

بررسی تجربی اثر زاویه لکس بر جریان گردابه‌ای روی بال الماسی با مقطع ایرفویل شکل به وسیله جریان سنج سیم‌داغ و کاوشگر پنج‌حفره

سید محمد رضا هاشمی^۱ و مجتبی دهقان منشادی^{۲*}

^۱ کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

^۲ استاد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۲/۰۲؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۹/۰۹/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۲۶

چکیده

در این پژوهش به بررسی اثر زاویه لکس بر الگوی جریان روی بال الماسی شکل به وسیله جریان‌سنج سیم‌داغ و کاوشگر پنج‌حفره پرداخته شده است. ضریب فشار در دو مقطع روی بال و در سه زاویه حمله ۵، ۱۰ و ۲۰ درجه توسط کاوشگر پنج‌حفره و شدت اغتشاشات در سه مقطع و زاویه حمله ۱۰ درجه توسط جریان‌سنج سیم‌داغ بررسی شده است. آزمایشات در تونل باد مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر با کیفیت جریان خوب و در سرعت ۱۲/۵ متر بر ثانیه معادل عدد رینولدز ۱۹۲۵۰۰ انجام شده است. در یک زاویه حمله ثابت با حرکت به سمت پایین دست جریان، قطر هسته گردابه تشکیل شده ناشی از لبه حمله بال و گردابه لکس افزایش یافته که منجر به افزایش مکش فشار روی بال شده است. بالا رفتن قدرت مکش در مرکز هسته گردابه لکس و گردابه لبه حمله منجر به نزدیک‌تر شدن این دو گردابه بهم‌دیگر شده است. بزرگ‌تر شدن هسته گردابه، بالا رفتن شدت اغتشاشات آن را در پی داشته که قدرت این اغتشاشات با حرکت به سمت پایین دست جریان افزایش یافته است. تحلیل فرکانسی در نزدیکی مرکز گردابه لبه حمله و گردابه لکس نشان داد که در یک مقطع ثابت روی بال، افزایش اغتشاشات گردابه موجب افزایش دامنه طیف نوسانی شده است که نتیجه افزایش قدرت گردابه بوده است. علاوه بر این، مقدار بیشینه طیف نوسانی در نزدیکی گردابه لکس ۱۶ درجه، با افزایش زاویه حمله افزایش پیدا کرده است.

کلمات کلیدی: بال الماسی؛ لکس؛ جریان سنج سیم‌داغ؛ کاوشگر پنج‌حفره؛ گردابه.

Experimental Study of LEX Angle Effect on Vortical Flow Over the Diamond Wing with Airfoil-Shaped Section by Using Hot-wire and Five-hole

S.M.R. Hashemi¹, M. Dehghan Manshadi^{2*}

¹ Ms. Mech. Eng., Malek Ashtar Univ. of Technology., Iran.

^{2*} Prof., Mech. Eng., Malek Ashtar Univ. of Technology, Iran.

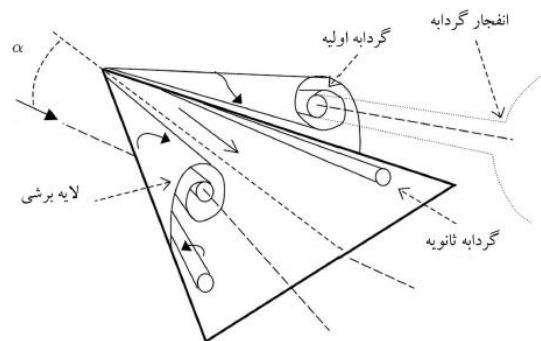
Abstract

In this research, the effects of LEX angle on flow pattern over the diamond wing by using hot-wire and five-hole probe are investigated. The pressure coefficient tests over the wing at three different angles of attack respectively 5, 10 and 15 degrees and on two section was conducted by five hole probe. Also turbulence intensity measurements were conducted at three sections for 10 degree angle of attack by using hot wire anemometer. Experimental tests were conducted in a closed circuit wind tunnel with acceptable flow quality at the velocity of 12.5 (m/s) equal to 192500 Reynolds number. At a constant angle of attack with a downward movement the flow; the vortex diameter formed due to the Leading edge of the wing. Therefore, the LEX vortex increased which has led to growing pressure suction on the wing. Amplified suction pressure at the center of the LEX vortex core and the leading edge vortex have carried the two vortices closer together. Thus, the larger the vortex core lead to higher turbulence intensity by moving to downstream. Frequency analysis near the center of the leading edge vortex and Lex vortex showed that at constant section over the wing, the turbulence intensity near vortex core exposed, increasing turbulence intensity that caused to rise the amplitude spectra of fluctuation. Furthermore, frequency analysis indicate that the maximum domain of power spectra increases for LEX angle of 16 degree with rising of angles of attack.

Keywords: Diamond Wing; LEX; Hot-Wire Anemometer; Five-Hole Probe; Vortex.

۱- مقدمه

پژوهش‌گران برای طراحی و ساخت جنگنده پنهان‌کار نسل جدید از موادی با قابلیت جذب امواج ارسالی از سوی رادار استفاده می‌کنند [۱]، اما هیچ‌گاه این مواد قادر به جذب کلیه امواج نخواهند بود؛ بنابراین در طراحی پیکربندی جنگنده نسل پنجم با قابلیت رادارگریزی سعی می‌شود تا حد امکان از صفحات صاف استفاده نشود و بیش‌تر صفحات زاویه‌دار به کار برده شود که امواج ارسالی از سوی رادار پس از برخورد با جنگنده به صورت زاویه‌دار در فضا برگشت داده شود [۲]. یکی از مهم‌ترین اجزای جنگنده برای این منظور بال هواپیما است که بال الماسی شکل بهترین گزینه برای جنگنده‌های رادارگریز است که با افزایش مساحت بال جنگنده سوخت مناسبی را داشته و هم‌چنین فضای کافی برای قرارگیری ادوات جنگی در داخل بال نیز فراهم است [۳]. تحلیل جریان بال الماسی تقریباً همانند بال مثلثی با زاویه عقب‌گرد کم است که در شکل ۱ نمونه‌ای از جریان روی بال مثلثی نشان داده شده است. گرادبان فشار معکوس موجب جدایش لایه برشی شده که این لایه برشی جدا شده روی سطح بال، به سمت خط مرکزی بال چرخیده و ساختار گردابه اولیه یا گردابه لبه‌حمله را تشکیل داده است. در زوایای حمله بالا، جریان پرفشار در زیر بال تمایل به حرکت به سمت منطقه کم‌فشار روی بال دارد که دارای جریان عرضی بسیار قوی است.



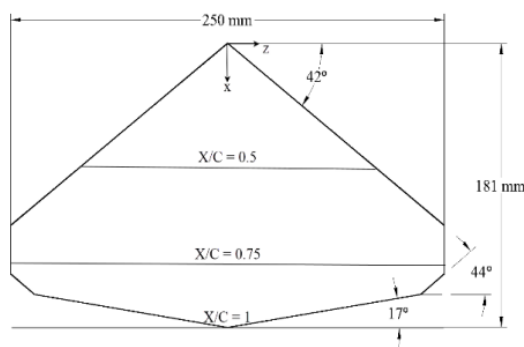
شکل ۱- الگوی جریان روی بال مثلثی [۴]

این جریان عرضی موجب مکش روی بال شده و افزایش نیروی برآ را به دنبال دارد. این گردابه در مرکز خود دارای سرعت بسیار زیادی می‌باشد که نتیجه آن تولید فشار منفی بسیار بالایی است. در یک مقطع ثابت افزایش زاویه حمله

موجب بزرگ‌تر شدن گردابه اولیه و فاصله گرفتن از سطح زیرین خود و در نتیجه افزایش مکش روی بال می‌شود [۵]. با فاصله گرفتن گردابه اولیه از سطح، یک ناحیه کم‌فشار دیگر در قسمت زیرین خود ایجاد می‌کند که شرایط برای تشکیل گردابه ثانویه مهیا می‌شود. گردابه ثانویه تاحدی باعث افزایش پایداری و افزایش نیروی برآ موسوم به برآی گردابه‌ای می‌شود. در شرایط خاص امکان تشکیل گردابه سومی نیز وجود دارد [۶]. افزایش قطر گردابه آن را در معرض شرایط خاصی قرار می‌دهد که فشار و سرعت آن با فشار و سرعت جریان آزاد تقریباً برابر می‌شود. در این حالت هسته گردابه قابل تشخیص نمی‌باشد. این پدیده که با افزایش نوسانات همراه است را فروپاشی گردابه می‌نامند [۷]. مکان فروپاشی گردابه با افزایش زاویه حمله به سمت بالادست تغییر مکان می‌دهد. فاکتور مهم دیگر در تغییر مکان فروپاشی گردابه، زاویه عقب‌گرد بال می‌باشد که هرچه این زاویه افزایش پیدا کند، مکان فروپاشی گردابه به سمت نوک بال تغییر موقعیت می‌دهد [۸]. مشاهدات انجام شده روی بال مثلثی نشان داد که بعد از یک عدد رینولدز خاص فروپاشی گردابه مستقل از عدد رینولدز است و شدت اغتشاشات در نزدیکی گردابه به بیش‌ترین مقدار خود می‌رسد و با دور شدن از مرکز گردابه از شدت اغتشاشات کاسته می‌شود [۹]. یانیکتپ و راکول^۱ به این نکته دست یافتند که الگوی جریان روی بال الماسی و لامبدا تقریباً مشابه یک‌دیگر است و شامل یک جفت گردابه است که از لبه‌حمله بال سرچشمه گرفته و با حرکت به سمت پایین دست دچار تزلزل شده و در نهایت فروپاشی رخ داده است [۱۰]. الگوی جریان روی بال الماسی تحت زاویه جانبی نشان داد که بال در جهت باد زودتر دچار فروپاشی شده [۱۱] و این فروپاشی نامتقارن گردابه موجب ناپایداری در گشتاور غلتش شده و حرکت یابو نامتقارن^۲ را به وجود می‌آورد [۱۲]. از آنجایی که بال الماسی مورد استفاده در جنگنده نسل پنجم به جهت ملاحظات پنهان‌کاری از زاویه عقب‌گرد کمی برخوردار است، بنابراین فروپاشی گردابه در زوایای حمله پایین‌تر (به نسبت بال مثلثی با زاویه عقب‌گرد

¹ Yaniktepe and Rockwell² Adverse yaw

را ۵ تا ۱۲/۱ درصد افزایش داده و زاویه واماندگی بال را ۵ تا ۱۰ درجه افزایش می‌دهد [۱۹]. همان‌طور که گفته شد، از آن جایی که در حوزه‌ی طراحی جنگنده‌هایی با قابلیت پنهان‌کاری و رادارگریز، نیاز به وجود بال‌های الماسی با زاویه عقب‌گرد کم است، در نتیجه برای افزایش زاویه واماندگی بال جنگنده و برتری هوایی آن نیاز به سطوح آیرودینامیکی به نام لکس است که این سطوح به وضوح در جنگنده‌هایی نظیر اف-۲۲^۴ و سوخو-۵۷^۵ دیده می‌شود. در پژوهش حاضر برای نخستین بار تفاوت زوایای مختلف لکس بال الماسی با مقطع ایرفول شکل بر الگوی جریان روی بال الماسی به روش آزمایشگاهی بررسی شده است. بال الماسی انتخابی مشابه بال جنگنده رادارگریز اف-۲۲ بوده که قابلیت نصب لکس با زوایای مختلف در آن وجود داشته است. برای این منظور ضریب فشار در دو مقطع از بال مجهز به لکس ۸ و ۱۶ درجه توسط کاوشگر پنج‌حفره اندازه‌گیری شده و هم‌چنین اغتشاشات سرعت در راستای جریان، در سه مقطع روی بال به وسیله جریان‌سنج سیم‌داغ بررسی شده است. در نهایت تحلیل طیف فرکانسی ریزش گردابه در نزدیکی گردابه لبه حمله بال و گردابه لکس نیز بررسی و مقایسه شده است. تمامی آزمایشات در تونل باد مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر با سرعت ۱۲/۵ متر بر ثانیه انجام گرفته‌شده که معادل رینولدز ۱۹۲۵۰۰ بوده است.



شکل ۲- ابعاد هندسه مورد استفاده در پژوهش حاضر

بالا) رخ داده که این امر قابلیت مانورپذیری جنگنده در نبردهای هوایی را کاهش می‌دهد [۱۳]. برای حل این مشکل طراحان از سطوح آیرودینامیکی به نام لکس^۱ استفاده می‌کنند. منشادی و هاشمی نشان دادند که استفاده از لکس موجب تولید جریان گردابه‌ای می‌شود که این گردابه با افزایش انرژی در لایه مرزی، فروپاشی گردابه اصلی بال را به تعویق می‌اندازد و هرچه زاویه لکس افزایش یابد، جریان گردابه‌ای تولید شده توسط آن نیز قوی‌تر است و از پایداری بیش‌تری برخوردار است [۱۴]. کوئیک و فیگات نشان دادند که استفاده از لکس ضرایب برآ، پسا و پیتچ هواپیما را تحت تأثیر قرار می‌دهد [۱۵]. سطوح لکس‌های مورد استفاده در طراحی جنگنده‌ها، می‌توانند اشکال گوناگونی داشته باشند. مشاهدات پژوهش‌گران نشان داده که بیش‌ترین میزان ضریب برآ مربوط به لکس با شکل مثلثی دوگانه^۲ بوده است در زوایای حمله میانی افزایش ضریب برآ به پسا حدود ۲۶ درصد داشته است [۱۶]. زاویه نصب لکس نسبت به بال جنگنده، تأثیر مستقیمی در الگوی جریان و ریزش گردابه روی بال دارد. به طور مثال نصب لکس در زاویه القایی مثبت (بالتر از بال اصلی) کاهش فشار و مکش فشار بیش‌تری تولید می‌کند [۱۷]. استفاده از لکس با سطح مقطع مثلثی در قسمت نوک بال هواپیمای جت مسافربری با ایرفویل فوق بحرانی^۳، بدون تغییر در ساختار کلی بال توانسته تا حد قابل قبولی میزان اختلاف فشار بین ناحیه پرفشار در زیر بال و ناحیه کم‌فشار در بالای بال را کم کند که در نتیجه قدرت اغتشاشات در نوک بال کم شده و پسای القایی در این قسمت کاهش یافته است [۱۸]. کانارد نیز همانند لکس جریان گردابه‌ای تولید می‌کند که سرعت در مرکز این گردابه از سرعت جریان آزاد بالاتر است. این گردابه با تلفیق شدن با گردابه اصلی بال که از لبه حمله سرچشمه گرفته شده، باعث افزایش انرژی در لایه مرزی شده و فروپاشی گردابه را به تعویق می‌اندازد، در نتیجه جنگنده قابلیت مانورپذیری خود را حفظ کرده و در زوایای حمله بالاتر دچار واماندگی می‌شود [۱۸]. نصب کانارد در جلوی بال اصلی و بالاتر از محور طولی بال، ضریب برآی بال

^۱ Leading Edge Extension (LEX)

^۲ Double delta

^۳ Critical airfoil

^۴ F-22

^۵ Sukhoi-57

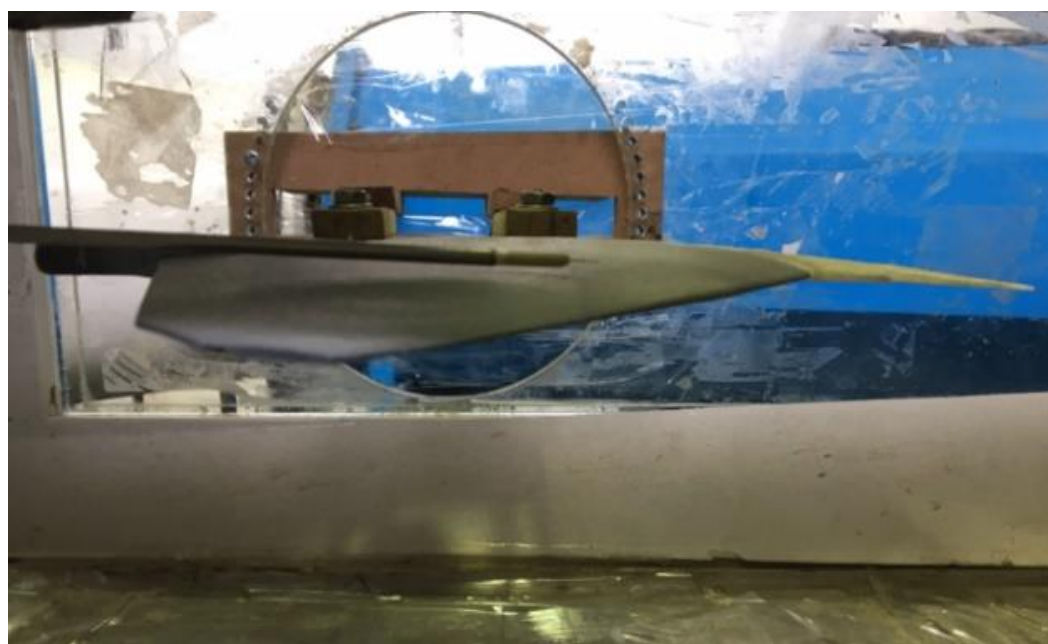
۲- معرفی مدل و تجهیزات آزمایشگاهی

مدل مورد استفاده در این پژوهش یک بال الماسی است که دو نوع لکس با زوایای ۸ و ۱۶ درجه به آن متصل می‌شود که در شکل ۳ قابل مشاهده است. ابعاد مدل نیز در شکل ۲ ارائه شده است که طول اسپن و کورد بال به ترتیب ۲۵۰ و ۱۸۱ میلی‌متر است و زاویه عقب‌گرد آن نیز ۴۲ درجه است. مدل از

سمت دیواره کناری به اتاق آزمون محکم شده است و در حین آزمایشات هیچ‌گونه لرزشی نداشته است. در شکل ۴ مدل آزمایش با لکس متصل به آن در مقطع آزمون نشان داده شده است. آزمایشات برای بال با لکس ۱۶ درجه انجام شده و سپس نتایج با لکس ۸ درجه مقایسه شده است.



شکل ۳- لکس‌های مورد استفاده در پژوهش



شکل ۴- مدل بال الماسی مورد استفاده در تونل باد مدار بسته

میلیمتر تشکیل شده که در شکل ۵ نمایی از این پراب با شماره گذاری سوراخ‌های آن ارائه شده است.

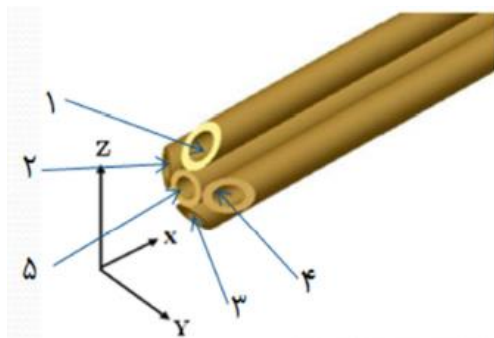
قبل از شروع آزمایش، کاوشگر پنج‌حفره‌ای نیز همانند سیم‌داغ باید کالیبره شود. کالیبراسیون برای پراب پنج‌حفره به این معناست که روابط بین فشارهای اندازه‌گیری شده توسط

جدول ۱- شرایط انجام آزمایش

پارامتر	مقدار
سرعت تونل باد	۱۲/۵ متر بر ثانیه
عدد رینولدز	۱۹۲۵۰۰
مقاطع داده‌برداری فشار	$X/C=0/5, 0/75$
مقاطع داده‌برداری اغتشاشات	$X/C=0/5, 0/75, 1$

جدول ۲- عدم قطعیت جریان سنج سیم‌داغ

پارامتر	مقدار عدم قطعیت
دستگاه کالیبراسیون سرعت	۰/۰۱
موقعیت قرارگیری پراب	۰/۰۰۲۲
تغییرات رطوبت	۰/۰۰۰۴
تغییرات دما	۰/۰۰۵
برازش منحنی کالیبراسیون	۰/۰۰۵
برد آنالوگ به دیجیتال	۰/۰۰۶۶
عدم قطعیت کلی	۰/۰۲۸



شکل ۵- شماتیک کاوشگر پنج حفره‌ای مورد استفاده

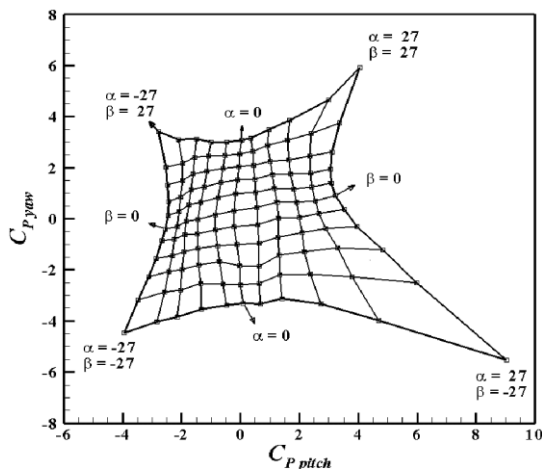
از آن جایی که در طول تمام مراحل انجام آزمایشات زاویه جانبی و زاویه غلتش مدل صفر بوده، به منظور کاهش زمان و هزینه در طی پژوهش، تمامی داده‌برداری‌ها در نیمه راست مدل انجام گرفته‌است. به منظور داده‌برداری از حرکت دادن پراب توسط دستگاه تراورس^۱ استفاده شده‌است که حرکت آن با دقت ۰/۰۱ میلیمتر بوده و با استفاده از رایانه کنترل می‌شود.

داده‌های مربوط به تست‌های جریان سنج سیم‌داغ و کاوشگر پنج حفره‌ای به صورت فایل اکسل و در رایانه ذخیره می‌شوند.

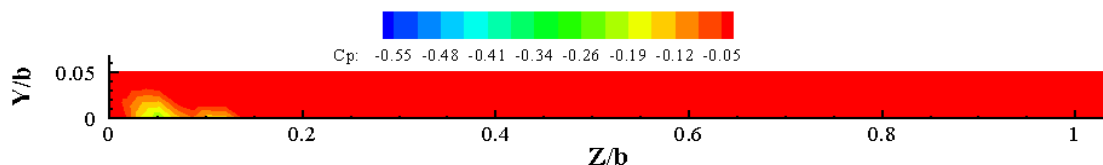
داده‌برداری در مقاطع ۰/۵، ۰/۷۵ و $X/C=1$ در روی بال انجام شده‌است که در جدول ۱ شرایط آزمایش نشان داده شده‌است. تونل باد مدار بسته مورد استفاده دارای اتاق آزمون با ابعاد سطح مقطع 380×270 mm و طول آن ۷۰۰ mm بوده و در تمامی مراحل آزمایش سرعت جریان تونل مدار بسته ۱۲/۵ متر بر ثانیه و معادل عدد رینولدز ۱۹۲۵۰۰ (بر مبنای وتر ریشه بال) بوده‌است. درصد اغتشاشات تونل و کیفیت جریان مقطع آزمون اندازه‌گیری شده و مقدار قابل قبولی برای این آزمایش گزارش شده‌است [۲۰]. قبل از انجام آزمایش شدت توربولانس در سرتاسر محفظه آزمایش اندازه‌گیری شده و مقدار آن کم‌تر از ۰/۲۵ بوده که نشان از کیفیت خوب جریان است. جهت اندازه‌گیری شدت اغتشاشات جریان از جریان‌سنج سیم‌داغ استفاده شده که به صورت دما ثابت می‌باشد. قسمت سیم جریان‌سنج از جنس تنگستن با ضخامت ۵ میکرومتر و طول ۱/۵ میلیمتر است که قبل از انجام آزمایش به صورت استاتیکی و دینامیکی کالیبره شده‌است. داده‌برداری به مدت ۵ ثانیه و در فرکانس ۱/۲۵ کیلوهرتز بوده است و سرعت جریان آزاد به وسیله یک لوله پیتوت در بالادست جریان که متصل به فشارسنج یک کاناله است، اندازه‌گیری شده‌است. میزان عدم قطعیت جریان‌سنج سیم‌داغ طبق پژوهش‌های مشابه انجام گرفته و در جدول ۲ ارائه شده است. به منظور تعیین جهت جریان و فشار کل، می‌توان از پراب پنج‌حفره استفاده نمود. کاوشگر پنج‌حفره‌ای که در این پژوهش استفاده شده از پنج لوله فلزی به قطر خارجی ۱

^۱ Traverse

جنگنده بیش‌تر می‌شود. افزایش زاویه حمله به ۲۰ درجه همان‌گونه که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، موجب شکل‌گیری گردابه لبه‌حمله بال شده و هم‌چنین گردابه لکس نیز مکش فشاری بیش‌تری به نسبت زاویه‌حمله قبل انجام داده و به سمت نوک بال تغییر موقعیت داده‌است. مکش فشار ناشی از گردابه لکس و گردابه اصلی بال موجب نزدیک شدن این دو گردابه در سطح مقطع $X/C=0/5$ شده است. بال با لکس زاویه کم‌تر همان‌گونه که در شکل ۱۱ نشان داده شده است، گردابه لکس بسیار ضعیف‌تری تولید کرده و بر خلاف شکل ۱۰، این گردابه توانایی نزدیک‌کردن گردابه اصلی بال به خود را نداشته‌است. به‌طور کلی افزایش زاویه حمله در یک مقطع ثابت، موجب قوی‌تر و بزرگ‌تر شدن گردابه لکس و گردابه لبه‌حمله بال می‌شود و خط سیر گردابه لکس به سمت نوک بال است. اگر گردابه لکس از قدرت کافی برخوردار باشد، می‌تواند گردابه فاصله عرضی بین دو گردابه را کاهش دهد. شکل ۱۲ مقدار ضریب فشار روی سطح بال مجهز به لکس ۱۶ و ۸ درجه و در زاویه حمله ۱۰ و ۲۰ درجه را نشان می‌دهد.



شکل ۶- منحنی کالیبراسیون کاوشگر پنج حفره

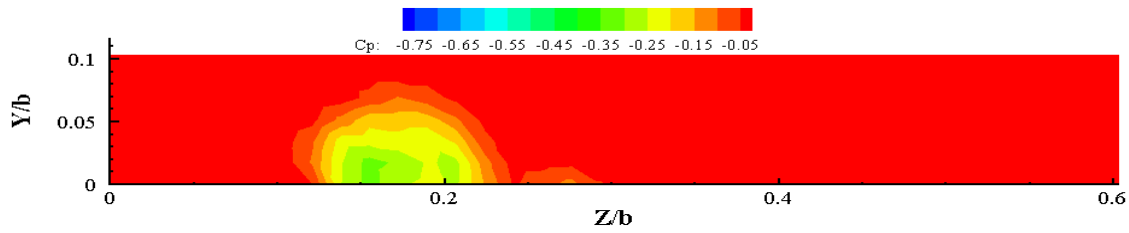


شکل ۷- ضریب فشار روی بال مجهز به لکس ۱۶ درجه (مقطع $X/C=0/75$ و زاویه حمله ۵ درجه)

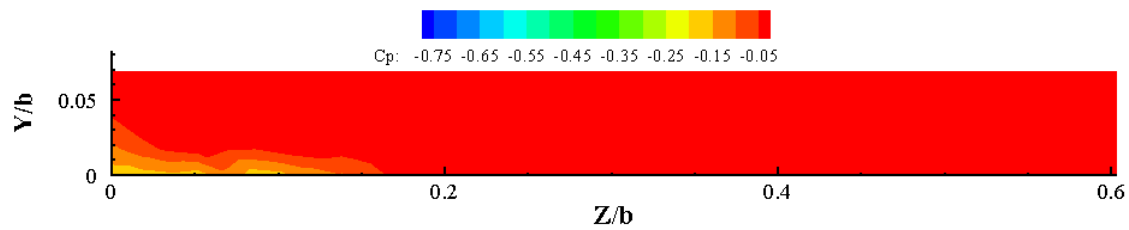
پرآب و زوایای جریان در مکان اندازه‌گیری به‌دست آیند. این روابط به‌صورت ضرایب بی‌بعد استخراج می‌شوند که با توجه به زاویه جریان می‌توان از آن‌ها استفاده کرد. با استفاده از پژوهش‌های پیشین ضرایب بدون‌بعد فشار به‌دست آمده و در نهایت منحنی کالیبراسیون برای سرعت مورد نظر به شکل ۶ است [۲۱].

۳- تحلیل نتایج

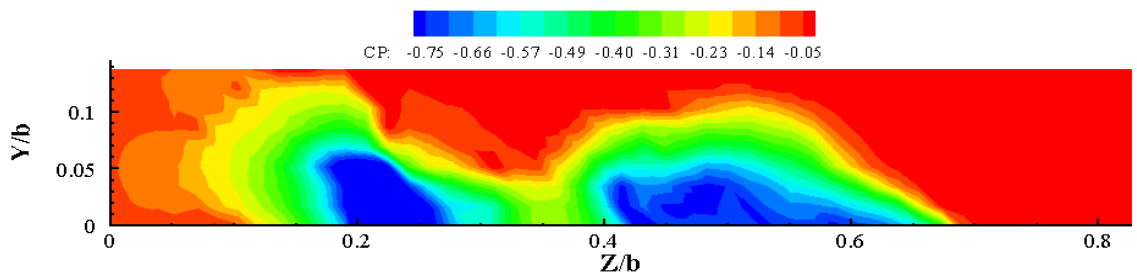
ضریب فشار روی بال الماسی با لکس ۱۶ درجه و در مقطع $X/C=0/75$ در شکل ۷ نشان داده شده‌است. برای این منظور ضریب فشار به‌دست آمده نسبت به فشار جریان آزاد بی‌بعد شده‌است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، اختلاف فشار مشهودی روی بال وجود ندارد اما یک جریان بسیار ضعیف از سمت رأس بال در حال شکل‌گیری است که این اختلاف فشار بسیار کم ناشی از شکل‌گیری گردابه ضعیفی از سوی لکس ۱۶ درجه است. با افزایش زاویه‌حمله به ۱۰ درجه همان‌گونه که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، گردابه لکس بزرگ‌تر شده و از سطح خود فاصله گرفته‌است. مسیر سیر حرکت گردابه لکس در مقطع $X/C=0/5$ به سمت نوک بال است و در این مقطع گردابه غالب گردابه لکس است که توانسته است، اختلاف فشار مناسبی ایجاد کند. بال مجهز به لکس با زاویه کم‌تر در زاویه ۱۰ درجه و در مقطع $X/C=0/5$ ، اختلاف فشار بسیار کم و کوچکی در قسمت وسط بال داشته که این اختلاف فشار کم ناشی از حرکت جریان لکس ۸ درجه به سمت پایین‌دست خود است که در شکل ۹ نشان داده شده‌است. واضح است که با افزایش زاویه حمله گردابه بزرگ‌تر شده و بال با لکس بیش‌تر توانسته گردابه قوی‌تری تولید کند [۱۴]. قوی‌تر بودن گردابه به این معنی است که گردابه در مرکز خود دارای سرعت بیش‌تری شده که در نتیجه ضریب فشار کم‌تر و مکش جریان روی بال بیش‌تر است و در نتیجه میزان نیروی برآ و مانورپذیری



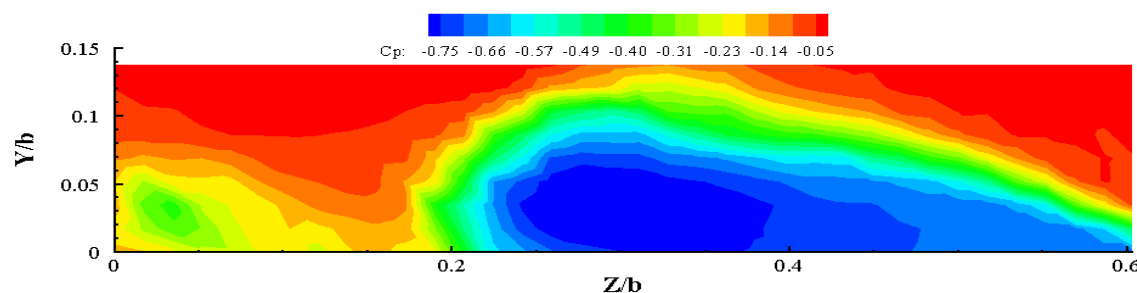
شکل ۸- ضریب فشار روی بال مجهز به لکس ۱۶ درجه (مقطع $X/C=0.5$ و زاویه حمله ۱۰ درجه)



شکل ۹- ضریب فشار روی بال مجهز به لکس ۸ درجه (مقطع $X/C=0.5$ و زاویه حمله ۱۰ درجه)



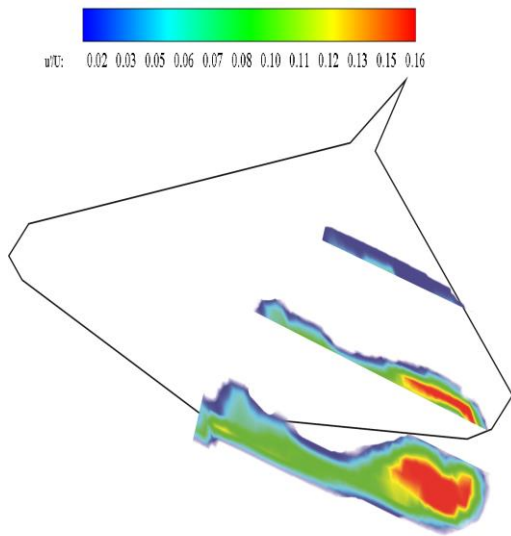
شکل ۱۰- ضریب فشار روی بال مجهز به لکس ۱۶ درجه (مقطع $X/C=0.5$ و زاویه حمله ۲۰ درجه)



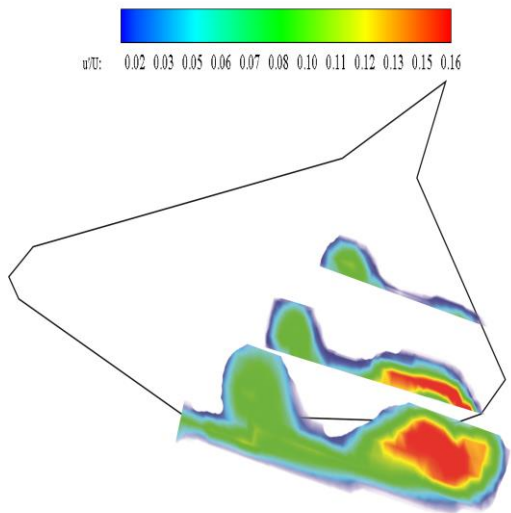
شکل ۱۱- ضریب فشار روی بال مجهز به لکس ۸ درجه (مقطع $X/C=0.5$ و زاویه حمله ۲۰ درجه)

رأس بال قرار داشته‌است. با افزایش زاویه حمله برای بال با لکس ۱۶ درجه، هر دو گردابه مکش بیش‌تری داشته و مکان عرضی آن‌ها به هم نزدیک‌تر شده‌است. نکته مهم قوی‌تر بودن گردابه لکس به نسبت گردابه اصلی بال است و خط سیر این گردابه به سمت نوک بال بوده‌است. شکل ۱۳ اغتشاش در جهت جریان (u') در زاویه حمله ۱۰ درجه را نشان می‌دهد که نسبت

در زاویه حمله ۱۰ درجه، ضریب فشار در مقطع $X/C=0.75$ برای بال با لکس ۱۶ درجه کاهش بیش‌تری داشته که این کاهش فشار از سوی هر دو گردابه لکس و لبه-حمله بال بوده‌است. گردابه لکس در این زاویه حمله با افزایش قدرت و مکش فشار خط سیری به سمت نوک بال داشته‌است، اما گردابه لکس با زاویه کم‌تر بسیار ضعیف بوده و در قسمت



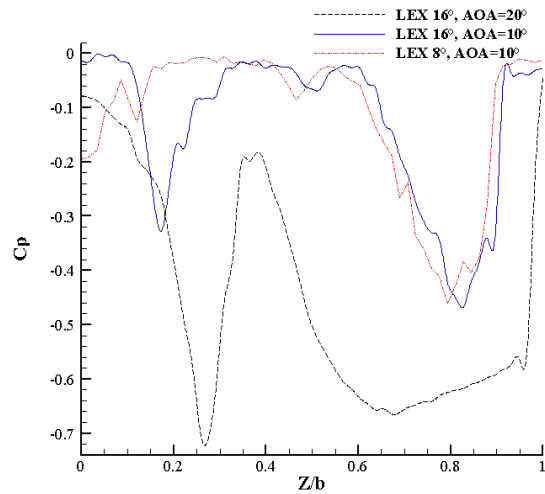
(الف) بال مجهز به لکس ۸ درجه



(ب) بال مجهز به لکس ۱۶ درجه

شکل ۱۳- اغتشاشات روی بال الماسی مجهز به لکس از مقطع $X/C=0/5$ تا مقطع $X/C=1$ (زاویه حمله ۱۰ درجه)

بیش‌تری نسبت به گردابه لکس داشته‌است. گردابه لکس نیز در این مقطع بزرگ‌تر شده و از سطح بال فاصله بیش‌تری گرفته‌است. با حرکت به سمت پایین‌دست جریان و در مقطع $X/C=1$ ، گردابه لبه‌حمله بال با گردابه نوک بال ترکیب شده و گردابه بزرگ‌تری تولید کرده که اغتشاش آن نیز بالا رفته است. گردابه لکس قوی‌تر شده افزایش قطر در هسته خود داشته که نشان از بالارفتن اغتشاش آن است. آنالیز طیف



شکل ۱۲- ضریب فشار روی سطح بال مجهز به لکس ۱۶ و ۸ درجه $X/C=0/75$ ، $Y/b=0/17$ و زاویه حمله ۱۰ و ۲۰ درجه

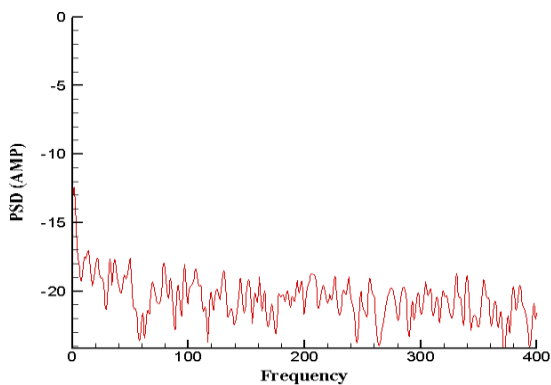
به سرعت جریان آزاد بی‌بعد شده است. برای بال لکس ۸ درجه، جریان عبوری از بالادست در مقطع $X/C=0/5$ اغتشاش بسیار پایین تولید کرده‌است. کم‌بودن شدت اغتشاشات نشان دهنده وجود گردایان فشار نامطلوب کم و گردابه ضعیف‌تر است [۲۰] و [۲۲]. این اغتشاش کم تولید شده، در قسمت وسط بال بوده و ناشی از جریان گردابه‌ای لکس ۸ درجه است. با حرکت به سمت پایین‌دست جریان و در مقطع $X/C=0/75$ ، لایه برشی جدا شده در قسمت لبه‌حمله بال تشکیل گردابه اصلی بال و یا گردابه لبه‌حمله داده که شدت اغتشاش زیادی تولید کرده است [۲۰]. اغتشاش بسیار کمی نیز در وسط بال وجود داشته که این اغتشاش ناشی از گردابه بسیار ضعیف و کوچک لکس ۸ درجه بوده‌است. در مقطع $X/C=1$ که بعد از شکستگی در بال است، تلفیق گردابه نوک بال و گردابه لبه حمله در این قسمت اغتشاشات بسیار بالایی داشته‌است و اغتشاش ناشی از جریان عبوری لکس ۸ درجه به سمت بالا حرکت کرده‌است. در یک زاویه حمله ثابت، افزایش زاویه لکس همان‌طور که در شکل ۱۳-ب نشان داده شده‌است، موجب افزایش اغتشاشات شده‌است. در مقطع $X/C=0/5$ به دلیل غالب بودن گردابه لکس، اغتشاش تولید شده در این ناحیه از سوی این گردابه بوده و گردابه لبه‌حمله بال به دلیل کوچک و ضعیف بودن، اغتشاش کم‌تری تولید کرده‌است. در مقطع $X/C=0/75$ ، مکش فشاری گردابه اصلی بال بیش‌تری بوده که در شکل ۱۲ نشان داده شده، بنابراین اغتشاش

گردابه کاهش یافته است. این نکته نیز قابل ذکر است که مقدار بیشینه طیف نوسانی در نزدیکی گردابه لکس ۱۶ درجه، با افزایش زاویه حمله افزایش پیدا کرده است.

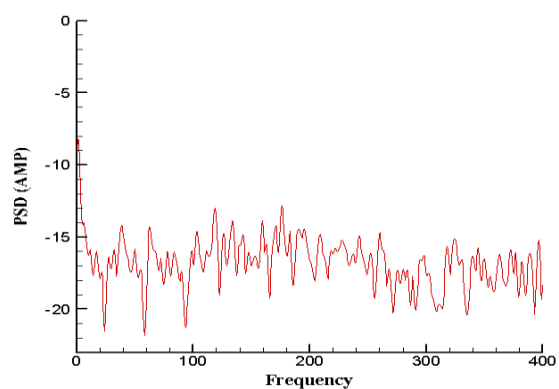
۴- جمع بندی

در این پژوهش به بررسی اثر زاویه لکس بر الگوی جریان روی بال الماسی با مقطع ایرفویل شکل مشابه با جنگنده رادارگریز نسل پنچ پرداخته شده است. تمامی آزمایشات در تونل باد مدار بسته دانشگاه مالک اشتر با کیفیت جریان خوب و در سرعت ۱۲/۵ متر بر ثانیه معادل با عدد رینولدز ۱۹۲۵۰۰ انجام شده است. مقدار ضریب فشار روی بال توسط کاوشگر پنج حفره در مقاطع ۰/۵ و $X/C=0/75$ و در زوایای حمله ۰، ۱۰ و ۲۰ درجه انجام شده است. نتایج این قسمت نشان داد که در زوایای حمله کم تر از ۱۰ درجه و در مقطع $X/C=0/5$ گردابه

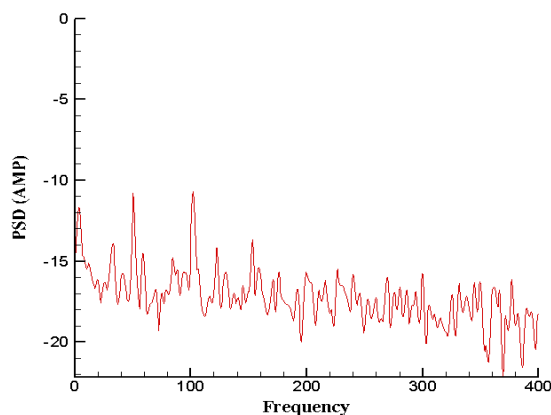
نوسانی در نزدیکی مرکز گردابه لبه حمله و گردابه لکس ۱۶ درجه در شکل ۱۴ و در زاویه حمله ۱۰ و ۲۰ درجه نشان داده شده است. این تحلیل نشان می دهد که در حوزه فرکانسی توزیع انرژی سیگنال به چه صورت است که در نزدیکی گردابه مقدار طیف فرکانسی به وسیله دستگاه جریان سنج سیم داغ به دست آمده است [۲۲]. در نزدیکی گردابه لبه حمله و در زاویه ۱۰ درجه، بیشترین مقدار طیف نوسانی در فرکانس کم تر از ۲۵ هرتز بوده که این دامنه نوسانی با افزایش فرکانس کاهش یافته که این کاهش تا فرکانس ۱۳۰ هرتز بوده و سپس افزایش بسیار اندکی داشته است. با افزایش زاویه حمله ۲۰ درجه مقدار طیف نوسانی بیش تر شده که نشان از قوی تر بودن گردابه می باشد و دارای یک قله در فرکانس ۱۸۵ هرتز است. گردابه لکس مقدار طیف نوسانی کمتری داشته و در زاویه حمله ۲۰ درجه دارای دو قله در فرکانس های ۵۰ و ۱۰ هرتز است که با افزایش دامنه فرکانسی مقدار طیف نوسانی



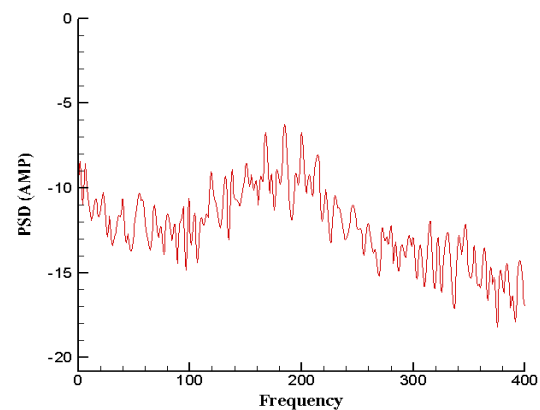
(ب) در نزدیکی گردابه لکس ۱۶ درجه زاویه حمله ۱۰ درجه



(الف) در نزدیکی گردابه لبه حمله زاویه حمله ۱۰ درجه



(د) در نزدیکی گردابه لکس ۱۶ درجه زاویه حمله ۲۰ درجه



(ج) در نزدیکی گردابه لبه حمله زاویه حمله ۲۰ درجه

شکل ۱۴- آنالیز طیف نوسانی برای بال با لکس ۱۶ درجه (مقطع $X/C=0/75$)

- [5] Çeli A, Yavuz M (2016) Effect of edge modifications on flow structure of low swept delta wing. *AIAA JOURNAL* 54(5): 1789-1798.
- [6] Giuni M, Green R (2013) Vortex formation on squared and rounded tip. *Aerospace Science and Technology* 29(1): 191-199.
- [7] Shen L, Wen Ch (2018) Oscillations of leading-edge vortex breakdown locations over a delta wing. *AIAA JOURNAL* 56(6).
- [8] Ekaterinaris J, Schiff L (1994) Numerical simulation of incidence and sweep effects on delta wing vortex breakdown. *JOURNAL OF AIRCRAFT* 31(1): 1043-1049.
- [۹] غفوری‌ورزنه م، دهقان‌منشادی م، یوسفی‌فر ف، بزاززاده م (۱۳۹۴) بررسی تجربی تأثیر عدد رینولدز بر روی ساختار جریان پشت بال دلتا با مقطع ایرفویل شکل. یافته‌های نوین در صنعت هوافضا، تابستان ۱۳۹۴.
- [10] Yaniktepe B, Rockwell D (2005) Flow structure on diamond and lambda planforms trailing-edge region. *AIAA JOURNAL* 43(7): 1490-1500.
- [11] Pfnür S, Oppelt S, Breitsamter Ch (2019) Yaw control efficiency analysis for a diamond wing configuration with outboard split flaps. *CEAS Aeronautical Journal* 10: 645-663.
- [12] Karasu I, Sahin B, Tasci M (2019) Effect of yaw angles on aerodynamics of a slender delta wing. *Journal of Aerospace Engineering* 32(5).
- [13] Hitzel S, Boelens O, Rooij M (2016) Vortex development on the AVT-183 diamond wing configuration – numerical and experimental findings. *Aerospace Science and Technology* 57: 90-102.
- [۱۴] دهقان‌منشادی م، هاشمی م، ایل‌بیگی م (۱۳۹۸) بررسی اثر تغییر زاویه حمله بر ساختار جریان بال الماسی شکل با لبه حمله تیز و مجهز به لکس با آشکارسازی جریان. مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها دوره ۹، شماره ۶: ۲۶۵-۲۷۵.
- [15] Kwiek A, Figat M (2016) LEX and wing tip plates interaction on the Rocket Plane in tailless configuration. *The Aeronautical Journal* 120(1224): 255-270.
- [16] Nikolic V (2006) Planform effects on wing-movable tip strake aerodynamic performance. *American Institute of Aeronautics and Astronautics* 27(7705).
- [17] Sohn M (2010) Effect of apex strake incidence-angle on the vortex development and interaction of a double-delta wing. *Experiments in Fluids* 48: 565-575.
- غالب گردابه لکس بوده که با افزایش زاویه حمله این گردابه بزرگ‌تر شده و از سطح بال فاصله بیش‌تری گرفته‌است و خط مسیر حرکت آن به سمت نوک بال بوده است. با حرکت به سمت پایین دست جریان گردابه لبه حمله و گردابه لکس بزرگ‌تر شده و مکش فشار بیش‌تری تولید کرده‌اند که نتیجه آن نزدیک شدن دو گردابه بوده است. در یک زاویه حمله و مقطع ثابت، افزایش زاویه لکس منجر به کاهش ضریب فشار روی بال شده است که نتیجه آن افزایش نیروی برآ است. افزایش قدرت گردابه افزایش اغتشاش آن را به دنبال داشته که با حرکت به سمت پایین دست اغتشاشات روی بال نیز بیش‌تر شده است. در مقطع $X/C=1$ ، با تلفیق گردابه لبه حمله و گردابه نوک بال، افزایش اغتشاشات بسیار بالا بوده است که می‌تواند سطوح پایین دست جریان را تحت تأثیر خود قرار دهد. آنالیز طیف نوسانی در زاویه حمله ۱۰ درجه و نزدیک به مرکز گردابه جایی که شدت اغتشاشات بالایی دارد نشان داد، که بیش‌ترین مقدار طیف نوسانی در فرکانس‌های کم بوده و با افزایش فرکانس این مقدار کاهش پیدا کرده است. لکس با زاویه بیش‌تر به دلیل تولید جریان گردابه‌ای قوی‌تر مقدار طیف نوسانی بیش‌تری داشته است. با افزایش زاویه حمله مقدار بیشینه طیف نوسانی در فرکانس‌های بیش‌تری رخ داده است.

۵- علائم اختصاری

سرعت جریان آزاد	U
اغتشاشات در جهت محور x	u'
ضریب فشار بی بعد	C_p
دامنه طیف نوسانی	PSD

۶- مراجع

- [1] Lu Sh, Huang J, Song L, Yi M (2020) A study on zoning coating method of absorbing materials for stealth aircraft. *Journal Pre-proof* (19):114-131.
- [2] Sohn M, Jung J, Lee J (2019) Stealth aircraft technology and future air warfare. *Journal of the KIMST* 22(1): 81-92.
- [3] Adamson A, Snyder M (2017) The challenges of fifth generation transformation. *The RUSI Journal* 162(4): 1-7.
- [4] Sahin B, Tasci M, Karasu I, Akilli H (2017) Flow structures in end-view plane of slender delta wing. *Experimental Fluid Mechanics* 143: 2-11.

- [20] Dehghan Manshadi M, Eilbeigi M, Sobhani M (2016) Chinese Journal of Aeronautics 29(5): 1196-1204.
- [21] Daniels R (2017) Design fabrication and calibration of a five hole pressure probe for measurement of three dimensional flows. GRD Journals 2(4): 102-114.
- [22] Manshadi M, Esfeh M (2016) Experimental investigation of flowfield over an iced aerofoil. The Aeronautical Journal 120(1227): 735-7.
- [18] شرفی ا، رضانی‌زاده م، احمدخواه ا (۱۳۹۵) مطالعه عددی اثرات موقعیت‌های طولی و عمودی کانارد بر توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانورپذیر. مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۶، شماره ۴، ۳۰۱-۳۱۶.
- [19] GUERAICHE D, POPOV S (2018) Improving the aerodynamics of a transport aircraft wing using a delta platform wingtip leading edge extension. Civil Aviation High Technologies 21(1): 124-136.