

بررسی تجربی اثرات بالک شبکه‌ای بر مشخصات آیرودینامیکی یک مدل بال در عدد رینولدز پایین

علیرضا نادری^۱، حمیدرضا ابراهیمیان^۲، احمد شرفی^{۳*}

۱- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه علوم فنون هوایی شهید ستاری

(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۸/۰۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۲/۳۰)

چکیده

در این تحقیق، به بررسی تجربی اثر بالک شبکه‌ای و اندازه و تعداد انگشتی‌های آن بر روی الگوی جریان سطح بالایی یک مدل بال و همچنین ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسای آن در سرعت پایین پرداخته شده است. بررسی‌ها در سرعت جریان آزاد ۲۴/۷ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز ۱۰۱۰۰۰ است و در زوایای حمله ۲- تا ۲۱ درجه انجام شده‌اند. مدل بال استفاده شده، مستطیل شکل بوده و دارای ضریب منطری ۴/۵۷ می‌باشد. ایرفویل مقطع بال NACA 2306 است. آزمایش‌های تجربی شامل آشکارسازی جریان روی سطح بالایی بال توسط تافت و اندازه‌گیری ضرایب برآ و پسای می‌باشند. نتایج نشان می‌دهند که در زوایای حمله پایین، اضافه نمودن بالک تأثیر چندانی بر ضرایب برآ و پسای ندارد، ولی با افزایش زاویه حمله این تأثیر بیشتر می‌شود. همچنین بیشترین مقدار نیروی برآ و کمترین مقدار نیروی پسای مربوط به حالتی است که ۴ بالک استفاده شده در نوک بال از بلند به کوتاه نسبت به لبه حمله چیده شده‌اند.
واژه‌های کلیدی: بالک شبکه‌ای، ضریب برآ، ضریب پسای القایی، آشکارسازی جریان، عدد رینولدز پایین.

Experimental Investigation of Grid Winglet Effects on Aerodynamic Characteristics of a Wing Model at Low Reynolds Number

Abstract

In this research, a low speed wind tunnel test has been carried out to investigate the effects of adding grid winglet, its size and number of fingers on the flow pattern over the upper surface of a wing model and its aerodynamic coefficients. The investigation has been performed for different angles of attack ranging from -2 to 21 degrees and at a free stream velocity of 24.7 m/sec, corresponding to the Reynolds number of 101000. The model has a rectangular shape with an aspect ratio of 4.75. Wing section airfoil is NACA 23016. Flow visualization is performed using tuft over the upper surface of the wing and lift & drag coefficients are measured. The obtained results show that at low angles of attack (lower than 6 degree), adding the grid winglet has no effect on the lift & drag coefficients. However, at higher angles of attack, its effect increases. Maximum amount of lift and minimum amount of drag is for the case that the grid winglet has 4 fingers sorted from long to short.

Keywords: *Grid Winglet, Lift Coefficient, Induced Drag Coefficient, Flow Visualization, Low Reynolds Number.*

مقدمه

کاهش نیروی پسا از دیرباز مورد توجه اندیشمندان و دانشمندان علوم هوافضا، صنایع خودرو، طراحان ساختمان‌ها، برج‌ها، پل‌ها، و ... قرار گرفته است. در همه موارد سعی بر این بوده تا با استفاده از نمونه‌ها و ترفندهای جدید و نو بتوان از میزان نیروی پسا کاست.

از همان سال‌های ساخت اولتین هواپیما توسط برادران رایت، سعی بر آن بود که شکل خارجی هواپیما به گونه‌ای باشد که کمترین نیروی پسا را ایجاد نماید تا بتوان آن را با حداقل نیروی پیشرانش به جلو راند. پس از آن نیز با پیشرفت روزافزون علم، راهکارهای مختلفی در این زمینه پیشنهاد شد. در سال‌های اخیر چندین نوع از سیستم‌های بهسازی نوک بال ثبت و اختراع شده است. اسپروید^۱ یکی از این سیستم‌ها است که شبیه به بالک است و پسای القایی را کم می‌کند [۱].

زیست‌شناسان با نگاه به پرنده‌های بلندپرواز از قبیل شاهین، عقاب، کرکس، باز و ... متوجه شدند که هر کدام از این پرنده‌ها نوک بال خود را به صورت چنگالی (پره‌هایی که بین آن‌ها شکاف وجود دارد) در می‌آورند. شکل (۱) یک پرنده با چیدمان خاصی از بالک در نوک بال آن را نشان می‌دهد. زیست‌شناسان فهمیدند که این پره‌های چنگالی باعث کاهش پسای عقاب در حال پرواز و هم‌چنین باعث چرخش خوب پرنده می‌گردد. این بالک‌های چندتایی کاملاً بلند و برجسته هستند [۲].



شکل ۱- الگوبرداری از بال عقاب.

در واقع اندیشه بالک به عنوان یک اختراع به سال ۱۸۹۷ برمی‌گردد، اما تا زمانی که ویتکامب^۲ در سال ۱۹۷۷ شکل آیرودینامیکی بال را بررسی نکرده بود، طرح بالک به بلوغ و رشد خود نرسید [۳]. ریچارد ویتکامب از مرکز تحقیقات

لانگلی ناسا، بالک را در هواپیماهای ترابری مورد استفاده قرار داد [۳]. او با نگاه تازه خود به بالک، آغازگر کاربردهای وسیعی از آن در هواپیماهای مسافربری شد. او در سال ۱۹۷۹ آزمایشی پروازی با هواپیمای KC-135A انجام داد که پرهی کوچک تقریباً عمودی در نوک بال آن نصب شده بود. نتایج حاکی از آن بود که بالک‌ها می‌توانند برد هواپیما را در شرایط پرواز فاز سیر به اندازه ۷ درصد افزایش دهند.

یک گروه تحقیقاتی در ناسا در سال ۱۹۸۰، بالک‌ها و سیستم‌های کاهش‌دهنده‌ی نیروی پسا را مورد ارزیابی قرار دادند [۴]. آن‌ها فهمیدند که اگر تمام اجزائی که به نوک بال متصل می‌شوند، به صورت یکپارچه با آن ساخته شود، می‌توان بازدهی آیرودینامیکی را ۱۰ تا ۱۵ درصد افزایش داد.

گال و اسمیت ثابت کردند که اضافه کردن یک بالک به هواپیمای دوباله (مانند هواپیمای برادران رایت) توان پروازی هواپیما را ۱۳٪ بهبود می‌بخشد و به خوبی شیب منحنی برآ و ضریب برآ را در هواپیما افزایش می‌دهد [۵].

ریچنبرگ^۳ در مورد بالک‌های چنگالی تحقیق کرد و نتیجه گرفت که این بالک‌ها باعث می‌شوند تا جریان‌های گردابه‌ای نوک بال شتاب پیدا کرده و بدین طریق پسای القایی کم شود [۱]. در سال ۱۹۸۴ ایلان کرو^۴ و همکاران تحقیق گسترده‌ای را بر روی انواع بالک مثل بالک حلقه‌ای^۵ و بالک جعبه‌ای^۶ انجام دادند [۶]. چنین طرح‌هایی به دلیل کاهش نیروی پسای القایی بدون افزایش دهانه بال، مورد توجه قرار گرفت.

در سال ۱۹۸۶ رابرت میر^۷ و پیتر کاؤل^۸ اثرات بالک را بر روی بال یک هواپیمای مسافربری جت نسل جدید مطالعه کردند. آن‌ها در مطالعات خود بیشتر، اثرات زاویه سرش را بر روی بالک بررسی کردند [۱]. نتایج بررسی آن‌ها به‌طور کلی نشان داد که بارهای وارد بر بالک در اثر سرش جانبی همانند بارهای وارد بر بال در اثر زاویه حمله می‌باشد. هم‌چنین موقعیت مرکز فشار، تا حدودی نسبت به حالت مشابه بال بدون بالک تفاوت دارد و مرکز فشار در راستای دهانه بالک نسبت به بال تنها، تمایل بیشتری به حرکت به سمت نوک آن را دارد.

استفاده بالک‌ها در گلایدرها برای بهبود مشخصات آیرودینامیکی آن‌ها در سال ۱۹۹۲ توسط پیتر ماسک^۹ ارائه شد. وی به نحوه‌ی طراحی بالک برای گلایدرها اشاره کرده است. ماسک اذعان داشت که بالک‌ها هوا را به سمت بیرون بال

کازین^{۱۴} و همکارانش به تحلیل مشخصه‌های آیرودینامیکی بالک‌های چندتایی به کار رفته در هواپیماهای سبک پرداخته‌اند [۱۵]. این بررسی تجربی بر روی یک نیم مدل بال و بدنه در عدد رینولدز ۴۰۰۰۰۰ انجام شده است. برای بررسی اثر بالک، شش شکل مختلف بالک‌های چندتایی به کار رفته است. آن‌ها دریافتند که اضافه نمودن بالک باعث افزایش ۷/۳ درصدی در حداکثر بازده آیرودینامیکی می‌شود؛ همچنین برای عملکرد آیرودینامیکی، بالک‌ها باعث افزایش ۱۲ درصدی در نسبت حداکثر اوج‌گیری می‌شود [۱۵].

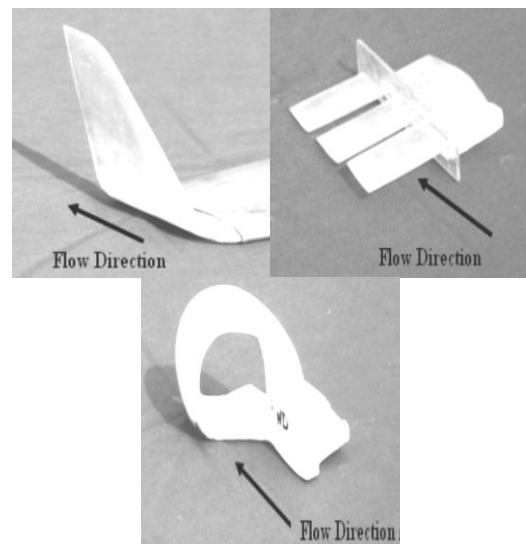
تحلیل نیروی پسای یک مدل بال هواپیما با بالک‌های شبیه به پرندگان توسط حسین^{۱۵} و همکارانش انجام شده است [۱۶]. مدل بال آن‌ها یک بال مستطیل شکل با ایرفویل مقطع NACA 653-218 می‌باشد. این بررسی تجربی برای حالت‌های یک بال تنها بدون بالک، بال با بالک افقی و بال با بالک دارای زاویه کج‌شوندگی ۶۰ درجه، در سرعت‌های مختلف انجام شده است. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد که استفاده از بالک‌های شبیه پرندگان در زاویه حمله ۸ درجه، ضریب پسا را به میزان ۲۵ تا ۳۰ درصد کاهش می‌دهد؛ همچنین ضریب برآ را به مقدار ۱۰ تا ۲۰ درصد افزایش می‌دهد [۱۶].

اینام^{۱۶} و همکارانش به بررسی تجربی کاهش پسای القایی هواپیماهای مدرن بدون افزایش دهانه بال به‌وسیله به کارگیری بالک‌ها پرداخته‌اند [۱۷]. آن‌ها در این تحقیق به توانایی بالک‌ها برای کاهش پسای القایی بدون افزایش دهانه بال پرداخته‌اند. در این تحقیق از یک مدل هواپیما با بال دارای ایرفویل مقطع NACA4315 به‌همراه بالک‌های مختلف استفاده شده است. بالک‌ها دارای سه شکل مختلف مستطیلی، مثلثی و دایره‌ای هستند. اندازه‌گیری‌ها در سرعت‌های مختلف انجام شده است. آن‌ها دریافتند که نیروی پسای مدل با بالک به مقدار ۲۶/۴ تا ۳۰/۹ درصد نسبت به مدل بدون بالک کاهش یافته است [۱۷].

تحلیل عددی بالک‌ها در جریان مادون صوت پایین توسط آزلین^{۱۷} و همکارانش انجام شده است [۱۸]. آن‌ها به تحلیل سه‌بعدی یک بال مستطیلی شکل که دارای ایرفویل مقطع NACA653218 به‌همراه بالک بود، پرداختند. بالک‌ها دارای اشکال بیضی و نیم‌دایره‌ای بودند. هدف این بررسی آنها مقایسه مشخصه‌های آیرودینامیکی این دو شکل بالک و بررسی عملکرد آن‌ها در زوایای کج‌شوندگی صفر، ۴۵ و ۶۰ درجه بود.

حرکت داده و الگوی چرخش جریان را حول بال تغییر می‌دهند [۱].

در سال ۱۹۹۶ لاروچه^{۱۰} و همکارانش، بالک شبکه‌ای^{۱۱} را اختراع کردند. نیروی پسای القایی بال، با این بالک نسبت به بال بیضوی مسطح بدون بالک به مقدار قابل‌توجهی کاهش می‌یافت [۷]. اخیراً تحقیقات گسترده‌ای جهت استفاده از این گونه بالک‌ها در هواپیماهای مسافربری برای بهبود عملکرد هواپیما شروع شده است. به طور کلی تاکنون اصلی‌ترین و کارآمدترین بالک‌ها، بالک‌های معمولی^{۱۲} [۸]، شبکه‌ای [۹-۱۰] و حلقوی [۱۱] می‌باشند که در شکل (۲) مشاهده می‌شوند.



شکل ۲- انواع بالک‌های کارآمد مورد استفاده.

همان‌طور که ذکر شد، بالک معمولی توسط ویتکامب و بالک شبکه‌ای توسط لاروچه اختراع شد و تاکنون تحقیقات و آزمایشات بسیاری برای درک بهتر فیزیک جریان حول آن‌ها و بهبود عملکردشان انجام شده است [۱۲-۱۳].

کاهش پسا در یک مدل هواپیمای دارای بالک بیضی شکل توسط آرورا^{۱۲} و همکارانش انجام شده است [۱۴]. در این تحقیق، مشخصه‌های آیرودینامیکی یک مدل هواپیمای دارای بال با ایرفویل مقطع NACA65-3-218 به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایشات شامل اندازه‌گیری نیروهای برآ، پسا و گشتاور پیچشی است. برای این بررسی از دو شکل مختلف بالک در اعداد رینولدز مختلف استفاده شده است. آن‌ها دریافتند که اضافه نمودن بالک بیضی شکل، باعث افزایش شیب نمودار برآ به میزان ۶ درصد و کاهش نیروی پسا و بهبود نسبت نیروی برآ به پسا می‌شود [۱۴].

آن‌ها با استفاده از نرم‌افزار فلونت با استفاده از روش حجم محدود، مبادرت به انجام شبیه‌سازی عددی نمودند. شبیه‌سازی در زوایای حمله مختلف و در سرعت مادون صوت با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس^{۱۸} انجام شده است [۱۸]. نتایج کارشان نشان داد که اضافه نمودن بالک‌های بیضی‌شکل و نیم‌دایره‌ای باعث می‌شود که شیب منحنی برآ زیادتر شده و نسبت نیروی برآ به پسا نیز در مقایسه با بال تنها بیشتر شود. همچنین بالک بیضی‌شکل با زاویه کج‌شوندگی ۴۵ درجه بیشترین شیب منحنی برآ و نسبت برآ به پسا را دارا می‌باشد [۱۸].

سریکانس^{۱۹} یک مطالعه تجربی گسترده برای شناخت توانایی بالک‌های چندتایی برای کاهش پسای القایی و بهبود ضریب برآ بدون افزایش دهانه بال هواپیما انجام داده است [۱۹]. مدل مورد بررسی، یک بال مثلثی با ایرفویل مقطع NACA0015 به همراه سه نوع بالک است. بالک‌های استفاده شده، بال‌هایی کوچک بدون زاویه پس‌گرایی و پیچش هستند. آزمایشات در سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه با زوایای حمله مدل از ۵- تا ۱۵ درجه انجام شده‌اند. آزمایشات شامل اندازه‌گیری نیروی برآ و آشکارسازی جریان گردابه‌ای نوک بال توسط تافت است. نتایج نشان می‌دهد اضافه نمودن بالک‌های چندتایی، پسای القایی را به میزان ۲۷/۹ درصد کاهش می‌دهد و ضریب برآ را نیز به اندازه ۲۶/۵ درصد افزایش می‌دهد [۱۹].

شبیه‌سازی عددی اثرات بالک بر روی مدل Onera M4 توسط دینش^{۲۰} و همکارانش انجام شده است [۲۰]. هدف آن‌ها از انجام این تحقیق، نشان دادن کاهش ضریب پسای القایی بر روی یک بال دارای بالک است. در این شبیه‌سازی که توسط نرم افزار AcuSolve انجام شده است، عملکرد بالک با زاویه کج‌شوندگی ۲۸ درجه در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و در زاویه حمله صفر درجه مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی‌های آنها نشان داد که بالک، گردابه‌های نوک بال را کاهش داده و سبب کاهش پسای القایی ناشی از آن‌ها می‌شود [۲۰].

تداخل آیرودینامیکی بین بال و تجهیزات نصب شده در نوک بال یک مدل بال و بدنه یکپارچه^{۲۱} توسط سرون مونوز^{۲۲} و همکارانش به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است [۲۱]. در این تحقیق از وسایل نوک بال (بالک و بال C شکل) و تیغه^{۲۳} و برآ افزای گارنی^{۲۴} به منظور شناخت خواص هر دو وسیله و تداخلشان بر روی الگوی جریان سیال بر روی مدل

استفاده شده است. در این تحقیق، تجهیزات بسیاری بر روی هواپیماهای متعارف آزمایش شده است. این شبیه‌سازی‌ها برای اشکال مختلف برای به دست آوردن مشخصه‌های آیرودینامیکی مدل بال و بدنه یکپارچه انجام شد. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد که اضافه نمودن تجهیزات نوک بال به مدل بدنه و بال یکپارچه باعث بهبود بازده آیرودینامیک و عملکرد این مدل شده و ضریب نیروی پسا را در زوایای حمله بالا کاهش داد [۲۱].

تحلیل عددی یک مدل بال با نوک‌های شکاف‌دار^{۲۵} توسط سایتجا^{۲۶} و همکارانش انجام شد. در این تحقیق مشخصه‌های آیرودینامیکی یک بال مستطیل‌شکل ساده با ایرفویل مقطع NACA 0012 و نوک‌های بال شکاف‌دار، مانند آن‌چه در اغلب پهپادها و ریزپهپادها به کار می‌رود، در اعداد رینولدز پایین توسط نرم‌افزار تجاری فلونت بررسی شده‌اند [۲۲]. در این تحقیق به بررسی بال‌های با نوک شکاف‌دار در مقایسه با بال‌های معمولی در زوایای حمله مختلف و عدد رینولدز ۳۰۰۰۰ پرداخته شده است. نتایج نشان داد که ضریب نیروی پسا یک کاهش سازگار با افزایش ناچیز در نسبت نیروی برآ به پسا دارد و نتایج در زاویه حمله ۸ درجه رضایت‌بخش بوده است [۲۲].

بررسی عددی جریان غیرلزج حول یک بال دارای بالک توسط ستوناتنا^{۲۷} انجام شده است [۲۳]. او در این تحقیق، به بررسی توانایی بالک‌های چندتایی^{۲۸} برای کاهش پسای القایی یک مدل بال مستطیل‌شکل بدون پیچش با ایرفویل مقطع NACA 24012 پرداخت. بالک‌های استفاده شده در این تحقیق صفحات تخت بودند. بررسی‌ها در عدد رینولدز ۲۹۰۰۰۰ انجام شده است و از نرم‌افزار فلونت برای بررسی عددی جریان پایا حول بال استفاده شده است؛ همچنین در این تحقیق زوایای هفتی مختلفی برای بالک در نظر گرفته شده است. نتایج نشان داد که تمام اشکال همراه با بالک‌های چندتایی، نسبت نیروی برآ به پسا را به میزان ۱۵ تا ۲۰ درصد افزایش می‌دهند؛ همچنین یک افزایش در شیب منحنی نیروی برآ با افزایش زاویه هفتی بالک‌ها دیده می‌شود. در ضمن کار عددی صورت گرفته هم‌خوانی بسیار خوبی با نتایج تجربی داشت [۲۳].

پرابهاکار^{۲۹} کاربرد شبیه‌سازی عددی را در طراحی یک بالک سهمی‌شکل برای استفاده در یک مدل بال با ایرفویل مقطع NACA 2412 بررسی کرده است [۲۴]. بالک‌های استفاده شده در این تحقیق دارای زوایای کج‌شوندگی^{۳۰} ۴۵ و

قابل توجهی را در توزیع فشار بین حالت‌های با بالک و بدون آن در طرف مکش پره‌های روتور نشان می‌دهد. همچنین با افزایش ارتفاع بالک‌ها این اختلاف فشار بیشتر شده و باعث کاهش فشار سطح می‌شود [۲۷]. مبحث بالک شبکه‌ای مفهوم بسیار جدیدی است که تاکنون تحقیقات چندانی در جریان با عدد رینولدز پایین بر روی آن انجام نشده است و یکی از مسایل تازه علم آیرودینامیکی به حساب می‌آید که جای تحقیق، بررسی و آزمایش‌های بسیاری در این زمینه وجود دارد.

در تحقیق حاضر اثرات بالک شبکه‌ای، اندازه و تعداد انگشتی‌های آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال در سرعت پایین مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی‌ها در سرعت جریان آزاد $24/7$ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز 101000 می‌باشد و در زوایای حمله مدل 2° تا 21° درجه انجام شده‌اند.

تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایشات تجربی در تونل باد آزمایشگاه آیرودینامیک دانشگاه مالک اشتر که ساخت شرکت Plint می‌باشد، انجام گرفته است. این تونل از نوع مدار بسته می‌باشد که دارای مقطع کاری 457×457 میلیمتر و حداکثر سرعت جریان 36 متر بر ثانیه است. شدت اغتشاش تونل کمتر از $0/7$ درصد می‌باشد. از دیگر تجهیزات استفاده شده بالانس سه-مولفه، تافت‌های قابل انعطاف و دوربین عکس‌برداری است.

مدل

تغییر هندسی در نوک بال پرنندگان و عدد رینولدز پرواز آن‌ها، ایده اصلی انتخاب اجزای هندسی مدل و بالک‌های متصل به آن و ساخت آن‌ها است که در شکل (۳) مشاهده می‌شود. پس از مطالعه ابعاد بال چند پرنده و به‌دست آوردن محدوده‌ی واقعی نسبت‌های بی‌بعد مختصات هندسی آن‌ها و در نظر گرفتن وجود محدودیت‌های ساخت مدل و تست در تونل باد، مدل بال طراحی شد. همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، مدل بالی که برای این آزمایش طراحی شد، یک بال مستطیلی بدون پیچش و زاویه هفتی با مقطع ایرفویل NACA 23016 می‌باشد که دارای طول دهانه 16 و وتر 7 سانتی‌متر می‌باشد.

55 درجه بودند. بال مورد نظر یک بال مستطیل‌شکل بود. بررسی‌ها در اعداد رینولدز مختلف و توسط نرم‌افزار فلونت انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که نسبت نیروی برآ به پسا در حدود $13/477$ درصد افزایش یافته و ضریب برآ نیز برای بالک با زاویه کج‌شوندگی 45 درجه، حدود $1/958$ درصد افزایش داشته است؛ همچنین حداکثر کاهش در ضریب پسا $10/125$ درصد بوده است [۲۴].

رادمچر^{۳۱} به بررسی عملکرد بالک توسط روش عددی صفحه‌بندی گردابه پرداخته است [۲۵]. هدف از این بررسی، ارزیابی امکان مقاوم‌سازی^{۳۲} بالک برای هواپیمای جت تجاری داسالت فالکن^{۳۳} 10 توسط نرم افزار Surfaces می‌باشد. در این تحقیق اثر پارامترهای هندسی بالک نظیر دهانه، زاویه کج شوندگی، زاویه پس‌گرایی و ضریب لاغری بالک بر نیروی پسا، برد و مصرف سوخت و همچنین گشتاور خمشی ریشه بال مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که دهانه بالک و زاویه کج‌شوندگی آن بالاترین سهم را در ترم‌های عملکردی دارند، در صورتی که ضریب لاغری و زاویه پس‌گرایی بالک کمترین سهم را دارا می‌باشند. در حالت کلی، همه بالک‌ها باعث افزایش بازده آیرودینامیکی می‌شوند، هرچند برخی اشکال بالک باعث افزایش گشتاور خمشی ریشه بال و وزن سازه بال می‌شوند که این باعث می‌شود مقاوم‌سازی غیرعملی به‌نظر برسد [۲۵].

موتوسامی^{۳۴} و همکارانش نیروهای وارده به یک مدل هواپیما با بالک را نسبت به مدل بدون بالک با استفاده از آزمایشات تونل باد به‌دست آوردند [۲۶]. آن‌ها نشان دادند که مدل دارای بالک ضریب پسای کمتری نسبت به مدل بدون بالک دارد [۲۶].

مطالعه تجربی آیرودینامیک بالک‌ها توسط سازاوانان انجام شده است [۲۷]. در این تحقیق، به مطالعه اثرات آیرودینامیکی بالک‌ها در پره‌های یک توربین بادی پرداخته شده است. این مطالعات شامل اندازه‌گیری فشار در موقعیت‌های مختلف شعاعی نزدیک نوک پره است. در این تحقیق از پنج مدل روتور آلومینیومی برای اندازه‌گیری فشار بر روی سطوح پره‌های توربین بادی استفاده شده است. اندازه‌گیری‌های فشار در شرایط چرخشی و نیروی گریز از مرکز ناشی از آن انجام شده است. فشارهای اندازه‌گیری شده برای محاسبه توزیع فشار در هر موقعیت شعاعی استفاده می‌شوند. نتایج، اختلاف

در حالت دوم همان‌طور که در شکل (۵) دیده می‌شود، ۴ بالک ۲/۵ سانتی‌متری در طول شکاف قرار گرفته و فاصله‌ی بین آن‌ها با صفحه نگاه‌دارنده پر شده است.



شکل ۵- حالت دوم بال به همراه ۴ بالک ۲/۵ سانتی‌متری.

در حالت سوم، ۳ انگشتی ۲/۵ سانتی‌متری همان‌طور که در شکل (۶) دیده می‌شود، به ترتیب در طول شکاف قرار گرفته و فاصله‌ی بین آن‌ها با صفحه نگاه‌دارنده پر شده است.



شکل ۶- حالت سوم بال به همراه ۳ بالک ۲/۵ سانتی‌متری.

در حالت چهارم یک بالک ۳ سانتی‌متری در وسط و در دو طرف آن مانند شکل (۷)، دو بالک ۲/۵ سانتی‌متری قرار گرفته است.



شکل ۷- حالت چهارم بال به همراه بالک ۳ سانتی‌متری در وسط و ۲ طرف ۲/۵ سانتی‌متری.



شکل ۳- مدل ساخته شده به همراه انگشتی‌ها.

برای طراحی بالک، ۸ انگشتی کوچک با مقطع NACA0012 طراحی شد (شکل (۳)) که طول وتر آن‌ها ۱ سانتی‌متر، ولی طول دهانه بالک‌ها متفاوت می‌باشد و به صورت یک بالک ۳ سانتی‌متری، چهار بالک ۲/۵ سانتی‌متری، دو بالک ۲ سانتی‌متری و یک بالک ۱ سانتی‌متری است. بال باید قابلیت جا دادن بالک‌ها در نوک خود را دارا باشد، بنابراین شکافی به طول ۶ سانتی‌متر و عرض ۱ میلی‌متر و عمق ۱ سانتی‌متر بر روی نوک بال طراحی شده است.

مراحل انجام آزمایش

کلیه آزمایشات تجربی در سرعت ۲۴/۷ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز ۱۰۱۰۰۰ می‌باشد، و زوایای حمله ۲- درجه تا ۲۱ درجه انجام شده‌اند. این آزمایشات شامل آشکارسازی الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال توسط تافت و اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی برآ و پساً می‌باشند. ابتدا چگونگی و اماندگی بال توسط آشکارسازی جریان در زوایای حمله مختلف تعیین گردید و در مرحله‌ی بعدی اثرات اضافه کردن بالک‌ها بر روی نیروهای آیرودینامیکی بررسی شده است.

حالت‌های مختلف آزمایش

در حالت اول بال ساده و بدون بالک در نظر گرفته می‌شود که تصویر آن در شکل (۴) مشاهده می‌شود.



شکل ۴- حالت اول بال معمولی بدون بالک.

یافته و به سمت نوک بال حرکت کرده و محدوده بیشتری از سطح بال را در بر می‌گیرد.

در فرآیند آشکارسازی جریان توسط تافت، تافت‌های آرام و کاملاً چسبیده به سطح بال نشان‌دهنده جریان جدا نشده در همه نقاط بال هستند که نشان‌دهنده جریان پتانسیل است. شکل (۱۰) الگوی جریان روی سطح بالایی بال تنها را در زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد. همان‌طوری که مشاهده می‌شود، در این زاویه حمله جریان کاملاً پتانسیل بوده و هیچ‌گونه جدایشی رخ نداده است. فقط در نواحی نوک بال به علت وجود گردابه‌های نوک بال، تافت‌های نصب شده در آن ناحیه به میزان کوچکی به سمت داخل بال حرکت کرده‌اند. با نصب بالک‌ها با چیدمان‌های مختلف در قسمت نوک بال نیز هیچ‌گونه جدایش جریانی در روی بال در این زاویه حمله مشاهده نمی‌شود و حتی می‌توان دید که به علت نصب بالک‌ها، میزان حرکت جریان در نوک بال به سمت نواحی داخلی بال کمتر شده است (اشکال (۱۰) تا (۱۴)). در زوایای حمله بالاتر، جدایش جریان بر روی بال از قسمت ریشه بال شروع شده و با افزایش زاویه حمله، ناحیه جدایش جریان گسترش یافته و مساحت بیشتری از سطح بال را فرا می‌گیرد که این روند در اشکال (۱۵) تا (۱۹) که مربوط به بال تنها و بال با بالک‌های با چیدمان مختلف می‌باشد، دیده می‌شود. همچنین می‌توان دریافت که در این زاویه حمله نیز برای حالت‌های بال به همراه بالک‌ها با چیدمان‌های مختلف، گردابه‌های نوک بال ضعیف‌تر از حالت بال تنها هستند. در بال معمولی اختلاف فشار بین سطح پایینی و سطح بالایی سبب می‌شود جریان از ناحیه کم‌فشار زیر به سمت ناحیه پرفشار بالای بال حرکت کند که این امر سبب ایجاد جریان گردابه‌ای می‌شود، ولی با اضافه کردن بالک‌ها شکاف بین بالک‌ها و سطح انحنا دار آنها، باعث شتاب دادن به این جریان گذرنده از بین بالک‌ها می‌شود که منجر به کاهش قدرت گردابه‌ها و جریان‌های جانبی روی سطح بال می‌گردد. در شکل (۲۰) که مربوط به آشکارسازی الگوی جریان روی سطح بالایی بال تنها در زاویه حمله ۲۰ درجه می‌باشد، مشاهده می‌شود که جدایش جریان به‌طور کامل بر روی سطح بالایی بال رخ داده است. همین روند نیز در اشکال (۲۱) تا (۲۴) که مربوط به بال به همراه بالک با چیدمان‌های مختلف می‌باشد، دیده می‌شود.

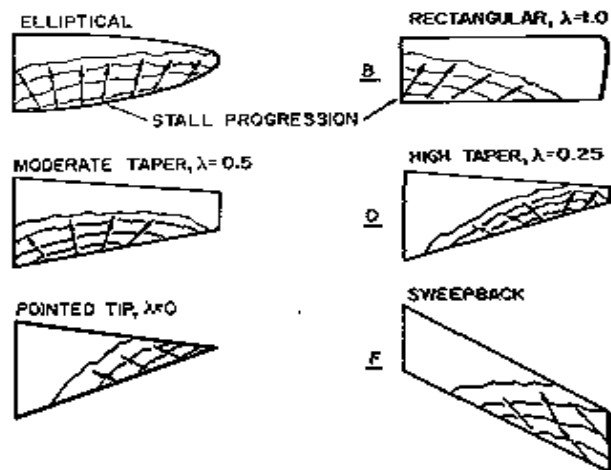
در حالت پنجم ۴ بالک از بزرگ به کوچک مانند شکل (۸) در کنار هم قرار می‌گیرند که طول آنها به ترتیب ۲، ۲/۵ و ۱/۵ سانتی‌متر می‌باشد.



شکل ۸- حالت پنجم بال به همراه ۴ بالک از بزرگ به کوچک.

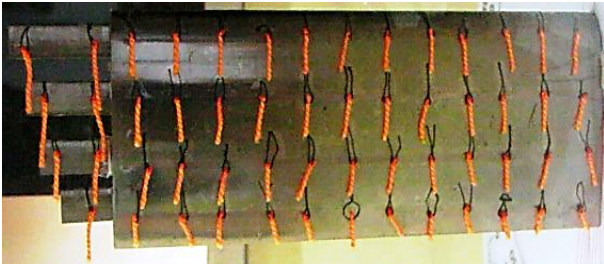
نتایج

آشکارسازی الگوی جریان بر روی سطح بالایی بال به وسیله تافت برای بال معمولی بدون بالک و بال به همراه بالک‌های مختلف در زوایای حمله صفر تا ۲۱ درجه با گام ۲ درجه انجام شده‌اند که نتایج آن در شکل‌های (۱۰) تا (۲۴) آورده شده است. جنس تافت مورد استفاده در این آزمایشات از نخ‌های قابل انعطاف با طول ۱/۵ سانتی‌متر است که به فاصله ۱/۵ سانتی‌متر از یکدیگر در امتداد دهانه بال نصب شده‌اند.

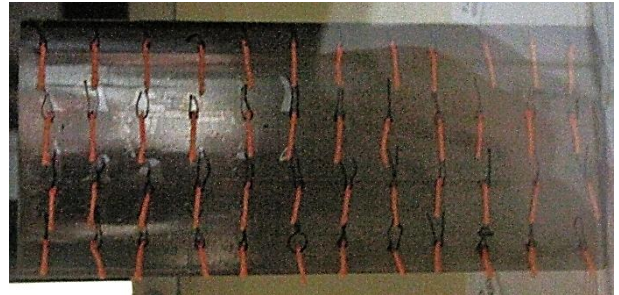


شکل ۹- الگوی واماندگی بال با هندسه‌های مختلف [۱۴].

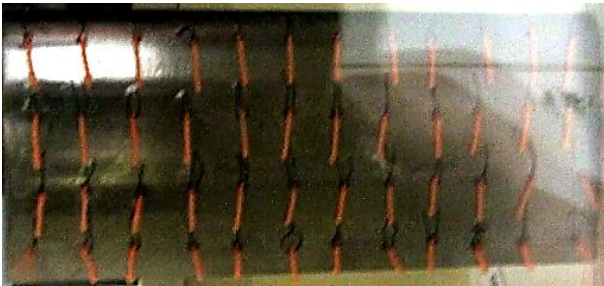
در شکل (۹) الگوی واماندگی بال برای هندسه‌های مختلف آورده شده است [۲۸]. همان‌طوری که از این شکل پیداست، در بال مستطیلی طبق مرجع [۲۸] واماندگی از ریشه بال شروع شده و با افزایش زاویه حمله، این ناحیه نیز افزایش



شکل ۱۴- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۵ در زاویه حمله ۰ درجه.



شکل ۱۰- الگوی جریان برای حالت ۱ در زاویه حمله صفر درجه.



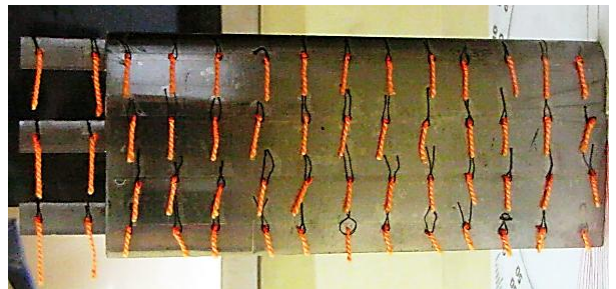
شکل ۱۵- الگوی جریان بر روی بال معمولی بدون بالک در ۱۳ درجه.



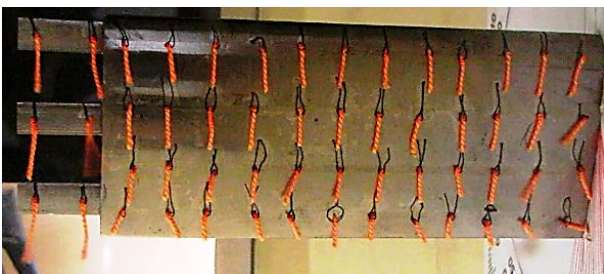
شکل ۱۱- الگوی جریان برای حالت ۲ در زاویه حمله ۰ درجه.



شکل ۱۶- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۲ در زاویه حمله ۱۳ درجه.



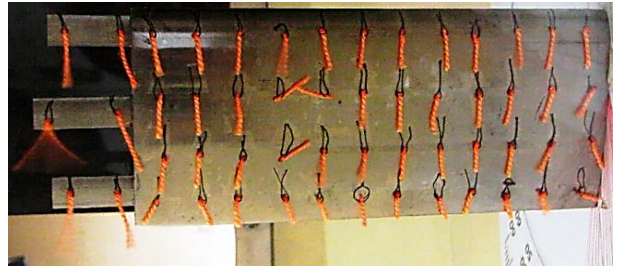
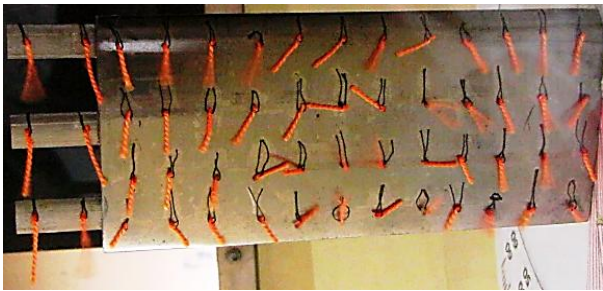
شکل ۱۲- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۳ در زاویه حمله ۰ درجه.



شکل ۱۷- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۳ در زاویه حمله ۱۳ درجه.

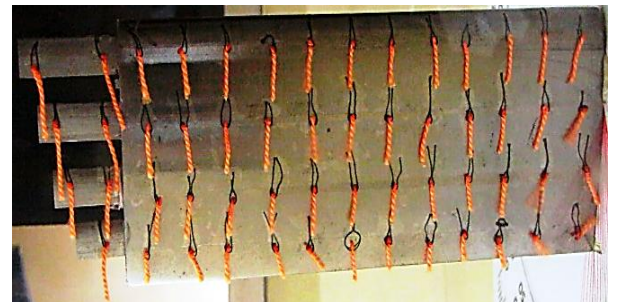


شکل ۱۳- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۴ در زاویه حمله ۰ درجه.

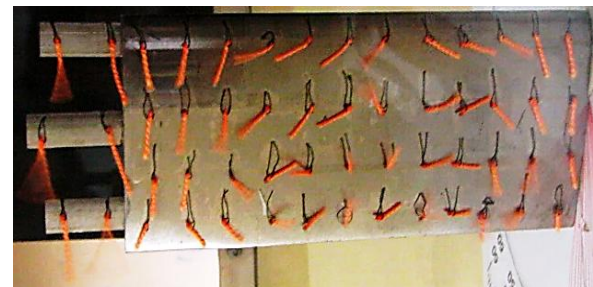


شکل ۱۸- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۴ در زاویه حمله ۱۳ درجه.

شکل ۲۲- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۳ در زاویه حمله ۲۰ درجه.



شکل ۱۹- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۵ در زاویه حمله ۱۳ درجه.



شکل ۲۳- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۴ در زاویه حمله ۲۰ درجه.



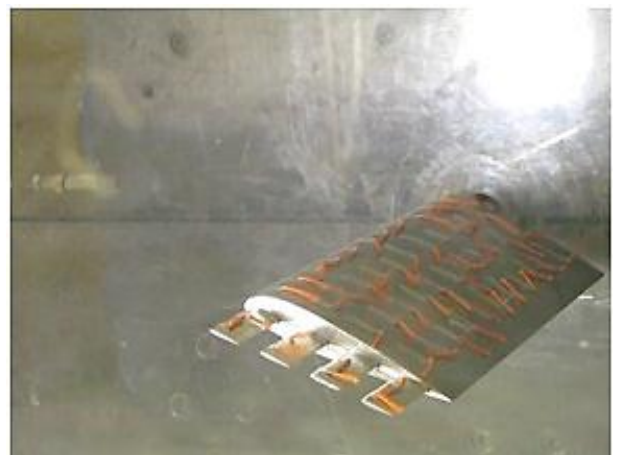
شکل ۲۰- الگوی جریان بر روی بال معمولی بدون بالک در ۲۰ درجه.



شکل ۲۴- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۵ در زاویه حمله ۲۰ درجه.

شکل (۲۵) نمودار تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را برای بال معمولی بدون بالک در مقایسه با بال به همراه بالک‌های مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نمودار ضریب برآ برای بال معمولی بدون بالک تا قبل از جدایش جریان و واماندگی، به صورت خطی می‌باشد و در زاویه ۲۰ درجه به بیشترین مقدار خود می‌رسد و بعد از آن زاویه، مقدار نیروی برآ افت شدیدی پیدا می‌کند که نشان‌دهنده واماندگی از نوع واماندگی لبه حمله می‌باشد (مطابق با شکل (۲۰)).

اضافه کردن بالک در زوایای حمله پایین تأثیر چندانی



شکل ۲۱- الگوی جریان بر روی بال برای حالت ۲ در زاویه حمله ۲۰ درجه.

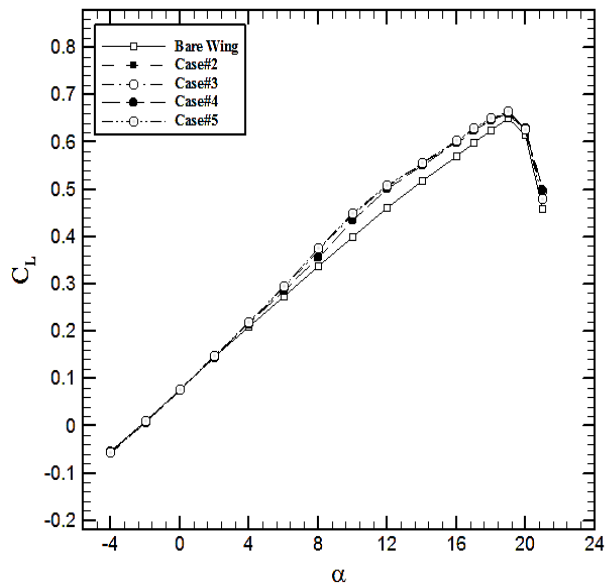
در شکل (۲۶) نمودار تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، ضریب پسا به خصوص در زوایای حمله بیش از ۶ درجه در بال معمولی بدون بالک از بقیه حالت‌ها بیشتر می‌باشد. در بقیه حالت‌ها اضافه شدن بالک به خاطر شکاف و سطح انحنا دار آن باعث شتاب جریان می‌شود که منجر به کاهش اثرات گردابه القایی و در نتیجه پسای کلی بال می‌گردد. در ضمن در زوایای حمله منفی و کمتر از ۶ درجه استفاده از این بالک‌ها و چیدمان‌های آن‌ها، تأثیری بر کاهش نیروی پسا ندارد (جدول (۲)).

درصد تغییرات ضریب پسا برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نسبت به حالت بال تنها، در جدول (۲) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، برای حالت پنجم چیدمان بالک‌ها، بیشترین درصد اختلاف ضریب پسا نسبت به سایر ترکیبات دیگر دیده می‌شود که این نشان‌دهنده کاهش بیشتر ضریب پسا در این حالت چیدمان بالک‌ها می‌باشد.

جدول ۱- درصد تغییرات ضریب پسا برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نسبت به حالت بال تنها

زاویه حمله	درصد اختلاف حالت ۲ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۳ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۴ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۵ نسبت به حالت ۱
-۴	۴/۶۷۷۱۳۸	۴/۱۷۵۴۳۹	-۱/۱۴۸۱۵	۳/۳۲۷۴۳۴
-۲	-۸/۴۲۱۰۵	-۶/۱۸۵۵۷	-۱۴/۴۴۴۴	-۳
۰	-۴/۴۲۹۵۳	-۵/۱۳۵۱۴	-۵/۸۵۰۳۴	-۳/۷۳۳۳۳
۲	۰	-۰/۲۷۳۷۹	-۰/۳۴۲۴۷	-۰/۳۴۷۴۷
۴	۴/۵	۴/۴۱۳۱۰۳	۴/۰۶۳۹۲۷	۴/۹۳۲۱۲۷
۶	۴/۸۸۵۶۵۵	۴/۱۲۱۵۵۱	۳/۶۸۴۲۱۱	۵/۴۴۲۶۴۶
۸	۱۱/۲۸۲۷۲	۹/۸۶۷۰۲۱	۳/۱۷۱۴۲۹	۱۰/۸۱۵۷۹
۱۰	۱۱/۷۳۹۹	۱۱/۴۲۵۳۹	۹/۶۱۳۶۳۶	۱۱/۸۵۷۲۷
۱۲	۹/۳۹۲۱۵۷	۹/۲۱۴۱۴۵	۸/۸۵۶۰۱۶	۹/۵۶۹۴۷
۱۴	۵/۶۷۲۰۹	۵/۳۸۲۹۴۸	۴/۷۶۳۶۳۶	۵/۹۷۷۳۸۳
۱۶	۶/۶۶۶۶۶۷	۶/۶۰۴۴۰۳	۶/۱۹۷۶۵۵	۶/۸۲۱۹۶۳
۱۷	۳/۰۷۹۳۶۵	۲/۶۱۵۶۳	۲/۳۰۴	۳/۲۱۷۶۲۶
۱۸	۵/۶۳۵۵۲۸	۵/۵۰۵۲۹۱	۵/۲	۵/۷۲۲۱۵۴
۱۹	۰/۲۷۲۷۲۷	۰/۱۶۶۸۴۴	-۰/۰۳۰۴	۰/۴۵۳۷۲۱
۲۰	۱/۱۴۷۰۵۹	۱/۰۱۶۰۵۱	۱/۷۰۹۰۱	۱/۴۰۸۰۳۸
۲۱	۶/۱۳۴۹۶۹	۷/۴۵۹۶۷۷	۸/۲	۴/۳۷۵

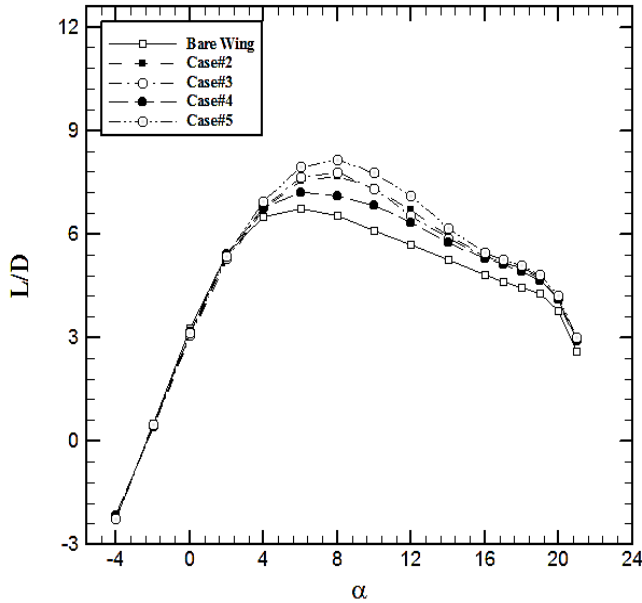
در مقدار نیروی برآ ایجاد نمی‌کند، ولی در زوایای بیشتر از ۶ درجه تأثیر بالک‌ها به خوبی نمایان می‌شود. برای حالتی که ۴ بالک ۲/۵ سانتی‌متری در نوک بال استفاده شد، مقدار نیروی برآ افزایش بیشتری داشته است. از زاویه حمله ۶ درجه همان‌طور که در شکل (۲۵) مشاهده می‌شود و همچنین بنا به داده‌های موجود در جدول (۱)، اضافه کردن بالک منجر به تغییر شکل نمودار برآ از حالت خطی به غیرخطی شده که دلیل این امر همان تأثیر سطح رو به باد بالک‌ها است. اضافه کردن بالک به بال باعث شتاب‌دار شدن جریان‌های گردابه‌ای بر روی سطح بالایی بال و حرکت سریع‌تر آن‌ها به سمت پایین دست جریان می‌گردد. در این حالت گردابه‌های نوک بال دیرتر تشکیل می‌شوند و در نتیجه پسای القایی بال کاهش می‌یابد. در ضمن مشاهده می‌شود که بیشترین مقدار نیروی برآ مربوط به حالتی است که بالک‌ها از بزرگ به کوچک از لبه حمله به سمت لبه فرار (چیدمان حالت پنجم) چیده شده‌اند.



شکل ۲۵- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها.

جدول ۱ درصد تغییرات ضریب پسا را برای بال به همراه بالک برای چیدمان‌های مختلف بالک نسبت به بال تنها در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که از این جدول پیداست، در زوایای حمله مثبت، بیشترین اختلاف برای حالت پنجم نسبت به سایر حالات دیگر دیده می‌شود.

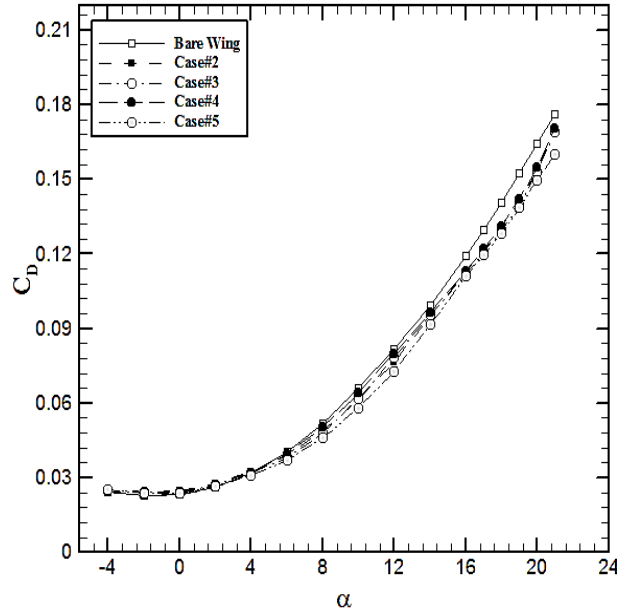
از این شکل پیداست، در تمامی زوایای حمله بیشترین بازده آیرودینامیکی مربوط به حالتی است که بالک‌ها از بزرگ به کوچک چیده شده‌اند (حالت پنجم) و بیشترین مقدار تغییرات آن برای تمامی حالت‌های چیدمان، در زاویه حمله ۱۰ درجه اتفاق می‌افتد (جدول ۲).



شکل ۲۷- تغییرات بازده آیرودینامیکی بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها

شکل (۲۸) نمودار پسای قطبی را برای بال تنها و بال با چیدمان‌های مختلف بالک نشان می‌دهد. همان‌طوری که مشاهده می‌شود، چیدمان بالک‌ها از بزرگ به کوچک (حالت پنجم)، بهترین عملکرد را نسبت به بال تنها و بال به همراه سایر چیدمان‌ها خواهد داشت.

جدول (۴) درصد کاهش پسای القایی بالک با چیدمان‌های مختلف بالک‌ها را نسبت به بال تنها نشان می‌دهد. برای تمامی چیدمان‌های بالک‌ها در زاویه حمله ۶ درجه به بعد (مطابق با شکل (۲۵)) کاهش پسای القایی نسبت به بال تنها دیده می‌شود. بیشترین مقدار این کاهش در زوایای حمله ۶ تا ۱۲ درجه دیده می‌شود و بیشترین مقدار کاهش مربوط به حالتی است که بالک‌ها از بزرگ به کوچک (حالت ۵) چیده شده‌اند. این کاهش ضریب پسا در زاویه حمله ۶ درجه برای چیدمان حالت پنجم حدود ۴۰ درصد و برای زوایای حمله ۱۰ و ۱۲ درجه حدود ۲۲/۵ درصد می‌باشد.

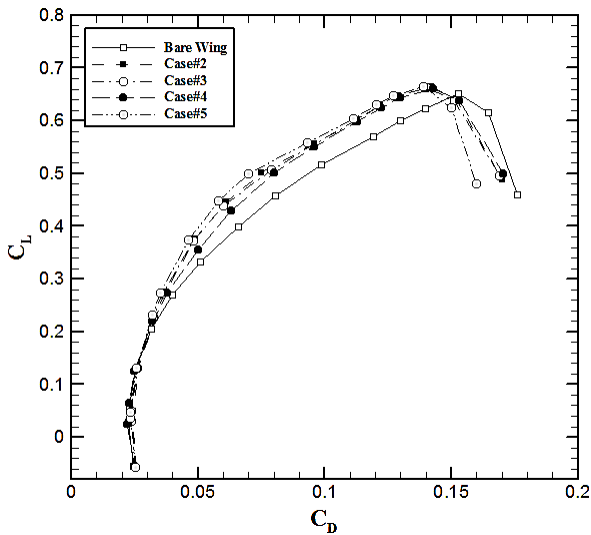


شکل ۲۶- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها

جدول ۲- درصد تغییرات ضریب پسا برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نسبت به حالت بال تنها

زاویه حمله	درصد اختلاف حالت ۲ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۳ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۴ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۵ نسبت به حالت ۱
-۴	۴/۴۳۱۳۷۲	۴/۰۵۵۱۱۸	۲/۵۲	۲/۹۰۸۳۶۷
-۲	۶/۶۶۶۶۶۷	۵/۸۸۲۳۵۳	-۱/۸۱۸۱۸	۲/۰۳۰۳۰۳
۰	۵/۳۴۹۷۴۹	۲/۱۲۷۶۶	۰	۱/۲۸۷۵۵۴
۲	۵/۲۲۵۵۶۴	۳/۰۳۸۴۶۲	-۰/۸۴	۲/۲۸۶۸۲۲
۴	۲/۹۱۴۱۱	۲/۳۱۴۸۱۵	۱/۰۹۳۷۵	۱/۰۹۳۷۵
۶	-۸/۱۰۸۱۱	-۱۱/۱۱۱۱	-۵/۲۶۳۱۶	-۱۴/۲۸۵۷
۸	-۴/۰۸۱۶۳	-۶/۲۵	-۲	-۱۰/۸۶۹۶
۱۰	-۸/۱۹۶۷۲	-۱۰	-۴/۷۶۱۹	-۱۳/۷۹۳۱
۱۲	-۷/۶	-۲/۱۵۱۹	-۰/۸۷۵	-۱۵/۲۸۵۷
۱۴	-۳/۰۲۳۹۸	-۴	-۲/۹۱۶۶۷	-۶/۲۳۶۵۶
۱۶	-۵/۴۰۳۰۱	-۶/۰۶۰۶۱	-۵/۳۰۹۷۳	-۶/۸۲۲۲۶

تغییرات بازده آیرودینامیکی (نسبت نیروی برآ به پسا) بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نسبت به بال تنها در شکل (۲۷) دیده می‌شود. همان‌طوری که



شکل ۲۸- پسای قطبی برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها

عدم قطعیت جواب‌ها

در یک آزمایش منابع خطاهای مختلفی وجود دارد که تقریب و تخمین نحوه و میزان این خطا جهت اطمینان به نتایج حاصل از آزمایش، بخشی از آزمایش به حساب می‌آید. در کلیه کارهای مهندسی، تلاش برای کم کردن خطاها امری ضروری است و بدون شک هر مهندس چه در کارهای عددی و چه در کارهای تجربی با وجود خطاها در مسائل خود دست و پنجه نرم می‌کند. تنها کار ممکن در این زمینه در وهله اول، شناخت خطاهای موجود در مسأله و در آخر، سعی در کاهش هر یک از آنها است. اندازه‌گیری عدم قطعیت در یک آزمایش را می‌توان در جریان یک آزمایش معرفی کرد تا کیفیت نتایج حاصل از آزمایش مشخص گردد. با توجه به هدف انجام آزمایش، اطلاعات مشخصی مورد استفاده قرار می‌گیرد و روش‌های مختلفی دنبال می‌شود. هدف نهایی از آنالیز عدم قطعیت پیدا کردن تقریبی حداکثر پارامترهای خطای Precision (که به صورت اتفاقی می‌باشد) و خطای سیستماتیک است [۲۹]. با ترکیب دو پارامتر ذکر شده می‌توان خطای نهایی آزمایش و میزان عدم قطعیت نتایج آزمایش را تعیین نمود. با توجه به ابعاد مدل و سرعت جریان آزاد ۲۴/۷ متر بر ثانیه، می‌توان میزان خطای نیروی اندازه‌گیری را بر حسب ضریب برا و پسا به صورت زیر تبدیل نمود.

$$C_L = C_{L\pm} \pm 0.01936$$

جدول ۳- درصد تغییرات نسبت نیروی برآ به پسا برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نسبت به حالت بال تنها

زاویه حمله	ضریب پسای القایی بال تنها	درصد کاهش حالت ۲ نسبت به حالت ۱	درصد کاهش حالت ۳ نسبت به حالت ۱	درصد کاهش حالت ۴ نسبت به حالت ۱	درصد کاهش حالت ۵ نسبت به حالت ۱
۰	۰/۰۰۰۴	۷۶/۴۷۰۵۹	۵۵/۵۵۵۵۶	۰	۴۲/۸۵۷۱۴
۲	۰/۰۰۲۶۱	۳۴/۷۵	۲۳/۲۳۵۲۹	-۸/۷۵	۱۸/۴۳۷۵
۴	۰/۰۰۹۰۵	۹/۵	۷/۶۵۳۰۶۱	۳/۷۲۳۴۰۴	۳/۷۲۳۴۰۴
۶	۰/۰۱۷۴	-۲۰/۸۳۳۳	-۲۹/۸۵۰۷	-۱۲/۹۸۷	-۴۰/۳۳۲۶
۸	۰/۰۲۸۴	-۷/۵۷۵۷۶	-۱۱/۸۱۱	-۳/۶۴۹۶۴	-۲۱/۳۶۷۵
۱۰	۰/۰۴۳۴	-۱۳/۰۲۰۸	-۱۶/۰۴۲۸	-۷/۴۲۵۷۴	-۲۲/۵۹۸۹
۱۲	۰/۰۵۸۱	-۱۰/۸۷۷۹	-۳/۰۱۴۱۸	-۱/۲۱۹۵۱	-۲۲/۵۷۳۸
۱۴	۰/۰۷۶۲	-۳/۹۵۶۳۴	-۵/۲۴۸۶۲	-۳/۸۱۴۷۱	-۸/۲۳۸۶۴
۱۶	۰/۰۹۶۴	-۶/۷۵۵۲۶	-۷/۵۸۹۲۹	-۶/۳۳۱۷	-۸/۵۵۸۵۶
۱۷	۰/۱۰۷۳	-۷/۹۴۷۶۹	-۸/۸۲۳۵۳	-۷/۶۲۲۸۷	-۹/۸۲۶
۱۸	۰/۱۱۷۲	-۱۰/۰۴۶۹	-۱۱/۱۹۵۴	-۹/۱۲۴۷۷	-۱۲/۲۶۰۵
۱۹	۰/۱۳	-۸/۸۷۷۷۲	-۱۰/۷۳۲۵	-۷/۹۷۳۴۲	-۱۱/۶۸۳۸
۲۰	۰/۱۴۱۸	-۹/۶۶۷۴۴	-۱۰/۴۳۶۱	-۸/۷۴۲۳۳	-۱۱/۳۰۳
۲۱	۰/۱۵۳۴	-۴/۰۷۰۵۶	-۴/۸۱۴۲	-۳/۷۱۸۷۳	-۱۱/۶۴۴۸

جدول ۴- درصد کاهش ضریب پسای القایی برای حالت‌های مختلف چیدمان بالک‌ها نسبت به حالت بال تنها

زاویه حمله	درصد اختلاف حالت ۲ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۳ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۴ نسبت به حالت ۱	درصد اختلاف حالت ۵ نسبت به حالت ۱
-۴	۰/۲۵۷۱۶۱	۰/۱۲۵۴۰۶	-۳/۷۶۲۹۸	۰/۴۳۱۶۲
-۲	-۱۶/۱۶۵۴	-۱۲/۸۲۲۲	-۱۲/۴۰۰۸	-۶/۲۱۸۷۵
۰	-۱۰/۳۳۲۱	-۷/۴۲۰۶۸	-۵/۸۵۰۳۴	-۵/۰۸۶۳۸
۲	-۵/۵۱۳۶۹	-۳/۴۱۶۰۴	۰/۴۹۳۳۹	-۲/۶۹۰۸۲
۴	۱/۶۳۳۴۹۱	۲/۱۴۸۰۱	۳/۰۰۳۰۲۲	۳/۸۸۰۸۲۳
۶	۱۲/۰۱۹۲۳	۱۳/۷۰۹۴	۸/۵	۱۷/۲۶۲۳۱
۸	۱۴/۷۶۱۸۳	۱۵/۱۶۸۹۶	۵/۰۷۰۰۲۸	۱۹/۵۵۹۳۴
۱۰	۱۸/۴۲۶۲۷	۱۹/۴۷۷۶۳	۱۳/۷۲۲۱۱	۲۲/۵۴۱۲۴
۱۲	۱۵/۷۹۱۹۷	۱۱/۱۲۶۶۶۱	۹/۶۴۶۶۰۸	۲۱/۵۵۹۶۴
۱۴	۸/۴۴۱۳۲۸	۹/۰۲۲۰۶۵	۷/۴۶۲۶۴۳	۱۱/۴۹۶۹۳
۱۶	۱۱/۴۵۰۹۸	۱۱/۹۴۱۲۹	۱۰/۹۲۷۱۸	۱۲/۷۷۲۸۳
۱۷	۸/۹۷۳۶۹۲	۹/۱۳۷۹۰۹	۸/۰۱۹۸۵۵	۱۰/۳۷۰۱۳
۱۸	۱۲/۸۵۷۹۹	۱۳/۴۸۱۲۴	۱۱/۸۴۸۴۹	۱۴/۳۵۴۱۷
۱۹	۷/۲۰۰۰۴۸	۸/۴۰۹۹۴۸	۶/۲۶۲۴۷۴	۹/۳۲۵۴۷۳
۲۰	۸/۶۶۳۲۵	۹/۰۸۴۰۸۵	۷/۵۹۴۱۵۲	۱۰/۰۴۳۸۳
۲۱	۹/۳۳۴۹۱۴	۱۱/۱۴۰۲۶	۱۱/۰۶۸۷۵	۱۳/۰۶۸۱۸

- 16-Inam
- 17-Azlin
- 18-Spalart- Allmaras
- 19-Srikanth
- 20-Dinesh
- 21-Blended
- 22-Ceron-Muñoz
- 23-Fence
- 24-Gurney Flap
- 25-Slotted Wingtips
- 26-Saiteja
- 27-Sethunathan
- 28-Multiple Winglet
- 29-Prabhakar
- 30-Cant Angle
- 31-Rademacher
- 32-Possibility of Retrofitting
- 33-Dassault Falcon
- 34-Muthusamy
- 35-Saravanan

منابع

- [1] Soltani, M. R., Ghorbanian, K., and Nazarinia, M. (2004), "Experimental Investigation of the Effect of Various Winglet Shapes on the Total Pressure Distribution Behind a Wing", Proceeding of the 24th ICAS, Yokohama, Japan.
- [2] Hossain, A., Rahman, A., Iqbal, A., Ari_n, M., Mazian, M. (2012), "Drag Analysis of an Aircraft Wing Model with and without Bird Feather like Winglet", Int. J. Aeros. Mech. Eng., 6:1, pp. 8-13.
- [3] Whitcomb, R.T. (1981), "Methods for Reducing Aerodynamic Drag", NASA Conference 2211, Proceedings of Dryden Symposium, Edwards, California.
- [4] Yates, J E., and Donaldson, C.D. (1986), "Fundamental Study of Drag and an Assessment of Conventional Drag-Due-To-Lift Reduction Devices", NASA Contract Rep 4004, Langley res. Center, Hampton, VA.
- [5] Gall, P. D., and Smit, H. (1987), "Aerodynamic characteristics of biplanes with winglet" Journal of Aircraft, AIAA, 24(8), pp.518-522.
- [6] Kroo, I. (1984), "A Generalized Approach to Multiple Lifting Surface Designs", Invited Paper, AIAA Aircraft Design Meeting, and AIAA-84-2507.
- [7] La Roche, U., "Wing-Grid, a Novel Device for Reduction of Induced Drag on Wings", Fluid Mechanics Laboratory HTL Brugg-Windisch, CH-5200, Switzerland, (1996).
- [8] Roche, L. (1998), "Wing Whit a Wing Grid as the End Section", United States Patent # 5, 823, 480.
- [9] Roche, L.(2002), "Wing Comprising a Distal Wing Grid", United States Patent # 6,431, 499, b1.

$$C_D = C_{D\pm} \pm 0.00225$$

نتیجه‌گیری

نتایج آزمایش‌های انجام شده روی یک مدل بال به همراه بالک شبکه‌ای در سرعت پایین نشان می‌دهد که اضافه نمودن بالک شبکه‌ای باعث کاهش پسای القایی بال می‌شود. به طور خلاصه نتایج کلی این تحقیق به شرح زیر می‌باشند:

۱. برای بال معمولی و بال با انواع چیدمان‌های مختلف بالک شبکه‌ای، واماندگی در زاویه حمله ۲۰ درجه اتفاق می‌افتد.
۲. در زوایای حمله کمتر از ۶ درجه، مقدار ضریب برآ برای بال تنها و بال دارای بالک، اختلاف محسوسی ندارد. ولی با افزایش زاویه حمله اثر بالک به خوبی در مقدار ضریب برآ نمایان می‌شود.
۳. در زاویه حمله بیش از ۶ درجه بیشترین افزایش در مقدار نیروی برآ مربوط به حالتی است که بالک‌ها از بزرگ به کوچک چیده شده‌اند. همچنین در این حالت بیشترین کاهش پسای القایی نسبت به بال تنها دیده می‌شود.
۴. در زوایای حمله کمتر از ۶ درجه، با نصب بالک هیچ بهبودی در نیروی پسا احساس نمی‌شود. ولی با افزایش زاویه حمله، نیروی پسای بال با بالک نسبت به بال بدون بالک کاهش می‌یابد و کمترین مقدار نیروی پسا مربوط به حالتی است که بالک‌ها از بزرگ به کوچک چیده شده‌اند.
۵. بیشترین بازده آیرودینامیکی مربوط به حالتی است که بالک‌ها از بزرگ به کوچک چیده شده‌اند که این حداکثر مقدار، در زاویه حمله ۱۰ درجه اتفاق می‌افتد.

پی‌نوشت‌ها

- 1- Spiroid
- 2-Whitcomb
- 3-Richenberg
- 4-Ilan Kroo
- 5-Ring Wing
- 6-Box Wing
- 7-Robert Meyer
- 8-Peter Covell
- 9-Peter Masak
- 10-La Roche
- 11-Wing Grid
- 12-Blended Winglet
- 13-Arora
- 14-Cosin
- 15-Hossain

International Journal of Mechanical & Industrial Engineering, Vol.1, Issue1.

[20]Dinesh, M., Premkumar, P. S., Rao, J.S., Senthilkumar, C. (2013),” Performance Analysis of Winglets Using CFD Simulation”, Altair Technology Conference, India.

[21]Ceron-Muñoz, H. D., Diaz-Izquierdo, D. O., Solarte-Pineda, J., Catalano, F. M. (2014), “Aerodynamic Interference of Wingtip and Wing Devices on BWB Model”, 29Th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St Petersburg, Russia.

[22]Saiteja, A., Suresh, C.(2014),” Computational Analysis Of Slotted Wing Tips At Low Reynolds Number”, International Journal of Scientific & Technology Research, Vol.3, Issue 3.

[23]Sethunathan, P. (2014),” Computational Investigation of Inviscid Flow over a Wing With Multiple Winglets”, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Vol.3, Issue 6.

[24]Prabhakar, A., Ohri, A. (2014),” Application of CFD Simulation in the Design of a Parabolic Winglet on NACA 2412”, Proceedings of the World Congress on Engineering 2014, Vol.2, WCE 2014, London, U.K.

[25]Rademacher, P.R.,” Winglet Performance Evaluation Through the Vortex Lattice Method”, Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, Florida, May 2014.

[26]Muthusamy, N., Vignesh Kumar, S., Senthilkumar, C. (2015),” Force Measurement on Aircraft Model with and without Winglet using Low Speed Wind Tunnel”, International Journal of Engineering and Technology (IJET), Vol.6, No.6.

[27]Saravanan, P., Parammasivam, K.M. (2015),” Experimental studies of aerodynamics on winglets”, National Conference on wind tunnel testing, vol.1.

[28] Bertin j., and Smith M. L., “Aerodynamics for Engineers”, 2nd ed., Prentice Hall Inc, (1989).

[29] Walter R.W., Huyse L. (2002), “Uncertainty Analysis for Fluid Mechanics with Application”, NASA/CR-2002-211449 ICASE Report N.2002-1.

[10] Hurt, H.H. (1965), “Aerodynamics for Naval Aviators”, The Office of the chief of naval operation, Aviation training Division, U.S. Navy.

[11] Wan, T., Chou, H.C., Lien, K.W. (2006), “Aerodynamic Efficiency Study of Modern Spiroid Winglets”, 25th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Germany, Paper ICAS 2006-3.7S.

[12] Soltani, M. R., Ghorbanian, K., and Nazarinia, M. (2004), “flow analysis over and behind a wing with different winglet shapes”, aiaa 2004, 0723, 42nd aerospace sciences meeting & exhibit, keno, NV.

[13] Soltani, M. R., Ghorbanian, K., and Nazarinia, M. (2004), “experimental investigation of the effect of various winglet shapes on the total pressure distribution behind a wing”, 24th icas congress, Yokohama, Japan.

[14]Arora, P.R., Hossain, A., Edi, P., Jaafar, A.A., Younis, T.S. and Saleem, M. (2005),” Drag Reduction in Aircraft Model Using Elliptical Winglet”, Journal of the Institution of Engineers, Vol.66, No.4.

[15]Cosin, R., Catalano, F. M.(2009),” Aerodynamic Analysis of the Use of Multi-Winglets in Light Aircrafts”, Brazilian Symposium on Aerospace Eng. & Applications, 3rd CTA-DLR Workshop on Data Analysis & Flight Control, S. J. Campos, SP, Brazil.

[16]Hossain, A., Rahman, A., Iqbal, A.K.M.P., Ariffin, M. and Mazian, M. (2010),” Drag Analysis of an Aircraft Wing Model with and without Bird Feather like Winglet”, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering 4:1.

[17]Inam, M.I., Mashud, M., Al-Nahian, A. and Selim, S.M.S. (2010),”Induced Drag Reduction for Modern Aircraft without Increasing the Span of the Wing by Using Winglet”, International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS, Vol.10, No.3.

[18]Azlin, M.A., Mat Taib, C.F., Kasolang, S. and Muhammad, F.H. (2011),” CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow”, Proceedings of the World Congress on Engineering 2011, Vol.1, WCE 2011, London, U.K.

[19]Srikanth, G., Surendra, B. (2011),” Experimental Investigation on the Effect of Multi-Winglets”,