



## A Study of the Relationships between Pressure and Deformation of Surface on Wingsuit Performance

M. Nazemian Alaei, M. S. Valipour\*

Department of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

**ABSTRACT:** Wingsuit as one of the most popular sports in the field of aviation is very popular. Efficiency and safety are the first priority of the designers of this sport. In this article, the modeling, formation, and evaluation of the surface of the wingsuit during a flight are discussed. Since the wingsuit is under air pressure inside it, the formation of the structure of the surface of the suit changes according to the flight conditions. The surface of the wingsuit is important for the aerodynamic evaluation of the wingsuit model. According to the way of sewing wingsuit clothes, the wave structure will be obtained on the surface of the wing. In order to better observe the effects of changing the wing geometry on maneuverability, the model has been selected as rigid. The experimental results on the surface of the model show that with the increase of the angle of attack, the flow on the surface of the wing increases the disturbance in the middle area of the wing and reduces its effects in the upper area of the wing. This interaction of the flow structure on the model leads to the different performances of the model in different angles of attack; By measuring the forces on the model, AOA= 15° was obtained as the best angle of flight performance for the wingsuit model.

### Review History:

Received: Jul. 06, 2022

Revised: Dec. 03, 2022

Accepted: Dec. 27, 2022

Available Online: Jan. 19, 2023

### Keywords:

Wingsuit

Flow visualization

Aerodynamic coefficients

Wind tunnel

### 1- Introduction

Wingsuits with flexible wings with unique advantages such as lightness, quick response, and low cost of these types of wings have become a significant focus among aviation professionals around the world [1]. Lafayette et al. [2] conducted a comprehensive study on wings with wave-shaped surfaces on air drones; They successfully tested the structural and aerodynamic advantages of air pressure-inflated wings compared to rigid wings. Jia et al. [3] investigated the wing surface geometry in the inflated state to evaluate the aerodynamic characteristics of the angle of attack at high angles for takeoff and landing. In fact, the flexible wing has an elastic appearance deformation under the changing pressure, and the deformation on the surface of these types of wings has a direct effect on the flow structure, also this type of structure will have a significant effect on the bearing of the wing. The stress level and the method of improving the modulus of elastic deformation of the membrane, and wing to maintain the shape and stiffness have been investigated in recent years. Studies of flexible wings have been done mostly around drones, therefore, according to the results obtained from previous studies, the investigation of limited flexible wing geometry on wingsuits has rarely been done.

### 2- Modeling of Wingsuit Wing Surface

By observing the wavy arrangement created by the way

of sewing in the wingsuit, the surface of the wing is formed; The reason for sewing clothes with this shape is to increase the strength and efficiency of the wing during flight. The calculations have been made assuming that these waves are evenly distributed on the surface of the clothes. For calculation and modeling, the dynamic state of the clothing (general shape of the clothing during flight) has been used. (Fig. 1(a))

According to the assumption of the problem, the amount of air entering and leaving the shell is insignificant, so the air pressure  $p$  is maintained inside the shell, in this case, a convex shape is obtained for the outer wall. Assuming that the Wave scale and amplitude of them were the same in the transverse direction of the suit, the mathematical modeling for the surface is presented as follows.

$$f(y, h_m, y_0) = \frac{y}{h_m} + \exp\left[-1.5(y_0')^2\right] \left(1 - \frac{y}{h_m}\right) \quad (1)$$

In this study, stress modeling has been done when the wing is inflated. The wing skin surface element is considered in 3D deformation mode, however, in this structure, the wing surface can be freely contracted and stretched. Therefore, the local deformation leads to the tensile deformation in

\*Corresponding author's email: msvalipour@semnan.ac.ir



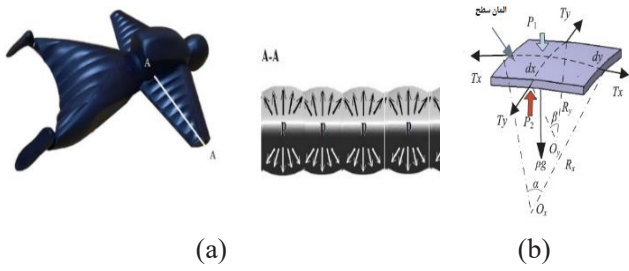


Fig. 1. pressure distribution inside of a wingsuit

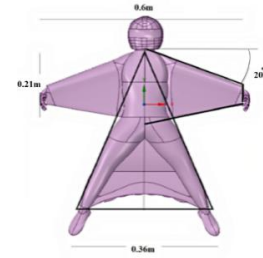


Fig. 2. The geometry of the wingsuit mode

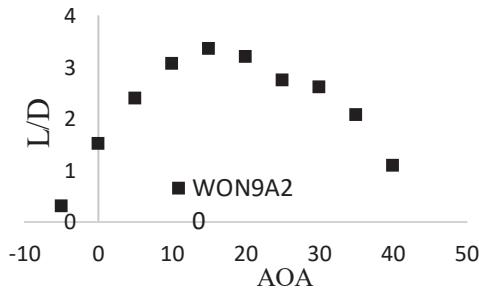


Fig. 3. Performance diagram (L/D) at Re= 1.5×10<sup>6</sup>

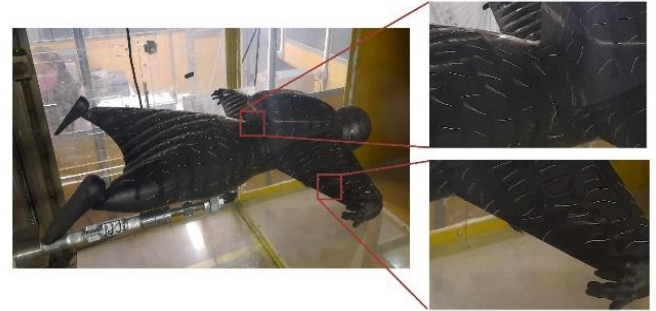


Fig. 4. Tuft flow visualization at AOA=15°

two axes of the wing surface, therefore, when performing the local stress analysis of the wing surface, only one local unit (element) should be selected for modeling the wing. The small element is selected from the rectangular surface as shown in (Fig. 1(b)).

$T$  is the tensile force of the fabric per unit length of the piece and the vector  $p = (p_x, p_y)$  is equal to the air pressure in the shell, which is at any point of the shell along the normal. By defining the element  $ds$  of the convex length of the wave ( $L_w$ ), we have:

$$T(x) = \frac{\rho a v^2 [1 + 0.5(y')^2]}{2|y''|} \quad (2)$$

$$T(y) = \frac{3\rho a v^2 (1 - \ln f) [y + \exp(-1.5(y_0')^2)(h_m - y)]}{2[1 - \exp(-1.5(y_0')^2)]} \quad (3)$$

Generally, the flexible wing material is reinforced with laminated anisotropic composite fibers. The different effects of elasticity modulus should be considered in the  $x$  and  $y$  directions respectively. Axial elastic moduli are expressed as  $E_x$  and  $E_y$ . Also, the relationship between the stresses introduced in the two axes for the flexible surface in the two  $x$  and  $y$  axes respectively as  $\sigma_x$  and  $\sigma_y$ , taking into account the requirements in the above relations, are generally defined as follows:

$$\sigma_{(x,y)} = \frac{\left( \frac{m_{gas} R_{gas} T_{environment}}{M_{gas} V_{gas}} - P_1 - \rho g \right)}{\left( k_{(y,x)} \cdot \frac{E_{(y,x)} T}{E_{(x,y)} T} \cdot K_{(y,x)} + \mu K_{(x,y)} + K_{(x,y)} \right) t} \quad (4)$$

The dimensional size of the test model's length is determined according to the dimensions of the test room and the obstruction ratio in the test room according to the standard of the wingsuit manufacturer of the training brigade model. The geometry and dimensions of the wingsuit model based on the anthropometry of the adult male body are shown in Fig. 2. The dimensional size of the length of the model to be tested is determined according to the dimensions of the test room and the ratio of obstruction in the test room. The blocking ratio of the model is 4.1% at the zero angles of attack and 10.4% at the angle of 35°, which should not be more than 15% at the maximum angle of attack of the model.

The base model of the wingsuit the dimensions of 0.36, and the actual sample with the dimensions of 0.7m is made with the WON9A20 wing model in the hand section with the angle of attack edge retreat of 20° and also the aspect ratio of 2.22. The wingspan of the model is 0.6 meters, and the chord of the wing root is 0.21 meters. The laboratory model used is shown in Fig. 2.

### 3- Results and Discussion

#### 3- 1- Balance measurement

Aerodynamic force coefficients were measured by an external balance for the wingsuit model. Fig. 3 shows the drag and lift coefficient diagrams as well as the performance

diagram of the wingsuit model with wavy wings at the Reynolds number of  $1.5 \times 10^6$ . From the performance graph, it can be concluded that the WON9A20 model performs better at attack angles of  $10^\circ$  to  $20^\circ$  than at high attack angles, as it can be seen that the efficiency of the wingsuit model reaches its maximum value at an angle of  $15^\circ$ .

### 3- 2- Flow structure with mini tuft visualization

The flow pattern in the back and side view of the wingsuit model at the angle of attack before stalling with the wing with a wave structure at  $AOA=15^\circ$  are shown in Fig. 4, respectively. As can be seen, in this model, the vortices move from the trailing edge of the wing to the leading edge and cause flow disturbance at a distance of  $x/c = 0.35$  from the leading edge of the wavy wing. This vortex formation leads to an increase in the drag coefficient.

### 4- Conclusion

Flexible wings have been given a lot of attention due to their lightness and low cost in the construction of flying devices. Generally, these types of wings are considered wave-

shaped wings. The performance chart shows the highest flight performance for this type of wingsuit at  $AOA=15^\circ$ . By analyzing the vortices caused by the surface and the edges of the wing by visualization on the model, it is observed that in different angles, the way flow lines are messed up and the vortices grow on the surface is different.

### References

- [1] M. Abrams, Birdmen, batmen, and skyflyers Wingsuits and the pioneers who flew in them, fell in them, and perfected them, Broadway Books, (2007).
- [2] D. Takahashi, R. LeBeau, Computational investigation of flow over inflatable airfoils at multiple Reynolds numbers, in: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, (2011) 377.
- [3] L.B. Liu, Y.C. Jia, Y. Wei, Structural design and mechanical deformation simulation of flexible inflatable wing for miniature missile, *J Natl Univ Defense Technol*, 40 (6) (2018) 30-37.

#### HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Nazemian Alaei, M. S. Valipour, *A Study of the Relationships between Pressure and Deformation of Surface on Wingsuit Performance*, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 54(11) (2023) 541-544.

DOI: 10.22060/mej.2023.21561.7467







## تجزیه و تحلیل روابط بین فشار و تغییر شکل المان سطح پوسته و اثر آن بر عملکرد لباس بالدار

محسن ناظمیان علایی، محمدصادق ولی پور\*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران.

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۱/۰۴/۱۵  
بازنگری: ۱۴۰۱/۰۹/۱۲  
پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۰۶  
ارائه آنلاین: ۱۴۰۱/۱۰/۲۹

### کلمات کلیدی:

لباس بالدار  
مرئی سازی جریان  
ضرایب آیرودینامیکی  
تونل باد

**خلاصه:** حرفه‌ی پرواز با لباس بالدار به عنوان یکی از ورزش‌های پرطرفدار در شاخه هوانوردی در حال حاضر مورد استقبال زیادی قرار گرفته است. کارایی و امنیت در الویت اول طراحان لباس‌های این ورزش می‌باشد. در این مقاله به مدل‌سازی، شکل‌گیری و ارزیابی سطح لباس بالدار در حین پرواز پرداخته شده است. از آنجایی که لباس بالدار تحت فشار هوای داخل آن است، شکل‌گیری ساختار سطح لباس با توجه به شرایط پرواز تغییر می‌کند. هندسه سطح لباس بالدار برای ارزیابی آیرودینامیکی آن دارای اهمیت است. با توجه به نحوه دوخت لباس‌های بالدار، ساختار موج روی سطح بال بدست خواهد آمد. برای مشاهده بهتر اثرات تغییر هندسه‌ی بال بر مانور پذیری، مدل به صورت صلب انتخاب گردیده است. نتایج آزمایشگاهی روی سطح مدل نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، جریان روی سطح بال دچار افزایش بهم ریختگی در ناحیه میانی بال دست و کاهش اثرات آن در ناحیه بالایی بال می‌گردد. این بر همکنش جریان در مدل منجر به عملکرد متفاوت مدل در زوایای حمله مختلف می‌گردد؛ با اندازه‌گیری نیروهای وارد بر مدل، زاویه ۱۵ درجه به عنوان بهترین زاویه از نظر عملکرد پرواز مدل لباس بالدار به دست آمد.

### ۱- مقدمه

انعطاف پذیر این نوع بال‌ها پس از متورم شدن منجر به طراحی اولیه در ساخت این نوع بال‌ها می‌گردد.

با توسعه علم مواد و فن آوری پردازش در ساختار بال انعطاف پذیر گامی نو در جهت استفاده از این نوع بال‌ها در وسایل پرنده مختلف از جمله هواپیماهای بدون سرنشین و بال‌های هواپیماهای خورشیدی انجام گرفته است از جمله مزیت مهم استفاده از این نوع بال‌ها کاهش وزن نسبت به مدل صلب آن تحت همان شرایط استحکام سازه‌ای است. میزان کاهش وزن سازه‌ای تقریباً ۳۰ درصد موجب کاهش هزینه‌های ساخت گردیده است. از این رو بال‌هایی با ساختارهای بادی با برتری منحصر به فرد خود در حال گسترده‌تر شدن می‌باشند [۳]. کاربرد این مزیت در صنعت هوانوردی شامل هواپیماهای بدون سرنشین، بال‌های هواپیماهای بدون سرنشین خورشیدی، حرفه‌های ورزشی هوانوردی شامل کایت، لباس بالدار و همچنین زیستگاه‌های فضایی و غیره بیش از پیش توجه محققان زیادی به خود معطوف کرده است [۴]، بال‌هایی با ساختار انعطاف پذیر معمولاً بهترین سازه برای طراحی وسایل پرنده است. علاوه بر این، بال‌های انعطاف پذیر

لباس بالدار با بال‌های قابل انعطاف با مزایای منحصر به فرد خود مانند سبکی، پاسخ سریع و کم هزینه بودن این نوع بال‌ها به کانون قابل توجهی ما بین حرفه‌های هوانوردی در دنیا قرار گرفته است [۱]. اما از آنجا که تغییر شکل هندسی قابل توجهی از این نوع بال‌های انعطاف پذیر تحت فشار درونی آن ظاهر می‌شود؛ ویژگی‌های آیرودینامیکی آن‌ها تحت تأثیر شکل هندسی آن‌ها تغییر می‌یابد. در این مقاله، با توجه به تأثیر تغییر شکل هندسی بال‌های انعطاف پذیر در حرفه پرواز با لباس بالدار میزان فشار و تنش وارده بر جداره آن‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. بال‌های قابل انعطاف کاربرد بسیار وسیعی در حرفه‌های هوانوردی بویژه وسایل پرنده نوین از جمله پرنده‌های بدون سرنشین سبک دارد [۲]. در این مقاله ویژگی‌های طراحی شکل اولیه و تجزیه و تحلیل نیروهای وارده بر سطح درونی و بیرونی بال بررسی شده است. همچنین تجزیه و تحلیل بال‌های انعطاف پذیر جهت بهبود هندسه در پرواز لباس بالدار صورت گرفته است. تحلیل نیروهای وارده در ساختار

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: msvalipour@semnan.ac.ir

رابطه بین پارامترهای آیرودینامیکی، فشار داخلی و پارامترهای فیزیکی بال مورد بررسی قرار گرفت. تجزیه و تحلیل روابط بین فشار و تغییر شکل از المان سطح پوسته بال انعطاف پذیر جهت محاسبه مقدار تنش و کشش وارده بر سطح بال اهمیت زیادی در جهت بررسی نیروهای آیرودینامیکی وارد شده بر روی سطح بال دارد از این رو در نظر گرفتن این محاسبات برای مانورپذیری مدل بسیار حیاتی می‌باشند [۲۰]. لیو و همکاران [۲۱] از تئوری انعطاف پذیر تنش پوسته با استفاده از نرم‌افزار آباکوس استفاده نمودند. شبیه‌سازی نرم‌افزار و تغییر شکل در شرایط فشار مختلف در این مطالعه مورد بررسی قرار گرفت. همچنین تأثیر شرایط مختلف دما بر تغییر اختلاف فشار داخلی و خارجی بال انعطاف پذیر نیز مورد ارزیابی قرار گرفت، که به تغییرات ساخت مدل در دو راستای طول و وتر بال کمک نمود. بال قابل انعطاف به طور قابل توجهی تحت تأثیر دمای محیط قرار می‌گیرد، زیرا با افزایش دمای محیط در همان شرایط امکان ترکیدن در شرایط آب هوایی خاصی را در پی خواهد داشت؛ این در حالی اتفاق خواهد افتاد که فشار بال انعطاف پذیر به آستانه معینی می‌رسد و تنش از حد مقاومت آن فراتر می‌رود. در مقابل، در حالی که درجه حرارت خیلی پایین است؛ برعکس باعث می‌شود که استحکام<sup>۲</sup> کلی بال کاهش یابد و تغییر شکل، خم شدن و چین و چروک تحت عمل نیروی خارجی به آسانی اتفاق افتد. بنابراین، مطالعه بیشتر جهت تحمل ویژگی‌های تنش موضعی از سطح بال‌های انعطاف پذیر برای لباس بالدار صورت گرفته است و رابطه بین شرایط محیطی، فشار داخلی و قدرت مواد ساخته شده این بال‌ها در محیط پرواز واقعی بر اساس نتایج تحقیق حاضر و روش‌های تحقیق در این مقاله صورت پذیرفت.

از خصوصیت بال‌های انعطاف پذیر، شکل موجی بودن آن‌ها روی سطح است که موجب افزایش استحکام سازه‌ای آن می‌گردد. خصوصیات سازه‌ای بال‌های موجدار با استفاده از شبیه‌سازی عددی در مقایسه با تست آزمایشگاهی مورد تجزیه و تحلیل محققان زیادی قرار گرفته است. لافایاته و همکاران [۲۲] مطالعه جامع در خصوص بال‌هایی با سطح موجی شکل بر روی هواپیماهای بدون سرنشین بادی انجام دادند؛ آن‌ها مزیت‌های سازه‌ای و آیرودینامیکی بال‌های بادشده توسط فشار هوا را در مقایسه با بال‌های صلب با موفقیت آزمایش کردند. جیا و همکاران [۲۳] هندسه سطح بال در حالت متورم را مورد بررسی قرار دادند تا خصوصیات آیرودینامیکی زاویه حمله در زوایای بالا را برای برخاستن و فرود مورد ارزیابی قرار دهند. در حقیقت، بال انعطاف پذیر دارای تغییر شکل ظاهری الاستیک تحت فشار در

در مقایسه با بال‌های معمولی دارای بسپاری از مزایای منحصر به فرد (که بال‌های معمولی ندارند) از جمله وزن سبک، قابل حمل بودن، تاشو بودن مدل (حجم کوچک)، افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا (در زاویه حمله‌های بالا)، حمل و نقل، استقرار سریع، هزینه کم، قابلیت اطمینان بالا و غیره می‌باشند، بنابراین بررسی کنترل جریان بر روی بال انعطاف پذیر در حال حاضر به کانون تحقیقاتی تبدیل شده است. این نوع بال‌ها دارای ارزش تحقیقاتی مهم و مهندسی گسترده‌ای است.

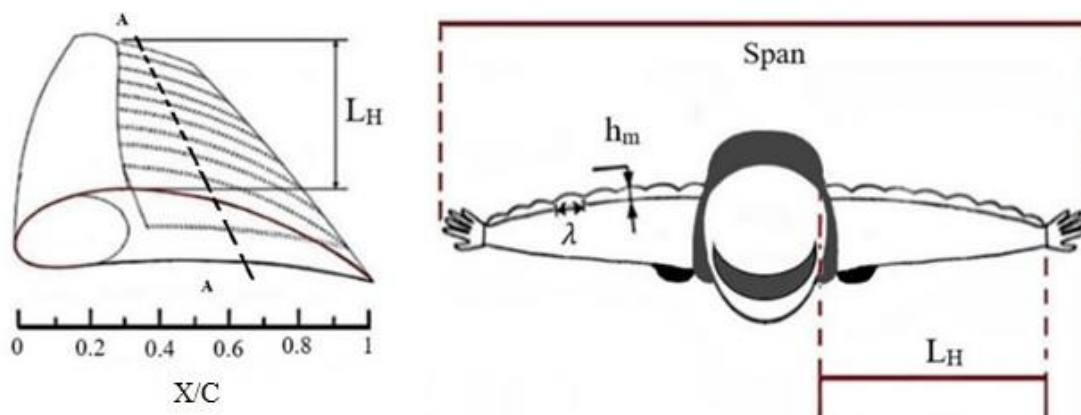
از مهمترین روش‌های کنترل جریان بر روی وسایل پرنده می‌توان به روش‌های کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [۵]، مکش [۶]، دمش پالسی [۷]، امواج آکوستیک سطحی [۸]، روش‌های مغناطیسی هیدرودینامیکی [۹]، عملگر جت [۱۰] و روش‌های کنترل غیرفعال سطوح متخلخل [۱۱] مولد گرداب [۱۲] و تغییرات هندسی در لبه حمله و لبه فرار بال [۱۳] زبری روی مدل [۱۴] اشاره نمود. توسعه علم کنترل جریان منجر به ظهور عملگرهای کنترلی و بررسی مطالعات پارامتری بر روی آن‌ها شده است [۱۵].

یکی از روش‌های غیر فعال جهت کنترل جریان بر روی لباس بالدار، ساختار هندسی می‌باشد که تغییرات روی آن منجر به افزایش مانورپذیری و مقدار نیروی برآ در حین پرواز می‌گردد. ایلام [۱۶] یک بال با تورم قابل انعطاف از یک ماده انعطاف پذیر از ساختار قابل انعطاف طراحی نمود. او این بال را بر روی هواپیماهای بالدار بادی مورد آزمایش قرار داد. گلن بن و همکاران [۱۷] در تحقیقات خود بر روی بال ناسا ای ۲۰۰۰<sup>۱</sup> که به صورت انعطاف پذیر ساخته شده بود بررسی خود را به صورت تست پروازی انجام داد. مدل آزمایشگاهی ساخته شده در سال ۲۰۰۱ آزمایش پرواز خود را با ارتفاع کم با موفقیت انجام داد، که تست‌های فنی از بال‌های انعطاف پذیر برای دستیابی به پرواز را در آزمایشگاه تونل باد را اخذ نمود. محققان دانشگاه کنتاکی به همراه ال سی داور [۱۸] تحقیق در مورد هواپیماهای بدون سرنشین با بال قابل انعطاف انجام دادند و آزمایش پرواز را با بال‌های بادی در حالت‌های مختلف تست نمودند. علاوه بر این، جیمز ای ام از محققان ناسا [۱۹] فن‌آوری انبساط بال تاشو را برای مطالعه پهپاد بالدار از نوع درآیدن<sup>۲</sup> اتخاذ کرد و نتایج نشان داد که بال انعطاف پذیر کاملاً جوابگوی مانورپذیری و هدایت پروازی این مدل از هواپیماهای بدون سرنشین است. این مدل‌سازی با آزمایش آیرودینامیکی و آزمایش پرواز برای بررسی رابطه بین تغییر شکل پیچشی و فشار در بال مورد نیاز استفاده شد و

1 NASA-I-2000

2 Dryden





شکل ۱. طرحواره لباس بالدار و معرفی پارامترهای بال

Fig. 1. Wingsuit schematic and introduction of wing parameters

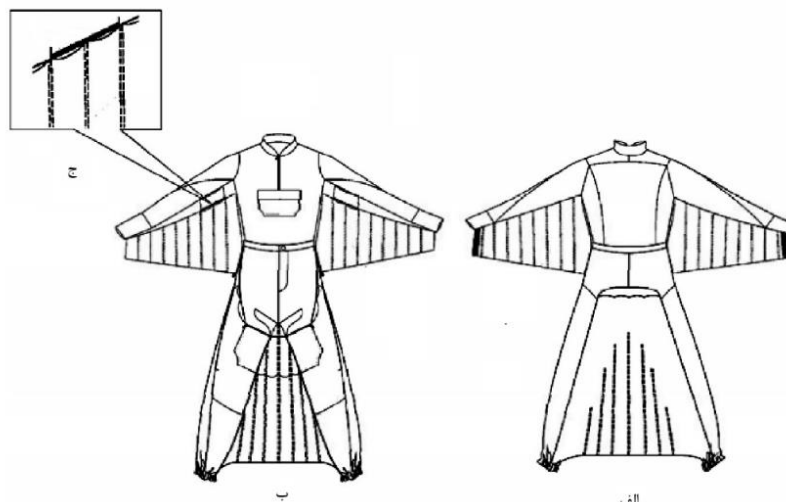
مدل پروازی لباس بالدار از نوع آموزشی در این مقاله بررسی و اثرات آن در تست‌های آزمایشگاهی ارائه می‌گردد.

## ۲- بررسی بال لباس بالدار

جهت توسعه ورزش‌های هوانوردی، نیاز به توجه بیشتری به امنیت آن است. هدف تحقیق روی لباس بالدار برای علاقمندان این حرفه افزایش کارایی در حین افزایش امنیت است. در شکل ۱ لباس بالدار (تیپ آموزشی) نشان داده شده است؛ نمای پشت (الف)، نمای جلو (ب)، بخش‌ها و دنده‌های بال (ج)). در حال حاضر، مسئله طراحی لباس مناسب برای ورزش‌های هوانوردی با پارامترهای آیرودینامیکی است. مدارک علمی تولید شده برای لباس‌های بالدار از سوی سازندگان ارائه نگردیده است و بیشتر مستندات علمی در این حوزه براساس تجربه فردی می‌باشد لذا طراحی این لباس‌ها همانند طراحی یک وسیله پرنده در نظر گرفته می‌شود از اینرو شاخص‌های پروازی جهت طراحی لباس‌های بالدار بسیار مهم می‌باشد [۲۴]. در شکل ۱ طرحواره لباس بالدار به‌همراه پارامترهای هندسی روی آن نمایش داده شده است.

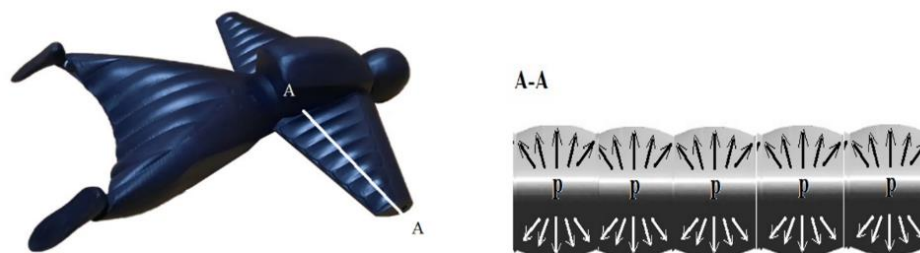
بال‌هایی که بین آستین و کمر بدن انسان و بین قسمت‌های جلو و عقب شلوار قرار دارند شرایط پروازی را برای انسان فراهم می‌آورند. سطح حاصل شده از اتصال بال به کمر و همچنین بخش پا امکان پرواز همانند کلایدر را فراهم می‌آورد [۲۵]. از آنجاییکه نسبت منطقی بال‌های لباس بالدار کم است؛ به همین دلیل هندسه، نحوه نصب و شکل‌گیری آن بسیار حائز اهمیت است. انصاری و همکاران [۲۶] برای حالت‌های مختلف پروازی

حال تغییر است و تغییر شکل روی سطح این نوع بال‌ها روی ساختار جریان بر روی آنها تأثیر مستقیم دارد، همچنین این نوع از ساختار، تأثیر زیادی بر تحمل بال خواهد داشت. سطح تنش و روش بهبود مدول تغییر شکل الاستیک غشاء، بال برای حفظ شکل و سفتی در سنوات اخیر مورد بررسی قرار گرفته است. مطالعات بال‌های انعطاف پذیر بیشتر پیرامون هواپیماهای بدون سرنشین صورت گرفته است از این‌رو با توجه به نتایج بدست آمده از مطالعات انجام شده قبلی، بررسی هندسه بال محدود انعطاف پذیر بر روی وینگ سوت که به ندرت صورت پذیرفته است. در این مقاله، توصیف وضعیت شکل‌گیری لباس وینگ سوت به صورت سطح موجدار محاسبه و به صورت تجربی مطالعه گردید. هندسه سطح موجی شکل بال که از حل روابط فشار درونی و تنش و کرنش بدست می‌آید، بر روی آیرودینامیک مدل لباس بالدار مورد بررسی قرار گرفت. با توجه به تأثیر تغییر شکل الاستیک سطح بر نیرو و پارامترهای آیرودینامیکی بال، ساختار تنش - کرنش بال که می‌تواند باعث بهبود در وضعیت هندسی آن گردد مورد بررسی قرار گرفته است و تأثیرگذاری پارامترها نسبت بهم در روابط مشخص گردید. در ادامه با توجه به محاسبات تحلیلی و نتایج بدست آمده برای سطح بال مدل لباس بالدار، مدلسازی و ساخت آن توسط پرینتر سه بعدی به صورت صلب برای بررسی دقیق‌تر اثرات هندسی بال صورت پذیرفت. مدل ساخته شده به صورت تجربی تحت شرایط مختلف پروازی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. در مدل مورد مطالعه، بال به صورت متورم شده مدل گردید که می‌تواند مرجع و پشتیبانی نظری مؤثری برای طراحی این گونه از بال‌های انعطاف پذیر باشد. محاسبه ابعاد هندسی موج روی بال برای انسان مرد بالغ، برای یک



شکل ۲. ساختار لباس بالدار الف: نمای پشت ب: نمای جلو ج: محل دوخت لباس و دنده‌های بال [۲۷]

Fig. 2. The structure of the wingsuit a: back view b: front view c: Place of sewing and wing ribs [27]



شکل ۳. ساختار توزیع فشار درون بال لباس بالدار

Fig. 3. The pressure distribution structure inside the wings of the wingsuit

با فرض اینکه این موج بر روی سطح لباس به صورت مساوی قرار داشته باشند، صورت گرفته است. برای محاسبه و مدل‌سازی از حالت دینامیکی لباس ( شکل کلی لباس حین پرواز) استفاده گردیده است. بال لباس بالدار توسط فشار بادی که در حین پرواز درون لباس وارد می‌گردد، متورم می‌شود. تورم ایجاد شده در سطح بال را معمولاً با پیکربندی با چند بالون بادی نمایش می‌دهند که در شکل ۳ نشان داده شده است. همچنین فشار داخلی و خارجی وارد شده بر جداره پوسته بال برای درک بهتر در شکل ۴ نمایش داده شده است.

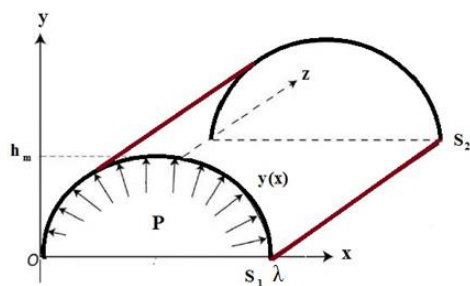
با توجه به فرض مسئله مقدار ورود و خروج هوا از پوسته ناچیز می‌باشد لذا فشار هوا  $p$  در داخل پوسته حفظ می‌شود، در این صورت شکل محدب برای جداره بیرونی بدست می‌آید. با فرض یکسان بودن گام و دامنه موج‌ها

تست‌های آزمایشگاهی بر روی نمونه واقعی لباس بالدار را انجام دادند و تأثیر شکل مدل پروازی را مورد بررسی قرار دادند. مدل‌سازی ریاضی نیروی‌های وارد شده بر سطح بال، به عنوان مفروضات طراحی لباس می‌باشند. هدف از این مقاله استخراج یک مدل ریاضی از شکل‌گیری سطح لباس بالدار و بررسی عملکردی آن در کلاس آموزشی است. بخش بال به عنوان مهمترین بخش در پرواز، تعیین کننده عملکرد لباس است (شکل ۲).

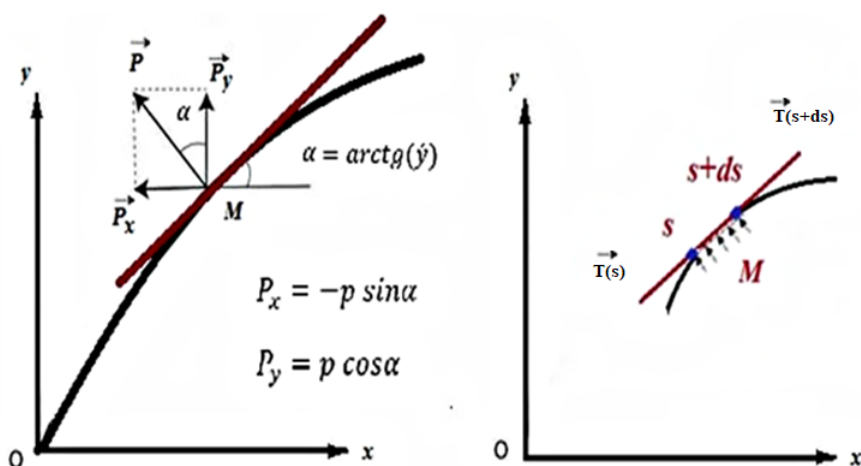
## ۲-۱- مدل‌سازی هندسی پوسته بال لباس بالدار

با مشاهده چیدمان موجی شکل که با نحوه دوخت در لباس بالدار ایجاد می‌گردد، سطح بال شکل می‌گیرد؛ علت دوخت لباس با این شکل افزایش استحکام و کارایی بال در حین پرواز است. محاسبات انجام گرفته





الف



ب

شکل ۴. طرحواره یک قطعه از پوسته بخش موجی بال الف: در حالت متورم ب: نیروهای وارده بر پوسته سطح بال [۲۸]

Fig. 4. Schematic of a segment of the wing corrugation skin a: in a swollen state b: Forces acting on the surface of the wing [28]

$$y'_{\Pi} = kx + b; \quad k = -2a; \quad b = a\tau \quad (2)$$

در راستای عرضی لباس، مدل سازی ریاضی برای پوسته، به صورت زیر ارائه می گردد.

با معرفی مقدار طول موج  $\lambda = L_k / n$  و با در نظر گرفتن مقدار  $x$  به صورت  $x = 0 / 5\lambda$  مقدار دامنه ماکزیمم موج ( $h_m$ ) از روابط زیر بدست می آید.

از آنجایی که سهمی مورد نظر محور  $Ox$  را در مبدأ مختصات قطع می کند و در نقطه  $x$  برابر با  $\lambda$  است، معادله قسمت محدب بال را به شکل زیر در نظر می گیریم.

$$h_m = -a \frac{\lambda}{2} \left( \frac{\lambda}{2} - \lambda \right) = \frac{a\lambda^2}{4} \quad (3)$$

$$y_{\Pi}(x) = -ax(x - \lambda) \quad (1)$$

مشتق  $y'_{\Pi}$  را به شکل تابع  $x$  به صورت زیر می باشد. با تعریف دو پارامتر  $k$  و  $b$  داریم:

$$a = \frac{n}{\eta L_H} \sqrt{6 \left( \frac{1}{\eta} - 1 \right)} \quad (۹)$$

مطابق شکل ۵، برای اطمینان از پرواز ایمن، پر شدن رضایت بخش بخش‌ها با هوا و کاهش نیروی پسا، بخش بال در دست برای یک مرد بالغ با طول دست  $(LH = ۰/۶۵m)$  و ضریب انقباض دینامیکی پارچه  $(\eta = ۰/۹۲)$  [۲۹] باید حداقل شامل نه بخش باشد.

### ۲-۲- مدل سازی فشار بر پوسته بال لباس بالدار

بر اساس مدل بال انعطاف پذیر و تئوری سطوح انعطاف پذیر تحت اثر فشار هوا می‌توان معادلات تنش و کشش روی سطح بال را نوشت [۳۰] و [۳۱]. در این مطالعه مدل‌سازی تنش هنگامی که بال متورم گردیده است، صورت پذیرفته است. المان سطح پوسته‌ی بال در حالت تغییر شکل سه بعدی در نظر گرفته می‌شود؛ با این حال در این ساختار سطح بال می‌تواند آزادانه جمع و کشیده شود. بنابراین تغییر شکل موضعی منجر به تغییر شکل کششی در دو محور از سطح بال می‌گردد؛ بنابراین هنگام انجام تجزیه و تحلیل تنش موضعی سطح بال، فقط باید یک واحد محلی (المان کوچک) برای مدل‌سازی بال انتخاب گردد. المان کوچک از سطح مستطیل همانطور که در شکل ۴ نشان داده شده است، انتخاب می‌گردد که در آن جهت عمودی بر سطح را با محور  $Z$  نشان می‌دهیم. مقدار طول به موازات محور  $x$  و محور  $y$  به ترتیب  $dx$  و  $dy$  است؛ همچنین تنش در جهت محور  $Z$  تقریباً برابر با صفر در نظر گرفته می‌شود. المان سطح انتخاب شده در دو محور برای بال نشان داده شده است، که به ترتیب توسط دو صفحه  $xOz$  و  $yOz$  نمایش داده شده است. المان سطحی پوسته در صفحه‌های مربوط به خود دارای قوس می‌باشند که شعاع دایره ایجاد شده در صفحه  $xOz$  با حرف  $R_x$  با مقدار انحنای مربوطه  $K_x$  و با زاویه مرکزی  $\alpha$  و همچنین در صفحه  $yOz$  شعاع دایره  $R_y$  با مقدار انحنای مربوطه  $K_y$  با زاویه مرکزی  $\beta$  مشخص گردیده است.

برای بررسی دقیق‌تر عملکرد لباس بالدار، باید ساختار لباس آن‌ها را مورد بررسی قرار داد. از آنجا که شکل بال از طریق دو لایه تحت فشار که توسط جریان هوای محیط پر شده است، ایجاد می‌گردد لذا دستیابی به یک شکل آیرودینامیکی خاص برای افزایش نیروی برآ برای این نوع از لباس‌ها بسیار مهم است که این موضوع به طور قابل توجهی بر عملکرد پرواز لباس بالدار باز تأثیر گذار است. پارامترهای هندسی که جهت بررسی دقیق‌تر لباس

همچنین با تعریف پارامتر نرخ انقباض دینامیکی  $\eta$  به صورت  $\eta = L_K / L_H$  و تعریف طول منحنی بخش محدب از پوسته بال  $L_W = L_H / n$  خواهیم داشت:

$$L_W = 2 \int_0^{0.5\lambda} \sqrt{1 + (y')^2} dx \quad (۴)$$

با فرض تابع درون انتگرال می‌توان رابطه را به صورت زیر بیان نمود.

$$\sqrt{1 + (y_{II}')^2} \cong 1 + 0.5(y_{II}')^2 = 1 + 0.5(kx + b)^2 \quad (۵)$$

در ادامه مقدار طول منحنی بخش محدب پوسته بال به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$L_W = \int_0^\lambda [1 + 0.5(kx + b)^2] dx \quad (۶)$$

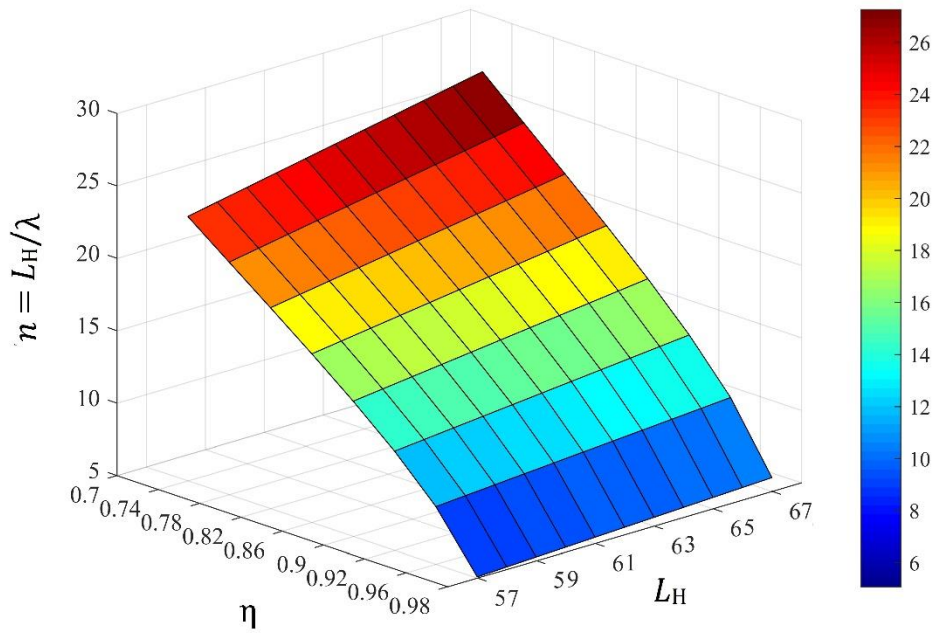
با فرض  $\varepsilon(x) = kx + b$  نتیجه می‌شود که برای  $x = 0$  مقدار تابع  $\varepsilon(0) = b$  و برای  $x = \lambda$  مقدار تابع  $\varepsilon(\lambda) = k\lambda + b$  می‌باشد. از آنجایی که  $dx = d\varepsilon / k$  است لذا داریم:

$$L_W = \frac{1}{k} \int_b^{k\lambda+b} [1 + 0.5\varepsilon^2] d\varepsilon = \frac{1}{k} \left[ \varepsilon \Big|_b^{k\lambda+b} + \frac{1}{2 \times 3} \varepsilon^3 \Big|_b^{k\lambda+b} \right] = \lambda + \frac{1}{6} (k^2 \lambda^3 + 3k \lambda^2 b + 3\lambda b^2) \quad (۷)$$

با جایگذاری عبارات  $b$ ،  $k$  و  $\lambda$  در رابطه (۷) خواهیم داشت:

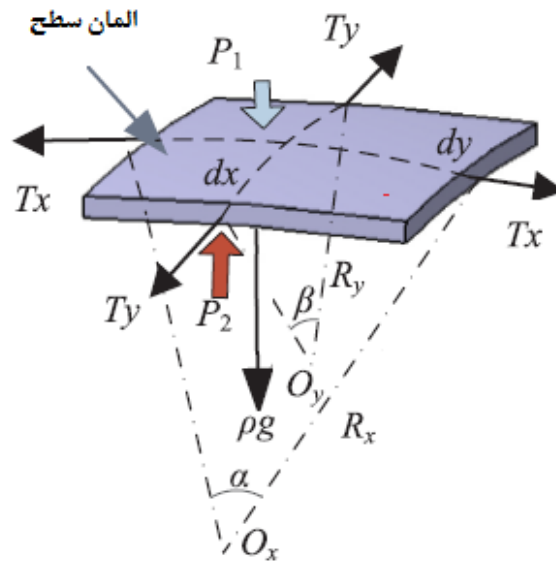
$$L_W - \lambda = \frac{L_H - L_K}{n} = \frac{a^2 L_k^3}{6n^3} \quad (۸)$$

نهایتاً با جایگذاری  $\eta = L_K / L_H$  مقدار پارامتر  $a$  به صورت زیر محاسبه می‌گردد:



شکل ۵. نمودار سطح پاسخ سه بعدی برای محاسبه هندسه سطح بیرونی لباس بالدار

Fig. 5. 3D response surface diagram for wingsuit exterior surface geometry



شکل ۶. مؤلفه‌های نیرویی وارد بر المان سطح بال انعطاف پذیر [۲۸]

Fig. 6. Force components on the flexible wing surface element [28]

فشار وارد شده به المان مورد نظر طول المان را  $ds$  در نظر می‌گیریم. معادله هندسه بخشی که تحت فشار هوای وارد شده به لباس در حین پرواز بدست می‌آید، به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} \frac{d}{ds} \left( T \frac{dx}{ds} \right) + p_x &= 0 \\ \frac{d}{ds} \left( T \frac{dy}{ds} \right) + p_y &= 0 \end{aligned} \quad (10)$$

$T$  نیروی کششی پارچه در واحد طول قطعه و بردا  $\vec{p} = (p_x, p_y)$  در برابر با فشار هوا در پوسته است که در هر نقطه از پوسته در امتداد نرمال می‌باشد. با تعریف المان  $ds$  از طول محدب موج  $(L_w)$  داریم: [۲۸]

$$ds = \sqrt{1 + (y')^2} dx \quad (11)$$

با جایگذاری و ساده سازی، رابطه (۱۰) به صورت زیر حاصل می‌شوند.

$$T' [1 - 0.5(y')^2] - Ty'' - py' = 0 \quad (12)$$

$$y'' T [1 - 0.5(y')^2] + Ty' [1 - 0.5(y')^2] + p = 0$$

مدل حاصل از حالت تنش در بخش پوسته با حل دو معادله دیفرانسیل بالا محاسبه می‌گردد. این معادلات یک سیستم غیر خطی را نشان می‌دهد. راه حل این سیستم در نظر گرفتن ویژگی سمت چپ آن است که به طور صریح به  $x$  و  $y$  بستگی ندارد. این واقعیت به ما امکان می‌دهد مشتق  $w = y'$  را به عنوان متغیر وابسته و  $y$  را به عنوان متغیر مستقل انتخاب کنیم. لذا رابطه (۱۲) به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$\begin{aligned} T' (1 - 0.5w^2) - Tw^2 w' - pw &= 0 \\ ww' T (1 - 1.5w^2) + T' w (1 - 0.5w^2) + p &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

بالدار مهم می‌باشند شامل فشار درونی و سرعت پروازی، جنس و الگوی دوخت پارچه است. برای مدلسازی پوسته بال خواص ساختاری شامل جنس و خصوصیات مکانیکی لباس باید مورد بررسی قرار گیرد. عموماً چترهای نجات و لباس‌های بالدار از جنس پلی استر، نایلون و آرامید و گلونور<sup>۱</sup> با مشخصات متریمی مشخص ساخته می‌شوند که دارای ضریب نفوذ هوا در آن حداقل است؛ همچنین مدل پارچه قادر به تغییر شکل در یک شکل مشخص تحت فشار هوا درونی است [۳۲]. بنابراین، لازم است مدل ریاضی، با هدف بهینه سازی پارامترهای طراحی لباس بالدار قبل از شروع پرواز و حین پرواز مورد مطالعه و بررسی قرار گیرد. بسیاری از عوامل مؤثر می‌تواند موجب افزایش کارایی لباس‌های بالدار فعلی گردد. اگر هدف این باشد که به طور قابل توجهی عملکرد لباس‌های بالدار را افزایش دهیم، قطعاً موارد زیادی وجود دارد، شامل کیفیت سطح، استفاده از تجهیزات پسیو کنترل جریان، استفاده از وینگلت‌ها، بهینه نمودن سطح لباس در مسیر پروازی و تغییرات آیرودینامیکی جهت کاهش اثرات گردابه و غیره. همه این موارد برای بهبود قابل توجه مانور پذیری لباس بالدار دارای کارایی منحصر به فرد می‌باشند. در بررسی صورت گرفته بر روی مدل واقعی لباس بالدار آموزشی، انحناهای سطح لباس منجر به عملکرد بالای مدل در زوایای حمله بالا می‌گردد که نشان دهنده تأثیر مستقیم تغییرات هندسی پرواز بر روی کارایی می‌باشد [۳۳].

از آنجایی که کارایی سطح بال در حرکت لباس بالدار بسیار مهم است؛ مطالعات در این خصوص جهت افزایش عملکرد لباس‌های بالدار در زوایای حمله بالا مورد توجه گرفته است. در این مقاله علاوه بر بررسی و آنالیز بال لباس‌های بالدار در شرایط واقعی، به بررسی اثرات موجی شکل بودن سطح بال که ناشی از فشار درونی پوسته بال و الگوی دوخت لباس است، می‌پردازیم و هندسه آن‌ها را با مدل ریاضی، بهینه و با نتایج آزمایشگاهی مقایسه می‌نماییم. با توجه به فرض مسئله مقدار نفوذ و خروج هوا از پوسته بسیار ناچیز در نظر گرفته می‌شود لذا فشار هوا در داخل پوسته حفظ می‌شود، در این صورت شکل محدب برای جداره بیرونی بدست می‌آید. با فرض یکسان بودن گام و دامنه موج‌ها در راستای عرضی لباس، مدلسازی تحلیلی سیالاتی برای پوسته، ارائه می‌گردد.

به عنوان یک مدل اولیه با بررسی فشار در بخش درونی و بیرونی پوسته بال برای یک گام موج  $(\lambda)$  مشخص و همچنین با در نظر گرفتن مفروضات در شرایط هندسی بال لباس در حالت واقعی، معادلات هندسی پوسته بال با توجه به مدل به صورت زیر نوشته می‌شود. برای محاسبه میزان

با در نظر گرفتن شرایط مرزی:

$$\begin{aligned} y(0.5\tau) &= h_m & y'(\tau) &= -y'_0; \\ y'(0) &= y'_0; & y(0) &= y(\tau) = 0; \end{aligned} \quad (19)$$

رابطه (۱۸) به صورت زیر تبدیل می‌شود:

$$y'''(x) - 3(y''(x))^2 y'(x) = 0 \quad (20)$$

با توسعه مدل ریاضی از معادله (۲۰)، معادله (۲۱) به دست می‌آید:

$$w = y' = \pm \left\{ -\frac{2}{3} \ln \left[ \frac{y + \exp(-1.5(y'_0)^2)(h_m - y)}{h_m} y \right] \right\}^{0.5} \quad (21)$$

می‌دانیم  $\frac{dy}{y'(x)} = dx$ ، لذا با اعمال بر روی معادله (۲۱) به دست می‌آید:

$$\int_0^{h_m} \left[ -\frac{2}{3} \ln f(y, h_m, y'_0) \right]^{-0.5} dy = 0.5\tau \quad (22)$$

که در این معادله مقدار  $f(y, h_m, y'_0)$  برابر است با:

$$f(y, h_m, y'_0) = \frac{y}{h_m} + \exp[-1.5(y'_0)^2] \left(1 - \frac{y}{h_m}\right) \quad (23)$$

در ادامه برای به دست آوردن رابطه  $y(x)$ ، باید پارامترهای  $\tau$ ،  $h_m$  و  $y'_0$  توسط محاسبات تعیین گردد. از طرفی محاسبه کشش به عنوان تابعی از  $x$  محاسبه گردید. اکنون با مشتق گیری از معادله (۲۳) نسبت به  $y$  داریم:

$$f'_y = \frac{[1 - \exp(-1.5(y'_0)^2)]}{h_m} \quad (24)$$

با ضرب بخش اول رابطه (۱۳) در  $-w$  و جمع با بخش دوم آن و همچنین با توجه به این که  $w'w = (1 - 0.5w^2) \neq 0$  می‌باشد، مقدار  $T$  به صورت زیر قابل تعریف است:

$$T = -\frac{p(1+w^2)}{w'w(1-0.5w^2)} \quad (14)$$

در نهایت با ساده سازی نتیجه به صورت رابطه (۱۵) به دست می‌آید.

$$T(x) = \frac{p(1+1.5(y'(x))^2)}{|y''(x)|} \quad (15)$$

از طرفی می‌دانیم مقدار فشار دینامیکی وارد شده به پوسته بال از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$p = \frac{\rho_a v^2}{2} \quad (16)$$

با جایگذاری در رابطه (۱۵) کشش به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$T(x) = \frac{\rho_a v^2 [1 + 0.5(y')^2]}{2|y''|} \quad (17)$$

که در این رابطه  $v$  سرعت ورزشکار و  $\rho_a$  چگالی هوا، می‌باشد. رابطه (۱۷) به شخص اجازه می‌دهد تا کشش پارچه را در پوسته محاسبه کند [۲۷]، در صورتی که مقادیر مشتقات  $y'(x)$  و  $y''(x)$  مشخص باشد. مرحله بعدی کار استخراج یک رابطه دیفرانسیل برای تعیین تابع  $y(x)$  است که هندسه مقطع بال را مدل کند. فرض کردیم  $w = y'$  باشد. با توجه به رابطه (۱۴) با محاسبه  $T_y'$  و جایگذاری  $T$  و  $T_y'$  در بخش دوم رابطه (۱۳) قرار داده و با ساده سازی رابطه (۱۸) به دست می‌آید:

$$ww'' = (3w^2 - 1)(w')^2 \quad (18)$$

از طرفی با توجه به معادله (۲۳) داریم:

$$y' = \left( -\frac{2}{3} \ln f \right)^{0.5} \quad (25)$$

در نهایت کشش به عنوان تابعی از  $y$  به صورت زیر به دست می‌آید:

$$T(y) = \frac{3\rho_a v^2 (1 - \ln f) \left[ y + \exp(-1.5(y'_0)^2)(h_m - y) \right]}{2 \left[ 1 - \exp(-1.5(y'_0)^2) \right]} \quad (26)$$

۲-۳ مدل سازی تنش و کشش پوسته بال لباس بالدار

نیروی کششی در جهت محور  $x$  را  $T_x$ ، و نیروی کششی در جهت محور  $y$  را با  $T_y$  که بر سطح تحت تأثیر فشار جوی  $p_1$  و فشار داخلی  $p_2$  است، نمایش می‌دهیم [۳۴]. به طور جامع معادلات تنش و کشش با توجه به مقدار فشار اتمسفر خارجی و فشار داخلی  $p_2$  از سطح المان در دو محور صورت می‌پذیرد. جهت حل معادلات از المان مشخص شده از سطح بال باید در ابتدا وزن سطح را به صورت زیر در نظر گرفت:

$$mg = \rho d_x d_y g = \rho R_x \alpha R_y \beta g \quad (27)$$

استحکام سطح بال انعطاف پذیر که مقدار بار آیرودینامیکی جسم پرنده را حفظ می‌کند به طور عمده ناشی از اختلاف فشار بین داخل و خارج بال است، فشار اتمسفر خارجی  $p_1$  و فشار داخلی را  $p_2$  می‌نامیم از آنجاکه المان سطح به اندازه کافی کوچک است، فشار دیفرانسیل  $(p_2 - p_1)$  در امتداد جهت محور  $z$  را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\Delta P = (P_2 - P_1) d_x d_y = (P_2 - P_1) R_x \alpha R_y \beta g \quad (28)$$

با توجه به رابطه هندسی موجود در شکل المان سطح مقدار کشش وارد شده در راستای محوره‌های  $x$  و  $y$  را به صورت زیر بیان می‌نماییم.

$$T_{xz} = T_x \sin \frac{\alpha}{2}; \quad T_{yz} = T_y \sin \frac{\beta}{2} \quad (29)$$

رابطه بار خارجی اعمال شده در واحد عمودی از سطح المان با نیروی تنش سطح را می‌توان به صورت زیر محاسبه نمود:

$$\Delta P = 2T_{xz} + 2T_{yz} + mg = 2T_{xz} + 2T_{yz} + \rho R_x \alpha R_y \beta g \quad (30)$$

از آنجا که تنش در دو محور از المان انعطاف پذیر مربوط به جهت  $x$  و جهت  $y$  است لذا رابطه مدول الاستیسیته با تنش در دو جهت‌های فوق برابر است:

$$\frac{\sigma_x}{k_x} = \frac{\sigma_y}{k_y} \quad (31)$$

در این معادله، انحنای  $k_x$  و  $k_y$  از تغییر شکل در دو محور  $x$  و  $y$  ایجاد می‌گردد که با شعاع انحنای  $R_x$  و  $R_y$  به صورت زیر مرتبط است:

$$k_x = \frac{1}{R_x}; \quad k_y = \frac{1}{R_y} \quad (32)$$

به طور کلی، جنس بال انعطاف پذیر با الیاف کامپوزیت ناهمسانگرد لمینیتی تقویت می‌شود. تأثیر متفاوت مدول الاستیسیته به ترتیب باید در جهت  $x$  و  $y$  در نظر گرفته شود. مازول‌های الاستیک محوری به صورت  $E_x$  و  $E_y$  بیان می‌شوند.

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu \frac{\sigma_y}{E_y}; \quad \varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \mu \frac{\sigma_x}{E_x} \quad (33)$$

در معادله فوق،  $E_x$  و  $E_y$  به ترتیب مدول الاستیسیته در دو محور  $x$  و  $y$  از سطح انعطاف پذیر است.  $\varepsilon_x$  و  $\varepsilon_y$  نمایانگر تغییر شکل در دو محور  $x$  و  $y$  و نماد  $\mu$  نسبت پواسون<sup>۱</sup> است. معادله فوق مقدار فشار وارده از سمت درون پوسته را نشان می‌دهد [۳۴]. شکل ۶ روابط تحلیلی نیروهای وارده بر سطح بال که منجر به تغییر شکل سطح در حالت متورم است را نشان می‌دهد.



جدول ۱. ویژگی پارچه‌های مورد استفاده در حرفه هوانوردی [۳۲]

Table 1. Characteristics of fabrics used in the aviation profession [32]

پارامتر	واحد	خصوصیت پارچه
جنس	-	نایلون
جنس پوششی	-	پلی اورتان
مدول الاستیسیته	گیگا پاسکال	۷
ضخامت	سانتی متر	۰/۱۳۵

همچنین رابطه بین تنش‌های وارد شده در دو محور برای سطح انعطاف پذیر در دو محور  $x$  و  $y$  به ترتیب به صورت  $\sigma_x$  و  $\sigma_y$  با در نظر گرفتن الزامات در روابط بالا به صورت کلی به صورت زیر تعریف می‌گردند:

$$\sigma_x = \frac{\left( \frac{m_{gas} R_{gas} T_{environment}}{M_{gas} V_{gas}} - P_1 - \rho g \right)}{\left( K_y \cdot \frac{E_y(T)}{E_x(T)} \cdot \frac{K_x + \mu K_x}{K_x + \mu K_y} + K_x \right) t} \quad (36)$$

$$\sigma_y = \frac{\left( \frac{m_{gas} R_{gas} T_{environment}}{M_{gas} V_{gas}} - P_1 - \rho g \right)}{\left( K_x \cdot \frac{E_x(T)}{E_y(T)} \cdot \frac{K_x + \mu K_y}{K_y + \mu K_x} + K_y \right) t} \quad (37)$$

برای سهولت در تجزیه و تحلیل، بیان تنش در دو محور به صورت معادله (۳۰) و (۳۱) می‌توان رابطه بین انحنای تغییر شکل و بزرگی نسبی مدول الاستیسیته را به صورت زیر نوشت:

$$K_x = nK_y; \quad E_c(T) = m(T)E_y(T) \quad (38)$$

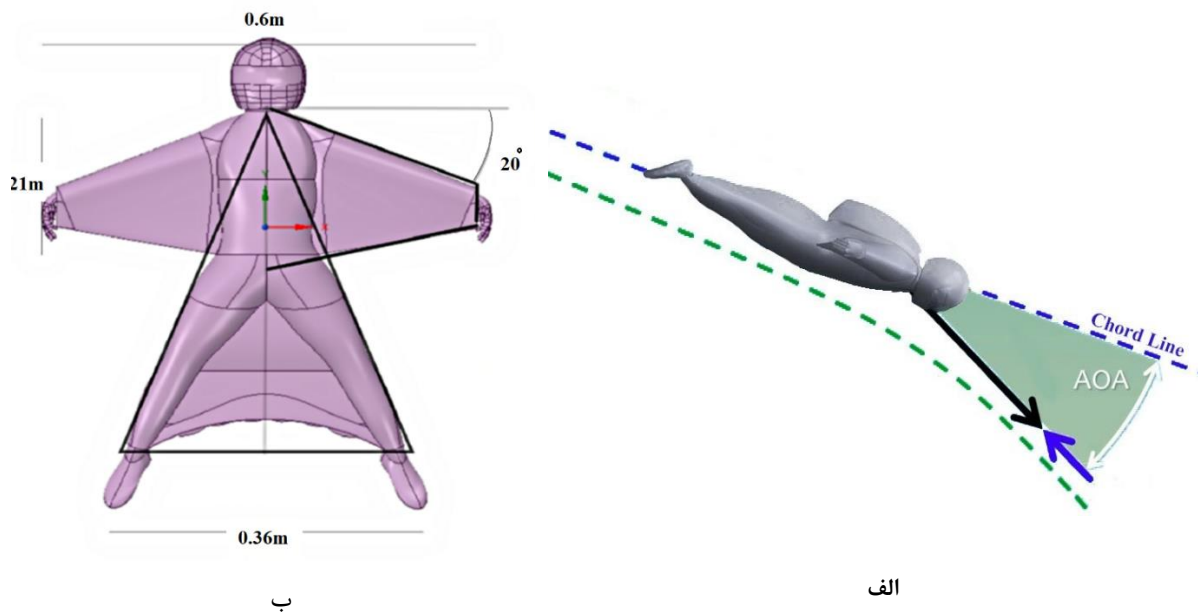
معادله (۳۶) و (۳۷) را می‌توان به صورت ساده‌تر نوشت. و تنش‌های دو محور  $\sigma_x$  و  $\sigma_y$  به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\varepsilon_x^k = \frac{T_x}{td_y E_x} - \mu \frac{T_y}{td_x E_y}; \quad \varepsilon_y^k = \frac{T_y}{td_x E_y} - \mu \frac{T_x}{td_y E_x} \quad (34)$$

نماد  $t$  ضخامت پوسته بال است، المان سطح بال الاستیک به دلیل کشش در دو محور تغییر شکل می‌یابد بنابراین، طول اولیه  $dx$  و  $dy$  در دو محور از سطح المان بال قابل انعطاف که قبل از رسیدن بال به تغییر شکل در حالت متورم نام گذاری شده‌اند. به منظور ساده سازی محاسبه، فرض بر این است که شعاع دو محور در انحنای تغییر شکل متورم شده سطح تغییر نمی‌کند و فقط یک فضای هوای معمولی از بال متورم شده به عنوان نمونه‌ای برای مطالعه اثرات انعطاف پذیری در المان سطح استفاده گردیده است که این مفروضات را می‌توان برای بال‌های انعطاف پذیر مشابه تعمیم داد [۳۵]. خصوصیات پارچه مورد استفاده در این نوع از لباس در جدول ۱ آورده شده است.

با توجه به یکنواختی فشار در رابطه با تغییر شکل در پوسته بال، دو متغیر وجود دارد، از این رو می‌توان قانون بین تنش در دو محور با مدول الاستیسیته  $E_x$  و  $E_y$  را نیز بیان نمود. هنگامی که پوسته بال انعطاف پذیر متورم می‌شود، فشار گاز در بال در همه جای آن مساوی است لذا تغییرات شعاع در حالت متورم در دو محور برابر  $\Delta r$  است، از این طریق می‌توان رابطه تغییر شکل را با تغییر انحنای دو جهت محورهای  $x$  و  $y$  به صورت زیر بدست آورد:

$$\varepsilon_x = \frac{\Delta r \alpha}{R_x \alpha} k_x \Delta r; \quad \varepsilon_y = \frac{\Delta r \beta}{R_y \beta} k_\beta \Delta r \quad (35)$$



شکل ۷. مدل لباس بالدار مورد مطالعه الف: طرحواره زاویه حمله پروازی ب: هندسه و ابعاد مدل لباس بالدار

Fig. 7. The studied wingsuit model a: Flight angle of attack diagram b: Geometry and dimensions of the wingsuit model

آنتومتری بدن مرد بالغ در شکل ۷ نشان داده شده است. محدوده اعداد رینولدز برای لباس بالدار از  $5 \times 10^5$  تا  $5/7 \times 10^6$  برای طیف گسترده‌ای از پرواز است. کوتاه‌ترین طول مشخصه استفاده شده در لباس بالدار واقعی برابر  $0/3$  متر است، گستره عدد رینولدز در این قسمت از لباس بالدار در طیفی از  $5 \times 10^5$  تا  $1/5 \times 10^6$  می‌باشد. بیشترین طول مشخصه برای فرد بالغ مرد در حدود  $1/8$  متر در طیف از عدد رینولدز  $2/8 \times 10^6$  تا  $5/7 \times 10^6$  محاسبه می‌گردد [۳۶]. 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  $4/1\%$  و در زاویه  $35$  درجه  $10/4\%$  می‌باشد که این مقدار نباید در بیشترین زاویه حمله مدل، بیشتر از  $15$  درصد باشد [۳۷].

تست‌های آزمایشگاهی در سرعت  $30$  متر بر ثانیه در  $10$  زاویه حمله مختلف جهت بررسی و اندازه‌گیری نیرو انجام گرفته است. تحلیل و بررسی ساختار جریان در مقاطع مختلف از مدل به همراه اندازه‌گیری گردابه‌های منتج شده از مقاطع مختلف با توجه به برآمدگی‌های مدل در عدد رینولدز  $1/5 \times 10^6$  صورت گرفته است. مدل پایه لباس بالدار با ابعاد  $0/36$  نمونه واقعی به ابعاد  $70$  سانتی‌متر با مدل بال W9A20 در بخش دست با زاویه

$$\sigma_x = \frac{(m_{gas} R_{gas} T_{environment} / M_{gas} V_{gas} - p_1 - \rho g)}{\left( \frac{1}{m} \cdot \frac{1 + \mu n}{n + \mu} + n \right) K_y t} \quad (39)$$

$$\sigma_y = \frac{(m_{gas} R_{gas} T_{environment} / M_{gas} V_{gas} - p_1 - \rho g)}{\left( m \cdot \frac{n^2 + \mu n}{1 + \mu n} + 1 \right) K_y t} \quad (40)$$

از معادله‌های (۳۹) و (۴۰) می‌توان دریافت که در حالت وضعیت شکل متورم، تنش در دو محور  $x$  و  $y$  به ترتیب به صورت  $\sigma_x$  و  $\sigma_y$  با اختلاف فشار داخلی و خارجی و میزان وزن خود متناسب است.

### ۳- مدل هندسی لباس بالدار

اندازه ابعادی طول مدل مورد آزمایش مطابق با ابعاد اتاق آزمون و نسبت انسداد در اتاق آزمون مطابق با استاندارد سازنده لباس بالدار از مدل تیپ آموزشی مشخص گردیده است. هندسه و ابعاد مدل لباس بالدار براساس



ب



الف

شکل ۸. مدل آزمایشگاهی مورد استفاده الف: مدلسازی مدل لباس بالدار ب: مدل ساخته شده

Fig. 8. Model used for this study a: modeling the wingsuit b: 3D printed model

جدول ۲. مشخصات مدل‌های لباس بالدار مورد مطالعه

Table 2. Characteristics of wingsuit models for this study

$\lambda / L_H$	$h_m / L_H$	$h_m$ (m)	$\lambda$ (m)	$n$	مدل آزمایشگاهی
۰/۱۱	۰/۰۱۶	۰/۰۳۵	۰/۲۵	۹	WON۹A۲۰

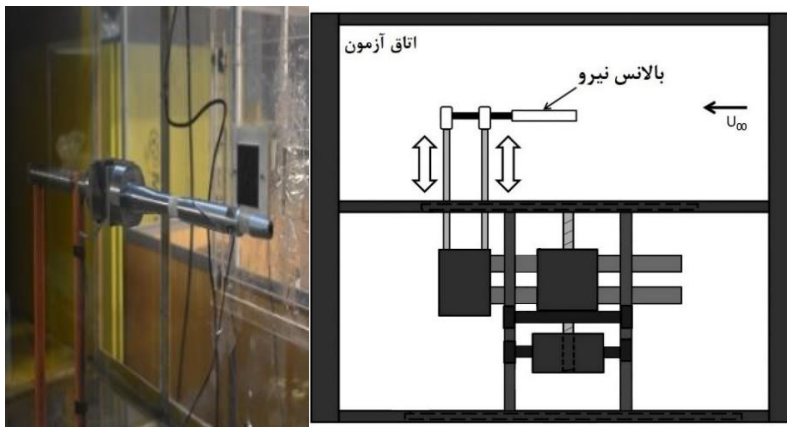
#### ۴- بستر آزمایشگاهی

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 است. همچنین برای سیستم زاویه دهی مدل مورد نظر از مکانیزم خاصی استفاده گردیده است. تصویر اتاق آزمون و شماتیک سیستم زاویه دهی و بالانس نیرو نیز در شکل ۹ نشان داده شده است. همچنین شکل ۱۰ نحوه نصب مدل در تونل باد را نشان می‌دهد.

پسگرایی لبه حمله ۲۰ درجه و زاویه پسگرایی در بخش بال ۷۰ درجه، و همچنین نسبت ضریب منطری ۲/۲۲ ساخته شده است. دهانه بال مدل، ۰/۱۶ متر، وتر ریشه بال ۰/۲۱ متر و اندازه وتر میانگین ۰/۱۴ متر است. مدل آزمایشگاهی مورد استفاده در شکل ۸ نشان داده شده است. موج روی سطح بال برای پیکر بندی مدل WON۹A۲۰ با مشخصات گام موج ثابت ۱۱ درصد از طول بال و همچنین دامنه موج ثابت ۱/۶ درصد از طول بال با تعداد موج‌های نه تا در راستای  $y$  که از روابط هندسی بدست آمدند بر روی سطح مدل لباس بالدار مدلسازی شد. (جدول ۲)



الف



ب

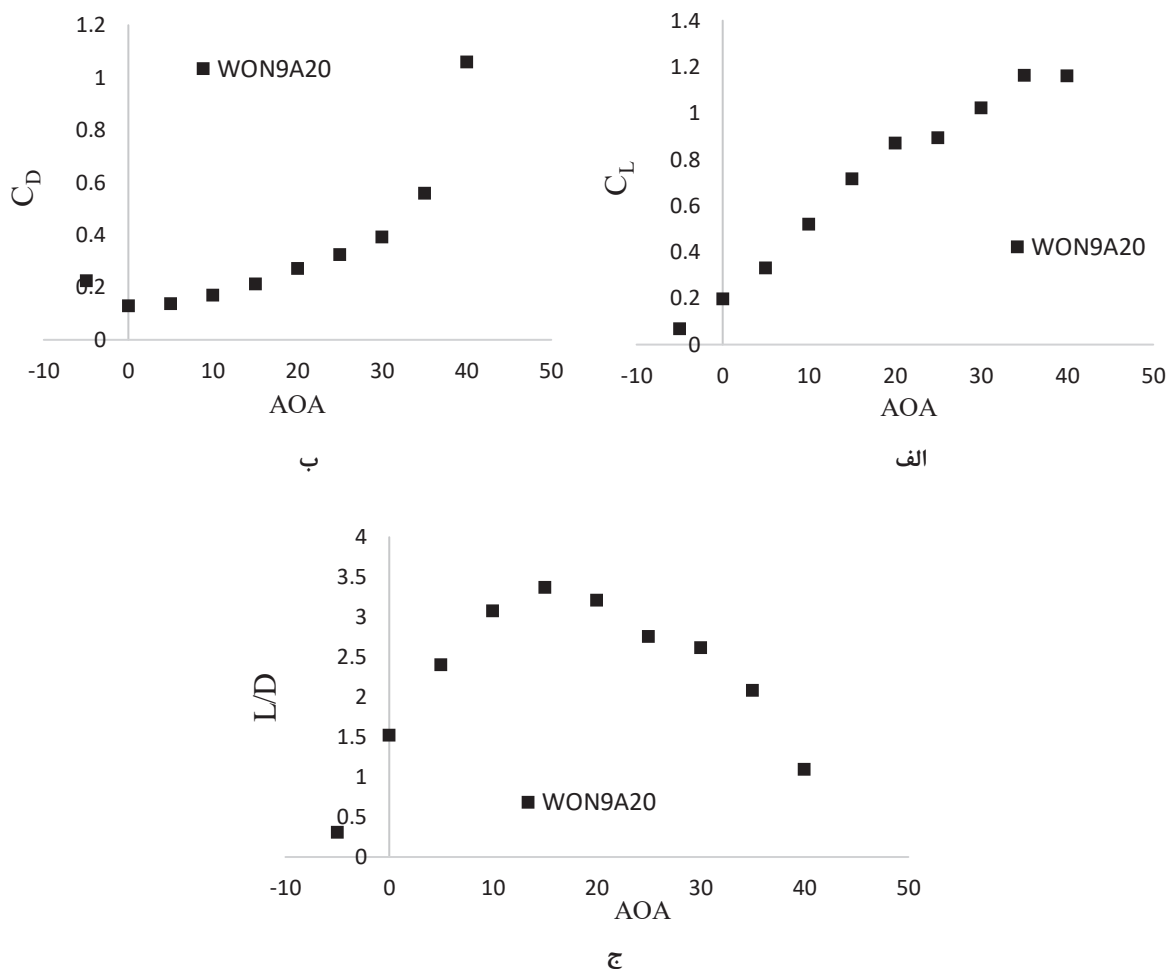
شکل ۹. بستر آزمایشگاهی تونل باد صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی الف: اتاق آزمون ب: مکانیزم زاویه دهی مدل بهمراه بالانس نیرو

Fig. 9. Laboratory facility of K.N. Toosi wind tunnel a: Test section view b: adjustment of the angle mechanism with balance



شکل ۱۰. نصب مدل در تونل باد

Fig. 10. Mounted model in the wind tunnel



شکل ۱۱. الف: نمودار ضریب برآ ب: نمودار ضریب پسا ج: نمودار عملکرد (L/D) مدل لباس بالدار با بال موجدار در  $Re = 1.5 \times 10^6$

Fig. 11. Aerodynamics coefficient of Wingsuit model at a: lift coefficient diagram  $Re = 1.5 \times 10^6$  b: drag coefficient diagram c: Performance diagram (L/D)

عملکرد بهتری نسبت به زوایای حمله بالا دارد همان طور که مشاهده می‌شود در زاویه ۱۵ درجه میزان کارایی مدل لباس بالدار به بیشترین مقدار خود می‌رسد. همچنین مشاهده می‌شود در زوایای حمله بالا، مدل با این هندسه کارایی مناسبی ندارد و بیشترین راندمان پروازی آن در زوایای مابین ۱۰ تا ۲۰ درجه می‌باشد.

#### ۴-۲- بررسی ساختار جریان

خطوط جریان در نمای پشت و کناری مدل لباس بالدار در زاویه حمله قبل از واماندگی با بال با ساختار موجی در زاویه حمله ۱۵ درجه و ۳۵ درجه به ترتیب در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود در این مدل گردابه‌ها از لبه فرار بال به سمت لبه حمله حرکت می‌کنند و باعث

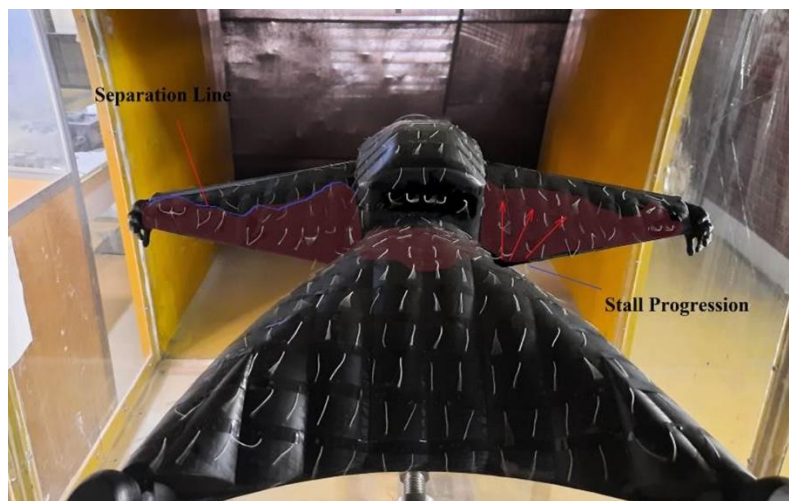
#### ۴-۱- تایید اندازه گیری بالانس نیرو

اندازه گیری ضرایب نیروهای آیرودینامیکی توسط بالانس خارجی برای مدل لباس بالدار صورت پذیرفت. در شکل ۱۱ نمودارهای ضرایب برآ و پسا و همچنین نمودار عملکرد مدل لباس بالدار با بال موجدار در عدد رینولدز  $1.5 \times 10^6$  نشان داده شده است. از نتایج بدست آمده مشاهده می‌شود مدل با بال موجدار ضریب برآ ملایمتری در زوایای بالا از خود نشان می‌دهد این موضوع برای زمانی که لباس بالدار در موقعیت پروازی آرچ برای کشیدن چتر نجات می‌باشد بسیار حائز اهمیت است چرا که در این حالت سرعت لباس بالدار پایین است، به همین دلیل میزان نیروی برآ جهت رسیدن به ارتفاع مناسب برای کشیدن چتر نجات اهمیت دارد. از نمودار عملکرد می‌توان نتیجه گرفت که در زوایای حمله ۱۰ تا ۲۰ درجه مدل WON9A20





الف



ب

شکل ۱۲. مرئی‌سازی جریان روی مدل لباس بالدار با تافت در  $Re = 1.5 \times 10^6$  در زوایای حمله الف: ۱۵ درجه ب: ۳۵ درجه

Fig. 12. Mini Tuft flow Visualization on the wingsuit model at  $Re = 1.5 \times 10^6$  for angles of attack a: AOA=15° b: AOA=35°

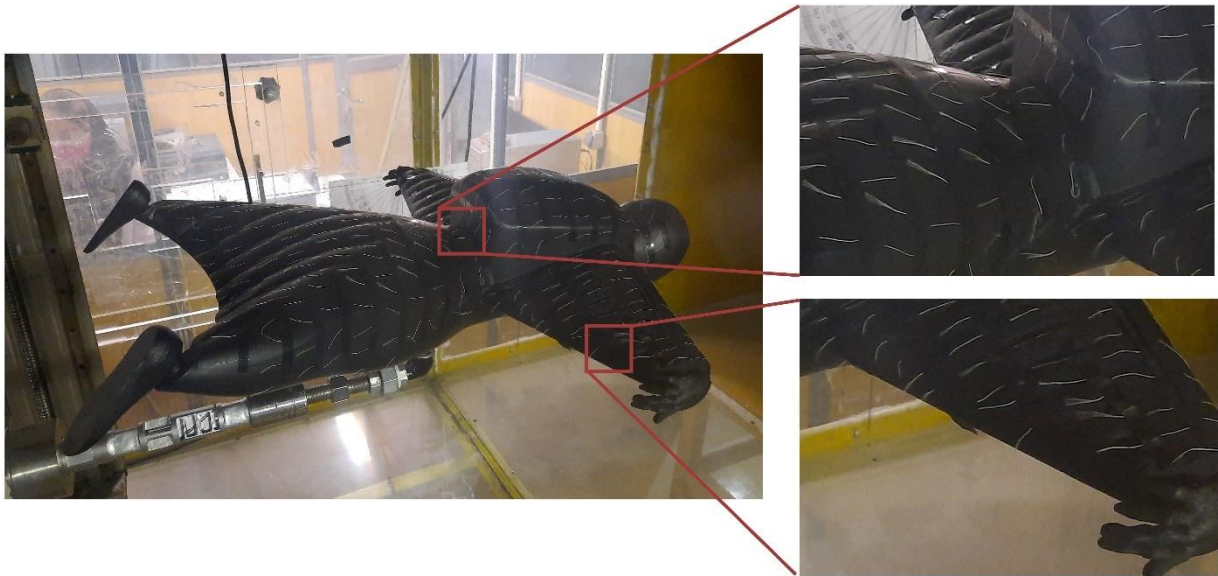
رشد کرده بر روی بخش‌های مختلف مدل در زاویه حمله ۱۵ درجه نشان داده شده است. در این زاویه عملکرد مدل لباس بالدار در بهترین حالت قرار گرفته است.

#### ۴-۳- صحت سنجی و عدم قطعیت آزمایش

برای اعتباربخشی آزمایش‌ها، چندین نوبت آزمایش در شرایط یکسان و در زمان‌های مختلف انجام شده است. نتایج تکرار آزمایش‌ها نشان‌دهنده دقت مناسب آزمایش‌ها بوده است. برای نمونه، ضریب پسای لباس بالدار در ۳ آزمایش در زمان‌های متفاوت انجام گرفت که بیانگر تکرارپذیری مطلوب آزمایش است. بیشتر اختلاف اندازه ضریب پسا حدود ۲٪ حاصل شده است. (شکل ۱۵).

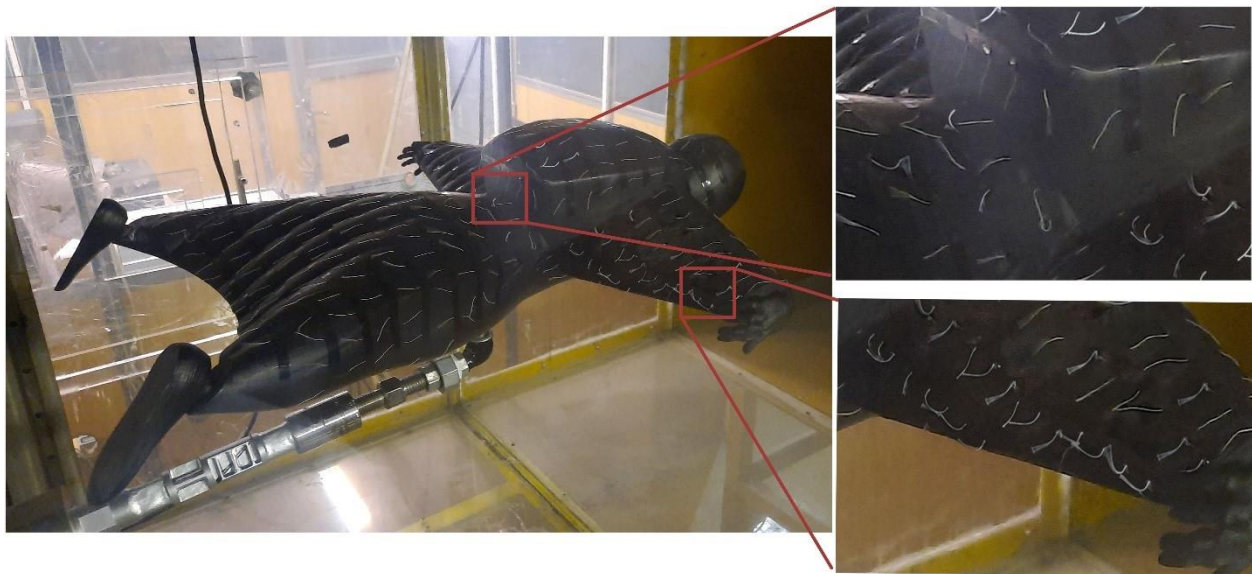
به هم ریختگی جریان در فاصله  $x/c = 0.35$  از لبه حمله در بال موجدار می‌گردد. این شکل‌گیری گردابه منجر به افزایش ضریب پسا می‌گردد، شکل‌گیری گردابه‌ها از ریزش جریان از مقطع بزرگ به مقطع کوچک موج و برهم کنش جریان هوا با بخش‌های مختلف بال ایجاد می‌گردد این امر باعث تولید و رشد گردابه‌های کوچک‌تر شده که موجب آشفته‌تر شدن جریان و انرژی گرفتن جریان در طول مدل می‌شود. زمانی که جریان از روی مقطع بزرگ جدا شده، روی سطح مقطع کوچک ایرفویل حرکت کند و به صورت چسبیده روی سطح باقی می‌ماند. در این مدل به دلیل موج‌هایی که در راستای وتر وجود دارد گردابه‌های با دامنه محدود ایجاد می‌گردد و نقطه جدایش جریان در این مدل با توجه به زاویه حمله تغییر می‌کند همان‌طور که مشاهده می‌شود نحوه رشد و قرارگیری گردابه‌ها





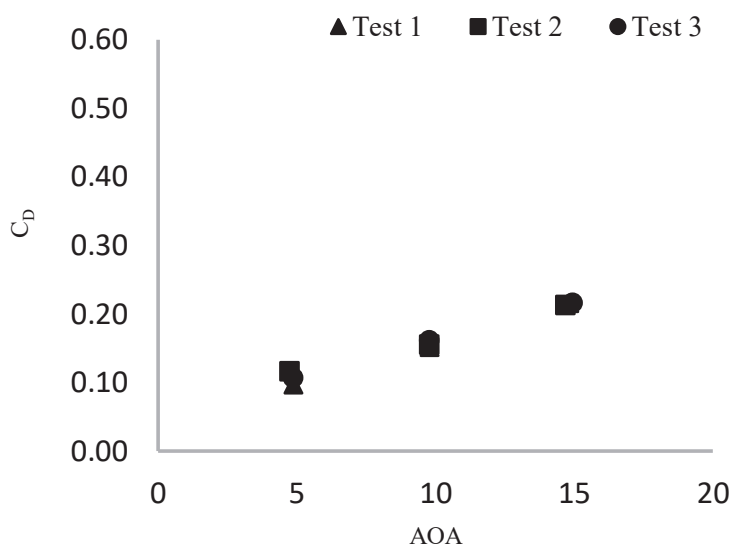
شکل ۱۳. مرئی سازی جریان با تافت روی مدل لباس بالدار در  $Re = 1.5 \times 10^6$  در زاویه حمله ۱۵ درجه (نمای بغل)

Fig. 13. Mini tuft flow Visualization on the wingsuit model at  $Re = 1.5 \times 10^6$  at  $AOA = 15^\circ$  (side view)



شکل ۱۴. مرئی سازی جریان با تافت روی مدل لباس بالدار در  $Re = 1.5 \times 10^6$  در زاویه حمله ۳۵ درجه (نمای بغل)

Fig. 14. Mini tuft flow Visualization on the wingsuit model at  $Re = 1.5 \times 10^6$  at  $AOA = 35^\circ$  (side view)



شکل ۱۵: نمودار تکرار پذیری تست‌های آزمایشگاهی

Fig. 15. Reproducibility of experiments test

توزیع خطاها که یک عدم قطعیت از نوع  $B$  را ایجاد می‌کند، یک شکل و یکنواخت می‌باشد. نوع  $B$  هنگامی رخ می‌دهد که یک متغیر پیوسته، نظیر سرعت جریان باد، اندازه‌گیری می‌شود در نتیجه باید به شکل یکنواخت در میان آن‌ها توزیع و پخش شود. از این‌رو، در اندازه‌گیری‌ها، همه کمیت‌های مورد اندازه‌گیری به شکل یکنواخت توزیع می‌شوند.

آزمایش تست لباس بالدار نیز به علت شرایط آزمایش و لوازم اندازه‌گیری عدم قطعیت از نوع  $B$  بوده و عدم قطعیت لوازم اندازه‌گیری در جدول ۳ آمده است.

هنگامی که متغیر  $y$  تابعی از تعدادی مقادیر ورودی  $x_i$  باشد، مقدار عدم قطعیت  $u$  از معادله زیر قابل محاسبه است:

$$u(y) = \left[ \left( \frac{\partial y}{\partial x_1} \right)^2 u^2(x_1) + \left( \frac{\partial y}{\partial x_2} \right)^2 u^2(x_2) + \dots \right]^{\frac{1}{2}} \quad (41)$$

در معادله بالا  $u(x_i)$  عدم قطعیت اندازه‌گیری مربوط به متغیر ورودی  $x_i$  است. روش تقریب خطای سیستماتیک تعیین پارامترهای بکار رفته در مجموعه اندازه‌گیری و تعیین میزان خطای هر یک از عوامل می‌باشد. هر

نتایج تکرار آزمایش‌ها نشان دهنده دقت مناسب آزمایش‌ها بوده است. خطاهای آزمایش شامل خطای سیستماتیک و تصادفی است. خطای سیستماتیک همان خطای ذاتی دستگاه است که با مقایسه با مرجع مورد اطمینان بدست می‌آید و خطای تصادفی نیز از روی داده‌های زمانی حسگرها به دست می‌آید که تابعی از انحراف معیار داده تا پیش از متوسط‌گیری است. توزیع خطا نیز در آزمایش به دو صورت توزیع گوسی و توزیع مربعی (متحدالشکل) بیان می‌شود. در توزیع گوسی احتمال نزدیکی مقادیر به مقدار میانگین ایجاد می‌شود ولی توزیع مربعی هنگامی ایجاد می‌شود که اندازه‌گیری‌ها بین بزرگ‌ترین و کوچک‌ترین مقدار کاملاً پخش باشند. عدم قطعیت<sup>۱</sup> و خطا معمولاً به صورت یک فاصله پیرامون مقدار برآورده شده بیان می‌شود. دو نوع عدم قطعیت وجود دارد: نوع  $A$  که مربوط به خطاهای تصادفی بوده و توسط روش‌های تکرار و بررسی آماری محاسبه می‌شود؛ و نوع  $B$  که مرتبط با خطاهای نظاممند است و می‌توان آن را با جستجوی اطلاعات خاص موجود در کاتالوگ وسیله اندازه‌گیری تعیین کرد. به عنوان مثال، از آن‌جا که هیچ‌گونه بررسی آماری در خواندن گزارش یک دستگاه اندازه‌گیری وجود ندارد، عدم قطعیت‌ها در مقادیر خوانده شده آن‌ها همیشه از نوع  $B$  است.

1 Uncertainty

### جدول ۳. عدم قطعیت تجهیزات اندازه‌گیری

Table 3. Uncertainty of measuring Equipment

محدوده	دقت	واحد	وسیله اندازه‌گیری
۰-۱۴		کیلوگرم	بالانس (نیروسنج)
۰-۵۰۰۰	۱	نیوتن بر مترمربع	فشار سنج (لوله پیتوت)
۰-۴۰۰	۰/۱	سانتی‌گراد	سنسور دما (از نوع پی تی ۱۰۰)
۰-۰/۵	۰/۰۰۱	متر	خط کش

گیرد. اطمینان از شرایط کارکرد تونل و دستگاه‌های اندازه‌گیری پیش از انجام آزمایش‌ها یک مدل بال استاندارد آزمایش و با نتایج مراجع مقایسه و نتایج قابل قبولی حاصل شد.

### ۵- نتیجه‌گیری

بال‌های انعطاف‌پذیر به دلیل سبکی و کم‌هزینه بودن در ساخت وسایل پرنده، توجه زیادی به آن‌ها شده است. عموماً این نوع بال‌ها از دسته بال‌های موجی شکل به حساب می‌آیند. در این مقاله با تجزیه و تحلیل روابط فشاری، ساختار شکل و همچنین الگوی دوخت آن برای مدل لباس بالدار بدست آمد. مقادیر گام و دامنه موج‌های روی سطح بال محاسبه گردید. این روابط برای سطح بال بزرگتر با تعداد دوخت متغییر نیز قابل توسعه است. با روابط بدست آمده، هندسه مدل لباس بالدار، مدل‌سازی گردید و توسط پرینتر سه بعدی با توجه به ابعاد اتاق آزمون و کمترین نسبت انسداد تونل باد ساخته شد. مقادیر اخذ شده از تست‌های آزمایشگاهی؛ ضرایب آیرودینامیکی و عملکردی مدل لباس بالدار در زوایای حمله را نشان می‌دهد. با بررسی این مقادیر مشاهده می‌گردد که مدل لباس بالدار در زاویه حمله بالا دچار افت شدید در عملکرد و مانورپذیری می‌گردد. نمودار کارایی، بالاترین عملکرد پروازی را برای این تیپ از لباس بالدار، در زاویه ۱۵ درجه نشان می‌دهد. با تحلیل گردابه‌های ناشی از سطح و لبه‌های بال با مرئی‌سازی روی مدل مشاهده می‌گردد که در زوایای مختلف، نحوه بهم ریختگی خطوط جریان و رشد گردابه‌ها روی سطح مدل متفاوت می‌باشد. در این مشاهدات روند جدایش از لبه فرار بال روی دست صورت می‌پذیرد و با افزایش زاویه حمله بهم ریختگی از ناحیه دست به سمت میانی بال پیشروی می‌کند. با اندازه‌گیری ضریب برآ مشاهده می‌گردد که با افزایش زاویه حمله به موجدار بودن سطح شرایط

پارامتر دارای عدد مشخصی بعنوان خطای سیستماتیک است و سهمی در خطای سیستماتیک کلی دارا می‌باشد. خطای سیستماتیک می‌تواند ناشی از خطای کالیبره کردن، خطای مربوط به سیستم جمع‌آوری اطلاعات و خطای پارامترها در کنار هم باشد. با توجه به ابعاد مدل و سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه، می‌توان میزان خطای نیروی اندازه‌گیری را به خطا بر حسب ضریب نیروی پسا بصورت زیر تبدیل نمود.

خطای ساخت مدل: قطعات مدل با استفاده از دستگاه‌های 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 میلی‌متر بوده است. خطای اندازه‌گیری سرعت تونل باد: سرعت مقطع کاری تونل باد به وسیله حسگر فشاری متصل به رایانه داده برداری پتل تونل باد اندازه‌گیری می‌شود. با استفاده از یک لوله پیتو کالیبراسیون مجدد سرعت تونل انجام گرفت. عدم قطعیت اندازه‌گیری سرعت جریان آزاد با ۱۰ مرتبه تکرار ۰/۲٪ به دست آمد.

خطای اندازه‌گیری زاویه حمله: زاویه حمله با استفاده از یک پتانسیومتر اندازه‌گیری شده است. خطای اندازه‌گیری حدود ۰/۱ درجه به دست آمده است.

خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری: عدم قطعیت ۶ مؤلفه نیرو و گشتاور پس از فرایند کالیبراسیون با اعمال بار دقیق بر دستگاه طی ۱۰ نوبت اندازه‌گیری، برابر ۲/۴٪ و برای ضرایب آن ۳/۲٪ به دست آمده است.

عدم قطعیت برای اندازه‌گیری ضریب پسا ۲/۴۴٪ محاسبه شده است. در انجام آزمایش‌ها 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 گونه‌ای که اعمال نیرو و گشتاور خالص با دقت مناسب صورت

## منابع

- [1] M. Abrams, Birdmen, batmen, and skyflyers Wingsuits and the pioneers who flew in them, fell in them, and perfected them, Broadway Books, (2007).
- [2] R. LeBeau, D. Reasor, T. Gilliam, A. Schloemer, T. Hauser, T. Johansen, Numerical comparison of flow over bumpy inflatable airfoils, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, (2009) 1306.
- [3] W.Pulliam, R. Norris, Historical perspective on inflatable wing structures, 50th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 17th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 11th AIAA No, (2009) 2145.
- [4] J.D. Anderson Jr, Fundamentals of aerodynamics, 6th Ed, Tata McGraw-Hill Education ,(New York, 2016).
- [5] A.S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil, IEEE Transactions on Plasma Science, 40(5) (2012) 1434-1440.
- [6] A.S. Taleghani, Numerical and Parametric investigation of Suction over a Cylinder for Reduction of Flow Unsteadiness and vortex, Journal of mechanical engineering of Tabriz University,49(3)(2019), 183-192. (in persian)
- [7] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator, Flow, Turbulence and Combustion, (2022) 1-36.
- [8] M.T. Rahni, A.S. Taleghani, M. Sheikholeslam, G. Ahmadi, Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves, Wave Motion, 111 (2022) 102867.
- [9] S. Shams, A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, S.A. Seyed Shams Taleghani, Numerical Study of the Effects of Magnetohydrodynamic Field on Shock-Induced Flow Separation, Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal, 9(2) (2021) 17-28.

واماندگی با شیب ملایم رخ می‌دهد. این موضوع در زاویه حمله بالا بسیار حائز اهمیت است ولی راندمان مدل نسبت به زوایای حمله پایین، به شدت کاهش یافته است.

## ۶- فهرست علائم

### علائم انگلیسی

$AOA$	زاویه حمله، (°)
$C$	اندازه وتر بال دست، m
$D$	نیروی پسا، N
$E$	مدول الاستیسیته Pa
$h_m$	دامنه موج روی بال، cm
$LW$	طول بخش محدب بال، m
$L$	نیروی برآ، N
$L_K$	طول بال در حالت استاتیک، m
$LH$	طول بال در حالت پویا، m
$L_m$	طول مدل لباس بالدار، m
$n$	تعداد موج روی سطح بال، (-)
$Re$	عدد رینولدز، (-)
$S_{ref}$	مساحت سطح مرجع، $m^2$
$t$	ضخامت، cm
$U_\infty$	سرعت جریان آزاد، m/s
$T$	نیروی کششی، N
$p$	فشار دینامیکی

### علائم یونانی

$\lambda$	گام موج روی بال cm
$\rho$	دانسیته $g/cm^3$
$\sigma$	تنش Pa
$\eta$	ضریب انقباض
$\mu$	نسبت پواسون
$\varepsilon$	تغییر شکل

- Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, (2002) 820.
- [20] J. Xie, J.B. McGovern, R. Patel, W. Kim, S. Dutt, A.D. Mazzeo, Elastomeric actuators on airfoils for aerodynamic control of lift and drag, *Advanced Engineering Materials*, 17(7) (2015) 951-960.
- [21] L. Liu, Y. Jia, Y. Wei, F. Hu, S. Zhang, Structural Design and Mechanical Deformation Simulation of Flexible Inflatable Wing for Miniature Missile, *Journal of National University of Defense Technology*, 40(6) (2018) 30-37.
- [22] D. Takahashi, R. LeBeau, Computational investigation of flow over inflatable airfoils at multiple reynolds numbers, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, (2011) 377.
- [23] L.B. Liu, Y.C. Jia, Y. Wei, Structural design and mechanical deformation simulation of flexible inflatable wing for miniature missile, *J Natl Univ Defense Technol*, 40 (6) (2018) 30-37.
- [24] T.A. Sestak, Developing a Robust Balance for Wingsuit Aerodynamic Research, *Aviation / Aeronautics / Aerospace International Research Conference*, (2015).
- [25] C. Arijs, Mental Skills and Techniques and their Development in Extreme Sport Athletes ,The Case of Wingsuit Flying. Thesis at Department of Physical Education and Sport Sciences, University of Thessaly, Trikala, Greece, (2014).
- [26] N. Ansari, S. Krzywinski, J. Fröhlich, Towards a combined CAD and CFD development process of a wingsuit, *Multidisciplinary Digital Publishing Institute Proceedings*, 2(6) (2018) 228.
- [27] A. Kornilovich, Hybrid modeling as a tool for optimizing the design parameters of a wingsuit wing, *Fundamental Research*, (2013) 30-34. (in Russian).
- [28] D. Merkin, Introduction to the mechanics of a flexible thread, 40 (1980). (in Russian)
- [29] A.V. Kornilovich, V.E. kuzmichev, Development Of The Design Principles Of Parachute-Sports Costumes, *Technology Of The Textile Industry*, 6 (2016) 155-203.
- [30] L.L. Chen, L. Ling, G. Zheng, Conformity design and
- [10] E. Najafi, A.S. Taleghani, S. Abdollahipour, Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil, *Journal of Aeronautical Engineering*, 24(1) (2022) 83-96.
- [11] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, 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*, 6(2) (2016) 271-284.
- [12] V. Gopinathan, M. Ganesh, Passive Flow Control over NACA0012 Aerofoil using Vortex Generators, *International Journal of Engineering Research & Technology*, 4(9) (2015) 674-678.
- [13] N. Rostamzadeh, R. Kelso, B. Dally, K. Hansen, The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics, *Physics of fluids*, 25(11) (2013) 117101.
- [14] R. Mustak, M.N. Uddin, M. Mashud, Effect of different shaped dimples on airfoils, in: *Proceedings of the 3rd International Conference on Mechanical Engineering and Renewable Energy*, (2015) 26-29.
- [15] A.S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, S. Abdollahipour, Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 40(4) (2018) 1-13.
- [16] D.B. Elam, Inflatable aerodynamic wing and method, in, *Google Patents*, (2007).
- [17] G. Brown, R. Haggard, B. Norton, Inflatable structures for deployable wings, in *16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, (2001) 2068.
- [18] S. Smith, R. LeBeau, M. Seigler, D. Reasor, J. Jacob, D. Gleeson, S. Scarborough, Testing of compact inflatable wings for small autonomous aircraft, *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures*, (2008), 2216.
- [19] J. Murray, J. Pahle, S. Thornton, S. Vogus, T. Frackowiak, J. Mello, B. Norton, Ground and flight evaluation of a small-scale inflatable-winged aircraft, *40th AIAA*



- of ambient temperature on biaxial stress and strength of flexible inflatable wing film, *Results in Physics*, 12 (2019) 85-93.
- [35] Z. Jun-Tao, H. Zhong-xi, G. Zheng, C. Li-li, Analysis and flight test for small inflatable wing design, *World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, (2012).
- [36] N. Covic, B. Lacevic, Wingsuit flying search—A novel global optimization algorithm, *IEEE Access*, 8 (2020) 53883-53900.
- [37] M.A. Ardakani, Experimental investigation of the effect of blocking the model in the wind tunnel test room on its performance, *Iranian Mechanical Engineering Research Journal*, (2013) 118-130. (in Persian)
- aerodynamic analysis of inflatable wing, *Adv Aeronaut Sci Eng*, 06 (1) (2015) 18-25, (in Chinese)
- [31] Liu LB, Yang HB, Wang DH, et al. Study on the influence rule of temperature changing for bearing stress of flexible inflatable wing skin, *International Conference on Mechatronics Engineering and Computer Sciences*, Shenyang, China, (2018).
- [32] T.A. Sestak, The Effect of Surface Materials and Morphology on Wingsuit Aerodynamics. *Dissertations and Theses*, Embry-Riddle Aeronautical University Daytona Beach, Florida, (2017).
- [33] N. Ansari, *3D Design and Simulation Methods for the Development of Wingsuits*, TUDpress, (2019).
- [34] L. Liu, F. Hu, Z. Jiang, T. Liu, Y. Xu, Study on influence

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Nazemian Alaei, M. S. Valipour, *A Study of the Relationships between Pressure and Deformation of Surface on Wingsuit Performance*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(11) (2023) 2681-2702.

DOI: 10.22060/mej.2023.21561.7467

