

## تحلیل اثرات تداخل جت جانبی با جریان اصلی درون نازل

محمد رضا حیدری\*<sup>۱</sup>، علیرضا پورامیر<sup>۲</sup>

تهران - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

### چکیده

یکی از روش‌های کاربردی در کنترل بردار تراست موشک‌ها، پاشش سیال جانبی به درون بخش واگرای نازل است، که از نظر عملکرد سیستم، ساده‌تر و از نظر تحلیلی و علمی، پیچیده‌تر از سایر روش‌هاست. جت جانبی در مقابل جریان اصلی مشابه با یک جسم صلب بیضی‌گون عمل می‌کند و با برهم زدن تقارن جریان روی دیواره‌های نازل، موجب اختلاف سرعت و انحراف بردار تراست گازهای خروجی و نیز تغییر و اختلاف فشار روی دیواره نسبت به محور تقارن نازل می‌شود. تحقیق حاضر، به شبیه‌سازی این پاشش و تحلیل پدیده‌های فیزیکی و اثرات تداخل جریان جانبی با یک جریان داخلی می‌پردازد، که برای اولین بار در داخل کشور، در این سطح انجام می‌شود. در این مقاله، ابتدا به شناسایی این روش و پدیده‌های حاصله (نظیر موج ضربه‌ای کماتی، جدایش لایه مرزی و اختلاط جریان‌ها) و معرفی پارامترهای اساسی این سیستم پرداخته و سپس، مشخصات شبیه‌سازی این روش، اعم از هندسی و فیزیکی، ارائه می‌شود. سپس اثرات تداخل جریان پاشش جانبی با گازهای اصلی خروجی از محفظه احتراق موتور، بررسی گردیده و توزیع فشار، دما، سرعت، چگالی و مآخ، در قسمت‌های مختلف بخش واگرای نازل، مورد مطالعه و تحلیل قرار می‌گیرد. همچنین، تغییرات خواص فیزیکی جریان در فاصله بین موج ضربه‌ای و ناحیه پاشش، مورد شناسایی قرار گرفته‌است. مطالعه‌ی شبکه و یک نمونه مقایسه با نتایج تجربی، مؤید اعتبار نتایج این شبیه‌سازی است.

واژه‌های کلیدی: کنترل بردار تراست، جت جانبی، پاشش سیال، موج ضربه‌ای، نازل، میدان جریان.

### ۱. مقدمه

یکی از کلیدی‌ترین تکنولوژی‌های روز، برای کنترل موقعیت موشک یا هر وسیله‌ی پروازی دیگر که به کمک تراست ناشی از خروج گاز حرکت می‌کند، کنترل بردار تراست<sup>۱</sup> می‌باشد. در این روش، جهت بردار تراست خروجی از

یک نازل، کنترل می‌شود. این نازل، ممکن است بر روی یک موشک، فضاپیما، هواپیما، ماهواره و یا حتی اژدر، سوار شده باشد. نیروهای آیرودینامیکی اتمسفر، تأثیر چندانی بر روی TVC ندارند، ولی کارایی TVC تا زمانی است که موتور دارای تراست باشد. بنابراین، این روش برای

۱- Thrust vector Control

\* E-mail: mrezaheidari@yahoo.com

۱- استادیار

۲- کارشناس ارشد

سیستم‌هایی که در جو رقیق یا ماوراء جو پرواز می‌کنند و یا دارای سرعت زیادی نیستند، که در این هنگام، نیروهای آیرودینامیکی، فاقد کارایی هستند، نیز می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. برای کنترل راکت‌های ماهواره‌بر یا فضاپیما و همچنین خود ماهواره‌ها که در خارج جو نمی‌توانند از نیروهای آیرودینامیک استفاده کنند، TVC، تنها راه قابل تصور است. علاوه بر این، در ابتدای دوره ی پرتاب موشک‌ها، مخصوصاً موشک‌های سنگین، به دلیل کمبودن سرعت حرکت، نیروهای آیرودینامیکی ناچیز می‌باشند. یکی از راه‌های جلوگیری از انحراف موشک‌ها در این لحظات، استفاده از روش TVC می‌باشد. دو روش برای دستیابی به جهت‌دهی بردار تراست وجود دارد که شامل روش مکانیکی و استفاده از سیال می‌باشد. روش مکانیکی شامل تغییر شکل نازل موتور و در نتیجه تغییر فیزیکی در جریان اصلی درون آن است. روش مکانیکی اگرچه بسیار مؤثر است اما بسیار سنگین، پیچیده و در اجرا مشکل است [۱] و [۲].

در مجموع، سیستم‌های کنترل بردار تراست به چهار نوع عمده، شامل موتور قاب‌بندی شده، نازل‌های متحرک، روش‌های تداخلی و تزریق ثانویه تقسیم می‌شوند [۱]. یکی از روش‌هایی که از دهه ی ۵۰ میلادی برای کنترل بردار تراست موتورهای سوخت جامد، مورد استفاده قرار می‌گیرد، روشی موسوم به پاشش ثانویه<sup>۱</sup> است. در این روش، بردار تراست با تزریق سیال از سوراخ‌هایی در دیواره نازل، کنترل می‌شود. بطوریکه تزریق سیال از سوراخ‌ها، سبب تغییر لایه مرزی نازل شده و همین امر، جهت جریان گاز خروجی از نازل و توزیع فشار روی جداره داخلی نازل را تغییر داده و در نتیجه بردار تراست را تغییر می‌دهد. این روش، برخلاف دیگر روش‌ها، هرچند که از سیستم ساده‌تری برخوردار است، ولی مطالعه‌ی رفتار آن، نیازمند تجربه و آزمایش‌های فراوانی است. وجود پارامترهای بسیار زیادی که در مطالعه این سیستم باید مدنظر قرار گیرد و همچنین امکان انتخاب سیالات متنوع قابل استفاده برای تزریق، سبب شده است که مطالعه ی این روش، پیچیدگی‌های خاص خود را دارا باشد.

ریچ و همکارش در سال ۱۹۶۰ اطلاعات یک سیستم ویژه‌ی کنترل بردار تراست با پاشش سوخت را ارائه و با دیگر روش‌های کنترل بردار تراست مقایسه نمودند. آنها نشان دادند که میزان افت تراست، ناچیز بوده و حتی می‌تواند افزایش یابد [۳]. تیلمن در سال ۱۹۶۴ روش کنترل بردار تراست با پاشش ثانویه را از لحاظ نوع سیال تزریقی و دمای آن مورد بررسی و تحلیل قرار داد. وی استفاده از گاز داغ موتور به عنوان سیال تزریقی را پیشنهاد نمود [۴]. بنکستون در سال ۱۹۶۵ در سیستم تحقیقاتی خود، از یک سیال

تزریقی استفاده کرد که تبخیر نمی‌شد و همچنان بصورت مایع در جریان خروجی باقی می‌ماند. او نشان داد که نقطه‌ای بهینه برای موقعیت تزریق وجود خواهد داشت. همچنین میزان نیروی تراست جانبی، زمانیکه تزریق بصورت عمود بر محور طولی نازل انجام گیرد، مقدار بیشتری را نشان می‌دهد. سیال تزریقی مورد استفاده برای تغییر جهت تراست، سیالی کمکی بود که در درون یک مخزن تحت فشار قرار داشت و برای کنترل دو کانال پیچ و یابو به کار می‌رفت [۵].

فرئون و تترا اکسید نیتروژن، از جمله سیالات پاشش مورد استفاده در کنترل بردار تراست هستند. فرئون، چندان واکنش‌پذیر نبوده، ولی  $N_2O_4$  تمایل به واکنش دارد. براوس در سال ۱۹۶۸ به بررسی مراحل مختلف اتمیزه شدن، اختلاط و واکنش  $N_2O_4$  و  $N_2H_4$  پرداخته است. با این بررسی فیزیکی، محدوده‌های اتمیزه شدن و تبخیر  $N_2O_4$  مشخص شده و اعداد و ارقام مناسبی در این خصوص ارائه شده است. عامل محدود کننده‌ی واکنش، میزان تبخیر سوخت یا اکسیدکننده است [۶]. کولیر در سال ۲۰۰۱ ویژگی‌ها و مزایای روش‌های مختلف کنترل بردار تراست برای استفاده در موتورهای هیبریدی را بررسی نموده است. همچنین خواص مورد نیاز برای کنترل موفق جهت تراست و نیز طراحی یک نازل نمونه را ارائه کرده است [۷]. گلن در سال ۲۰۰۷ طراحی اولیه ی یک سیستم کنترل بردار تراست برای راکت هیبریدی را ارائه نمود. در موتور و سیستم مورد نظر، پراکسید هیدروژن به عنوان اکسیدکننده مورد استفاده قرار گرفته است. وی در تحقیق خود، برخی روابط ریاضی برای محاسبه‌ی ضربه‌ی مخصوص جانبی، ارائه نموده، و ساختمان انژکتورها را بر اساس یک اوریفیس ثابت و ساده طراحی کرده است [۸]. بیشتر تحقیقات فوق فاقد تحلیل عمیق تداخل جت جانبی با گازهای محصول احتراق است و دینامیک‌گاز این اندرکنش و تغییرات پارامترهای فیزیکی جریان را بررسی نمی‌کند.

این تحقیق، با استفاده از روش پاشش ثانویه، به بررسی اثر پاشش جت جانبی به درون نازل و مشاهده‌ی اندرکنش بین این سیال و جریان اصلی درون نازل پرداخته است و تغییرات پارامترهای مختلف میدان جریان در ناحیه ی پاشش و اطراف آن ارائه کرده است. برای این منظور، ابتدا به تشریح معادلات حاکم، حوزه حل و شبکه‌بندی بکار رفته برای انجام شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار فلونتت پرداخته می‌شود [۹]. پس از آن پارامترهای اساسی حاکم بر سیستم کنترل بردار تراست معرفی شده و در ادامه، ضمن بیان نتایج شبیه‌سازی‌های انجام‌شده، پدیده‌های موجود در جریان، شناسایی و تحلیل می‌شوند.

۱- Secondary Injection Thrust Vector Control (SITVC)

## ۲. شبکه بندی و روش حل مسئله

حل میدان جریان در درون نازل، همراه با پاشش، با هر شبکه‌ای (با ساختار، بی‌ساختار و یا مجموعه‌ای از این دو) امکان پذیر است. اما با توجه به این که در این شبیه‌سازی‌ها، دقت محاسبه‌ی مقادیر سرعت و فشار روی دیواره بسیار با اهمیت است، استفاده از شبکه‌ای با ساختار، می‌تواند دقت محاسبات روی دیواره را افزایش دهد. بنابراین شبکه‌ای که در این شبیه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد یک شبکه‌ی با ساختار، در جهت طولی و در لایه‌های مجاور بدنه است. این شبکه‌ی در نزدیکی دیواره، بسیار فشرده‌تر از نواحی داخلی نازل است. در واقع، شبکه خاص لایه مرزی در نزدیک دیواره ایجاد شده است. تعداد سلولهای این شبکه ۵۰۰۷۵ و تعداد گره‌های آن ۵۲۹۴۳ می‌باشد.

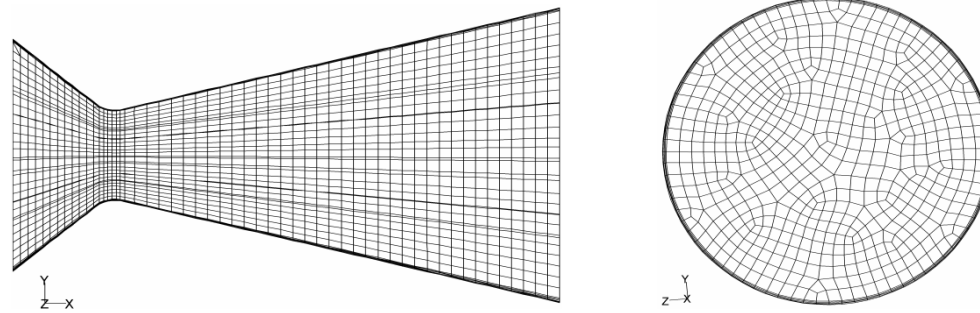
دو نما از شبکه، در شکل ۱ نشان داده شده است. شبکه‌ی لایه، مرزی بسیار ریز بوده و مشهود نیست. لازم به ذکر است در صفحه‌ای که پاشش انجام می‌شود، توسط نرم‌افزار فلونت سلولها برای بهینه‌سازی، ریزتر و تنظیم شده‌اند تا از مقدار خطا بکاهند. با انتخاب تعداد نهایی المانها که در بالا

معرفی شد چندین نقطه از شبکه، کاملاً داخل لایه‌مرزی قرار گرفت (شکل ۹) و با افزایش تعداد المانها و ریزتر کردن شبکه، تغییر محسوسی در جوابها دیده نشد. نمایی از صفحه پاشش، در شکل ۲ نشان داده شده است.

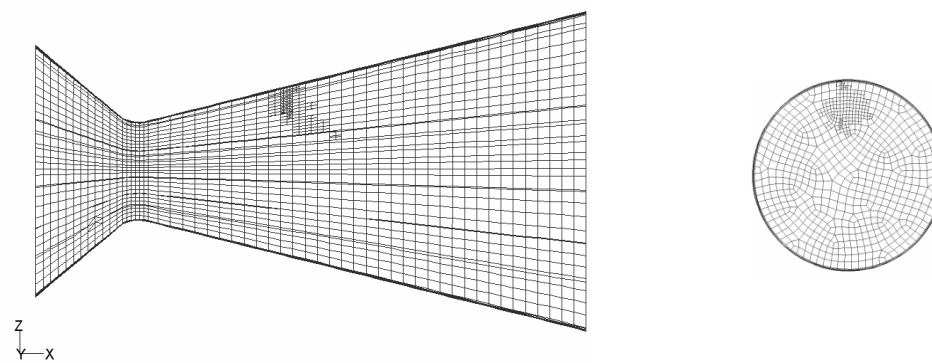
برای انجام بهینه‌سازی شبکه در هر حالتی از شرایط مرزی و پاشش، سلول‌هایی که دارای خطای عدم موازنه جرمی بیشتری بوده‌اند، ریزتر شده‌اند تا حل در این نواحی، دقیقتر گردد.

در این شبیه‌سازی، جریان آشفته همراه با پاشش ذرات مایع، مدل می‌شود. برای این منظور، معادلات ممتوم، انرژی، آشفتنگی و معادلات مربوط به فاز گسسته، مدل شده است. برای شبیه‌سازی آشفتنگی جریان از مدل  $k-\epsilon$  (که از مدل‌های مشهور و پردقت موجود در فلونت برای مسائل کاربردی است) استفاده شده است.

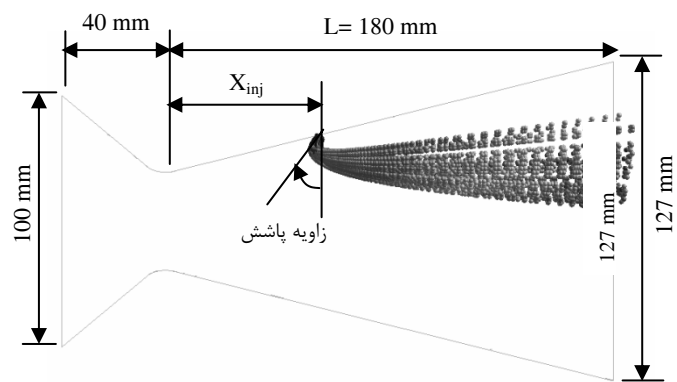
شکل ۳، پارامترهای هندسی مربوط به این مسئله را نشان می‌دهد. زاویه پاشش، زاویه بین محور پاشش خط عمود بر محور نازل است.  $X_{inj}$ ، موقعیت و فاصله‌ی نقطه‌ی پاشش از گلوگاه نازل است، که بر حسب  $L$ ، طول قسمت واگرای نازل، بی بعد می‌شود.



شکل ۱- نمای طولی و مقطع خروجی شبکه‌ی مورد استفاده در نازل



شکل ۲- شبکه در صفحه‌ی پاشش، همراه با بهینه‌سازی سلولها در دو نما



شکل ۳- پارامترهای هندسی حاکم بر نازل و پاشنده

### ۳. پارامترهای آیرودینامیکی کنترل بردار تراست

مهمترین پارامترهای سیستم کنترل بردار تراست، عبارتند از سیال پاشش، انژکتور، موقعیت پاشش، دبی پاشش و زاویه ی پاشش که در ادامه به توضیح مختصر هر یک از آنها پرداخته می‌شود [۱۰].

**سیال پاشش:** سیالی که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته است، سیال فرئون است. فرئون، بصورت مایع درآمده و به درون میدان جریان نازل پاشیده می‌شود. این ماده قابلیت واکنش‌پذیری با گازهای درون نازل را ندارد. بنابراین مدل کردن اثر واکنش شیمیایی در این شبیه‌سازی‌ها، اهمیت چندانی ندارد و مدل نمی‌شود. خواص سیال فرئون در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- خواص مایع پاشش فرئون ۱۲

نام مایع	فرمول شیمیایی	چگالی (kg/m <sup>3</sup> )	ظرفیت گرمایی ویژه (J/kg-K)	جرم مولکولی (kg/Kmole)
فرئون ۱۲	CCl <sub>2</sub> F <sub>2</sub>	۱۳۰۸	۹۷۸/۱	۱۲۰/۹۲

**انژکتور:** انژکتور مورد استفاده در شبیه‌سازی‌های تحقیق حاضر، از نوع solid cone می‌باشد. این انژکتور، سیال را در دایره‌ای به شعاع مشخص، با زاویه و سرعت و دبی معینی وارد میدان جریان می‌کند. همچنین می‌توان در صورت نیاز، زاویه ی بازشدن پاشش را نیز به مدل این انژکتور، اضافه نمود. شکل ۴، نحوه ی پاشش این انژکتور را در فضای آزاد، در سه نمای متفاوت نشان می‌دهد. علت انتخاب این نوع انژکتور، آن است که کاربر می‌تواند پارامترهای پاشش را بصورت دلخواه و دقیق انتخاب و اعمال نماید. در شکل ۵، نحوه ی پاشش این انژکتور نشان داده شده است. این پاشش از یک

سوراخ دایره‌ای به قطر ۵ میلیمتر و با زاویه بازشوندگی ۱۵ درجه با سرعت نسبی ۶۰ متر بر ثانیه نسبت به محیط انجام شده است. **موقعیت پاشش:** پاشش سیال جانبی برای کنترل بردار تراست، می‌تواند در هر نقطه ای از بدنه نازل واگرا، از گلوگاه نازل تا نزدیکی مقطع خروجی، انجام شود.

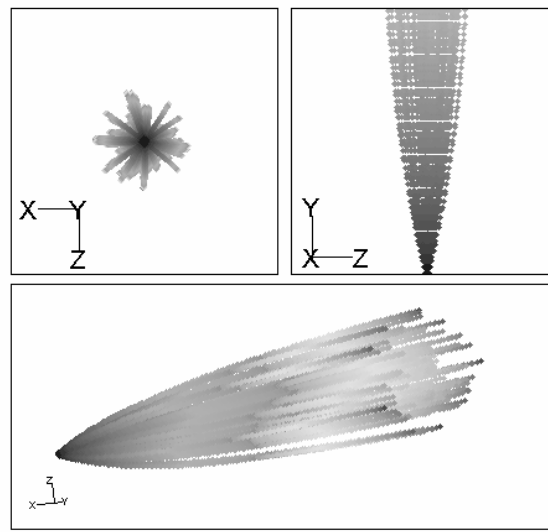
**دبی پاشش:** دبی پاشش سیال جانبی تا حد معینی قابل افزایش است و افزایش بیش از حد آن، می‌تواند باعث از بین رفتن عملکرد مفید نازل برای موشک شود. ضمن آنکه دبی زیاد لزوماً به معنی انحراف بیشتر بردار تراست نیست.

**زاویه پاشش:** این پارامتر در پاشش سیالاتی که با جریان اصلی به شدت واکنش‌پذیر باشند اهمیت زیادی دارد.

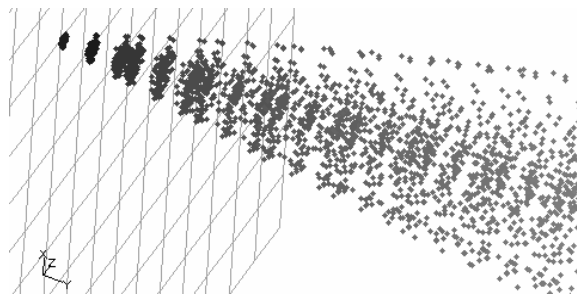
### ۴. بررسی پدیده‌ها و تحلیل نتایج

پاشش جت مایع جانبی به درون میدان جریان گازهای داغ و مافوق صوت نازل موشک، همراه با پیدایش نواحی مختلفی در جریان است [۱۰]. شکل ۶، نواحی بوجود آمده ی ناشی از پاشش این جت جانبی را نشان می‌دهد.

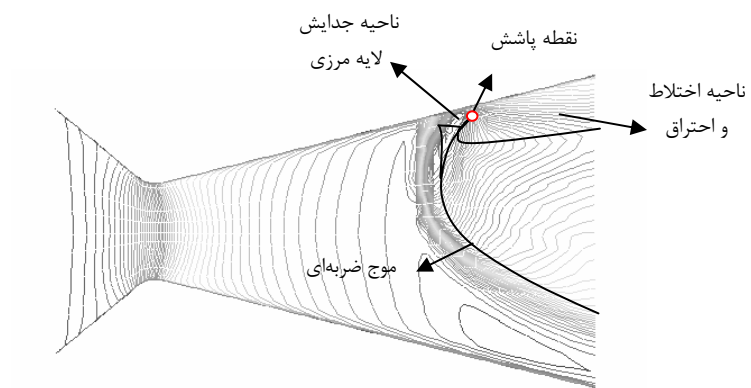
در شکل ۷، بیضی گون تشکیل شده از ذرات پاشش در چهار نمای متفاوت قابل رؤیت است. علاوه بر وضعیت بیضی گون، در این شکل، توزیع قطر ذرات پاشش نیز نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود قطر ذرات در نقطه پاشش، دارای مقدار بیشینه ی ۶۰ میکرون است و پس از طی مسیر، خود در درون نازل به ۴۱ میکرون می‌رسند. قطر اولیه‌ی ذرات پاشنده بر اساس سیال و هندسه و سیستم‌های رایج LITVC انتخاب شده (بدون محاسبه) و کوچک‌شدن قطر ذرات بر اثر تبخیر درون گازهای داغ جریان اصلی نازل است.



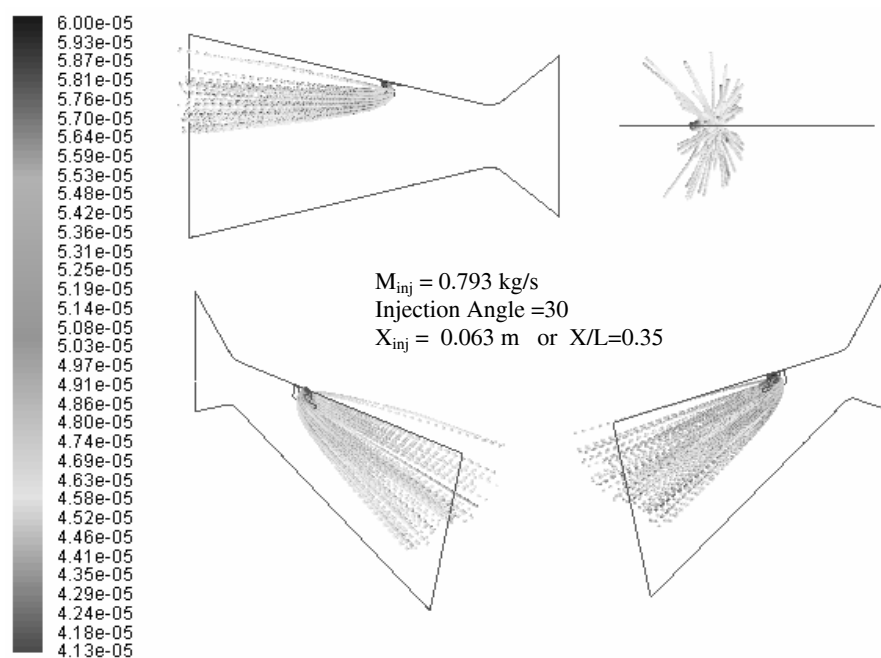
شکل ۴- انژکتور Solid Cone در سه نمای روبرو، کناری و ایزومتریک



شکل ۵- نحوه پاشش در نقطه پاشش برای انژکتور Solid Cone



شکل ۶- شماتیک پدیده‌های موجود در سیستم LITVC (توزیع رنگ‌ها بر حسب سرعت است) [۱۰]



شکل ۷- پاشش سیال جانبی و تشکیل ناحیه بیضی گون در موقعیت نسبی ۰/۳۵

#### ۱-۴- پروفیل سرعت در مقاطع مختلف

برای بررسی بهتر توزیع سرعت، حول نقطه ی پاشش و میدان جریان، پروفیل سرعت در چهار مقطع از نازل بررسی می‌شود. موقعیت این مقاطع نسبت به محل پاشش، در شکل ۸ نشان داده شده‌است. در شکل ۹، تغییرات سرعت در چهار مقطع مذکور ارائه شده است. لازم به توجه است که توزیع سرعت، درون لایه مرزی مجاور بدنه، به خوبی قابل مشاهده است. همانطور که انتظار می‌رود و در این نمودارها نیز مشخص است، صفحه ی  $X = 0.036m$  که با فاصله ی زیاد، قبل از محل پاشش واقع شده است، هیچ اثری از پاشش را حس نمی‌کند و مقدار سرعت نسبت به صفحه ی  $Z = 0$  (محور نازل)، متقارن می‌باشد. اما شروع اثرات پاشش در صفحه ی  $X = 0.054m$  مشاهده می‌شود. بدین صورت که در بخشی از این مقطع (نزدیک به محل پاشش)، مقدار سرعت کمی از مقدار ماکزیمم خود کاهش یافته و سپس مجدداً به همان مقدار افزایش می‌یابد و دوباره در نزدیکی دیواره به صفر می‌رسد. این مطلب در شکل ۸ نیز قابل مشاهده بود، بدین صورت که جریان گازهای اصلی در این مقطع در نزدیکی محل پاشش با جریان سیال پاشش مقابله می‌کند. در مقطع  $X = 0.072 m$ ، اثر پاشش به وضوح مشخص شده و عدم تقارن سرعت در دو طرف صفحه ی  $Z = 0$  (و به تبع آن، عدم تقارن فشار که نتیجه ی آن، ایجاد نیروی جانبی روی دیواره ی نازل می‌باشد) نمایان است. در ادامه، هرچه از محل پاشش فاصله گرفته شود،

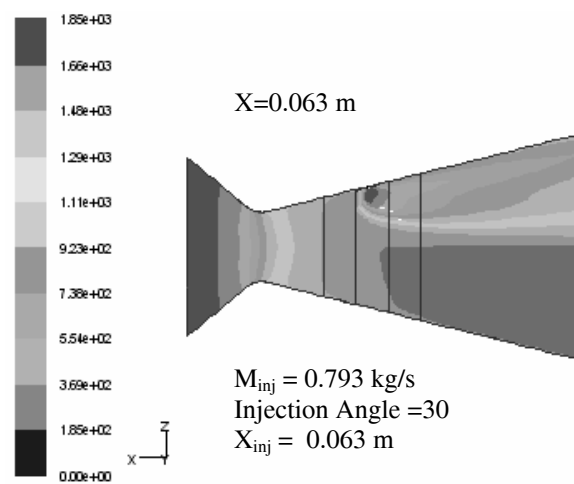
عدم تقارن کمتری در سرعت وجود می‌آید، این مطلب در مقطع  $X = 0.09m$  به وضوح قابل مشاهده است.

توجه شود که در مقاطع بعد از پاشش، که در شکل ۹ به دو مورد از آنها اشاره شد، با اینکه با فاصله گرفتن از محل پاشش، از میزان عدم تقارن کاسته می‌شود، اما این عدم تقارن از بین نمی‌رود و به آن بخش از دیواره که پس از محل پاشش و در معرض اثر سیال پاشش قرار دارد نیروی جانبی ناشی از عدم تقارن فشار، وارد می‌شود.

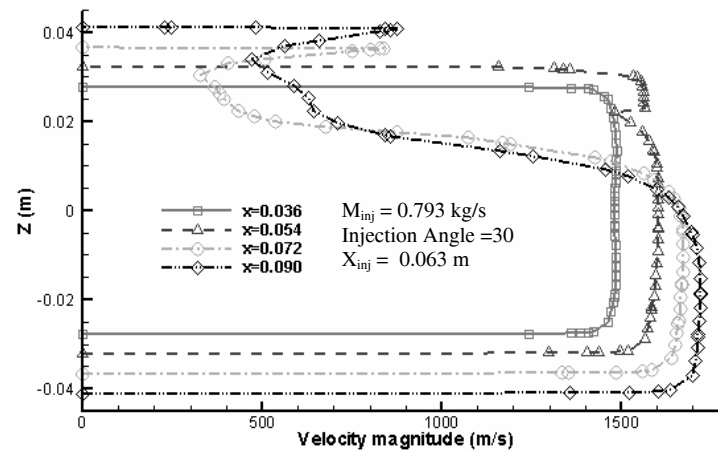
نکته ی دیگری که در این شکل، قابل مشاهده است، این مطلب می‌باشد که علیرغم یکسان بودن فاصله ی مقاطع قبل و بعد از پاشش، نسبت به محل پاشش (هرکدام  $0.109 m$ )، مقطع بعد از پاشش به شدت تحت اثر پاشش قرار گرفته و کاهش سرعت در این مقطع به اندازه ی  $1000 m/s$  است، اما مقطع قبلی، از اثر ناچیزی بهره‌مند بوده و کاهش سرعت به اندازه ی  $100 m/s$  را تجربه می‌کند. این موضوع ناشی از مافوق صوت بودن جریان گاز اصلی درون بخش واگرای نازل است.

#### ۲-۴- تغییرات فشار استاتیک در مقاطع مختلف

پس از بررسی تغییرات سرعت در مقاطع مورد نظر مربوط به قبل و بعد از پاشش، تغییرات فشار استاتیک در مقاطعی که تغییرات سرعت بررسی شد و نیز در مقطع پاشش، مورد مطالعه قرار می‌گیرد.



شکل ۸- موقعیت انژکتور و چهار صفحه به همراه توزیع سرعت

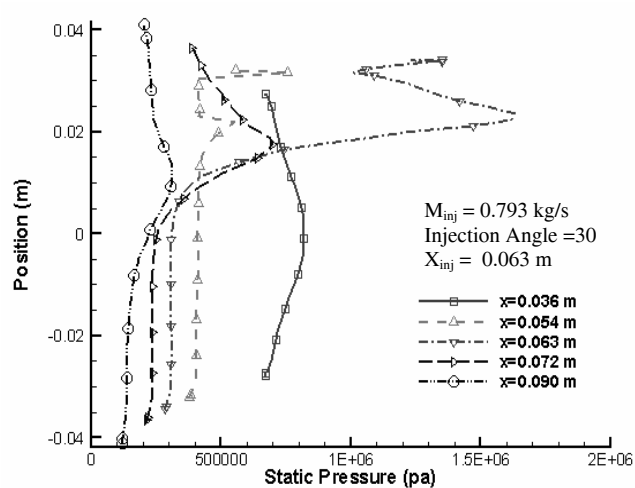


شکل ۹- توزیع سرعت در چهار مقطع از نازل

اثرات ناحیه ی بیضی گون در بخش هایی از آن، قابل مشاهده است و پاشش جریان ثانویه، باعث افزایش فشار شده است. علت افزایش فشار مجدد در نزدیکی دیواره، اضافه شدن اثرات فشار تزریق مایع از انژکتور به درون نازل می باشد. منحنی تغییرات فشار در موقعیت پاشش (یعنی  $X = 0.063 \text{ m}$ )، حکایت از افزایش شدید فشار در محل پاشش دارد که با نزدیک شدن به دیواره از مقدار آن کاسته می شود. البته مجدداً با نزدیک شدن به دیواره، اثرات فشار انژکتور نیز به فشار درون نازل اضافه می شود که در این نقطه، با افزایش فشار مواجه شده، سپس فشار به مقدار برآیند خود روی دیواره می رسد. در دو منحنی دیگر نیز فشار بالاست، اما با نزدیک شدن به مقطع خروجی، سرعت دوباره افزایش یافته و فشار استاتیک کاهش می یابد.

بدین منظور، در شکل ۱۰ تغییرات فشار برای مشخصات پاشش مشابه با شکل قبل، یعنی موقعیت پاشش  $0.063 \text{ m}$ ، دبی پاشش  $0.793 \text{ Kg/s}$  و زاویه ی پاشش  $30^\circ$  درجه ارائه شده است که بخوبی قابل بررسی و مقایسه می باشد. لازم به ذکر است که موقعیت یکی از مقاطع، در نقطه ی پاشش و موقعیت چهار مقطع دیگر، در دو طرف مقطع پاشش و با فاصله های متساوی نسبت به آن، در نظر گرفته شده است.

در منحنی  $X = 0.036 \text{ m}$ ، هیچ اثری از پاشش مشاهده نمی شود که البته منطقی است، زیرا با فاصله و در بالا دست محل تزریق واقع شده است. اما در نمودار مربوط به موقعیت  $X = 0.054 \text{ m}$  که قبل از نقطه ی پاشش قرار دارد،



شکل ۱۰- نمودار فشار استاتیک در پنج مقطع از نازل

است (X=0.05 تا X=0.057m)، که نمودار صفر درجه، آن را نشان می‌دهد. مقدار این تغییر، ۱۱۱۱ متر بر ثانیه است، بطوریکه از سرعت ۱۲۶۶ متر بر ثانیه به ۱۵۵ متر بر ثانیه رسیده است. پس از این کاهش ناگهانی، مقدار سرعت در فاصله ی یک سانتیمتری، افزایش نسبتاً شدیدی داشته (از ۱۵۵ متر بر ثانیه به ۴۷۶ متر بر ثانیه در فاصله ی X=0.057 تا X=0.067m) و در ادامه با همان شتاب نمودارهای ۹۰ و ۱۸۰ درجه افزایش، یافته است. سرعت خروجی گازها در نمودارهای ۹۰ و ۱۸۰ درجه، برابر ۱۲۴۰ متر بر ثانیه و در نمودار صفر درجه، برابر ۶۳۰ متر بر ثانیه است.

توزیع عدد ماخ، برای جریان نزدیک دیواره ی واگرای نازل، در شکل ۱۳ نشان داده شده‌است. اولین اختلاف سه نمودار، در نقطه ی X=0.0504 متری روی داده است. نمودارهای ۹۰ و ۱۸۰ درجه، با تفاوت کم تا خروجی نازل امتداد یافته‌اند. با این فرق که نمودار ۹۰ درجه در ناحیه ی X=0.1 تا X=0.17 کمی نسبت به نمودار ۱۸۰ درجه دچار کاهش عدد ماخ شده است که ناشی از تاثیر اندک ناحیه پاشش، روی این مسیر است. روی مسیر صفر درجه که از نقطه پاشش سیال جانبی می‌گذرد، از موقعیت X=0.0507 تا X=0.058 عدد ماخ از مقدار ۱/۶۱ به ۱/۱۹۲ کاهش یافته است. در واقع در این ناحیه، جریان بواسطه ی شوک ضربه‌ای ایجاد شده در جلوی نقطه ی پاشش، در رژیم جریان مادون صوت قرار گرفته است. پس از این کاهش، میدان جریان به سرعت، در فاصله‌ای کمتر از یک سانتیمتر (از X=0.058m تا X=0.068m) ماخ جریان را به بالای یک رسانده و جریان، مافوق صوت شده است. در ادامه، جریان با شیب کمتری، باعث افزایش عدد ماخ شده تا اینکه در خروجی از نازل، مقدار آن به ۱/۶۵۷ می‌رسد. این در حالی است که عدد ماخ جریان در دو نمودار مسیرهای دیگر به ۱/۸۷۸ رسیده است که در مقایسه، کاهش ۱۲ درصدی را نشان می‌دهد.

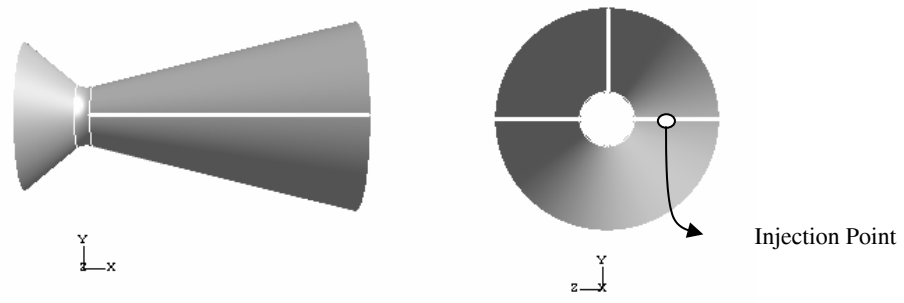
### ۳-۴- تغییرات پارامترهای مهم میدان جریان روی دیواره نازل واگرا

برای بررسی تغییرات پارامترهای میدان، جریان روی دیواره نازل واگرا در پاشش سیال جانبی فرئون، از سه مسیر روی این دیواره استفاده شده است. این سه مسیر که در شکل ۱۱ نشان داده شده است، در زوایای صفر، ۹۰ و ۱۸۰ درجه از نقطه پاشش سیال جانبی قرار گرفته‌اند. زاویه ی صفر درجه، مسیری است که از نقطه ی پاشش می‌گذرد. نتایجی که در این بررسی، مورد استفاده قرار گرفته است از شبیه سازی پاشش در نقطه ی X<sub>injection</sub> = 0.063 m معادل با ۰/۳۵ طول ناحیه ی واگرای نازل، بدست آمده است. پاشش در این نقطه با زاویه ی ۳۰ درجه نسبت به خط عمود بر محور نازل و دبی ۰/۷۹۳ کیلوگرم بر ثانیه، که معادل ۱۰ درصد دبی کل است، انجام شده‌است.

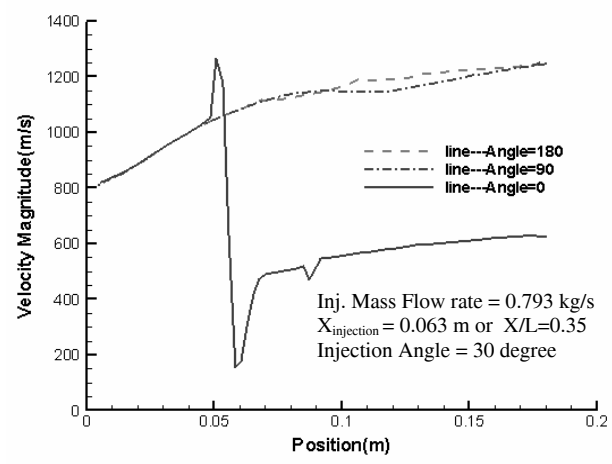
در شکل ۱۲، توزیع سرعت روی دیواره ی نازل واگرا نشان داده شده است. این توزیع درست در نزدیکی دیواره روی اولین شبکه ی میدان جریان بدست آمده است. واضح است که در روی دیواره، سرعت برابر صفر است، بنابراین، منظور از روی دیواره، اولین شبکه درون میدان جریان است. البته شاید ارائه سرعت در لبه ی لایه مرزی (به فاصله لازم از سطح نازل) مناسب‌تر باشد. سه نمودار فوق تا موقعیت X=0.0504 m، کاملاً بر یکدیگر منطبق هستند. دو نمودار ۹۰ و ۱۸۰ درجه، با تطابق نسبی با هم تا آخر نازل، روند صعودی خود را طی می‌کنند. مسیر زاویه ی ۹۰ درجه اندکی کاهش به همراه دارد.

شوک ناشی از ورود سیال جانبی که باعث تشکیل ناحیه بیضی گون پاشش می‌شود، در فاصله‌ای هفت میلیمتری باعث تغییر شدید مقدار سرعت شده

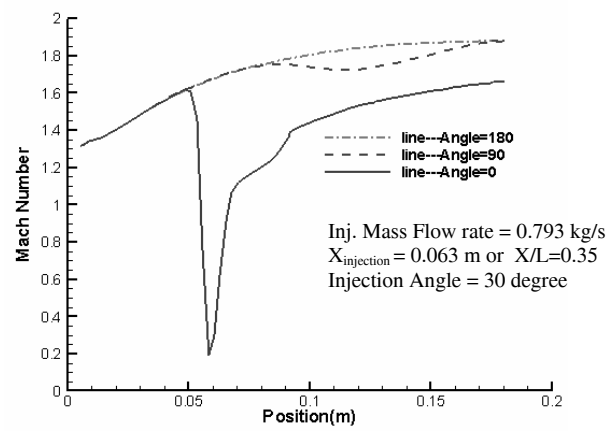




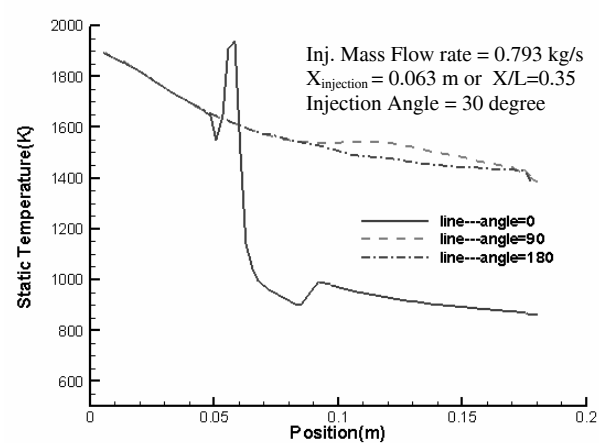
شکل ۱۱- مسیرهای مورد مطالعه، روی دیواره ی نازل واگرا



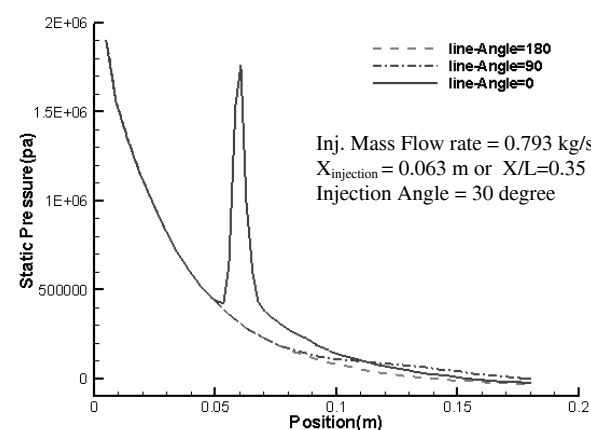
شکل ۱۲- نمودار توزیع سرعت، روی دیواره ی نازل واگرا



شکل ۱۳- نمودار توزیع عدد ماخ، روی دیواره ی نازل واگرا



شکل ۱۴- نمودار توزیع دمای استاتیک، روی دیواره ی نازل واگرا



شکل ۱۵- نمودار توزیع فشار استاتیک، روی دیواره ی نازل واگرا

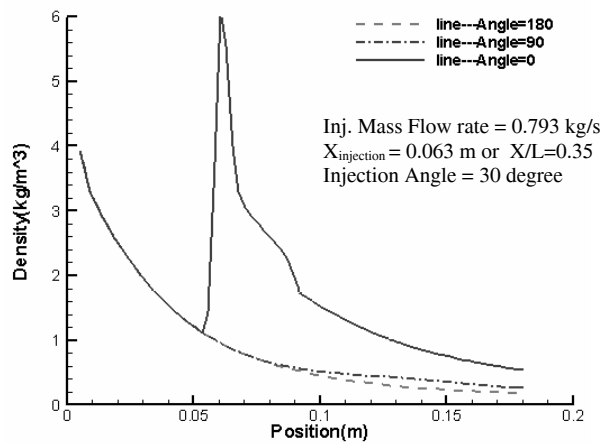
توجهی تا خروجی نازل کاهش دما را نشان می‌دهند. نمودار ۹۰ درجه، به دلیل نزدیک‌بودن به محل پاشش و ناحیه بیضی گون ناشی از آن، کمی تحت تاثیر پاشش قرار گرفته و افزایش اندکی را در خود نشان می‌دهد. دمای گازهای خروجی از نازل در مسیر عبوری از ناحیه ی پاشش، به ۸۷۰ درجه رسیده است که در مقایسه با دو مسیر دیگر، که دما به حدود ۱۴۲۰ درجه رسیده بود، کاهش تقریباً ۴۰ درصدی را نشان می‌دهد.

تغییرات فشار استاتیک، روی دیواره ی نازل واگرا، به وضوح بیانگر موقعیت تشکیل شوک در نزدیکی موقعیت پاشش است. این تغییرات در شکل ۱۵ نشان داده شده است. تا موقعیت  $X = 0.053$  m، فشار با کاهش طبیعی همراه

تغییرات دمای استاتیک، روی دیواره ی نازل واگرا در شکل ۱۴ نشان داده شده است. در این نمودار، تغییرات دما در مسیر صفر درجه از موقعیت  $X = 0.048$  m آغاز شده است. ابتدا یک نوسان کاهشی تقریباً صد درجه‌ای بوجود آمده است و سپس دما روی دیواره از موقعیت  $X = 0.0507$  m تا  $X = 0.058$  m به اندازه ۳۹۰ درجه کلون افزایش یافته و در ادامه، با کاهش شدید دما مواجه شده است که در فاصله ی  $X = 0.058$  m تا  $X = 0.068$  m، دما به اندازه ی تقریباً ۱۰۰۰ درجه کاهش یافته است. پس از این موقعیت، دما با نوسان کمتر، کاهش طبیعی خود را تا خروجی نازل ادامه داده است. دو نمودار دیگر، مربوط به مسیرهای ۹۰ و ۱۸۰ درجه، بدون پدیده ی قابل

جدول ۳ نسبت دبی پاشش به دبی جریان اصلی و نتیجه ی نسبت نیروی جانبی به نیروی محوری تراست (میزان انحراف بردار تراست) را که از شبیه سازی این تحقیق بدست آمده است، با نتیجه ی آزمایش تجربی مقایسه می کند. علیرغم عدم مدل سازی واکنش شیمیایی و سایر فرضیات ساده ساز دیگر، اختلاف نتایج حاصل تنها حدود ۱۲ درصد می باشد.

در شکل ۱۷ نتیجه ی تجربی، علاوه بر نقطه ی فوق، در یک دبی دیگر هم نشان داده شده و مقدار متناظر با آن که از شبیه سازی حاضر بدست آمده نیز رسم شده است. نکته ی قابل تاکید این است که یکی از دلایل تفاوت نتایج، در دسترس نبودن داده های دقیق ورودی از آزمایش تجربی می باشد. با این حال، مقدار خطا قابل قبول است.



شکل ۱۶- نمودار توزیع چگالی جریان، روی دیواره ی نازل واگرا

جدول ۲- شرایط مرزی نمونه ی آزمایشگاهی سیستم کنترل بردار تراست

واحد	مقدار	پارامتر
کیلوگرم بر ثانیه	۷/۹۳	دبی جریان اصلی
درجه کلون	۲۴۰۰	دمای ورودی جریان اصلی
اتمسفر	۱۰۶	فشار استاتیک ورودی جریان اصلی
کیلوگرم بر ثانیه	۰/۲	دبی پاشش
درجه کلون	۳۰۰	دمای پاشش
درجه	صفر (عمود بر محور نازل)	زاویه ی پاشش

است. در این نقطه، فشار شروع به افزایش می کند و تا نقطه ی  $X = 0.060$  و عبور از موج ضربه ای، این افزایش ادامه می یابد. فشار در این فاصله، از مقدار تقریبی ۴ اتمسفر به ۱۷ اتمسفر می رسد. پس از آن در مسافتی در همین حد، فشار کاهش یافته و به نزدیکی نمودار طبیعی خود می رسد، به نحوی که در خروجی نازل، هر سه نمودار تقریباً منطبق برهم می شوند. مجدداً مشاهده می شود که فاصله ی بین اولین لایه ی تشکیل موج ضربه ای در جلوی ناحیه ی پاشش ( $X = 0.053$  m) تا موقعیت پاشش ( $X = 0.063$  m)، حدود ۱۰ میلی متر است.

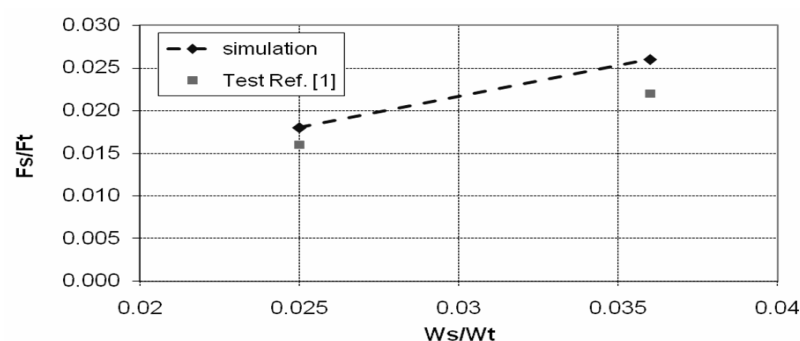
تغییرات چگالی گازهای درون میدان جریان نازل در نزدیکی دیواره، در نمودار شکل ۱۶ نشان داده شده است. همانند سایر پارامترها، تغییرات چگالی نیز از نقطه ی  $X = 0.0507$  m، دچار روندی غیر عادی می شود. پاشش سیال جانبی، باعث افزایش ۴/۵ برابری میزان چگالی و افزایش آن از مقدار ۱/۱۲ کیلوگرم بر مترمکعب به ۶/۱۳ کیلوگرم بر مترمکعب شده است. این تغییر شدید در طول یک سانتیمتر حادث گشته است. دو نمودار مربوط به مسیرهای ۹۰ و ۱۸۰ درجه، رفتار مشابهی داشته و پدیده ی خاصی در آنها روی نداده است. نمودار مسیر ۹۰ درجه، اندکی تحت تاثیر ناحیه ی پاشش، از موقعیت  $X = 0.1$  m به بعد تفاوتی محدود با نمودار مسیر ۱۸۰ درجه داشته است.

جریان اصلی عبوری از نازل، بدون پاشش سیال جانبی، بطور جداگانه تحلیل گردید. نتایج خصوصیات جریان در تمام زوایای صفر تا ۱۸۰ درجه در طول دیواره ی نازل، دقیقاً مطابق با نتایج مسیر زاویه ی ۱۸۰ درجه در شکل های ۱۲ تا ۱۶ بود. این موضوع نشانگر آن است که با توجه به انتخاب مناسب پارامترهای پاشش، جریان روی دیواره ی روبروی نقطه ی پاشش، متأثر از جت جانبی نمی باشد.

برای تایید نتایج بدست آمده در این تحقیق، از نتایج کارهای آزمایشگاهی استفاده شده است [۱]. هندسه ی نازل مورد استفاده به همان صورتی است که پیشتر بیان شد. سیال پاشش در این نازل، فرئون ۱۲ است. خصوصیات کامل گازهای حاصل از احتراق، موجود نبوده و بنابراین اطلاعات سیال اصلی بصورت دقیق نمی باشد. موقعیت پاشش در این مقایسه، در ۴۸/۳ درصد از طول واگرای نازل واقع شده است. سایر شرایط آزمایش در جدول ۲ آمده است.

جدول ۳- مقایسه نتایج شبیه‌سازی و داده‌های تجربی

درصد خطا	Fs/Fm	Ws/Wt	دبی جریان اصلی (kg/s)	دبی پاشش (kg/s)	نوع نتایج
-	۰/۰۱۶	۰/۰۲۵	۷/۹۳	۰/۲	داده‌های تجربی
۱۲٪	۰/۰۱۸	۰/۰۲۵	۷/۹۳	۰/۲	نتایج شبیه‌سازی حاضر



شکل ۱۷- نمودار مقایسه‌ی داده‌های تجربی و شبیه‌سازی حاضر

## ۵. جمع‌بندی

پاشش جت جانبی به درون میدان جریان مافوق‌صوت نازل، سبب ایجاد یک شوک قوی در آن می‌شود. موقعیت و شکل بیضی‌گون این شوک، وابسته به دبی و شرایط دیگر جت جانبی و جریان عبوری خواهد بود. در هر حال دماغه‌ی شوک جلوتر از نقطه‌ی پاشش است. در شبیه‌سازی‌های این تحقیق، پارامترهای اساسی میدان جریان شامل سرعت، دما، فشار و عدد ماخ روی دیواره، بر اثر موج ضربه‌ای دچار تغییرات شدیدی در فاصله ۱۵ میلیمتری از ابتدای لایه شوک تا بعد از نقطه‌ی پاشش شده‌اند. در این فاصله، سرعت دچار یک کاهش ۶۰ درصدی می‌شود. همینطور عدد ماخ ۸۷ درصد کاهش و سپس افزایش می‌یابد. فشار روندی معکوس داشته و تقریباً سه برابر زیادتر شده است. همچنین دما از ۲۰ درصد افزایش و پس از عبور از لایه‌ی شوک، تا ۶۰ درصد مقدار اولیه کاهش می‌یابد.

## ۶. مراجع

- [2]. Mark S. Mason, William J. Crowther, "Fluidic Thrust Vectoring Of Low Observable Aircraft", CEAS Aerospace Aerodynamic Research Conference, Cambridge, UK, 10-12 June (2002).
- [3]. B. R. Rich and V. Nuys, "Directional Controls for Propulsive Jets", Lockheed aircraft corporation, Burbank, California, (1960).
- [4]. R. F. Thielman, "Solid Propellant Gas Rotary Valve", Thompson Ramo Woldridge Inco., Cleveland, Ohio, (1964).
- [5]. L. T. Bankston, "Secondary Fluid Injection Thrust Vectoring Methods and Apparatus", Oxnard, California, (1965).
- [6]. M. C. Burrows, "Mixing and Reaction Studies of Hydrazine and Nitrogen Tetroxide Using Photographic and Spectral Techniques", National aeronautics and space administration, Washington d. c., June (1968).
- [7]. W. Collier, "A study into the steering of hybrid rocket engines", (2001).
- [8]. E. Glenn, "Preliminary Design of a Hybrid Rocket Liquid Injection TVC System", AIAA, (2007).
- [9]. Fluent 6.2.16, Copyright 2005 Fluent Inc.
- [10]. NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), "Solid Rocket Thrust Vector Control", (1974).
- [1]. C. J. Green and Foy McCullough, "Liquid Injection Thrust Vector Control", AIAA Journal, Vol. 1 N. 13, March (1963).