

بررسی تجربی اثرات تزریق جریان ثانویه بر جریان خروجی نازل همگرا - واگرا در زوایای اریب مختلف

محمد حججی^۱، سید محمدحسین رضوی دهکردی^{۱*}، سید علی حسینی^۲، مصطفی پورمحمدی^۲، محسن نوروزی^۲
۱- استادیار هوافضا، دانشکده فنی مهندسی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران
۲- مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران
(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۹/۰۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۵)

چکیده

در این تحقیق باتوجه به اهمیت کنترل بردار پیشران نازل‌های اریب، اثرات تزریق ثانویه بر میزان انحراف جریان خروجی از نازل اریب همگرا - واگرا در شرایط فرا منبسط به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور از سه نازل اریب با زاویه اریب ۲۵، ۴۵ و ۶۵ درجه استفاده شده است. همچنین برای کنترل جهت جریان خروجی از نازل، یک مجرای همگرا برای تخلیه جریان ثانویه به صورت عمود بر راستای مرکزی نازل در موقعیت ۰.۸ طول واگرای نازل نصب شده است. اثرات تغییر فشار سکون نازل اصلی و جریان ثانویه به همراه تغییر زاویه اریب نازل، پارامترهای اصلی مورد بررسی در این تحقیق می‌باشند. میزان انحراف جریان خروجی از نازل در شرایط مختلف از تصاویر سایه‌نگاری انجام شده، استخراج و نتایج آن ارائه شده است. این نتایج نشان می‌دهد که عملکرد نازل‌های اریب با زاویه اریب پایین همراه با تزریق ثانویه بسیار مناسب بوده و تغییرات زاویه انحراف جریان خروجی تا ۱۰.۸ درجه به‌ازای دبی جرمی نسبی ۱۸.۲ درصد می‌باشد. همچنین نتایج نشان می‌دهند که میزان کنترل جریان در نازل‌های اریب تا زاویه ۴۵ درجه نیز، از عملکرد بسیار مطلوبی برخوردار می‌باشد و در زوایای بالاتر عملکرد آن به شدت کاهش می‌یابد، به طوری که میزان کاهش انحراف جریان در نازل اریب ۴۵ درجه نسبت به نازل اریب ۲۵ درجه نزدیک به ۳ درصد می‌باشد. این در حالی است که این مقدار در نازل اریب ۶۵ درجه تا ۸۳ درصد کاهش می‌یابد.

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

Experimental Investigation of the Effects of Secondary Flow Injection on the Exhausted Flow from the Convergent-Divergent Nozzle at Different Beveled Angles

Mohammad Hojaji^{1,2}, Sayed Mohammad Hossein Razavi Dehkordi^{1,2,*}, Sayed Ali Hosseini², Mostafa Poormohammadi², Mohsen Noroozi²

1. Assistant Professor, Department of Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran
2. Aerospace and Energy Conversion Research Center, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran

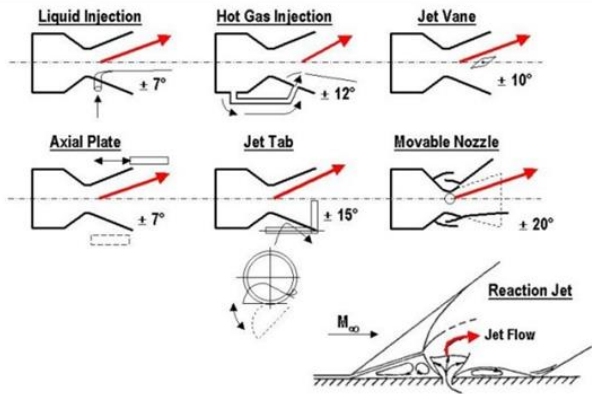
Abstract

In this study, due to the importance of controlling the thrust vector of beveled nozzles, the effects of secondary injection on the output flow deviation from the convergent-divergent beveled nozzle have been investigated experimentally. For this purpose, three beveled nozzles with beveled angles of 25, 45, and 65 degrees have been used. In addition, to control the direction of the output flow from the nozzle, a convergent injector has been installed to discharge the secondary flow perpendicular to the center direction of the nozzle at 0.8 divergent nozzle length. The main parameters studied in this research are the effects of changing the stagnation pressure of the main nozzle and the secondary flow and changing the beveled nozzle angle. The output flow deviation from the nozzle in different conditions is extracted from the shadowgraph images, and the results are presented. These results indicate that the performance of beveled nozzles with a low beveled angle with secondary injection is outstanding. The output flow deflection angle changes up to 10.8 degrees for the relative mass flow rate is 18.2%. Furthermore, the results suggest that the flow control in beveled nozzles up to 45° angle has an outstanding performance. In higher angles, its performance is significantly reduced. The rate of reduction of flow deviation in the beveled nozzle of 45° compared to the beveled nozzle of 25° is approximately 3%. However, this value decreases approximately to 83% in the beveled nozzle of 65 degrees.

Key words: Convergent-divergent beveled nozzle, Thrust vector control (TVC), Secondary flow injection, Rocket engine

مقدمه

لای و همکاران در سال ۲۰۱۷ پژوهش‌هایی در مورد کنترل بردار پیشران نازل با تزریق ثانویه انجام دادند [۴]. در این پژوهش نسبت فشار کل و فشار استاتیک تزریق ثانویه به جریان اصلی بررسی شد و نتایج نشان داد که یک شوک ضعیف بر اثر جدایش لایه مرزی و یک شوک قوی در اثر تزریق ثانویه بوجود می‌آید. همچنین میزان انحراف جریان اصلی میتواند تا دو برابر تغییر کند.



شکل ۱- روش‌های نامتعارف کنترل بردار جریان [۲]

جی-وو و همکارش در سال ۲۰۱۷ به مقایسه و بررسی عددی و تجربی نازل، با اریب ۳۰ و ۶۰ درجه در مقایسه با نازل بدون اریب در ماخ ۱٫۵ پرداختند. بررسی عددی به روش RNAS و مشاهده تجربی به روش شلرین نوع Z انجام شد. نتایج نشان داد که هسته شوک الماسی شکل گرفته در نتیجه افزایش نسبت فشار (NPR) و همچنین افزایش زاویه اریب به صورت مثلثی و مستطیل شکل درمی‌آیند. در آخر نتایج عددی نشان داد که زوایای اریب قادر به کاهش بسیار زیاد شدت ساختار سلولی شوک مافوق صوت می‌شود که همین می‌تواند در کاهش صدای ناشی از این نازل‌ها مؤثر باشد [۵].

مختاری و همکاران در سال ۲۰۱۹ اثر یک برآمدگی استوانه‌ای شکل بر بردار پیشران یک جت مافوق صوت به‌عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشران مورد بررسی قرار دادند. برای این منظور، یک نازل همگرا - واگرا طراحی و ساخته شد. این نازل به صورتی است که عدد ماخ اسمی خروجی آن در شرایط انبساط کامل ۲ است. در دیواره نازل، مجرای برای اعمال یک برآمدگی در درون نازل ایجاد شد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش میزان نفوذ برآمدگی در درون نازل، میزان پیشران محوری نازل اندکی کاهش یافته است [۶]. شرفی و همکارش در سال ۲۰۲۰ به بررسی تجربی اثر حضور مانع و هندسه آن در میکرو نازل همگرا - واگرا روی

امروزه در کنترل سامانه های هوایی و فضایی از روش‌های کنترل متعارف^۱ و نامتعارف^۲ استفاده می‌شود. از دم، بال و کانارد می‌توان به‌عنوان روش های متعارف کنترل نام برد. در روشهای نامتعارف، کنترل سامانه از طریق کنترل بردار پیشران نازل که یک جز اساسی سیستم پیشران به حساب می‌آید، انجام می‌گیرد. تا کنون تحقیقات گسترده‌ای در زمینه کنترل بردار پیشران نازل‌ها انجام شده است. برای کنترل بردار پیشران نازلها می‌توان به نازل متحرک^۳، پره کنترل متحرک^۴ و جت‌تپ‌ها^۵، نازل‌های با دهانه خروجی متحرک، برآمدگی^۶ متغیر در داخل نازل و تزریق جریان ثانویه اشاره کرد [۱، ۲] که در شکل ۱ انواع آن ارایه شده است.

در بین روش‌های نامتعارف یکی از ارزان‌ترین روش‌ها، تزریق جریان ثانویه، برای کنترل بردار پیشران می‌باشد. کنترل بردار پیشران در مواردی که نیروهای آیرودینامیکی ناچیز بوده مانند سیستم‌هایی که در جو رقیق پرواز می‌کنند، استفاده می‌شود. یکی از روش‌های مورد استفاده در کنترل بردار پیشران تزریق جریان‌های ثانویه در قسمت واگرای نازل‌ها است، با تزریق سیال ثانویه به درون نازل می‌توان جهت گازهای خروجی را تغییر داده و تأثیر بسزایی در تغییر جهت بردار پیشران ایجاد کرد. در برخی از طرح‌های کنترل بردار پیشران از روش‌های مکانیکی استفاده می‌شود اما به دلیل فرسودگی قطعات و نیاز دوره‌ای به تعمیر و تعویض قطعات کمتر از این روش و بیشتر روش تزریق ثانویه سیال مورد استفاده قرار گرفته است.

تزریق ثانویه اولین بار در سال ۱۹۵۲ پیاده‌سازی شد که طرح اولیه آن برای اولین بار توسط وودربی در سال ۱۹۴۲ بیان گردیده بود، همچنین یکی دیگر از تحقیقات اولیه توسط ریچارد گوس در سال ۱۹۶۵ انجام گردید [۳] که در نتیجه آن مشخص شد افزایش فشار سکون ثانویه موجب تغییر بردار پیشران می‌شود.

^۱ Conventional

^۲ Unconventional

^۳ Movable Nozzle

^۴ Jet Vane

^۵ Jet Tab

^۶ Protuberance

هرچه محل قرارگیری انژکتور دوم به دهانه نزدیک‌تر باشد، زاویه بردار پیشرانیش بیشتر است [۱۰].

صالحی فر و همکارانش در سال ۲۰۱۶ به بررسی عددی تزریق ثانویه گاز داغ بر کنترل بردار پیشرانیش و مشخصات میدان جریان پرداخته است. در این تحقیق عملکرد تزریق گاز داغ بر قسمت واگرای نازل بررسی شده و از کد عددی سه بعدی و چند بلوکی برای مدل‌سازی جریان استفاده شده است. همچنین، از مدل آشفتگی، برای مدل‌سازی آشفتگی جریان در تزریق تکی و دوگانه استفاده شده است. نتایج این شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی صحت سنجی شده است. برای افزایش قدرت تزریق، سطح مقطع تزریق و نسبت فشار تزریق به فشار نازل افزایش یافته است. بررسی‌های آنها نشان داده است که افزایش قدرت تزریق منجر به کاهش ضریب تقویت می‌شود [۱۱].

حججی و همکاران در سال ۲۰۱۴ پاسخ جریان دوبعدی و سه بعدی و همچنین عملکرد تزریق ثانویه در نازل مافوق صوت را مورد بررسی قرار دادند و شوک‌ها در محل جدایش جریان را تحلیل کردند در این پژوهش برخورد شوک به دیواره‌ها و تزریق جریان نیز بررسی شد که نتایج با داده‌ها تطابق داشتند [۱۲].

همچنین در سال‌های اخیر، تحقیقات گسترده‌ای پیرامون شکل خروجی نازل‌ها انجام شده است؛ از جمله این شکل خروجی نازل‌ها می‌توان به نازل‌های اریب، نازل‌های به شکل دالبر [۱۳] و نازل‌های با لبه‌ی خروجی بیضی شکل [۱۴] اشاره کرد. بیشترین کاربرد نازل‌های اریب در زمینه‌ی کاهش دامنه‌ی صوت حداکثری است که بیشتر در صنایع نظامی از آن استفاده می‌شود.

در سال ۱۹۸۶ جی - ای - لیلی به طراحی و بهبود عملکرد نازل اریب پرداخته است. وی شرح جامعی از بررسی جریان مافوق صوت داخلی و خارجی بین یک نازل اریب و کیفی شکل انجام داد. هدف از این تحقیق بررسی اثرات متقابل جریان خروجی از نازل و جریان خارجی عبوری از آن در رژیم‌های گذر صوتی و مافوق صوتی بوده که به صورت عددی و تجربی بررسی شده است [۱۵].

یکی از آخرین تحقیقات انجام شده در سال ۲۰۱۵ توسط ایکنز و همکارانش، آنالیز عددی یک نازل همگرا واگرای اریب ۳۵ درجه با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ با مدل دیواره برای پیش‌بینی اثرات آکوستیک نازل‌های اریب و همچنین کاهش بیشینه دامنه صوت انجام دادند [۱۶].

بردار پیشران و جت خروجی پرداختند. در این تحقیق اثر چند نوع مانع غیرمعمول با هندسه‌های مکعبی، کروی، استوانه‌ای و مخروطی شکل بر بردار پیشرانیش یک میکرو نازل همگرا - واگرا به‌عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشران به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد بیشترین مقدار انحراف، مربوط به مانع با هندسه مکعبی شکل است که برابر ۲,۱ درجه است. همچنین در هندسه‌هایی که دارای گوشه‌های تیز هستند، شوک قوی‌تر شکل گرفته و به دیواره مقابل برخورد می‌کند [۱۷].

در سال ۲۰۲۰ بابائیان و همکارش به بررسی تجربی تأثیر چیدمان عرضی برآمدگی‌های دوگانه بر بردار پیشرانیش در نازل مافوق صوت همگرا - واگرا پرداختند. در این پژوهش اثر برآمدگی دوگانه به‌عنوان یک روش جدید و کم‌هزینه در کنترل بردار پیشران در یک نازل همگرا - واگرا در رژیم مافوق صوت که عدد ماخ اسمی آن ۲ می‌باشد به صورت تجربی بررسی شده است. این دو برآمدگی به صورت عرضی و با زاویه ۴۵ درجه از یکدیگر در موقعیت ۸۰ درصد طول نازل نصب شده. نتایج نشان داد که این نوع چیدمان می‌تواند زاویه پیشرانیش را تا ۳,۵ درجه افزایش دهد [۱۸].

در سال ۲۰۱۷ زاهدزاده و همکارانش به مطالعه عددی تأثیر نوع گاز پاشش شده بر کنترل بردار پیشرانیش توسط پاشش ثانویه در شیپوره موتور موشک پرداختند. در این تحقیق مسئله کنترل بردار پیشرانیش با استفاده از روش پاشش ثانویه گاز داغ به کمک نرم‌افزار فلوننت با حل معادلات ناویر - استوکس به همراه مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\omega$ -SST و معادله حالت گاز کامل شبیه‌سازی شده است. شبکه ایجاد شده برای حل توسط نرم‌افزار گمبیت تولید شده و استقلال از شبکه نیز بررسی شده است. در نهایت نتایج به دست آمده از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده‌اند که مقایسه نتایج نشان‌دهنده تطابق خوب نتایج حل عددی و نتایج آزمایشگاهی می‌باشد [۱۹].

همچنین در تحقیق دیگری در سال ۲۰۱۷ زاهدزاده و همکارش به مطالعه عددی پاشش دو جریان ثانویه در شیپوره جهت کنترل بردار پیشرانیش یک موتور موشک پرداختند. در این شبیه‌سازی سه بعدی، معادلات ناویر - استوکس به همراه مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\omega$ -SST و معادله حالت گاز کامل شبیه‌سازی شده است. از حل نتایج مشاهده می‌شود

جدول ۱ نیز هر سه نازل و مشخصات آنها را در کنار هم ارائه شده است.

سیستم هوای فشرده: برای ایجاد جریان مافوق صوت در نازل از یک کمپرسور هوای فشرده به قدرت ۵٫۵ اسب بخار و حداکثر فشار ۱۲ بار استفاده شده است. این کمپرسور به یک مخزن هوای فشرده با گنجایش ۵۰۰ لیتر متصل گردیده و برای تنظیم فشار داخل محفظه آرامش شبیه‌ساز جت، از یک شیر تنظیم کروی استفاده می‌شود. سوراخ فشاری روی دیواره نازل و محفظه آرامش به یک جعبه سنسور متصل و فشارهای اندازه‌گیری شده از طریق کارت داده‌برداری به یک کامپیوتر منتقل می‌شود. شماتیک قرارگیری کمپرسور، مخازن هوای فشرده و اتصالات در شکل ۴ نمایش داده شده است.

کارت داده‌برداری: در این پژوهش از یک کارت داده‌برداری *ADVANTECH* مدل *4711 USB-A* استفاده شده است. این کارت داده‌برداری ۱۶ کانال ۱۲ بیتی 150KS/s به کامپیوتر متصل است. داده‌ها از متوسط‌گیری ۱۰۰ داده در یک بازه زمانی یک ثانیه به دست می‌آیند.

سنسور اندازه‌گیری فشار: برای اندازه‌گیری فشار محفظه آرامش و فشار تزریق ثانویه، از سنسورهای فشار استفاده شده است. این سنسورها قادر به اندازه‌گیری فشارهای منفی نیز هستند. این سنسورها از نوع ترفاگ با محدوده اندازه‌گیری ۱- تا ۱۰ بار (گیج) بوده و دقت آنها ۰٫۱٪ مقیاس کلی است. کلیه فشارها در طول مدت انجام آزمایش توسط ثابت نگه‌داشته شده است.

تحقیق دیگری در سال ۲۰۱۵ توسط پاورز و همکارش در مورد اندازه‌گیری آکوستیک نازل‌های مافوق صوت نظامی اریب با راه‌راه داخلی، انجام شد و نتایج نشان داد که استفاده از هم‌زمان از اریب و راه‌راه داخلی، نویز را در طیف وسیع‌تری از زوایای قطبی کاهش می‌دهد. [۱۷]

از دیگر موارد کاربرد نازل‌های اریب می‌توان به استفاده در سیستم‌های کنترل جریان، بهبود اختلاط در سیالات در حوزه سیستم‌های تزریق سوخت و پروسه‌های ترکیب مواد شیمیایی که فقط چند مورد از این کاربردهاست، نام برد. [۱۸]

در سال ۲۰۱۷ بهروزی و همکارش به بررسی زاویه اریب بر روی جریان جت خروجی از یک نازل مستطیل شکل به روش عددی و تجربی پرداختند. نتایج نشان داد که شکل ستون موج اندازه‌گیری شده در نازل اریب در شرایط جریان فرا منبسط^۷ بسیار تحت تأثیر قرار گرفته بود درحالی‌که در شرایط جریان توسعه‌نیافته^۸، شکل مستطیلی شکل باقی‌مانده بود اگرچه در آن انشعاب جریان رخ داده بود. [۱۹]

با توجه به اهمیت نازل‌ها در کنترل جریان، سالهاست بررسی نازل‌های متعارف و میدان جریان در آنها مورد توجه بسیاری از محققین قرار گرفته است. [۲۰-۲۲] لکن امروزه، تحقیقات بسیاری حول کنترل بردار پیشران همراه با تزریق ثانویه جریان و یا حتی به‌صورت جداگانه، پیرامون نازل‌های اریب انجام شده است؛ ولی هیچ‌کدام از آنها به بررسی کنترل بردار پیشران همراه با تزریق ثانویه در نازل‌های اریب نپرداخته است. لذا، هدف ما در این مقاله، توسعه روشی جدید برای کنترل بردار پیشران خروجی از نازل‌های همگرا و اگرایی اریب ۲۵، ۴۵ و ۶۵ درجه همراه با تزریق جریان ثانویه می‌باشد.

تجهیزات آزمایشگاهی

نازل‌ها: در این تحقیق کلیه آزمایش‌ها بر روی سه نازل همگرا- و اگرایی اریب با زوایای اریب ۲۵، ۴۵ و ۶۵ درجه انجام شده است. نازل به یک محفظه آرامش که برای فشار ۳۵ اتمسفر طراحی و ساخته شده، متصل می‌شود، قطر ورودی نازل همگرا ۱۶ میلی‌متر و قطر گلوگاه ۵ میلی‌متر است. همچنین برای تزریق جریان ثانویه یک سوراخ به قطر ۱/۱ میلی‌متر در فاصله ۸۰ درصد طول نازل از گلوگاه ایجاد شده است. شکل ۲ نمای برش سطح مقطع نازل، را نمایش می‌دهد. در شکل ۳ و

^۷ over expanded

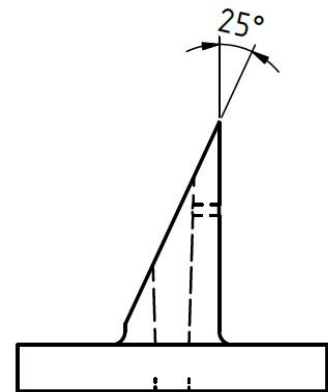
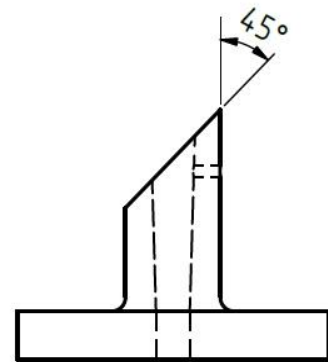
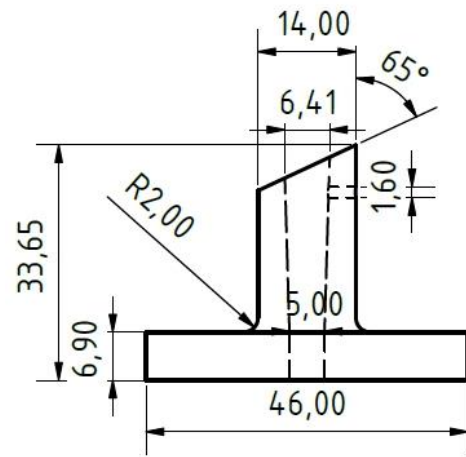
^۸ under expanded



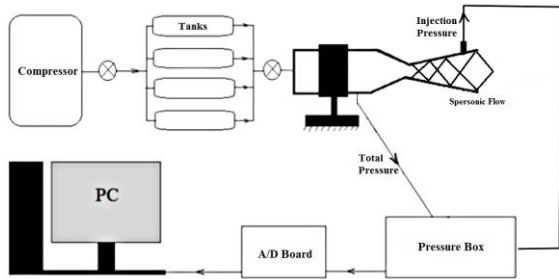
شکل ۳ - قسمت واگرای سه عدد نازل اریب به ترتیب از راست به چپ دارای زاویه‌های ۲۵، ۴۵، ۶۵ هستند.

جدول ۱_ مشخصات هر سه نازل اریب

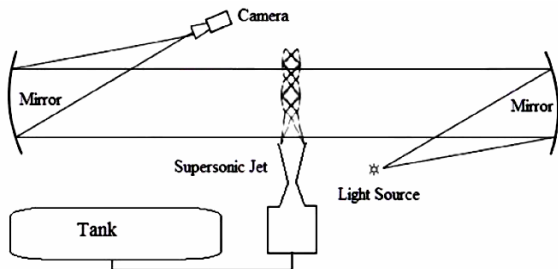
$L = 33.65, 35.65, 39.90$ mm	طول نازل‌ها (به ترتیب از راست)
$D_{th} = 5 mm$	قطر گلوگاه نازل‌ها
$D_i = 1.1 mm$	قطر تزریق ثانویه نازل‌ها
$\alpha = 25, 45, 65$	زاویه‌های نازل‌ها (درجه)



شکل ۲ - نمای برش سطح مقطع نازل با زاویه‌ای اریب مختلف



شکل ۴ - شماتیک چیدمان سیستم آزمایشگاهی



شکل ۵ - شماتیکی از تجهیزات عکس برداری به روش سایه‌نگاری

محاسبات و مشاهدات تجربی

در مطالعه حاضر اثر فشار تزریق ثانویه بر انحراف بردار پیشران در سه نازل همگرا - واگرای اریب با زاویه‌های ۲۵، ۴۵، ۶۵ در سه فشار جریان اصلی ثابت مورد بررسی قرار

سیستم عکس برداری: برای مشاهده جریان از سیستم شادوگراف یا سایه‌نگاری استفاده شده است که شامل منبع نوری، دو آینه‌های مقعر تلسکوپی با شعاع کانونی ۱/۵ متر و یک دوربین تصویربرداری CANON EOS است. در شکل ۵ تنظیمات آزمایشگاهی سیستم عکس برداری ارائه شده است.

نتایج و بحث

اثرات زاویه اریب

در این قسمت به بررسی اثرات زاویه اریب نازل بر میزان انحراف بردار پیشرانس پرداخته شده است. برای این منظور پس از استخراج تصاویر شادوگراف مربوط به تخلیه جت در حالت‌های مختلف، میزان انحراف جریان خروجی از نازل، از تصاویر شادوگراف استخراج و نتایج آن در شکل‌های ۶ - ۸ نشان داده شده است. این نتایج در حالتی است که نسبت فشار نازل در کلیه آزمایش‌ها ثابت و برابر ۷.۰۲ می‌باشد. برای بررسی اثرات نسبت فشار ثانویه نیز که برابر نسبت فشار کل تزریق به فشار کل نازل اصلی می‌باشد، فشار کل نازل ثابت بوده و تنها فشار کل تزریق در حالت‌های مختلف تغییر نموده است. این نتایج نشان می‌دهد که با افزایش SPR، زاویه انحراف بردار پیشرانس در هر سه نازل اریب افزایش داشته است. همچنین، مشاهده می‌شود که میزان تغییرات زاویه انحراف بردار پیشرانس در نازل اریب ۲۵ و ۴۵ درجه بیشتر از نازل با زاویه اریب ۶۵ درجه است.

برای بررسی دقیق‌تر نتایج، میزان انحراف جریان خروجی از نازل از تصاویر استخراج و نتایج آن در شکل ۹ نشان داده شده است. بعلاوه، خطای اندازه‌گیری SPR و زاویه انحراف جریان بطور کلی محاسبه و به صورت نمونه بر روی دو منحنی از شکل نشان داده شده است. خطاهای مذکور دربرگیرنده خطای سنسورها، کارت داده برداری، خطای محاسباتی و خطای تنظیمات می‌باشد که برای متغیرهای ذکر شده بترتیب برابر با ± 0.015 و ± 0.5 درجه می‌باشد. به نظر می‌رسد خروج جریان ثانویه در نازل و تشکیل دو شوک خمیده مجزا در پایین دست و بالادست محل تزریق آن، باعث ایجاد انحراف و برهم خوردن قطار شوک تشکیل شده در خروجی جریان و به تبع آن باعث تغییر راستای جریان خروجی از نازل شده است. البته مشاهده می‌شود در حالتی که زاویه اریب نازل ۲۵ و ۴۵ درجه باشد موج شوک پایین دست عامل غالب در تغییر راستای جریان خروجی می‌باشد (شکل‌های ۶ و ۷). در این دو حالت به علت افزایش SPR و تقویت شوک‌های موجود و ترکیب آنها با شوک‌های شکل گرفته در دهانه خروجی، قدرت شوک به وجود آمده افزایش و در نهایت میزان انحراف افزایش یافته است.

گرفته و با یکدیگر مقایسه شده است. فشار جریان ثابت ورودی به نازل ۳، ۴ و ۵ بار و فشار تزریق جریان ثانویه به قسمت واگرای نازل، علاوه بر حالت بدون تزریق از ۲ تا ۶ بار در نظر گرفته شده است. با اندازه‌گیری فشار سکون محفظه آرامش جریان اصلی و همچنین فشار سکون تزریق ثانویه، مقادیر NPR^۹ و SPR^{۱۰} و همچنین دبی جریان اصلی و جریان ثانویه با استفاده از روابط ۱ تا ۳ به دست می‌آید. لازم به ذکر است فشار اتمسفر محلی ۸۳ کیلوپاسکال و دمای محیط ۳۰۰ درجه کلونین اندازه‌گیری و استفاده شده است.

$$NPR = \frac{P_{0p}}{P_{atm}} \quad (۱)$$

$$SPR = \frac{P_{0s}}{P_{0p}} \quad (۲)$$

$$\dot{m} = \frac{P_0 A^*}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)(\gamma-1)}} \quad (۳)$$

در روابط بالا P_{0p} فشار کل جریان اصلی، P_{atm} فشار اتمسفر، P_{0s} فشار کل تزریق ثانویه، R ثابت جهانی هوا و γ نسبت ظرفیت گرمایی معادل ۱٫۴ در نظر گرفته شده است. همچنین T₀ دمای مطلق محیط، A* سطح مقطع گلوگاه نازل و \dot{m} دبی جرمی گذرنده از گلوگاه نازل است.

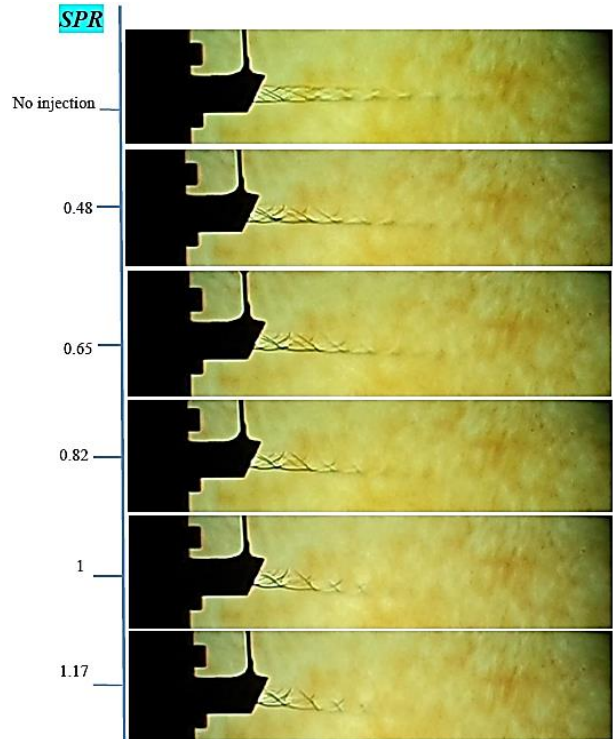
جدول ۲- جدول آزمایش‌ها

SPR	NPR	4.61	5.81	7.02
		(P _{0p} =3bar)	(P _{0p} =4bar)	(P _{0p} =5bar)
No Injection		0.21	0.17	0.14
P _{0s} =2 bar		0.73	0.585	0.48
P _{0s} =3 bar		1	0.792	0.65
P _{0s} =4 bar		1.26	1	0.82
P _{0s} =5 bar		1.52	1.12	1
P _{0s} =6 bar		1.78	1.414	1.17

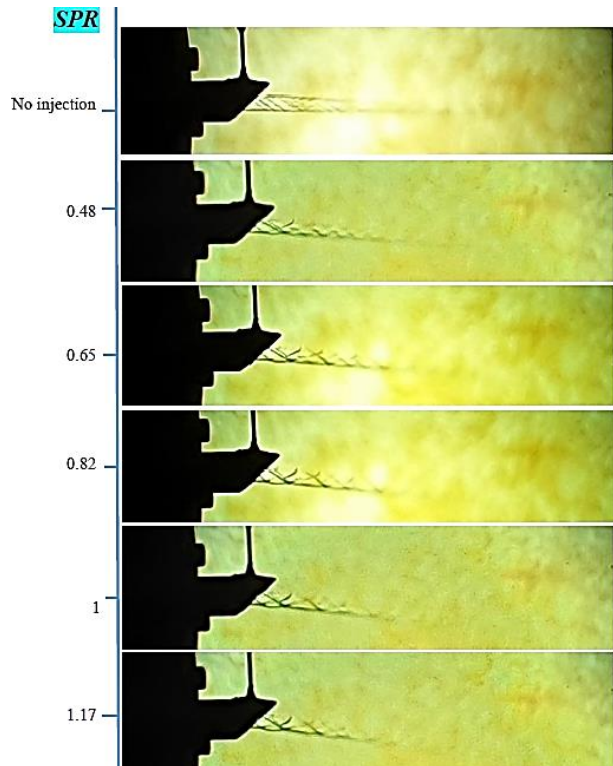
^۹ Nozzle Pressure Ratio

^{۱۰} Secondary Pressure Ratio

عامل اصلی تغییر جهت جریان شوک خمیده شکل گرفته در بالادست محل تزریق می باشد [۱۱] که با افزایش SPR، به دلیل افزایش میزان صلبیت جریان ثانویه شوک مذکور قوی تر و زاویه آن نیز افزایش یافته است که به تبع آن موجب افزایش زاویه انحراف جریان خروجی شده است.

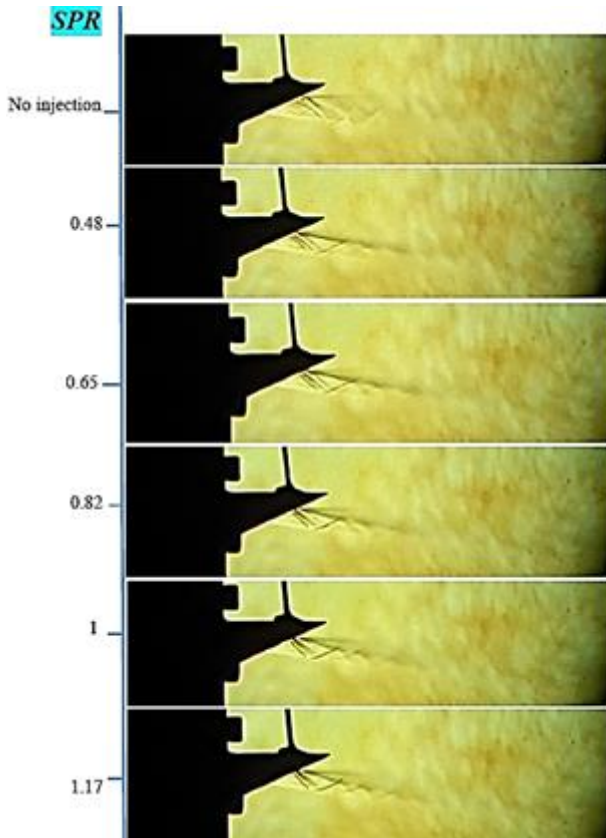


شکل ۶- نازل اریب ۲۵ درجه در $NPR = 7.02$



شکل ۷- نازل اریب ۴۵ درجه در $NPR = 7.02$

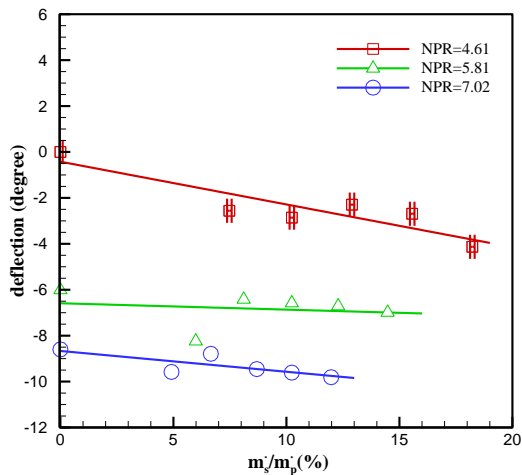
این پدیده در زوایای اریب ۲۵ و ۴۵ درجه به خوبی مشاهده می شود. این در حالی است که در نازل با زاویه اریب ۶۵ درجه



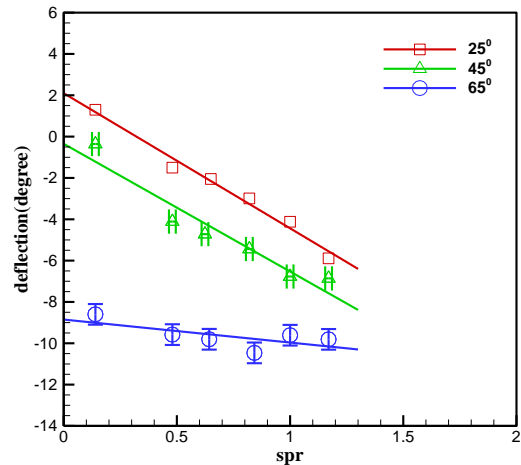
شکل ۸- نازل اریب ۶۵ درجه در $NPR = 7.02$

به نظر می رسد با افزایش SPR و تقویت شوک های شکل گرفته در قطار جت خروجی از نازل، میزان پیشرانش نهایی نازل نیز کاهش یافته است. پدیده دیگری که در این نتایج مشاهده می شود تغییر ناچیز تزریق جریان ثانویه و افزایش SPR بر میزان انحراف جریان خروجی به حالتی است که زاویه اریب جریان ۶۵ درجه می باشد. این بدین معنی است که تقویت تزریق ثانویه نیز تأثیر چندانی بر کنترل بردار پیشرانش ندارد. به نظر می رسد در این حالت در لبه پایینی محل اریب (جایی که جریان مافوق صوت برای اولین بار با اتمسفر آزاد در تماس قرار می گیرد)، به علت فشار بالای جریان خروجی، امواج انبساطی شدیدی شکل گرفته که موجب انحراف جریان در

خروجی شده است. این عامل همچنین موجب شده جریان ثانویه که در لبه بالایی اریب تزریق شده، علی‌رغم تغییر SPR تاثیر چندانی روی جهت جریان خروجی نداشته باشد.



شکل ۱۰- تغییرات زاویه انحراف جت خروجی نسبت به دبی جرمی در NPRهای مختلف در نازل اریب ۴۵ درجه



شکل ۹- زاویه انحراف جت خروجی از هر سه نازل در NPR=7.02

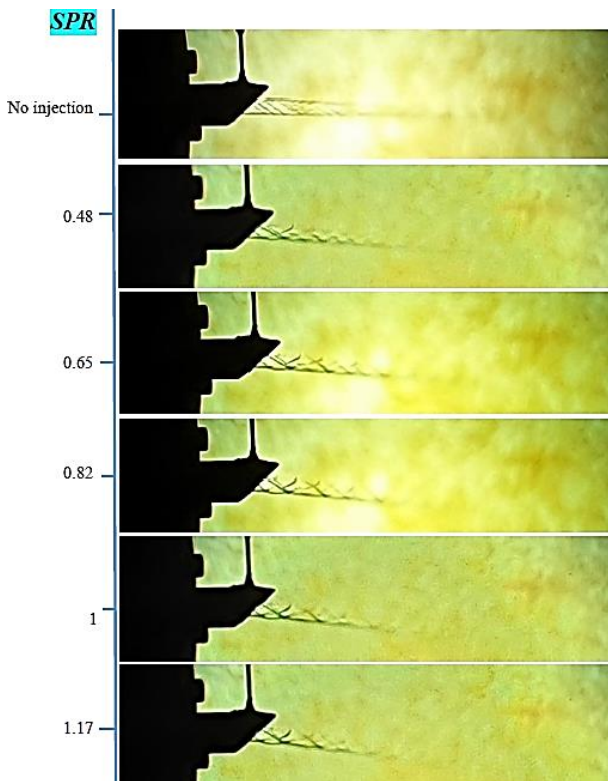
در شکل های ۱۱، ۱۲ و ۱۳ تصاویر سایه نگاری مربوط به نازل اریب ۴۵ درجه در NPR های مختلف نشان داده شده است. به نظر میرسد عامل اصلی این تغییرات، تغییر شرایط جریان در لبه های بالایی و پایینی نازل در NPR های مختلف میباشد. به بیان دیگر در شرایطی که نسبت فشار نازل ۴٫۶۱ میباشد لبه های بالایی و پایینی نازل، در حالت فرامنسب (به طور ایده آل) قرار میگیرند. این در حالی است که در NPR=7.02 لبه های بالایی و پایینی نازل (به طور ایده آل) به ترتیب در شرایط فرامنسب و فرومنسب قرار میگیرند و لذا مشاهده میشود راستای جریان در خروجی نازل در حالت های مذکور تغییر کرده است. البته به این نکته نیز باید اشاره شود که اثرات چسبندگی جریان در لبه ی بالایی در NPR=4.61 که صلیبیت جریان اصلی از سایر حالت ها کمتر میباشد نیز یکی از عوامل تغییر راستای جریان در لبه ی بالایی نازل میباشد. به نظر می‌رسد اثرات ناشی از تغییر راستای اولیه جریان در NPRهای مختلف در سایر حالت‌هایی که تزریق ثانویه در جریان اصلی وجود دارد نیز، همچنان حفظ شده است و تزریق ثانویه تنها موجب شده که راستای جریان خروجی از نازل نسبت به حالت اولیه و به صورت خطی با شیب تقریباً یکسان تغییر کند. البته همان‌طور که در قسمت قبل نیز به آن اشاره شد، روند تغییرات با تغییر NPR اندکی تغییر میکند. در این خصوص میتوان به

اثرات نسبت فشار نازل (NPR)

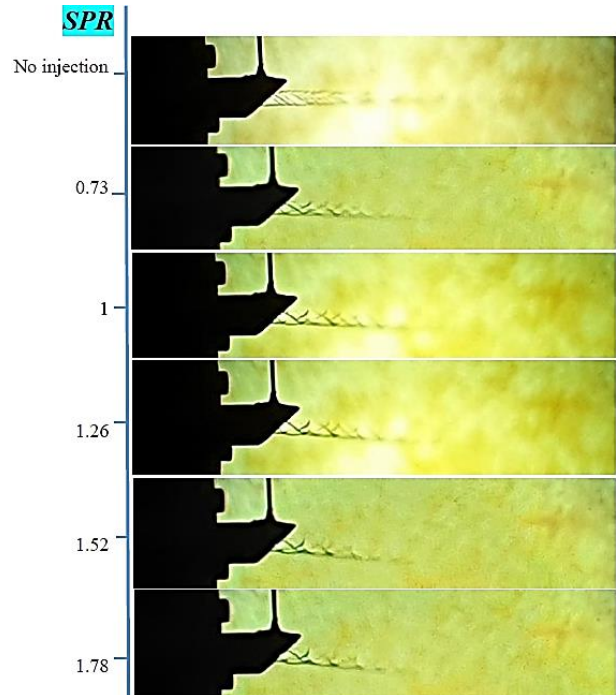
در این قسمت به بررسی اثرات نسبت فشار نازل، به‌عنوان یک پارامتر تأثیرگذار در میزان انحراف جریان در خروجی نازل‌های اریب [۱۵]، پرداخته شده است. برای این منظور میزان انحراف جریان خروجی از نازل در NPR مختلف نازل اریب ۴۵ درجه بر حسب نسبت دبی جرمی مصرفی اندازه‌گیری و در شکل ۱۰ نشان داده شده است. m_s دبی جرمی ثانویه و m_p دبی جرمی نازل اصلی میباشد. خطای نسبت دبی جرمی به میزان $\pm 0.1\%$ تخمین زده شده و بصورت باند خطا بر روی یکی از نمودارها در این شکل بعنوان نمونه نشان داده شده است. روند کلی این نتایج نشان میدهد که با تغییر نسبت دبی جرمی، میزان انحراف جریان به صورت تقریباً خطی تغییر میکند. همچنین، این نتایج نشان میدهد که کمترین شیب تغییرات مربوط به NPR=4.61 میباشد و در NPR های بالاتر به طور نسبی شیب تغییرات زاویه انحراف جریان خروجی اندکی افزایش یافته است. همچنین مشاهده میشود که در دبی جرمی نسبی صفر زاویه ی انحراف جریان در NPR=4.61 بیشترین مقدار و با افزایش NPR، میزان انحراف اولیه جریان به سمت صفر میل کند.

میشود ساختار درونی جریان برخلاف جهت جریان، از مشابهت بالایی برخوردار میباشد که تایید کننده مطالب پیشین میباشد. در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ تغییرات زاویه انحراف جریان در زوایای ۲۵ و ۶۵ درجه و در نسبت دبی‌های مختلف نشان داده شده است. روند تغییراتی مشابه با نازل ۴۵ درجه در این دو نازل نیز مشاهده می‌شود.

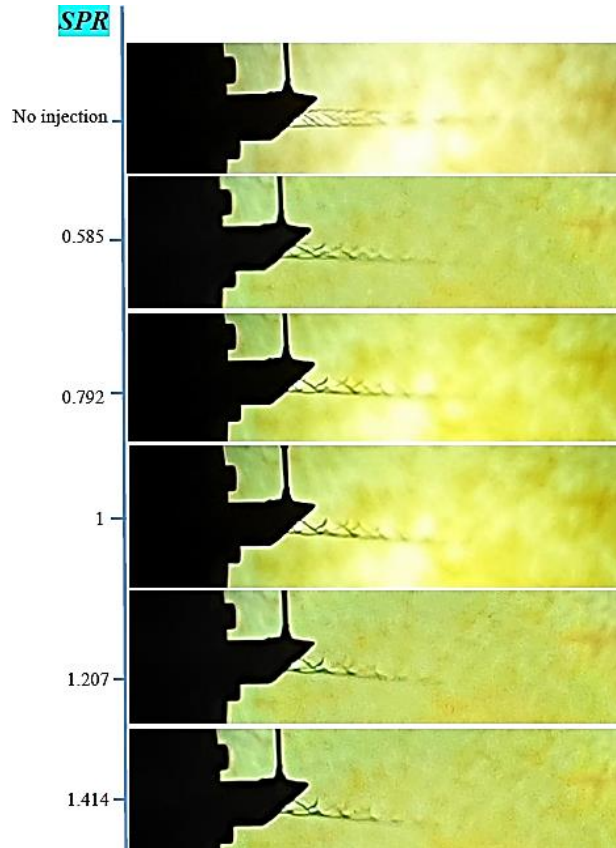
شیب تغییرات انحراف جریان در نازل‌های مختلف بر حسب تغییر نسبت فشار نازل در شکل ۱۶ نشان داده شده است. بعلاوه، خطای اندازه گیری NPR نیز که به میزان ± 0.09 تخمین زده شده به صورت نمونه بر روی یکی از منحنیهای شکل بصورت باند خطا نشان داده شده است. این نتایج نشان می‌دهد که زاویه اریب نازل تأثیر فراوانی بر کنترل‌پذیری بردار جریان خروجی نازل، توسط تزریق ثانویه دارد و با افزایش زاویه اریب نازل میزان کنترل‌پذیری نازل توسط جریان ثانویه به مقدار قابل توجهی کاهش می‌یابد. این نتایج نشان می‌دهد که این میزان کاهش زاویه انحراف در نازل اریب ۶۵ درجه تا ۸۳ درصد به طور متوسط از نازل اریب ۲۵ درجه کمتر است.



شکل ۱۳- نازل اریب ۴۵ درجه در $NPR = 7.02$



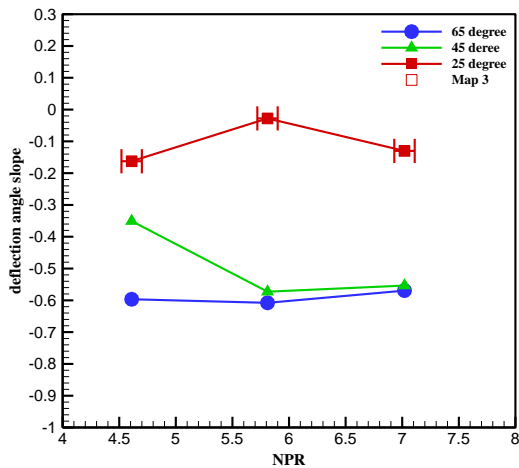
شکل ۱۱- نازل اریب ۴۵ درجه در $NPR = 4.61$



شکل ۱۲- نازل اریب ۴۵ درجه در $NPR = 5.819$

تصاویر سایه نگاری مربوط به نسبت دبی جرمی ۱۰ درصد ($SPR=1$) اشاره نمود. همانطور که در این تصاویر نیز مشاهده

البته این روند، یک‌روند به خطی نیست و در نازل ۴۵ درجه، روند کاهش کنترل‌پذیری تنها در نسبت به فشارهای پایین مشاهده می‌شود و در NPRهای بالاتر، میزان کاهش کنترل‌پذیری تنها تا ۳ درصد نسبت به نازل ۲۵ درجه کاهش یافته است.

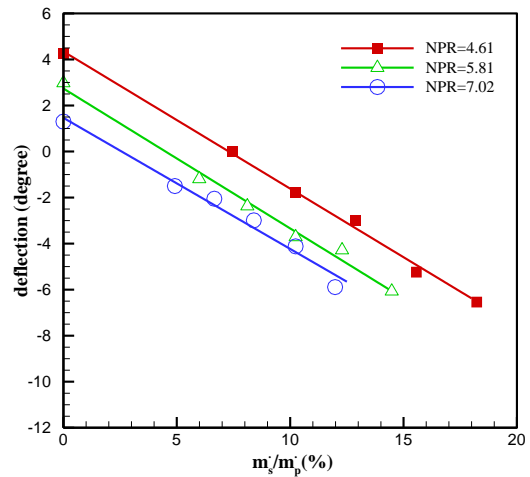


شکل ۱۶- شیب تغییرات انحراف جریان در نازل‌های اریب ۲۵، ۴۵ و ۶۵ درجه

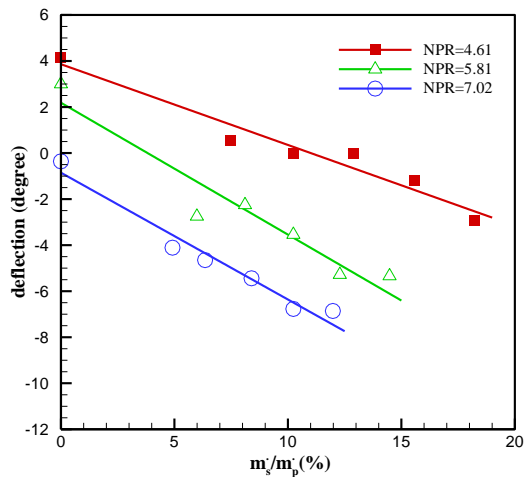
نتیجه‌گیری

در این تحقیق اثرات تزریق ثانویه بر انحراف جریان خروجی از نازل‌های همگرا - واگرای اریب در شرایط فرا منبسط به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. از سه نازل همگرا-واگرا با زوایای اریب ۲۵، ۴۵ و ۶۵ درجه، برای این منظور استفاده شده است. همچنین یک مجرای همگرا در موقعیت ۰.۸ طول واگرای نازل، در قسمت واگرای نازل جهت تزریق ثانویه تعبیه شده است. اثرات تغییر فشار سکون نازل و جریان ثانویه بر میزان انحراف جریان خروجی که با روش سایه‌نگاری اندازه‌گیری شده، مورد بررسی قرار گرفته است. این نتایج نشان می‌دهد که:

- یک روش مؤثر در کنترل بردار پیشران نازل‌های اریب تزریق جریان ثانویه می‌باشد.
- اگرچه زاویه جریان در خروجی نازل‌های اریب با تغییر فشار سکون نازل تغییر می‌کند ولی میزان تغییرات ایجاد شده توسط جریان ثانویه در نسبت فشارهای مختلف تقریباً یکسان می‌باشد.
- اگرچه عملکرد روش تزریق ثانویه در انحراف جریان خروجی با افزایش زاویه اریب نازل کاهش می‌یابد ولی این کاهش در نازل با زاویه اریب ۴۵ درجه نهایتاً تا حدود ۳ درصد نسبت به نازل ۲۵ درجه کاهش می‌یابد، درحالی‌که در نازل با زاویه اریب ۶۵



شکل ۱۴- تغییرات زاویه انحراف جت خروجی نسبت به دبی جرمی در NPRهای مختلف در نازل اریب ۲۵ درجه



شکل ۱۵- تغییرات زاویه انحراف جت خروجی نسبت به دبی جرمی در NPRهای مختلف در نازل اریب ۶۵ درجه

- موتور موشک،» در شانزدهمین کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران، ۱۳۹۵.
- [۱۰]. زاده، ز. ق. باز و محمد. «مطالعه عددی پاشش دو جریان ثانویه در شیپوره جهت کنترل بردار پیشرانش یک موتور موشک». *مجله علمی تخصصی مهندسی مکانیک تبدیل انرژی*، ۲۰۱۷، ۳(۴)، ص ۱۷-۲۵.
- [11]. M. Salehifar et al., "CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC". *Applied Thermal Engineering*, vol. 103, p. 291-304, 2016.
- [12]. D. Mokhtari, M. Hojaji and M. Afrand, "Experimental investigation of the effect of cylindrical protuberance with different penetration the thrust vector a C-D nozzle in supersonic regime," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 5, pp. 1145-1154, 2019.
- [13]. P. S. Tide and K. Srinivasan, "Novel chevron nozzle concepts for jet noise reduction. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*,. vol. 223, no. 1, pp. 51-67, 2009.
- [14]. A. Nageswara Rao and A. Kushari, "Underexpanded supersonic jets from elliptical nozzle with aft deck", *Journal of Propulsion and Power*, vol. 36, no. 1, pp. 138-152, 2020.
- [15]. J. Lilley, "Design and optimization of propulsion systems employing scarfed nozzles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 23, no. 6, pp. 597-604, 1986.
- [16]. K. M. Aikens, G. A. Blaisdell and A. S. Lyrantzis, "Analysis of converging-diverging beveled nozzle jets using large eddy simulation with a wall model," In *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2015.
- [17]. R. W. Powers and D. K. McLaughlin, "Acoustics measurements of military-style supersonic beveled nozzle jets with interior corrugations". *International Journal of Aeroacoustics*, vol. 16, no. 1-2, pp. 21-43, 2017.
- [18]. T. H. New and H. M. Tsai, "Experimental investigations on indeterminate-origin V- and A-Notched Jets," *AIAA Journal*,. Vol. 45, no. 4, pp. 828-839, 2007.

درجه این کاهش تا ۸۳ درصد می باشد. لذا می توان بیان کرد که با افزایش زوایای اریب، کنترل بردار پیشران بسیار مشکل خواهد شد.

منابع و مراجع

- [1]. M. Babaeyan and M. Hojaji, "Experimental investigation of the penetration effects of opposite dual protuberances on thrust vector of a supersonic CD nozzle," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 7: pp. 1741-1750, 2019.
- [2]. Fleeman, E. L., "Tactical missile design," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, VA*. Vol. 468, 2006.
- [3]. R. D., Guhse, "An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection," *PURDUE UNIV LAFAYETTE IN*. 1965.
- [4]. L. Li, et al., "Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment," *Shock Waves*, vol. 27, no. 1, pp. 53-61, 2017.
- [5]. J. Wu and T. H. New, "An investigation on supersonic bevelled nozzle jets," *Aerospace Science and Technology*, vol. 63, pp. 278-293, 2017.
- [6]. D. M. Mokhtari Hojaji and M. Afrand, "Experimental investigation of the effect of cylindrical protuberance with different penetration the thrust vector a CD nozzle in supersonic regime," *Modares Mechanical Engineering*. vol. 19, no. 5, pp. 1145-1154, 2019.
- [7]. D. Mokhtari, "Experimental study of effect of obstacle presence and its geometry on thrust vector and outlet jet in a convergent-divergent micro nozzle," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 20, no. 5, pp. 1211-1221.
- [8]. M. R. "Experimental investigation of the influence of transverse dual protuberances on the thrust vector of a supersonic CD nozzle. *Journal Of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, vol. 31, no. 1, pp. 139-154, 2020.

[۹]. زاهدزاده، م. م. زاهدزاده، و م. قلم باز، «مطالعه عددی تاثیر نوع گاز پاشش شده بر کنترل بردار پیشرانش توسط پاشش ثانویه در شیپوره

- [19]. P. Behrouzi, J. McGuirk and C. Avenell, "Effect of scarfing on rectangular nozzle supersonic jet plume flow characteristics," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 1, pp. 301-315, 2018.
- [20]. H. Bazdar, D. Toghraie, F. Pourfattah, O. Ali Akbari, H. M. Nguyen, M. Asadi, "Numerical investigation of turbulent flow and heat transfer of nanofluid inside a wavy microchannel with different wavelendhts," *Journal of Thermal Analysis and calorimetry*, vol. 139, pp. 2365-2380, 2020.
- [21]. H. Aratesh, R. Mashayekhi, M. Ghaneifar, D. Toghraei and M. Afrand, "Heat transfer enhancement in a counter-flow sinusiodal parallel-plate heat exchanger partially filled with porosu media using metal foam in channes divegent sections," *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, vol. 141, pp.1669-1685, 2020.
- [22]. A. Moraveji, D. Toghraei. "Computational fluid dynamics simulation of heat transfer an dfluid flow characteristics in the various parameters," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol.113, pp. 432-443, 2017.