



بررسی تجربی استفاده از عملگر پلاسما تخلیه سد دی‌الکتریک (DBD) به عنوان وینگلت مجازی

روح الله خوشخو^۱، محمود مانی^۲، سید محمدرضا صالحی ابری^۳، معصومه آقایی ملک‌آبادی^۴

^۱ استادیار، مهندسی هوافضا، گرایش آیرودینامیک، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران

^۲ استاد، مهندسی هوافضا، گرایش آیرودینامیک، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

^{۳،۴} دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، گرایش آیرودینامیک، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۹/۰۷، تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۰/۱۲، تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۲/۰۴

چکیده

کنترل جریان برای کاهش پسا و افزایش نیروی پیشران و در نهایت افزایش نسبت برآ به پسا (L/D) همواره مورد توجه متخصصان آیرودینامیک بوده است. روش‌های زیادی جهت کاهش پسای القایی وجود دارد. استفاده از عملگرهای پلاسما DBD، یکی از جدیدترین روش‌ها در کاهش پسای القایی است. در این پژوهش، جهت بررسی عملکرد عملگرهای پلاسما DBD، از شش چیدمان عملگر پلاسما به عنوان وینگلت مجازی استفاده شده است. آزمایشات روی بال با ایرفویل NACA0012 انجام شده است. این آزمایشات در دو رینولدز $150,000$ و $300,000$ و در دو ولتاژ، ۶ کیلو ولت و ۱۰ کیلو ولت و زوایای حمله مختلف انجام گرفته است. نتایج حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد، استفاده از این نمونه عملگر پلاسما در نوک بال به عنوان وینگلت مجازی می‌تواند، نسبت برآ به پسا را در بعضی موارد تا حدود ۲۵ درصد افزایش دهد و استفاده از دو چیدمان دایره‌ای کوچک و خطی بزرگ به ترتیب، بهترین عملکرد نسبت به سایر مدل‌ها جهت استفاده به عنوان وینگلت مجازی دارند.

کلمات کلیدی: وینگلت مجازی؛ کنترل جریان؛ عملگر پلاسما DBD؛ رینولدزهای پایین؛ جت مصنوعی.

Experimental Study of Using Dielectric Barrier Discharge (DBD) Plasma Actuator as Virtual Winglet

Rouhollah Khoshkhoo^{1*}, Mahmood Mani², Sayyed Mohammadreza Salehi Abari³, Masoumeh Aghaei Malekabadi⁴

¹ Assist Prof, Aerospace Engineering-Aerodynamics, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

² Prof, Aerospace Engineering-Aerodynamics, Faculty of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

^{3,4} MSc. Student, Aerospace Engineering-Aerodynamics, Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

Abstract

Flow control to reduce drag and increase drag and finally increase the ratio of drag to drag (L/D) has always been the focus of aerodynamic scientists. There are many methods to reduce induced drag. The use of DBD plasma operators is one of the newest methods in reducing induced drag. In this research, in order to investigate the performance of DBD plasma actuators, six configurations of plasma actuators have been used as virtual winglets. Experiments have been performed on the wing with the NACA0012 airfoil. These experiments have been carried out in two Reynolds numbers 150,000 and 300,000 and in two voltages, 6 kV and 10 kV and different angles of attack. The results of this research show that the use of this type of plasma actuator at the tip of the wing as a virtual winglet can increase the lift to drag ratio by about 25% in some cases and the use of two small circular and large linear configurations, respectively, they have the best performance compared to other models for use as a virtual winglet.

Keywords: Virtual winglet; Flow control, DBD plasma actuator; Low Reynolds Number; Artificial jet.

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر، سازندگان صنعت هوایی همواره در حال بهبود کارایی و عملکرد وسایل پرنده به دلیل افزایش هزینه‌ها و بحران‌های زیست محیطی بوده‌اند. از دلایل اصلی در این زمینه می‌توان به هزینه‌های بالای سوخت، الزام به آلاینده‌های کمتر و نیاز به هواپیمای همراه و سازگار با محیط زیست برای کاهش تأثیرات گرمایش جهانی اشاره کرد. در صنعت هوایی، کاهش نیروی پسا چالش بسیار بزرگی است؛ بنابراین هنوز هم زمینه‌های تحقیقاتی زیادی برای بهبود و خلاقیت طراحی‌ها وجود دارد. جریان روی بال یک هواپیما به صورت جریان سه بعدی است، بدین صورت که مولفه‌ای از جریان در راستای دهانه بال است. اختلاف توزیع فشار باعث ایجاد نیروی برآ می‌شود، همچنین این اختلاف فشار بین دو سطح بالا و پایین بال، جریان با فشار بالای زیر بال را به سمت قسمت روی بال هدایت کرده و باعث تولید گردابه در هر دو نوک بال‌های هواپیما می‌شود [۱].

کنترل جریان یکی از شاخه‌های مهم علم آیرودینامیک است که توانایی تحت تأثیر قرار دادن یک میدان سیال به شکل فعال^۱ و یا غیرفعال^۲ به منظور به وجود آوردن تغییرات مطلوب در آن است. یکی از روش‌های کنترل جریان، استفاده از عملگرهای پلاسمای DBD است. در طی دو دهه گذشته، تحقیقات روی عملگرهای پلاسما DBD با شدت فزاینده‌ای در سراسر دنیا انجام شده است. پیشرفت شگرف تحقیقات انجام شده روی این عملگرها به دلیل مزیت‌های بسیار زیاد این عملگرها نسبت به دیگر روش‌های کنترل جریان فعال بوده است [۲].

در دهه ۱۹۹۰، دانشمندان متوجه شدند که می‌توانند از DBD در کنترل جدایش جریان استفاده نمایند. انلو و همکاران نمونه‌ای از DBD استفاده نمودند و متوجه شدند که بیشترین مقدار نیرو در مجاورت گوشه الکتروود در معرض جریان ایجاد می‌شود. مطالعات و تحقیقات صورت گرفته، نشان داد که شکل موج ولتاژ استفاده شده در تولید پلاسما موثر است. خصوصیات پلاسما در قسمت مثبت و منفی شکل موج ولتاژ اختلاف عملکرد دارد. در واقع در قسمت منفی، پلاسما خیلی بیشتر منتشر می‌شود [۳].

فرت و همکاران، مطالعات پارامتریک گسترده‌ای برای بهینه کردن DBD نسبت به سرعت جریان القایی انجام دادند. حداکثر سرعت جت القایی تولید شده در اثر نیروی الکتروویدرودینامیک توسط یک DBD، ۸ متر بر ثانیه اندازه‌گیری شده است که با بررسی بیش‌تر، میزان سرعت جت القایی بیشتری توسط DBD با استفاده از مدل‌های محاسباتی و انجام آزمایش‌ها به دست آمد؛ همچنین متوجه شدند که مقدار نیروی ایجاد شده توسط DBD با کاهش فشار، کاهش می‌یابد و میزان نیروی ایجاد شده، وابستگی زیادی به خصوصیات شیمیایی سیال محیط مخصوصاً محتوای اکسیژن آن دارد [۴].

عبدلی و همکاران شبیه‌سازی نیروی جسمی موثر بر جریان سیال را شبیه‌سازی نمودند و به این نتیجه رسیدند که با تغییر در مسیر خطوط میدان الکتریکی می‌توان عملکرد عملگر پلاسما را بهینه نمود [۵].

لمیر و همکاران، محل قرارگیری عملگرهای پلاسما در کمپرسورهای محوری و مقاومت عملگرها در حالت پایا و ناپایا بررسی کردند و متوجه شدند که استفاده از عملگر پلاسما در حالت پایا باعث افزایش راندمان و نسبت فشار شده‌است و در حالت ناپایا هم باعث افزایش راندمان شده ولی قطعی و همیشگی نیست [۶].

در زمینه پژوهش‌های تجربی در سال‌های اخیر، پست و همکارش کورک در سال ۲۰۰۴، به بررسی کنترل جدایش جریان حول ایرفویل در زوایای حمله بالا و بررسی تأثیر عملگر پلاسما بر افزایش نسبت برآ به پسا و تأثیر زاویه حمله بر ضریب برآ و پسا پرداختند [۷]. همچنین کورک در سال ۲۰۰۵ به بهینه کردن راندمان عملگر پلاسما بر روی ایرفویل و بررسی تأثیر افزایش و کاهش زاویه حمله بر ضریب فشار پرداخت [۸]. هوانگ و همکارانش در سال ۲۰۰۶ نیز تأثیر عملگر پلاسما بر کنترل جدایش جریان روی تیغه‌های توربین فشار پایین را بررسی نمودند. برای تعیین مکان و اندازه ناحیه جدایش جریان در سمت مکش تیغه‌ها از طریق فشار سطح، سرعت سنجی لیزری داپلر و اندازه‌گیری‌های سیم داغ استفاده شد. هر دو محرک پلاسما ثابت و ناپایا اجرا شدند و در کنترل جداسازی موثر بودند. برای عملگرهای ناپایا، یک فرکانس تحریک بهینه برای اتصال مجدد جریان وجود داشت که با عدد استروهال

² Passive¹ Active

هو و همکاران در سال ۲۰۱۹، به مطالعه تجربی کنترل جدایش جریان بر روی پره روتور هلیکوپتر با استفاده از نوع جدید عملگر پلاسمای DBD پرداختند. آنها به این نتیجه رسیدند که جدایش جریان روی سطح پره در سرعت‌های چرخش ۶۰۰ و ۱۲۰۰ دور بر دقیقه، از بین می‌رود، اما در سرعت‌های ۳۰۰ دور بر دقیقه و کمتر، ناحیه جدایش به مساحت کوچکی وجود دارد [۱۹].

روند سری و همکاران، به بررسی تاثیر عوامل موثر بر عملگر پلاسمای DBD بر جریان هوا روی صفحه تخت با استفاده از شبیه‌سازی پرداختند. سرعت جریان هوا روی سطح صفحه تخت، ۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شد. نتایج آنها نشان داد که ماکزیمم سرعت جریان در پایین دست محرک و در نزدیکی سطح اتفاق می‌افتد [۲۰]. ساتو و همکاران در سال ۲۰۱۹، به بررسی تاثیر استفاده از دو مدل مختلف از عملگرهای پلاسمای به صورت چندگانه پرداختند، نتایج آنها حاکی از این مساله است که در صورت استفاده از مدل جدید عملگر پلاسمای، افزایش چشم‌گیری در میزان نیروهای هیدرودینامیک، سرعت باد یونی و نیروی رانش را شاهد بود [۲۱].

وینگلت یک سطح عمودی اضافی روی نوک بال است که یک گوشه آن به سمت بالا است و ممکن است زاویه درونی یا بیرونی داشته باشد. وینگلت موجب می‌شود، جریان گردابی لبه بال به اندازه قابل توجهی کاهش یابد و بازده بال ثابت، بیشتر شود. وینگلت جریان هوای نزدیک نوک بال را اصلاح می‌کند و نیروی پسا را کاهش می‌دهد؛ همچنین این ابزار می‌تواند خصوصیات سطوح کنترل را افزایش داده و در نتیجه ایمنی را بالا ببرد. وینگلت اثر نسبت ابعادی را افزایش می‌دهد، بدون آنکه طول بال را افزایش دهد [۲۲].

در یک دهه پیش ایده استفاده از عملگر پلاسمای DBD به عنوان وینگلت شکل گرفت، اما تاکنون، تحقیقات کمی بر روی آن صورت گرفته است. بوش و همکاران در سال ۲۰۱۰ به این نتیجه رسیدند، با گرد کردن نوک بال و با استفاده از چند عملگر پلاسمای DBD در نوک بال می‌توان حداکثر حدود ۲۰ درصد ضریب برا را افزایش داد و این درحالی بود که ضریب پسا ۵/۵ درصد افزایش یافته بود [۲۳].

هاسبه و همکارانش در سال ۲۰۱۱ با استفاده از عملگر پلاسمای DBD بر روی سطح جانبی نوک بال و استفاده از عملگر

مطابقت دارد. عملگر ناپایا در اتصال مجدد جریان موثرتر از محرک ثابت بود در حالی که به توان کمتری نیاز داشت [۹]. در سال ۲۰۰۷ گراندمن و همکارانش تحقیقات تجربی و عددی را روی تأثیر استفاده از عملگر پلاسمای بر جریان لایه مرزی انجام دادند [۱۰]. جولیبویز و همکارانش در همان سال، تأثیر جابه‌جایی عملگر پلاسمای در سه نقطه مختلف روی ایرفویل را بررسی و در هر کدام از این نقاط پدیده جدایش را بطور کامل تشریح کردند [۱۱].

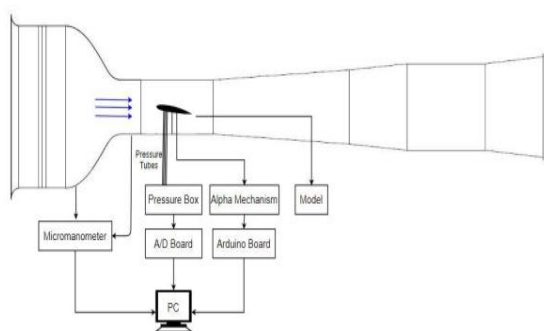
در سال ۲۰۰۹، کنگو به بررسی تأثیر عملگر پلاسمای روی جدایش جریان در اعداد رینولدز مختلف پرداخت. گراندمن و همکارش آزمایش‌هایی در مورد میرایی نوسانات لایه مرزی با استفاده از عملگر پلاسمای بصورت DBD انجام دادند [۱۲]. در سال ۲۰۱۰ شیافیزی و همکارانش به بررسی تأثیر عملگر DBD بر کنترل جدایش لایه مرزی مغشوش به صورت تجربی و شبیه‌سازی پرداختند [۱۳]. نرتی و همکاران در سال ۲۰۱۲ تأثیر جنس، ضخامت، ولتاژ و فرکانس عملگر پلاسمای بر میزان توان مصرفی بررسی کردند [۱۴]. میاکاوا و همکارانش در سال ۲۰۱۷ به مطالعه تجربی ساختار جزء به جزء حباب‌های جدا کننده جریان در جریان کنترل شده حول ایرفویل توسط عملگر DBD پرداختند [۱۵].

در سال ۲۰۱۸، ایرانشاهی و همکاران، از عملگر پلاسمای DBD، به عنوان سطوح کنترلی و ایرلن روی سطح بال هواپیما استفاده کردند که این پروژه نیز موفقیت‌آمیز بود [۱۶]. گولر و همکارانش در سال ۲۰۱۸، تأثیر عملگر پلاسمای DBD در حالت ناپایا بر کنترل جریان اطراف ایرفویل ناکا ۱۰۱۵ بررسی کردند. نتایج نشان داد که فرکانس تحریک در حدود یک می‌تواند، بیشترین میزان افزایش برآ و کمترین میزان جدایش جریان بر روی سطح ایرفویل ایجاد نماید [۱۷].

شمس طالقانی و همکاران در سال ۲۰۱۸ مطالعه‌ی پارامتری یک عملگر پلاسمای در تحریک ناپایا و اندازه‌گیری سرعت جریان القایی در جهت کنترل جریان را بررسی کردند. آنها دریافتند که افزایش چرخه وظیفه به طور متناوب باعث افزایش قدرت ریختن گردابه‌های تولیدی می‌شود، همچنین فرکانس تحریک و ضخامت تعداد لایه‌های دی الکتریک کاپتون تأثیری بر این فرکانس بهینه نداشته است، ولی روی پایداری پلاسمای و سرعت ماکزیمم تولید شده تأثیر گذار است [۱۸].

^۱ NACA0015

مرحله دوم، انجام آزمایش‌های نیرویی است که در ابتدا به منظور اعتبارسنجی، ضرایب برا و پسای بال ناکا ۰۰۱۲ اندازه‌گیری شده و در مرحله دوم ضرایب برا و پسای انواع مدل‌های عملگر پلازما که به عنوان وینگلت نصب شده بود، محاسبه شده است. آزمایش‌های مرحله اول، اندازه‌گیری فشار استاتیک در دو عدد رینولدز متفاوت و پنج زاویه حمله مختلف صورت پذیرفته است. اعداد رینولدز ۱۵۰،۰۰۰ و ۳۰۰،۰۰۰ در نظر گرفته شده و این آزمایش‌ها در زوایای حمله صفر، ۲، ۴، ۶ و ۸ انجام گرفته است. در مرحله دوم نیز اندازه‌گیری ضرایب برا و پسای بال به منظور اعتبارسنجی بال ناکا ۰۰۱۲ در اعداد رینولدز ۱۵۰،۰۰۰ و ۳۰۰،۰۰۰ و زوایای حمله زوج مابین ۴- و ۲۰ درجه انجام شده است و آزمایش‌های نیرویی عملگرهای پلازما در شش پیکربندی در همین اعداد رینولدز ولی در سه-زاویه حمله ۲، ۶ و ۱۰ درجه انجام شده است.



شکل ۱- شماتیک تجهیز اندازه‌گیری فشار

۲-۱- مدل و ابزارآلات آزمایش

پژوهش انجام شده روی یک بال با مقطع ثابت انجام گرفته است که مشخصات هندسی و ابعاد آن در جدول ۱ نشان داده شده است. بال از دسته بال‌های حدود زیرصوتی بوده که به منظور بررسی در سرعت‌های پایین انتخاب شده‌اند.

پلاسمای DBD چندگانه روی سطح بالایی با گردابه‌های ناشی از برگشت جریان روی بال را بررسی کردند [۲۴].

آدی بالوا و همکارانش در سال ۲۰۱۲ با نصب عملگر پلازما DBD روی سطح جانبی نوک بال به بررسی گردابه‌های دنباله جریان و شکل آنها در فرکانس‌های مختلف پرداختند. پس از تجزیه و تحلیل نتایج تجربی با شروع جدایش جریان، تأثیر تخلیه در زوایای حمله بیشتر یافت شد، در حالی که در زوایای حمله کوچک تأثیر مشاهده نشد [۲۵].

مومن الاسلام موکوت و همکارانش در سال ۲۰۱۳ با انجام تصویربرداری به روش PIV^۱ بررسی سرعت جریان پیرامون نوک بال و مومنتوم ایجاد شده توسط عملگر پلازما در ولتاژهای مختلف روی آورد و در سال ۲۰۱۴ با شبیه‌سازی عددی این آزمایش به مقایسه بررسی عددی و تجربی پژوهش خود پرداختند. مشاهده شد که نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی سازگار و مطابقت خوبی دارد و محل الکتروود نیز بر سرعت یکسان‌سازی در پایین دست تأثیر می‌گذارد و با افزایش فاصله بین لبه عقب و الکتروود تعبیه شده سرعت پایین دست کاهش می‌یابد [۲۶ و ۲۷].

هدف از تحقیقات گذشته روی عملگر پلازما به عنوان وینگلت مجازی، بررسی یک عملگر پلاسمای خطی و در بعضی موارد بررسی چند عدد عملگر پلاسمای خطی و تعیین موقعیت مکانی عملگر به عنوان وینگلت مجازی بود؛ اما در این تحقیق، انواع چیدمان‌های مختلف عملگر پلازما DBD روی بال مورد بررسی قرار داده شده است تا میزان تأثیر چیدمان‌های مختلف در رینولدزهای مختلف و زوایای حمله مختلف و ولتاژهای مختلف بر عملکرد آبرودینامیکی بال بررسی شود.

۲- تجهیزاتی آزمون

به منظور انجام این پژوهش، آزمایش‌های گوناگونی در دو مرحله انجام شده است. در مرحله اول، آزمایش‌های فشاری با استفاده از داده‌برداری فشار استاتیک به وسیله سوراخ‌های فشار موجود روی بال انجام شده است که در ابتدا به منظور اعتبارسنجی نتایج بال ناکا ۰۰۱۲، فشار استاتیک میانه بال اندازه‌گیری و سپس، فشار استاتیک سه ردیف سوراخ انتهایی نوک بال مورد اندازه‌گیری قرار گرفته است. به ترتیب شماتیک تجهیز آزمایش‌های فشاری در شکل ۱ نشان داده شده است.

^۲ NACA0012

^۱ Particle Image Velocimetry

روی سطوح بال به منظور حفظ شکل آیرودینامیکی نشان داده شده است.



شکل ۳- نمایشی از بال به صورت سرهم شده

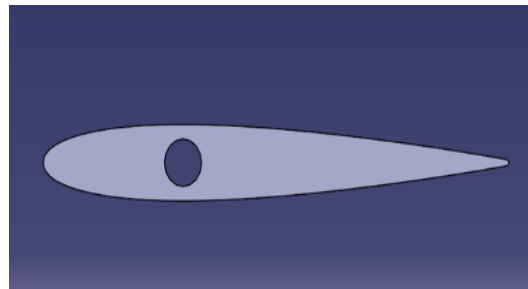
۲-۲- عملگرهای پلاسمایی

این عملگرها در شش چیدمان تهیه شده‌است که شماتیک آنها در شکل ۴ مشاهده می‌شود. نمونه شماره ۱ و ۴ از نوع عملگرهای دایره‌ای جت مصنوعی پلازما است که در نمونه شماره ۱، قطر داخلی و اعتبار خارجی حلقه بیرونی به ترتیب ۳۸ و ۵۸ میلی‌متر و قطر خارجی حلقه درونی ۳۶ میلی‌متر و در نمونه شماره ۴، قطر داخلی و خارجی حلقه بیرونی به ترتیب ۱۶ و ۳۶ میلی‌متر و قطر خارجی حلقه درونی ۱۴ میلی‌متر است. در نمونه شماره ۱ تعداد ۳ عدد و در نمونه شماره ۴ تعداد ۵ عدد از آن روی بال استفاده شده و در راستای طول وتر، بال را پوشانده است. در نمونه‌های شماره ۲، ۳ و ۶ عرض عملگرها برابر ۱ سانتی‌متر و در نمونه شماره ۵، عرض عملگر برابر ۰/۵ سانتی‌متر و در همه نمونه‌ها فاصله بین دو الکتروود برابر ۱ میلی‌متر در نظر گرفته شده‌است.

جدول ۱- مشخصات هندسی و ابعاد بال

ویژگی	مقدار
ایرفویل	ناکا ۰۰۱۲
وتر	۲۰ سانتی‌متر
انحنای	صفر درصد
ضخامت	۲/۴ سانتی‌متر
پیچش	صفر درصد
دهانه	۴۰ سانتی‌متر
نسبت منطری	۲

بال با ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، از نوع ایرفویل ناکا سری چهارم است. این ایرفویل مشهور به دلیل سادگی در ساخت، یک نمونه رایج در مسائل آزمایشگاهی است و اطلاعات زیادی برای مقایسه از آن در دسترس است. در شکل ۲، مقطع بال به تصویر کشیده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، این ایرفویل متقارن است.



شکل ۲- نمایشی از مقطع مدل

در ابتدا و انتهای مدل، دو سوراخ برای قرارگیری میله نگهدارنده مدل در نظر گرفته شده است. در سطح بالایی بال ۴ ردیف سوراخ فشاری (هر ردیف ۱۶ عدد) و در سطح زیرین بال یک سوراخ فشاری مدنظر قرار گرفته است. سه ردیف سوراخ فشاری نزدیک به نوک بال برای بررسی لایه مرزی نوک بال و یک ردیف دیگر با توجه به متقارن بودن ایرفویل برای اعتبارسنجی در نظر گرفته شده و سوراخ فشاری زیر بال برای تنظیم زاویه حمله صفر بال قرار داده شده است. سه ردیف سوراخ فشاری نزدیک به نوک بال در ۱ سانتی‌متری، ۲/۵ سانتی‌متری و ۴ سانتی‌متری از نوک بال منظور شده‌است. بال مطرح شده با چاپگر سه‌بعدی ساخته شده‌است. در شکل ۲، ایجاد سوراخ‌های فشاری، عبور شیلنگ‌های فشار و نهایتاً کار



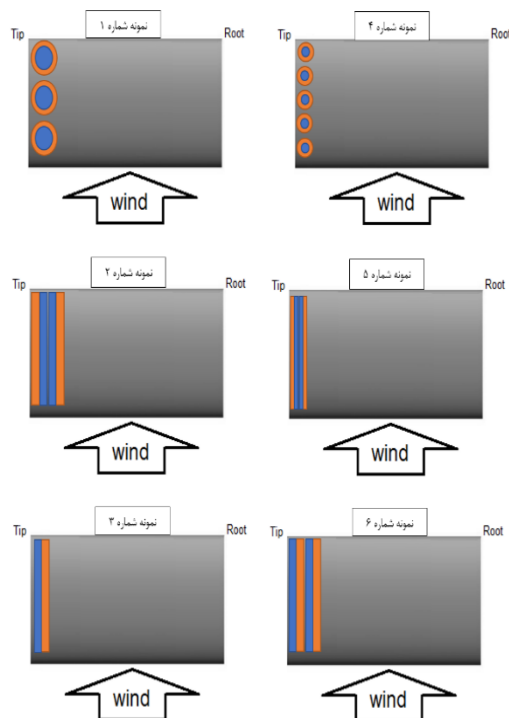
شکل ۵- تونل باد مدار باز زیرصوت دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۲-۴- منبع تغذیه ولتاژ بالا

منبع تولید پلازما دارای خروجی ولتاژ بالا و زمین می باشد که خروجی ولتاژ بالا به وسیله کابل ولتاژ بالا به الکتروود بالایی عملگرها و خروجی زمین به الکتروود پایینی عملگرها متصل می گردد که در شکل ۶ قابل مشاهده است. توان خروجی منبع به وسیله مولتی متر (جهت سنجش مثبت تغییرات ولتاژ نسبت به زمان) محاسبه می شود. به دلیل تغییر شکل سیگنال سینوسی در اثر برهمکنش سیال و عملگر، نظارت بر شکل موج توسط اسیلوسکوپ ضروری است و به همین جهت به منظور سنجش سیگنال خروجی از منبع تولید پلازما از پراب ولتاژ بالا، استفاده شد. منبع پلازما مورد استفاده توانایی ایجاد سیگنال شبه سینوسی با حداکثر ولتاژ ۲۵ کیلوولت و فرکانس مابین ۱۹ تا ۸۱ کیلوهرتز را دارا است. به دلیل ولتاژ بالای سیم حامل سیگنال احتمال ایجاد نویز و اختلال در کارکرد سیستم- های داده برداری و سنسورها وجود دارد، به همین علت سنسورهای مجاور باید در قفس فارادی قرار گرفته و ایزوله شوند و مجموعه تولید سیگنال ولتاژ بالا باید تا حد امکان از سایر تجهیزات دور شود. مجموعه تولید سیگنال ولتاژ بالا باید تا حد امکان از سایر تجهیزات دور شود.



شکل ۶- اجزای مدار تخلیه AC (منبع تغذیه ولتاژ بالا)



شکل ۴- انواع نمونه های عملگرهای پلازمایی مورد استفاده روی بال در آزمایش

۲-۳- تونل باد

تمامی آزمایشها در تونل باد مدار باز مادون صوت دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شده است. همان طور که اشاره گردید، این تونل باد از نوع مدار باز مکشی با ابعاد اتاق آزمون $100 \times 100 \times 180$ سانتی متر است که کنترل سرعت آن توسط تغییر دور موتور جریان مستقیم AL 16 1320 ساخت شرکت Korfmann و توسط کنترل پنل متصل به اینورتر صورت می پذیرد. موتور تونل باد دارای توان ۱۳۲ کیلووات و قطر $1/6$ متر بوده و از ۸ پره متحرک و ۹ پره ثابت بهره می برد. حداکثر دور موتور مذکور ۱۷۰۰ دور بر دقیقه و حداکثر دبی حجمی آن حدود ۵۴ متر مکعب بر ثانیه است. میزان افزایش فشار توسط این موتور در حدود ۲۴۰ تا ۶۵۰ پاسکال است. در شکل ۵، تصویری از تونل باد و محیط آزمایشگاه قابل مشاهده است. میزان اغتشاشات تونل باد نیز در بیشترین حد خود ۰/۱ درصد است.

۲-۵- بالانس سه مولفه‌ای تونل باد TE44

بالانس سه مولفه‌ای پلینت به صورت اختصاصی برای تونل باد آموزشی توسعه داده شده است؛ اما می‌تواند برای هر تونل باد با سایز یا پیکربندی مناسب استفاده شود. برای مثال این بالانس سه مولفه‌ای برای تونل باد هم می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. بالانس در شکل ۷ نشان داده شده است. مد نظر است که بالانس در دیوار کناری مقطع آزمون نصب شود و این بالانس به گونه‌ای طراحی شده است که اگر روبه‌روی بالانس ایستاده شود، جریان از سمت راست به چپ باشد. در جدول ۲، مشخصات کلی بالانس سه مولفه‌ای تونل باد TE44 بیان شده است. صفحه نیرو می‌تواند به صورت مکانی توسط دو عدد گیره مرکزی قفل شود، و این گیره‌ها همواره مادامی که بالانس مورد استفاده قرار نمی‌گیرد یا هنگام تغییر مدل، باید قفل بمانند. نیروهای اعمال شده به صفحه نیرو توسط کابل‌های انعطاف‌پذیر به لودسل‌های استرین گیج منتقل می‌شود که به ترتیب نیروی برای جلویی، عقبی و نیروی پسا را اندازه‌گیری می‌کند. کابل پسا که به صورت افقی است، درحالی که دو کابل لیفت به صورت عمودی است. مجموع نیروی افق و فور، نیروی کل برا را می‌دهد، در حالی که اختلاف این دو نیرو زمانی که ضرب در 0.127 می‌شود، گشتاور خمشی را به واحد نیوتن متر می‌دهد. نیروی برا و پسا مستقیماً به واحد نیوتن است.



شکل ۷- بالانس سه مولفه‌ای تونل باد ساخت شرکت پلینت

جدول ۲- مشخصات کلی بالانس سه مولفه‌ای TE44

مشخصات	مقادیر
منبع تغذیه الکترونیکی	۲۲۰ ولت
نیرو برآ	۰ تا ۱۰۰ نیوتن
نیرو پسا	۰ تا ۵۰ نیوتن
گشتاور پیچشی	۰ تا ۲/۵ نیوتن متر

۲-۶- سنسور فشار

بسته‌ی مانیتورینگ فشار ۸۰ کانال به طور خاص به منظور اندازه‌گیری، نمایش و ذخیره‌سازی داده‌های فشار در اندازه‌گیری‌های تونل باد و توربوماشین‌ها استفاده شده است. این بسته شامل دو بخش ابزار دقیق و سیستم داده‌برداری است که به صورت مجتمع درون یک بسته طراحی و جانمایی شده است.

۳- روند تحلیل نتایج

۳-۱- داده‌برداری و تحلیل نتایج داده‌های فشاری

به طور کلی برای داده‌های فشاری پس از داده‌برداری با فرکانس ۱۰۰۰ هرتز در مدت زمان ۳۰ ثانیه، از داده‌های هر سنسور فشار میانگین گرفته شده و از مقدار آفست^۱ همان آزمایش کم شده است. مقادیر حاصل شده در ضرایب کالیبراسیون که پیش از شروع آزمایش انجام گرفته، قرار داده شده و مقادیر فشار استخراج شده به منظور بی‌بعدسازی به ضریب فشار تبدیل شده و نمودارهای مربوطه رسم شده است.

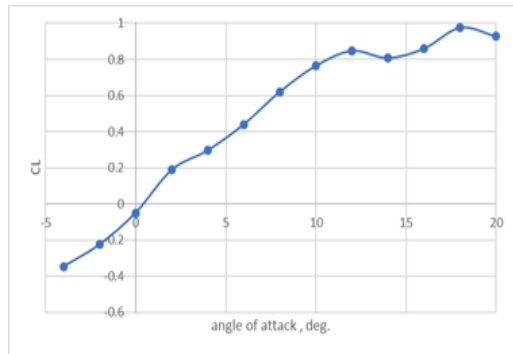
۴- بررسی تکرارپذیری و شرایط آزمایش

برای محاسبه‌ی خطاهای آزمایش ابتدا دقت هر نوع سنسوری که در آزمایش‌ها از آن استفاده شده، به دست آمد و در نهایت با قرار دادن مقادیر مربوطه در روابط ضرایب نیرویی، ضرایب فشار مقادیر زیر به جهت خطای اندازه‌گیری حاصل می‌شود:

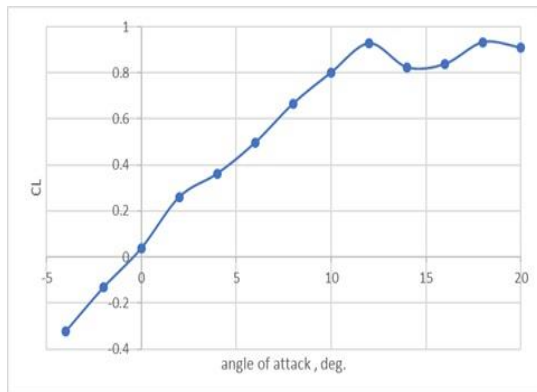
- ضرایب نیرویی: 0.000159
- ضرایب فشار: 0.00023
- سرعت‌های دنباله: 0.0042 متر بر ثانیه

تکرارپذیری در آزمایش‌های فشاری به طور مکرر اثبات شد و نتایج آزمایش‌های تکراری بطور تقریباً دقیق باهم برابر شدند که می‌تواند به دلیل دقت بسیار بالای سنسورهای فشار و عدم

^۱ Offset



الف) نمودار ضریب برا در زوایای حمله مختلف در تکرار اول



ب) نمودار ضریب برا در زوایای حمله مختلف در تکرار دوم

شکل ۸- نمودارهای حاصل از تکرارپذیری

۵- بحث و بررسی نتایج

در این بخش، کلیه نتایج به دست آمده از آزمایشات ارائه شده مربوط به بررسی توزیع فشار در حالت بدون استفاده از عملگر پلاسما و در صورت استفاده از عملگر پلاسما است؛ همچنین، ضرایب نیرو در زوایای حمله مختلف برای دو حالت، بدون استفاده از عملگر پلاسما و با استفاده از عملگر پلاسما برای همه نمونه‌ها و چیدمان‌های مختلف عملگر پلاسما ارائه شده است. کلیه تست‌ها در دمای ۲۵ درجه سانتیگراد و فشار اتمسفر صورت گرفته است.

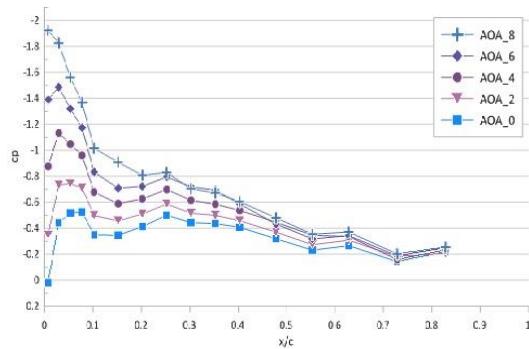
ایجاد نویز بوسیله منبع تغذیه پلاسما باشد. چون مقادیر تکرارپذیری متفاوت بوده، این مقادیر به عنوان خطای آزمایش معرفی می‌شود؛ بنابراین در این پژوهش تمامی مقادیر ارائه شده دارای بازه مثبت-منفی مقادیر موجود در جدول ۳ می‌باشند.

جدول ۳- مقادیر خطای اندازه‌گیری و محاسبه مقادیر ارائه شده در بخش نتایج

متغیر	تلورانس
ضرایب نیرویی	$\pm 0/001$
ضرایب فشار	$\pm 0/005$
سرعت‌های دنباله	$\pm 0/01$ متر بر ثانیه

تکرارپذیری آزمایش‌های نیرویی (بدون عملگر پلاسما) مقادیر خطای تکرار شونده‌گی متفاوت از مقادیر محاسبه شده بود که ممکن است، دلیل آن خواندن اعداد بصورت چشمی و لحظه‌ای و بدون ثبت در رایانه باشد، ولی اختلاف آن به قدری کم بود که می‌توان از آن چشم‌پوشی کرد. این اختلاف در اغلب موارد زیر ۵ درصد بوده است. در شکل ۸، دو نمونه از نتایج آزمایش‌های تکرار شده نمودار ضریب نیروی پیشران در زوایای مختلف حمله ارائه شده است. با این حال این تغییرات هم در ارائه نتایج لحاظ شد و مقادیر میانگین در نظر گرفته شدند. در زاویه حمله صفر، میزان ضریب برا، در تکرار اول و دوم به میزان کمی منفی و مثبت شده است که می‌تواند به علت خطای ناشی از لقی دستگاه زاویه‌ساز ایرفویل باشد.

نتایج تکرار شونده‌گی آزمایش‌هایی که با عملگر پلاسما انجام شده بودند، بدلیل ایجاد نویز بوسیله منبع تغذیه پلاسما، ناپایداری عملگر پلاسما و کاهش توان آن، تغییرات بیشتری از خود نشان دادند که البته می‌تواند ناشی از دقت تنظیم زاویه حمله و سرعت تونل باد باشد. یکی از کارهایی که در کاهش خطای آزمایش‌های نیرویی در حالت پلاسما روشن موثر بود، ارائه نتایج نیرویی به صورت نسبت برا به پسا (L/D) بود؛ زیرا باعث شد، نویزهای موثر در مقادیر ضریب برا و ضریب پسا همپوشانی کرده و باعث کاهش خطای احتمالی گردد.



شکل ۱۰- نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰

۵-۱-۲- توزیع ضریب فشار در نوک بال

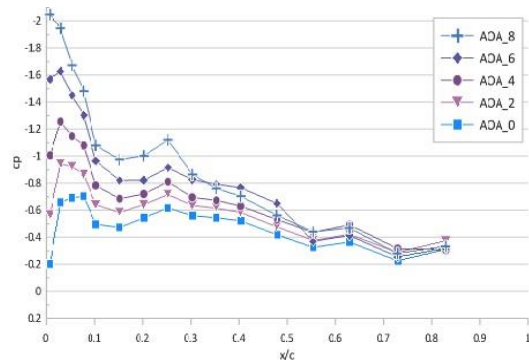
در شکل ۱۱، نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان سوراخ در روی بال و در فواصل ۱، ۲/۵ و ۴ سانتی‌متری از نوک بال و در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ نشان داده شده است؛ همچنین در شکل ۱۲، نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان سوراخ در روی بال و در فواصل ۱، ۲/۵ و ۴ سانتی‌متری از نوک بال و در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰ نمایش داده شده است. نمودارها نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، میزان ضریب فشار نیز افزایش می‌یابد و هر چه به سمت نوک بال حرکت شده نوسان‌های زیاد در میزان ضریب فشار مشاهده شده است و این بیانگر اغتشاشی بودن میزان فشار در نوک بال است. به نظر می‌رسد، این نوسان‌ها به علت اختلاف فشار با هوای آزاد و برگشت جریان از زیر بال به روی بال در مقطع نوک بال است؛ همچنین میزان ضریب فشار با حرکت به سمت نوک بال کاهش می‌یابد. در همه نمودارها در هر دو عدد رینولدز مشاهده می‌شود که هر چه به سمت نوک بال حرکت شود، نقطه کمینه نمودار به سمت لبه فرار پیشروی کرده است. در هر دو عدد رینولدز و در همه زوایای حمله، محدوده کمینه در فواصل یکسان در یک محدوده قرار گرفته است. با حرکت به سمت نوک بال، ضریب فشار در انتهای ایرفویل نیز مثبت می‌شود که نشان‌دهنده جدایش جریان و جریان برگشتی از زیر بال به سمت روی بال است.

۵-۱-۱- بررسی توزیع فشار در حالت بدون عملگر پلاسما بر سطح بال

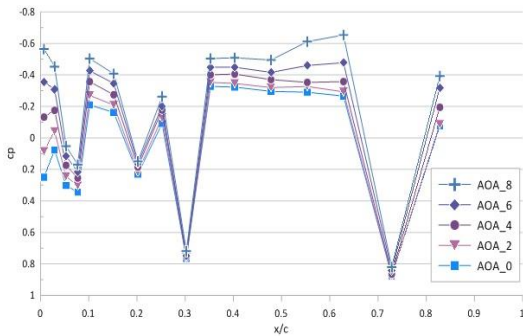
در این بخش، به بررسی توزیع فشار بر روی سطح بال و در میانه و در فواصل، یک، دو و نیم و چهارسانتی‌متری از نوک بال در دو رینولدز ۱۵۰۰۰ و ۳۰۰۰۰۰ پرداخته شده است. هدف از انجام این کار، بررسی نحوه توزیع فشار بخصوص در نزدیکی لبه بال در صورت عدم استفاده از عملگر پلاسما می‌باشد.

۵-۱-۱-۱- میزان توزیع فشار بر روی سطح میانی بال

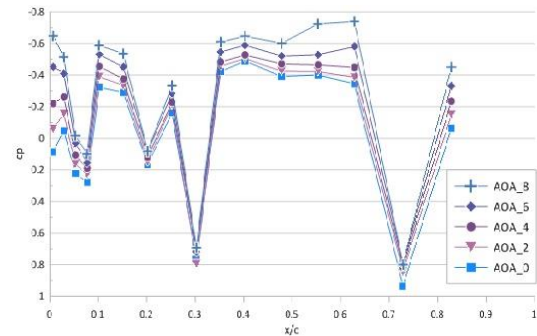
در شکل ۹، نتایج مربوط به اعتبارسنجی ارائه شده است. نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان در روی سطح بال و در وسط آن در عدد رینولدز ۱۵۰۰۰۰ در زوایای حمله صفر تا هشت درجه و در شکل ۱۰، نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان در روی سطح بال و در وسط آن در عدد رینولدز ۳۰۰۰۰۰ در زوایای حمله صفر تا هشت درجه نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، هر چه زاویه حمله بیشتر شود، سطح زیر نمودار نیز بیشتر شده و این امر باعث افزایش نیروی برا گردیده است؛ همچنین در شکل ۹، در محدود ۰/۲۵ وتر، افزایش فشار مشاهده می‌شود و با افزایش زاویه حمله، میزان ضریب فشار بیشتر شده خود را بهتر نمایان می‌کند. از طرفی با پیشروی در جهت وتر بال به سمت لبه فرار، سرعت کاهش و فشار افزایش یافته و در نتیجه منجر به افزایش ضریب فشار شده است.



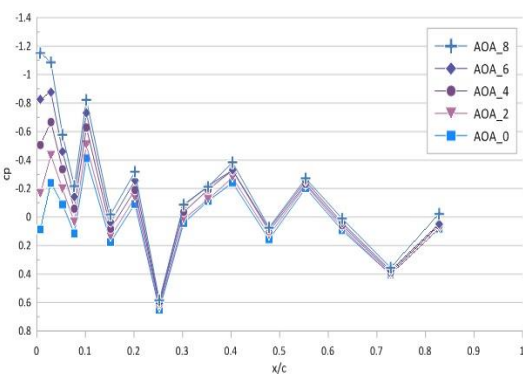
شکل ۹- نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰



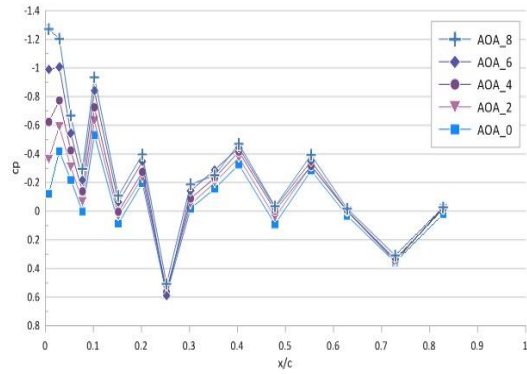
الف) در ۱ سانتی متری از نوک بال



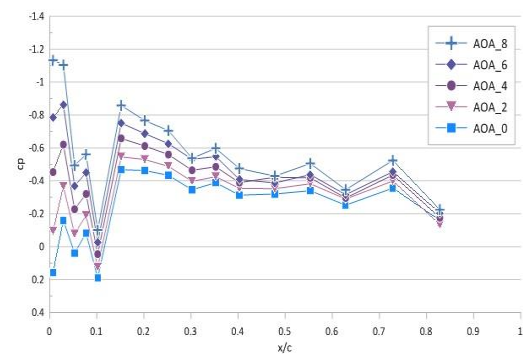
الف) در ۱ سانتی متری از نوک بال



ب) در ۲/۵ سانتی متری از نوک بال

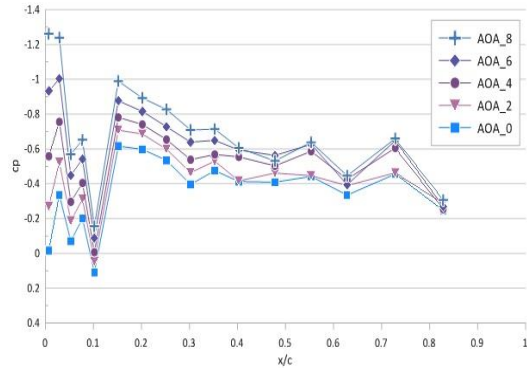


ب) در ۲/۵ سانتی متری از نوک بال



ج) در ۴ سانتی متری از نوک بال

شکل ۱۲ - نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان در روی بال در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰

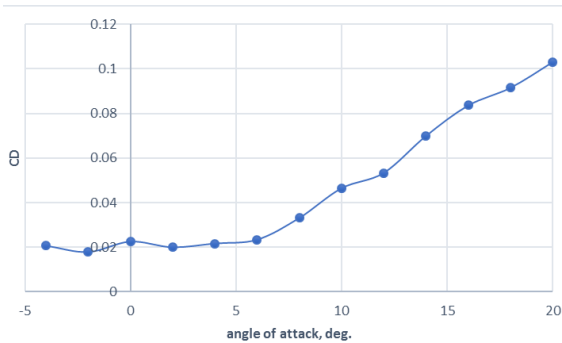


ج) در ۴ سانتی متری از نوک بال

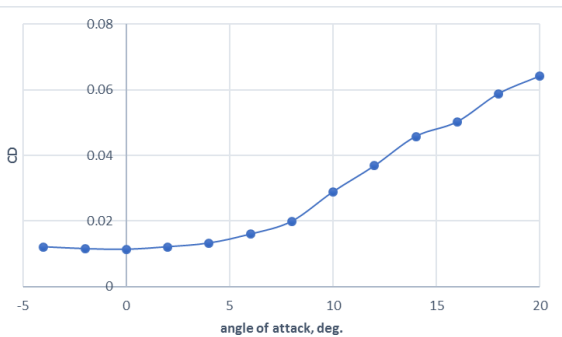
شکل ۱۱ - نمودار تغییرات فشار بر حسب مکان در روی بال در رینولدز ۱۵۰,۰۰۰

۲-۵- بررسی ضرایب برآ و پسآ بر روی سطح بال در حالت بدون عملگر پلازما

در شکل‌های ۱۳ و ۱۴، نمودار ضریب برآ در زوایای حمله از ۴ تا ۲۰ درجه در دو رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ و ۳۰۰,۰۰۰ نشان داده شده است و نتایج به دست آمده از هر دو عدد رینولدز با نتایج



شکل ۱۵- نمودار ضریب پسا در زوایای حمله مختلف در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰.



شکل ۱۶- نمودار ضریب پسا در زوایای حمله مختلف در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰.

۵-۳- بررسی ضرایب برآ و پسا بر روی سطح بال در حالت با عملگر پلاسما

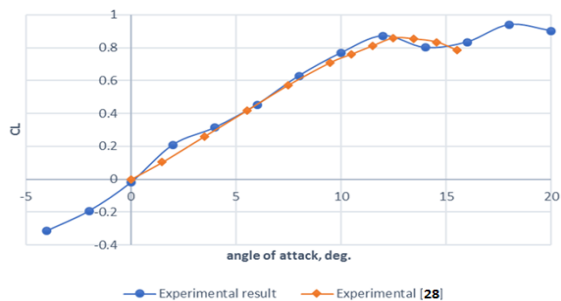
تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا به زوایای حمله مختلف، در ولتاژها و رینولدزهای مختلف در هر یک از چیدمان‌ها بررسی شده است و نتایج حاصل از آنها مورد ارزیابی قرار گرفته است. لازم بذکر است، کلیه آزمایشات در استفاده از عملگر پلاسما، در فرکانس ثابت ۶ کیلو هرتز انجام شده است؛ زیرا این فرکانس، بهترین فرکانس در انجام تحقیق و کنترل جریان بود.

۱) چیدمان دایره‌ای بزرگ

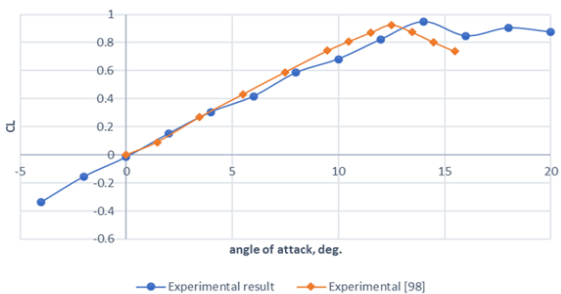
در شکل ۱۷، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در بکارگیری چیدمان دایره‌ای بزرگ (نمونه ۱) مشاهده می‌شود. در حالات پلاسما روشن در هر دو عدد رینولدز، نمودار برآ به پسا در حالت پلاسما روشن نسبت به حالت پلاسما خاموش افزایش شده است. بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود و پس آن به علت افزایش بیشتر پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه، منجر به افت نمودار برآ

مربوط به ضریب برآ در مرجع [۲۸] مقایسه شده است. در این مرحله، این نتایج به منظور اعتبارسنجی نیرویی بال ناکا ۰۰۱۲ ارائه شده است. همان‌گونه که در شکل ۵-۹ مشاهده می‌گردد، بال در زاویه حدود ۱۲ درجه به بعد در رینولدز ۱۵۰۰۰۰ دچار استال می‌گردد. در صورتی که با افزایش عدد رینولدز، این میزان به ۱۴ درجه تغییر پیدا کرده است. هر دو نمودار ضریب برآ، شیب آنها به صورت تقریباً خطی می‌باشند و با توجه به متقارن بودن بال، میزان ضریب برآ در زوایای مثبت و منفی تقریباً در یک محدوده قرار دارد؛ همچنین نتایج نشان‌دهنده دقت کافی از نتایج به‌دست آمده در مقایسه با نتایج مرجع است.

در شکل‌های ۱۵ و ۱۶، نمودار ضریب پسا در زوایای حمله از ۴- تا ۲۰ درجه در دو رینولدز ۱۵۰۰۰۰ و ۳۰۰۰۰۰ نشان داده شده است. با افزایش زاویه حمله، میزان ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد. با افزایش زاویه حمله، میزان ضریب پسا نیز کاهش می‌یابد. میزان ضریب پسا در زوایای حمله منفی نیز با توجه به تقارن بال در محدوده زوایای حمله مثبت قرار گرفته است.



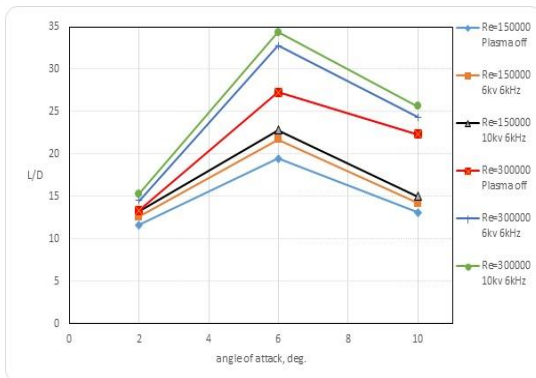
شکل ۱۳- نمودار ضریب برآ در زوایای حمله مختلف در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ [۲۸].



شکل ۱۴- نمودار ضریب برآ در زوایای حمله مختلف در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰ [۲۸].

۳) چیدمان یک عدد خطی بزرگ

در شکل ۱۹، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در بکارگیری چیدمان یک عدد عملگر پلاسمای خطی بزرگ (نمونه ۳) مشاهده می‌شود. در حالات پلازما روشن در هر دو عدد رینولدز، شکل معمول نمودار برآ به پسا حفظ شده است یعنی کماکان بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود و پس آن به علت افزایش بسیار زیاد پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و در نتیجه، منجر به افت میزان برآ به پسا شده‌است. با افزایش ولتاژ، میزان درصد نسبت برآ به پسا افزایش یافته است. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، میزان درصد تاثیرگذاری تا قبل از زاویه حمله ۱۰ درجه نیز بیشتر شده است.

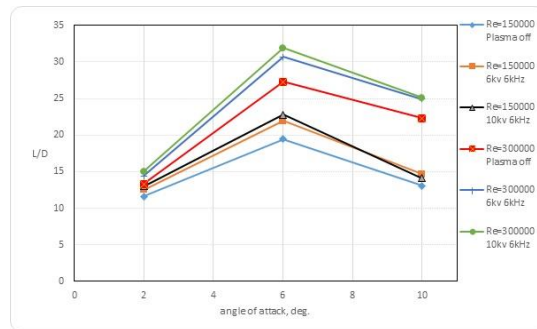


شکل ۱۹- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در چیدمان یک عملگر خطی بزرگ

۴) چیدمان دایره‌ای کوچک

در شکل ۲۰، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در بکارگیری عملگر پلاسمای دایره‌ای کوچک (نمونه ۴) مشاهده می‌شود. در حالات پلازما روشن در هر دو عدد رینولدز شکل معمول نمودار برآ به پسا حفظ شده است یعنی کماکان بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود و پس آن به علت افزایش بسیار زیاد پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و در نتیجه آن افت نمودار برآ به پسا شده‌است. با افزایش ولتاژ، میزان درصد نسبت برآ به پسا افزایش یافته است. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، میزان درصد تاثیرگذاری در این نوع چیدمان، چندان محسوس نمی‌باشد.

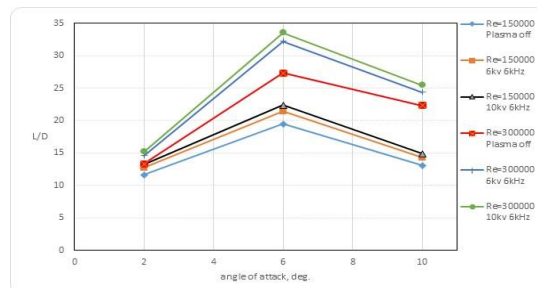
به پسا در هر دو عدد رینولدز شده‌است. با افزایش ولتاژ، میزان درصد نسبت برآ به پسا افزایش می‌یابد. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، میزان درصد تاثیرگذاری تا قبل از زاویه حمله ۱۰ درجه، نیز بیشتر شده است.



شکل ۱۷- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در چیدمان دایره‌ای بزرگ

۲) چیدمان دو عدد عملگر خطی بزرگ رو به روی هم

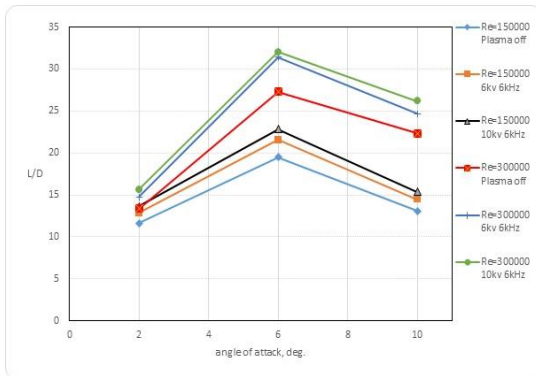
شکل ۱۸، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در بکارگیری چیدمان دو عدد عملگر پلاسمای خطی بزرگ روبه-روی هم (نمونه ۲) مشاهده می‌شود. در حالات پلازما روشن، در هر دو عدد رینولدز شکل نمودار برآ به پسا نسبت به زوایای حمله مختلف حفظ شده است؛ یعنی کماکان بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود. به علت افزایش بسیار زیاد پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه، منجر به افت میزان برآ به پسا شده‌است. با افزایش ولتاژ، میزان درصد نسبت برآ به پسا افزایش یافته است. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، میزان درصد تاثیرگذاری تا قبل از زاویه حمله ۱۰ درجه نیز افزایش یافته است.



شکل ۱۸- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در چیدمان دو عملگر خطی بزرگ

۶) چیدمان یک عدد خطی کوچک

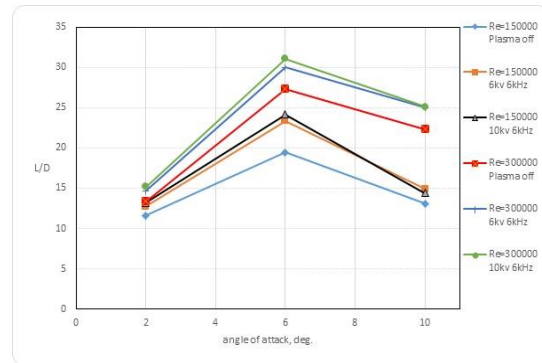
در شکل ۲۲، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در بکارگیری عملگر پلاسمای خطی کوچک (نمونه ۶) مشاهده می‌شود. هنگام پلاسمای روشن، در هر دو عدد رینولدز شکل، معمول نمودار برآ به پسا حفظ شده است؛ یعنی کماکان بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود و پس آن به علت افزایش بسیار زیاد پسا، در زاویه حمله ۱۰ درجه و در نتیجه آن افت نمودار برآ به پسا شده‌است. با افزایش ولتاژ، میزان درصد نسبت برآ به پسا افزایش یافته است. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، میزان درصد تاثیرگذاری در این نوع چیدمان، چندان محسوس نمی‌باشد.



شکل ۲۲- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در چیدمان یک عملگر خطی کوچک

۵-۴- تأثیر چیدمان‌های مختلف عملگرهای پلاسمایی بر عملکرد بال

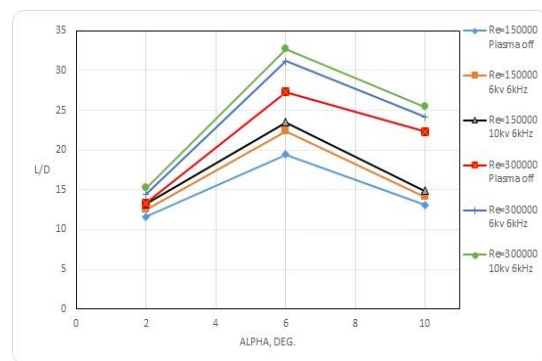
در شکل ۲۳، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌های مختلف عملگر پلاسمای به عنوان وینگلت مجازی در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ و ولتاژ ۶ کیلوولت مشاهده می‌شود. در این وضعیت در زاویه حمله ۲ درجه، بهترین عملکرد آیرودینامیکی متعلق به چیدمان یک عملگر خطی کوچک در نوک بال (نمونه ۶) و مدل دایره‌ای کوچک (نمونه ۴) بوده، در حالی که بقیه چیدمان‌ها، عملکرد آیرودینامیکی تقریباً مشابهی از خود نشان داده‌اند. در زاویه حمله ۶ و ۱۰ درجه، بهترین نمونه‌ها از نظر افزایش L/D به ترتیب چیدمان دایره‌ای کوچک (نمونه ۴) و سپس چیدمان خطی کوچک (نمونه ۶) بوده است.



شکل ۲۰- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در چیدمان دایره‌ای کوچک

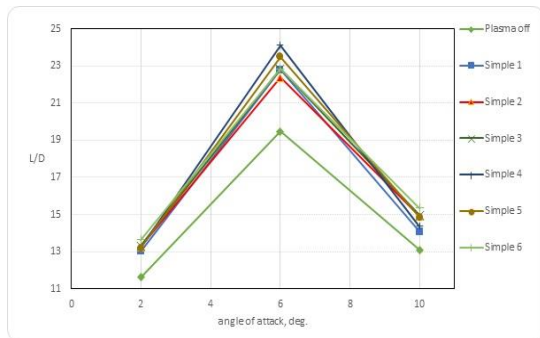
۵) چیدمان دو عملگر خطی کوچک رو به روی هم

در شکل ۲۱، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در بکارگیری چیدمان عملگر پلاسمای دو عدد خطی کوچک رو به روی هم (نمونه ۵) مشاهده می‌شود. هنگام پلاسمای روشن در هر دو عدد رینولدز، شکل معمول نمودار برآ به پسا حفظ شده است؛ یعنی کماکان بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود و پس آن به علت افزایش بسیار زیاد پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و در نتیجه منجر به افت نمودار برآ به پسا شده‌است. با افزایش ولتاژ، میزان درصد نسبت برآ به پسا افزایش یافته است. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، میزان درصد تاثیرگذاری در این نوع چیدمان، چندان محسوس نمی‌باشد.



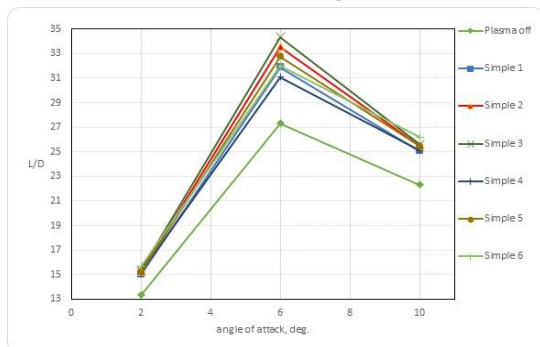
شکل ۲۱- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در ب چیدمان دو عملگر خطی کوچک

کیلوولت مشاهده می‌شود. در زاویه حمله ۲ و ۱۰ درجه افزایش L/D در چیدمان یک عدد خطی بزرگ (نمونه ۳) بیشتر از بقیه نمونه‌ها بوده و در زاویه حمله ۶ درجه برتری دایره‌ای کوچک (نمونه ۴) در این حوزه محسوس است.



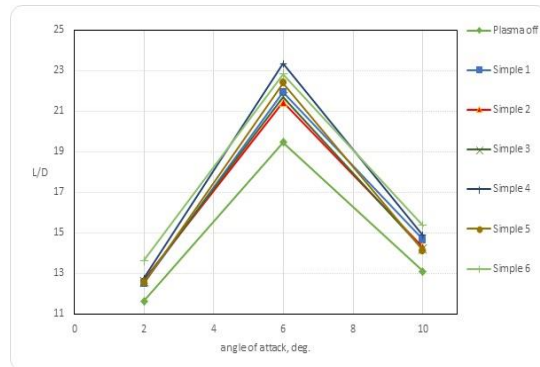
شکل ۲۳- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌ها در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ و ولتاژ ۱۰ کیلوولت

در شکل ۲۴، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌ها در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰ و ولتاژ ۱۰ کیلوولت مشاهده می‌شود. در این وضعیت، در زاویه حمله ۲ درجه در عملکرد آیرودینامیکی همه نمونه‌ها تفاوت چندانی دیده نمی‌شود. در زاویه حمله ۶ درجه، چیدمان یک عدد خطی بزرگ (نمونه ۳) برتری عملکرد آیرودینامیکی بیشتری نسبت به بقیه چیدمان‌ها ایجاد کرده‌است و در زاویه حمله ۱۰ درجه با اینکه همه، چیدمان‌ها افزایش تقریباً مشابهی در L/D به وجود آورده‌اند ولی برتری دایره‌ای کوچک (نمونه ۴) به‌طور نسبی دیده می‌شود.



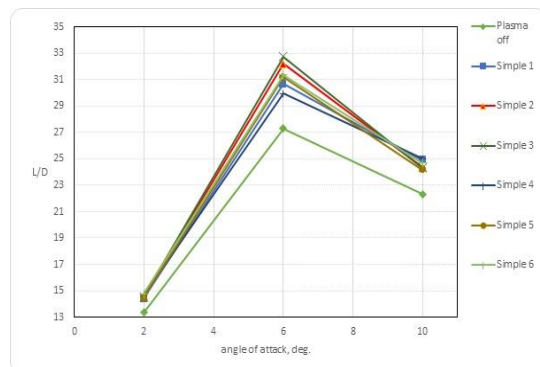
شکل ۲۴- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌ها در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰ و ولتاژ ۱۰ کیلوولت

با توجه به نتایج به‌دست آمده می‌توان نتیجه‌گیری نمود که چیدمان دایره‌ای کوچک و خطی کوچک به عنوان بهترین



شکل ۲۵- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌ها در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ و ولتاژ ۱۰ کیلوولت

در شکل ۲۶، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌های عملگر پلازما به عنوان وینگلت مجازی در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰ و ولتاژ ۶ کیلوولت مشاهده می‌شود. در این وضعیت در زاویه حمله ۲ درجه در عملکرد آیرودینامیکی همه نمونه‌ها تفاوت چندانی دیده نمی‌شود. در زاویه حمله ۶ درجه، چیدمان یک عدد خطی بزرگ (نمونه ۳) برتری عملکرد آیرودینامیکی بیشتری نسبت به بقیه چیدمان‌ها ایجاد کرده‌است و در زاویه حمله ۱۰ درجه با اینکه همه، چیدمان‌ها افزایش تقریباً مشابهی در L/D به وجود آورده‌اند ولی برتری دایره‌ای کوچک (نمونه ۴) به‌طور نسبی دیده می‌شود.



شکل ۲۶- نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌ها در عدد رینولدز ۳۰۰,۰۰۰ و ولتاژ ۶ کیلوولت

در شکل ۲۷، نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای حمله مختلف در انواع چیدمان‌ها در عدد رینولدز ۱۵۰,۰۰۰ و ولتاژ ۱۰

۷- مراجع

- [1] Anderson JD (2010) Fundamentals of aerodynamics. Tata McGraw-Hill Education.
- [2] Sanket YSG, Joshi N (2016) A Review on Active and Passive Flow Control Techniques," Int. J. Recent Techno. Mech. Elec. Engin. ISSN: 2349-7947, 3(4).
- [3] Enloe C, McLaughlin T, VanDyken R, Kachner K, Jumper E, Corke T (2004) Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Geometric Effects, AIAA J., 42(3): 595-604.
- [4] Gregory J, Enloe C, Forte G, McLaughlin T (2007) Force Production Mechanisms of a Dielectric-Barrier Discharge Plasma Actuator, AIAA, The 45th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada.
- [5] Kim W, Do H, Mungal G, Cappelli M (2007) On the Role of Oxygen in Dielectric Barrier Discharge Actuation of Aerodynamic Flows, Applied Physics Letters, 91(18):181501-20.
- [6] Lemire S, & Vo HD (2011) Reduction of fan and compressor wake defect using plasma actuation for tonal noise reduction. J. of Turbomachinery, 133(1).
- [7] Post M, & Corke T (2004) Separation control using plasma actuators-stationary & oscillating airfoils. In 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 841.
- [8] Corke T, Post M (2005) Overview of plasma flow control: concepts, optimization, and applications. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [9] Huang J, Corke TC, Thomas FO (2006) Unsteady plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades. J., 44(7):1477-1487.
- [10] Grundmann S, Tropea C (2009) Experimental damping of boundary-layer oscillations using DBD plasma actuators. Int. J. Heat Fluid Flow, 30(3):394-402.
- [11] Jolibois J, Forte M, Moreau, E (2008) Application of an AC barrier discharge actuator to control airflow separation above a NACA 0015 airfoil: Optimization of the actuation location along the chord. J. Electrostat., 66(9-10):496-503.
- [12] Kengo A. et al. (2009) Airfoil flow experiment on the duty cycle of DBD plasma actuator. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- [13] Xiaofei X, et al. (2010) Turbulent Boundary Layer Separation Control by Using DBD Plasma Actuators: Part I—Experimental Investigation. ASME 2010 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. American Society of Mechanical Engineers.

چیدمان‌ها در بین شش مدل چیدمان در نظر گرفته شده جهت استفاده از عملگر پلاسما به عنوان وینگلت مجازی می‌باشند.

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی تجربی استفاده از چیدمان‌های مختلف عملگر پلاسما به عنوان وینگلت مجازی پرداخته شده است، تا تاثیر عملگر پلاسما به عنوان وینگلت مجازی مورد ارزیابی قرار گیرد. بدین منظور عملکرد آیرودینامیکی در نوک بال اعم از توزیع فشاری و نسبت ضریب برآ به پسا برای شش چیدمان مختلف از عملگرهای پلاسمایی مورد بررسی قرار گرفت؛ همچنین تاثیر میزان ولتاژ و عدد رینولدز در زوایای حمله مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد:

- با افزایش زاویه حمله، میزان ضریب فشار نیز افزایش می‌یابد و هر چه به سمت نوک بال حرکت شود، نوسان‌های زیاد در میزان ضریب فشار مشاهده می‌شود و این بیانگر اغتشاشی بودن میزان فشار در نوک بال است. به نظر می‌رسد، این نوسان‌ها به علت اختلاف فشار با هوای آزاد و برگشت جریان از زیر بال به روی بال در مقطع نوک بال است؛ همچنین میزان ضریب فشار با حرکت به سمت نوک بال کاهش می‌یابد.
- در حالات پلاسما روشن در هر دو عدد رینولدز، نسبت برآ به پسا در حالت پلاسما روشن نسبت به حالت پلاسما خاموش افزایش یافته است. بیشترین نسبت برآ به پسا (L/D) در زاویه حمله ۶ درجه دیده می‌شود و به علت افزایش بیشتر پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه، منجر به افت نسبت برآ به پسا در هر دو عدد رینولدز شده است.
- استفاده از عملگر پلاسمایی DBD در نوک بال به عنوان وینگلت مجازی می‌تواند، نسبت ضریب برآ به پسا را در بعضی موارد تا حدود ۲۵ درصد افزایش دهد.
- چیدمان دایره‌ای کوچک و خطی کوچک به عنوان بهترین چیدمان‌ها، در بین شش چیدمان در نظر گرفته شده، جهت استفاده از عملگر پلاسما به عنوان وینگلت مجازی می‌باشند؛ همچنین تقریباً در همه موارد، در زاویه حمله کم، میزان تاثیر چیدمان‌های مختلف عملگر پلاسما به طور مشابه است.

- wind with integrated dielectric-barrier-discharge plasma actuator for low-voltage operation, *J. Nature, Sci. Reports*, 9.1(5813)1-11.
- [22] Dhileep K, Arunvinthan S, Pillai SN (2019) Aerodynamic Characteristics of Semi-spiroid Winglets at Subsonic Speed. In *Innovative Design, Analysis and Development Practices in Aerospace and Automotive Engineering (I-DAD 2018)* (pp. 217-224). Springer, Singapore.
- [23] Boesch G, Vo HD, Savard B, Wanko-Tchatchouang C, Mureithi NW (2010) Flight control using wing-tip plasma actuation. *J. of aircraft*, 47(6):1836-1846.
- [24] Hasebe H, Naka Y, Fukagata K (2011) An attempt for suppression of wing-tip vortex using plasma actuators. *J. Flu. Sci. Techno.*, 6(6):976-988.
- [25] Agibalova SA, Moralev IA, Saveliev AS, Golub VV (2012) Wing tip vortex Attenuation by plasma actuator. In *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*.
- [26] Mizunuma H, Obara H, Segawa T (2013) Flow characteristics induced by winglet-type plasma actuators. *J. Flu.Sc. Techno.*, 8(3):96-406.
- [27] Mukut AM, Mizunuma I, Hiromichi H O, Segawa T (2015) Winglet type dielectric barrier discharge plasma actuators: performance characterization and numerical comparison. *Procedia Engineering*, 105(250-2).
- [28] Ayuso L, Sant R, & Meseguer J (2010) Aerodynamic study of airfoils with leading edge imperfections at low Reynolds number. In *40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, p. 4625.
- [14] Gabriele N, et al. (2012) Experimental results in DBD plasma actuators for air flow control. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 40(6):1678-1687.
- [15] Miyakawa Y, et al. (2017) Experimental Study on the Detailed Structure of Separation Bubble in Flow Control with DBD Plasma Actuator. *47th AIAA Fluid Dynamics Conference*.
- [16] Iranshahi JA, Mani K (2018) Dielectric Barrier Discharge Actuators Employed as Alternative to Conventional High-Lift Devices. *J. Aircraft*, 55(5):2104-2113.
- [17] Güler AA, Seyhan M, Akansu YE (2018) Effect of signal modulation of DBD plasma actuator on flow control around NACA 0015. *J. Therm. Sci. Techno.*, 38(1):95-105.
- [18] Taleghani SA, Shaderam A, Mirzaei MS, Abdolahipour S (2018) Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, *J. of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 40(4):173.
- [19] Hu X, Gao C, Hao J, Zhang Z, Xue M, Yan R (2019) Experimental study of rotor flow separation control using a new type of dielectric barrier discharge plasma actuator, *J. Therm. Sci.*, 28(2):354-359.
- [20] Ahmadpour Roudsari M, Parhizkar H, Poryoussefi GH, Tarabi A (2018) Numerical investigation of factors affecting in the steady and unsteady plasma actuators performance on the airflow through the flat plate, *Modares Mechanical Engineering*, 18(01):111-121. (in Persian)
- [21] Sato S, Furukawa H, Komuro A, Takahashi M, Ohnishi N (2019) Successively accelerated ionic