

اثر مکش بر توزیع فشار یک نیم مدل

*

(// // //)

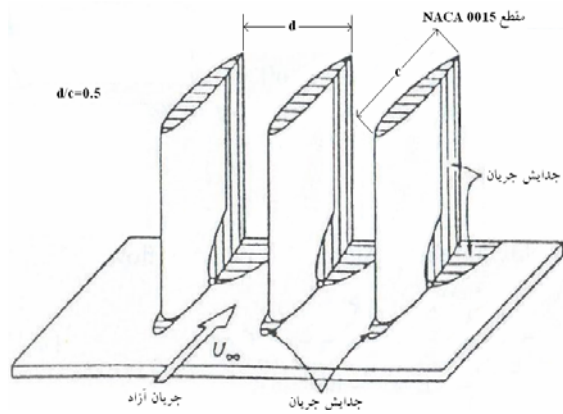
یکی از روش های موجود جهت افزایش عدد رینولدز و همچنین ابعاد مدل مورد آزمایش در تونل باد، به دلیل محدودیت سرعت و حجم مقطع کاری آن، استفاده از نیم مدل می باشد. بدین صورت که بجای قرار دادن مدل کامل در وسط مقطع کاری از یک مدل نیمه استفاده می شود که بالاجبار باید وصل دیوار تونل گردد. این عمل باعث افزایش ابعاد مدل جهت دقت بهتر در ساخت و ایجاد فضای مناسب جهت نصب وسایل آزمایش از قبیل سنسورهای فشار، لوله های مربوط، و غیره می شود. منتها از معضلات این روش وجود لایه مرزی دیوار تونل و تداخل آن با جریان روی بال است که باید به نحوی این لایه مرزی را از میان برد. در این راستا یک بال سه بعدی به شکل مدل نیمه از یک بال ساخته شده است، که به دیوار تونل وصل می گردد. جهت بررسی اثرات لایه مرزی دیوار تونل با و بدون مکش، توزیع فشار استاتیکی روی بال و شکل دنباله در سرعت ها و زوایای حمله متفاوت اندازه گیری شده است. نتایج به دست آمده تاثیر شدید دیوار تونل در جدایش جریان و رشد دنباله ها و ضریب پسا در نزدیکی آن را نشان می دهد. همچنین مکش مناسب باعث کاهش اثرات دیوار تونل و نزدیک شدن به توزیع فشار بال دو بعدی در نزدیکی دیوار تونل و وسط بال گردید.

- - - - - :

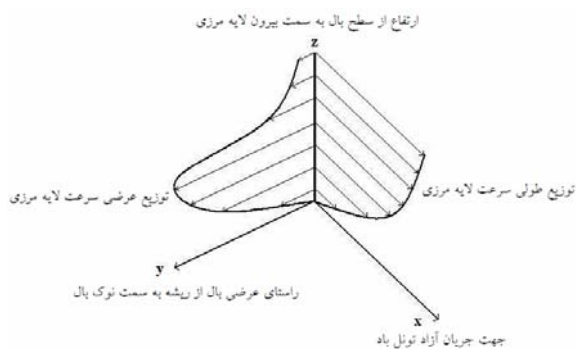
جهت افزایش عدد رینولدز و همچنین ابعاد مدل مورد آزمایش در تونل باد، استفاده از نیم مدل می باشد. بدین صورت که بجای قرار دادن مدل کامل در وسط مقطع کاری از یک مدل نیمه استفاده می گردد که وصل دیوار تونل باد می شود. این عمل باعث افزایش ابعاد مدل جهت دقت بهتر در ساخت و ایجاد فضای مناسب جهت نصب وسایل آزمایش از قبیل سیم داغ و انواع حسگرهای مورد نیاز، لوله های مربوط به سنسورهای فشارسنج، استفاده از زبری در موقعیت مناسب از مدل و غیره می گردد (شکل ۱). از معضلات این روش وجود لایه مرزی دیوار تونل و تداخل آن با جریان روی بال می باشد، که باعث بروز خطا و تغییر میدان جریان داخل تونل باد (متفاوت با شرایط واقعی پرواز) می شود. برای بررسی معضلات به مرجع [۱] رجوع گردد.

شماتیک رشد و جدایش لایه مرزی دیوار تونل باد در محل اتصال به مدل، محدوده جدایش جریان روی مدل و توزیع سرعت لایه مرزی سه بعدی در شکل های (۲) و (۳) نشان داده شده است [۱]. چنانچه در این شکل ها

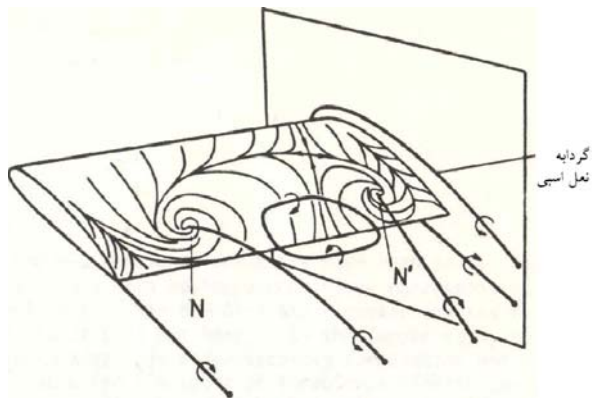
اساسی ترین روش و ابزار در آیرودینامیک تجربی، استفاده از تونل باد می باشد. تمایل برای ساخت تجهیزات آزمایشگاهی زمینی، برای ایجاد جریان هوا در یک کانال با اندازه مشخص و محدود، مشابه با شرایط پرواز واقعی در جو زمین انگیزه اصلی طراحی و پیشرفت تونل های باد محسوب می شود. به دلیل حجم بزرگ نمونه های اصلی در برابر حجم محدود مقطع کاری تونل، استفاده از آنها در تونل مقدور نبوده و می بایست از مدل های کوچکتر ولی مشابه مدل اصلی استفاده نمود. از طرف دیگر با کوچکتر شدن مدل و محدودیت سرعت جریان در تونل، مشکل کاهش دقت در ساخت مدل، عدم نصب دقیق و به مقدار کافی ابزار و حسگرهای لازم در موقعیت های مناسب از مدل، و کاهش عدد رینولدز و غیره ایجاد خواهد شد که باعث کاهش دقت و تغییر در اندازه گیری بسیاری از ضرایب آیرودینامیکی و مشخصه های جریان از قبیل ضریب برآ، ضریب پسا، ضریب اصطکاک پوسته ای، موقعیت گذرش^۱ جریان از آرام به مغشوش، موقعیت جدایش^۲ و غیره می گردد. یکی از روش های موجود



شکل ۳: شمای کیفی جدايش جريان روی مدل [۱].

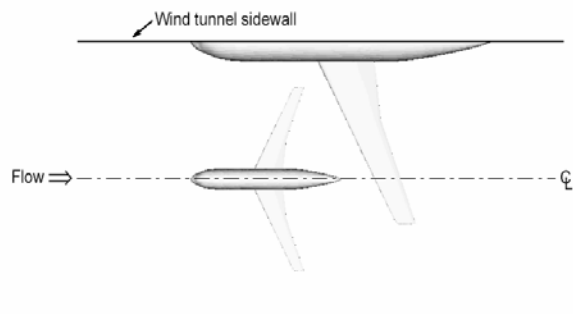


شکل ۴: شمای کیفی توزیع سرعت لایه مرزی سه بعدی در محل اتصال بال به دیوار تونل باد.

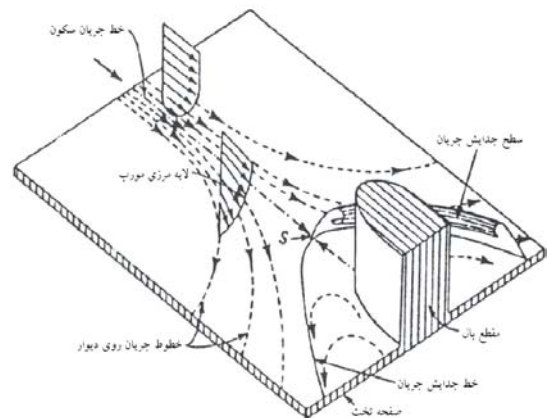


شکل ۵: میدان جریان حول یک نیم مدل بال مستطیلی با مقطع NACA 4415 [۴].

مشاهده می شود به علت اعمال گرادیان فشار مثبت در نزدیکی لبه حمله و لبه فرار بال در لایه مرزی دیوار تونل باد باعث ایجاد جریان معکوس^۳ روی دیوار می شود. در نتیجه جریان روی دیوار قبل از رسیدن به بال جدا شده و باعث تغییر میدان جریان و انحنای خطوط جریان در نزدیکی ریشه بال شده است. همچنین با انحنای خطوط جریان و اعمال گرادیان فشار و جریان عرضی در راستای دهانه^۴ بال، ناحیه جدايش جريان در نزدیکی ریشه بال افزایش می یابد. شمای کیفی لایه مرزی^۳ بعدی روی بال، در راستای جریان تونل و در راستای دهانه بال در شکل (۴) نشان داده شده است. نمونه ای از آزمایش بال سه بعدی با مقطع NACA 4415 شامل گردابه ها و خطوط جریان روی بال نیز در شکل (۵) آورده شده است [۲].



شکل ۱: مقایسه امکان رشد ابعاد نیم مدل نسبت به مدل کامل در تونل باد.



شکل ۲: نمای کیفی جدايش لایه مرزی دیوار تونل در محل اتصال مدل [۱]

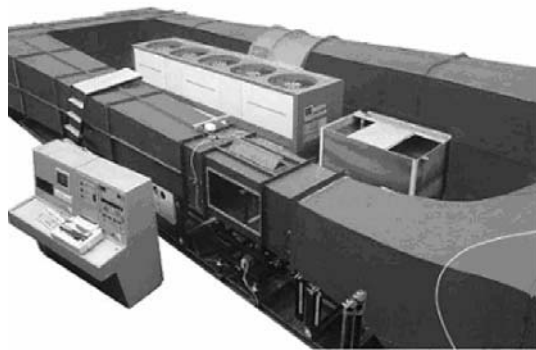
استفاده از پایه برای خروج مدل از لایه مرزی یک روش، استفاده از یک پایه دو بعدی با ارتفاع و مقطع مناسب است که می تواند مدل را از جو لایه مرزی

به عنوان راهبرد مناسب در این پروژه انتخاب و اجرا شده است. داده های تجربی به دست آمده از آزمایشات، با نتایج آزمایش دو بعدی این مقطع مقایسه شده است. همچنین این نتایج در بهره گیری هرچه بیشتر از روش آزمایش های نیم مدل و اصلاح آن با به کارگیری سیستم مکش و اعتبارسنجی نتایج محاسبات عددی در این زمینه استفاده خواهد شد.

برای انجام آزمایش ها و دقت هر چه بیشتر در اندازه گیری ها، تجهیزات آزمایشی لازم فراهم شده است که در این بخش به شرح مختصر آنها می پردازیم.

تونل باد

تونل باد استفاده شده در این پروژه به صورت مدار بسته بوده و انرژی جریان هوای داخل تونل توسط یک فن و موتور الکتریکی با توان مصرفی ۱۵۰ کیلو وات تامین می گردد. ابعاد محفظه آزمایش این تونل ۸۰*۸۰*۲۰۰ سانتی متر مکعب می باشد که سرعت جریان تونل بدون مدل از ۱۰ متر بر ثانیه تا نزدیکی ۱۰۰ متر بر ثانیه قابل تنظیم است (شکل ۸).

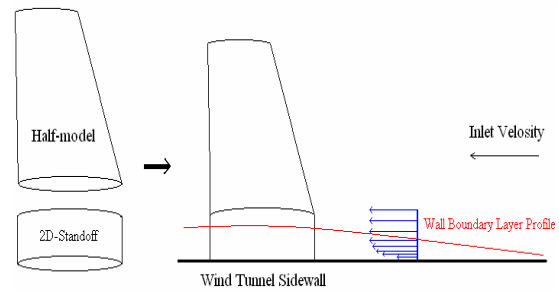


شکل ۸: نمای کلی از تونل باد شیراز.

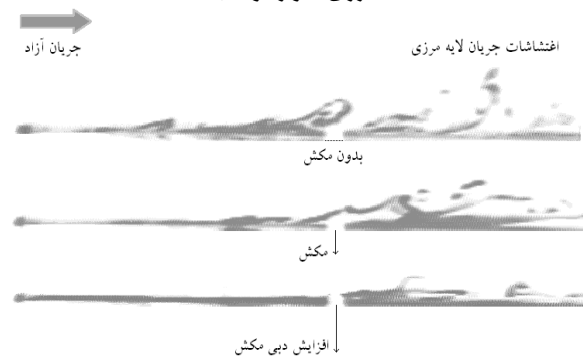
مدل

مدل به صورت یک نیم بال با دهانه ۶۰ سانتی متر و وتر ۲۵ سانتی متر می باشد. مقطع این بال از مقاطع استفاده شده در پره توربین های باد می باشد. این مدل برای بررسی اثرات سه بعدی جریان و مکش، به شکل یک بال مستطیلی با ۳ ردیف سوراخ که در هر ردیف ۲۹ سوراخ

دیوار تونل باد خارج نماید [۳]. چگونگی نصب مدل با استفاده از پایه در شکل (۶) نشان داده شده است. با این حال معضلاتی مانند تغییر انحنای خطوط جریان تونل باد و ایجاد جریان عرضی تحت تاثیر رشد و جدایش لایه مرزی دیوار تونل و کاهش در سطح مقطع تونل به دلیل نصب پایه باقی خواهد ماند. از طرف دیگر به دلیل ایجاد جریان چرخشی و سه بعدی نمی توان مقطع پایه را کوچکتر از مقطع مدل قرار داد.



شکل ۶: استفاده از پایه دو بعدی برای خارج شدن نیم مدل از لایه مرزی دیوار تونل باد [۳].



شکل ۷: آشکارسازی تاثیر مکش بر لایه مرزی مغشوش.

استفاده از سیستم مکش

راهبرد دیگر استفاده از سیستم مکش برای از بین بردن لایه مرزی دیوار تونل باد قبل از رسیدن جریان به مدل و اطراف آن می باشد. در این روش با ایجاد سوراخ های ریز روی دیوار تونل باد، جریان لایه مرزی با به کارگیری یک پمپ مکش، از این سوراخ ها به بیرون مکیده می شود. در شکل (۷) تصویر آشکارسازی شده از اثر مکش بر ضخامت لایه مرزی مغشوش روی دیوار تونل، بدون حضور مدل نشان داده شده است [۴]. چنانچه ملاحظه می شود افزایش مناسب مکش باعث افت قابل توجهی در ضخامت و اغتشاشات لایه مرزی می گردد. این روش با وجود هزینه های بالا، به دلیل رفع مناسب بسیاری از معضلات بیان شده و امکان ایجاد جریان عرضی کنترل شده روی مدل،

هانی ول می باشند استفاده شده است. سنسورهای فشار از نوع تفاضلی بوده و دارای محدوده فشار $\pm 1 \text{ psi}$ ، $\pm 5 \text{ psi}$ و یا $\pm 15 \text{ psi}$ می باشند که بسته به مقدار فشار وارده بر مدل در نقاط مختلف از آنها استفاده گردیده است. حداکثر خطای این سنسورها برای حداکثر فشار مجاز 5 mV است. که بر اساس ضریب فشار این مقدار ولتاژ خطای در $\Delta \text{cp} = \pm 1.9\%$ ایجاد مینماید. شایان ذکر است که کلیه این سنسورها توسط شرکت سازنده تست و کالیبره گردیده اند و در این آزمایشات نیز تمامی کالیبره شده و ضریب کالیبراسیون (شیب منحنی تغییرات ولتاژ با فشار وارده) دقیقاً مساوی ضریب کالیبراسیون داده شده توسط شرکت سازنده می باشد.

سیستم داده گیری و ذخیره اطلاعات

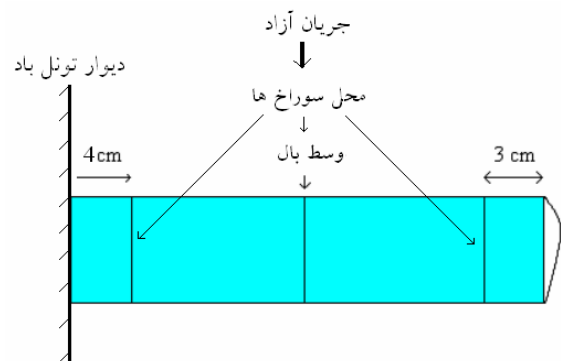
در هر آزمایش از این پروژه از دو برد مبدل آنالوگ به دیجیتال یکی با قابلیت دریافت ۶۴ ورودی آنالوگ ۱۲ بیتی و دیگری با قابلیت دریافت ۴۸ ورودی آنالوگ ۱۶ بیتی، استفاده شده است. برد ۱۲ بیتی دارای خطای حداکثر 2 mV و برد ۱۶ بیتی دارای خطای حداکثر 0.3 mV می باشد. هر کدام از این بردها به طور همزمان قادر به ثبت اطلاعات برابر با ولتاژ خروجی هر سنسور فشارسنج می باشد. در هر بار داده گیری اطلاعات با فرکانس ۱۰۰ هرتز در مدت زمان ۳ ثانیه برای هر سنسور به همراه یک فایل دیگر شامل مقادیر میانگین، ثبت می شود.

سیستم مکش

این سیستم شامل پمپ مکش، لوله رابط و سوراخ های مکش می باشد. پمپ مکش با لوله رابط به سوراخ های مکش روی دیوار تونل وصل شده و با روشن شدن پمپ، مکش روی دیوار صورت می گیرد. سوراخ های مکش حول مدل نصب شده در تونل، در شکل (۱۱) نشان داده شده است.

حداقل دبی مکش قبل از آزمایشات با در دست داشتن ضخامت لایه مرزی دیوار تونل در وسط مقطع کاری آن از نتایج کالیبراسیون [۵]، و محاسبه دبی جریان لایه مرزی در یک عرض ۲۰ سانتی متری از دیوار تونل، با در نظر گرفتن لایه مرزی به صورت مغشوش حدود ۱۲۰۰ مترمکعب بر ساعت محاسبه گردیده است [۶]. همچنین برای پیش بینی اولیه از چگونگی رشد لایه مرزی دیوار

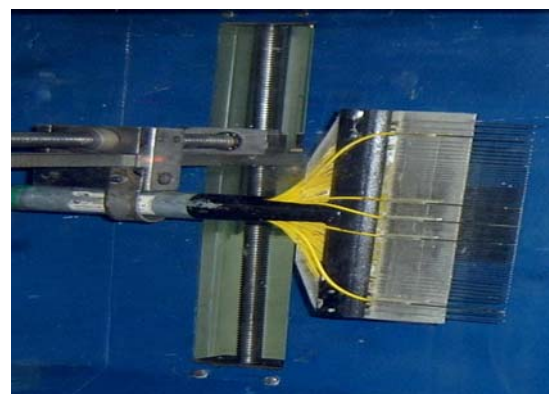
اندازه گیری فشار استاتیکی وجود دارد، ساخته شده است (شکل ۹). سه ردیف سوراخ، یک ردیف برای بررسی هر چه بیشتر اثرات سه بعدی جریان در نزدیکی نوک بال، $y=57 \text{ cm}$ ، یک ردیف برای بررسی اثرات تداخل لایه مرزی دیوار تونل باد با مدل در نزدیکی ریشه بال، $y=4 \text{ cm}$ ، و ردیف دیگر در وسط بال، $y=30 \text{ cm}$ ، برای مقایسه با داده های دو بعدی، در نظر گرفته شده است.



شکل ۹: شکل بال، مقطع بال و محل سوراخ های اندازه گیری فشار استاتیکی.

دسته لوله های پیتوت یا ریک

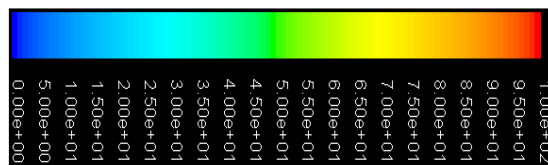
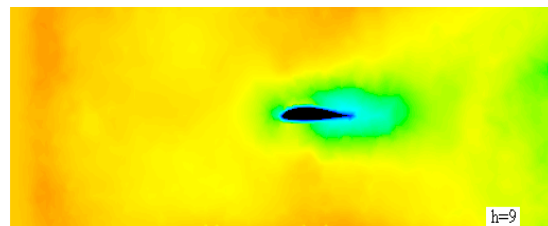
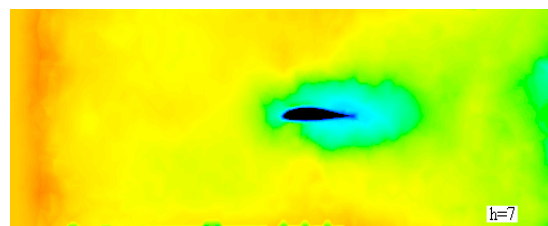
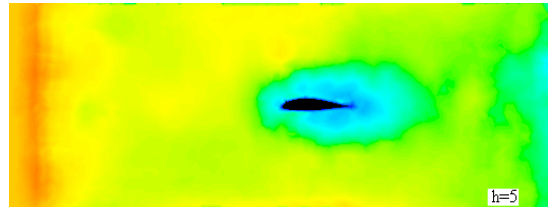
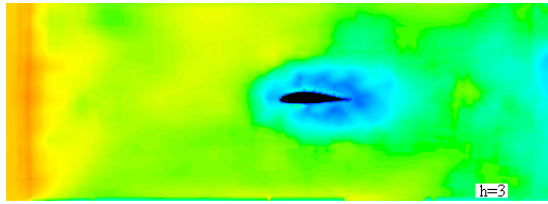
ریک طراحی و ساخته شده دارای ۶۷ لوله اندازه گیری فشار کل با تمرکز لوله ها در وسط ریک برای ثبت دقیق تر قله دنباله ناشی از مدل و ۵ لوله اندازه گیری فشار استاتیکی است. در شکل (۱۰) تصویری از ریک به همراه سیستم انتقال آن (تراورسینگ) که با دقت تغییر گام 1 mm طراحی گردیده آورده شده است.



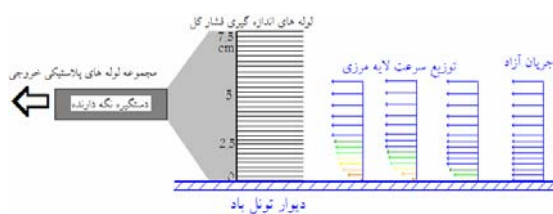
شکل ۱۰: ریک متصل به سیستم تراورسینگ.

سنسورهای فشارسنج

جهت اندازه گیری فشار استاتیک روی مدل و یا فشار کل در دنباله مدل از این سنسورها که ساخت شرکت



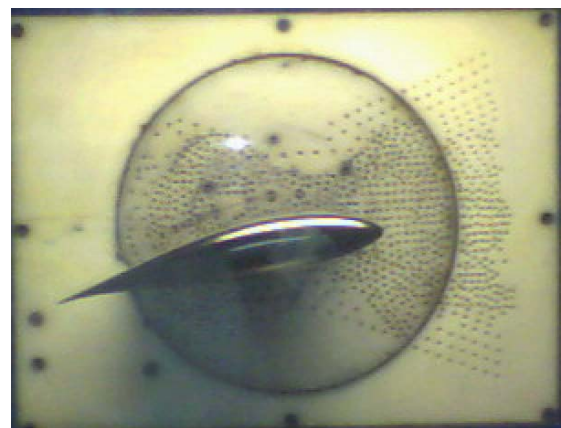
شکل ۱۲: توزیع سرعت حاصل از مدل سازی بال در زاویه حمله صفر درجه داخل تونل باد.



شکل ۱۳: ریک برای بررسی لایه مرزی دیوار تونل باد.

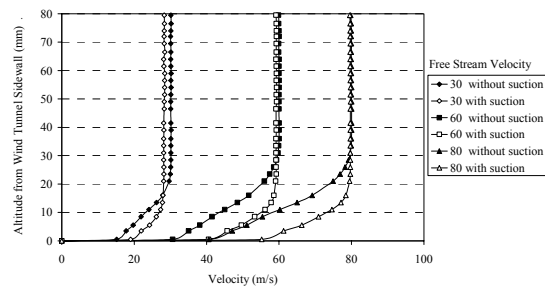
برای مشاهده هر چه بیشتر اثرات مکش، قبل از آزمایش های مربوط به نیم مدل، تاثیر مکش در لایه

تونل باد و جدایش جریان در ناحیه اتصال مدل به دیوار، نتایج حاصل از مدل سازی بال در تونل باد و حل عددی جریان حول بال با استفاده از یک نرم افزار موجود، به صورت توزیع سرعت جریان در شکل (۱۲) نشان داده شده است. چنانچه در شکل (۱۲) ملاحظه می شود، لایه مرزی دیوار تونل با نزدیک شدن به بال تا حدود 0.25 ارتفاع مدل، معادل 15 سانتی متر، رشد می یابد. همچنین به دلیل جدایش جریان روی بال در این ناحیه، دنباله های ناشی از بال رشد قابل توجهی تا فاصله 15 سانتی متری از دیوار تونل می یابند. در فصل نتایج خواهیم دید که در عمل نیز اثر دیوار بر رشد دنباله ها که ناشی از رشد و جدایش لایه مرزی است، تا فاصله 15 سانتی متری از دیوار تونل باد مشهود است. در قسمت نوک بال نیز به دلیل گردابه های ایجاد شده، دنباله بزرگتری نسبت به نواحی وسط بال مشاهده می شود. از این رو یک ردیف سوراخ در فاصله 3 سانتی متری نوک بال برای بررسی اثرات سه بعدی جریان بر فشار استاتیکی بال در این ناحیه ایجاد شده است. همچنین در فاصله 3 تا 7 سانتی متری از دیوار تونل، بال در ناحیه تداخل لایه مرزی دیوار تونل و بال قرار داشته و سرعت جریان در این ناحیه بسیار کمتر از سرعت جریان آزاد تونل می باشد. بنابراین یک ردیف سوراخ فشار استاتیکی در فاصله 4 سانتی متری از ریشه بال برای بررسی اثرات تداخل لایه مرزی و مکش در نظر گرفته شده است (شکل ۹). تمام نتایج تجربی ارائه شده در این مقاله با در نظر گرفتن خطاهای آزمایش اصلاح شده است [۷]. لازم بذکر می داند طبق آزمایشات انجام شده حداکثر خطا در خصوص کلیه اعداد خروجی و نمودارهای ضریب فشار $\Delta c_p = \pm 1.9\%$ بوده است.



شکل ۱۱: سوراخ های مکش حول مدل نصب شده در تونل باد.

مرزی دیوار تونل بدون مدل مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور ریک کوچک به طور مماس روی سطح دیوار تونل و در خلاف جهت جریان، مطابق شکل (۱۳) قرار گرفته است. نتایج حاصل از اندازه گیری توزیع سرعت در لایه مرزی دیوار تونل باد توسط ریک کوچک و تاثیر مکش روی دیوار تونل بر آن، برای سرعت های ۳۰، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل در شکل (۱۴) نشان داده شده است.

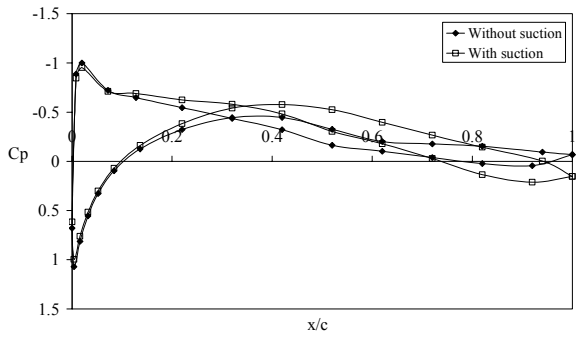


شکل ۱۴: توزیع سرعت در لایه مرزی دیوار تونل باد.

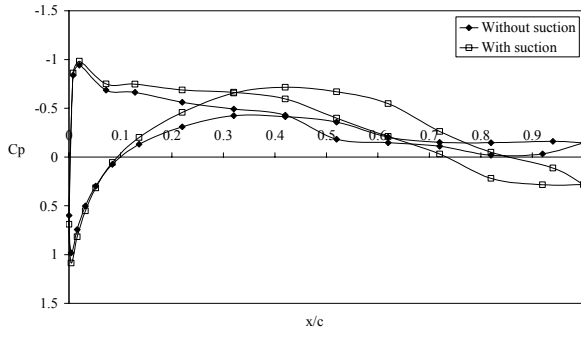
چنانچه در این شکل مشاهده می شود در هر سه سرعت تونل، ضخامت لایه مرزی روی دیوار بر اثر مکش افت قابل ملاحظه ای دارد. البته قسمت قابل توجهی از جو لایه مرزی باقی مانده است. این موضوع به دلیل محدودیت توان مکش پمپ می باشد. با اعمال حداکثر مکش معادل ۱۲۰۰ متر مکعب در ساعت، برای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه تونل، ضخامت لایه مرزی از ۲۲ میلیمتر به ۱۵ و در سرعت ۶۰ متر بر ثانیه تونل ضخامت لایه مرزی از ۳۰ میلیمتر به ۲۰ و در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه تونل ضخامت لایه مرزی از ۳۰ میلیمتر به ۲۱ میلیمتر کاهش یافته است. سرعت در لایه مرزی برابر با ۹۹ درصد سرعت جریان آزاد فرض شده است و ضخامت لایه مرزی با این لایه از سطح دیوار سنجیده می شود. در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، به علت افزایش نسبت دبی مکش به دبی جریان تونل، سرعت جریان تونل تحت تاثیر مکش اندکی کاهش یافته است. همچنین در سرعت های ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه، به علت رشد کامل^۵ لایه مرزی، ضخامت لایه مرزی برای هر دو سرعت تقریباً ثابت مانده است.

آزمایش های مربوط به نیم مدل نیز در سه سرعت ۳۰، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه جریان تونل و در محدوده زاویه حمله ۵- تا ۲۵ درجه با و بدون مکش انجام شده است. توزیع فشار استاتیکی روی بال و توزیع فشار کل در دنباله

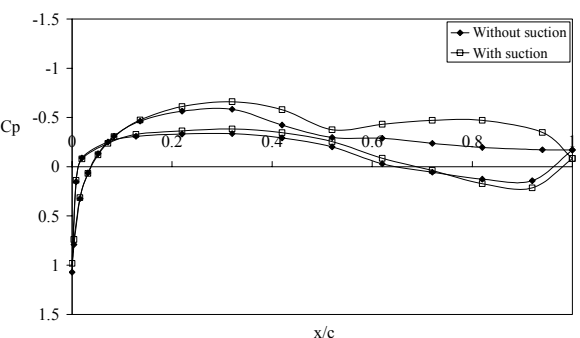
آن اندازه گیری و محاسبه شده است. در شکل (۱۵الف-ح) ضریب فشار در ۴ سانتی متری ریشه بال برای زوایای حمله مختلف و سرعت های ۳۰ و ۶۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل معادل با اعداد رینولدز $10^6 * 0.5$ و $10^6 * 1.0$ ، با و بدون مکش لایه مرزی دیوار تونل، نشان داده شده است. چنانچه در این شکل ها مشاهده می شود برای تمامی زوایای حمله، در قسمت وسیعی از نزدیکی ریشه بال جدایش جریان اتفاق افتاده است. نتایج به دست آمده نشان می دهد در هر سه سرعت آزمایش شده و بدون مکش لایه مرزی دیوار تونل، جریان روی بال نزدیک ریشه در زاویه حمله ۵- درجه در فاصله حدود $X/C=0.65$ ، جدا شده است. با افزایش زاویه حمله ناحیه جدایش جریان به سمت لبه حمله پیشروی می کند. به طوریکه فاصله محل جدایش تا لبه حمله به $X/C=0.55$ در زاویه حمله صفر درجه، $X/C=0.5$ در زاویه حمله ۴ درجه، $X/C=0.35$ در زاویه حمله ۱۰ درجه، $X/C=0.25$ در زاویه حمله ۱۴ درجه، و $X/C=0.15$ در زاویه حمله ۲۰ درجه رسیده است. وجود ناحیه وسیع جریان جدا شده در تمامی زوایای حمله نشان می دهد که جدایش جریان در نزدیکی ریشه بال علاوه بر تغییرات گرادیان فشار در راستای وتر بال، تحت تاثیر عوامل دیگری می باشد. چون در حالت ایده آل و تنها با در نظر گرفتن اثرات لزجت، جدایش جریان از یک زاویه حمله مشخص به بعد و نه در تمامی زوایای حمله اتفاق می افتد. مطالعات نشان می دهد، مهمترین عامل در بروز زود هنگام جدایش جریان در نزدیکی ریشه بال، جدایش جریان روی دیوار تونل در محل اتصال بال می باشد [۱]. این جدایش به دلیل اعمال گرادیان فشار مثبت از سوی لبه حمله بال در لایه مرزی دیوار تونل و ایجاد جریان معکوس در لایه مرزی دیوار تونل می باشد. بنابراین ضریب برآ در نزدیکی ریشه بال نسبت به وسط بال و نتایج آزمایشات دو بعدی افت چشمگیری خواهد داشت. با اعمال حداکثر دبی مکش معادل ۱۲۰۰ متر مکعب در ساعت روی دیوار تونل باد در زاویه ۵- درجه بال و عدد رینولدز $10^6 * 0.5$ ، مطابق شکل (۱۵الف) توزیع فشار روی بال هموار شده و جدایش جریان به طور کامل از بین رفته است. با افزایش عدد رینولدز به صورت افزایش سرعت جریان آزاد تونل باد در شکل (۱۵ب-د)، دبی جریان در لایه مرزی دیوار تونل افزایش می یابد. از این رو اعمال مکش با همان دبی حداکثر افت فشار کمتری در نزدیکی



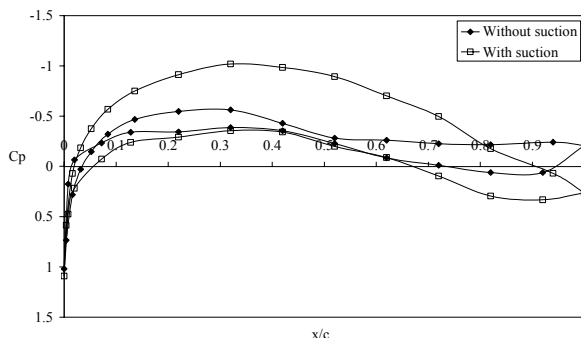
$\alpha = -5^\circ$, $Re = 10^6$ (ب)



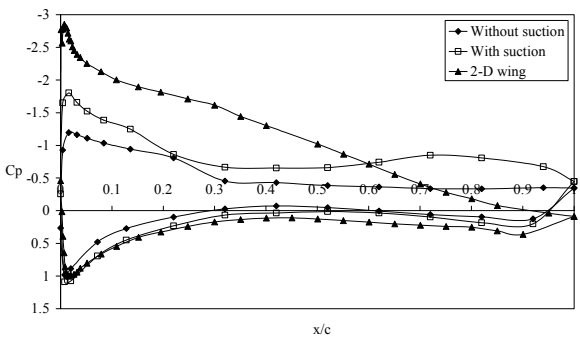
$\alpha = -5^\circ$, $Re = 5 \times 10^6$ (الف)



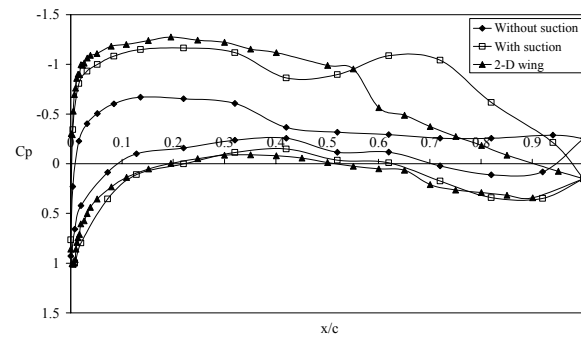
$\alpha = 5^\circ$, $Re = 10^6$ (د)



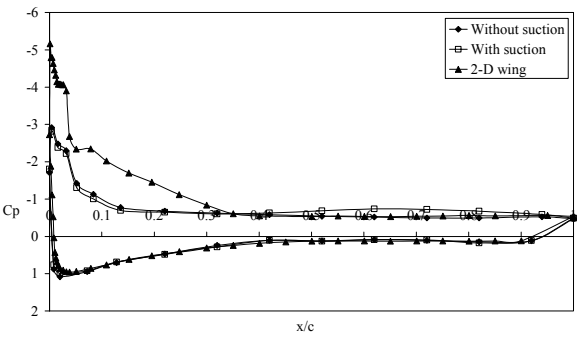
$\alpha = 5^\circ$, $Re = 5 \times 10^6$ (ج)



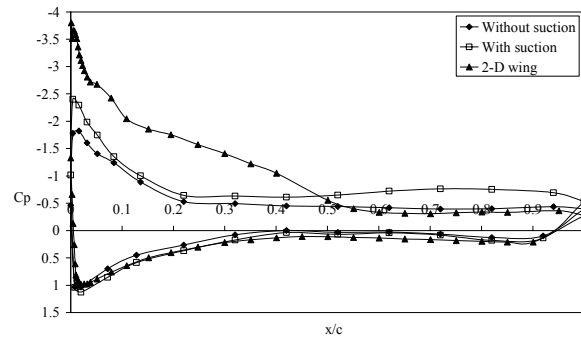
$\alpha = 10^\circ$, $Re = 5 \times 10^6$ (و)



$\alpha = 4^\circ$, $Re = 5 \times 10^6$ (ه)



$\alpha = 20^\circ$, $Re = 5 \times 10^6$ (ح)



$\alpha = 14^\circ$, $Re = 5 \times 10^6$ (ز)

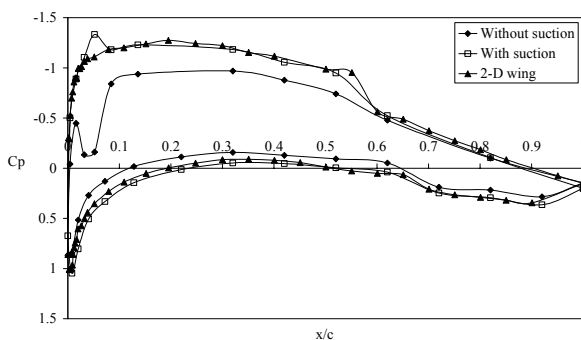
ادامه شکل ۱۵ : اثر عدد رینولدز و زاویه حمله در تغییرات ضریب فشار, $y=4cm$.

شکل ۱۵ : اثر عدد رینولدز و زاویه حمله در تغییرات ضریب فشار, $y=4cm$.

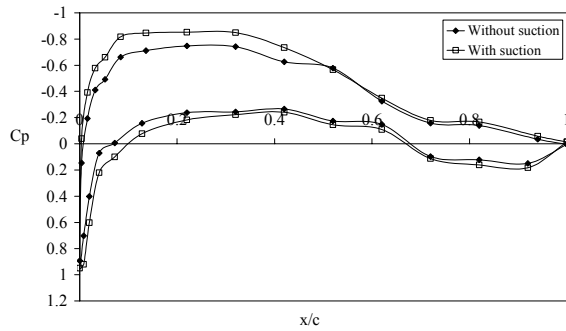
ریشه بال نسبت به آزمایش در عدد رینولدز $10^6 \times 0.5$ ایجاد کرده است. البته جدایش جریان تقریباً از بین رفته و توزیع فشار روی بال نیز هموارتر شده است. همچنین مشاهده می شود اثرات مکش روی دیوار تونل در توزیع فشار این ناحیه از بال در فاصله $X/C=0.1$ از لبه حمله تا لبه فرار ظاهر شده است. مقدار ضریب فشار در هر دو حالت با و بدون مکش نشان می دهد لبه حمله در این حالت خارج از اثرات لایه مرزی تداخلی بال با دیوار تونل و اثرات مکش می باشد. شکل (۱۵-ج) توزیع فشار در این ناحیه از بال را در زاویه حمله صفر درجه و عدد رینولدز $10^6 \times 0.5$ نشان داده است. مشاهده می شود مکش توزیع فشار روی بال را هموار نموده و جدایش جریان ناشی از رشد لایه مرزی تداخلی بال با دیوار تونل را از بین برده است. همچنین اثرات مکش در تغییر توزیع فشار، در تمام طول وتر مشاهده می شود. در این حالت افزایش عدد رینولدز باعث کاهش افت فشار ناشی از مکش در این فاصله از ریشه بال مطابق شکل (۱۵-د) شده است. از طرف دیگر افزایش سرعت جریان تونل باعث انتقال جریان عرضی ناشی از مکش و اثرات آن به سمت لبه فرار بال شده است. به طوریکه بیشترین تاثیر مکش در تغییر توزیع فشار، در فاصله $X/C=0.5$ تا لبه فرار بال مشاهده می شود. از این رو با افت فشار ناچیز و عدم تغییر گردان فشار روی لبه حمله، تغییری در محل نقطه جدایش جریان ایجاد نشده است. در شکل (۱۵-ه) توزیع فشار در فاصله ۴ سانتی متری ریشه بال برای زاویه حمله ۴ درجه و عدد رینولدز $10^6 \times 0.5$ به همراه نتایج آزمایش بال دو بعدی [۸] نشان داده شده است. در این شکل نیز افت فشار ناشی از مکش در تمام طول وتر مشاهده می شود. البته در محدوده $X/C=0.5$ تا $X/C=0.8$ از لبه حمله اندازه افت فشار افزایش یافته و در نتیجه یک فرو رفتگی در شکل توزیع فشار، قبل از این ناحیه به وجود آمده است. همچنین در شکل های (۱۵-و) تا (۱۵-ح) شاهد کاهش اندازه افت فشار ناشی از مکش و انتقال هرچه بیشتر اثرات مکش به سمت لبه فرار با افزایش زاویه حمله و عدد رینولدز می باشیم.

در شکل های (۱۶-الف و) تغییرات ضریب فشار وسط بال در زوایای حمله مختلف برای اعداد رینولدز $10^6 \times 0.5$ و $10^6 \times 1.0$ با و بدون مکش روی دیوار تونل نشان داده است. چنانچه در شکل (۱۶-الف) برای زاویه حمله ۴

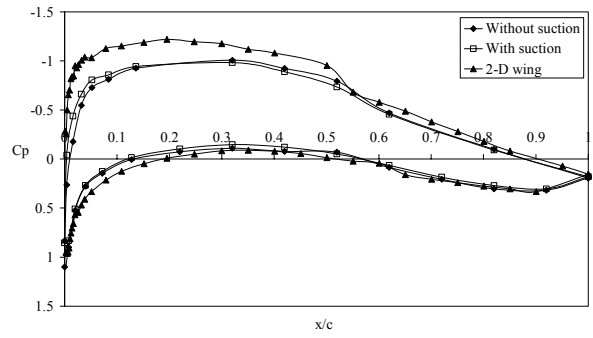
درجه و سرعت ۳۰ متر بر ثانیه جریان تونل معادل رینولدز $10^6 \times 0.5$ مشاهده می شود، در حالت بدون مکش یک حباب جدایش کوچک روی لبه حمله تشکیل شده است. این حباب با افزایش ضخامت موضعی مقطع بال و شعاع انحناء لبه حمله باعث افزایش سرعت و افت فشار موضعی سیال روی لبه حمله شده است. با کاهش ضخامت موضعی پس از حباب جدایش و واگرایی خطوط جریان در این ناحیه فشار افزایش یافته است. از این رو یک فرورفتگی در نزدیکی لبه حمله پس از حباب جدایش مشاهده می شود. با اعمال مکش روی دیوار تونل فشار در محدوده لبه حمله تا فاصله $X/C=0.6$ کاهش یافته است که ناحیه تاثیر مکش و افزایش جریان عرضی وسط بال را نشان می دهد (شکل های (۱۶-الف) و (۱۶-ج)). در این حالت توزیع فشار به دست آمده بر نتایج بال دو بعدی منطبق شده است. البته حباب جدایش روی لبه حمله وسط بال سه بعدی باقی مانده است، در حالیکه این حباب در نتایج بال دو بعدی مشاهده نمی شود. با افزایش زاویه حمله تا ۱۰ درجه در شکل (۱۶-ج)، اثرات حباب جدایش کاهش یافته و اعمال مکش باعث انطباق بیشتر توزیع فشار وسط بال سه بعدی بر نتایج آزمایش بال دو بعدی شده است. با این حال وجود و تاثیر حباب جدایش روی لبه حمله در شکل توزیع فشار بال سه بعدی مشاهده می شود. افزایش بیشتر زاویه حمله در شکل های (۱۶-د) و (۱۶-و) برای زوایای حمله ۱۴ و ۲۰ درجه، نزدیکی بیشتر شکل توزیع فشار وسط بال سه بعدی به توزیع فشار بال دو بعدی را نشان می دهد. همچنین اثرات مکش در توزیع فشار این ناحیه از بال به شدت کاهش یافته است. رفتار فشار و اثرات مکش در زوایای حمله دیگر در مراجع [۹-۱۱] آورده شده است.



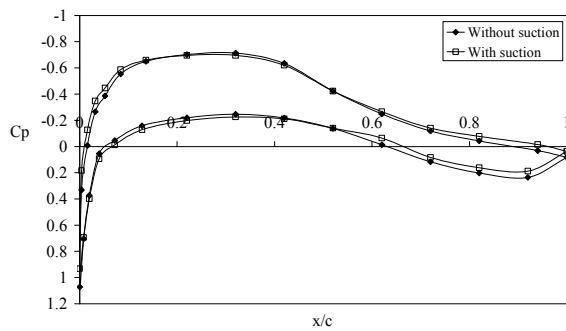
الف) $\alpha = 4^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$



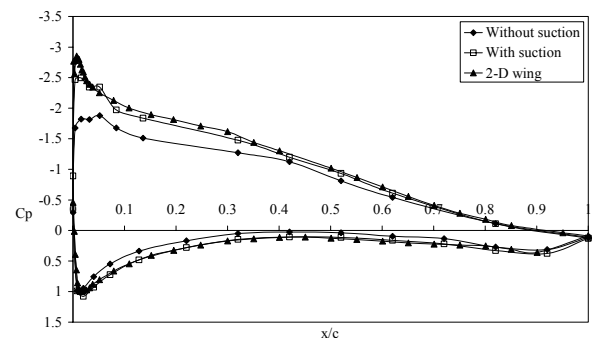
الف) $\alpha=4^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$



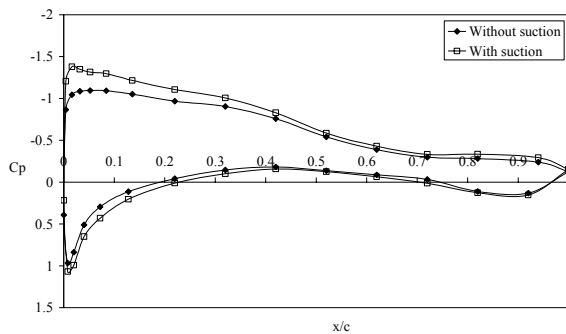
ب) $\alpha=4^\circ$, $Re = 1 \times 10^6$



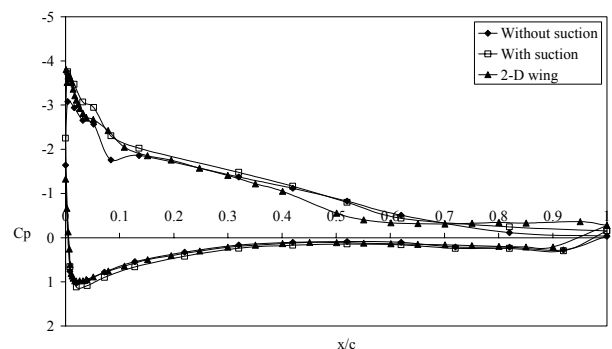
ب) $\alpha=4^\circ$, $Re = 1 \times 10^6$



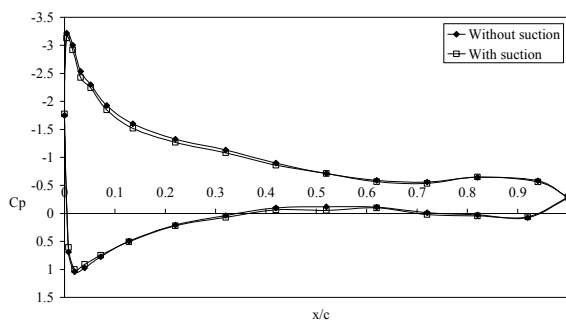
ج) $\alpha=10^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$



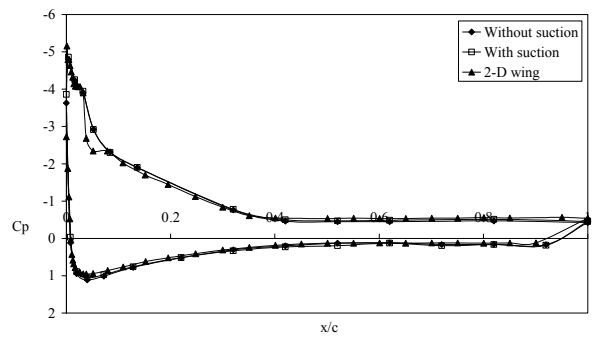
ج) $\alpha=10^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$



د) $\alpha=14^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$



د) $\alpha=20^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$



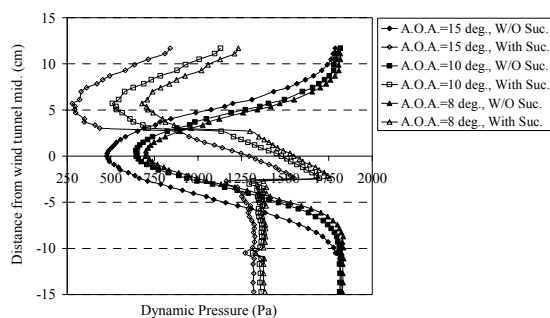
و) $\alpha=20^\circ$, $Re = 0.5 \times 10^6$

شکل ۱۷: اثرات عدد رینولدز و زاویه حمله در تغییرات ضریب فشار نوک بال، $y=57\text{cm}$.

شکل ۱۶: اثر عدد رینولدز و زاویه حمله در تغییرات ضریب فشار وسط بال، $y=30\text{cm}$.

در شکل های (الف-د) توزیع فشار استاتیکی اندازه گیری شده نوک بال $y=57\text{cm}$ در زوایای حمله مختلف

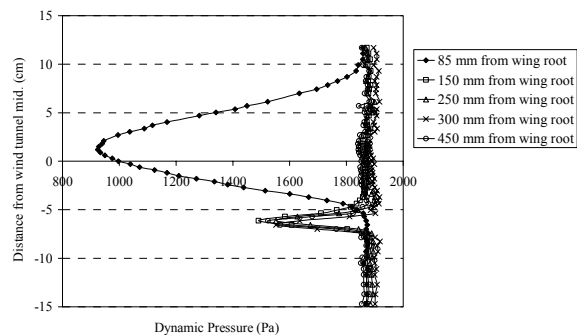
سرعت و اثرات جدایش روی دیوار تونل باعث گردیده تا دنباله در فاصله ۸۵ میلیمتری از دیوار رشد قابل توجهی داشته باشد. از فاصله ۱۵۰ تا ۴۵۰ میلیمتری اثرات دیوار تونل بسیار کاهش یافته و دنباله ها دارای شکل و موقعیت یکسانی می باشند. همچنین با دور شدن از دیوار، دنباله ها تحت تاثیر فرو وزش جریان ناشی از شکل سه بعدی بال، به اندازه ۶ سانتی متر از خط وسط تونل به سمت پایین جابجا شده اند. در شکل (۱۸-ب) زاویه هندسی بال به ۱۰ درجه افزایش یافته است. با افزایش زاویه حمله و افزایش گرادیان فشار روی بال، لایه مرزی تداخلی بال با دیوار تونل هر چه بیشتر رشد یافته و گرادیان فشار اعمالی از سوی دیوار و شدت جریان عرضی ایجاد شده روی بال افزایش می یابد. در نتیجه جدایش زود هنگام جریان و رشد دنباله ها تحت تاثیر جریان عرضی و لایه مرزی تداخلی، در ناحیه وسیع تری از نزدیکی ریشه بال روی می دهد. در این شکل، دنباله در فاصله ۱۵۰ میلیمتری از ریشه بال تحت تاثیر دیوار تونل رشد قابل توجهی یافته است. به عبارت دیگر افزایش زاویه حمله از ۴ درجه در شکل (۱۸-الف) به ۱۰ درجه در شکل (۱۸-ب) باعث افزایش دامنه اثرات دیوار تونل در رشد دنباله ها شده است. در شکل (۱۹) تاثیر مکش بر توزیع فشار دینامیکی دنباله در فاصله ۸۵ میلیمتری از ریشه بال برای زوایای حمله ۸، ۱۰ و ۱۵ درجه بال نشان داده شده است.



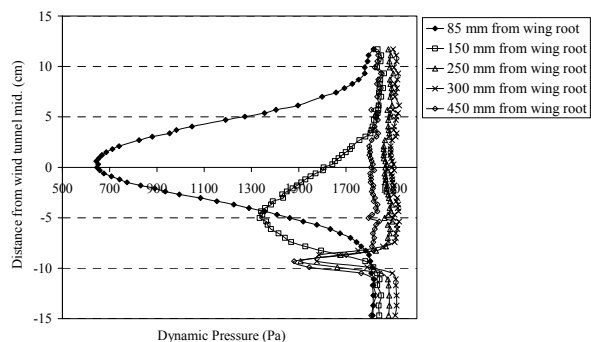
شکل ۱۹: تاثیر مکش لایه مرزی دیوار تونل بر شکل دنباله در فاصله ۸۵ میلیمتری از دیوار تونل، $Re = 1 \times 10^6$.

اعمال مکش باعث از بین رفتن نیمه پایینی دنباله ها و جابجایی آنها به سمت بالای خط میانی تونل شده است. همچنین فشار دینامیکی به دست آمده خارج از دنباله نشان می دهد که اعمال توزیع مکش نامناسب باعث افت سرعت جریان آزاد در نزدیکی دیوار تونل شده است. در شکل (۲۰) ضریب پسای کل محاسبه شده از توزیع فشار

برای اعداد رینولدز $10^6 \times 0.5$ و $10^6 \times 1.0$ با و بدون اعمال مکش روی دیوار تونل نشان داده شده است. برای عدد رینولدز $10^6 \times 0.5$ ، با اعمال مکش افت فشار کمی در محدوده لایه حمله تا فاصله $x/c = 0.5$ طول وتر از لبه حمله، روی بال مشاهده می شود، شکل (۱۷-الف). مکش اعمالی روی دیوار تونل با اعمال گرادیان فشار در سراسر دهانه بال باعث شتاب و افزایش سرعت جریان های چرخشی و عرضی نوک بال می شود. بنابراین شاهد افت فشار در این ناحیه می باشیم. با افزایش زاویه حمله به ۲۰ درجه در شکل (۱۷-د) اثر مکش در شکل توزیع فشار این ناحیه به طور کامل از بین رفته است. در رینولدز بالاتر تاثیر مکش در شکل توزیع فشار این ناحیه از بال ناچیز بوده و با افزایش زاویه حمله به طور کامل از بین رفته است [۹-۱۱].



الف) $\alpha = 4^\circ$



ب) $\alpha = 10^\circ$

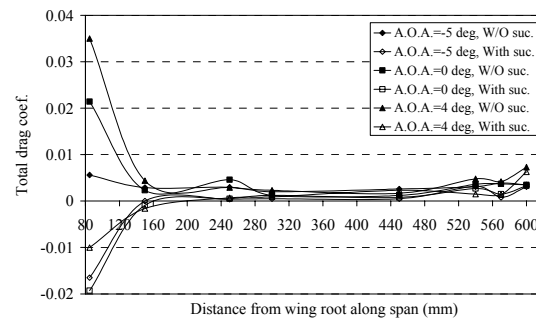
شکل ۱۸: اثر دیوار تونل بر شکل دنباله، $Re = 1 \times 10^6$.

در شکل (۱۸الف و ب) دنباله بال به صورت توزیع فشار دینامیکی در فواصل ۸۵، ۱۵۰، ۲۵۰، ۳۰۰ و ۴۵۰ میلیمتر از ریشه بال بدون مکش برای زوایای حمله ۴ و ۱۰ درجه و سرعت ۶۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل باد نشان داده شده است. چنانچه در شکل (۱۸-الف) مشاهده می شود رشد لایه مرزی تداخلی در نزدیکی دیوار، کاهش

ضریب پسا برای زوایای حمله صفر و ۴ درجه افت بیشتری نسبت به زاویه حمله ۵- درجه داشته است.

دینامیکی در راستای دهانه بال، برای زوایای حمله ۵-، صفر و ۴ درجه با و بدون مکش نشان داده شده است.

نتایج آزمایش ها، تاثیر دیوار تونل و اعمال مکش روی آن در میدان جریان حول نیم مدل و ضرایب آیرودینامیکی به دست آمده برای آن را نشان می دهد. نتایج حاصل از اعمال مکش روی دیوار تونل تاثیر مطلوب مکش در کاهش اثرات دیوار تونل و به تاخیر افتادن جدایش جریان در نزدیکی ریشه بال را نشان می دهند. همچنین اعمال مکش باعث نزدیکتر شدن شکل توزیع فشار وسط بال به نتایج به دست آمده از بال دو بعدی در شرایط مشابه گردید. در مجموع برای کل بال اعمال مکش مناسب باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا و بهبود رفتار آیرودینامیکی بال شده است.



شکل ۲۰: اثر مکش بر ضریب پسای کل به دست آمده از دنباله در مقاطع مختلف از دهانه بال ، $Re = 1 \times 10^6$

نگارندگان از زحمات و حمایت های مالی بخش انرژی های نو، وزارت نیرو (سانا) و همکاری پرسنل تونل باد جهاد کشاورزی شیراز صمیمانه تشکر و قدردانی می کنند.

چنانچه در این شکل مشاهده می شود در نزدیکی ریشه بال به دلیل اثرات دیوار تونل و رشد قابل توجه دنباله ها، ضریب پسا به شدت افزایش یافته است. همچنین با افزایش زاویه حمله اثرات دیوار در رشد دنباله ها بیشتر شده و ضریب پسا در نزدیکی دیوار رشد بیشتری می یابد. از فاصله ۱۵۰ میلیمتری ریشه تا ۶۰ میلیمتری نوک بال ضریب پسای بدست آمده به دلیل کاهش اثرات سه بعدی دیوار تونل و نوک بال در اندازه دنباله ها، ثابت می ماند. با اعمال مکش روی دیوار تونل باد، به دلیل تمرکز بیشتر مکش در نزدیکی لبه فرار بال دنباله ها مکیده شده و ضریب پسا در نزدیکی ریشه بال افت چشمگیری می یابد. تاثیر مکش در افت ضریب پسا تا فاصله ۱۵۰ میلیمتری از ریشه بال در شکل (۲۰) مشخص است. همچنین با اعمال، مکش به دلیل تاثیر توزیع مکش از توزیع فشار روی بال،

C_p : ضریب فشار

C : طول وتر بال

X : فاصله هر نقطه از بال از لبه حمله در راستای وتر

Y : فاصله عمودی هر نقطه از ریشه بال در راستای دهانه

Z : فاصله از وسط تونل باد در راستای ارتفاع مقطع کاری

- 1 - White, F. M. (1991). *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, Inc.
- 2 - Bippes, H. and Turk, M. *Half Model Testing Applied to Wings above and below Stall*, Bunsenstrabe 10, D-3400 Gottingen.
- 3 - Gatlin, G. M. and McGhee, R. J. (1996). "Study of semi-span model testing techniques." *AIAA Paper 96-2386*.
- 4 - L. Djenidi, P-E. Gall, A. Vincent and R. A. Antonia, *Effect of Wall Suction on the Structure of a Turbulent Boundary Layer*, Mechanical Engineering Department, University of Newcastle.
- 5 - Soltani, M. R., Dehghan, M. and Mirabdollahe, M. J. *Flow Quality Study in a Subsonic Wind Tunnel*. ISME 2004 Conference, Tehran, Iran.
- 6 - John, D. and Anderson, Jr. (1991). *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill, Inc.

-
- 7 - Jewel, B. Barlow, William H. Rae, Jr. Alan Pope, (1999). *Low Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, Inc.
 - 8 - Soltani, M. R., Askary seydsokri, F. and Bakhshalipour, A. *Roughness and Turbulence Effects on the Aerodynamic Efficiency of a Wind Turbine Blade Section*, AIAC-2005-057.
 - 9 - Soltani, M. R., Mamaghani. A. and Bakhshalipour, A. (2006). *Half Model Testing and Sidewall Effects*, ICAS-2006.
 - 10 - Soltani, M. R., Mamaghani, A. and Bakhshalipour, A. "Static Surface Pressure Measurement on a Section of a Wind turbine Blade." *Journal of Science and Technology*, Sharif University of Technology.

- 1 - Span
 - 2 - Fully Developed
 - 3 - Interference B. L.
 - 4 - Transition
 - 5 - Separation
 - 6 - Reverse Flow
-