



# An Experimental and Numerical Investigation of the Effect of Vortices on the Performance of a Wingsuit

## ARTICLE INFO

### Article Type

Original Research

### Authors

Nazemian Alaei M.<sup>1\*</sup>  
Valipour M.<sup>1</sup>

### How to cite this article

NazemianAlaei M, Valipour M, An Experimental and Numerical Investigation of the Effect of Vortices on the Performance of a Wingsuit. Modares Mechanical Engineering. 2023;23(02):93-105.

<sup>1</sup> Department of Mechanical Engineering, Semnan University of Technology, Semnan, Iran

### \*Correspondence

Address: Department of Mechanical Engineering, Semnan University of Technology, Semnan, Iran

Alaie.mohsen.nazemian@ac.ir

### Article History

Received: June 21, 2022

Accepted: December 26, 2022

ePublished: February 19, 2023

## ABSTRACT

Wingsuit flying is one of the most popular flight disciplines in recent decades. In the aviation profession, efficiency and safety are paramount concerns for costume designers. An article in this issue examines how waveform changes to the wing surfaces of a wingsuit model improves aerodynamic performance. In order to increase performance, vortices are produced inside the boundary layer that improve the exchange of motion. In this experimental and numerical study, we investigate the formation and evolution of vortices in the Reynolds number range of 106 and provide insights into flow patterns on surfaces with geometric changes. A detailed study of flow structure can be obtained from experimental and numerical evaluations. According to the results, there are significant vortex generators near the backpack due to high pressure. Immediately after the creation of these vortices, the flow is drawn and spread on the surface of the wing in three dimensions. As a result of the angle of attack, the wing surface separates prematurely. Based on the lift and drag coefficients, the study model showed the best performance in flight at an angle of attack of 10 degrees for this flow regime.

**Keywords** Wingsuit, Flow Pattern, Aerodynamic Coefficients, Wind Tunnel, Computational Fluid Dynamics

## CITATION LINKS

1- Hermann schlichting and the boundary-layer theory. 2- The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics. 3- Bird or bat: comparing airframe design and flight performance. 4- Drag reduction in nature. 5- Hydrodynamic design of the humpback whale flipper. 6- Reduction of bluff-body drag and suppression of vortex shedding by the introduction of wavy separation lines. 7- Experimental evaluation of sinusoidal leading edges. 8- Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance. 9- Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. 10- Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers. 11- Flow over a wing with leading-edge undulations. 12- Vortex shedding and aerodynamic performance of airfoil with multiscale trailing-edge modifications. 13- Wind tunnel testing of a novel wingsuit design. 14- The effect of surface materials and morphology on wingsuit aerodynamics. 15- Towards a combined CAD and CFD development process of a wingsuit. 16- A preliminary anthropometry standard for Australian Army equipment evaluation. 17- Theory of wing sections: including a summary of airfoil data. 18- Aircraft design: A systems engineering approach. 19- CFD Modeling of a Wingsuit. 20- 3D Design and Simulation Methods for the Development of Wingsuits. 21- The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics.

## بررسی تجربی و عددی گردابه های روی سطح بال وینگ سوت بر عملکرد پروازی

محسن ناظمیان علایی<sup>۱\*</sup>، محمدصادق ولی پور<sup>۱</sup>  
<sup>۱</sup> دانشکده مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

### چکیده

حرفه وینگ سوت جزو یکی از رسته های پرطرفدار پروازی در دهه های اخیر می باشد. کارایی و امنیت در الویت اول طراحان لباس های این حرفه هوانوردی قرار گرفته است. تغییرات موجی شکل در سطح بال یک مدل وینگ سوت در این مقاله بررسی شده است که عملکرد آیرودینامیکی را تحت شرایط جریان خاص بهبود می بخشد. یکی از مکانیسم های افزایش عملکرد، تولید گردابه است که تبادل حرکت در لایه مرزی را بهبود می بخشد. این مطالعه تجربی و عددی شکل گیری و تکامل این گردابه ها را در محدوده عدد رینولدز  $10^6$  بررسی می کند و بینشی را در مورد الگوهای جریان با هندسه روی سطح ارائه می دهد. ارزیابی های بدست آمده از مشاهدات تجربی و عددی امکان بررسی دقیق ساختار جریان را فراهم می کند. نتایج نشان می دهد که حضور قوی فشار در نزدیکی کوله پشتی باعث ایجاد مولد های قابل توجهی از گردابه در این ناحیه می شود. به محض ایجاد این گردابه ها، جریان تحت تاثیر آن روی سطح بال به صورت سه بعدی کشیده و منتشر می گردد. این فرآیندها منجر به جدایش زود هنگام تحت تاثیر زاویه حمله می گردد. بررسی ضرایب برآ و پسا نشان می دهد که، برای این رژیم جریان، مدل مورد مطالعه در زاویه حمله  $10^\circ$  درجه بهترین کارایی در پرواز را دارد.

**کلیدواژه ها:** وینگ سوت، الگوی جریان، ضرایب آیرودینامیکی، تونل باد، شبیه سازی عددی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۳/۳۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۰۵

\* نویسنده مسئول: mohsen.nazemian@semnan.ac.ir

### ۱- مقدمه

بخش قابل توجهی از پسای اجسام پرنده متاثر از جریان اعم از آرام یا آشفتنه بودن روی سطح بال آن هاست. از آنجا که مهمترین نتیجه کاهش پسا، افزایش کارایی ست، روش های مختلفی برای کم کردن پسا مورد توجه محققان زیادی قرار گرفته است. استفاده از تکنولوژی های مختلف که به منجر به آرام نمودن بخش بزرگی از جریان روی سطح می گردد، برای هرمدل پروازی، متفاوت می باشد یکی از راه حل های این افزایش کارایی، ایجاد تغییرات ساختاری در بخش های مختلف مدل به صورت ناهمواری های سطحی می باشد. مطالعات نشان می دهند این تغییرات هندسی در شرایط دو بعدی و در زوایای حمله بالا تا حدود  $70\%$  از جریان روی سطح بالایی خود را آرام نگه می دارد. اما در زمان کاربرد در مدل های سه بعدی به دلیل اثر پارامترهایی مانند زاویه عقبگرد، ضریب منطری و انحنا خطوط جریان بدلیل اثرات سه بعدی، دچار تغییراتی در مکانیزم های در جریان از آرام به آشفتنه می گردند. در شرایط دو بعدی در اکثر موارد دلیل اصلی پدیده گذرش تولید و

گسترش امواج تالمین-شلیختینگ (Tollmien-Schlichting) می باشد<sup>[1]</sup>. در حالیکه در شرایط سه بعدی بروز اغتشاشات عرضی و حتی از دست رفتن انرژی جریان به دلیل گردایان فشار معکوس می تواند مسبب گذرش جریان از آرام به آشفتنه شود. مطالعات محققان در خصوص ایجاد سطوح ناهموار و موجدار در مدل های مختلف نشان از اهمیت و کارایی آنها در شرایط مختلف حرکتی آن مدلها دارد. ثابت شده است که برآمدگی روی سطح مدل یک سازگاری ساختاری است که عملکرد مانوری بیشتری را برای مدل فراهم می کند. در توضیح فیزیک عملکردی آن می توان گفت که تحقیق و بررسی در شرایط مختلف محیطی راه های جدیدی را در کنترل جریان هیدرودینامیکی ایجاد کرده این در حالی است که کشف اصلی در علوم مهندسی با زیست شناسی تکامل یافته موجودات همگام بوده است<sup>[2]</sup>. هدف از بررسی برآمدگی روی مدل وینگ سوت نتیجه تجزیه و تحلیل هیدرودینامیکی و آزمایش از داده های علوم زیست جانوری بود. آنچه که مشخص شده این است که برآمدگی و شیار دار بودن سطح بر جریان سطوح مانند کنترل روی آن کمک می کند که این امر با تولید گردابه ای زوجی در آنچه می توان جدایی تاثیرگذار نامید، صورت می پذیرد<sup>[3]</sup>. شیارها می توانند مناطقی از جریان شتابدار را در امتداد یک بال حفظ کنند که از جدا شدن جریان جلوگیری کند و وضعیت استال را فراتر از حد طبیعی نسبت به سطوح بدون برآمدگی به تأخیر بیاندازد. این شکل از کنترل جریان الهام گرفته محیط زیست می تواند از کاربردهای بالقوه ای در طراحی مدل های پروازی و دریایی و ... باشد. در این خصوص محققان زیادی بر روی مدل های مختلف که تغییرات سطحی و موجدار نمودن آن تاثیرات بر عملکرد مدل خود داشته اند آورده شده است. بوشنل و مور<sup>[4]</sup> در سال ۱۹۹۱ مشاهده کردند که مدل آبزیان درون آب می-توانند جریان اطراف خود را با اصلاح موجی شکل در لبه حمله کنترل نمایند. چنین ساختارهایی ممکن است لایه مرزی را تحریک کرده، و از آشفتگی و جدایش جریان جلوگیری کنند. فیش و همکاران<sup>[5]</sup> در سال ۱۹۹۵ پیشنهاد دادند که برآمدگی روی سطح ممکن است به عنوان ابزار کنترل جریان غیرفعال عمل کرده و باعث تأخیر در زاویه واماندگی شوند آنها مطالعه جزئی تری برای درک شکل شناسی حیوانات را بر عهده داشتند. آن ها اولین کسانی بودند که بر روی اثرات هیدرودینامیکی برآمدگی ها که می تواند در طول لبه حمله باله ها مشاهده شود، کار کردند. بیرمن و اون<sup>[6]</sup> در سال ۱۹۹۸ به صورت 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 می شود. میلکوسویچ و همکاران<sup>[7]</sup> در سال ۲۰۰۷ در یک تحقیق تجربی اثر موجدار کردن را در شکل گیری نوک بال، با مقایسه یک پیکربندی دوبعدی در مقابل یک مدل کامل سه بعدی بررسی کردند. این مطالعه طبق این فرضیه بود که

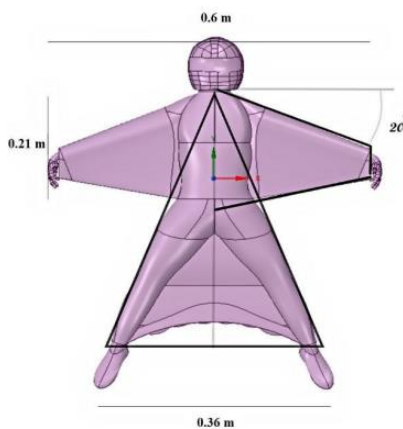
نوسان ممکن است باعث افزایش کارایی به وسیله افزایش دهانه مؤثر بال، محدود شود. در نتیجه زیان های مرتبط با گردابه نوک بال کاهش می یابد. در یافته های اولیه نویسندگان، کاهش عملکرد قابل مقایسه ای را در مدل دوبعدی نسبت به سه بعدی مشاهده کردند که منجر به این پیشنهاد شد که نوک بال اثر قابل توجهی دارد. لازم به ذکر است که عامل عدد رینولدز برای مدل بی نهایت کمتر از مدل نصف بال محدود است. جوهری و همکاران [8] در سال ۲۰۰۷ یک مطالعه تجربی بر روی بال بی نهایت یا شبه دوبعدی که در آن نوک بال با نوسان سینوسی و با پوشش طیف وسیعی از دامنه و طول موج ها را فرا گرفته بود، انجام دادند. نویسندگان کاهش اندکی در عملکرد آئرو دینامیکی مشاهده کردند، اما اشاره داشتند که نیروی برآ تا میزان ۵۰٪ نسبت به مواقعی که بدون نوسان بود افزایش یافت. شان و همکاران [9] در سال ۲۰۰۸ تحلیل های عددی را در رابطه با کنترل جریان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در سه حالت مختلف انجام دادند. آن ها در حالت اول ایرفویل را بدون هیچ گونه کنترل کننده جریان تحلیل نمودند در حالت دوم جدایش جریان را با مولد گردابه های غیرفعال و در حالت سوم کنترل جریان با مولد گردابه های فعال انجام گرفت. نتایج آن ها نشان دهنده آن است که در حالت استفاده از مولد گردابه ای غیرفعال جدایش به صورت مقطعی حذف شده است اما جریان کمی پایین تر از سطح، جدا شده و دوباره تشکیل حباب جدایش می دهد، اما استفاده از مولد گردابه ای فعال، کارآمدتر عمل کرده و ناحیه جدایش را به طور کامل حذف نمود. فایور و همکاران [10] در سال ۲۰۱۲ شبیه سازی های عددی مستقیمی از یک هندسه موج دار در عدد رینولدز پایین را اجرا کردند. یک مطالعه تقریبی بر روی پارامترهای هندسه موج دار انجام شد که محدوده ای از طول موج ها و نوسانات می باشد. در حالی که نویسندگان حداکثر کاهش پسا را ۳۵٪ مشاهده کردند، برآ نیز نسبت به مدل اصلی بدون نوسان برای همه پیکربندی های مشابه کاهش یافت. اسکیلن و همکاران [11] در سال ۲۰۱۴ شبیه سازی گردابه های بزرگ (Large Eddy Simulation) 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. نوسان لبه حمله سینوسی دارای دامنه بر وتر  $(A/c = 0/105)$  و طول موج بر وتر  $(\lambda/c = 0/11)$  است. 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 موج دار، مقایسه شده با بال صاف به دست آمده است. ندیک و همکاران [12] 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 می تواند مقدار برآ به پسا را برای ایرفویل متقارن افزایش دهد. رستم زاده و همکاران [2] در سال ۲۰۱۵ از روش خط برآزای، غیرخطی پراتل برای نشان دادن مزایای

هیدرودینامیک و آیرودینامیک برآمدگی هایی که می توانند از طریق اصلاح لبه حمله موج دار جدید با به کارگیری مکانیزم جریان مشابه به دست آیند، مورد استفاده قرار می گیرد. اندازه گیری نیروی تونل باد تأیید می کند که بال های موج دار با نوسان کامل واماندگی تدریجی را در مقایسه با بالی با لبه حمله صاف ارائه می دهند. به دلیل هزینه بر بودن کنترل جریان روی مدل سه بعدی، همواره سعی شده تا کنترل جریان روی قسمت هایی که بیشترین سهم در تولید نیروی برآ را دارا می باشند، صورت گیرد. در لباس وینگ سوت که عمدتاً از دسته ایرفویل های ضخیم بحساب می آیند با افزایش زاویه حمله جریان به صورت تدریجی از لبه حمله جدا شده و باعث افزایش پسای فشاری و ایجاد گردابه در پشت بال می گردد. افزایش زاویه حمله تا زمانی ادامه می یابد که نقطه جدایش جریان به لبه حمله نزدیک شود و افزایش ضریب برآ متوقف شده و در برخی از بال ها به طور ناگهانی افت نماید. به طور مثال در بعضی از مأموریت های خاص، مدل وینگ سوت که دارای زاویه واماندگی بیش تر می 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 می باشد از اینرو تحقیقات بر روی مدل های وینگ سوت در حال انجام می باشد. مایکل بری و همکاران از انستیتوی مطالعاتی ماساچوست آمریکا [13] 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 می دهد که وینگ سوت با طراحی مجدد نسبت لیفت به پسا بالاتری نسبت به طرح های فعلی در زاویه حمله های پایین دارد. این امر به شرایط بهتر پروازی کمک می کند برای درک موضوع و اخذ نتایج آزمایشگاهی جهت بهبود شرایط پروازی مدل واقعی در اتاق آزمون تونل باد توسط نگاه دارنده های مخصوص نصب گردید و عملکرد آیرودینامیکی وینگ سوت با پوشش جدید اندازه گیری شد و مقایسه آن با طرح فعلی انجام گرفت. تیموتی الن ایستک و همکاران [14] 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 اسکای دایوینگ، با استفاده از مواد مدرن مانند ریب استپ (rip stop) نایلون و دیگر پارچه های با تکنولوژی بالا با تکنیک های خاص طراحی، مانند شکل های ایرفیلی که به طور موفقیت آمیز مورد بررسی صورت گرفته است را پیشنهاد دادند. آنها مقدار زبری را در حالت مختلف روی بال دو بعدی را مورد بررسی قرار دادند. انصاری و همکاران [15] در سال ۲۰۲۰ در مرکز تحقیقات مواد پیشرفته آلمان اثرات ۳ مدل از اناتومی 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

وینگ سوت در طیفی از  $5 \times 10^5$  تا  $1/5 \times 10^6$  می باشد بیشترین طول مشخصه برای فرد بالغ مرد ۵۰ ساله [16] در حدود ۱/۸ متر در طیف از عدد رینولدز  $2/8 \times 10^6$  تا  $5/7 \times 10^6$  محاسبه می گردد.

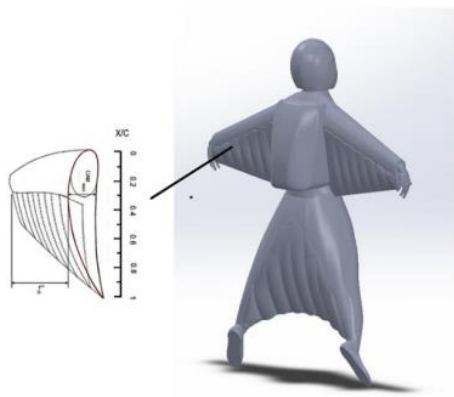
مدل پایه وینگ سوت با ابعاد ۰/۳۶ نمونه واقعی به ابعاد طولی ۷۰ سانتی متر با مدل بال در بخش دست با زاویه پسگرایی لبه حمله ۲۰ درجه و زاویه پسگرایی در بخش بال با ۷۰ درجه، و همچنین نسبت ضریب منطری ۲/۲۲ مطابق با ابعاد استاندارد وینگ سوت تیپ آموزشی وینگ سوت مدلسازی و توسط پرینتر سه بعدی ساخته شده است [14]. دهانه بال مدل، ۶۰ سانتی متر، وتریشه بال ۲۱ سانتی متر و اندازه وتر میانگین (c) برابر ۱۴ سانتی متر می باشد.

در شکل ۲ هندسه و ابعاد مدل وینگ سوت مورد مطالعه نشان داده شده است.



شکل ۲) هندسه و ابعاد مدل وینگ سوت براساس آنتیپومتری بدن صدک ۵۰ ام مرد بالغ

موج های روی سطح بال برای پیکربندی شامل مدل مورد مطالعه 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 مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۳ طرحواره بال وینگ سوت بهمراه مدل مورد مطالعه را نشان داده شده است و همچنین هندسه مورد مطالعه بال در جدول ۱ بیان گردیده است.



شکل ۳) مدلسازی وینگ سوت از نوع آموزشی

ارزیابی نمودند. آنها نشان دادند ضریب عملکرد در بهترین وضعیت وینگ سوت در زاویه حمله ۱۰ درجه به ۳/۶۱ خواهد رسید. بررسی ساختار موجی شکل بودن لباس وینگ سوت که در اثر دوخت ایجاد می گردد بر عملکرد پروازی از دیدگاه علم آیرودینامیک بر روی بال دست (HW) و بال پا (LW) در این مقاله بررسی شده است (شکل ۱).



شکل ۱) لباس وینگ سوت آموزشی

با بررسی مطالعاتی که تاکنون روی مدل های مختلف انجام شده، می توان دریافت که بیش تر محققان اثرات موج شکل شدن بخش های مختلف مدل را بر روی ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله بالا مفید ارزیابی نمودند از اینرو در مطالعه حاضر اثرات موجی شکل بودن سطح بال وینگ سوت جهت بررسی تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی ساختارگردابه های ایجاد شده بر روی مدل پرداخته است که با توجه به مهم بودن آثار آن تاکنون در این مورد بررسی صورت نگرفته است. برای درک بهتر مدل مورد مطالعه صلب انتخاب گردید که آثار موجی بودن سطح در ساختار جریان بهتر مورد بررسی قرار گیرد. این گردابه های تولید شده روی سطح بال وینگ سوت عموماً بخاطر ساختار بیرونی و ناهمواریهای روی آن تشکیل می گردند. از مشاهدات تجربی ساختار جریان، به ویژه در لبه عقب بال دست با افزایش زاویه حمله مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است همچنین از نحوه رشد گردابه های تولید شده از مدل سه بعدی وینگ سوت در زوایای حمله مختلف در تونل باد می توان ساختار سطحی مدل را بهینه نمود که این بررسی نیز تاکنون انجام نگرفته است. نتایج بدست آمده از مشاهدات و اندازه گیری های تجربی و عددی تطابق خوبی را نشان می دهد.

## ۲- مدل هندسی وینگ سوت

در این مقاله فرایند ساخت و تست بر روی مدل وینگ سوت با هندسه موجی شکل مشخص از بال با هدف بررسی ساختار جریان و ضرایب 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. محدوده اعداد رینولدز برای وینگ سوت از  $5 \times 10^5$  تا  $5/7 \times 10^6$  برای طیف گسترده ای از پرواز می باشد. کوتاه ترین طول مشخصه استفاده شده در لباس وینگ سوت واقعی برابر ۰/۳ متر می باشد، گستره عدد رینولدز در این قسمت از

اندازه گیری شده است برای بررسی ساختار آزمایشگاهی از تافت های نصب شده بر روی مدل استفاده شده است.

کلیه آزمایشات تجربی در سرعت ۳۵ متر بر ثانیه متناظر با عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$  می باشد، انجام شده اند. آزمایشات در زوایای حمله ۰ درجه تا ۴۰ درجه با گام ۵ درجه انجام شده اند. آزمایشات تجربی انجام شده شامل آشکارسازی الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال توسط تافت و اندازه گیری نیروهای آیرودینامیکی برا و پسا می باشند. ابتدا چگونگی واماندگی بال توسط آشکار سازی جریان در زوایای حمله مختلف تعیین گردید و در مرحله بعد نیروها بوسیله دستگاه بالانس اندازه گردید و خروجی آن توسط برد دیتا اکویژیشن اخذ و به کامپیوتر انتقال یافت.

آشکار سازی الگوی جریان بر روی سطح بالائی بال بوسیله تافت برای بال بدون تولید کننده گردابه در ۴ زاویه حمله بررسی شده است. جنس تافت مورد استفاده در این آزمایشات از نخ های قابل انعطاف با طول ۲ سانتی متر است که به فاصله ۲ سانتی متری از یکدیگر در امتداد دهانه بال نصب شده اند. در شکل ۵ تافتهای کاملا چسبیده به سطح مدل نشان داده شده است.



شکل ۵) نمونه آزمایشگاهی مدل وینگ سوت مورد مطالعه به همراه تافت

#### ۴- شبیه سازی عددی

در این مقاله تحلیل عددی جریان حول مدل وینگ سوت انجام شده است. رینولدز جریان برابر  $1/5 \times 10^6$  لحاظ شده است. با مطالعاتی که انجام شد از مش باسازمان برای مش بندی مدل استفاده گردید. چون رفتار جریان در قسمت لبه حمله و نواحی موجی شکل روی بدنه با تغییرات بیشتری مواجه است، بنابراین در نواحی مجاور آن از مش بندی خاص با المان های بیشتر استفاده شده است. در این نواحی کل حجم شبکه محاسباتی به اجسام کوچکتری تقسیم شده و روی این اجسام شبکه بی سازمان ساخته شده است. شبکه محاسباتی اطراف مدل در شکل ۶ نمایش داده شده است. جهت رسیدن به یک شبکه محاسباتی مناسب، تعداد المان های حجمی به حدود ۳ میلیون افزایش یافت و برای اجرای برنامه از یک کامپیوتر با دو پروسور استفاده گردید. باید توجه داشت که نیازی به افزایش تعداد المان های حجمی جهت افزایش دقت محاسبات نخواهد بود و هرچه تعداد المان های

#### جدول ۱) مشخصات مدل های آزمایشگاهی

model	n	$\lambda$ (cm)	$h_m$ (cm)	$h_m/L_H$	$\lambda/L_H$
WON7A14	۷	۳/۲۸	۰/۴۴	۰/۰۲	۰/۱۴

#### ۳- بستر آزمایشگاهی

کلیه آزمایشات تجربی در تونل باد زیر صوت انجام گرفته است. در این آزمایشات از تونل باد مادون صوت دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، مدل سه بعدی وینگ سوت، برد دیتا اکویژیشن (Data acquisition)، بالانس شش مولفه و کامپیوتر جهت اخذ، ثبت و پردازش اطلاعات و تافت برای مریی سازی 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 آشفتگی در راستای جریان کمتر از ۰/۱۵ درصد میباشد. برای سیستم زاویه دهی مدل مورد نظر نیز از الفا مکانیزم استفاده گردید شماتیک سیستم موقعیت دهی و تونل باد در شکل ۴ نشان داده شده است.



الف



ب

شکل ۴) الف: تونل باد مورد استفاده ب: نصب مدل در تونل باد

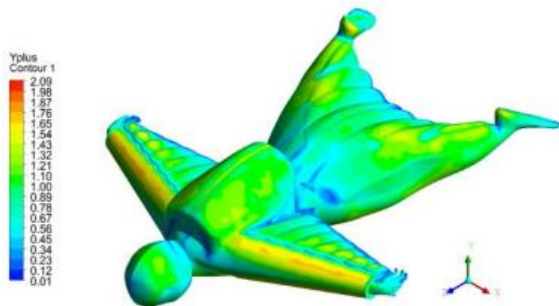
برای محاسبه نیرو و گشتاور وارده بر روی مدل در حالت کلی، دو نوع بالانس موجود می باشد. بالانس خارجی که بارهای وارد به مدل را قبل از آنکه اندازه گیری شوند، به خارج از مدل انتقال می دهد. نوع دیگر بالانس داخلی است که در مدل یا بر روی آن نصب می شود و اطلاعات را به صورت سیگنالهای الکتریکی به خارج از تونل می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

جدول ۲) بررسی استقلال از شبکه

شبکه	تعداد کل سلول‌های شبکه	ضریب برآ در زاویه حمله ۵ درجه	درصد تفاوت
۱	۵۳۷۳۲۷	۰/۱۲۵	-
۲	۱۳۲۳۰۲۵	۰/۱۴۵	۲٪
۳	۳۱۰۹۲۱۱	۰/۱۵۶	۱/۱٪
۴	۵۱۰۶۹۸۴	۰/۱۵۸	۰/۲٪

۲-۴- کنترل ضخامت المان‌ها در نزدیکی دیواره

در مدل‌های رینولدز بالا، برای این‌که اندازه لایه اول المان‌ها به قدری باشد تا بتوان از قرار گرفتن زیر لایه لزج و ناحیه گذار در آن اطمینان حاصل نمود، نمودار  $\gamma^+$  بر روی دیواره بررسی می‌شود. همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود میانگین مقدار بر روی مدل زیر مقدار ۱ است که نشان‌دهنده اندازه مناسب المان‌ها در این مطالعه است.



شکل ۷) مقدار  $\gamma^+$  روی مدل مورد مطالعه

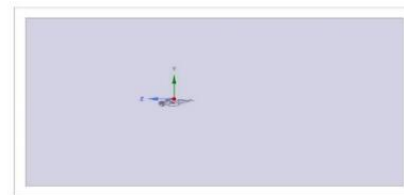
۵- نتایج

نتایج مربوط به این بررسی به دو صورت نتایج تجربی و عددی ارائه می‌گردد.

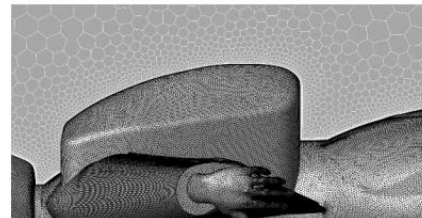
۵-۱- نتایج تجربی

در شکل ۸ الگوی واماندگی بال برای هندسه‌های مختلف آورده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست برای بال‌های با ضریب باریک شونده حدود ۰/۲۵ (ضریب باریک شونده بال موجود) واماندگی بال از قسمت انتهائی بال شروع شده و با افزایش زاویه حمله این ناحیه نیز افزایش یافته و محدوده بیشتری از سطح بال را در بر می‌گیرد [۱۷]. این نوع پیش بینی بدون توجه به نوع ایرفویل تشکیل دهنده بال و پارامترهای دیگری نظیر میزان زاویه پیچش بال، محل قرارگیری بال در مدل، زاویه هفتی بال است که می‌تواند بر رفتار آیرودینامیکی بال موثر بوده و فرایند و محل جدایش آنرا تغییر دهند. همچنین شرایط جریان، آشفتگی یا آرام بودن و رینولدز جریان نیز می‌تواند بر زاویه حمله شروع جدایش و سرعت گسترش واماندگی موثر باشد. اهمیت تشخیص مکانیزم واماندگی یک بال سه بعدی در طراحی و جانمایی اجزای مختلف روی سطح بال مانند برا افزا و مستحکم سازی اجزای سازهای نظیر ریب و اسپارها و پوسته بال است. در طراحی یک بال

حجمی مجاور بدنه ریزتر گردند نتایج تغییرات چندانی نخواهد کرد. برای مدل سازی جریان نزدیک دیواره از توابع استاندارد دیواره موجود در نرم افزار استفاده شده است. مدل اغتشاشی مورد استفاده جهت حل معادلات جریان از نوع مدل کا-امگا ( $k-\omega$ ) می باشد. این مدل اغتشاشی در مقایسه با مدل‌های مختلف توربولانسی کا-اپسین ( $k-\epsilon$ ) از جهت پیش بینی فیزیک جریان و حل معادلات اغتشاشی کامل تر است. در این روش، پیوستگی قابل قبولی بین معادلات ممنتوم جریان و پارامترهای اغتشاش جریان ایجاد می شود و در نهایت پیش بینی فیزیک جریان با دقت بیشتری صورت خواهد گرفت جهت شبیه سازی عددی جریان، از شرایط مرزی فشار و عدد ماخ جریان، برای یک حجم محدود استفاده می شود و معادلات با روش ضمنی پیوسته در میدان جریان حل می شود. استفاده از این شرایط مرزی علاوه بر سازگاری مناسب با الگوی جریان، موجب همگرا شدن سریع تر مانده ها نیز خواهد شد. از عوامل موثر دیگر در همگرا شدن مقادیر مانده ها، گستردگی حجم کنترل نسبت به مدل است و باید حجم کنترل به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شود. برای این منظور با توجه به اندازه مدل و پهنای آن، حجم کنترل حدود ۱۲ برابر طول مدل در نظر گرفته شده است.



الف



ب

شکل ۶) الف : شبکه محاسباتی اطراف مدل ب: نمای نزدیک از شبکه بندی محاسباتی

۴-۱- بررسی استقلال از شبکه

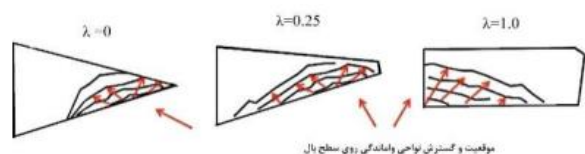
برای بررسی استقلال حل از شبکه در شبیه سازی مدل وینگ سوت، در یک مورد خاص به تحلیل نتایج حاصل از بررسی انجام شده پرداخته شد. سرعت جریان هوا ۳۵ متر بر ثانیه و طول مدل ۰/۷ متر و عدد رینولدز  $1/0 \times 10^6$  در نظر گرفته شده است. در جدول ۲ مشخصات هر شبکه و نتایج شبیه سازی‌های انجام شده آورده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود درصد تفاوت جواب ریزترین شبکه و شبکه شماره ۳ به زیر ۱ درصد رسیده که در تحلیل‌های استقلال از شبکه عدد قابل قبولی به حساب می‌آید. از این رو، نظر به دقت قابل قبول و صرفه جویی در هزینه و وقت از شبکه شماره ۳ به عنوان مبنای تولید شبکه در شبیه سازی استفاده شده است.

می کند. در بعضی از نقاط از جمله نقاط میانی بال جریان هنوز چسبیده به سطح می باشد. که این نتایج مطابق با نتایج ارائه شده در بخش عددی می باشند. در زاویه حمله ۲۰ درجه، نیز این اثرات دیده می شوند ولی جدایش جریان در سطح بیشتری از بال اتفاق افتاده است. و از لبه حمله بال به سمت لبه فرار گسترش می یابد. در زاویه حمله ۳۵ درجه، جدایش جریان بطور کامل بر روی سطح بالائی بال اتفاق می افتد. آشکار سازی جریان روی سطح بالائی بال و جدایش جریان بر روی آن نشان داد که علیرغم قرار گرفتن مدل در بال سه بعدی، مکانیزم واماندگی آن تشکیل حباب جدایش در لبه حمله، گسترش حباب به سمت لبه فرار، انفجار حباب جدایش و واماندگی کلی مقطع تغییری نکرده است و در زوایای بالاتر نیز همین روند برای مقاطع داخلی ادامه می یابد. در این حالت موج دار بودن سطح بال وینگ سوت در فاصله تقریبی ۱۰٪ وتر از لبه حمله بال ایجاد گردیده اند. همانطوریکه مشاهده می شود در این اشکال نیز در زوایای حمله پایین (حدود ۱۰ درجه) جریان کاملا به سطح بالائی بال چسبیده است و جریان کاملا پتانسیل می باشد و تنها پدیده غالب گردابه های نوک بال می باشند. همچنین مشاهده می شود که در زاویه حمله ۱۰ درجه جریان روی سطح بال چسبیده است و جدایش جریان وجود ندارد. با مقایسه در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰ درجه می توان دریافت که سطح موج دار در سطح بالائی بال دست باعث چسبیده شدن بیشتر جریان بر روی سطح بال می شود. در شکل ۹ و در زاویه حمله ۱۰ درجه، با وجود اینکه جدایش جریان بر روی سطح بالائی بال صورت گرفته است ولی مقدار این جدایش جریان در مقایسه با اشکال مربوط به بال در زوایای حمله بالاتر، کمتر است.

مطالعات آزمایشگاهی روی بال مورد نظر نشان داد که اگر چه در زوایای حمله صفر درجه، درصد بالایی از جریان روی سطح آرام است، اما با افزایش زاویه حمله، محل نقطه گذرش به سرعت به نوک ایرفویل نزدیک می شود تا آنجا که در زوایای حمله بالای ۳۰ و در رینولدز  $10^6 \times 1/5$  کل جریان روی سطح ایرفویل آشفته می شود. از اینرو تست در زوایای حمله بالا کمکی به تشخیص نقطه گذرش نمی کند [19].

تست مدل وینگ سوت در سرعت ۳۵ متر بر ثانیه و در ده زوایای حمله انجام شد. اولین سری تست های انجام شده تست های آشکار سازی جریان روی سطح بال هستند که با استفاده از تافت های استاندارد و با استفاده از نور فلورسنت انجام شد. هدف از این تست ها مشخص شدن حدود نقطه گذرش جریان روی بال برای تمرکز ساختار گردابه ها در منطقه گذرش جریان بود، اما پس از انجام تست ها مشخص شد که بدلیل جانمایی تافت ها در روی سطح مدل موقعیت آغاز جدایش جریان و مکانیزم توسعه ناحیه جدا شده روی سطح بال و در نهایت واماندگی بال را بخوبی مشخص کردند. شکل ۹ نشان دهنده شروع واماندگی روی لبه حمله بیرونی بال در زاویه حمله ۲۰ درجه می باشد.

باید دقت شود که سطوح کنترلی در مناطقی قرار گیرند که در حداکثر بازده زاویه حمله، اثر پذیری و کارایی خود را حفظ کنند و حتی پس از واماندگی کامل بال، قابل استفاده باقی بمانند. زیرا برای خروج از شرایط واماندگی و بازیافت مدل پروازی به شرایط پروازی، کاربرد سطوح کنترل اجتناب ناپذیر است. همچنین طراحی سازه های بال باید به نحوی باشد که در تمام شرایط آیرودینامیکی بوجود آمده، حاشیه اطمینان سازه ای مناسبی وجود داشته باشد [17]. بر اساس تئوری های موجود ایرفویل مقطع بال مدل مورد بررسی یک ایرفویل ضخیم است که طبق طبقه بندی ایرفویل ها از نظر نحوه واماندگی، بدلیل ایجاد و گسترش حباب جدایش در لبه حمله وامانده می شود همچنین توجه در نمودار تغییرات نیروی برا بر حسب زاویه حمله نشان میدهد که این ایرفویل یک واماندگی سریع و ناگهانی دارد که این موضوع تشکیل و انفجار حباب جدایش را تایید می کند [17]. بنا به شکل (۸) آغاز واماندگی در بالهای دوزنقه ای شکل عمدتاً از بخش انتهائی لبه فرار آغاز شده و به سایر بخش ها گسترش می یابد. بدون شک این پدیده تحت تاثیر مشخصات جزئی تر بال های دوزنقه ای مانند ایرفویل مقاطع بال، زاویه پیش و زاویه پسگرایی تغییراتی خواهد داشت بنابراین پیش بینی نوع و مکان شروع واماندگی بال مورد نظر در ابتدا باید بررسی شود. مکان شروع جدایش و واماندگی کلی بال نتیجه اثرات مشخصات مختلف بال خواهد بود [18].



شکل ۸) الگوی واماندگی بال با هندسه های مختلف [18]

در شکل ۹ تافتهای آرام و کاملا چسبیده به سطح بال (زوایای حمله صفر و ۱۰ درجه) نشان دهنده جریان جدا نشده در همه نقاط بال هستند. تنها در نوک بال چند تافت به سمت خارج بال منحرف شده اند که نشان دهنده وجود جریان های عرضی بر روی سطح بال و گردابه نوک بال است. معمولا 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 برا می باشد. تست های آشکار سازی در زوایای حمله بالاتر نیز انجام شد تا جدایش تدریجی جریان را نشان دهد. در زاویه حمله ۲۰ درجه، جریان در بخشهایی از لبه حمله قسمت بیرونی بال جدا شده که تافت های برخاسته از سطح و یا با نوسان سریع نشان دهنده این موضوع هستند. این تافتهای برخاسته حباب جدایش را که ویژگی خاص این نوع ایرفویل است، را نشان می دهد. در اینجا این نوع جدایش موضعی بوده و بال همچنان نیروی برا تولید



زاویه حمله صفر درجه (AOA=0°)



زاویه حمله صفر درجه (AOA=10°)

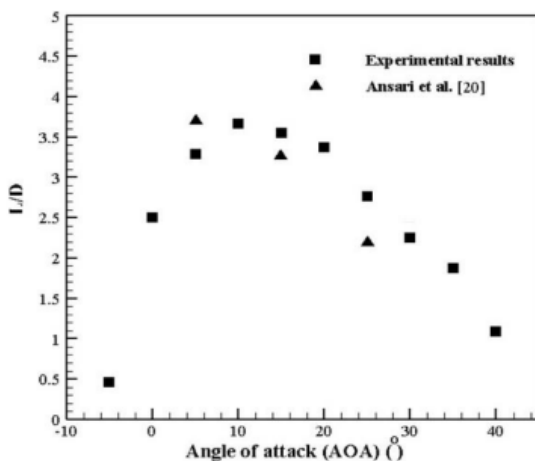


زاویه حمله صفر درجه (AOA=20°)



زاویه حمله صفر درجه (AOA=35°)

شکل ۹) مریب سازی جریان روی مدل وینگ سوت در عدد رینولدز ۱/۵×۱۰<sup>۶</sup> در زوایای حمله مختلف



شکل ۱۰) نمودار مقایسه ضریب کارایی وینگ سوت مدل WON7A14 در عدد رینولدز ۱/۵×۱۰<sup>۶</sup>

شکل گیری گردابه ها از ریزش جریان از مقطع بزرگ به مقطع کوچک موج و برهم کنش جریان هوا با بخش های مختلف بال ایجاد می گردد این امر باعث تولید و رشد گردابه های کوچک تر شده که موجب آشفته تر شدن جریان و انرژی گرفتن جریان در طول مدل می شود. زمانی که جریان از روی مقطع بزرگ جدا شده، روی سطح مقطع کوچک ایرفویل حرکت کند و به صورت چسبیده روی سطح باقی می ماند. در این مدل به دلیل موجهایی که در راستای وتر وجود دارد گردابه های با دامنه محدود ایجاد می گردد و نقطه جدایش جریان در این مدل با توجه به زاویه حمله تغییر می کند همان طور که مشاهده می شود نحوه رشد و قرار گیری گردابه ها رشد کرده بر روی بخش های مختلف مدل در زاویه حمله ۱۰ درجه نشان داده شده است. در این زاویه عملکرد مدل مورد مطالعه در بهترین حالت قرار گرفته است.

پارامتر نسبت برآ به پسا (L/D) یکی از مهمترین مشخصه ها مدل های پروازی بشمار می آید. این پارامتر معروف به « نسبت کارایی آیرودینامیکی » توسط بالانس اندازه گیری گردید. تلاشهای زیادی شده است که تا می 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 مقدار (L/D) ماکزیمم می شود، مهمترین پارامتر عملکردی مدل است. اهمیت این زاویه برای مدل وینگ سوت در این می باشد که اگر وینگ سوت در این زاویه حمله پرواز کند بهترین کارایی را خواهد داشت. همچنین با بررسی این زاویه در بررسی مدل وینگ سوت زاویه با حداکثر (L/D) به عنوان زاویه نصب بال انتخاب می شود که در شکل ۱۰ نتایج آورده شده است.

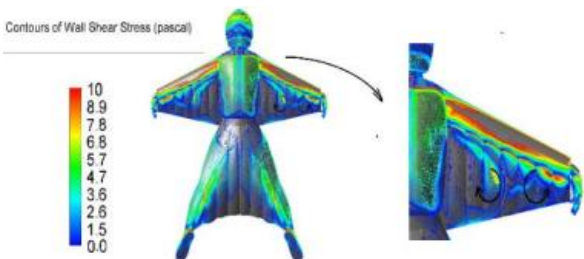
به منظور بررسی نتایج، ضریب عملکرد وینگ سوت (L/D) با نتایج انصاری و همکاران [20] در شکل ۱۰ برای مدل وینگ سوت آموزشی مقایسه شده است. انصاری و همکاران نیز یک نمونه وینگ سوت واقعی را آزمایش کرده اند. آن گونه که در شکل ۱۰ دیده می شود، ضریب عملکرد در زاویه حمله ۱۰ تا ۲۰ درجه نزدیک به یکدیگر است.

#### ۵-۲- نتایج عددی

خطوط جریان در مدل مورد مطالعه در زاویه حمله ۱۰ درجه قبل از واماندگی را نشان داده شده است (شکل ۱۱) همان طور که مشاهده می شود در این مدل گردابه ها از لبه فرار بال به سمت لبه حمله حرکت می کنند و باعث بهم ریختگی جریان در فاصله نسبت طول به وتر میانگین (X/C=۰/۴) روی بال دست از لبه حمله بال می گردد این شکل گیری گردابه منجر به افزایش ضریب پسا می گردد.



یک بال موجدار، خطوط گردابه در ابتدا در جهت  $y$ ، موازی با لبه جلویی بال، با گردابه مثبت، پیشروی می کنند. با این حال، در جریان سه بعدی در اطراف موج ها، خطوط گردابه در ابتدا موجی شکل هستند. در فاصله کوتاهی در پایین دست، انتهای بال، جداسازی معکوس می شود ناحیه بی (B) که منجر به تشکیل گردابه در جهت خلاف جریان می شود. در پایین دست بال، خطوط گردابه به شدت به سمت پایین دست خم می شوند و تشکیل گردابه های نعل اسبی (Horseshoe vortex) از دو طرف کوله می کنند (ناحیه سی (C))، و در یک مسیر واحد در ناحیه دی (D) ادغام می شوند که تاثیر مستقیم بر جریان بر روی بال پا خواهد داشت.

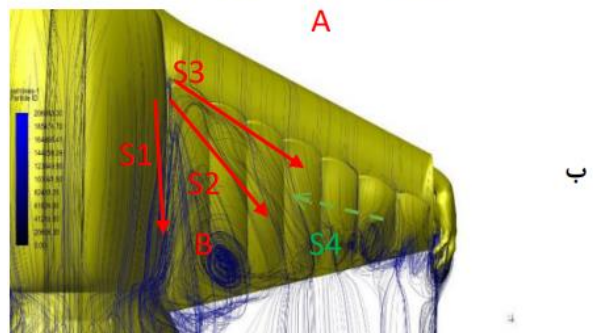
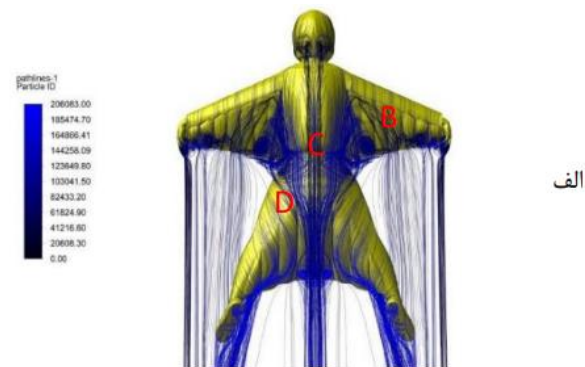


شکل ۱۲) کانتور تنش برشی سطحی روی مدل وینگ سوت در زاویه حمله ۱۰ درجه در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$

خطوط برشی دیوار در شکل ۱۲ نشان می دهد که جریان از سطح جدا می شود و با ناحیه آبی در سطح بال دست و پا نشان داده می شود. مولدهای ورتکس با چرخش غیرهمراستا (Counter-rotating vortex) در این زاویه حمله علاوه بر افزایش انتقال مومنوم به سمت پایین، باعث تولید پسای کمتری نیز می شوند. در بعضی موارد، مشاهده شده است که عملکرد ایرفویل به تنهایی از ایرفویل با چرخش هم راستا بهتر بوده است [21].

جهت گیری پایین دست خطوط گردابه در نزدیکی سطح بال منجر به گردابه جریانی اضافی با همان علامت گرداب های اولیه تشکیل شده در طرفین موجها می شود. در هر دو شکل ۱۱ و ۱۲ خطوط گرداب در تمام طول ناحیه جداسازی چرخانده شده اند، این مشاهدات را پشتیبانی می کند که گردش گردابه های جریانی که در مجاورت ناحیه جدایی تشکیل شده اند با فاصله پایین دست افزایش می یابد.

مقایسه کانتور سرعت بی بعد در زاویه حمله ۱۰ درجه در سطح مقطع های مختلف روی مدل که در شکل ۱۳ نشان داده شده است، نشان دهنده حرکت گردابه به سمت بدنه مدل در راستای  $(Z=0)$  و همچنین بزرگتر شدن این گردابه با حرکت به سمت انتهای مدل می باشد. که این امر منجر به کاهش بیشتر سرعت روی سطح بالایی بال روی پا می باشد اگر چه تست های آشکارسازی جریان توسط تافت نشان داده شد، در زوایای حمله پایین جدایشی روی سطح بال رخ نداده است اما با افزایش زاویه حمله، شاهد جدایش جریان در میانه سطح بال بودیم.



شکل ۱۱) خطوط جریان در زاویه حمله ۱۰ درجه در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$   
الف: اطراف مدل وینگ سوت ب: روی بال دست HW

نواحی جداسازی و اتصال جریان بر روی مدل را می توان از خطوط تنش برشی سطحی و خطوط جریان نشان داده شده در شکل های ۱۱ و ۱۲ شناسایی کرد. این تصاویر از شبیه سازی سی اف دی (CFD) تشریح شده در زاویه حمله ۱۰ درجه به دست آمده اند. در پشت فرورفتگی موج، جداسازی خیلی زودتر از روی قله رخ می دهد که با مشاهدات آزمایشگاهی توسط تافت مطابقت دارد. خطوط تنش برشی سطحی نشان می دهند که یک ناحیه جداسازی بزرگ جلوتر از لبه انتهایی بال در ناحیه دست تشکیل می شود که جریان ماریپیچی به داخل آن می رود تا از سطح بلند شود (اس ۴). وسعت بالادست ناحیه جداسازی با مطابق شکل ۱۱ مابین (اس ۱ و اس ۲)  $(S1, S2)$  تعریف می شود. ابتدای بردارها مکان هایی را مشخص می کنند که گرداب های متمرکز از سطح بال جدا می شوند، که در نسبت طول به وتر میانگین  $(x/\bar{c} \sim 0.5)$  برای زاویه حمله ۱۰ درجه رخ می دهد. در پایین دست بردارها، هم وسعت پهنای ناحیه جداسازی را مشخص می کند. در بحث بعدی، تکامل پایین دست گردابه سطحی و گردابه در لایه برشی جدا شده را شرح خواهیم داد. این تجزیه و تحلیل بینشی در مورد مکانیسم های وجود گردابه جریانی در نتایج عددی و تجربی ارائه می کند و اینکه چگونه می تواند مشاهدات تجربی را در خصوص جریان گردابی در سطوح مختلف عرضی بالای بال را توضیح داد.

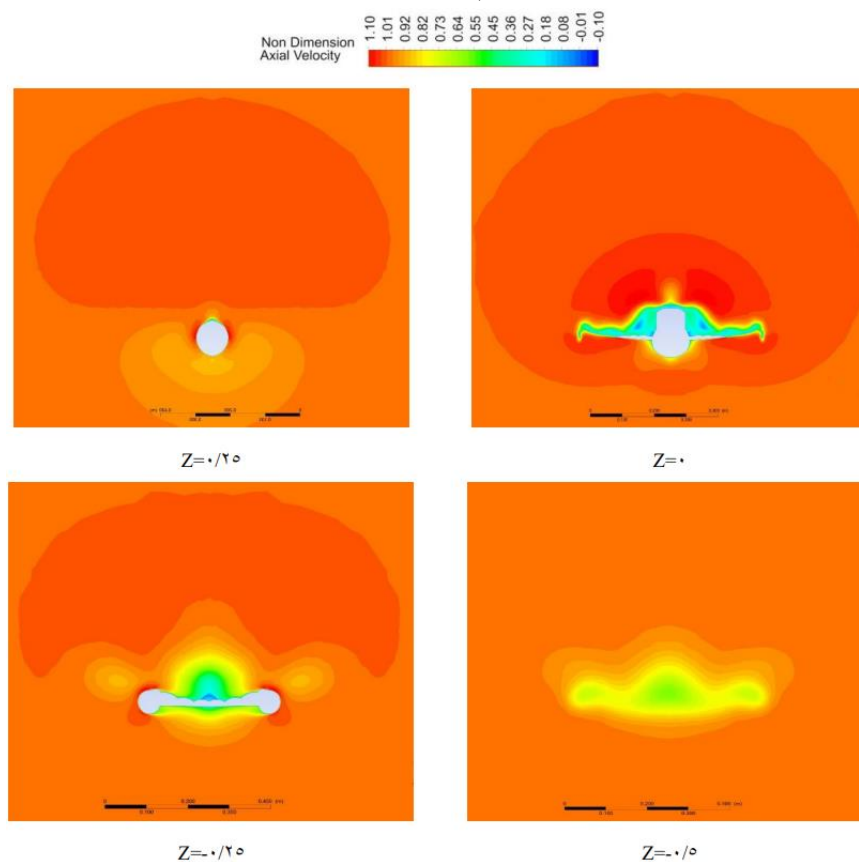
بردارهای جهت چرخش گردابه روی سطح بال در شکل ۱۲ نشان داده شده است. در این شکل ها، خطوط گردابی با توجه به علامت چرخش گردابه رنگی در نظر گرفته میشود قرمز (خط پیوسته) و سبز (خط چین) به ترتیب جهت مثبت و منفی در محور  $x$  هستند. برای

فشار است که نیروی برآ قابل ملاحظه‌ای را در زاویای حمله بال تا زمانی که گردابه به انتهای بال برسد تولید میکند. از سوی دیگر فروریزش گردابه لبه حمله است که سبب تغییرات شدید در ضریب برآ و پسا میشود، همچنین در فاز حرکت روبه پایین بال در یک سیکل نوسانی، اغلب یک گردابه ثانویه علاوه بر گردابه لبه حمله ایجاد میشود که نسبت برآ به پسا را به طور قابل ملاحظه‌ای با افزایش زاویه حمله کاهش میدهد. تأثیر این گردابه ثانویه را میتوان در منحنی نسبت برآ به پسا مشاهده کرد. اگر به ترتیب کانتورهای سرعت و فشار از موقعیت روی سر وینگ سوت تا انتهای بال پا در شکل های ۱۴ و ۱۵ دقت شود مشاهده می شود بر روی بال در این زاویه حمله گردابه ای بالای بال پا در موقعیت  $(Z=0.25)$  مشاهده می شود بعد از این موقعیت به تدریج حباب کوچکی در لبه فرار بال پا در حال شکل گیری است که با افزایش زاویه حمله کم کم رشد کرده و یک گردابه بزرگتر تشکیل میشود. این گردابه با توجه به کانتور رسم شده ناحیه ای کم فشار که در حال رشد و حرکت به سمت انتهای بال است که در قسمتهای آزمایشگاهی نیز به آن اشاره شد. در زاویه حمله ۱۰ درجه گردابه بال به ناگاه از گردابه بزرگ که از سطح بال جدا شده به گردابه های کوچک دیگری در قسمتهای مختلف بال پا تبدیل می شود.

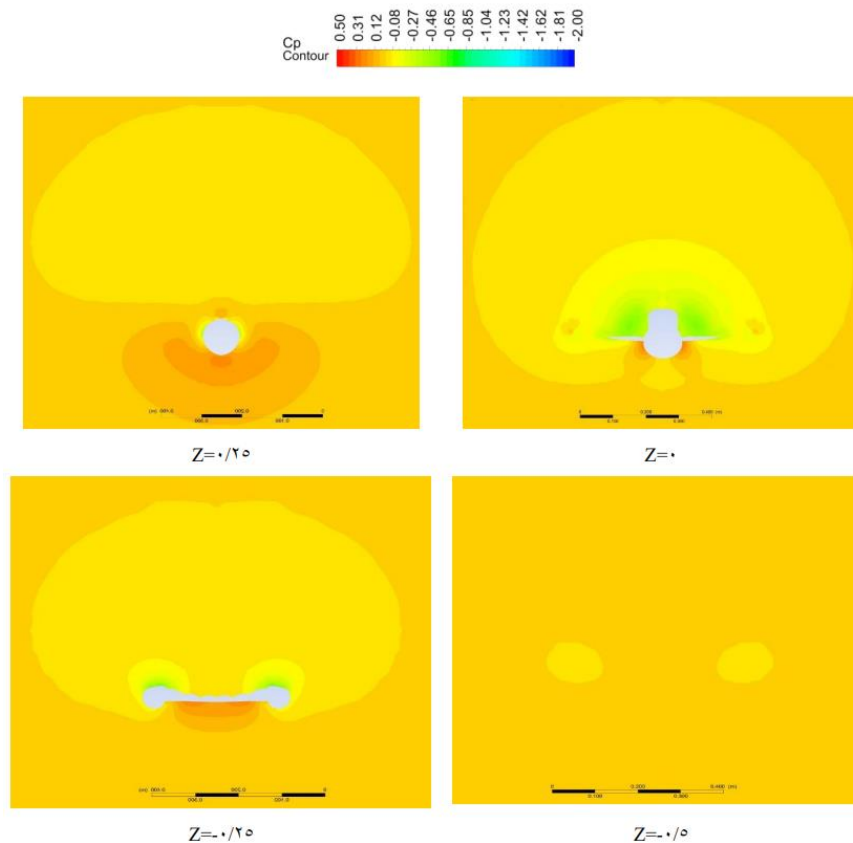


شکل ۱۳) جانمایی موقعیت فواصل طولی در راستای محور Z روی مدل

جدایش لایه مرزی (یعنی هنگامی که قسمتی از لایه مرزی نزدیک دیواره از سطح آن جدا می شود) تحت گرادین فشار معکوس رخ می دهد. جدایش جریان از لایه مرزی یک ناحیه آشفته ای را به وجود می آورد که این ناحیه آشفته میدان فشاری در لایه مرزی را ایجاد کرده و سبب جریان بازگشتی میشود که به نوبه خود سبب افزایش اصطکاک سطح و در نهایت ایجاد پسا می شود. این موضوع عموماً پذیرفته شده که گردابه لبه حمله حامل یک موج کم



شکل ۱۴) کانتور بی بعد شده سرعت در مقاطع مختلف مدل بر حسب متر در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل ۱۵) کانتور بی بعد شده فشار در مقاطع مختلف مدل برحسب متر در زاویه حمله ۱۰ درجه

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 بالای سطح نیز حدود ۲/۴۴٪ محاسبه شده است. در انجام آزمایش ها تلاش بر آن بوده که میزان خطا در حد امکان کاهش یابند. برای انجام کالیبراسیون دستگاه بالانس تست 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.

#### ۷- نتیجه گیری

در این مقاله بررسی ساختار جریان روی سطح وینگ سوت در محدوده عدد رینولدز  $10^6$  از دو منظر عددی و آزمایشگاهی بررسی گردید. نتایج کیفی و کمی تست آزمایشگاهی در مقایسه با نتایج شبیه سازی عددی مورد بررسی قرار گرفتند.

#### ۶- عدم قطعیت برای تست های آزمایشگاهی

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 پسای وینگ سوت 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. 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 پرینتر سه بعدی ساخته و پس از مونتاژ با مدل ریاضی مقایسه شده است. اختلاف کانتورهای 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 پیتو کالیبراسیون مجدد سرعت تونل انجام گرفت. عدم قطعیت اندازه گیری سرعت جریان آزاد با ۱۰

1- Gersten K. Hermann schlichting and the boundary-layer theory. In Hermann Schlichting-100 Years: Scientific Colloquium Celebrating the Anniversary of His Birthday, Braunschweig, Germany 2007 2009 (pp. 3-17). Springer Berlin Heidelberg.

2- Rostamzadeh N, Kelso RM, Dally BB, Hansen KL. The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics. *Physics of fluids*. 2013; 25(11):117101.

3- Hedenström A, Johansson LC, Spedding GR. Bird or bat: comparing airframe design and flight performance. *Bioinspiration & Biomimetics*. 2009; 4(1):015001.

4- Bushnell DM, Moore KJ. Drag reduction in nature. *Annual review of fluid mechanics*. 1991; 23(1):65-79.

5- Fish FE, Battle JM. Hydrodynamic design of the humpback whale flipper. *Journal of morphology*. 1995; 225(1):51-60.

6- Bearman PW, Owen JC. Reduction of bluff-body drag and suppression of vortex shedding by the introduction of wavy separation lines. *Journal of Fluids and Structures*. 1998; 12(1):123-30.

7- Miklosovic DS, Murray MM, Howle LE. Experimental evaluation of sinusoidal leading edges. *Journal of aircraft*. 2007; 44(4):1404-8.

8- Johari H, Henoch C, Custodio D, Levshin A. Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance. *AIAA journal*. 2007; 45(11):2634-42.

9- Shan H, Jiang L, Liu C, Love M, Maines B. Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. *Computers & fluids*. 2008; 37(8):975-92.

10- Favier J, Pinelli A, Piomelli U. Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers. *Comptes Rendus Mecanique*. 2012; 340(1-2):107-14.

11- Skillen A, Revell A, Pinelli A, Piomelli U, Favier J. Flow over a wing with leading-edge undulations. *Aiaa Journal*. 2015; 53(2):464-72.

12- Skillen A, Revell A, Pinelli A, Piomelli U, Favier J. Flow over a wing with leading-edge undulations. *Aiaa Journal*. 2015; 53(2):464-72.

13- Berry M, Las Fargeas J, Blair KB. Wind tunnel testing of a novel wingsuit design. *Procedia Engineering*. 2010; 2(2):2735-40.

14- Sestak TA. The effect of surface materials and morphology on wingsuit aerodynamics. 2017.

15- Ansari N, Krzywinski S, Fröhlich J. Towards a combined CAD and CFD development process of a wingsuit. In *Proceedings 2018 (Vol. 2, No. 6, p. 228)*. MDPI.

16- Edwards M, Furnell A, Coleman J, Davis S. A preliminary anthropometry standard for Australian Army equipment evaluation. *Defence science and technology organisation fishermans bend (australia)*; 2014.

17- Abbott IH, Von Doenhoff AE. *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Courier Corporation; 2012.

18- Sadraey MH. *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons; 2012.

مقدار نیروی برآ و پسا با استفاده از بالانس در تونل باد اندازه گیری گردید و همچنین با استفاده از تافت ، از جریان اطراف و روی وینگ سوت مشاهدات آزمایشگاهی ضبط گردید. در نتایج شبیه سازی عددی ، میدان تنش برشی روی سطح مدل، گردابه های اطراف آن و همچنین جدایش جریان اطراف مدل و کانتور سرعت و فشار مورد ارزیابی قرار گرفتند که با بررسی آنها در مقایسه با داده و مشاهدات آزمایشگاهی موارد زیر بیان می گردد.

مولدهای ورتکس با چیدمان غیرهمراستا روی مدل باعث کوچک شدن گردابه و نتیجتاً کاهش پسا و همچنین ایجاد جریان گردابه ای اطراف مدل در زوایای حمله زیاد می شوند.

مشاهدات شبیه سازی عددی ایجاد گردابه نعل اسبی روی بال در محل اتصال کوله به بدنه را نشان می دهند که در ساختار گردابه ها روی بال و آغاز جدایش بسیار تاثیر گذار است.

از مریبی سازی تست ها تجربی مشاهده می گردد حضور مولدهای ورتکس غیرهمراستا ناشی از موجدار بودن سطح سبب کاهش گردابه اطراف کوله یا همان گردابه نعل اسبی میشوند.

بهترین زاویه حمله پروازی برای مدل وینگ سوت آموزشی با توجه به نتایج تست آزمایشگاهی زاویه ۱۰ درجه می باشد.

**تاییدیه اخلاقی:** محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیر ایرانی منتشر نشده است.

**تعارض منافع:** (نمونه) در این مقاله از برخی نتایج حاصل از رساله دکتری نویسنده مسئول استفاده شده است. هیچ تعارض منافع دیگری برای اظهار وجود ندارد.

#### فهرست علائم و اختصارات

(AOA)	زاویه حمله (°)
(U <sub>∞</sub> )	سرعت جریان آزاد (m/s)
(L <sub>m</sub> )	طول مدل وینگ سوت (m)
(L <sub>H</sub> )	طول دست تا مچ (cm)
(D)	نیروی پسا (N)
(L)	نیروی برآ (N)
(C)	میانگین وتر بال دست (cm)
(n)	تعداد موج روی سطح بال
(S <sub>ref</sub> )	مساحت سطح مرجع (m <sup>2</sup> )
(Re)	عدد رینولدز (-)
(h <sub>m</sub> )	دامنه موج روی بال (cm)
(λ)	گام موج روی بال (cm)
HW	بال روی دست
LW	بال روی پا

#### منابع

- 19- Omholt S. CFD Modeling of a Wingsuit (Master's thesis, Institutt for energi-og prosessteknikk), 2011.
- 20- Ansari N., 3D Design and Simulation Methods for the Development of Wingsuits. TUDpress, 2019.
- 21- Rostanzadeh N, Kelso RM, Dally BB, Hansen KL. The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics. Physics of fluids. 2013; 25(11):117101.