

## بررسی تجربی میدان جریان بالای سطح یک نمونه بال لامبدا شکل غیرباریک با اندازه گیری فشار جریان

سبحانی محمدکاظم<sup>۱</sup>، دهقان منشادی مجتبی<sup>۲\*</sup>، بزاززاده مهرداد<sup>۳</sup>، ایل بیگی مهدی<sup>۴</sup>  
۱، ۲، ۳ و ۴- مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان  
(دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۱۰/۲۸ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۴/۱۵)

### چکیده

در این تحقیق، میدان جریان بالای سطح یک نمونه بال لامبدا شکل غیر باریک با اندازه گیری فشار بررسی شده و تشکیل گردابه ها و بررسی اثرات زاویه حمله بر ساختار، قدرت و موقعیت گردابه ها مطالعه شده است. آزمایش ها در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و در زاویه حمله های مختلف از ۵ تا ۲۰ درجه انجام شده است. نتایج بیانگر وجود جریان گردابه ای روی سطح بال می باشد که این جریان گردابه ای شامل ۳ گردابه مجزا است. یک گردابه از رأس بال شکل گرفته، گردابه دوم که پیش از شکستگی بال شروع شده و با جریان پس از شکستگی بال، گردابه قوی تری را شکل داده و گردابه سوم که پس از شکستگی بال شروع شده است. نتایج نشان می دهد که افزایش زاویه حمله، سبب بزرگتر و قوی تر شدن گردابه ها و رانش آن ها به سمت ریشه بال شده است. در موقعیت خاص از زاویه حمله، ساختار گردابه ها به هم می ریزد و اصطلاحاً فروپاشی گردابه ها اتفاق می افتد و با افزایش زاویه حمله، موقعیت فروپاشی گردابه ها به سمت رأس بال حرکت می کند.

واژه های کلیدی: تونل باد، بال لامبدا شکل، لوله پیتوت، توزیع فشار

## Flow Field Over a Non- Experimental Investigation of The Slender lambda Shaped Wing by Pressure Measurement

### Abstract

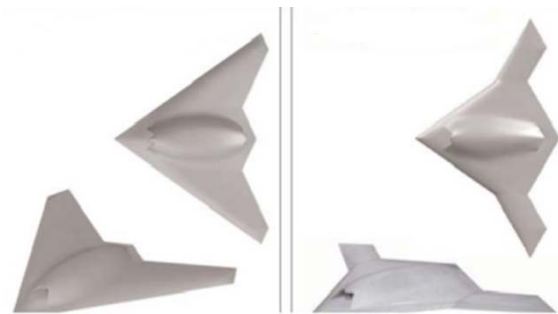
The flow fields over a non-slender lambda shaped wing including vortex formation and the effect of angle of attack on structure, strength and location of the vortices were investigated in a closed circuit low speed wind tunnel by pressure measurement. The tests were conducted at velocity of 20 m/s and different angles of attack from 5 to 20 degrees. The Reynolds number of the model was about  $2 \times 10^5$  according to the root chord. The results showed three vortical flows were formed over the wing surface. The first vortex was the apex vortex; the second one was generated before the leading edge crank and strengthened after the crank and the third one was formed after the leading edge crank. By increasing the angle of attack the vortices became larger and stronger and closer to the wing root. 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.

**Keywords:** Wind Tunnel, Lambda Shaped Wing, Pitot Tubes, Pressure Distribution



## مقدمه

امروزه هواپیماهای تمام بال، با بال لامبدا شکل، در حوزه غیرنظامی و هم حوزه نظامی کاربرد بسیار گسترده‌ای پیدا کرده‌اند که شناخت رفتار جریان این گونه از بال‌ها را ضروری می‌سازد. رفتار جریان بال دلتا شکل از گذشته مورد توجه محققان آیرودینامیک بوده است در حالی که علاقه‌مندی محققان با توجه به حجم تحقیقات اخیر، بیانگر اهمیت و ضرورت شناخت رفتار جریان بال لامبدا شکل است [۱]. این علاقه‌مندی به خاطر تفاوت رفتار جریان بال‌های لامبدا شکل و استفاده روزافزون آن‌ها نسبت به بال دلتا شکل می‌باشد. بال لامبدا شکل در واقع نوعی از بال دلتا شکل با شکستگی در لبه فرار است که این شکستگی، مزیت‌های بسیاری از بال لامبدا شکل را نسبت به بال دلتا شکل موجب می‌شود. برای نمونه، وجود شکستگی در لبه فرار بال لامبدا شکل، باعث افزایش ضریب منظری بال لامبدا شکل نسبت به بال دلتا شکل می‌شود. افزایش ضریب منظری باعث افزایش کارایی آیرودینامیکی و همچنین در سرعت کروزهای بالاتر، منجر به افزایش بازده آیرودینامیکی ( $\frac{L}{D}$ ) می‌شود [۲]. در شکل ۱ دو نمونه هواپیمای بال پرند با بال لامبدا شکل نشان داده شده است.

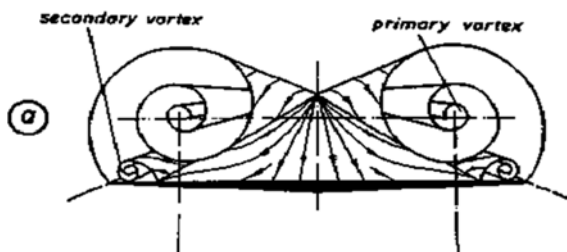


شکل ۱- دو نمونه بال لامبدا شکل

میانگین و ناپایا می‌شود. به همین خاطر، این گونه بال‌ها دارای جریان گردابه‌ای چندگانه و برهم‌کنش و ناپایداری آن‌ها هستند و جریان دارای فیزیک پیچیده‌ای است [۳-۷].

هم‌چنین غالب وسایل پرند بدون سرنشین به خاطر یکپارچگی بال و بدنه و نداشتن دم، از وزن پایین‌تری برخوردارند که این تکنولوژی به کاهش ۱۵ درصدی وزن در هنگام برخاست و کاهش ۲۷ درصدی سوخت به ازای هر مایل منجر می‌شود. همچنین این هواپیماها به خاطر جانمایی موتور در شکستگی لبه فرار به عنوان هواپیماهای کم سروصدا شناخته شده‌اند [۸]. امروزه کاربرد بال‌های لامبدا شکل در این هواپیما به خاطر مسائلی همچون انجام مأموریت‌های خطرناک، عدم به کارگیری خلبانان بخاطر جبران ناپذیر بودن تلفاتشان، حذف تجهیزات ایمنی مربوط به خلبان، ارتفاع و مداومت پروازی بالا و... رو به افزایش است.

جریان گردابه‌ای بال دلتا باریک با لبه حمله تیز در شکل ۲ نشان داده شده است. با افزایش زاویه حمله، گردابه اولیه<sup>۲</sup> جدا شده از لبه حمله بال، جریان عرضی قوی را روی بال ایجاد می‌کند و باعث ایجاد مکش (فشار منفی) روی بال می‌شود. این فشار منفی باعث جدایش لایه مرزی روی سطح بال و ایجاد گردابه ثانویه می‌شود. در شرایط خاص، گردابه ثانویه نیز از سطح بال جدا شده و گردابه سومی را در نزدیک سطح بال به وجود می‌آورد. وجود فشار منفی روی سطح بال که در اثر گردابه‌های لبه حمله به وجود می‌آید باعث افزایش برآی موسوم به برآی گردابه می‌شود [۵].



شکل ۲- گردابه‌های شکل گرفته بالای سطح بال دلتا شکل [۵]

با افزایش زاویه حمله، قدرت و موقعیت گردابه‌ها روی بال تغییر می‌کند. حرکت عمودی گردابه بیشتر از حرکت افقی آن روی سطح است. در یک زاویه حمله مشخص (بسته به زاویه پسگرایی بال)، تغییر ناگهانی در ساختار گردابه‌ها به وجود می‌آید و گردابه‌ها اصطلاحاً فرو می‌پاشند، یا منفجر می‌شوند.

عموماً بال‌های لامبدا شکل مورد استفاده، زاویه پسگرایی<sup>۱</sup> لبه حمله کمتری، نسبت به بال دلتا شکل دارند که این پسگرایی منجر به ایجاد جریان گردابه‌ای غالب بر روی بال می‌شود (پسگرایی حدود ۵۰ تا ۶۰ درجه). پلتفرم‌های آیرودینامیکی واقعی، تغییرات ناگهانی و پیچیده در زاویه پسگرایی لبه حمله را شامل می‌شود. این تغییر ناگهانی زاویه پسگرایی لبه حمله و لبه فرار باعث تغییرات ساختار جریان

۵۳ درجه پرداختند. در این پژوهش عنوان شده که گردابه‌های روی بال به ۳ دسته تقسیم‌بندی می‌شوند که عبارتند از: گردابه راس بال، گردابه ضخامت بال و گردابه لبه حمله. در زاویه حمله‌های پایین و متوسط دو گردابه مجزا، یعنی گردابه راس بال و لبه حمله شکل می‌گیرد و با افزایش زاویه حمله، گردابه لبه حمله در امتداد جریان افزایش می‌یابد. همچنین بیان شده که در زاویه حمله‌های پایین، گردابه ناشی از ضخامت با گردابه راس بال ترکیب می‌شود ولی در زاویه حمله‌های بالا، گردابه لبه حمله با گردابه ضخامت بال ترکیب می‌شود [۴].

یانیکتیپ و همکارش، به بررسی ساختار جریان بر روی بال لامبداشکل و لوزی‌شکل پرداختند. در این پژوهش عنوان شده که تغییر ناگهانی در زاویه پسگرایی که از مشخصه‌های بال‌های لامبدا شکل می‌باشد، الگوی جریان متمایزی را نسبت به بال‌های دلتاشکل ساده حاصل می‌کند. بر اساس این تحقیقات، در زاویه حمله ۷ درجه، الگوهای مارپیچی مقیاس کوچک در لبه حمله بال دیده می‌شود و همچنین نوسانات جریان قبل از لبه فرار دیده می‌شود که این نوسانات ناپایا، شبیه نوسانات پیش از فروپاشی گردابه است. در زاویه حمله ۱۳ درجه، به جز بخش مرکزی بال، بقیه سطح بال با رنگ پخش شده است. در زاویه حمله ۱۷ و ۲۵ درجه، رنگ کل سطح بال را می‌پوشاند [۷].

امروزه به خاطر عدم شناخت صحیح رفتار جریان بر روی بال‌های لامبدا شکل و کنترل پایداری آن‌ها و تردید در طراحی مفهومی اولیه بال‌های پرنده، مطالعه محدودی در برخی از کشورهای همچون آمریکا، انگلیس، هلند و آلمان و ... صورت گرفته است. بدیهی است که جزئیات این تحقیقات، برای عموم در دسترس نمی‌باشد. لذا توسعه روش‌های نیمه تجربی به منظور دست یافتن به اطلاعاتی در مورد ساختار گردابه‌ها از قبیل توزیع فشار، سرعت و تغییرات آنها در اثر تغییر زاویه حمله ضروری به نظر می‌رسد. به منظور ایجاد چنین بانک اطلاعاتی، برای اولین بار در کشور اقدام به انجام آزمایش‌های متعدد در این زمینه شده است. هدف از آزمایش‌های کنونی، تعیین ساختار گردابه‌های به وجود آمده روی بال‌های لامبدا شکل با پسگرایی دوگانه و بررسی عامل زاویه حمله، روی ساختار، موقعیت و قدرت گردابه‌هاست.

بی‌شک ایجاد چنین بانک اطلاعاتی از داده‌های تجربی در داخل کشور می‌تواند برای استناد پروژه‌های عددی و

با افزایش بیشتر زاویه حمله، موقعیت فروپاشی به سمت راس بال حرکت می‌کند. زمانی که فروپاشی به راس بال برسد، جریان روی بال کاملاً جدا شده است [۹]. فرایند فروپاشی گردابه با کاهش شدید سرعت هسته گردابه در جهت جریان و افزایش سریع قطر گردابه و شکستگی در مسیر حرکت هسته گردابه همراه است. این ناحیه شبیه ویک<sup>۴</sup> و بدون ساختار منسجم است.

در بال‌های لامبدا شکل ساده گردابه‌های روی سطح متأثر از راس، لبه حمله و ضخامت است [۴] در حالی که الگوی جریان در بال‌های لامبدا شکل با پسگرایی دوگانه کمی متفاوت از بال‌های لامبدا شکل ساده ارزیابی می‌شود. در بال‌های لامبدا شکل با پسگرایی دوگانه، جریان گردابه‌ای غالب است که این جریان گردابه‌ای متأثر از گردابه‌هایی است که در بالای سطح بال به وجود می‌آیند. گردابه اول که عامل اصلی جریان گردابه‌ای است، متأثر از راس بال است و تا انتهای بال ادامه می‌یابد. گردابه دوم شکل گرفته روی بال که متأثر از لبه حمله است، پیش از شکستگی لبه بال شروع شده و پس از شکستگی با جریان آن منطقه، تشکیل یک گردابه بزرگتر می‌دهد. پس از شکستگی لبه بال، جریان چرخشی دیگری متأثر از پسگرایی دوم، روی بال بیرونی شکل می‌گیرد و همانند دو گردابه دیگر تا انتهای بال ادامه می‌یابد. در جریان گردابه‌ای روی سطح بال، گردابه سوم در قیاس با دو گردابه دیگر، از قدرت و شدت اثر کمتری برخوردار است [۱۰].

یایلا و همکاران، با استفاده از آشکارسازی جریان و تست‌های پی‌آی‌وی<sup>۵</sup> به مطالعه رفتار جریان بر روی بال‌های لامبدا شکل معمولی پرداختند. در این پژوهش عنوان شده که با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه، نوسانات سرعت نزدیک سطح بال و انرژی جنبشی توربولانس تا قبل از فروپاشی گردابه افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر، فروپاشی گردابه تابعی از زاویه حمله است [۲].

مکلین و همکاران، با انجام آزمایش بر روی UCAV ۱۳۰۳ پی بردند که با افزایش زاویه حمله، ضریب لیفت زیاد می‌شود. افزایش ضریب لیفت به معنای افزایش قدرت و اندازه گردابه است. همچنین ضریب برآ و پسا در لبه حمله تیز به تغییرات عدد رینولدز حساس نیست [۱۱].

کنراث و همکاران، به کمک تست‌های پی‌آی‌وی به بررسی میدان جریان بر روی بال لامبدا شکل معمولی با زاویه پسگرایی

آزمایش، مدل از جنس پلکسی و با دقت بسیار بالا و در حدود ۰/۱ میلی متر ساخته شده و با دستگاه CMM تست شده است. در شکل ۴ مدل مورد آزمایش نصب شده به همراه تجهیزات اندازه‌گیری در مقطع آزمایش تونل باد نشان داده شده است. آزمایش‌ها در سرعت ثابت ۲۰ متر بر ثانیه انجام گرفته است که معادل عدد رینولدز  $Re = 2 \times 10^5$  بر مبنای وتر ریشه است.



شکل ۳- تونل باد مادون صوت مالک اشتر



شکل ۴- مدل مورد آزمایش نصب شده در مقطع آزمایش به همراه تجهیزات اندازه‌گیری

برای اندازه‌گیری و توزیع فشار میدان جریان روی بال، از یک لوله پیتوت با قطر ۱ میلی‌متر استفاده شده است. برای جابجایی لوله پیتوت روی سطح بال از یک سیستم حرکت دهنده دقیق<sup>۶</sup> با سه درجه آزادی استفاده شده است که دقت این مکانیزم ۰/۱ میلی‌متر است. تلاش شد که تجهیزات اندازه‌گیری و تراورس نصب شده روی مدل، کم‌ترین اثر را بر روی میدان جریان داشته باشد. نگهدارنده مدل به گونه‌ای طراحی و ساخته شده که از انتها وارد مدل شود تا کمترین اثر را بر جریان داشته باشد. همچنین طول نگهدارنده سیم داغ به

نیمه تجربی با پیکربندی‌های مشابه مورد استفاده قرار گیرد و کمک به رفع نیاز کشور در زمینه طراحی و تولید وسایل پرنده با قابلیت هدایت‌پذیری از راه دور مشابه شود.

در این تحقیق با اندازه‌گیری‌های دقیق به کمک لوله پیتوت میدان جریان بالای سطح یک نمونه بال لامبدا شکل با شکستگی در لبه حمله و با لبه حمله تیز ۴۵ درجه، مطالعه شده است.

### معرفی تونل باد، مدل و تجهیزات آزمایش

شکل ۳ نشان‌دهنده تونل باد مادون صوت مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان است که در این پژوهش کلیه آزمایش‌ها، در آن انجام شده است. این تونل با ابعاد  $7 \times 2/2$  از نوع دمنده و AC، با قدرت فن  $31/5$  کیلووات و حداکثر دور  $2450 \text{ rpm}$  است.

اجزای تشکیل دهنده این تونل عبارتند از:

الف. لانه زنبوری: برای از بین بردن اغتشاشات موجود در تونل و ایجاد جریان موازی و یکنواخت

ب. محفظه آرامش: به منظور کاهش اغتشاشات جریان هوا در داخل مقطع آزمایش

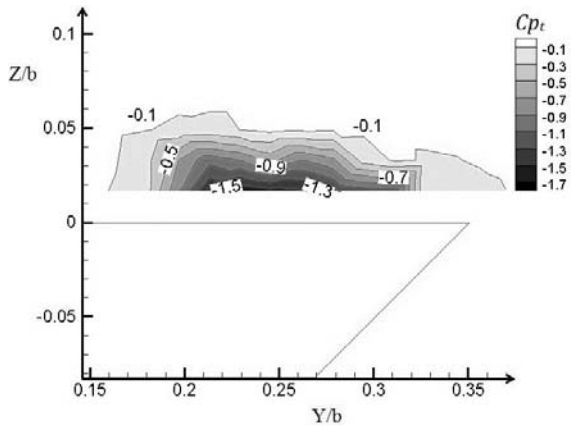
ج. شیپوره همگرا- واگرا: برای ایجاد جریان در سرعت مورد نظر در داخل مقطع آزمایش.

د. مقطع آزمایش: مقطع آزمون این تونل دارای ابعاد  $40 \times 30$  سانتی‌متر است. برای حذف اثرات لایه مرزی مقطع، دیواره‌های بالا و پایین با شیب واگرای ۵ درجه ساخته شده‌اند. به منظور نصب مدل و مشاهده آن در داخل تونل، در ۳ سمت دیواره‌های جانبی مقطع آزمایش، دریچه‌های متحرک و شفاف از جنس پرسپکس تعبیه شده است. برای تغییر زاویه حمله مدل در داخل مقطع آزمایش، از مکانیزم پایه نگهدارنده که قابلیت تغییر از صفر تا ۳۰ درجه را دارد، استفاده شد. حداکثر شدت توربولانس در مقطع کاری تونل ۰/۴ درصد است که بیانگر کیفیت مطلوب جریان در مقطع آزمایش است.

مدل مورد آزمایش یک نمونه بال غیر باریک لامبدا شکل با لبه حمله تیز ۴۵ درجه می‌باشد. این بال دارای دو زاویه پسگرایی اول لبه حمله  $54/5$  درجه، زاویه پسگرایی دوم لبه حمله  $29/5$  درجه است. همچنین این مدل دارای طول وتر ریشه، طول اسپن و ضخامت به ترتیب ۱۵۰، ۲۴۴ و ۱۰ میلی‌متر است. لازم به ذکر است، به منظور افزایش دقت

نتیجه مستقیم نزدیک بودن تشکیل گردابه به سطح بال است که در این محدوده واکنش گردابه با لایه مرزی بسیار حائز اهمیت است. به عبارت دیگر این گردابه‌ها در نزدیکی سطح بال تشکیل می‌شوند و این برهم‌کنش گردابه با لایه مرزی به ساختار گردابه‌ای دوگانه منجر می‌شود [۱]. در تمام زاویه حمله‌ها، فشار سطح بالای بال، از فشار جریان آزاد کمتر است به طوری که در موقعیت هسته گردابه، بیشترین افت فشار وجود دارد [۹]. چگونگی تشکیل این گردابه‌ها در موقعیت طولی  $x/c=0/4$ ، در شکل ۶ به کمک لوله پیتوت دیده می‌شود که ضریب فشار کل از رابطه زیر به دست آمده است.

$$C_{p_t} = \frac{(P_t - P_\infty)}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (1)$$



شکل ۶- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/4$

در شکل ۷ نمودار توزیع فشار روی سطح در راستای اسپین ترسیم شده که افت فشار در موقعیت‌های تقریبی  $Y/b=0/32$  و  $Y/b=0/26$ ، به ترتیب بیانگر موقعیت گردابه‌های راس بال و لبه حمله است.

همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، در زاویه حمله‌های پایین (۵ درجه)، جریان روی بال‌های لامبدا شکل با پسگرایی دوگانه، تا قبل از شکستگی لبه حمله، گردابه ناشی از راس بال نسبت به گردابه ناشی از لبه حمله بر جریان روی سطح غالب است. به عبارت دیگر، گردابه لبه حمله کمی ضعیف‌تر و کوچکتر از گردابه راس بال است.

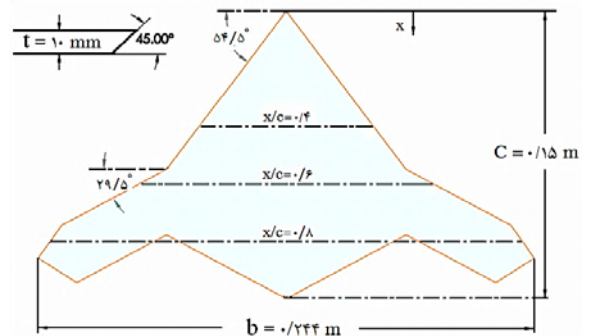
اندازه‌ای بود که با ایجاد فاصله نسبت به سیستم تراوس از اثر تراوس بر نقطه داده برداری کاسته شود.

### سیستم اخذ و پردازش اطلاعات

در همه آزمایش‌ها، از تونل باد، برد  $A/D$ ، مدل مورد آزمایش، لوله پیتوت، ترانسدیوسر فشاری، برد اخذ اطلاعات و رایانه برای ثبت و پردازش داده‌ها استفاده شده است. به منظور اخذ و پردازش اطلاعات از برد ۳۲ کاناله نوع Honeywell DC005NDC4 با محدوده اندازه‌گیری فشار  $\pm 1245$  پاسکال استفاده شده است.

### مراحل انجام آزمایش

در شکل ۵ نمای بالای بال و موقعیت‌های قرارگیری پروب برای داده‌برداری ارائه شده است. حرکت پروب در جهت عرضی و عمود بر سطح بال با جابجایی ۲ میلی‌متر انجام شده و مدل به گونه‌ای نصب شده که زاویه حمله بال، همان زاویه حمله کل بال باشد. در این تحقیق، تغییرات زاویه حمله بال از صفر تا ۲۰ درجه با گام ۵ درجه است. به این ترتیب با اندازه‌گیری فشار میدان جریان روی بال، در صفحات عمود بر خطوط جریان و در راستای دهانه بال به وسیله لوله پیتوت، توزیع فشار و ساختار گردابه‌های روی سطح بال در سه مقطع  $x/c=0/4$ ،  $x/c=0/6$  و  $x/c=0/8$  به دست می‌آید.



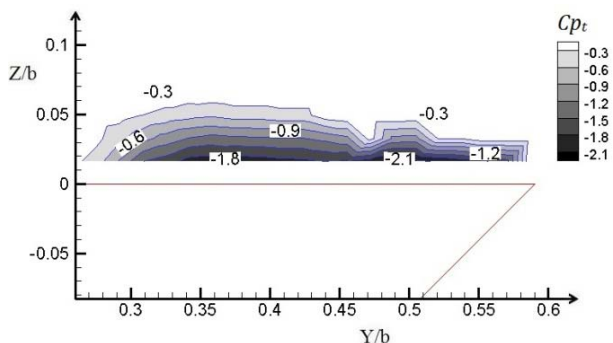
شکل ۵- نمای بالای بال و موقعیت‌های داده برداری

### بررسی و تحلیل نتایج

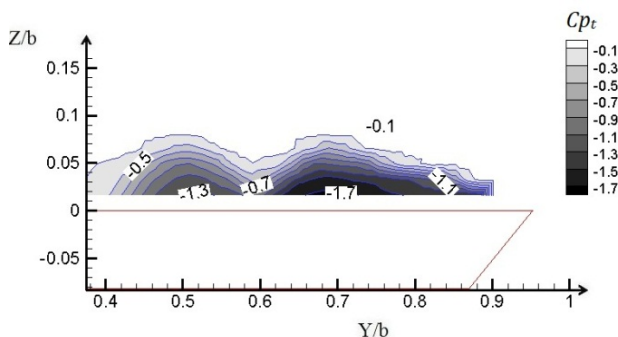
#### تشکیل گردابه‌ها

در بال‌های غیر باریک، ساختار گردابه اولیه دوگانه‌ای در زاویه حمله‌های پایین وجود دارد که این ساختار گردابه‌ای،

تغذیه می‌کند، افزایش می‌یابد که این مطلب با قیاس  $Z/b$  شکل‌های ۶، ۹ و ۱۰ با یکدیگر اثبات می‌شود [۱].



شکل ۹- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/6$



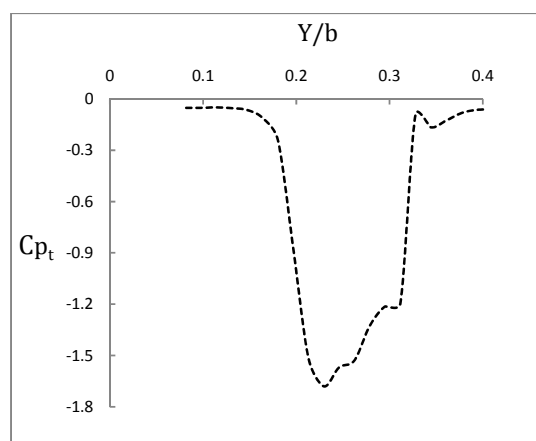
شکل ۱۰- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/8$

### اثر زاویه حمله بر گردابه‌ها

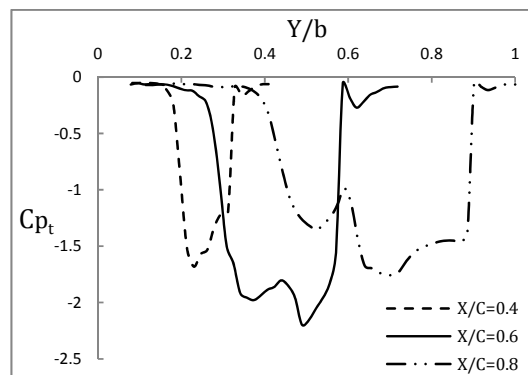
زاویه حمله تأثیر بسزایی بر روی رفتار جریان در بال‌های لامبدا شکل دارد. با افزایش زاویه حمله، قدرت و اندازه گردابه‌ها، افزایش می‌یابد. از دیگر نتایج افزایش زاویه حمله، افزایش نوسانات سرعت در نزدیکی سطح بال، ورتیسیتی، انرژی جنبشی توربولانس و نوسانات تنش رینولدز است. همچنین با افزایش زاویه حمله، منطقه جدایش جریان، بزرگ می‌شود که این جریان جدا شده، کل میدان جریان را می‌پوشاند [۱-۲].

در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ توزیع فشار روی سطح بال در زاویه حمله ۱۰ درجه به ترتیب در موقعیت‌های طولی  $x/c=0/4$  و  $x/c=0/6$  نشان داده شده است. با مقایسه شکل‌های ۶ با ۱۱ و همچنین ۹ با ۱۲ مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله از ۵ به ۱۰ درجه، افت فشار افزایش می‌یابد که به معنای افزایش قدرت گردابه‌هاست. همچنین با افزایش زاویه

بعد از شکستگی در لبه حمله (زاویه پس‌گرایی دوم)، گردابه دیگری ناشی از زاویه پس‌گرایی دوم لبه حمله تشکیل می‌شود که این گردابه با توجه به شکل ۸ در موقعیت  $x/c=0/6$  قویتر از موقعیت  $x/c=0/8$  است. به عبارت دیگر این گردابه بلافاصله بعد از تشکیل، قدرتش را از دست می‌دهد. لازم به ذکر است گردابه سومی که در بال بیرونی بال ایجاد می‌شود، به دلیل ضعیف بودن جریان چرخشی آن و موقعیت قرارگیری ۲ میلی‌متری پروب از روی سطح بال، افت فشار چندانی ایجاد نکرده است ولی با توجه به بررسی نمودار  $C_p$  موقعیت این گردابه به خوبی قابل رویت است.



شکل ۷- نمودار توزیع فشار روی سطح بال در زاویه حمله ۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/4$

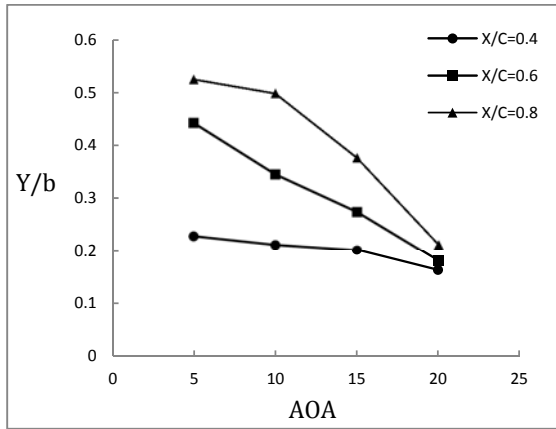


شکل ۸- نمودار توزیع فشار روی سطح بال در زاویه حمله ۵ درجه و موقعیت‌های طولی مختلف

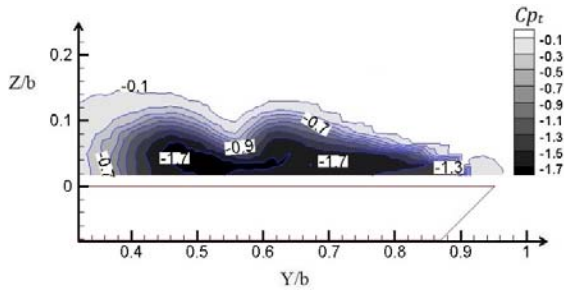
سایز و طول گردابه‌ها با حرکت در راستای جریان به خاطر ورتیسیتی لایه برشی که به طور پیوسته گردابه‌ها را



در زاویه حمله‌های نسبتاً کم، مرکز گردابه‌ها نسبتاً نزدیک سطح است و احتمالاً با لایه مرزی سطح تداخل دارد. با افزایش زاویه حمله، مرکز گردابه‌ها از روی سطح، فاصله گرفته و به سمت ریشه بال متمایل می‌شود [۱۲-۳]. این رفتار جریان را می‌توان در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ برای گردابه ناشی از رأس بال مشاهده کرد.



شکل ۱۴- تغییرات موقعیت عرضی مرکز گردابه برآمده از رأس بال با زاویه حمله

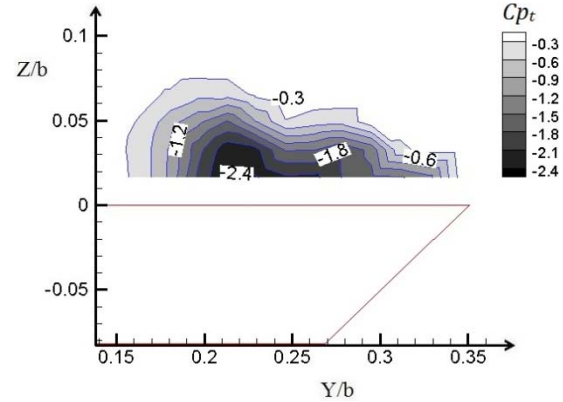


شکل ۱۵- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0.8$

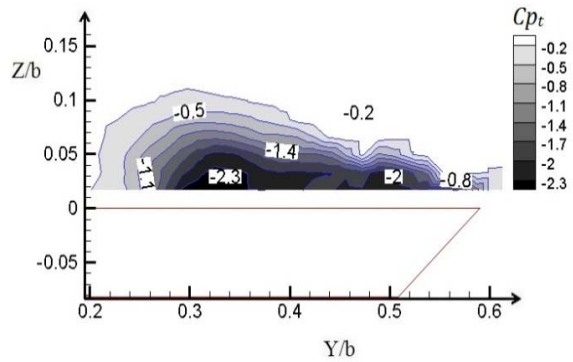
### فروپاشی گردابه‌ها

فروپاشی گردابه‌ها در بال‌های غیر باریک در مقایسه با بال‌های باریک کمتر ناگهانی است و این امر، چالشی است برای تعیین دقیق موقعیت فروپاشی گردابه. اساساً در زاویه حمله‌های بالا، رفتار جریان بر روی بال‌های غیر باریک با رفتار جریان روی بال‌های باریک فرق می‌کند [۳-۱]. ویژگی‌های جریان روی بال‌های لامبدا شکل به خصوص در زاویه حمله‌های بالا، دارای مشکلاتی است. شکستگی در لبه فرار باعث ایجاد وتر کمینه می‌شود و در نتیجه ضریب لیفت محلی در آن مقطع

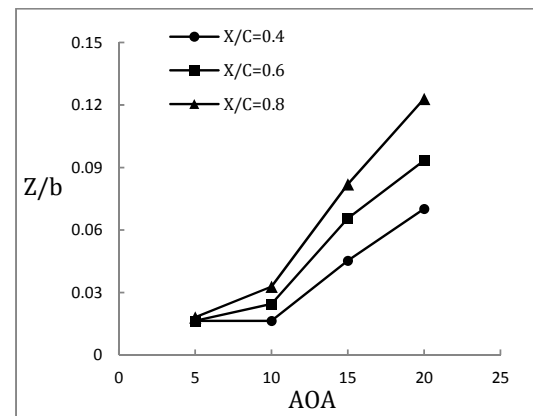
حمله، موقعیت افت فشار پهن‌تر می‌شود که به معنای بزرگتر شدن شعاع گردابه است.



شکل ۱۱- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0.4$

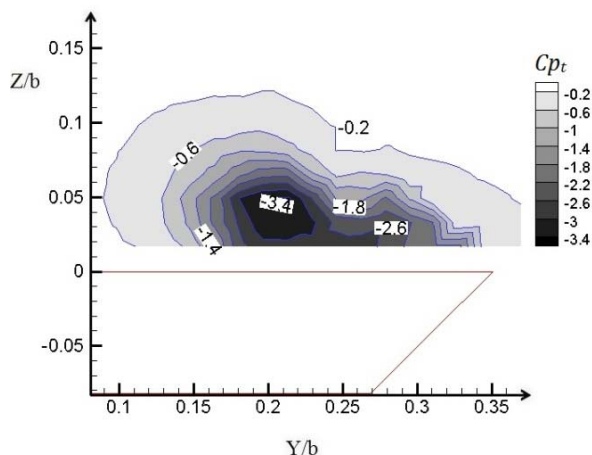


شکل ۱۲- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0.6$

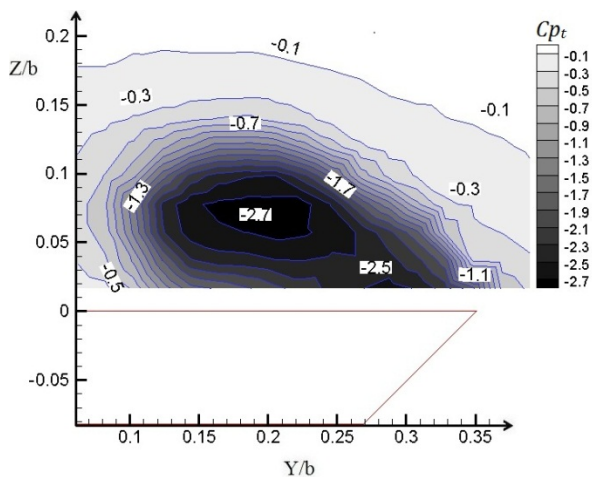


شکل ۱۳- تغییرات موقعیت ارتفاع مرکز گردابه برآمده از رأس بال با زاویه حمله





شکل ۱۶- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/4$



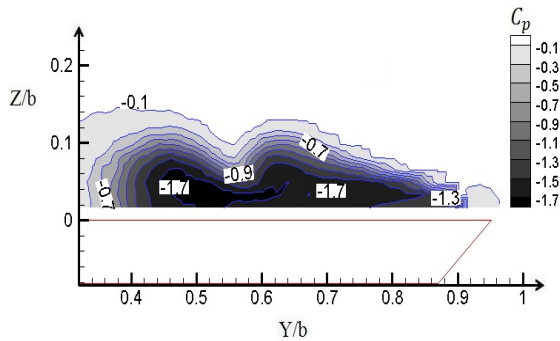
شکل ۱۷- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۲۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/4$

با توجه به شکل ۱۸ در موقعیت طولی  $x/c=0/4$  تا زاویه حمله ۱۵ درجه الگوی رفتار جریان حفظ می‌شود یعنی اندازه و قدرت گردابه‌ها با افزایش زاویه حمله، افزایش می‌یابد تا اینکه در زاویه حمله ۲۰ درجه، این الگو به هم می‌ریزد و توزیع فشار در راستای اسپن تمایل به ثابت شدن دارد که این را می‌توان به عنوان آغاز فرآیند فروپاشی گردابه‌ها در این موقعیت دانست. در موقعیت طولی  $x/c=0/6$  در زاویه حمله ۱۵ درجه نسبت به زاویه حمله ۱۰ درجه، افت فشار سطح بال، به جای افزایش، کاهش می‌یابد یعنی آغاز فرآیند فروپاشی در موقعیت طولی  $x/c=0/6$  در زاویه حمله ۱۵ درجه که توزیع فشار مربوط

بیشینه می‌شود. بنابراین بیشترین ضریب لیفت محلی روی بال‌های لامبدا شکل در وتر نزدیک به شکستگی بال ایجاد می‌شود و جدایش جریان نیز از این منطقه شروع می‌شود. از تبعات شروع جدایش جریان در نزدیکی شکستگی بال گسترش سریع جریان جدا شده به تمامی بال بیرونی است، جایی که سطوح کنترلی در آنجا نصب شده‌اند. این مسأله باعث پیچیدگی‌هایی در مکانیک پرواز و کنترل‌پذیری پرنده‌های با بال‌های لامبدا شکل می‌شود. به ویژه در مورد بال‌های پرنده که فاقد سطوح دم هستند و سطوح کنترلی آنها دارای بازوی گشتاور کوچکی است [۱۳]. با افزایش بیشتر زاویه حمله، گردابه‌ها بزرگتر شده و سطح وسیع‌تری از بال را می‌پوشانند. در زاویه حمله مشخص و موقعیت خاص طولی از آن زاویه حمله، تغییر ناگهانی در ساختار گردابه‌ها صورت می‌گیرد که اصطلاحاً به آن انفجار یا فروپاشی گردابه‌ها گویند که با افزایش بیشتر زاویه حمله، موقعیت فروپاشی گردابه به سمت رأس بال حرکت می‌کند و لایه برشی جدا شده، بر جریان غالب می‌شود [۱۴]. در واقع توسعه فروپاشی گردابه تابعی از زاویه حمله است. انفجار گردابه‌ها، سبب از بین رفتن ناگهانی بخش عمده‌ای از نیروی برآ شده و در نتیجه بروز محدودیت در قدرت مانور هواپیما می‌شود. یکی از پیامدهای جدایش جریان و توسعه آن بر روی بخش بیرونی بال لامبدا شکل، جابجایی مرکز نیروی لیفت به سمت داخل و رو به جلوی بال است و این به معنی کاهش حاشیه استاتیکی است یعنی تغییر از وضعیت پایدار به وضعیت ناپایدار (برهم خوردن پایداری طولی) و از آنجایی که معمولاً این‌گونه بال‌ها روی هواپیماهای بال پرنده نصب می‌شوند، نیروی کافی برای مقابله با این پدیده وجود ندارد و این در حالی است که بال‌های لامبدا شکل، نسبت به بال‌های ساده با همان زاویه سوئپ و نسبت منظری، برای بزرگتر شدن سرعت بخشیدن و ناپایدار شدن پیچ برک<sup>۲</sup> ذاتاً مستعدترند [۱۵-۱۳، ۲].

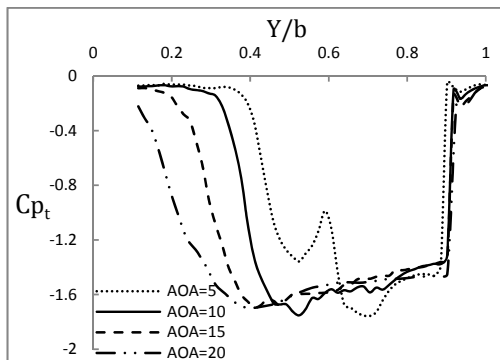
همان‌طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، در زاویه حمله ۱۵ درجه نسبت به زاویه حمله ۱۰ درجه در موقعیت طولی  $x/c=0/4$ ، افت فشار سطح بال، افزایش می‌یابد اما در زاویه حمله ۲۰ درجه این روند تغییر می‌کند یعنی با افزایش زاویه حمله، افت فشار سطح بال به جای افزایش، کاهش می‌یابد که در شکل ۱۷ نشان داده شده است.

در موقعیت طولی  $x/c=0/8$ ، انتظار می‌رود که با افزایش زاویه حمله از ۵ به ۱۰ درجه، افت فشار روی سطح بال افزایش می‌یابد اما با توجه به شکل ۲۱ افت فشار ثابت می‌ماند که به معنای ضعیف شدن گردابه و آغاز فرآیند فروپاشی گردابه است.



شکل ۲۱- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/8$

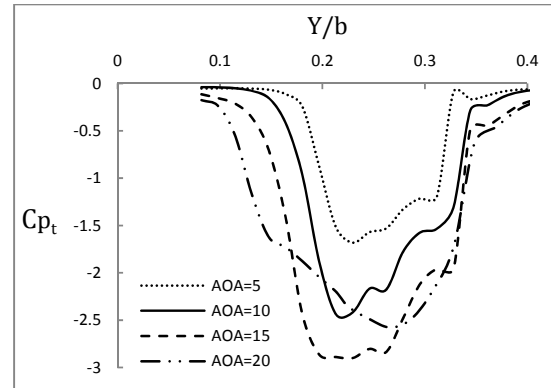
در شکل ۲۲ رفتار جریان روی سطح در موقعیت طولی  $x/c=0/8$  و زاویه حمله‌های مختلف نشان داده شده است.



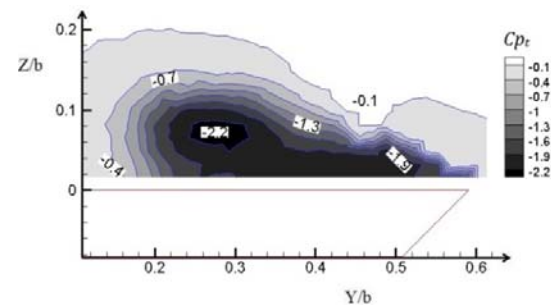
شکل ۲۲- نمودار توزیع فشار روی سطح بال در زاویه حمله‌های مختلف و موقعیت طولی  $x/c=0/8$

همان‌طور که در شکل‌های ۲۳ تا ۲۵ مشاهده می‌شود، همزمان با فروپاشی گردابه‌ها و از بین رفتن ساختار و انسجام آنها، با افزایش بیشتر زاویه حمله، در موقعیت‌های طولی بعد از آن، جریان روی بال، با کاهش بیشتر افت فشار همراه است و در این موقعیت‌ها، گردابه‌ها ادغام شده و مرز مشخصی برای بیان محدوده گردابه‌ها، قابل تعریف نیست.

به این موقعیت طولی روی بال در راستای اسپن در شکل ۱۹ نشان داده شده است.

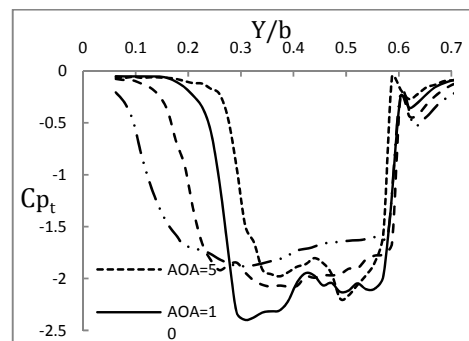


شکل ۱۸- نمودار توزیع فشار روی سطح بال در زاویه حمله‌های مختلف و موقعیت طولی  $x/c=0/4$



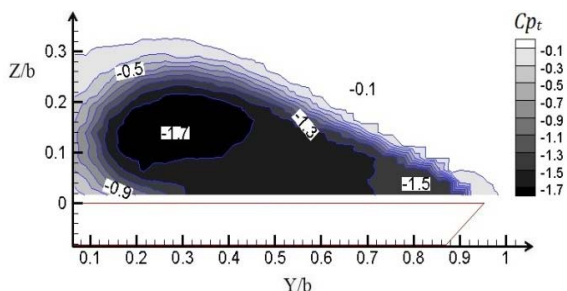
شکل ۱۹- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/6$

لازم به ذکر است که رفتار جریان روی سطح در موقعیت طولی  $x/c=0/6$  و زاویه حمله‌های مختلف در شکل ۲۰ نشان داده شده است.

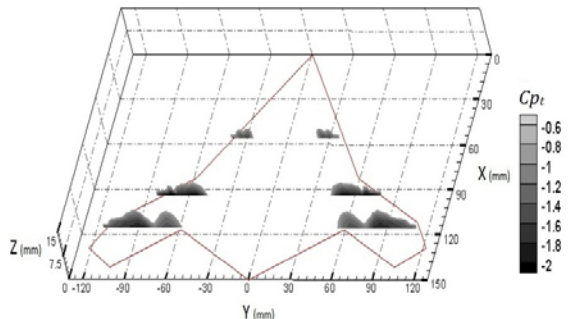


شکل ۲۰- نمودار توزیع فشار روی سطح بال در زاویه حمله‌های مختلف و موقعیت طولی  $x/c=0/6$

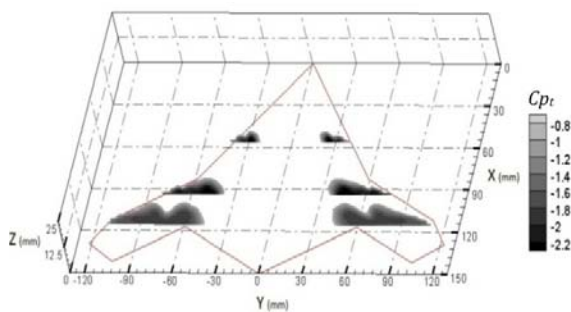
طول این آزمایش‌ها، چندین نوبت آزمایش در شرایط یکسان اما در زمان‌های مختلف داده‌برداری شد. نتایج نشان می‌دهد که تکرارپذیری روند آزمایش‌ها، دقت بسیار بالایی دارد. توزیع فشار روی سطح در زاویه حمله ۱۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/4$  در شکل ۳۰ بیانگر تکرارپذیری مطلوب آزمایش است. اختلاف جزئی در توزیع فشار به خاطر اختلاف در موقعیت قرارگیری پراب از سطح بال است. حداکثر اختلاف مقدار ضریب فشار در مرکز گردابه حدود ۳ درصد حاصل شده است.



شکل ۲۵- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۲۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/8$

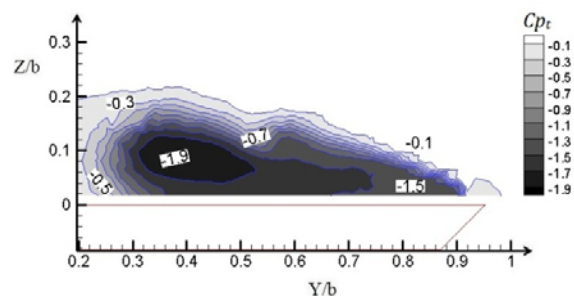


شکل ۲۶- توزیع فشار بالای سطح در طول ریشه بال در زاویه حمله ۵ درجه

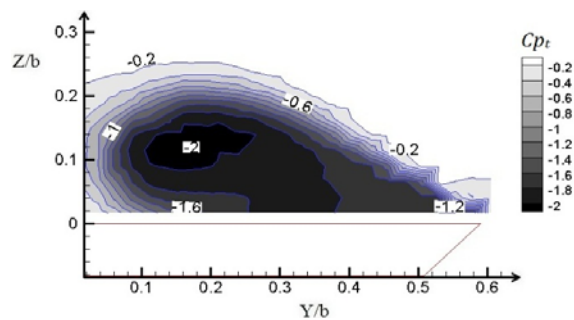


شکل ۲۷- توزیع فشار بالای سطح در طول ریشه بال در زاویه حمله ۱۰ درجه

به طور کلی می‌توان بیان کرد که در زاویه حمله‌های پایین، گردابه‌ها در نزدیکی سطح تشکیل می‌شوند و با افزایش زاویه حمله، گردابه‌ها بزرگتر و قوی‌تر شده و به سمت ریشه بال متمایل می‌شوند و سطح بیشتری از بال را می‌پوشانند تا این که در زاویه حمله و موقعیت طولی خاص، این ساختار گردابه‌ها از بین رفته و فروپاشی گردابه‌ها صورت می‌گیرد و گردابه‌ها ادغام می‌شوند به طوری که در زاویه حمله ۵ درجه، موقعیت طولی  $x/c=0/8$  را می‌توان به عنوان آغاز فروپاشی گردابه دانست. در زاویه حمله ۱۰ درجه، آغاز فروپاشی گردابه در موقعیت طولی  $x/c=0/6$  است و در زاویه حمله ۱۵ درجه، موقعیت طولی بین  $x/c=0/4$  و  $x/c=0/6$  و در زاویه حمله ۲۰ درجه، موقعیت طولی  $x/c=0/4$  را می‌توان به عنوان آغاز فروپاشی گردابه دانست. در شکل‌های ۲۶ تا ۲۹ نمودار ۳ بعدی توزیع فشار روی سطح بال در طول ریشه بال نشان داده شده است.



شکل ۲۳- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۱۵ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/8$



شکل ۲۴- توزیع فشار بالای سطح بال در زاویه حمله ۲۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/6$

### تکرارپذیری آزمایش‌ها

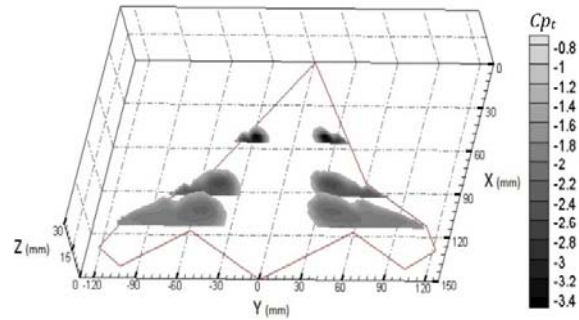
از نکات حائز اهمیت در آزمایش‌های تجربی، اعتباربخشی به صحت انجام روند آزمایش به کمک تکرارپذیری است. در

### نتیجه گیری

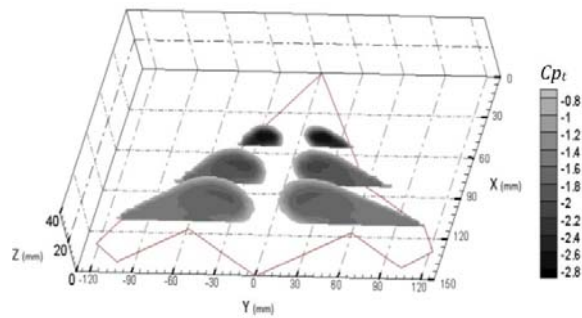
در این مقاله، جریان بالای سطح بال لامبدا شکل با لبه حمله تیز ۴۵ درجه و پسگرایی دوگانه مورد مطالعه قرار گرفت. در این پژوهش، میدان جریان با اندازه‌گیری توزیع فشار به کمک لوله پیتوت، در زاویه حمله و موقعیت‌های طولی مختلف، مورد مطالعه قرار گرفت. اندازه‌گیری‌ها نشان می‌دهد که بال دارای ۳ جریان گردابه‌ای است. گردابه اول که از رأس بال شکل می‌گیرد، گردابه دوم که از پیش از شکستگی بال شروع شده و با جریان پس از شکستگی بال، گردابه قوی‌تر را شکل می‌دهد و گردابه سوم که پس از شکستگی بال شروع می‌شود و در قیاس با دو گردابه دیگر، از قدرت و شدت اثر کمتری برخوردار است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، اندازه و قدرت گردابه‌ها، افزایش یافته و با حرکت در راستای جریان نیز گردابه‌ها بزرگتر شده و بخش بیشتری از روی سطح را می‌پوشانند. تفاوت جریان بال لامبدا شکل با پسگرایی دوگانه، نسبت به بال دلتا شکل، شکل‌گیری گردابه ضعیف پس از شکستگی لبه حمله و از بین رفتن زود هنگام آن است که باعث جدایش جریان در بال بیرونی می‌شود. همچنین با آغاز فروپاشی گردابه‌ها، در زاویه حمله ۵ درجه، در موقعیت طولی  $x/c=0/8$ ، در زاویه حمله ۱۰ درجه، در موقعیت طولی  $x/c=0/6$ ، در زاویه حمله ۱۵ درجه، در موقعیت طولی  $x/c=0/4$  و  $x/c=0/6$ ، در زاویه حمله ۲۰ درجه، در موقعیت طولی  $x/c=0/4$ ، گردابه‌ها قدرت خود را از دست داده و اصطلاحاً فروپاشی گردابه‌ها صورت می‌گیرد.

### پی نوشت

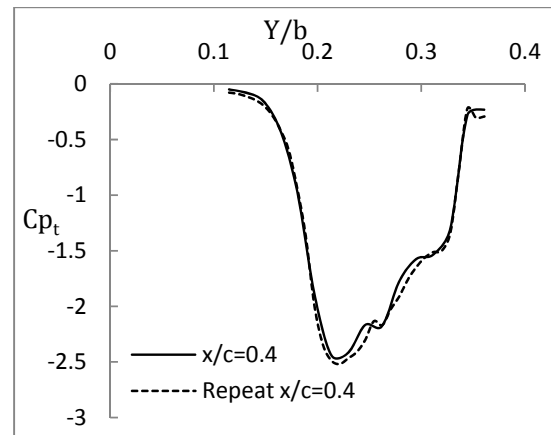
- 1- Sweep
- 2- Primary Vortex
- 3- Burst
- 4- Wake
- 5- PIV
- 6- Traversing System
- 7- Pitch Breaks



شکل ۲۸- توزیع فشار بالای سطح در طول ریشه بال در زاویه حمله ۱۵ درجه



شکل ۲۹- توزیع فشار بالای سطح در طول ریشه بال در زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۳۰- نمودار تکرارپذیری توزیع فشار آزمایش روی سطح بال در زاویه حمله ۱۰ درجه و موقعیت طولی  $x/c=0/4$

### تحلیل عدم قطعیت

عدم قطعیت ضریب فشار طبق رابطه زیر محاسبه گردیده

است [۱۶]:

$$\frac{w_{C_p}}{C_p} = \sqrt{\left(\frac{w_{\Delta P}}{\Delta P}\right)^2 + \left(\frac{w_{q_\infty}}{q_\infty}\right)^2} \quad (2)$$

- "Multidisciplinary design optimization of blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion", *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 25, , 2013, pp. 16-28.
- [9] Pashilkar, A., "Surface Pressure Model for Simple Delta Wings at High Angles of Attack", *Sādhanā* Vol. 26, Part 6, December 2001, pp. 495-515.
- [۱۰] ایل بیگی، مهدی و همکاران، "اندازه گیری جریان بالای سطح یک نمونه بال دلتا با دابل سویپ با سیم داغ"، سیزدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه تهران، اسفند ۱۳۹۲.
- [11] McLain, B. K., "Steady and Unsteady Aerodynamic Flow Studies over a 1303 UCAV Configuration", MSc. thesis, Naval post graduate school, 2009.
- [12] Lynn, R. J. and Gursul, I., "Vortex Dynamics on a Generic UCAV", AIAA, 2006.
- [13] McParlin, S. C. and Bruce, R., "Low Speed Wind Tunnel Tests on the 1303 UCAV Concept", AIAA, 2006.
- [۱۴] سلطانی، محمدرضا و داوری، علی رضا، "بررسی تجربی گردابه های به وجود آمده روی بال های مثلثی"، مجله علمی-پژوهشی شریف، شماره نوزدهم.
- [15] Ol, M., "Water Tunnel Velocimetry Results for the 1303 UCAV Configuration", AIAA, 2006.
- [16] Rathakrishnan, E., "Instrumentation measurement and Experiments in Fluids", 1st Edn., Taylor and Francis group, 2007.
- مراجع**
- [1] Gursul, I., Gordnier, R. and Visbal, M., "Unsteady Aerodynamics of Non-slender Delta Wings", *Progress in Aerospace Sciences* 41, 2005, pp. 515-557.
- [2] Yayla, S., Canpolat, C., Sahin, B. and Akilli, H. "The effect of angle of attack on the flow structure over the nonslender lambda wing", *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 27, 2013, pp. 417-430.
- [3] Elkhoury, M., Yavuz M. M. and Rockwell, D., "Near-Surface Topology of Unmanned Combat Air Vehicle Planform: Reynolds Number Dependence", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5, September-October 2005.
- [4] Konrath, R., Roosenboom, E.W.M., Schröder, A., Pallek D. and Otter, D., "Static and Dynamic SACCON PIV Tests, Part II: Aft Flow Field", AIAA, 2010.
- [5] Luckring, J.M., "A Survey of Factors Affecting Blunt Leading-Edge Separation for Swept and Semi-Slender Wings", AIAA, 2010.
- [6] Krüger, W.R., Hoffmann, D., "Design Considerations for a UCAV Wing for Subsonic and Transonic Aeroelastic and Flight Mechanic Wind Tunnel Tests, UAV Design Processes / Design Criteria for Structures", 2007, pp. 2.3-1 – 2.3-10.
- [7] Yaniktepe, B. and Rockwell, D., "Flow Structure on Diamond and Lambda Planforms: Trailing-Edge Region", *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 7, July 2005.
- [8] Leifsson, L., Ko, A., Mason, W.H., Schetz, J.A., Grossman, B., Haftka, R.T.,