

مقاله علمی - پژوهشی

بررسی تجربی مشخصات هندسی پره‌های مختلف به منظور کنترل گردابه نوک بال

مصطفی کاظمی^۱، پریسا قانونی^۲، مهدی شریفی^۳، محمود مانی^{۴*}

۱، ۲ و ۴- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۳- دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه قم

*تهران، خیابان حافظ، پلاک ۳۵۰

mani@aut.ac.ir

در این پژوهش بر استفاده از وینگلت‌های پره‌ای به منظور کنترل گردابه نوک بال هواپیما تمرکز شده است. هدف اصلی این تحقیق بررسی مشخصات هندسی مؤثر بر شکل پره‌های به کار رفته به عنوان وینگلت و بررسی تجربی تاثیر آن‌ها بر ضرایب برآ، پسا و کارایی آیرودینامیکی هواپیما است. ۷ پره مختلف با تمرکز بر تغییرات دهانه پره‌ها، تعداد پره‌ها و شکل پره‌ها انتخاب و در تونل باد آزمایش شدند. نیروهای برآ و پسا در آزمایش‌ها با استفاده از یک دستگاه بالانس خارجی سه‌محوره به صورت مستقیم اندازه‌گیری شدند. محل قرارگیری و نصب پره‌ها از سایر مطالعات انتخاب شده و مشخصات هندسی آن‌ها تحت بررسی قرار گرفته‌اند. بال متناهی با بالواره ناکا ۴۱۲(۱)۶۴، دو پره یکسان با دهانه‌های متفاوت، دو پره یکسان با تعداد پره‌های متفاوت و سه پره با شکل‌های آیرودینامیک مختلف از منظر زوایای نصب و پیش‌نمونه‌های آزمایش بودند. کلیه آزمایش‌ها در رینولدز ۱۰۰ هزار و زوایای حمله منفی ۴ درجه تا مثبت ۲۰ درجه انجام پذیرفته است. نتایج حاصله نشان دادند که حضور وینگلت‌های پره‌ای توانسته ضریب برآ را افزایش داده و منتج به کاهش ضریب پسا شوند. پره‌ها با دهانه‌های بزرگتر منجر به افزایش کارایی آیرودینامیکی بال می‌شدند هرچند که ضریب پسا را نیز افزایش می‌دادند در حالی که تاثیر تعداد پره‌ها در زوایای حمله مختلف متفاوت بوده است. از نتایج استنباط می‌شود که استفاده از پره‌هایی با آیرودینامیک مطلوب توانسته کارایی آیرودینامیکی را تا بیش از دو برابر افزایش دهد و همچنین واماندگی بال را تا بعد از زاویه حمله ۲۰ درجه به تاخیر بیندازد.

واژه‌های کلیدی: گردابه نوک بال، بال متناهی، وینگلت، تونل باد

مقدمه

اصلی در این زمینه می‌توان به هزینه‌ی بالای سوخت، الزام به آلاینده‌های کمتر، و نیاز به هواپیمای سازگار با محیط زیست برای کاهش تاثیرات گرمایش جهانی اشاره کرد. [۱] در مهندسی هوافضا، کاهش نیروی پسا چالش بسیار بزرگی است بنابراین هنوز هم فضا برای بهبود و خلاقیت طراحی‌ها وجود دارد. [۲] جریان روی بال یک هواپیما بصورت جریان سه بعدی است. بدین صورت که مولفه‌ای از جریان در راستای دهانه بال می‌باشد. اختلاف توزیع فشار باعث ایجاد

سازندگان هواپیما تحت فشار رو به رشد بهبود کارایی هواپیما به دلیل افزایش هزینه‌ها و بحران‌های محیط‌زیستی بوده‌اند. از دلایل

۱. دانشجوی دکتری

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد

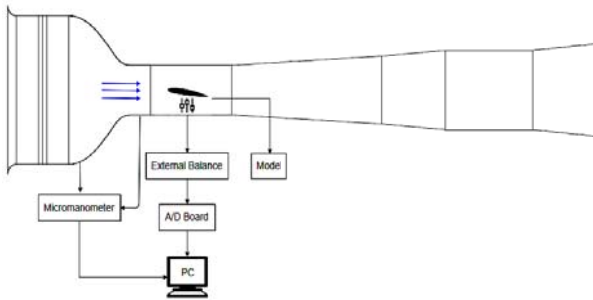
۳. استادیار

۴. استاد (نویسنده مخاطب)

سرعت سنج تصویری ذرات و بالانس افزایش عملکرد آیرودینامیکی توسط وینگلت را نیز تایید کردند. درحقیقت، مفهوم وینگلت برای اولین بار در اواخر قرن هجدهم میلادی توسط آیرودینامیست بریتانیایی فردریک لچستر مطرح گردید و توسعه داده شد. او عقیده داشت که یک سطح عمودی در نوک بال میتواند با کنترل کردن اندازه و قدرت گردابه‌های نوک بال نیروی پسا را کاهش دهد. افزایش درگ ناشی از جدایش جریان از روی سطح بال و درگ پوسته ای به قدری بود که نتایج مورد انتظار او در واقعیت روی نداد. مدت‌ها بعد از لچستر، مهندسی مرکز تحقیقاتی لانگلی با خواندن مقاله‌ای علمی در رابطه با پرنده‌هایی که برای کنترل پرواز از پرهای نوک بال استفاده می‌کنند، در حوزه‌ی کاهش پسای القایی و افزایش کارایی هواپیما، کار ناتمام لچستر را از سر گرفتند و مفهوم وینگلت را برای بار دیگر در اواخر قرن بیستم به صورت کاربردی و دقیق مطرح نمودند. [۸] انواع گوناگونی از وینگلت برای افزایش راندمان هواپیما توسعه یافته است که البته انتخاب نوع آن بستگی به شرایط پرواز و نوع هواپیما دارد. هواپیماهای مسافری تجاری بیشتر عمر کاری خود را در حالت پرواز کروز می‌گذرانند، بنا براین این الزام پیش می‌آید که همه‌ی شکل‌های نوک بال در این حالت آزمایش شوند تا هدف اصلی خود را عملی سازند. [۹] در حوزه کاربرد وینگلت بر روی هواپیماها مطالعات و بررسی‌های متعدد تجربی و عددی صورت گرفته است. هالپرت و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۱۰ پارامترهای مختلف طراحی و نصب وینگلت شیبدار را در تونل باد بر روی هواپیمای KC-135R تست کردند. نتایج حاکی از آن بود که وجود وینگلت باعث افزایش برد و مداومت پروازی این پرنده به میزان ۶ تا ۱۲ درصد شده است، همچنین میزان مصرف سوخت تا ۸ درصد کاهش یافته است. گاوریلویچ و همکاران [۱۱] نیز در سال ۲۰۱۵ تاثیر شکل‌های مختلف وینگلت‌های معمول بر روی هواپیماها اعم از خمیده، نرده‌ای، پیچشی را به صورت عددی مقایسه و بررسی کردند و نهایتاً توانستند در بهترین حالت نسبت ضریب برآ به پسا را تا ۱۵ درصد افزایش بدهند. سپس در همین راستا نارایان و جان در سال ۲۰۱۶ تاثیر سه شکل متفاوت وینگلت بر روی پسای ناشی از برآ را بصورت عددی بررسی کردند و نتیجه گرفتند که استفاده از وینگلت شبکه‌ای سه تایی بهینه‌ترین عملکرد به لحاظ بازدهی آیرودینامیکی را دارد. [۱۲] در سال ۲۰۱۱، آزلین و همکاران [۱۳] طی یک بررسی عددی تاثیر دو شکل مختلف وینگلت دایروی و بیضوی بر روی ضرایب آیرودینامیکی بال یا مقطع NACA 653218 را بررسی کردند که با توجه به نتایج، وینگلت بیضوی با افزایش ضریب برآ به میزان ۸ درصد و بهترین نسبت برآ به پسا به عنوان بهترین شکل معرفی می‌شود. علاوه بر مطالعه شکل‌های متعارف وینگلت، نوع دیگری از وینگلت به نام وینگلت توربینی نیز مورد توجه دانشمندان بوده است که توسط پترسون برای اولین بار مطرح شد. [۱۴]

نیروی برآ می‌شود، همچنین این اختلاف فشار بین دو سطح بالا و پایین بال جریان با فشار بالای پایین بال را به سمت قسمت روی بال هدایت کرده و باعث تولید گردابه در هردو نوک بال هواپیما می‌شود. [۳] درهوانوردی، وجود و ماندگاری این حالت گردابه‌ای خطرانی را برای ترافیک هوایی در فرودگاه‌ها در پی دارد به گونه‌ای که به طور میانگین زمان لازم برای تحلیل رفتن و ضعیف شدن آن در حدود دو دقیقه تخمین زده شده است. این فاصله‌ی زمانی دو دقیقه‌ای در واقع فاصله‌ی زمانی بین دو فرود یا دو برخاست هواپیما در نظر گرفته میشود. [۴] این گردابه‌ها نهایتاً منجر به تولید نیروی پسای القایی میشوند که کاهش این نیرو از ملزومات طراحی به حساب می‌آید. با کاهش این نیرو میتوان مصرف سوخت را کاهش و مسافت پروازی هواپیما را افزایش داد. در واقع عوامل محیط زیستی و هزینه‌های عملکردی در حال افزایش، صنعت را به یافتن راهکاری برای افزایش راندمان و بازدهی حمل و نقل هوایی تجاری سوق داد که به نوبه خود به ظهور روش‌های خلاقانه به منظور کاهش پسای القایی انجامیده است. [۵]

از روش‌های اولیه کاهش نیروی پسای ناشی از گردابه‌های نوک بال میتوان به توزیع نیرو بیضوی، افزایش نسبت منطری/دهانه بال و ضریب برآ کمتر یا وزن کمتر اشاره نمود. افزایش بیشتر دهانه بال یا نسبت منطری به دلیل پناهی‌های سازه‌ای کارآمد و لذا امکان پذیر نیست. همچنین میزان ضریب برآ کمتر نیازمند بال بزرگ‌تر است که به نوبه خود وزن و در نتیجه نیروی پسا حاصل از چسبندگی را افزایش میدهد. نهایتاً، استفاده از ابزارآلات نوک بال یکی از راه‌های کاهش نیروی پسای القایی می‌باشد که بسته به طراحی بال و نیروی وارد شده بر نوک بال می‌تواند از پنج درصد تا پانزده درصد منتج به کاهش نیروی پسا شود. افزایش دهانه بال منجر به افزایش گشتاور خمشی در ریشه بال و در نتیجه نیاز به سازه سنگین‌تری برای تحمل تنش‌های بیشتر را باعث میشود. [۶] همین موضوع دلیل اصلی استفاده از وینگلت می‌باشد، زیرا وینگلت بدون تغییر قابل توجه در مقادیر تنش موجود بر روی سازه و وزن بال، نسبت منطری موثر را افزایش و با کاهش انرژی گردابه نوک بال، و در نتیجه کاهش نیروی پسای القایی تولید شده توسط گردابه‌ی نوک بال بازدهی و کارایی هواپیما (نسبت برآ به پسا) را افزایش می‌دهد و افزایش چشمگیری در راندمان مصرف سوخت، برد پروازی، تعادل و کنترل بهتر هواپیما را نتیجه میدهد. که برای خطوط هواپیمایی به معنی میلیون‌ها دلار صرفه جویی در هزینه‌ی مصرف سوخت می‌باشد که موجب کاربرد گسترده‌ی آن در انواع هواپیماهای مدرن و امروزی گردیده است. [۴] سون و چانگ [۷] در سال ۲۰۱۲ با آشکارسازی جریان به روش سیم دود توانستند تاثیر وینگلت ویتکامب در کاهش قدرت گردابه‌های نوک بال را به خوبی نشان دهند. همچنین آن‌ها با استفاده از ابزار



شکل ۲- شماتیک تونل باد و ستاپ آزمایش



شکل ۳- تصویر بال نصب شده و بالانس خارجی در تونل باد

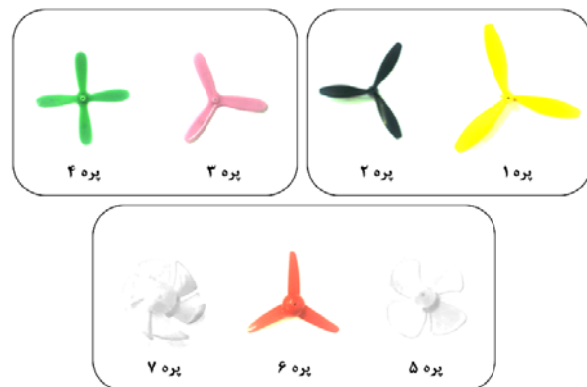
پره ۳ و پره ۴ که با هدف بررسی تعداد پرها انتخاب شدند، دارای مشخصات هندسی یکسان هستند. همچنین سعی شد که این پرها با توجه به اهمیت جریان‌های سه‌بعدی که بر روی هر پره ایجاد می‌شود، ساده‌ترین نوع پرها از منظر تغییر در زوایای نصب و پیچش باشند. پره شماره ۳ دارای ۳ پره و پره شماره ۴ دارای ۴ پره می‌باشد. پره‌های شماره ۵، ۶ و ۷ بدون توجه به مشخصات هندسی پره‌هایی هستند که ایرودینامیک آن‌ها متفاوت است. بدین معنا که هم تعداد پره و هم زوایای پیچش و هم نسبت باریک‌شوندگی در آن‌ها متفاوت است. در نتیجه مشخص خواهد که در صورت استفاده از هر پره چگونه عملکرد بال تغییر می‌کند.

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مدارباز زیرصوت دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی‌تکنیک تهران) انجام گرفته است. این تونل باد از نوع مدارباز مکشی است که دارای مقطع آزمون مستطیلی با ابعاد $1 \times 1 \times 1/8$ متر مکعب است که محدوده سرعت $2/5$ تا 60 متر بر ثانیه را پوشش می‌دهد. با بهره‌گیری از یک نازل با نسبت تراکم ۹ به ۱، یک لایه لانه‌زنبوری و ۳ لایه توری، شدت اغتشاشات تونل باد در مقطع آزمون کمتر از $0/1$ درصد است. برای کنترل سرعت تونل باد از یک میکرومانومتر دیجیتال ساخت شرکت کیمو (KIMO) و نمونه MP120 استفاده شده است که توانایی اندازه‌گیری سرعت با دقت $0/1$ متر بر ثانیه را داراست. نیروی پسا به کمک بالانس خارجی سه محوره ساخت شرکت پلینت (Plint)

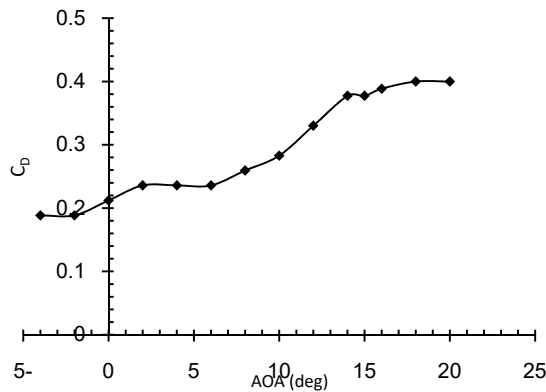
نکته قابل توجه در مجموعه‌ی تحقیقات پیشین این است که بررسی‌ها برای کنترل کنترل گردابه نوک بال به استفاده از انواع وینگلت‌های سنتی محدود شده است و تحقیقی در مورد میزان کارایی وینگلت‌های توربینی به چشم نمی‌خورد در حالی که استفاده از این نوع وینگلت‌ها علاوه بر این که می‌تواند به کاهش تاثیرات سه‌بعدی شده بال‌ها کمک می‌کند، امکان تولید انرژی از چرخش آن‌ها نیز وجود دارد. در این تحقیق، تأثیر قرار دادن وینگلت‌های توربینی بر روی یک بال متناهی به صورت تجربی بررسی شده است. شکل‌های مختلفی از پرها به هدف بررسی تأثیر دهانه پرها، تعداد پرها و شکل ایرودینامیکی پرها از منظر زاویه نصب و پیچش تحت آزمایش قرار گرفتند. هدف اصلی این تحقیق، بررسی تأثیر قراردادن وینگلت‌های توربینی بر روی بال محدود و همچنین تشخیص تأثیر مشخصات هندسی مختلف پره‌های توربین است.

روش و ابزارآلات آزمایش

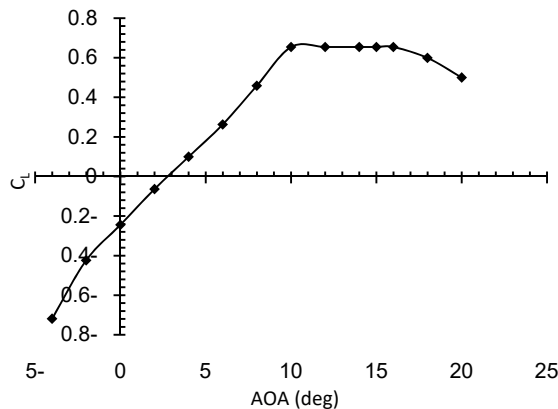
در این تحقیق هفت نمونه پره به همراه یک نمونه بال متناهی برای آزمایش در نظر گرفته شده است. با توجه به اهمیت استفاده از وینگلت‌ها در فاز برخاست و نشست و عطف به این نکته که پرنده‌هایی که در رژیم‌های حدود صوت پرواز می‌کنند معمولاً از ایرفویل‌هایی بهره می‌گیرند که در سرعت‌های پایین عملکرد بهینه‌ای ندارند، در این پژوهش از یک بال مستطیلی متناهی با دهانه 30 سانتی‌متر و وتر 15 سانتی‌متر بهره گرفته شده که نسبت منطری آن $1/5$ می‌باشد. این بال با بالواره ثابت ناکا $64(1)412$ ساخته شده که در رسته بال‌های حدود صوت قرار می‌گیرد. هفت پره منتخب برای آزمایش در در شکل ۱ قابل مشاهده هستند. پره ۱ و ۲ دارای مشخصات هندسی یکسان مانند ایرفویل، زاویه نصب، زاویه پیچش و نسبت باریک‌شوندگی هستند اما تنها دهانه آن‌ها متفاوت است که دهانه پره ۱، بیست و پنج درصد از دهانه پره ۲ بزرگ‌تر است. پره ۱ دارای دهانه 5 سانتی‌متر و پره ۲ دارای دهانه $7/5$ سانتی‌متر می‌باشد.



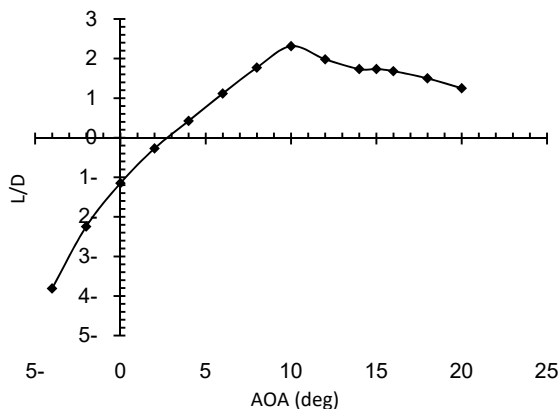
شکل ۱- پره‌های استفاده شده به عنوان نمونه‌های آزمایش



شکل ۴- ضریب پسای مربوط به بال ساده در زوایای حمله مختلف



شکل ۵- ضریب برآی مربوط به بال ساده در زوایای حمله مختلف



شکل ۶- کارایی آیرودینامیکی مربوط به بال ساده در زوایای حمله

اثر تغییر دهانه

شکل ۷ ضرایب پسا مربوط به پره‌های ۱ و ۲ را در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است رفتار بال‌های مختلف یکسان بوده با این تفاوت که مقدار ضریب پسا برای پره ۱ بسیار افزایش یافته است. پره ۱ دارای دهانه

استفاده که از سه لودسل ساخت شرکت اینترفیس (Interface) در آن استفاده شده که توانایی اندازه‌گیری نیروهای پسا، برآ و گشتاور پیچشی را داراست. شماتیک تونل باد و ابزارآلات اندازه‌گیری در شکل ۲ قابل مشاهده است. همچنین تصویر نصب بال درون تونل باد به بالانس خارجی نیز در شکل ۳ قرار گرفته است. با قرار دادن دقت‌های هر سنسور در رابطه (۱) که مربوط به محاسبه ضریب پسا می‌باشد، میزان خطای اندازه‌گیری ضریب پسا در بیشترین حالت ± 0.138 درصد می‌باشد. البته شایان ذکر است که با تکرار آزمایش‌ها، مقدار 0.1 درصد تفاوت در تکرارپذیری ضریب پسا دیده شد که چون مقدار آن از مقدار محاسبه شده برای خطا بیشتر است، مقدار تکرارپذیری به عنوان خطای آزمایش معرفی می‌شود و کلیه اعداد ضریب پسای مطرح‌شده در این پژوهش دارای مقدار خطای ± 0.1 درصد هستند و تغییرات موجود در این محدوده قابل قبول نمی‌باشد

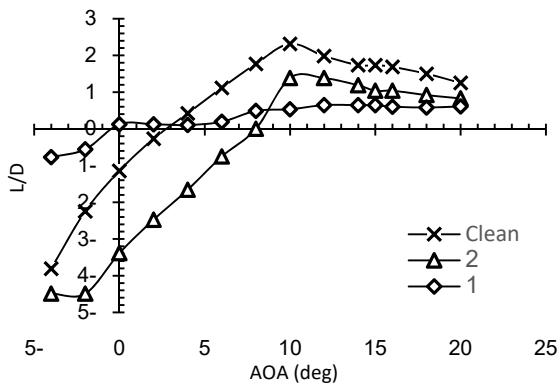
$$C_D = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{F_x}{(P_{SC} - P_{TS})S} \quad (1)$$

نتایج

در این بخش، نتایج مربوط به اندازه‌گیری مستقیم نیروی پسا و برآ و محاسبه ضریب پسا و برآی بال در زوایای حمله مختلف از منفی ۴ درجه تا مثبت ۲۰ درجه قرار گرفته است. نمودارهای ضرایب پسا، برآ و کارایی آیرودینامیکی بر حسب زوایای حمله برای نمونه‌های مختلف و با هدف مقایسه طق موارد مطرح‌شده در بخش‌های قبلی از موضوعات مطرح‌شده در این بخش هستند.

بال ساده

در شکل ۴ ضریب پسای مربوط به بال ساده در زوایای حمله مختلف قرار گرفته است. تغییرات ضریب پسا با زاویه حمله افزایشی است و در زاویه حمله ۱۰ درجه دیده می‌شود که شیب افزایش پسا زیاد می‌شود تا ۱۴ درجه که به مقدار تقریباً ثابتی می‌رسد. با توجه به نمودار مربوط به ضریب برآ که در شکل ۵ قرار گرفته است، دیده می‌شود که از زاویه حمله ۱۰ درجه تا ۱۶ درجه مقدر ضریب برآ ثابت بوده و سپس افت می‌کند. در واقع حدس زده می‌شود که یک واماندگی آرام در این بال وجود داشته که از زاویه ۱۰ درجه آغاز می‌شود. نمودار مربوط به کارایی آیرودینامیکی نیز در شکل ۶ قرار گرفته است. بیشترین کارایی این بال در زاویه حمله ۱۰ درجه بوده است و در زاویه حمله تقریباً برابر با ۳ درجه، برآی آن و در نتیجه کارایی آیرودینامیکی آن صفر می‌شود.

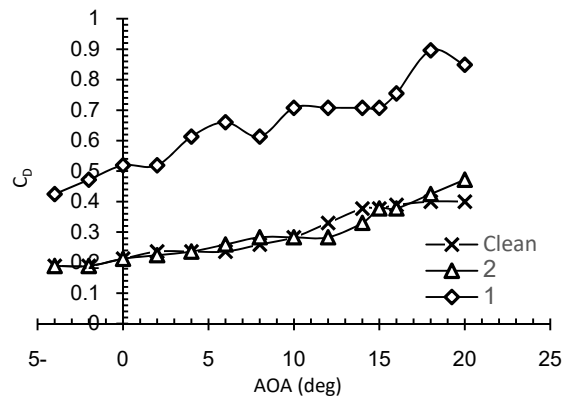


شکل ۹- کارایی آیرودینامیکی مربوط به پره‌های ۱ و ۲ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر دهانه)

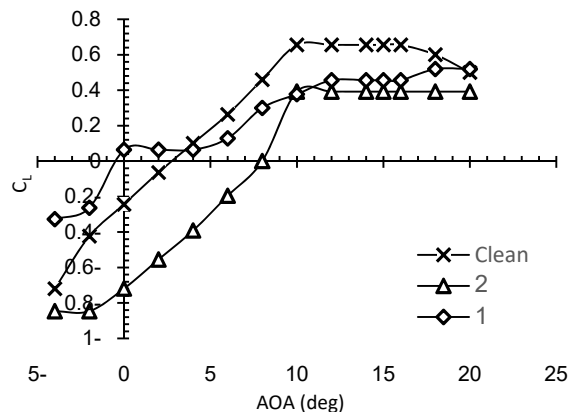
اثر تعداد پره

دو پره با هدف بررسی تعداد پره‌ها با پره‌های مختلف انتخاب شدند با این توجه که دارای مشخصات هندسی یکسان هستند. همچنین سعی شد که این پره‌ها عطف به اهمیت جریان‌های سه‌بعدی که بر روی هر پره ایجاد می‌شود، ساده‌ترین نوع پره‌ها از منظر تغییر در زوایای نصب و پیش‌باشند. پره شماره ۳ دارای ۳ پره و پره شماره ۴ دارای ۴ پره می‌باشد. ضرایب پسا مربوط به این دو پره در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده در شکل ۱۰ رسم شده است. پره ۳ رفتار مشخصی همانند نمودار درجه ۲ که تقریباً بال ساده و پره ۴ از آن پیروی می‌کنند را ندارد. حضور این پره باعث شده در زوایای حمله خارج از بازه ۵ تا ۱۰ درجه بیشتر از مقدار بال ساده است. در حالی که پره ۴ تنها در زوایای حمله کمتر از ۵ درجه از بال ساده پسای بیشتری دارد. بال با پره ۴ در زوایای حمله بیشتر از ۱۰ درجه به مقدار مطلوبی توانسته ضریب پسا را کاهش دهد به گونه‌ای که در زاویه حمله ۱۲ درجه، نزدیک به ۲۰ درصد کاهش در ضریب پسا را به وجود آورده است. همچنین در نمودارهای مربوط به ضرایب برآ که در شکل ۱۱ رسم شده است نیز دیده می‌شود که بال با پره ۳ در زاویه حمله ۱۰ درجه دچار واماندگی نشده و ضریب برآ ثابتی را تجربه می‌کند به گونه‌ای که حتی افزایش ضریب برآ بعد از ۱۸ درجه نیز دیده می‌شود. این موضوع نشان می‌دهد که تا زاویه حمله ۲۰ درجه که در این مجموعه آزمایش‌ها به آن پرداخته شده است، بال با پره ۳ دچار واماندگی نمی‌شود. در حالی که بال با پره ۴ نیز تقریباً همین رفتار را دارد با این تفاوت که در ۱۶ درجه واماندگی شدیدی را تجربه می‌کند. البته لازم به ذکر است که در زوایای منفی رفتار بال با پره ۳ از بال با پره ۴ بهتر است. نمودارهای مربوط به کارایی آیرودینامیکی پره‌های ۱ و ۲ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده در شکل ۱۲ رسم شده است. پره‌ها تقریباً در تمامی زوایای حمله کارایی را بهبود داده‌اند. بال با پره ۳ در زاویه حمله‌های ۵ تا ۱۰ بهترین عملکرد را داشته است در

بزرگتر بوده در نتیجه سطح مقطع مقابل جریان آن بیشتر است که نتیجه‌ی آن پسای بیشتر با استفاده از این نوع وینگلت است. نمودار ضرایب برآی مربوط به پره‌های ۱ و ۲ نیز در مقایسه با بال ساده در زوایای حمله مختلف در شکل ۸ رسم شده است. ضرایب برآی بال‌هایی که وینگلت‌های توربینی دارند بر خلاف بال ساده رفتار خطی در ناحیه پیش از واماندگی ندارند. پره ۱ در زوایای حمله کمتر از ۴ درجه توانسته ضریب برآ را افزایش دهد در حالی که پره ۲ در تمامی زوایای حمله ضریب برآ را کم کرده است. به طور کلی مشاهده می‌شود که پره ۱ که دهانه بزرگتری دارد رفتار بهتری در ضریب برآ از خود نشان می‌دهد. با توجه به نمودار رسم‌شده در شکل ۹ که کارایی آیرودینامیکی مربوط به پره‌های ۱ و ۲ در زوایای حمله مختلف می‌باشد، تنها پره ۱ در دو زاویه حمله ۰ و ۲ درجه و زوایای منفی و انبساطی کارایی بهتری داشته باشد که این موضوع نشان می‌دهد استفاده از پره با دهانه بزرگتر از منظر کارایی بهتر بوده هرچند که ضریب پسا را افزایش می‌دهد و همچنین با توجه به زوایایی که کارایی بهتر شده است، می‌توان چنین تفسیر کرد که استفاده از این نوع وینگلت در فاز نشست می‌تواند مفید باشد.



شکل ۷- ضرایب پسا مربوط به پره‌های ۱ و ۲ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر دهانه)

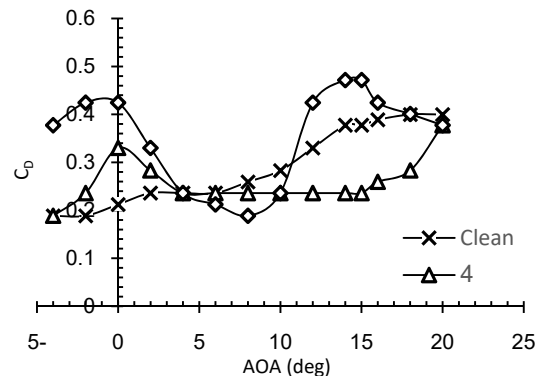


شکل ۸- ضرایب برآ مربوط به پره‌های ۱ و ۲ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر دهانه)

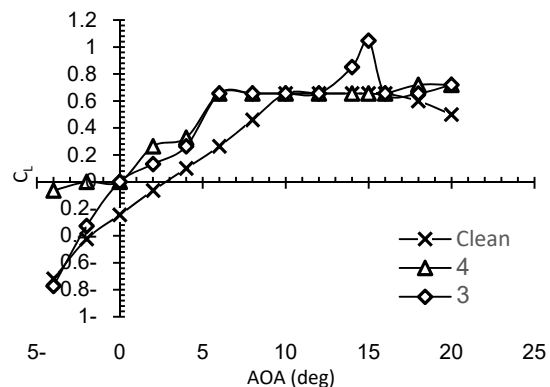
اثر آیرودینامیک پره‌ها

در شکل ۱۳ ضرایب پسا مربوط به بال به همراه پره‌های ۵، ۶ و ۷ در مقایسه با بال ساده در زوایای حمله مختلف رسم شده است. تاثیر پره‌هایی که شکل آیرودینامیکی دارند سبب شده تا رفتار نمودارهای ضریب پسا با زاویه حمله از رفتارهای معمول بال‌ها که نزدیک به نمودار سهموی است پیروی نکند. پره شماره ۵ که دارای چهار پره با زاویه پیش کم است بدترین عملکرد را از منظر ضریب پسا نشان می‌دهد و تقریباً در تمامی زوایای حمله بیشترین ضریب پسا را داراست. پره‌ی شماره ۶ در زوایای حمله کمتر از ۴ درجه به مقدار زیادی ضریب پسا را افزایش داده است به گونه‌ای که تقریباً ضریب پسا را دو برابر کرده است اما در زوایای حمله ۶ به بعد مقدار پسا را به مقدار مطلوبی کاهش داده است به گونه‌ای که در زاویه حمله ۱۰ درجه ۲۵ درصد پسا را کاهش داده است. همین رفتار در بال با پره شماره ۷ نیز دیده می‌شود، با این تفاوت که تا زاویه حمله ۱۰ درجه ضریب پسا از حالت ساده بیشتر بوده و در زوایای حمله بیشتر ضریب پسای بال با پره شماره از بال ساده کمتر شده است. در مجموع می‌توان برداشت کرد که از منظر ضریب پسا بال شماره ۷ که دارای ۵ پره و زاویه پیش و نسبت باریک‌شوندگی بزرگ‌تر از ۱ دارد، عملکرد بهتری از خود نشان می‌دهد. در شکل ۱۴ ضریب برآی مربوط به بال‌هایی که با پره‌های ۵، ۶ و ۷ تجهیز شده‌اند در مقایسه با بال ساده در زوایای حمله مختلف رسم شده است. پره شماره ۶ از سایر بال‌ها دارای ضریب برآی بیشتری است و تقریباً در تمامی زوایای حمله توانسته برآی را افزایش دهد. همانطور که در شکل قابل مشاهده است بال با پره شماره ۶ دچار واماندگی نمی‌شود و حتی بعد از زوایای ۱۵ درجه نیز افزایش ناگهانی در برآی خواهد داشت. این رفتار که بال دچار واماندگی نشود در نمودار ضریب برآی بال با پره شماره ۷ نیز دیده نمی‌شود هرچند که مقدار برآی آن از سایر بال‌ها کمتر است. پیش‌بینی می‌شود که در این بال‌ها هنگامی که بال دچار جدایش از لبه حمله می‌شود ریزش گردابه‌ها به نحوی خواهد بود که چرخش را در پره‌های مطرح‌شده بیشتر می‌کند و این چرخش‌ها منجر به ایجاد جریان‌های گردابه‌ای در ناحیه دنباله بال می‌شوند و نواحی‌ای که جدایش جریان وجود دارد را از منظر انرژی بهبود می‌بخشد. نمودار مربوط به پره شماره ۵ نشان می‌دهد که واماندگی نسبت به بال ساده در زاویه حمله بالاتری رخ داده در حالی که به صورت ناگهانی رخ می‌دهد. می‌توان چنین استنباط نمود که حضور این پره به کنترل جدایش پشت بال کمک می‌کند اما در زاویه‌ای خود پره نیز دچار واماندگی می‌شود و همین موضوع سبب شده که افت ناگهانی در ضریب برآی

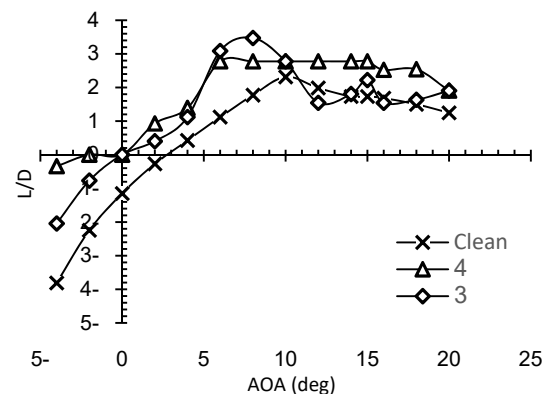
حالی که در زوایای حمله قبل یا بعد از آن بال با پره ۴ بهتر است. به طور کلی می‌توان چنین برداشت نمود که تاثیر تعداد پره‌ها همانند تاثیر دهانه یکنواخت و مستقیم نیست و با تغییر زاویه حمله تاثیر آن متفاوت خواهد بود. ممکن است دلیل این موضوع قدرت گردابه‌های ایجادشده در زوایای حمله مختلف باشد که منتج به تاثیرات متفاوت وینگلت‌های توربینی می‌شود.



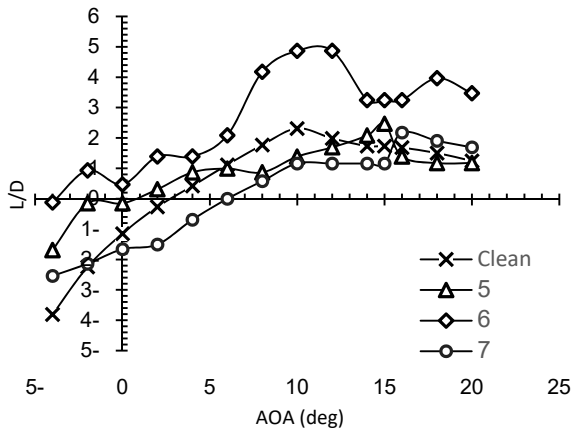
شکل ۱۰- ضرایب پسا مربوط به پره‌های ۳ و ۴ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر تعداد پره)



شکل ۱۱- ضرایب برآی مربوط به پره‌های ۳ و ۴ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر تعداد پره)



شکل ۱۲- کارایی آیرودینامیکی مربوط به پره‌های ۳ و ۴ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر تعداد پره)



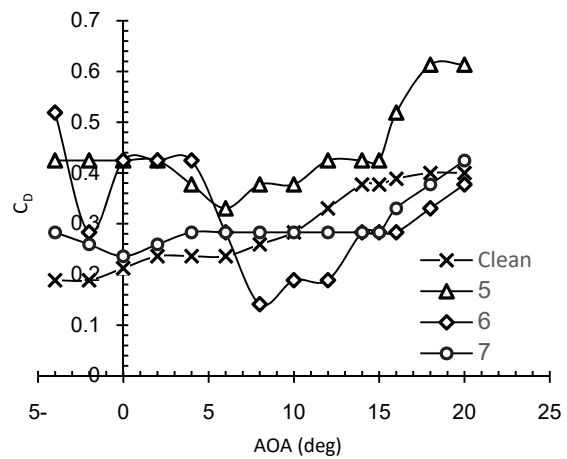
شکل ۱۵- کارایی آیرودینامیکی مربوط به پره‌های ۵، ۶ و ۷ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر آیرودینامیک پره‌ها)

نتیجه‌گیری

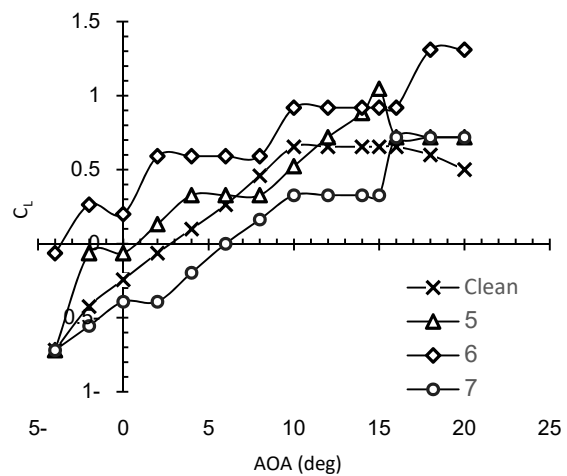
تمرکز اصلی پژوهش بر استفاده از وینگلت‌های توربینی به منظور کنترل گردابه نوک بال هواپیما بوده است. هدف اصلی این تحقیق بررسی مشخصات هندسی مؤثر بر شکل پره‌های به کار رفته به عنوان وینگلت و بررسی تجربی تاثیر آن‌ها بر ضرایب برآ و پسای هواپیما و کارایی آیرودینامیکی آن بود. ۷ پره مختلف با تمرکز بر تغییرات دهانه پره‌ها، تعداد پره‌ها و شکل پره‌ها انتخاب و در تونل باد آزمایش شدند. نیروهای برآ و پسا در آزمایش‌های تونل باد با استفاده از یک دستگاه بالانس خارجی سه‌محوره به صورت مستقیم اندازه‌گیری شدند. محل قرارگیری و نصب پره‌ها از سایر مطالعات انتخاب شده و مشخصات هندسی آن‌ها تحت بررسی قرار گرفته‌اند. بال متناهی با بالواره ناکا ۶۴(۱)۴۱۲، دو پره یکسان با دهانه‌های متفاوت، دو پره یکسان با تعداد پره‌های متفاوت و سه پره با شکل‌های آیرودینامیک مختلف از منظر زوایای نصب و پیچش نمونه‌های آزمایش بودند. کلیه آزمایش‌ها در رینولتز ۱۰۰ و زوایای حمله منفی ۴ درجه تا مثبت ۲۰ درجه انجام پذیرفته است. با بررسی نمودارهای ضرایب پسا، برآ و کارایی آیرودینامیکی بر حسب زاویه حمله برای هر هفت بال مختلف در مقایسه با بال ساده، نتایج زیر حاصل شدند.

۱. کنترل گردابه نوک بال به کمک وینگلت‌های توربینی با توجه به نتایج کسب‌شده توانسته است تا مقدار مطلوبی کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ در یک بال متناهی با ضریب منطری پایین و ایرفویل حدود صوتی داشته باشد که مصادف با کاهش مصرف سوخت، کاهش طول برخاست و نشست جسم پرنده خواهد بود. با توجه به این موضوع که این پره‌ها با چرخیدن کنترل جریان را انجام می‌داند می‌توان از چرخش آن‌ها به جهت تولید انرژی نیز بهره برد.

دیده شود. به طور کلی عملکرد پره شماره ۶ از منظر بهبود ضریب برآ بسیار مطلوب بوده است. در شکل ۱۵ تغییرات کارایی آیرودینامیکی بال‌های شامل پره‌های ۵، ۶ و ۷ در مقایسه با بال ساده در زوایای حمله مختلف رسم شده است. با مقدار مطلوبی در تمامی زوایای حمله بال شماره ۶ دارای بیشترین کارایی آیرودینامیکی است. این بال که پیش از این دیده شد تا زاویه حمله ۲۰ درجه و اماندگی ندارد، در زوایای حمله بالا عملکردش کمی افت می‌کند و بهترین عملکرد را در بازه ۵ تا ۱۰ درجه داراست. سپس بال به همراه پره شماره ۷ تا زاویه حمله ۵ درجه بهترین عملکرد را داراست در حالی که بال با پره شماره ۷ تنها در زوایای بیشتر از ۱۵ درجه عملکرد بهتری از بال ساده دارد.



شکل ۱۳- ضرایب پسا مربوط به پره‌های ۵، ۶ و ۷ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر آیرودینامیک پره‌ها)



شکل ۱۴- ضرایب برآ مربوط به پره‌های ۵، ۶ و ۷ در زوایای حمله مختلف در مقایسه با بال ساده (بررسی اثر آیرودینامیک پره‌ها)

پسا بال شماره ۷ که دارای ۵ پره و زاویه پیش و نسبت باریک‌شوندگی بزرگ‌تر از ۱ دارد، عملکرد بهتری از خود نشان می‌دهد. پره شماره ۶ از سایر بال‌ها دارای ضریب برآی بیشتری است و تقریباً در تمامی زوایای حمله توانسته برآ را افزایش ده. بال با پره شماره ۶ دچار واماندگی نمی‌شود و حتی بعد از زوایای ۱۵ درجه نیز افزایش ناگهانی در برآ خواهد داشت. در صورتی که در پره شماره ۵ زاویه واماندگی نسبت به بال ساده در زاویه حمله بالاتری رخ داده و به صورت ناگهانی اتفاق می‌افتد. به طور کلی عملکرد پره شماره ۶ از منظر بهبود ضریب برآ بسیار مطلوب بوده است. همچنین این پره با مقدار مطلوبی در تمامی زوایای حمله دارای بیشترین کارایی آیرودینامیکی است.

در مجموع عملکرد استفاده از وینگلت‌های توربینی مطلوب بوده است و پارامترهایی از ویژگی‌های آیرودینامیکی موثر بر آن‌ها نیز بررسی شد و می‌توان انجام تحقیقاتی در موضوعاتی مانند میزان تولید انرژی از چرخش آن‌ها، طراحی مکانیزم‌های مربوطه برای اتصال به بال و طراحی توربین‌های با راندمان بالا به هدف کنترل بهینه گردابه نوک بال را در ادامه این پژوهش مفید دانست.

مراجع

- [1] U. La Roche and H. L. La Roche, "Induced Drag Reduction Using Multiple Winglets, Looking Beyond the Prandtl-Munk Linear Model," in *2nd AIAA Flow Control Conference*, 2004, p. 2120.
- [2] D. Bushnell, "Aircraft drag reduction—a review," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 217, no. 1, pp. 1-18, 2003.
- [3] J. D. Anderson Jr, *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [4] K. A. Al Sidairi and G. Rameshkumar, "Design of Winglet Device for Aircraft," *International Journal of Multidisciplinary Sciences and Engineering*, vol. 7, no. 1, 2016.
- [5] M. A. Cancino Queirolo, "Impact of Morphing Winglets on Aircraft Performance," 2018.
- [6] P. Pragati and S. Baskar, "Aerodynamic analysis of blended winglet for low speed aircraft," in *Proceedings of the World Congress on Engineering*, 2015, vol. 2.
- [7] M. H. Sohn and J. W. Chang, "Visualization and PIV study of wing-tip vortices for three different tip configurations," *Aerospace Science and Technology*, vol. 16, no. 1, pp. 40-46, 2012.
- [8] P. Paudel, "Aerodynamic aspects in the development of morphing winglet for a regional aircraft," *Dept. App. Sci. Aerospace. Eng. Ryerson University*, 2013.

۲. پره ۱ که دارای دهانه بزرگتری از پره ۲ و با همان ویژگی‌های هندسی بوده است ضریب پسای بزرگتری داشته که علت آن می‌تواند به سطح مقطع در مقابل جریان بزرگتر آن بازگردد در حالی که پره ۱ در زوایای حمله کمتر از ۴ درجه توانسته ضریب برآ را افزایش دهد و پره ۲ در تمامی زوایای حمله ضریب برآ کم کرده است. پره ۱ در زوایای حمله کمتر از ۲ درجه و زوایای حمله منفی توانسته کارایی بهتری داشته باشد که این موضوع نشان می‌دهد استفاده از پره با دهانه بزرگتر از منظر کارایی در این زوایا بهتر بوده هرچند که ضریب پسا را افزایش می‌دهد و همچنین با توجه به زوایایی که کارایی بهتر شده است، می‌توان چنین تفسیر کرد که استفاده از این نوع وینگلت در فاز نشست پرواز می‌تواند مفید باشد. به طور کلی می‌توان بیان داشت که استفاده از پره با دهانه بزرگتر پسای بیشتر اما کارایی بهتر را نتیجه می‌دهد.

۳. پره ۳ که با تعداد ۳ پره در مقایسه با پره ۴ با تعداد ۴ پره تحت آزمایش قرار گرفت، سبب شد که در زوایای حمله خارج از بازه ۵ تا ۱۰ درجه ضریب پسا بیشتر از مقدار بال ساده است. در حالی که پره ۴ تنها در زوایای حمله کمتر از ۵ درجه از بال ساده پسای بیشتری دارد به گونه‌ای که حتی بال با پره ۴ در زوایای حمله بیشتر از ۱۰ درجه به مقدار مطلوبی توانسته ضریب پسا را کاهش دهد. نتایج نشان دادند که بال با پره ۳ تا زاویه حمله ۲۰ درجه دچار واماندگی نمی‌شود. در حالی که بال با پره ۴ نیز تقریباً همین رفتار را دارد با این تفاوت که در ۱۶ درجه واماندگی شدیدی را تجربه می‌کند. البته لازم به ذکر است که در زوایای منفی رفتار بال با پره ۳ از بال با پره ۴ بهتر است. پره‌ها تقریباً در تمامی زوایای حمله کارایی را بهبود داده‌اند. بال با پره ۳ در زاویه حمله‌های ۵ تا ۱۰ بهترین عملکرد را داشته است در حالی که در زوایای حمله قبل یا بعد از آن بال با پره ۴ بهتر است. به طور کلی می‌توان چنین برداشت نمود که تاثیر تعداد پره‌ها همانند تاثیر دهانه یکنواخت و مستقیم نیست و با تغییر زاویه حمله تاثیر آن متفاوت خواهد بود.

۴. تاثیر پره‌هایی که شکل آیرودینامیکی خاصی دارند سبب شده تا رفتار نمودارهای ضریب پسا با زاویه حمله از رفتارهای معمول بال‌ها پیروی نکند. پره شماره ۵ که دارای چهار پره با زاویه پیش کم است بدترین عملکرد را از منظر ضریب پسا نشان می‌دهد. پره‌ی شماره ۶ در زوایای حمله کمتر از ۴ درجه به مقدار زیادی ضریب پسا را افزایش داده اما در زوایای حمله ۶ به بعد مقدار پسا را به مقدار مطلوبی کاهش داده است. پره شماره ۷ نیز تا زاویه حمله ۱۰ درجه دارای ضریب پسای بیشتر از حالت ساده بوده و در زوایای حمله بیشتر ضریب پسای آن از بال ساده کمتر شده است. در مجموع می‌توان برداشت کرد که از منظر ضریب

- performance improvement using winglets," *FME Transactions*, vol. 43, no. 1, pp. 1-8, 2015.
- [12] G. Narayan and B. John, "Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings," *Aerospace Science and Technology*, vol. 58, pp. 328-340, 2016.
- [13] M. A. Azlin, C. M. Taib, S. Kasolang, and F. Muhammad, "CFD analysis of winglets at low subsonic flow," in *Proceedings of the World Congress on Engineering*, 2011, vol. 1, pp. 6-8.
- [14] J. C. Patterson Jr, "Wingtip Vortex Turbine," ed: Google Patents, 1990.
- [9] H. S. Helal, E. E. Khalil, O. E. Abdellatif, and G. M. Elhariry, "Aerodynamic Analyses of Aircraft-Blended Winglet Performance," *IOSR J. Mech. Civ. Eng. Ver*, vol. 13, no. 3, pp. 2320-334, 2016.
- [10] J. Halpert, D. Prescott, T. Yechout, and M. Arndt, "Aerodynamic optimization and evaluation of KC-135R winglets, raked wingtips, and a wingspan extension," in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010, p. 57.
- [11] N. N. Gavrilović, B. P. Rašuo, G. S. Dulikravich, and V. B. Parezanović, "Commercial aircraft