



بررسی تجربی اثر موقعیت برآمدگی استوانه‌ای شکل بر بردار پیشرانش یک نازل همگرا-واگرا در رژیم مافوق صوت

داود مختاری^۱، محمد حججی^{۲*} و مسعود افرند^۲

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

^۲ استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۰۶؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۷/۱۰/۰۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۲/۱۵

چکیده

در این پژوهش اثر یک برآمدگی استوانه‌ای شکل بر بردار پیشرانش یک جت مافوق صوت به عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشرانش، مورد بررسی قرار گرفت. 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. دیواره این نازل برای اندازه‌گیری تغییرات فشار مجهز به سوراخ‌های فشار شده است؛ همچنین، در دیواره نازل مجرای برای اعمال یک برآمدگی درون نازل ایجاد شده است. از سنسورهای فشار برای اندازه‌گیری فشار و از سیستم شلرین برای بررسی میدان جریان خروجی از نازل بهره برده شده است. فشار کل محفظه آرامش در تمام آزمایش‌ها ثابت بوده و در دو حالت برابر $NPR = 6.6$ و $NPR = 9$ است. برآمدگی هر مرحله در قسمت واگرای نازل در موقعیت $X/L = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ و با میزان نفوذ ثابت $H/D^* = 0.2$ قرار گرفت. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که با استفاده از برآمدگی می‌توان زاویه بردار تراست را کنترل کرد؛ همچنین، بهترین موقعیت برآمدگی در موقعیت $X/L = 0.9$ است که در این حالت، زاویه بردار تراست به ۳.۱ درجه می‌رسد؛ همچنین تغییر نسبت فشار نازل در موقعیت‌های نصب مختلف تاثیر متفاوتی بر زاویه بردار تراست و میزان افت تراست محوری دارد.

کلمات کلیدی: کنترل بردار تراست؛ مافوق صوت؛ نازل همگرا-واگرا؛ برآمدگی؛ آیرودینامیک تجربی.

Experimental Investigation of the Effect of Location of Cylindrical Protuberance on the Thrust Vector of a Supersonic C-D nozzle

D. Mokhtari¹, M. Hojaji^{2*}, M. Afrand²

¹ M.Sc. Student, Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran.

² Assist. Prof, Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran.

Abstract

In this study, the effect of a cylindrical protuberance on the thrust vector of a supersonic jet was investigated as a new method in thrust vector control. For this purpose, a C-D nozzle was designed and constructed. The nozzle exit Mach number is 2. The wall of the nozzle is equipped with pressure holes to measure pressure variations. Also, there are several holes in the divergence portion of nozzle wall to apply a protuberance inside the nozzle. Pressure sensors for pressure measurement and also the Schlieren system are used to check the outlet flow field. The nozzle pressure ratio in all experiments is constant and in two cases is equal to $NPR=6.6$ and $NPR=9$. The protuberance is installed in the nozzle divergence section, at position $X/L = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ and with a constant penetration ratio of $H/D^* = 0.2$. The results of this study show that using the protuberance can control the angle of the thrust vector. Also, installing location $X/L = 0.9$ is the best position which, in this case the angle of the thrust vector reaches 3.1 degrees. Also, the results reveals that the change in the nozzle pressure ratio in different installing positions has different effects on the thrust vector angle and axial thrust losses.

Keywords: Thrust Vector Control; Supersonic; C-D Nozzle; Protuberance; Experimental Aerodynamics.

۱- مقدمه

از مهم‌ترین مراحل طراحی اجسام پرنده مرحله طراحی وسیله کنترل کننده است که بتواند آن جسم پرنده را تا رسیدن به هدف و مقصد معین از هرگونه انحراف کلی و جزئی مصون بدارد. یکی از راه‌های کنترلی اجسام پرنده، کنترل بردار پیشرانش^۱ (TVC) است. کنترل بردار پیشرانش در مواردی که نیروهای آیرودینامیکی ناچیز است، مانند مراحل اولیه پرتاب و سیستم‌هایی که در جو رقیق پرواز می‌کنند، یکی از راه‌های هدایت و کنترل است [۱]. بعلاوه، پاسخ سیستم‌هایی که از روش کنترل بردار تراست استفاده می‌کنند، به فرامین سریع‌تر است؛ لذا، استفاده از این روش مورد توجه افراد زیادی قرار گرفته است. برای این منظور از روش‌های مختلفی تاکنون استفاده شده است. استفاده از چند نازل، نازل‌های متحرک، روش‌های تداخلی و روش‌های تزریق ثانویه از جمله این روش‌ها است. در شکل ۱ این روش‌ها نشان داده شده است.

تزریق سیال ثانویه^۲ برای کنترل بردار پیشرانش، اولین بار در سال ۱۹۴۹ توسط ودربی مطرح شد و پیاده سازی آن در سال ۱۹۵۲ به انجام رسید [۲].

یکی دیگر از پژوهش‌های تجربی نخستین در مورد کنترل بردار پیشرانش، توسط ریچارد گاوس در سال ۱۹۶۵ صورت گرفت [۳] که نشان داد، افزایش فشار سکون جریان ثانویه، شوک جدایش^۳ را به سمت بالا دست هدایت می‌کند و موجب تغییر بیشتر بردار پیشرانش می‌شود.

پژوهش‌های عددی زیادی نیز در این زمینه انجام شده که از نخستین آن‌ها می‌توان به حل معادلات اوپلر به صورت سه بعدی در سال ۱۹۹۱ توسط بالو [۴] اشاره کرد که این پژوهش با ضریب تقویت جت ثانویه و تراست محوری انجام شده و نسبت نیروی جانبی به نیروی محوری بدست آمده است.

شین و همکارانش در سال ۲۰۱۰، کنترل بردار پیشرانش با استفاده از نازل دو گلوگاه را به صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند [۵]. در این پژوهش با طراحی دو گلوگاه، یکی در

بالادست و یکی در خروجی نازل برای کنترل بردار پیشرانش اقدام شده است؛ همچنین، در بین دو گلوگاه مزبور، یک حفره ایجاد شده است. اثرات تزریق ثانویه با نسبت دبی‌های جرمی مختلف و نسبت فشارهای متفاوت بر عملکرد نازل دو گلوگاه، مورد بررسی قرار گرفته است. کنترل موثر بردار تراست بر حسب ضرایب تراست و تخلیه در این تحقیق بطور کامل ارائه شده است.

حججی و همکارانش در سال ۲۰۱۴، به بررسی پاسخ جریان دو بعدی و سه بعدی و عملکرد تزریق ثانویه در نازل مافوق صوت پرداختند [۷،۶]. در این پژوهش‌ها که بصورت عددی انجام گرفته است، پارامترهای متفاوتی نظیر، برخورد شوک با دیواره مقابل تزریق و محل جدایش جریان بررسی شده است. برخی کمیت‌های انتگرالی عملکرد سیستم با نتایج تجربی و عددی مقایسه شده که نشان داده شده است که با داده‌های عددی تطابق خوبی دارند.

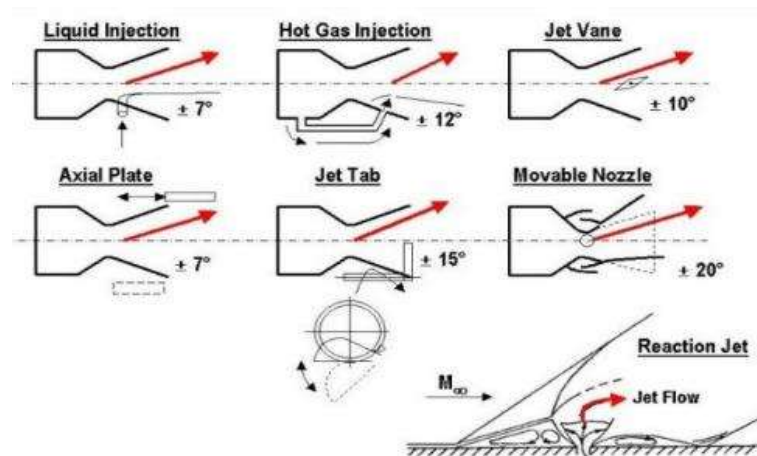
زمیجانویک و همکارانش در سال ۲۰۱۴، به کنترل بردار پیشرانش شوک در یک نازل مافوق صوت مخروطی متقارن از طریق تزریق گاز ثانویه عرضی پرداختند [۸]. در این تحقیق تزریق گاز ثانویه عرضی به جریان مافوق صوت در یک نازل متقارن همگرا- واگرا، مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایشات با استفاده از هوای خشک و سرد در یک تونل باد ما فوق صوت با استفاده از دو نازل مخروطی مافوق صوت یکسان با موقعیت‌های مختلف تزریق ثانویه عرضی برای توصیف اثرات سیال بر بردار پیشرانش انجام گرفت. نتایج نشان می‌دهد که اگر متوسط نسبت جرم جریان ثانویه به اولیه در حدود ۵٪ است، این امکان را می‌دهد که کنترل بردار پیشرانش مناسبی انجام شود؛ همچنین، نشان داده که انتقال موقعیت انژکتور تزریق و هندسه نازل، اثر بسیار قوی بر کنترل بردار پیشرانش و عملکرد نازل دارد.

دنگ و همکارانش در سال ۲۰۱۴، به شبیه سازی عددی بردار پیشرانش سیال در نازل مافوق صوت متقارن پرداختند [۹]. تزریق گاز ثانویه به یک نازل مافوق صوت متقارن تحت فشار اتمسفر استاندارد، برای بررسی عملکرد نازل و کنترل بردار پیشرانش نازل انجام شد. یک مدل تحلیلی بر اساس جریان تزریق ثانویه عرضی ایجاد شد.

¹ Thrust Vector Control

² Secondary Fluid Injection

³ Separation Shock



شکل ۱- شمایی از انواع روش های کنترل بردار پیشرانس

های ناپایدار برای کنترل برداری شوک در فضای سه بعدی بهره گرفته شده است؛ همچنین، کنترل برداری شوک، یک راه واقعا کارآمد برای کنترل جت با سرعت بالا است. بعلاوه، طبیعت ناپایدار از روش کنترل بردار شوک در نسبت فشارهای مختلف نازل بررسی شده است. زاویه بردار پیشرانس در نسبت فشارهای مختلف نازل در مدل شبیه سازی گرداب بزرگ ثبت شده است. نتایج نشان می‌دهد، برای دست یافتن به کنترل بردار پیشرانس مناسب با استفاده از جریان کنارگذر مقدار نسبت جرم جریان کمتر از ۷٪ باشد.

صالحی فر و همکارانش در سال ۲۰۱۶، به بررسی عددی تزریق ثانویه گاز داغ بر کنترل بردار تراست و بر مشخصات میدان جریان پرداختند [۱۲]. در این تحقیق عملکرد تزریق گاز داغ در قسمت واگرای نازل بررسی شده و از کد عددی سه بعدی و چند بلوکی برای مدل سازی جریان استفاده شده است؛ همچنین، از مدل آشفتگی SST، $k-w$ برای مدلسازی آشفتگی جریان در تزریق‌های 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. بررسی‌ها نشان داده که افزایش قدرت تزریق، منجر به کاهش ضریب تقویت می‌شود؛ همچنین، نشان داده شده که در تزریق گاز داغ با افزایش قدرت تزریق در محدوده مجاز تزریق، راندمان کاهش می‌یابد؛ در نتیجه تزریق دوگانه نمی‌تواند راندمان این روش را افزایش دهد و فقط کمک

نمودار عدد ماخ در موقعیت‌های مختلف نازل با تزریق ثانویه بدست آمد. نسبت فشار نازل نیز، عامل کلیدی برای کنترل بردار شوک است.

طحانی و همکارانش در سال ۲۰۱۵، به بررسی عددی اثرات تزریق جت صوتی سیال در مشخصات میدان جریان و کارایی کنترل بردار تراست در نازل مافوق صوت پرداختند [۱۰]. در این تحقیق تاثیر جت صوتی سیال ثانویه در بخش واگرای نازل مافوق صوت بر ساختار میدان جریان و عملکرد بردار تراست، به صورت عددی بررسی شد. از یک کد عددی سه بعدی و چند بلوکی، برای مدلسازی آشفتگی جریان استفاده شده است. تغییر قدرت جت ثانویه، به کمک تغییر سطح مقطع انژکتور تزریق و تغییر نسبت فشار تزریق به فشار نازل ایجاد شده است. افزایش قدرت تزریق، موجب تغییراتی در عملکرد سیستم ایجاد کرده که گاهی سبب کاهش عملکرد سیستم شده است. عملکرد این روش و تاثیرات تزریق ثانویه در پنج سطح مقطع تزریق مختلف و پنج نسبت فشار متفاوت، مورد بررسی قرار گرفته است نتایج، تطابق خوبی با داده‌های تجربی تحقیقات پیشین نشان داده است که در نسبت فشار ۱ و نسبت دبی ۰/۰۷ برخورد شوک به دیواره مقابل نازل رخ داده است. در نهایت زاویه تزریق به‌عنوان یک پارامتر کلیدی برای بهبود عملکرد روش مورد مطالعه واقع شده است.

دنگ و همکارانش در سال ۲۰۱۶، به بررسی روش شبیه سازی گردابه بزرگ برای کنترل بردار شوک با استفاده از عبور جریان کنارگذر پرداختند [۱۱]. در این تحقیق از پدیده

می‌کند که گاز بیشتری بدون شوک ضربه‌ای تزریق کند و نیروی پیشرانش را افزایش دهد.

لای و همکارانش در سال ۲۰۱۷، به بررسی بردار پیشران سیال در نازل با زاویه پیچ و گشتاور پرداختند [۱۳]. این تحقیق در نسبت‌های فشار کل تزریق ثانویه به جریان اصلی و نسبت‌های فشار استاتیک تزریق ثانویه به جریان اصلی انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که دو شوک ضعیف و قوی در بالادست محل تزریق بوجود می‌آیند که شوک ضعیف، بر اثر جدایش لایه مرزی و شوک دوم، در اثر حضور تزریق ثانویه است. این نتایج نشان می‌دهند که میزان انحراف جریان اصلی در اثر عبور از این دو موج شوک تا دو برابر می‌شود. البته بیشتر این انحراف، ناشی از شوک قوی‌تر است.

بررسی پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه کنترل بردار پیشران، نشان می‌دهد که بیشتر این تحقیقات با استفاده از روش تزریق سیال ثانویه در قسمت واگرای نازل انجام شده است. البته این به دلیل سادگی این روش نسبت به سایر روش‌های دیگر ارائه شده در شکل ۱ است. در این پژوهش سعی بر آن است تا با استفاده از یک برآمدگی استوانه‌ای شکل که در قسمت واگرای نازل در مسیر جریان قرار می‌گیرد، جت خروجی از نازل کنترل شود. این روش از این جهت مورد توجه قرار گرفت که روش ساده، جدید و بسیار کم هزینه حتی نسبت به روش تزریق جت است. هرچند حضور برآمدگی در مسیر جریان ممکن است باعث فرسودگی قطعه شود؛ ولی به نسبت روش‌های دیگر باز هم مقرون بصره است. در این تحقیق در چند مرحله با قرار دادن برآمدگی با میزان ارتفاع متفاوت در یک موقعیت از قسمت واگرای نازل میزان توزیع فشار روی دیواره نازل و میزان انحراف جت خروجی اندازه‌گیری می‌شود.

۱-۱- رویکرد کنترل بردار پیشران با ایجاد شوک

برآمدگی استوانه‌ای شکل از مجرای دایره‌ای شکل در قسمت واگرای نازل در مسیر جریان اصلی قرار می‌گیرد، بواسطه حضور برآمدگی در مسیر جریان اصلی، لایه مرزی از دیواره جدا شده و موجب ایجاد شوک می‌شود که در نتیجه شوک ایجاد شده باعث انحراف جریان می‌شود. همانطور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، برآمدگی یک مانع در مسیر جریان مافوق صوت، بعنوان عامل اصلی تغییر حرکت جت مافوق

است. این روش از جهت عملکرد مشابه روش تزریق ثانویه است.

در شکل ۳ تزریق روی صفحه تخت نشان داده شده است. تزریق باعث می‌شود، شوک جدایش در بالادست تزریق شکل بگیرد و در نتیجه لایه مرزی^۱ از دیواره جدا شود. شوک خمیده^۲ بوجود آمده در جریان اصلی به دلیل جت تزرفی است که نیروی اصلی برای انحراف را ایجاد می‌کند. اثرات شوک ضعیف جدایش همراه با شوک خمیده قوی، باعث انحراف در جریان اصلی می‌شود. در قسمت داخلی بین سطح و لایه مرزی جدا شده یک منطقه گردشی شکل می‌گیرد که شامل گردابه‌های در حال چرخش است. این گردابه‌های چرخشی، باعث ایجاد لاندای شوک قبل از تزریق صورت گرفته می‌شود که سبب حرکت شوک خمیده به بالادست می‌شود. در تزریق جت روی صفحه تخت، جریان اصلی هنگام عبور از دو طرف جت تزریق شده عبور می‌کند که باعث ایجاد گردابه‌های خلاف‌گرد در جت تزریق شده و گردابه‌های نعل اسبی شکل در جریان اصلی می‌شود [۱۴ و ۱۵]. که این موضوع به دلیل نیروی فشاری است که از سمت جت تزریق شده اعمال می‌شود که در روش برآمدگی بنظر می‌رسد، این نوع شوک‌ها ایجاد نشود. جریان پایین دست تزریق که تا حدی با منطقه فشار کم مطابقت دارد، تحت تاثیر حرکت‌های گردابه‌ای قوی قرار دارد [۱۶].

۲- مدل، تجهیزات و شرایط آزمایشگاهی

۲-۱- نازل همگرا-واگرا

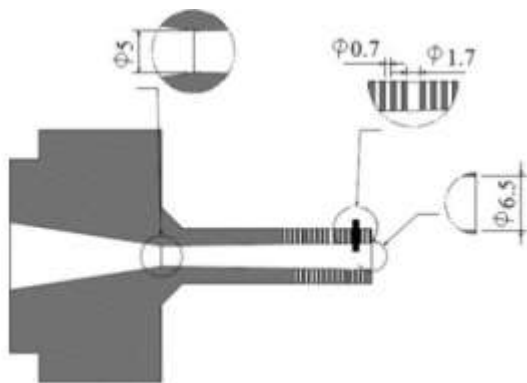
در این تحقیق بمنظور بررسی کنترل بردار تراست با استفاده از یک برآمدگی استوانه‌ای شکل، یک نازل همگرا-واگرا با عدد ماخ اسمی ۲ طراحی و ساخته شد. نازل از انتها به یک محفظه آرامش متصل می‌شود که برای فشار ۳۵ اتمسفر طراحی شده است. قطر ورودی نازل ۱۶ میلی‌متر، قطر گلوگاه ۵ میلی‌متر، قطر خروجی برابر ۶/۵ میلی‌متر است. طول قسمت واگرای نازل، برابر ۵۰ میلی‌متر است. بمنظور بررسی فشار روی دیواره نازل، سوراخ‌هایی با قطر ۰/۷ میلی‌متر روی دیواره نازل در دو طرف طراحی شده است که با نصب پروب

¹ Boundary Layer

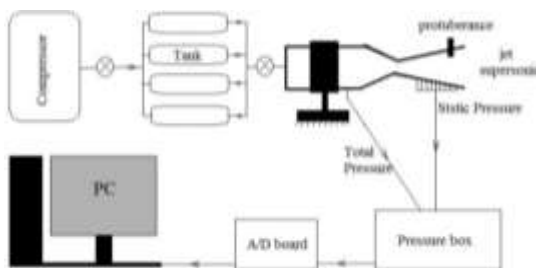
² Bow Shock

برابر ۵۰ میلی‌متر و X فاصله نقطه مورد نظر تا گلوگاه است. H میزان ارتفاع نفوذ برآمدگی در جریان اصلی ثابت بوده و برابر ۱ میلی‌متر است. D^* قطر گلوگاه نازل است که برابر ۵ میلی‌متر است.

برای ایجاد جریان مافوق صوت در نازل از یک کمپرسور هوای فشرده با حداکثر فشار ۱۲ بار استفاده شده است. این کمپرسور به یک مخزن هوای ۵۰۰ لیتری متصل شده است. برای تنظیم فشار داخل محفظه آرامش شبیه ساز جت نیز، از یک شیر کروی استفاده شده است. سوراخ‌های فشاری روی دیواره نازل به یک جعبه سنسور متصل و فشارهای اندازه‌گیری شده از طریق کارت داده برداری به یک کامپیوتر منتقل می‌شود. در شکل ۵، شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی نشان داده شده است.



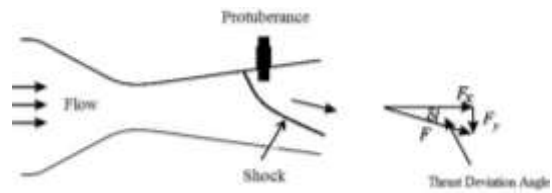
شکل ۴- شمایی از نازل طراحی شده مورد استفاده در تحقیق



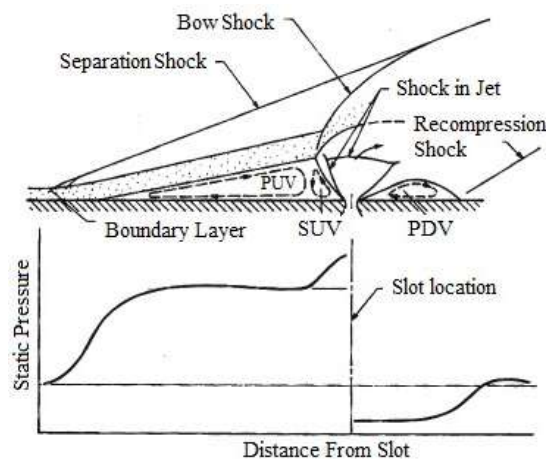
شکل ۵- شمایی از سیستم آزمایشگاهی

۳-۲- سنسورهای اندازه‌گیری فشار

جعبه سنسورها شامل، سنسورهای دیفرانسیلی هاگلر است. در این جعبه مجموعه‌ای از سنسورها وجود دارد که رنج



شکل ۲- شمایی از تشکیل شوک خمیده و زاویه انحراف جریان اصلی



شکل ۳- تصویر تزریق با پورت دایره شکل بروی صفحه تخت [۱۷]

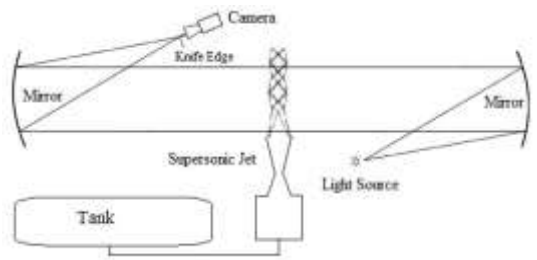
درون این سوراخ‌ها فشار استاتیک اندازه‌گیری می‌شود. این سوراخ‌ها با فاصله ثابت از یکدیگر ایجاد شده‌اند که با طول قسمت واگرای نازل بی‌بعد می‌شوند. در شکل ۴ تصویر نازل طراحی شده را می‌توان مشاهده کرد؛ همچنین برای نصب برآمدگی، یک سوراخ به قطر ۱/۷ میلی‌متر در فواصل ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ میلی‌متری ($X/L = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$) از دهانه خروجی نازل ایجاد شده است. قطر برآمدگی مورد استفاده نیز، برابر ۱/۶ میلی‌متر است.

۲-۲- شرایط انجام آزمایش

در حین آزمایش‌ها فشار کل جریان ثابت است که از محفظه آرامش جت اندازه‌گیری می‌شود. فشار روی دیواره نازل، تصاویر شلرین و شادوگراف در حالت بدون برآمدگی اندازه‌گیری شده است. در چند حالت با موقعیت متفاوت $X/L = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ و میزان نفوذ ثابت $H/D^* = 0.2$ اندازه‌گیری و ثبت می‌شود. L طول قسمت واگرای نازل و



شکل ۶- تصویر جعبه سنسورها



شکل ۷- تصویر شماتیک از سیستم شلرین



شکل ۸- تصویر از سیستم شلرین

۲-۶- میز نیرو

در این پژوهش از یک میز نیروی دو مولفه‌ای برای اندازه‌گیری نیروهای محوری و جانبی وارد بر نازل استفاده شده است. نیروی محوری همان نیروی تراست جت و نیروی جانبی، نیروی انحراف جت است. بدین منظور از یک لودسل ۲۵۰۰ گرمی در جهت محوری و یک لودسل ۳۰۰ گرمی در جهت جانبی برای اندازه‌گیری نیروها به میز نیرو متصل شده است. دقت هر یک از این لودسل‌ها بطور مجزا ۰/۱ درصد است. برای اندازه‌گیری نیروی تراست و جانبی نازل روی این پایه نصب شده است. میز نیرو ابتدا با اعمال نیروهای مختلف

فشارهای متفاوتی را اندازه‌گیری می‌کنند. این سنسورها قادر به اندازه‌گیری فشارهای منفی نیز هستند؛ یعنی فشارهای کمتر از فشار اتمسفر محیط را نیز به خوبی نشان می‌دهند. برای اندازه‌گیری فشار با استفاده از این سنسورها ابتدا باید به دقت کالیبره شوند. کالیبره بدین صورت انجام می‌شود که به هر سنسور چندین فشار اعمال می‌شود، سپس با استفاده از یک گیج دقیق فشار این فشارها و مقدار ولتاژی ثبت می‌شود که سنسور در آن حالت نشان می‌دهد و سپس معادله کالیبره هر سنسور بدست می‌آید. این سنسورها از نوع ترفاگ بوده و دقت اندازه‌گیری آن‌ها ۰/۱ درصد است. در شکل ۶، جعبه سنسور مورد استفاده نشان داده شده است.

منابع خطای موجود در این سیستم اندازه‌گیری شامل، خطای سنسورها و کارت داده‌برداری است که مقدار آن پس از محاسبه به صورت محدوده خطا در نمودارهای منتخب فشار نشان داده شده است. بیشترین مقدار خطا از ۰/۰۱ مقدار فشار کل مخزن آرامش تجاوز نمی‌کند.

۲-۴- سیستم شلرین

سیستم شلرین شامل، منبع نور، آینه‌های مقعر، تیغه و دوربین تصویر برداری است. در سیستم شلرین از نور سفید استفاده می‌گردد و نور انعکاسی توسط دو آینه که از لبه تیغه عبور می‌کند، مستقیماً روی لنز دوربین افتاده تصویر برداری می‌شود. این تصاویر بدلیل گرادیان دوم چگالی در محیط بوجود می‌آیند، با استفاده از دوربین تصویر برداری ثبت می‌شوند.

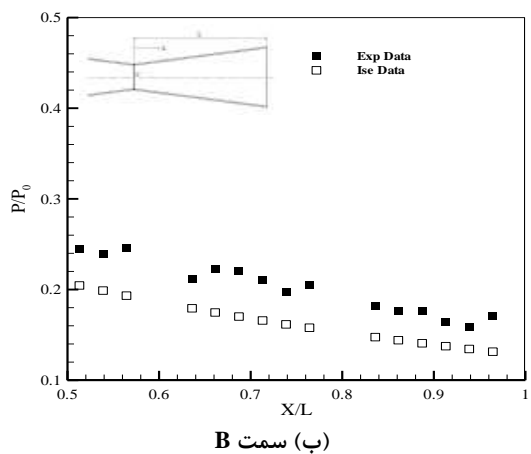
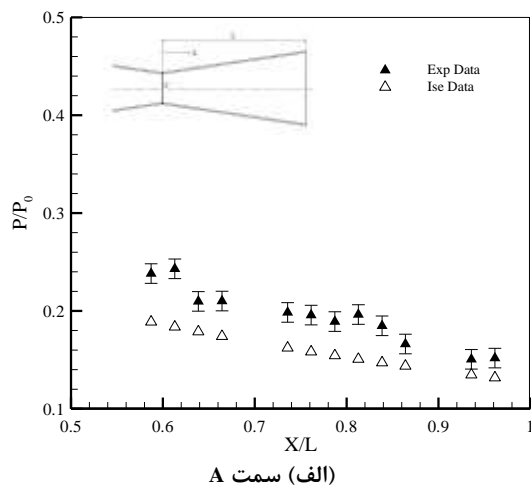
در شکل ۷ شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی برای تصویر برداری شلرین نشان داده شده است؛ همچنین تصویر این تنظیمات در شکل ۸ نشان داده شده است.

۲-۵- کارت داده برداری

در این پژوهش از یک کارت داده برداری Advantech مدل USB-4711A استفاده شده است. این کارت داده برداری ۱۶ کاناله ۱۲ بیتی ۱۵۰kS/s به کامپیوتر متصل است. داده‌ها از متوسط گیری ۱۰۰ داده در یک بازه زمانی یک ثانیه بدست می‌آیند.

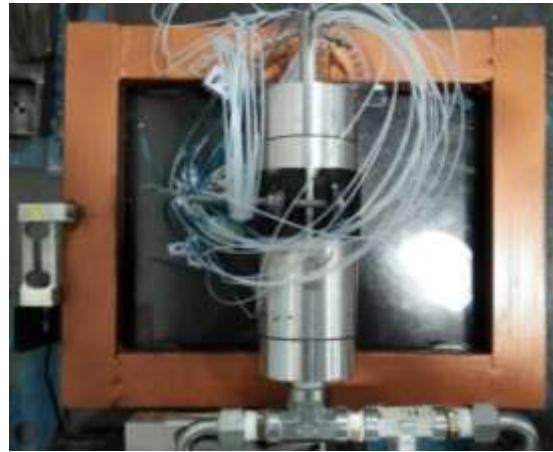
استاتیکی روی دیواره‌های نازل همراه با محدوده خطای اندازه‌گیری شده فشار توسط سنسورها نشان داده شده است. این میزان خطا برای فشار در تمام فشارهای اندازه‌گیری شده در این تحقیق ثابت است. برای اطمینان از تکرارپذیری نتایج، توزیع فشار روی دیواره نازل در چند مرحله اندازه‌گیری شد که تغییر خاصی در آن مشاهده نشد. در شکل ۱۱، تغییرات عدد ماخ درون نازل بر دیواره‌ها نشان داده شده است.

نتایج نشان می‌دهد که تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج تحلیلی وجود دارد. این اختلاف در خروجی نازل برای عدد ماخ بدست آمده با داده‌های تحلیلی در 0.05 ماخ است که نشان دهنده اختلاف 5 درصدی بین نتایج تجربی و تحلیلی است. البته عامل اصلی این اختلاف، ایجاد لایه مرزی درون نازل و کاهش عدد ماخ خروجی نسبت به داده‌های تحلیلی است.



شکل ۱۰- نمودار تغییرات فشار استاتیک در دیواره نازل

در زوایای متفاوت کالیبره شده است. در شکل ۹ میز نیرو قابل مشاهده است. دقت کلی میز نیرو در دو جهت کمتر از 0.5 درصد مقیاس کلی است که این افزایش بدلیل کوپل شدن دو لودسل به یکدیگر و وجود اثرات تداخلی می‌باشد. منابع خطای موجود در این سیستم اندازه‌گیری شامل خطای لودسل‌ها، کارت داده‌برداری و خطای ناشی از کالیبراسیون میز نیرو است که میزان عدم قطعیت آن پس از محاسبه به صورت محدوده خطا در نمودارهای منتخب نیرو نشان داده شده است. مقدار عدم قطعیت در اندازه‌گیری نیرو برابر با ± 0.1 نیوتن می‌باشد.



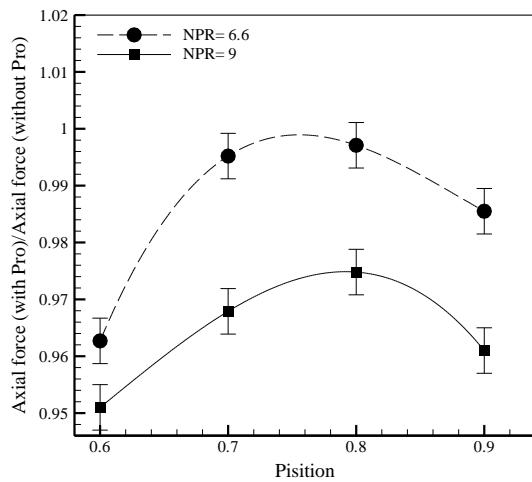
شکل ۹- تصویر میز نیرو

۴- نتایج و بحث

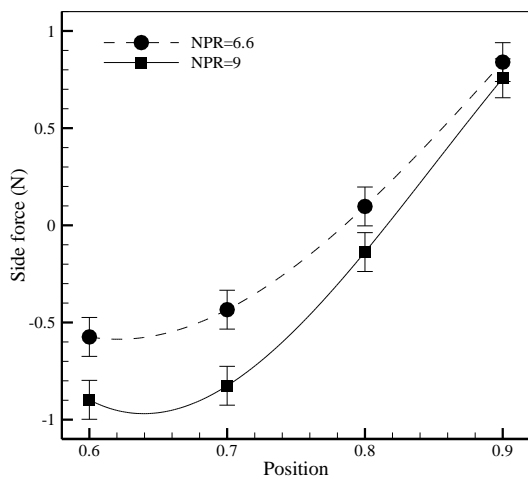
۴-۱- ارزیابی نازل بدون حضور برآمدگی

برای بررسی فشار روی دیواره ابتدا پروب‌هایی که روی دیواره نازل است با استفاده از اتصالات هوای فشرده به سنسورهای اندازه‌گیری فشار متصل شده است. فشار در محفظه آرامش در دو حالت و $NPR = 6.6$ برابر $NPR = 9$ ثابت می‌شود. ابتدا نازل بدون برآمدگی مورد آزمایش قرار گرفت و عدد ماخ در طول نازل، مورد بررسی قرار گرفته است؛ همچنین، عدد ماخ آیزنتروپیک با استفاده از مساحت ناحیه مورد نظر به نسبت قطر گلوگاه به صورت تحلیلی به منظور مقایسه با نتایج تجربی بدست آمده است. موقعیت نقاط اندازه‌گیری فشار روی دیواره با طول کل قسمت واگرای نازل بی بعد شده است (X/L) فشار استاتیک روی دیواره نیز با فشار کل ورودی به نازل بی بعد شده است (P/P_0) . در شکل ۱۰ تغییرات فشار

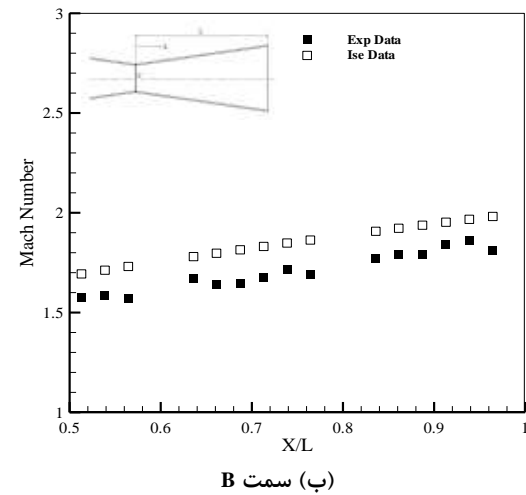
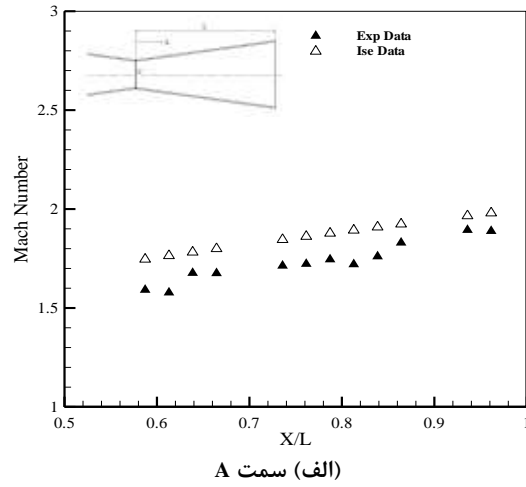
در شرایطی که نسبت فشار افزایش یافته است، کاهش تراست محوری بیشتر می‌شود؛ همچنین، در موقعیت نصب $X/L = 0.8$ کمترین کاهش بردار تراست وجود دارد؛ در حالی که با فاصله گرفتن از این نقطه، کاهش بیشتر تراست محوری مشاهده می‌شود. بررسی نیروی عرضی وارد بر نازل نشان می‌دهد که در $X/L < 0.8$ جهت نیروی جانبی وارده بر دیواره معکوس شده است؛ همچنین، مشاهده می‌شود که در اکثر نقاط نصب برآمدگی، با افزایش NPR، مقدار نیروی جانبی افزایش یافته است.



شکل ۱۲- نمودار تغییرات نیروی محوری در موقعیت‌های مختلف برآمدگی



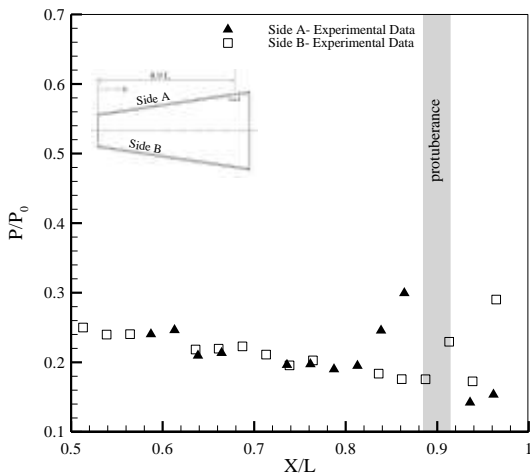
شکل ۱۳- نمودار تغییرات نیروی جانبی در موقعیت‌های مختلف برآمدگی



شکل ۱۱- نمودار تغییرات عدد ماخ در نازل

۲-۴- ارزیابی اثرات حضور برآمدگی بر میدان جریان در شکل ۱۲ و ۱۳ تغییرات نیروی محوری و عرضی وارد بر نازل در موقعیت‌های نصب مختلف نشان داده شده است. این نتایج مربوط به دو نسبت فشار نازل، یعنی $NPR = 6.6$ و $NPR = 9$ است؛ همچنین، نیروهای محوری برای مقایسه بهتر با مقدار نیروی محوری در حالتی که برآمدگی در نازل وجود ندارد، بی‌بعد شده است. این نتایج نشان می‌دهد با اعمال برآمدگی درون نازل، میزان نیروی پیشرانس محوری کاهش می‌یابد. میزان خطای داده‌ها در شکل ۱۲ و ۱۳ به صورت محدوده خطا نشان داده شده است.

انسدادی برآمدگی در این ناحیه است [۱۴]. در واقع این ناحیه همان ناحیه دنباله پشت برآمدگی است که تقریباً تا انتهای نازل امتداد یافته است. تصاویر شلرین جریان خروجی از نازل در شکل ۱۶ نشان داده شده است؛ همچنین مشاهده می‌شود که شوک شکل گرفته در بالا دست برآمدگی بصورت با قاعده به دیواره مقابل برخورد نکرده و یک دیسک ماخ در نزدیکی دیواره B شکل گرفته که موجب جدایش جریان در این ناحیه شده است. بررسی تغییرات ضریب فشار بر دیواره B نیز، این موضوع را به صورت یک افزایش فشار در نزدیکی خروجی نازل نشان می‌دهد.



شکل ۱۵- نمودار توزیع فشار در دیواره نازل در حالت $NPR = 6.6$ و $X/L = 0.9$

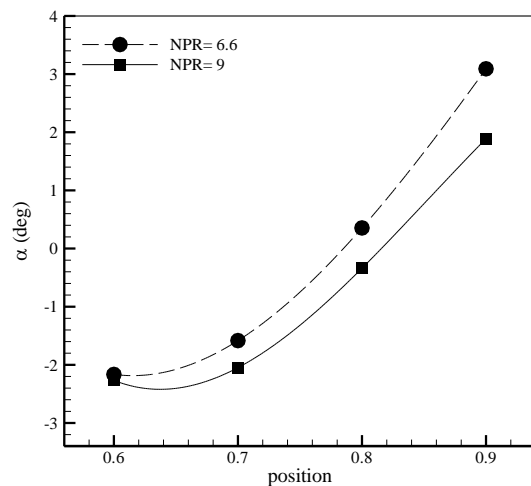
همچنین، انعکاس بدون قاعده شوک برگشتی و خروجی آن از درون نازل که در تصاویر شلرین (شکل ۱۶) نیز نشان داده شده، به همراه امواج انبساطی شکل گرفته روی لبه بالایی برآمدگی و گردابه پشت برآمدگی مشاهده است. بنظر می‌رسد، یک موج شوک مایل در انتهای ناحیه دنباله (روی گردابه شکل گرفته در پایین دست برآمدگی) نیز تشکیل شده که اثر آن در تصاویر شلرین قابل مشاهده است.

تغییرات ضریب فشار روی دیواره‌های نازل در حالت‌هایی که برآمدگی در $X/L = 0.6, \dots, 0.9$ نصب شده‌اند، در شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین مقدار ضریب فشار در بالادست برآمدگی، با نزدیک شدن برآمدگی به گلوگاه افزایش یافته است؛ همچنین، ضریب فشار در ناحیه دنباله بعد از برآمدگی

در شکل ۱۴ زاویه بردار تراست (رابطه ۱) برحسب موقعیت نصب برآمدگی نشان داده شده است.

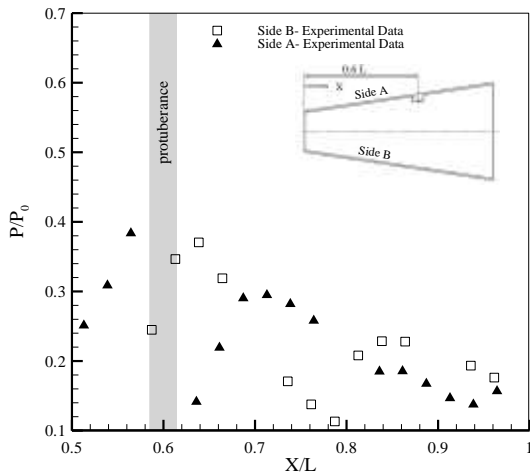
$$\alpha = \tan^{-1} \frac{F_y}{F_x} \quad (1)$$

این نتایج نشان می‌دهد که بیشترین زاویه انحراف در حالتی است که برآمدگی در $X/L = 0.9$ نصب شده و در $NPR = 6.6$ زاویه بردار تراست به $3/1^\circ$ درجه نیز رسیده است؛ همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش NPR در $X/L > 0.8$ ، زاویه بردار تراست کاهش یافته است؛ در حالی که در $X/L < 0.8$ یک روند معکوس مشاهده می‌شود. بررسی همزمان نتایج شکل ۱۲ و ۱۳ نشان می‌دهد که علیرغم افت تراست محوری در $X/L = 0.8$ ، زاویه بردار تراست در این حالت چندان مطلوب نیست. برای درک بهتر فیزیک جریان، اثرات ناشی از حضور برآمدگی در $X/L = 0.9$ ، توزیع فشار روی دیواره‌های نازل در شکل ۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۴- نمودار تغییرات زاویه انحراف بر موقعیت‌های مختلف برآمدگی

در شکل ۱۵ توزیع فشار روی دیواره‌های A (محل نصب برآمدگی) و B نشان داده شده است. این نتایج نشان می‌دهد که شبیه‌سازی‌های عددی و تجربی در این حالت از تطابق بسیار خوبی برخوردار است. قبل از برآمدگی روی دیواره A نازل، فشار افزایش یافته است که نشان دهنده ایجاد یک شوک در این ناحیه است. پس از برآمدگی فشار در سمت دیواره A یک کاهش شدید را نشان می‌دهد که ناشی از اثرات



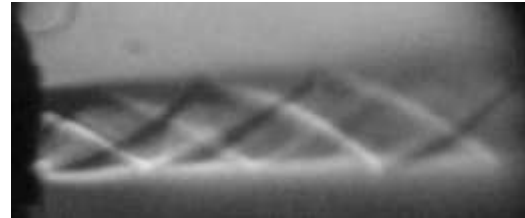
شکل ۱۹- نمودار توزیع فشار در دیواره نازل در حالت $NPR = 6.6$ و $X/L = 0.6$

پدیده‌ای که در این سه نمودار قابل مشاهده است، برخورد شوک منعکس شده با دیواره A است که در حالت اول ($X/L = 0.9$) مشاهده نمی‌شود. این موضوع را می‌توان در افزایش ضریب فشار سمت A در قسمت خروجی نازل (شکل ۱۷) و افزایش ضریب فشار سمت A (بعد از دنباله در شکل ۱۸ و ۱۹) مشاهده نمود. بنظر می‌رسد، عامل اصلی در تغییر جهت زاویه بردار تراست در $X/L < 0.8$ برخورد موج شوک منعکس شده با دیواره A است. بنظر می‌رسد که شوک منعکس شده از دیواره B در دو مرحله، یکی از روی دنباله پایین دست برآمدگی و دیگری از روی دیواره سمت A منعکس شده است. این امواج شوک دوگانه پس از برخورد به دیواره B از نازل خارج شده‌اند.

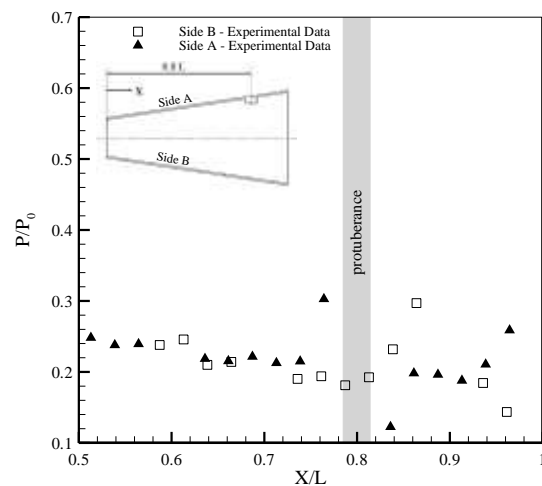
در شکل ۲۰ امواج شوک دوگانه در تصویر شلرین قابل مشاهده هستند. همانطور که در شکل ۱۲ نشان داده شد، میزان افت نیروی محوری در $X/L > 0.8$ و $X/L < 0.8$ به تدریج افزایش یافته است. به نظر می‌رسد در $X/L > 0.8$ عامل اصلی افزایش افت تراست، تشکیل موج شوک خمیده در اعداد ماخ بالاتر نسبت به حالت‌های دیگر است. این موجب می‌شود، فشار کل جریان از کاهش بیشتری برخوردار شود. در حالت‌هایی که $X/L < 0.8$ است، عامل کاهش نیروی تراست محوری تشکیل یک موج شوک خمیده ثانویه درست در بالادست برآمدگی است.

بنظر می‌رسد این پدیده در حالت $X/L = 0.6$ به شدت تشدید شده است. این موضوع را می‌توان از افزایش ضریب

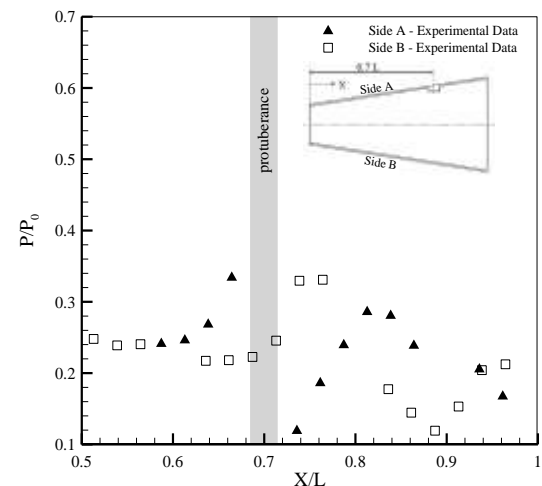
نیز کاهش یافته است. بنظر می‌رسد با نزدیک شدن برآمدگی به گلوگاه، اثرات انسدادی افزایش یافته است.



شکل ۱۶- تصویر شلرین تجربی در حالت $X/L = 0.9$

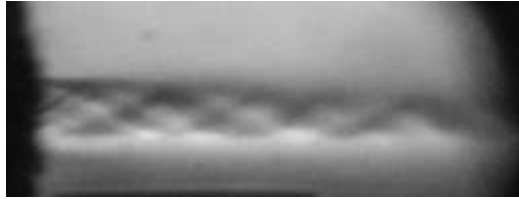


شکل ۱۷- نمودار توزیع فشار در دیواره نازل در حالت $NPR = 6.6$ و $X/L = 0.8$



شکل ۱۸- نمودار توزیع فشار در دیواره نازل در حالت $NPR = 6.6$ و $X/L = 0.7$

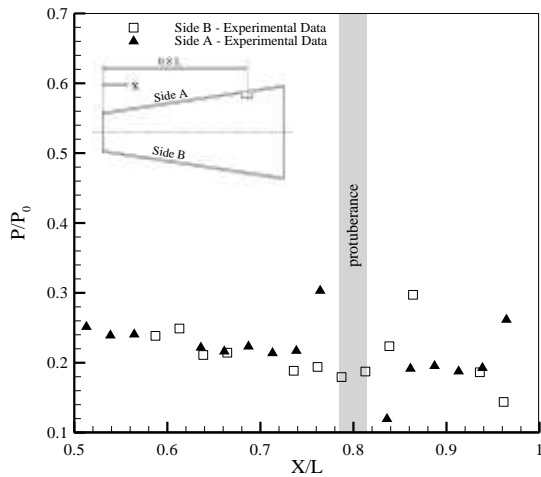
فشار کل درون قسمت واگرای نازل افزایش یافته و در نتیجه آشفتگی در این قسمت بیشتر می‌شود که می‌تواند باعث افت تراسه محوری شود.



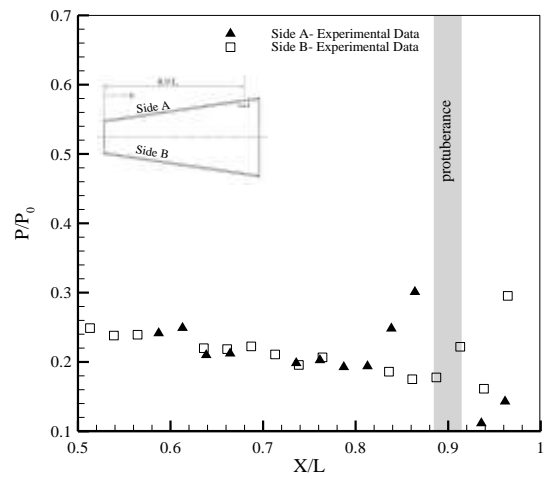
شکل ۲۰- تصویر شلرین تجربی در حالت $X/L = 0.7$

فشار روی دیواره B (محل برخورد شوک خمیده) مشاهده نمود. انعکاس این شوک پس از برخورد به دیواره A، موجب انعکاس شوک‌های دوگانه قوی‌تر نسبت به حالت $X/L = 0.7$ شده است؛ زیرا ضریب فشار در محل برخورد شوک‌های دوگانه به دیواره B در حالت $X/L = 0.6$ بیشتر از حالت $X/L = 0.7$ است.

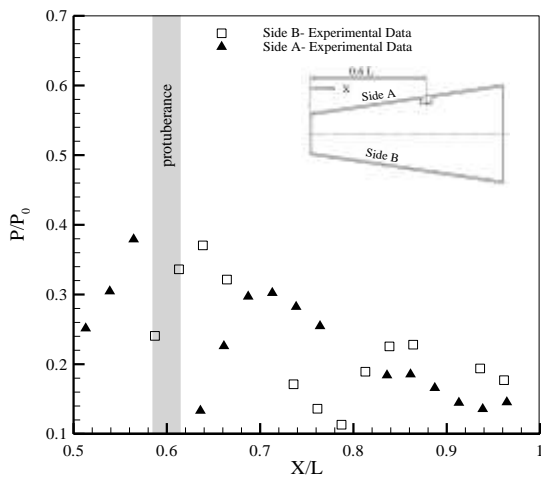
برای بررسی اثرات نسبت فشار، تغییرات ضریب فشار روی دیواره‌ها در حالت‌های مختلف در شکل ۲۱ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهند، نسبت فشار روی دیواره نازل در $NPR = 6.6$ و $NPR = 9$ چندان تحت تاثیر تغییرات فشار کل نمی‌باشد. با افزایش NPR بنظر می‌رسد،



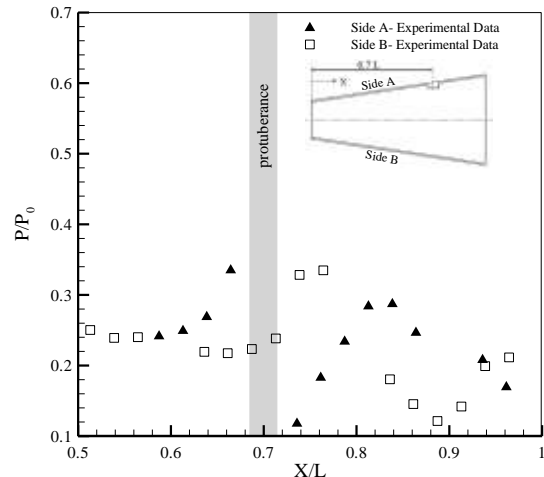
شکل ۲۱ (ب) $X/L = 0.8$



شکل ۲۱ (الف) $X/L = 0.9$



شکل ۲۱ (د) $X/L = 0.6$



شکل ۲۱ (ج) $X/L = 0.7$

شکل ۲۱- نمودار توزیع فشار بر دیواره نازل در حالت‌های مختلف و $NPR = 9$

۵- نتیجه‌گیری

فشار استاتیک، bar	P	در این تحقیق از یک برآمدگی استوانه‌ای شکل به عنوان یک روش ساده و جدید در کنترل پیشران یک نازل مافوق صوت با عدد ماخ ۲ مورد بررسی قرار گرفت. برآمدگی هر مرحله در قسمت واگرای نازل در موقعیت $X/L = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ و با میزان نفوذ ثابت $H/D^* = 0.2$ قرار گرفت. فشار روی دیواره اندازه‌گیری شد و موقعیت شوک‌های تشکیل شده مشخص گردید. تصاویر شلرین نیز ثبت شد. داده‌های حاصل از اندازه‌گیری فشار نشان می‌دهند که قبل از برآمدگی فشار به شدت افزایش یافته که ناشی از تشکیل یک شوک کمانی در این ناحیه است. همچنین، یک ناحیه دنباله در پشت برآمدگی شکل گرفته که موجب افزایش فشار در این ناحیه شده است. پس از برآمدگی فشار کاهش شدیدی یافته که نشان دهنده اثرات انسدادی برآمدگی است. دیگر نتایج مهم بدست آمده عبارتند از:
فشار کل، bar	P_0	
فاصله نقطه مورد نظر از گلوگاه، mm	X	
نسبت فشار کل به فشار محیط	NPR	
زاویه انحراف جت، deg	α	
زاویه بالای جت خروجی، deg	α_1	
زاویه پایین جت خروجی، deg	α_2	

۷- مراجع

- [1] Sutton GP, Biblarz O (2001) Rocket propulsion elements. John Wiley & Sons Inc, New York.
- [2] Noorolahi A (2008) Liquid injection thrust vector control and its effective parameters. Energetic Materials Research and Development 1: 154-164. (In Persian)
- [3] Gubse RD (1965) An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection. NASA CR-297.
- [4] Balu R, Marathe A, Paul P and Mukunda H (1991) Analysis of performance, of hot gas injection thrust vector control system. Journal of Propulsion and Power 7(4): 580-585.
- [5] Shin CS, Kim HD, Setoguchi T, Matsuo S (2010) A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle. J Therm Sci 19(6):486-490.
- [6] Hojaji M, Tahani M, Salehifar M, Dartoomian A (2014) Performance analysis of secondary injection thrust vector control. 1st International and 3rd National Conference of Iranian Aerospace Propulsion Association, Iran. (In Persian)
- [7] Salehifar M, Dartoomian A, Hojaji M, Tahani M (2014) Comparison of 2D and 3D analysis of secondary injection thrust vector control. 8th Conf. Mech Eng Rasht. (In Persian)
- [8] Zmijanovic V, Lago V, Sellam M, Chpoun A (2014) Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection. Shock Waves 24(1):97-111.
- [9] Deng R, Kong F, Kim HD (2014) Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle. J Mech Sci Technol 28(12): 4979-4987.
- [10] Tahani M, Hojaji M, Salehifar M, Dartoomian A (2015) Numerical investigation of jet grouting sound effects of fluid characteristics and flow field

۱- بهترین موقعیت نصب برآمدگی در قسمت واگرای نازل از نظر کمترین مقدار افت تراست محوری در موقعیت $X/L = 0.8$ است.

۲- بهترین موقعیت نصب برآمدگی از جهت انحراف زاویه بردار پیشرانش در موقعیت $X/L = 0.9$ است که برابر $3/1$ درجه است. و کمترین مقدار در موقعیت $X/L = 0.8$ است.

۳- در موقعیت نصب برآمدگی $X/L > 0.8$ و $X/L < 0.8$ زاویه معکوس شده که به دلیل برخورد شوک منعکس شده از دیواره مقابل با دیواری است که شوک اولیه روی آن تشکیل شده است.

۴- با افزایش مقدار NPR برای موقعیت نصب برآمدگی $X/L > 0.8$ زاویه بردار تراست و نیروی جانبی کاهش یافته است؛ در حالی که برای $X/L < 0.8$ زاویه بردار تراست و نیروی جانبی افزایش یافته‌اند.

۶- فهرست علائم

قطر گلوگاه، mm	D^*
مدول الاستیسیته، N/m^2	H
طول قسمت واگرای نازل، mm	L

- [14] Tahani M, Hojaji M, Mahmoodizadeh SV (2016) Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach. *Aircr Eng Aerosp Tec* 88(6): 717-728.
- [15] Hojaji M, Soltani MR, Taeibi-Rahni M (2010) New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic crossflow. *J Aerospace Eng* 224: 1069-1080.
- [16] Viti V, Neel R, Schetz JA (2009) Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field. *Phys Fluids* 21(4): 1-16.
- [17] Santiago J, Dutton J (1997) Cross flow vortices of a jet injected into a supersonic cross flow. *AIAA J* 35(5): 915-917.
- [11] Deng R, Setoguchi T, Kim HD (2016) Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage. *J Heat Fluid Fl* 62: 474-481.
- [12] Salehifar M, Tahani M, Hojaji M, Dartoomian A (2016) CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC. *Appl Therm Eng.* 103: 291-304.
- [13] Li L, Hirota M, Ouchi K, Saito T (2017) Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment. *J Shock Waves* 27(1): 53-61.