

## بررسی تجربی مولدهای ورتکس در جریان گردابه‌ای اطراف جسم تقارن محوری با پراب پنج حفره

مجتبی دهقان منشادی\*  
 دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پردیس اصفهان، اصفهان، ایران  
 امیرحمزه فرج‌الهی  
 دانشجوی دکترا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پردیس اصفهان، اصفهان، ایران  
 هادی جانی‌پور  
 کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پردیس اصفهان، اصفهان، ایران

### چکیده

اجسام تقارن محوری نظیر هواپیماها هنگامی که انحراف سمتی پیدا می‌کنند، نواحی جدایش گردابه‌ای بزرگی را ایجاد می‌کنند، این جریان‌های گردابه‌ای روی پسای بدنه، مانورپذیری و غیره تاثیرگذار می‌باشد. یک روش مناسب برای کاهش اثرات جریان گردابه‌ای، استفاده از مولدهای ورتکس است. در تحقیق حاضر به کمک پراب پنج حفره، میدان جریان در اطراف یک مدل تقارن محوری با استفاده از مولدهای ورتکس در زوایای حمله  $0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$  بررسی شده است. در این مطالعه، اندازه ابعاد گردابه‌ها در امتداد مدل در زوایای حمله مختلف با استفاده از نتایج پراب پنج حفره استخراج شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که پراب پنج حفره به خوبی قادر به تعیین ویژگی گردابه اطراف مدل می‌باشد. همچنین نتایج حاصل نشان می‌دهد که مولدهای ورتکس باعث کاهش جدایش گردابه عرضی و اندازه ابعاد گردابه‌های عرضی شده‌اند.  
**واژه‌های کلیدی:** اجسام تقارن محوری، مولد ورتکس، جریان گردابه‌ای، پراب پنج حفره.

### Experimental Investigation of Vortical Flow around an Axisymmetric Streamlined Body Vehicle by Using the Five Hole Probe

M. DehghanManshadi Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Tecnology, Isfahan, Iran  
 A. H. Farajollahi Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Tecnology, Isfahan, Iran  
 H. Janipour Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Tecnology, Isfahan, Iran

### Abstract

The axisymmetric streamlined bodies yawed to freestream flow, like airplanes in a turning maneuver, produce large vortical separated regions. This vortical flow affects body drag, control effectiveness and maneuverability and so on. A suitable way to reduce the effects of this separated flow is to use vortex generators. A five-hole pressure probe is used to measure the 3D flow field. The main goal of the present study is to investigate the flow field around a standard axisymmetric streamlined body model employing the vortex generator by using the five-hole pressure probe in  $0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$  angles of attack. Here, the sizes of vortices along the model at different angles of attack are obtained by using the five-hole pressure probe results and some conclusions are made. The investigation of the five-hole results shows that the five-hole measurements can determine the vortex structure around the axisymmetric streamlined body model. Also, the results show that the vortex generators placed along the model do indeed significantly reduce cross-flow separation and size of vortices.

**Keywords:** Axisymmetric Streamlined Bodies, Vortex Generator, Vortical Flow, Five-Hole Pressure Probe.

لوله‌ها، جرم بیشتری را با قدرت کمتری انتقال داد. پسای فشاری یا شکلی را با طراحی بهینه بدنه اجسام کاهش می‌دهند، و پسای اصطکاکی یا پوسته‌ای را با استفاده از روش‌های متعددی، از جمله کنترل جریان در لایه مرزی کاهش می‌دهند. موضوع کاهش پسا دربرگیرنده طیف گسترده‌ای از رشته‌های مختلف مانند آیرودینامیک، هیدرودینامیک، مکانیک سیالات، محاسبات عددی، رئولوژی، علم پلیمر، علم مواد و شیمی است و مقالات و گزارشات زیادی در زمینه کاهش پسا در سال‌های اخیر به چاپ رسیده‌است.

وقتی که یک جسم تقارن محوری نسبت به جریان آزاد در زاویه حمله قرار می‌گیرد، مولفه‌های جریان به دو قسمت تقسیم می‌شود: (۱) مولفه‌ای از جریان که در امتداد محور جسم است (جریان محوری) و (۲) مولفه‌ای که عمود بر محور مدل است و جریان عرضی<sup>۱</sup> نامیده می‌شود.

### ۱- مقدمه

از اهداف محققین و طراحان در بُعد اقتصادی، همواره بالا بردن راندمان و کاهش مصرف انرژی علی‌الخصوص در مواردی که مصرف انرژی بالاست همانند بالا بردن کارایی و قدرت مانور هواپیماهای جنگنده و زیردریایی‌ها در حالت تدافعی و تهاجمی شدید، هنگامی که مورد تهاجم موشک‌ها قرار گرفته‌اند.

بر اجسام متحرک، دو نیروی اصطکاکی (پوسته‌ای) و فشاری (شکلی) وارد می‌شود که این نیروها باید به گونه‌ای کاسته شوند. با کاستن هر یک از نیروهای مقاوم فوق علیرغم صرفه‌جویی اقتصادی، می‌توان

هواپیماها، کشتی‌ها، زیردریایی‌ها و خودروها را با سرعت بیشتر و موتورهای کم‌مصرف‌تر و کوچک‌تر طراحی نمود و یا در جریان داخل

<sup>۱</sup> Cross Flow

در زوایایی بیشتر از ۶ درجه لایه مرزی‌های برخورد کننده با جریان عرضی، از روی بدنه جدا شده و تشکیل گردابه‌هایی را در پشت مدل می‌دهد. این جریان جدا شده، تشکیل یک جفت گردابه متقارن (با چرخش مخالف) در جهت مخالف جریان را داده که از لایه مرزی ریزش می‌کنند. در زوایای حمله کم، ناحیه جدا شده کاملاً کوچک بوده و در انتهای مدل قرار دارد ولی با افزایش زاویه ناحیه جدا شده قسمت زیادی از جسم را فرا گرفته و به سمت جلوی مدل پیش می‌رود. مکان و طول جفت گردابه تشکیل شده در اطراف بدنه تاثیر قابل توجهی بر روی نیروهای آیرودینامیکی و هیدرودینامیکی دارد [۱].

در زوایای حمله کوچک جریان روی ایرفویل ملایم و آرام و به سطح آن چسبیده است. وقتی که زاویه حمله افزایش می‌یابد، همانطور که اختلاف بین فشار سطوح بالا و پایین ایرفویل افزایش می‌یابد، ضریب برآ افزایش می‌یابد. به‌هرحال، بعد از یک زاویه حمله خاص، که به زاویه واماندگی شناخته شده‌است، جریان دیگر قادر به تحمل گردابیان فشار مخالف ایجاد شده روی سطح مکشی ایرفویل نیست و موجب می‌شود جدایش لایه مرزی اتفاق افتد [۲]. این پدیده به عنوان پدیده واماندگی شناخته شده‌است که نتایج مضر از جمله کاهش نیروی برآ، افزایش نیروی پسا، ایجاد سر و صدای آیرودینامیکی، را به همراه دارد. یک وسیله پرنده نیاز دارد که در زاویه حمله بالایی در طول بلند شدن، نشست و سایر مانورها عمل نماید. بنابراین، کنترل جریان روی سطح ایرفویل در زاویه حمله بالا بسیار حائز اهمیت است. یکی از روش‌های کنترل لایه مرزی استفاده از مولدهای ورتکس است [۳].

مفهوم مولدهای ورتکس در ابتدا توسط تیلور در سال ۱۹۴۷ مطرح شد [۴]. او نشان داد که ورتیسیت‌های ایجاد شده در انتهای جریان توسط ردیفی از پلیت‌های کوچک، مومنوم را در راستای جریان افزایش می‌دهند و بنابراین باعث تاخیر در پدیده جدایش می‌شوند. سپس آزمایش‌های زیادی جهت نشان دادن اثرات مولدهای ورتکس به عنوان وسایل کنترل کننده جریان انجام گرفت. مولدهای ورتکس روی جریان بالای لایه مرزی تاثیر می‌گذارند و خطوط جریان را با استفاده از تولید ورتکس‌های کوچک اصلاح می‌کنند. تولید این ورتکس سبب انتقال انرژی به لایه مرزی شده و از جدایش جریان جلوگیری می‌کند. مولدهای ورتکس همچنین می‌توانند جریان را در شرایط آرام و یکنواخت حفظ کنند. همانند آشفته‌کننده‌ها، تولید ورتکس نیز باعث افزایش گردش حول ایرفویل و به تبع آن افزایش نیروی برآ می‌شود. لازم به ذکر است که مولدهای ورتکس همواره باید بلندتر از ضخامت لایه مرزی جریان باشند [۵] تا بتوانند انرژی جریان آزاد بالای لایه مرزی را به داخل لایه مرزی منتقل نمایند.

مولدهای ورتکس می‌توانند به‌صورت دستی<sup>۱</sup> و یا به صورت اتوماتیک فعال شوند. مثلاً موقع بلند شدن<sup>۲</sup> یا نشست<sup>۳</sup> هواپیما، خلبان به صورت دستی این ابزارها را فعال کند و یا هنگامی که در مانور هواپیما ایرفویل به شرایط واماندگی می‌رسد، ابزارها به صورت خودکار فعال شوند [۵].

اسچوباو و اسپانگن برگ در سال ۱۹۶۰ لایه مرزی آشفته توسعه داده شده روی یک صفحه تخت در گردابیان فشارهای معکوس را مورد مطالعه قرار دادند [۶]. مطالعه آنها نشان داد که استفاده از مولدهای

ورتکس سبب آمیختن جریان با مومنوم بالا با لایه مرزی شده و باعث می‌شوند که گردابیان فشار معکوس کاهش یابد.

پیرسی در سال ۱۹۶۱ مقاله کاملی را در زمینه تئوری استفاده از مولدهای ورتکس در جریان دوبعد [۷] ارائه نمود. بر اساس مطالعه پیرسی، اصطکاک لزجی و گردابیان فشار معکوس لایه مرزی را آهسته می‌کند و وقوع پدیده جدایش حتمی می‌شود. به طور کلی، مولد ورتکس یک مکانیسمی را فراهم می‌کند که موجب می‌شود انرژی بالاتر سیالی که خارج از لایه مرزی است به سیالی که نزدیک سطح است و دارای سرعت و انرژی پایین‌تری است انتقال یابد و این انتقال انرژی موجب می‌شود لایه مرزی دوباره انرژی‌دهی شود که این امر سبب تاخیر یا جلوگیری از جدایش لایه مرزی می‌شود.

براگ و گریگورگ در سال ۱۹۹۰ در تست تونل باد مادون صوت بر روی ایرفویل کانارد مشاهده نمودند که با طراحی صحیح مولدهای ورتکس نیروی برآ افزایش می‌یابد و نیروی پسا کاهش می‌یابد [۸]. لین و همکارانش در سال‌های ۱۹۹۰، ۱۹۹۱ و ۱۹۹۹ انواع مختلفی از وسایل کنترل کننده جریان را مورد بررسی قرار دادند و مشاهده نمودند که این وسایل در کنترل جدایش بسیار موثر هستند [۹]، [۱۰] و [۱۱]. می‌توان نتیجه گرفت که مولدهای ورتکس جهت کنترل جریان و جدایش آن با تولید ورتیسیت‌هایی در راستای جریان بسیار موثر هستند.

شان و همکارانش در سال ۲۰۰۸ مطالعات خود را بر روی ایرفویل NACA 0012 در زاویه حمله  $\alpha = 6^{\circ}$  با استفاده از مولدهای ورتکس فعال و منفعل جهت کنترل جریان مورد آزمایش قرار دادند [۱۲]. مولدهای ورتکس منفعل طول چرخش<sup>۴</sup> را تقریباً به اندازه ۸۰٪ کم می‌کنند. از طرفی مولدهای ورتکس فعال ورتیسیت‌های قوی را در راستای جریان تولید می‌کنند که دقیقاً برای کنترل جریان لازم می‌باشد. کویا و همکارانش در سال ۲۰۰۹ اثر مولدهای ورتکس را بر روی بال ماشین مسابقه مورد آزمایش قرار دادند، که مشاهده نمودند اضافه کردن مولدهای ورتکس باعث افزایش نیروی رو به پایین<sup>۵</sup> می‌شود [۱۳].

دلنرو و همکارانش [۵] با قرار دادن مولدهای ورتکس سه‌گوشه یا مثلثی شکل روی سطح بالایی ایرفویل اصلاح‌شده Eppler 387 در شرایط مختلف، اثر عدد رینولدز پایین را در جریان آشفته مورد آزمایش قرار دادند. آنها رفتار ضرایب آیرودینامیکی (نیروی برآ و نیروی پسا) ایرفویل ذکر شده را در زوایایی حمله مختلف در دو حالت با استفاده از مولدهای ورتکس و بدون استفاده از آن مورد مطالعه قرار دادند. آنها مشاهده نمودند که مقدار ضریب برآی ماکزیمم ( $C_{L_{max}}$ ) هنگامی که از مولدهای ورتکس استفاده می‌شود افزایش می‌یابد، اما زاویه واماندگی تغییر بسیار ناچیزی می‌کند یا تقریباً ثابت باقی می‌ماند. مقدار نیروی پسا برای زاویه حمله‌های کوچک تقریباً ثابت باقی می‌ماند، اما با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد، که علت این امر تداخل میان ورتکس ایجاد شده با لایه مرزی است. به‌طور کلی، ورتکس مارپیچی ایجاد شده توسط بال دلتا بسیار شبیه ورتکس ایجاد شده توسط مولدهای ورتکس است که این ورتکس ایجاد شده در لایه مرزی یک بی‌نظمی و آشفتگی را ایجاد می‌کند که سبب افزایش ضریب برآ می‌شود [۵].

<sup>۴</sup> recirculation

<sup>۵</sup> Downward force

<sup>۱</sup> manual

<sup>۲</sup> Take-off

<sup>۳</sup> landing

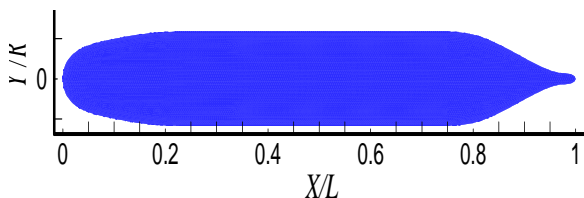
روی یک مدل جهت درک بیشتر اثر مولدهای ورتکس روی رفتار جریان سه بعدی در اطراف مدل، این پژوهش را نسبت به کارهای گذشته متمایز می‌سازد.

## ۲- تجهیزات آزمایشگاهی و روند آزمایش

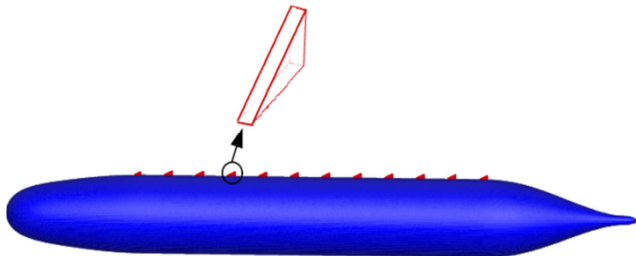
### ۲-۱- مدل آزمایشگاهی

شکل‌ها مدل زیرسطحی که در این تحقیق مورد بررسی قرار می‌گیرد، یک مدل زیرسطحی تقارن محوری استاندارد به نام سابوف<sup>۴</sup> است. این مدل اولین بار توسط پژوهشگر دیوید تیلور طراحی شد [۱۸] و مورد آزمایش‌های متفاوتی در تونل باد و حوضچه کشش قرار گرفته است [۱۹] و [۲۰].

پروفیل شکل بدنه این مدل به صورت بدون بعد بر حسب طول کلی مدل ( $L=0.229\text{ m}$ ) و شعاع بیشینه ( $R=0.134\text{ m}$ ) در شکل (۱) نشان داده شده است. این مدل بدون قسمت‌های جانبی از جنس آلومینیم با استفاده از روش CNC با دقت  $\pm 0.1\text{ mm}$  ساخته شده است. پروفیل شکل مولدهای ورتکس نصب شده بر روی سطح مدل زیرسطحی سابوف در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۱- پروفیل شکل مدل زیرسطحی سابوف به صورت بدون بعد



شکل ۲- پروفیل شکل مولد ورتکس نصب شده بر روی زیرسطحی سابوف

### ۲-۲- مدل ورتکس

انواع مختلفی از مولدهای ورتکس وجود دارد. یکی از متداولترین نوع مولدهای ورتکس، مولد ورتکس به شکل تیغ یک بال دلتا است. به دلیل سادگی در طراحی و شکل آن یکی از پر کاربردترین نوع مولدهای ورتکس می‌باشد. مولدهای ورتکسی که برای مطالعه تجربی استفاده شده است از جنس ورق آلومینیم می‌باشند. یکی از مهمترین نکات در استفاده از مولدهای ورتکس، اندازه و ابعاد آن است [۸]. در این تحقیق از مولدهای ورتکس با ابعاد طول  $1/90$ ، ارتفاع  $0.5/90$  و عرض  $90$

آنند و همکارانش [۱۴] به بررسی عددی جریان آشفته روی ایرفویل NACA 0012 با استفاده از مولدهای ورتکس پرداختند. آنها با استفاده از نرم‌افزار فلئونت در محدوده وسیعی از زوایای حمله و عدد رینولدز  $5.5 \times 10^5$  به مدل‌سازی اثر این مولدها بر مشخصه‌های جریان حول ایرفویل پرداختند. اضافه کردن مولدهای ورتکس باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌شود. آنها اثر مولدهای ورتکس را بر روی جریان سیال و نیروهای آیرودینامیکی عمل‌کننده بر ایرفویل مورد مطالعه قرار دادند؛ و همچنین چگونگی تأخیر در واماندگی<sup>۱</sup> با کمک این پره‌های کوچک<sup>۲</sup> را مورد بررسی قرار دادند و گزارش نمودند.

دلنرو و همکارانش نیز اثر مولدهای ورتکس سه‌گوش<sup>۳</sup> را بر روی ایرفویل در شرایط جریان آشفته و عدد رینولدز پایین مورد مطالعه و بررسی قرار دادند. آنها مولدهای ورتکس را در مکان‌های متفاوتی از لبه حمله قرار دادند و اثر آن را بر نیروهای آیرودینامیکی مورد بررسی قرار دادند. با توجه به نتایج ارائه شده، استفاده از مولدهای ورتکس سبب افزایش مقدار نیروی برآ و در نتیجه نیروی حداکثر برآ می‌شود، اما مولدهای ورتکس اثر چندانی بر روی نیروی پسا نداشته و در بعضی شرایط تقریباً بی‌اثر بوده‌اند، که علت این امر را می‌توان به نحوه چیدمان مولدهای ورتکس بر روی ایرفویل ذکر کرد؛ زیرا این چیدمان باعث تداخل بین ورتیسیت‌های ایجاد شده توسط مولدهای ورتکس با همدیگر و همچنین تداخل با لایه مرزی شده که باعث افزایش شدت آشفته‌گی می‌شود [۱۵].

مرور تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که از پراب پنج حفره جهت بررسی میدان‌های گردابه‌ای استفاده شده است. میزوند و همکاران [۱۶] جریان در اطراف یک نوع بال دلتای دوگانه را به صورت عددی و تجربی مطالعه کردند. آنها به منظور اعتبار سنجی کد عددی تهیه شده جهت تحلیل میدان جریان بال دلتای دوگانه مورد نظر، از یک پراب پنج حفره با زاویه راس  $45$  درجه استفاده کردند. با استفاده از این روش جریان‌های گردابی ایجاد شده بر روی بال مذکور اندازه‌گیری و نتایج با یکدیگر مقایسه شدند. بلومهوف [۱۷] به منظور مشاهده تغییرات جریان دنباله توربین بادی، یک مدل توربین بادی را داخل تونل باد قرار داد و به وسیله یک پراب پنج حفره جریان دنباله توربین بادی را در مقاطع مختلف اندازه‌گیری و پارامترهای گوناگون را اندازه‌گیری نمود.

همانگونه که گفته شد، گردابه عرضی زیردریایی باعث غیریکنواختی جریان ورودی به پروانه و در نتیجه کاهش عملکرد پروانه و افزایش نویز آن می‌شود. از این رو بررسی عملکرد این گردابه و تغییر آن در اثر عوامل مختلف دارای اهمیت بوده و باید تا حد امکان اثر نامطلوب آن کاهش داده شود. یکی از عواملی که می‌تواند در کنترل گردابه عرضی تأثیر گذار باشد، نصب مولد ورتکس بر روی بدنه زیردریایی است. از این رو در این تحقیق با توجه به اثر نامطلوب گردابه‌های عرضی بر روی جریان اطراف بدنه زیردریایی سعی شده است تا با یک روش تجربی نوآورانه محل گردابه عرضی با استفاده از یک پراب پنج حفره بررسی شود. با توجه به مرور کارهای گذشته، تا اکنون در هیچ تحقیقی از یک پراب فشار چند حفره جهت بررسی اثر مولد ورتکس بر روی جریان اطراف مدل زیردریایی در تونل باد استفاده نشده است. استفاده از مولدهای ورتکس

<sup>1</sup> stall

<sup>2</sup> Small vanes

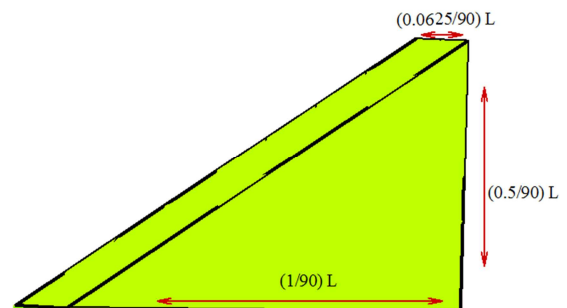
<sup>3</sup> triangular vortex generators

<sup>4</sup> Suboff

۰.۰۶۲۵/ استفاده شده است (شکل ۳).



شکل ۵- اتاق آزمون تونل باد دانشگاه یزد به همراه سنسور و محل نصب مدل و نحوه رشد بیخ در گوشه دیواره‌ها



شکل ۳- شکل و ابعاد مولد ورتکس نصف-بال دلتا شکل

### ۲-۳- تونل باد و دستگاه فشار سنج

تمامی آزمایش‌های این تحقیق در تونل باد مدار باز دانشگاه یزد انجام شده اند (شکل ۴). این تونل باد دارای حداکثر توان فن ۳۲ Kw و حداکثر سرعت ۳۰ m/s در داخل اتاق آزمون می‌باشد. اتاق آزمون این تونل باد دارای سطح مقطع  $457 \times 457 \text{ mm}^2$  و طول آن ۱۲۰۰ mm بوده و دارای چهار پنجره از جنس شیشه پلکسی شفاف با ابعاد ۵۷۲×۲۶۷ mm است. برای جلوگیری از تداخل لایه مرزی‌های ایجاد شده توسط دیواره‌های جانبی، بین دو دیوار گوشه‌هایی با زاویه ۴۵ درجه نصب شده است. اندازه این گوشه‌ها در امتداد اتاق آزمون کوچک می‌شود و این باعث بزرگ شدن سطح مقطع اتاق آزمون شده و تا حدودی اثر شناوری طولی در امتداد اتاق آزمون را از بین می‌برد (شکل ۵). ضریب انسداد مدل بعلاوه پایه نگهدارنده آن در اتاق آزمون تونل باد برابر ۰/۴۹/ است. این مقدار کمتر از مقدار استاندارد (۰/۵) بوده و لذا قابل اطمینان است. تمامی آزمایش‌های این تحقیق در سرعت ۱۶ m/s انجام می‌شود. شدت اغتشاش‌های اتاق آزمون در این سرعت حدود ۰/۲۵ درصد می‌باشد.



شکل ۴- نمایی از تونل باد دانشگاه یزد

جهت استفاده از پراب پنج حفره احتیاج به اندازه‌گیری پنج کانال فشار است. به این منظور از یک دستگاه مبدل فشار ۱۵ کاناله استفاده می‌شود. سنسورهای فشار این دستگاه قادر به اندازه‌گیری حداکثر فشار دیفرانسیلی  $1270 \text{ Pa} \pm$  با دقت  $3 \text{ Pa} \pm$  می‌باشند. داده‌های اندازه‌گیری شده به صورت مستقیم از طریق یک کارت مبدل ولتاژ آنالوگ به دیجیتال ۱۲ بیتی وارد رایانه و سپس نرم‌افزار شده و محاسبات لازم روی آنها انجام می‌شود. با توجه به روابط پراب پنج حفره مقادیر عدم قطعیت نسبی برای فشار و سرعت متوسط به ترتیب برابر ۰/۱۶ و ۸/۷ بدست آمده است.

### ۲-۴- معرفی پراب پنج حفره و کالیبراسیون آن

پرابه‌های چند حفره یکی از وسایل آزمایشگاهی برای تعیین مشخصه‌های جریان می‌باشند. استفاده از پرابه‌های چند حفره از دهه دوم قرن ۲۰ شروع شد و تا اکنون نیز ادامه دارد. از این پرابه‌ها نه تنها در محیط آزمایشگاه بلکه در هواپیماها و بالگردها نیز استفاده می‌شود. پرابه‌های چند حفره به منظور تعیین مولفه‌های سرعت جریان، جهت جریان و فشار کل مورد استفاده قرار می‌گیرند. از این پراب می‌توان جهت بررسی میدان‌های گردابه‌های سه‌بعدی استفاده کرد. با توجه به مزایای پراب پنج حفره نسبت به روش‌های اندازه‌گیری دیگر، در تحقیق حاضر از یک پراب پنج حفره جهت بررسی میدان گردابه‌ای سه‌بعدی استفاده شده است.

اصول عملکردی این پرابه‌ها بر اساس توزیع فشار بر روی سطح جلویی یک جسم مدور بوده که در جریان سیال قرار داده شده است. توزیع فشار بر روی سطح دارای یک مقدار ماکزیمم در نقطه سکون جریان بوده و مقدار فشار با حرکت به سمت پایین دست بر روی سطح مدل کاهش می‌یابد. برای اجسام گرد فشار ماکزیمم، همان فشار کل  $p_0$  است که از مجموع فشار استاتیک ( $P_\infty$ ) و فشار دینامیکی ( $q$ ) دور از جسم به دست می‌آید و کمترین میزان فشار در نواحی که شیب جسم موازی با راستای جریان آزاد قرار گیرد، اتفاق می‌افتد. با توجه به این نکته می‌توان با اندازه‌گیری فشار نقاط مختلف بر روی سطح یک جسم مدور، زاویه جریان نسبت به جسم را تعیین کرد. پرابی که برای مطالعه تجربی حاضر در نظر گرفته شده از پنج لوله فلزی با قطر خارجی ۱ mm تشکیل شده است. شماتیکی از این پراب در شکل (۶) نشان داده شده

یاو را به فشارهای خوانده شده توسط سوراخ‌های مختلف ربط داد، نیاز است تا ضرایب بدون بعد فشار تعریف شوند. برای تعریف ضرایب بدون بعد فشار چند روش وجود دارد. در این تحقیق از روابط ارائه شده توسط تراستر و یوکوم [۲۱] استفاده شده است. ضرایب بدون بعد فشار به صورت رابطه (۱) تعریف می‌شوند.

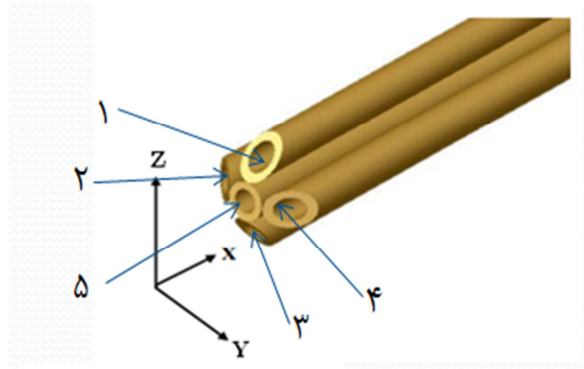
$$\begin{aligned} C_{P_{\alpha}} &= \frac{P_1 - P_3}{P_5 - \bar{P}} \\ C_{P_{\beta}} &= \frac{P_2 - P_4}{P_5 - \bar{P}} \\ C_{P_{total}} &= \frac{P_5 - P_{total}}{P_5 - \bar{P}} \\ C_{P_{static}} &= \frac{\bar{P} - P_{static}}{P_5 - \bar{P}} \\ \bar{P} &= \frac{(P_1 + P_2 + P_3 + P_4)}{4} \end{aligned} \quad (1)$$

در این روابط پارامترهای  $C_{P_{\beta}}$  و  $C_{P_{\alpha}}$  به ترتیب ضرایب فشار بی‌بعد به ترتیب برای زاویه جریان در راستای قائم (پیچ) و راستای افقی (یاو) هستند که به واسطه آنها می‌توان زوایای پراب را در مرحله کالیبراسیون و زوایای جریان را در مرحله بازیابی پارامترهای جریان به فشارهای سوراخ‌های پراب پنج حفره ارتباط داد. همچنین پارامترهای  $C_{P_{total}}$  و  $C_{P_{static}}$  به ترتیب ضرایب فشار بی‌بعد سکون و استاتیک هستند که به واسطه این ضرایب می‌توان فشارهای سکون و استاتیک را در هر نقطه بدست آورد سپس با استفاده از دو فشار مذکور و به کمک رابطه (۲) مقدار سرعت را در هر نقطه به دست آورد.

$$|V| = \sqrt{\frac{2(P_{tot} - P_{stat})}{\rho}} \quad (2)$$

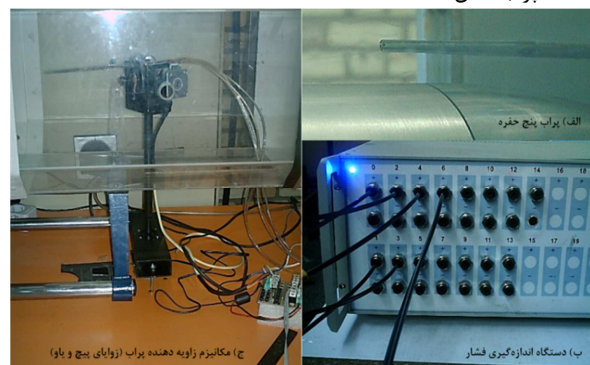
به طور کلی فرآیند کالیبراسیون پراب پنج حفره به این صورت است که ابتدا پراب پنج حفره درون تونل باد مدار باز بر روی دستگاه زاویه دهنده پراب نصب شده و سوراخ‌های فشار پراب پنج حفره به دستگاه مبدل الکترونیکی فشار متصل می‌شوند. پس از آن با قرار دادن پراب در موقعیت‌های زاویه‌ای مختلف فشارها در هر موقعیت اندازه‌گیری شده و به کمک روابط ذکر شده در (۱) فشارها به ضرایب فشار بی‌بعد در هر نقطه تبدیل می‌شوند. پس از انجام فرآیند کالیبراسیون و بدست آوردن ضرایب بی‌بعد به شکلی که گفته شد ضرایب کالیبراسیون در یک منحنی به عنوان نتیجه رسم می‌شوند. منحنی حاصل به منحنی کالیبراسیون معروف است. در شکل (۸) نمودار کالیبراسیون به دست آمده از فرآیند کالیبراسیون پراب پنج حفره در سرعت جریان ورودی ۱۶ m/s نشان داده شده است.

است. این لوله‌ها با زاویه ۴۵ درجه قطع شده و در کنار همدیگر قرار داده شده‌اند.



شکل ۶- شماتیک پراب پنج حفره مورد استفاده به همراه شماره‌گذاری سوراخ‌های آن

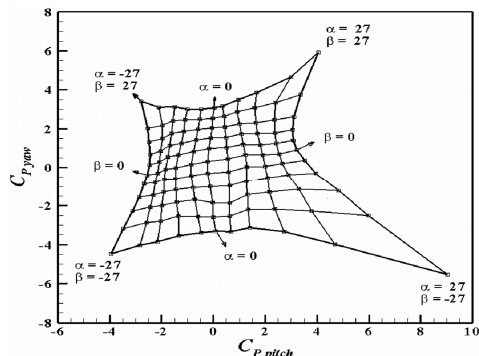
یک پراب پنج حفره قبل از استفاده باید کالیبره شود. کالیبراسیون به این معناست که روابط بین فشارهای اندازه‌گیری شده توسط پراب و زوایای جریان در مکان اندازه‌گیری به دست آیند. این روابط به صورت ضرایب بی‌بعد استخراج می‌شوند که با توجه به زاویه جریان می‌توان از آنها استفاده کرد. بعد از فرایند کالیبراسیون، اندازه‌گیری پنج فشار مربوط به پنج حفره پراب جهت تعیین زاویه جریان باید انجام شود. برای کالیبراسیون از جریان هوای یک تونل باد مدار باز استفاده شده است. با استفاده از توری و لانه زنبوری در این تونل باد از یکنواخت بودن جریان آن اطمینان حاصل شده است. در این تحقیق جهت کالیبره نمودن پراب پنج حفره، از موارد زیر استفاده شده است: (۱) مکانیزم زاویه دهنده پراب، (۲) جریان مستقیم ایجاد شده در اتاق آزمون تونل باد، (۳) دستگاه اندازه‌گیری فشار، (۴) نرم افزار اخذ داده‌ها. در شکل (۷) تجهیزات کالیبراسیون پراب پنج حفره مشخص شده است. شکل (۷الف) پراب پنج حفره، (۷ب) دستگاه اندازه‌گیری فشار (مبدل فشار ۱۵ کاناله) و (۷ج) مکانیزم زاویه دهنده پراب نشان داده شده است.



شکل ۷- تجهیزات مورد استفاده در کالیبراسیون پراب پنج حفره

به جریان مقادیر فشارهای پراب اخذ شده و با استفاده از فشار استاتیک و کل بدست آمده از یک پراب پیتوت اعداد بدون بعد حاکم بدست می‌آیند. این عمل برای زوایای مختلف پیچ و یاو تکرار می‌شود. در نهایت منحنی کالیبراسیون حاکم بر پراب بر اساس چهار پارامتر پیچ و یاو و ضرایب بدون بعد بدست خواهد آمد. برای اینکه بتوان زوایای پیچ و

می‌شود که با حرکت به سمت پاشنه مدل و افزایش زاویه حمله مرکز چرخش ورتیسسته از مدل جدا شده و اندازه گردابه بزرگتر می‌شود، که نشان دهنده جریان جدا شده بیشتری بر روی سطح مدل می‌باشد. نتایج حاصل نشان می‌دهند که گردابه‌ها با حرکت به سمت قسمت انتهایی مدل، رشد کرده و محدوده وسیعتری اطراف مدل را در بر می‌گیرند. این گردابه‌ها باعث ایجاد نویز و سر و صدا و کاهش راندامان می‌شود. در واقع گردابه‌های عرضی که بزرگترین و مهمترین گردابه‌های اطراف بدنه مدل هستند که تاثیر بسزایی در افزایش پسا و سر و صدا یا نویز دارند.



شکل ۸- منحنی کالیبراسیون پراب پنج حفره

### ۲-۵- روند آزمایش

روند کلی انجام آزمایش به این صورت است که پس از کالیبره نمودن پراب پنج حفره مورد استفاده، پراب مزبور را در تونل باد قرار داده و با عبور جریان از روی مدل با جابه جا نمودن پراب پنج حفره در سرتاسر نقاط در صفحه‌ای عمود بر جریان مقادیر فشار توسط هر سوراخ پراب به کمک ترانسدیوسر فشار خوانده و ثبت می‌شود.

### ۳- نتایج

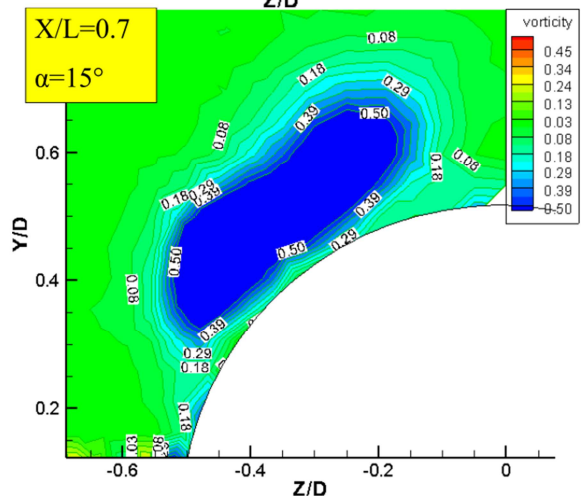
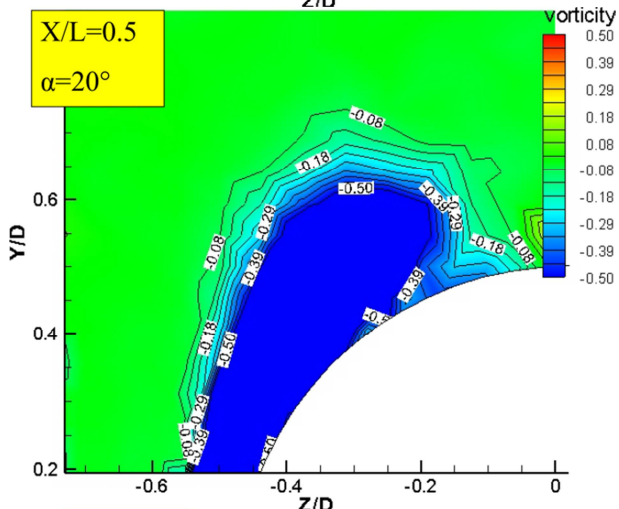
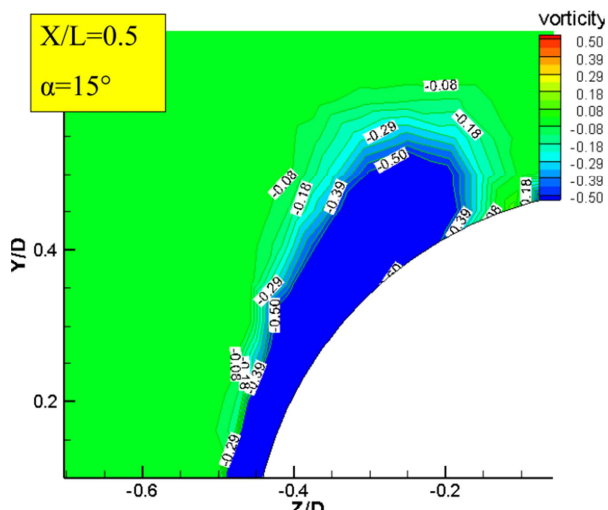
این تحقیق به منظور بررسی کامل رفتار جریان اثر مولدهای ورتکس در اطراف یک جسم تقارن محوری، از پراب پنج حفره استفاده شده است. با استفاده از پراب‌های چند حفره مشخصه‌های جریان تعیین شده است.

وقتی که جسم تقارن محوری، نسبت به جریان آزاد زاویه می‌گیرد، مولفه‌های جریان سیال برخورد کننده با جسم به دو قسمت تقسیم می‌شود:

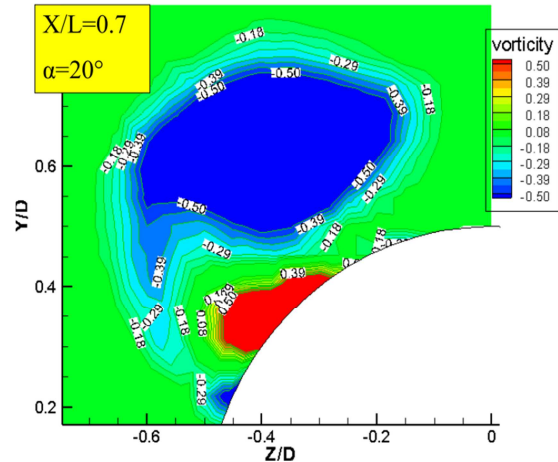
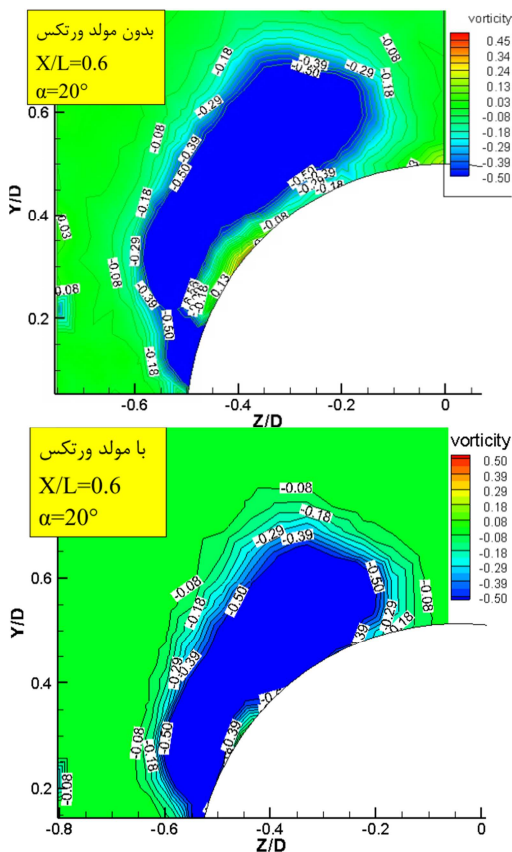
(۱) مولفه‌ای از جریان که در امتداد محور جسم و جریان محوری نام دارد.  
 (۲) مولفه‌ای که عمود بر محور مدل بوده و جریان عرضی نامیده می‌شود. با افزایش زاویه مدل نسبت به جریان، گرادبان فشار معکوس عرضی بین سمت موافق و مخالف جریان، باعث جدایش لایه مرزی در سمت مخالف جریان می‌شود. لایه مرزی جدا شده با جریان طولی برخورد کرده و تشکیل گردابه‌هایی را در سمت مخالف باد می‌دهد. یک جفت گردابه متقارن (با چرخش مخالف) در سمت مخالف جریان ایجاد می‌شوند که در زوایای زیاد از مدل ریزش می‌کنند.

در این مرحله برای بررسی گردابه‌های عرضی، ابتدا مدل بدون مولد ورتکس در زاویه حمله ۱۵ درجه و ۲۰ درجه در تونل باد قرار گرفته، و در مقاطع مورد نظر اندازه‌گیری فشار و سرعت صورت گرفته است. سپس مولدهای ورتکس روی مدل قرار گرفته و فشار و سرعت در همان مقاطع و زوایای مورد نظر اندازه گرفته شده است.

در شکل (۹) کانتور ورتیسسته برای مقاطع  $(X/L = 0.5, 0.7)$  در زوایای حمله  $(\alpha = 15, 20)$  برای مدل لخت نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با حرکت از قسمت نوک مدل به انتهای آن یعنی به سمت پاشنه مدل ورتیسسته‌ها و گردابه‌ها شروع به رشد می‌کنند و اندازه گردابه‌ها افزایش می‌یابند. علاوه بر این، همان‌طور که انتظار می‌رود با افزایش زاویه حمله گردابه‌ها و ورتیسسته‌های اطراف مدل بزرگتر شده و رشد بیشتری پیدا می‌کنند. همچنین با توجه به نتایج ملاحظه

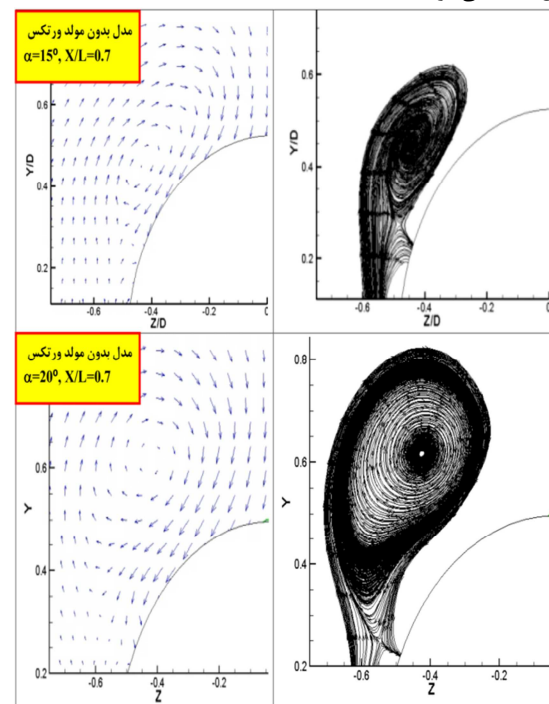


در شکل (۱۱) کانتور ورتیسیتیه برای مدل در دو حالت مختلف بدنه (بدنه لخت یا بدنه بدون مولد ورتکس و بدنه با مولد ورتکس) و در دو مقطع مختلف  $(X/L = 0.6)$  و  $(X/L = 0.7)$  در زاویه حمله ۲۰ درجه نشان داده شده است. همان‌طور که اشاره شد با فاصله گرفتن از قسمت دماغه مدل و حرکت به سمت انتهای مدل ورتیسیتیه و گردابه اطراف مدل رشد یافته و بزرگتر می‌شود که با توجه به شکل می‌توان مشاهده نمود که در دو حالت مختلف بدنه مدل اندازه گردابه‌ها افزایش یافته است. علاوه بر این، شکل (۱۱) نشان می‌دهد که بدنه مدلی که مولد ورتکس روی آن نصب شده است مقدار اندازه گردابه و ورتیسیتیه کمتر شده و ناحیه جدایش کمتری را اطراف بدنه ایجاد می‌کند. این امر نشان می‌دهد که مولد ورتکس در کنترل لایه مرزی و کاهش گردابه‌های اطراف بدنه و همچنین در کاهش جدایش بسیار موثر بوده و در نهایت باعث کاهش پسای بدنه می‌شوند. با توجه به شکل (۱۱) استفاده از مولد ورتکس سبب کاهش جریان گردابه‌ای اطراف مدل شده و جریان آرامتر و منظم‌تری را به سمت انتهای مدل هدایت می‌کند. در شکل (۱۲) نیز خطوط جریان و بردارهای سرعت در مقطع  $(X/L = 0.7)$  برای دو حالت مختلف بدنه مدل (بدنه بدون مولد ورتکس و بدنه با مولد ورتکس) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود استفاده از مولد ورتکس سبب کاهش جریان گردابه‌ای اطراف مدل شده و همچنین موجب می‌گردد که مرکز گردابه به بدنه مدل نزدیکتر شود و در نهایت جدایش کمتری روی سطح بدنه مدل ایجاد شود. شکل (۱۲) نیز مشابه شکل (۱۱) نشان می‌دهد که استفاده از مولد ورتکس باعث کاهش جریان گردابه‌ای و جدایش اطراف مدل شده و در نتیجه جریان آشفته و جدا شده کمتری بر روی سطح مدل ایجاد می‌گردد.



شکل ۹- کانتور ورتیسیتیه برای مدل بدون مولد ورتکس در مقاطع مختلف  $(X/L = 0.5)$  در بالا و  $(X/L = 0.7)$  در پایین) و در زوایای حمله مختلف  $(\alpha = 15, 20)$

در شکل (۱۰) خطوط جریان و بردار سرعت برای مقطع  $(X/L = 0.7)$  در زوایای حمله مختلف نشان داده شده است. همان‌طور که در بالا ذکر شد با افزایش زاویه حمله هم اندازه گردابه‌ها افزایش پیدا کرده و هم مرکز چرخش گردابه از سطح جسم فاصله می‌گیرد که نشان دهنده جدایش جریان از سطح بدنه مدل می‌باشد. با توجه به شکل (۱۰) می‌توان مشاهده نمود که بردارهای سرعت و خطوط جریان در اثر زاویه حمله از سطح جسم جدا شده و دوباره به سطح بدنه مدل می‌چسبند و ناحیه‌ی چرخشی را در اطراف مدل ایجاد می‌کنند. این ناحیه جدا شده و چرخشی در واقع همان گردابه‌های اطراف مدل می‌باشند که در اثر افزایش زاویه حمله مدل نسبت به جریان ورودی به مدل ایجاد می‌شود.



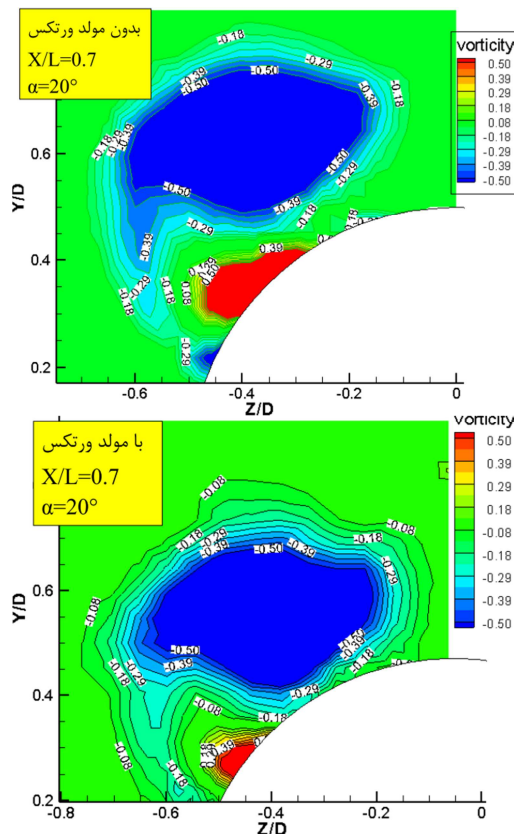
شکل ۱۰- خطوط جریان (راست) و بردار سرعت (چپ) برای مدل بدون مولد ورتکس در مقطع  $(X/L = 0.7)$  و زوایای حمله  $(\alpha = 15)$  (بالا) و  $(\alpha = 20)$  (پایین)

یک مدل تقارن محوری از تونل باد استفاده شده است. همان‌طور که ذکر شد بر روی بدنه تقارن محوری گردابه‌هایی ایجاد می‌گردد که این گردابه‌ها در عملکرد آیرودینامیکی مدل و مانورپذیری آن و در نهایت روی نیروی پسا و مصرف سوخت آن بسیار موثر می‌باشد. برای کاهش این جریان‌های گردابه‌ای اطراف مدل از مولد ورتکس استفاده شده است. بنابراین در طول مطالعه تجربی حاضر سعی شد تا با انجام آزمایش‌های مختلف گردابه اطراف مدل جسم تقارن محوری اندازه‌گیری شده و تغییرات آن در اثر نصب مولد ورتکس بر روی بدنه مشاهده و ثبت شود. برای اندازه‌گیری‌ها از یک پراب پنج حفره استفاده شد. با انجام تست‌های تجربی بر روی مدل نتایجی به شرح زیر بدست آمد:

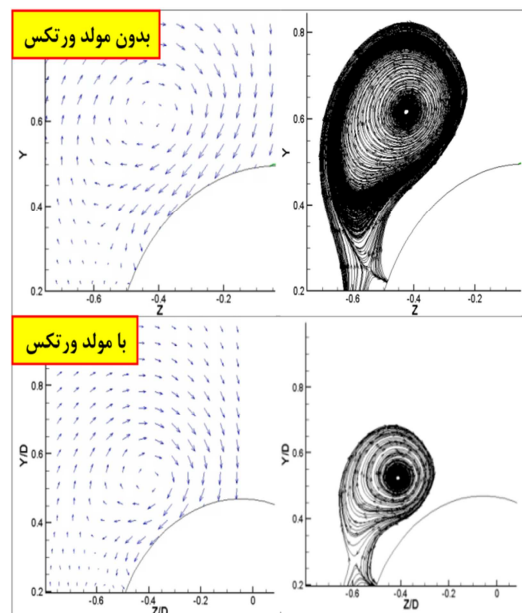
- (۱) در مقاطع نزدیک به دماغه مدل جریان به سطح مدل می‌چسبد و هیچگونه جدایشی روی سطح آن ایجاد نمی‌گردد.
- (۲) با حرکت از دماغه مدل به طرف قسمت پاشنه مدل جریان از سطح بدنه جدا شده و گردابه‌هایی اطراف مدل ایجاد می‌شود.
- (۳) گردابه‌های ایجاد شده در قسمت انتهایی مدل رشد پیدا کرده و بزرگتر می‌شوند.
- (۴) در مقاطع نزدیک به پاشنه مدل جریان به‌طور کامل از سطح بدنه جدا شده و جریان گردابه‌ای بزرگی را در اطراف بدنه مدل ایجاد می‌کند.
- (۵) در زوایای حمله زیاد شروع مکان جدایش از قسمت دماغه مدل قرار دارد اما با کاهش زاویه حمله شروع مکان جدایش اولیه به قسمت میانی بدنه مدل منتقل می‌شود.
- (۶) مولدهای ورتکس باعث کاهش پسا و همچنین جریان گردابه‌ای اطراف مدل در زوایای حمله زیاد می‌شوند.
- (۷) در زوایای حمله زیاد مولدهای ورتکس باعث کاهش جدایش جریان روی سطح مدل می‌شوند.

## ۵- مراجع

- [1] Fidler J.E. and Smith C.A., Methods for Prediction Submersible Hydrodynamic Characteristics, Nielsen Engineering & Research, Inc., 1978.
- [2] Anderson J.D., Fundamentals of Aerodynamics, Thirded, McGraw-Hill publications, 2001.
- [3] Gad-el-Hak M, Brushnell D.M., Separation Control: Review, Journal of Fluids Engineering, 113,5-30. 1991.
- [4] Taylor H.D., The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators. United aircraft corporation, Report No. R-4012-3. 1947.
- [5] Juan S. Delnero Julio, Maranon Di Leo, Vortex Generator Efficacy on Low Reynolds Number Airfoils in Turbulent Flow, BBAA VI international colloquium on: Bluff bodies aerodynamics & applications, Milano, Italy, july, 20-24 2008.
- [6] Schubauer G.B., and Spangenberg W.G., Forced Mixing in Boundary Layers, Journal of Fluid Mechanics 8, 10-32. 1960.
- [7] Pearcey H.H., Shock-Induced Separation and its Prevention by Design and Boundary Layer Control. Boundary Layer and Flow Control, Its Principal and Applications, Vol. 2, edited by G.V. Lachman, Pergamon Press, Oxford, England, 1961, pp. 1166-1344.
- [8] Bragg M.B., and Gregorek, G.M., Experimental Study of Airfoil Performance with Vortex Generators, Journal of Aircraft 24, 305-309, 1987.
- [9] Lin J.C., Howard F.G., and Brushnell D.M., Investigation of Several Passive and Active Methods for Turbulent Flow Separation Control, AIAA paper, 90-1598, 1990.
- [10] Lin J.C., Selby G.V., and Howard F.G., Exploratory Study of Vortex-Generating Devices for Turbulent Flow Separation Control, AIAA paper, 91-0042, 1991.
- [11] Lin J.C., Control of Turbulent Boundary Layer Separation Using Micro-Vortex Generators. AIAA paper, 99-3404, 1999.



شکل ۱۱- کانتور ورتیسیتیه برای مدل بدون مولد ورتکس (بالا) و مدل با مولد ورتکس (پایین) در مقاطع مختلف ( $X/L = 0.6$ ) در چپ و ( $X/L = 0.7$ ) در راست) و در زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۱۲- خطوط جریان و بردار سرعت برای مدل بدون مولد ورتکس (بالا) و مدل با مولد ورتکس (پایین) در مقطع ( $X/L = 0.7$ ) و در زاویه حمله ۲۰ درجه

## ۴- نتیجه گیری

در مطالعه حاضر، به منظور بررسی فیزیک میدان جریان اطراف بدنه



- [12] Shan H, Jiang L, Liu C, Love M, and Maines B., Numerical Study of Passive and Active Flow Control over a NACA0012 Airfoil. *Computers and Fluids* 37, 975-992, 2008.
- [13] Ekaterinaris J.A., Prediction of Active Flow Control Performance on Airfoils and Wings, *Aerospace Science and Technology*, 8, 401–410, 2004.
- [14] Anand U., Sudhakar Y., Thileepanragu R., Gopinathan V.T., and Rajasekar R., Passive Flow Control over NACA0012 Aerofoil Using Vortex Generators, proceedings of the 37th National & 4th International Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power, December 16-18, 2010, IIT Madras, Chennai, India. FMFP10-FP-12.
- [15] Mauricio E., Daniela C., Francois G., Mariano A., Martinez M., and Colman J., Vortex Generator Effect on Low Reynolds Number Airfoil in Turbulent Flow, BBAA VI International Colloquium on: Bluff Bodies Aerodynamics & Applications, Milano, Italy, July, 20-24 2008.
- [16] Maseland J., and Verhaagen N., Experimental and numerical investigation of vortex flow over a 76/60-deg double-delta wing, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering. 1992.
- [17] Blomhoff H.P., An experimental investigation of wind turbine wakes, in Department of Energy and Process Engineering, Norwegian University of Science and Technology, Trondheim. 2012.
- [18] Groves N. C., Huang T.T., and Chang M.S., Geometric Characteristics of DARPA SUBOFF Models (DTRC Model Nos. 5470 And 5471), Report DTRC/SHD-1298-01, March, 1989.
- [19] Huang T., Liu H.L., Groves N., Forlini T., Blanton J., and Gowing S., Measurements of Flows Over an Axisymmetric Body With Various Appendages in a Wind Tunnel: the DARPA SUBOFF Experimental Program, Nineteenth Symposium on Naval Hydrodynamics. Seoul, Korea, 1992.
- [20] Roddy R.F., Investigation of the Stability and Control Characteristics of Several Configurations of the DARPA Suboff Model (DTRC model 5470) from captive-model experiments, David Taylor Research Center, Ship Hydromechanics Department, DTRC/SHD-1298-08, September, 1990.
- [21] Treaster A.L., Yocum A.M., The calibration and application of five-hole probes, *ISA Transactions*, Vol. 18, No. 3, 1979.