جریان، زبری سطح، میزان توربولانسی جریان آزاد، اثرات سه بعدی و دمای هوا هنگام آزمایش اشاره کرد.

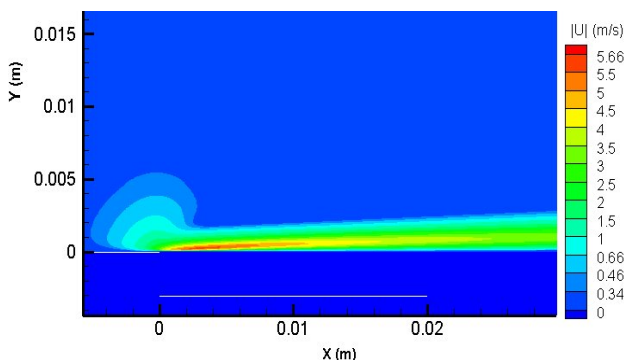


نمودار ۳) پروفیل سرعت در پایین دست عملگر و مقایسه نتایج حل عددی حاضر با نتایج تجربی مطالعه دارسچر و روی [14] و شبیه سازی عددی مطالعه امید و مظاهری [20]

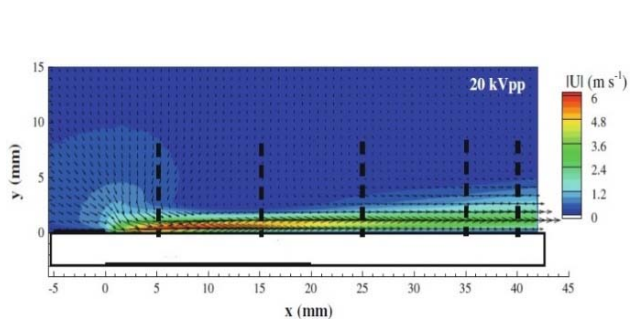
دیواره می‌توان به روش عددی مورد استفاده در تخمین طول دمای طول گسترش پلاسما و حداکثر چگالی بار و نیز روش‌های گسسته سازی عددی معادلات جریان سیال اشاره نمود. همچنین میزان لزجت جریان هوا روی صفحه تخت در آزمایش دارسچر و روی [14] بیان نشده و در شبیه سازی عددی حاضر میزان استاندارد مورد استفاده قرار گرفته است.

همچنین کانتورهای سرعت در ناحیه محاسباتی با نتایج تجربی به صورت کیفی در نمودار ۴ مورد مقایسه قرار گرفته است. با توجه به نمودار، جریان جت دیواره‌ای القاشده به وضوح قابل تشخیص است. مقایسه بین شکل کانتورهای سرعت و مقادیر حداکثر سرعت القاشده در ناحیه محاسباتی، تطابق بسیار خوبی را نشان می‌دهد. بنابراین مدل الکتروستاتیک ارتقایافته که جهت شبیه سازی اثر عملگر پلاسما مورد استفاده قرار گرفته است از دقت کافی جهت ادامه محاسبات برخوردار است.

در دومین مرحله از اعتبارسنجی، نتایج تجربی و عددی توزیع فشار جریان اطراف ایرفویل در سه زاویه حمله ۱۲، ۲۰ و ۲۱ درجه در حالت عملگر روشن و عملگر خاموش مورد مقایسه قرار گرفت. نمودار ۵ مقایسه نتایج تجربی و عددی ضریب فشار اطراف سطح مکشی و دمشی ایرفویل را در حالت عملگر خاموش (نمودارهای چپ) و عملگر روشن (نمودارهای راست) در سه زاویه حمله ذکر شده نشان می‌دهد. نتایج حاکی از انطباق بسیار خوب توزیع ضریب فشار است. همان طور که از نمودار مشخص است در زاویه حمله ۲۱ درجه ایرفویل در معرض واماندگی عمیق قرار می‌گیرد و ضریب فشار سمت مکشی ایرفویل به شدت افت می‌کند اما با روشن شدن عملگر این افت فشار جبران می‌شود. همچنین تا قبل از واماندگی عمیق، روشن شدن عملگر به خصوص در زاویه حمله ۱۲ درجه تأثیری بر بهبود نتایج نداشته است. این بدان معنی است که به کارگیری عملگر لزوماً در هر زاویه حمله‌ای منجر به بهبود نتایج نمی‌شود. با توجه به محدودیت‌های نصب سوراخ‌های فشاری کافی در لبه

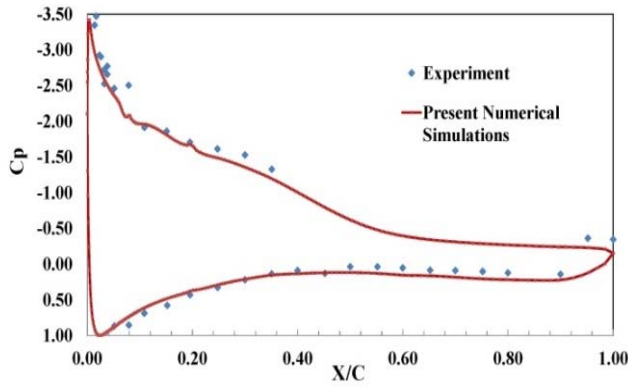


(ب)

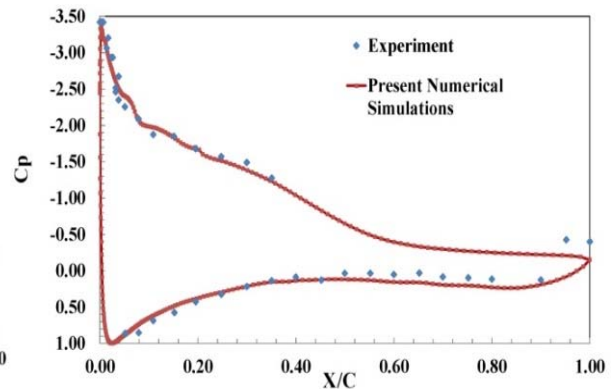


(الف)

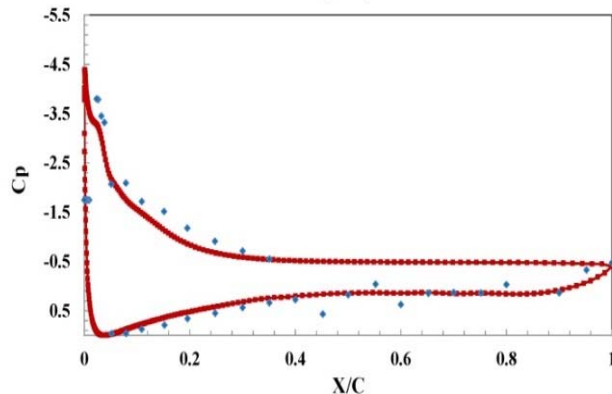
نمودار ۴) مقایسه کانتورهای سرعت؛ الف) آزمون تجربی مطالعه دارسچر و روی [14]، ب) شبیه سازی عددی مطالعه حاضر



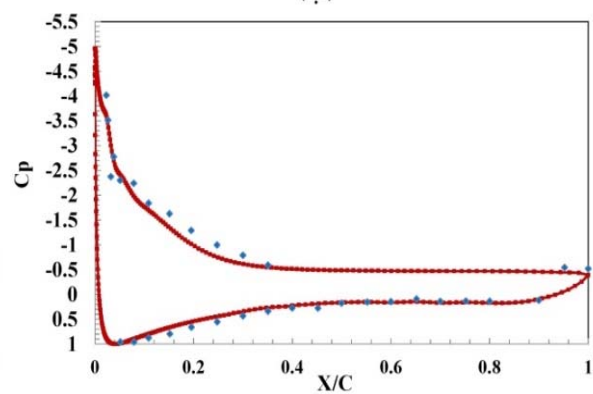
(الف)



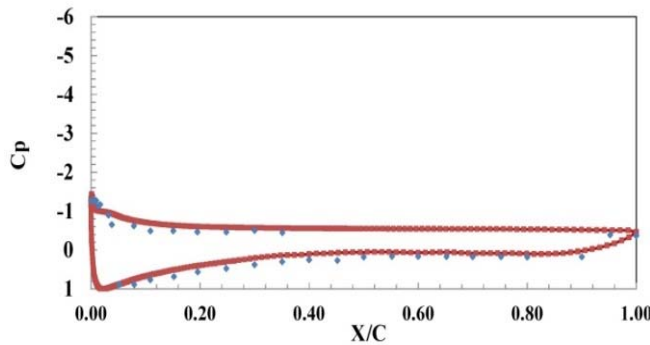
(ب)



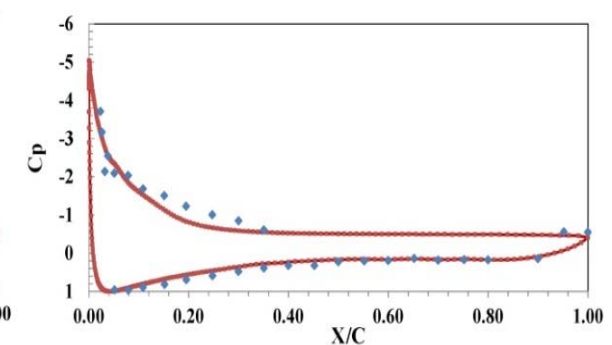
(ج)



(د)



(ه)



(و)

نمودار ۵) توزیع ضریب فشار اطراف ایرفویل؛ (الف) زاویه حمله ۱۲ درجه و عملگر خاموش، (ب) زاویه حمله ۱۲ درجه و عملگر روشن، (ج) زاویه حمله ۲۰ درجه و عملگر خاموش، (د) زاویه حمله ۲۰ درجه و عملگر روشن، (ه) زاویه حمله ۲۱ درجه و عملگر خاموش، (و) زاویه حمله ۲۱ درجه و عملگر روشن

رانده می‌شود. این مساله بدین دلیل است که با افزایش فرکانس اعمالی طول دبابی و نیروی حجمی اعمالی افزایش می‌یابد. این موضوع سبب افزایش مومنتم تزریق شده به جریان نزدیک به دیواره می‌شود و از جدایش زودهنگام جریان جلوگیری می‌کند. در جدول ۳ حداکثر تاخیر رخ داده در شروع ناحیه جدایش در بازه مورد بررسی مربوط به فرکانس و ولتاژ عملگر به ترتیب ۴۵ کیلوهرتز و ۱۲ کیلوولت است که این مقدار به حدود ۵۰٪ طول وتر از لبه حمله می‌رسد. همچنین ملاحظه می‌شود که حداکثر راندمان آیرودینامیکی در بازه مورد بررسی در فرکانس و ولتاژ مذکور حاصل شده است که بیش از ۸۰٪ میزان مربوط به ایرفویل مبنا است.

تاثیر ولتاژ و فرکانس عملگر بر مشخصه‌های جریان

در این بخش نتایج مطالعه پارامتریک در رابطه با تاثیر ولتاژ و فرکانس اعمالی به الکترودها بر مشخصه‌های جریان اطراف ایرفویل در زاویه حمله ۲۱ درجه بررسی می‌شود. جدول ۳ ضریب برآ، ضریب پسا، راندمان آیرودینامیکی و مکان جدایش جریان ایرفویل مبنا در حالت خاموش بودن عملگر را با نتایج حاصل از روشن بودن عملگر در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و چند فرکانس مختلف نشان می‌دهد. با توجه به جدول مشخص است که افزایش فرکانس سبب افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌شود و در عین حال راندمان آیرودینامیکی را بهبود می‌دهد. همچنین ناحیه جدایش به عقب

حاکم بر مدل سازی پدیده تخلیه پلاسما و سهم قوی تر ولتاژ نسبت به فرکانس بر طول دای، تراست القاشده در اثر کارکرد عملگر و متعاقباً نیروی جمعی اعمال شده قابل درک است.

توزیع ضریب فشار در اطراف ایرفویل در فرکانس و ولتاژهای مختلف در نمودار ۷ نشان داده شده است. همان طور که در نمودار ۵- ه ملاحظه شد ایرفویل مبنا در حالت عملگر خاموش دچار جدایش جریان از لبه حمله شده و فشار سمت مکشی ایرفویل به شدت اُفت می کند. با روشن شدن عملگر و القای مومنتم و شتاب گیری جریان در سمت مکشی، جریان تا حد بسیار بیشتری در مقابل گردان فشار نامطلوب مقاومت می کند و بازیابی فشار بهتر رخ می دهد. با توجه به مقادیر حداکثری سمت مکشی ارایه شده در نمودار، این بازیابی فشار با افزایش ولتاژ بهبود می یابد ضمن اینکه افزایش فرکانس نیز خود سبب بهبود بازیابی فشار می شود. نکته قابل توجه دیگر در نمودار ۷ ناحیه افقی نمودار است. زمانی که جدایش جریان اتفاق می افتد ضریب فشار در سمت مکشی ایرفویل ثابت باقی می ماند. به تعویق افتادن شروع جدایش با افزایش فرکانس و ولتاژ از این دیدگاه، مجدداً قابل اثبات است.

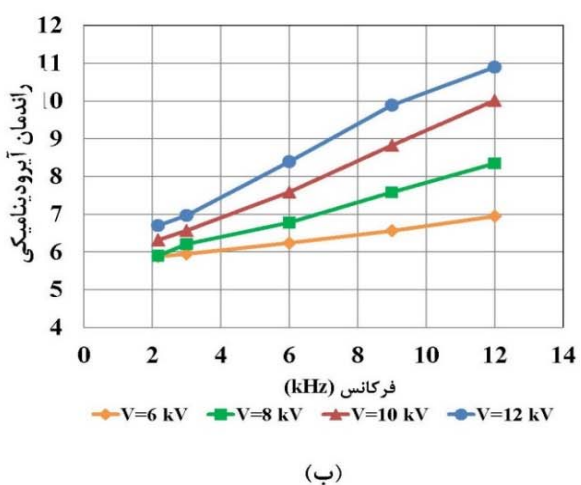
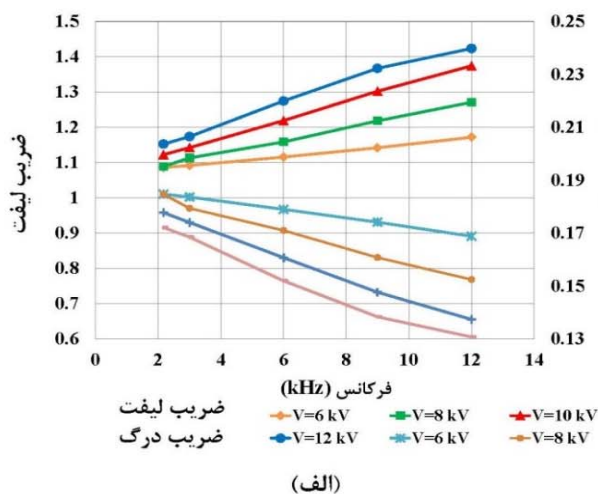
جدول ۳ مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل و فاصله نقطه جدایش از لبه حمله در زاویه حمله ۲۱ درجه در حالت ایرفویل مبنا (عملگر خاموش) و در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانس های مختلف

فرکانس (kHz)	C_L	C_D	L/D	X_{sep} (m)
ایرفویل مبنا	۰/۷۴۱۵	۰/۲۸۱۰۶	۲/۶۳۸	لبه حمله
۲/۱۷	۱/۱۵۲۲	۰/۱۷۲۰۶	۶/۶۹	۰/۰۵۱۹۵۹
۶	۱/۲۷۴۵	۰/۱۵۱۹۲	۸/۳۸	۰/۰۶۸۲۵
۹	۱/۳۶۷	۰/۱۳۸۲۸	۹/۸۸	۰/۰۷۶۷۲
۱۲	۱/۴۲۳۵	۰/۱۳۰۶۸	۱۰/۸۹	۰/۰۸۲۳۲
۴۵	۱/۹۲	۰/۰۷۹۲۳	۲۴/۲۳	۰/۱۲۳۴۷

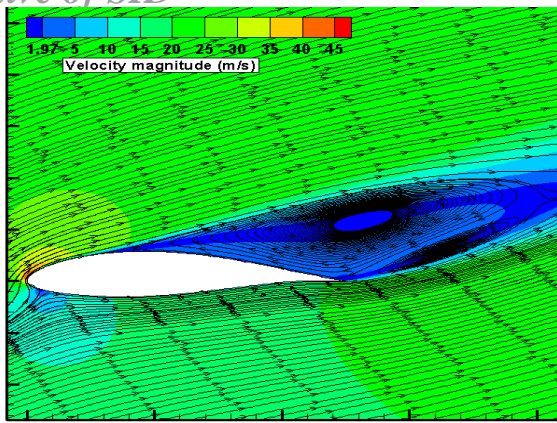
کانتورهای سرعت و خطوط جریان در شکل ۵ ارایه شده است. به وضوح مشخص است که جریان اطراف ایرفویل مبنا در حالت خاموش بودن عملگر از لبه حمله جدا شده است و یک ناحیه ویک بسیار بزرگ را در پشت ایرفویل ایجاد کرده است. این جدایش زود هنگام جریان منجر به یک توزیع فشار تقریباً صاف در سمت مکشی ایرفویل شده و به کاهش شدید ضریب برآ و افزایش ضریب پسا می انجامد. همان طور که در جدول ۳ ملاحظه شد، ضریب برآی ایرفویل تحت این شرایط بسیار کم و در حد ۰/۷۴ و ضریب پسا ۰/۲۸ است. با توجه به کانتورهای سرعت با روشن شدن عملگر و افزایش فرکانس، حداکثر سرعت میدان جریان نیز افزایش می یابد 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 می شود. تحت این شرایط یک لایه برشی آزاد بین جریان جت دیواره و هوای بالای آن ایجاد می شود که سبب تولید و ریزش گردابه ای به سمت پایین دست عملگر می شود. بدین ترتیب طول ناحیه بازیوست جریان کاهش یافته و ناحیه ویک کوچک تر خواهد شد.

تغییرات ضریب برآ، پسا و راندمان آیرودینامیکی در نمودار ۶ ارایه شده است. با توجه به نمودار ملاحظه می شود که با افزایش ولتاژ تاثیر مثبت عملگر بر پارامترهای نامبرده افزایش می یابد. چنان که در ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانس ۱۲ کیلوهرتز راندمان آیرودینامیکی ایرفویل تا بیش از ۳۰٪ افزایش می یابد. همچنین رفتاری خطی بین تاثیر افزایش فرکانس بر ضریب برآ، پسا و راندمان آیرودینامیکی ملاحظه می شود.

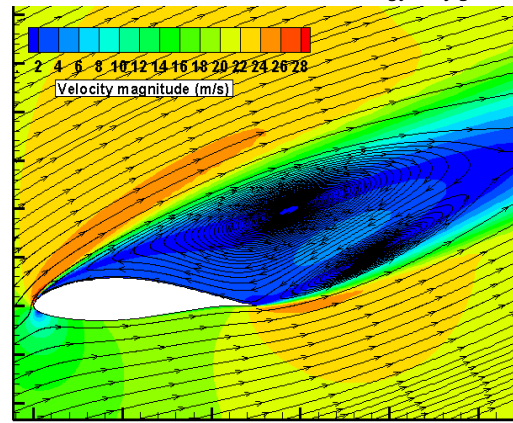
تغییر فاصله جدایش جریان از لبه حمله را در سه فرکانس و ولتاژهای مختلف در جدول ۴ نشان داده شده است. مشاهده می شود که در ولتاژهای بالاتر تاثیر فرکانس بر به تعویق انداختن جدایش جریان مشهودتر است. این موضوع با توجه به معادلات



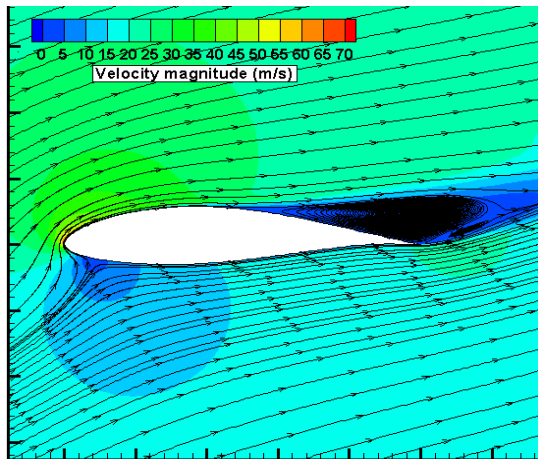
نمودار ۶ تاثیر تغییر ولتاژ و فرکانس بر: الف) ضریب برآ و ضریب پسا، ب) راندمان آیرودینامیکی



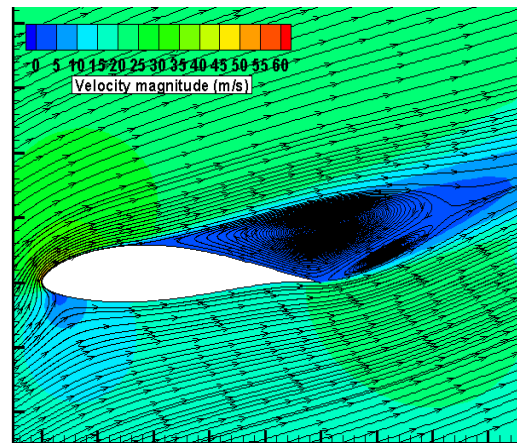
(ب)



(الف)

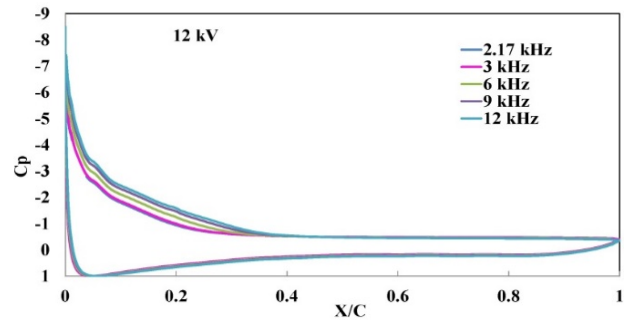
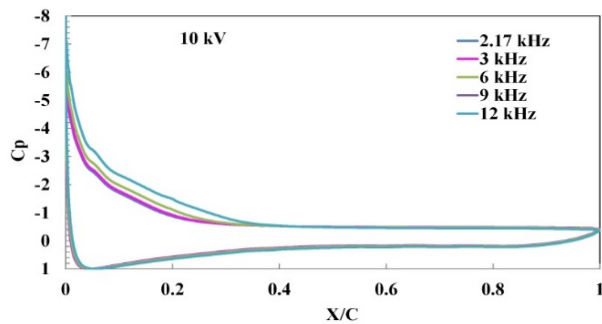
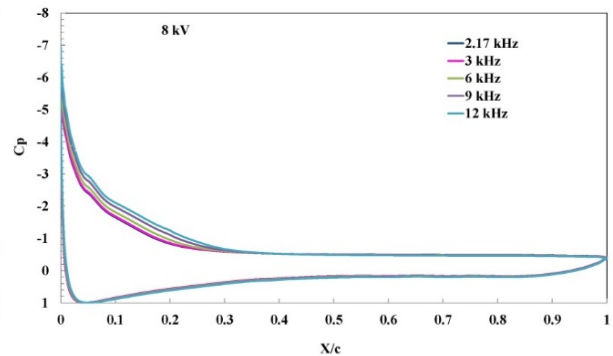
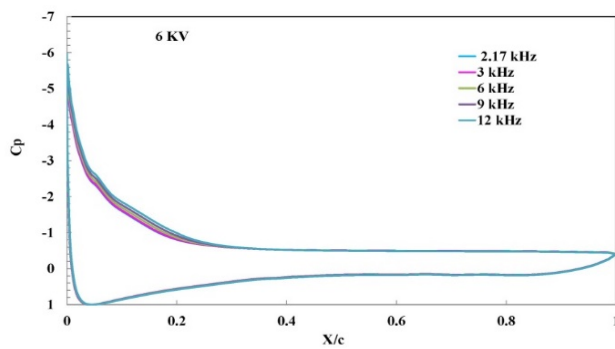


(د)



(ج)

شکل ۵) کانتورهای سرعت و خطوط جریان اطراف ایرفویل؛ (الف) عملگر خاموش، (ب) فرکانس ۲/۱۷ کیلوهرتز و ولتاژ ۱۲ کیلوولت، (ج) فرکانس ۱۲ کیلوهرتز و ولتاژ ۱۲ کیلوولت، (د) فرکانس ۴۵ کیلوهرتز و ولتاژ ۱۲ کیلوولت



نمودار ۷) توزیع ضریب فشار اطراف ایرفویل در بازه فرکانسی ۲/۱۷ تا ۱۲ کیلوهرتز و ولتاژهای مختلف

فرکانس (kHz)	ولتاژ (kV)		
-	۶	۹	۱۲
۲/۱۷	۰/۰۴۵۷۸۸	۰/۰۴۹۵۹۳	۰/۰۵۱۹۵۹
۶	۰/۰۴۸۸۳۴	۰/۰۵۸۴۹۷	۰/۰۶۸۲۵
۱۲	۰/۰۵۵۲۴۵	۰/۰۷۴۶۳۴	۰/۰۸۳۳۲۵

شکل سمت چپ دیده می‌شود، مقادیر حداکثر تاوایی بر روی سطح ایرفویل اتفاق نیفتاده که نشانه بروز جدایش است در حالی که در شکل سمت راست، حداکثر مقادیر تاوایی بر روی سطح ایرفویل اتفاق افتاده که نشان از یک لایه مرزی چسبیده است.

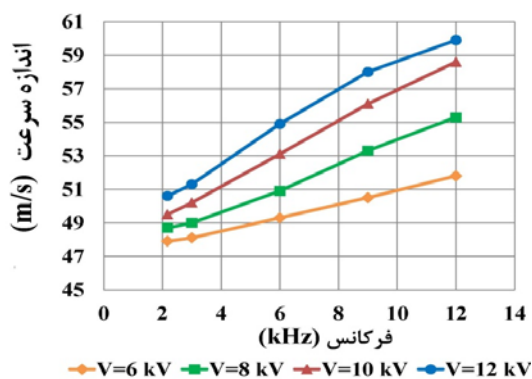
تاثیر زاویه حمله بر کارایی عملگر پلاسما

تاثیر عملگر پلاسما در چند زاویه حمله مختلف بر راندمان آیرودینامیکی در جدول ۵ نشان داده شده است. در حالت A، فرکانس و ولتاژ عملگر به ترتیب ۲/۱۷ کیلوهرتز و ۶ کیلوولت و در حالت B، به ترتیب ۱۲ کیلوهرتز و ۱۲ کیلوولت است.

همان طور که ملاحظه می‌شود با افزایش زاویه حمله، راندمان آیرودینامیکی شروع به کاهش می‌کند تا اینکه در زاویه حمله ۲۱ درجه که جدایش از لبه حمله آغاز می‌شود به کمترین میزان خود می‌رسد. همان طور که از مقادیر ارایه شده در جدول مشخص است در زاویه حمله ۱۲ درجه که ناحیه جدایش کوچکتر است عملگر حالت A تاثیر منفی بر افزایش راندمان آیرودینامیکی داشته است که با افزایش ولتاژ و فرکانس عملگر و به عبارتی افزایش توان مصرفی در حالت B در این زاویه تاثیر بهتری گرفته شده است و راندمان آیرودینامیکی به میزان بیش از ۵۰٪ افزایش یافته است. ملاحظه می‌شود که با افزایش زاویه حمله و در واقع حرکت نقطه جدایش به سمت لبه حمله ایرفویل تاثیر عملگر نصب شده در لبه حمله در حالت‌های A و B افزایش می‌یابد.

ضرایب برآ و پسی ایرفویل در زوایای حمله مورد بررسی در حالت عملگر خاموش و در حالت A و B در نمودار ۱۰ نشان داده شده است.

همان طور که مشخص است عملگر حالت A در زوایای پایین عملکرد ضعیفی دارد در حالی که در زاویه حمله ۲۱ درجه که ناحیه جدایش بسیار بزرگ است بهتر عمل می‌کند. در مقابل عملگر حالت B که توان مصرفی بیشتری دارد در تمام زوایا تاثیر خوبی بر ضرایب برآ و پسا داشته است. همچنین با توجه به نتایج مشخص است که فرکانس، ولتاژ و زاویه حمله اثرات اندرکنشی بر یکدیگر داشته و در نظر گرفتن تاثیر هر کدام به صورت مجزا و مستقل از هم و جمع آثار آن به تنهایی، مبین اثر عملگر پلاسما بر جریان اطراف ایرفویل نخواهد بود.



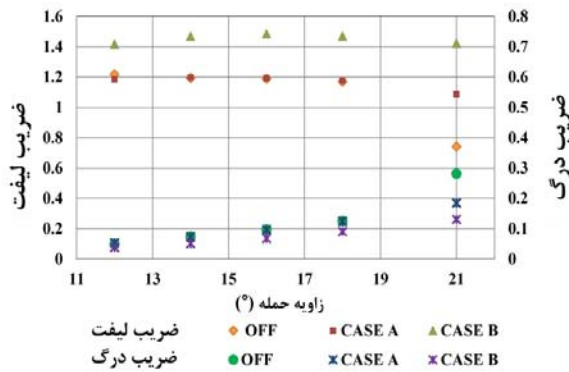
نمودار ۱۰) تغییر حداکثر سرعت ناحیه محاسباتی با افزایش فرکانس و ولتاژهای مختلف

تاثیر افزایش ولتاژ در فرکانس‌های مختلف بر حداکثر سرعت ایجاد شده در ناحیه محاسباتی، در نمودار ۸ بررسی شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش فرکانس تاثیر افزایش ولتاژ بر شیب نمودار و در واقع حداکثر سرعت ایجاد شده افزایش می‌یابد. افزایش سرعت جریان اطراف پره توربین‌های باد از چند جهت دارای اهمیت است. این افزایش منجر به کاهش کمترین سرعتی که در آن توربین باد شروع به تولید توان می‌کند، افزایش سرعت جریان ورودی به توربین و نیز افزایش سرعت چرخش توربین می‌شود که تمامی این موارد سبب می‌شوند که توربین باد در طول عمر خود توان بیشتری را تولید کرده و از لحاظ اقتصادی مقرون به صرفه‌تر واقع شود. روند افزایشی ملاحظه شده نشان می‌دهد که فرآیند تخلیه پلاسما برای عملگر با مشخصات هندسی ذکر شده در بازه فرکانسی و ولتاژ مورد بررسی به حد اشباع نرسیده و قادر به اعمال نیروی حجمی بیشتر و در نتیجه القای سرعت بیشتر به جریان با افزایش فرکانس و ولتاژ است.

همچنین می‌توان نشان داد که با افزایش فرکانس و ولتاژ بعد از یک مقدار مشخص طول گسترش پلاسما بیشتر نخواهد شد. این مساله با توجه به اینکه طول گسترش پلاسما نمی‌تواند بیش از طول الکتروود پنهان باشد قابل پیش‌بینی بوده است. نمودار ۹ مؤید این موضوع است.

از نکات مهم دیگر تاثیر عملگر پلاسما بر کاهش سطح انرژی توربولانس در سطح مکشی ایرفویل است. سطح انرژی توربولانس برای تخمین تقریبی شروع جدایش و نیز گذار جریان مورد استفاده قرار می‌گیرد. همان طور که در شکل ۶ ملاحظه می‌شود سطح انرژی توربولانس در داخل ناحیه جدایش بسیار بالا است و با کاهش اندازه ناحیه جریان برگشتی در ناحیه کوچک‌تری با سطح کمتری از انرژی توربولانس رخ می‌دهد. نکته مهم دیگر در رابطه با شکل ۶ این است که سطح انرژی توربولانس در لبه حمله ایرفویل زمانی که عملگر خاموش است شدیداً پایین بوده و جریان به راحتی در معرض جدایش قرار می‌گیرد، حال آنکه در حالت روشن بودن عملگر سطح انرژی توربولانس در لبه حمله افزایش یافته و از جدایش جریان ممانعت می‌کند.

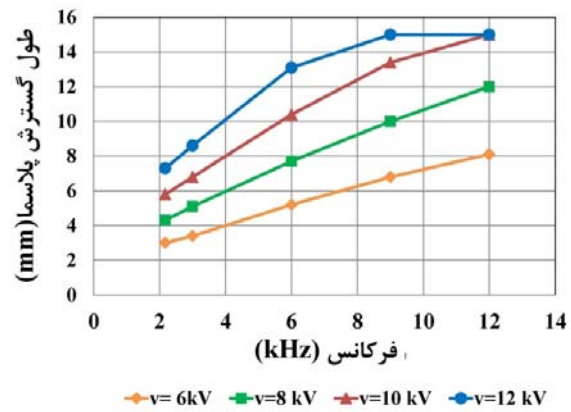
کانتورهای جریان چرخشی در شکل ۷ قابل ملاحظه است. با توجه به حساسیت تاوایی نسبت به تغییرات در پروفیل سرعت، از این کمیت می‌توان در تشخیص تاثیر عملکرد عملگر پلاسما بر روی جدایش جریان استفاده کرد. شکل ۷ کانتورهای تاوایی در نزدیکی سطح ایرفویل در دو حالت عملگر خاموش و عملگر روشن با فرکانس ۴۵ کیلوهرتز و ۱۲ کیلوولت را نشان می‌دهد. چنانکه در



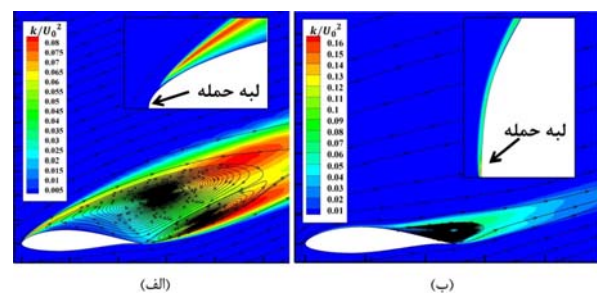
نمودار ۱۰) پروفیل ضریب برآ و پسا در زوایای حمله مختلف حالت عملگر پلاسما خاموش و حالت A و B

نتیجه گیری

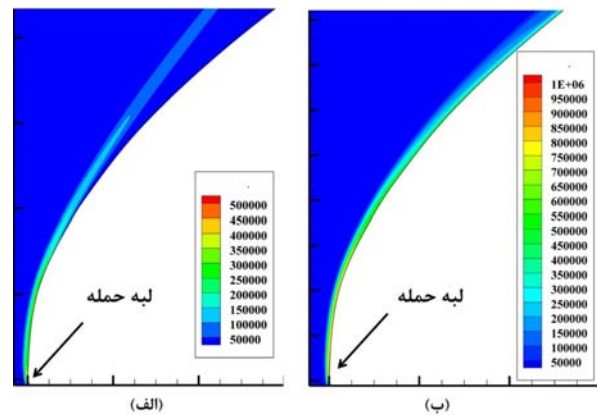
به روش تجربی در سه زاویه حمله مختلف بدون استفاده از عملگر و تحت شرایط روشن بودن عملگر توزیع ضریب فشار اطراف ایرفویل پره توربین باد ۶۶ کیلووات برق- بادی طراحی شده داخل ایران به دست آمد. نتایج نشان داد که استفاده از عملگر لبه حمله لزوماً در هر زاویه حمله ای منجر به بهبود توزیع فشار نمی شود و بهترین تاثیر در شرایطی که جدایش جریان از لبه حمله آغاز می شود قابل دست یابی است. سپس با بهره گیری از دینامیک سیالات محاسباتی و نیز به کارگیری مدل الکتروستاتیک ارتقایافته شبیه سازی های عددی جهت اعتبارسنجی نتایج شبیه سازی با نتایج آزمون تجربی انجام پذیرفت. پس از حصول اطمینان از صحت نتایج، بررسی اثر تغییر ولتاژ و فرکانس اعمالی به عملگر، بر خصوصیات آیرودینامیکی و جریان اطراف ایرفویل انجام پذیرفت. با توجه به نتایج، افزایش فرکانس و ولتاژ هر دو منجر به تزریق مومنت بیشتر به میدان جریان و شتابدهی بیشتر به ذرات سیال و تقویت باد یونی القایی می شوند. تاثیر افزایش فرکانس در ولتاژهای بالاتر مشهودتر است و افزایش فرکانس تأثیری خطی بر افزایش ضریب برآ، کاهش ضریب پسا و افزایش راندمان آیرودینامیکی ایرفویل دارد. با تقویت جریان جت دیواره ای در سمت مکشی ایرفویل شروع جدایش به تعویق می افتد، بازپیوست جریان سریع تر صورت گرفته و ناحیه ویک کوچک تر می شود. بدین ترتیب بازبایی فشار بهتر صورت گرفته، ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش یافته و در نتیجه راندمان آیرودینامیکی ایرفویل بهبود می یابد. در بازه مورد بررسی بیشترین تاثیر بر راندمان آیرودینامیکی چیزی بیشتر از ۸۰٪ بهبود مربوط به ولتاژ ۱۲ کیلوولت و فرکانس ۴۵ کیلوهرتز بوده است و نیز شروع جدایش تحت این شرایط عملکردی از لبه حمله به حدود ۵۰٪ وتر ایرفویل به تأخیر افتاده است. همچنین از مقایسه درصد تاثیر عملگر نصب شده در لبه حمله ایرفویل نسبت به حالتی که عملگر خاموش است در زوایای مختلف نتیجه می شود که عملگر لبه حمله بهترین تاثیر را زمانی خواهد داشت که جدایش جریان درست از لبه حمله



نمودار ۹) تغییرات طول گسترش پلاسما با افزایش فرکانس در ولتاژهای کاری مختلف عملگر



شکل ۶) کانتورهای سطح انرژی توربولانس بی بعد در حالت: الف) عملگر خاموش، ب) فرکانس ۴۵ کیلوهرتز و ولتاژ عملگر ۱۲ کیلوولت



شکل ۷) کانتورهای مقدار جریان چرخشی (1/s): الف) عملگر خاموش، ب) عملگر روشن با فرکانس ۴۵ کیلوهرتز و ولتاژ ۱۲ کیلوولت

جدول ۵) راندمان آیرودینامیکی ایرفویل در شرایط کاری و زوایای حمله مختلف و درصد تاثیر عملگر در هر زاویه در مقایسه با حالت عملگر خاموش

زاویه حمله (درجه)	عملگر خاموش	L/D		درصد تاثیر	درصد تاثیر
		حالت A	حالت B		
۱۲	۲۴/۵۴۸	۲۲/۱۳۶۸	۳۶/۹۰۵۹	-۱۰	۵۱
۱۴	۱۶/۳۳۶	۱۶/۴۹۶۶	۲۸/۸۷۴۶	۰/۹	۷۶
۱۶	۱۲/۲۸۱	۱۲/۴۲۸۷	۲۱/۸۶۳۹	۱/۲	۷۰
۱۸	۹/۳۵۲	۹/۴۷۳۹	۱۶/۳۳۶۴	۱/۳	۷۵
۲۱	۲/۶۳۸	۵/۸۷۸۶	۱۰/۸۹۳	۱۲۲/۸	۳۱۳

2- Tathiri G, Esmaeilzadeh E, Mirsajedi SM, Mahdavi Moghaddam H. Experimental investigation of why an AC dielectric barrier discharge plasma actuator is preferred to dc corona wind actuator in boundary layer flow control?. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2014;7(3):525-534.

3- Shadmani S, Mousavi Nainiyan SM, Mirzaei M, Ghasemiasl R, Pouryoussefi SG. Experimental investigation of flow control over an Ahmed body using DBD plasma actuator. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2018;11(5):1267-1276.

4- Zhao ZJ, Cui YD, Li JM, Zheng JG, Khoo BC. On the boundary layer using pulsed nanosecond DBD plasma actuators. *Modern Physics Letters B*. 2018;32(1213):1-5.

5- Kinefuchi K, Starikovskiy AY, Miles RB. Numerical investigation of nanosecond pulsed plasma actuators for control of shock-wave/boundary layer separation. *Physics of Fluids*. 2018;30(10):106105.

6- Kurz A, Grundmann S, Tropea C, Forte M, Seraudie A, Vermeersch O, et al. Boundary layer transition control using DBD plasma actuators. *Journal of Aerospace Lab*. 2013;2(6):1-8.

7- Gupta AD, Roy S. Effect of plasma actuator control parameters on a transitional flow. *Journal of Physics D: Applied Physics*. 2018;51(13):1-13.

8- Jukes T, Segawa T, Walker S, Furutani H, Iki N, Takekawa S. Active separation control over a NACA0024 by DBD plasma actuator and FBG sensor. *Journal of Fluid Science and Technology*. 2012;7(1):39-52.

9- Mazaheri K, Omid J, Kiani KC. Simulation of DBD plasma actuator effect on aerodynamic performance improvement using a modified phenomenological model. *Computers & Fluids*. 2016;140:371-384.

10- Huang X, Zhang X. Plasma actuators for noise control. *International Journal of Aeroacoustics*. 2010;9(4-5):679-704.

11- Roth JR. Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma. *Physics of Plasmas*. 2003;10:2117-2126.

12- Enloe CL, McLaughlin TE, VanDyken RD, Kachner KD, Jumper EJ, Corke TC. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: Plasma morphology. *AIAA Journal*. 2004;42(3):589-594.

13- Thomas FO, Corke TC, Iqbal M, Kozlov A, Schatzman D. Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active aerodynamic flow control. *AIAA Journal*. 2009;47(9):2169-2178.

14- Durscher R, Roy S. Evaluation of thrust measurement techniques for dielectric barrier discharge actuators. *Experiments in Fluids*. 2012;53(4):1165-1176.

15- Benard N, Moreau E. Electrical and mechanical characteristics of surface AC dielectric barrier discharge plasma actuators applied to airflow control. *Experiments in Fluids*. 2014;55(1846):1-43.

16- Suzen YB, Huang PG. Numerical simulation of unsteady wake/blade interactions in low-pressure turbine flows using an intermittency transport equation. *Journal of Turbomachinery*. 2005;127(3):431-444.

17- Ibrahim IH, Skote M. Boundary condition modifications of the Suzen-Huang plasma actuator model. *International Journal of Flow Control*. 2011;3(2):111-132.

18- Abdollahzadeh M, Pascoa JC, Oliveira PJ. Modified split-potential model for modeling the effect of DBD plasma actuators in high altitude flow control. *Current Applied Physics*. 2014;14(8):1160-1170.

شروع شده باشد. در واقع زمانی که جدایش دورتر از لبه حمله آغاز شود برای افزایش راندمان آیرودینامیکی لازم است که عملگر نصب شده در لبه حمله از توان مصرفی بیشتری برخوردار باشد.

تشکر و قدردانی: از حمایت‌های انجام شده تشکر می‌شود.

تأییدیه اخلاقی: در زمان ارسال به نشریه مهندسی مکانیک مدرس در هیچ نشریه داخلی و خارجی دیگری تحت بررسی نبوده است.

تعارض منافع: هیچ گونه تعارض منافعی بین عوامل مشارکت‌کننده وجود ندارد.

سهم نویسندگان: محدثه فدائی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۴۰٪)؛ علیرضا داوری (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/روشن‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۲۰٪)؛ فریدون ثابت‌قدم (نویسنده سوم)، روشن‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۲۰٪)؛ محمدرضا سلطانی (نویسنده چهارم)، روشن‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۲۰٪).

منابع مالی: توسط هیچ منبعی تأمین نشده است.

فهرست علائم

C _i	ضریب برآ
C _D	ضریب پسا
C _p	ضریب فشار
L/D	راندمان آیرودینامیکی
ϕ	پتانسیل الکتریکی (V)
λ _D	طول دبای (m)
ρ _c	چگالی بار (C/m ³)
ε _r	نفوذپذیری الکتریکی (C ² /Nm ²)
ϕ _{max}	حداکثر پتانسیل الکتریکی (V)
ρ _c ^{max}	حداکثر چگالی بار (C/m ³)
f(t)	شکل موج تغییرات ولتاژ متناوب اعمالی به الکترودها
E	میدان الکتریکی (N/C)
F _b	نیروی حجمی (N/m ³)
f	فرکانس موج سینوسی (Hz)
V _{app}	ولتاژ پیک (V)
ρ	چگالی سیال (kg/m ³)
l _p	طول گسترش پلاسما (m)
l _e	عرض الکتروود پنهان (m)
V _{bd}	ولتاژ شکست (V)
ε ₀	نفوذپذیری هوای آزاد (C ² /Nm ²)
ε _{rd}	نفوذپذیری ماده دی الکتریک (C ² /Nm ²)
t _d	ضخامت دی الکتریک (m)
t _e	ضخامت دی الکتریک (m)
P	فشار (Pa)
v	گرانروی سینماتیکی (m ² /s)
v̄	بردار سرعت (m/s)

منابع

1- Moreau E, Leger L, Touchard G. Effect of a DC surface-corona discharge on a flat plate boundary layer for airflow velocity up to 25 m/s. *Journal of Electrostatics*. 2006;64(3):215-222.

Technology. 2018;78:183-196.

23- Ebrahimi A, Hajipour M. Flow separation control over an airfoil using dual excitation of DBD plasma actuators. *Aerospace Science and Technology*. 2018;79:658-668.

24- Ebrahimi A, Hajipour M, Ghamkhar K. Experimental study of stall control over an airfoil with dual excitation of separated shear layer. *Aerospace Science and Technology*. 2018;82-83:402-411.

25- Feng LH, Jukes TN, Choi KS, Wang JJ. Flow control over a NACA 0012 airfoil using dielectric barrier discharge plasma actuator with Gurney flap. *Experiments in Fluids*. 2012;52(6):1533-1546.

26- Soltani MR, Bakhshalipour A, Seddighi M. Effect of amplitude and mean angle of attack on the unsteady surface pressure of a pitching airfoil. *Journal of Aerospace Science and Technology*. 2005;2(4):9-26.

19- Ibrahim IH, Skote M. Effects of the scalar parameters in the Suzen Huang model on plasma actuator characteristics. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*. 2013;23(6):1076-1103.

20- Omidi J, 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*. 2017;67:79-94.

21- Abdollahzadeh M, Pascoa J, Oliveira P. Numerical modeling of boundary layer control using dielectric barrier discharge. *MEFTE IV Conferencia Nacional em Mecanica de Fluidos, Termodinamica e Energia*, Lisbon, Portugal. Unknown Publisher City & Publisher. 2012.

22- Abdollahzadeh M, Pascoa JC, Oliveira PJ. Comparison of DBD plasma actuators flow control authority in different modes of actuation. *Aerospace Science and*