

بررسی تجربی جریان گردابه‌یی یک نمونه بال لامبدا شکل با لبه‌ی حمله تیز و گرد با سیم داغ

مجتبی دهقان منشادی* (دانشیار)

مهدی ایل‌بیگی (دانشجوی دکترا)

مهرداد براززاده (دانشیار)

محمدکاظم سبحانی (کارشناس ارشد)

مجمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان

مهندسی مکانیک شریف، (بهار ۱۳۹۵)
دربی ۳ - ۳۲، شماره ۱، ص. ۱۱۷-۱۰۷

در این پژوهش با استفاده از سیم داغ به بررسی میدان جریان بالای سطح یک بال لامبدا با دو نمونه لبه‌ی حمله‌ی تیز و گرد مختلف پرداخته‌ایم. آزمایش‌ها در یک تونل باد مدار بسته با سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و در زاویه‌ی حمله‌های ۵ تا ۲۰ و با گام ۵ درجه انجام شده است. نتایج تجربی نشان‌گر وجود چند جریان گردابه‌یی بالای سطح بوده است. در مرکز گردابه‌ها انحراف معیار سرعت به شدت افزایش یافته که نشان‌دهنده‌ی افزایش نوسان سرعت در هسته‌ی گردابه بوده است. جریان گردابه‌یی بال با افزایش زاویه‌ی حمله از سطح فاصله گرفته است. جدایش جریان روی سطح از بخش بیرونی بال شروع شده و با افزایش زاویه‌ی حمله بخش درونی بال را فرا گرفته است. فاصله‌ی گردابه‌های بال با لبه‌ی حمله‌ی تیز از سطح بال بیشتر از بال با لبه‌ی حمله‌ی گرد بوده است.

mdmanshadi@alum.sharif.edu
mehdi_eilbeigi@yahoo.com
bazazzadeh@mut-es.ac.ir
mohamadkazem_sobhani@yahoo.com

واژگان کلیدی: بال لامبدا، سیم داغ، جریان گردابه‌یی، لبه‌ی حمله.

۱. مقدمه

۱.۱. معرفی بال لامبدا

نیز می‌شود.^[۳] هرچند شکستگی در لبه‌ی فرار باعث افزایش پیچیدگی ساخت بال و در نتیجه سنگین‌تر شدن بال می‌شود.

عموماً زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله در بال‌های لامبدای مورد استفاده حدود ۵۰ تا ۶۰ درجه است، همچنین تغییر زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار باعث تغییرات ساختار جریان میانگین و ناپایا می‌شود. آزمایش یک نمونه بال پرنده‌ی لامبدایی نشان داد که این‌گونه بال‌ها دارای جریان گردابه‌یی^۵ چندگانه‌ی ناپایا و برهم‌کنش آن‌ها هستند.^[۴]

شناخت رفتار جریان بال دلتا از گذشته مورد توجه محققین آئرو دینامیک بوده ولی بال لامبدا در مقایسه با بال دلتا تفاوت‌هایی دارد که کم‌تر مطالعه شده است. به‌منظور شناخت جریان گردابه‌یی بال لامبدا ابتدا ویژگی‌های جریان گردابه‌یی بال دلتا مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲.۱. رفتار جریان گردابه‌یی بال دلتا

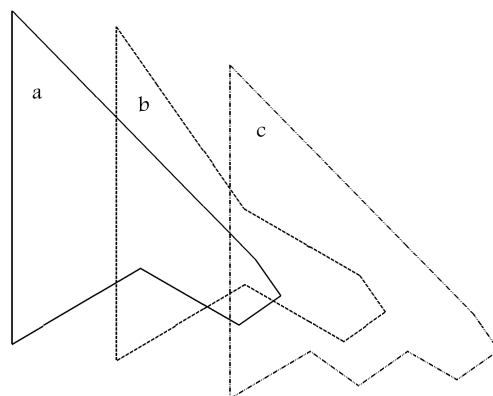
بال‌های دلتا با پس‌گرایی لبه‌ی حمله‌ی بیشتر از ۶۵ درجه را بال باریک^۶ و کم‌تراز ۵۵ درجه را بال غیرباریک^۷ می‌نامند. رفتار بال‌های دلتای باریک و غیرباریک تفاوت‌های مشهودی با یکدیگر دارند.^[۵] در جدول ۱ نام‌گذاری انواع بال دلتا بر مبنای زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله ارائه شده است.

جریان گردابه‌یی بال دلتای باریک با لبه‌ی حمله‌ی تیز^۸ در شکل ۲ نشان

بال لامبدا همان بال دلتا با شکستگی^۱ در ناحیه‌ی لبه‌ی فرار است. وجود شکستگی در لبه‌ی فرار، بال را قادر می‌سازد از نسبت منطقی^۲ و نسبت باریک‌شوندگی^۳ بیشتری نسبت به بال دلتای ساده برخوردار شود. هرچند وجود شکستگی در لبه‌ی فرار بال، رفتار جریان را پیچیده‌تر می‌کند. کاربرد گسترده و روزافزون بال لامبدا در هواپیماهای بال پرنده، شناخت ساختار جریان این‌گونه بال‌ها را ضروری می‌سازد. بال‌های پرنده در مقایسه با هواپیماهای مرسوم دارای سطح خیس شده^۴ و پسا تداخلی کم‌تری هستند، و همین ویژگی باعث افزایش نسبت نیروی برا (لیفت) به نیروی پسا (درگ) می‌شود.^[۱] تصویر شماتیک چند نمونه بال لامبدا در شکل ۱ نشان داده شده است.^[۲] در این شکل بال a دارای یک شکستگی در لبه‌ی فرار، بال b دارای شکستگی در لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار، و بال c دارای دو شکستگی در لبه‌ی فرار است. برتری اصلی بال لامبدا نسبت به پیکربندی‌های دیگر، کوچک بودن سطح مقطع راداری بال است، چرا که هم به دلیل حذف دم و هم کم‌بودن جهت‌های برگرداننده‌ی امواج، سطح مقطع راداری کاهش می‌یابد. بال لامبدا در مقایسه با بال دوزنقه‌یی با زاویه‌ی لبه‌ی فرار و لبه‌ی حمله‌ی برابر (که ممکن است با توجه به محدودیت‌های سطح مقطع راداری تعیین شده باشد)، دارای نسبت منطقی بالاتری است و به تبع آن کارایی آیرودینامیکی (نسبت برا به پسا) بالاتری دارد که باعث کاهش مصرف سوخت

* نویسنده مسئول

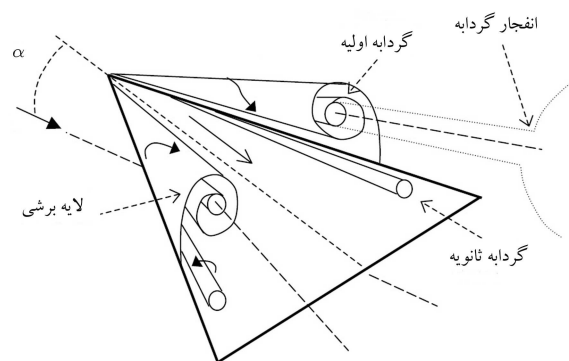
تاریخ: دریافت ۱۳۹۳/۶/۲۲، اصلاحیه ۱۳۹۳/۱۱/۲۵، پذیرش ۱۳۹۳/۱۲/۲۴.



شکل ۱. تصویر شماتیک چند نمونه بال لامبدا.

جدول ۱. نام‌گذاری بال دلتا بر مبنای زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله. [۵]

نام بال	زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله
بال دلتا باریک	بیش از ۶۵ درجه
بال دلتا نیمه باریک	۵۵ تا ۶۵ درجه
بال دلتا غیر باریک	کم‌تر از ۵۵ درجه



شکل ۲. گردابه‌های شکل گرفته بالای سطح بال دلتا. [۶]

داده شده است. در تشریح جریان گردابه‌یی بال دلتا باریک [۶] گفته شده که با افزایش زاویه‌ی حمله، گردابه‌ی اولیه‌ی جدا شده از لبه‌ی حمله‌ی بال، یک جریان عرضی قوی روی بال ایجاد می‌شود و باعث ایجاد مکش (فشار منفی) روی بال می‌شود. این فشار منفی باعث جدایش لایه‌ی مرزی روی سطح بال و ایجاد گردابه‌ی ثانویه می‌شود. در شرایط خاص، گردابه‌های ثانویه نیز از سطح بال جدا می‌شوند و گردابه‌های سومی در نزدیکی سطح بال تشکیل می‌دهند. وجود فشار منفی روی سطح بال -- بر اثر گردابه‌های لبه‌ی حمله -- باعث افزایش نیروی برا موسوم به گردابه می‌شود. آزمایش رفتار جریان گردابه‌یی بال دلتا نشان داد [۷] که موقعیت مرکز گردابه در راستای طولی به سمت لبه‌ی خارجی بال حرکت می‌کند و قطر گردابه بزرگ‌تر می‌شود. تأثیر زاویه‌ی حمله به‌گونه‌یی است که افزایش آن باعث افزایش قدرت گردابه و فاصله گرفتن هسته‌ی گردابه از سطح می‌شود. [۸] حرکت عمودی صفحه‌ی گردابه بیشتر از حرکت افقی آن روی سطح است.

در مورد گردابه‌ی تشکیل شده روی بال دلتا گفته شده که قطر این گردابه‌ها حدوداً معادل ۳۰ درصد عرض بال از لبه‌ی آن (اسپن) است. [۹] مسیر حرکت گردابه‌ی بال دلتا با پس‌گرایی بالا، تقریباً مستقل از زاویه‌ی حمله است و بیشتر به زاویه‌ی لبه‌ی حمله بستگی دارد. برخی از محققین عنوان کرده‌اند که با افزایش زاویه‌ی

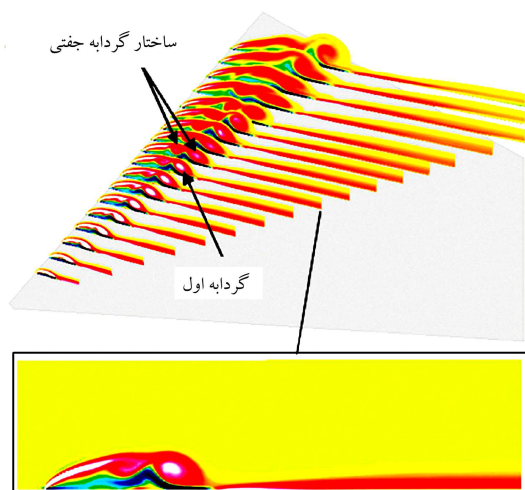
حمله گردابه‌ها اندکی به سمت داخل بال حرکت می‌کنند. در یک زاویه‌ی حمله‌ی مشخص (بسته به زاویه‌ی پس‌گرایی بال) تغییر ناگهانی در ساختار گردابه به وجود می‌آید و گردابه‌ها در لبه‌ی فرار اصطلاحاً دچار فروپاشی یا انفجار می‌شوند. با افزایش بیشتر زاویه‌ی حمله، موقعیت فروپاشی به سمت رأس بال حرکت می‌کند. زمانی که فروپاشی به رأس بال برسد جریان روی بال کاملاً جدا شده است.

فرایند فروپاشی گردابه با کاهش شدید سرعت هسته‌ی گردابه در راستای جریان و افزایش سریع قطر گردابه و شکستگی در مسیر حرکت هسته‌ی گردابه همراه است. این ناحیه شبیه ویک و بدون ساختار منسجم است. [۹] این جریان فروپاشیده نوسان‌های شدیدی در فشار سطح پایین‌دست ایجاد می‌کند و تأثیر آن بر دم هوایما نیز باعث ایجاد لرزش دم ۱۰ می‌شود. [۱۰] تشخیص و کنترل فروپاشی گردابه، نه تنها برای افزایش نیروی برای پیشینه، بلکه به منظور کاستن از بارهای نوسانی سازه‌یی با اهمیت است. [۹ و ۵]

محاسبات عددی برای بال دلتا با زاویه‌ی پس‌گرایی ۵۰ درجه در زاویه‌ی حمله ۵ درجه انجام شده است. [۱۱] این محاسبات نشان می‌دهد ناحیه‌ی جدا شده‌ی گردابه‌یی روی بال شامل گردابه‌های جفتی [۱۱] است (شکل ۳). در نزدیکی رأس بال لایه‌ی برشی نازک و طولانی که از لبه‌ی حمله سرچشمه می‌گیرد باعث شکل‌گیری گردابه‌ی اولیه می‌شود؛ پایین دست تر گردابه‌ی دوم با چرخشی هم‌جهت با گردابه‌ی اولیه شکل می‌گیرد و باعث ایجاد ساختار گردابه‌یی جفتی می‌شود. گردابه‌ی دوم اندکی ضعیف‌تر و کوچک‌تر از گردابه‌ی اصلی است و از برهم‌کنش جریان ثانویه با لایه‌ی مرزی به وجود می‌آید. هنگامی که جریان ثانویه از سطح جدا می‌شود با لایه‌ی برشی اولیه برخورد می‌کند و آن را به دو گردابه‌ی هم‌جهت تقسیم می‌کند. محققین آشکارسازی دود و لیزر روی بال دلتا ۶۰ درجه با لبه‌ی حمله نیز را انجام دادند. [۱۲] در شکل ۴ جریان گردابه‌یی شکل گرفته در بالای بال نشان داده شده است. وجود گردابه‌ی جفتی به همراه گردابه‌ی ثانویه به‌خوبی در این شکل دیده می‌شود.

۳.۱. بارگذاری [۱۲] و شروع جدایش بال لامبدا

جریان روی بال لامبدا به‌خصوص در زاویه‌های بالا با مشکلاتی همراه است. شکستگی در لبه‌ی فرار باعث ایجاد وتر کمینه می‌شود و در نتیجه ضریب نیروی



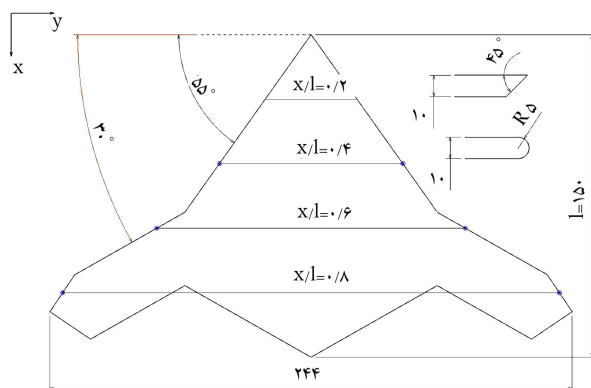
شکل ۳. ساختار گردابه‌ی جفتی تشکیل شده روی یک بال مثلی ۵۰ درجه در زاویه‌ی حمله‌ی ۵ درجه. [۱۱]

۲. معرفی مدل و تجهیزات آزمایش

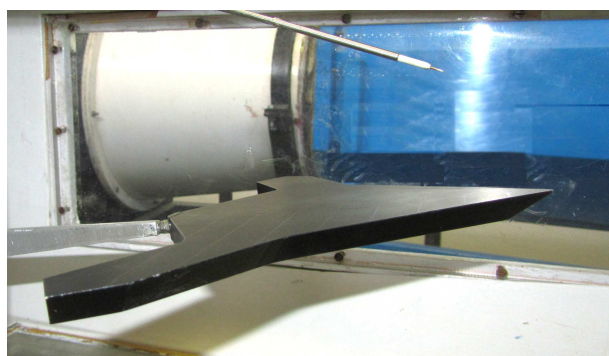
مدل‌های مورد آزمایش دو نمونه بال لامبدا شکل با لبه‌ی حمله‌ی تیز ۴۵ درجه و گرد با شعاع ۵ میلی‌متر است. نمای بالای بال با شکل لبه‌ی حمله در شکل ۵ نشان داده شده است. این بال دارای دو زاویه‌ی پس‌گرایی ۵۵ و ۳۰ درجه است. وتر ریشه ۱۵۰ و عرض بال از لبه (اسپن ۲۴۴) میلی‌متر است. در شکل ۶ مدل مورد آزمایش در تونل باد نشان داده شده است.

تونل باد مورد استفاده، تونل مداربسته‌ی دانشگاه صنعتی مالک اشتر است و ابعاد مقطع آزمون ۳۰ در ۴۰ سانتی‌متر است. جریان در مقطع آزمون تونل باد دارای کیفیت جریان و شدت توربولانس مناسبی است به‌گونه‌ای که بررسی‌های ارزشمندی در شناخت پدیده‌های سیال در این تونل باد انجام شده است.^[۱۹، ۱۸] پیش از انجام آزمایش‌ها شدت توربولانس در سرتاسر مقطع کاری تونل اندازه‌گیری و مقدار آن بین ۰/۲ تا ۰/۲۵ درصد به دست آمد که بیان‌گر کیفیت مطلوب جریان در مقطع آزمایش است. سرعت آزمایش ۲۰ متر بر ثانیه بوده که معادل عدد رینولدز 2×10^5 برمی‌نماید و وتر ریشه است. نسبت انسداد تونل باد با توجه به ابعاد مدل در بیشترین حالت حدود ۴ درصد بوده است؛ بنابراین اثرات دیواره بر مقادیر اندازه‌گیری شده قابل اغماض است.^[۲۰]

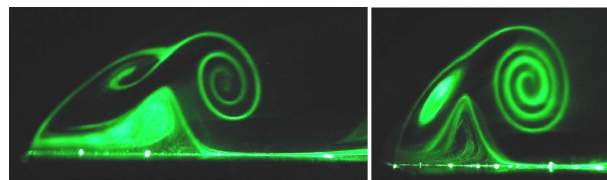
برای اندازه‌گیری سرعت از جریان‌سنج دماثابت سیم داغ استفاده شده است. حساسه‌ی جریان‌سنج سیم داغ از جنس تنگستن با ضخامت ۵ میکرومتر و طول تقریبی ۱/۵ میلی‌متر ساخته شده است؛ سیم داغ مورد نظری پیش از انجام آزمایش‌ها به‌صورت استاتیکی و دینامیکی کالیبره شده است. فرکانس داده‌برداری ۱/۲۵ کیلو هرتز به مدت ۵ ثانیه بوده است. سرعت جریان آزاد توسط یک لوله‌ی پیتو در



شکل ۵. نمای بالای مدل و مقاطع داده‌برداری.



شکل ۶. مدل مورد آزمایش در تونل باد.



شکل ۴. گردابه‌ی جفتی شکل گرفته بالای سطح بال دلتا با پس‌گرایی ۶۰ درجه، زاویه‌ی حمله ۱۲ درجه (چپ) و ۱۸ درجه (راست).^[۱۲]

برای محلی در آن مقطع بیشینه می‌شود. بنابراین بیشترین ضریب برای محلی روی بال‌های لامبدا در وتر نزدیک به شکستگی بال ایجاد می‌شود و جدایش جریان نیز از همین منطقه شروع می‌شود. یکی از تبعات شروع جدایش جریان در نزدیکی شکستگی بال، گسترش سریع جریان جدا شده به تمامی بال بیرونی است.^[۱۳] جایی که سطوح کنترلی در آنجا نصب شده است. این مسئله باعث پیچیدگی‌هایی در مکانیک پرواز و کنترل‌پذیری پرنده‌های با بال لامبدا می‌شود، به‌ویژه در مورد بال‌های پرنده که فاقد سطوح دم هستند و سطوح کنترلی آنها بازوی گشتاور کوچکی دارد. در نتیجه جدایش جریان در بال بیرونی، مرکز نیروی برا به سمت داخل و رو به جلوی بال جابه‌جا می‌شود؛ این به معنای کاهش حاشیه‌ی استاتیکی^{۱۳} و شروع پیچ بریک^{۱۴} یا پیچ آپ^{۱۵} است. پیچ آپ در نمودار گشتاور پیچشی^{۱۶} برحسب زاویه‌ی حمله به معنای تغییر ناگهانی در شیب نمودار و تغییر از وضعیت پایدار به ناپایدار است. محققین وجود گردابه‌های لبه‌ی حمله و افزایش مکش در رأس بال را عامل تشدید این پدیده می‌دانند.^[۱۴] از آنجا که معمولاً این‌گونه بال‌ها روی هواپیماهای بال پرنده نصب می‌شود، نیروی کافی برای مقابله با این پدیده وجود ندارد. تأثیر پیچ آپ بر عملکرد هواپیما محدود کردن نیروی برای قابل استفاده است. در هواپیماهای معمولی زاویه‌ی حمله تعیین‌کننده‌ی اندازه‌ی برای قابل بهره‌برداری است. در هواپیماهایی که پیچ آپ دارند زاویه‌ی حمله به دلیل مشکلات پایداری محدود می‌شود؛ این محدودیت باعث کاهش کارایی پرنده و افزایش سرعت نشست و برخاست می‌شود.^[۱۳]

۴.۱. هدف از انجام تحقیق

به باور محققین در بال‌ها لامبدا جریان گردابه‌ی غالب است^[۶] و به لحاظ فیزیکی پیچیده و ناپایاست. طراحان هواپیما با کمبود داده‌های تجربی این‌گونه پیکربندی‌ها مواجه‌اند. وجود جریان گردابه‌ی باعث ایجاد بارهای قوی روی پرنده می‌شود که با شرایط پروازی تغییر زیادی می‌کند.^[۱۶، ۱۵] همچنین مطالعات انجام شده^[۱۷] نشان می‌دهد که شکل لبه‌ی حمله بر شروع، موقعیت و اندازه‌ی گردابه تأثیر دارد. اگرچه روش‌های عددی نقش فزاینده‌ی در طراحی هواپیما ایفا می‌کنند، به‌کارگیری روش‌های عددی مستلزم اعتبارسنجی مناسب با آزمون‌های تونل باد است. با توجه به فیزیک پیچیده‌ی جریان روی بال لامبدا شکل، تحقیق حاضر مرجع مناسبی است برای تحلیل میدان جریان بال لامبدایی، که می‌توان از آن به منظور اعتبارسنجی روش‌های عددی نیز بهره گرفت.

تحقیق حاضر به دنبال شناخت رفتار آنوردینامیکی بال لامبدایی، به‌ویژه رفتار جریان گردابه‌ی است. نواحی جدایش جریان در زاویه‌ی حمله‌های مختلف و نیز تأثیر شکل لبه‌ی حمله بر ویژگی‌های جریان گردابه‌ی بال بررسی خواهد شد. در این راستا با اندازه‌گیری دقیق سیم داغ^{۱۷} میدان جریان بالای سطح دو نمونه بال لامبدا با لبه‌ی حمله‌ی تیز و لبه‌ی حمله‌ی گرد مطالعه و بررسی شده است. به منظور رفتارشناسی جریان بالای سطح و اعتبارسنجی نتایج سیم داغ، اندازه‌گیری میدان فشار بالای سطح با لوله‌ی پیتو نیز انجام و نتایج حاصله با یکدیگر مقایسه شده است.

جدول ۲. شرایط انجام آزمایش.

پارامتر	محدوده	واحد
مقاطع داده برداری (x/l)	$0.2 - 0.4 - 0.6 - 0.8$	-
سرعت	20	متر بر ثانیه
عدد رینولدز (بر مبنای وتر ریشه)	2×10^5	-
زاویه حمل	5 تا 20 (گام 5)	درجه

بالادست مدل و به وسیله فشارسنج یک کاناله اندازه گیری شده است.

به منظور اعتبارسنجی نتایج سیم داغ، اندازه گیری جریان بالای سطح بال با استفاده از یک لوله ی پیتو -- به قطر ۱ میلی متر که به حساسه ی فشار یک کاناله متصل بوده -- انجام شده است. همچنین به منظور بررسی رفتار جریان روی بال، با کمک دود و تاباندن صفحه ی نور لیزر عمود بر سطح بال، آشکارسازی جریان انجام شده است. آشکارسازی جریان روی مدل بال یکسان و در یک تونل باد مدار باز با سرعت برابر با آزمایش های اصلی انجام گرفته است.

برای حرکت دادن نگه دارنده ی سیم داغ از یک سیستم حرکت دهنده ی دقیق ۱۸ با سه درجه آزادی استفاده شده است؛ دقت این سازوکار 0.01 میلی متر بوده است. حرکت پروپ سیم داغ در جهت عرضی و عمود بر سطح بال با جابه جایی ۲ میلی متر انجام شده و داده برداری در چهار مقطع عمود بر سطح شامل x/l برابر با 0.2 ، 0.4 ، 0.6 و 0.8 انجام، و نیز آزمایش ها در زاویه ی حمله های 5 ، 10 ، 15 و 20 درجه صورت گرفته است. مقاطع داده برداری در شکل ۵، و شرایط انجام آزمایش در جدول ۲ نشان داده شده است.

۳. عدم قطعیت اندازه گیری

به منظور برآورد عدم قطعیت سرعت اندازه گیری شده با دستگاه جریان سنج سیم داغ، از روش ارائه شده توسط محققین [۲۲ و ۲۱] استفاده شده است. در تحلیل عدم قطعیت، پارامترهای مستقل شامل دستگاه جریان سنج، دقت برد داده برداری، کالیبراسیون سرعت، خطای برازش منحنی، موقعیت قرارگیری پروپ سیم داغ، تغییرات و رطوبت محیط لحاظ شده است.

۱.۳. جریان سنج دما ثابت

جریان سنج های تجاری موجود در بازار، نويز و اغتشاشات پایین و تکرار پذیری خوبی دارند و در نتیجه، این عوامل در مقایسه با سایر منابع خطا، باعث افزایش چندان زیاد عدم قطعیت نمی شوند.

۲.۳. تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال

عدم قطعیت مربوط به تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال با رابطه ی ۲ بیان می شود:

$$U(V_{res}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{E_{AD}}{2^n} \cdot \frac{\partial V}{\partial E} \quad (1)$$

که در آن E_{AD} محدوده ی ولتاژ ورودی برد داده برداری، n دقت آن بر حسب بیت، V سرعت و $\partial V / \partial E$ شیب (عامل حساسیت) منحنی $V = f(E)$ است. برد مورد استفاده شامل ۱۲ بیت، با بیشینه ولتاژ 20 ولت و شیب منحنی $46/5$ متر بر ثانیه بر ولت است. با جایگذاری مقادیر در رابطه ی ۲، عدم قطعیت مربوط به دقت برد برای سرعت 20 متر بر ثانیه معادل 0.0066 به دست آمد.

۳.۳. کالیبراسیون سرعت

عدم قطعیت کالیبراسیون سرعت که با لوله ی پیتو و حساسه ی فشار انجام گرفته باشد، چنین بیان می شود:

$$U(V_{cal}) = St. Dev.(V_{cal}) \quad (2)$$

که در آن V_{cal} سرعت کالیبراسیون است. عدم قطعیت کالیبراسیون سرعت برابر 0.01 به دست آمده است.

برای محاسبه ی عدم قطعیت برازش منحنی از انحراف معیار خطاهای برازش منحنی استفاده می شود:

$$U(V_{lin}) = St. Dev.(\Delta V_{lin}) \quad (3)$$

مقدار عدم قطعیت برابر 0.005 به دست آمده است.

۴.۳. موقعیت قرارگیری پروپ سیم داغ

این عدم قطعیت ناشی از عدم هم ترازی پایه های پروپ در نصب آن درون تونل باد، پس از کالیبراسیون است و چنین به دست می آید:

$$U(V_{pos}) = \frac{1}{\sqrt{3}} (1 - \cos(\theta)) \quad (4)$$

در این رابطه θ زاویه ی نصب پروپ نسبت به افق است. خطای بیشینه ی زاویه ی نصب پروپ 5 درجه است. با جایگذاری در رابطه ی ۵، عدم قطعیت موقعیت قرارگیری پروپ معادل 0.0022 به دست آمد.

۵.۳. تغییرات دما

تغییرات دما از کالیبراسیون تا زمان انجام آزمایش ها منجر به بروز خطا در نتایج می شود. عدم قطعیت استاندارد نسبی مطابق رابطه ی ۶ به دست می آید:

$$U(V_{temp}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{\Delta T}{T_w - T_s} \cdot \left(\frac{A}{B} V^{-0.5} + 1 \right)^{0.5} \quad (5)$$

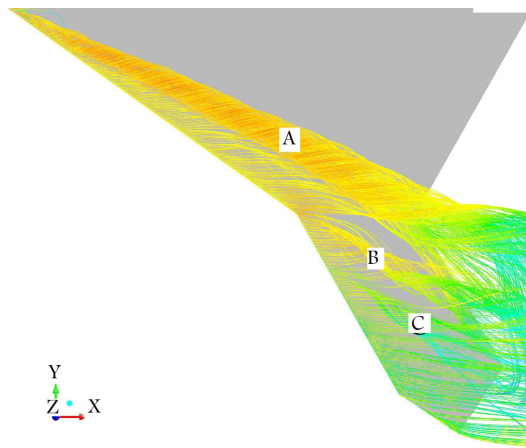
که در آن T_w دمای حساسه، T_s دمای محیط مرجع و ΔT اختلاف دمای بین دمای محیط مرجع و دما در هنگام داده برداری است. ضرایب A و B به ترتیب معادل 1.396 و 0.895 هستند. با جایگذاری این داده ها در رابطه ی ۶، عدم قطعیت تغییر دما معادل 0.005 به دست آمد.

۶.۳. تغییرات رطوبت

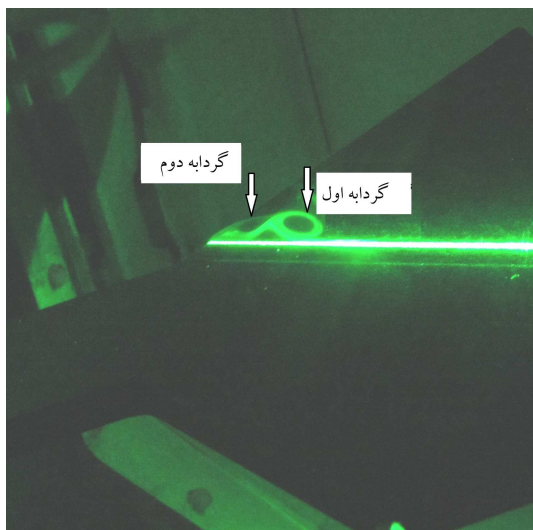
در شرایط عادی، معمولاً تغییر در رطوبت هوا منجر به تغییر در ترکیبات مواد موجود در هوا می شود. عدم قطعیت در این مورد برابر است با:

$$U(V_{hum}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \cdot \frac{1}{V} \cdot \frac{\partial V}{\partial P_{wv}} \Delta P_{wv} \quad (6)$$

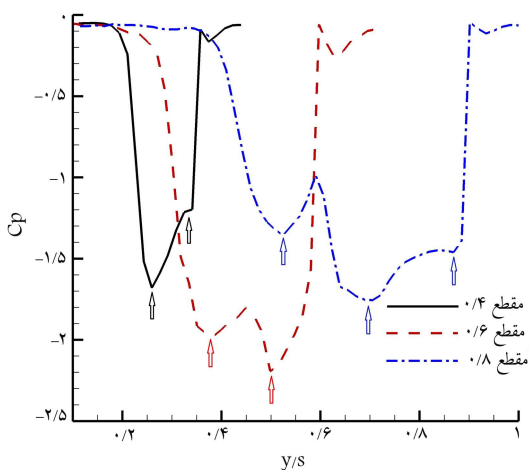
تأثیر این عامل بر انتقال گرما بسیار ناچیز است، به طوری که $\partial V / \partial P_{wv}$ تقریباً برابر با 0.01 به ازای هر 1 کیلو پاسکال تغییر در فشار بخار آب (P_{wv}) است. با جایگذاری در رابطه ی ۷، عدم قطعیت تغییر رطوبت معادل 0.0004 به دست آمد.



شکل ۷. خطوط جریان بالای سطح بر مبنای سرعت متوسط، زاویه‌ی حمله ۵ درجه، نتایج تحلیل عددی. [۲۳]



شکل ۸. آشکارسازی جریان روی بال با دود و لیزر، زاویه‌ی حمله ۵ درجه، مقطع طولی ۰/۴.



شکل ۹. ضریب فشار کل بالای سطح، زاویه‌ی حمله ۵ درجه، مقطع طولی ۰/۴ و ۰/۶ و موقعیت ارتفاع ۰/۳.

جدول ۳. عدم قطعیت سرعت اندازه‌گیری شده.

عدم قطعیت	پارامتر مستقل
۰/۰۰۶۶	بورد آنالوگ به دیجیتال
۰/۰۰۱	دستگاه کالیبراسیون سرعت
۰/۰۰۵	برازش منحنی کالیبراسیون
۰/۰۰۲۲	موقعیت قرارگیری پروب
۰/۰۰۵	تغییرات دمای محیط
۰/۰۰۰۴	تغییرات رطوبت
۰/۰۲۸	عدم قطعیت کلی

۷.۳. عدم قطعیت کلی سرعت

توزیع خطا در بسیاری از کاربردهای مهندسی به صورت گوسی فرض می‌شود و با اعمال ضریب پوشش ۲ سطح اطمینان ۹۵ درصد حاصل می‌شود. عدم قطعیت کلی سرعت اندازه‌گیری شده با دستگاه جریان‌سنج سیم داغ، ترکیبی از عدم قطعیت پارامترهای مؤثر است:

$$U_{total} = 2 \sqrt{\sum U_i^2} \quad (7)$$

در جدول ۳ عدم قطعیت سرعت نشان داده شده که ۲/۸ درصد به دست آمده است.

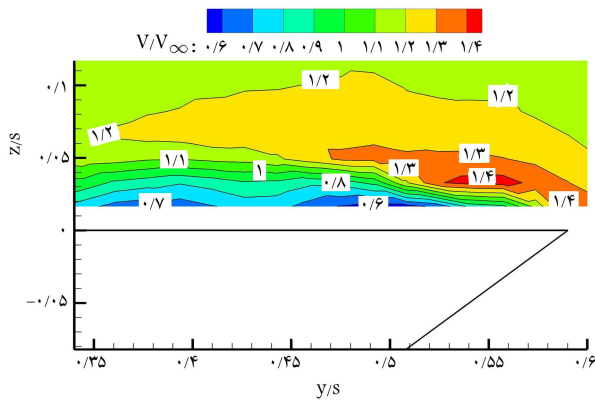
۴. نتایج

۱.۴. جریان‌سنجی روی بال در زاویه‌ی حمله ۵ درجه

به‌منظور بررسی اولیه و مطالعه‌ی کیفی جریان روی مدل بال، تحلیل عددی همین مدل در شرایط یکسان با آزمایش تونل باد و در محیط نرم‌افزار فلوئنت انجام شده است. [۲۳] مدل بال با حدود ۲ میلیون المان حجمی شبکه‌بندی شده و به‌منظور افزایش دقت حل، ۱۰ لایه المان لایه‌ی مرزی روی مدل ایجاد شده و در حل معادله‌ها از مدل توربولانسی SST- $k\omega$ استفاده شده است. اندازه‌ی y^+ روی سطح کم‌تراز ۵ به دست آمده که نشان‌گر کیفیت خوب المان‌بندی مدل بوده است.

در شکل ۷ خطوط جریان بالای سطح بال در زاویه‌ی حمله ۵ درجه، حاصل از تحلیل عددی نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود، ساختار گردابه‌ی جفتی روی این بال تشکیل شده که با ساختار کلی جریان در شکل ۳ تطابق دارد. یک جریان گردابه‌ی از رأس بال شکل گرفته و تا انتهای بال ادامه یافته است. این گردابه، گردابه‌ی رأس بال است که در تصویر A نام‌گذاری شده است. گردابه‌ی دیگری روی بال شکل گرفته که گردابه‌ی لیه‌ی حمله بال است و B نامیده شده است. این گردابه پیش از شکستگی بال تشکیل شده و پس از شکستگی گردابه‌ی بزرگی را شکل داده است. در بخش بیرونی بال جریان گردابه‌ی دیگری پس از شکستگی لیه‌ی بال شکل گرفته که گردابه‌ی تغییر زاویه‌ی پس‌گرایی بال است و C نامیده شده است. در شکل ۸ آشکارسازی جریان روی بال با کمک دود و نور لیزر در مقطع ۰/۴ طولی (پیش از شکستگی بال) در زاویه‌ی حمله ۵ درجه نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود ساختار گردابه‌ی جفتی روی بال شکل گرفته است.

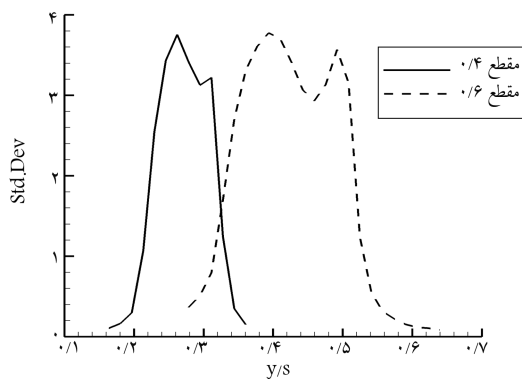
پیش از اندازه‌گیری جریان با سیم داغ، میدان فشار کل بالای سطح بال به‌وسیله‌ی حرکت دادن لوله‌ی پیتو اندازه‌گیری شده است. موقعیت داده‌برداری برحسب نیمه اسپن ۱۹ بی‌بعد شده است. در شکل ۹ ضریب فشار کل بالای سطح بال در ارتفاع



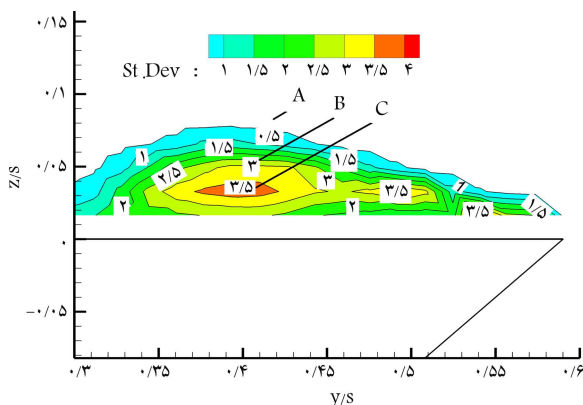
شکل ۱۰. کانتور نسبت سرعت بالای سطح (V/V_{∞})، زاویه‌ی حمله ۵ درجه، مقطع ۰/۶ طولی، اندازه‌گیری سیم داغ.



شکل ۱۱. انرژی جنبشی نوسانی گردابه در صفحه‌ی عمود بر یک نمونه بال دلتای ۵۰ درجه در زاویه‌ی حمله ۱۵ درجه. [۵]



شکل ۱۲. انحراف معیار سرعت جریان بالای سطح، زاویه‌ی حمله ۵ درجه، مقطع طولی ۰/۴ و ۰/۶، و موقعیت ارتفاع ۰/۰۳.



شکل ۱۳. کانتور انحراف معیار سرعت بالای سطح، زاویه‌ی حمله ۵ درجه، مقطع طولی ۰/۶.

$z/s = 0.3$ در زاویه حمله‌ی ۵ درجه و در مقطع طولی $x/l = 0.4$ (پیش از شکستگی لبه‌ی حمله‌ی بال) و $x/l = 0.6$ و $x/l = 0.8$ (پس از شکستگی لبه‌ی حمله‌ی بال) در راستای اسپین ترسیم شده است. در موقعیت طولی ۰/۴ افت فشار کل در موقعیت‌های تقریبی $y/s = 0.26$ و $y/s = 0.32$ به ترتیب بیان‌گر موقعیت گردابه‌های جفتی رأس بال و لبه‌ی حمله است. گردابه‌های روی بال در مقطع ۰/۶ طولی در موقعیت‌های $y/s = 0.38$ و $y/s = 0.50$ دیده می‌شوند. در مقطع ۰/۸ گردابه‌ی ناشی از تغییر زاویه‌ی پس‌گرایی نیز تشکیل شده است. در واقع اندازه‌گیری فشار بالای سطح بال مؤید وجود جریان‌های گردابه‌یی نشان داده شده در شکل ۷ است.

در شکل ۱۰ کانتور نسبت سرعت متوسط به سرعت جریان آزاد ۲۰ بالای سطح بال برای مقطع طولی ۰/۶ در زاویه‌ی حمله ۵ درجه که از اندازه‌گیری سیم داغ به دست آمده، نشان داده شده است. به دلیل محدودیت نزدیک‌کردن سیم داغ به سطح، داده‌برداری از فاصله‌ی ۲ میلی‌متر بالای سطح انجام شده است. چنان که مشاهده می‌شود، افزایش سرعت از لبه‌ی بال به سمت درون بال وجود دارد، که نشان‌گر وجود جریان عرضی روی سطح بال به دلیل وجود جریان گردابه‌یی است. این جریان عرضی در برگشت به سمت سطح بال با کاهش سرعت همراه است.

۲.۴. تشخیص هسته گردابه با اندازه‌گیری سیم داغ

رفتار ناپایای لایه‌ی برشی باعث حرکت نوسانی هسته‌ی گردابه حول یک موقعیت میانگین می‌شود. حرکت ناپایای هسته‌ی گردابه در بال دلتای ۵۰ درجه (شکل ۱۱)، باعث ایجاد مقادیر بالای انرژی جنبشی نوسانی^{۲۱} (که بیان‌گر نوسان‌های سرعت لحظه‌یی جریان است) در هسته‌ی گردابه می‌شود. همچنین در هسته‌ی گردابه نوسان‌های سرعت افزایش می‌یابد؛^[۲۴] بنابراین با مطالعه‌ی مشخصه‌های آماری نوسان‌های سرعت می‌توان تقریب خوبی از محل هسته‌ی گردابه به دست آورد.

ضریب انحراف معیار^{۲۲} عامل مناسبی برای مشخص‌کردن آشفتگی جریان است. رابطه‌ی انحراف معیار چنین تعریف می‌شود:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (V_i(t) - \bar{V})^2} \quad (۸)$$

که در آن σ ، پارامتر انحراف معیار و $\bar{V}$ سرعت متوسط در یک نقطه‌ی اندازه‌گیری شده و $V_i(t)$ سرعت لحظه‌یی در زمان t است.

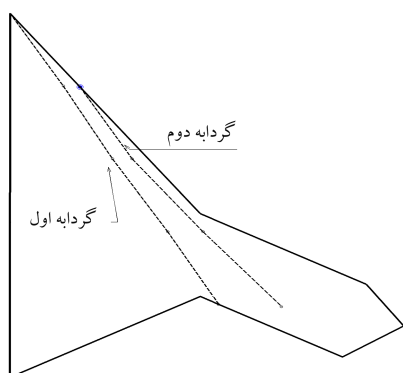
در شکل ۱۲ نمودار انحراف معیار سرعت جریان بال از اندازه‌گیری سیم داغ، در مقطع ۰/۴ و ۰/۶ طولی و موقعیت ارتفاع $z/s = 0.3$ در زاویه‌ی حمله‌ی ۵ درجه نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود برای مقطع ۰/۴ در موقعیت عرضی $y/s = 0.26$ و $y/s = 0.32$ و در مقطع ۰/۶ در موقعیت عرضی $y/s = 0.38$ و $y/s = 0.50$ قله‌های افزایش انحراف معیار سرعت دیده می‌شود. با توجه به نمودار ضریب فشار کل (شکل ۹) می‌توان نتیجه گرفت در موقعیت هسته‌ی گردابه انحراف معیار سرعت افزایش یافته است.

در شکل ۱۳ کانتور انحراف معیار سرعت جریان در مقطع ۰/۶ طولی و زاویه‌ی حمله‌ی ۵ درجه نشان داده شده است. در این کانتور ناحیه افزایش انحراف معیار دیده می‌شود و با توجه به این که افزایش انحراف معیار سرعت در مرکز گردابه رخ داده است، سه جریان گردابه‌یی که پیش‌تر در اندازه‌گیری فشار مشاهده شد، در این

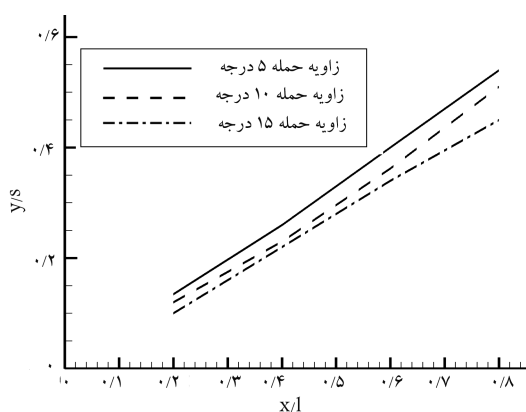
۳.۴. تأثیر زاویه‌ی حمله بر مسیر گردابه

در شکل ۱۶ مسیر حرکت گردابه‌های اول و دوم روی بال با اندازه‌گیری سیم داغ و برمیانی بیشترین انحراف معیار سرعت، در زاویه‌ی حمله ۵ درجه نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود حرکت جریان گردابه‌یی در طول وتر به سمت بیرون بال کشیده می‌شود.

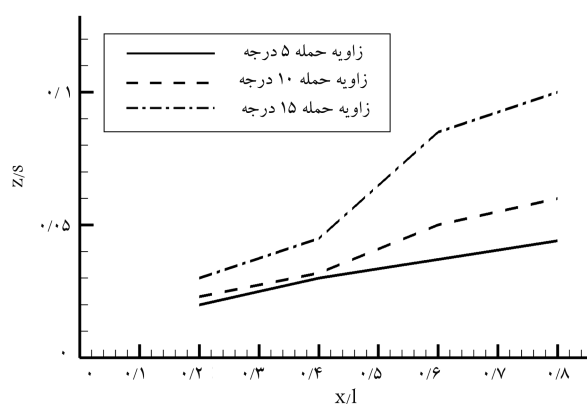
در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ موقعیت مرکزگردابه‌ی اول در زاویه‌ی حمله‌های مختلف نشان داده شده است. چنان که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود افزایش زاویه‌ی حمله باعث شده جریان گردابه‌یی به سمت داخل بال کشیده شود و به خط مرکزی بال



شکل ۱۶. مسیر حرکت گردابه اول و دوم روی بال، زاویه‌ی حمله ۵ درجه.

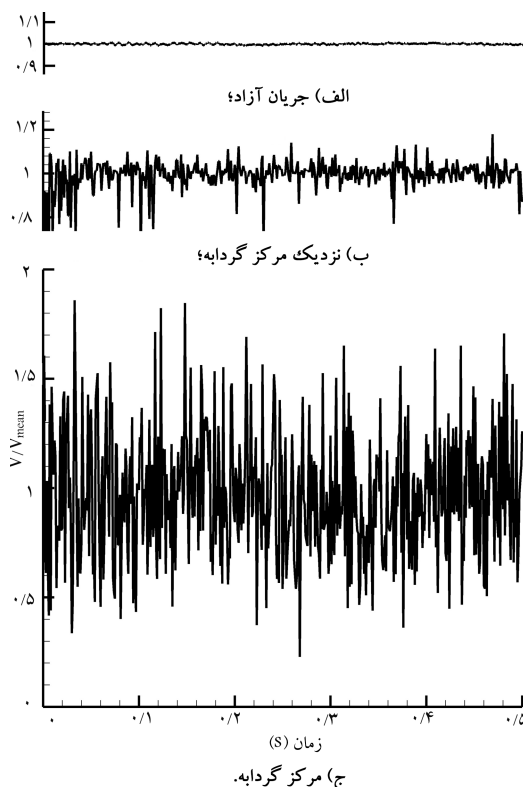


شکل ۱۷. موقعیت عرضی گردابه اول بر حسب زاویه‌ی حمله.

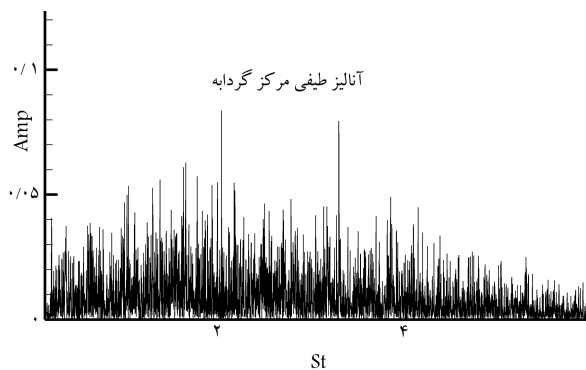


شکل ۱۸. موقعیت ارتفاعی گردابه اول بر حسب زاویه‌ی حمله.

منطقه از بال وجود دارد: گردابه‌ی اصلی رأس بال، گردابه‌ی لبه‌ی حمله و گردابه‌ی تغییر زاویه‌ی پس‌گرایی که به سطح بال نزدیک‌تر است. در این کانتور سه موقعیت A، B و C مشخص، و سرعت لحظه‌یی جریان در این سه موقعیت در شکل ۱۴ نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود نوسان‌های سرعت در موقعیت C به شدت افزایش یافته و نشان می‌دهد که نوسان سرعت در مرکزگردابه افزایش شدیدی دارد. آنالیز طیفی نوسان سرعت در موقعیت مرکزگردابه در شکل ۱۵ نشان داده شده است. این تحلیل نشان‌گر توزیع انرژی سیگنال در حوزه‌ی فرکانس است.^[۲۱] با اندازه‌گیری نوسان‌های سرعت بالای سطح یک نمونه بال لامبدا شکل در زاویه‌ی حمله‌ی ۷ درجه نشان داده شد^[۲۵] که دامنه‌ی طیف نوسان سرعت دارای دو قله در فرکانس‌های بی‌بعد (عدد استروهل ۲۳) ۲/۱۳ و ۳/۸۱ است. آنچه در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود، وجود دو قله در عدد استروهل ۲ و ۳/۲۸ است که تطابق خوبی با نتایج پیشین^[۲۵] دارد.



شکل ۱۴. سرعت لحظه‌یی بالای سطح بال در نقاط مختلف.



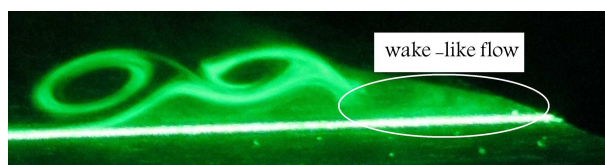
شکل ۱۵. آنالیز طیفی مرکزگردابه، زاویه‌ی حمله ۵ درجه.

نزدیک‌تر شود. ارتفاع مرکز گردابه‌ی اول از سطح بال با افزایش زاویه‌ی حمله با توجه به شکل ۱۸ بیشتر شده است.

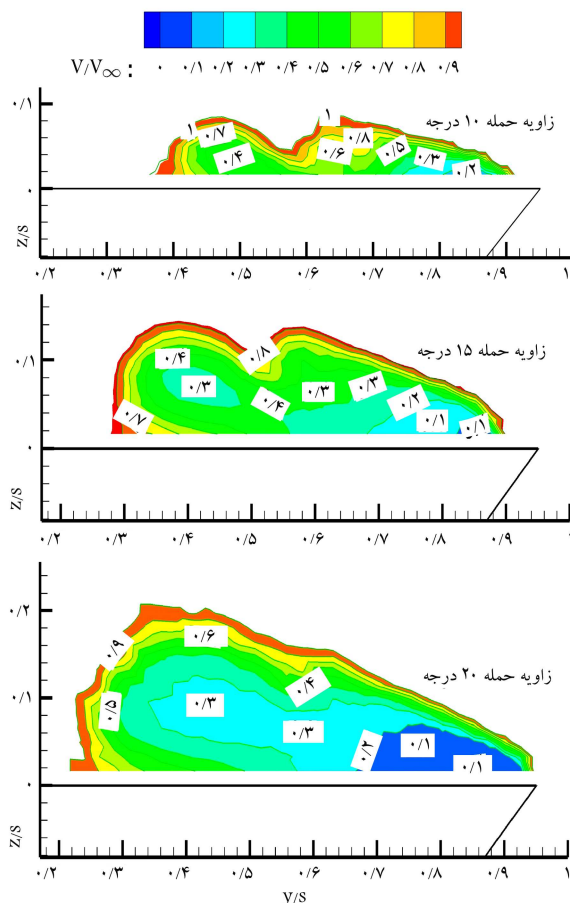
۴.۴. تشخیص الگوی جدایش جریان روی بال

چنان که پیش‌تر بیان شد، شروع جدایش جریان در بال‌های لامبدا شکل از نزدیکی شکستگی بال شروع می‌شود و به تمامی بال بیرونی گسترش می‌یابد. در شکل ۱۹ آشکارسازی جریان بالای بال در مقطع 0.8 طولی و زاویه‌ی حمله 10° درجه نشان داده شده است. بالای سطح بخش بیرونی بال جریان شبه ویک مشاهده می‌شود که نشان‌گر جدایش جریان در این بخش بال است.

در شکل ۲۰ کانتور سرعت متوسط بالای سطح در مقطع 0.8 طولی و زاویه‌ی حمله‌های 10° ، 15° و 20° درجه نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود در زاویه‌ی حمله‌ی 10° درجه در بخش بیرونی بال جدایش جریان شروع



شکل ۱۹. آشکارسازی جریان بالای سطح با دود و لیزر، زاویه‌ی حمله 10° درجه، مقطع طولی 0.8 .



شکل ۲۰. کانتور نسبت سرعت بالای سطح (V/V_∞)، زاویه‌ی حمله 10° و 15° و 20° درجه، مقطع طولی 0.8 .

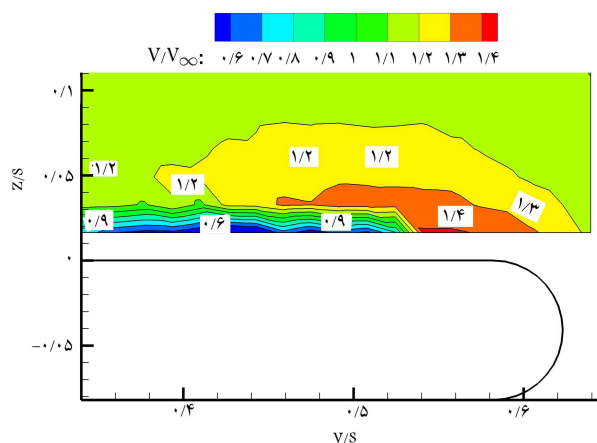
شده است، چرا که کاهش شدید سرعت در نوک بال دیده می‌شود. با افزایش زاویه‌ی حمله به 15° درجه در تمام بال بیرونی جدایش جریان دارد و گردابه‌ی رأس بال در مقایسه با زاویه‌ی حمله‌های پایین‌تر بزرگ‌تر شده است. در زاویه‌ی حمله 20° درجه در تمامی بال جدایش جریان دارد و در واقع گردابه‌های شکل گرفته روی بال فروپاشیده‌اند. بنابراین جدایش جریان روی بال لامبدا شکل از بال بیرونی شروع می‌شود و با افزایش زاویه‌ی حمله بخش‌های درونی بال نیز کشیده می‌شود.

۵.۴. اثر شکل لبه‌ی حمله

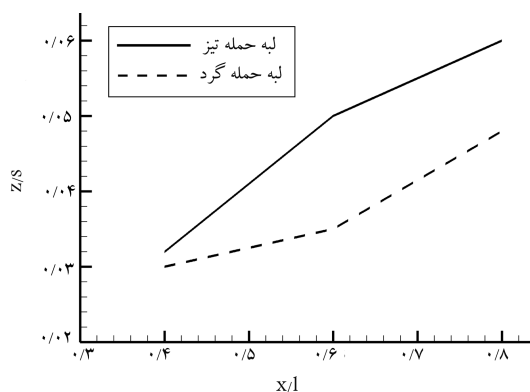
محققین بر این باورند که قدرت و اندازه‌ی گردابه‌ی اولیه با افزایش شعاع لبه‌ی حمله کاهش می‌یابد.^[۱۷] همچنین مکش فشار سطح نیز کاهش می‌یابد. گردابه‌ی تشکیل شده روی بال دلتا با لبه‌ی حمله‌ی تیز نسبت به لبه‌ی حمله گرد، بزرگ‌تر و دورتر از سطح است. افزایش شعاع لبه‌ی حمله باعث کاهش اندک نیروی برآ و کاهش نیروی پسا می‌شود و در مجموع نسبت برآ به پسا افزایش می‌یابد. در بال‌های با لبه‌ی حمله‌ی گرد ساختار جریان به عدد رینولدز حساس است. موقعیت فروپاشی گردابه نیز تحت تأثیر شکل لبه‌ی حمله است.^[۱۷] افزایش شعاع لبه‌ی حمله باعث عقب‌تر رفتن موقعیت فروپاشی گردابه می‌شود. در بال‌های لامبدا شکل افزایش شعاع لبه‌ی حمله‌ی بال، باعث بهبود ویژگی‌های پایداری طولی هواپیما می‌شود، چرا که شکل‌گیری گردابه‌ی لبه‌ی حمله را به تعویق انداخته و از نیروی برای گردابه می‌کاهد.^[۲۶] شروع پیچ آپ نیز در بال لامبدا، در حالت لبه‌ی حمله‌ی تیز زودتر رخ می‌دهد.^[۱۴]

در شکل ۲۱ کانتور نسبت سرعت بالای سطح به سرعت جریان آزاد برای مدل با لبه‌ی حمله گرد نشان داده شده است. چنان که در شکل مشاهده می‌شود، همانند شکل 10° افزایش سرعت از لبه‌ی بال به سمت درون بال وجود دارد و جریان عرضی در برگشت به سمت سطح بال با کاهش سرعت همراه است.

در شکل ۲۲ کانتور انحراف معیار سرعت از اندازه‌گیری سیم داغ در مقطع 0.6 طولی در زاویه‌ی حمله 10° درجه برای لبه‌ی حمله‌های تیز و گرد نشان داده شده است. با مقایسه‌ی دو لبه‌ی حمله مشخص است که کلیت جریان برای هر دو لبه‌ی حمله یکسان است، به این معنا که گردابه‌های شکل گرفته روی بال با لبه‌ی حمله‌ی گرد مانند لبه‌ی حمله‌ی تیز است، ولی تفاوت مشهود این است که در بال با لبه‌ی حمله



شکل ۲۱. کانتور نسبت سرعت بالای سطح (V/V_∞)، زاویه‌ی حمله 10° درجه، مقطع طولی 0.6 ، لبه‌ی حمله گرد.



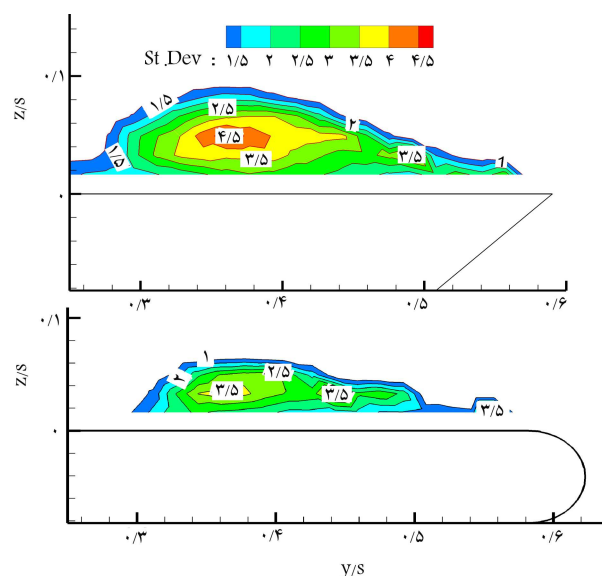
شکل ۲۴. تأثیر شکل لبه‌ی حمله بر موقعیت ارتفاعی گردابه اول در زاویه‌ی حمله ۱۰ درجه.

شکل‌گیری گردابه می‌شود، در لبه‌ی حمله‌ی تیز از سطح بال ارتفاع بیشتری می‌گیرد.

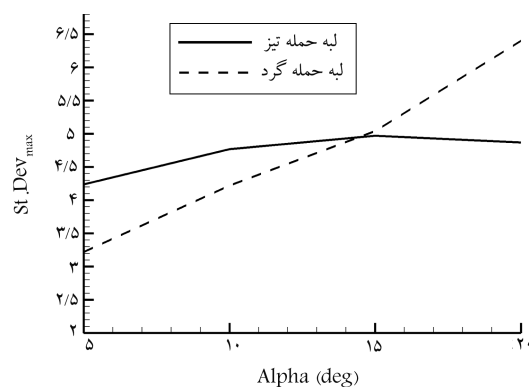
۵. نتیجه‌گیری

با توجه به کاربرد روزافزون بال‌های پرنده با بال لامبدا شکل و کمبود داده‌های تجربی آنها، مطالعه‌ی ساختار جریان این‌گونه بال‌ها مورد توجه محققین قرار گرفته است. در این پژوهش رفتار جریان دو نمونه بال لامبدا شکل با لبه‌ی حمله‌ی تیز و گرد با اندازه‌گیری سیم داغ در تونل باد بررسی شده است. ساختار کلی گردابه‌های شکل گرفته روی بال، رفتار لحظه‌ی جریان، نواحی جدایش موضعی روی بال، و تأثیر شکل لبه‌ی حمله بر جریان گردابه‌ی مطالعه شده است. به‌طور خلاصه موارد زیر در این پژوهش قابل ذکر است:

- بال مورد مطالعه دارای ساختار جریان گردابه‌ی جفتی در بخش ابتدایی بال است. به این معنا که دو گردابه روی بال شکل می‌گیرد که تا انتهای بدنه ادامه می‌یابند. همچنین پس از شکستگی لبه‌ی حمله گردابه‌ی سوم به دلیل تغییر زاویه‌ی پس‌گرایی ایجاد می‌شود.
- در مرکز گردابه افزایش شدید نوسان سرعت مشاهده می‌شود که با پارامتر انحراف معیار سرعت می‌توان مکان هسته‌ی گردابه را مشخص کرد (شکل‌های ۱۲ تا ۱۴).
- گردابه‌های شکل گرفته روی بال در راستای طولی، به سمت بیرون بال کشیده می‌شوند و با افزایش زاویه‌ی حمله از سطح دورتر می‌شوند (شکل‌های ۱۶ تا ۱۸).
- جدایش جریان روی بال از بخش بیرونی در زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه شروع می‌شود و با افزایش زاویه‌ی حمله بخش‌های درونی بال را فرا می‌گیرد (شکل ۲۰). مشکل گریبان‌گیر بال‌های لامبدا به‌گونه‌ی است که جریان جدا شده سطوح کنترلی را درگیر می‌کند و باعث پیچیدگی‌هایی در مکانیک پرواز و کنترل پذیری پرنده‌های با بال لامبدا می‌شود.
- لبه‌ی حمله تأثیر به‌سزایی بر جریان گردابه‌ی بال دارد، بیشترین انحراف معیار سرعت جریان بالای سطح در لبه‌ی حمله‌ی تیز تا پیش از زاویه حمله‌ی ۱۵ درجه بیشتر ولی پس از آن کم‌تر از لبه‌ی حمله گرد است (شکل ۲۳). کاهش انحراف معیار سرعت در مرکز گردابه نشان‌دهنده‌ی کاهش قدرت گردابه است.
- گردابه‌های روی سطح بال با لبه‌ی حمله‌ی تیز نسبت به بال با لبه‌ی حمله‌ی گرد، فاصله‌ی بیشتری از سطح دارند (شکل ۲۴).



شکل ۲۲. کانتور انحراف معیار سرعت بالای سطح، زاویه‌ی حمله ۱۰ درجه، مقطع طولی ۰/۶، لبه‌ی حمله تیز و گرد.



شکل ۲۳. تأثیر شکل لبه‌ی حمله بر بیشترین انحراف معیار سرعت جریان بالای سطح بال.

حمله‌ی گرد گردابه‌ها به سطح نزدیک‌ترند و همچنین اندازه‌ی بیشینه انحراف معیار سرعت کم‌تر است.

در شکل ۲۳ بیشینه انحراف معیار سرعت (که در هسته‌ی گردابه‌ی رأس بال ایجاد شده)، در مقطع ۰/۶ طولی برحسب زاویه‌ی حمله برای دو بال با لبه‌ی حمله‌ی تیز و گرد ترسیم شده است. افزایش زاویه‌ی حمله باعث افزایش انحراف معیار شده، که به معنای افزایش قدرت گردابه است. برای بال با لبه‌ی حمله‌ی تیز این افزایش تا زاویه‌ی حمله ۱۵ درجه ادامه داشته و پس از آن کاهش یافته است. با توجه به شروع فروپاشی گردابه در زاویه‌ی حمله ۲۰ درجه می‌توان نتیجه گرفت کاهش انحراف معیار سرعت در مرکز گردابه نشان‌گر کاهش قدرت گردابه است. برای بال با لبه‌ی حمله‌ی گرد روند افزایش انحراف معیار تا زاویه‌ی حمله ۲۰ درجه ادامه یافته است. بنابراین گردابه‌ی بال با لبه‌ی حمله‌ی گرد، در زاویه‌ی حمله‌ی بالاتری منفجر می‌شود. در شکل ۲۴ تأثیر شکل لبه‌ی حمله بر موقعیت ارتفاع گردابه‌ی اول از سطح بال نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، گردابه‌ی اول در حالت لبه‌ی حمله‌ی تیز فاصله‌ی بیشتری از سطح دارد و گرد کردن لبه‌ی حمله باعث نزدیک‌تر شدن گردابه به سطح شده است. در واقع لایه‌ی برشی جدا شده از سطح بال که باعث

فهرست علائم

Amp: دامنه آنالیز طیفی؛
 C_p : ضریب فشار؛
 l : طول بدنه؛

s : نیمه اسپین؛
 St. Dev: انحراف معیار؛
 U : عدم قطعیت؛
 V_∞ : سرعت جریان آزاد؛
 σ : انحراف معیار.

پانوشتها

1. crank
2. aspect ratio
3. taper ratio
4. wetted area
5. vortical flow
6. slender
7. non slender
8. sharp leading edge
9. vortex lift
10. buffet
11. dual vortex
12. wing loading
13. static margin
14. pitch break
15. Pitch Up
16. pitching moment
17. hot wire
18. traversing system
19. semi span
20. V/V_∞
21. fluctuating kinetic energy
22. standard deviation
23. strouhal number: fc/V_∞

منابع (References)

1. Qin, N. and Vavalle, A. "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft", *Progress in Aerospace Sciences*, **40**(6), pp. 321-343 (2004).
2. Rahman, N. "Propulsion and flight controls integration for the blended wing body aircraft", PhD Thesis, Cranfield University (2009).
3. Technion, *Final Report Project 7-8, Team Cerberus-UCAV*, Israel Institute of Technology (2009).
4. Konrath, R. and Roosenboom, W.M. "Static and dynamic SACCON PIV Tests, Part II: Aft flow field", 28th, *AIAA Applied Aerodynamics Conference, USA*, **2010-4396**, pp.1-12 (2010).
5. Gursul, I., Gordnier, R. and Visbal, M. "Unsteady aerodynamics of non-slender delta Wings", *Progress in Aerospace Sciences*, **41**, pp. 515-557 (2005).
6. Luckring, J. "A survey of factors affecting blunt leading-edge separation for swept and semi-slender wings", 28th, *AIAA Applied Aerodynamics Conference, USA*, **2010-4820**, pp.1-34 (2010).
7. Soltani, M.R. and Davari, A. "Experimental investigation of vortical flow over delta wings", *Mechanical Engineering sharif Journal*, **19**, pp.3-10 (2001).
8. Lynn, R.J. and Gursul, I. "Vortex dynamics on a generic UCAV", 44th, *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, USA*, **2006-61**, pp.1-18(2006).
9. Munro, C.D. and Krus, P. "Implications of scale effect for the prediction of high angle of attack aerodynamics", *Progress in Aerospace Sciences*, **41**, pp. 301-322 (2005).
10. Verhaagen, N.G. and Elsayed, M. "Effects of leading-edge shape on the flow over 50-deg delta wings", 26th, *AIAA Applied Aerodynamics Conference, USA*, **2008-7330**, pp.1-15 (2008).
11. Gordnier, R.E. and Visbal, M.R. "Higher-order compact-difference scheme applied to the simulation of the low sweep delta wing flow", 41th, *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, USA*, **2003-0620**, pp.1-15 (2003).
12. Feizian, M. "Experimental and numerical flow study on a double delta wing", MS.c Thesis, Malek Ashtar University of Technology (2013).
13. McParlin, S.C. and Bruce, R. "Low speed wind tunnel tests on the 1303 UCAV concept", 24th, *AIAA Applied Aerodynamics Conference, USA*, **2006-2985**, pp.1-17(2006).
14. Ol, M. "Water tunnel velocimetry results for the 1303 UCAV configuration", 24th, *AIAA Applied Aerodynamics Conference, USA*, **2006-2990**, pp. 1-12 (2006).
15. Wiggen, S. and Voß G. "Development of a wind tunnel experiment for vortex dominated flow at a pitching Lambda wing", *CEAS Aeronaut Journal*, **5**, pp. 477-486 (2014).
16. Wiggen, S. "Experimental results for vortex dominated flow at a Lambda-wing with a round leading edge in steady flow", in *AIAA paper*, USA, **50**, pp.1-11 (2014).
17. Verhaagen, R.E. and Bossuyt, B.C. "Flow on a 65-Deg blunt apex", *AIAA paper*, USA, **2006-3005**, pp.1-12 (2006).
18. Dehghan, A.A., Kazemi, M. and Manshadi, M.D. "Natural ventilation characteristics of one-sided wind catchers: experimental and analytical evaluation", *Energy and Buildings*, **61**, pp.366-377 (2013).
19. Soltani, M. "Experimental investigation of ice effect on the wake and drag of an airfoil", MS.c Thesis, Malek Ashtar University of Technology (2013).

20. West, G.S. and Aplet, C.J. "The effects of tunnel blockage and aspect ratio on the mean flow past a circular cylinder with Reynolds numbers between 10000 and 100000", *Journal of Fluid Mechanics*, **114**, pp. 361-377 (1982).
21. Jorgensen, E., *How to Measure Turbulence with Hot Wire Anemometers*, in: Dantec Dynamics, Eds., pp. 40-44 (2002).
22. Yavuzkurt, "A guide to uncertainty analysis of hot wire data", *Fluid Engineering*, **106** pp. 181-186 (1984).
23. Eilbeigi, M. and Manshadi, M.D. "Flow study over a double delta wing using hot wire anemometry", in *Iranian Aerospace Society Conference*, Tehran (2014).
24. Gad-el-Hak, M. and Blackwelder, R.F. "The discrete vortices from a delta wing", *AIAA*, **23**(6), pp. 961-2 (1985).
25. Yaniktepe, B. and Rockwell, D. "Flow structure on diamond and lambda Planforms: Trailing-edge region", *AIAA JOURNAL*, **43**(7), pp.1490-1500 (2005).
26. Benoliel, A. "Aerodynamic pitch-up of cranked arrow wings: Estimation, trim and configuration design", MSc. Thesis, Virginia Polytechnic Institute & State University (1994).