



بررسی اثر تغییر زاویه حمله بر ساختار جریان بال الماسی شکل با لبه حمله تیز و مجهز به لکس با آشکارسازی جریان

مجتبی دهقان منشادی^{۱*}، سید محمد رضا هاشمی تنگستانی^۲، مهدی ایل بیگی^۳

^۱ دانشیار مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

^۲ دانشجوی کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

^۳ دکتری هوافضا - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۴/۱۰، تاریخ بازنگری: ۱۳۹۸/۰۵/۰۷، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۷/۱۴

چکیده

در این پژوهش رفتار جریان روی بال الماسی شکل به وسیله دود و لیزر مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. برای این منظور آشکارسازی جریان در زوایای حمله ۵ تا ۴۵ درجه و در سرعت ۲/۵ متر بر ثانیه انجام شده‌است. یکی از بال‌ها به عنوان بال مینا و بال دیگری مجهز به زائده آیرودینامیکی به نام لکس بوده‌است. افزایش زاویه حمله سبب بزرگ‌تر شدن و قوی‌تر شدن گردابه شده و هم‌چنین مرکز گردابه با افزایش زاویه حمله از سطح زیرین، فاصله گرفته‌است. افزایش زاویه حمله هم‌چنین سبب تغییر موقعیت فروپاشی گردابه و انتقال آن به سمت بالادست جریان شده‌است. استفاده از لکس سبب تولید جریان گردابه‌ای قوی می‌شود که این گردابه با گردابه‌ی لبه حمله بال ترکیب شده و جریان گردابه‌ای قوی‌تری تولید می‌کند که باعث افزایش انرژی در لایه مرزی شده و از جدایش آن جلوگیری می‌کند و در نتیجه مکان فروپاشی گردابه‌ها به سمت پایین‌دست جریان تغییر موقعیت می‌دهد. استفاده از لکس باعث کوچک‌تر شدن ناحیه‌ی جدایش پشت بال تا ۱۴ درصد نسبت به بال مینا شده که عملکرد آیرودینامیکی سطوح کنترلی پایین‌دست جریان را بهبود می‌بخشد.

کلمات کلیدی: بال الماسی؛ فروپاشی گردابه؛ لکس؛ آشکارسازی جریان.

The Evaluation of the Angle of Attack Change Effect on Structure of Diamond Wing with Shrap Leading Edge Being Equipped with LEX by Using Flow Visualization

M. Dehghan Manshadi^{1,*}, S.M.R. Hashemi Tangestani², M. Eilbeigi

¹ Assoc. Prof., Mech. Eng., Malek Ashtar Univ. of Technology., Iran.

² Ms. Student, Mech. Eng., Malek Ashtar Univ. of Technology, Iran.

³ PhD-Mech Eng. Malek Ashtar Univ. of Technology, Iran.

Abstract

The flow behavior over a diamond wing was experimentally investigated in a smoke tunnel, using laser sheet technique. The effects of Leading Edge Extension (LEX) were also studied. The experiments were conducted at the velocity of 2.5 (m/s) and the angles of attack of 5 to 45 degrees. The results showed that a vortex structure was formed above the wing surface. Increasing the angle of attack increased the size and strength of the vortices and the height of the vortex core to the wing surface as well. At a specific angle of attack the structure of the vortices was changed rapidly and the vortex break down was occurred. The location of vortex break down moved toward the wing apex by increasing the angle of attack. The LEX caused formation of another vortex above the wing surface which was merged with the main wing vortex and formed a stronger one. The stronger vortex energized the boundary layer of the wing surface, delayed the flow separation and moved the break down further down-stream. Using LEX also decreased the width of the wake region behind the wing, up to 14% compared to the original wing which can improve the aerodynamic performance of the control surfaces behind the wing.

Keywords: Diamond Wing; Vortex Breakdown; LEX; Flow Visualization.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۳۱۴۵۲۲۷۱۳۵، فکس: ۰۳۱۴۵۲۲۷۱۳۶

آدرس پست الکترونیک: mdmanshadi@mut-es.ac.ir

۱- مقدمه

جت‌های جنگنده با قابلیت مانورپذیری بسیار بالا نقش مهمی را در عرصه نظامی کشورهای پیشرفته ایفا می‌کنند. تسلط در نبردهای هوایی منوط بر قابلیت مانورپذیری جنگنده در زوایای حمله فراتر از زاویه حمله واماندگی است. در طراحی جنگنده‌های پیشرفته نسل پنجم همانند اف-۲۲ که قابلیت رادارگریزی دارند، از بال‌های الماسی شکل با سطح مقطع راداری کم استفاده شده است [۱]. این بال‌ها فضای مناسبی را جهت قراردادن موشک‌ها و ادوات جنگی در داخل بدنه فراهم می‌کند [۲] و از نظر پایداری عرضی و سمتی ایده‌آل هستند. بارگذاری کم‌تر نیرو روی بال الماسی موجب کاهش سرعت نشست و برخاست می‌شود [۳]. تغییر بسیار زیاد در زاویه‌ی جلوگرد لبه‌ی فرار بال الماسی و ایجاد شکستگی در این قسمت، الگوی جریان متمایز و پیچیده‌ای نسبت به بال مثلثی ساده ایجاد می‌کند. در زوایای حمله کم، جریان گردابی ایجاد شده در قسمت لبه حمله بال ایجاد می‌شود که با افزایش زاویه حمله این جریان گردابی به سمت خط مرکز بال تغییر مکان می‌دهد [۴ و ۷]. بال‌های الماسی شکل زاویه واماندگی کم‌تری نسبت به بال‌های مثلثی دارند. طراحان برای غلبه بر این مشکل از یک سطح آیرودینامیکی در رأس بال به نام لکس^۱ استفاده می‌کنند. لکس جریان گردابه‌ای تولید می‌کند که با گردابه‌های تشکیل شده در لبه‌ی حمله بال ترکیب شده و با افزایش انرژی در لایه مرزی، جدایش جریان را به تعویق می‌اندازد [۵]. این جریان گردابه‌ای جدید، سبب مکش جریان بر روی بال می‌شود و فشار منفی به وجود می‌آید. وجود فشار منفی تولید شده در نتیجه ترکیب گردابه‌های لبه‌ی حمله بال و لکس موجب افزایش لیفت گردابه‌ای در سطح فوقانی بال می‌شود. مکان بیشینه این مکش جریان در نزدیکی هسته گردابه است و اندازه آن از اندازه دهانه بال کوچک‌تر می‌باشد [۶]. استفاده بهینه از لکس در بال الماسی و مثلثی، منجر به افزایش ضریب لیفت نسبت به بال بدون لکس می‌شود. این امر موجب کاهش وزن جنگنده و افزایش مانورپذیری آن می‌شود [۵]. اندازه و قطر گردابه تولید شده در نتیجه‌ی ترکیب شدن گردابه لبه حمله و لکس در زوایای حمله بالا، به طور ناگهانی افزایش می‌یابد. این افزایش قطر

گردابه با افزایش فشار دینامیکی و کاهش سرعت محوری گردابه همراه است. این پدیده را اصطلاحاً فروپاشی گردابه^۲ می‌گویند که همراه با کاهش شدید در نیروی برا و عملکرد آیرودینامیکی جنگنده همراه است [۷]. فروپاشی گردابه به شکل‌های مختلفی رخ می‌دهد. به طور کلی دونوع فروپاشی لوله گردابه روی بال‌ها رخ می‌دهد که شامل فروپاشی حبابی و فروپاشی پیچشی می‌باشد [۸]. افزایش مساحت لکس، جریان گردابه‌ای تشکیل شده را بیشتر می‌کند و هم‌چنین تمایل پیچش دماغه جنگنده به سمت پایین^۳ کاهش می‌یابد. مکان فروپاشی گردابه در بال مجوز به لکس تحت تأثیر زاویه عقب‌گرد لبه حمله است و با افزایش زاویه عقب‌گرد، فروپاشی گردابه از رأس بال به سمت لبه فرار بال تغییر موقعیت می‌دهد [۹]. یافته‌های محققان نشان داده است که افزایش زاویه حمله بال مجوز به لکس، منجر به افزایش قطر هسته گردابه و جابه‌جایی آن به سمت خط مرکزی بال می‌شود و هم‌چنین مرکز گردابه از سطح بال فاصله بیشتری می‌گیرد [۱۰]. فاصله گرفتن هسته گردابه از سطح موجب ایجاد یک ناحیه کم‌فشار در نزدیکی سطح بال می‌شود و یک جفت گردابه کوچک‌تر و ضعیف‌تر به نسبت گردابه اولیه تشکیل می‌شود. این گردابه کوچک‌تر، گردابه ثانویه نام دارد که از برهم‌کنش جریان ثانویه با لایه مرزی ایجاد شده است. جهت چرخش گردابه ثانویه در خلاف جهت چرخش گردابه اولیه است و به دلیل ایجاد مکش در این ناحیه، گردابه اولیه را به سطح بال نزدیک‌تر می‌کند. فیزیک جریان مغشوش و جریان آرام اثرات مختلفی بر روی میدان جریان و گردابه‌ها به وجود می‌آورند. برای مثال در جریان مغشوش گردابه ثانویه به کلی از بین می‌رود [۱۱]. افزایش زاویه جانبی بال موجب تأخیر در فروپاشی گردابه سمت جریان می‌شود که این نامتقارنی اثر معکوسی بر پایداری عرضی و مانور غلتش جنگنده برجا می‌گذارد [۱۲]. بسیاری از جنگنده‌های نسل جدید به منظور بهره بردن هم‌زمان از پایداری عرضی قوی و جریان گردابه‌ای، از کانارد^۴ استفاده می‌کنند. استفاده از کانارد منجر به تولید جریان گردابه‌ای به منظور جلوگیری از جدایش لایه مرزی می‌شود [۱۳] و در زوایای حمله بالا به مشابه لکس باعث

² Vortex Breakdown³ Nose Down-Pitching⁴ Canard¹ LEX (Leading Edge Extension)

مجهز به لکس، به بررسی اثرات تغییر زاویه حمله بر مکان فروپاشی گردابه و اندازه‌گیری ناحیه جدا شده روی بال پرداخته شده‌است. در تمام مراحل آزمایش، الگوی جریان روی بال مد نظر بوده‌است بنابراین تجهیزات نسبی مدل آزمایش به تونل هیچ‌گونه اثری بر جریان روی بال نداشته‌است.

۲- تجهیزات آزمایشگاهی آشکارسازی جریان

در این پژوهش از دو بال الماسی شکل استفاده شده که یکی از آن‌ها بدون لکس و بال مبنا است و بال دیگر مجهز به لکس با زاویه ۸ درجه می‌باشد. همانطور که در شکل ۲ نشان داده شده، بال‌ها با زاویه عقب‌گرد ۴۲ درجه و طول اسپن ۸۶ میلی‌متر و لبه‌ی حمله تیز با زاویه ۴۵ درجه با نرم افزار کامپیوتری طراحی شده و سپس توسط پرینتر سه بعدی با دقت بسیار بالایی ساخته شده‌اند. کلیه آزمایش‌ها در تونل دود TE80 انجام شده است که دارای وزن تقریبی ۴۳ کیلوگرم، ارتفاع ۱۹۰ سانتی‌متر، عرض ۵۱ سانتی‌متر و طول ۶۶ سانتی‌متر می‌باشد که در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- تونل دود TE80 مورد استفاده

تغییر موقعیت فروپاشی گردابه و انتقال آن به لبه‌ی فرار بال می‌شود [۱۴]. موقعیت نصب کانارد نسبت به بال اصلی و زاویه عقب‌گرد و جلوگرد آن فاکتور مهمی در عملکرد آیرودینامیکی و نسبت نیروی برا به پسا است. در زوایای حمله میانی، نصب کانارد در قسمت بالای بدنه باعث افزایش عملکرد آیرودینامیکی می‌شود درحالی که نصب کانارد در قسمت پایینی بدنه به دلیل اثرات متقابل جریان گردابه‌ای کانارد و بال اصلی مطلوب نمی‌باشد [۱۵]. پژوهش شرفی و رمضان‌زاده نشان داد که، کم‌ترین مقدار نیروی پسا مربوط به حالتی است که کانارد نزدیک بال اصلی و در امتداد محور آن قرار بگیرد با این حال بیش‌ترین راندمان آیرودینامیکی مربوط به حالتی است که کانارد در جلو و پایین بال قرار گیرد [۱۶]. پژوهش‌های پیشین نشان داده که عدد رینولدز تأثیری بر تشکیل گردابه‌ی اولیه و موقعیت فروپاشی گردابه روی بال با زاویه عقب‌گرد ندارد بلکه متأثر از زاویه حمله بال می‌باشد [۱۷]. امروزه با پیدایش نسل جدید جنگنده‌های رادارگریز و به کارگیری بال‌های الماسی شکل جهت قراردادن و حمل سلاح‌های پیشرفته توأم با حفظ قابلیت پنهان‌کاری جنگنده، ارزیابی و تحلیل جریان‌های بال الماسی مورد نیاز می‌باشد. از آنجایی که بال‌های الماسی شکل از زاویه عقب‌گرد کمتری نسبت به بال‌های مثلثی هم‌رده خود برخوردارند، بنابراین تولید جریان گردابه‌ای در این‌گونه بال‌ها کم‌تر می‌باشد [۱۸] که منجر به کاهش زاویه واماندگی و قدرت مانورپذیری جنگنده می‌شود. طراحان برای فائق آمدن بر این مشکل از لکس استفاده می‌کنند که با تولید جریان گردابه‌ای قوی در زوایای حمله بالا، کارایی بال الماسی شکل را بهبود می‌بخشد و باعث حفظ توانایی مانورپذیری جنگنده می‌شود. آشکارسازی جریان توسط دود و لیزر روش بسیار مفیدی به منظور رفتارشناسی و تحلیل پدیده‌های آیرودینامیکی است که با مطالعه الگوهای جریان به تحلیل پدیده‌های آیرودینامیکی می‌توان دست پیدا کرد. در این پژوهش به تحلیل جریان گردابه‌ای روی بال الماسی شکل مجهز به لکس توسط دود و لیزر در محیطی کاملاً تاریک پرداخته شده‌است. برای این منظور نور لیزر به صورت صفحه‌ای کاملاً روشن و با ضخامت ناچیز بر روی مکان‌های مورد نظر در راستای وتر بال تابانده شده‌است. در این پژوهش علاوه بر تحلیل جریان گردابه‌ای روی بال الماسی ساده و مقایسه با بال الماسی

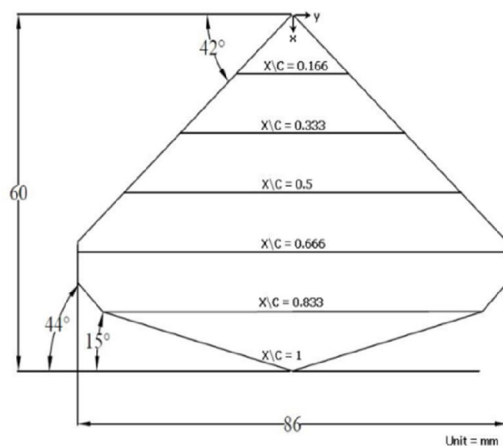
۳- بررسی و تحلیل نتایج آشکارسازی

نتایج آشکارسازی در زوایای حمله ۵ تا ۴۵ درجه (با گام ۵ درجه) بر روی مدل بال الماسی شکل مبنا و بال الماسی مجهز به لکس استخراج شده است و نسبت انسداد در تمام مراحل آزمایش کم تر از ۱۰ درصد می باشد. شکل ۴ آشکار سازی جریان در مقاطع $X/C=0/166$ تا $X/C=0/833$ در زاویه حمله ۵ درجه را نشان می دهد. گرادیان فشار معکوس روی بال الماسی مبنا، سبب جدایش لایه ی برشی شده و آنرا در آستانه شکل گیری جریان گردابه ای قرار داده است. با حرکت به سمت پایین دست جریان، شدت گرادیان فشار معکوس بیشتر شده و لایه برشی جدا شده روی سطح بال به سمت خط مرکزی بال چرخیده و ساختار گردابه ای اولیه را به وجود آورده است که در شکل ۴ (الف) به خوبی مشاهده می شود. در مقطع $X/C=0/666$ ، گردابه اولیه بزرگ تر شده و فاصله مرکز آن از سطح بال بیشتر شده است. فاصله گرفتن گردابه اولیه از سطح بال سبب ایجاد یک ناحیه کم فشار دیگر در قسمت زیرین آن و متمایل به لبه حمله بال شده است. این ناحیه ی کم فشار جدید گردابه ای ثانویه را تشکیل می دهد که جهت چرخش آن خلاف جهت چرخش گردابه اصلی بال است. گردابه ثانویه باعث شکستن ساختار گردابه اصلی شده و آن را به دو گردابه مجزا تبدیل می کند. ایجاد ساختار گردابه ای جفتی، گردابه اصلی را در معرض فروپاشی قرار می دهد و در مقطع $X/C=0/833$ ، گردابه جدید با گردابه اولیه ترکیب شده که منجر به افزایش ناپایداری آن شده و مرکز گردابه اصلی قابل تشخیص نمی باشد. در این حالت گردابه منبسط شده و کاهش شدید شتاب در طول محور گردابه اتفاق می افتد و همچنین باعث ساکن شدن حرکت شعاعی هسته آن می شود. این پدیده را فروپاشی گردابه می نامند که با ایجاد جریان به شدت ناپایدار و کاهش فشار در جریان محوری گردابه و نیروی لیفت همراه است. ساختار جریان روی بال مجهز به لکس همانطور که در شکل ۴ (ب) نشان داده شده است، نسبت به بال الماسی مبنا به کلی متفاوت است. گرادیان فشار معکوس برای جدا کردن لایه برشی و ایجاد جریان چرخشی روی بال به اندازه کافی قوی نمی باشد اما با حرکت به سمت پایین دست، منجر به افزایش ضخامت لایه مرزی شده است. همان طور که در شکل ۵ (الف) و (ب) نشان داده شده است، افزایش زاویه حمله به ۱۰ درجه منجر به بزرگ تر و قوی تر شدن

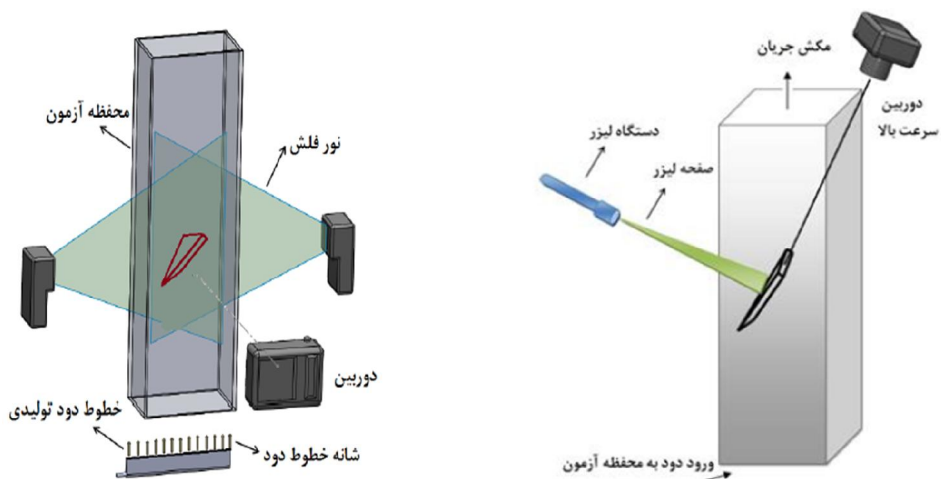
دود به روش سوختن ناقص گازوییل از صفحه مشبک که در زیر محفظه ی آزمایش قرار دارد، عبور می کند و در نتیجه ۲۳ نوار دود که مرکز آن ها با یکدیگر ۷ میلی متر فاصله دارد تشکیل می شود و به صورت عمودی به سمت بالا حرکت کرده و به محفظه ی آزمایش تونل با ابعاد $18 \times 24 \times 10$ سانتی متر می رسد. برای کاهش اغتشاشات و ایجاد جریان یکنواخت از نازل با نسبت باریک شونده گی ۳.۵:۱ و لانه زنبوری استفاده شده است. بیشترین سرعت تونل در حالت ۱۰۰ درصد خروجی فن، ۵ متر بر ثانیه می باشد که در این پژوهش از سرعت ۲/۵ متر بر ثانیه معادل عدد رینولدز ۱۱۰۰۰ استفاده شده است. شدت اغتشاشات نیز کم تر از ۰/۷ درصد می باشد [۱۹]. به منظور عکس برداری و آشکارسازی جریان از دوربین دیجیتال پرسرعت CASIO EX-F1 با قابلیت عکس برداری با سرعت بسیار بالا به همراه دستگاه لیزر استفاده شده است. جهت بهبود در کیفیت عکس برداری از گردابه ها، تونل در یک مکان کاملاً تاریک قرار گرفته و در کلیه آزمایش ها صفحه لیزر ایجاد شده به صورت عمود با ضخامت ناچیز بر روی مدل تابانده شده و زاویه ی بین راستای دوربین و صفحه لیزر کاملاً قائم می باشد. برای نمایش لوله گردابه از نمای جانبی از نور فلش استفاده شده است که در این حالت همانطور که در شکل ۳ نمایش داده شده است، دوربین دقیقاً در مرکز تونل دود قرار گرفته است. به منظور محاسبه عدم قطعیت نتایج از پژوهش های مشابه قبل استفاده شده است که شامل عدم قطعیت عدد رینولدز، سرعت و اندازه گذاری ناحیه جدایش می باشد که در جدول ۱ قابل مشاهده می باشد [۲۰].

جدول ۱- عدم قطعیت پارامترهای مهم

پارامتر	مقدار عدم قطعیت
عدد رینولدز	۲/۷۵٪
سرعت	۲/۷٪
ناحیه جدایش (W^*)	±۰/۰۵



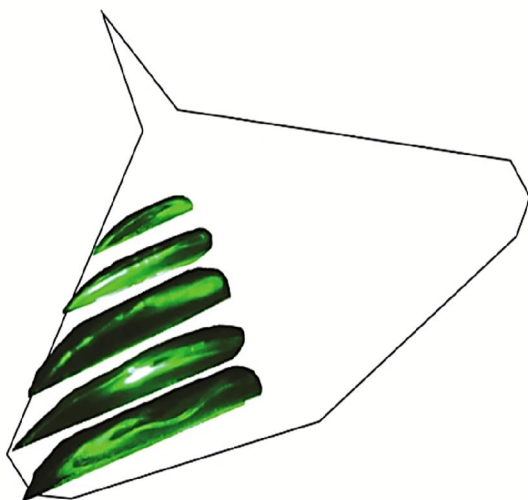
شکل ۲- هندسه و ابعاد بال مورد استفاده



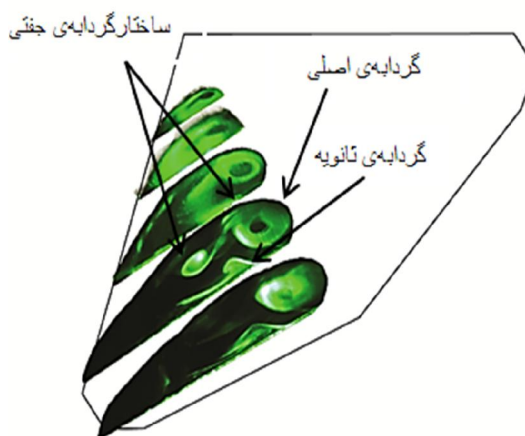
شکل ۳- نحوه استقرار دوربین ، دستگاه لیزر و فلش

که افزایش عملکرد آیرودینامیکی و لیفت را به همراه دارد. مکان فروپاشی گردابه روی بال مبنا با افزایش زاویه حمله به سمت بالادست جریان و در مقطع $X/C=0/666$ تغییر موقعیت داده‌است. پدیده فروپاشی گردابه در شکل ۶ (الف) به خوبی قابل مشاهده‌است. با حرکت لوله گردابه تشکیل شده در اثر لبه‌ی حمله بال به سمت پایین دست جریان،

گردابه روی بال شده‌است. افزایش قطر گردابه و قوی‌تر شدن آن در نتیجه افزایش زاویه حمله، به این معناست که فشار استاتیک در قسمت زیر بال به بیشترین حد و فشار استاتیک روی بال به کم‌ترین حد خود رسیده‌است. ایجاد این اختلاف فشار زیاد در نتیجه افزایش زاویه حمله منجر به کشیده شدن جریان بیشتر و مکش قوی‌تر روی بال شده

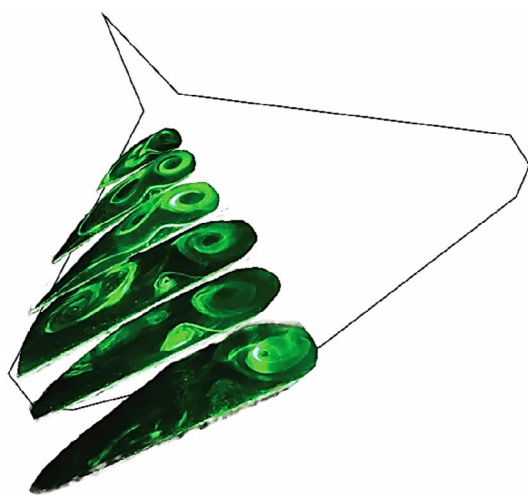


(ب) بال با لکس ۸ درجه

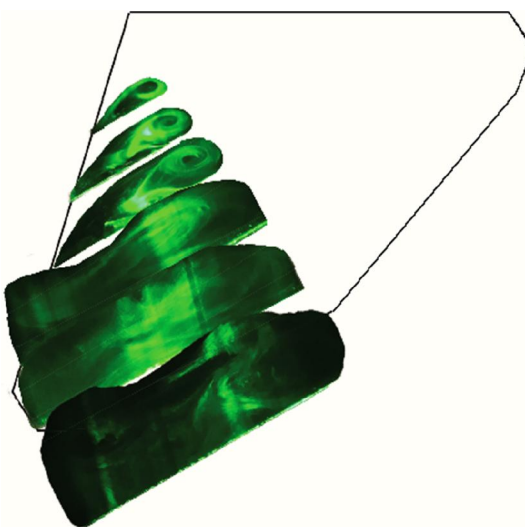


(الف) بال مبنا

شکل ۴- آشکارسازی جریان در زاویه حمله ۵ درجه موقعیت طولی $X/C=0/166$ تا $X/C=0/833$



(ب) بال با لکس ۸ درجه

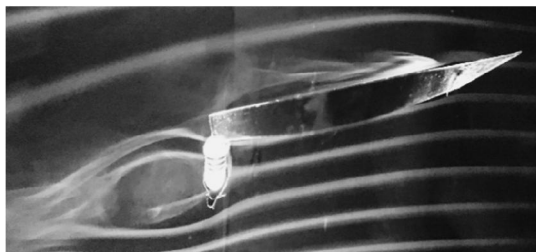


(الف) بال مبنا

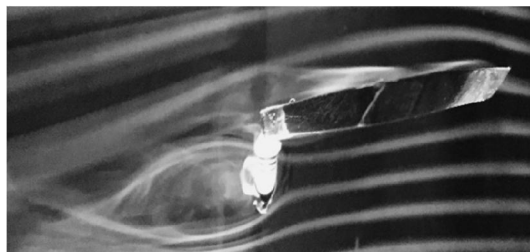
شکل ۵- آشکارسازی جریان در زاویه حمله ۱۰ درجه موقعیت طولی $X/C=0/166$ تا $X/C=1$

فروپاشی قرار داده است که در مقطع $X/C=1$ گردابه اولیه و ثانویه به طور کلی از بین رفته‌اند. در شکل ۶ (ب) و از نمای جانبی، لوله گردابه تولید شده روی بال با لکس به خوبی قابل مشاهده است که با حرکت به سمت پایین دست جریان قطر آن بزرگ‌تر شده و از سطح زیرین خود فاصله بیش‌تری گرفته‌است. در انتهای بال انفجار در لوله گردابه رخ داده‌است که با پخش شدن دود و از بین رفتن ورقه گردابه همراه است. افزایش زاویه حمله به ۱۵ درجه که از نمای جانبی در شکل ۷ (الف) نشان داده شده‌است، سبب از بین رفتن کامل جریان گردابه‌ای روی بال مینا شده و جریان برگشتی پدید آمده‌است. در شکل ۷ (ب) جریان روی بال با لکس از نمای جانبی نشان داده شده- است. گردابه تولید شده توسط لکس در نقطه‌ای A با جریان گردابه‌ای لبه‌حمله ترکیب شده و جریان جدیدی را به‌وجود آورده‌اند. با حرکت به سمت لبه‌ی فرار لوله گردابه دچار نوسانات و ناپایداری شدیدی شده است و در نقطه B

لوله گردابه بزرگ‌تر شده و در نهایت تغییر کلی در ساختار آن (فروپاشی) تقریباً در وسط بال رخ داده‌است که با پخش شدن ناگهانی دود همراه است. شکل ۵ (ب) توسعه جریان گردابه‌ای روی بال مجهز به لکس را نشان می‌دهد که در مقطع $X/C=0.333$ ، با توجه به فاصله گرفتن گردابه اصلی از سطح، شرایط برای القای جریان ثانویه توسط لایه مرزی و تشکیل گردابه‌ی ثانویه فراهم شده‌است. وجود گردابه ثانویه همانند شکل ۴ (الف) منجر به شکستن ساختار گردابه اصلی و پیدایش گردابه جفتی شده‌است. با حرکت به سمت انتهای بال و در مقطع $X/C=0.666$ ، قطر گردابه ثانویه نیز زیادتر شده که موجب قوی‌تر شدن آن و ایجاد مکش بیشتر در زیر گردابه جفتی شده‌است که این امر سبب ایجاد فاصله‌ی بیشتر بین ساختار گردابه جفتی شده‌است. فاصله گرفتن گردابه جفتی از هم‌دیگر سبب ناپایداری آن‌ها شده و در نهایت گردابه جفتی دچار فروپاشی کامل شده و گردابه اولیه را نیز در آستانه

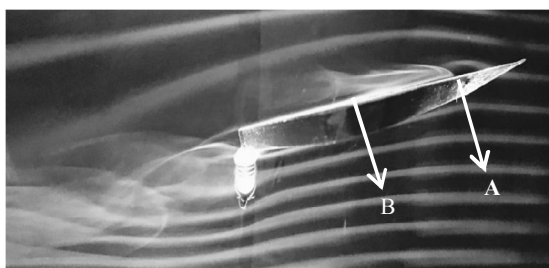


(ب) بال با لکس ۸ درجه



(الف) بال مینا

شکل ۶- آشکار سازی جریان از نمای جانبی در زاویه حمله ۱۰ درجه

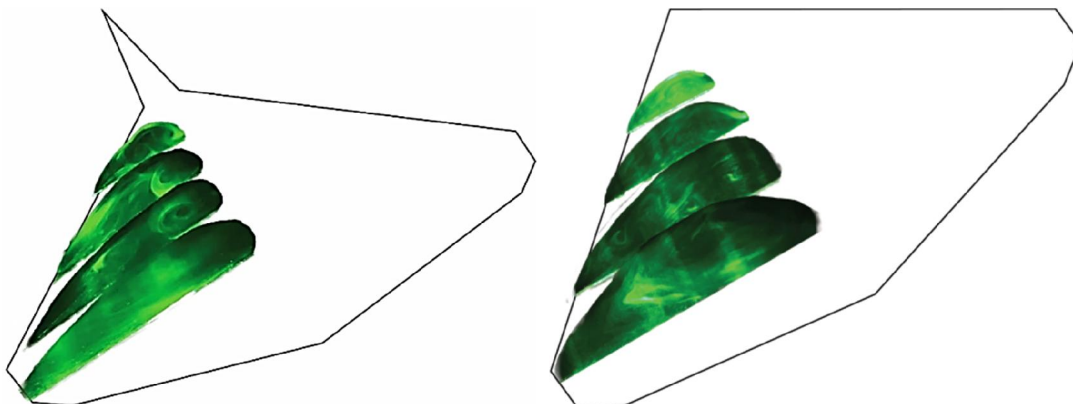


(ب) بال با لکس ۸ درجه



(الف) بال مینا

شکل ۷- آشکار سازی جریان از نمای جانبی در زاویه حمله ۱۵ درجه



(ب) بال با لکس ۸ درجه

(الف) بال مینا

شکل ۸- آشکارسازی جریان در زاویه حمله ۱۵ درجه و موقعیت طولی $X/C=0/166$ تا $X/C=0/666$

بال، مکان فروپاشی به سمت بالادست تغییر مکان می‌دهد. در یک زاویه حمله ثابت، وجود لکس موجب تأخیر در فروپاشی گردابه و انتقال آن به سمت لبه حمله بال می‌شود که این خصوصیت موجب کمتر شدن ناحیه‌ی جدایش پشت بال می‌شود.

از آنجایی که جدایش جریان سبب ایجاد ناحیه به شدت نوسانی و ناپایدار در پشت بال می‌شود و این ناحیه سطوح کنترلی پایین دست، مثل دم را به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد، کوچک شدن هرچه بیشتر این ناحیه برای عملکرد بهینه سطح دم بسیار مطلوب می‌باشد. همان‌گونه که در شکل ۳ نمایش داده شده، در تمامی مراحل عکس-برداری مکان دوربین ثابت و روبروی مرکز محفظه آزمایش قرار گرفته و در نتیجه امکان اندازه‌گیری عرض ناحیه جدایش وجود داشته است. شکل ۱۰ نحوه اندازه‌گیری عرض ناحیه جدایش در آخرین موقعیت طولی روی بال را نشان می‌دهد.

شکل ۱۱ مقدار عرض ناحیه جدایش (W^*) در موقعیت $X/C=1$ را که بر حسب طول وتر بال بی‌بعد شده است، در زوایای حمله ۵ تا ۴۵ درجه نشان می‌دهد. افزایش زاویه لکس منجر به کوچک شدن ناحیه جدایش نسبت به بال مینا شده است که تأثیر مثبتی در افزایش عملکرد آیرودینامیکی بال و سطوح پایین دست جریان نظیر دم را دارد.

فروپاشی رخ داده است. در شکل ۸ (الف) و (ب)، توسعه جریان گردابه‌ای در مقاطع مختلف و در زاویه حمله ۱۵ درجه نشان داده شده است. بال مینا به طور کلی کارایی خود را از دست داده است و هیچ‌گونه نیروی لیفتی تولید نمی‌کند. گردابه‌های تولید شده روی بال با لکس نیز دچار نوسانات شدیدی هستند که این نوسانات گردابه‌ها را در آستانه فروپاشی قرار داده است. با توجه به شکل ۹، در زاویه حمله ۲۰ درجه جریان روی بال مجهز به لکس نیز به طور کامل دچار فروپاشی شده و گردابه‌ای تولید نمی‌شود و این بال نیز کارایی خود را به طور کامل از دست داده است.

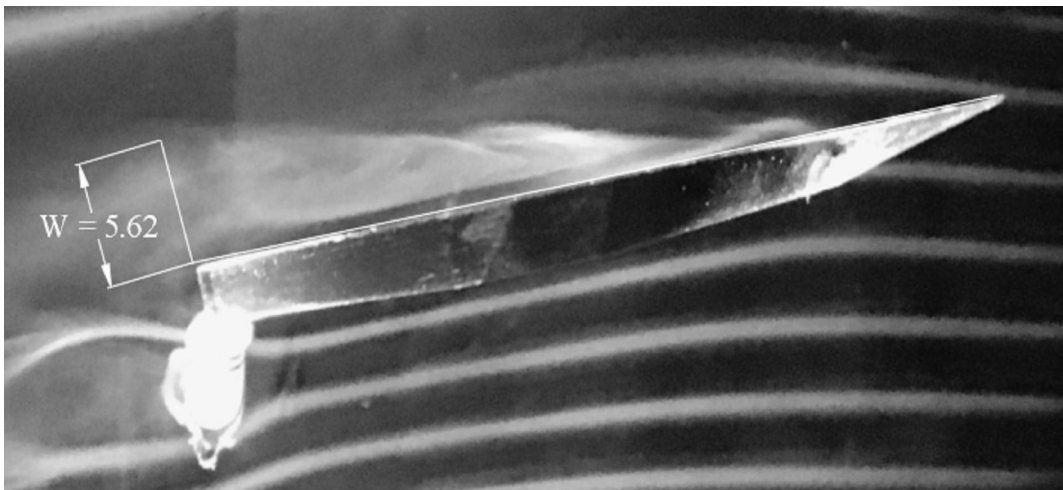
با توجه به جدول ۱ که مکان فروپاشی بر حسب X/C روی بال را نشان می‌دهد، با افزایش زاویه حمله برای هر دو

جدول ۱- مکان فروپاشی گردابه روی بال بر حسب X/C

زاویه حمله	بال مینا	لکس ۸٪
۵	فروپاشی ندارد	$X/C=0/833$
۱۰	$X/C=0/633$	$X/C=1$
۱۵	فروپاشی	فروپاشی
۲۰	فروپاشی	فروپاشی



شکل ۹- آشکار سازی جریان در زاویه حمله ۲۰ درجه



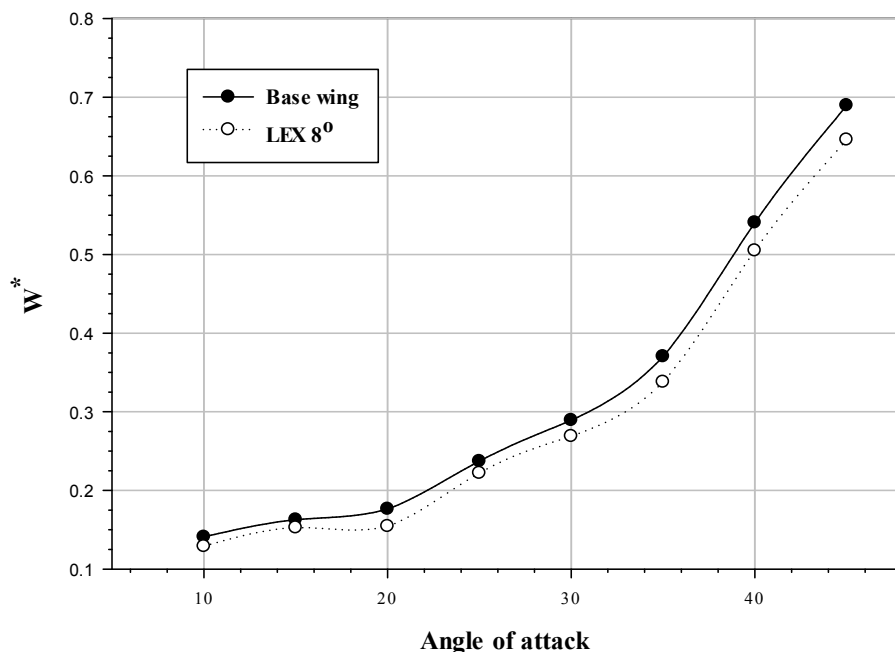
شکل ۱۰- نحوه اندازه گیری ناحیه جدایش

۴- جمع بندی

در این پژوهش آشکار سازی جریان روی بال الماسی شکل همانند بال جنگنده نسل پنجم رادارگریز با زاویه عقب گرد ۴۲ درجه در دو حالت بدون حضور لکس و با لکس در رینولدز کم، انجام شده است. جریان روی بال الماسی مینا در زاویه حمله کم تر از ۵ درجه از روی بال جدا شده و تشکیل یک جریان چرخشی به نام جریان گردابه ای را می دهد که دارای سرعت و شتاب بسیار بالایی در هسته مرکزی آن است. بال مجهز به لکس با افزایش انرژی در لایه مرزی، از تشکیل شدن گردایان فشار نامطلوب و

با استفاده از داده های به دست آمده از شکل ۱۱، می توان مقدار اختلاف ناحیه جدایش را به درصد بیان کرد. جدول ۲، میزان درصد کاهش عرض ناحیه جدایش در آخرین موقعیت طولی روی بال برای بال الماسی شکل با لکس ۸ درجه نسبت به بال الماسی مینا را نشان می دهد.

با توجه به جدول ۲، عرض ناحیه جدایش برای بال با لکس ۸ درجه نسبت به بال الماسی بدون لکس، کاهش قابل توجهی داشته که این مقدار در زاویه حمله ۲۰ درجه به بیش ترین مقدار خود رسیده است.



شکل ۱۱- اندازه‌گیری ناحیه جدایش در مقطع $X/C=1$

جدایش لایه‌ی برشی روی سطح بال جلوگیری می‌کند اما در زوایای حمله بالاتر با تولید گردابه لکس و ادغام شدن آن با گردابه‌های لبه حمله منجر به تولید گردابه قوی‌تر شده‌است که کارایی آیرودینامیکی بال را افزایش می‌دهد. افزایش زاویه حمله موجب بزرگ‌تر شدن و افزایش قدرت گردابه می‌شود و فاصله هسته گردابه از سطح بال بیش‌تر می‌شود. موقعیت فروپاشی گردابه با افزایش زاویه حمله به سمت نوک بال تغییر مکان می‌دهد که این خصوصیت منجر به ایجاد ناحیه‌ی بسیار ناپایدار و نوسانی روی بال می‌شود. استفاده از لکس در تمام زوایای حمله باعث تأخیر در فروپاشی گردابه و تغییر موقعیت آن، از پایین‌دست جریان به بالادست جریان می‌شود. عرض ناحیه‌ی جدایش در پشت بال با افزودن لکس کاهش قابل توجهی دارد که این مقدار به $14/2$ درصد نسبت به عرض ناحیه جدایش بال مبنا می‌رسد که این امر منجر به افزایش عملکرد آیرودینامیکی بال و کاهش اثرات منفی نوسانات جریان بر سطوح کنترلی پایین‌دست نظیر دم می‌شود.

جدول ۲- میزان کاهش ناحیه جدایش بال با لکس ۸ درجه

زاویه حمله	درصد کاهش ناحیه برای لکس ۸°
۹۰	۹/۳٪
۹۱۵	۶/۶٪
۹۲۰	۱۴/۲٪
۹۲۵	۶/۸٪
۹۳۰	۷/۵٪
۹۳۵	۹/۶٪
۹۴۰	۷/۱٪
۹۴۵	۶/۷٪

[10] Sohn M, Lee K (2004) Vortex flow visualization of a yawed deltawing with leading-edge extension. *J Aircraft* 231-237.

[11] Ghaffari F, Luckring J, Thomas J (1990) Navier-stokes solutions about the F/A-18 forebody-leading-edge extension configuration. *J Aircraft* 737-748.

[12] Brandt S, Crisler W, Forystek R (2011) Comparative evaluation of butterfly and 4-Post Tails on a 5th-generation fighter configuration. 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference 7040.

[13] Zhang G, Yu S (2013) Aerodynamic characteristics of canard-forward swept wing aircraft configurations. *J Aircraft* 378-387.

[14] Ghoreyshi M, Kanaan R, Russell M (2016) Simulation validation of static and forced motion flow physics of a canard configured Trans Cruiser. *Aerosp Sci Technol* 159-177.

[15] Eugene L (1992) Navier-stokes simulation of a close-coupled canard-wing-body configuration. *J Aircraft* 830-838.

[۱۶] شرفی ا، رضائی‌زاده م، احمدخواه ا (۱۳۹۵) مطالعه عددی اثرات موقعیت‌های طولی و عمودی کانارد بر توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانورپذیر. *مجله مکانیک سازه‌ها و سازه‌ها* ۳۰۱-۳۱۶: ۶(۴).

[17] Lowson M (1990) Visualization measurements of vortex flows. *J Aircraft* 320-327.

[18] Sinha A, Suthar A, Sahoo S (2017) Effect of sweep angle on wing-strake vortex interaction and breakdown over double delta wings. *ICRAAE*.

[19] Saeednejad A, Dehghan A, Manshadi M (2014) Nose shape effect on the visualized flow field around an axisymmetric body of revolution at incidence. *The Visualization Society of Japan*

[20] Sohankar A, Mohagheghian Sh, Dehghan A, Manshadi M (2015) A smoke visualization study of the flow over a square cylinder at incidence and tandem square cylinders. *The Visualization Society of Japan*.

۵- علائم اختصاری

موقعیت ترکیب گردابه لکس با گردابه لبه‌حمله	A
موقعیت فروپاشی گردابه	B
عرض ناحیه جدانشده روی بال	W
مقدار بی‌بعد عرض ناحیه جدانشده	W*

۶- مراجع

[1] Buzica A, Debschütz L, Knoth F (2018) Leading-edge roughness affecting diamond wing aerodynamic characteristics. *Aerospace J*.

[2] Zikidis K, Skondras A (2014) Low observable principles stealth aircraft and anti-stealth technologies. *J Comput Model* 4(1): 129-165.

[3] Mullin S (1992) The evolution of F-22 advanced tactical fighter. *AIAA J* 418.

[4] Yaniktepe B, Rockwell D (2004) Flow structure on diamond and lambda Planforms trailing edge region. *AIAA J* 43(7).

[5] Huenecke, Klaus (1987) *Modern aircraft design*.

[6] Lee M, Ho M (1989) Vortex dynamics of delta wings. 366.

[۷] دهقان منشادی م، ایل بیگی م، بزاززاده م (۱۳۹۵) بررسی تجربی جریان گردابه‌ایی بال لامبدا شکل با لبه حمله تیز و گرد با سیم داغ. *مهندسی مکانیک شریف* ۱۱۷-۱۰۷.

[8] Payne P, Nelson R (1988) Visualization and wake surveys of vortical flow over a delta wing. 137-143.

[9] Shah G (1991) Wind Tunnel investigation of aerodynamic and tail buffet characteristics of leading edge extension modifications to the F/A 18. 18th Atmospheric Flight Mechanics Conference 395-412.