

بررسی تجربی و عددی اثر تولید کننده گردابه بر الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مسافربری

شرفی احمد^{۱*}، احمدخواه انور^۲، بخشنده محمد^۳، محمودی محمدرضا^۴

۴،۳،۲،۱- عضو هیئت علمی دانشکده هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری

(دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۱۲/۲۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۰/۱۲/۱۵)

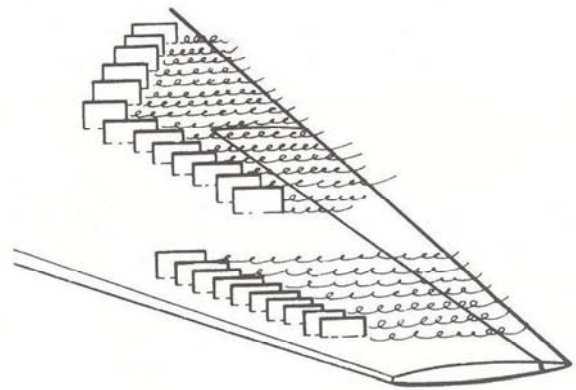
چکیده

در این تحقیق به بررسی تجربی و عددی اثر تولید کننده‌های گردابه بر الگوی جریان روی سطح بالایی یک مدل بال هواپیمای مسافربری و همچنین ضرایب آیرودینامیکی آن پرداخته شده است. ایرفویل مقطع بال ۶۵-۲۱۰ NACA است. تولید کننده‌های گردابه استفاده شده دارای زوایای سمتی صفر و ۱۵ درجه نسبت به امتداد جریان هستند. آزمایشات تجربی شامل آشکار سازی الگوی جریان بر روی سطح بالایی بال توسط تافت و اندازه‌گیری نیروهای برآ و پسا می‌باشند. برای تحلیل عددی جریان از نرم افزار فلونت و مدل سازی تنش رینولدز استفاده شده است. بررسی‌ها در سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز ۲۶۵۰۰۰ است و در زوایای حمله ۲- تا ۲۰ درجه انجام شده‌اند. نتایج تجربی و عددی نشان می‌دهند که اضافه نمودن تولید کننده‌های گردابه به بال باعث افزایش حداکثر ضریب برآ، افزایش زاویه حمله واماندگی و کاهش نیروی پسا می‌شود. همچنین بیشترین مقدار نیروی برآ و کمترین مقدار نیروی پسا مربوط به بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه می‌باشد. در زوایای حمله پایین (قبل از واماندگی) حل عددی انجام شده تطابق بسیار خوبی با داده‌های تجربی دارد و در زوایای حمله بالا (بعد از واماندگی و جدائی جریان)، بدلیل پیچیدگی مساله جدایش، نرم‌افزار فلونت از دقت کافی برخوردار نیست. **واژه‌های کلیدی:** تولید کننده گردابه، الگوی جریان، ضرایب آیرودینامیکی، تست تونل باد، حل عددی، هواپیمای مسافربری

مقدمه

کاهش نیروی پسا از دیرباز مورد توجه اندیشمندان و دانشمندان علوم هوافضایی، صنایع خودرو، طراحان ساختمان ها، برج‌ها، پل‌ها، و غیره قرار گرفته است. در همه موارد سعی بر این بود تا با استفاده از نمونه‌ها و ترفندهای جدید و نو بتوان از میزان نیروی پسا کاست. از همان سال‌های ساخت اولین هواپیما توسط برادران رایت سعی بر آن بود که شکل خارجی هواپیما به گونه‌ای باشد تا کمترین نیروی پسا را ایجاد نماید. تا بتوان آنرا با حداقل نیروی پیشرانش به جلو راند. پس از آن نیز با پیشرفت روز افزون علم، راه کارهای مختلفی در این زمینه پیشنهاد شد. یکی از عواملی که باعث ایجاد نیروی پسا می‌گردد، جدایش جریان از روی سطح اجسام است. شیوه‌های مختلفی برای جلوگیری از جدایش لایه مرزی در هواپیما و کاربردهای مهندسی وجود دارد. برخی از این وسایل برای انجام وظیفه خود به یک توان اضافی که توسط واحد پیشرانه تولید می‌شود، نیاز دارند به این وسایل، فعال^۱ گفته می‌شود. تعدادی

نیز غیر فعالند^۲ یعنی برای انجام وظیفه خود به توان اضافی احتیاج ندارند. بنا به یک قانون کلی، در پرواز افقی مستقیم که به وسایل کنترل غیر فعال نیازی نیست در صورت وجود این وسایل نیروی پسا افزایش می‌یابد. برای کنترل جریان مرزی برای وسایل فعال می‌توان از شیوه‌های مکش، دمش، سطح متحرک^۳، حرکت مغناطیسی^۴، حرکت الکتریکی^۵، اغتشاش القائی جت^۶، سیستم‌های کنترلی بازخوردی^۷ و لایه مرزی دوتائی^۸ و برای وسایل غیر فعال می‌توان از تولید کننده‌های گردابه^۹، تیغه بال^{۱۰}، لبه حمله گسترش یافته^{۱۱} و لبه حمله دندان اره‌ای^{۱۲} استفاده کرد. اکثر وسایل کنترل لایه مرزی غیر فعال، گردابه‌هایی را به شیوه‌های مختلف ایجاد می‌کنند. در بالهای پسرگا به علت وجود تمایل جریان برای حرکت به سمت نوک بال و ایجاد واماندگی در نوک بال معمولاً از وسایل غیر فعال برای کنترل جریان استفاده می‌کنند. یکی از وسایل معمول برای کنترل جریان بر روی سطح بال‌های پسرگا، تولید کننده‌های گردابه هستند (شکل ۱).



شکل ۱- شماتیک نحوه قرار گیری و نصب تولید کننده‌های گردابه بر روی سطح بال [۱].

بیش از ۵۰ سال است که از تولید کننده‌های گردابه برای بهبود پارامترهای آیرودینامیکی بال‌های هواپیما استفاده می‌شود. تولید کننده‌های گردابه جزء وسایل کنترل لایه مرزی هستند که یک انرژی اضافی به گردایان فشار نامطلوب لایه مرزی که در حال جدایی از سطح می‌باشد، منتقل می‌کنند. این وسایل معمولاً صفحات کوچک مثلثی یا چهار گوش هستند که بر روی سطح بال در مقابل جریان نصب می‌شوند. آنها مانند یک بال کوچک با ضریب منطری پایین عمل کرده که جریان عبوری از نوک آنها باعث بوجود آمدن یک جریان گردابه در راستای وتر بال می‌گردد که این جریان، انرژی جنبشی زیادی را به لایه مرزی منتقل می‌نماید. این وسایل باعث تاخیر در جدایش جریان بر روی بال یک هواپیما در زوایای بالا می‌گردند. بدیهی است با به تعویق انداختن جدایش جریان، نیروی پسا نیز کاهش می‌یابد. این وسایل همچنین باعث افزایش حداکثر ضریب برآ می‌شوند بطوری‌که هواپیما می‌تواند در سرعت‌های پایین بر روی زمین بنشیند [۲]. تولید کننده‌های گردابه اولین بار توسط تیلور^{۱۳} و براینس^{۱۴} در سال ۱۹۶۰ در ناسا مورد بررسی قرار گرفتند [۳]. کنترل جدایش جریان لایه مرزی مغشوش با استفاده از تولید کننده‌های گردابه خیلی ریز توسط جان سی لین^{۱۵} بررسی شده است [۴]. این مطالعه شامل گسترش مطالعات میدان جریان ناشی از تولید کننده‌های گردابه و کاربرد آنها برای افزایش مقدار بالای برآ می‌باشد. تحقیقات بنیادی وی نشان داد که بکارگیری تولید کننده‌های گردابه خیلی ریز، موثرترین و کارآمدترین وسیله برای کاهش جدایش جریان در لایه‌های مرزی مغشوش است. این بررسی‌ها بر روی یک ایرفویل برآ بالا در اعداد رینولدز نزدیک اعداد

رینولدز پروازی صورت گرفته است. مزایای عمده این نوع تولید کننده‌های گردابه علاوه بر کنترل موثر جدایش جریان، سادگی و پسای پایین آنها است. نتایج این بررسی نشان می‌دهد که بکارگیری تولید کننده‌های گردابه خیلی ریز کاهش قابل توجهی در جدایش جریان گذرنده از روی فلپ را دارند. همچنین افزایش ۱۰ درصدی در نیروی برآ، کاهش ۵۰ درصدی نیروی پسا و افزایش ۱۰۰ درصدی نسبت برآ به پسا از دیگر مزیت‌های استفاده از این وسایل می‌باشد [۴]. بررسی تولید کننده‌های گردابه بعنوان یک وسیله جدید برآ بالا در هواپیماهای مسافربری توسط ملین^{۱۶} و همکارانش انجام شده است [۵]. آنها با استفاده از روش‌های تجربی و عددی به شبیه سازی رفتار آیرودینامیکی یک بال هواپیمای مسافربری که مجهز به تولید کننده‌های گردابه باز شونده^{۱۷} است، پرداخته‌اند. هندسه مورد بررسی در این تحقیق شامل یک ردیف ساده از بال‌های مثلثی شکل کوچک است که بر روی سطح بالائی ایرفویل و نزدیک لبه حمله نصب شده‌اند. نتایج تجربی تست تونل باد یک افزایش حدود ۰/۳ را در حداکثر ضریب برآ و یک افزایش اندک در ضریب نیروی پسا و مشخصه‌های واماندگی نشان می‌دهد [۵]. سایمون ا پرنس^{۱۸} و همکارانش تولید کننده‌های گردابه غیر فعال جت هوا را برای جلوگیری از واماندگی یک ایرفویل بکار برده‌اند [۶]. در این تحقیق به مطالعه تجربی و عددی نمونه‌ای از سیستم کنترل جریان تولید کننده گردابه جت هوا جهت به تاخیر انداختن یا حذف جدایش لایه مرزی لبه فرار و به دنبال آن واماندگی یک مدل ایرفویل NACA۲۳۰۱۲ پرداخته شده است. نتایج مطالعاتشان نشان می‌دهد که استفاده از تولید کننده‌های گردابه جت هوا غیر فعال بطور موثری جدایش جریان لبه فرار و واماندگی را تا زوایای حمله بالاتری به تاخیر می‌اندازد و مقدار نیروی پسا را بدون اینکه نیاز به انرژی ورودی باشد، به مقدار قابل توجهی کاهش می‌دهد [۶]. بررسی جریان بر سطح جایگاه موتور و تیرکهای^{۱۹} آن و کنترل جریان روی بال با استفاده از تولید کننده‌های گردابه در یک پیکربندی برآ بالا توسط یوزورو یوکوکاوا^{۲۰} و همکارانش انجام شده است [۷]. در این تحقیق اثر تولید کننده گردابه نصب شده در جایگاه موتور بر عملکرد آیرودینامیکی یک مدل هواپیمای تجاری با پیکربندی برآ بالا در نزدیکی شرایط حداکثر برآ بصورت تجربی بررسی شده است. در این تحقیق، ابتدا تداخل جریان بین جایگاه موتور و بال

اصلی توسط تست تونل باد و روشهای عددی مشاهده شده است و سپس با استفاده از الگوریتم ژنتیک، محل بهینه تولید کننده‌های گردابه با استفاده از مدل کرایچینگ^{۲۱} در آزمایشات تجربی مشخص شده است. نتایج این تحقیق نشان داد که گردابه طولی ناشی از تولید کننده به خوبی جریان جدا شده نزدیک جایگاه موتور و تیرک‌های آن را کنترل می‌کند [۷]. طراحی و تحلیل تولید کننده‌های گردابه برای یک مدل خودروی الکتریکی هیبریدی^{۲۲} توسط جوهری بن اسماعیل^{۲۳} انجام شده است [۸]. در این تحقیق به طراحی و تحلیل تولید کننده‌های گردابه در قسمت انتهایی عقب یک مدل خودروی الکتریکی هیبریدی پروتون با استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی پرداخته شده است. این تولیدکننده‌های گردابه بصورت یک ردیف تیغه‌های مثلثی شکل هستند که در قسمت انتهایی سقف خودرو نصب شده‌اند. هدف از انجام این تحقیق، تعیین درصد کاهش نیروی پسا با بکارگیری تولید کننده‌های گردابه در سرعت‌های ۶۰ تا ۱۲۰ کیلومتر بر ساعت است. در این تحقیق، مقدار نیروی پسا با استفاده از روش‌های المان محدود و با استفاده از خروجی روشهای دینامیک سیالات محاسباتی محاسبه شده است. نتایج کارشان نشان داد که بکارگیری تولیدکننده‌های گردابه باعث کاهش نیروی پسا به مقدار ۶/۶۱ درصد می‌گردد [۸]. ناتالی سوکوا^{۲۴} و همکارانش به بررسی کنترل جدائی جریان لایه مرزی در یک ایرفویل فلپ دار با استفاده از تولید کننده‌های گردابه کوچک پرداخته‌اند [۹]. این تحقیق شامل بررسی‌های تجربی و عددی بر روی یک ایرفویل سری شش بوده است. ابتدا با استفاده از شبیه سازی عددی جریان توسط نرم افزار فلونت بر روی ایرفویل، محل جدایش جریان و ضخامت لایه مرزی ایرفویل تعیین شده است و سپس بنا به این نتایج تولید کننده‌های گردابه طراحی شده‌اند. در مطالعات تجربی با استفاده از آشکار سازی توسط تافت، به بررسی اثر این تولیدکننده‌های گردابه بر جریان روی سطح ایرفویل پرداخته شده است [۹]. مطالعه عددی اثر تولیدکننده گردابه غیر فعال برای کنترل جریان توسط فلورین ون استیلیفید^{۲۵} انجام شده است [۱۰]. در این مطالعه به بررسی عددی یک مدل آماری تولید کننده گردابه که توسط آژانس تحقیقات دفاعی سوئد^{۲۶} توسعه داده شده، پرداخته شده است. در این روش آماری دیگر نیاز به حل کامل هندسه‌های سه بعدی تولید کننده‌های گردابه در یک مش دینامیک سیالات

محاسباتی نمی‌باشد. با اعمال این مدل آماری، هزینه‌های محاسبات کاهش می‌یابد و سرعت پردازش اطلاعات افزایش می‌یابد [۱۰]. تاد آر. کوکنبوش^{۲۷} و همکارانش به بررسی گسترش و آزمایش تولید کننده‌های گردابه بازشونده با استفاده از عملگرهای آلیاژی حافظه‌دار پرداخته‌اند [۱۱]. در این تحقیق به طراحی، ساخت و نمایش عملی تولید کننده‌های بالا پرنده^{۲۸} پرداخته شده است. نتایج آزمایشات تونل باد بر روی یک بال مقیاس کامل با یک ردیف از این نوع تولید کننده‌های گردابه نشان می‌دهد که استفاده از این وسایل باعث کاهش قابل توجه جدائی جریان، افزایش نیروی برآ و همچنین نسبت برآ به پسا در هواپیماهای مسافربری می‌گردد [۱۱]. ال جی ساورین^{۲۹} به بررسی اثر تولید کننده‌های گردابه جت هوا^{۳۰} در تداخل با لایه مرزی موج ضربه‌ای پرداخته است [۱۲]. در این تحقیق، اثر تزریق بالادست جریان پیوسته هوا توسط تولید کننده‌های گردابه جت هوا در تداخل با لایه مرزی مغشوش موج ضربه‌ای بصورت تجربی بررسی شده است. این آزمایش در عدد ماخ ۲/۳ انجام گرفته است. از سیستم اندازه گیری PIV برای بررسی اثر تولید کننده‌های گردابه جت هوا بر توپولوژی لایه مرزی جریان بالادست و بر روی مشخصه‌های فاصله‌ای و دینامیکی تزریق و برای بررسی مشخصه‌های ناپایای موج ضربه‌ای انعکاسی از سیم داغ استفاده می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که تولید کننده‌های گردابه سبب کاهش طول و ارتفاع حباب جدایش شده و محدوده فرکانس انرژی موج ضربه‌ای انعکاسی را در حدود ۵۰ درصد افزایش می‌دهد [۱۲]. ژو^{۳۱} و همکارانش به بررسی تجربی کنترل جدایش جریان هیدرو دینامیک با استفاده از تولید کننده‌های گردابه پرداخته‌اند [۱۳]. در این تحقیق که بر روی یک مدل کشتی و یک استوانه با سطح مایل^{۳۲} صورت گرفته است، از تولید کننده‌های گردابه جهت به تاخیر انداختن جدایش جریان و در نهایت کاهش نیروی پسا بر روی سازه‌های دریایی استفاده شده است. نتایج کار آنها نشان داد که استفاده از تولیدکننده‌های گردابه باعث بهبود مقاومت سازه‌های دریایی می‌شود [۱۳]. جنا کولوا^{۳۳} دمانگاری مادون قرمز^{۳۴} را بعنوان وسیله‌ای بار آشکار سازی کنترل جریان توسط تولید کننده‌های گردابه بکار برده است [۱۴]. در این تحقیق به بررسی عددی و تجربی اثر تولید کننده‌های گردابه در جلوگیری از جدایش جریان بر روی یک ایرفویل NACA۶۳A۴۲۱ که دارای فلپ نیز می‌باشد، پرداخته شده است. آزمایشات تجربی شامل آشکار

همچنین ضرایب آیرودینامیکی بال پرداخته شده است. در این تحقیق از دو نوع تولید کننده گردابه با زوایای سمتی صفر و ۱۵ درجه استفاده شده است. بررسی‌ها در سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز ۲۶۵۰۰۰ است و در زوایای حمله ۲- تا ۲۰ درجه انجام شده‌اند. بررسی‌های تجربی، شامل آشکارسازی الگوی جریان بوسیله تافت و اندازه‌گیری ضرایب برآ، پسا در زوایای حمله مختلف می‌باشند. برای حل عددی از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. برای مش‌بندی از مش بی‌سازمان و جهت حل معادلات جریان از مدل اغتشاشی مدل تنش رینولدز استفاده شده است.

تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایشات تجربی در تونل باد زیر صوت انجام گرفته است. در این آزمایشات از تونل باد، مدل، برد A/D، بالانس شش مولفه و کامپیوتر جهت اخذ، ثبت و پردازش اطلاعات استفاده شده است.

مدل

کلیه بررسی‌ها بر روی یک مدل بال هواپیمای مسافربری انجام شده است. (شکل ۲).



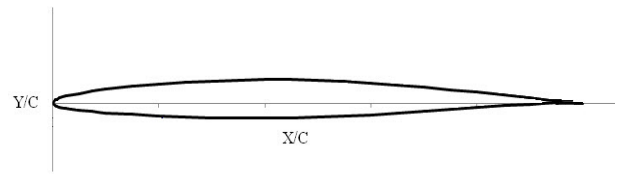
شکل ۲- نمائی از مدل آزمایشگاهی

این مدل بال دارای زاویه پسگرایی لبه حمله ۱۷ درجه و زاویه پسگرایی لبه فرار صفر درجه و ضریب منطری ۳/۱۷ می‌باشد. دهانه بال ۳۷/۴ سانتی‌متر، وتر ریشه آن ۱۴/۶ سانتی‌متر است. ایرفویل مقطع بال یک ایرفویل سری شش ده درصدی NACA ۶۵-۲۱۰ (شکل ۳) است [۱۶-۱۷]. در ضمن بال بدون پیشش می‌باشد.

سازی جریان بر روی ایرفویل با دو روش دمانگاری مادون قرمز و روغن و اندازه‌گیری نیروی برآ در زوایای حمله مختلف است. این آزمایشات بر روی دو شکل مختلف تولید کننده گردابه انجام شده‌اند. همچنین فواصل مختلف تولید کننده‌ها و اندازه‌های مختلف آنها مورد آزمایش قرار گرفته است. تولید کننده‌های گردابه با استفاده از شبیه سازی عددی جریان حول ایرفویل فلپ دار بدون تولید کننده طراحی شده‌اند. نتایج این تحقیق موثر بودن تولید کننده‌های گردابه را در کنترل جدائی جریان در تمام روشهای گفته شده نشان می‌دهد [۱۴]. بررسی عددی و تجربی امکان شکل‌گیری جریان دنباله کشتی‌های بزرگ با استفاده از تولید کننده‌های گردابه توسط پاول دیمارسکی^{۳۵} انجام شده است [۱۵]. وی با بکارگیری تولید کننده‌های گردابه در قسمت عقب کشتی دریافت که اضافه نمودن گردابه به لایه مرزی عقب کشتی می‌تواند کیفیت جریان ورودی به ملخ را بهبود بخشد چون گردابه باعث یکنواخت شدن توزیع سرعت محوری می‌شود و از جدایش جریان جلوگیری می‌نماید. این تحقیق بر بهینه سازی شکل تولید کننده‌های گردابه برای یک مدل کشتی خاص که ضریب لاغری بالا و سرعت نسبی پایینی دارد، تمرکز نموده است. وی دریافت که برای بهره‌گیری حداکثری از تولید کننده‌های گردابه، ابتدا باید بررسی‌های عددی مقدماتی راندمان تولید کننده‌های گردابه برای دو نوع کشتی (در مقیاس مدل) صورت پذیرد و یکی از آنها برای آنالیزهای بیشتر انتخاب شود و سپس یک بهینه سازی عددی برای شکل تولید کننده گردابه در کشتی انتخاب شده (از نظر تعداد اندازه و زاویه حمله تولید کننده‌های گردابه) صورت گیرد همچنین نتایج عددی توسط تستهای تجربی تایید شده و بهینه نمودن شکل کشتی توسعه داده شود و تحلیل عددی اثرات مقیاس برای بدنه صورت گیرد و در نهایت آزمایش مقاومت و مدل سیستم پیشراننده برای کشتی با تولید کننده‌های گردابه برای شکل کشتی انتخاب شده صورت پذیرد. نتایج بدست آمده تا کنون احتمال زیاد شکل‌گیری جریان دنباله توسط تولید کننده‌های گردابه را نشان می‌دهد اما هنوز هیچ مزیتی در مورد راندمان سیستم پیشراننده بدست نیامده است [۱۵]. در شکل (۱) نحوه قرارگیری تولید کننده‌های گردابه بر روی بال نشان داده شده است. در تحقیق حاضر به بررسی تجربی و عددی اثر تولید کننده‌های گردابه بر الگوی جریان روی سطح بالائی بال و

جدول ۱- اطلاعات هندسی مربوط به تولید کننده های گردابه

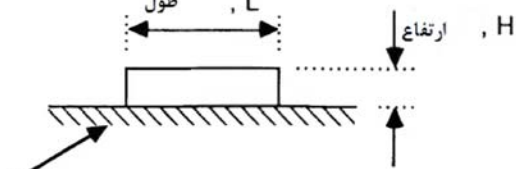
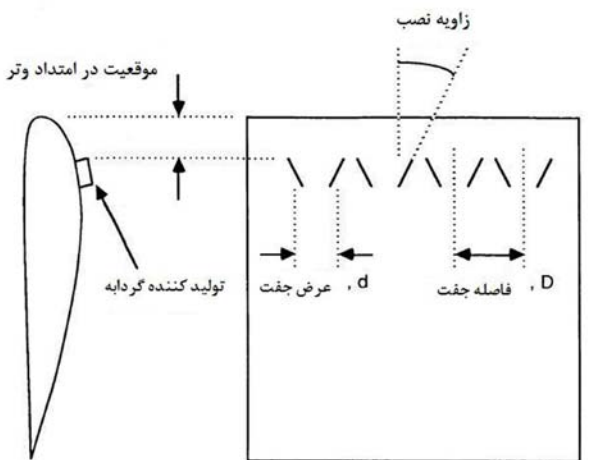
ارتفاع کننده گردابه (cm)	طول (cm)	موقعیت در امتداد وتر (cm)	زاویه نصب (Deg)	تولید کننده گردابه
۰/۲	۰/۶	۳/۷۴	صفر	نوع اول
۰/۲	۰/۶	۳/۷۴	۱۵	نوع دوم



شکل ۳- ایرفویل ۶۵-۲۱۰ NACA بکار رفته در مقطع بال

تولید کننده های گردابه

در انجام بررسی ها از دو نوع تولید کننده گردابه بطولهای ۰/۶ سانتی متر و ارتفاع ۰/۲ سانتی متر استفاده شده است. این تولید کننده های گردابه که بصورت یک صفحه تخت با زاویه سمتی 36° صفر و 15° درجه ساخته شده اند، در فاصله ۱۰٪ وتر میانگین از لبه حمله نصب شده اند (اشکال ۴ و ۵).



سطح بال

شکل ۶- معرفی پارامترهای مختلف اشکال تولید کننده های گردابه

تونل باد

آزمایشات در تونل باد زیر صوت آزمایشگاه آیرودینامیک دانشگاه هوایی شهید ستاری که ساخت شرکت زیمنس می- باشد، انجام گرفته است. این تونل از نوع مدار بسته می باشد که دارای مقطع کاری 50×96 سانتیمتر مربع و حداکثر سرعت ۵۰ متر بر ثانیه است. شدت اغتشاش^{۳۷} تونل کمتر از ۰/۲ درصد می باشد.



شکل ۴- نمائی از مدل آزمایشگاهی با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی صفر درجه



شکل ۵- نمائی از مدل آزمایشگاهی با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه

اطلاعات مربوط به تولید کننده های گردابه که مطابق با شکل ۶ است، در جدول ذیل آورده شده است.

مراحل انجام آزمایش

کلیه آزمایشات تجربی در سرعت $V_{\infty} = 30 \text{ m/s}$ که متناظر با عدد رینولدز $Re = 2.65 \times 10^5$ می باشد، انجام شده اند. آزمایشات در زوایای حمله -2° تا 20° درجه با گام 2° درجه انجام شده اند. آزمایشات تجربی انجام شده شامل آشکارسازی الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال توسط تافت و اندازه گیری نیروهای آیرودینامیکی برآ و پسا می باشند. ابتدا چگونگی واماندگی بال توسط آشکار سازی جریان در زوایای حمله مختلف تعیین گردید و در مرحله بعد تولید کننده های گردابه در نقاطی که واماندگی بال اتفاق می افتد نصب شدند. در مرحله بعد نیروها بوسیله دستگاه بالانس اندازه گیری می شود و خروجی آن توسط برد A/D اخذ و به کامپیوتر انتقال می یابد.

شبیه سازی عددی

تحلیل عددی جریان حول بال تنها و بال به همراه تولید کننده های گردابه در نرم افزار فلوئنت نسخه ۶/۲/۰ انجام شده است. مدل استفاده شده برای تحلیل بوسیله نرم افزار فلوئنت، با استفاده از مدل ساز گمبیت نسخه ۲/۴ ساخته شده است. برای تولید شبکه محاسباتی جهت حل عددی از امکانات این نرم افزار استفاده می شود. رینولدز جریان برابر 265000 لحاظ شده است و ضخامت لایه مرزی 0.5 سانتی متر فرض شده است. با مطالعاتی که انجام شد از مش بی سازمان برای مش بندی مدل استفاده گردید. چون رفتار جریان در قسمت لبه حمله و نواحی اتصال تولید کننده های گردابه با تغییرات بیشتری مواجه است، بنابراین در نواحی مجاور آن از مش بندی خاص با المان های بیشتر استفاده شده است. در این نواحی کل حجم شبکه محاسباتی به احجام کوچک تری تقسیم شده و روی این احجام شبکه بی سازمان ساخته شده است. جهت رسیدن به یک شبکه محاسباتی مناسب، تعداد المان های حجمی به حدود 950000 افزایش یافت و برای اجرای برنامه از یک کامپیوتر با دو پروسسور استفاده گردید. باید توجه داشت که نیازی به افزایش تعداد المان های حجمی جهت افزایش دقت محاسبات نخواهد بود و هرچه تعداد المان های حجمی مجاور بدنه ریزتر گردند نتایج تغییرات چندانی نخواهد کرد. برای مدل سازی جریان نزدیک دیواره از توابع استاندارد دیواره^{۳۸} موجود در نرم افزار استفاده شده است. برای مدل مورد نظر مقدار y^+ بین 350 تا 500 بوده است [۱۸]. مدل اغتشاشی مورد استفاده

جهت حل معادلات جریان از نوع مدل تنش رینولدز می باشد. این مدل اغتشاشی در مقایسه با مدل های مختلف توربولانسی $k-\epsilon$ از جهت پیش بینی فیزیک جریان و حل معادلات اغتشاشی کامل تر است. در این روش، پیوستگی قابل قبولی بین معادلات ممنتوم جریان و پارامترهای اغتشاش جریان ایجاد می شود و در نهایت پیش بینی فیزیک جریان با دقت بیشتری صورت خواهد گرفت برای محاسبه پارامترهای دیگر جریان از معادلات گاز کامل استفاده شده است و برای لزجت جریان، روش ساترلند بکار رفته است. همگرا شدن مانده ها در حل عددی با استفاده از این روش خیلی به کندی صورت می گیرد و جهت تسریع آن بهتر است که برای حدس های اولیه مقادیر، از روش های آسان تر مانند $k-\epsilon$ استفاده شود و در ادامه حل، روش مدل تنش رینولدز بکار رود. چون در این روش ارتباط مابین معادلات ممنتوم و مقادیر متغیرهای اغتشاشی با دقت بالایی صورت می گیرد، بنابراین همگرا شدن حل معادلات با مشکلات بیشتری نسبت به سایر روش های دیگر نظیر $k-\epsilon$ استاندارد یا RNG همراه بود و لازم است در طول پروسه حل عددی در مقادیر تجربی نرم افزار، تغییراتی داده شود [۱۹-۲۰]. جهت شبیه سازی عددی جریان، از شرایط مرزی فشار و عدد ماخ جریان، برای یک حجم محدود استفاده می شود و معادلات با روش ضمنی پیوسته در میدان جریان حل می شود. استفاده از این شرایط مرزی علاوه بر سازگاری مناسب با الگوی جریان، موجب همگرا شدن سریع تر مانده ها^{۳۹} نیز خواهد شد. از عوامل موثر دیگر در همگرا شدن مقادیر مانده ها، گستردگی حجم کنترل نسبت به مدل است و باید حجم کنترل به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شود. برای این منظور با توجه به اندازه مدل و پهنای آن، حجم کنترل حدود 25 الی 30 برابر طول مدل در نظر گرفته شده است.

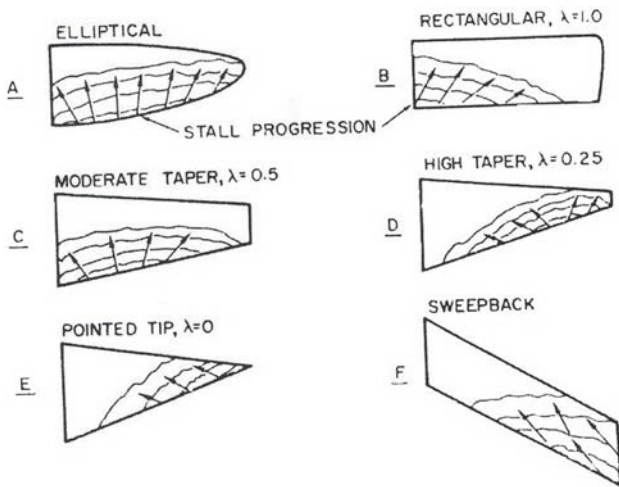
نتایج

نتایج مربوط به این بررسی به دو صورت نتایج تجربی و عددی ارائه می گردد.

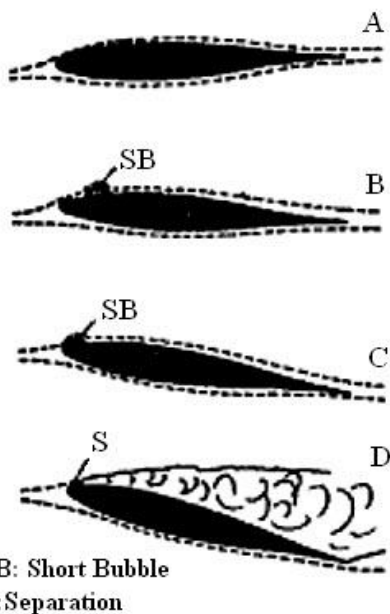
الف- نتایج تجربی

در شکل ۷ الگوی واماندگی بال برای هندسه های مختلف آورده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست برای بال های با ضریب باریک شونده گی حدود 0.6 (ضریب باریک شونده گی بال

الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال بوسیله تافت برای بال بدون تولید کننده گردابه در زوایای حمله صفر، ۶، ۱۰، ۱۲، و ۱۶ درجه در شکل ۹ آورده شده است. جنس تافت مورد استفاده در این آزمایشات از نخهای قابل انعطاف با طول ۲ سانتی متر است که به فاصله ۲ سانتی متری از یکدیگر در امتداد دهانه بال نصب شده اند. در شکل ۹ تافت های آرام و کاملا چسبیده به سطح بال (زوایای حمله صفر و ۶ درجه) نشان دهنده جریان جدا نشده در همه نقاط بال هستند.



شکل ۷- الگوی واماندگی بال با هندسه های مختلف [۲۱].

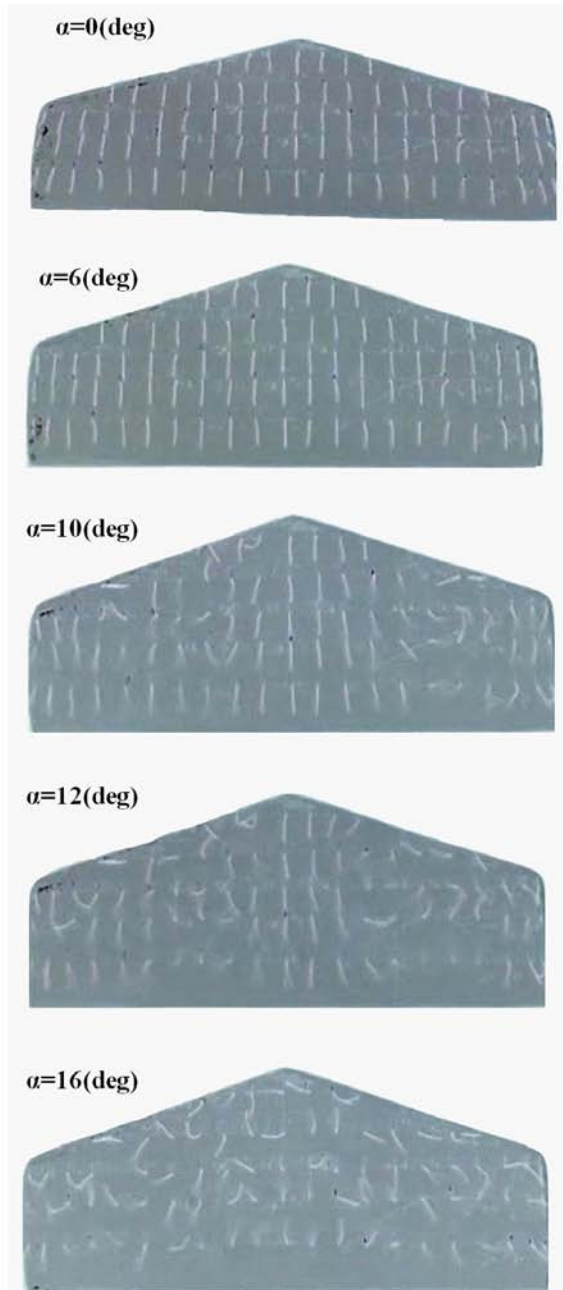


SB: Short Bubble
 S: Separation

شکل ۸- شماتیک الگوی واماندگی ایرفویل بال [۲۱].

موجود) واماندگی بال از قسمت انتهائی بال شروع شده و با افزایش زاویه حمله این ناحیه نیز افزایش یافته و محدوده بیشتری از سطح بال را در بر می گیرد [۲۱]. این نوع پیش بینی بدون توجه به نوع ایرفویل تشکیل دهنده بال و پارامترهای دیگری نظیر میزان زاویه پیچش بال، محل قرار گیری بال در هواپیما، زاویه هفتی بال و متعلقاتی مانند برآ افزایش نوک بال، شهپر و مانند آن است که می تواند بر رفتار آیرودینامیکی بال موثر بوده و فرآیند و محل جدایش آنرا تغییر دهند. همچنین شرایط جریان، آشفته یا آرام بودن و رینولدز جریان نیز می تواند بر زاویه حمله شروع جدایش و سرعت گسترش واماندگی موثر باشد. اهمیت تشخیص مکانیزم واماندگی یک بال سه بعدی در طراحی و جانمایی اجزای مختلف روی سطح بال مانند شهپرها، برآ افزا و مستحکم سازی اجزای سازه های نظیر ریب و اسپارها^{۴۰} و پوسته بال است. در طراحی یک بال باید دقت شود که سطوح کنترلی بخصوص شهپرها در مناطقی قرار گیرند که در حداکثر بازده زاویه حمله، اثر پذیری و کارائی خود را حفظ کنند و حتی پس از واماندگی کامل بال، قابل استفاده باقی بمانند. زیرا برای خروج از شرایط واماندگی و بازیافت هواپیما به شرایط پروازی، کاربرد سطوح کنترل بخصوص شهپرها اجتناب ناپذیر است. همچنین طراحی سازه های بال باید به نحوی باشد که در تمام شرایط آیرودینامیکی بوجود آمده، حاشیه اطمینان سازه ای مناسبی وجود داشته باشد. بر اساس تئوری های موجود در مرجع [۲۲] ایرفویل مقطع بال مورد بررسی (شکل ۳) یک ایرفویل ۱۰ درصدی سری شش است که طبق طبقه بندی ایرفویل ها از نظر نحوه واماندگی، بدلیل ایجاد و گسترش حباب جدایش^{۴۱} در لبه حمله وامانده می شود (شکل ۸) [۲۳]. همچنین توجه در نمودار تغییرات نیروی برآ بر حسب زاویه حمله [۲۲] نشان می دهد که این ایرفویل یک واماندگی سریع و ناگهانی دارد که این موضوع تشکیل و انفجار حباب جدایش را تایید می کند. بنا به شکل (۷) آغاز واماندگی در بالهای دوزنقه ای شکل عمدتاً از بخش انتهائی لبه فرار آغاز شده و به سایر بخش ها گسترش می یابد. بدون شک این پدیده تحت تاثیر مشخصات جزئی تر بال های دوزنقه ای مانند ایرفویل مقاطع بال، زاویه پیچش و زاویه پسگرایی تغییراتی خواهد داشت بنابراین پیش بینی نوع و مکان شروع واماندگی بال مورد نظر در ابتدا باید بررسی شود. مکان شروع جدایش و واماندگی کلی بال نتیجه اثرات مشخصات مختلف بال خواهد بود. آشکار سازی

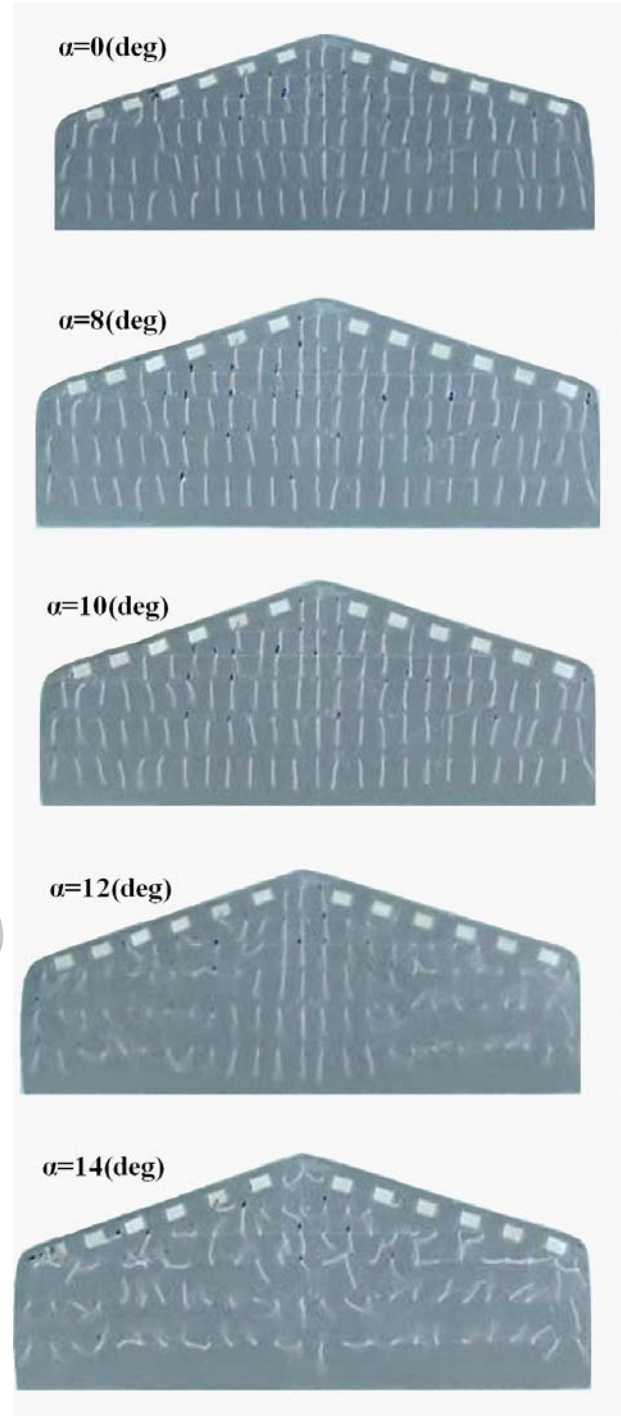
دریافت که نصب تولید کننده گردابه بر سطح بالائی بال باعث جسیبده شدن بیشتر جریان بر روی سطح بال می‌شود. در شکل ۱۰ و در زاویه حمله ۱۲ درجه، با وجود اینکه جدایش جریان بر روی سطح بالائی بال صورت گرفته است ولی مقدار این جدایش جریان در مقایسه با اشکال مربوط به بال تنها به علت نصب تولید کننده‌های گردابه، کمتر است.



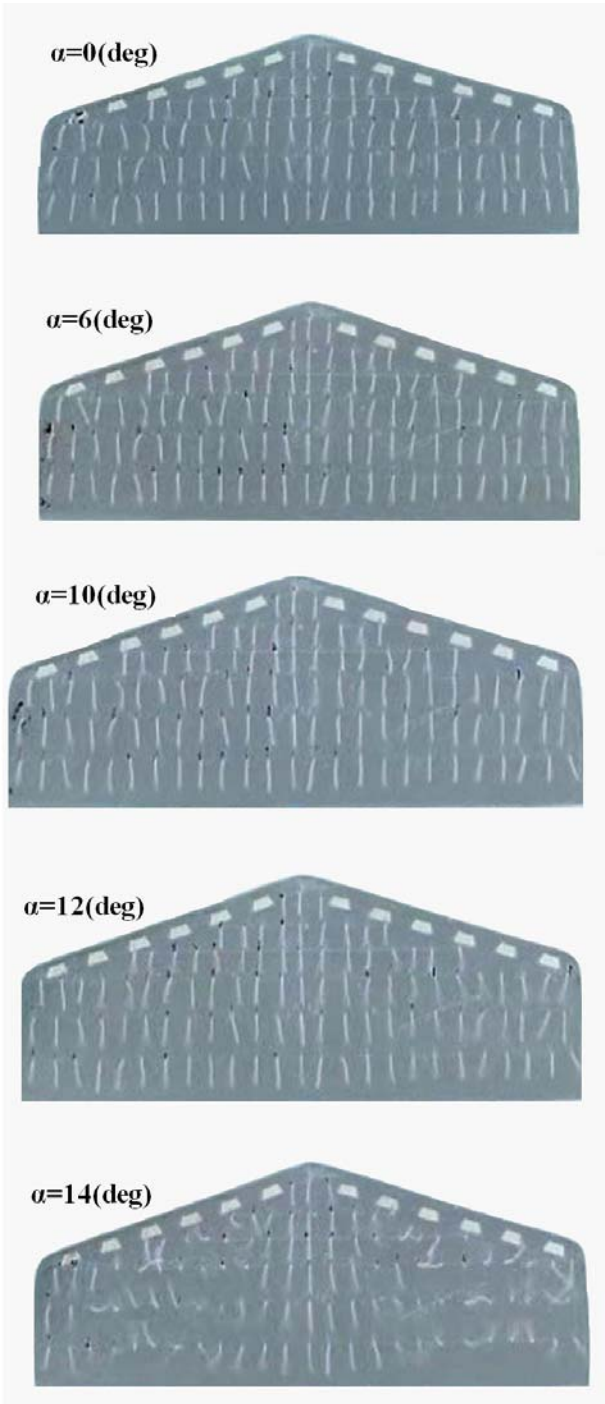
شکل ۹- الگوی جریان بر روی سطح بالای بال بدون تولید کننده گردابه در زوایای حمله مختلف

تنها در نوک بال چند تافت به سمت خارج بال منحرف شده‌اند که نشان دهنده وجود جریان‌های عرضی بر روی سطح بال و گردابه نوک بال^{۴۲} است. معمولاً گردابه نوک بال که بلافاصله پس از ایجاد فشارهای مثبت و منفی در سطوح بالائی و پایینی بال تشکیل می‌شود، اثری در آغاز جدایش جریان و توسعه جریان جدا شده ندارد و اثر غالب آن کاهش دهانه موثر بال در تولید نیروی برآ می‌باشد. تست‌های آشکار سازی در زوایای حمله بالاتر نیز انجام شد تا جدایش تدریجی جریان را نشان دهد. در زاویه حمله ۱۰ درجه، جریان در بخشهایی از لبه حمله قسمت بیرونی بال جدا شده که تافت‌های برخاسته از سطح و یا با نوسان سریع نشان دهنده این موضوع هستند. این تافت‌های برخاسته حباب جدایش را که ویژگی خاص این نوع ایرفویل است، را نشان می‌دهد. در اینجا این نوع جدایش موضعی بوده و بال همچنان نیروی برآ تولید می‌کند. در بعضی از نقاط از جمله نقاط میانی بال جریان هنوز چسبیده به سطح می‌باشد. که این نتایج مطابق با نتایج ارائه شده در مراجع [۲۴-۲۵] می‌باشند. در زاویه حمله مدل ۱۲، نیز این اثرات دیده می‌شوند ولی جدایش جریان در سطح بیشتری از بال اتفاق افتاده است. و از لبه حمله بال به سمت لبه فرار گسترش می‌یابد. در زاویه حمله ۱۴ درجه، جدایش جریان بطور کامل بر روی سطح بالائی بال اتفاق می‌افتد. آشکار سازی جریان روی سطح بالائی بال و جدایش جریان بر روی آن نشان داد که علیرغم قرار گرفتن ایرفویل در بال سه بعدی، مکانیزم واماندگی آن (تشکیل حباب جدایش در لبه حمله، گسترش حباب به سمت لبه فرار، انفجار حباب جدایش و واماندگی کلی مقطع) تغییری نکرده است و در زوایای بالاتر نیز همین روند برای مقاطع داخلی ادامه می‌یابد. الگوی جریان روی سطح بالائی بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی صفر درجه در زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰، ۱۲ و ۱۴ درجه در شکل ۱۰ نشان داده شده است. در این حالت تولید کننده‌های گردابه در فاصله تقریبی ۱۰٪ وتر از لبه حمله بال نصب شده‌اند. همانطوریکه مشاهده می‌شود در این اشکال نیز در زوایای حمله پایین (حدود ۱۰ درجه) جریان کاملاً به سطح بالائی بال چسبیده است و جریان کاملاً پتانسیل می‌باشد و تنها پدیده غالب گردابه‌های نوک بال می‌باشند. همچنین مشاهده می‌شود که در زاویه حمله ۱۰ درجه جریان روی سطح بال چسبیده است و جدایش جریان وجود ندارد. با مقایسه اشکال ۹ و ۱۰ در زوایای حمله ۱۰ و ۱۲ درجه می‌توان

این شکل دیده می‌شود تنها پدیده غالب در زوایای حمله صفر تا ۱۲ درجه، گردابه‌های نوک بال هستند که باعث چرخش تافت-های نصب شده در آن ناحیه گردیده‌اند و هیچ‌گونه جدایش جریانی بر روی سطح بال دیده نمی‌شود.



شکل ۱۰- الگوی جریان بر روی سطح بالای بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی صفر درجه، در زوایای حمله مختلف

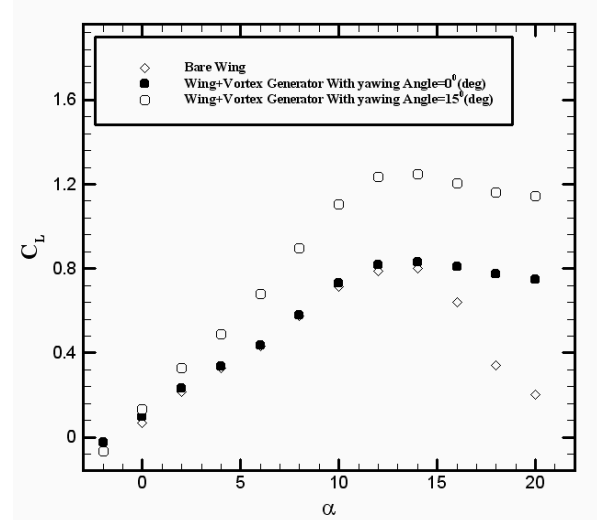


شکل ۱۱- الگوی جریان بر روی سطح بالای بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه، در زوایای حمله مختلف

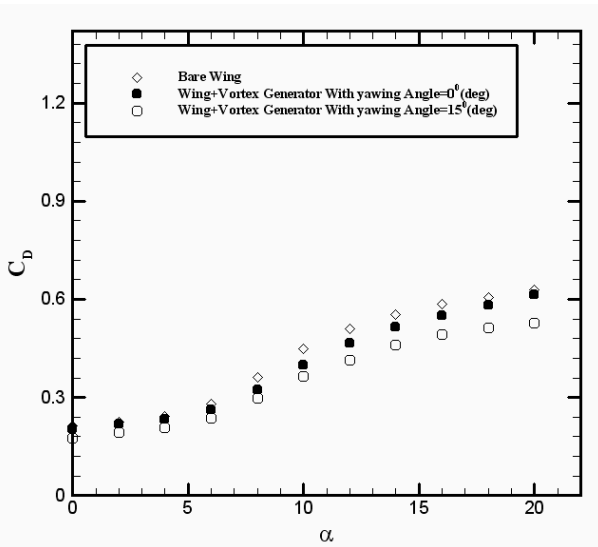
الگوی جریان روی سطح بال با تولید کننده‌های گردابه در زاویه سمتی ۱۵ درجه و در زوایای حمله صفر، ۶، ۱۰، ۱۲ و ۱۴ درجه در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همانطوری که در

بطور ناگهانی شروع به کاهش نموده است پس این نتایج نیز وجود حباب جدایش را تأیید می‌کنند. پس این مدل بال دارای واماندگی لبه حمله است. در این نوع واماندگی، بعد از زاویه حمله مربوط به واماندگی ضریب برآ یک کاهش ناگهانی و تند خواهد داشت (مطابق با مرجع [۱۳]). همانطوری که مشاهده می‌شود با نصب تولید کننده‌های گردابه، جدایش جریان به سمت نقطه پایین دست جریان بر روی سطح بال حرکت کرده و جریان بجای اینکه از لبه حمله جدا شود از لبه فرار بال جدا می‌گردد. و الگوی جدایش شبیه با واماندگی لبه فرار می‌گردد (نرخ کاهش ضریب برآ با افزایش زاویه حمله به آرامی صورت می‌گیرد). اضافه کردن تولید کننده گردابه با زاویه سمتی صفر درجه تغییری در شیب نمودار ضریب برآ نسبت به بال تنها ایجاد نمی‌کند و فقط مقدار حداکثر ضریب برآ را افزایش می‌دهد که این مطابق با نتایج مرجع [۲۶] می‌باشد ولی برای تولید کننده‌های با زاویه سمتی ۱۵ درجه هم شیب نمودار نمودار برآ بر حسب زاویه حمله و هم مقدار $C_{L_{Max}}$ افزایش چشم‌گیری خواهند داشت.

با مقایسه این اشکال با اشکال مربوط به بال تنها و ترکیب بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی صفر درجه می‌توان نتیجه گرفت که تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه جدایش جریان روی سطح بال را به مقداری بیشتری به تاخیر می‌اندازند و بال تا زوایای حمله بالاتری کارائی خواهد داشت.



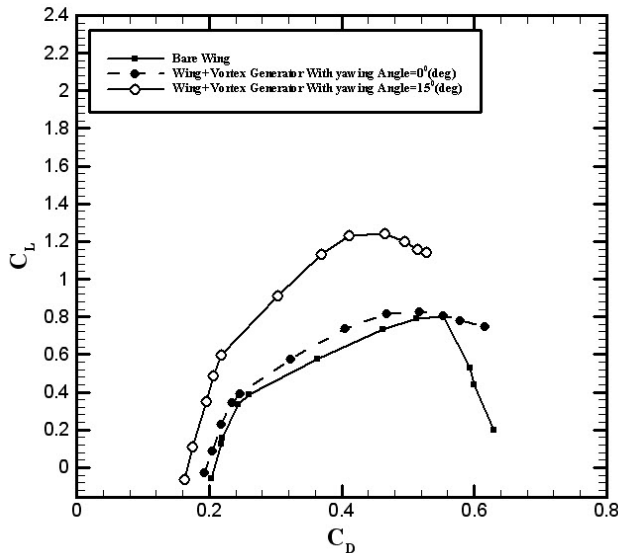
شکل ۱۲- تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



شکل ۱۳- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله

شکل ۱۳ تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله را برای بال تنها و بال با تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی صفر و ۱۵ درجه نشان می‌دهد. همانگونه که از این شکل پیداست، با افزایش زاویه حمله ضریب پسا افزایش می‌یابد. بعد از اینکه مدل بال وامانده شد (در زاویه حمله حدود ۱۴ درجه) چون جریان از روی سطح بال جدا می‌شود، پس یک افزایش ناگهانی در مقدار پسا بوجود می‌آید. با نصب تولید کننده‌های

تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های بال تنها و بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی صفر درجه و ۱۵ درجه در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. چون مدل بکار رفته دارای خمیدگی است پس در زاویه حمله صفر درجه نیز برآی غیر صفر وجود دارد. بیشترین مقدار برآ در زاویه حمله حدود ۱۴ درجه اتفاق می‌افتد که زاویه حمله مربوط به واماندگی می‌باشد بعد از این زاویه حمله چون جدایش جریان اتفاق می‌افتد، بال وامانده شده و ضریب برآ کاهش می‌یابد. با نصب تولید کننده‌های گردابه بر روی بال، جدایش جریان بر روی سطح بال به تعویق افتاده و الگوی واماندگی بال تغییر می‌کند و مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. برای حالتی که تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه بر روی بال نصب شده‌اند بیشترین مقدار ضریب برآ دیده می‌شود که این نشانگر تولید گردابه‌های قوی‌تری در این زاویه سمتی بر روی بال می‌باشد. شکل حاضر نتایج مربوط به آشکار سازی الگوهای جریان روی سطح بالائی بال را تصدیق می‌کند. در ضمن با مشاهده این شکل می‌توان دریافت که برای بال تنها، چون بعد از زاویه حمله مربوط به واماندگی، ضریب برآ



شکل ۱۴- تغییرات ضریب برآ نسبت به ضریب پسا

عدم قطعیت جواب‌ها

هدف از این بخش آنالیز خطای مربوط به اندازه‌گیری نیروی پسا می‌باشد. در یک آزمایش منابع خطاهای مختلفی وجود دارد. تقریب و تخمین نحوه و میزان این خطا جهت اطمینان به نتایج حاصل از آزمایش، بخشی از آزمایش به حساب می‌آید. 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 بصورت اتفاقی می‌باشد) و خطای سیستماتیک است [۲۷]. با ترکیب دو پارامتر ذکر شده می‌توان خطای نهایی آزمایش و میزان عدم قطعیت نتایج آزمایش را تعیین نمود.

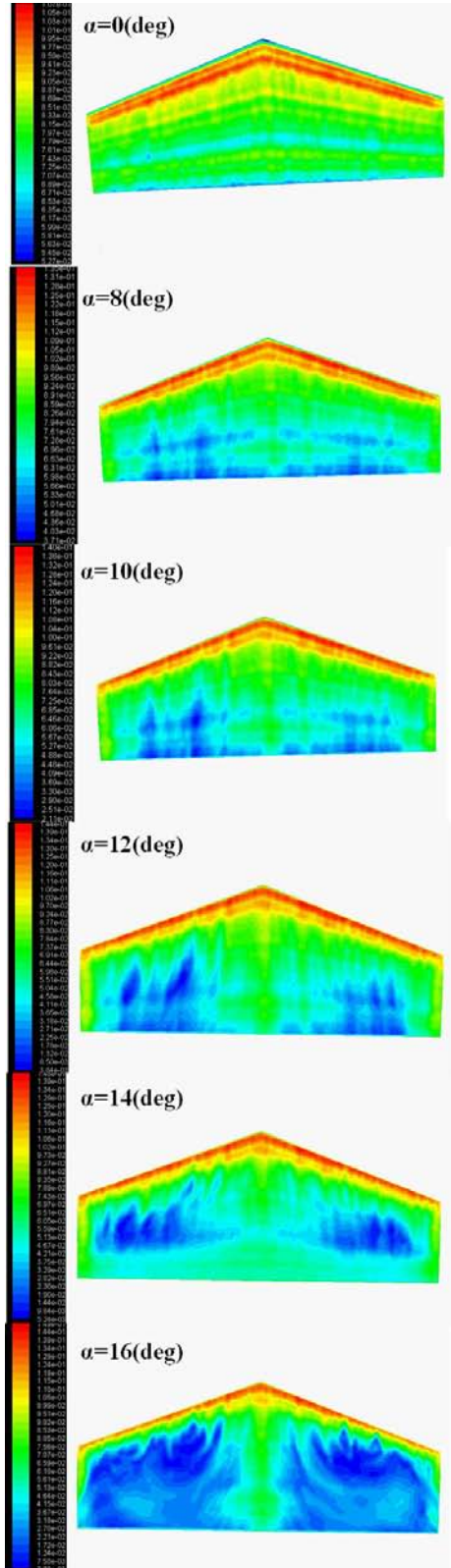
تخمین خطای Precision معمولاً با استفاده از اطلاعات آماری ناشی از نتایج آزمایش بدست می‌آید. این نوع خطا به تکرار پذیری جواب‌ها مربوط می‌شود و بر پایه ریاضیات آماری بدست می‌آید. پراکندگی پاسخ‌های مشاهده شده در آزمایش‌های مختلف ثبت می‌گردد که عامل بوجود آورنده آن تغییرات ناخواسته در شرایط آزمایش می‌باشد. با استفاده از محاسبات آماری تقریب واریانس داده‌های حاصل از آزمایش را می‌توان معادل خطای Precision در نظر گرفت. خطای سیستماتیک

گردابه بر روی سطح بال و تولید جریان گردابه‌ای، چون انرژی اضافی به لایه مرزی افزوده می‌شود پس جدایش جریان به تعویق می‌افتد و ضریب پسا در تمامی زوایای حمله کاهش می‌یابد. همچنین در شکل مشاهده می‌شود که کمترین مقدار پسا مربوط به حالتی است که تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه بر سطح بال نصب شده است.

جدول ۲- درصد کاهش ضریب پسای ناشی از بکارگیری تولید کننده‌های گردابه با زوایای سمتی متفاوت

زاویه حمله	درصد کاهش ضریب پسای بال به همراه VG با زاویه ۱۵ درجه	درصد کاهش ضریب پسای بال به همراه VG با زاویه ۰ درجه
-۲	-۱۹.۸۸۴۷۵۱۱۱	-۴.۶۹۱۳۵۸۰۲۵
۰	-۱۹.۷۵۰۵۸۷۱۶	-۶.۲۸۴۴۰۳۶۷
۲	-۱۱.۰۱۱۵۶۵	-۰.۷۷۲۷۲۷۲۷۳
۴	-۱۵.۱۱۱۸۳۴۹۸	-۳.۲۹۲۱۸۱۰۷
۶	-۱۶.۳۵۰۷۴۷۶۹	-۵
۸	-۱۶.۵۷۲۵۸۲۳۷	-۱۱.۰۱۹۲۸۳۷۵
۱۰	-۲۰.۰۰۶۳۱۷۱	-۱۲.۳۳۷۶۶۲۳۴
۱۲	-۱۹.۸۵۹۶۷۹۵۴	-۸.۶۶۰۰۳۵۱۰۸
۱۴	-۱۵.۸۰۳۸۷۵۲	-۶.۳۲۹۱۱۳۹۲۴
۱۶	-۱۶.۶۳۷۴۴۴۵۸	-۶.۸۸۵۵۲۱۸۸۶
۱۸	-۱۴.۳۰۸۱۷۶۱۷	-۳.۶۱۶۶۶۶۶۶۷
۲۰	-۱۶.۳۱۵۱۸۲۷	-۲.۳۱۷۴۶۰۳۱۷

جدول ۲ درصد کاهش ضریب پسا را برای ترکیبات بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه را نسبت به بال تنها در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. همانطوری که دیده می‌شود بکارگیری تولید کننده‌های گردابه باعث کاهش نیروی پسا در تمامی زوایای حمله شده است و این کاهش برای تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه بیشتر است. شکل ۱۴ تغییرات ضریب برآ نسبت به پسا را برای بال تنها و بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زوایای سمتی مختلف را نشان می‌دهد. بنا به شکل می‌توان دریافت که اضافه نمودن تولید کننده‌های گردابه به بال، باعث کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ می‌گردد که کمترین مقدار نیروی پسا و بیشترین مقدار نیروی برآ مربوط به ترکیب بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه می‌باشد. همچنین اختلاف چندانی در مقدار C_{D0} برای بال تنها و ترکیب بال با تولید کننده‌های گردابه دیده نمی‌شود.



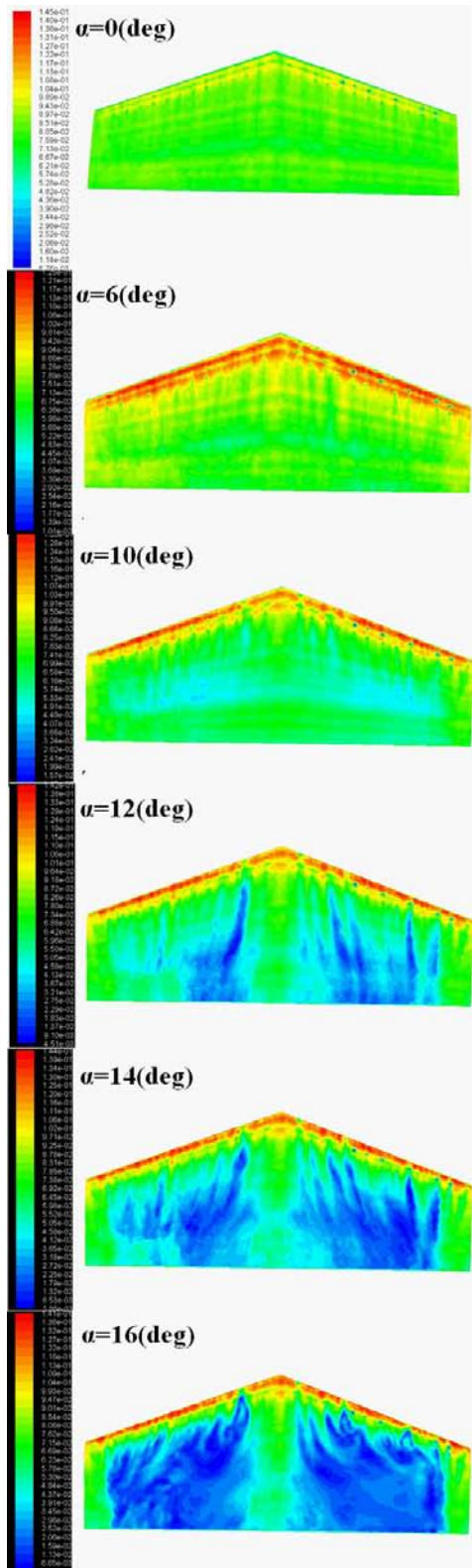
شکل ۱۵- خطوط همتراز ماخ بر روی سطح بالای بال بدون تولید کننده گردابه در زوایای حمله مختلف

مربوط به خطای اجزای بکار رفته در آزمایش می‌باشد و با جواب‌های حاصل از تکرار آزمایش در ارتباط نمی‌باشد. مشخصه اصلی خطای سیستماتیک، شناسایی و تأیید نتایج مورد استفاده برای هر پارامتر است و مشخص کننده محدوده کلی عدم قطعیت جواب‌های نهائی خواهد بود. روش تقریب خطای سیستماتیک تعیین پارامترهای بکار رفته در مجموعه اندازه-گیری و تعیین میزان خطای هر یک از عوامل می‌باشد. هر پارامتر دارای عدد مشخصی بعنوان خطای سیستماتیک است و سهمی در خطای سیستماتیک کلی دارا می‌باشد. خطای سیستماتیک می‌تواند ناشی از خطای کالیبره کردن، خطای مربوط به سیستم جمع‌آوری اطلاعات و خطای پارامترها در کنار هم باشد [۲۸]. با توجه به ابعاد مدل و سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه، می‌توان میزان خطای نیروی اندازه‌گیری را به خطا بر حسب ضریب نیروی پسا بصورت زیر تبدیل نمود.

$$C_D = C_D \pm 4.15E - 4$$

ب- نتایج حل عددی

خطوط همتراز عدد ماخ برای بال تنها و بال به همراه تولید کننده‌های گردابه در اشکال ۱۵ تا ۱۷ آورده شده است. شکل ۱۵ خطوط همتراز عدد ماخ را برای بال تنها در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل دیده می‌شود در زاویه حمله صفر درجه جریان عبوری از روی سطح بال کاملاً پتانسیل است و هیچ‌گونه جدایش جریان مشاهده نمی‌شود. با افزایش زاویه حمله (حدود ۸ درجه) جدایش جریان بر سطح بال شروع می‌شود و به سمت لبه فرار بال گسترش می‌یابد. با ازدیاد زاویه حمله ناحیه جدایش جریان بر سطح بال گسترش یافته بطوری که در زاویه ۱۶ درجه تقریباً تمام سطح بال (بجز نواحی نزدیک لبه حمله) را فرا می‌گیرد. همچنین در نوک بال به علت وجود گردابه‌های نوک بال افت فشار بیشتری نسبت به نقاط دیگر سطح بال دیده می‌شود که این روند مطابق با شکل ۷ و آشکار سازی تجربی الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال می‌باشد. در این اشکال نیز جدایش جریان بر روی سطح بالائی بال در زاویه حمله حدود ۱۴ درجه اتفاق می‌افتد.



شکل ۱۶- خطوط همتراز عدد ماک بر روی سطح بالای بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی صفر درجه، در زوایای حمله مختلف

تجربی است و در زوایای حمله بالاتر به علت عدم کارایی مناسب نرم افزار فلونت در محدوده واماندگی بال، کمترین

خطوط همتراز عدد ماک برای بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زاویه سمتی صفر درجه در شکل ۱۶ آورده شده‌اند. این اشکال مربوط به زوایای حمله صفر تا ۱۶ درجه هستند. همانطوری که در این اشکال دیده می‌شود، با اضافه کردن تولید کننده‌های گردابه به بال اصلی، به علت اینکه یک انرژی جنبشی به لایه مرزی تشکیل شده بر سطح بال، اضافه می‌شود. بنابراین الگوی واماندگی در این بالها تغییر کرده و در زوایای تا حدود ۱۱ درجه هیچگونه جدایش جریان بر سطح بال دیده نمی‌شود در حالی که در بال تنها در زوایای پایین جدایش جریان در زوایای پایین‌تر صورت می‌گیرد که این مطابق با نتایج تجربی آشکار سازی می‌باشد. در این حالت نیز در زوایای بیشتر از زاویه واماندگی بال، جدایش جریان روی سطح بال دیده می‌شود که با افزایش زاویه حمله این جدایش سطح بیشتری از بال را فرا می‌گیرد. در شکل ۱۷ خطوط همتراز عدد ماک برای بال به همراه تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه آورده شده است. در این ترکیب تا زاویه حمله حدود ۱۴ درجه جدایش جریان وجود ندارد. همچنین نواحی کمترین مقدار سرعت در این حالت بجای انتهای بال در ابتدای بال دیده می‌شوند. با مقایسه اشکال ۱۰ و ۱۶ (خطوط همتراز عدد ماک در زاویه حمله ۱۴ درجه) می‌توان دریافت که در این زاویه حمله، در ناحیه وسیعی از سطح بال جریان جدا شده و فقط در نواحی نزدیک لبه حمله بال جریان به سطح چسبیده باقی مانده است. همچنین می‌توان مشاهده کرد که در این زاویه حمله حل عددی تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارد.

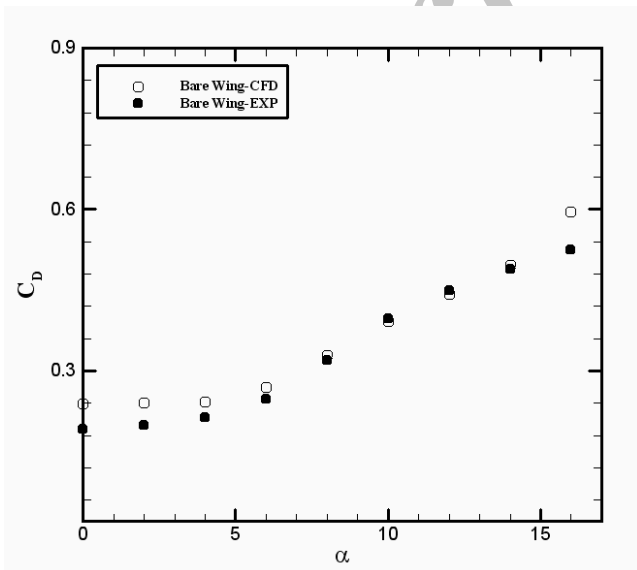
شکل ۱۸ یک مقایسه بین داده‌های تجربی و حل عددی بر روی تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله را برای بال تنها نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل دیده می‌شود تطابق بسیار خوبی بین داده‌های تجربی و عددی وجود دارد و تنها در زوایای بعد از واماندگی بین داده‌های موجود اختلافی دیده می‌شود که این ناشی از پیچیدگی پدیده جدایش و عدم کارایی مناسب نرم افزار فلونت در این زوایا می‌باشد.

شکل ۱۹ تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای سه ترکیب بال تنها و بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زوایای سمتی صفر و ۱۵ درجه برای حل عددی نشان شده است. بنا به این شکل، تا زاویه حمله حدود ۱۰ درجه کمترین مقدار پسا مربوط به بال به همراه تولید کننده‌های با زاویه سمتی ۱۵ درجه می‌باشد که این مطابق با نتایج داده‌های

شکل ۱۹ تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای سه ترکیب بال تنها و بال به همراه تولید کننده‌های گردابه با زوایای سمتی صفر و ۱۵ درجه برای حل عددی نشان شده است. بنا به این شکل، تا زاویه حمله حدود ۱۰ درجه کمترین مقدار پسا مربوط به بال به همراه تولید کننده های با زاویه سمتی ۱۵ درجه می باشد که این مطابق با نتایج داده‌های تجربی است و در زوایای حمله بالاتر به علت عدم کارایی مناسب نرم افزار فلونت در محدوده واماندگی بال، کمترین مقدار پسا مربوط به بال به همراه تولید کننده های با زاویه سمتی صفر درجه می باشد و این نشانگر آن است که این نرم افزار توانایی مدل کردن جریان را در نواحی جدایش آن ندارد.

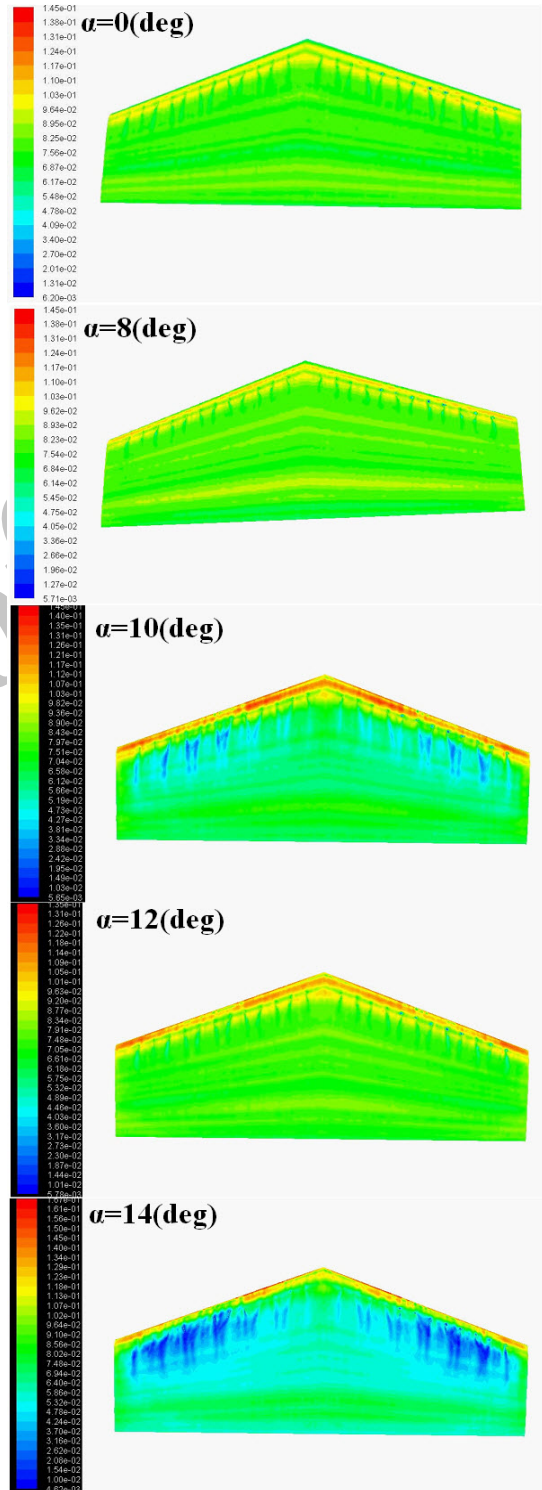
نتیجه گیری

نتایج حاصل از آزمایشات و حل عددی بیانگر این است که افزودن تولید کننده‌های گردابه به بال به علت اضافه نمودن یک انرژی جنبشی به لایه مرزی که در حال جدا شدن از سطح جسم است، جدایش جریان از روی سطح بال را به تعویق می‌اندازد. همچنین مشخص گردید که اگر تولید کننده‌های گردابه در زاویه سمتی غیر از صفر درجه بر روی بال نصب گردند آنگاه جدایش جریان دیرتر و در زوایای حمله بالاتر اتفاق خواهد افتاد. در ضمن به علت پیچیدگی پدیده جدایش و عدم کارایی مناسب نرم افزار فلونت در ناحیه جدایش، تنها می توان در زوایای حمله کمتر از واماندگی از این نرم افزار استفاده کرد.



شکل ۱۸- مقایسه تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای داده‌های تجربی و عددی بال تنها

مقدار پسا مربوط به بال به همراه تولید کننده های با زاویه سمتی صفر درجه می باشد و این نشانگر آن است که این نرم افزار توانایی مدل کردن جریان را در نواحی جدایش آن ندارد.



شکل ۱۷- خطوط همتراز ماخ بر روی سطح بالای بال با تولید کننده گردابه با زاویه سمتی ۱۵ درجه، در زوایای حمله مختلف

- ۳۲ Surface- piercing Cylinder
- ۳۳ Jana Kuklová
- ۳۴ Infrared Thermography
- ۳۵ Pawel Dymarski
- ۳۶ Yawing Angle
- ۳۷ Turbulence Intensity
- ۳۸ Standard Wall Function
- ۳۹ Residuals
- ۴۰ Rib And Spars
- ۴۱ Separation Bubble
- ۴۲ Tip Vortex

مراجع

[۱] Talay Theodore A. (۱۹۷۵), "Introduction to the Aerodynamics of Flight", NASA SP-۳۶۷, pp.۴۷-۴۹.

[۲] Velte C.M., and Hansen M.O.L., and Cavar D.(۲۰۰۸), "Flow Analysis of Vortex Generators on Wing Section by Stereoscopic Particle Image Velocimetry Measurements", Environmental Research Letters, v. ۳, no. ۰۱۵۰۰۶, pp. ۱-۱۱.

[۳] Kuethe A.R, and Yen Chow C. (۱۹۸۶), "Foundations of Aerodynamics", Fourth ed., John Wiley and Sons Press, USA.

[۴] Lin, John C. (۱۹۹۹)," Control of Turbulent Boundary Layer Separation Using Micro Vortex Generators", ۳۰th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA ۹۹-۳۴۰۴.

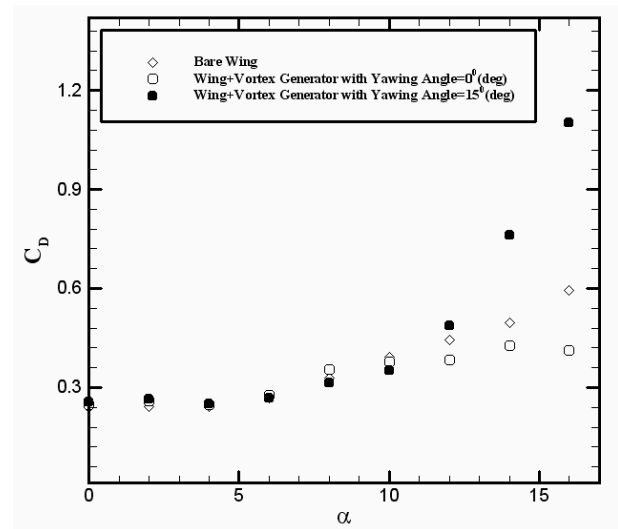
[۵] Melin, Tomas, Crippa, Simone, Holly, Martin and Smid, Miroslav,(۲۰۰۶)," Investigating Active Vortex Generators as a Novel High Lift Device", ۲۵th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS ۲۰۰۶.

[۶] Prince, Simon A, Khodagolian, Vahik, Singh, Chrisminder, Moir, Sunil and Kokkalis, Anastasios,(۲۰۰۸)," Aerodynamic Stall Suppression on Aerofoil Section Using Passive Air Jet Vortex generators", ۲۶th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS ۲۰۰۸.

[۷] Yokokawa, Yuzuru, Kanazaki, Muryama, Mitsuhiro, Kato, Hiroyuki, Ito, Takeshi and Yamamoto, Kazuomi. (۲۰۰۸)," Investigation of The Flow Over Nacelle/ pylon and WingControlled With a Vortex Generator in High-Lift Configuration", ۲۶th International Congress of The Aeronautical Sciences, ICAS ۲۰۰۸.

[۸] Bin Ismail, Johari.(۲۰۰۸), "Design and Analysis of Vortex Generator for a HEV Model", B.S Thesis, University Malaysia Pahang.

[۹] Součková, Natálie, Šimurda, David, and Popelka, Lukáš.(۲۰۰۹)," Control of Boundary Layer Separation



شکل ۱۹- مقایسه تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای داده‌های حل عددی

پی‌نوشت

- ۱ Active Device
- ۲ Passive Device
- ۳ Mobile Surface
- ۴ Magneto dynamics
- ۵ Electro dynamics
- ۶ Jet Induced Turbulence
- ۷ Feed Back Control Systems
- ۸ Binary Boundary Layer
- ۹ Vortex Generator
- ۱۰ Wing Fence
- ۱۱ Leading Edge Strake
- ۱۲ Saw-Tooth Leading Edge
- ۱۳ H. D. Taylor
- ۱۴ Bruynes
- ۱۵ John C. Lin
- ۱۶ Tomas Melin
- ۱۷ Deployable
- ۱۸ Simon A. Prince
- ۱۹ Nacelle and Pylon
- ۲۰ Yuzuru Yokokawa
- ۲۱ Kriging
- ۲۲ Hybrid Electrical Vehicle
- ۲۳ Johari Bin Ismail
- ۲۴ Natálie Součková
- ۲۵ Florian von Stillfried
- ۲۶ Swedish Defense Research Agency
- ۲۷ Todd R. Quackenbush
- ۲۸ Pop Up Vortex Generator
- ۲۹ L. J Souverein
- ۳۰ Air Jet Vortex Generators
- ۳۱ Jinsong Xu

- [۱۹] Kolmogrov A.N., "Local Sstructure of Turbulence in Incompressible Viscous Fluid for Very Large Reynolds Number", Dokludy AN.sssR .Vol ۳۰
- [۲۰] Launder B.E., and Spalding D.B. (۱۹۷۲), "Lecture in Mathematical Methods of Turbulence", Academic Press, London, England.
- [۲۱] Bertin j., and Smith M. L. (۱۹۸۹), "Aerodynamics for Engineers", ۲nd ed., Prentice Hall Inc.
- [۲۲] Abbot, Ira H., and Von Doenhoff, Albert E.(۱۹۵۹),"Theory of Wing Sections", Dover Publications Inc. New York.
- [۲۳]. Torenbeek, Egbert. (۱۹۸۱)," Synthesis of Subsonic Airplane Design", Delft University Press.
- [۲۴] Sivells, James C.,(۱۹۴۷),"Experimental and Calculated Characteristics of Wing of NACA ۶۴-۲۱۰ and ۶۵-۲۱۰ Airfoil Sections With and Without Washout", NACA-TN-۱۴۲۲.
- [۲۵] Sivells, James C., and Spooner, Stanley H.,(۱۹۴۷)," Investigation in The Langley ۱۹-Foot Pressure Tunnel of Two Wings of NACA۶۵-۲۱۰ and ۶۴-۲۱۰ Airfoil Sections With Various Type Flaps" NACA-TN-۹۴۲
- [۲۶] Delnero J. S., Di Leo J. M., Camocard M., Francois D., and Colman J. (۲۰۰۸)," Vortex Generator Effect on Low Reynolds Number Airfoils in Turbulent Flow", BBAA VI International Colloquium on: Bluff Bodies Aerodynamics and Applications, Millano, Italy.
- [۲۷] Walter R. W., Huysse L., (۲۰۰۲), "Uncertainty Analysis for Fluid Mechanics with Application," NASA/CR-۲۰۰۲-۲۱۱۴۴۹ ICASE Report No.۲۰۰۲-۱.
- [۲۸]. Batill S. M.,(۱۹۹۴),"Experimental Uncertainty and Drag Measurement in the National Transonic Facility," NASA Contractor Report ۴۶۰۰.
- on Flapped Airfoil With Low - Profile Vortex Generator", Colloquium Fluid Dynamics.
- [۱۰] Von Stillfried, Florian.(۲۰۰۹)," Computational studies of passive vortex generators for flow control", PhD Thesis, Royal Institute of Technology Stockholm.
- [۱۱] Quackenbush, Todd R, Jr, Robert M. McKillip, and Whitehouse, Glen R.(۲۰۱۰)," Development and Testing of Deployable Vortex Generators Using SMA Actuation", ۸th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA ۲۰۱۰-۴۶۸۶.
- [۱۲] Souverein, L. J., Debie`ve, J. F.(۲۰۱۰), " Effect of air jet vortex generators on a shock wave boundary layer interaction", Experimental Fluids journal, pp۱۰۵۳-۱۰۶۴.
- [۱۳] Xu, jinsong, Xie, Jie and Yu, Cheng.(۲۰۱۰)," Hydrodynamic Flow Separation Control through Vortex Generators", proceedings of the Twentieth International Offshore and Polar Engineering Conference, Beijing, China.
- [۱۴] Kuklová, Jana, Popelka, Lukáš and Matějka, Milan.(۲۰۱۰)," Infrared Thermography as a Visualization Tool of Flow Control By Vortex Generators", Colloquium Fluid Dynamics ۲۰۱۰, Institute of Thermomechanics AS CR, v.v.i., Prague.
- [۱۵] Dymarski, Pawel and Kraskowski, Marek.(۲۰۱۱)," Numerical and Experimental Investigation of the Possibility of Forming the Wake Flow of Large Ships by Using the Vortex Generators", Second International Symposium on Marine Propulsors smp'۱۱, Hamburg, Germany.
- [۱۶] آقا سید جعفری، معصومه، ایل بیگی، مهدی، وزیری، محمد علی،(۱۳۸۸)، " تشخیص الگوی واماندگی یک بال سه بعدی با کمک آشکار سازی تجربی و تحلیل CFD"، نهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات.
- [۱۷]. نظری نیا، مهدی،(۱۳۸۱)، "تحلیل جریان پشت و روی بال با بالک-های مختلف"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا.
- [۱۸] Pirzadeh. S. (۱۹۹۴), "Viscous Unstructured Three-Dimensional Grids by the Advancing-Layers Method", AIAA paper ۹۴-۰۴۱۷.