نشریه مباحث برگزیده در انرژی

بررسی عددی اثر نصب انژکتور بر روی عملکرد تونل های باد مافوق صوت دمشی

مهدی جهانگیری[1*]، مجتبی دهقان منشادی[2]، مهرداد بزاز زاده[3]

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر
۲- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر
۳- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر
*استان کهگیلویه و بویراحمد، شهرستان گچساران، (کد پستی: ۷۵۸۱۷-۹۷۴۷۴)، mehdi.jahangiri@gmail.com

چکیده

تعبیه انژکتور درون تونل باد باعث می گردد که تونل با نسبت فشار کمتری قابلیت راه اندازی داشته باشد. از آنجا که زمان آزمایش و داده برداری در تونل های باد مافوق صوت دمشی محدود می باشد لذا استفاده از انژکتور به نحوی که باعث شود تونل باد با نسبت فشار کمتری استارت شود، کمک شایانی به صرفه جویی در هوای فشرده مخزن و افزایش زمان آزمایش می نماید. در این کار سعی شده است که اثر نصب انژکتور در تونل باد مافوق صوت دمشی با ماخ هدف ۳ از طریق بررسی لایه مرزی و فیزیک جریان درون تونل باد مورد مطالعه قرار گیرد. نتایج نشان می دهد جریان تزریقی باعث افزایش انرژی لایه مرزی کم انرژی شده، به نحوی که انرژی لایه مرزی پس از محل نصب انژکتور بیشتر از قبل از آن است و از این طریق باعث کاهش نسبت فشار مورد نیاز برای استارت تونل باد می گردد. فیزیک جریان ایجاد شده مورد مطالعه قرار گرفت و پدیده های فیزیکی اعم از جدایش لایه مرزی، شاک کمانی، شاک بشکه ای و دیسک ماخ در اطراف محل تزریق گزارش گردید.

کلید واژگان: تونل باد مافوق صوت، امواج شاک، انژکتور، لایه مرزی

Numerical investigation of the effect of injector installation on the performance of blowdown supersonic wind tunnels

Mehdi Jahangiri[1*], Mojtaba Dehghan Manshadi[1], Mehrdad Bazzaz zadeh[1]

1- Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek ashtar university of technology (MUT), Shahin shahr, Iran
*Email: mehdi.jahangiri@gmail.com

Abstract

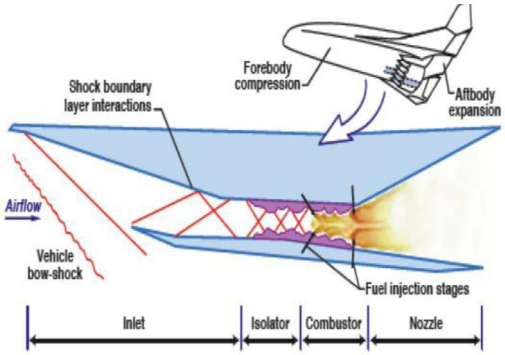
Embedding the injector in the in the wind tunnel provides the opportunity to launch the wind tunnel at lower compression ratios. Since the duration of the experimental data collection is limited in blowdown supersonic wind tunnel, proper design and exploitation of the injector in a way to allow tunnel launching at decreased compression ratios, provides significant influence on the saving the compressed air of the storage tank and increasing the the experiment duration. It has been attempted in this work to study the effect of installation of the injector in a blowdown type supersonic wind tunnel with a mach number of 3 through assessing the boundary layer and the flow physics inside the wind tunnel. The result show that the injected flow increases the energy level of the low energy boundary layer, so as the energy of the boundary layer in a placed ahead of the injector location is higher than a place before the injector location. This fact results in a decreased required compression ratio for tunnel launching. The physics of the formed flow was studied and physical phenomena such as boundary layer separations, bow shock, barrel shock and mach disk were reported around the injection site.

Keywords: supersonic wind tunnel, shock waves, injector, boundary layer

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

۱- مقدمه

بر همکنش جت، به پدیده دینامیکی سیال بوسیله خروج یک جت و تلاقی آن با یک جریان ثانویه نامیده می شود. این میدان جریان را می توان در کاربردهای صنعتی زیادی مشاهده نمود که باعث حضور جدایش جریان، حرکت گردابه ای و توربولانس می شود. اگر جریان دارای امواج شاک مافوق صوت باشد، دینامیک سیالاتی آن بسیار دشوار است. برای مثال محدوده ای از رژیم سرعت پایین یک ستون دودکش در یک جریان متقابل تا رژیم سرعت های بسیار بالا احتراق موتورهای اسکرمجت و سیستم کنترل موشک، از موارد جریان جرمی کم از مرز سیستم لایه مرزی و گاز خنک کننده تیغه های توربین تا جریان جرمی بسیار زیاد برای فرود وسایل پرنده عمود پرواز را شامل می گردند. شکل ۱ یک موتور اسکرمجت، همراه با جریان تزریقی درون آن به منظور افزایش نیروی پیشرانش را نشان می دهد.



شکل ۱. شکل یک موتور اسکرمجت همراه با جریان تزریقی

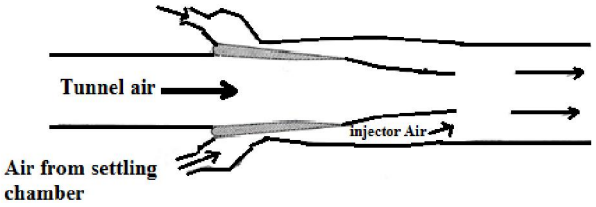
مشکل اساسی سیال تزریق شده به یک جریان متقابل، چندین متغیر وابسته می باشد که برای آن کاربرد در نظر گرفته شده است. زاویه پاشش انژکتور، شرایط جریان جت (زیر صوتی، صوتی و فرا صوتی)، شرایط جریان آزاد (زیر صوتی، صوتی و فرا صوتی)، وضعیت تک فازی یا چند فازی جریان و ترکیب شیمیایی سیال تزریق شده و واکنش های شیمیایی مخلوط ایجاد شده، از این جمله می باشند. معمولاً به عنوان گزینه ای بهتر از سایر زوایای پاشش، زاویه ۹۰ درجه انتخاب می شود زیرا مقدار نیروی جلو برنده را در وسایل پرنده، ماکزیمم می کند[۱]. تونل باد مافوق صوت شامل اجزای (نازل، مقطع آزمون و دیفیوزر) است. تونل باد مافوق صوت و اجزای آن را از جهات مختلف می توان در مراجع [۲-۴] یافت. جریانهای داخلی سرعت بالا پیچیده هستند و اغلب با امواج شاک و اثرات متقابل لایه مرزی همراه هستند. جریانهای داخلی توسط محققان بسیاری درگذشته مورد بررسی قرار گرفته اند. مروری بر داده های موجود برای امواج شاک و اثرات متقابل لایه مرزی در ورودی های مافوق صوت توسط حامد و شانگ ارائه گردید[۵]. پولسکی و کامبیر[۶] با استفاده ازمعادلات اویلر به مطالعه جریان گذرا درون تونل شاک پرداختند. چن و چاکراوارسی [۷] از معادلات (RANS) جهت مطالعه جدایش جریان درون نازل های همگرا - واگرا استفاده نمودند. آرگو و امانوئل [۸] میدان جریان گذر صوتی در نازل دو بعدی با طول می نیمم را بررسی نمودند. کاسون و همکاران [۹] روش (HRSPM) را همراه با معادلات اویلر برای مطالعه سرج در ورودی موتورهای وسائل هوایی بکار گرفتند. ردی و ویر [۱۰] جریان سه بعدی با ماخ ۵ ورودی را شبیه سازی و با نتایج آزمایشگاهی مقایسه نمودند. کارهای زیادی توسط چندین محقق برای ورودی هوا در کاربردهای اسکرمجت بوسیله معادله اویلر [۱۱] و معادلات ناویر-استوکس [۱۲-۱۴] انجام شده است. به هر حال به نظر می رسد که نسبتاً تلاشهای کمی در خصوص شفاف سازی و تحلیل جزییات پیچیده امواج شاک و اثر متقابل لایه مرزی در جریانهای داخلی انجام شده است. در اینجا به مرور بر روی کارهای انجام شده در زمینه استفاده از انژکتور می پردازیم. آسو و همکاران در مقاله ای به مطالعه اختلاط جریان انژکتور با نازل دایروی شکل و تحت زوایای مختلف درون یک موتور اسکرمجت پرداختند[۱۵]. جریان اصلی دارای عدد ماخ ۳/۸، فشار کلی ۱۰۱ MPa و دمای ۲۸۷ درجه کلوین بود. آنها از گاز تزریقی هلیوم استفاده نمودند که با سرعت صوت از طریق نازل دایره ای شکل به درون جریان اصلی تزریق می گردید. جریان هلیوم دارای فشار ۰/۴ MPa و دمای کلی ۲۸۷ درجه کلوین بود. زاویه پاشش برای انژکتور نیز ۳۰، ۹۰ و ۱۵۰ مورد آزمایش قرار گرفت که زوایای بزرگ پاشش انژکتور، میزان افت فشار کلی را افزایش داد. هیگینز و اشمیت طی مقاله ای به شبیه سازی جریان صوتی تزریق شده به درون یک جریان مافوق صوت پرداختند[۱۶]. سرعت جریان اصلی در این تحقیق ۱/۶ ماخ و دمای کلی آن ۲۹۵ کلوین و فشار کلی آن ۲۴۱ KPa بود. دمای کلی جت ۳۰۰ کلوین و فشار کلی آن ۴۷۶ KPa بود. میتال و یاداو در مقاله ای با استفاده از روش اجزای محدود به تحلیل جریان در تونل‌های مافوق صوت پرداختند[۱۷]. آنها بر روی تونل هایی با ابعاد مختلف، آنالیز اجزای محدود را برای بررسی جریان بکار بردند و نتایج خود را با نتایج محققان دیگر، صحت سنجی نمودند. در حقیقت توانایی روش اجزای محدود را در حل جریانات مافوق صوت نشان دادند. ویتی و همکاران در سال ۲۰۰۹ طی مقاله ای به بررسی و تحلیل تجربی و عددی تقاطع یک جت با یک جریان مافوق صوت پرداختند. در این تحقیق آنها به بررسی،

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

فیزیک حاکم بر مساله تلاقی یک جت عمودی با جریان اصلی مافوق صوت اهتمام ورزیدند[۱]. جوزف اشپیگل و همکاران در یک گزارش تحقیقاتی، سعی در استفاده از پدیده تزریق جت سیال توسط انژکتور در جریان اصلی تونل باد نمودند. آنها تلاش کردند که یک روند تحلیلی در این راستا ارائه دهند. هدف تحقیق آنها کاهش نیروهای وارد بر مدل و کاهش زمان راه اندازی تونل بود[۱۸]. می توان گزارش تحقیقاتی آنها را جزء اولین تلاش ها در خصوص استفاده از انژکتور در تونل‌های باد مافوق صوت قلمداد نمود. هر چند که مطالعه آنها جنبه محاسبات عددی نداشت و به اصول طراحی و گامهای مرتبط به فرمولبندی اولیه استفاده از انژکتور در تونل های مافوق صوت، محدود و منتهی می شد. فالکائو فیلهو و مارکس اورتگا در سال ۲۰۰۸ به بررسی عددی فرایند تزریق در تونلهای باد ترانسونیک (گذر صوتی) پرداختند. آنها با استفاده از یک کد کامپیوتری که بر اساس الگوریتم قطری تفاضل محدود بنا نهاده شده بود و اثرات توربولانس (اغتشاش) در آن توسط روش اسپالارت-آلماراس که یک روش تک معادله ای است، مدلسازی شده بود سعی در شبیه سازی فرایند استفاده از انژکتور در تونل‌های باد ترانسونیک (گذر صوتی) نمودند[۱۹]. آنها در این مقاله از زاویه بسیار کوچک برای تزریق، استفاده نمودند که در حقیقت منجر به افزایش انرژی، لایه مرزی کم انرژی می شود.

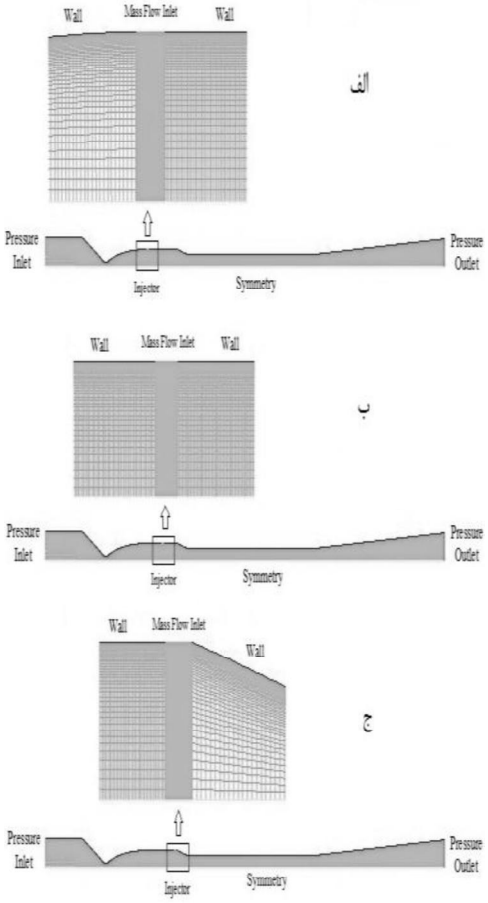
۲- بحث و بررسی

در این بخش به تحلیل جریان درون تونل همراه با جریان تزریقی توسط انژکتور و تاثیر آن بر عملکرد تونل می پردازیم. انتظار می رود انژکتور باعث افزایش انرژی لایه مرزی کم انرژی شده و از این طریق به نسبت فشار کمتری جهت راه اندازی و مهیا نمودن تونل برای آزمایش در یک عدد ماخ خاص نیاز باشد. با این حال نسبت جرم جریان تزریقی، محل نصب انژکتور، نسبت فشار تزریق کننده به فشار خروجی و زاویه پاشش آن از مجهولات اساسی قلمداد می گردد. در این ارتباط سعی و خطاهای بسیار زیادی صورت گرفت و همچنین از پیشنهادهایی که کتب مرجع در این راستا ارائه نموده اند، استفاده شد. برای مثال نسبت فشار انژکتور به فشار خروجی برابر با نسبت فشار ورودی تونل به فشار خروجی در نظر گرفته شده به عبارتی از یک مسیر کنار گذر استفاده شد که از طریق یک مخزن ذخیره هوای مورد نیاز انژکتور و تونل باد تامین گردد. هوا با فشار سکون از اطراف قسمت آزمایش می‌گذرد و از طریق دهنه پایین دست قسمت آزمایش وارد دیفیوزر می‌شود[۲]. شکل ۲ این مطلب را به صورت شماتیک نشان می دهد.



شکل ۲. دیفیوزر با سیستم تزریق‌کننده [۲]

برای پیدا نمودن محل نصب انژکتور نقاط مختلفی مورد آزمایش واقع گردید که از آن جمله می توان ابتدا، وسط و انتهای مقطع کاری را نام برد. مش بندی تونل به همراه نوع شرایط مرزی مورد استفاده در شکل ۳ نشان داده شده است.

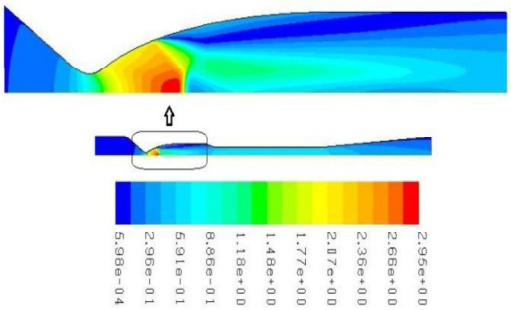


شکل ۳. مش بندی تونل همراه با انژکتورالف) تزریق در ابتدای مقطع آزمون، ب) تزریق در وسط مقطع آزمون و ج) تزریق در انتهای مقطع آزمون

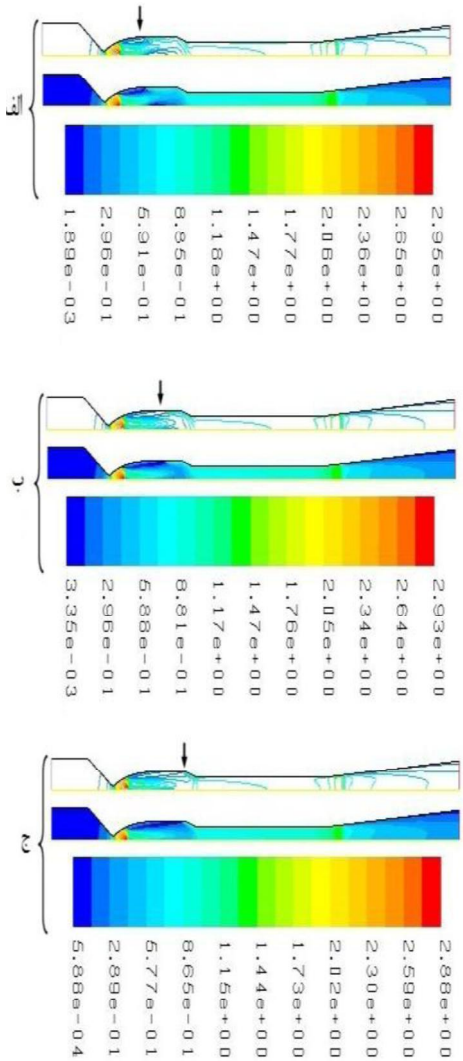
برای مرز ورودی تونل از شرط مرزی فشار ورودی و برای شرط مرزی خروجی تونل از شرط مرزی فشار خروجی استفاده شده است. شرط مرزی فشار ورودی زمانی که فشار ورودی معلوم

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

باشد اما سرعت یا میزان دبی جرمی مشخص نیست، به کار برده می شود. در جریانات قابل تراکم، روابط آیزنتراپیک برای گاز ایده آل جهت نسبت دادن فشار سکون، فشار استاتیک و سرعت در مرز فشار ورودی استفاده می گردد لذا وارد نمودن فشار استاتیک علاوه بر فشار سکون در این بخش ضروری است. البته اگر سرعت زیر صوت باشد دیگر فشار استاتیک اهمیت خود را از دست می دهد. در شرط مرزی فشار خروجی احتیاج به تعریف فشار استاتیک در مرز خروجی دارد. مقادیر فشار معلوم فقط وقتی که جریان زیر صوتی باشد به کار می رود. اگر جریان به صورت محلی فرا صوت شود، فشار از مقادیر درونی جریان برونیابی می گردد. شرط مرزی برای جداره بالایی نواحی محفظه آرامش، نازل، مقطع کاری و دیفیوزر بصورت دیوار می باشد. شرط مرزی دیوار برای محدود کردن نواحی سیال با جامد استفاده می گردد. در نرم افزار فلوئنت برای سیال های لزج، شرط عدم لغزش در دیواره ها به صورت پیش فرض فعال است. برای مرز تقارن تونل از شرط مرزی تقارن استفاده شده است. شرط مرزی متقارن هنگامی که هندسه فیزیکی و الگوی مورد نظر از تحلیل در مورد جریان سیال و دما دارای تقارن آینه ای باشد، به کار می رود. انتخاب شرط مرزی تقارن برای محور تونل و مدل نمودن نیمی از تونل باد کمک شایانی به کاهش زمان اجرای برنامه می نماید. شرط مرزی دبی جرمی ورودی در فلوئنت برای فراهم کردن شار جرمی معین، در ورودی بکار می رود. فشار کل ورودی به طور محلی برای رسیدن به سرعتی که شار جرمی تعیین شده را فراهم نماید، تنظیم می شود. در شرط مرزی ورودی جریان جرمی، احتیاج به تعریف فشار استاتیک و دمای سکون وجود دارد. به عنوان بحرانی ترین شرایط نسبت فشار اجرای تونل ۲/۷۷ به عنوان مبنا انتخاب شد. ذکر این نکته ضروری است که برای نسبت فشار ۲/۷۷ بدون استفاده از تزریق و پاشش جریان انژکتور، امکان رسیدن به ماخ ۳ به هیچ وجه ممکن وجود ندارد. در همین ارتباط شکل ۵ این مطلب را با به نمایش گذاشتن کانتور عدد ماخ با نسبت فشار ۲/۷۷ و بدون انژکتور به تصویر می کشد. همانطور که معلوم است شاک ایجاد شده در دهانه خروجی نازل تشکیل شده و تونل قادر به حرکت دادن آن به خارج از مقطع آزمون نیست. عملاً نسبتهای فشار پایین تر از نسبت فشار طراحی شده برای راه اندازی، قادر به حرکت دادن امواج شاک تشکیل شده نیستند و این موضوع نقش انژکتور در تونل باد را پر رنگ و کاربردی می سازد و تونل را به یک تونل انعطاف پذیر که با نسبتهای فشار گوناگون قادر به کار کردن است، مبدل می سازد.



شکل ۴. کانتور عدد ماخ بدون انژکتور و با نسبت فشار اجرای تونل



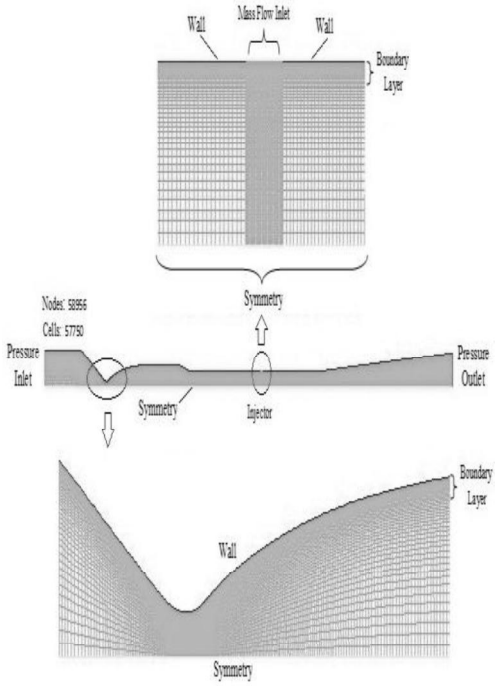
شکل ۵. کانتور عدد ماخ، الف) تزریق در ابتدای مقطع آزمون، ب) تزریق در وسط مقطع آزمون و ج) تزریق در انتهای مقطع آزمون

با فرض گاز ایده آل برای هوا و فشار خروجی ۸۴۳۰۰ پاسکال و نسبت فشار ۲/۷۷ برای شرایط ورودی تونل و استفاده از یک مسیر کنار گذر برای انژکتور، آنالیز جریان درون تونل تحلیل شد.

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

شرط مرزی جریان تزریقی بصورت دبی جرمی ورودی و زاویه تزریق جریان برای هر سه حالت ۱۱ درجه در نظر گرفته شد. در هیچ یک از حالات شکل ۴، جریان تزریقی نتوانست شاک ایجاد شده در نازل را حرکت داده و به ماخ هدف دست یابد. کانتور عدد ماخ برای سه حالت شکل ۴ در شکل ۵ نمایش داده شده است.

با ادامه سعی و خطاها، این نتیجه گرفته شد که انژکتور بایستی در پایین دست مقطع کاری قرار گیرد. لذا مکان نصب انژکتور در وسط بخش میانی دیفیوزر تعیین گردید. جهت بررسی این امر از مش بندی شکل ۶ استفاده شد.



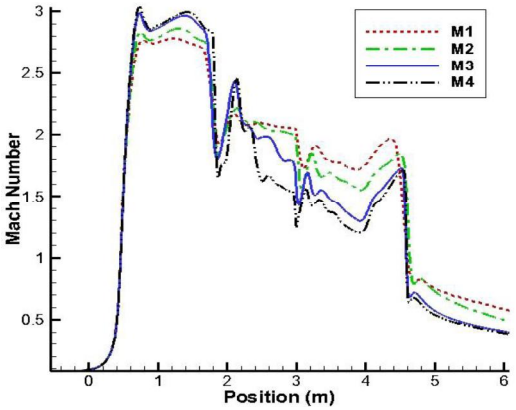
شکل ۶. مش بندی تونل باد با انژکتور

در این بخش، استقلال حل از شبکه بندی بررسی می گردد. برای این امر، عدد ماخ در مقطع آزمون و در خروجی دیفیوزر در چهار نوع شبکه بندی مختلف بررسی شده است. نامگذاری این چهار شبکه بندی به ترتیب بر اساس M_1، M_2، M_3 و M_4 می باشد و برای این چهار نوع شبکه بندی مختلف، تعداد سلول متفاوتی در نظر گرفته شده که مشخصات این شبکه ها در جدول ۱ ارائه شده است.

حال برای آنکه بتوانیم استقلال حل عددی را از شبکه بندی نشان دهیم، نیاز به یک مقدار مرجع داریم که در این مورد، ایجاد عدد ماخ ۳ در مقطع آزمون می باشد. شکل ۷ عدد ماخ در راستای محور تونل را برای چهار شبکه بندی مذکور نشان می دهد.

جدول ۱. تعداد سلول های چهار شبکه بندی مختلف

نوع شبکه بندی	تعداد سلول ها
M_1	۱۴۲۵۰
M_2	۲۹۱۵۰
M_3	۵۷۷۵۰
M_4	۸۷۷۸۰

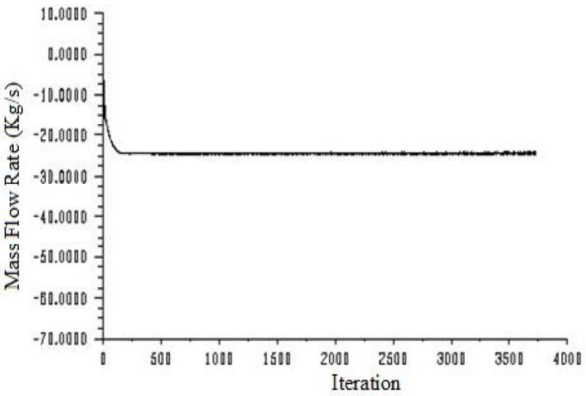


شکل ۷. نمودار عدد ماخ برای چهار نوع شبکه بندی مختلف

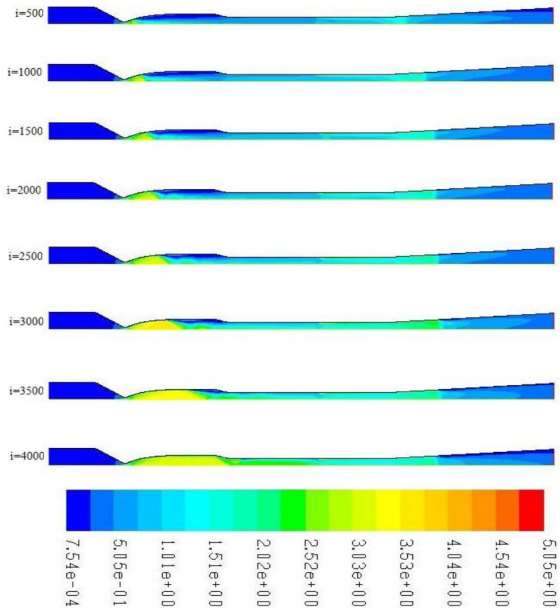
همانطور که ملاحظه می شود شبکه بندی M_3 و M_4 به مقدار مرجع یعنی عدد ماخ ۳ در مقطع آزمون نزدیکترند و شبکه های M_1و M_2 دارای اختلاف بیشتری هستند. این اختلاف در عدد ماخ خروجی تونل نیز قابل مشاهده است و شبکه بندی M_3 و M_4 به ماخ ۰/۳ نزدیکتر است. بدیهی است که افزایش تعداد سلول های شبکه، باعث افزایش دقت و کاهش خطای کل می شود. اما این امر باعث افزایش شدید حجم و زمان محاسبات می شود. بنابراین با توجه به شکل ۸، با تقریب بسیار خوبی می توان از شبکه بندی M_3 استفاده نمود. مش بندی مورد استفاده دارای ۵۸۹۵۶ نود و ۵۷۷۵۰ المان می باشد. عرض محل تزریق ۰/۰۵ متر در نظر گرفته شد. از شرط مرزی دبی جرمی ورودی و زاویه پاشش ۱۱ درجه برای انژکتور استفاده شد. هدف از انتخاب چنین زاویه کوچکی افزایش انرژی لایه مرزی کم انرژی است به نحوی که نسبت فشار را برای رسیدن به یک عدد ماخ خاص کاهش دهد. از آنجا که نسبت فشار تونل باد مجهز به انژکتور در حالت استارت و اجرای تونل یکسان می باشد[۲ و ۱۸]، آنالیز پایا برای تحلیل آن بکار گرفته شد. برای مدلسازی آشفتگی در تونل از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شد. برای جریان داخل تونل از فرض گاز ایده آل استفاده شد. برای کوپل نمودن معادلات فشار و

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

سرعت از الگوریتم سیمپل استفاده گردید. نسبت دبی جرمی تزریقی به دبی جریان اصلی تونل در این حالت برابر با ۰/۲۶۳ در نظر گرفته شد که این عدد با سعی و خطا های زیادی بدست آمده است. فشار و دمای سکون محفظه آرامش به ترتیب ۲۳۳۵۱۱ Pa و ۳۰۰ کلوین تعیین شد. شکل ۸ نمودار نرخ دبی جرمی خروجی تونل باد در مرز فشار خروجی را بر حسب تعداد تکرارها نمایش می دهد. این نمودار، نمایانگر معیاری از همگرایی حل می باشد.



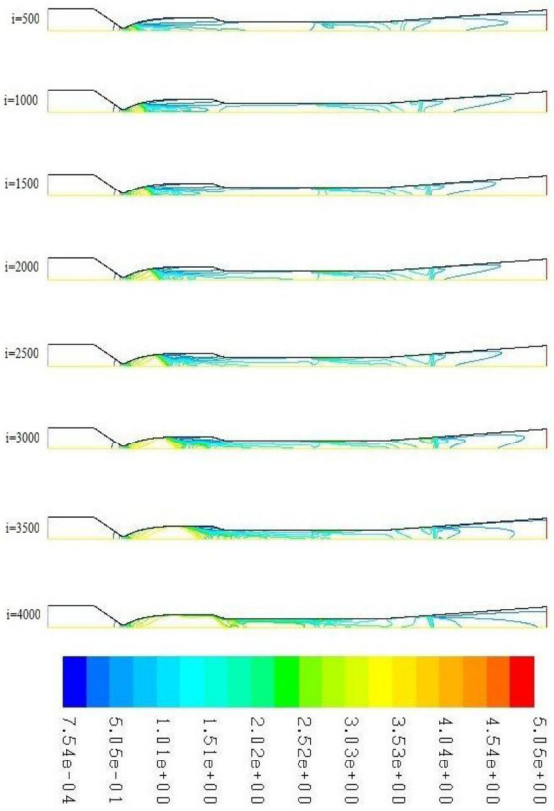
شکل ۸. نرخ دبی جرمی خروجی تونل باد در مرز فشار خروجی



شکل ۹. کانتور عدد ماخ تونل باد با انژکتور

نمودار چگونگی تغییرات کانتور عدد ماخ در تکرارهای مختلف در شکل ۹ ترسیم شده است که نمایانگر صحت عملکرد انژکتور می باشد. در حقیقت با استفاده از نسبت فشاری بسیار پایین تر از فشار راه اندازی تونل و با استفاده از تزریق مقداری از هوای مخزن در پایین دست مقطع آزمون به نحوی که لایه مرزی را احیا نماید، ماخ ۳ در مقطع آزمون ایجاد شد. در این شکل چگونگی حرکت امواج شاک و خروج آن از مقطع کاری قابل مشاهده است.

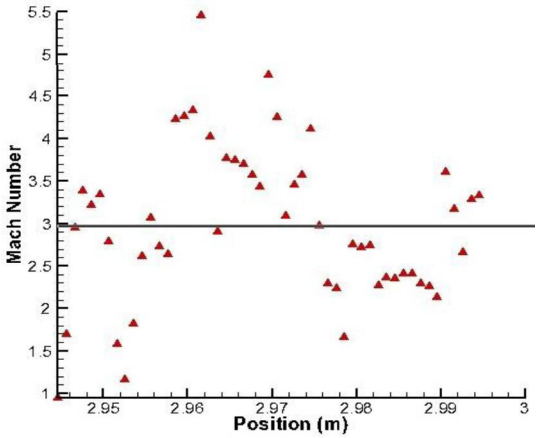
شکل ۱۰ کانتور توخالی عدد ماخ را به تصویر می کشد. این شکل خطوط ماخ ثابت را در درون تونل مجهز به انژکتور نمایش می دهد. در مقطع کاری عدد ماخ هدف ایجاد شده و شاک عمودی درون دیفیوزر تشکیل شده است.



شکل ۱۰. کانتور تو خالی عدد ماخ تونل باد با انژکتور

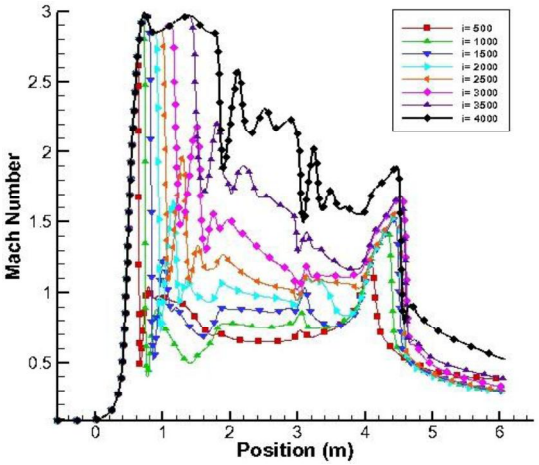
از هر دو شکل ۹ و ۱۰ استنتاج می گردد که در مقطع کاری، ماخ هدف ۳ ایجاد شده است. همانطور که مشاهده می گردد طیف رنگ مربوط به کانتور عدد ماخ رنگ قرمز را شامل نمی گردد. در مکان انژکتور عدد ماخ در نودهای مختلف مقادیر متفاوتی به خود گرفته است که این مقادیر همراه با مقدار میانگین آنها در شکل ۱۱ ترسیم شده است. این پراکنش عدد ماخ در نودهای مختلف انژکتور به دلیل متاثر شدن لایه مرزی، شرایط اثر متقابل جریان تزریقی و جریان اصلی تونل و سازگاری دبی جرمی عبوری با پارامترهای سرعت، دما و فشار سکون قابل پیش بینی است.

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]



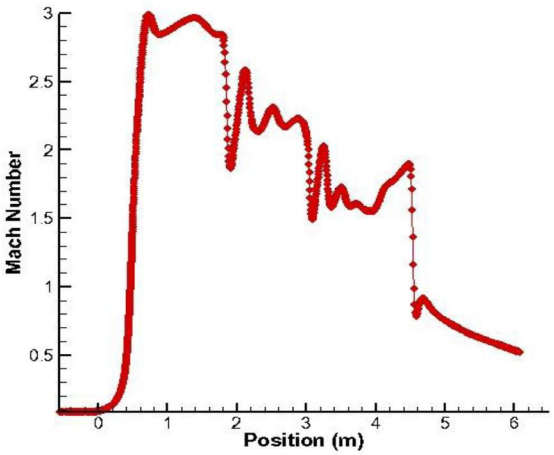
شکل۱۱. عدد ماخ در نودهای مختلف ناحیه تزریق جریان

شرط مرزی برای انژکتور به صورت دبی جرمی ورودی در نظر گرفته شده و برای تامین جریان سیال از یک مسیر کنار گذر استفاده شده است. به عبارت دیگر با فشار سکون محفظه آرامش، انتظار می رود که سرعت جریان تزریقی بالا باشد. نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل در حین گذر از تکرارهای مختلف برای رسیدن به مرحله اجرای تونل در شکل ۱۲ ارائه شده است که با اتکا به آن می توان استنباط نمود که سرعت در مقطع کاری به ماخ ۳ رسیده است و در خروجی تونل سرعت زیر صوتی بوده و در اکثر نقاط، کمتر از ۰/۳ ماخ می باشد که حالت مطلوبی برای عملکرد تونل باد دمشی است.



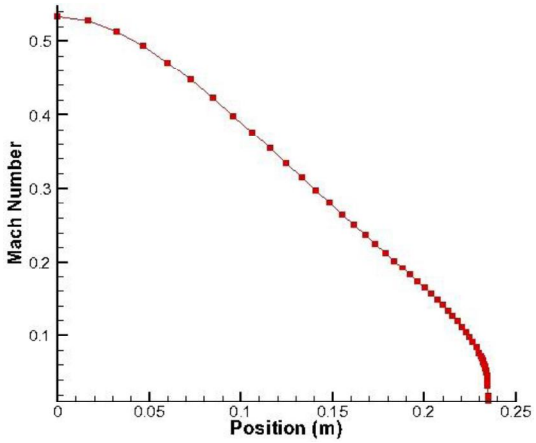
شکل ۱۲. نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل باد همراه با انژکتور و در تکرارهای مختلف

نمودار تغییرات عدد ماخ در راستای محور تونل بصورت شکل ۱۳ می باشد. همانطور که از روی این نمودار مشخص است در ناحیه مقطع کاری سرعت به ماخ ۳ رسیده است و سرعت در خروجی دیفیوزر به صورت زیر صوتی است.



شکل ۱۳. نمودار عدد ماخ در راستای محور تونل باد

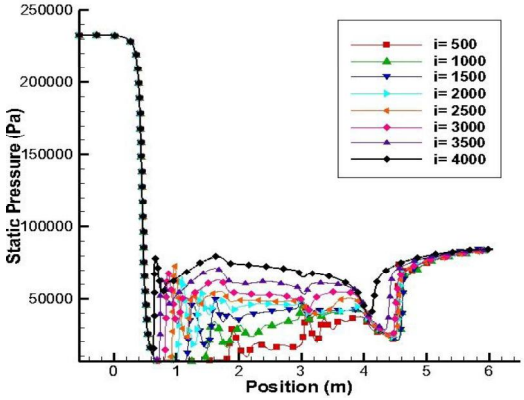
نمودار عدد ماخ در خروجی تونل و در راستای عمود بر محور تونل در شکل ۱۵ ترسیم شده است. این نمودار بیان می کند که عدد ماخ در اکثر نقاط خروجی تونل کمتر از ۰/۳ می باشد.



شکل ۱۴. تغییرات عدد ماخ در خروجی تونل باد

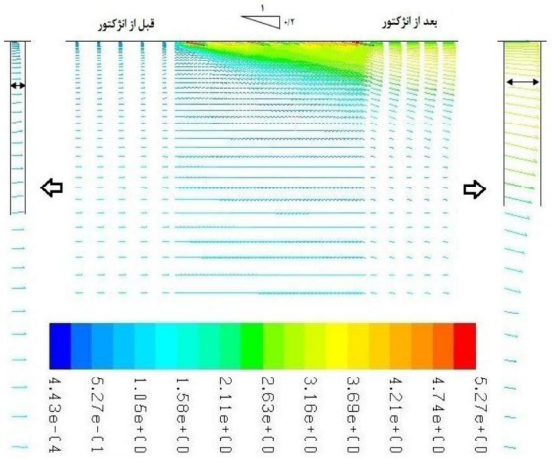
نمودار تغییرات فشار استاتیک در راستای محور تونل در حین گذر از تکرارهای مختلف برای رسیدن به مرحله اجرای تونل در شکل ۱۵ ارائه شده است. این نمودار نمایانگر این موضوع است که فشار در ورودی برابر با فشار طراحی اجرای تونل و در خروجی آن برابر با فشار محیط است.

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]



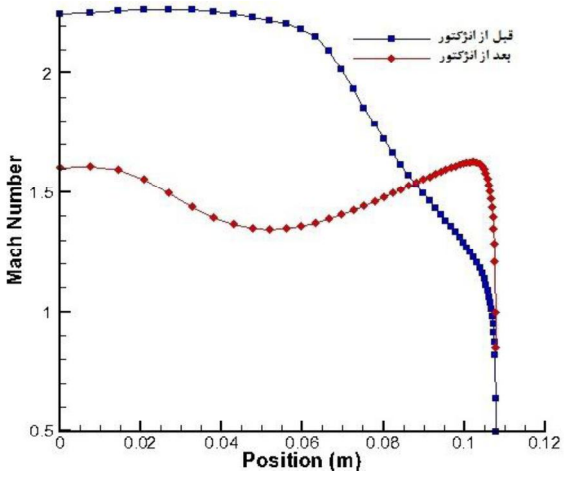
شکل ۱۵. نمودار تغییرات فشار استاتیک در راستای محور تونل باد همراه با انژکتور و در تکرارهای مختلف

نمایش برداری عدد ماخ در اطراف محل تزریق به همراه بزرگنمایی آن در شکل ۱۶ نمایش داده شده است که مبین افزایش انرژی در لایه مرزی بعد از انژکتور می باشد. در حقیقت جریان تزریقی باعث احیای لایه مرزی کم انرژی شده و از این طریق به کاهش نسبت فشار مورد نیاز کمک می نماید.



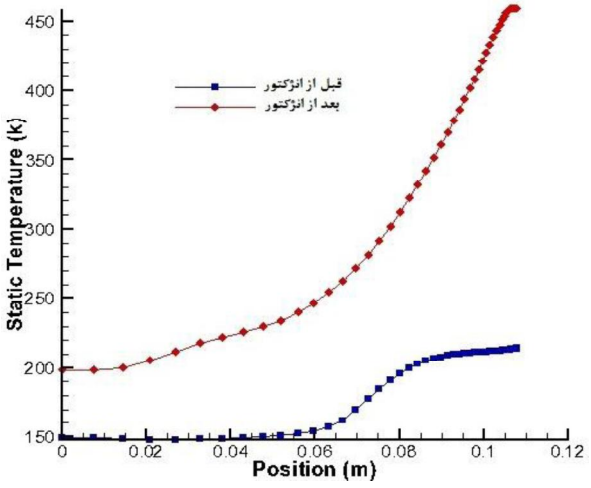
شکل ۱۶. نمایش برداری عدد ماخ در اطراف محل تزریق

نمودار عدد ماخ در دو مقطع قبل و بعد از انژکتور و در راستای عمود بر محور تونل در شکل ۱۷ ارائه شده است. مقاطع مورد نظر به اندازه کافی دور از مکان تزریق انتخاب شده اند که تاثیر محلی تزریق، پارامترهای جریان را دستخوش تغییرات بسیار شدید قرار ندهد. محورافقی نمایانگر فاصله عمودی از محور تونل (y=0) تا جداره تونل در اطراف محل تزریق می باشد. در مش بندی تونل از شبکه بندی لایه مرزی استفاده شده است بطوریکه در نزدیکی دیواره های تونل شبکه بندی ریزتری جهت مدلسازی لایه مرزی ایجاد شده است. همانطور که مشخص است، تراکم نقاط نزدیک به دیواره به علت شبکه بندی لایه مرزی بیشتر است. با کمی دقت می توان استنباط نمود که عدد ماخ در نقاط نزدیک دیواره و درون لایه مرزی در مقطع بعد از انژکتور بیشتر از مقطع قبل از انژکتور می باشد.



شکل ۱۷. نمودار مقایسه ای عدد ماخ

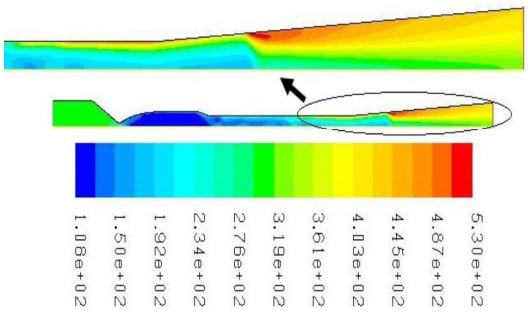
نمودار تغییرات دمای استاتیک در راستای عمود بر محور تونل و در ناحیه لایه مرزی در دو محل قبل و بعد از انژکتور به صورت شکل ۱۸ است. این نمودار نیز معیاری برای بیشتر بودن انرژی لایه مرزی دیواره تونل پس از جریان تزریقی است. اگرچه جریان تزریقی دارای دما و فشار سکون محفظه آرامش است ولی مشاهده می شود که اختلاط جریان تزریقی با جریان اصلی تونل موجب بالا رفتن دمای استاتیک شده که به سهم خود سبب افزایش انرژی درونی سیال در این ناحیه می شود.



شکل ۱۸. نمودار مقایسه ای دمای استاتیک

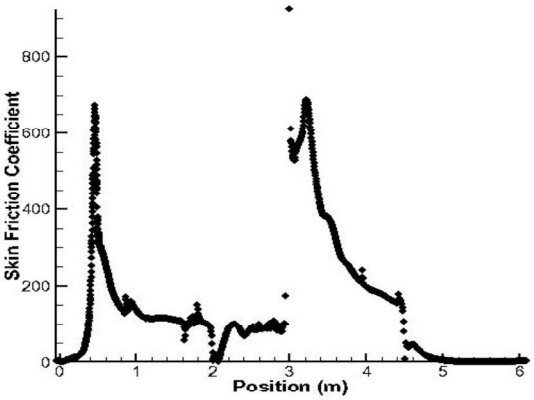
[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

کانتور دمای استاتیک در تونل همراه با تزریق جریان در شکل ۱۹ نشان داده شده که نمایانگر افزایش انرژی لایه مرزی پس از تزریق جریان است.



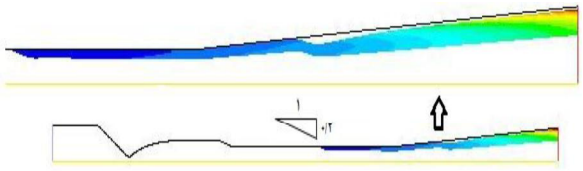
شکل ۱۹. کانتور دمای استاتیک

در شکل ۲۰ نمودار ضریب اصطکاک در دیواره تونل رسم شده است. همانطور که ملاحظه می شود در محل تزریق جریان، جهش بسیار زیادی در ضریب اصطکاک پوسته ای ایجاد شده است. ضریب اصطکاک پوسته ای به عنوان معیاری از تنش برشی می باشد لذا افزایش دما در این ناحیه با فیزیک جریان انطباق مناسبی دارد.



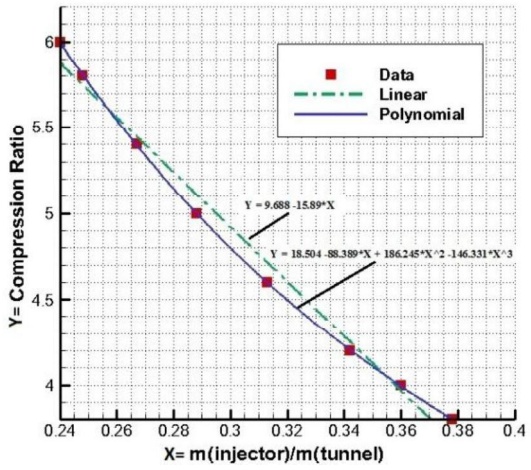
شکل ۲۰. نمودار ضریب اصطکاک در راستای محور تونل باد مجهز به انژکتور

نمودارهای فوق همگی بر صحت این ادعا که جریان تزریقی با زاویه کوچک باعث افزایش انرژی لایه مرزی می شود، اذعان دارند. در شکل ۲۱ مسیر جریان تزریقی نشان داده شده است. شکل ۲۱، این حقیقت را آشکار می سازد که مسیر حرکت جریان تزریقی نزدیک دیواره تونل و لایه مرزی بوده و پارامترهای مختلف درون لایه مرزی را متاثر نموده و باعث افزایش انرژی سیال درون لایه مرزی می گردد.



شکل ۲۱. خطوط جریان انژکتور

آنالیز مشابهی برای تونل با نسبت فشارهای مختلف صورت گرفت. در تمامی موارد از مسیر کنار گذر برای پاشش جریان استفاده شد که دمای سکون محفظه آرامش ۳۰۰ کلوین بود. زاویه تزریق انژکتور برابر با ۱۱ درجه لحاظ شده است. به عنوان پارامتر با اهمیت نسبت فشار بر حسب نسبت دبی جرمی انژکتور بخش بر دبی جرمی تونل برای نسبت فشارهای ۳/۸، ۴، ۴/۲، ۴/۶، ۵، ۵/۴، ۵/۸ و ۶ رسم گردیده است. این نمودار می تواند به عنوان معیاری برای تزریق جریان قرار گیرد. نمودار موصوف در شکل ۲۲ نشان داده شده است. لازم به توضیح است از آنجا که مطالعات انجام شده و کارهای ارائه شده در این زمینه محدود و بسیار کم است، هنوز داده های مرتبط با این موضوع ارزشمند تلقی می گردد[۲].

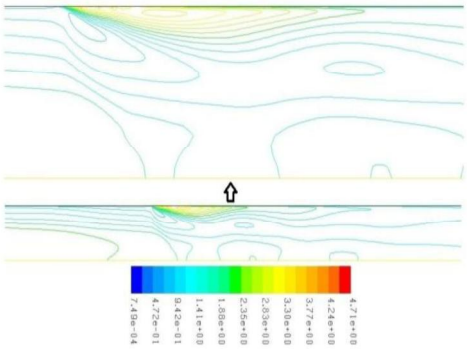


شکل ۲۲. نمودار نسبت فشار بر حسب نسبت دبی جرمی انژکتور بخش بر دبی جرمی تونل باد

از آنجا که جریان درون تونل سرعت نسبتاً بالایی دارد لذا هرگونه تغییری در مسیر جریان اعم از تزریق جریان ثانویه موجب ظهور و بروز پدیده های فیزیکی خاصی می گردد. بررسی فیزیک حاکم بر این ناحیه کمک به درک این پدیده می نماید. در کانتور

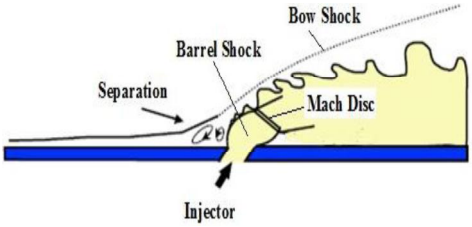
[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

عدد ماخ شکل ۲۳ اثرات متقابل جریان تزریقی و جریان اصلی تونل به تصویر کشیده شده است.



شکل ۲۳. کانتور توخالی عدد ماخ در ناحیه تزریق

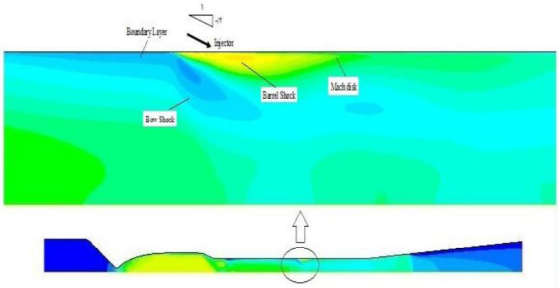
تصویر شماتیک فیزیک جریان تزریقی با یک زاویه حاده بر روی یک صفحه تخت که جریان مافوق صوت از روی آن عبور می کند در شکل ۲۴ نمایش داده شده است[۲۰].



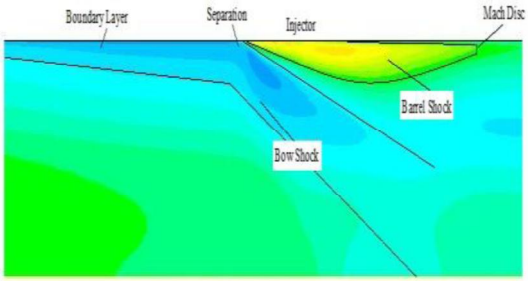
شکل ۲۴. شماتیک تلاقی یک جت با زاویه حاده با جریان مافوق صوت [۲۰]

با برقراری آنالوژی بین کانتور عدد ماخ و شکل ۲۵ مربوط به فیزیک جریان برای پاشش زاویه دار و الگوهای فیزیکی ارائه شده در مراجع [۱و۲۰]، می توان نواحی مختلف ایجاد شده در محل تزریق جریان را شناسایی و نامگذاری نمود. در واقع به دلیل اینکه زاویه پاشش بسیار کوچکتر از یک زاویه حاده در نظر گرفته شده است، شاک کمانی و شاک بشکه ای ایجاد شده بسیار نزدیک به دیواره تونل تشکیل می گردد که در شکل ۲۶ نمایش داده شده است. جدایش لایه مرزی و ایجاد دیسک ماخ نیز همانند حالتی که جت جریان بصورت عمودی در یک صفحه تخت تزریق می گردد، وجود دارد. در بسیاری از کاربردهای هوافضایی که هدف از تزریق جریان افزایش نیروی جلو برندگی است از زوایای پاشش ۹۰ درجه استفاده می شود. در تونل باد عملاً استفاده از زوایای بزرگ هیچ گونه کاربردی ندارد و باعث جلوگیری از برقراری جریان در تونل می گردد.

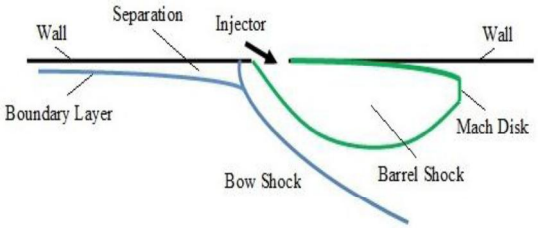
از آنجا که جریان درون تونل یک جریان داخلی محسوب می گردد و استفاده از شرط تقارن برای محور تونل (y=0) الزام می کند که جریان جرمی در راستای عمود بر این خط، به بالا و پایین نداشته باشیم، می توانیم با تقریب بسیار خوبی جریان تزریقی در این ناحیه از تونل را با جریان تزریقی روی یک صفحه تخت در یک سنخ طبقه بندی نماییم. تنها تفاوت اساسی در زاویه تزریق می باشد که چون زاویه پاشش جریان کوچک و نزدیک جداره تونل می باشد، نواحی متناظر نیز متعاقباً نزدیک به دیواره و به صورت کشیده تری ظهور پیدا می نمایند. مطالب مطروحه فوق در شکل ۲۷ با بزرگنمایی بیشتر نشان داده شده است.



شکل ۲۵. کانتور عدد ماخ در ناحیه تزریق



شکل ۲۶. بزرگنمایی کانتور عدد ماخ در ناحیه تزریق



شکل ۲۷. تصویر شماتیک فیزیک تزریق جریان درون تونل

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

بنابراین می توان بصورت شماتیک پدیده تزریق جریان درون تونل را نشان داد. در شکل ۲۷ این پدیده همراه با نامگذاری نواحی مختلف رسم شده است. به دلیل زاویه کوچک تزریق، شاک بشکه ای، شاک کمانی و دیسک ماخ در مکانی نزدیک به دیواره روی می دهند. ایجاد شاک کمانی باعث می شود جریان اصلی مافوق صوت نتواند تاثیر چندانی روی لایه مرزی پس از آن بگذارد و در حقیقت ضخامت لایه مرزی در مقاطع پس از انژکتور بسیار بیشتر از مقاطع قبل از انژکتور می باشد.

۳- نتیجه گیری

با توجه به اهمیت تونل های باد در خصوص آشکار سازی فیزیک واقعی جریان هوا در اطراف اجسام مختلف، بررسی تونل های باد سرعت بالا، حایز اهمیت است. در این کار اثبات شد که تزریق جریان با زاویه کوچک باعث افزایش انرژی لایه مرزی شده به نحوی که انرژی لایه مرزی پس از جریان تزریقی انژکتور بیشتر از لایه مرزی قبل از آن است و از این طریق نسبت تراکم تونل کاهش می یابد. به عنوان بدترین حالت نسبت فشار اجرای تونل بررسی شد و نشان داده شد که تزریق هوا در پایین دست مقطع کاری باعث رسیدن مقطع کاری به ماخ هدف (ماخ ۳) گردید و شاک عمودی را از مقطع آزمون خارج نمود. از طرف دیگر شاک عمودی دیگری در دیفیوزر تونل باد تشکیل شد که برای مادون صوت نمودن جریان خروجی و افزایش فشار استاتیک جریان تونل باد نقش مهمی را بر عهده داشت. به عنوان یک منحنی مشخصه برای تونل باد مورد مطالعه، نموداری برای نسبت تراکم مورد نیاز تونل بر حسب نسبت دبی جرمی جریان تزریقی تقسیم بر دبی جرمی جریان اصلی تونل ترسیم شد. فیزیک ناشی از تزریق جریان در جریان اصلی تونل شرح داده شد و نواحی مختلف ایجاد شده بررسی شد و با نتایج محققین دیگر اعتبار سنجی شد. پدیده های فیزیکی اعم از جدایش لایه مرزی، شاک کمانی، شاک بشکه ای و دیسک ماخ در اطراف محل تزریق گزارش گردید.

منابع

[1] [1] V. Viti, R. Neel, J. A. Schetz , "Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field, " Physics of fluids, 21, 2009, 046101.

[2] [2] A. Pope, K.L. Goin, High-speed wind tunnel testing, Wiley, New York, 1965.

[3] [3] J. D. Anderson, Gasdynamic Lasers: An Introduction, Academic, New York, 1967.

[4] [4] J. D. Anderson, Modern Compressible Flow: with Historical Perspective, second ed., McGraw-Hill, New York, 1990.

[5] [5] A. Hamed, J. S. Shang, "Survey of validation data base for shockwave boundary-layer interactions in supersonic inlets," J. Propulsion Power, 7, 1991, pp. 617-625.

[6] [6] S. T. Polsky, J. L.Cambier, "Numerical study of transient flow phenomena in shock tunnels," AIAA J. 32 (5), 1994, pp.971-97.

[7] [7] C. L. Chen, S. R. Chakravarthy, "Numerical investigation of separated nozzle flows," AIAA J. 32 (9), 1994, pp. 1836-1843.

[8] [8] B. M. Argrow, G. Emanuel, "Computational analysis of the transonic flow field of two-dimensional minimum length nozzle," J. Fluid Eng., Trans. ASME (113), 1991, pp. 479-488.

[9] [9] D. M. Causon, D. M. Ingram, G. Yang, " On applications of resolution shock capturing methods to unsteady flows," in:E.F. Toro,J. F. Clarke (Eds.), Numerical Methods for Wave Propagation, Fluid Mechanics and its Applications, vol. 47, Kluwer Academic Publishers, 1995, pp. 145-171.

[10] [10] D. R. Reddy, L. J. Weir, "Three-dimensional viscous analysis of a much 5 inlet and comparison with experimental data," J. Propulsion Power 8 (2), 1992, pp. 432-440.

[11] [11] Y. C. Hsia, B. J. Gross, J. P. Ortwerth, "Inviscid analysis of a dual mode scramjet inlet," J. Propulsion Power 7 (6), 1991, pp. 1030-1035.

[12] [12] Y. C Hsia, E.w. Daso, V. A. Padhye, " Full Navier-Stokes analysis of a three-dimentional scramjet inlet," J. Propulsion Power 8 (5), 1992, pp. 1071-1078.

[13] [13] Y. C. Hsia, "Full Navier-Stokes analysis of an axisymmetric scramjet inlet," J. Propulsion 9 (6), 1993, pp. 827-833.

[14] [14] J. J. Korte, D.J. Singh, a.a. auslender, "Numerical study of the performance of swept, curved, compression surface scramjet inlets," J. Propulsion Power 10 (6), 1994, pp. 841-847.

[15] [15] S. Aso, K. Inoue, Y. T. Yamaguchi, "A study on supersonic mixing by circular nozzle with various injection angles for air breathing engine," Acta Astronautica 65, 2009, pp. 687–695.

[16] [16] K. Higgins, S.Schmidt, "Simulation of a sonic jet injected into a supersonic cross-flow," 16th Australasian Fluid Mechanics Conference, Crown Plaza, Gold Coast, Australia, December 2007.

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]

[17] [17] S. Mittal, S. Yadav , “Computation of flows in supersonic wind-tunnels,” Comput. Methods Appl. Mech. Engrg 191, 2001, pp. 611-634.
[18] [18] J. M. Spiegel, R. U. Hofstetter, D. M. Kuehn, “Application of auxiliary air injectors to supersonic wind tunnels,” Technical report-Nasa, 1954.
[19] [19] B.P. Joa˜o, F. Falca˜o, M. A. Ortega, “Numerical study of the injection process in a transonic wind tunnel: The numerical details,” Computers & Fluids 37, 2008, pp. 1276–1308.
[20] [20] A. Ben-Yakar, Experimental Investigation of Mixing and Ignition of Transverse Jets in Supersonic Cross Flows, PhD Thesis, Stanford University, 2000.

[Downloaded from yujs.yu.ac.ir on 2026-11-13]