

بررسی تجربی اثرات تزریق ثانویه بر بردار پیشران یک نازل همگرا-واگرا با زاویه اریب ۴۵ درجه

محمد حججی نجف آبادی^۱، سید محمد حسین رضوی دهکردی^{۲*}، مصطفی پورمحمدی^۴، سیدعلی حسینی^۵، محسن نوروزی^۶

۱- استادیار، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران Hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir

۲- استادیار، دانشکده فنی مهندسی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران

۳- استادیار، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران rdehkordi@gmail.com

۴- کارشناسی، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران m.Pourmohamadi@gmail.com

۵- کارشناسی، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران ali.hoseini@smc.iaun.ac.ir

۶- کارشناسی، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران mohsen.norouzi8636@gmail.com

*نویسنده مخاطب

چکیده

امروزه بررسی و تحلیل جریان خروجی از نازل‌ها دارای اهمیت ویژه‌ای می‌باشد. نازل وسیله ایست برای کنترل، تغییر جهت، تغییر ویژگی‌های جریان است و در اکثر مواقع برای افزایش انرژی جنبشی یک سیال مورد استفاده قرار می‌گیرد. در هر سیستم حمل و نقل فضایی، نازل یک جزء بسیار مهم و حائز اهمیت می‌باشد. در این مقاله مشاهده و بررسی جریان در یک نازل همگرا-واگرای اریب (Beveled nozzle) با زاویه ۴۵ درجه، در نسبت فشارهای تزریق مختلف جریان ورودی و تزریق ثانویه ی متفاوت بررسی شده و جریان خروجی مشاهده و بررسی می‌گردد. ساختار جریان خروجی از نازل به همراه تزریق ثانویه، متفاوت از جریان بدون تزریق بوده و با افزایش نسبت فشارهای تزریق جریان اصلی، زاویه انحراف جریان بیشتر می‌گردد. همچنین بیشترین مقدار انحراف جریان در بالاترین مقدار نسبت فشار اصلی و فشار تزریق ثانویه اتفاق افتاده است.

واژگان کلیدی: نازل همگرا-واگرای اریب، کنترل بردار پیشران، تزریق جریان ثانویه، شوک

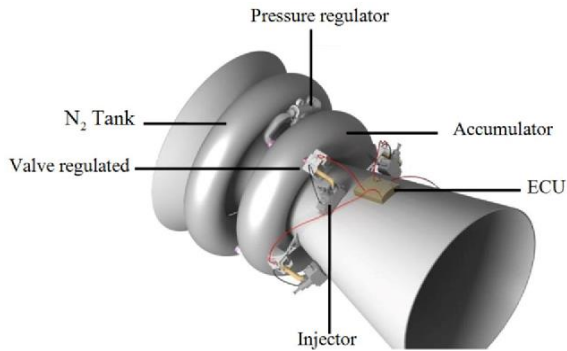
مقدمه

امروزه افزایش تقاضا برای عملکرد هر چه بهتر و بالاتر در پرتابه‌ها موجب توسعه نازل-هایی با عملکرد بالاتر می‌شود که در اکثر موارد با افزایش نسبت انبساط گازهای خروجی این امر حاصل می‌شود. با این حال این روش ممکن است پیامدهای نامطلوبی از جمله جدا شدن جریان بخاطر انبساط بیش از حد جریان خروجی و در نتیجه اعمال بارهای غیر متقارن غیر ثابت یا در اصطلاح بارهای جانبی را در پی داشته باشد که

ممکن است محدودیت‌هایی را در نازل و اجزا موتور ایجاد کند. از این رو، با توجه به نیازهای روزمره دنیا در زمینه هوافضا و همچنین بررسی فناوری‌های جدید با بازدهی بالا، تلاش برای طراحی و ساخت نازل‌های مختلف با رفتار ایده‌آل بیش از پیش حائز اهمیت است. در طول سال‌های متمادی نازل‌های مختلف در صنعت هوافضا مورد استفاده قرار گرفته است. در پرتابه‌های اولیه از نازل‌های مخروطی شکل استفاده می‌شد اما طی سال‌های اخیر معمول ترین نازل‌های خروجی دارای شکل زنگوله‌ای می‌باشند.

انواع مختلفی از نازل‌ها وجود دارد که هر کدام میدان جریان داخلی خاص خود را ایجاد می‌کنند. قبل از تحلیل و بررسی نازل‌ها، درک خصوصیات و ویژگی‌های انواع کانتور لازم است زیرا میدان جریان داخلی خصوصیات رفتار جداسازی جریان نازل را تعیین می‌کند. نازل ایده‌آل، نازلی است که شرایط جریان خروجی یکنواخت ایجاد کند.

ایده اصلی انتخاب نازل همگرا-واگرای اریب به حداقل رساندن وزن و تاثیر دمای گازهای خروجی بر روی نازل است. حرارت بالا در موتور اصلی و ستون گازهای احتراق می‌تواند گرمای قابل توجهی را به اجزا مجاور موتور منتقل کند که امری نامطلوب است. استفاده از نازل همگرا-واگرای اریب می‌تواند به عنوان یک محافظ حرارتی عمل کند و سبب کاهش دمای گازهای خروجی شود. از دیگر مزایای نازل همگرا-واگرای اریب می‌توان به توزیع جریان یکنواخت‌تر و همچنین اختلاط بهتر گازهای خروجی با هوای محیط اشاره کرد در واقع ویژگی‌های ستون گازهای احتراق در نازل همگرا-واگرای اریب بهتر از نازل‌های کامل و مخروطی است [۱].



شکل ۲) قرارگیری اجزا کنترل بردار تراست به روش پاشش ثانویه



شکل ۱) نمونه‌ای از کارکرد نازل در پرتابه‌ها

ساخت و استفاده از شیرهای تزریق را بیش از پیش فراهم کرده است و این روش بسیار مورد توجه است.

زیمانجوییچ و همکارانش بطور تجربی جریان‌ها، توزیع فشار دیواره و تغییرات بردار پیشران ناشی از پاشش جانبی را در یک نازل مافوق صوت متقارن و نامتقارن تحت شرایط خلاء بررسی کردند. در این مطالعه مشاهده شد که زاویه دار بودن پاشش سیال ثانویه بالادست اثرات مطلوبی بر تغییر جهت بردار پیشران دارد. [۲]

معاروف و همکاران در مطالعه‌ای با بهره‌گیری از تحقیقات محاسباتی و مدل سازی جریان، تاثیرات برخی از پارامترها نظیر نسبت فشار، میزان دبی جرمی جریان تزریق شده، اندازه و مکان شکاف تزریق را مورد بررسی و مطالعه قرار دادند. برای انجام این کار از محاسبات سه بعدی نویر استوکس با چندین مدل تلاطم مختلف استفاده شده و همچنین منطقه جدایش جریان ناشی از تزریق ثانویه، توصیف شده است. در این پژوهش مشاهده شد که در صورتی که نسبت فشار نازل و نسبت دبی جریان به ترتیب در محدوده ۲ تا ۱۰ و ۲ تا ۷ درصد باشند، تزریق حلقوی سیال جانبی در یک نازل متقارن می‌تواند در بردار پیشران زوایای قابل توجهی تا ۱۶ درجه ایجاد کند. [۳]

گرین و همکارانش آزمایش‌هایی را حول موضوع پاشش سیال ثانویه به درون شیبوره در موقعیت‌ها و دبی‌های تغییر بردار پیشران را بدست آوردند. [۴]

ماسویا و همکارانش با روش‌های آزمایشگاهی پاشش گاز ثانویه به درون شیبوره یک نازل مخروطی را بررسی کردند. در این بررسی ویژگی‌های میدان جریان مشخص و توزیع فشار بر روی جداره داخلی نازل اندازه‌گیری شده است. در این کار تاثیر فشار پاشش سیال ثانویه بر روی میدان جریان نازل بررسی شده است. [۵]

کورتنی طی یک مطالعه جامع تحت عنوان کنترل بردار پیشران به روش تزریق ثانویه (SITVC) برای سیستم پیشران وسایل پرنده، کاربرد این طرح را در پیشران فضایی مورد بحث قرار داده است. [۶] این پژوهش بر روی تعیین اثرات فشار محیط خلا بر عملکرد و کنترل بردار پیشران به روش تزریق ثانویه (SITVC) با بهره‌گیری از ابزار عددی، متمرکز بوده و به بررسی اثرات نسبت مساحت، پیکره بندی انژکتورها و شرایط عملیاتی نازل بر عملکرد SITVC در نازل‌های رایج با نسبت مساحت بالا در پیشران فضایی پرداخته شده است. طبق نتایج بدست آمده از این مطالعه، در محیط کم فشار در صورتی که نازل فرامنسبسط نباشد، عملکرد SITVC به طور محدودی تحت تاثیر قرار می‌گیرد اما در صورتی که نازل فرامنسبسط باشد، فشار کم محیط به شدت بر روی عملکرد SITVC تاثیرگذار است. همچنین مشخص شد که نسبت مساحت نازل تاثیر ناچیزی بر عملکرد SITVC در نازل‌های با نسبت مساحت بالا دارد در حالی که محل و زاویه قرارگیری انژکتور پاشش تاثیر بسزایی بر روی عملکرد SITVC دارد و با مقایسه تحلیلی میزان مصرف سوخت و جرم سیستم SITVC با سیستم رایج کنترل بردار پیشران مکانیکی (MTVC)، مشاهده شد که سیستم SITVC مصرف سوخت و جرم کمتری نسبت به سیستم‌های مکانیکی دارا می‌باشد.

در کنار طراحی هر نازل، کنترل جهت گازهای خروجی نیز بسیار مهم می‌باشد. همانطور که میدانیم هر پرتابه برای انجام ماموریت نیازمند کنترل و هدایت می‌باشد و این امر در پرتابه‌ها با کنترل بردار پیشران صورت می‌پذیرد (شکل ۱) پاشش سیال ثانویه درون قسمت واگرای نازل از روش‌های مرسوم کنترل بردار پیشران می‌باشد (شکل ۲). در این روش، هم آب و هم سیالات واکنش پذیر مورد استفاده قرار می‌گیرند. پاشش سیال به درون جریان اصلی از طریق سوراخ‌ها موجب تغییر لایه مرزی نازل شده و این امر جهت جریان گازهای خروجی از نازل و توزیع فشار روی دیواره داخلی نازل را تغییر داده و در نهایت جهت بردار پیشران را تغییر می‌دهد. روش‌های کنترل بردار پیشران مستقل از نیروهای آیرودینامیکی می‌باشند و تا زمانی که موتور نیروی پیشران تولید کند کارایی لازم را دارند اما در بازه‌ای که سیستم پیشران پرتابه غیر فعال باشد روش کنترل بردار پیشران نیز کارایی ندارد و نیاز به مکانیسم‌های دیگری برای کنترل و هدایت پرتابه می‌باشد. بطور کلی اساس کارکرد سیستم تزریق ثانویه، ایجاد تغییر در میدان جریان عبوری از یک نازل از طریق پاشش سیال ثانویه در قسمت واگرای شیبوره و در نهایت تغییر جهت بردار پیشران می‌باشد. سیستم‌های کنترل بردار پیشران شامل روش‌های مکانیکی و سیالاتی است. در روش‌های مکانیکی، کنترل بردار پیشران نیازمند عملگرها و اجزاء متحرک مکانیکی مانند نازل متحرک برای ایجاد انحراف در بردار پیشران می‌باشد در صورتی که در روش کنترل بردار پیشران با تزریق ثانویه، نیازی به قطعات مکانیکی نیست و همچنین دارای پاسخ‌دهی سریع می‌باشد از مزایای این روش میتوان به سادگی عملگرها، کنترل ساده و عدم حساسیت به معایب اجزاء مکانیکی مرتبط مانند انحراف، فرسایش، ذوب و تغییر شکل دمایی اشاره کرد. [۲] و [۳]

تا کنون بسیاری از دانشمندان بر روی اثرات و رفتارهای پایداری پژوهش‌ها و مطالعاتی را انجام داده‌اند. بسیاری از محققان در چند دهه گذشته تاثیر متقابل موج شوک و لایه مرزی را بررسی کرده‌اند.

تزریق گاز داغ به دلیل حجم کم و کارایی بالا از روش‌های مناسب کنترل بردار پیشران به شمار می‌رود که امروزه بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. در گذشته به علت عدم پیشرفت علم متالوژی و نبود مواد مناسب، شیرهای تزریق موجود در مسیر خیلی سریع دچار خوردگی و فرسایش می‌شد اما امروزه وجود مواد مناسب امکان

مانند موقعیت، زوایا و دبی جریان پاشش ثانویه مورد بررسی قرار گرفته و مشخص شد که با توجه به نیاز طراحی باید نقطه بهینه با مشخصات خاص انتخاب شود. [۱۲]

با بررسی مطالعات فوق و طراحی و ساخت نازل های اریب، می توان به بررسی اثرات تزریق جریان ثانویه سیال به قسمت واگرای نازل و مشاهده تغییرات جریان در یک نازل همگرا-واگرای اریب با زاویه اریب ثابت پرداخت.

تجهیزات آزمایشگاهی

کلیه آزمایش ها بر روی یک نازل همگرا واگرای اریب با زاویه اریب ۴۵ درجه انجام شده است. نازل به یک محفظه آرامش که برای فشار ۳۵ اتمسفر طراحی شده است متصل میشود، قطر ورودی نازل همگرا ۱۶ میلی متر و قطر گلوگاه ۵ میلی متر است. همچنین برای تزریق جریان ثانویه یک سوراخ به قطر ۱/۲۵ میلی متر در فاصله ۸۰ درصد طول نازل از گلوگاه ایجاد شده است.

با توجه به اهمیت بالای طراحی شکل مناسب نازل به منظور جلوگیری از ایجاد موج های ضربه ای و جدایش جریان خروجی، دانشمندان راه های مختلفی را برای طراحی نازل ارائه کرده اند که به دو روش کلی تقسیم می شوند. روش اول، طراحی با استفاده از مشخصه های (فشار در خروجی نازل، جریان عبوری موتور و...) و روش دوم، طراحی با استفاده از معادلات مربوط به نسبت مساحت آیزنتروپیک می باشد. این طراحی بر پایه روش دوم است که در واقع یک روش تقریبی می باشد.

جدول ۱ مشخصات نازل

طول نازل	$L=25 \text{ mm}$
قطر گلوگاه	$D_p = 5 \text{ mm}$
قطر سوراخ تزریق	$D_i = 1.25 \text{ mm}$
زاویه اریب	$\alpha = 45$



شکل ۱) نازل همگرا-واگرای اریب با زاویه ۴۵ درجه

کلیه فشارها در طول مدت انجام آزمایش توسط دو سنسور فشار بالا با دامنه فشار نسبی ۱- الی ۱۰ بار اندازه گیری و ثابت نگه داشته شده است. دقت اندازه گیری سنسورها ۰/۱٪ مقیاس کلی میباشد.

برای مشاهده جریان از سیستم شادوگراف که شامل منبع نوری، آینه های مقعر تلسکوپی با شعاع کانونی ۱/۵ متر، دوربین تصویر برداری استفاده شده است. برای به تصویر کشیدن ضریب شکست و تغییرات چگالی در سیالات میتوان از روش های نوری استفاده کرد، سایه نگار یکی از این روش هاست که بسیار پر کاربرد، راحت و کم هزینه می باشد و اغلب در جریان های مافوق صوت کاربرد دارد. سایه نگار بر مبنای تغییر ضریب شکست پرتوهای موازی نور عبوری از محل آزمون در اثر تغییرات چگالی در نقاط مختلف عمل می کند. صورتی که یک آرایه موازی امواج نور به یک جسم تابانده

نورمان و همکارانش طی یک پژوهش به شبیه سازی عددی تاثیر محل تزریق، زاویه تزریق و نیم زاویه واگرایی در میدان SITVC نازل پرداختند. ایشان پس از مقایسه مدل های آشفتگی عددی با داده های تجربی و اعتبار سنجی به بررسی شبیه سازی عددی اثرات تغییر محل پاشش ثانویه، زاویه پاشش و نیم زاویه واگرایی بر سیستم SITVC و توصیف پارامترهای عملکردی سیستم پرداختند. [۷] نتایج بدست آمده از این مطالعه نشان می دهد که با جابجایی محل تزریق ثانویه به سمت دهانه خروجی و همچنین افزایش نیم زاویه واگرایی، نیروی جانبی افزایش یافته و بدون ایجاد شوک بر روی دیواره مقابل زاویه انحراف قابل توجهی ایجاد می شود. و این امر برای سیستم SITVC موثر تر می باشد. در واقع عملکرد سیستم SITVC و ساختار میدان جریان بیشتر تحت تاثیر محل تزریق و نیم زاویه واگرایی نازل می باشد در حالی که زاویه تزریق اثر ناچیزی بر عملکرد سیستم دارد.

حیدری و پورامیر، به شبیه سازی و تحلیل و بررسی پدیده های فیزیکی و اثرات تداخل پاشش جانبی با جریان اصلی پرداخته اند. بدین منظور ابتدا به شناسایی این روش و پدیده های حاصل نظیر موج ضربه ای کماتی، اختلاط جریان ها، جدایش لایه مرزی و معرفی پارامترهای اساسی این سیستم پرداخته و سپس مشخصات شبیه سازی این روش اعم از هندسی و فیزیکی ارائه شده است. در این کار اثرات تداخل پاشش جانبی با گازهای اصلی خروجی بررسی گردیده و توزیع فشار، دما، سرعت و چگالی در قسمت های مختلف بخش واگرای نازل مورد مطالعه و تحلیل قرار گرفته است. [۸]

مسگری و همکارانش نیز به بررسی عددی عوامل موثر بر ایجاد نیروی کنترلی و طراحی یک سیستم کنترل بردار پیشران پرداخته اند. اندازه، تعداد اریفیسهای جریان، میزان دبی، زاویه پاشش و ... پارامترهایی هستند که در این مطالعه مورد بررسی قرار گرفته است. [۹]

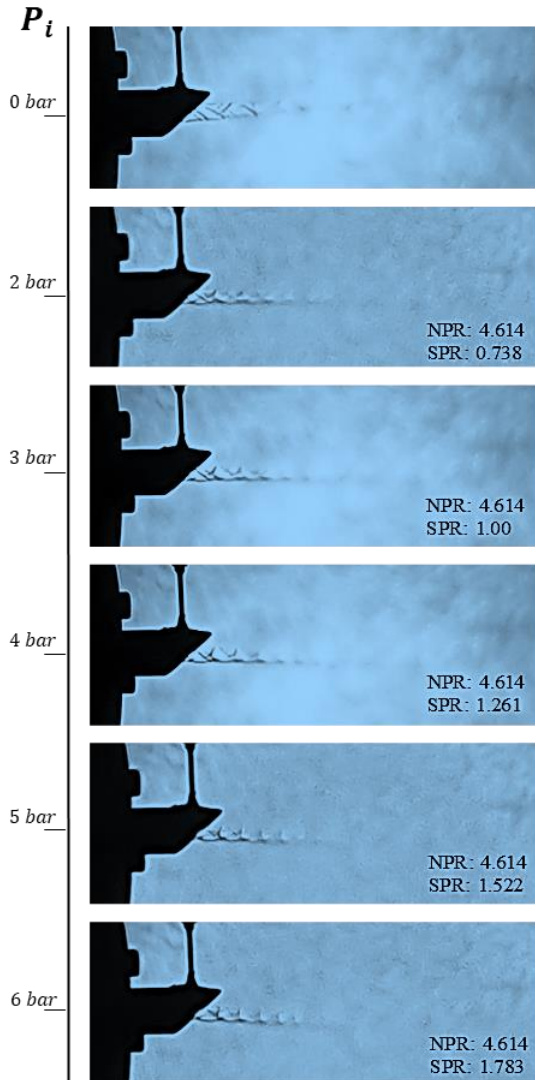
هاشم آبادی و همکاران در ابتدا با مطالعه و دسته بندی روش های عمومی کنترل بردار پیشران ضمن مقایسه پارامترهای مختلف، با بیان مزایا و معایب همه روش ها جایگاه روش کنترل بردار پیشران با پاشش سیال جانبی از نوع مایع را بین سایر روش ها بیان کردند. همچنین ایشان به معرفی و بررسی اجمالی پارامترهای مختلف پاشش سیال جانبی اعم از جنس سیال، موقعیت پاشش، زاویه پاشش و دبی جریانه پاشش نسبت به جریان اصلی از منظر دینامیک گاز پرداختند. آن ها در این مطالعه نتایجی در مورد نحوه انتخاب بهینه این پارامترها و اثرات آن ها بر یکدیگر و همچنین تاثیر پارامترهای انتخابی بر میزان انحراف بردار پیشران را بیان نمودند سپس در ادامه بر اساس آن روند طراحی آیرودینامیکی کنترل بردار ویشران به روش پاشش سیال را تدوین کردند. [۱۰]

زاهدزاده و قلم باز در مطالعه ای به بررسی عددی پاشش دو جریان ثانویه در شیپوره جهت کنترل بردار پیشران یک موشک پرداختند. [۱۱] در این پژوهش، میدان جریان درون شیپوره شبیه سازی و معادلات نویر استوکس، مدل آشفتگی دو معادله ای K- ω SST و معادله حالت گاز کامل حل گردید. ایشان نتایج حل عددی و حل تجربی را با یکدیگر مقایسه نموده و نتایج و اثرات پاشش از دو انژکتور را در موقعیت های مختلف بررسی کردند. در این مطالعه مشخص شد که پاشش از دو انژکتور به طور همزمان، زوایای بردار پیشران بیشتری نسبت به پاشش تک انژکتور ایجاد می کند همچنین مشاهده شد که هر چه انژکتور دوم به دهانه خروجی شیپوره نزدیک باشد، بردار پیشران زاویه بیشتری خواهد داشت.

مویدی و دهقان به مطالعه ای تحت عنوان شبیه سازی سیستم کنترل بردار نیروی پیشران با جریان پاشش ثانویه و بررسی تغییر پارامترهای مختلف بر عملکرد آن پرداختند و جریان پاشش ثانویه روی صفحه تخت را بررسی کرده و با شبیه سازی جریان درون نازل همگرا-واگرا، مطالعاتی پیرامون اثر پاشش ثانویه انجام دادند. در این کار پارامترهای حائز اهمیت در کنترل بردار پیشران به روش تزریق جریان ثانویه

مشاهدات تجربی و نتایج

در این پژوهش ما با استفاده از روش سایه نگار جریان خروجی از نازل را در شرایط مختلف با وضوح و کیفیت خوب مشاهده و ثبت گردید که نتایج بدست آمده در ادامه قابل مشاهده می‌باشد.



$$P_{pg} = 3 \text{ bar}$$

شکل ۴) مشاهده جریان و زاویه انحراف در فشار نسبی اولیه ۳ bar

می‌شود، هر موج صوتی و ضربه‌ای منتشر شده از جسم هوای اطراف را متراکم و منبسط می‌کند و این تغییر چگالی، رفتار نور منعکس شده از جسم را تغییر می‌دهد و نور دچار شکست می‌شود که این تغییرات در یک تصویر سایه‌ای مشاهده می‌شود. در واقع می‌توان گفت سایه نگار ناهمگونی‌های نوری در مواد شفاف را که چشم انسان قادر به دیدن آن‌ها نیست، در یک تصویر سایه ای از جسم نمایان می‌کند. به طور کلی این ناهمگونی‌ها، تفاوت‌های محل نوری در طول مسیر هستند که باعث انحراف نور می‌شوند و این انحراف نور می‌تواند نواحی تاریک و روشن یا تغییرات رنگی در تصویر ایجاد کند. این تکنیک ترکیبی از آینه‌های مقعر و محدب است که در صورت وجود دوربین و منبع نوری مناسب امکان ثبت تصاویر مفید و مناسب وجود خواهد داشت.

محاسبات

در مطالعه حاضر اثرات فشار تزریق ثانویه بر انحراف بردار تراست یک نازل همگرا-واگرای اریب ۴۵ درجه مورد بررسی قرار گرفته و این اثرات در سه فشار مختلف جریان اصلی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. بدین منظور فشار جریان ورودی به نازل ۴.۳ و ۵ بار و فشار تزریق ثانویه به قسمت واگرای نازل برابر ۰ تا ۶ بار در نظر گرفته شده است. با استفاده از روابط زیر مقادیر NPR^۱ و SPR^۲ و همچنین دبی جریان اصلی و ثانویه بدست می‌آید.

$$NPR = \frac{P_{0P}}{P_{atm}}, \quad P_{0P} = P_{gP} + P_{atm}$$

$$SPR = \frac{P_{0S}}{P_{0P}}, \quad P_{0S} = P_{gS} + P_{atm}$$

$$\dot{m}_{p/l} = \frac{P_0 A^*}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma+1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)(\gamma-1)}}$$

$$A_p^* = \pi \times 5^2 \text{ mm}^2, \quad A_l^* = \pi \times 1.25^2 \text{ mm}^2$$

شرایط محیط:

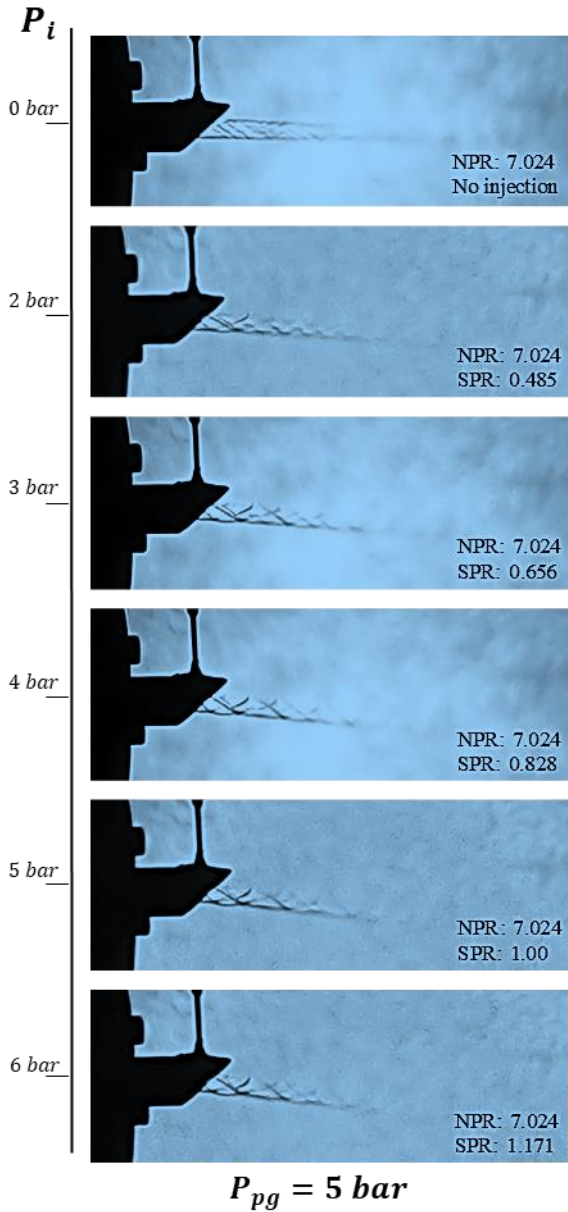
$$\gamma_{air} = 1.4, \quad P_{atm} = 83000 \text{ pa}, \quad T_0 = 293.15 \text{ k}$$

جدول ۲) راهنمای علائم و اختصارات

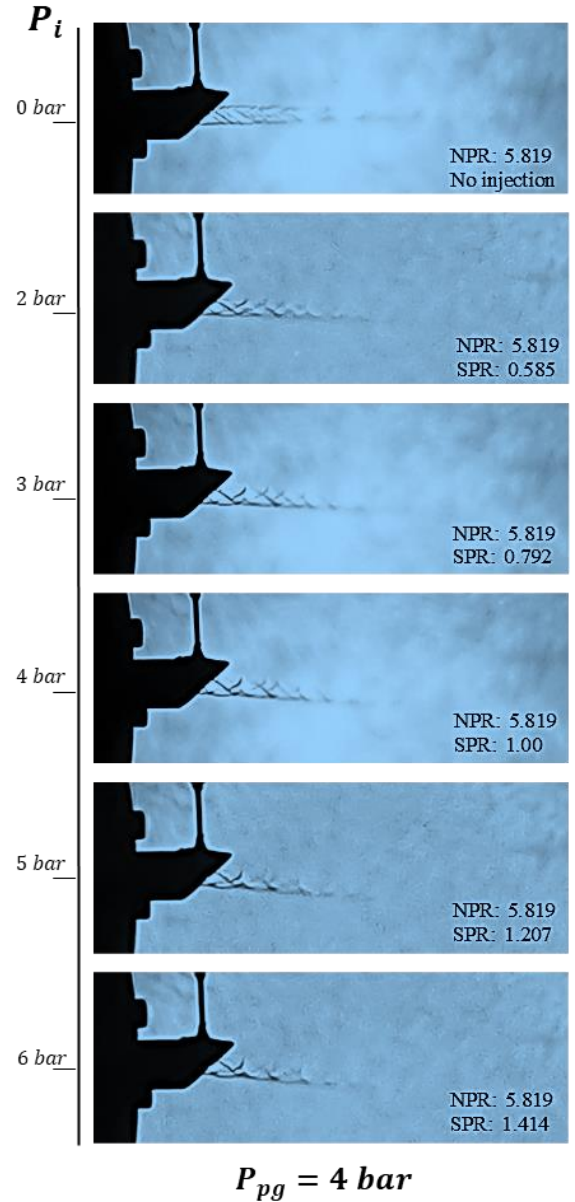
علائم	توضیحات
P_{0P}	فشار سکون جریان اصلی نازل
P_{0S}	فشار سکون جریان پاشش ثانویه
P_{gP}	فشار جریان اصلی اندازگیری شده با گیج
P_{0S}	فشار جریان پاشش ثانویه اندازه گیری شده با سنسور فشار
\dot{m}_p	دبی جریان اصلی نازل
\dot{m}_i	دبی جریان پاشش ثانویه
A_p^*	سطح مقطع گلوگاه نازل
A_l^*	سطح مقطع جریان پاشش ثانویه
δ	زاویه انحراف بردار پیشران

² Secondary Pressure Ratio

¹ Nozzle Pressure Ratio



شکل ۶) مشاهده جریان و زاویه انحراف در فشار نسبی اولیه ۵ bar



شکل ۵) مشاهده جریان و زاویه انحراف در فشار نسبی اولیه ۴ bar

نتایج و بحث:

در همه تصاویر ثبت شده به وضوح مشاهده میشود که به واسطه تزریق جریان ثانویه، ساختار جریان دچار تغییر شده و شوک‌های ایجاد شده متفاوت می‌شود. در $NPR = 5.819$ مشاهده می‌شود، در حالی که تزریق ثانویه انجام نمی‌شود انحراف بردار پیشران رو به سمت بالا می‌باشد. که می‌توان این رفتار را با اثر پدیده کواندا که تمایل چسبیدن جت جریان به سطح می‌باشد، توجیه نمود. در اینجا می‌توان گفت اثر کواندا به عنوان یک اثر مخرب عمل کرده و ناخواسته موجب تغییر بردار پیشران شده است. با افزایش NPR مشاهده میشود که اثر کواندا بر جت جریان کم شده و در $NPR = 7.024$ از بین رفته و بردار پیشران کاملاً مستقیم می‌باشد.

با دقت در تصاویر مشاهده میگردد که در قسمت خروجی نازل دو شوک مایل پر رنگ به وضوح قابل مشاهده هستند که نشان دهنده ی اثر شوک های مایل ناشی از تزریق

۸. حیدری و پورامیر (۲۰۱۱). "شبیه‌سازی کنترل بردار تراست به روش پاشش تک‌انژکتوره سیال مایع (علمی-پژوهشی)".

۹. مسگری، سعید و نوین زاده، علیرضا و عباسی، میثم. (۱۳۸۹). "کنترل بردار تراست به کمک پاشش سیال". دهمین همایش انجمن هوافضای ایران، تهران.

۱۰. هاشم آبادی، حیدری (۲۰۰۹). "الگوریتم طراحی آیرودینامیکی کنترل بردار تراست به روش پاشش مایع". علوم و تحقیقات هوافضا ۲(۱): ۲۷-۳۵.

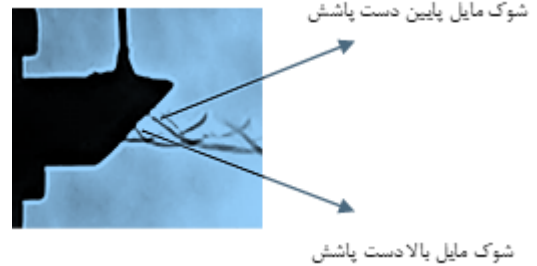
۱۱. زاهد زاده، قلم باز. (۲۰۱۷). "مطالعه عددی پاشش دو جریان ثانویه در شیپوره جهت کنترل بردار تراست یک موتور موشک". مجله علمی تخصصی مهندسی مکانیک تبدیل انرژی ۳(۴): ۱۷-۲۵.

۱۲. محمدکاظم مویدی و محمدهادی دهقان. (۱۳۹۷). "شبیه سازی عددی سیستم کنترل بردار نیروی پیشران با جریان پاشش ثانویه و بررسی اثرات تغییر پارامترهای مختلف بر عملکرد آن". مجله علمی ترویجی انجمن مهندسان مکانیک ایران ۲۷(۴): ۶۰-۶۸.

۱۳. مجتبی زاهدزاده، مصطفی زاهد زاده و محمد قلم باز. (۱۳۹۵). "مطالعه عددی تاثیر نوع گاز پاشش شده بر کنترل بردار تراست توسط پاشش ثانویه در شیپوره موتور موشک". کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران، دوره ۱۶.

۱۴. نجاری و حیدری. (۲۰۱۶). "طراحی سیستم کنترل بردار تراست به وسیله پاشش مایع داخل نازل و شبیه‌سازی عددی جریان وابسته". مهندسی مکانیک مدرس ۱۶(۳): ۲۵۱-۲۶۲.

جریان ثانویه میباشد. همچنین مشاهده می‌شود که یک شوک از بالادست تزریق ثانویه شکل گرفته و دیگری از پایین دست تزریق به سمت خروجی متمایل میشود و با افزایش NPR، شوک حاصله در پایین دست، بیشتر به سمت خروجی نازل حرکت می‌کند. این پدیده که در شکل ۷ قابل مشاهده است، نشان دهنده افزایش صلبیت جریان تزریق و ایجاد شوک قوی تر با افزایش NPR، میباشد.



شکل ۷) بزرگنمایی شوک‌های ایجاد شده در قسمت خروجی نازل

بطور کلی مشاهده می‌شود که با افزایش SPR در NPR های مختلف، انحراف بردار پیشران افزایش می‌یابد و می‌توان از روش تزریق ثانویه برای کنترل بردار پیشران در نازل همگرا-واگرای اریب استفاده کرد.

مراجع

1. Madhavi Thanniru, M. S. A., Dr. M. Satyanarayana Gupta (2016). "Design and Optimization of Scarfed Nozzle " International Journal & Magazine of Engineering, Technology, Management and Research 3 (2016)(9 (september)): 18.
2. Green, C. and F. McCullough Jr (1963). "Liquid injection thrust vector control." AIAA Journal 1(3): 573-578.
3. Masuya, G., et al. (1977). "Secondary gas injection into a supersonic conical nozzle." AIAA Journal 15(3): 301-302.
4. Zmijanovic, V., et al. (2013). "Thrust vectoring effects of a transverse gas injection into a supersonic cross flow of an axisymmetric convergent-divergent nozzle." Progress in Propulsion Physics 4: 227-256.
5. Maarouf, N., et al. (2009). Thrust vectoring through fluid injection in an axisymmetrical supersonic nozzle: Theoretical and computational study. Shock Waves, Springer: 1141-1146.
6. bright, c. a. (2019). secondary injection thrust vector control for spacecraft propulsion: 1-270.
7. Noaman, H., et al. (2019). "Numerical Simulation on the Influence of Injection Location, Injection Angle, and Divergence Half Angle on SITVC Nozzle Flow Field." International Journal of Aerospace Engineering 2019.