

## تصحیح آثار دیواره برای یک ایرفویل در جریان مادون صوت

مهران مصدری<sup>۱</sup>، محسن باشنا<sup>۲</sup>، ارشیا تبریزیان<sup>۲</sup>

۱ استادیار، مهندسی هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، m.masdari@ut.ac.ir

۲ کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۸/۲۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۲/۱۱

### چکیده

از جمله مهمترین دلایل اختلاف نتایج حاصل از آزمایشات تونل باد با شرایط پروازی، آثار دیواره‌های مقطع آزمون تونل باد است. دیواره‌ها در مقطع آزمون جریان هوا را در جهت‌های طولی و عرضی تحت تأثیر قرار می‌دهند و سبب ایجاد اختلاف بین مقادیر اندازه‌گیری شده با شرایط جریان آزاد می‌شوند. در این مقاله آثار انسداد مربوط به یک ایرفویل فوق بحرانی در حالت پایا به ازای زوایای حمله متفاوت بررسی و روشی برای اصلاح آثار دیواره‌ها تدوین شده است. آزمون‌ها در تونل باد مادون صوت و مدار بسته در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه و رینولدز معادل ۶۰۰۰۰۰ با استفاده از اندازه‌گیری توزیع فشار روی مدل و دیواره تونل انجام شده است. با استفاده از توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی دیواره تونل، میدان جریان حول مدل با پتانسیل‌های چاه و چشمه به صورت تقریبی تخمین زده شده و با به‌کارگیری الگوریتمی سریع، توزیع این پتانسیل‌ها در راستای خط مرکزی تونل محاسبه و در نهایت با محاسبه آثار انسداد، توزیع فشار، فشار دینامیکی و ضرایب ائرو دینامیکی اصلاح شده است. همچنین ضرایب ائرو دینامیکی اصلاح شده از دو روش مجزا مقایسه شده است. نتایج حاصل از این دو روش اختلاف نسبتاً کمی به ازای زوایای حمله متفاوت دارند و بیشترین اختلاف به میزان ۷ درصد مربوط به زاویه حمله ۲۰ درجه به دست آمده است. همچنین روش‌های به‌کار گرفته شده حاکی از دقت مناسب تصحیحات روی ضرایب ائرو دینامیکی می‌باشد.

### واژگان کلیدی

آزمایش تجربی، ایرفویل فوق بحرانی، فشار روی دیواره، آثار انسداد، آثار دیواره، انحراف جریان

### ۱. مقدمه

هدف اساسی از انجام آزمایش‌های تونل باد، اندازه‌گیری مقادیر ائرو دینامیکی در شرایط تعریف شده و به‌شدت تحت کنترل است؛ به‌گونه‌ای که با وجود دیواره‌های تونل این نتایج بتوانند در شرایط جریان آزاد استفاده شوند. دیواره‌ها در مقطع آزمون جریان هوا را

سرعت جریان بیرون از دنباله باید بیشتر باشد؛ زیرا یک حجم ثابت از سیال باید از مقطع آزمون عبور کند. با توجه به قانون برنولی، سرعت بالاتر جریان اصلی سبب کاهش فشار می‌شود. این کاهش فشار سبب قرارگرفتن مدل در یک گرادیان فشار شده که نتیجه آن افزایش سرعت روی مدل است. این اثر اندازه‌گیری نیروی پسا را تحت تأثیر قرار می‌دهد و در شکل ۲ نشان داده شده است. با توجه به اینکه آثار انسداد بدنه و دنباله به صورت پیوسته و همزمان به وجود می‌آیند، پس اثر انسداد کل ناشی از جمع آثار برای انسداد بدنه و دنباله است. تغییرات فشار استاتیکی و سرعت برای انسداد کل در شکل ۳ نمایش داده شده است.

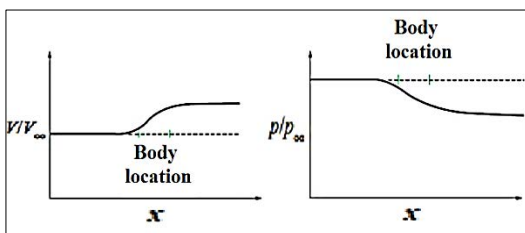
۴. انحنای خطوط جریان<sup>۴</sup>: حضور سقف و کف تونل مانع از انحنای طبیعی جریان می‌گردد و سبب می‌شود مدل خمیده‌تر از مقدار واقعی به نظر برسد. معمولاً ضریب تصحیح انسداد کل<sup>۵</sup> به صورت جمع سرعت اختلافی ایجادشده توسط انسداد دنباله و انسداد مدل بیان می‌شود. با اینحال تعیین عوامل فوق برای هندسه‌های غیرمعمول کاری بسیار دشوار است.

در جهت‌های طولی و عرضی تحت تأثیر قرار می‌دهند و سبب ایجاد اختلاف بین مقادیر اندازه‌گیری شده با شرایط جریان آزاد می‌شوند. از جمله مهمترین این آثار می‌توان به موارد ذیل اشاره کرد [۱]:

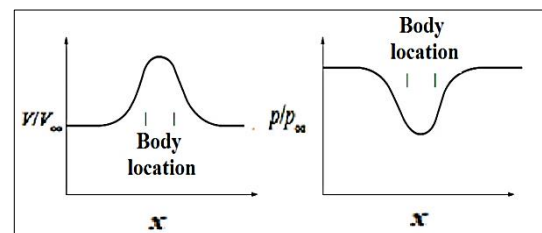
۱. شناوری افقی<sup>۱</sup>: تغییر فشار استاتیک در امتداد محور طولی مقطع آزمون است. این اثر، که ناشی از ضخیم‌شدن لایه مرزی و پیشرفت آن است، به کاهش مؤثر سطح جریان و در نتیجه تمایل مدل به سمت کشیده‌شدن به پایین دست جریان منجر می‌شود. معمولاً این اثر بیشتر اندازه‌گیری نیروی پسا را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

۲. انسداد بدنه<sup>۲</sup>: حضور مدل در مقطع آزمون سبب کاهش جریان هوا شده، با توجه به قانون‌های بقای جرم و برنولی این اثر سبب افزایش سرعت جریان حول مدل می‌شود و در اندازه‌گیری تمامی نیروها و گشتاورها حول مدل خطا ایجاد می‌کند. در شکل ۱ این اثر به صورت شماتیک نمایش داده شده است.

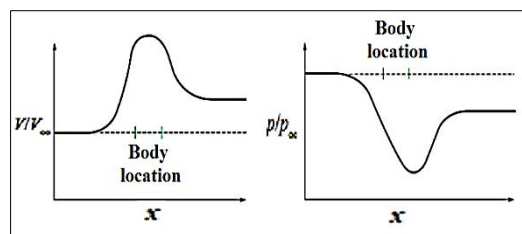
۳. انسداد دنباله<sup>۳</sup>: سرعت متوسط در دنباله پشت مدل کمتر از سرعت جریان تونل شده و با توجه به قانون بقای جرم



شکل ۲. تغییرات سرعت و فشار نسبت به اثر انسداد دنباله [۲]



شکل ۱. تغییرات سرعت و فشار نسبت به اثر انسداد بدنه [۲]



شکل ۳. تغییرات سرعت و فشار نسبت به اثر انسداد کل [۲]

## ۲. تجهیزات آزمایش

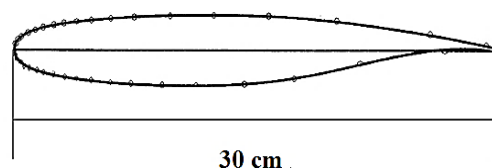
است. مقطع کاری آن نیز  $20 \times 80 \times 80$  سانتی‌متر است. سرعت هوا در داخل مقطع آزمون از ۱۰ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه قابل تنظیم است که با تنظیم مداوم و متوالی و توزیع ثابت انجام می‌گیرد.

تونل باد مورد استفاده در این آزمایشات متعلق به پژوهشکده مکانیک سازمان فضایی واقع در شیراز است. ابعاد کلی این تونل  $18 \times 6/5 \times 3/8$  متر و مجموع توان قابل جذب آن ۲۳۰ کیلووات

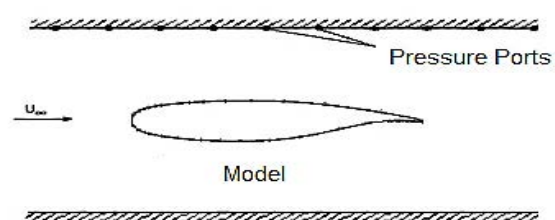
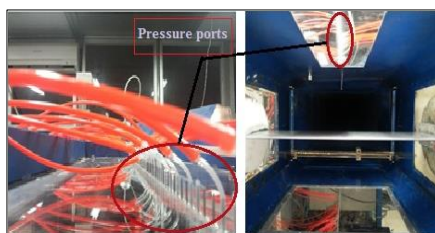
دیواره از دو صفحه سوراخ شده در بالا و پایین مدل استفاده شد. سوراخ‌ها با فاصله یک سانتی‌متر نسبت به هم ایجاد شده‌اند و دارای قطر ۱/۵ میلی‌متر می‌باشند. سوراخ‌ها در دیواره بالایی از ۲۴ سانتی‌متر جلوتر از لبه حمله تا ۱۲ سانتی‌متر عقب‌تر از لبه فرار و در دیواره پایینی از ۱/۳۲ سانتی‌متر جلوتر از لبه حمله تا ۱۴/۶۸ سانتی‌متر عقب‌تر از لبه فرار گسترش یافته‌اند.

در نخستین گام از آزمایش‌های مقدماتی، شدت آشفتگی جریان تونل در سرعت‌های مختلف توسط دستگاه سرعت‌سنج سیم داغ اندازه‌گیری شد تا سرعت مناسب با کمترین شدت آشفتگی ممکن مشخص شود. برای این منظور، با استفاده از حسگر سیم داغ سرعت جریان در هر لحظه با فرکانس ۱۰۰۰ هرتز اندازه‌گیری و شدت آشفتگی جریان محاسبه شده است. نتایج حاصل در شکل ۶ نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشخص است، جریان با سرعت ۳۰ تا ۵۰ متر بر ثانیه دارای کمترین مقدار شدت آشفتگی به میزان ۰/۱۵ درصد است. در نهایت سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، معادل رینولدز ۶۰۰۰۰۰ در این بررسی‌ها انتخاب شد. به‌طور کلی در اندازه‌گیری دو نوع خطا شامل خطای پیش‌فرض<sup>۷</sup> و خطای دقت<sup>۸</sup> وجود دارد. خطای پیش‌فرض مرتبط با دقت وسایل اندازه‌گیری و خطای دقت مرتبط با میزان خطا در روش اندازه‌گیری است که به‌صورت آماری محاسبه می‌شود. نتایج مربوط به عدم قطعیت برای توزیع فشار روی دیواره در زاویه حمله صفر و ۱۶ درجه در شکل‌های ۷ و ۸ ارائه شده است. مقدار حداکثر آن در زاویه حمله صفر درجه ۲۰ درصد و در زاویه حمله ۱۶ درجه ۱۱ درصد است.

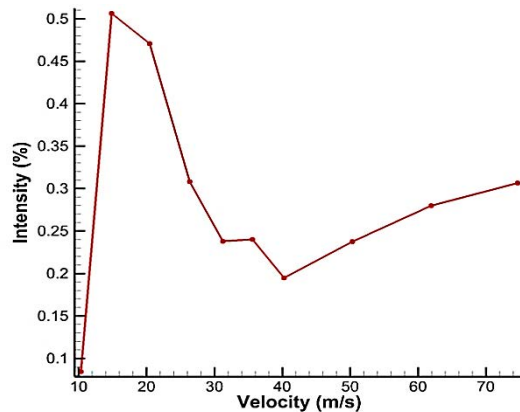
مدل مورد آزمایش یک ایرفویل مافوق بحرانی با طول وتر ۳۰ و عرض ۸۰ سانتی‌متر و نسبت ضخامت ۱۰ درصد است. یک ردیف سوراخ در وسط بال برای اندازه‌گیری فشار ایجاد شده است که این سوراخ‌ها فشار را از طریق سوزن‌های فلزی با قطر داخلی نزدیک به ۱ میلی‌متر به بیرون از مدل هدایت می‌کنند. در شکل ۴ نمایی از هندسه ایرفویل و موقعیت برداشت فشار را روی سطح آن نمایش داده شده است. همچنین در شکل ۵ نمایی از نحوه قرارگیری مدل در مقطع آزمون تونل باد نشان داده شده است. برای ارتباط بین سوزن‌های خروجی از بال و حسگرهای فشارسنج از شلنگ به قطر داخلی ۲ میلی‌متر و طول حدودی ۲ متر استفاده می‌شود. جهت اندازه‌گیری فشار کل و فشار استاتیک از مبدل‌های تفاضلی، که اختلاف فشار نسبی را اندازه‌گیری می‌کنند، استفاده شده است. برای جمع‌آوری داده‌ها نرم‌افزاری در محیط LABVIEW طراحی شده که قابلیت تنظیم پارامترهای داده‌برداری همچون زمان و فرکانس و همچنین تحلیل سیگنال‌های به‌دست آمده را دارد. سیگنال‌های آنالوگ تولیدشده توسط مبدل‌های فشار به‌کمک یک برد ترمینال SCB-100 ساخت شرکت نشنال اینسترومنت<sup>۹</sup> دریافت و سپس به‌صورتی یکپارچه و موازی به‌سمت کارت داده‌برداری هدایت می‌شوند. برای تبدیل سیگنال‌های خروجی حسگرها از حالت آنالوگ به دیجیتال از یک کارت داده‌برداری ۶۴ کاناله با مدل NI-DAQ-64E-3 ساخت همین شرکت استفاده شده و به‌کمک نرم‌افزار داده‌برداری، این سیگنال‌ها به‌صورت یک فایل متنی ذخیره شده و نهایتاً برای تحلیل به نرم‌افزار تحلیل داده‌ها ارسال می‌شود. برای اندازه‌گیری فشار روی



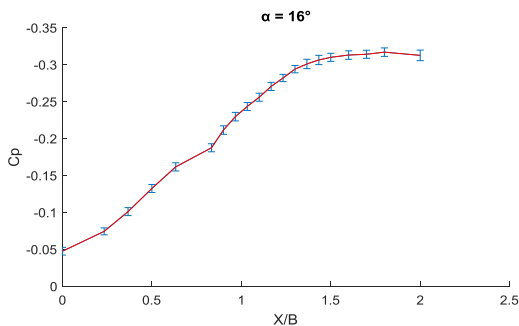
شکل ۴. شماتیک ایرفویل فوق بحرانی مورد استفاده در آزمایشات



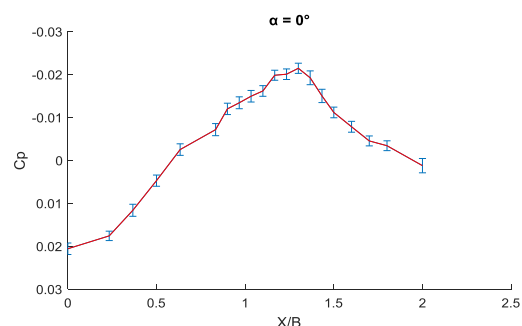
شکل ۵. مدل و سوراخ‌های تعبیه‌شده روی دیواره‌ها جهت اندازه‌گیری فشار



شکل ۶. تغییرات شدت آشفته‌گی براساس سرعت جریان



شکل ۸. عدم قطعیت برای توزیع فشار روی دیواره در زاویه حمله ۱۶ درجه



شکل ۷. عدم قطعیت برای توزیع فشار روی دیواره در زاویه حمله صفر درجه

آزمایش هواپیماهای مختلف با بال دلتا و ضریب منظری کوچک را در تونل‌های باد رویال بررسی کرد. بررسی‌ها نشان‌دهنده تفاوت‌های مشهود در شروع استال در نوک بال‌ها و گسترش داخلی آن با افزایش زاویه حمله بود. این تفاوت در نتایج تنها می‌توانست ناشی از یک فاکتور تداخل دیواره باشد که معادل افزایش سرعت جریان آزاد در مقیاسی بزرگتر از برآورد استانداردهای قبلی بود. هدف اصلی پژوهش ماسکل ارائه برهانی قانع‌کننده مبنی بر وجود این فاکتور تداخل و نیاز به اصلاحات با در نظر گرفتن افزایش مؤثر فشار دینامیکی جریان به‌واسطه محدودیت انسداد بدنه بود. تئوری ماسکل تقریباً برای تمامی جریان‌های دوبعدی حول مدل‌های یخ و موقعیت‌های نزدیک به دنباله پایین‌دست جریان در جریان‌های سه‌بعدی صادق است. ماسکل زمانی که صفحه‌های تخت عمود بر جریان را آزمایش می‌کرد، متوجه شد فشار استاتیک آنها در سرتاسر مرز دنباله تا موقعیت بیشترین حباب جدایش ثابت است. وی براساس این تئوری کاربردی یک روش اصلاح برای آثار انسداد ارائه داد [۵].

روش گلد: او با به‌کارگیری صفحات تخت مستطیلی عمود بر جریان، که روی محور و دیواره‌های تونل نصب شده بودند، یک

### ۳. روش‌های تصحیح آثار دیواره

امروزه استفاده از اصلاحات متداول سبب کاهش آثار دیواره در آزمایشات پایا شده است. برخی از مهمترین مطالعات انجام‌شده در این زمینه بدین شرح است:

روش پپ: مدت‌های طولانی است که استاندارد برای آزمایشات تونل‌های باد کم‌سرعت با نسبت سطح<sup>۹</sup> بین ۱ تا ۱۰ درصد توسط پپ و هارپر (۱۹۶۶) و قبل از آن توسط پانکهرست و هلدر (۱۹۵۲) مطرح شده است. در این مطالعات به تبیین روش‌های مختلف جهت تصحیح آثار انسداد دنباله و انسداد بدنه پرداخته شده است [۳-۴]. بارلو، رائی و پپ پیشنهاد کردند که برای آزمایشات معمول تونل باد مقدار بیشینه ضریب انسداد کل، احتمالاً باید ۷/۵ درصد در نظر گرفته شود. در غیر این‌صورت چندین درصد خطای اضافی وارد نتایج می‌شود. همچنین تشریح کردند که در تونل باد با مقطع آزمون باز، علامت انسداد مخالف و مقدار آن کوچکتر از تونل باد با مقطع آزمون بسته است [۳].

روش ماسکل: رویکرد ماسکل بررسی مشکلات بدنه‌های یخ<sup>۱۰</sup> (همچون صفحه تخت عمود به جریان آزاد) برای اولین بار در تونل‌های باد با مقطع آزمون بسته بود. ماسکل نتایج حاصل از

محاسبه کردند. آنها نشان دادند با استفاده از یک ردیف فشاری در امتداد خط مرکزی دیواره‌های جانبی تونل، که توزیع محوری انسداد بدنه و دنباله را با یک بیشینه سرعت در عقب مدل ارائه می‌دهد، می‌توان به تخمین هندسه دنباله و در نتیجه انسداد دنباله پرداخت [۹-۱۰].

روش آلماراس: آلماراس نسخه دوبعدی روش هکت را ارائه داد. روش اصلی هکت برای مدل‌های سه‌بعدی ارائه شده بود. آلماراس برای آزمایشات دوبعدی مربوط به بال‌های هواپیمای XV-15 از این روش استفاده کرد [۱۱].

روش کانگ: کانگ نشان داد یکی دیگر از روش‌های امیدوارکننده استفاده از دیواره‌های شکافدار است. این نوع دیواره از معایب جدایش جریان جلوگیری می‌کند. در این نوع دیواره یک پارامتر با عنوان نسبت سطح باز تعریف می‌شود. نتایج برای نسبت‌های مختلف سائز مدل به تونل و همچنین مقادیر متفاوت فرکانس کاهش یافته برای یک ایرفویل نوسانی در جریان مادون صوت تحت حرکت انتقالی نشان می‌داد که در نسبت سطح باز برابر ۰/۶ نتایج تجربی و تحلیلی تطابق خوبی دارند [۱۲].

### ۳-۱. روش انجام پژوهش

امروزه بیشتر آزمایشات اثرودینامیکی داخل کشور در شرایطی انجام می‌شوند که آثار تداخل تونل مبتنی بر تجربه تا حدی در نظر گرفته شده و یا خطای ناشی از آن در نتایج پذیرفته شده است. ذکر این نکته حائز اهمیت است که برای دستیابی به دقت بالا و استفاده از نتایج در شرایط جریان آزاد خطاهای ناشی از آثار دیواره‌های تونل باد را نمی‌توان در نظر نگرفت. معمولاً روش‌های تجربی بسیار پرهزینه و گران هستند. روش‌های عددی نیز بسیار زمانبر بوده و قابلیت پیاده‌سازی برای تمامی آزمایشات را ندارند؛ زیرا هر آزمایش هندسه و شرایط مرزی خاص خود را دارد. استفاده از تکنیک‌های تجربی و تحلیلی به‌صورت توأمان جهت درک فیزیکی و تحلیلی از پدیده جریان به‌منظور ارائه روشی جامع، سریع و کم‌هزینه جهت کاهش یا حذف آثار دیواره در آزمایشات انجام شده داخل کشور مهمترین هدف در انجام این پژوهش بوده است. با توجه به بررسی‌های انجام شده، روش ارائه شده توسط آلماراس که در حقیقت نسخه دوبعدی روش هکت است به‌عنوان روش انجام تحقیق انتخاب شد که در شکل ۹ نمایی از تغییرات سرعت اختلالی این روش نمایش داده شده است [۱۱]. گفتنی

روش پیشرفته‌تر برای اصلاحات دنباله انجام شده توسط ماسکل ارائه داد. همچنین به‌منظور اصلاح ضرایب انسداد، مدل‌های پخ را در کف تونل نصب کرد. در طول این آزمایشات گلد مشاهده کرد که مکان مدل در تونل، تأثیر قابل توجهی بر اصلاحات مربوط به دنباله برای صفحات تخت ندارد و می‌توان از اندازه‌گیری‌های انجام شده برای محاسبه اصلاحات مربوط به انسداد مدل‌های بزرگ در معرض جدایش جریان، جهت تصحیح آثار انسداد در مدل‌های مشابه با هندسه کوچکتر استفاده کرد. اصلاحات مربوط به انسداد دنباله در روش ماسکل برای یک مدل در معرض جدایش جریان بدون توجه به موقعیت مدل نسبت به محور تونل اعمال می‌شود. همچنین حضور یک مدل بزرگ در تونل سبب ایجاد آثار عینی انسداد دنباله خواهد شد و ممکن است فشار استاتیکی را در ناحیه سوراخ‌های فشاری دیواره، که برای اندازه‌گیری سرعت تونل استفاده می‌شوند، تحت تأثیر قرار دهد. بنابراین برای از بین بردن خطا در اندازه‌گیری سرعت تونل باید اقداماتی صورت گیرد که برای انجام آن نمی‌توان انسداد واقعی دنباله را به‌صورت جداگانه بررسی کرد [۶].

روش گلارت: در سال ۱۹۴۷ م، گلارت یک روش اصلاح به‌خصوص در آزمایشات مربوط به ملخ، که بعدها توسط فیتزجرالد نیز مورد استفاده قرار گرفت، ارائه کرد. گلارت با استفاده از قانون برنولی بیان کرد که فشار استاتیک در داخل و خارج جریان لغزیده شده یکسان است. در واقع فشار استاتیک بالاتر که مشاهده می‌شود روی ملخ تأثیر می‌گذارد و در نتیجه نیروی پیشران بیشتری نسبت به حالت جریان آزاد تولید می‌شود. این دلیل برای حدس اینکه مقدار سرعت جریان معادل کمتر از سرعت تونل است کفایت می‌کرد. گلارت براساس مدل هلمهولتز برای جریان حول یک مدل پخ یک نظریه ارائه داد که بر مبنای آن پسای جریان آزاد با پسای تونل مرتبط می‌شد [۷-۸].

روش هکت، لیلی و ویلزدن: دانشمندان شرکت لاکهید (هکت، لیلی و ویلزدن) با استفاده از روش اصلی توزیع تصویرها در تونل باد و به‌کارگیری پتانسیل‌های چاه و چشمه جهت مدلسازی سطح بدنه معادل در یک جریان، بیان جدیدتری از اصلاح آثار انسداد ارائه دادند. آنها در این روش از اندازه‌گیری فشار استاتیک در دیواره‌های کناری تونل جهت ساختن یک مجموعه ساده از تکیه‌گی به‌منظور مدلسازی میدان جریان استفاده کردند و نهایتاً آثار دیواره را براساس چیدمان این مجموعه تکیه‌گی

$$\left(\frac{\Delta u}{U_\infty}\right)_w = 2 \left\{ \frac{1}{4\pi} \left(\frac{Q}{U_\infty B}\right) \sum_{n=0}^{\infty} \left[ \frac{\bar{x} - \bar{x}_2}{(\bar{x} - \bar{x}_2)^2 + (n+1/2)^2} - \frac{\bar{x} - \bar{x}_5}{(\bar{x} - \bar{x}_5)^2 + (n+1/2)^2} \right] \right\} \quad (2)$$

که در آن پتانسیل چشمه دنباله در  $(x_2, 0)$  و پتانسیل چاه دنباله در  $(x_5, 0)$  قرار گرفته است. همچنین فواصل با استفاده از عرض تونل  $B$  بی‌بعد شده‌اند. با توجه به روند کند همگرایی معادله بالا برای تخمین رابطه ۲ از یک تابع تانژانت هایپربولیک به صورت ۳ استفاده می‌شود:

$$\left(\frac{\Delta u}{U_\infty}\right)_w = A_1 \{1 + \tanh[A_2(\bar{x} - \bar{x}_2)]\} \quad (3)$$

در ابتدای روند حل فرض بر این است که پتانسیل چشمه دنباله در موقعیت مدل قرار دارد. ضرایب  $A_1$  و  $A_2$  از آنالیز عددی رابطه ۳ به دست می‌آیند. باید توجه داشت که مجانب پایین دست جریان برابر با  $2A_1$  و همچنین شیب در نقطه  $x = x_2$  برابر با  $A_2 \times A_1$  است. در نهایت با آنالیز عددی رابطه ۳ ضرایب  $A_1$  و  $A_2$  به صورت ۴ محاسبه می‌شوند:

$$A_2 = 3.056 \quad (4)$$

$$A_1 = \frac{1}{4} \left(\frac{Q_w}{U_\infty B}\right)$$

### ۳-۳. مدل سازی میدان جریان متقارن (بدنه / حباب‌های جدایش)

پس از مدل سازی دنباله و محاسبه سرعت اختلالی ایجاد شده توسط آن روی دیواره نتایج حاصل، از مقادیر سرعت اختلالی اندازه‌گیری شده روی دیواره‌ها کم می‌شوند. برای محاسبه میدان جریان متقارن یک منحنی سهمی به داده‌های حاصل از تفاضل ذکر شده در بالا منطبق خواهد بود:

$$\left(\frac{\Delta u}{U_\infty}\right) = \alpha \bar{x}^2 + \beta \bar{x} + \gamma \quad (5)$$

با استفاده از ضرایب معادله منحنی منطبق شده (رابطه ۵) مقادیر بیشترین سرعت، مکان آن، همچنین عرض در نصف ارتفاع به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\left(\frac{\Delta u}{U_\infty}\right)_{\max} = \gamma - \beta^2 / 4\alpha \quad (6)$$

$$\bar{x}_p = -\beta / 2\alpha \quad (7)$$

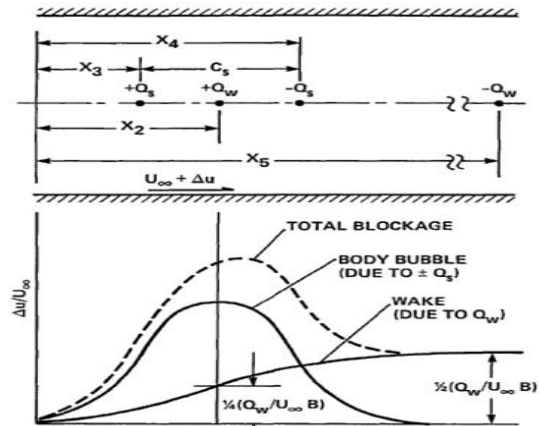
$$\Delta \bar{x} = 2 \sqrt{\frac{-(\Delta u / U_\infty)_{\max}}{2\alpha}} \quad (8)$$

پس از انطباق سهمی مهمترین مشکل به دست آوردن قدرت و فاصله پتانسیل چاه و چشمه بدنه است؛ زیرا باید توزیع سرعتی

است طبق گزارش ارائه شده توسط ناسا در سال ۲۰۱۲ م این سازمان هنوز از این روش جهت استخراج تصحیحات در تونل بادهای ترنسونیک خود استفاده می‌کند [۱۳]. فشار اندازه‌گیری شده در دیواره‌ها با استفاده از تعریف فشار دینامیکی و معادله ۱ به سرعت افزایشی یا اختلالی جریان آزاد در تونل تبدیل می‌شود:

$$\frac{\Delta u}{U_\infty} = \sqrt{1 - \Delta C_p} - 1 \quad (1)$$

به طوری که در این رابطه  $\Delta C_p$  اختلاف ضریب فشار دیواره در حالت آزمایش با حضور مدل و تونل خالی اندازه‌گیری شده و سرعت اختلالی به دست آمده شامل جمع آثار سرعت‌ها برای دو میدان جریان متقارن و غیرمتقارن است. میدان جریان متقارن وظیفه مدل سازی بدنه و حباب‌های ناشی از جدایش را برعهده دارد و با یک جفت پتانسیل چاه و چشمه با قدرت  $Q_s$  که در فاصله  $c_s$  نسبت به هم قرار گرفته‌اند مدل شده است. میدان جریان نامتقارن وظیفه مدل سازی دنباله را برعهده دارد و با یک پتانسیل چشمه با قدرت  $Q_w$  که در مکان پیشینه، توزیع سرعت متقارن قرار گرفته، مدل شده است. در ادامه توصیفی از مدل سازی‌های مذکور آورده شده است.



شکل ۹. تقریب میدان جریان در تونل با استفاده از پتانسیل چشمه و چاه [۱۱]

### ۲-۳. مدل سازی میدان جریان نامتقارن (دنباله)

اگرچه دنباله توسط یک پتانسیل چشمه  $Q_w$  مدل می‌شود، اما برای اطمینان از برقرارشدن قانون بقای جرم یک پتانسیل چاه با قدرت برابر  $-Q_w$  در فاصله دور از پایین دست جریان قرار داده می‌شود. علاوه بر این تأثیر دیواره‌ها بر میدان جریان با استفاده از جمع آثار یک ردیف بی‌نهایت از تصویر پتانسیل‌ها مدل سازی می‌شود. بنابراین سرعت اختلالی ایجاد شده روی یکی از دیواره‌ها توسط پتانسیل‌های چشمه و چاه دنباله به صورت ۲ است:

براساس روابط ارائه شده به ضرایب برآ، پسا، ممان پیچ و سرعت اختلالی روی دیواره تبدیل می شوند. در نهایت ضرایب ائرو دینامیکی اندازه گیری شده از طریق کد نوشته شده جهت اصلاح آثار انسداد تصحیح می شوند.

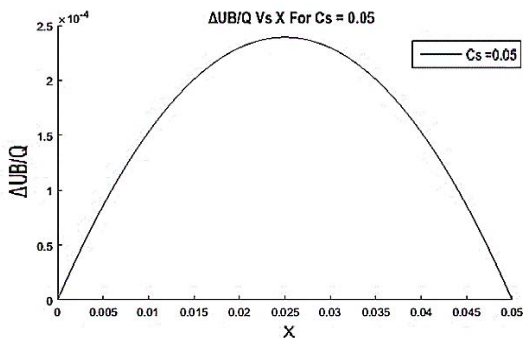
### ۳-۴. آماده سازی جدولها برای محاسبه فاصله و قدرت پتانسیل های بدنه

در ابتدا با فرض قرار گرفتن پتانسیل های چشمه و چاه بدنه به ترتیب در نقاط (0,0) و (0, Cs) معادله ۱۱ بررسی می شود:

$$\frac{\Delta uB}{Q_s} = \frac{1}{2\pi} \sum_{n=0}^{+\infty} \left[ \frac{\bar{x}}{\bar{x}^2 + (n+1/2)^2} - \frac{\bar{x} - \bar{c}_s}{(\bar{x} - \bar{c}_s)^2 + (n+1/2)^2} \right] \quad (11)$$

با حل معادله ۱۱ به ازای یک Cs خاص، توزیع سرعت اختلالی در ناحیه ای به طول Cs به دست می آید. همچنین با ارزیابی معادله ۱۱ در نقطه میانی Cs x = 0.5 سرعت بیشینه که توسط قدرت چاه بی بعد شده است  $(\Delta uB/Q)_{max}$  محاسبه می گردد. برای بدست آوردن  $\Delta x$  نیز رابطه ۱۱ به ازای مقادیر مختلف x ارزیابی می گردد تا نقطه  $x = x_{1/2}$  که در آن مقدار  $\Delta uB/Q$  برابر با نصف مقدار  $(\Delta uB/Q)_{max}$  است مشخص گردد. شکل ۱۰ نمونه ای از حل معادله ۱۱ را نشان می دهد. در نهایت عرض در نصف ارتفاع که یک پارامتر هندسی است به صورت زیر محاسبه می شود:

$$\Delta \bar{x} = 2(\bar{x}_{1/2} - \frac{1}{2}\bar{c}_s) \quad (12)$$



شکل ۱۰. نمونه حل معادله ۱۱ به ازای Cs = 0

همان طور که در بالا اشاره شد، برای انجام اصلاحات به توزیع سرعت اختلالی در راستای خط مرکزی تونل نیاز است که جهت محاسبه آن از رابطه ۱۱ استفاده می شود.

متناسب با سهمی به دست آمده داشته باشند. این کار با استفاده از جداول از پیش تعیین شده انجام می شود. خروجی این جدولها فاصله بین پتانسیل چاه و چشمه بدنه Cs و سرعت بیشینه ای که توسط قدرت چاه بی بعد شده است  $(\Delta uB/Q)_{max}$  می باشد. با استفاده از این سرعت و رابطه ۵ قدرت پتانسیل های چاه و چشمه بدنه Qs به صورت زیر محاسبه می شود:

$$\frac{Q_s}{U_\infty B} = \frac{(\Delta u/U_\infty)_{max}}{(\Delta uB/Q_s)_{max}} \quad (9)$$

همچنین محل قرارگیری پتانسیل چاه و چشمه بدنه با توجه به فاصله بین آنها Cs که در مرحله قبل از جدولها به دست آمده به صورت زیر محاسبه می گردد:

$$\bar{x}_4 = \bar{x}_p + \frac{1}{2}\bar{c}_s \quad (10)$$

$$\bar{x}_5 = \bar{x}_p - \frac{1}{2}\bar{c}_s$$

که در آن  $x_3$  محل قرارگیری پتانسیل چشمه بدنه و  $x_4$  محل قرارگیری پتانسیل چاه بدنه است. پس از محاسبه قدرت و مکان پتانسیل های چاه و چشمه برای حالت متقارن و غیرمتقارن (بدنه و دنباله)، توزیع سرعت اختلالی در راستای خط مرکزی تونل به دست می آید. با داشتن این توزیع سرعت به اصلاح فشار دینامیکی و دربی آن ضرایب ائرو دینامیکی پرداخته می شود. همچنین از این توزیع سرعت می توان جهت تصحیح ضرایب فشار اندازه گیری شده روی مدل یا در هر ناحیه دلخواه در تونل استفاده کرد. جهت تحلیل داده ها در این پروژه ۵۵۰۰ خط برنامه در قالب چهارده تابع محاسباتی در زبان متلب نوشته شده است. جهت سهولت کاربر کد مربوطه در قالب یک نرم افزار تحت کنسول گرافیکی متلب (GUI) ارائه شده است. نرم افزار تولید شده علاوه بر استخراج ضرایب تصحیح دیواره در قالب روش مورد استفاده، قابلیت تحلیل آزمایشات توزیع فشار روی مدل و دیواره در حالت های استاتیکی و دینامیکی (پیچشی، انتقالی و جز اینها) را داراست. در واقع این کد امکان استفاده سریع تر از روابط را فراهم کرده و خطاهای محاسباتی محتمل هنگام استفاده از روابط پی در پی را به حداقل می رساند. چون سیگنال اندازه گیری شده در حقیقت مجموع سیگنال اصلی و نویزهای ایجاد شده روی آن می باشد، باید با استفاده از فیلتر، نویزهای مزاحم از روی اطلاعات به دست آمده حذف گردد. به این منظور فیلتر میانگین متحرک بر داده ها اعمال شده است. بعد از فیلتر داده ها فشارهای به دست آمده

تمایل مدل به کشیده شدن به سمت پایین دست جریان می شود. زمانی که توزیع فشار در سطح مدل قابل اندازه گیری باشد، برای اصلاح آثار مربوط به شناوری افقی از این روش استفاده می شود. پسای شناوری در این روش به صورت زیر محاسبه می گردد:

$$\Delta C_D = - \int_0^1 \Delta C_p(X) d\left(\frac{A(X)}{\delta(X)}\right) \quad (15)$$

به طوری که  $\Delta C_p$  اختلاف بین فشار اصلاح شده و اصلاح نشده برای یک نقطه مشخص روی مدل است. همچنین  $A(X)$  و  $\delta(X)$  به ترتیب مساحت مقطعی و ضخامت المانی از مدل در نقطه مد نظر است. در صورتی که توزیع فشار به هر دلیلی از جمله کوچک بودن مدل، محدودیت فضا و جز اینها قابل اندازه گیری نباشد، با استفاده از یک بالانس مونتوموم پسای شناوری به صورت ۱۶ محاسبه می شود:

$$\Delta C_{D_b} = -\frac{1}{2} \left(\frac{Q_w}{U_\infty B}\right)^2 \left(\frac{B}{C}\right) \quad (16)$$

به طوری که  $Q_w$  پتانسیل چشمه دنباله،  $B$  عرض تونل و  $C$  وتر مدل است. در نهایت اصلاح ضریب پسای کل با در نظر گرفتن آثار شناوری و فشار دینامیکی به صورت زیر خواهد بود:

$$C_{D_c} = (C_{D_m} + \Delta C_{D_b})(q_m / q_c) \quad (17)$$

به طوری که در آن  $C_{D_c}$  ضریب پسای اصلاح شده و  $C_{D_m}$  ضریب پسای اندازه گیری شده در تونل است.

#### ۴-۳. اصلاح ضریب برآ و ممان پیچ

تصحیح ضریب برآ و ممان پیچ با استفاده از فشار دینامیکی اصلاح شده به صورت زیر انجام می شود:

$$C_{L_c} = (C_{L_m})(q_m / q_c) \quad (18)$$

$$C_{m_c} = (C_{m_m})(q_m / q_c) \quad (19)$$

که در آن  $C_{L_c}$  و  $C_{m_c}$  به ترتیب ضریب برآ و ممان اصلاح شده و  $C_{L_m}$  و  $C_{m_m}$  ضریب برآ و ممان اندازه گیری شده در تونل است.

جدول ۱. حل معادله ۱۱ با مقادیر از پیش تعیین شده

$6/02 \times 10^{-5}$	$0/000122$	$0/000184$	$0/000248$	$0/000314$	$0/00038$	$0/000448$
صفر	$6/15 \times 10^{-5}$	$0/000124$	$0/000188$	$0/000252$	$0/00032$	$0/000388$
$-6/15 \times 10^{-5}$	صفر	$6/28 \times 10^{-5}$	$0/000127$	$0/000192$	$0/000259$	$0/000326$
$-0/00012$	$-6/28 \times 10^{-5}$	صفر	$6/40 \times 10^{-5}$	$0/000129$	$0/000196$	$0/000264$
$-0/00019$	$-0/00013$	$-6/40 \times 10^{-5}$	صفر	$6/53 \times 10^{-5}$	$0/000132$	$0/0002$
$-0/00025$	$-0/00019$	$-0/00013$	$-6/53 \times 10^{-5}$	صفر	$6/67 \times 10^{-5}$	$0/000135$
$-0/00032$	$-0/00026$	$-0/0002$	$-0/00013$	$-6/67 \times 10^{-5}$	صفر	$6/80 \times 10^{-5}$
$-0/00039$	$-0/00033$	$-0/00026$	$-0/0002$	$-0/00013$	$-6/80 \times 10^{-5}$	صفر

$$\left(\frac{\Delta u}{U_\infty}\right)_{C-L} = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{Q}{U_\infty B}\right) \sum_{n=1}^{+\infty} \left[ \frac{\bar{x} - \bar{x}_0}{(\bar{x} - \bar{x}_0)^2 + n^2} \right] \quad (13)$$

با توجه به حجم بالای محاسبات مربوط به تعیین فاصله و قدرت پتانسیل های بدنه و همچنین زمانبر بودن آن به خصوص در آزمایشات دینامیکی، بهتر است معادلات ۱۱، ۱۲ و ۱۳ با مقادیر از پیش تعیین شده حل شوند و به صورت جدول هایی همانند جدول ۱ با طبقه بندی مشخص جهت سهولت در انجام محاسبات در اختیار کاربر قرار گیرند. پس از محاسبه قدرت و فواصل پتانسیل های چاه و چشمه و به دست آوردن توزیع سرعت اختلالی در راستای خط مرکزی تونل به اصلاح آثار انسداد پرداخته می شود.

#### ۴. انجام اصلاحات

پس از محاسبه قدرت و فواصل پتانسیل های چاه و چشمه و به دست آوردن توزیع سرعت اختلالی در راستای خط مرکزی تونل، توزیع منطقه ای فشار دینامیکی در راستای خط مرکزی محاسبه و بر مبنای آن اصلاح آثار انسداد انجام می شود.

#### ۴-۱. اصلاح فشار دینامیکی

برای اصلاح فشار دینامیکی در تونل از رابطه ۱۴ استفاده می شود:

$$q_c = q_m (1 + \varepsilon_{\max})^2 \quad (14)$$

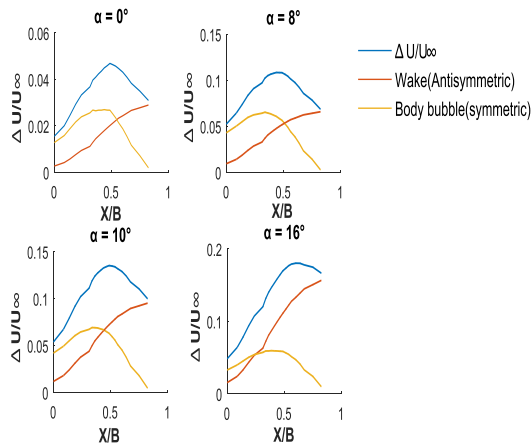
که در آن  $q_c$  فشار دینامیکی تصحیح شده،  $q_m$  فشار دینامیکی اندازه گیری شده و  $\varepsilon_{\max}$  بیشترین سرعت اختلالی  $\left(\frac{\Delta u}{U_\infty}\right)$  در مرکز تونل است.

#### ۴-۲. اصلاح ضریب پسا

یکی از مهمترین چالش ها در اصلاح ضریب پسای اندازه گیری شده، تصحیح آثار مربوط به شناوری افقی، در امتداد محور طولی مقطع آزمون است. این اثر، که ناشی از ضخیم شدن لایه مرزی و پیشرفت آن است، منجر به کاهش مؤثر سطح جریان و در نتیجه



جریان به علت حضور مدل است. علاوه بر این می‌توان مشاهده کرد که فشار بعد از مدل فوراً کاهش پیدا می‌کند. این افزایش منطقه‌ای سرعت جریان ناشی از انقباض جریان به سبب اثر متقابل انسداد بدنه و انسداد دنباله می‌باشد. پس از اندازه‌گیری توزیع فشار ایجاد شده توسط مدل روی دیواره، توزیع سرعت اختلالی در طول دیواره محاسبه شد.



شکل ۱۲. مدل‌سازی میدان جریان در زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰ و ۱۶ درجه

پس از محاسبه توزیع سرعت اختلالی روی دیواره نتایج حاصل از مدل‌سازی میدان جریان نامتقارن از مقادیر سرعت اختلالی اندازه‌گیری شده در طول دیواره همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده، کسر می‌شود و در نهایت میدان جریان متقارن (اثر انسداد بدنه) به دست می‌آید. برای محاسبه میدان جریان متقارن، یک منحنی سهمی به داده‌های حاصل از تفاضل ذکر شده در بالا منطبق خواهد بود. با توجه به وابستگی شدید مقادیر قدرت و فواصل پتانسیل‌های چاه و چشمه میدان جریان متقارن به ضرایب به دست آمده از منحنی، دقت بالا در انطباق این منحنی جهت به دست آوردن صحیح ضرایب اصلاح یکی از نیازمندی‌های اساسی است. طبق استاندارد ارائه شده توسط هکت برای حصول اطمینان از دقت مورد نیاز در انطباق این منحنی باید قدر مطلق مقدار تفاضل مکان پتانسیل چشمه دنباله و مکان بیشترین سرعت به دست آمده از منحنی کوچکتر از ۰/۰۱ باشد [۱۰]. چنانچه این شرط برقرار نباشد، باید مکان پتانسیل چشمه دنباله را برابر مکان بیشترین سرعت قرار داده و دوباره محاسبات را تکرار کرد تا جایی که شرط ارضا شود. مقدار این تفاضل در شکل ۱۳ ارائه شده است. به عبارت دیگر مکان پتانسیل چشمه دنباله، که در شکل ۷ در موقعیت  $x_2$  نشان داده شده است،

#### ۴-۴. اصلاح ضریب فشار

تصحیح ضریب فشار به صورت زیر انجام می‌شود:

$$C_{p_c} = \frac{C_{p_u} - 1}{\left(1 + \frac{\Delta U}{U_\infty}\right)^2} + 1 \quad (20)$$

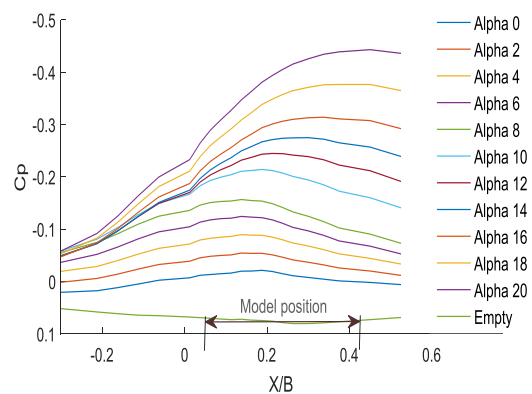
که  $C_{p_c}$  ضریب فشار اصلاح شده و  $C_{p_u}$  ضریب فشار اصلاح نشده است. همچنین تغییر سرعت اختلالی در راستای محور طولی تونل است. اگر تغییرات سرعت در راستای محور طولی ثابت نباشد، سرعت اختلالی و ضریب فشار اصلاح نشده را به عنوان تابعی از مکان  $x$  در نظر گرفته می‌شود.

$$C_{p_c} = \frac{C_{p_u}(x) - 1}{\left(1 + \frac{\Delta U(x)}{U_\infty}\right)^2} + 1 \quad (21)$$

با استفاده از رابطه ۲۱ می‌توان فشار اندازه‌گیری شده در هر نقطه دلخواه از مدل یا جریان را اصلاح کرد و در پی آن به اصلاح ضرایب ائرو دینامیکی اندازه‌گیری شده با دقت بالا پرداخت.

#### ۵. نتایج

در شکل ۱۱ فشار اندازه‌گیری شده روی دیواره بالایی در حالت استاتیکی به ازای زوایای حمله متفاوت نمایش داده شده است. مکان سوراخ‌های اندازه‌گیری فشار روی دیواره نسبت به عرض تونل (۸۰۰ میلی‌متر) بی‌بعد شده‌اند.



شکل ۱۱. تغییرات ضریب فشار ایجاد شده توسط مدل روی دیواره

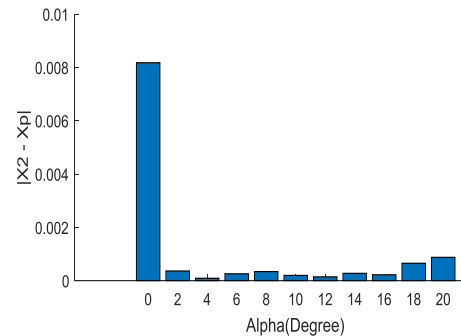
بر اساس زاویه حمله

همان‌گونه که مشاهده می‌شود، فشار استاتیک در بالادست مدل دارای مقادیر کمتری نسبت به حالت تونل خالی (بدون حضور مدل) می‌باشد که گواهِ اثر انسداد کل در بالادست جریان است. همچنین با افزایش زاویه حمله ضریب فشار منفی روی دیواره افزایش می‌یابد که این پدیده نشان‌دهنده افزایش سرعت

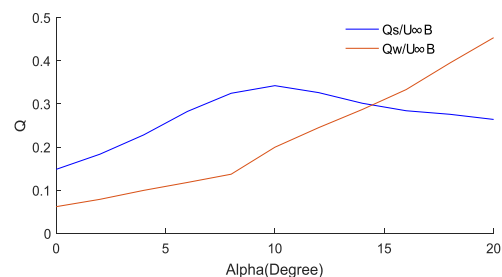
جریان، جهت درک بهتر آثار انسداد با استفاده از قدرت و فاصله پتانسیل‌ها، بدنه‌ای معادل با شکل مؤثر مدل مدلسازی شد. بدین منظور بدنه‌های معادل برای زوایه حمله صفر در شکل ۱۵ نمایش داده شده است. در ادامه نتایج مربوط به زاویه حمله ۱۰ درجه نیز در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، بدنه‌های معادل بزرگتر شده‌اند؛ ناحیه شروع آثار دنباله روی مدل جلوتر (به سمت لبه حمله مدل) آمده است و نقاط ابتدایی و انتهایی بدنه‌های معادل با اثر انسداد کل و انسداد بدنه به ترتیب عقب‌تر و جلوتر آمده است. گام آخر برای بررسی دقت در صحت روش پیاده‌سازی شده قبل از به‌دست آمدن ضرایب تصحیح، بازسازی سرعت اختلالی به‌دست آمده از توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی دیواره می‌باشد. نتایج مربوط به بازسازی توزیع سرعت اختلالی اندازه‌گیری شده روی دیواره به ازای زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰ و ۱۶ درجه در شکل ۱۷ ارائه شده است. پس از محاسبه قدرت و فاصله پتانسیل‌های چاه و چشمه، توزیع سرعت اختلالی کل (E) که در واقع بیانگر توزیع محلی فشار دینامیکی در راستای خط مرکزی تونل می‌باشد، با جمع آثار هر یک از پتانسیل‌ها به‌دست می‌آید. در نهایت با استفاده از این توزیع سرعت به اصلاح آثار انسداد پرداخته می‌شود. نتایج مربوط به توزیع سرعت اختلالی در مرکز تونل به ازای زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰ و ۱۶ درجه در شکل ۱۸ ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله مقدار سرعت اختلالی، که بیانگر افزایش اثر انسداد می‌باشد، افزایش می‌یابد. برای درک بهتر این موضوع مقدار بیشینه این سرعت ( $E_{max}$ ) برحسب زوایای حمله در شکل ۱۹ نشان داده شده است.

پس از به‌دست آمدن توزیع سرعت اختلالی به اصلاح ضریب فشار اندازه‌گیری شده روی مدل پرداخته می‌شود. نکته حائز اهمیت در این بخش این است که اصلاح ضرایب فشار با استفاده از توزیع ضریب انسداد کل به‌صورت محلی صورت می‌پذیرد. به‌عبارت دیگر با توجه به اینکه توزیع ضریب انسداد در راستای محور طولی ثابت نیست و ضریب انسداد هر نقطه روی مدل با نقطه دیگر متفاوت است فشار اندازه‌گیری شده در هر نقطه فشاری متناسب با ضریب انسداد مکان آن نقطه اصلاح می‌شود. در شکل‌های ۲۰ تا ۲۳ نتایج مربوط به اصلاح توزیع فشار اندازه‌گیری شده به ازای زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰ و ۱۶ درجه نشان داده شده است.

می‌بایست با مکان ماکزیمم منحنی انسداد بدنه که با خط پیوسته نشان داده شده است اختلاف کمتر از ۰/۱٪ داشته باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقدار تفاضل مکان پتانسیل چشمه دنباله و مکان بیشترین سرعت، کمتر از ۰/۱٪ است که این نشان‌دهنده دقت بالا در انطباق سهمی جهت مدلسازی میدان جریان متقارن است. پس از مدلسازی میدان جریان و استخراج قدرت پتانسیل‌های چاه و چشمه به بررسی رفتار آنها در شکل ۱۴ پرداخته شده است.

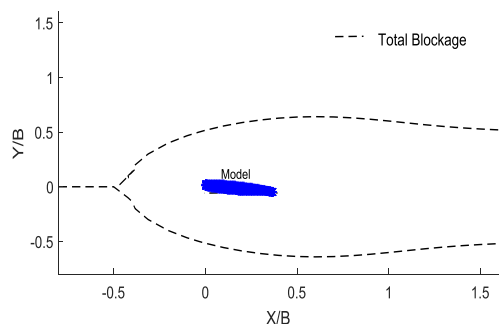
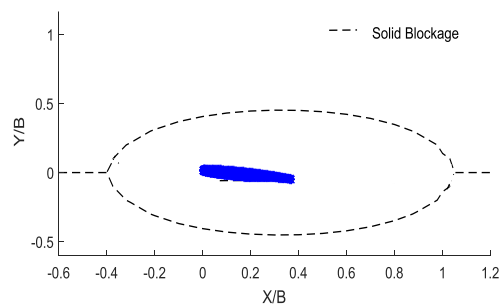
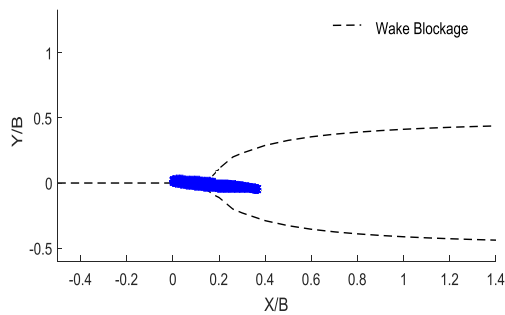


شکل ۱۳. مقدار تفاضل مکان پتانسیل چشمه دنباله و مکان بیشترین سرعت برحسب زاویه حمله

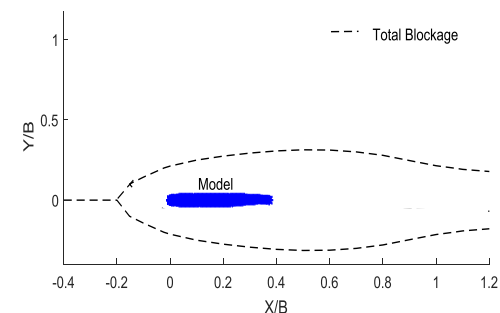
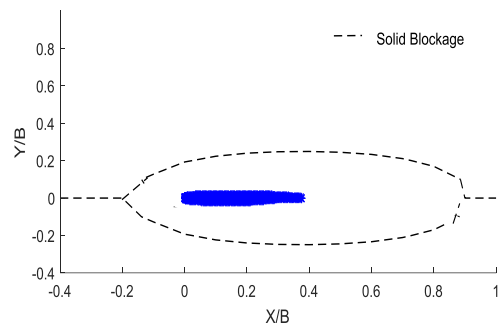
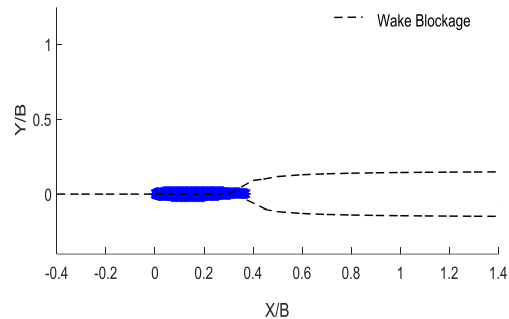


شکل ۱۴. قدرت پتانسیل‌های دنباله و بدنه برحسب زوایای حمله

با توجه به شکل ۱۴ با افزایش زاویه حمله قدرت پتانسیل‌های بدنه، که وظیفه مدلسازی آثار بدنه و حباب‌های جدایش را برعهده دارند، تا زاویه ۱۰ درجه افزایش یافته و پس از آن کاهش می‌یابد که این امر نشان‌دهنده کاهش اثر انسداد بدنه به‌علت متلاشی شدن حباب‌های جدایش بعد از زاویه واماندگی می‌باشد. از طرفی، قدرت پتانسیل دنباله نیز که وظیفه مدلسازی آثار دنباله را برعهده دارد، به‌دلیل رشد دهانه دنباله افزایش می‌یابد. پس از زاویه حمله ۱۰ درجه با افزایش زاویه حمله اندازه ناحیه جدایش بیشتر شده و این امر سبب افزایش دهانه دنباله می‌گردد تا جایی که تقریباً پس از زاویه حمله ۱۵ درجه اثر انسداد دنباله بیشتر از انسداد بدنه می‌شود. پس استخراج قدرت پتانسیل‌های چاه و چشمه میدان



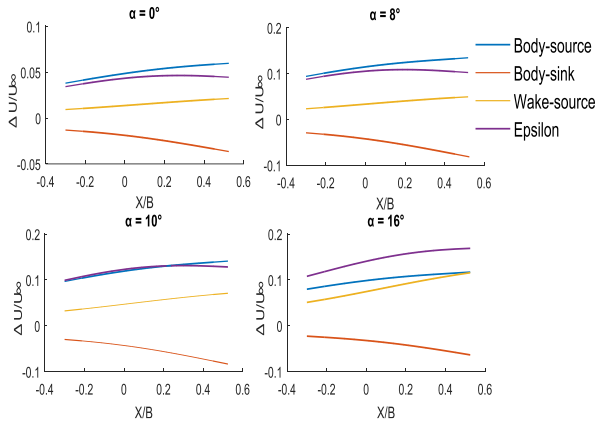
شکل ۱۶. بدنه معادل برای اثر انسداد دنباله، انسداد بدنه و انسداد کل برای زاویه حمله ۱۰ درجه



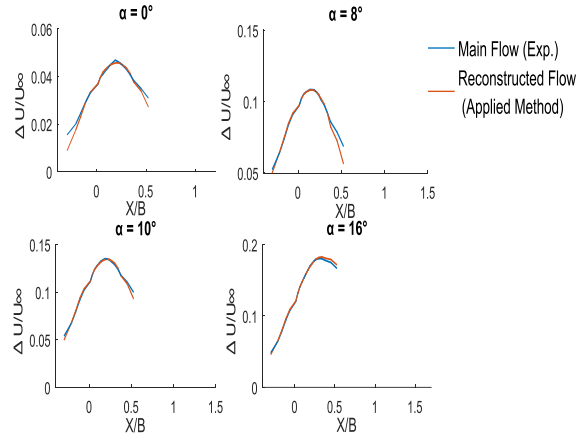
شکل ۱۵. بدنه معادل برای اثر انسداد دنباله، انسداد بدنه و انسداد کل برای زاویه حمله صفر درجه

زاویه حمله می‌باشد که این مسئله نشان‌دهنده نیاز مبرم به اصلاح آثار دیواره خصوصاً در زوایای حمله بالاست. به عبارت دیگر جهت حصول اطمینان از صحت مقادیر اندازه‌گیری شده در تونل باد نمی‌توان از آثار دیواره صرف‌نظر کرد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود نتایج حاصل از دو روش ارائه‌شده جهت اصلاح ضرایب ائرو‌دینامیکی نشان داده‌شده در جدول ۲ دارای اختلاف نسبتاً کمی به ازای زوایای حمله متفاوت می‌باشند که این اختلاف را می‌توان ناشی از کوتاه بودن ناحیه اندازه‌گیری روی دیواره و در نتیجه عدم تخمین دقیق بیشینه سرعت اختلالی ( $E_{max}$ ) دانست. لذا می‌توان گفت مقادیر اصلاح‌شده توسط دو روش فوق دارای مقادیر یکسان‌اند که بیانگر صحت عملکرد روش مورد استفاده می‌باشد.

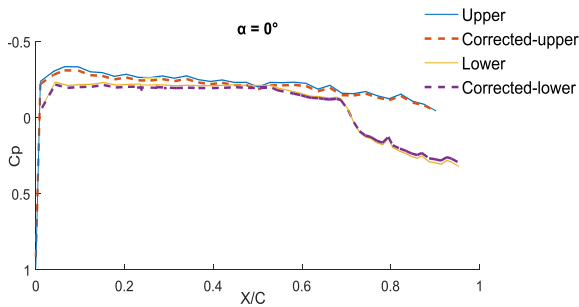
اصلاح ضرایب ائرو‌دینامیکی به دو روش انجام گرفت: (۱) با استفاده از توزیع فشار تصحیح‌شده براساس توزیع سرعت اختلالی در مرکز تونل، (۲) استفاده از فشار دینامیکی تصحیح‌شده براساس مقدار بیشینه سرعت اختلالی ( $E_{max}$ ) در مرکز تونل. نکته حائز اهمیت در این بخش این است که انتظار می‌رود نتایج حاصل از هر دو روش ارائه‌شده در بالا دارای مقادیر نسبتاً یکسانی باشند. در ادامه نتایج مربوط به اصلاح ضرایب ائرو‌دینامیکی در شکل‌های ۲۴ تا ۲۷ به ازای زوایای حمله متفاوت ارائه شده است. با توجه به شکل ۲۵ بیشینه مقدار درصد اختلاف ضریب برا اندازه‌گیری شده و ضریب برا اصلاح‌شده تقریباً برابر با ۲۸ درصد در زاویه حمله ۲۰ درجه است که این امر بیانگر افزایش آثار دیواره با افزایش



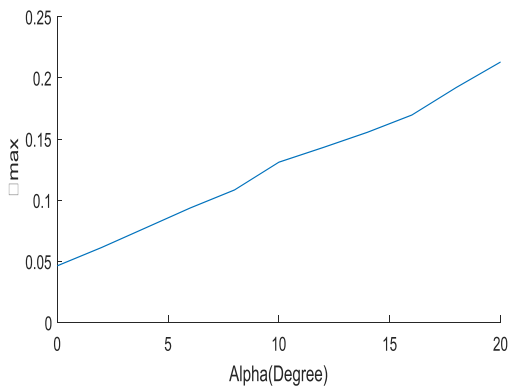
شکل ۱۸. توزیع سرعت اختلالی در راستای خط مرکزی تونل در زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰ و ۱۶ درجه



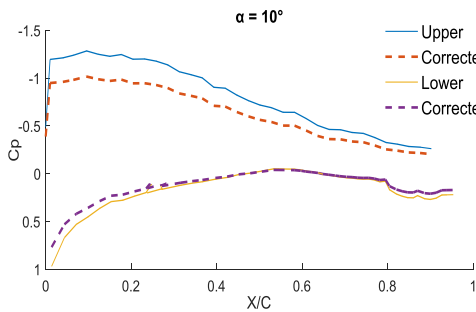
شکل ۱۷. مقایسه بین سرعت اختلالی بازسازی شده و سرعت اختلالی اندازه گیری شده در زوایای حمله صفر، ۸، ۱۰ و ۱۶ درجه



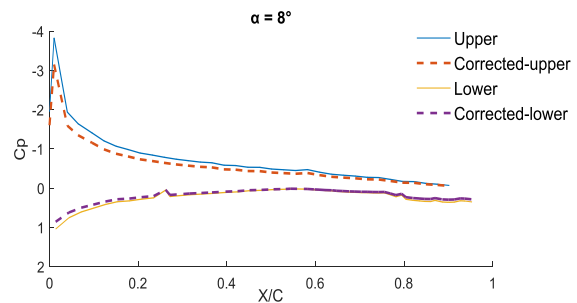
شکل ۲۰. اصلاح توزیع فشار اندازه گیری شده روی مدل در زاویه حمله صفر



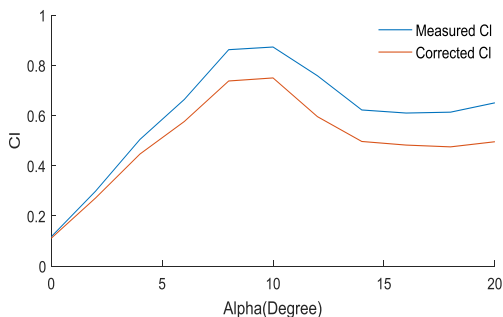
شکل ۱۹. مقدار بیشینه سرعت اختلالی (ε\_max) بر حسب زوایای حمله



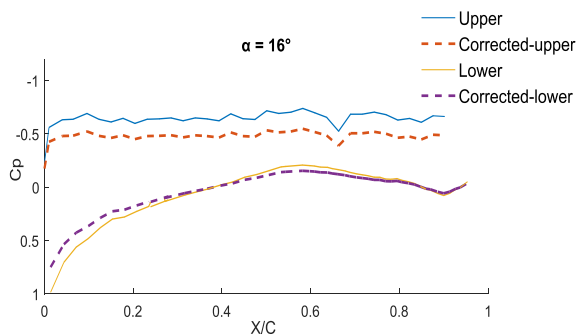
شکل ۲۲. اصلاح توزیع فشار اندازه گیری شده روی مدل در زاویه حمله ۱۰ درجه



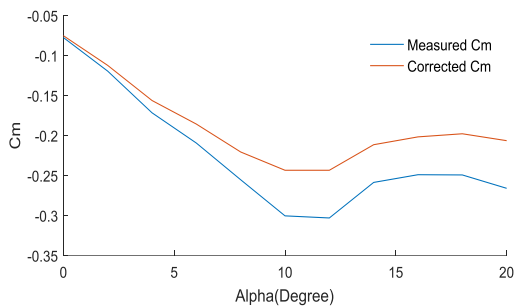
شکل ۲۱. اصلاح توزیع فشار اندازه گیری شده روی مدل در زاویه حمله ۸ درجه



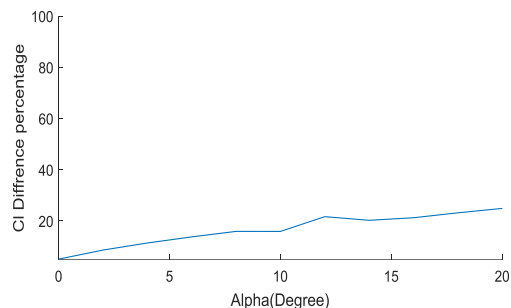
شکل ۲۴. ضریب برآ اصلاح شده به ازای زوایای حمله مختلف



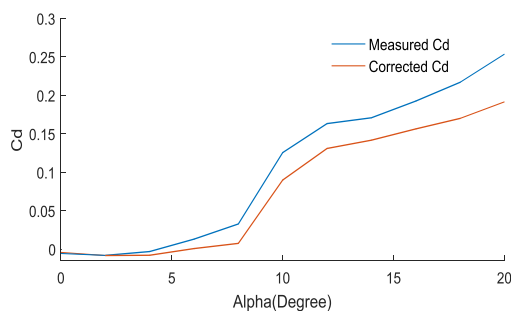
شکل ۲۳. اصلاح توزیع فشار اندازه گیری شده روی مدل در زاویه حمله ۱۶ درجه



شکل ۲۶. نمایی از نمودار ضریب ممان اصلاح شده به ازای زوایای حمله مختلف



شکل ۲۵. درصد اختلاف ضریب برا اندازه گیری شده و ضریب برا اصلاح شده به ازای زوایای حمله مختلف



شکل ۲۷. ضریب پسای اصلاح شده به ازای زوایای حمله مختلف

جدول ۲. مقایسه نتایج به دست آمده از اصلاح ضرایب اثر دینامیکی با استفاده از فشار دینامیکی و توزیع فشار تصحیح شده

درصد اختلاف بین دو روش انجام شده	ضریب برآ اصلاح شده با استفاده از روش اصلاح ضریب فشار ( $C_p$ )	ضریب برآ اصلاح شده با استفاده از روش اصلاح فشار دینامیکی ( $\epsilon_{max}$ )	ضریب برآ اندازه گیری شده	زاویه حمله
۲/۷	۰/۱۰۸	۰/۱۱۱	۰/۱۱	صفر
۱/۷	۰/۲۶۷	۰/۲۷۱	۰/۲۹	۲
۲	۰/۴۳۷	۰/۴۴۶	۰/۵۰	۴
۲/۹	۰/۵۵۹	۰/۵۷۶	۰/۶۶	۶
۴/۲	۰/۷۰۶	۰/۷۳۷	۰/۸۶	۸
۴/۵	۰/۶۸۷	۰/۷۲۰	۰/۸۷	۱۰
۱/۴	۰/۵۸۷	۰/۵۹۵	۰/۷۵	۱۲
۴/۴	۰/۴۷۴	۰/۴۹۶	۰/۶۲	۱۴
۵/۳	۰/۴۵۶	۰/۴۸۲	۰/۶۱	۱۶
۶/۲	۰/۴۴۵	۰/۴۷۵	۰/۶۱	۱۸
۷/۲	۰/۴۵۹	۰/۴۹۵	۰/۶۵	۲۰

## ۶. جمع بندی

ارائه شده نشان می دهد فشار استاتیک در بالادست مدل دارای مقادیر کمتری نسبت به حالت تونل خالی (بدون حضور مدل) می باشد که گواه اثر انسداد کل در بالادست جریان است. همچنین با افزایش زاویه حمله ضریب فشار منفی روی دیواره افزایش

در این مقاله آثار دیواره برای یک ایرفویل فوق بحرانی در زوایای حمله متفاوت در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، معادل رینولدز ۶۰۰۰۰۰ بررسی شد. برای این منظور یک سری سوراخ فشاری در امتداد طول مقطع آزمون برای توصیف جریان تونل استفاده شد. نتایج

انسداد با استفاده از قدرت و فاصله پتانسیل‌ها، بدنه‌ای معادل با شکل مؤثر مدل مدلسازی شد. نتایج ارائه شده در این بخش نشان می‌داد با افزایش زاویه حمله، بدنه‌های معادل بزرگتر شده‌اند. ناحیه شروع آثار دنباله روی مدل جلوتر (به سمت لبه حمله مدل) آمده است. همچنین نقاط ابتدایی و انتهایی بدنه‌های معادل با اثر انسداد کل و انسداد بدنه به ترتیب عقب‌تر و جلوتر آمده است.

مهمترین ضعف نتایج تجربی در این پروژه کوتاه بودن ناحیه اندازه‌گیری (به علت محدودیت فضای اندازه‌گیری در اتاق آزمون) در بالادست و پایین دست جریان بود؛ زیرا هنوز فشار روی دیواره بازیابی نشده و به یک مقدار تقریباً ثابت نرسیده بود. به همین دلیل توصیه می‌شود جهت اندازه‌گیری فشار دیواره نکات زیر در نظر گرفته شود. مقاطع آزمون با طولی حدود ۱/۵ برابر عرض تونل برای به دست آوردن مجانب‌های پایین دست مطلوب هستند. فاصله سوراخ‌های فشاری دیواره بر خلاف مدل باید خیلی کوچک باشد و می‌تواند در قسمت انتهایی اتاق آزمون که در آن تغییرات فشار کم است افزایش یابد. برای دقت در به دست آوردن مجانب پایین دست توجه به این امر ضروری است که معمولاً طول اتاق‌های آزمون، به خصوص برای مدل‌های بزرگ بسیار کوتاه است و می‌تواند اندازه‌گیری فشار بالادست را دچار مشکل کند. با توجه به نتایج ارائه شده نیاز به اصلاح مقادیر اندازه‌گیری شده در تونل باد خصوصاً در آزمایشات استاتیکی با زاویه حمله بالا به خوبی مشهود است. بنابراین ذکر این نکته حائز اهمیت است که برای دستیابی به دقت بالا خطاهای ناشی از آثار دیواره‌های تونل باد را نمی‌توان در نظر نگرفت. توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی ایرفویل نشان می‌داد و اماندگی استاتیکی در محدوده زاویه ۱۰ درجه اتفاق می‌افتد. با توجه به نتایج ارائه شده مربوط به مدلسازی جریان، با افزایش زاویه حمله قدرت پتانسیل‌های بدنه که وظیفه مدلسازی آثار بدنه و حباب‌های جدایش را برعهده دارند تا زاویه ۱۰ درجه افزایش یافته و پس از آن کاهش می‌یابد که این امر نشان‌دهنده کاهش اثر انسداد بدنه به علت متلاشی شدن حباب‌های جدایش بعد از زاویه و اماندگی می‌باشد. از طرفی قدرت پتانسیل دنباله نیز که وظیفه مدلسازی آثار دنباله را برعهده دارد به دلیل رشد دهانه دنباله افزایش می‌یابد. پس از زاویه حمله ۱۰ درجه با افزایش زاویه حمله اندازه ناحیه جدایش بیشتر شده و این امر سبب افزایش دهانه دنباله می‌گردد تا جایی که تقریباً پس از زاویه حمله ۱۵ درجه اثر انسداد دنباله بیشتر از انسداد بدنه می‌شود.

می‌باید که این پدیده نشان‌دهنده افزایش سرعت جریان به علت حضور مدل است. علاوه بر این، فشار بعد از مدل فوراً کاهش پیدا می‌کند که این افزایش محلی سرعت جریان ناشی از انقباض جریان به سبب اثر متقابل انسداد بدنه و انسداد دنباله می‌باشد. تجزیه و تحلیل فشارهای رو دیواره نه تنها ارزیابی منحصر به فردی از انسداد بدنه و دنباله انجام داد، که نشان‌دهنده افزایش سرعت اختلالی در هر مقطع از اتاقک آزمون بود. در این روش اساساً مفهوم محاسبه آثار بدنه و دنباله بر مبنای فشار اندازه‌گیری شده روی دیواره، بیانگر دو ناحیه متقارن (جهت مدلسازی آثار انسداد بدنه) و نامتقارن (جهت مدلسازی آثار انسداد دنباله) با پارامترهایی مشخص جهت به دست آوردن توزیع سرعت اختلالی می‌باشد. با به کارگیری توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی دیواره تونل، میدان جریان حول مدل با پتانسیل‌های چاه و چشمه به صورت تقریبی تخمین زده شد. پس از آن با استفاده از یک الگوریتم سریع توزیع این پتانسیل‌ها در راستای خط مرکزی تونل محاسبه شد و در نهایت با محاسبه آثار انسداد، توزیع فشار روی مدل، فشار دینامیکی و ضرایب اثر دینامیکی اندازه‌گیری شده اصلاح گردید. اصلاح ضرایب فشار با استفاده از توزیع ضریب انسداد کل به صورت منطقه‌ای صورت گرفت. به عبارت دیگر، با توجه به اینکه توزیع ضریب انسداد در راستای محور طولی تونل ثابت نبود و ضریب انسداد هر نقطه با نقطه دیگر متفاوت بود فشار اندازه‌گیری شده در هر نقطه فشاری متناسب با ضریب انسداد مکان آن نقطه اصلاح گردید. اصلاح ضرایب اثر دینامیکی نیز به دو روش انجام شد: در روش اول جهت به دست آوردن ضرایب اثر دینامیکی به جای استفاده از توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی مدل، از توزیع فشار اصلاح شده روی مدل استفاده شد. در روش دوم با استفاده از فشار دینامیکی تصحیح شده بر اساس مقدار بیشینه سرعت اختلالی ( $\epsilon_{max}$ ) در مرکز تونل این اصلاحات صورت پذیرفت. با توجه به نتایج مشاهده شد که نتایج حاصل از دو روش ارائه شده دارای مقادیر کمی اختلاف هستند که این امر بیانگر صحت عملکرد روش پیاده‌سازی شده است.

برای بررسی دقت در صحت روش پیاده‌سازی شده قبل از به دست آمدن ضرایب تصحیح، سرعت اختلالی به دست آمده از توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی دیواره بازسازی شد که تطابق خوبی با نتایج تجربی داشت. همچنین پس از استخراج قدرت پتانسیل‌های چاه و چشمه میدان جریان، جهت درک بهتر آثار

$Q_s$	قدرت پتانسیل چشمه بدنه
$-Q_s$	قدرت پتانسیل چاه بدنه
$Q_w$	قدرت پتانسیل چشمه دنباله
$-Q_w$	قدرت پتانسیل چاه دنباله
$q_m$	فشار دینامیکی اندازه‌گیری شده
$q_c$	فشار دینامیکی تصحیح شده
$x_2$	محل قرارگیری پتانسیل چشمه دنباله
$x_5$	محل قرارگیری پتانسیل چاه دنباله
$\bar{x}_p$	مکان بیشترین سرعت در میدان جریان متقارن
$\Delta\bar{x}$	عرض در نصف ارتفاع در میدان جریان متقارن
$x_3$	محل قرارگیری پتانسیل چشمه بدنه
$x_4$	محل قرارگیری پتانسیل چاه بدنه
$\varepsilon_{\max}$	بیشینه سرعت اختلالی

## فهرست علائم و اختصارات

$B$	عرض مقطع آزمون در تونل
$c_s$	فاصله بین پتانسیل‌های چاه و چشمه بدنه
$C$	وتر مدل
$CD_m$	ضریب پسای اندازه‌گیری شده
$CD_c$	ضریب پسای اصلاح شده
$CL_m$	ضریب برآ اندازه‌گیری شده
$CL_c$	ضریب برآ اصلاح شده
$CM_m$	ضریب ممان اندازه‌گیری شده
$CM_c$	ضریب ممان اصلاح شده
$C_{p_u}$	ضریب فشار اصلاح نشده (اندازه‌گیری شده)
$C_{p_c}$	ضریب فشار اصلاح شده
$\Delta cp$	اختلاف ضریب فشار دیواره در آزمایش با حضور مدل و تونل خالی

## ۷. مأخذ

- [1] J. B. R. Barlow, W. H. Pope, *Low Speed Wind Tunnel Testing*, Third Edition, John Wiley and Sons, 1999.
- [2] B. c. f. b. u. c. f. ESDU Data Memorandum 80024, Endorsed by the Royal Aeronautical Society, Issued November (1980), with Amendments A, March, (1998).
- [3] A. H. Pope, J. J., *Low Speed Wind Tunnel Testing*, New York: John Wiley & Sons, 1966.
- [4] R. Pankhurst, C. Holder, D. W., *Wind-Tunnel Techniques: An Account of Experimental Methods in Low- and High-Speed Wind Tunnels*, Pitman, London, 1952.
- [5] E. Maskell, *A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel*, ARC R&M 3400, 1965.
- [6] R. Gould, W. F., Wake Blockage Corrections in a Closed Wind Tunnel for One or Two Wall Mounted Models Subject to Separated Flow, Aeronautical Research Council, R & M. No. 3649, 1970.
- [7] H. W. T. I. W. Glauert, Bodies, and Airscrews, R & M No. 1566, British A.R.C., 1933.
- [8] H. Glauert, *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory*, Second Edition, Cambridge University Press, 1947.
- [9] J. Hackett, E. Wilsden, D, J., Determination of Low Speed Wake Blockage Corrections via Tunnel Wall Static Pressure Measurements, *AGARD Fluid Dynamic Panel Symposium on Windtunnel Design and Testing Techniques*, London, England, 1975.
- [10] J. Hackett, L. Lilley, D, E. Wilsden, D, J., Estimation of Tunnel Blockage from Wall Pressure Signatures: A Review and Data Correlation, NASA CR-15, 224, March, 1979.
- [11] S. Allmaras, R., On Blockage Corrections for Two-Dimensional Wind Tunnel Tests Using the Wall-Pressure Signature Method, NASA Technical Memorandum 86759, March, 1986.
- [12] L. Kong, Parkinson, G. V., Unsteady Flow testing in a Passive Low-Correction Wind Tunnel In Wall Interference, Support Interference and Flow Field Measurements, AGARD CP 535 (1994), pp. 22-122-7.
- [13] NASA Common Research Model, "Wall Correction Methods", <https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/wall-correction-methods> (accessed 25 March 2018).

- 
1. horizontal buoyancy
  2. solid blockage
  3. wake blockage
  4. streamline curvature
  5. total blockage
  6. national Instrument
  7. baise error
  8. precision error

۹. نسبت مقطع عرضی تونل به مساحت چاروب‌شده توسط مدل

10. bluff body