



بررسی تجربی اثرات سربالک منحنی دوباله در گردابه‌های نوک بال ریز پهنپد با جریان سنج سیم داغ

امیررضا نشاط^۱، عبدالامیر بک خوشنویس^{۲*} و محمد جواد ایزدی یزدی^۱

^۱ کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار

^۲ دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۱۰/۰۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۶/۱۲/۰۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۴/۱۷

چکیده

سربالک‌ها یکی از ابزارهای مورد استفاده برای کاهش اثرات گردابه‌های نوک بال می‌باشند. در این پژوهش، به بررسی تجربی اثرات نصب سربالک منحنی دوباله روی یک مدل ریز پهنپد به‌منظور کاهش گردابه‌های نوک بال پرداخته شده است. آزمایش‌ها در یک تونل باد مدار باز در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و در زاویه حمله ۱۰ درجه انجام شده است. عدد رینولدز بر اساس وتر آئرو دینامیکی متوسط بال ۳۸۰۰۰ است. به‌منظور اندازه‌گیری سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌ها، از دستگاه جریان‌سنج سیم داغ یک‌بعدی استفاده شده است. نتایج برای حالت بدون نصب سربالک، نشان‌گر یک ساختار گردابه‌ای شکل در پشت بال است که به دلیل اختلاف فشار ایجاد شده روی سطوح بالایی و پایینی بال است. شدت اغتشاش‌ها در مرکز گردابه به بیشینه مقدار خود می‌رسد که با فاصله گرفتن از مدل این مقدار کاهش می‌یابد. نتایج نشان می‌دهند که در حضور سربالک دو ساختار گردابه‌ای شکل در اطراف بال به وجود می‌آید که گردابه‌ی بزرگ‌تر در اطراف بالک پایینی و گردابه‌ی کوچک‌تر، در اطراف نوک بالک بالایی تشکیل شده است.

کلمات کلیدی: ریز پهنپد؛ تونل باد؛ سربالک؛ گردابه؛ جریان‌سنج سیم داغ.

Experimental Investigation of Effects of Split Blended Winglet at Tip Vortex Structure of Micro-Aerial Vehicle with Hot-Wire Anemometry

A. R. Neshat¹, A. Bak Khoshnevis^{2,*}, M. J. Ezadi Yazdi¹

¹M.S.C., Mech. Eng., Hakim Sabzevari Univ., Sabzevar, Iran.

²Assoc. Prof., Mech. Eng., Hakim Sabzevari Univ., Sabzevar, Iran.

Abstract

Winglets are one of the tools used for reducing the effects of the tip vortex. In this research, the effects of installing split blended winglet on Micro-Aerial Vehicle half model in order to the reduction of wing tip vortex were investigated experimentally. The experiments were conducted in an open circuit wind tunnel at velocity 16 m/s and angle of attack 10°. The Reynolds number of the model was about 3.8×10^4 based on Mean-Aerodynamic chord. In order to measure the mean velocity and turbulence intensity, the Hot-Wire Anemometry (HWA) has been used. Experimental results in the absence of installing winglet indicated the existence of a vortex structure behind the tip of the wing which is due to the pressure difference created on the upper and lower surfaces of the wing. Turbulence intensity has its highest value in vortex core which is also observed to decrease gradually with downstream distance. The results show that in the presence of winglet, there are two clear vortex structures which one at the winglet/wing junction and the other at the tip of the winglet.

Keywords: Micro-Aerial Vehicle; Wind Tunnel; Winglet; Vortex; Hot-Wire Anemometry.

۱- مقدمه

در دهه گذشته، علاقه‌مندی به بررسی جریان در اعداد رینولدز پایین و مطالعه دنباله جریان به منظور کاهش گردابه‌های اطراف بال و نیروی پسا در وسایل پرنده و همچنین بهینه کردن حالت پروازی گسترش یافته است. اهداف محققین و طراحان در چند دهه اخیر، بالا بردن مانور پذیری ریز پهپادها با کاهش گردابه‌های نوک بال بوده است. در حال حاضر کاربرد ریز پهپادها در عملیات نظامی و غیرنظامی است.

جریان عبوری از روی بال محدود، سه بعدی است و تفاوت زیادی با جریان عبوری از روی بال نامحدود دو بعدی دارد. در یک بال محدود، فشار سطح زیرین بال نسبت به سطح بالایی آن بیشتر بوده و یک چرخش هوا از سطح پرفشار بال به سمت سطح کم فشار بال ایجاد می‌شود؛ در نتیجه گردابه‌های شدیدی در نوک بال به وجود می‌آید. برای تشکیل گردابه‌های نوک بال مقداری انرژی مصرف می‌شود؛ بنابراین ویژگی‌های جریان اطراف یک هندسه سه بعدی با دو بعدی متفاوت خواهد بود. به طوری که در یک هندسه سه بعدی، گردابه‌های نوک بال تأثیر زیادی روی مشخصه‌های جریان دارند.

در بال‌های با نسبت منظری کم برخلاف بال‌های با نسبت منظری بالا، گردابه‌های نوک بال تأثیر بسیار زیادی روی عملکرد بال خواهند داشت. مانیتین [۱] به بررسی تأثیر گردابه‌های نوک بال بر عملکرد ضرایب آئرو دینامیکی بال پرداخت. کاهش تأثیر گردابه‌های نوک بال به خصوص در ریز پهپادها برای به دست آوردن طراحی مناسب و بهینه، از اهمیت بالایی برخوردار است.

برای افزایش نسبت کارایی آئرو دینامیکی و کاهش اثرات گردابه‌های نوک بال، راه‌های مختلفی وجود دارد که یکی از مهم‌ترین آن‌ها، استفاده از سربالک در اشکال مختلف آن است. این وسایل علاوه بر افزایش راندمان مصرف سوخت، اثر نسبت منظری را بیشتر می‌کنند. سربالک برای اولین بار به طور کاربردی توسط ویتکامب [۲]، مورد استفاده قرار گرفت که با قرار دادن سربالک روی هواپیمای بوئینگ به تأثیر آن در کاهش مصرف سوخت پرداخت. همچنین نتایج آزمایش‌های او، کاهش ۲۰ درصدی ضریب پسا را نشان داد.

ویرمن [۳] به بررسی تجربی و عددی تأثیر سربالک بر مشخصات آئرو دینامیکی پهپادها پرداخت. در این تحقیق سه مدل بال مورد استفاده قرار گرفت که به ترتیب عبارتند از: بدون سربالک، با سربالک (استفاده شده در مرجع [۲]) و سربالک منحنی شکل. آزمایش‌ها در تونل باد سرعت پایین انجام شد. نتایج نشان داد که سربالک معمولی، ۹٪ و منحنی شکل در حدود ۲۵٪ کارایی آئرو دینامیکی بال را افزایش می‌دهد.

مرور تحقیقات گذشته نشان می‌دهد، برای فهم مشخصات و پارامترهای جریان در دنباله اطراف یک هندسه دو بعدی و یا سه بعدی، ابزارهای مختلفی وجود دارد که یکی از رایج‌ترین آن‌ها استفاده از جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی است.

سلمانی و خوشنویس [۴] به بررسی تجربی تأثیر زاویه حمله و عدد رینولدز روی ویژگی‌های دنباله جریان یک ایرفویل دو بعدی S823 با استفاده از جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که افزایش زاویه حمله، باعث افزایش مقدار سرعت اضافی و افزایش عدد رینولدز، باعث کاهش مقدار سرعت اضافی می‌شود.

بوجا و گاری [۵] به بررسی عددی کاهش پسای القایی با استفاده از سربالک در نوک بال پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که سربالک منحنی، عملکرد بهتری نسبت به بال بدون سربالک دارد. در تحقیقی دیگر پراگاتی و باسکار [۶]، به بررسی آئرو دینامیکی سربالک منحنی روی بال هواپیما در سرعت‌های پایین پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که نصب سربالک منحنی، باعث کاهش پسای القایی می‌شود؛ همچنین لاتک [۷] به بررسی تجربی اثرات سربالک روی ریز پهپادها پرداخت. نتایج نشان دادند که شکل و محل قرارگیری سربالک در عملکرد مدل تأثیرگذار است.

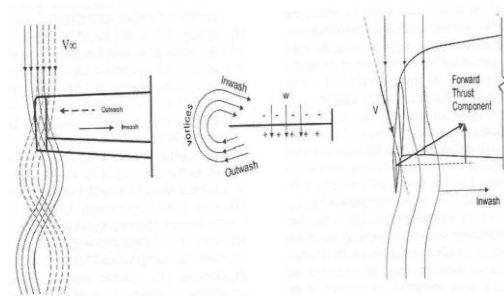
اسفه و همکاران [۸] و دهقان و همکاران [۹]، به بررسی تجربی جریان حول بادگیرهای یک طرفه با استفاده از جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی و روش مرئی‌سازی جریان پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که برای یک سازه سه بعدی، جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی نتایج ارزشمند و قابل‌اعتنایی ارائه می‌دهد که با فیزیک واقعی تطابق خوبی دارد.

موحدی و همکاران [۱۰] به بررسی تجربی جریان آشفته حول یک سیلندر سه بعدی مربعی با تأثیر دیواره پرداختند.

جریانی که سطح بالایی بال را ترک می‌کند، به سمت داخل رانده می‌شود، درحالی‌که جریان پایین بال به سمت خارج کشیده می‌شود. به دلیل برخورد این دو جریان مخالف، یک جریان چرخشی در فاصله کوتاهی از پایین دست جریان ایجاد می‌شود که به طور مشخص در گردابه لبه بال وسیله پرنده متمرکز می‌شود [۱۳-۱۵]. برای تشکیل این گردابه‌ها مقداری انرژی صرف می‌شود و در واقع به انتقال این انرژی از بال به هوا پسای القایی گفته می‌شود.

همچنین به منظور اطلاعات بیشتر در مورد جریان گذرنده از روی ایرفویل در اعداد رینولدز پایین، به بررسی تانی [۱۶] و هانگ و لین [۱۷] مراجعه شود.

اثر مقدماتی سربالک، کنترل جریان متقاطع در ناحیه نوک بال است؛ به طوری که پسای القایی را با دور کردن گردابه از نوک بال، کاهش می‌دهد. جریان عبوری از روی سربالک، به دلیل حضور گردابه نوک بال، به سربالک برخورد می‌کند. سربالک مانند هر بالی تولید برآ دارد که در این حالت، دارای یک مؤلفه در جهت جلو است (مطابق با شکل ۱). به این ترتیب، سربالک تولید رانش خواهد داشت. این جزء رانش باعث اصلاح کردن جریان متقاطع در نوک بال و بهبود برخی عملکرد آن به دلیل افزایش سطح سربالک می‌شود [۱۸].



شکل ۱- توسعه مؤلفه روبه جلو رانش [۱۷]

۳- تجهیزات آزمایشگاهی

۳-۱- تونل باد

آزمایش‌ها در تونل باد مدار باز مادون صوت دانشگاه حکیم سبزواری انجام شده است. سطح مقطع اتاق آزمون، $400 \times 400 \text{ mm}^2$ و بیشینه شدت اغتشاشات جریان آزاد، 0.15 درصد است. طول اتاق آزمون 1680 mm است. با

آزمایش‌ها در تونل باد مدار باز مادون صوت و به وسیله جریان سنج سیم داغ انجام شد. نتایج آن‌ها وجود یک گردابه در بالادست سیلندر سه‌بعدی متصل به کف، جدایش لایه‌های برشی از کناره‌ها و بالای مدل، نحوه رشد این لایه‌ها و نسبت مستقیم شدت آشفتگی با نرخ استهلاک انرژی را نشان داد.

دهقان منشادی و همکاران [۱۱]، به بررسی میدان جریان بالای سطح یک مدل بال لامبدا شکل با دو نوع لبه حمله تیز و گرد با استفاده از جریان سنج سیم داغ یک‌بعدی پرداختند. دریافتند که رفتار ناپایای لایه برشی، باعث حرکت نوسانی هسته گردابه حول یک موقعیت میانگین می‌شود؛ همچنین نشان دادند که مطالعه مشخصه‌های آماری نوسان‌های سرعت، تقریب خوبی از محل هسته گردابه را مشخص می‌کند.

در تحقیقی دیگر که توسط ریگان و همکاران [۱۲] انجام شد، به بررسی نتایج عددی و تجربی حاصل از کاوشگر پنج حفره و جریان سنج سیم داغ یک‌بعدی روی گردابه‌های نوک بال ایرفویل NACA0012 در عدد رینولدز 10^5 پرداختند که نتایج از تطابق خوبی برخوردار بود.

در این تحقیق با ساخت یک مدل ریز پهپاد، به بررسی تأثیر نصب سربالک منحنی دوباله در کاهش گردابه‌های نوک بال با استفاده از جریان سنج سیم داغ یک بعدی پرداخته شده است. کمیت‌های سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌ها در صفحات عرضی عمود بر حرکت جریان، مورد بررسی قرار گرفته است. عدد رینولدز بر اساس وتر آئرو دینامیکی متوسط بال، 38000 است؛ همچنین می‌توان نوآوری تحقیق حاضر را در مشخصات ایرفویل، مختصات مدل ریز پهپاد و نوع سربالک استفاده شده بیان نمود که این تحقیق را نسبت به مطالعات گذشته متمایز می‌سازد.

۲- فیزیک جریان

برای اینکه یک بال تولید برآ کند، باید فشار سطح زیرین بال نسبت به سطح بالایی آن بیشتر باشد؛ بنابراین یک چرخش هوا از سطح پرفشار بال که در پائین آن قرار گرفته است، به سمت سطح کم فشار بال که در بالای آن قرار دارد، ایجاد می‌شود. به بیان دیگر در این حالت نسبت به بال نامحدود، جریانی در جهت دهانه بال ایجاد خواهد شد. این جریان در جهت دهانه در کل طول لبه فرار رخ می‌دهد، به گونه‌ای که

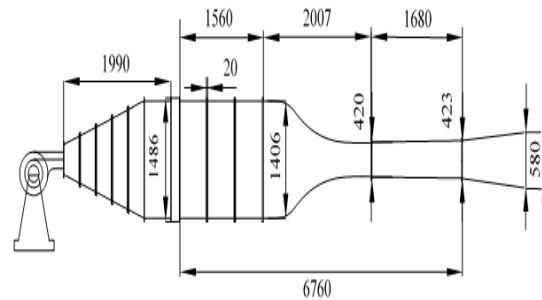
بال و سربالک مورد استفاده در این تحقیق، با چاپگرهای سه بعدی ساخته شده‌اند. این چاپگرها دارای دقت بالایی می‌باشند. مدل ریز پهپاد حاضر با نسبت ابعاد ۱ به ۶۰ ساخته شده است. همچنین به دلیل بررسی گردابه‌های نوک بال، از نیم مدل آن استفاده شده است. در شکل ۴ نمای شماتیکی از موقعیت نیم مدل، پراب و ایستگاه‌های داده-برداری در اتاق آزمون تونل باد نشان داده شده است. سربالک ساخته شده نیز، با انحنای ۶۹ درجه و زاویه عقب‌گرد ۲۰ درجه از نوع دوباله بوده تا از افزایش سرعت در صفحه جلویی سربالک و همچنین از افزایش سرعت در صفحه بالایی بال جلوگیری شود. این امر باعث کاهش تأثیر جریان برگشتی خواهد شد [۲]. بالک پایینی سربالک نیز، به دلیل ملاحظات فاصله از زمین در برخاست و نشست ریز پهپاد، از بالک بالایی کوتاه‌تر است؛ همچنین بالک پایینی، باعث کاهش جدایش لایه مرزی در صفحه داخلی سربالک می‌شود. بالک بالایی و پایینی سربالک، به ترتیب دارای ارتفاع‌های ۳ و ۰/۵ سانتی-متر می‌باشند. همچنین در ساخت مدل و سربالک از ریشه ایرفویل Goe344 [۱۹] استفاده شده است. این ایرفویل در اعداد رینولدز پایین عملکرد خوبی داشته و دارای ضریب ممان نزدیک به صفر، ماکزیمم ضخامت ۷/۲ درصد در ۱۹/۹ درصد وتر و ماکزیمم انحنای ۲/۷ درصد در ۳۹/۳ درصد وتر است. در شکل ۵ نمای شماتیکی از بال Goe344 نشان داده شده است؛ همچنین ابعاد و مشخصات هندسی بال و سربالک استفاده شده در جدول ۱ آورده شده است.

۳-۲- اندازه‌گیری‌های جریان سنج سیم داغ

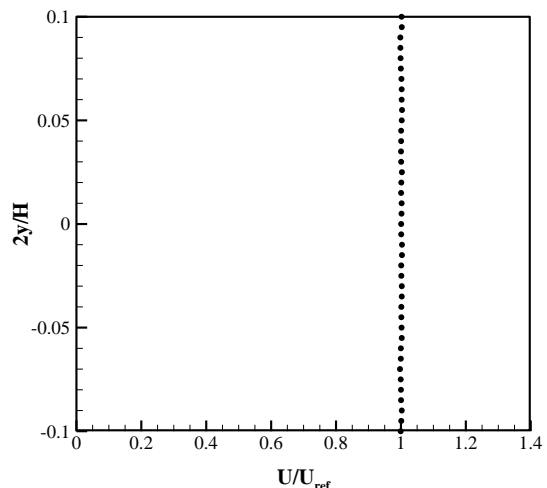
سرعت‌سنج استفاده شده در این تحقیق، از نوع دما ثابت است که توانایی اندازه‌گیری سرعت متوسط، اغتشاش‌ها و فرکانس گردابه‌های خارج شونده از پشت مدل را دارد. پروفیل‌های سرعت دنباله و شدت اغتشاش در جهت جریان با استفاده از یک جریان‌سنج سیم داغ و پراب یک-بعدی اندازه‌گیری شدند. پراب مورد استفاده از نوع یک‌بعدی بوده و سنسور آن از جنس تنگستن به طول ۱/۲۵ میلی‌متر و قطر ۵ میکرومتر است. دستگاه جریان‌سنج سیم داغ به همراه پراب، دارای فرکانس قطع ۵ کیلوهرتز است. داده‌های اندازه-گیری شده توسط جریان‌سنج سیم داغ از طریق کارت A/D (آنالوگ به دیجیتال)، به رایانه ارسال و توسط نرم‌افزار مربوطه

استفاده از موتور ۷ کیلوواتی که برای تولید جریان هوا در دستگاه تونل باد به کار رفته، می‌توان به حداکثر سرعت ۳۰ متر بر ثانیه رسید. در شکل ۲، نمای شماتیکی از تونل باد مورد استفاده نشان داده شده است.

برای اطمینان از صحت عملکرد تونل باد و ایجاد الگوی مناسب جریان در مقطع آزمون لازم است، تا آزمایش‌های کالیبراسیون تونل انجام شود. برای این منظور ابتدا باید با اندازه‌گیری سرعت جریان آزاد در راستاهای طولی و عرضی مقطع آزمون، به کمک سنسور سیم داغ، از یکنواخت بودن پروفیل سرعت تونل باد اطمینان حاصل شود. یکنواختی پروفیل سرعت در محل استقرار مدل، در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۲- شماتیک تونل باد مورد استفاده (ابعاد برحسب میلی‌متر)

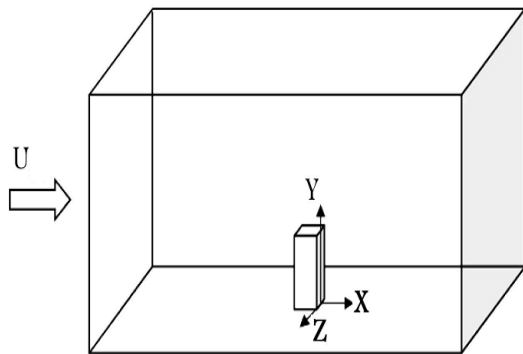


شکل ۳- یکنواختی پروفیل سرعت در محل استقرار مدل در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

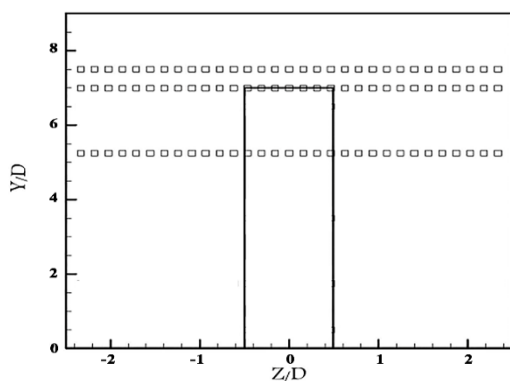
۴- اعتبارسنجی

در ابتدا، به منظور بررسی صحت عملکرد دستگاه تونل باد و جریان سنج سیم داغ، پروفیل‌های بی‌بعد سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌های مطالعه حاضر برای جریان حول یک سیلندر سه‌بعدی متصل به کف با مقطع مربعی و نسبت منظری ۷ با نتایج مرجع [۱۰] مقایسه شده است. در شکل ۶، نمای شماتیکی از هندسه و نحوه داده‌برداری نشان داده شده است.

پروفیل‌های بی‌بعد سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌ها در نزدیکی نوک سیلندر، در صفحه $X/D = 0.5$ و در عدد رینولدز 2×10^4 برحسب ضخامت سیلندر مربعی شکل، در شکل‌های ۷ و ۸ مشاهده می‌شود. نتایج اندازه‌گیری شده توسط جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی در مطالعه حاضر، دارای تطابق بسیار خوبی با نتایج مرجع [۱۰] است.



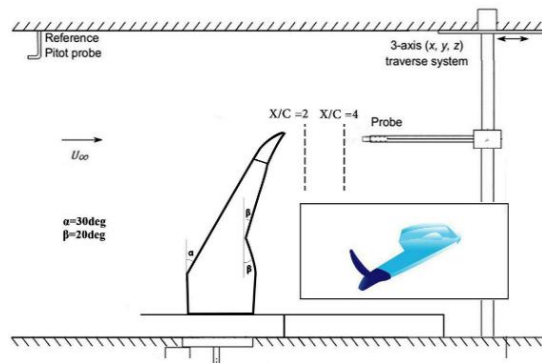
(الف)



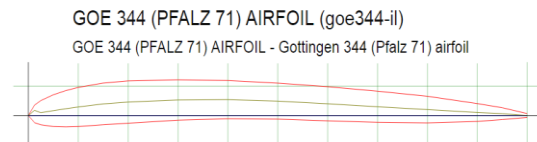
(ب)

شکل ۶- الف) شماتیک هندسه استفاده شده و ب) ایستگاه‌های داده‌برداری

(Flow ware)، تجزیه و تحلیل می‌شوند. برای حرکت پراب در نقاط مختلف از یک مکانیزم دقیق با سه درجه آزادی استفاده شده است. دقت این مکانیزم انتقال پراب، 0.01 میلی‌متر است. حرکت این مکانیزم، انتقال‌دهنده توسط رایانه و نرم-افزار کنترل می‌شود؛ همچنین از لوله استاتیکی پیتوت به همراه مبدل الکترونیکی فشار، به‌منظور اندازه‌گیری فشار کل جریان هوا استفاده شده است.



شکل ۴- شماتیکی از موقعیت نیم مدل، پراب و مقاطع داده-برداری در اتاق آزمون (دید از بالا)



شکل ۵- ایرفویل Goe344 [۱۹].

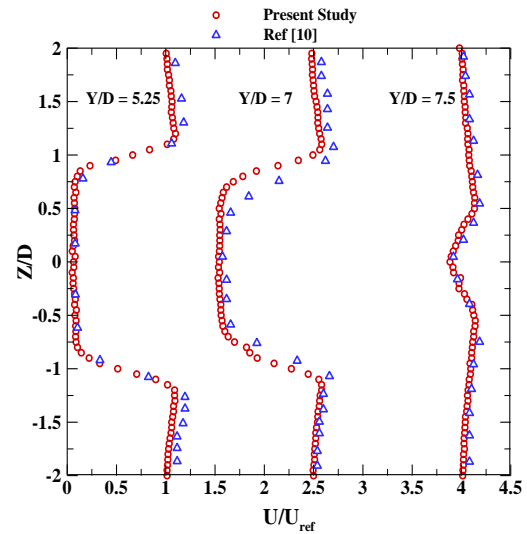
جدول ۱- ابعاد و مشخصات هندسی بال و سربالک

Goe344	ایرفویل بال و سربالک
۰/۰۹۵	طول وتر ریشه بال (m)
۰/۰۲	طول وتر نوک بال (m)
۰/۰۴۵	طول وتر آئرو دینامیکی متوسط بال (m)
۰/۱۶	طول بال نیم مدل (m)
۰/۲۱	نسبت باریک شونده
۰/۱۷	طول بال نیم مدل با سربالک (m)
۳۰	زاویه هفتی بال مدل (deg)
۲۰	زاویه هفتی دو بالک سربالک (deg)
۶۹	زاویه انحنای سربالک (deg)

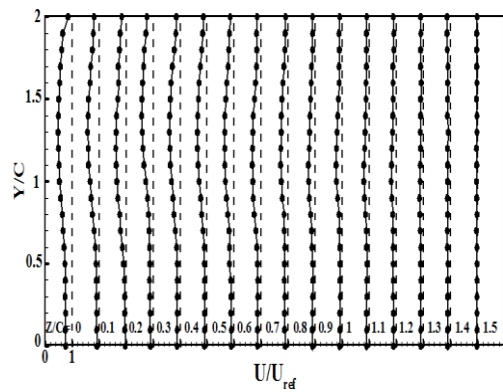
درجه و عدد رینولدز ۳۸۰۰۰ برحسب وتر آنرویدینامیکی متوسط بال انجام شده است.

۵-۱- بررسی سرعت متوسط

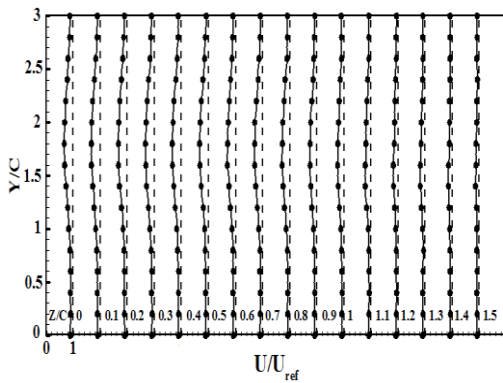
برای تعیین سرعت متوسط در نقاط مورد نظر، داده‌برداری برای سرعت لحظه‌ای به مدت ۷ ثانیه انجام و سپس متوسط-گیری انجام شده است. به ترتیب پروفیل‌های سرعت متوسط و کانتورهای سرعت متوسط (بی‌بعد شده با جریان بالادست) نیم مدل بدون سربالک در صفحات عرضی ۴ و ۲ X/C در شکل‌های ۹ و ۱۰ آورده شده است. محور X در راستای جریان، محور Z در راستای طول بال به سمت نوک بال و محور Y در جهت صفحه بالایی اتاق آزمون در نظر گرفته شده است. همچنین در شکل‌های مربوط به کانتورهای سرعت متوسط، خطوط خط‌چین بال نیم مدل است.



شکل ۷- مقایسه پروفیل سرعت متوسط اندازه‌گیری شده و داده‌های تجربی [۱۰]

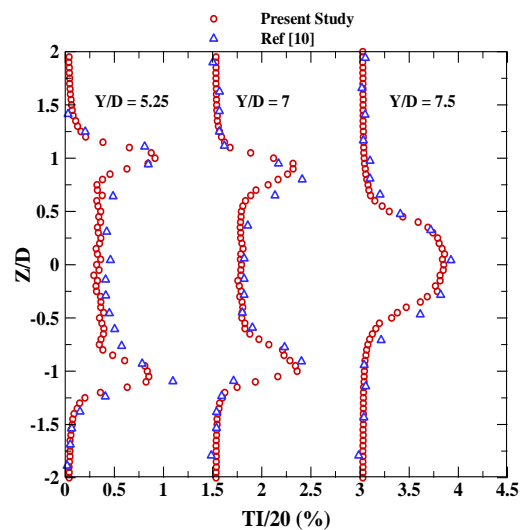


(الف)



(ب)

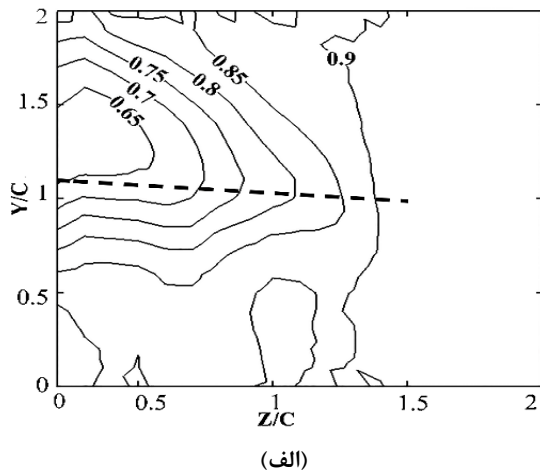
شکل ۹- تغییرات پروفیل‌های سرعت متوسط بی‌بعد نیم مدل بدون سربالک در صفحات عرضی (الف) $X/C=2$ و (ب) $X/C=4$



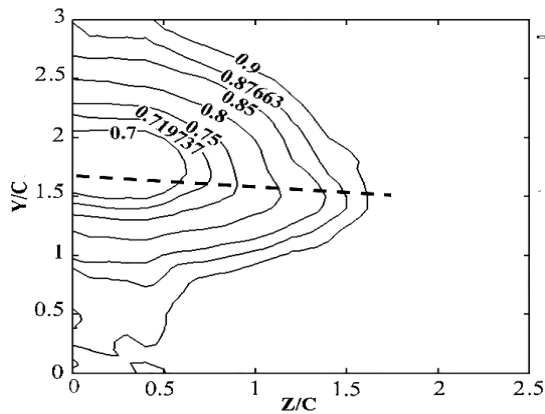
شکل ۸- مقایسه پروفیل شدت اغتشاش‌های اندازه‌گیری شده و داده‌های تجربی [۱۰]

۵- نتایج و بحث

همانطور که اشاره شد، در این تحقیق به بررسی پارامترهای جریان در پشت مدل در دو حالت بدون سربالک و با سربالک پرداخته شده است. داده‌برداری‌ها در دو صفحه X ثابت با فاصله طولی، ۴ و ۲ X/C نسبت به مدل (که در آن C وتر نوک بال و X فاصله طولی از لبه فرار بال) در زاویه حمله ۱۰



(الف)



(ب)

شکل ۱۰- تغییرات کانتور سرعت متوسط نیم مدل بدون سربالک در صفحات عرضی الف) $X/C=2$ و ب) $X/C=4$

در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که دو دنباله در پشت مدل به وجود آمده است که دنباله بزرگ‌تر در قسمت بالک پایینی سربالک و دنباله کوچک‌تر در قسمت نوک بالک بالایی تشکیل شده است. مشاهده می‌شود که نصب سربالک باعث کوچک‌تر شدن دنباله اصلی تشکیل شده اطراف بال می‌شود. در $X/C=2$ ، مقدار کمینه سرعت متوسط بی‌بعد شده برای مرکز صفحه در اطراف بالک پایینی 0.65 است و با حرکت به سمت دهانه بال به سرعت جریان آزاد نزدیک می‌شود. محدوده شکل‌گیری این دنباله، از $Z/C=1$ تا $Z/C=2$ است. همچنین به دلیل استفاده از مقطع ایرفویل در ساخت سربالک، یک دنباله در نوک بالک بالایی سربالک تشکیل شده

در شکل ۹ مشاهده می‌شود، با حرکت از سمت ریشه بال به سمت نوک بال، سرعت متوسط نسبت به جریان آزاد افزایش یافته و با دور شدن از مدل، عرض پروفیل‌های سرعت با افزایش Z/C ، افزایش می‌یابد.

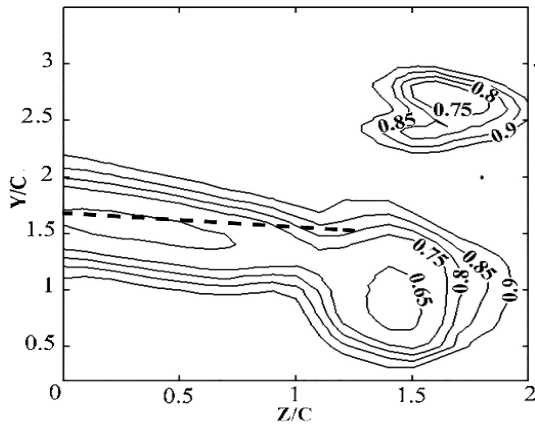
هنگامی که یک جسم در مقابل جریان آزاد قرار می‌گیرد، سرعت در ناحیه پشت جسم نسبت به سرعت جریان آزاد کمتر است که باعث تشکیل دنباله در پشت جسم می‌شود که علت اصلی این پدیده، جدایش جریان از سطح جسم است. به دلیل استفاده از سطح مقطع ایرفویل در ساخت ریز پهناد، جریان هوا در بالای بال کم‌فشار و در پایین بال پرفشار خواهد بود. به دلیل این تغییرات فشار، جریان در بالای بال به داخل و در پایین بال به خارج کشیده می‌شود. به بیان دیگر در حالت بال محدود، جریانی در جهت دهانه بال مشاهده می‌شود. به دلیل برخورد این دو جریان مخالف با یکدیگر، یک جریان چرخشی در فاصله کوتاهی از پایین دست جریان ایجاد می‌شود که به‌طور مشخصی در گردابه لبه بال متمرکز می‌شود.

جریان خارج از ناحیه گردابه، چرخشی نبوده و مطابق انتظار سرعت در ناحیه گردابه، کمتر از سایر نقاط است. این موضوع با توجه به اینکه جریان گردابه‌ای با شدت آشفتگی بالا مشخص می‌گردد، می‌تواند نمایانگر گردابه‌ی ایجاد شده در پشت نوک بال باشد.

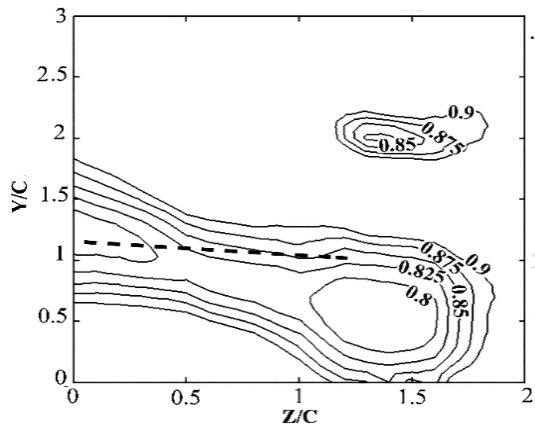
پسای القایی تا 40% درصد پسای کل را در حالت کرویز و بیشتر از 90% درصد پسای کل را در حالت برخاست در برمی‌گیرد، به همین دلیل کاهش گردابه‌های نوک بال پارامتر مناسبی برای کاهش مصرف سوخت است [۲۰].

در شکل ۱۰-الف مشاهده می‌شود که تغییرات سرعت متوسط در مرکز صفحه نسبت به سرعت جریان آزاد کمتر بوده و مقدار آن 0.62 است. به‌طور کلی، کاهش سرعت متوسط در داخل دنباله بسیار قابل توجه است. در $X/C=4$ با دور شدن از لبه فرار بال، دنباله بزرگتری به وجود آمده است. همچنین در این ایستگاه سرعت متوسط نسبت به جریان آزاد در مرکز صفحه به 0.7 رسیده است.

تغییرات پروفیل و کانتورهای سرعت متوسط بی‌بعد نیم مدل با سربالک منحنی دو باله در صفحات عرضی $X/C=2$ و $X/C=4$ به ترتیب در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نشان داده شده‌اند.



(الف)



(ب)

شکل ۱۲- تغییرات کانتور سرعت متوسط نیم مدل با سربالک در صفحات عرضی الف) $X/C=2$ و ب) $X/C=4$

۵-۲- بررسی شدت اغتشاش‌ها

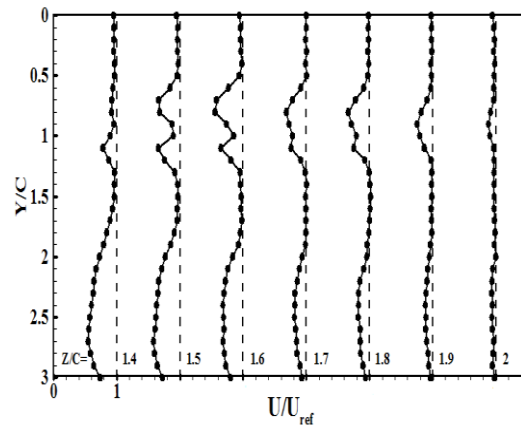
از اختلاف سرعت لحظه‌ای و متوسط، نوسان‌های سرعت به دست می‌آید. ضریب انحراف معیار سرعت، عاملی برای مشخص کردن آشفتگی جریان است که تقریب خوبی از مکان هسته گردابه را نیز نشان می‌دهد [۲۱]. همچنین حرکت ناپایای مرکز گردابه، بیانگر نوسان‌های سرعت لحظه‌ای جریان است که منجر به افزایش مقادیر انرژی جنبشی نوسانی در مرکز گردابه می‌شود.

رابطه انحراف معیار به صورت رابطه (۱) تعریف می‌شود:

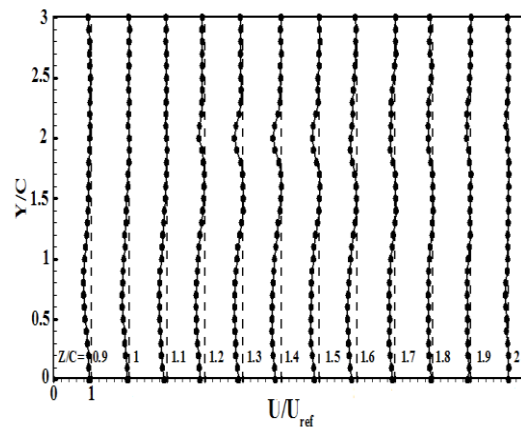
$$u_{rms} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (U_i - \bar{U})^2}{N - 1}} \quad (1)$$

است. این ناحیه از $Z/C=1/4$ شکل گرفته و دارای سرعت متوسط 0.75 در مرکز و 0.96 در $Z/C=2$ است.

در $X/C=4$ سرعت متوسط بی‌بعد شده در مرکز صفحه در اطراف بالک پایینی 0.8 است؛ همچنین دنباله تشکیل شده اطراف نوک بالک بالایی در $X/C=4$ ، دارای عرض و کمینه سرعت کمتری نسبت به ایستگاه $X/C=2$ است که این موضوع بیانگر از بین رفتن این دنباله با دور شدن از مدل است.

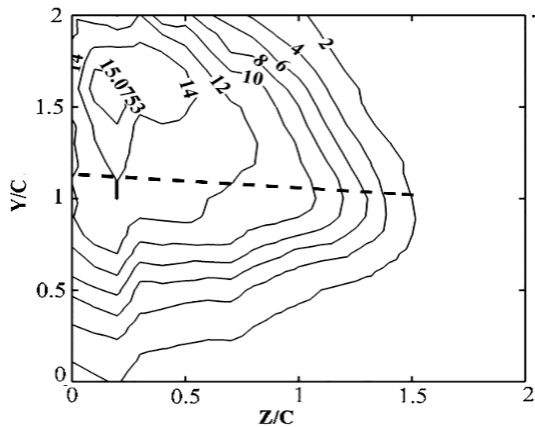


(الف)

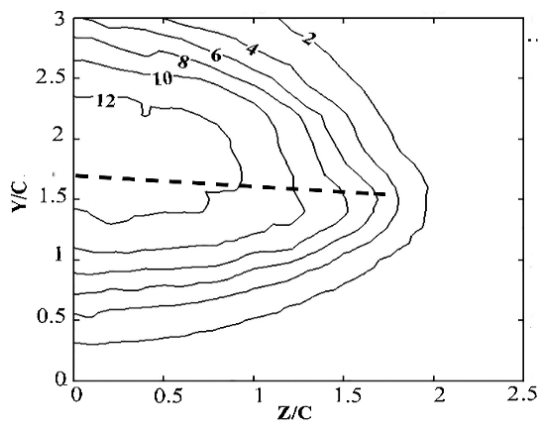


(ب)

شکل ۱۱- تغییرات پروفیل‌های سرعت متوسط بی‌بعد نیم مدل با سربالک در صفحات عرضی الف) $X/C=2$ و ب) $X/C=4$



(الف)



(ب)

شکل ۱۳- تغییرات کانتور شدت اغتشاش‌های نیم مدل بدون سربالک در صفحات عرضی الف) $X/C=2$ و ب) $X/C=4$

در شکل ۱۴ تغییرات کانتور شدت اغتشاش‌های مدل با سربالک نشان داده شده است. در این کانتور ۲ ناحیه افزایش درصد شدت اغتشاش‌ها دیده می‌شود و با توجه به اینکه افزایش انحراف معیار سرعت در مرکز گردابه رخ می‌دهد، بیانگر ۲ جریان گردابه‌ای در این ناحیه است. در ایستگاه $X/C=2$ ، ماکزیمم شدت اغتشاش‌ها در مرکز هسته گردابه اطراف بالک پایینی، ۱۶ درصد و در مرکز هسته گردابه اطراف نوک بالک بالایی، برابر ۱۲ درصد است. با دور شدن از مدل در ایستگاه $X/C=4$ ، ماکزیمم شدت اغتشاش‌ها در مرکز هسته گردابه قوی‌تر به ۱۲ درصد و در مرکز هسته گردابه ضعیف‌تر، به ۸ درصد کاهش پیدا کرده است.

که در آن u_{rms} پارامتر انحراف معیار و سرعت نوسانی جریان هوا در جهت جریان، N تعداد نمونه‌های اندازه‌گیری شده، U_i سرعت لحظه‌ای و \bar{U} سرعت متوسط در یک نقطه اندازه‌گیری شده است.

کمیت شدت اغتشاش‌ها که بی‌بعد شده‌ی u_{rms} است، به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شود:

$$Tu = \frac{u_{rms}}{U_{ref}} \times 100 \quad (2)$$

در شکل ۱۳ تغییرات کانتور شدت اغتشاش‌های بی‌بعد برای نیم مدل بدون سربالک، در ایستگاه‌های ۴ و $X/C=2$ نشان داده شده است. نمایش کانتور شدت اغتشاشات از ۲ درصد فیلتر شده است. مشاهده می‌شود، شدت آشفتگی در مرکز هسته افزایش یافته است. این موضوع با توجه به اینکه جریان گردابه‌ای با شدت آشفتگی بالا مشخص می‌شود، نشان‌گر گردابه‌ی ایجاد شده در پشت مدل است.

نتایج در $X/C=2$ نشان می‌دهد که ماکزیمم شدت اغتشاش‌ها در مرکز هسته گردابه، ۱۵ درصد بوده که با دور شدن از مدل مقدار آن به ۱۲ درصد کاهش می‌یابد. این پدیده احتمالاً به دلیل ثابت شدن اثر چرخشی گردابه‌ی جسم است [۱۲].

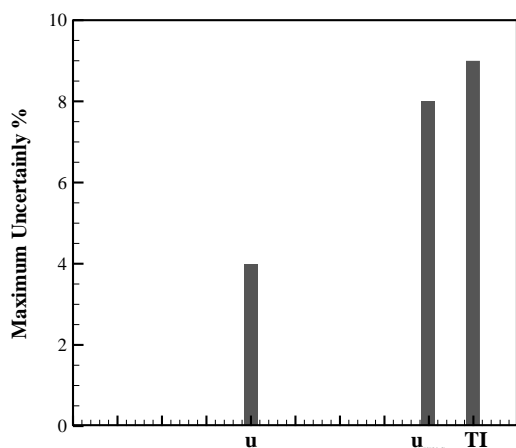
پروفیل شدت اغتشاش‌ها، به نقطه جدایش جریان و قدرت گردابه‌های ایجاد شده در پشت مدل وابسته بوده و برای دنباله پشت یک جسم، با ورود خطوط جریان آزاد به دنباله و تغییر به صورت خطوط جریان گردابه‌ای، تولید می‌شوند؛ همچنین سطح آشفتگی در اطراف هسته گردابه بسیار بالا است که به علت آشفتگی ناشی از لایه‌های مرزی نوک بال است و به پیچ خوردن گردابه منتهی می‌شود [۱۵].

با افزایش فاصله طولی ممکن است، مکان و اندازه جریانی که شامل یک هسته گردابه متمرکز و احاطه شده با بخش چرخشی است، ثابت بماند؛ اما ناحیه چرخشی آن عرض‌تر شده و پارامترهای سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌های آن به جریان آزاد نزدیک‌تر می‌شود. با توجه به پارامتر شدت اغتشاش‌ها مکان هسته گردابه و قدرت گردابه مشخص خواهد شد. همچنین حرکت ناپایای مرکز گردابه، بیانگر نوسان‌های سرعت لحظه‌ای جریان است که منجر به افزایش مقادیر انرژی جنبشی نوسانی در مرکز گردابه می‌شود.

همراه با شرح عدم قطعیت آن ارائه شود. عدم قطعیت سرعت لحظه‌ای به عوامل مختلفی بستگی دارد که برخی از آنها عبارتند از:

- عدم قطعیت جریان‌سنج (نویزها، تکرارپذیری، پاسخ فرکانسی و...)
- عدم قطعیت کالیبراسیون
- عدم قطعیت مربوط به تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال
- عدم قطعیت مربوط به موقعیت فرارگیری پراب
- عدم قطعیت ناشی از تغییرات دما
- عدم قطعیت ناشی از تغییرات فشار محیط
- عدم قطعیت ناشی از تغییرات رطوبت.

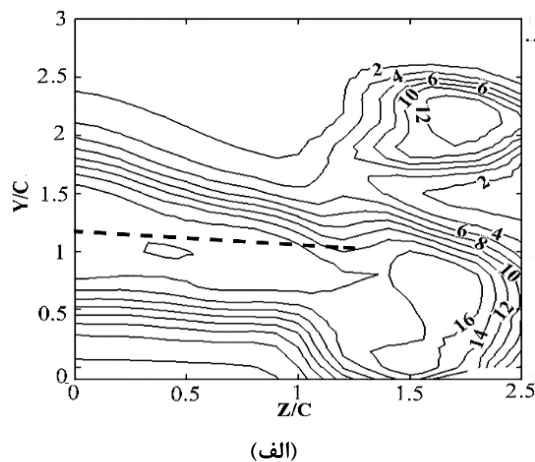
در این تحقیق عدم قطعیت‌های مورد اشاره، مطابق با روند مطرح شده در مطالعات محققین [۲۲، ۲۳] با یکدیگر ترکیب شده تا عدم قطعیت کلی به دست آید. از آنجا که سرعت لحظه‌ای کمیته‌ای است که مستقیماً از طریق آزمایش‌ها به دست می‌آید، عدم قطعیت سایر پارامترها را نیز می‌توان با استفاده از عدم قطعیت اندازه‌گیری مؤلفه‌های متوسط و نوسانی سرعت به دست آورد. بیشینه عدم قطعیت کمیت‌های مختلف در شکل ۱۵ ارائه شده است.



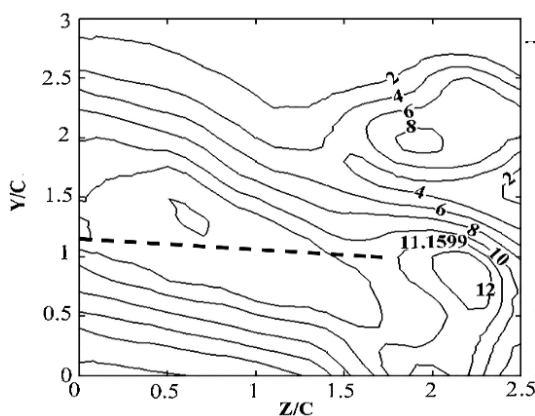
شکل ۱۵- بیشینه عدم قطعیت کمیت‌های مختلف در این مطالعه

۷- نتیجه‌گیری

با توجه به کاربرد روزافزون ریز پهپادها در بازه پروازی رینولدز پایین و تأثیر گردابه‌های بال بر افزایش ضریب پسا و



(الف)



(ب)

شکل ۱۴- تغییرات کانتور شدت اغتشاش‌های نیم مدل با سربالک در صفحات عرضی (الف) $X/C=2$ و (ب) $X/C=4$

به بیان دیگر در فاصله نزدیک‌تر به نوک بال، به علت وجود جریان‌های گردابی قوی‌تر و شدت اغتشاشات بیشتر، افت جریان بیشتر است که با دور شدن از نوک بال، این افت کمتر شده و جریان داخل گردابه یکنواخت‌تر شده و شدت اغتشاشات کمتر می‌شود.

۶- عدم قطعیت نتایج

اندازه‌گیری فرآیندی است که طی آن مقدار یک کمیت معین می‌شود. تمامی اندازه‌گیری‌ها با خطا همراه هستند. عدم آگاهی ما در مورد اندازه و علامت خطای اندازه‌گیری، عدم قطعیت اندازه‌گیری نامیده می‌شود. تخمین عدم قطعیت، توصیف و تعیین خطای اندازه‌گیری به صورت آماری است؛ بنابراین، نتیجه یک اندازه‌گیری تنها زمانی کامل است که

۸- فهرست علائم

وتر نوک بال، mm	C
طول ضلع سطح مقطع سیلندر مربعی، mm	D
ارتفاع دهانه تونل باد، mm	H
سرعت جریان آزاد، ms^{-1}	U_{ref}
سرعت درون دنباله، ms^{-1}	U
سرعت نوسانی جریان هوا در راستای طولی، ms^{-1}	u'
فاصله موقعیت داده برداری از لبه فرار نوک بال، mm	X
فاصله قائم در راستای عمود بر دنباله، mm	Y
فاصله موقعیت داده برداری در راستای طول بال، mm	Z

۹- مراجع

- [1] Monttinen JT (2004) Computational study of the effect of winglets on the performance of micro-aerial vehicles.
- [2] Whitcomb RT (1976) A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets.
- [3] Weierman J, Jacob J (2010) Winglet design and optimization for UAVs, M.Sc. Thesis, Oklahoma State University, Oklahoma.
- [4] Salmani F, Bak Khoshnevis A (2016) Experimental investigation of the velocity profile and turbulence intensity wake of S823 airfoil at different Reynolds and angle of attack. J Mechanical Engineering 47(2): 103-112. (In persian)
- [5] Bojja A, Garre P (2013) Analysis on reducing the induced drag using the winglet at the wingtip. Int J Eng Res Technol (IJERT) 2(12): 95-103.
- [6] Pragati P, Baskar S (2015) Aerodynamic analysis of blended winglet for low speed aircraft. Proceedings of the World Congress on Engineering.
- [7] Latek B (2001) Experiments on low-Reynolds-number aerodynamics for micro aerial vehicles, Ph.D Thesis, Arizona State University.
- [8] Esfeh MK, Dehghan A, Manshadi MD, Mohagheghian S (2012) Visualized flow structure around and inside of one-sided wind-catchers. Energy and Build 55: 545-552.
- [9] Dehghan A, Esfeh MK, Manshadi MD (2013) Natural ventilation characteristics of one-sided wind catchers: experimental and analytical evaluation. Energy and Build 61: 366-377.

مصرف سوخت، مطالعه روی سربالک‌ها برای افزایش کارایی آئرودینامیکی این گونه پرنده‌ها افزایش یافته است.

در این پژوهش به بررسی تجربی رفتار جریان گردابه‌ای شکل در نوک بال ریز پهناد و تأثیر سربالک منحنی دو باله در کاهش این گردابه‌ها پرداخته شد. از جریان سنج سیم داغ یک بعدی به منظور اندازه‌گیری سرعت و شدت اغتشاش‌ها استفاده شد. داده برداری در صفحات عرضی عمود بر جریان انجام گرفت. به طور خلاصه موارد زیر در این پژوهش قابل ذکر است:

(۱) به دلیل اختلاف فشار دو سطح بال ریزپهناد، یک ساختار گردابه‌یی شکل در نوک بال تشکیل شد که در مرکز این گردابه نوسان‌های سرعت افزایش چشمگیری داشته و شدت اغتشاش‌ها در مرکز هسته گردابه بالاست.

(۲) در مدل با سربالک، دو ناحیه افزایش شدت اغتشاش-ها دیده می‌شود و با توجه به اینکه افزایش انحراف معیار سرعت در مرکز گردابه رخ می‌دهد، بیانگر دو جریان گردابه‌یی در این ناحیه است که گردابه بزرگ و قوی‌تر، در اطراف بالک پایینی و گردابه کوچک و ضعیف‌تر، در نوک بالک بالایی تشکیل شده است.

(۳) با افزایش فاصله طولی از لبه فرار نوک بال، اختلاف سرعت داخل و خارج دنباله کاهش یافته و عرض دنباله افزایش می‌یابد که نهایتاً پروفیل سرعت متوسط یکنواخت‌تر می‌شود که این پدیده ناشی از وجود جریان‌های چرخشی در نزدیک بال و جریان-های یکنواخت در فواصل دورتر است؛ همچنین در حضور سربالک عرض پروفیل سرعت کاهش یافته است.

(۴) سرعت متوسط بی‌بعد شده در مدل بدون سربالک با افزایش فاصله طولی از لبه فرار نوک بال، ۷/۷ درصد و در مدل با سربالک در بیشترین مقدار خود، ۲۳ درصد افزایش یافته است که نشان‌گر تأثیر سربالک در یکنواخت‌تر شدن جریان است.

(۵) ماکزیمم شدت اغتشاش‌ها با افزایش فاصله طولی از لبه فرار نوک بال در مدل بدون سربالک، ۳ درصد و در مدل با سربالک، ۴ درصد کاهش یافته است که نشان‌گر کمتر شدن قدرت گردابه‌ها است.

- [17] Huang RF, Lin CL (1995) Vortex shedding and shear-layer instability of wing at low-Reynolds numbers. *AIAA J* 33(8): 1398-1403.
- [18] Anderle P, Smrcek L, Coton F (2005) Data acquisition system and experimental set-up for wind tunnel study of 304CZ Sailplane's winglets. *Technical Soaring* 29(3): 68-77.
- [19] Selig MS (1996) UIUC airfoil data site: Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign.
- [20] Jahanmiri M (2011) Aircraft drag reduction: an overview. Chalmers University of Technology.
- [21] Tyagi H, Liu R, Ting DS, Johnston CR (2006) Measurement of wake properties of a sphere in freestream turbulence. *Exp Therm Fluid Sci* 30(6): 587-604.
- [22] Yavuzkurt S (1984) A guide to uncertainty analysis of hot-wire data. *J Fluids Eng* 106(2): 181-186.
- [23] Jorgenson F (2004) How to measure turbulence with hot wire anemometers. Dantec Dynamics.
- [10] Movahedi A, Sohankar A, Dehghan Manshadi M (2014) Experimental investigation of turbulent flow around a 3D square cylinder with wall effect. *J Mechanical Engineering* 30(1): 65-77. (In persion)
- [11] Manshadi MD, Eilbeigi M, Sobhani MK, Zadeh MB, Vaziry MA (2016) Experimental study of flow field distribution over a generic cranked double delta wing. *Chin J Aeronaut* 29(5): 1196-1204.
- [12] O'Regan M, Griffin P, McNicholas G, Young T (2012) Experimental/Numerical investigation of a wingtip vortex in the near-field. 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, Louisiana.
- [13] Yahaya N, Sheriff JM (2012) Flow behaviour around winglets. *J Mekanikal* 34: 95-100.
- [14] Muthusamy N, Kumar SV, Senthilkumar C (2015) Force measurement on aircraft model with and without winglet using low speed wind tunnel. *Int J Eng Technol* 6(6): 2521-2530.
- [15] Chow JS, Zilliac GG, Bradshaw P (1997) Mean and turbulence measurements in the near field of a wingtip vortex. *AIAA J* 35(10): 1561-1567.
- [16] Tani I (1964) Low-speed flows involving bubble separations. *Prog Aerosp Sci* 5: 70-103.