

مطالعه تجربی اثرات آیرودینامیکی محرک‌های پلاسمایی بر ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حرکت نوسانی

پیشگی

محمد مصلی‌نژاد^۱، مصطفی کاظمی^۲، سحر نوری^۳، محمود مانی^۴

۱- دانشجو کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، M.mosallanejad@aut.ac.ir، تهران، ایران

۲- دانشجو دکتری، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، Kazemi.mostafa@aut.ac.ir، تهران، ایران

۳- دانشیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، S_noori@aut.ac.ir، تهران، ایران

۴- استاد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، Mani@aut.ac.ir، تهران، ایران

*نویسنده مخاطب

چکیده

در این پژوهش، تاثیر محرک‌های پلاسمایی بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در دو وضعیت پایا و نوسانی مطالعه شده است. نوآوری این تحقیق به کارگیری محرک‌های پلاسمایی در دو وضعیت پایا و نوسانی در شرایط مختلف تولید پلاسما و همچنین شرایط متفاوت جریان از منظر میزان ناپایداری به صورت تجربی بوده است. نتایج آزمایش‌های تونل باد انجام شده در حالت پایا، در ۳ فرکانس و ولتاژ تحریک متغیر در عملکرد پلاسمایی، نشان داده است که تاثیر عملگرهای پلاسمایی در زوایای حمله پایین منتج به افزایش بیشتر ضریب برآ و بهبود عملکرد این ایرفویل به میزان حداکثر ۱۰ درصدی شده است و با افزایش زاویه حمله این تاثیر کاهش یافته است به گونه‌ای که در زاویه واماندگی استاتیکی تاثیر عملگر پلاسمایی در فرکانس و ولتاژهایی حتی موجب کاهش عملکرد آیرودینامیکی و کاهش حداکثر ضریب برآ شده است. سپس در فاز دوم آزمایش، بررسی تاثیر تغییر در میزان فرکانس کاهش یافته که مشخصه نشان دهنده میزان ناپایداری جریان است در میزان ضریب برآ مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی نشان دهنده افزایش حداکثر ۸ درصدی در ضریب برآ در سرعت ثابت شده است. همچنین با بررسی تغییر در فرکانس و ولتاژ تحریک عملگرهای پلاسمایی، مشخص شده است که تاثیر افزایش در فرکانس تحریک بیش از افزایش در ولتاژ موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل شده است.

واژه‌های کلیدی: آزمایش تونل باد- آیرودینامیک ناپایا- ایرفویل ناکا ۰۰۱۲- محرک‌های پلاسمایی- واماندگی دینامیکی

۱- مقدمه

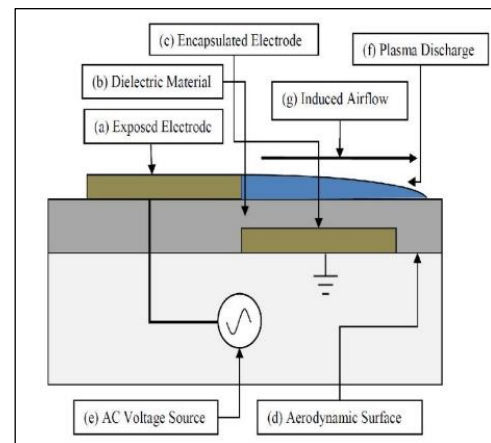
از مواردی که موجب کاهش کارایی ایرفویل^۱ ها می‌شوند، وقوع پدیده جدایش جریان بر روی ایرفویل هاست. این پدیده که در حین افزایش زاویه حمله و یا تغییر بسیار زیاد زاویه فلپ‌ها برای کسب حداکثر نیروی برآ رخ می‌دهد، موجب جدایش بر روی ایرفویل و در نتیجه موجب واماندگی جریان می‌شود، که در این حالت کاهش چشمگیر نیروی برآ و افزایش نیروی پسا و به طور کلی موجب کاهش کارایی آیرودینامیکی می‌شود. از راهکارهایی که محققین برای کنترل جدایش جریان بر روی یک جسم پرنده استفاده

می‌کنند، بهره‌گیری از روش‌های مختلف برای به تاخیر انداختن وقوع پدیده جدایش و یا کارایی آیرودینامیکی بال جسم پرنده است. یکی از راهکارهای به تاخیر انداختن واماندگی استفاده از عملگرهای پلاسمایی دی‌بی‌دی است. این عملگرها که از جمله روش‌های فعال کنترل جریان است و از مزایای آن می‌توان به عدم استفاده از قطعات مکانیکی متحرک، پاسخ زمانی بالا، سادگی نصب و وزن کم اشاره کرد موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل می‌شود [۱]. همچنین محققین از مولدهای گردابه [۲]، تزریق جت [۳] مکش جریان [۴]، وینگلت [۵] و سایر روش‌های کنترل جریان برای کنترل جدایش جریان و افزایش کارایی آیرودینامیکی جسم پرنده بهره گرفته‌اند.

از طرفی افزایش برآ، احتمال رخداد واماندگی در بال یا جسم پرنده را افزایش می‌دهد که کاهش ناگهانی نیروی برآ و افزایش نیروی پسا از تبعات آن است. واماندگی به طور کلی در دو دسته واماندگی استاتیکی و دینامیکی تعریف می‌شود. واماندگی استاتیکی هنگامی رخ می‌دهد که زاویه به صورت پایا و شبه پایا افزایش پیدا می‌کند. اما واماندگی دینامیکی زمانی است که این تغییر زاویه حمله به صورت ناگهانی و به سرعت رخ دهد. در این حالت واماندگی به صورت تئوری به نسبت واماندگی استاتیکی به تاخیر می‌افتد ولی هرچه این تاخیر در واماندگی به زاویه‌های بالاتری برسد عمق واماندگی نیز افزایش پیدا می‌کند. مکانیزم ریزش گردابه را می‌توان اصلی ترین مشخصه واماندگی دینامیکی دانست. برای بررسی بیشتر واماندگی دینامیکی می‌توان به مراحل پیشروی و وقوع آن بر روی ایرفویلی با حرکت پیچینگ پرداخت. واماندگی دینامیکی خودش را به صورت افزایش یکباره و شدید در نیروی برآ و تاخیر در جدایش جریان نسبت به واماندگی استاتیکی نشان می‌دهد. می‌توان اصلی و برجسته ترین ویژگی جریان ناپایا جدا شده را تشکیل و جابجایی گردابه‌های با ابعاد بزرگ را که به گردابه‌های واماندگی دینامیک می‌نامند دانست. با وجود آنکه افزایش حداکثر نیروی برآ و تاخیر در واماندگی از مزایای واماندگی دینامیکی است اما تغییر در ساختار جریان که در اثر حرکت گردابه‌های بزرگ در طول وتر ایرفویل است موجب ایجاد نوسان شدید در ایرفویل و یا مشکلات سازه‌ای می‌شود. می‌توان یک چرخه کامل واماندگی دینامیکی را به صورت زیر تعریف کرد، همانطور که توضیح داده شد، به منظور افزایش برآ و کنترل واماندگی از روش‌های مختلف کنترل جریان استفاده می‌شود. یکی از روش‌های کنترل جریان غیرفعال برای بهبود

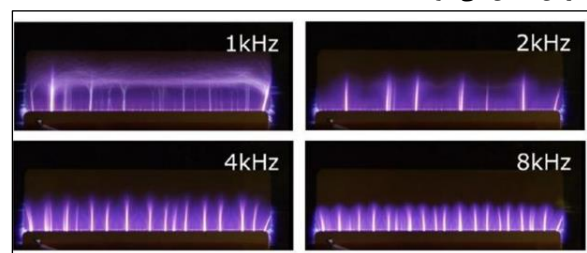
بررسی تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر فیزیک جریان از موضوعات مورد توجه و علاقه در پژوهش های کنترل جریان بوده است. پست و همکاران [۸] توانستند بررسی کنترل جدایش جریان در لبه حمله ایرفویل NACA 0018 را در زوایای حمله بالا و در جریان آرام را به صورت تجربی بررسی کنند. علت انتخاب این ایرفویل خاص، ثبت بودن اطلاعات واماندگی لبه حمله آن بوده است. آن ها به این نکته پی بردند که بهترین محل تاثیر عملگر در لبه حمله آن است. همچنین این گروه توانستند با توسعه تحقیق خود تاثیر این عملگر ها را برای کنترل جدایش جریان و گردابه های واماندگی در ایرفویل پیچشی NACA 0015 بررسی کنند. پتل و همکاران [۹] نیز تاثیر تجربی عملگرهای پلاسمای دی بی دی را برای کنترل طولی بر روی ماکت هواپیما 1303 UCAY، برگرفته از بمب افکن B 2A Spirit، بررسی کردند. و بجای عملگر های غیر فعال همانند اسلت و فلپ ها عملگر های فعال پلاسمای را جایگزین (بال پلاسمای) و مولفه ها و ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله ۱۵ تا ۳۵ درجه بررسی کردند. گرین بلت و همکارانش [۱۰] در پژوهشی تجربی اثر این عملگر ها را در لبه حمله پره های یک توربین بادی بررسی و با کنترل جدایش جریان توانستند کارایی این پره ها را تا ۴۰ درصد افزایش دهند. کوتسنیس و همکاران [۱۱] نیز با بررسی تجربی اثر این عملگر ها در ایرفویل متقارن با لبه حمله منحنی شکل توانستند ضمن بهبود کارایی آیرودینامیکی با حذف قسمت های متحرک و پیچیدگی ها موجب کاهش وزن و بهبود عملکرد سازه ای ایرفویل شوند. توماس و همکاران [۱۲] کنترل جدایش و گردابه های ناپایدار و نویز جریان را بر روی سیلندر (استوانه) را به صورت تجربی بررسی کردند. این بررسی در دو حالت پایا و ناپایا و در رینولدز جریان آرام بررسی گردید. در بررسی صورت گرفته مشخص گردید استفاده از این عملگرهای پلاسمایی بر روی سیلندر موجب کنترل و نابودی گردابه های کارمن شده و نیز جدایش حول سیلندر تا حد بسیار مناسبی کنترل کرده است. پتل و همکاران [۹] نیز در پژوهش انجام شده از طرف ناسا، کنترل موج شوک بر لایه مرزی آشفته را، به عنوان پدیده محدود کننده در سرعت های بالا، با استفاده از عملگرهای پلاسمای دی بی دی به صورت تجربی بررسی کردند. آن ها مشاهده کردند که این پدیده که هم بر ویژگی های آیرودینامیکی و هم بر مشخصات جلوبردگی جسم پرنده تاثیر گذار است، بوسیله استفاده از عملگر های پلاسمایی تا مقدار مناسبی بهبود و کنترل گردید. واکر و سگاوا [۱۳] نیز کنترل جدایش جریان بر روی ایرفویل NACA 0024 را بوسیله عملگر پلاسمایی به صورت تجربی بررسی کردند. در این بررسی عملگر پلاسمایی در لبه حمله و یک چهارم وتر و در زوایای ۸، ۱۲، ۱۶ درجه در جریان آرام بررسی گردید و مشخص گردید محل بیشترین تاثیر عملگر پلاسمایی با افزایش سرعت جریان از یک چهارم وتر به لبه حمله تغییر می کند. کیکوچی و همکاران [۱۴] استفاده از عملگر پلاسمایی را برای کنترل انبساط جت مستطیلی را به صورت تجربی بررسی کردند. عملگر های پلاسمایی در ضلع بزرگتر (75mm) خروجی نازل جت مستطیلی قرار داده شدند و به صورت ناپایا و با تغییر فرکانس، تحریک انجام شد. آشکارسازی و نیز اندازه گیری سرعت ها نشان داد که گسترش جت آزمایش شده با تحریک صورت گرفته از عملگر های دی بی دی کنترل شده است. سینقال و همکاران [۱۵] نیز در بررسی تجربی انجام شده تاثیر عملگر نانو ثانیه ای پلاسمای دی بی دی را برای کنترل واماندگی دینامیکی بر روی ایرفویل NACA 0015 در حرکت پیچشی بررسی کردند. محدوده این تست تجربی در رینولدز های

راندمان آیرودینامیکی انواع بال ها و ایرفویل ها استفاده از پلاسمای دی بی دی است. این وسیله همانطور که در شکل ۱ رسم شده، از دو الکتروتد تشکیل شده که یکی در معرض جریان هوا و دیگری پوشده شده توسط ماده عایقی است که این دو الکتروتد را از یکدیگر جدا کرده است. ضریب این ماده عایق و ضخامت آن در تشکیل پلاسمای نقش بسیار مهم و اساسی ایفا می کنند و به منظور افزایش کارایی بر روی ایرفویل قرار می گیرند.



شکل ۱ شماتیک عملگر پلاسمای و نحوه نصب آن بر روی ایرفویل صفحه تخت [۶]

اولین پژوهش تجربی عملگرهای دی بی دی توسط راث و همکاران [۱] برای بررسی این عملگرها در تونل های باد سرعت پایین انجام شد. همچنین در این پژوهش ها با بررسی هندسه های گوناگون تاثیر هندسه الکتروتد بر این عملگرها و بررسی نیروهای آیرودینامیک و ضخامت لایه مرزی انجام شد. عملگرهای پلاسمای دی بی دی از دو الکتروتد تشکیل شده که با وصل شدن به منبع ولتاژ بالا، جریان هوای القایی بین این دو الکتروتد تشکیل می شود. این جریان همانند نیروی حجمی عمل کرده و به صورت دیواره جت خود را بر روی ایرفویل نشان می دهد. این دیواره جت موجب به تاخیر انداختن جدایش و افزایش کارایی آیرودینامیکی ایرفویل می شود. با وصل شدن جریان متناوب الکتریکی به الکتروتدها و زمانی که دامنه موج سینوسی و ولتاژ و شدت جریان به حدی رسید که اندازه میدان الکتریکی تشکیل شده بیش از میدان شکست الکتریکی باشد، موجب یونیزه شدن ضخامت بسیار کوچکی از مولکول های هوا در نزدیکی الکتروتدها می شود که این ناحیه که همانند شکل ۲ به رنگ بنفش مشاهده می شود. در دیدگاه کلاسیک به این ناحیه گاز یونیزه شده پلاسمای می گویند. تشکیل این میدان الکتریکی وابسته به شکل الکتروتدهاست که موجب به وجود آمدن نیروی حجمی و کنترل جریان سیال می شود.



شکل ۲ ناحیه بنفش تشکیل شده ناشی از تخلیه پلاسمای در فرکانس های مختلف [۷]

در این پژوهش بر کنترل جریان فعال با استفاده از عملگر پلاسما دی‌بی‌دی در جریان نوسانی تمرکز شده است. هدف از این مطالعه بررسی اثرات آیرودینامیکی عملگر پلاسما دی‌بی‌دی، فرکانس و ولتاژ تحریک آن در جریان نوسان پیچشی بر روی یک ایرفویل استاندارد بوده است. مطالعات با استفاده از انجام آزمایش‌های تونل باد بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ ابتدا در حالت پایا، به هدف بررسی محل نسبی جدایش در زاویه حمله واماندگی استاتیکی، و انتخاب محل تاثیر و قرارگیری عملگر پلاسما دی‌بی‌دی بر روی ایرفویل و سپس در وضعیت ناپایا و حرکت پیچشی انجام گرفته است. نوآوری این تحقیق بررسی پارامترهای سرعت جریان و فرکانس نوسان ایرفویل و نیز فرکانس و ولتاژ تحریک بر کارایی عملگر پلاسما برای یک ایرفویل در حرکت نوسان پیچشی است.

۲- متدولوژی و تجهیزات آزمایش

در این پژوهش ابتدا ضریب برآ ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در سه سرعت ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه و در زوایای حمله ۰ تا ۱۶ درجه در تونل باد مورد بررسی قرار گرفته است. سپس با بررسی نمودار توزیع ضریب فشار بر روی این ایرفویل و قرارگیری محل نسبی جدایش در زاویه حمله واماندگی استاتیکی، محل قرارگیری ۰/۳ طول ایرفویل به عنوان محل تاثیر و قرارگیری عملگر پلاسما دی‌بی‌دی بر روی ایرفویل انتخاب شده است. سپس با قراردادن عملگر پلاسما دی‌بی‌دی بر روی ایرفویل و تغییر در میزان فرکانس به میزان ۶، ۸ و ۱۰ کیلوهرتز و ولتاژ تحریک ۶، ۸ و ۱۰ کیلوولت میزان تاثیر این عملگر بر روی ایرفویل در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه بررسی شده است.

اما در فاز دوم آزمایش، این بررسی در حالت ناپایا صورت گرفته است. همان طور که پیش تر اشاره شد مطالعات کمی در ارتباط با تاثیر عملگرهای پلاسما دی‌بی‌دی بر روی ایرفویل نوسانی در حال پیچش صورت گرفته است. به این منظور این ایرفویل با دامنه ۳ درجه حول زاویه واماندگی استاتیکی با سه فرکانس متغیر ۱/۱۵، ۲/۳۰ و ۳/۴۵ هرتز و سرعت ثابت ۷ متر بر ثانیه دچار نوسان شده است و در بررسی دیگر با فرکانس ثابت ۲/۵ هرتز و سه سرعت ۵/۰۶، ۷/۱۶ و ۱۵/۲ نوسان بررسی شده است. در این فاز آزمایش، این ایرفویل در هر دو حالت با عملگر پلاسما دی‌بی‌دی و بدون عملگر مورد بررسی قرار گرفته است و بررسی در حالت عملگر پلاسما نیز، در فرکانس و ولتاژ بهینه بدست آمده از حالت پایا بررسی شده است. در تمامی این آزمایش‌ها در حالت ناپایا انتخاب سرعت‌ها و فرکانس‌های نوسان مورد بررسی، با توجه به میزان فرکانس کاهش یافته انتخاب شده اند و در واقع در این آزمایش‌ها تغییرمیزان فرکانس کاهش یافته در مقادیر جریان پایا ۰/۲۵، شبه پایا ۰/۰۵ و جریان ناپایا ۰/۰۷۵ نیز بررسی شده است.

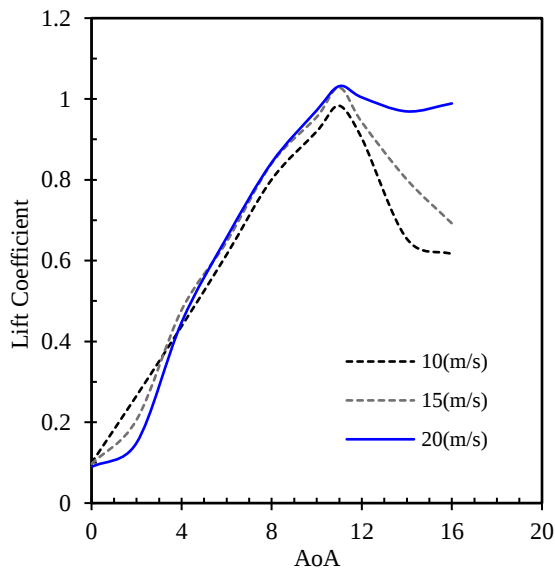
با توجه به مطالعات گسترده پیشین و فیزیک جریان شناخته شده حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، این ایرفویل به عنوان مدل آزمایش انتخاب شده و با طول وتر ۱۵/۲ و دهانه ۴۶ سانتی‌متر به نحوی که مجموعاً ۲۳ سوراخ فشاری بر روی سطح آن به شکل مطلوب توزیع شده، از جنس چوب ساخته شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام گرفته است. این تونل باد دارای مقطع آزمون مستطیلی با ابعاد ۱/۸×۱×۱ مترمکعب و بیشینه سرعت ۶۰ متر بر ثانیه می‌باشد. برای کنترل سرعت از یک میکرومتر ساخت شرکت کیمو و نمونه MP120 استفاده شده است که توانایی اندازه‌گیری سرعت با دقت ۰/۱ متر بر ثانیه را داراست. نیروها به کمک بالانس خارجی سه‌محوره ساخت شرکت پلینت

آشفته بررسی گردید و تاثیر تغییر فرکانس تحریک عملگرهای پلاسما و عدد رینولدز بررسی شد. تیان و همکاران [۱۶] نیز به بررسی استفاده تجربی از عملگرهای پلاسما دی‌بی‌دی به منظور یخ زدایی بر روی ایرفویل NACA 0012 در تونل باد آزمایشی پرداختند. بدین منظور این عملگرها در لبه حمله ایرفویل نصب گردید و با تحریک عملگرهای پلاسما دی‌بی‌دی با توان مشخص موجب یخ زدایی مناسب بر روی ایرفویل گردید، همچنین در این روش توان الکتریکی مصرفی کمتری به نسبت دیگر روش‌های مرسوم یخ زدایی مشاهده شد. نتایج این تست نشان داد می‌توان در آینده برای استفاده از عملگرهای پلاسما دی‌بی‌دی به منظور یخ زدایی امیدوار بود. ایرانشاهی و مانی [۱۷] نیز در بررسی انجام شده عملکرد عملگرهای پلاسما دی‌بی‌دی مارپیچ را به عنوان سطوح ایجاد کننده برآ بدون لولا را به صورت تجربی بر روی بال سه بعدی بررسی کردند. آن‌ها چهار عملگر متفاوت را در سه بازه عدد رینولدز متفاوت (هر سه جریان آرام)، در چهار نقطه متفاوت از ماکت بال هواپیما و بجای روش‌های غیرفعال (اسلت لبه حمله و فلیپ) و اسپویلر و ایلرون لبه حمله قرار دادند. نتایج نشان داد استفاده از این عملگرها در رینولدزهای پایین امکان پذیر است و بهترین نتایج در قالب اسلت و اسپویلر ارائه شد. همچنین این عملگر در مانورهای عادی نیز می‌تواند بجای ایلرون استفاده شود. گکیانگ و همکاران [۱۸] نیز به مطالعه تجربی استفاده از عملگر پلاسما دی‌بی‌دی برای کنترل واماندگی دینامیکی در پره‌های توربین پرداختند. استفاده از این عملگرها موجب کنترل واماندگی جریان، کاهش قدرت گردابه‌های جدایش دینامیکی، افزایش زاویه واماندگی و افزایش بازده آیرو دینامیکی نمونه تجربی در زاویه حمله میان ۴-۹ درجه شد. این مطالعه نشان دهنده روش جدید به منظور افزایش کارایی پره‌های توربین‌های بادی با استفاده از عملگرهای پلاسما بود. السدای و همکاران [۱۹] نیز به مطالعه تجربی ریزش و کنترل گردابه‌های جریان و نویز آیرو دینامیکی در لبه فرار صفحه‌ای تخت با لبه‌های ضخیم بوسیله عملگرهای پلاسما دی‌بی‌دی پرداختند. این عملگرها در سه جهت مماسی، عمودی و طولی در مجاورت لبه ضخیم در لبه فرار نصب شدند. جریان با عدد رینولدز آرام و به صورت طولی بر روی صفحه برقرار شد و نتایج این مطالعه نشان داد که عملگر پلاسما مماسی در ریزش گردابه‌ها و کنترل نویزها چندان مناسب و کارآمد نیست. عملگر عمودی در کنترل نویزهای ریزش گردابه‌ها موفق بود و تقریباً این نویزها را به طور کامل کنترل کرد. عملگر در راستای طولی نیز موفق‌ترین کنترل را میان این عملگرها با توجه به توان مصرفی اعمال کرد. این مطالعه نشان داد استفاده از عملگرهای طولی به تنهایی برای کنترل این نویزهای گردابه موثر هستند.

با توجه به پژوهش‌های پیشین، مطالعه عملگر پلاسما دی‌بی‌دی در حالت ناپایا و کنترل واماندگی دینامیکی و بررسی پارامترهای تاثیرگذار در این زمینه می‌تواند مورد توجه باشد. فرکانس تقلیل یافته از مهم‌ترین پارامترهای نشان دهنده میزان ناپایداری در بررسی‌های آیرو دینامیکی است. این پارامتر که میزان عدم پایداری در بررسی‌های آیرو دینامیکی را نشان می‌دهد به سه پارامتر فرکانس نوسان ایرفویل، سرعت جریان و طول ایرفویل بستگی دارد. (مطابق رابطه ۱) که در این فرمول K فرکانس کاهش یافته، f فرکانس نوسان، L طول وتر ایرفویل و V سرعت جریان است.

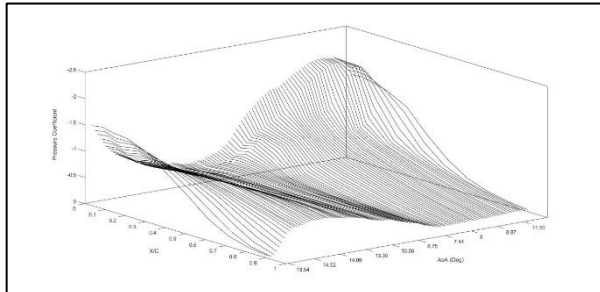
$$K=fL/U$$

(۱)



شکل ۴ ضریب برآ در حالت پایا در سه سرعت ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه

با توجه به ضریب برآ بر روی ایرفویل، زاویه واماندگی استاتیکی در این ایرفویل در حدود ۱۱ درجه است. به منظور تشخیص محل قرارگیری عملگر پلاسمایی بر روی ایرفویل، با توجه به توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل و با مشاهده شکل ۵ در نوسان ۳ درجه حول زاویه واماندگی استاتیکی (۱۱ درجه)، ۰/۳ طول ایرفویل به منظور قرارگیری عملگر پلاسمایی بر روی ایرفویل تعیین شد.

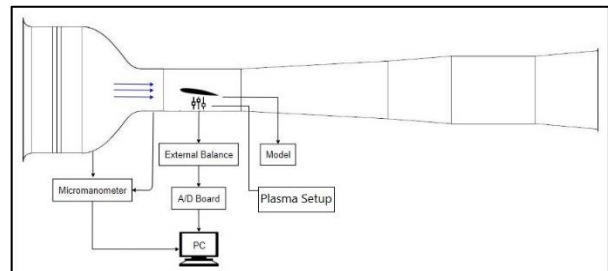


شکل ۵ توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و

دامنه نوسان ۳ درجه

با قرار دادن عملگر پلاسمایی در ۰/۳ طول ایرفویل در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و در چهار زاویه حمله ۶، ۱۰، ۱۱ و ۱۶ درجه، تاثیر عملگرها بر زاویه واماندگی استاتیکی و میزان ضریب برآ بررسی شده است. بدین منظور نتایج بدست آمده در سه فرکانس تحریک ۶، ۸ و ۱۰ کیلو هرتز و در هر فرکانس، سه ولتاژ تحریک ۶، ۸ و ۱۰ کیلو ولت بررسی شده است. نتایج قابل توجه از این آزمایش در جدول ۱ بررسی شده است. در این جدول فرکانسها و ولتاژها با بیشترین میزان تغییرات در مقایسه با حالتی که عملگر پلاسمای خاموش بود مشاهده می شود. با توجه به مقادیر بدست آمده، مشخص است که با افزایش ولتاژ و فرکانس تحریک، کارایی عملگرهای پلاسمایی افزایش می یابد و بیشترین میزان افزایش در فرکانسهای ۱۰ کیلو هرتز است که این موضوع نشان دهنده تاثیر بیشتر افزایش فرکانس در مقایسه با افزایش ولتاژ در کارایی عملگر پلاسمایی بر روی ایرفویل است. همچنین در بررسی انجام شده مشخص شده است که در زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل، تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر کارایی ایرفویل و با افزایش ضریب برآ بسیار ناچیز

انگلستان اندازه گیری شده که توانایی اندازه گیری نیروهای پسا، برآ و گشتاور پیچشی را داراست. بیشینه اندازه گیری این لودسلها ۵ کیلوگرم و دقت آن ۵ گرم می باشد. به منظور اندازه گیری توزیع فشار حول ایرفویل، از سنسورهای فشار تفاضلی شرکت هانیول و مدل HSCDD005MDNN5 با بیشینه رنج ۱۲۵۰ پاسکال و دقت اندازه گیری ۰/۰۱ FS یا معادل با ۲/۵ پاسکال بهره گرفته شده است. همچنین به جهت ایجاد زوایای حمله استاتیکی و نوسانی از یک آلفا مکانیزم ساخته شده در دانشگاه صنعتی امیرکبیر استفاده شده که مجهز به یک موتور پله ای قدرتمند و مکانیزمهای پیش بینی شده می باشد که می تواند زاویه حمله مدل در داخل تونل را با دقت $\pm 0.5^\circ$ درجه تنظیم و با وضوح 0.0045° درجه اندازه گیری نماید که از این رو می توان آن را در رده ابزارهای دقیق قلمداد نمود. شماتیک تونل باد و ابزارآلات اندازه گیری در شکل ۳ قابل مشاهده است. با قراردادن دقت های هر سنسور در رابطه محاسبه ضریب پسا و برآ، میزان خطای اندازه گیری ضریب پسا و برآ در بیشترین حالت $\pm 13.8\%$ درصد می باشد. با تکرار آزمایشها، مقدار ۰/۱ درصد تفاوت در تکرارپذیری ضریب پسا و برآ دیده شده که چون مقدار آن از مقدار محاسبه شده برای خطا بیشتر است، مقدار تکرارپذیری به عنوان خطای آزمایش معرفی می شود و کلیه اعداد ضریب پسا و برآ مطرح شده در این پژوهش دارای مقدار خطای $\pm 0.1\%$ درصد هستند و تغییرات موجود در این محدوده قابل قبول نمی باشد.



شکل ۳ شماتیک تونل باد و تجهیزات آزمایش

۳- نتایج

در این بخش ابتدا نتایج حاصل از آزمایشهای پایا به شکل نمودارهای ضریب برآ در سرعتها و زوایای حمله مختلف ارائه شده است. در ادامه ضرایب برآ به صورت نوسانی به جهت بررسی تاثیرات فرکانس کاهش یافته، دامنه نوسان و زاویه حمله اولیه بررسی شده است.

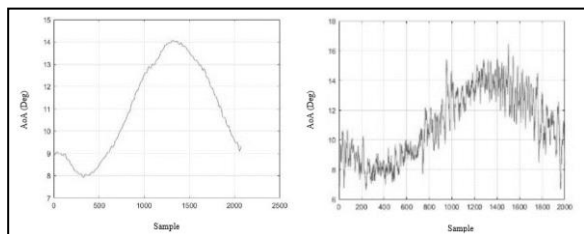
در این آزمایشها ابتدا در سه سرعت ۱۰ ($Re=87500$), ۱۵ ($Re=131000$) و ۲۰ ($Re=175000$) متر بر ثانیه و در زوایای حمله ۰ تا ۱۶ درجه، ایرفویل در تونل باد قرارداده شده و ضریب برآ در این حالت با استفاده از توزیع ضریب فشار بر روی آن به دست آمده است. شکل ۴ نمای از نمودار ضریب برآ بر اساس زاویه حمله در حلت پایا در نشان می دهد.

و یا منفی بوده است، که این موضوع نشان دهنده قرار گرفتن عملگر پلاسمایی در ناحیه جدایش ایرفویل و تقویت جدایش بر روی ایرفویل است.

جدول ۱ مقادیر ضرایب برآ به ازای ولتاژ و فرکانس های مختلف در بخشی از آزمایش های انجام شده

زاویه حمله (درجه)	فرکانس ۰ ولتاژ ۰	فرکانس ۸ ولتاژ ۸	درصد تغییرات	فرکانس ۱۰ ولتاژ ۱۰	درصد تغییرات	فرکانس ۱۰ ولتاژ ۱۰	درصد تغییرات
۶	۰/۵۵۸	۰/۵۶۵	+۰/۰۱۰	۰/۶۰۰	+۰/۰۰۷	۰/۵۹۴	+۰/۰۰۶
۱۰	۰/۸۹۳	۰/۹۱۰	+۰/۰۲۰	۰/۹۲۶	+۰/۰۰۴	۰/۹۲۹	+۰/۰۰۴
۱۱	۱/۰۱۹	۱/۰۲۰	+۰/۰۰۱	۱/۰۰۶	-۰/۰۰۱	۱/۰۰۱	-۰/۰۰۲
۱۶	۰/۶۶۲	۰/۶۵۳	-۰/۰۱۰	۰/۶۶۹	+۰/۰۰۱	۰/۶۶۶	+۰/۰۰۴

یکی از بخش های بسیار مهم در آزمایش های ناپایا و جریان های نوسانی، فیلتر کردن داده ها به منظور حذف نویزهای جریان و ابزارآلات اندازه گیری است. شکل ۷ یک نمونه از خروجی های مربوط به زاویه سنج دینامیکی در زاویه حمله ۱۱ درجه و دامنه نوسان ۳ درجه ارائه شده تا نحوه میانگین گیری زمانی از سیگنال ها نشان داده شود. همانطور که مشخص است نویزهای محیطی با استفاده از یک میانگین گیری ساده حذف خواهند شد. این میانگین گیری زمانی با توجه به فرکانس نوسان و مدت زمان داده برداری توسط سنسورها در هر تست، به صورت جداگانه محاسبه می شود.

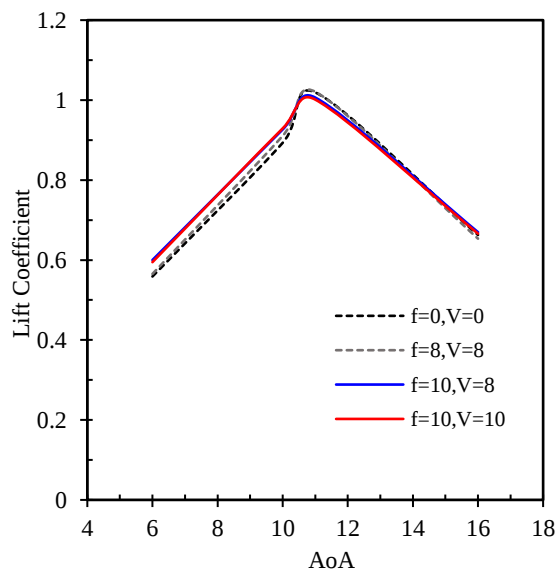


شکل ۷ نمونه سیگنال خروجی زاویه سنج، قبل و بعد از میانگین گیری زمانی در این آزمایش ها نیز ابتدا تاثیر میزان ناپایا بودن جریان بر عملکرد ایرفویل بررسی شده است. میزان ناپایا بودن جریان به متغیری به نام فرکانس کاهش یافته K بستگی دارد. این میزان نیز طبق رابطه (۱) تعریف می شود. در آزمایش های ناپایا ابتدا تاثیر تغییر فرکانس نوسان در سه فرکانس ۱/۱۵ (K=۰/۰۲۵)، ۲/۳۰ (K=۰/۰۵) و ۳/۴۵ (K=۰/۰۲۵) هرتز و سرعت ثابت ۷ متر بر ثانیه بررسی شده است و در فاز بعدی آزمایش تمامی این آزمایش ها در همان مقادیر فرکانس کاهش یافته و فرکانس نوسان ثابت ۲/۵ هرتز و سه سرعت ۱۵/۲، ۷/۶ و ۵ متر بر ثانیه تکرار شده است و تاثیر فرکانس کاهش یافته، فرکانس نوسان و سرعت جریان بر کارایی آیرودینامیکی ایرفویل بررسی شده است.

در شکل ۸ تاثیر تغییر فرکانس بر ضریب برآ ایرفویل در نوسان سه درجه ای حول زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل (۱۱ درجه) بررسی شده است. تغییر فرکانس جریان ابتدا موجب تغییر در شکل کلی نمودارهای هیستریزس شده است و با افزایش فرکانس نوسان، پهنای این نمودارها کاهش یافته و این موضوع نشان دهنده کاهش تغییرات در ضریب برآ در سیکل های رفت و برگشت ایرفویل است. به عبارتی دیگر با افزایش فرکانس جریان، رفتار ضریب برآ ایرفویل به رفتار ایرفویل در حالت پایا نزدیک تر می شود که این

با توجه به نتایج به دست آمده از تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر ضریب برآ ایرفویل و با مشاهده شکل ۶ مشخص گردید که این عملگرها تاثیر به سزایی بر زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل نداشته و با روشن بودن عملگرهای پلاسمایی نیز تمامی این ایرفویل ها در زاویه حدود ۱۱ درجه دچار واماندگی استاتیکی شده اند.

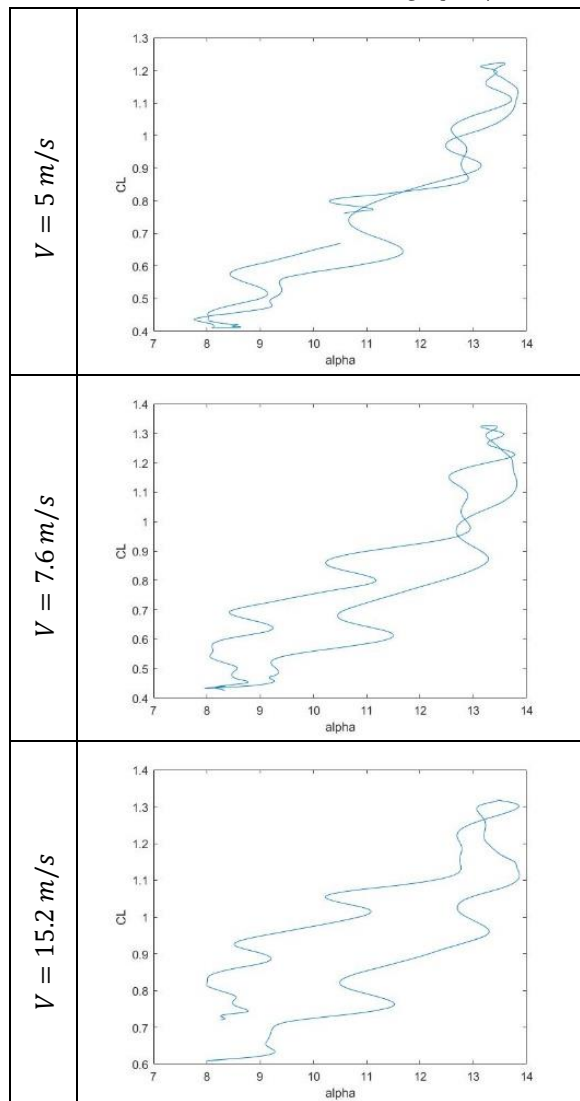
همچنین با توجه به ولتاژ و فرکانس عملگر پلاسمایی، از آنجا که این عملگر در فرکانس ۱۰ کیلوهرتز و ولتاژ ۸ کیلو ولت بیشترین درصد تاثیر مثبت در زوایای پیش از واماندگی را داشته و در زاویه واماندگی استاتیکی نیز به میزان ناچیزی اثر منفی بر روی میزان ضریب برآ داشته، می توان این فرکانس و ولتاژ را به عنوان فرکانس و ولتاژ بهینه استفاده شده در نتایج عملگرهای پلاسمایی به شمار آورد.



شکل ۶ ضریب برآ در حالت پایا با تاثیر عملگرهای پلاسمایی در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

در این قسمت از پژوهش علاوه بر بررسی و مطالعه تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر کارایی آیرودینامیکی ایرفویل، مطالعه و بررسی میزان ناپایایی جریان بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل و تاثیر آن بر عملکرد عملگرهای پلاسمایی مورد توجه است.

های هیتریزس نمی‌گردد. که این موضوع با توجه به ثابت نگه داشتن فرکانس نوسان در این آزمایش قابل پیش بینی و تحلیل بود. همچنین با افزایش سرعت جریان و یا کاهش فرکانس کاهش یافته، افزایش میزان حداکثر ضریب برآ در نمودارها رخ داده است. که این افزایش میزان ضریب برآ بواسطه افزایش سرعت با توجه به پژوهش های پیشین امری قابل پیش بینی و قابل انتظار بود. همچنین افزایش زاویه واماندگی در این نمودارها شاهد تغییرات گسترده‌ای نبوده و در تمامی حالات زاویه واماندگی ۲۲ درصد نسبت حالت پایا افزایش داشته است.

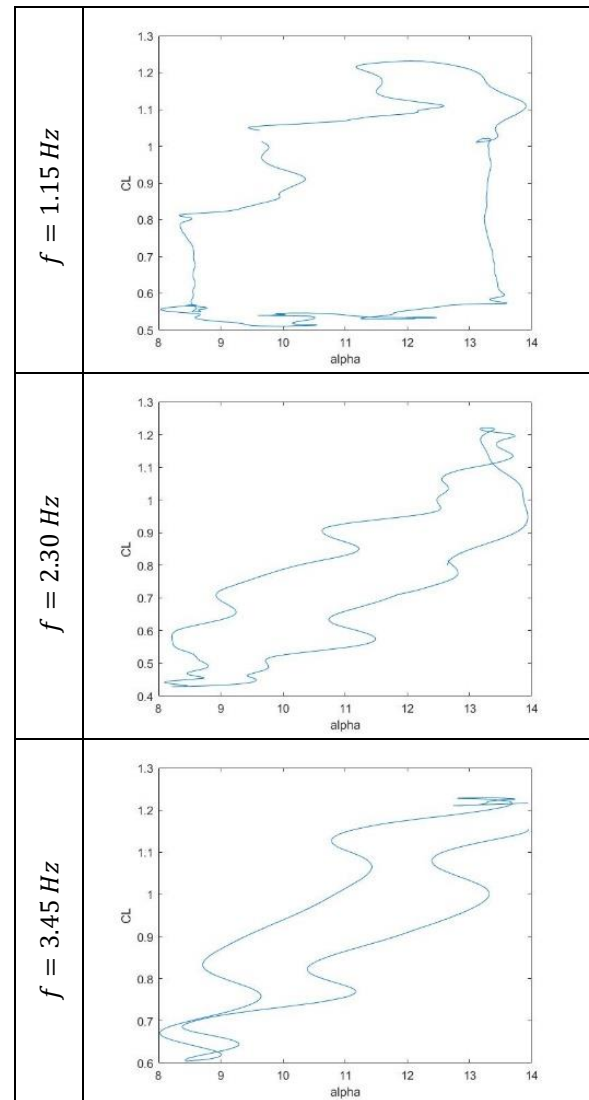


شکل ۹ نمودار ضریب برآ در فرکانس نوسان ۲/۵ هرتز و سرعت ۵، ۷/۶ و ۱۵/۲ متر بر ثانیه

برای بررسی تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر ضریب برآ در جریان ناپایا، با توجه به نتایج بدست آمده در جریان پایا و انتخاب عملگر بهینه، نتایج بدست آمده ضریب برآ از عملگر با فرکانس ۱۰ کیلو هرتز و ولتاژ تحریک ۸ کیلو ولت بررسی می‌گردد.

در شکل‌های ۱۰ تاثیر عملگر پلاسمایی بر ضریب برآ در جریانی با فرکانس متغیر و سرعت ثابت ۷ متر بر ثانیه بررسی شده است. در این حالت نیز، تاثیر ناپایا بودن جریان بر نمودار هیتریزس دقیقاً مشابه با حالت بدون عملگرهای پلازما است و عملگرهای پلاسمایی تاثیری بر شکل کلی نمودار

موضوع ناشی از عدم فرصت جریان برای جداسدن از سطح ایرفویل و چسبیدن دوباره جریان به سطح می‌باشد. همچنین ناپیوستگی‌هایی در نمودارهای هیتریزس به موجب میانگین‌گیری های زمانی ایجاد می‌گردد که با توجه به رفتار کلی نمودار، می‌توان از این ناپیوستگی‌ها برای تحلیل رفتار و کارایی آیرودینامیکی ایرفویل چشم‌پوشی کرد.

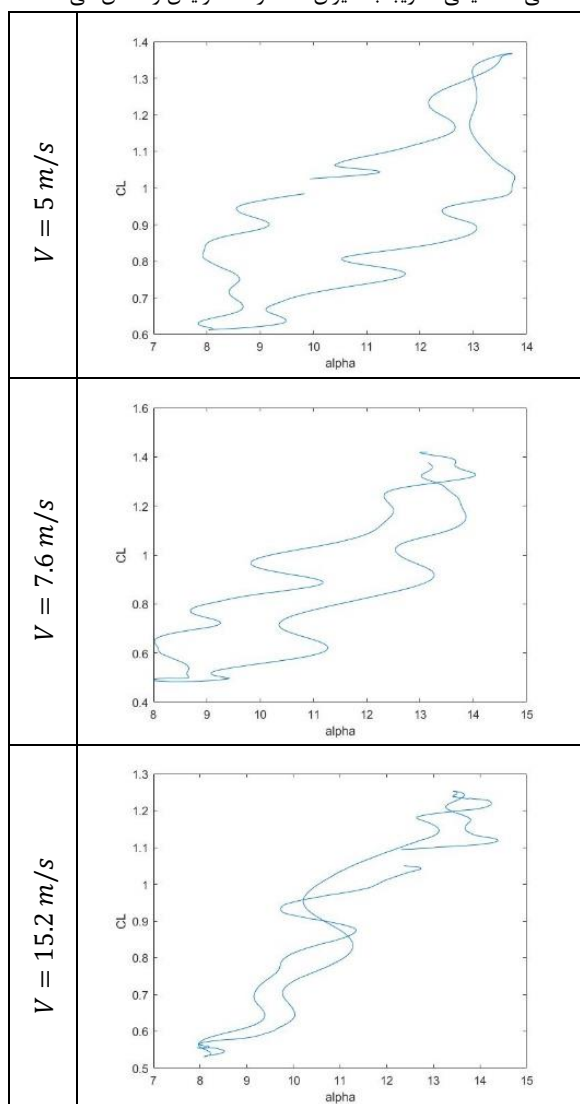


شکل ۸ نمودار ضریب برآ در سرعت ۷ متر بر ثانیه و فرکانس نوسان ۱/۱۵، ۲/۳۰ و ۳/۴۵ هرتز

هم چنین مشخص است که در در جریان ناپایا میزان ضریب برآ به نسبت این ضریب در جریان پایا در حال افزایش است. با افزایش فرکانس، زاویه واماندگی دینامیکی نیز از ۱۱/۲ درجه که مقداری نزدیک به زاویه واماندگی استاتیکی است در فرکانس ۱/۱۵ هرتز، به میزان ۱۴ درجه در فرکانس ۳/۴۵ هرتز افزایش می‌یابد. که این میزان تغییر، افزایشی در حدود ۰/۲۵ را نشان می‌دهد. با این وجود، میزان حداکثر ضریب برآ در این تغییر فرکانس تغییر چندانی نداشته که این موضوع از تغییر در هندسه کلی نمودار هیتریزس، با تغییر در فرکانس جریان ناشی می‌شود.

با توجه به شکل ۹ تاثیر تغییر در سرعت جریان بر نمودار ضریب برآ ایرفویل در نوسان سه درجه‌ای حول زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل بررسی شده است. تغییر در سرعت جریان موجب تغییر در شکل کلی و شیب نمودار

پایا است. همچنین با توجه به عدم تغییر در شکل و روند کلی نمودارهای هیستریزس در این نمودارها، زاویه واماندگی دینامیکی در این نمودارها با یکدیگر تفاوت چندانی ندارند و زاویه واماندگی دینامیکی به نسبت زاویه واماندگی استاتیکی، تقریباً به میزان ۲۰ درصد افزایش را نشان می‌دهند.



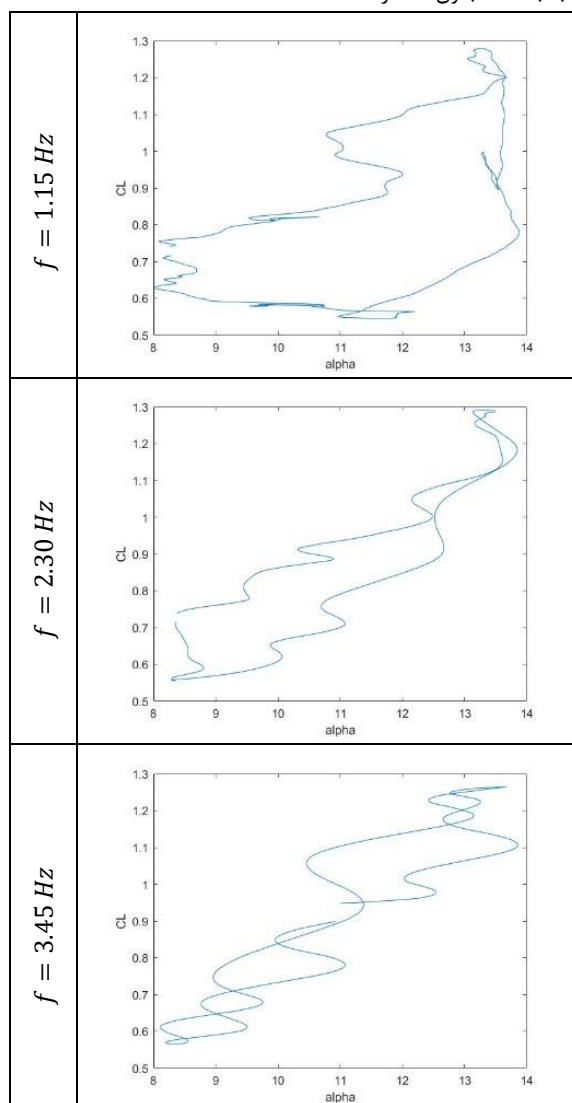
شکل ۱۱ نمودار ضریب برآ در فرکانس نوسان ۲/۵ هرتز و سرعت ۵، ۷/۶ و ۱۵/۲ متر بر ثانیه با عملگر پلاسمایی

۴- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش جریان در دو حالت بدون نوسان و با نوسان پیش‌مورد توجه قرار گرفت. در فاز اول آزمایش که شامل جریان بدون نوسان بود نتایج به‌دست آمده از عملگرهای پلاسمایی بر روی ایرفویل در زوایای حمله پیش از واماندگی تاثیر مثبتی بر جریان داشتند که این تاثیر در بیشترین حالت در فرکانس و ولتاژ مشخصی صورت گرفت و در ادامه بررسی‌های صورت گرفته، از آن عملگر به عنوان عملگر بهینه و عملگر مورد بررسی یاد شد. همچنین در جریان‌های بدون نوسان عملگرهای پلاسمایی در این ایرفویل تاثیری در تغییر زاویه واماندگی استاتیکی نداشتند و در اکثر عملگرها نیز مقدار حداکثر ضریب برآ را کاهش دادند که این موضوع می‌تواند ناشی از نصب این عملگرها در ناحیه‌ای از ایرفویل باشد که جریان پیش از آن دچار

های هیستریزس در یک سیکل رفت و برگشتی نداشته‌اند، اما با روشن بودن عملگرهای پلاسمایی در حداکثر ضریب برآ و زاویه واماندگی تغییراتی مشاهده شده است.

در این نمودارها حداکثر ضریب برآ در تمامی فرکانس‌های نوسان افزایش داشته و حداکثر افزایش در جریان با فرکانس نوسان ۲/۳ هرتز و فرکانس کاهش یافته ۰/۰۵ به میزان ۷ درصد افزایش مشاهده شده است که این جریان، یک جریان شبه پایا است. همچنین در زاویه واماندگی دینامیکی نیز، عملگرهای پلاسمایی تاثیری بر عملکرد ایرفویل نداشته و زاویه واماندگی مشابه با حالت بدون عملگر است.



شکل ۱۰ نمودار ضریب برآ در سرعت ۷ متر بر ثانیه و فرکانس نوسان ۱/۱۵، ۲/۳۰ و ۳/۴۵ هرتز با عملگر پلاسمایی

در شکل‌های ۱۱ تاثیر عملگر پلاسمایی بهینه بر جریان ناپایا با تغییر در سرعت جریان مورد توجه قرار گرفته است. در این حالت نیز افزایش در سرعت جریان موجب بیشتر شدن ضریب برآ گردیده است. همچنین با توجه به ثابت ماندن فرکانس نوسان جریان در این بررسی، تغییری در شکل نمودار هیستریزس مشاهده نشده است. نکته قابل توجه در این زمینه همچون حالت پیشین، بیشترین تاثیر عملگرهای پلاسمایی در فرکانس کاهش یافته به میزان ۰/۰۵ است، که این فرکانس کاهش یافته برابر با همان حالت شبه

11. Kotsonis, M., R. Pul, and L.L. Veldhuis. *Experimental study on airfoil circulation control using plasma actuators*. in 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2013.
12. Thomas, F.O., A. Kozlov, and T.C. Corke, *Plasma actuators for cylinder flow control and noise reduction*. AIAA journal, 2008. **46**(8): p. 1921-1931.
13. Walker, S. and T. Segawa, *Mitigation of flow separation using DBD plasma actuators on airfoils: A tool for more efficient wind turbine operation*. Renewable Energy, 2012. **42**: p. 105-110.
14. Kozato, Y., et al., *Flow control of a rectangular jet by DBD plasma actuators*. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2016. **62**: p. 33-43.
15. Singhal, A., et al., *Control of dynamic stall over a NACA 0015 airfoil using plasma actuators*. AIAA Journal, 2018. **56**(1): p. 78-89.
16. Yongqiang, T., et al., *Experimental study of an anti-icing method over an airfoil based on pulsed dielectric barrier discharge plasma*. Chinese Journal of Aeronautics, 2018. **31**(7): p. 1449-1460.
17. Iranshahi, K. and M. Mani, *Dielectric barrier discharge actuators employed as alternative to conventional high-lift devices*. Journal of Aircraft, 2018. **55**(5): p. 2104-2113.
18. Guoqiang, L., et al., *Experimental investigation of dynamic stall flow control for wind turbine airfoils using a plasma actuator*. Energy, 2019. **185**: p. 90-101.
19. Al-Sadawi, L., T.P. Chong, and J.-H. Kim, *Aerodynamic noise reduction by plasma actuators for a flat plate with blunt trailing edge*. Journal of Sound and Vibration, 2019. **439**: p. 173-193.

جدایش شده و این عملگرها در واقعیت موجب تقویت درجدایش جریان شده‌اند. در فاز دوم آزمایش که شامل بررسی عوامل تاثیر گذار بر ناپایداری جریان و نیز بررسی تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر آن بود مشخص گردید که فرکانس نوسان جریان بر عملکرد ایرفویل‌ها چه با عملگر و چه بدون عملگرهای پلاسمایی تاثیر چشمگیری دارند. در واقع با افزایش در فرکانس نوسان، جریان فرصت جدا شدن از سطح و چسبیدن مجدد به سطح را از دست می‌دهند که این موضوع باعث نزدیک تر شدن رفتار حالت بدون نوسان با جریان با فرکانس بالا می‌شود که این موضوع در بررسی‌های صورت گرفته در نمودارهای هیستریزیس به خوبی مشخص گردید. همچنین تغییر در فرکانس نوسان، تاثیر اصلی و عمده‌ای بر زاویه واماندگی دینامیکی داشته و بر خلاف تغییر در سرعت که تاثیر اصلی خود را بر حداکثر ضریب برآ می‌گذارد، تغییر در فرکانس نوسان تاثیر چندانی بر حداکثر ضریب برآ نداشته و این مقادیر در فرکانس‌های متفاوت تقریباً برابر هستند. همچنین در بررسی تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر جریان پایا، شبه پایا و کاملاً ناپایا مشخص گردید هم در افزایش زاویه واماندگی دینامیکی و هم در افزایش حداکثر ضریب برآ در نتیجه افزایش در سرعت، بیشترین و بهینه ترین عملکرد این عملگرها در جریان شبه پایا رخ داده است.

مراجع

1. Roth, J., D. Sherman, and S. Wilkinson. *Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma*. in 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1998.
2. Rossow, V.J., *Lift enhancement by an externally trapped vortex*. Journal of Aircraft, 1978. **15**(9): p. 618-625.
3. Yadlin, Y. and A. Shmilovich. *Lift enhancement for upper surface blowing airplanes*. in 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2013.
4. Kosin, R.E., *Laminar flow control by suction as applied to the x-21a airplane*. Journal of Aircraft, 1965. **2**(5): p. 384-390.
5. Weierman, J. and J. Jacob. *Winglet design and optimization for UAVs*. in 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2010.
6. Ibrahim, I. and M. Skote, *Simulating plasma actuators in a channel flow configuration by utilizing the modified Suzen-Huang model*. Computers & Fluids, 2014. **99**: p. 144-155.
7. Thomas, F.O., et al., *Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active aerodynamic flow control*. AIAA journal, 2009. **47**(9): p. 2169-2178.
8. Post, M.L. and T.C. Corke, *Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators*. AIAA journal, 2004. **42**(11): p. 2177-2184.
9. Patel, M.P., et al., *Plasma actuators for hingeless aerodynamic control of an unmanned air vehicle*. Journal of Aircraft, 2007. **44**(4): p. 1264-1274.
10. Greenblatt, D., M. Schulman, and A. Ben-Harav, *Vertical axis wind turbine performance enhancement using plasma actuators*. Renewable Energy, 2012. **37**(1): p. 345-354.