

## بررسی تجربی ساختار جریان مادون صوت عمود بر مدل بال و بدنه اگارد-بی

کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران  
 دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران  
 دکتر، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

مهدی برومند نسب  
 مجتبی دهقان منشادی\*  
 امیر حمزه فرج‌الهی

### چکیده

در این پژوهش به بررسی تجربی ساختار جریان مادون صوت عمود بر مدل بال و بدنه اگارد-بی پرداخته شده است. در این راستا توزیع سرعت به وسیله جریان سنج سیم‌داغ در پنج مقطع روی بال اندازه‌گیری شده است تا به کمک نتایج حاصل از آن بتوان مشخصات جریان از جمله ساختار، اندازه و موقعیت گردابه‌ها را مورد ارزیابی قرار داد. به منظور بررسی تاثیر زاویه حمله و عدد رینولدز بر ساختار جریان روی بال، آزمایش‌ها در زوایای حمله ۵، ۶، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و زوایای جانبی ۴، ۸ و ۱۲ درجه و اعداد رینولدز ۵۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۰ در تونل باد مادون صوت مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام گرفته‌اند. نوآوری پژوهش حاضر بررسی ساختار جریان عمود بر مدل اگارد-بی در شرایط مادون صوت و بررسی تاثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان است، زیرا آزمایش‌های گذشته بر روی این مدل عمدتاً در شرایط مافوق صوت و بدون بررسی زاویه جانبی انجام شده‌اند. نتایج، حاکی از وجود دو گردابه است. گردابه طولی که تحت تاثیر بال و گردابه عرضی که تحت تاثیر بدنه ایجاد شده است. افزایش زاویه حمله باعث افزایش قدرت گردابه طولی و افزایش زاویه جانبی باعث افزایش قدرت گردابه عرضی شده است.

واژه‌های کلیدی: مدل اگارد - بی، بال و بدنه، ساختار جریان، جریان سنج سیم‌داغ.

## Experimental Investigation of Subsonic Flow Structure Perpendicular to AGARD-B Wing-Body Model

M. Boroumandnasab

Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

M. DehghanManshadi

Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

A. H. Farajollahi

Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

### Abstract

The subsonic flow field perpendicular to AGARD-B standard wing-body model was investigated. Velocity distribution was obtained by using a hot wire anemometry on five sections at wing for investigating structure, size and position of vortices. To investigate the effect of angle of attack, yaw angle and Reynolds number on flow structure on the wing the experiments were done at 5, 6, 8, 10 & 12 degree angles of attack, 4, 8 & 12 degree yaw angles and 250000 & 500000 Reynolds number in the close circuit subsonic wind tunnel of Malek Ashtar university of Isfahan. The innovation of the present study is to investigate the perpendicular flow structure of the Agard-B model in subsonic conditions and to investigate the effect of the yaw angle on the flow structure because previous experiments on this model are mainly carried out in supersonic conditions and without an examination of the yaw angle. Two vortex structures were formed around the wing, a longitudinal vortex which formed under the influence of the wing and a transverse vortex under the influence of body. Increasing the angle of attack caused the increase power of longitudinal vortex and increasing the yaw angle caused the increase of transverse vortex. In a certain range of Reynolds number increasing of Reynolds number had not any significant effect on the height of vortices.

**Keywords:** Agard-B Model, Wing-Body, Flow Structure, Hot-Wire Anemometry.

چهار برابر قطر بدنه است. بدنه به حالت استوانه‌ای کامل نوک تیز است [۱].

در سال ۲۰۰۶ میلادی دایجانا داملجانویک و همکاران در تونل باد T-38 مادون صوت موسسه تکنولوژی نظامی صربستان آزمایش‌هایی بر روی مدل بال و بدنه اگارد-بی انجام داده‌اند. این آزمایش‌ها جهت اندازه‌گیری خصوصیات آیرودینامیکی مدل در زوایای حمله ۴- تا ۱۰ درجه، زاویه رول صفر درجه و اعداد ماخ ۰/۶، ۰/۸۵، ۱، ۱/۲۷

### ۱-مقدمه

مدل اگارد-بی یک مدل سیلندری نوک تیز با یک بال دلتا شکل است که اساساً جهت کالیبراسیون تونل باد مافوق صوت طراحی شده است ولی جهت کالیبراسیون تونل باد مادون صوت نیز به کار می‌رود. بال این مدل به شکل دلتا (مثلث متساوی الاضلاع) با اندازه‌ای

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mdmanshadi@alum.sharif.edu

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۳/۰۸

تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۹/۱۲

اغتاش‌های ۰/۲۵ درصد است [۹-۸]. تونل‌های باد از نظر ابعاد و شکل هندسی مقطعاً زمونبه سه نوع کوچک، متوسط و بزرگ دسته بندی می‌شوند. اتاق آزمون این تونل باد دارای سطح مقطع  $280 \text{ mm}^2$  و  $370 \times$  طول آن  $700 \text{ mm}$  بوده و دارای دو پنجره از جنس شیشه پلکسی شفاف است که جزو تونل بادهای با مقطع کوچک دسته بندی می‌شود. در شکل ۱ نمایشی از این تونل باد نشان داده شده است.



شکل ۱- نمایشی از تونل باد مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان

در تمامی آزمایش‌های انجام شده از مدل بال و بدنه اگاردی که از یک بدنه با نوک مخروطی شکل و بال دلتا ساخته شده، استفاده شده است. این مدل از جنس آلایژ فولاد و آلومینیم می‌باشد و با استفاده از دستگاه سی ان سی ساخته شده است. طول بدنه مدل، ۲۹ سانتی‌متر، قطر نوک آن  $3/5$  سانتی‌متر، نسبت انسداد در زاویه حمله  $10^\circ$  درجه و زاویه جانبی صفر درجه یک درصد و زاویه پسگرایی بال  $70^\circ$  درجه است. در جدول ۱ جزئیات آزمایش‌های تجربی صورت گرفته در تونل باد بر روی مدل اگاردی آورده شده است.

۱/۴ و ۱/۶ انجام شده است و نتایج به دست آمده با نتایجی که در سال ۱۹۸۶ در تونل باد ۵ فوتی مادون صوت انجام شده است مقایسه شده‌اند مقدار متوسط ضرایب آیرودینامیکی  $C_D, C_m, C_x, C_{pb}$  در زاویه حمله  $5^\circ$  به ترتیب  $0.222, 0.435, 0.19, 0.224$  محاسبه شده‌اند [۱].

ویدانویچ و همکاران نیز جهت اعتبارسنجی یک کد دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۱</sup> آزمایش‌هایی را بر روی مدل اگاردی انجام داده‌اند. این آزمایش‌ها در تونل باد VTI، در اعداد ماخ  $0.6$  و  $1.6$  و محدوده زوایای حمله  $4^\circ$  تا  $12^\circ$  درجه انجام شده است. در این آزمایش‌ها خصوصیات آیرودینامیکی مدل نیز با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند. در این پژوهش ضرایب برآ و پسا در عدد ماخ  $0.596$  و زاویه حمله  $10^\circ$  درجه به ترتیب  $0.12$  و  $0.15$  محاسبه شده‌اند [۲].

یکی از عوامل تأثیرگذار بر ساختار گردابه‌ای جریان، قدرت گردابه‌ها، جدایش جریان و تأثیر زاویه حمله است [۳]. همچنین تأثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان نیز در تحقیقات علمی گذشته مورد توجه قرار گرفته است [۴]. تأثیر عدد رینولدز نیز از سایر عوامل مورد بررسی بر ساختار گردابه‌های جریان بوده است [۵].

در پژوهشی که بر روی یک بال دلتا با زاویه پسگرایی  $50^\circ$  درجه و در زاویه حمله  $5^\circ$  درجه انجام شده است ساختار جریان و گردابه‌ها مورد بررسی قرار گرفته است و در ناحیه جدایش روی بال دو گردابه مشاهده شده است. گردابه اول در نزدیکی راس بال و پایین دست روی بال، و گردابه دوم با چرخشی هم جهت با گردابه اولیه، در لایه برشی جدا شده از سطح و بیرون دست گردابه اولیه پدید آمده است [۶].

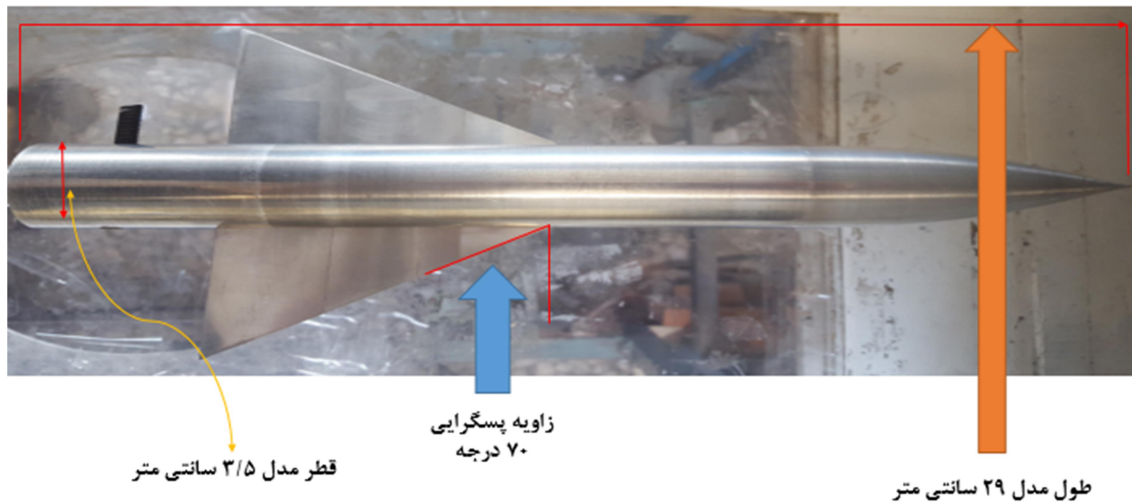
میشل و همکاران مطالعاتی را در زمینه جریان گردابه‌ای روی بال مثلی شکل انجام داده‌اند. بر اساس مطالعه آنها در یک بال مثلی شکل با افزایش زاویه حمله، قدرت گردابه لبه حمله افزایش خواهد یافت [۷].

در پژوهش حاضر که در تونل باد مدار بسته مادون دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام شده است با استفاده از جریان سنج سیم‌داغ تأثیر زاویه حمله، جانبی و عدد رینولدز بر ساختار جریان مورد بررسی قرار گرفته است. نوآوری این پژوهش در زمینه آزمایش بر روی مدل اگاردی در شرایط مادون صوت است، زیرا پژوهش‌هایی که تاکنون بر روی این مدل انجام شده‌اند اکثراً در شرایط مافوق صوت بوده‌اند. همچنین تأثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان مدل اگاردی پیش از این مورد بررسی قرار نگرفته است.

## ۲- تجهیزات آزمایشگاهی

برای اندازه‌گیری سرعت از جریان سنج سیم داغ، سیستم داده برداری و مکانیزم انتقال دهنده پراب جریان سنج سیم داغ استفاده شده است. تمامی آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام شده‌اند. این تونل باد دارای ابعاد  $7 \times 2/2$  متر و حداکثر توان فن  $42 \text{ Kw}$  است. حداکثر سرعت جریان هوادر داخل اتاق آزمون این تونل باد  $30 \text{ m/s}$  با شدت

<sup>1</sup>CFD



شکل ۲- نمایی از مدل بال و بدنه اگارد- بی

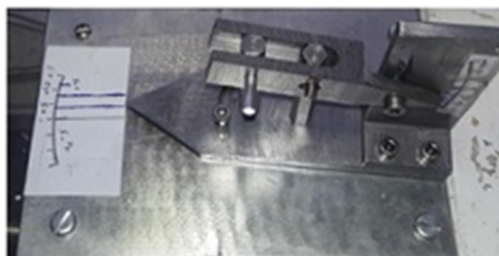
جدول ۱- ابزار اندازه گیری و پارامترهای موثر در آزمایش‌ها

| ابزار اندازه‌گیری | کمیت مورد نظر | عدد رینولدز طولی | مقاطع مورد آزمایش (x/c) | زاویه حمله $\alpha$ | زاویه جانبی $\beta$ |
|-------------------|---------------|------------------|-------------------------|---------------------|---------------------|
| جریان سنج سی‌مداغ | سرعت (۱۴ m/s) | ۵۰۰۰۰            | ۱/۱ و ۰/۸۲، ۰/۶۴، ۰/۴۷  | ۵°، ۱۰°، ۱۳°        | ۴°، ۸° و ۱۳°        |
| جریان سنج سی‌مداغ | سرعت (۷ m/s)  | ۲۵۰۰۰            | ۱/۱ و ۰/۸۲، ۰/۶۴، ۰/۴۷  | ۵°، ۸° و ۱۳°        | ۴°، ۸° و ۱۳°        |

با توجه به فضایی که در دسترس بود بهترین راه نصب مدل در سقف اتاق آزمون تونل باد بود. در شکل ۳ نمایی از مدل به همراه جریان سنج سیم داغ نشان داده شده است. به منظور امکان ایجاد زاویه حمله و جانبی مکانیزمی در سقف تونل باد نصب شده است. در شکل ۴ مکانیزم زاویه حمله و در شکل ۵ مکانیزم زاویه جانبی مدل نشان داده شده است. آزمایش‌ها در پنج موقعیت طولی ۰/۶۴، ۰/۴۷، ۰/۸۲، ۱ و  $x/c=1/1$  انجام شده‌اند. جهت اندازه‌گیری‌های مربوط به سرعت از جریان سنج سیم‌داغ استفاده شده است. مطابق شکل ۶ سطح بال و پشت آن به پنج مقطع تقسیم شده و موقعیت مکانی این مقاطع با تقسیم بر وتر بال بی بعد شده‌اند. همچنین کلیه آزمایش‌ها در اعداد رینولدز ۵۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰ متناسب با سرعت‌های ۱۴ و ۷ متر بر ثانیه انجام شده‌اند.



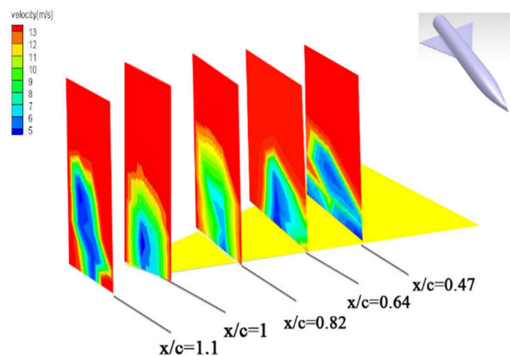
شکل ۴- مکانیزم زاویه حمله مدل اگارد-بی



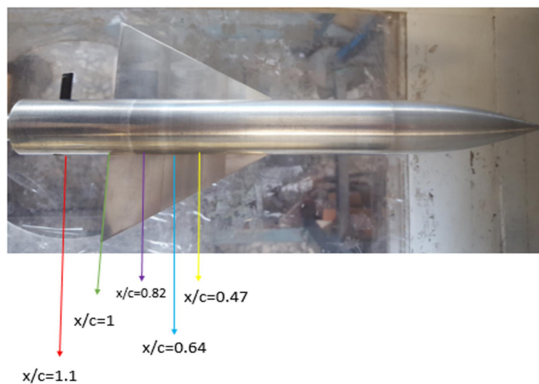
شکل ۵- مکانیزم زاویه جانبی مدل اگارد-بی



شکل ۳- نمایی از مدل بال و بدنه اگارد- بی در اتاق آزمون



شکل ۷- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰ و در زاویه حمله ۱۲ درجه



شکل ۶- مقاطع داده برداری روی سطح و پشت بال

بررسی تجربی ساختار جریان مادن صوت ...

### ۱-۲- عدم قطعیت

ساخت مدل مورد آزمایش با دقت ۰/۰۱ میلی متر است در نتیجه خطای نسبی هندسه مدل ۰/۰۰۷٪ است. عدم قطعیت فشار در مقطع آزمون تونل باد ۲/۱۸٪ و عدم قطعیت جریان سنج سیم-داغ ۳/۱۲٪ می باشد. در مورد تغییرات دما، با توجه به اینکه اندازه گیری دما توسط ترمومتر با دقت ۰/۵ انجام شده است و حداکثر تغییرات دما در مقطع آزمون در حین انجام آزمایش ۲ درجه بوده است عدم قطعیت نسبی دما ۲/۰۶٪ محاسبه می شود. جهت محاسبه عدم قطعیت عدد رینولدز با جایگذاری مقادیر مربوطه در رابطه ۱ مقدار ۲/۴٪ به دست می آید [۸]. در نهایت تک تک عدم قطعیت هایی که به دست آمد با یکدیگر ترکیب شده تا عدم قطعیت کلی حاصل شود. در جدول ۲ مقادیر عدم قطعیت پارامترها بیان شده است. بیشترین مقدار عدم قطعیت سرعت متوسط ۳/۱۵٪ است.

$$\frac{W_{Re}}{Re} = \sqrt{\left(\frac{W_U}{U}\right)^2 + \left(\frac{W_d}{d}\right)^2 + \left(\frac{W_\theta}{\theta}\right)^2} \quad (1)$$

جدول ۲- مقادیر عدم قطعیت

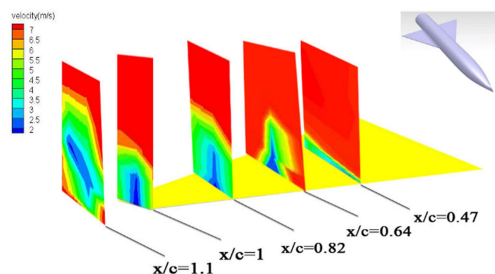
| عدم قطعیت پارامتر | دقت اندازه گیری پارامتر | پارامتر مورد اندازه گیری |
|-------------------|-------------------------|--------------------------|
| ۰/۰۰۷٪            | ۰/۰۱ mm                 | طول و قطر مدل            |
| ۲/۰۶٪             | ۰/۵ °C                  | دما                      |
| ۲/۴٪              | -                       | عدد رینولدز (Re)         |
| ۳/۱۵٪             | -                       | سرعت                     |
| ۳/۱۲٪             | -                       | جریان سنج سیم داغ        |
| ۲/۱۸٪             | -                       | فشار                     |

### ۳- تشریح نتایج و بحث

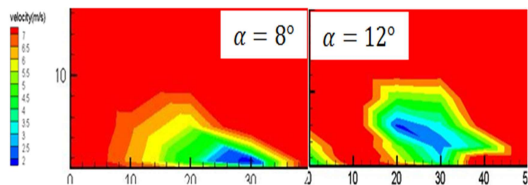
#### ۳-۱- اثر تغییر زاویه حمله بر ساختار گردابه های لبه حمله بال

یکی از عوامل تاثیرگذار بر ساختار گردابه های جریان، قدرت گردابه ها و جدایش جریان، تاثیر زاویه حمله است [۳-۴]. در شکل ۷ کانتور سرعت روی بال در زاویه حمله ۱۲ درجه و عدد رینولدز ۵۰۰۰۰ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود با حرکت کردن از قسمت نوک بال به سمت انتهای آن، جریان گردابه ای اطراف مدل رشد پیدا کرده و ناحیه گردابه ای بزرگتری را به وجود می آورد. همچنین در موقعیت طولی ۱/۱ X/c قدرت گردابه و همچنین فاصله مرکز آن از سطح نسبت به سایر حالات افزایش می یابد. به طور کلی با فاصله گرفتن از نوک بال مرکز گردابه ها از سطح جدا شده و نواحی جدا شده را در انتهای مدل بوجود می آورند. همچنین مشاهده می شود که مرکز گردابه در مدل با افزایش زاویه حمله بیشتر از سطح جدا شده که نشان دهنده افزایش جریان گردابه ای است و می تواند افزایش نیروی پسا را سبب شود. زیرا جدایش جریان روی مدل و ایجاد جریان های گردابه ای اطراف آن رابطه مستقیمی با افزایش نیروی پسا داشته و باعث افزایش نیروی پسا و کاهش راندمان می شود. میشل و همکاران نیز در پژوهشی به این نتیجه رسیدند که با افزایش زاویه حمله قدرت گردابه ها افزایش می یابد [۷].

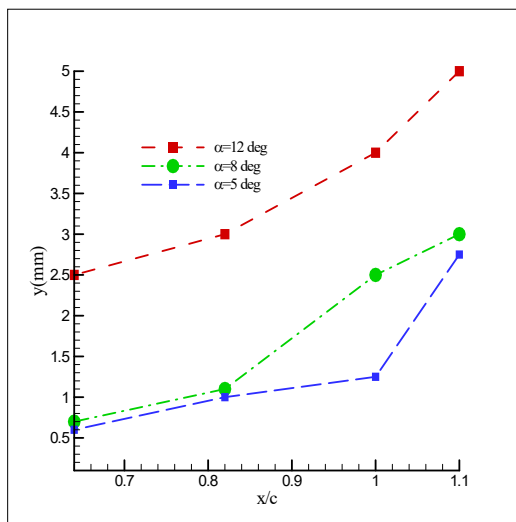
افزایش زاویه حمله جریان گردابه‌ای روی سطح بال بیشتر شده و دامنه وسیع‌تری را دربر می‌گیرد. علاوه بر این مشاهده می‌گردد که با افزایش زاویه حمله مرکز گردابه از سطح بال جدا شده و در ارتفاع بالاتری از سطح بال قرار می‌گیرد که نشان دهنده رشد جریان جدا شده و گردابه‌ای اطراف مدل می‌باشد که این نتایج با مشاهدات پکهام و اتکینسون هم‌خوانی دارند [۳].



شکل ۱۰- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰ و در زاویه حمله ۱۲ درجه

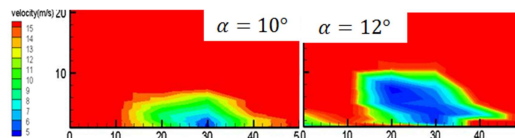


شکل ۱۱- کانتور توزیع سرعت روی بال دلتا برای مدل اگارد-بی در زوایای حمله  $\alpha=8, 12^\circ$  و در مقطع  $x/c=1.1$  در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰



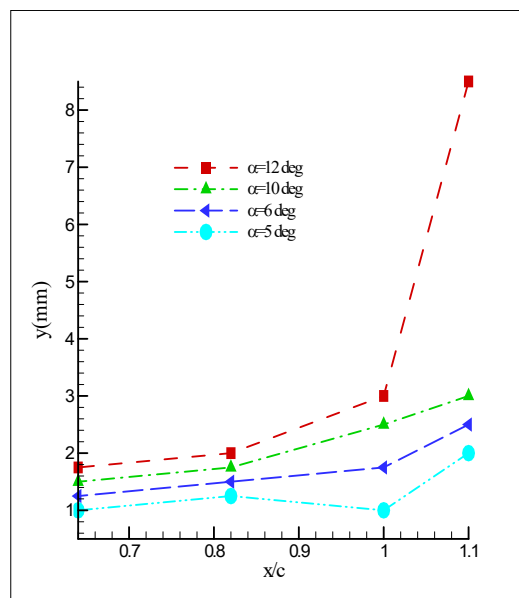
شکل ۱۲- نمودار ارتفاع گردابه لبه حمله از سطح بال در موقعیت‌های طولی مختلف و زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰

### ۳-۲- اثر تغییر عدد رینولدز بر ساختار گردابه‌های لبه حمله بال



شکل ۸- کانتور توزیع سرعت روی بال دلتا برای مدل اگارد-بی در زوایای حمله  $\alpha=10, 12^\circ$  و در مقطع  $x/c=1.1$  در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰

با توجه به شکل ۹ و همان‌طور که به صورت کیفی نیز بیان شد، می‌توان گفت که گردابه‌های لبه حمله در مسیر خود از امتداد سطح فاصله می‌گیرند و افزایش زاویه حمله باعث افزایش فاصله مرکز گردابه لبه حمله از امتداد بال می‌شود. این فاصله در حالتی که اختلاف بین زوایای حمله افزایش می‌یابد بیشتر قابل تشخیص است. پکهام و اتکینسون نیز در پژوهش خود مشاهده کردند که گردابه‌ها در مسیر طولی خود از سطح فاصله می‌گیرند [۳].

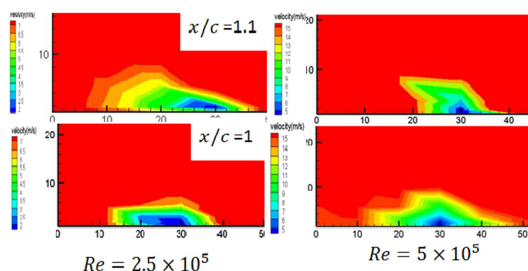


شکل ۹- نمودار ارتفاع گردابه لبه حمله از سطح بال در موقعیت‌های طولی مختلف و زوایای حمله متفاوت در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰

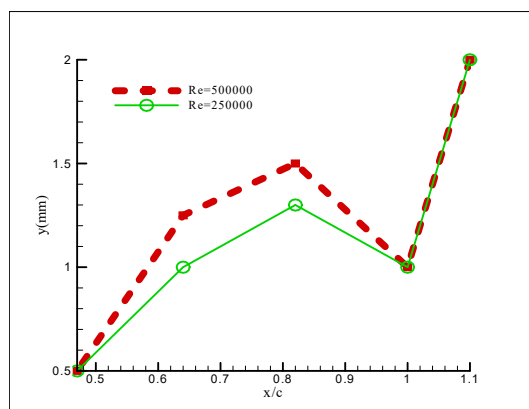
همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود نتایج بررسی‌ها بر روی عدد رینولدز ۲۵۰۰۰ نیز نشان می‌دهد که با حرکت کردن از قسمت نوک بال به سمت انتهای آن، جریان گردابه‌ای اطراف مدل رشد پیدا کرده و ناحیه گردابه‌ای بزرگتری را به وجود می‌آورد. مقایسه بین کانتور سرعت در زوایای حمله ۸ و ۱۲ درجه در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰ انجام شده است. همان‌طور که در این شکل نمایان است با افزایش زاویه حمله جریان‌های گردابه‌ای اطراف مدل رشد پیدا کرده و نواحی جدایش و گردابه‌ای وسیع‌تری را در انتهای مدل به وجود می‌آورند. این نتایج در شکل ۱۱ قابل مشاهده است. در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰ نیز مقایسه بین ارتفاع گردابه لبه حمله از سطح بال در زوایای حمله ۵، ۸، و ۱۲ درجه انجام شده است. همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود در این حالت نیز هر چه زاویه حمله افزایش می‌یابد فاصله مرکز گردابه‌ها از امتداد بال افزایش می‌یابد. در واقع با

در شکل ۱۵ کانتور مقایسه سرعت در زاویه حمله ۸ درجه و برای اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و ۵۰۰۰۰۰ نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ در مقایسه با کانتور سرعت در عدد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ اندازه گردابه‌ها کوچک‌تر شده ولی شدت آنها تغییر چندانی نداشته است. این اثر به خصوص در موقعیت‌های طولی که نزدیک به بال هستند مشخص است. این پدیده به این معنی است که افزایش عدد رینولدز باعث تاخیر در تشکیل گردابه شده ولی تاثیر چندانی بر قدرت هسته گردابه مرکزی نداشته است.

در شکل ۱۶ تغییرات ارتفاع گردابه‌ها از سطح در زاویه حمله ده درجه نشان داده شده است. در این نمودار مشاهده می‌شود که ارتفاع گردابه‌ها در موقعیت‌های طولی  $x/c=1/1$ ،  $x/c=1$  و  $x/c=0/47$  تغییری نداشته و در سایر موقعیت‌ها نیز مقدار آن کوچکتر مساوی ۲۵ درصد است. بررسی نمودار تغییر ارتفاع گردابه‌ها در زاویه حمله ۱۲ درجه در شکل ۱۷ نشان می‌دهد که تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر تغییر ارتفاع گردابه‌ها از سطح ندارد. که این نتایج نیز با نتیجه‌ای است که سلطانی و همکارانش در بررسی تجربی اثرات عدد رینولدز بر جریان بال دلتا شکل با پسگرایی ۷۰ درجه به آن دست یافتند هم‌خوانی دارد [۱۰].

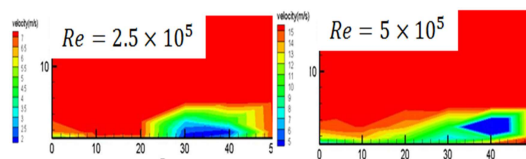


شکل ۱۵- مقایسه کانتور توزیع سرعت روی بال دلتا برای مدل اگارد-بی در زاویه حمله ۸ درجه در اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و ۵۰۰۰۰۰



شکل ۱۶- نمودار ارتفاع مرکز گردابه از سطح در موقعیت‌های طولی مختلف و اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۰ درجه

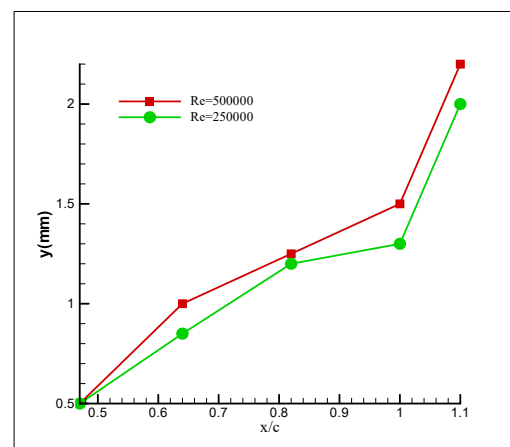
جهت بررسی تغییر عدد رینولدز بر ساختار و پایداری گردابه‌ها، آزمایش‌ها روی مدل اگارد-بی در زوایای حمله ۵، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و ۵۰۰۰۰۰ بررسی شده است. در شکل ۱۳ کانتور مقایسه سرعت در زاویه حمله ۵ درجه و برای اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ و ۵۰۰۰۰۰ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر قدرت و شدت گردابه ندارد. به علاوه همان‌طور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر رشد ارتفاع گردابه‌ها از سطح نداشته است. درصد تغییر نسبی ارتفاع گردابه‌ها از سطح در جدول ۳ آمده است و مشاهده می‌شود که درصد تغییر ارتفاع گردابه‌ها در بیشترین حالت کمتر از ۱۸ درصد است. سلطانی و همکارانش نیز به صورت تجربی اثرات عدد رینولدز بر جریان بال دلتا شکل با پسگرایی ۷۰ درجه را مورد مطالعه قرار دادند. آزمایش‌های ایشان در اعداد رینولدز ۱۵۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۰ انجام گرفت و نتایج نشان داد که عدد رینولدز تاثیر چندانی بر شکل گردابه‌ها نمی‌گذارد [۱۰].



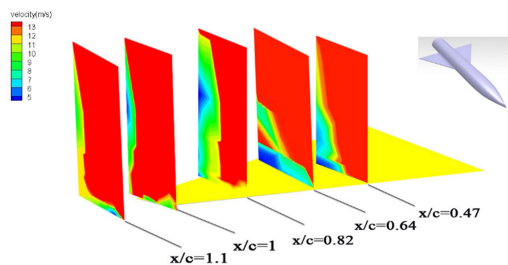
شکل ۱۳- کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ درجه برای اعداد رینولدز ۲۵۰۰۰۰ (چپ) و ۵۰۰۰۰۰ (راست) در مقطع  $x/c=1.1$

جدول ۳- درصد تغییر نسبی ارتفاع گردابه‌ها از سطح در زاویه حمله ۵ درجه برای اعداد رینولدز متفاوت

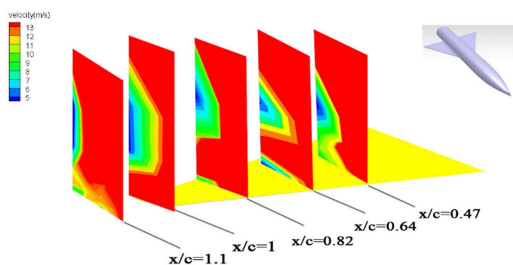
| موقعیت طولی (x/c) | ۱/۱ | ۱   | ۰/۸۲ | ۰/۶۴  | ۰/۴۷ |
|-------------------|-----|-----|------|-------|------|
| درصد تغییرات      | ٪۱۰ | ٪۱۵ | ۴/۱٪ | ۱۷/۴٪ | ٪۰   |



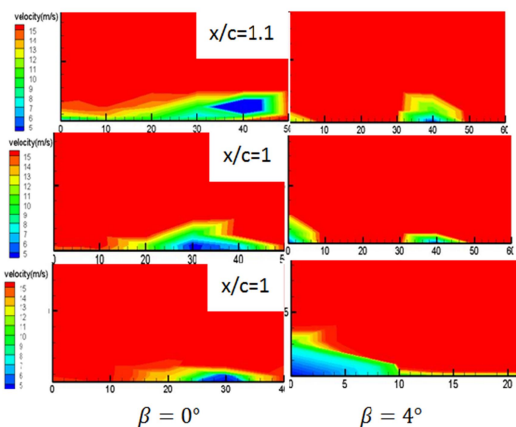
شکل ۱۴- نمودار ارتفاع مرکز گردابه از سطح در موقعیت‌های طولی مختلف و اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۵ درجه



شکل ۱۹- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و به ترتیب در زوایای حمله و جانبی ۵ و ۸ درجه



شکل ۲۰- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و به ترتیب در زوایای حمله و جانبی ۵ و ۱۲ درجه



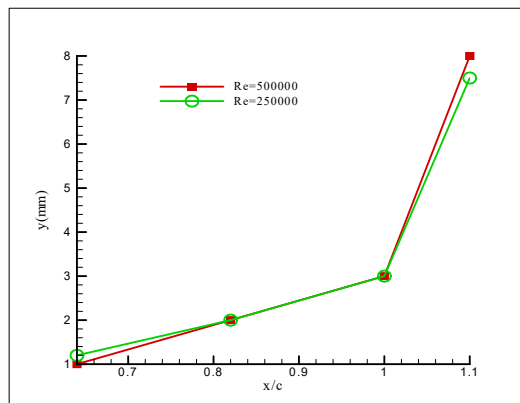
شکل ۲۱- کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ و زوایای جانبی ۰ و ۴ درجه

### ۴-۳- بررسی تاثیر تغییر زاویه حمله و جانبی بر شدت توربولانس

جهت بررسی تاثیر زاویه حمله و جانبی بر شدت توربولانس از رابطه‌ی (۲) استفاده شده است [۸].

$$(2) \quad \text{شدت توربولانس} = \frac{\text{انحراف معیار سرعت}}{\text{سرعت جریان آزاد}} \times 100$$

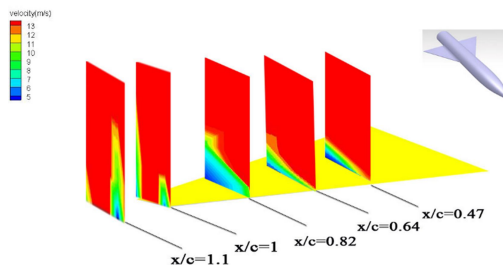
با استفاده از رابطه‌ی (۲)، انحراف معیار سرعت‌های اندازه‌گیری شده در زاویه حمله مورد نظر محاسبه و با تقسیم آن بر سرعت جریان آزاد شدت توربولانس محاسبه شده است و نتایج آن در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ رسم شد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در شکل ۲۲ با افزایش



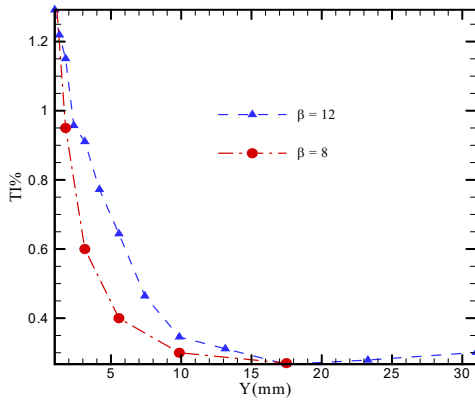
شکل ۱۷- نمودار ارتفاع مرکز گردابه از سطح در موقعیت‌های طولی مختلف و اعداد رینولدز متفاوت در زاویه حمله ۱۲ درجه

### ۳-۳- اثر تغییر زاویه جانبی بر ساختار گردابه‌های بال

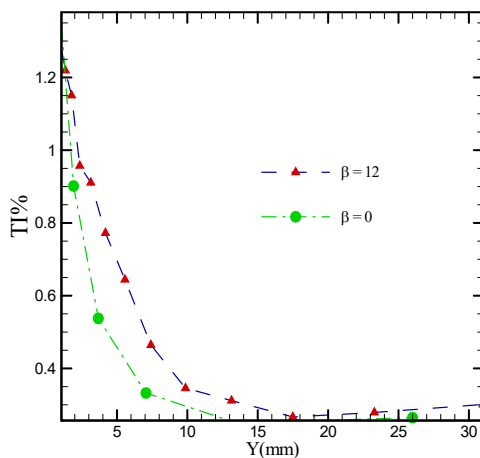
یکی از عوامل تاثیرگذار بر ساختار گردابه‌ای جریان و قدرت گردابه تاثیر زاویه جانبی است [۴-۵]. در شکل ۱۸ کانتور سرعت بال در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه جانبی ۴ درجه نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود با حرکت به سمت نوک بال گردابه موسوم به گردابه طولی که تحت تاثیر بال است رشد می‌کند و برعکس هنگامی که به سمت انتهای بال حرکت می‌شود گردابه موسوم به گردابه عرضی که تحت تاثیر بدنه است رشد می‌کند. در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ درجه و زوایای جانبی ۸ و ۱۲ درجه نشان داده شده است. در این حالات نیز نتایج مذکور درباره زاویه جانبی ۵ درجه صادق است. در شکل ۲۱ کانتور توزیع سرعت در زاویه حمله ۵ درجه برای زوایای جانبی ۰ و ۴ درجه مقایسه شده است. در این حالت مشاهده می‌شود که در زاویه جانبی ۴ درجه گردابه عرضی ناشی از بدنه به وجود می‌آید در حالی که از قدرت گردابه طولی کاسته می‌شود و با حرکت به سمت انتهای بال قدرت و ارتفاع مرکز آن از سطح کاسته می‌شود. دهقان منشادی و همکارانش نیز در بررسی تاثیر زاویه جانبی دریافته‌اند که با افزایش زاویه جانبی تاثیر گردابه‌های ناشی از بدنه بیشتر آشکار می‌شود [۵]. [۴]



شکل ۱۸- کانتور سرعت بال در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و به ترتیب در زوایای حمله و جانبی ۵ و ۴ درجه



شکل ۲۴- شدت توربولانس در زاویه جانبی ۸ و ۱۲ در جهتمقطع  $x/c=1.1$



شکل ۲۵- شدت توربولانس در زاویه جانبی ۰ و ۱۲ در جهتمقطع  $x/c=1.1$

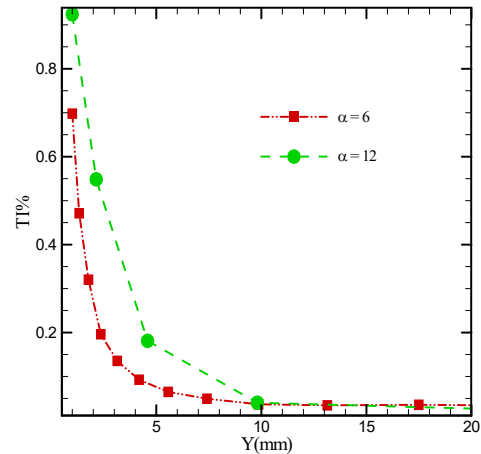
#### ۴- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر به بررسی اثر تغییر زاویه حمله، زاویه جانبی و عدد رینولدز بر ساختار جریان مادون صوت عمود بر مدل بال و بدنه آگارد-بی پرداخته شده است. داده برداری‌ها در موقعیت‌های طولی ۰/۴۷، ۰/۶۴، ۰/۸۲، ۱ و ۱/۱  $x/c$  روی بال انجام شده است. این آزمایش‌ها در اعداد رینولدز ۵۰۰۰۰ و ۲۵۰۰۰۰ و در تونل باد مادون صوت مدار بسته انجام شده‌اند. جهت بررسی اثر زاویه حمله و جانبی آزمایش‌ها در زوایای حمله ۵، ۶، ۸، ۱۰ و ۱۲ درجه و زوایای جانبی ۰، ۴، ۸ و ۱۲ درجه انجام شده‌اند. نوآوری پژوهش حاضر به بررسی ساختار جریان در شرایط مادون صوت و بررسی تاثیر زاویه جانبی بر ساختار جریان معطوف می‌شود زیرا کارهای گذشته بر روی مدل آگارد-بی در شرایط مافوق صوت انجام شده‌اند.

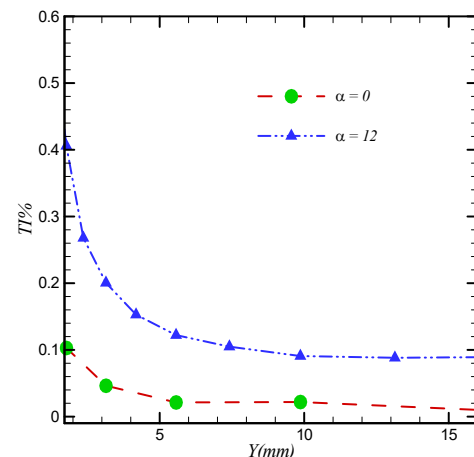
در این آزمایش‌ها که با کمک جریان سنج سی‌مداغ انجام شده است و تغییرات به وجود آمده در ساختار گردابه‌ها ناشی از تغییر زاویه حمله، زاویه جانبی و عدد رینولدز مشاهده شده است، مهم‌ترین نتایج بدین شرح می‌باشند:

- افزایش زاویه حمله باعث بزرگتر و قدرتمند شدن گردابه‌های طولی ناشی از بال شده است.

زاویه حمله از ۶ به ۱۲ درجه شدت توربولانس افزایش می‌یابد. این نتیجه با شکل ۲۳ که در آن با افزایش زاویه حمله از ۰ به ۱۲ درجه شدت توربولانس افزایش می‌یابد هم‌خوانی دارد. همچنین با استفاده از رابطه ۲، انحراف معیار سرعت‌های اندازه‌گیری شده در زاویه جانبی مورد نظر محاسبه و با تقسیم آن بر سرعت جریان آزاد شدت توربولانس محاسبه شده است و نتایج آن در شکل‌های ۲۴ و ۲۵ رسم شد. در این حالت نیز مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه جانبی از ۸ به ۱۲ درجه و همچنین از ۰ به ۱۲ درجه شدت توربولانس افزایش می‌یابد.



شکل ۲۲- شدت توربولانس در زاویه حمله ۶ و ۱۲ در جهتمقطع  $x/c=1.1$



شکل ۲۳- شدت توربولانس در زاویه حمله ۰ و ۱۲ در جهتمقطع  $x/c=1.1$



- با حرکت به سمت انتهای بال گردابه‌های طولی بزرگتر و قدرتمندتر شده‌اند.
- در تمامی زوایای حمله و در تمامی موقعیت‌های طولی بیشترین افت سرعت در مرکز گردابه‌ها مشاهده شده است.
- نتایج حاکی از تشکیل دو گردابه طولی ناشی از بال و گردابه عرضی ناشی از بدنه است.
- افزایش زاویه جانبی باعث بزرگتر شدن گردابه عرضی ناشی از بدنه و ضعیف‌تر شدن گردابه طولی ناشی از بال شده است.
- تغییر عدد رینولدز تاثیر چندانی بر قدرت گردابه‌ها، ارتفاع گردابه‌ها و همچنین افت سرعت در مرکز آنها نداشته است.
- افزایش زاویه حمله و جانبی باعث افزایش شدت توربولانس شده است.

#### ۵-مراجع

- [1] Damljonovic, D., Vitic, A., and Vukovic, D., "Testing AGRAD-B Calibration Model in the T-38 Trisonic Wind Tunnel" *Scientific-Technical Review*, Vol.LVI, No. 2, 2006.
- [2] Akguli, A., Isakovic, J., Mandic, S., and Gulay, E., "Determination of Aerodynamic Characteristics of Nonstandard AGARD-B Calibration Model" *Scientific-Technical Review*, Vol.LIX, No.2, 2009.
- [3] Peckham, D., and Atkinson, S., "Preliminary Results of Low Speed Wind Tunnel Test on a Gothic Wing of Aspect Ratio" *Ministry of aviation*, 1960.
- [4] DehghanManshadi, M., Hejranfar, k., and Farajollahi, A.H., "Effect of Vortex Generators on Hydrodynamic Behavior of an Underwater Axisymmetric Hull at High Angles of Attack, *Journal of Visualization*, DOI 10.1007/s12650-016-0412-4, 2017.
- [5] DehghanManshadi, M., Farajollahi, A.H., and Hanipour H., "Experimental Investigation of Behavior Vortical Flow around an Axisymmetric Streamlined Body Vehicle by Using the Five Hole Probe", *Journal of University of Tabriz Mechanical Engineering*, February, pp. 103-111, 2017. (In Persian)
- [6] Gordnier, R.E., and Visbal, M.R., "Higher-Order Compact-Difference Scheme Applied to the Simulation of the Low Sweep Delta Wing Flow" *AIAA*, p.0620, 2003.
- [7] Mitchell, A., Morton, S., Molton, P., and Guy, Y., "Flow Control of Vortical Structures & Vortex Breakdown over Slender Delta Wings" *Advanced Flow Management*, 2003.
- [8] DehghanManshadi, M., Soltani, M., and Saeidinezhad, A., "Experimental and Numerical Investigations on Effects of Ice Position on Turbulent Flow and Drag Coefficient of an Airfoil" *Journal University of Tabriz Mechanical Engineering*, February, pp. 33-45, 2016. (In Persian)
- [9] DehghanManshadi, M., Hejranfar, k., and Farajollahi, A.H., "Numerical and Experimental Investigation of Effect of Vortex Generators on Flow over Suboff Bare Hull Model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 9, pp. 1-11, 2015. (In Persian)
- [10] Soltani, M.R., Masdari, M., and Ghorbanian, K., "Experimental Investigation of Sweep Angle Effect on the Flow Field of a Wing at Subsonic Regim" *Journal of Sharif Mechanical Engineering*, pp. 69-76, June 2013. (In Persian)