



Experimental Investigation of the Effect of Cylindrical Protuberance with Different Penetration the Thrust Vector a C-D Nozzle in Supersonic regime

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Mokhtari D.¹ MSc,
Hojaji M.^{*1} PhD,
Afrand M.¹ PhD

How to cite this article

Mokhtari D, Hojaji M, Afrand M. Experimental Investigation of the Effect of Cylindrical Protuberance with Different Penetration the Thrust Vector a C-D Nozzle in Supersonic regime. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(5):1145-1154.

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 convergent-divergent nozzle was designed and constructed. This nozzle is such that the Mach number is its nominal output in full expansion conditions. The wall of the nozzle is equipped with pressurized holes to measure pressure variations. Also, there is a duct wall in the 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 total pressure of the compartment is constant at all tests and is 5.7bar. The results of this study show that the depth of penetration of the protuberance in the flow field has a significant effect on the amount of deviation and even the direction of the deviation of the jet stream exited from the convergent-divergent nozzle. The maximum jet outlet flow from the nozzle is 5.7degrees, which occurred at a rate of $H/D^* = 0.4$. In addition, these results indicate that with the increase in bulge penetration within the nozzle, the nozzle axial thrust has slightly decreased.

Keywords Thrust Vector; Convergent-Divergent Nozzle; Protuberance; Supersonic; Experimental Aerodynamics

¹Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran

*Correspondence

Address: Najafabad Branch, Islamic Azad University, University Square, Najafabad, Isfahan, Iran.
Phone: +98 (31) 42292929
Fax: +98 (31) 42291016
hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir

Article History

Received: June 24, 2018
Accepted: December 04, 2018
ePublished: May 01, 2019

CITATION LINKS

[1] Rocket propulsion elements [2] Jet tab thrust vector control [3] Jet tab thrust vector control system demonstration [4] Flow generated by ramp tabs in a rocket nozzle exhaust [5] Corrugated tabs for supersonic jet control [6] Effects of vortex generating tabs on noise sources in an ideally expanded mach 1.3 jet [7] Experimental and simulation testing of thermal loading in the jet tabs of a thrust vector control system [8] Liquid injection thrust vector control and its effective parameters [9] Some aspects of gaseous secondary injection with application to thrust vector control [10] Analysis of performance of a hot gas injection thrust vector controlsystem [11] A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle [12] Performance analysis of secondary injection thrust vector control [13] Comparison of 2D and 3D analysis of secondary injection thrust vector control [14] Thrust vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection [15] Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle [16] Numerical investigation of sonic jet injection effects on flowfield structure and thrust vector control performance in a supersonic nozzle [17] Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage [18] CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC [19] Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment [20] Crossflow vortices of a jet injected into a supersonic crossflow [21] Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach [22] New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic crossflow [23] Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field [24] Fundamentals of aerodynamics

بررسی تجربی تاثیر برآمدگی استوانه‌ای شکل با میزان نفوذ متفاوت بر بردار پیش‌رانش یک نازل همگرا- واگرا در رژیم مافوق صوت

داود مختاری MSC

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

محمد حججی PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

مسعود افزند PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

چکیده

در این پژوهش، اثر یک برآمدگی استوانه‌ای شکل بر بردار پیش‌رانش یک جت مافوق صوت به‌عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیش‌رانش مورد بررسی قرار گرفت. برای این منظور، یک نازل همگرا- واگرا طراحی و ساخته شد. این نازل به‌صورتی 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 در درون نازل ایجاد شده است. از سنسورهای فشار برای اندازه‌گیری فشار و همچنین، از سیستم شلرین برای بررسی میدان جریان خروجی از نازل بهره برده شده است. فشار کل محفظه آرامش در تمام آزمایش‌ها ثابت و برابر با ۵/۷ بار است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که عمق نفوذ برآمدگی در میدان جریان، تاثیر چشمگیری بر میزان انحراف و حتی جهت انحراف جریان جت خارج شده از نازل همگرا- واگرا دارد. بیشترین میزان انحراف جریان جت خروجی از نازل برابر با ۵/۷ درجه بوده که در نفوذ برآمدگی برابر با $H/D^* = 0.4$ اتفاق افتاده است. به‌علاوه این نتایج نشان می‌دهد که با افزایش میزان نفوذ برآمدگی در درون نازل، میزان تراست محوری نازل اندکی کاهش یافته است.

کلیدواژه‌ها: بردار تراست، نازل همگرا- واگرا، برآمدگی، مافوق صوت، آیرودینامیک تجربی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۴/۰۳

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۹/۱۳

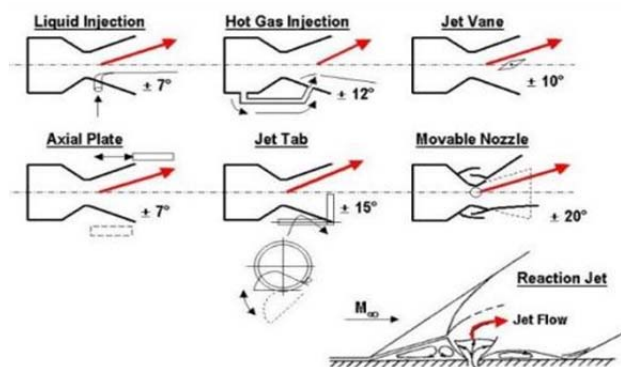
*نویسنده مسئول: hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir

۱- مقدمه

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

بررسی پژوهش‌های صورت‌گرفته در زمینه کنترل بردار پیش‌رانش نشان می‌دهد که بیشتر این تحقیقات با استفاده از روش تزریق سیال ثانویه در قسمت واگرایی نازل انجام شده است. همچنین، تاکنون پژوهش‌هایی از روش‌های تداخلی مختلفی ارائه شده است. استفاده از پره در مسیر جریان، به‌کارگیری صفحه هم‌راستا در

خروجی نازل و استفاده از صفحه عمودی (به‌صورت زبانه) در خروجی نازل که به تب معروف بوده، از جمله این روش‌ها است. استفاده از یک پره با سطح مقطع شبیه بال که به‌طور دایم در مسیر گازهای داغ خروجی از نازل قرار دارد، به‌دلیل سادگی آنها بیشترین کاربرد را دارد. استفاده از زبانه در خروجی نازل برای کنترل بردار پیش‌رانش نیز مورد توجه بسیاری از محققان بوده است. در این روش، یک زبانه در مقابل جریان خروجی از نازل قرار می‌گیرد و موجب ایجاد یک شوک در بالادست زبانه و انحراف جریان می‌شود.



شکل ۱) شمایی از انواع روش‌های کنترل بردار پیش‌رانش [۱]

در زمینه کنترل بردار پیش‌رانش با استفاده از زبانه می‌توان به پژوهش‌های هالستین در سال ۱۹۶۵ [۲]، توج در سال ۱۹۷۱ [۳] و سیمونز و همکاران در سال ۱۹۸۶ [۴] اشاره نمود. در این پژوهش‌ها که به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته، اثرات نسبت انسدادی زبانه و زاویه زبانه نسبت به جریان خروجی بر زاویه بردار پیش‌رانش ارائه شده است.

قانونیندر و راداکریشنن نیز در سال ۲۰۱۰ اثرات ناشی از کاربرد زبانه‌های موجی شکل بر کنترل بردار پیش‌رانش را مورد بررسی قرار دادند [۵]. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از زبانه‌های موجی شکل به‌جای زبانه‌های ساده می‌تواند ضمن کنترل بردار پیش‌رانش، در کاهش طول محدوده شوک‌های الماسی نیز تاثیرگذار باشد.

استفاده از زبانه برای کنترل بردار پیش‌رانش، معایبی نظیر تشدید صدا در خروجی نازل دارد که در سال ۲۰۰۲ این موضوع توسط هیلمن و نورالهی مورد بررسی قرار گرفته است [۶]. از دیگر معایب این روش، تاثیر بارهای حرارتی بر زبانه‌هایی است که در معرض حرارت جریان خروجی از نازل قرار دارند. زیوکویک و همکاران در سال ۲۰۱۶ به بررسی عددی و تجربی اثرات ناشی از انسداد جریان داغ جلوی زبانه، چگونگی انتشار حرارت بر زبانه و میزان انحراف بردار پیش‌رانش نازل پرداختند [۷].

تزریق سیال ثانویه برای کنترل بردار پیش‌رانش اولین بار در سال ۱۹۴۹ توسط ودری مطرح شد و پیاده‌سازی آن در سال ۱۹۵۲ به انجام رسید [۸]. یکی دیگر از پژوهش‌های تجربی نخستین در مورد کنترل بردار پیش‌رانش توسط گاوس در سال ۱۹۶۵ صورت گرفت [۹] که نشان داد افزایش فشار سکون جریان ثانویه، شوک جدایش را به سمت بالادست هدایت می‌کند و موجب تغییر بیشتر بردار پیش‌رانش می‌شود.

پژوهش‌های عددی زیادی نیز در این زمینه انجام شده است که از نخستین آنها می‌توان به حل معادلات اویلر به‌صورت سه‌بعدی در سال ۱۹۹۱ توسط بالو و همکاران [۱۰] اشاره نمود که این پژوهش با ضریب تقویت جت ثانویه و تراست محوری انجام شده و نسبت نیروی جانبی به نیروی محوری به دست آمده است.

به‌عنوان یک پارامتر کلیدی برای بهبود عملکرد روش مورد مطالعه معرفی شده است.

دنگ و همکاران در سال ۲۰۱۶ به بررسی روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ برای کنترل بردار شوک با استفاده از عبور جریان کنارگذر پرداختند^[17]. در این تحقیق از پدیده‌های ناپایدار برای کنترل برداری شوک در فضای سه‌بعدی بهره گرفته شده است. همچنین، کنترل برداری شوک یک راه واقعاً کارآمد برای کنترل جت با سرعت بالا است. به‌علاوه، طبیعت ناپایدار از روش کنترل بردار شوک در نسبت فشارهای مختلف نازل بررسی شده است. زاویه بردار پیش‌رانش در نسبت فشارهای مختلف نازل در مدل شبیه‌سازی گرداب بزرگ ثبت شده است. نتایج نشان می‌دهد که برای دست‌یافتن به کنترل بردار پیش‌رانش مناسب با استفاده از جریان کنارگذر باید مقدار نسبت جرم جریان کمتر از ۷٪ باشد.

صالحی‌فر و همکاران در سال ۲۰۱۶ به بررسی عددی تزریق ثانویه گاز داغ بر کنترل بردار تراست و مشخصات میدان جریان پرداختند^[18]. در این تحقیق، عملکرد تزریق گاز داغ در قسمت واگرای نازل بررسی شده و از کد عددی سه‌بعدی و چندبُلوکی برای مدل‌سازی جریان استفاده شده است. همچنین، از مدل آشفتگی $k-w$, SST برای مدل‌سازی آشفتگی جریان در تزریق‌های تکی و دوگانه استفاده شده و نتایج این شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی صحت‌سنجی شده است. برای افزایش قدرت تزریق، سطح مقطع تزریق و نسبت فشار تزریق به فشار نازل افزایش یافته است. بررسی‌ها نشان داده است که افزایش قدرت تزریق منجر به کاهش ضریب تقویت می‌شود. همچنین نشان داده شده است 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 می‌کند که گاز بیشتری بدون شوک ضربه‌ای تزریق کند و نیروی پیش‌رانش را افزایش دهد.

لای و همکاران در سال ۲۰۱۷ به بررسی بردار پیش‌رانش سیال در نازل با زاویه پیچ و گشتاور پرداختند^[19]. 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 به وجود می‌آید که شوک ضعیف بر اثر جدایش لایه مرزی و شوک دوم در اثر حضور تزریق ثانویه است. این نتایج نشان می‌دهد که میزان انحراف جریان اصلی در اثر عبور از این دو موج شوک تا ۲ برابر می‌شود، البته بیشتر این انحراف ناشی از شوک قوی‌تر 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 بدین دلیل مورد توجه قرار گرفته که روشی ساده، جدید و بسیار کم‌هزینه حتی نسبت به روش تزریق جت است. در روش تزریق سیال ثانویه، اتصالات و شیرهای کنترل جریان در مسیر جریان داغ قرار دارند که به‌سرعت فرسوده و مستهلک می‌شوند. هر چند حضور برآمدگی در مسیر جریان ممکن است باعث فرسودگی قطعه شود، ولی نسبت به روش‌های مذکور باز هم مقرون‌به‌صرفه است، چون به‌صورت لحظه‌ای و نوسانی در مسیر جریان قرار می‌گیرد. روش استفاده از تب نیز دارای معایبی بوده، به این دلیل که تمامی تجهیزات کنترل بردار پیش‌رانش در این روش در خروجی نازل قرار گرفته است و به‌صورت مکانیکی عمل می‌کنند. در این تحقیق در چند مرحله با قراردادن برآمدگی با میزان ارتفاع متفاوت در یک موقعیت از قسمت واگرای نازل، میزان توزیع فشار روی دیواره نازل و میزان

شبن و همکاران در سال ۲۰۱۰، کنترل بردار پیش‌رانش با استفاده از نازل دو گلوگاه را به‌صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند^[11]. در این پژوهش با طراحی دو گلوگاه، یکی در بالادست و یکی در خروجی نازل برای کنترل بردار پیش‌رانش اقدام شده است. همچنین، 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 برحسب ضرایب تراست و تخلیه در این تحقیق به‌طور کامل ارایه شده است.

حججی و همکاران در سال ۲۰۱۴ به بررسی پاسخ جریان دو‌بعدی و سه‌بعدی و همچنین عملکرد تزریق ثانویه در نازل مافوق صوت پرداختند^[12, 13]. در این پژوهش‌ها که به‌صورت عددی انجام گرفته، 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 است با داده‌های عددی تطابق خوبی دارند.

زمیجان‌نویک و همکاران در سال ۲۰۱۴ به کنترل بردار پیش‌رانش شوک در یک نازل مافوق صوت مخروطی متقارن از طریق تزریق گاز ثانویه عرضی پرداختند^[14]. 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 مافوق 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 حدود ۵٪ است، این امکان را می‌دهد که کنترل بردار پیش‌رانش مناسبی انجام شود. همچنین نتایج نشان داده است که انتقال موقعیت انژکتور تزریق و هندسه نازل، اثر بسیار قوی بر کنترل بردار پیش‌رانش و عملکرد نازل دارد.

دنگ و همکاران در سال ۲۰۱۴ به شبیه‌سازی عددی بردار پیش‌رانش سیال در نازل مافوق صوت متقارن پرداختند^[15]. 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 براساس جریان تزریق ثانویه عرضی ایجاد شد. نمودار عدد ماخ در موقعیت‌های مختلف نازل با تزریق ثانویه به دست آمد. نسبت فشار نازل نیز عامل کلیدی برای کنترل بردار شوک است.

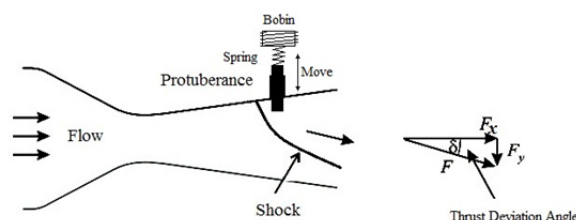
طحانی و همکاران در سال ۲۰۱۵ به بررسی عددی اثرات تزریق جت صوتی سیال در مشخصات میدان جریان و کارایی کنترل بردار تراست در نازل مافوق صوت پرداختند^[16]. در این تحقیق، تاثیر جت صوتی سیال ثانویه در بخش واگرای نازل مافوق صوت بر ساختار میدان جریان و عملکرد بردار تراست به‌صورت عددی بررسی شد. از یک کد عددی سه‌بعدی و چندبُلوکی، برای مدل‌سازی آشفتگی جریان استفاده شده است. تغییر قدرت جت ثانویه به‌کمک تغییر سطح مقطع انژکتور تزریق و همچنین تغییر نسبت فشار تزریق به فشار نازل ایجاد شده است. افزایش قدرت تزریق، 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 که در نسبت فشار ۱ و نسبت دبی ۰/۰۷، برخورد شوک به دیواره مقابل نازل رخ داده است. در نهایت، زاویه تزریق

انحراف جت خروجی اندازه‌گیری می‌شود.

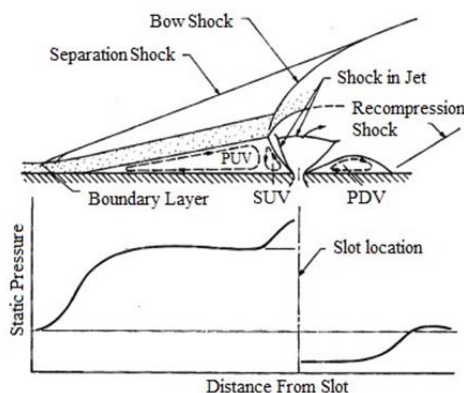
۱-۱- رویکرد کنترل بردار پیشران با ایجاد شوک

برآمدگی استوانه‌ای شکل از مجرای دایره‌ای شکل در قسمت واگرای نازل در مسیر جریان اصلی قرار می‌گیرد و به واسطه حضور برآمدگی در مسیر جریان اصلی لایه مرزی از دیواره جدا و موجب ایجاد شوک می‌شود که در نتیجه شوک ایجاد شده باعث انحراف جریان می‌شود. همان طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، برآمدگی یک مانع در مسیر جریان مافوق صوت به عنوان عامل اصلی تغییر حرکت جت مافوق است. این روش به دلیل عملکرد، مشابه روش تزریق ثانویه است.

در شکل ۳ [20]، تزریق روی صفحه تخت نشان داده شده است. تزریق باعث می‌شود که شوک جدایش در بالادست تزریق شکل بگیرد و در نتیجه، لایه مرزی از دیواره جدا شود. شوک خمیده به وجود آمده در جریان اصلی به دلیل جت تزریقی 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 لاندشوک قبل از تزریق صورت گرفته می‌شود که آن هم سبب حرکت شوک خمیده به بالادست می‌شود. در تزریق جت روی صفحه تخت، جریان اصلی هنگام عبور از دو طرف جت تزریق شده باعث ایجاد گردابه‌های خلاف گرد در جت تزریق شده و گردابه‌های نعل اسبی شکل در جریان اصلی می‌شود [21، 22]. که این موضوع به دلیل نیروی فشاری است که از سمت جت تزریق شده اعمال می‌شود و در روش برآمدگی به نظر می‌رسد که 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 [23].



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



شکل ۳) تصویر تزریق با پورت دایره‌ای شکل روی صفحه تخت [20]

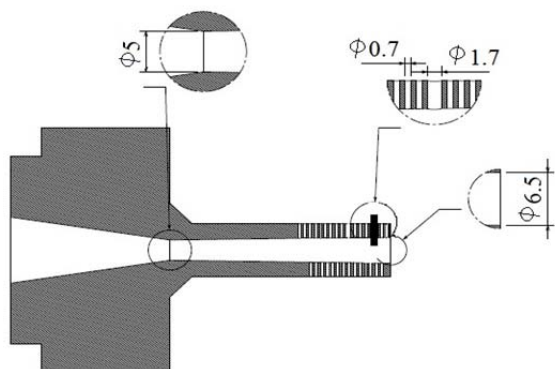
۲- مدل آزمایشگاهی

در این تحقیق به منظور بررسی کنترل بردار تراست با استفاده از یک برآمدگی استوانه‌ای شکل، یک نازل همگرا- واگرا با عدد ماخ اسمی

ماهانامه علمی- پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس

۲ طراحی و ساخته شد. نازل از انتها به یک محفظه آرامش متصل می‌شود که برای فشار ۱۳۵ اتمسفر طراحی شده است. قطر ورودی نازل ۱۶ میلی‌متر، قطر گلوگاه ۵ میلی‌متر و قطر خروجی برابر ۶/۵ میلی‌متر است. طول قسمت واگرای نازل برابر با ۵۰ میلی‌متر است. به منظور بررسی فشار روی دیواره نازل، سوراخ‌هایی با قطر ۰/۷ میلی‌متر روی دیواره نازل در دو طرف طراحی شده است که با نصب پروب 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 نمود.

همچنین برای نصب برآمدگی، یک سوراخ به قطر ۱/۷ میلی‌متر در فاصله ۵ میلی‌متری $X/L = 0/9$ از دهانه خروجی نازل ایجاد شده و قطر برآمدگی مورد استفاده نیز برابر با ۱/۶ میلی‌متر است.

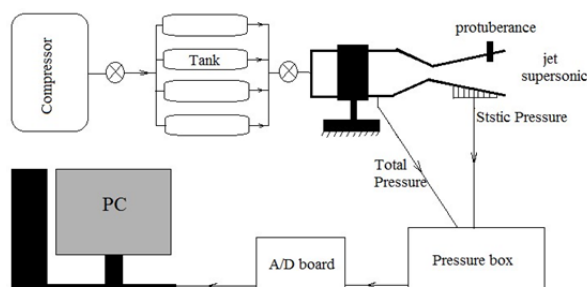


شکل ۴) شمایی از نازل طراحی شده مورد استفاده در تحقیق

۳- تجهیزات آزمایشگاهی و شرایط انجام آزمایش

در کلیه آزمایش‌ها، فشار کل جریان که از محفظه آرامش جت اندازه‌گیری شده، ثابت بوده و برابر با ۵/۷ بار تنظیم شده است. فشار روی دیواره نازل، تصاویر شلرین و شادوگراف در حالت بدون برآمدگی و در چند حالت با نفوذ برآمدگی با ارتفاع مختلف $H/D^* = 0/0, 0/1, 0/2, 0/3, 0/4$ اندازه‌گیری و ثبت می‌شود که H میزان ارتفاع نفوذ برآمدگی در جریان اصلی و D^* قطر گلوگاه نازل بوده که برابر با ۵ میلی‌متر است.

برای ایجاد جریان مافوق صوت در نازل از یک کمپرسور هوای فشرده با حداکثر فشار ۱۲ بار استفاده شده و این کمپرسور به یک مخزن هوای ۵۰۰ لیتری متصل شده است. برای تنظیم فشار داخل محفظه آرامش شبیه‌ساز 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 داده‌برداری به یک کامپیوتر منتقل می‌شود. در شکل ۵، شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی نشان داده شده است.

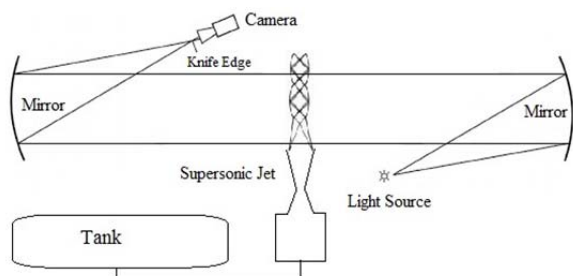


شکل ۵) شمایی از سیستم آزمایشگاهی

۳-۶- میز نیرو

در این پژوهش از یک میز نیروی دومولفه‌ای برای اندازه‌گیری نیروهای محوری و جانبی وارد بر نازل استفاده شده است. در شکل ۹ می‌توان تصویر این میز نیرو را مشاهده نمود.

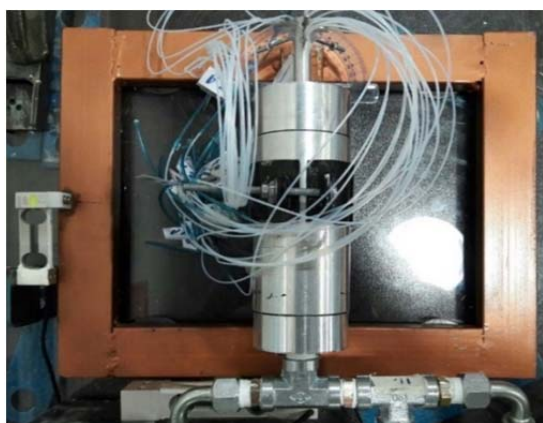
نیروی محوری همان نیروی تراست جت و نیروی جانبی، نیروی انحراف جت است. بدین منظور از یک لودسل ۲۵۰۰ گرمی در جهت محوری و یک لودسل ۳۰۰ گرمی در راستای جانبی برای اندازه‌گیری نیروها به میز نیرو متصل شده است. دقت هر یک از این لودسل‌ها به‌طور مجزا ۰/۱٪ مقیاس کلی است. برای اندازه‌گیری نیروی تراست و جانبی، نازل روی این پایه نصب شده است. میز نیرو ابتدا با اعمال نیروهای مختلف در زوایای متفاوت کالیبره شده که در شکل ۹ قابل مشاهده است. دقت کلی میز نیرو در دو جهت کمتر از ۰/۵٪ مقیاس کلی بوده که این افزایش به‌دلیل کوپل شدن دو لودسل به یکدیگر و وجود اثرات تداخلی است.



شکل ۷) تصویر شماتیک از سیستم شلرین



شکل ۸) تصویر سیستم شلرین



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 بوده، با استفاده از اتصالات هوای فشرده به سنسورهای اندازه‌گیری فشار متصل شده است. فشار در محفظه آرامش برابر با ۵/۷ بار ثابت

۳-۱- سنسورهای اندازه‌گیری فشار

جعبه سنسورها شامل سنسورهای دیفرانسیلی هاگلر است. در این جعبه مجموعه‌ای از سنسورها وجود دارد که محدوده 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 که سنسور در آن حالت نشان می‌دهد، ثبت می‌شود و سپس معادله کالیبره هر سنسور به دست می‌آید. این سنسورها از نوع ترافاگ بوده و دقت اندازه‌گیری آنها ۰/۱٪ مقیاس کلی است. در این پژوهش از دو سری سنسورهای ۱- تا ۴ بار و ۱- تا ۱۰ بار استفاده شده است. بدین منظور از سنسورهای فشار منفی و با ظرفیت بالا استفاده شده است که شوک‌های ایجاد شده در نازل گاهی می‌تواند فشارهایی نزدیک به فشار کل یا فشارهایی کمتر از فشار محیط ایجاد کند و ممکن بود سنسورهای با ظرفیت کمتر، دچار آسیب‌دیدگی و اختلال در عملکرد آنها شوند. با توجه به دقت بالای سنسورها و کالیبراسیون دقیق حداکثر خطای ۰/۲ درصدی مقیاس کلی هر سنسور برای داده‌های آزمایش را در نظر می‌گیریم که در روند کلی نتایج اختلالی ایجاد نکرده و خطای اندکی است. در شکل ۶ جعبه سنسور مورد استفاده نشان داده شده است.



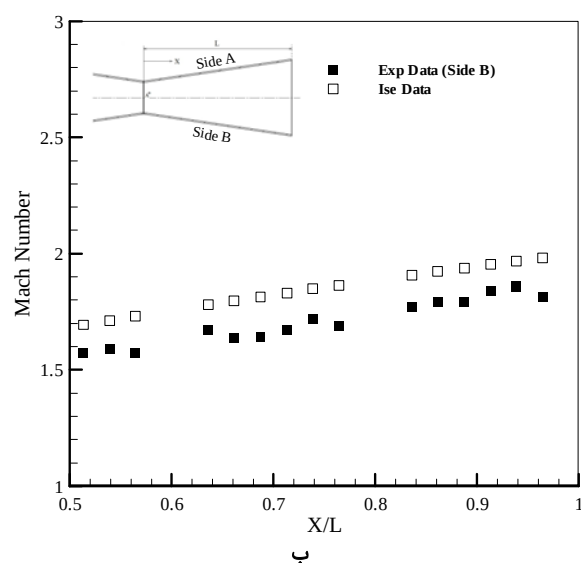
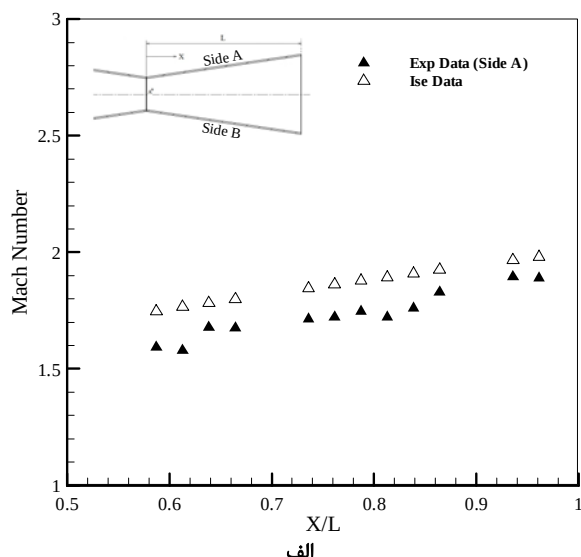
شکل ۶) تصویر جعبه سنسورها

۳-۲- سیستم شلرین و شادوگراف

سیستم شلرین و شادوگراف شامل منبع نور، آینه‌های مقعر تلسکوپی با شعاع کانونی ۱/۵ متر، تیغه و دوربین تصویربرداری (Canon D50) است. هنگام استفاده از سیستم شادوگراف از نور لیزر منبع نور استفاده می‌شود و یک آینه برای انعکاس نور کافی بوده و نیازی به تیغه حرارتی نیست. در این حالت، نور لیزر به آینه تابانیده می‌شود و نور منعکس شده از آینه از لبه خروجی جت عبور می‌کند. سپس تصویر انعکاسی روی پرده، ایجاد و از تصویر ایجاد شده تصویربرداری می‌شود. در سیستم شلرین از نور سفید منبع نور استفاده می‌شود و نور انعکاسی توسط دو آینه که از لبه تیغه حرارتی عبور می‌کند، مستقیماً روی لنز دوربین افتاده تصویربرداری می‌شود. این تصاویر به‌دلیل گرادیان دوم چگالی در محیط به وجود می‌آیند و با استفاده از دوربین تصویربرداری ثبت می‌شوند. در شکل ۷، شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی برای تصویربرداری شلرین و همچنین تصویر این تنظیمات در شکل ۸ نشان داده شده است.

۳-۳- کارت داده‌برداری

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



نمودار ۲) نمودار تغییرات عدد ماخ در نازل؛ الف) سمت A؛ ب) سمت B

۴-۲- ارزیابی اثرات حضور برآمدگی بر میدان جریان

در نمودار ۳، تغییرات فشار روی دیواره‌های A و B نازل نشان داده شده و نتایج از میزان نفوذ مختلف برآمدگی به دست آمده است. طبق نتایج، فشار در بالادست محل حضور برآمدگی افزایش و در پایین‌دست آن کاهش می‌یابد که به علت اثرات انسدادی برآمدگی در درون جریان است.

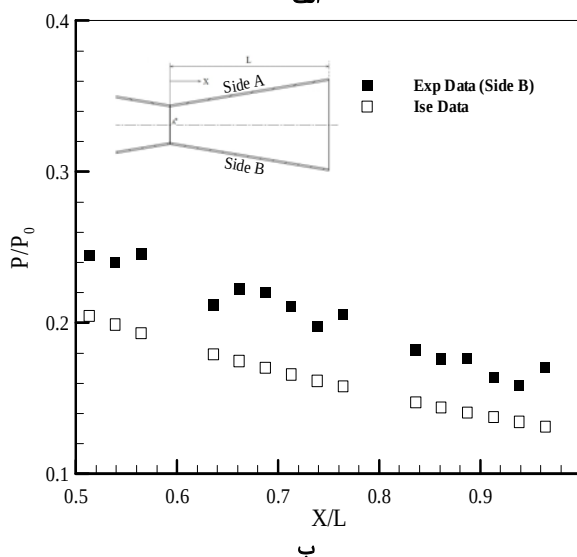
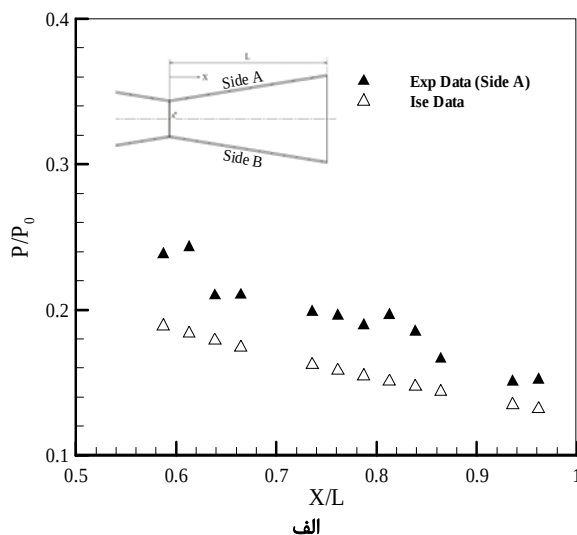
با افزایش میزان نفوذ برآمدگی در درون جریان ضریب فشار در بالادست نیز از افزایش قابل توجهی برخوردار شده است. این نشان می‌دهد که شوک شکل‌گرفته در بالادست برآمدگی با افزایش نفوذ برآمدگی، قوی‌تر شده است. همچنین، محل تشکیل شوک خمیده بالادست بیشتر با افزایش میزان نفوذ، به سمت گلوگاه نازل منتقل شده که در نمودار ۳- د و نمودار ۳- و به خوبی قابل مشاهده است. بررسی تغییرات ضریب فشار روی دیواره مقابل (سمت B) نشان می‌دهد که در حالت $H/D^* = 0.1$ این دیواره تحت تاثیر شوک بالادست نیست. البته با افزایش H/D^* ، دیواره مقابل نیز تحت تاثیر شوک بالادست برآمدگی قرار گرفته و فشار روی آن به طور ناگهانی افزایش یافته است. برای بررسی بیشتر میدان جریان، تصویر شلرین و شادوگراف حالت‌های مذکور ثبت شده است (شکل‌های ۱۰ و ۱۱). همچنین مشاهده می‌شود که شوک

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 [24] به منظور مقایسه با نتایج تجربی از روابط ۱ و ۲ به دست آمده است.

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{1}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{(\gamma+1)(\gamma-1)} \quad (1)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2)$$

موقعیت نقاط اندازه‌گیری فشار روی دیواره با طول کل قسمت واگرای نازل بی‌بعد شده (X/L) و فشار استاتیک روی دیواره نیز با فشار کل ورودی به نازل بی‌بعد شده است (P/P_0) . در نمودار ۱، تغییرات فشار استاتیک روی دیواره‌های نازل و در نمودار ۲ نیز تغییرات عدد ماخ درون نازل روی 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 به دست آمده با داده‌های تحلیلی در ۰.۵ ماخ بوده که نشان‌دهنده اختلاف ۵ درصدی بین نتایج تجربی و تحلیلی است. البته عامل اصلی این اختلاف، ایجاد لایه مرزی در درون نازل و کاهش عدد ماخ خروجی نسبت به داده‌های تحلیلی است.

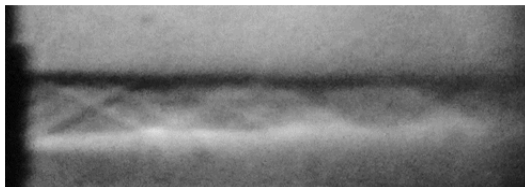


نمودار ۱) نمودار تغییرات فشار استاتیک در دیواره نازل؛ الف) سمت A؛ ب) سمت B

نازل در حالت‌های مذکور است.

زاویه انحراف جت در تصاویر شلرین مطابق با شکل ۱۳ است. با توجه به انحراف جت خروجی، زاویه انحراف برابر برآیند زاویه α_1 و α_2 است که با محور افقی ساخته می‌شوند و با α نشان داده می‌شود. مقدار زاویه انحراف اگر به سمت پایین باشد، منفی و اگر به سمت بالا باشد، مثبت در نظر گرفته می‌شود. مقدار زاویه از رابطه ۳ محاسبه شده است.

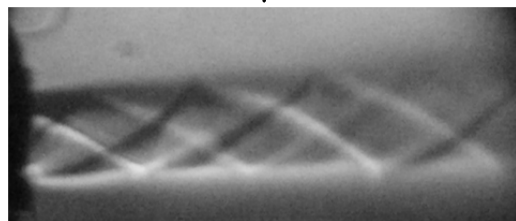
$$\alpha = \frac{\alpha_1 + \alpha_2}{2} \quad (3)$$



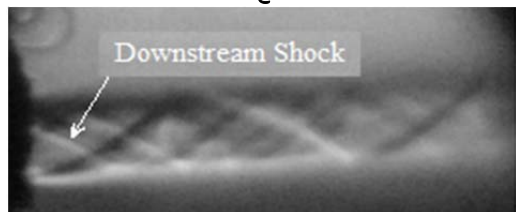
الف



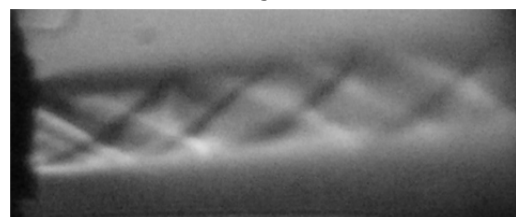
ب



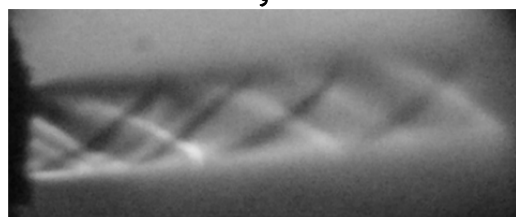
ج



د



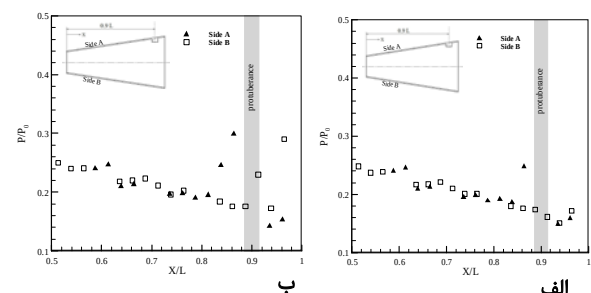
ه



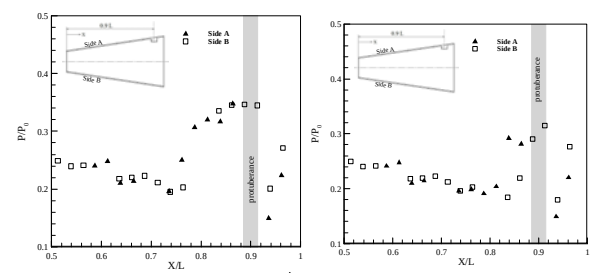
و

شکل ۱۰ تصویر شلرین در میزان نفوذ متفاوت: الف) $H/D^* = 0$ ؛ ب) $H/D^* = 0.1$ ؛ ج) $H/D^* = 0.2$ ؛ د) $H/D^* = 0.3$ ؛ ه) $H/D^* = 0.4$ ؛ و) $H/D^* = 0.5$

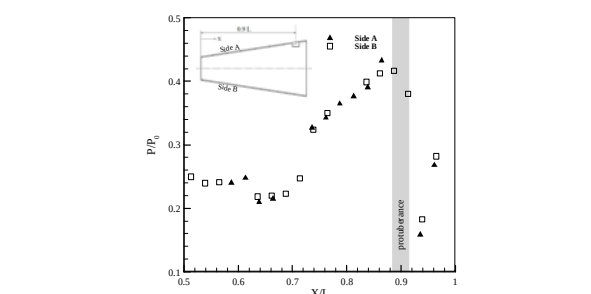
شکل گرفته در بالادست برآمدگی به صورت باقاعده به دیواره مقابل برخورد نکرده و یک دیسک ماخ در نزدیکی دیواره B شکل گرفته که موجب جدایش جریان در این ناحیه شده است. بررسی تغییرات ضریب فشار بر دیواره B در حالت تجربی (نمودار ۳-ب) نیز این موضوع را به صورت یک افزایش فشار در نزدیکی خروجی نازل نشان می‌دهد. مشاهده این تصاویر تاییدکننده تشکیل شوک خمیده و برخورد آن با جریان ساکن در بیرون نازل (حالت الف و $H/D^* = 0.1$) است. این شوک در حالت‌های دیگر در درون نازل با دیواره مقابل برخورد کرده است و انعکاس آن در شکل شادوگراف (حالت ج و د) دیده می‌شود. البته موج انعکاس یافته در حالت‌های $H/D^* = 0.4$ و $H/D^* = 0.5$ از بیرون نازل به سمت دهانه خروجی متمایل شده است.



ب



د



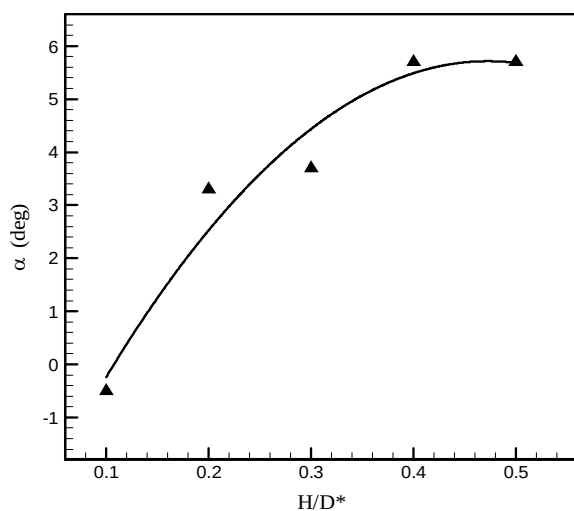
و

نمودار ۳ نمودار تغییرات فشار روی دیواره نازل و برآمدگی در میزان نفوذ متفاوت: الف) $H/D^* = 0.1$ ؛ ب) $H/D^* = 0.2$ ؛ ج) $H/D^* = 0.3$ ؛ د) $H/D^* = 0.4$ ؛ و) $H/D^* = 0.5$

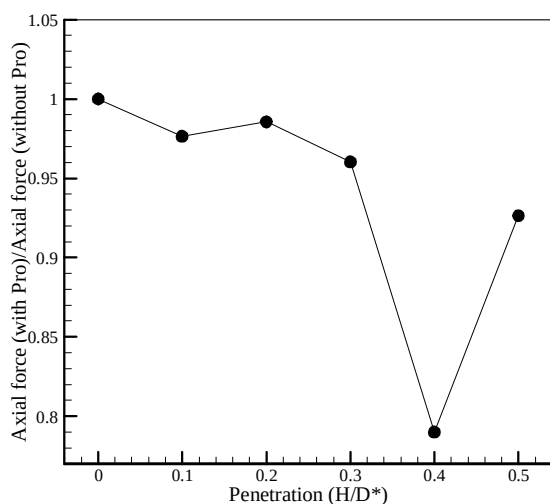
در شکل ۱۲ براساس نتایج و مشاهدات، شماتیک شوک‌های شکل گرفته رسم شده است. به نظر می‌رسد براساس ناحیه دنباله جریان گردابه‌ای پایین دست برآمدگی، یک شوک مایل نیز در این ناحیه شکل گرفته است. این شوک را می‌توان در شکل‌های شلیرین و شادوگراف مشاهده نمود. از تصاویر شادوگراف می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش H/D^* ، میزان تراست محوری کاهش می‌یابد که علت آن کاهش طول نفوذ امواج شوک در محیط است.

نکته حایز اهمیت از نتایج این است که زاویه جریان خروجی از دهانه نازل در حالت $H/D^* = 0.1$ برعکس سایر حالت‌ها است. به نظر می‌رسد علت اصلی این پدیده، انعکاس شوک بالادست در درون

در نمودار ۴، میزان انحراف جت خروجی برحسب درجه در میزان نفوذهای متفاوت بررسی شده است. با توجه به نتایج، در میزان نفوذ $H/D^* = 0.1$ چون شوک بالادست بر دیواره مقابل برخورد نکرده، انحراف جت به سمت پایین است، ولی در میزان نفوذهای بیشتر شوک قوی‌تر شده و ضمن انتقال به بالادست، به دیواره روبه‌رو نیز برخورد کرده که این موجب معکوس شدن زاویه جریان شده است. در نمودار ۵، میزان تغییرات نیروی محوری نشان داده شده است. نیروهای محوری برای مقایسه بهتر با مقدار نیروی محوری در حالتی که برآمدگی وجود ندارد، بی‌بعد شده است. این نتایج نشان می‌دهد که با اعمال برآمدگی در درون نازل، میزان نیروی پیش‌رانش محوری کاهش می‌یابد. در میزان نفوذ $H/D^* = 0.2$ کمترین کاهش پیش‌رانش و در $H/D^* = 0.4$ بیشترین مقدار کاهش پیش‌رانش مشاهده می‌شود. بیشترین مقدار کاهش نیروی محوری برابر با ۲۰٪ نیروی محوری کل بوده که در مقایسه با روش تزریق سیال ثانویه قابل قبول است.



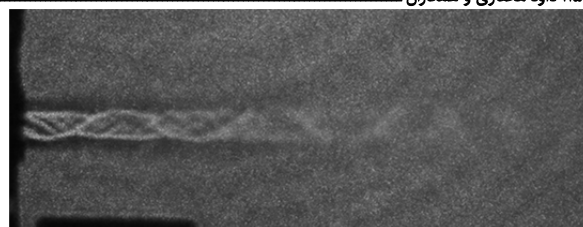
نمودار ۴) نمودار تغییرات زاویه انحراف برحسب میزان نفوذ



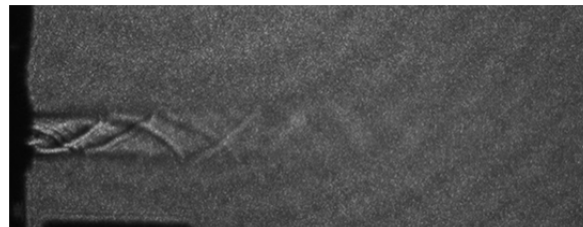
نمودار ۵) نمودار تغییرات نیروی محوری برحسب میزان نفوذ

۵- نتیجه‌گیری

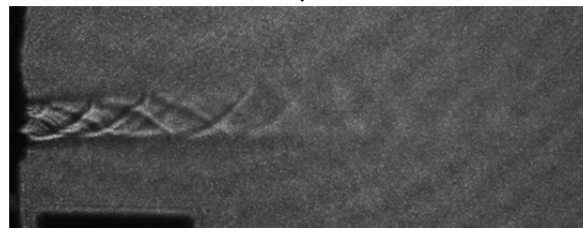
در این تحقیق از یک برآمدگی استوانه‌ای شکل به‌عنوان یک روش ساده و جدید در کنترل پیش‌ران یک نازل مافوق صوت با عدد ماخ ۲ استفاده شد. فشار روی دیواره، اندازه‌گیری و موقعیت شوک‌های



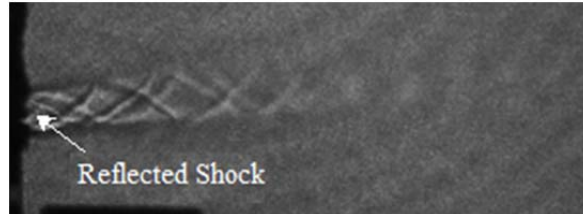
الف



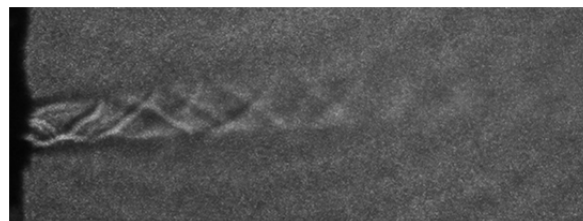
ب



ج

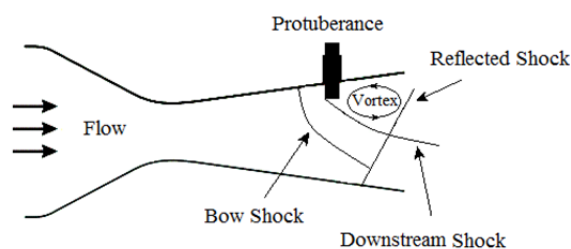


د

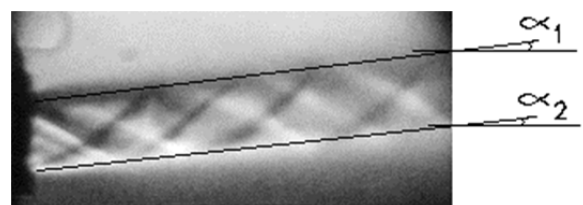


ه

شکل ۹) تصویر شادوگراف در میزان نفوذ متفاوت: الف) $H/D^* = 0.1$; ب) $H/D^* = 0.2$; ج) $H/D^* = 0.3$; د) $H/D^* = 0.4$; و) $H/D^* = 0.5$



شکل ۱۲) شماتیک شوک‌های شکل‌گرفته



شکل ۱۳) شماتیکی از نحوه به‌دست‌آوردن زاویه انحراف

Conference, 14-18 June, 1971, Salt Lake City, Utah, USA. Reston: AIAA; 1971.

4- Simmons JM, Gourlay CM, Leslie BA. Flow generated by ramp tabs in a rocket nozzle exhaust. Journal of Propulsion and Power. 1987;3(1):93-95.

5- Phanindra BC, Rathakrishnan E. Corrugated tabs for supersonic jet control. AIAA Journal. 2010;48(2):453-465.

6- Hileman J, Samimy M. Effects of vortex generating tabs on noise sources in an ideally expanded mach 1.3 jet. International Journal of Aeroacoustics. 2003;2(1):35-63.

7- Živković SŽ, Milinović MM, Stefanović PL, Pavlović PB, Gligorijević NI. Experimental and simulation testing of thermal loading in the jet tabs of a thrust vector control system. Thermal Science. 2016;20(Suppl 1):S275-286.

8- Heidari MR, Noorolah A. Liquid injection thrust vector control and its effective parameters. Research and development of High-Energy Materials. 2008;3(1):15-24. [Persian]

9- Guhse RD, Doyle Thompson H. Some aspects of gaseous secondary injection with application to thrust vector control. Journal of Spacecraft and Rockets. 1972;9(5):291-292.

10- Balu R, Marathe AG, Paul PJ, Mukunda HS. Analysis of performance of a hot gas injection thrust vector controlsystem. Journal of Propulsion and Power. 1991;7(4):580-585.

11- Shin CS, Kim HD, Setoguchi T, Matsuo Sh. A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle. Journal of Thermal Science. 2010;19(6):486-490.

12- hojaji M, Tahani M, Salehifar M, Dartoomian A. Performance analysis of secondary injection thrust vector control. The 1st International and 3rd National Conference of Irainain Aerospace Propulsion Association, 22-23 October, 2014, Isfahan, Iran. Shahinshahr: Malek-Ashtar University of Technology; 2014. [Persian]

13- Salehifar M, Dartoomian A, hojaji M, Tahani M. Comparison of 2D and 3D analysis of secondary injection thrust vector control. The 8th Student Conference on Mechanical Engineering, 7-9 October, 2014, Rasht, Iran. Rasht: University of Guilan; 2014. [Persian]

14- Zmijanovic V, Lago V, Sellam M, Chpoun A. Trust sock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection. Shock Waves. 2014;24(1):97-111.

15- Deng R, Kong F, Kim HD. Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle. Journal of Mechanical Science and Technology. 2014;28(12):4979-4987.

16- Tahani M, hojaji M, Salehifar M, Dartoomian A. Numerical investigation of sonic jet injection effects on flowfield structure and thrust vector control performance in a supersonic nozzle. Modares Mechanical Engineering. 2015;15(8):175-186. [Persian]

17- Deng R, Setoguchi T, Kim HD. Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2016;62(Part B):474-481.

18- Salehifar M, Tahani M, Hojaji M, Dartoomian A. CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC. Applied Thermal Engineering. 2016;103:291-304.

19- Li L, Hirota M, Ouchi K, Saito T. Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment. Shock Waves. 2017;27(1):53-61.

20- Santiago J, Dutton J. Crossflow vortices of a jet

تشکیل شده مشخص شد. تصاویر شلرین و شادوگراف، ثبت و میزان زاویه انحراف جت در تصاویر شلرین اندازه‌گیری شد. داده‌های حاصل از اندازه‌گیری فشار نشان می‌دهد که قبل از برآمدگی، فشار به شدت افزایش یافته که ناشی از تشکیل یک شوک کمائی در این ناحیه بوده و یک ناحیه دنباله در پشت برآمدگی شکل گرفته که موجب افزایش فشار در این ناحیه شده است. با افزایش ارتفاع برآمدگی، شوک خمیده قوی‌تر می‌شود و به سمت گلوگاه نازل حرکت می‌کند.

بررسی همزمان تصاویر شلرین و داده‌های فشاری نشان می‌دهد که شوک خمیده در حالت‌هایی که $H/D^* > 0.1$ بوده، به دیواره مقابل برخورد کرده است. در این حالت‌ها، جهت خروج جت معکوس شده است.

با افزایش میزان نفوذ برآمدگی، زاویه انحراف جت خروجی تا $5/7^\circ$ درجه در $H/D^* = 0.4$ افزایش یافته است. البته در مقادیر نفوذ بالاتر، میزان انحراف جریان، تغییرات چشمگیری را نشان نمی‌دهد. حضور برآمدگی، علاوه بر تغییر راستای جریان موجب کاهش ناچیز نیروی پیش‌رانش جت نیز شده است.

۶- پی‌نوشت

D^*	قطر گلوگاه (mm)
H	ارتفاع برآمدگی (mm)
L	طول قسمت واگرای نازل (mm)
P	فشار استاتیک (bar)
P_0	فشار کل (bar)
X	فاصله نقطه مورد نظر از گلوگاه (mm)
A	مساحت هر نقطه از نازل (mm^2)
A^*	مساحت گلوگاه (mm^2)
M	عدد ماخ

علامه یونانی

α	زاویه انحراف جت (degree)
α_1	زاویه بالای جت خروجی (degree)
α_2	زاویه پایین جت خروجی (degree)
γ	ضریب اتمیسته هوا

تشکر و قدردانی: نویسندگان از تمامی کسانی که در انجام این پژوهش به آنها یاری رساندند تشکر می‌نمایند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده است و محتویات علمی مقاله حاصل فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر نداشته و از پایان‌نامه کارشناسی ارشد آقای دود مختاری استخراج شده است.

سهم نویسندگان: داود مختاری (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۴۰٪)؛ محمد حججی (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۴۰٪)؛ مسعود افزند (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪)

منابع مالی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

منابع

- 1- Sutton GP, Biblarz O. Rocket propulsion elements. 7th Edition. New York: John Wiley & Sons; 2001.
- 2- Hollstein HJ. Jet tab thrust vector control. Journal of Spacecraft and Rockets. 1965;2(6):927-930.
- 3- Eatough R. Jet tab thrust vector control system demonstration. 7th Propulsion Joint Specialist

expanded jet into a high subsonic crossflow. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering. 2010;224(10):1069-1080.

23- Viti V, Neel R, Schetz JA. Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field. Physics of Fluids. 2009;21(4):046101.

24- Anderson JD. Fundamentals of aerodynamics. 3rd Edition. New York: McGraw-Hill; 2001.

injected into a supersonic crossflow. AIAA Journal. 1997;35(5):915-917.

21- Tahani M, Hojaji M, Mahmoodi Jeze SV. Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2016;88(6):717-728.

22- Hojaji M, Soltani MR, Taeibi-Rahni M. New visions in experimental investigations of a supersonic under-