

# بررسی تجربی ساختار سطح لباس بالدار بر عملکرد آیرودینامیکی

محسن ناظمیان علائی

دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران،  
mohsen.nazemian@semnan.ac.ir

محمدصادق ولی پور\*

استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران،  
msvalipour@semnan.ac.ir

## چکیده

با توجه به اهمیت بالای مانور پذیری در پرواز لباس بالدار، طراحی و هندسه این نوع لباس‌ها نقش مهمی در بهبود مانورپذیری در مسیر پروازی دارد لذا کنترل جریان به صورت فعال و غیر فعال می‌تواند موجب بهبود عملکرد و مانورپذیری لباس بالدار گردد. یکی از راه‌های بهبود عملکرد لباس بالدار ایجاد تغییرات هندسی نظیر موجدار کردن سطح بال می‌باشد. در این مقاله، به صورت تجربی در مقیاس آزمایشگاهی به بررسی آثار ایجاد برآمدگی موجی شکل بر عملکرد آیرودینامیکی لباس بالدار در مقایسه با بال صاف پرداخته شده است. با انجام آزمایش در تونل باد در زوایای حمله مختلف برای مدل آزمایشگاهی لباس بالدار و اندازه‌گیری ضریب برآ و پسای مدل، تغییر هندسه سطح بال شاخص کارایی (L/D) را بطور متوسط در حدود ۲۰ درصد در زوایای حمله بالای ۱۰ درجه بهبود داده است. همچنین با نصب تافت روی سطح مدل‌ها نواحی واماندگی از منظر مرئی سازی نیز بررسی گردید. مشاهدات تجربی نشان می‌دهد که ناحیه جدایش روی سطح بال موجدار در مقایسه با بال صاف کاهش یافته است.

**واژه‌های کلیدی:** لباس بالدار، ضرایب آیرودینامیکی، مریی سازی با تافت، تونل باد، موازنه، ضریب کارایی.

## Experimental Study of Wingsuit Surface on Aerodynamic Performance

M. Nazmian Alaei  
M. S. Valipour

Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran  
Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

### Abstract

Due to the high importance of maneuverability in wingsuit flight, the design and geometry of wingsuits have an important role in improving maneuverability in the flight, therefore active and passive flow control can improve wingsuit performance and maneuverability. One of the ways to improve wingsuit performance is to make geometrical changes such as the structure of the wing surface. In this article, the effects of creating a wave-shaped protrusion on the aerodynamic performance of a wingsuit compared to a smooth wing have been investigated experimentally. By tests in the wind tunnel at different angles of attack for the wingsuit model and measuring the lift and drag coefficients of the model, changing the geometry of the wing surface has improved the performance (L/D) on average by about 20% at angles of attack above 10°. Also, by tufts on the surface of the models, the areas of separation were also examined from the perspective of visibility. Experimental observations show that the separation area on the surface of the wavy wing is reduced compared to the smooth wing.

**Keywords:** Wingsuit, Aerodynamic Coefficients, Visualization with Tufts, Wind Tunnel, Balance, performance factor.

پرواز با لباس بالدار حرفه‌ای است که در آن با استفاده از نوع خاصی از لباس‌های بالدار که فضای بین پاها و دست‌ها را می‌پوشاند، انجام میگردد. ساختار این نوع از لباس‌ها باعث افزایش مساحت جانبی بدن ورزشکار در حین پریدن از ارتفاع میگردد که این موضوع تولید نیروی برآ برای پرواز را فراهم می‌آورد. این ورزش مدرن اواخر دهه ۱۹۹۰ با طراحی نخستین نسل از لباس‌های بالدار شکل گرفت. همانطور که در شکل ۲ نشان داده شده است، با توجه به نوع و کلاس پرواز، لباس بالدار به ۵ تیپ مختلف A، B، C، D، و E دسته بندی می‌شوند؛ در این مقاله به بررسی و کنترل ساختار جریان بر روی مدل لباس بالدار تیپ C پرداخته شده است.

### ۱- مقدمه

تقلید از طبیعت روش جدیدی از تفکر و الهام را فراهم می‌کند تا موجودات زنده به یک منبع گسترده برای تحول تبدیل شوند، که می‌تواند برای کاربردهای مهندسی الگویی در عملکرد آنها باشد. الگوبرداری از ارگانیسم‌ها از طریق ساخت وسایل، ایده‌ای دیرینه در طول تاریخ بوده است. حرفه‌ای پرواز با لباس بالدار حرفه‌ای است از خانواده پروازهای انفرادی که ایده آن از سنجاب پرند می‌باشد که در پرش‌های خود، سطح خود را افزایش می‌دهد تا براحتی از شکار حیوانات دیگر در امان بماند (شکل ۱) [۱].



شکل ۱- سنجاب پرند ایده اولیه طراحی لباس بالدار [۱]

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: msvalipour@semnan.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۱۱

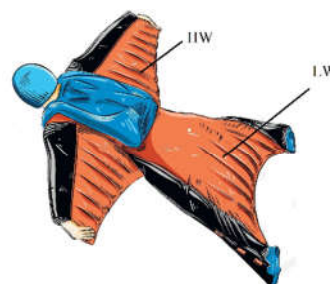
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۹/۲۸



شکل ۲- دسته بندی لباس بالدار [۲]

از مهمترین روش‌های کنترل جریان بر روی وسایل پرنده می‌توان به روش‌های کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [۳]، مکش [۴]، دمش پالسی [۵]، امواج آکوستیک سطحی [۶]، روش‌های مغناطیسی هیدرودینامیکی [۷]، عملگر جت [۸] و روش‌های کنترل غیرفعال سطوح متخلخل [۹] مولد گرداب [۱۰] و تغییرات هندسی در لبه حمله و لبه فرار بال [۱۱] زبری روی مدل [۱۲] اشاره نمود. توسعه علم کنترل جریان منجر به ظهور عملگرهای کنترلی و بررسی مطالعات پارامتری بر روی آن‌ها شده است [۱۳].

یکی از روش‌های کنترل جریان به صورت کنترل غیر فعال، ایجاد تغییرات هندسی روی سطح بال می‌باشد از اینرو اثرات آبرودینامیکی ساختار موجی شکل روی لباس بر روی بال دست (HW) و بال پا (LW) در این مقاله پرداخته شده است (شکل ۳).



شکل ۳- لباس بالدار تیپ C

مطالعات محققان در خصوص ایجاد سطوح ناهموار و موجدار در اجسام مختلف نشان از اهمیت و کارایی آنها در شرایط مختلف دارد.

ثابت شده است که برآمدگی روی سطح مدل یک سازگاری ساختاری است که عملکرد مانوری بیشتری را برای مدل فراهم می‌کند. در توضیح فیزیک عملکردی آن می‌توان گفت که تحقیق و بررسی در شرایط مختلف محیطی راه‌های جدیدی را در کنترل جریان / هیدرودینامیکی ایجاد کرده این در حالی است که کشف اصلی در علوم مهندسی با زیست‌شناسی تکامل یافته موجودات همگام بوده است. هدف از بررسی برآمدگی روی لباس بالدار نتیجه تجزیه و تحلیل هیدرودینامیکی و آزمایش از داده‌های علوم جانوری می‌باشد. آنچه که مشخص شده این است که برآمدگی و شیار دار بودن سطح بر جریان سطوح مانند کنترل روی آن کمک می‌کند که این امر با تولید

گرداب‌های زوجی در آنچه می‌توان جدایی تاثیرگذار نامید، صورت می‌پذیرد. شیارها می‌توانند مناطقی از جریان شتابدار را در امتداد یک بال حفظ کنند که از جدا شدن جریان جلوگیری کند و وضعیت واماندگی را فراتر از حد طبیعی نسبت به سطوح بدون برآمدگی به تأخیر بیندازد. این شکل از کنترل جریان الهام گرفته از پرواز پرنندگان می‌تواند از کاربردهای بالقوه‌ای در طراحی مدل‌های پروازی باشد. در این خصوص محققان زیادی بر روی مدل‌های مختلف که تغییرات سطحی و موجدار نمودن آن تاثیرات بر عملکرد مدل خود داشته‌اند آورده شده است. بوشنل و مور [۱۴] در سال ۱۹۹۱ مشاهده کردند که مدل کوسه ماهی<sup>۱</sup> می‌تواند جریان اطراف خود را با اصلاح موجی شکل در لبه حمله کنترل نماید. چنین ساختارهایی ممکن است لایه مرزی را تحریک کرده، و از آشفتگی و جدایش جریان جلوگیری کنند.

فیش و همکاران [۱۵] در سال ۱۹۹۵ پیشنهاد دادند که برآمدگی باله-ها ممکن است به عنوان ابزار کنترل جریان غیرفعال عمل کرده و باعث تأخیر در زاویه واماندگی شوند. آنها مطالعه جزئی تری برای درک شکل‌شناسی باله‌های نهنگ کوژپشت را بر عهده داشتند. آن‌ها اولین کسانی بودند که بر روی اثرات هیدرودینامیکی برآمدگی‌ها که می‌تواند در طول لبه حمله باله‌ها مشاهده شود، کار کردند. بیرمن و اون [۱۶] در سال ۱۹۹۸ به‌صورت آزمایشگاهی تأثیر موج در طول گستره خطوط جدایش روی جریان اطراف یک جسم با مقطع یک مستطیل و مربع مورد بررسی قرار دادند و نشان داده شد که سطوح موجدار موجب کاهش نیروی پسا می‌شود. تحقیقات اخیر توسط لام و لین [۱۷] در سال ۲۰۰۹ نشان دادند که استوانه موجدار می‌تواند باعث کاهش پسا و حذف لرزش جسم شود. فیش و واتس [۱۸] در سال ۲۰۰۱ مطالعه عددی یک حلگر جریان غیرلزج<sup>۲</sup> برای مقایسه عملکرد بال متناهی حلزونی بر اساس پروفیل ۰۲۱-۶۳۴ NACA در مقابل اصلاح نشده در زاویه حمله ۱۰ درجه انجام دادند. نتایج نشان داد که عملکرد کلی بال حلزونی برآ را ۴/۸٪ افزایش، و پسا القایی را ۱۰/۹٪ کاهش می‌دهد. کیم و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۰۴ روش‌های کنترل فعال و غیرفعال را برای یافتن راهی کارآمد برای کنترل ریزش گردابه لبه فرار اجسام بیضی شکل به کار گرفته‌اند. میلکوسویچ و همکاران [۲۰] در سال ۲۰۰۷ در یک تحقیق تجربی اثر موج‌دار کردن را در شکل‌گیری نوک بال، با مقایسه یک پیکربندی دوبعدی در مقابل یک مدل کامل سه بعدی بررسی کردند. این مطالعه طبق این فرضیه بود که نوسان ممکن است باعث افزایش کارایی به وسیله افزایش دهانه مؤثر بال، محدود شود. در نتیجه زیان‌های مرتبط با گردابه نوک بال کاهش می‌یابد. در یافته‌های اولیه نویسندگان، کاهش عملکرد قابل مقایسه‌ای را در مدل دوبعدی نسبت به سه بعدی مشاهده کردند که منجر به این پیشنهاد شد که نوک بال اثر قابل توجهی دارد. لازم به ذکر است که عامل عدد رینولدز برای مدل بی‌نهایت کمتر از مدل نصف بال محدود است. جوهری و همکاران [۲۱] در سال ۲۰۰۷ یک مطالعه تجربی بر روی بال بی‌نهایت یا شبه دوبعدی که در آن نوک بال با نوسان سینوسی و با پوشش طیف وسیعی از دامنه و طول موج‌ها را فرا گرفته بود، انجام دادند. نویسندگان کاهش اندکی در عملکرد آئروودینامیکی مشاهده

<sup>1</sup> Sharks

<sup>2</sup> Inviscid

باشند به دیگر مدل‌ها ارجحیت خواهند داشت. در مفهوم کنترل لایه مرزی هدف اصلی، کنترل جریان بر روی یک سطح آیرودینامیکی، افزایش میزان برآ و کاهش مقدار پسا می‌باشد از اینرو تحقیقات بر روی لباس‌های بالدار در حال انجام می‌باشد. مایکل بری و همکاران از موسسه فناوری ماساچوست آمریکا<sup>۲</sup> [۲۷] به بررسی آزمایشگاهی پارامترهای آیرودینامیکی وینگ سوت در تونل باد پرداختند آنها با اضافه نمودن پوشش جداگانه از سمت سر خلبان تا انگشتان بررسی خود را انجام دادند و عملکرد آیرودینامیکی طرح بهبود یافته خود را با نمونه بدون پوشش مقایسه نمودند. نتایج نشان می‌دهد که وینگ سوت با طراحی مجدد نسبت برآ به پسا بالاتری نسبت به طرح‌های فعلی در زاویه حمله‌های پایین دارد. این امر به شرایط بهتر پروازی کمک می‌کند برای درک موضوع و اخذ نتایج آزمایشگاهی جهت بهبود شرایط پروازی مدل واقعی در اتاق آزمون تونل باد توسط نگاه دارنده‌های مخصوص نصب گردید و عملکرد آیرودینامیکی وینگ سوت با پوشش جدید اندازه‌گیری شد و مقایسه آن با طرح فعلی انجام گرفت. تیموتی الن ایستک و همکاران [۲] در سال ۲۰۱۷ مطالعاتی جامعی در خصوص اثرات لباس چتربازان و ورزشکاران در رشته وینگ سوت انجام دادند آنها در صنعت ساخت تجهیزات ورزشی و نظامی در رشته سقوط آزاد، با استفاده از مواد مدرن مانند پارچه نایلونی<sup>۳</sup> و دیگر پارچه‌های با تکنولوژی بالا با تکنیک‌های خاص طراحی، مانند شکل‌های ایرفیلی که به طور موفقیت آمیز مورد بررسی صورت گرفته است را پیشنهاد دادند. آنها مقدار زبری را در حالت مختلف روی بال دوبعدی را مورد بررسی قرار دادند. انصاری و همکاران [۲۸] در سال ۲۰۲۰ در مرکز تحقیقات مواد پیشرفته آلمان اثرات سه مدل از وضعیت پروازی بدن وینگ سوت را به صورت عددی مورد مطالعه و بررسی قرار دادند و نتایج خود را با نمونه واقعی در تونل باد بررسی و ارزیابی نمودند. آنها نشان دادند ضریب عملکرد در بهترین وضعیت لباس در زاویه حمله ۱۰ درجه به ۳/۶۱ خواهد رسید. با بررسی مطالعاتی که تاکنون روی مدل‌های مختلف انجام شده، می‌توان دریافت که بیش‌تر محققان اثرات موج دار شدن روی سطح اجسام مختلف را بر روی ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله بالا مفید ارزیابی نمودند.

ولی تاکنون مطالعه آثار تغییرات هندسی، روی سطح لباس بالدار به ندرت مورد بررسی قرار گرفته است. از اینرو در مطالعه حاضر این تغییرات هندسی روی سطح بال لباس جهت بررسی آثار آن بر ضرایب آیرودینامیکی و زاویه واماندگی انجام گرفته است. برای این منظور برای درک بهتر، مدل‌های مورد مطالعه صلب انتخاب گردیده تا آثار موجی بودن سطح در ساختار جریان بهتر مشاهده گردد. در این مقاله بررسی کنترل جریان غیر فعال با ایجاد برآمدگی‌های موجی شکل و آثار آن بر روی سطح بال و کارایی لباس بالدار در شرایط پروازی پرداخته می‌شود.

## ۲- مدل هندسی لباس بالدار

در این مقاله فرایند ساخت و تست بر روی لباس بالدار با هندسه موجی شکل مشخص از بال با هدف بررسی ساختار جریان و ضرایب

کردند، اما اشاره داشتند که نیروی برآ تا میزان ۵۰٪ نسبت به مواقعی که بدون نوسان بود افزایش یافت. شان و همکاران [۲۲] تحلیل‌های عددی را در رابطه با کنترل جریان ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در سه حالت مختلف انجام دادند. آن‌ها در حالت اول ایرفویل را بدون هیچ‌گونه کنترل‌کننده جریان تحلیل نمودند در حالت دوم جدایش جریان را با مولد گردابه‌های غیرفعال و در حالت سوم کنترل جریان با مولد گردابه‌های فعال مطالعه و بررسی نمودند. نتایج آن‌ها نشان‌دهنده آن است که در حالت استفاده از مولد گردابه‌های غیرفعال جدایش به صورت مقطعی حذف شده است اما جریان کمی پایین‌تر از سطح، جدا شده و دوباره تشکیل حباب جدایش می‌دهد، اما استفاده از مولد گردابه‌های فعال، کارآمدتر عمل کرده و ناحیه جدایش را به‌طور کامل حذف نمود [۲۳].

فاویر و همکاران [۲۴] در سال ۲۰۱۲ شبیه‌سازی‌های عددی مستقیمی از یک هندسه موج‌دار در عدد رینولدز پایین را اجرا کردند. یک مطالعه تقریبی بر روی پارامترهای هندسه موج‌دار انجام شد که محدوده‌ای از طول موج‌ها و نوسانات می‌باشد. درحالی که نویسندگان حداکثر کاهش پسا را ۳۵٪ مشاهده کردند، برآ نیز نسبت به مدل اصلی بدون نوسان برای همه پیکربندی‌های مشابه کاهش یافت. اسکین و همکاران [۲۵] در سال ۲۰۱۴ شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ<sup>۱</sup> جریان روی بال مستطیلی ناکا ۰۰۲۱ با نوسانات لبه حمله در زاویه حمله ۲۰ درجه در عدد رینولدز  $1/2 \times 10^5$  انجام دادند. تغییرات لبه حمله سینوسی با مشخصات هندسی در دامنه به مقدار  $A/c=0/015$  و طول موج  $\lambda/c=0/11$  می‌باشد. زاویه حمله بزرگ برای اطمینان از شرایط پس از واماندگی انتخاب شده است. در این بررسی ۵۸٪ افزایش در ضریب برآ و ۵۹٪ کاهش در ضریب پسا در مقایسه با بال اصلی گزارش شد. این با کاهش ناحیه جدایش جریان برای بال موج‌دار، مقایسه شده با بال صاف به‌دست آمده است. ندیک و همکاران [۲۶] با بررسی و مقایسه چین خوردگی در ایرفویل با مشابه آن به صورت مسطح و ساده به این نتیجه رسید که ضرایب آیرودینامیکی تحت تاثیر مقدار زاویه و شکل چین خوردگی در انتهای بال می‌تواند مقدار برآ به پسا را برای ایرفویل متقارن افزایش دهد. رستم زاده و همکاران [۱۱] از روش خط برازی، غیرخطی پراکتل برای نشان دادن مزایای هیدرودینامیک و آیرودینامیک برآمدگی‌هایی که می‌توانند از طریق اصلاح لبه حمله موج‌دار جدید با به‌کارگیری مکانیزم جریان مشابه به دست آیند، مورد استفاده قرار می‌گیرد. اندازه‌گیری نیروی تونل باد تأیید می‌کند که بال‌های موج‌دار با نوسان کامل واماندگی تدریجی را در مقایسه با بالی با لبه حمله صاف ارائه می‌دهند. به دلیل هزینه‌بر بودن کنترل جریان روی مدل سه بعدی، همواره سعی شده تا کنترل جریان روی قسمت‌هایی که بیش‌ترین سهم در تولید نیروی برآ را دارا می‌باشند، صورت گیرد. در لباس‌های بالدار که عمدتاً از دسته ایرفویل‌های ضخیم بحساب می‌آیند با افزایش زاویه حمله جریان به‌صورت تدریجی از لبه حمله جدا شده و باعث افزایش پسای فشاری و ایجاد گردابه در پشت بال می‌گردد. افزایش زاویه حمله تا زمانی ادامه می‌یابد که نقطه جدایش جریان به لبه حمله نزدیک شود و افزایش ضریب برآ متوقف شده و در برخی از بال‌ها به‌طور ناگهانی افت نماید. به‌طور مثال در بعضی از مأموریت‌های خاص، لباس بالدار که دارای زاویه واماندگی بیش‌تر می‌-

<sup>2</sup> Massachusetts Institute of Technology

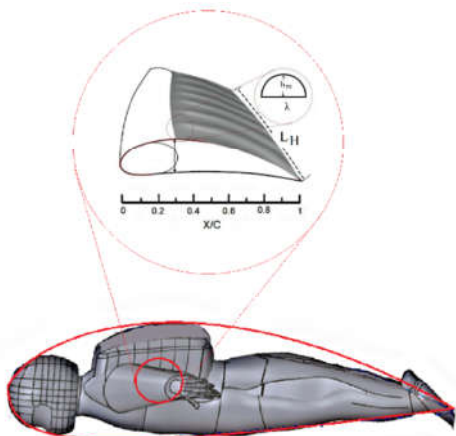
<sup>3</sup> rip stop

<sup>1</sup> Large Eddy Simulation



شکل ۶- مدل لباس بالدار WON7A14

بر اساس مدل های موجود، از آنجا که سطح مقطع لباس و همچنین بال روی دست و پا شبیه به ایرفویل می باشد لذا کمترین اثرات پسای فشاری را ایجاد می نماید [۳۰]. در شکل ۷ نمای از مقطع مدل لباس بالدار به همراه معرفی پارامترهای هندسی روی سطح بال نشان داده شده است.



شکل ۷- الف: نمای عرضی لباس بالدار و معرفی پارامترهای هندسی موج روی سطح بال

با توجه به شکل ۷ موج های روی سطح بال برای پیکر بندی شامل مدل WON7A14 با مشخصات گام موج ثابت ۱۴ درصد از طول بال و همچنین دامنه موج ثابت ۲ درصد از طول بال با تعداد موج های ۷ در راستای Y با مدل بال صاف (WON0A0) مورد مقایسه و بررسی قرار گرفته است.

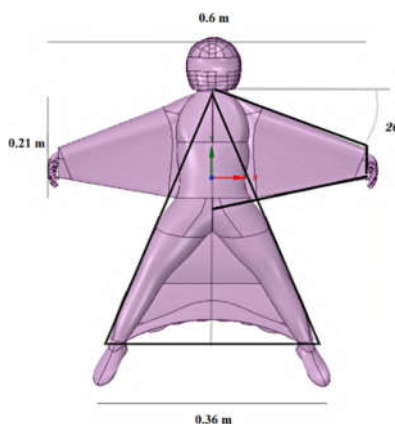
#### جدول ۱- مشخصات مدل های آزمایشگاهی

نام گذاری	n	$\lambda$ (cm)	$h_m$ (cm)	$h_m/L_H$	$\lambda/L_H$	$h_m/\lambda$
WON0A0	.	.	.	.	.	.
WON7A14	۷	۳/۲۸	۰/۴۴	۰/۰۲	۰/۱۴	۰/۱۴

#### ۳- بستر آزمایشگاهی

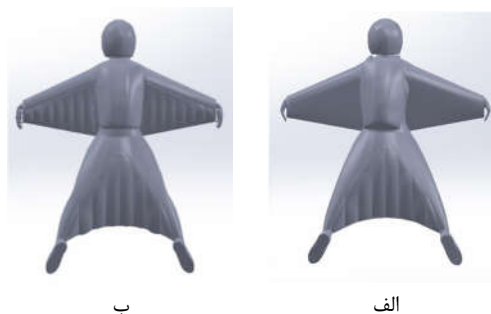
به منظور بررسی ساختار جریان و اندازه گیری نیرو های آیرودینامیکی از تونل باد مادون صوت دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی استفاده شده است. تونل باد از نوع مدار باز مکنده با بیشینه سرعت ۶۰ متر بر ثانیه دارای اتاق آزمونی به ابعاد (۱/۲×۱) متر و شدت آشفستگی در راستای جریان کمتر از ۰/۱۵ درصد میباشد. برای سیستم زاویه دهی مدل مورد نظر نیز از مکانیزم تغییر زاویه استفاده گردید

نیرو بر روی هریک انجام گرفته است. اندازه ابعادی طول مدل مورد آزمایش مطابق با ابعاد اتاق آزمون و نسبت انسداد در اتاق آزمون مشخص گردیده است. نسبت انسداد مدل در زاویه حمله صفر درجه ۴/۱٪ و در زاویه حمله ۳۵ درجه ۱۰/۴٪ می باشد. این مقدار برای کاهش اثرات دیواره اتاق آزمون روی مدل پیشنهاد می گردد در بیشترین زاویه حمله مدل، بیشتر از ۱۵٪ نباشد [۲۹]. محدوده اعداد رینولدز از  $5 \times 10^5$  تا  $5 \times 10^6$  برای طیف گسترده ای از پرواز می باشد. کوتاه ترین طول مشخصه استفاده شده در لباس بالدار واقعی برابر ۰/۳ متر می باشد، گستره عدد رینولدز در این قسمت از لباس در طیفی از  $5 \times 10^5$  تا  $1 \times 10^6$  می باشد بیشترین طول مشخصه برای فرد بالغ مرد ۵۰ ساله در حدود ۱/۸ متر در طیف از عدد رینولدز  $2 \times 10^6$  تا  $5 \times 10^6$  محاسبه می گردد. [۲] در شکل ۴ هندسه و ابعاد مدل نمایش داده شده است.



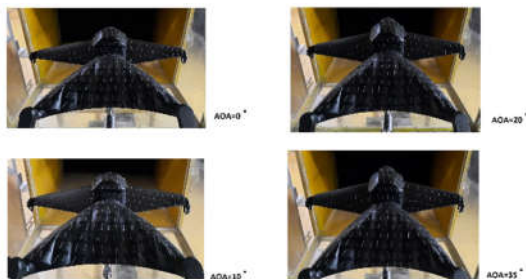
شکل ۴- هندسه و ابعاد مدل لباس بالدار براساس آنتومتری بدن صدک ۵۰ ام مرد بالغ

مدل پایه لباس بالدار با ابعاد ۰/۳۶ نمونه واقعی به ابعاد طولی ۷۰ سانتی متر با مدل بال در بخش دست با زاویه پسگرایی لبه حمله ۲۰ درجه و زاویه پسگرایی در بخش بال پا ۷۰ درجه و نسبت ضریب منظری ۲/۲۲ مطابق شکل ۵ به کمک نرم افزار، مدل سازی و توسط پرینتر سه بعدی ساخته شده است. دهانه بال مدل، ۶۰ سانتی متر، وتر ریشه بال ۲۱ سانتی متر و اندازه وتر میانگین ۱۴ سانتی متر می باشد.

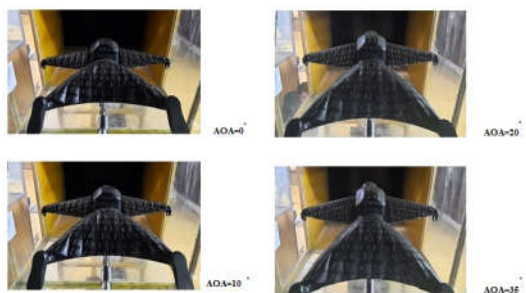


شکل ۵- هندسه مدل های لباس بالدار مورد مطالعه  
الف: بال صاف WON0A0 ب: بال موجدار WON7A14

ایرفویل ها بشمار می آید [۱۹]. بررسی ساختار جریان روی مدل با استفاده از مکانیزم زاویه دهی مدل انجام گرفته است. ساختار جریان در ۴ زاویه حمله برای مدل WON7A14 و WON0A0 در عدد رینولدز  $1.5 \times 10^6$  توسط تافت نشان داده شده است، (شکل ۹). نتایج بدست آمده از مری سازی با تافت در این مدل ها نشان می دهد که با افزایش زاویه حمله ناحیه تداخل جریان از ناحیه دست بر روی مدل افزایش می یابد و بهم ریختگی جریان در زاوای بالا ناشی از جدایش جریان و ایجاد گردابه روی سطح می باشد که در زاویه ۳۰ درجه برای هر دو مدل کاملاً مشهود است.



الف



ب

شکل ۹ - مری سازی جریان در عدد رینولدز  $1.5 \times 10^6$  بر روی مدل WON0A0: الف، WON7A14: ب

با بررسی تصاویر گرفته شده از مدل در  $(AOA = 0^\circ)$  ساختار جریان نشان می دهد جریان روی مدل در بیشتر بخش ها از آن جدا نشده است؛ اگرچه در نمودار CD-AOA مقدار ضریب پسا برای مدل در زاویه حمله  $AOA = 0^\circ$  کمترین مقدار را نشان می دهد. با افزایش زاویه حمله به  $AOA = 5^\circ$  پسا کلی به صورت محسوسی افزایش می یابد و به ۱۰ درصد بیشتر از مقدار ضریب پسا در زاویه حمله صفر می رسد. همان طور که در آشکار سازی جریان توسط تافت مشخص می باشد در حالت موجدار WON7A14 در زاویه  $AOA = 5^\circ$  ناحیه جریان در محل اتصال به کوله دچار بهم ریختگی جریان شده در حالی که در بخش های دیگر روی بال HW، جریان در بخش میانی بال چسبیده است. افزایش پسا در این زاویه حمله علاوه بر پسی اصطحاکاکی ناشی از زبری سطح بال، اثرات تداخل جریان در اثر موجی بودن سطح در نواحی اتصال به بدنه را نشان می دهد. تداخل جریان مابین کوله پشتی و سطح موجدار منجر به کاهش عملکرد  $(L/D)$  می گردد. همچنین بنابر شکل ۹ تداخل جریان در بخش های انتهایی بال (لبه فرار) نیز همانند بخش اتصال بال به بدنه، افزایش بهم ریختگی در این نواحی را شاهد هستیم. در این پیکر بندی تنها در نوک انتهایی بال چند تافت به

طرحواره سیستم موقعیت دهی و تونل باد در شکل ۸ نشان داده شده است.



الف



ب

شکل ۸- الف: تونل باد مورد استفاده ب: نصب مدل در تونل باد

برای محاسبه نیرو و گشتاور وارده بر روی مدل در حالت کلی، دو نوع موازنه موجود می باشد. موازنه خارجی، که بارهای وارد به مدل را قبل از آنکه اندازه گیری شوند به خارج از مدل انتقال می دهد. نوع دیگر موازنه داخلی است که در مدل یا بر روی آن نصب می شود و اطلاعات را به صورت سیگنال های الکتریکی به خارج از تونل می فرستد. هر کدام از این دو نوع مزایای خاص خود را دارند و در تونل بادها معمولاً از هر دو موازنه استفاده می شود. در این تست با اتصال سیستم موازنه ۶ مولفه خارجی به مدل و مکانیزم موقعیت دهی زاویه حمله مقدار نیرو های وارده در زاوای حمله مختلف اندازه گیری شد.

#### ۴- نتایج

##### ۴-۱- مری سازی روی مدل

کلیه آزمایشات تجربی در عدد رینولدز  $Re \approx 1.5 \times 10^6$  صورت پذیرفته است. آزمایشات در زوایای حمله ۵- درجه تا ۴۰ درجه با گام ۵ درجه انجام شده اند. آزمایشات تجربی انجام شده شامل آشکارسازی الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال HW و LW توسط تافت و همچنین اندازه گیری نیروهای آیرودینامیکی برا، پسا توسط سیستم موازنه نیرو می باشند. با تحلیل مقادیر اخذ شده از مشاهدات و نتایج تست های آزمایشگاهی چگونگی واماندگی بال در زوایای حمله مختلف مشخص گردید.

با تقریب نسبتاً مناسب با توجه به مطالعات دیگر محققان، ایرفویل مقطع بال جزو ایرفویل های ضخیم می باشد که طبق طبقه بندی ایرفویل ها از نظر نحوه واماندگی، بدلیل ایجاد و گسترش حباب جدایش در لبه حمله وامانده می شود [۱۹]. همچنین توجه در نمودار تغییرات نیروی برآ بر حسب زاویه حمله نشان می دهد که این سری از ایرفویل ها دچار واماندگی سریع و ناگهانی نمی شوند، تغییر اندک مرکز فشار در محدوده بزرگی از سرعت ها از خصوصیات این سری از

سمت داخل بال منحرف شده اند که نشان دهنده وجود جریان های عرضی بر روی سطح بال و گردابه نوک بال می باشد. معمولاً گردابه نوک بال که بلافاصله پس از ایجاد فشارهای مثبت و منفی در سطوح بالایی و پایینی بال تشکیل می شود، اثری در آغاز جدایش جریان و توسعه جریان جدا شده ندارد و اثر غالب آن کاهش دهانه موثر بال در تولید نیروی برآ می باشد. تست های آشکار سازی در زوایای حمله بالاتر نیز گویای این موضوع می باشد. در پیکربندی این مدل ها عدم انطباق جریان در بین قله ها را نشان می دهد؛ به طوریکه در نواحی نزدیک به محل اتصال کوله پشتی، در هر دو مدل جریان به سمت نوک بال تمایل دارد در حالی که در نواحی انتهایی بال این شکل گیری بدلیل برهم کنش جریان خارج شده از سمت دست مدل دچار بهم ریختگی می شود و نشان دهنده این است که جریان در حالت عادی تمایل دارد به سمت محل اتصال بال به بدنه کشیده شود که این حرکت جریان در بال های با نسبت منظری کم در زوایای حمله پایین اتفاق می افتد. خصوصیات جریان ارائه شده توسط تافت در لبه جلو در انتهای دست، از جمله یک اغتشاش کوچک در پایین دست از لبه جلو، نشانگر ساختار گردابی احتمالی موجود در لبه جلویی در مدل می باشد که در حال رشد و گسترش در نواحی میانی بال می باشد.

الگوی جریان در زاویه حمله قبل از واماندگی برای مدل در زاویه حمله ۳۰ درجه را نشان می دهد همان طور که با بررسی مدل در مقطع بغل مشاهده می شود با افزایش زاویه حمله گردابه ها در حال رشد و حرکت از لبه فرار به سمت لبه حمله هستند. این روند در بال موج دار با حرکت گردابه کوچک تر همراه است و با ریزش جریان از مقطع بزرگ تر به مقطع کوچک تر باعث رشد گردابه کوچکی در سطح بال می گردد. این تحلیل را می توان با حرکت تافت های روی سطح مدل در مقطع عرضی که به صورت سه بعدی آزادانه حرکت می کنند بیان نمود. در این زاویه حمله، به وضوح مشاهده می شود که مدل، دچار بهم ریختگی جریان از لبه بال شده است و این بهم ریختگی در حال رشد به قسمت های مختلف بال می باشد. جریان تقریباً روی کل سطح بال جدا شده و در بخش های از لبه حمله بال جریان متصل می باشد و حرکت چرخشی تافت ها در مقطع عرضی بسیار محدودتر می باشد. در این زاویه حمله برای مدل WON7A14، جریان در محدوده  $X/C=0.1$  در بخش اتصال بال به بدنه، جدا شده نوسان سریع تافت های برخاسته از سطح نشان دهنده این موضوع هستند. همچنین با مشاهده از منظر عرضی به مدل در این زاویه حمله مشاهده می شود که تافت های روی سطح از سطح جدا شده و دارای حرکت نوسانی و در نواحی فرار به صورت بدون حرکت می باشند که نشان دهنده قدرت کم گردابه های جدا شده از سطح در بخش میانی بال می باشد. بدلیل حرکت ۳۶۰ درجه تافت ها در این نواحی، رشد جدایش از سمت پایین دست در حال حرکت به سمت بالادست بال و درگیر نمودن نواحی بیشتر را نشان می دهد. در اینجا این نوع جدایش موضعی بوده و بال همچنان نیروی برآی متناسب با مدل تولید می کند. در لبه فرار بال در بخش میانی برای هر دو مدل مشاهده می شود کمی از نخ های تافت به هم گره خورده اند. این وضعیت تفسیر می کند که جریان در پشت بال دست ناکافی است به طوری که نیروی کافی به نخ وارد نمی شود تا بتواند آنها را مستقیماً به هوای جریان آزاد نگه دارد و مجموعه آن دسته از نخ های تافت به دلیل تأثیر نیروهای گرانشی که بر روی آنها

وارد می شود، شروع به سقوط می کند. می توان گفت که جریان در این رژیم به دلیل گرادیان فشار نامطلوب به این صورت شده است که نشان دهنده عدم کارایی انرژی جنبشی سیال برای موازی نمودن آنها در انتهای سطح می باشد.

شکل ۱۰ و ۱۱ محدوده بهم ریخته شده جریان را در زاویه حمله ۳۰ درجه برای دو مدل را نشان می دهد؛ مشاهده می شود ناحیه جدا شده خطوط جریان در مدل موج دار WON7A14 در زاویه حمله قبل از واماندگی نسبت به مدل با بال صاف WON0A0 کمتر شده و اثرات آن روی بال با LW نیز محدود تر شده است. همان طور که مشاهده می شود ناحیه بهم ریختگی روی مدل WON0A0 رشد کرده و به لبه حمله رسیده و باعث جدایش جریان (شرایط استال) از روی لبه حمله ایرویل شده که در نتیجه با کاهش ضریب برآ و افزایش ضریب پسا روبرو شده است. در مدل WON7A14 محدوده ناحیه بهم ریختگی به نسبت بال صاف کمتر بوده که این امر به دلیل ریزش جریان از مقطع بزرگ به مقطع کوچک روی سطح بال می باشد که این موضوع باعث تولید گردابه های کوچک تر، آشفته تر شدن جریان و انرژی گرفتن جریان می گردد. مشاهدات تجربی، کاهش اثرات در پایین دست مدل در ناحیه بال پا را برای دو مدل در نمای بغل را نشان می دهد.



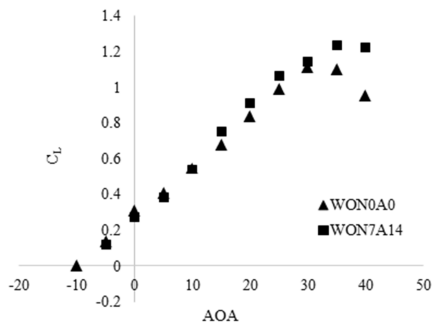
الف



ب

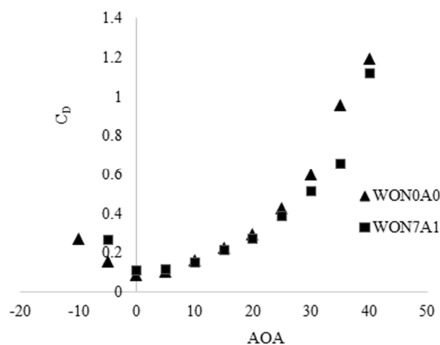
شکل ۱۰- مرئی سازی جریان روی HW و LW در زاویه حمله ۳۰ درجه در عدد رینولدز  $10^6 \times 1/5$  بر روی مدل WON0A0  
الف: نمای پشت مدل ب: نمای بغل

زاویه افزایش یافته است و همچنین خطرات ناشی از افت شدید مقدار برآ را که برای حالت WON0A0 رخ داده است، برای مدل WON7A14 مشاهده نمی شود.



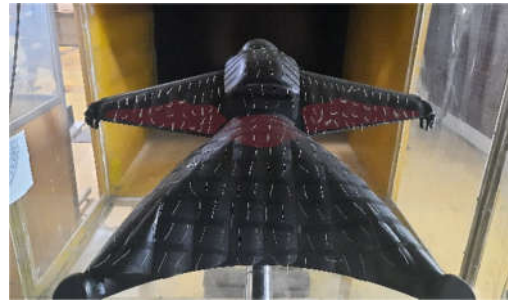
شکل ۱۲- نمودار ضریب برآ مدل WON7A14 و مدل WON0A0 در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$

شکل ۱۳ تغییرات ضریب پسا مدل با زاویه حمله را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود در بال موج دار ضریب پسا در زوایای قبل از زاویه حمله ۱۰ درجه دارای مقدار بیشتری نسبت به بال صاف WON0A0 می باشد، اما در بعد از زاویه ۱۰ درجه، افزایش محسوس ضریب پسا به دلیل موج دار شدن سطح مشاهده می گردد. کمترین مقدار ضریب پسا برای مدل WON7A14 در زاویه حمله صفر درجه می باشد و بعد از زاویه ۳۵ درجه ضریب پسا افزایش می یابد که این امر کاهش شدید عملکرد لباس بالدار را در این زاویه در پی خواهد داشت. با توجه به شکل ۱۳ ضریب پسا برای دو مدل نشان داده شده است. همان طور که مشاهده میشود ضریب پسای مدل WON7A14 در مقایسه با مدل WON0A0 در زوایای حمله بالا کمتر می باشد و این کاهش رابطه مستقیم با موجی بودن سطح خواهد داشت. همان طور که در مریی سازی جریان نیز مشاهده گردید ناحیه بهم ریختگی جریان بر روی سطوح موجی شکل کمتر از سطح صاف می باشد و اثر آن در شکل ۱۳ نمایان شده است.



شکل ۱۳- نمودار ضریب پسا مدل WON7A14 و مدل WON0A0 در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$

پارامتر  $L/D$  یا همان نسبت برآ به پسا یکی از مهمترین مشخصه ها مدل های پروازی بشمار می آید. این پارامتر معروف به «نسبت کارایی آیرودینامیکی» بیان می گردد. تلاشهای زیادی شده است که تا می



الف



ب

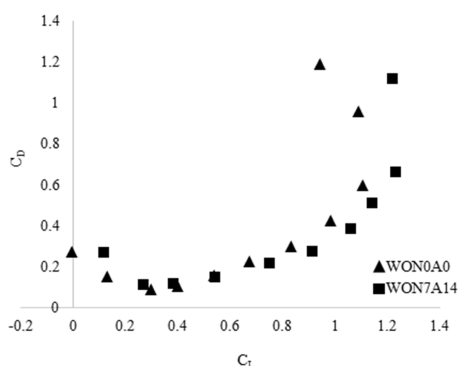
شکل ۱۱- مریی سازی جریان روی HW و LW در زاویه حمله ۳۰ درجه در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$  بر روی مدل WON7A14  
الف: نمای پشت مدل ب: نمای بغل

همچنین با وجود اثرات موجی شکل بودن سطح مدل، واماندگی کامل مدل در زاویه حمله ۳۵ برای مدل WON7A14 رخ داده است لذا می توان نتیجه گرفت که موج دار نمودن سطح در زاویه های حمله بالا موجب کاهش بهم ریختگی جریان و در نهایت کاهش پسای فشاری تولید شده در پشت مدل خواهد شد و این امر به صورت مستقیم بر جریان بالادست بر روی بال LW اثر خواهد داشت. با توجه به مشاهدات تجربی با افزایش زاویه حمله مساحت ناحیه پشت بال یا LW کمتر شده که خود تاثیر مستقیم روی آیرودینامیک مدل دارد (شکل ۱۱)، نتیجه این موضوع بهبود در عملکرد مدل پروازی در شرایط مختلف می باشد. از انجاییکه زاویه حمله ۳۰ درجه زاویه شروع عملیات آرچ در پرواز لباس بالدار بحساب می آید لذا عملکرد مدل در آن بسیار حائز اهمیت می باشد [۳۱].

## ۲-۴- نتایج اندازه گیری سیستم موازنه نیرو

با توجه به مریی سازی جریان در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$  برای مدل بال موج دار که در راستای  $y$  روی سطح بال موج دار شدند (جدول ۱)، اندازه گیری های نیرو توسط سیستم موازنه خارجی جهت اندازه گیری نیرو صورت گرفت. از نتایج بدست آمده مشاهده می شود در مدل های با سطوح موج دار ضریب برآ تا قبل از زاویه حمله ۱۰ درجه کاهش اندک داشته اند، با افزایش زاویه حمله، مدل دچار واماندگی می شود. همچنین مشاهده می شود ضریب برآ با شیب ملایم افزایش یافته و واماندگی در آن به تأخیر افتاده است. همان طور که نتایج در شکل ۱۲ نشان می دهد بیشترین افزایش ضریب برآ در مدل بال WON7A14 در زاویه حمله ۳۵ درجه رخ داده است که نسبت به مدل WON0A0 این

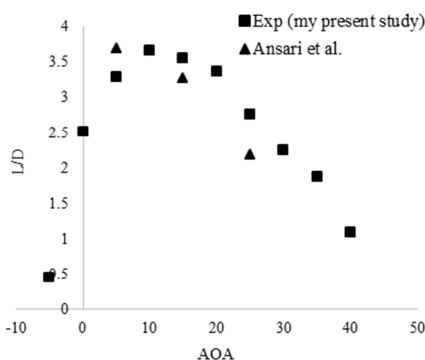
با برآ مدل WON7A14 با مدل WON0A0 در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$  در شکل ۱۵ نمایش داده شده است.



شکل ۱۵- نمودار ضریب پسا با برآ مدل WON7A14 و مدل WON0A0 در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$

### ۳-۴- صحت سنجی و عدم قطعیت آزمایش

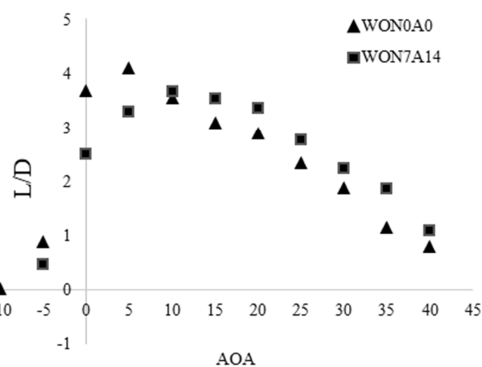
به منظور صحت سنجی نتایج نیرویی، ضریب عملکرد لباس بالدار ( $L/D$ ) با نتایج انصاری [۳۲] در شکل ۱۶ مقایسه شده است. انصاری و همکاران نیز یک نمونه لباس بالدار واقعی از نوع تیپ C را آزمایش کرده اند. آن گونه که در این شکل دیده می شود، ضریب عملکرد در زاویه حمله ۱۰ تا ۲۰ درجه نزدیک به یکدیگر است.



شکل ۱۶- ضریب عملکرد مدل لباس بالدار مورد مطالعه و نتایج انصاری [۳۲] برای مدل لباس بالدار آموزشی

برای اعتباربخشی آزمایش ها، چندین نوبت آزمایش در شرایط یکسان و در زمان های مختلف انجام شده است. نتایج تکرار آزمایش ها نشان دهنده دقت مناسب آزمایش ها بوده است. برای نمونه، ضریب پسا لباس بالدار در ۳ آزمایش در زمان های متفاوت انجام گرفت که بیانگر تکرارپذیری مطلوب آزمایش است. بیشتر اختلاف اندازه ضریب پسا حدود ۲٪ حاصل شده است. (شکل ۱۷)

توانند این نسبت را افزایش دهند زیرا افزایش آن به زبان ساده یعنی افزایش نیروی برآ در عین کاهش نیروی پسا. این تعریف باخودش بسیاری از مشکلات آیرودینامیکی و طراحی را حل می کند. در این منحنی زاویه حمله ای که در آن  $L/D$  بیشینه می شود مهم ترین پارامتر است. اهمیت این زاویه برای مدل لباس بالدار در این می باشد که اگر لباس در این زاویه حمله پرواز کند بهترین کارایی را خواهد داشت. همچنین با بررسی این زاویه در بررسی مدل لباس بالدار زاویه با حداکثر  $L/D$  به عنوان زاویه نصب بال انتخاب می شود (شکل ۱۴). از منحنی کارایی در بال موجدار تا قبل از زاویه واماندگی نسبت به بال صاف می توان نتیجه گرفت که در زوایای حمله پایین زیر ۵ درجه مدل WON7A14 عملکرد نامطلوب تری نسبت به مدل WON0A0 دارد که بیشترین مقدار آن در زاویه حمله ۵ درجه می باشد که منجر به کاهش ۲۰ درصدی در عملکرد می باشد. از زاویه حمله ۱۰ درجه به بالا میزان کارایی بال موجدار نسبت به بال صاف افزایش می یابد تا اینکه این اختلاف در حالت آرج پرواز در زاویه حمله ۳۰ درجه منجر به افزایش ۲۱ درصد در عملکرد ( $L/D$ ) می باشد. از آنجاییکه پرواز و تغییرات ناگهانی در مانور پذیری لباس بالدار در زوایای حمله بالا صورت می گیرد [۳۱]. لذا عملکرد مدل موجدار نسبت به مدل صاف بهتر می باشد.



شکل ۱۴- نمودار ضریب کارایی مدل WON7A14 و مدل WON0A0 در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$

منحنی تغییرات ضریب پسا به ضریب برآ ( $C_d-C_l$ ) منحنی یک مدل پروازی می باشد. در این منحنی کمترین مقدار  $C_d$  را  $C_{d_{min}}$  و  $C_l$  متناظر آن را  $C_{l_1}$  (ضریب برآی ایده آل) می نامند. در تحلیل و بررسی این منحنی سه پارامتر بسیار با اهمیت اند. پارامتر اول مقدار حداقل ضریب پسا ( $C_{d_{min}}$ ) است که هر قدر کمتر باشد مطلوب تر است. پارامتر بعدی ضریب برآی ایده آل ( $C_{l_1}$ ) که در آن ضریب پسا حداقل است و آخرین پارامتر ضریب برآی طراحی ( $C_{l_1}$ ) می باشد که در آن نسبت  $L/D$  بیشینه است. در این بررسی، مدل WON0A0 کمترین ضریب برآی متناسب با کمینه ضریب پسا را در مقایسه با WON7A14 دارا می باشد. حداقل ضریب پسا  $C_{d_{min}}$  به مقدار  $0/09$  مربوط به مدل در زاویه حمله صفر می باشد. نمودار مقایسه ضریب پسا

<sup>1</sup> Ideal Lift Coefficient

<sup>2</sup> Design Lift Coefficient

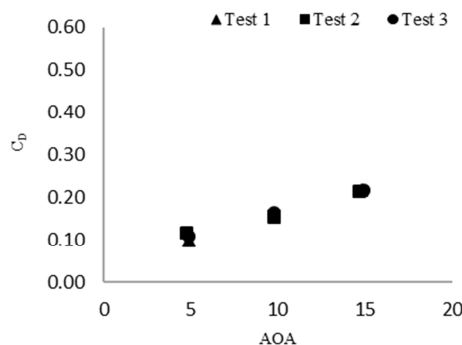


روی ساختار جریان روی آن، مدل مورد نظر صلب در نظر گرفته شده است.

تست های آزمایشگاهی برای دو مدل انجام پذیرفت، مقادیر ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که مدل لباس بالدار WON7A14 در زاویه حمله ۱۰ درجه تا ۴۰ درجه، عملکرد پروازی بهتری نسبت به مدل WON0A0 را دارد. با تحلیل گردابه های ناشی از سطح و لبه های بال، نحوه بهم ریختگی خطوط جریان و رشد گردابه ها با مریبی سازی جریان مشاهده گردید که با افزایش زاویه حمله روند جدایش از لبه فرار بال در ناحیه چسبیده به بدن صورت می پذیرد و با افزایش زاویه حمله به سمت لبه حمله بال پیشروی می کند. مشاهدات تجربی نشان می دهد ناحیه بهم ریختگی و حرکت نوسانی تافت ها بر روی مدل WON7A14 نسبت به مدل WON0A0 کمتر می باشد لذا ارتباط ساختار جریان روی مدل را با بهبود در عملکرد (L/D) اندازه گرفته شده را می توان در یک راستا دانست. از منحنی کارایی مشاهده میگردد کارایی بال موجدار نسبت به بال صاف در زوایای حمله بالا افزایش می یابد تا اینکه این اختلاف در حالت آرچ پرواز منجر به افزایش ۲۱ درصد میگردد. با افزایش زاویه حمله تا ۴۰ درجه با توجه به موجدار بودن سطح شرایط واماندگی برای مدل WON7A14 با شیب ملایم در نمودار ضریب برآ اندازه گیری می شود که این مقدار در بال صاف در مدل WON0A0 به صورت ناگهانی رخ می دهد که منجر به افت شدید برآ و افزایش سقوط فرد خلبان میگردد. از آنجاییکه پرواز لباس بالدار در زوایای حمله بالا صورت میگیرد لذا عملکرد مدل موجدار نسبت به مدل صاف بهتر می باشد. همچنین از مشاهدات ساختار جریان روی سطح بال برای دو مدل نحوه ریزش گردابه نوک بال که بلافاصله پس از ایجاد فشارهای مثبت و منفی در سطوح بالایی و پایینی بال تشکیل می شود، را مشاهده نمود. این ساختار اثری در آغاز جدایش جریان و توسعه جریان جدا شده ندارد و اثر غالب آن کاهش دهانه موثر بال در تولید نیروی برآ می باشد.

## ۶- نمادها

AOA	زاویه حمله (°)
L	نیروی برآ (N)
D	نیروی پسا (N)
p	فشار (N/m <sup>2</sup> )
V	سرعت جریان آزاد (m/s)
CP	ضریب فشار
CL	ضریب برآ
CD	ضریب پسا
S <sub>ref</sub>	سطح مرجع (m <sup>2</sup> )
h <sub>m</sub>	دامنه موج روی بال دست (cm)
λ	گام موج روی بال دست (cm)
L <sub>H</sub>	اندازه طول دست (cm)
n	تعداد موج های روی سطح بال دست



شکل ۱۷- نمودار تکرار پذیری تست های آزمایشگاهی

خطاهای آزمایش شامل خطای سیستماتیک و تصادفی است. خطای سیستماتیک همان خطای ذاتی دستگاه است که با مقایسه با مرجع مورد اطمینان و خطای تصادفی نیز از روی داده های زمانی حسگرها به دست می آید که تابعی از انحراف معیار داده تا پیش از متوسط گیری است. خطاهای آزمایش شامل موارد زیر بوده است. خطای ساخت مدل: قطعات مدل با استفاده از دستگاه های دقیق پرنتر سه بعدی ساخته و پس از مونتاژ با مدل ریاضی مقایسه شده است. اختلاف کانتور های مدل ساخته شده با مدل ریاضی بیشینه ۰/۱ میلی متر بوده است.

خطای اندازه گیری سرعت تونل باد: سرعت مقطع کاری تونل باد به وسیله حسگر فشاری متصل به رایانه داده برداری پنل تونل باد اندازه گیری می شود. با استفاده از یک لوله پیتوت کالیبراسیون مجدد سرعت تونل انجام گرفت. عدم قطعیت اندازه گیری سرعت جریان آزاد با ۱۰ مرتبه تکرار ۰/۲٪ به دست آمد. خطای اندازه گیری زاویه حمله: این مقدار با استفاده از یک پتانسیومتر اندازه گیری شده است. خطای اندازه گیری حدود ۰/۱ درجه به دست آمده است.

خطای دستگاه های اندازه گیری: عدم قطعیت ۶ مؤلفه نیرو و گشتاور پس از فرایند کالیبراسیون با اعمال بار دقیق بر دستگاه طی ۱۰ نوبت اندازه گیری، برابر ۲/۴٪ و برای ضرایب ۳/۲٪ به دست آمده است، همچنین عدم قطعیت اندازه گیری ضریب پسا نیز ۲/۴۴٪ محاسبه شده است. در انجام آزمایش ها تلاش بر آن بوده که میزان خطا در حد امکان کاهش یابد. برای انجام کالیبراسیون سیستم موازنه پایه مناسبی طراحی و ساخته شد به گونه ای که اعمال نیرو و گشتاور خالص با دقت مناسب صورت گیرد. اطمینان از شرایط کارکرد تونل و دستگاه های اندازه گیری پیش از انجام آزمایش ها یک مدل بال استاندارد آزمایش و با نتایج مراجع مقایسه و نتایج قابل قبولی حاصل شد.

## ۵- نتیجه گیری

حرفه پرواز با لباس بالدار از دسته ورزش های مهیج هوانوردی بشمار می آید. سطح لباس در عملکرد و مانورپذیری بسیار حائز اهمیت می باشد. در این مقاله اثرات موجی بودن سطح در مقایسه با سطح صاف مورد مطالعه و بررسی قرار گرفت. برای مشاهده بهتر این اثرات بر

## ۷- مراجع

- Twelfth Intl. Symp. Unmanned Untethered Submers. Technol*, 200
- [19] Choi H., Kim J., Hahn S., Lee D.-k., Choi J., and Jeon W.-P., Active control of turbulent flow over a model vehicle for drag reduction, in *Third Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena*, 2003
- [20] Miklosovic D. S., Murray M. M., and Howle L. E., Experimental evaluation of sinusoidal leading edges, *Journal of aircraft*, Vol. 44, No. 4, pp. 1404-1408, 2007.
- [21] Levshin A., Custodio D., Henoch C., and Johari H., Effects of leading edge protuberances on airfoil performance, in *36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, p. 2868, 2006.
- [22] Shan H., Jiang L., Liu C., Love M., and Maines B., Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil, *Computers & fluids*, Vol. 37, No. 8, pp. 975-992, 2008.
- [23] Rasal S. K. and Katwate R. R., Numerical analysis of lift & drag performance of NACA0012 wind turbine aerofoil, *International Research Journal of Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 06, pp. 2892-2896, 2017.
- [24] Favier J., Pinelli A., and Piomelli U., Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers, *Comptes Rendus Mecanique*, Vol. 340, No. 1-2, pp. 107-114, 2012.
- [25] Skillen A., Revell A., Pinelli A., Piomelli U., and Favier J., Flow over a wing with leading-edge undulations, *Aiaa Journal*, Vol. 53, No. 2, pp. 464-472, 2015.
- [26] Nedić J. and Vassilicos J. C., Vortex shedding and aerodynamic performance of airfoil with multiscale trailing-edge modifications, *AIAA Journal*, vol. 53, no. 11, pp. 3240-3250, 2015.
- [27] Berty M., Las Fargeas J., and Blair K. B., Wind tunnel testing of a novel wingsuit design, *Procedia Engineering*, Vol. 2, No. 2, pp. 2735-2740, 2010.
- [28] Ansari N., Krzywinski S., and Fröhlich J., Towards a combined CAD and CFD development process of a wingsuit, *Multidisciplinary Digital Publishing Institute Proceedings*, Vol. 2, No. 6, p. 228, 2018.
- [۲۹] اردکانی، م.، بررسی تجربی اثر انسداد مدل در اتاق آزمون تونل باد بر عملکرد آن، نشریه مهندسی مکانیک ایران، د ۱۴، ش ۲، ص ۱۱۸-۱۳۰، ۱۳۹۲
- [30] Ferguson M. and Agarwal R. K., Design and computational fluid dynamics analysis of an idealized modern wingsuit, in *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018, p. 1792 .
- [31] Stockl A., Sieker J., Westman A., and Mei-Dan O., Practical and Conceptual Analysis of Wingsuit BASE Flight, *Muscle Ligaments and Tendons Journal*, Vol. 10, No. 02, 2020.
- [32] Ansari N., 3D Design and Simulation Methods for the Development of Wingsuits. TUDpress, 2019.
- [1] Abrams M., Birdmen, Batmen, and Skyflyers: Wingsuits and the Pioneers Who Flew in Them, Fell in Them, and Perfected Them. Crown, 2007.
- [2] Sestak T. A., The effect of surface materials and morphology on wingsuit aerodynamics, 2017.
- [3] Taleghani A. S., Shadaram A., and Mirzaei M., Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 40, No. 5, pp. 1434-1440, 2012.
- [4] Shams T. A., Numerical and Parametric investigation of Suction over a Cylinder for Reduction of Flow Unsteadiness and vortex, 2019.
- [5] Abdolahipour S., Mani M., and Shams Taleghani A., Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator, *Flow, Turbulence and Combustion*, pp. 1-36, 2022.
- [6] Rahni M. T., Taleghani A. S., Sheikholeslam M., and Ahmadi G., Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves, *Wave Motion*, Vol. 111, pp. 10286, 2022, 7
- [7] Shams S., Ghanbari Motlagh A., Abdolahipour S., and Seyed Shams Taleghani S. A., Numerical Study of the Effects of Magneto-hydrodynamic Field on Shock-Induced Flow Separation, *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal*, vol. 9, no. 2, pp. 17-28 , 2021.
- [8] Najafi E., Taleghani A. S., and Abdolahipour S., Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil, *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol. 24, No. 1, pp. 83-96, 2022,
- [9] Yadegari M. and Shams Taleghani A., Numerical Study of Shock-Boundary Layer Interaction on an Airfoil with Cavity and Porous Surface: Parametric Investigation in a Transonic Flow, *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 6, No. 2, pp. 271-284, 2016.
- [10] Gopinathan V. and Ganesh M., Passive Flow Control over NACA0012 Aerofoil using Vortex Generators, *International Journal of Engineering Research & Technology*, Vol. 4, No. 9, pp. 674-678, 2015.
- [11] Rostamzadeh N., Kelso R., Dally B., and Hansen K., The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics, *Physics of fluids*, Vol. 25, No. 11, p. 117101, 2013.
- [12] Mustak R., Uddin M. N., and Mashud M., Effect of different shaped dimples on airfoils, in *Proceedings of the 3rd International Conference on Mechanical Engineering and Renewable Energy*, 2015, pp. 26-29 .
- [13] Özkan M., Active and Passive Flow Control Methods Over Airfoils for Improvement in Aerodynamic Performance, in *New Frontiers in Sustainable Aviation*, Karakoc T. H., Colpan C. O., and Dalkiran A. Eds. Cham: Springer International Publishing, 2022, pp. 19-33.
- [14] Bushnell D. M. and Moore K., Drag reduction in nature, *Annual review of fluid mechanics*, Vol. 23, No. 1, pp. 65-79, 1991.
- [15] Fish F. E. and Battle J. M., Hydrodynamic design of the humpback whale flipper, *Journal of morphology*, Vol. 225, No. 1, pp. 51-60, 1995.
- [16] Bearman P. W. and OWEN J. C., Reduction of bluff-body drag and suppression of vortex shedding by the introduction of wavy separation lines, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 12, No. 1, pp. 123-130, 1998.
- [17] Lam K. and Lin Y., Effects of wavelength and amplitude of a wavy cylinder in cross-flow at low Reynolds numbers, *Journal of Fluid Mechanics* ,Vol. 620, pp. 195-220, 2009.
- [18] Watts P. and Fish F. E., The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance, in *Proc.*