ISSN: 2476-6909; Modares Mechanical Engineering. 2019;19(7):1741-1750

Experimental investigation of the penetration effects of opposite dual protuberances on thrust vector of a supersonic C-D nozzle

ARTICLE INFO

Article Type
Original Research

Authors
Babaeyan M.R.[1] *MSc,*
Hojaji M.*[1] *PhD*

How to cite this article
Babaeyan M.R, Hojaji M. Experimental investigation of the penetration effects of opposite dual protuberances on thrust vector of a supersonic C-D nozzle. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(7):1741-1750.

[1]Mechanical 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 02, 2018
Accepted: December 29, 2018
ePublished: July 01, 2019

ABSTRACT

In this study, the effect of the use of dual protuberances as a thrust vector control method in a supersonic convergent-divergent nozzle with a Mach number of 2 is experimentally investigated. The nozzle total pressure in all experiments is considered constant. Air is the working fluid in these experiments. The used protuberances are two cylindrical elements that are placed in front of the flow in the divergent part of the nozzle. These protuberances are installed at 60% and 90% of the length of the nozzle divergent portion from the nozzle throat and are simultaneously applied in the main flow path. The protuberances are installed in opposite walls. Effect of changing the penetration ratio of the protuberances [H/D] on the thrust vector angle and the components of the thrust vector is obtained by measuring the forces acting on the nozzle. Also, the flow field was measured by a Schlieren system, as well as, the pressure variations on the nozzle walls were measured. The results show that the use of dual protuberances can have a significant effect on the angle of the thrust vector and increase the angle of the thrust vector up to 4.35 degrees in the implemented conditions of this study. Also, the results reveal that this method can reduce the axial component of thrust up to 5.5% in the worst case of implemented conditions.

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

CITATION LINKS

[1] Rocket propulsion elements [2] Jet tab thrust vector control [3] Jet tab thrust vector control system demonstration [4] The 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] Some aspects of gaseous secondary injection with application to thrust vector control [9] Comparison of Euler and Navier-Stokes solutions for nozzle flows with secondary injection [10] Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor, part 1: Mixing [11] Numerical investigation and parametric study of fluidic thrust vectoring by shock vector control method [12] A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle [13] Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle [14] Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection [15] Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage [16] Thrust vector control of supersonic nozzle flow using a moving plate [17] Experimental study on the effects of secondary injection thrust vector in a micro-nozzles [18] CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC [19] Numerical study of two transverse injections into the nozzle for thrust vector control of a rocket engine [20] Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment [21] Experimental investigation of the effect of cylindrical protuberance with different penetration the thrust vector a C-D nozzle in supersonic regime [22] Experimental investigation of location and penetration a cylindrical protuberance in thrust vector of a C-D nozzle in supersonic regime [23] Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach

Copyright© 2019, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

بررسی تجربی اثرات میزان نفوذ برآمدگی‌های دوگانه متقابل بر بردار پیشرانش یک نازل همگرا- واگرا در رژیم مافوق صوت

محمدرضابابائیان MSc
گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران
محمد حججی* PhD
گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

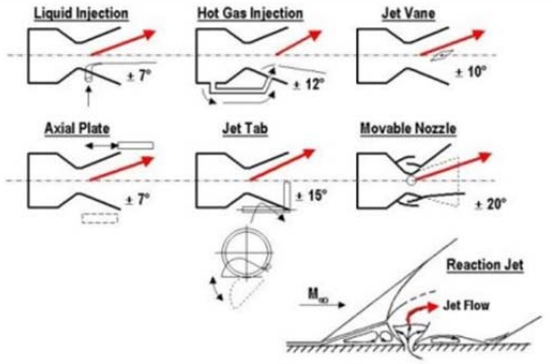
چکیده
در این تحقیق اثرات استفاده از برآمدگی‌های دوگانه به‌عنوان یک روش کنترل بردار تراست در یک نازل همگرا- واگرا در رژیم مافوق صوت که عدد ماخ اسمی آن ۲ است به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار می‌گیرد. فشار کل نازل در کلیه آزمایش‌ها ثابت در نظر گرفته شده است. سیال آزمایش هوا است. برآمدگی‌های مورد استفاده دو قطعه استوانه‌ای‌شکل است که جلوی جریان در قسمت واگرای نازل قرار داده می‌شود. این برآمدگی‌ها در موقعیت‌های ۶۰% و ۹۰% طول قسمت واگرای نازل از گلوگاه نازل نصب شده‌اند و به‌صورت همزمان در مسیر جریان اصلی اعمال می‌شود. برآمدگی‌ها در حالت متقابل و روبروی هم بر دیواره نصب شده و اثرات تغییر نسبت میزان نفوذ برآمدگی‌ها (H/D^*) بر زاویه بردار تراست و مولفه‌های بردار تراست با اندازه‌گیری نیروهای وارد بر نازل به دست آمده است. همچنین میدان جریان نیز به‌وسیله تصویربرداری شلرین و اندازه‌گیری تغییرات فشار روی دیواره‌های نازل اندازه‌گیری شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهند که استفاده از برآمدگی‌های دوگانه متقابل می‌تواند بر زاویه بردار تراست تاثیر چشمگیری داشته باشد و زاویه بردار تراست را تا ۴/۳۵درجه نیز در شرایط بررسی‌شده افزایش دهد. همچنین، نتایج نشان می‌دهند که این روش در بدترین شرایط می‌تواند تا ۵/۵% از مقدار تراست محوری را کاهش دهد.
کلیدواژه‌ها: کنترل بردار تراست، مافوق صوت، نازل همگرا- واگرا، برآمدگی- آیرودینامیک تجربی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۳/۱۲
تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۰۸
*نویسنده مسئول: hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir

۱- مقدمه

برای کنترل اشیای پرنده از روش‌های کنترل متعارف و کنترل نامتعارف استفاده می‌شود. در روش متعارف، دم، بال و کانارد به کار برده می‌شود. در روش‌های کنترل غیرمتعارف، از نازل متحرک، پره کنترل متحرک و تزریق ثانویه استفاده می‌شود. این روش‌ها، از جمله روش‌هایی هستند که برای کنترل بهتر در زمان ناچیزبودن نیروهای آیرودینامیک استفاده می‌شود. به‌علاوه، پاسخ به فرامین در سیستم‌هایی که از این روش‌ها استفاده می‌کنند، سریع‌تر است. لذا استفاده از این روش‌ها مورد توجه افراد زیادی قرار گرفته است. همان‌طور که اشاره شد، از روش‌های غیرمتعارف مختلفی تاکنون استفاده شده است که می‌توان به‌روش‌هایی همچون نازل‌های متحرک، استفاده از چند نازل، تزریق ثانویه و روش‌های تداخلی اشاره نمود. در شکل ۱، بعضی از این روش‌ها نشان داده شده است[1].

تاکنون روش‌های تداخلی مختلفی ارائه شده است. استفاده از پره در مسیر جریان، استفاده از صفحه هم‌راستا با جریان 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 بال‌های متداول که به‌طور دائم در مسیر گازهای داغ خروجی از موتور قرار دارد، به‌دلیل سادگی آنها از عمومیت بیشتری برخوردار است. البته، این سیستم‌ها به‌دلیل حضور مداوم پره در مسیر جریان از لحاظ سازه‌ای با مشکلات زیادی مواجه هستند. استفاده از زبانه در خروجی نازل برای کنترل بردار پیشران نیز مورد توجه بسیاری از محققان بوده است. در این روش، یک زبانه به‌صورت صفحه‌ای در مقابل جریان خروجی از نازل قرار داده می‌شود که موجب ایجاد یک شوک در بالادست زبانه و انحراف جریان می‌شود.



شکل ۱) شمای کلی روش‌های کنترل بردار تراست[1]

در زمینه کنترل بردار پیشرانش با زبانه می‌توان به تحقیقات *هالستن* در سال ۱۹۶۵ [2]، *اتوج* در سال ۱۹۷۱ [3] و *سیمونز و همکاران* در سال ۱۹۸۷ [4] اشاره نمود. در این تحقیقات، اثرات نسبت انسدادی زبانه، زاویه زبانه نسبت به جریان خروجی بر زاویه بردار پیشران به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است.

فانیندرا و همکاران نیز در سال ۲۰۱۰، اثرات ناشی از کاربرد زبانه‌های چروک را مورد بررسی قرار دادند[5]. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد، استفاده از زبانه‌های چروک به‌جای زبانه‌های مستقیم می‌تواند ضمن کنترل بردار پیشران، در کاهش طول محدوده شوک‌های الماسی تأثیر گذارد.

به‌کارگیری زبانه برای کنترل بردار پیشران، مشکلاتی از جمله تشدید صدا در خروجی نازل ایجاد می‌کند که در سال ۲۰۰۲، این موضوع توسط *هیلمن* و همکاران[6] مورد بررسی قرار گرفته است. از دیگر مشکلات این روش، اثرات ناشی از بارهای حرارتی بر زبانه‌هایی است که در معرض حرارت جریان خروجی از نازل قرار می‌گیرند. در این راستا، *زیوکویک* و همکاران[7] در سال ۲۰۱۶ به بررسی عددی و تجربی اثرات ناشی از انسداد جریان داغ جلوی زبانه بر آن و چگونگی انتشار حرارت بر زبانه و میزان انحراف بردار پیشران نازل پرداختند.

همان‌طور که اشاره شد، یکی دیگر از روش‌های کنترل بردار پیشران، استفاده از تزریق ثانویه در نازل است. اولین تحقیقات تجربی در این مورد توسط *گوس و تامسون*[8] در سال ۱۹۷۲ صورت گرفت. آنها نشان دادند با افزایش فشار سکون جریان ثانویه، شوک شکل‌گرفته در بالادست محل تزریق جت به سمت بالادست هدایت شده و موجب تغییر بیشتر بردار پیشرانش می‌شود.

دیناگاران و همکاران[9] در سال ۱۹۹۶ به مقایسه بین حل معادلات اویلر و معادلات ناویر استوکس برای تحلیل جریان درون شیپوره با پاشش ثانویه پرداختند. در این تحقیق، میدان جریان پاشش گاز از یک جت صوتی به درون قسمت واگرای یک شیپوره همگرا- واگرای دوبعدی به‌صورت عددی بررسی شده است. نتایج آنها نشان داد که حل معادلات ناویر استوکس، ساختار جریان و توزیع فشار را در نزدیکی مجرای پاشش در مقایسه با نتایج تجربی به‌خوبی نشان

می‌دهد، در حالی که مدل حل معادلات اویلر در پیش‌بینی نتایج تجربی خطا دارد. البته، حل معادلات اویلر، توزیع فشار دیواره را از لحاظ کیفی نشان می‌دهد و از حل معادلات اویلر می‌توان برای بررسی‌های اولیه و ابتدایی استفاده نمود.

لی[10] در سال ۲۰۰۶ به بررسی ویژگی‌های یک سیستم تزریق دوگانه در یک توربوشارژر به‌روش عددی پرداخت. همچنین، روند کلی خصوصیات اختلاط در سیستم تزریق دوگانه و سیستم تزریق یگانه مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد که ویژگی‌های یک سیستم تزریق دوگانه بسیار متفاوت از تزریق یگانه است. به‌علاوه، جریان تزریق‌شده توسط تزریق دوم که به خروجی نازل نزدیک‌تر است، به‌شدت تحت تأثیر اثرات انسدادی تزریق بالادست بوده و بنابراین از انبساط بیشتر و حتی میزان نفوذ بیشتر در درون جریان اصلی نازل برخوردار است. این موضوع باعث افزایش میزان اختلاط سیال تزریق و جریان اصلی نازل در حالت تزریق دوگانه نیز شده است.

آنانتشا و همکاران[11] در سال ۲۰۰۷ به بررسی پارامتری کنترل شوک بر بردار پیشران نازل به‌صورت عددی پرداختند. در قسمت اول این تحقیق، به‌منظور روشن‌شدن بیشتر فیزیک مساله، تغییر بردار پیشران ناشی از شوک برای یک جریان دوبعدی انجام شده و بعد از آن مطالعه پارامتری روی محل شکاف و عرض شکاف در ناحیه واگرای نازل انجام پذیرفته است. نتایج نشان داد، با جابه‌جایی محل تزریق به نزدیک خروجی نازل در بخش واگرا، زاویه بردار پیشران افزایش یافته است. این نتیجه برای محدوده نسبت دبی (دبی تزریقی به دبی اصلی) بین ۳/۵ تا ۶% به دست آمده است. با افزایش دبی تزریق هم در حالت سه‌بعدی و هم در حالت دوبعدی، میزان انحراف بردار پیشران افزایش می‌یابد. همچنین، در یک نرخ تزریق ثابت با افزایش پهنای شکاف به‌خاطر کاهش مومنتم، زاویه بردار پیشران کاهش می‌یابد. تأثیر تغییر پهنای شکاف، در نرخ‌های دبی تزریقی کمتر از ۲/۵% جریان اصلی خیلی ملموس نیست، اما بیشتر از آن تأثیر پررنگ‌تری مشاهده می‌شود.

شین و همکاران[12] در سال ۲۰۱۰ برای کنترل بردار پیشران، جریان خروجی از نازل دوگلوگاهه را به‌صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند. این نازل به‌گونه‌ای طراحی شده که دارای دو گلوگاه یکی در بالادست و دیگری در خروجی نازل است و بین دو گلوگاه آن یک حفره قرار دارد. همچنین، از تزریق ثانویه در بالادست گلوگاه اول نیز برای کنترل بردار تراست استفاده شد. نتایج تحقیق نشان داد که با این ترکیب می‌توان زاویه بردار پیشران نازل را تنها تا نسبت تزریق ۶% افزایش داد.

دنگ و همکاران[13] در سال ۲۰۱۴ برای تخمین بردار پیشران ناشی از تزریق گاز ثانویه در یک نازل مافوق صوت متقارن، جریان سیال درون آن را به‌صورت عددی شبیه‌سازی کردند. اثر پارامترهایی نظیر عدد ماخ تزریق ثانویه، موقعیت تزریق و نسبت فشار نازل بر بردار پیشران نازل مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد نسبت فشار نازل، عامل کلیدی برای کنترل بردار پیشران است.

زدمیجانویک و همکاران[14] در سال ۲۰۱۴ به بررسی اثر تزریق گاز ثانویه بر بردار پیشران یک نازل مافوق صوت متقارن مخروطی‌شکل همگرا- واگرا پرداختند. در این تحقیق که به‌صورت تجربی انجام شده، با استفاده از دو نازل همگرا- واگرای یکسان و با موقعیت‌های تزریق ثانویه عرضی متفاوت، اثرات موقعیت تزریق ثانویه بر بردار پیشرانش مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این تحقیق نشان داد که موقعیت تزریق ثانویه بر قدرت شوک تشکیل‌شده در درون نازل و به‌تبع آن بر بردار پیشران نازل بسیار مؤثر است. همچنین، نتایج نشان داد که تنها در شرایطی که نسبت دبی جرمی تزریق ثانویه به نسبت دبی جرمی جریان اصلی حدود ۵% باشد، مقدار نیروی جانبی تولیدشده توسط نازل قابل توجه است و قابلیت کاربردی دارد.

در سال ۲۰۱۶، شبیه‌سازی گردابه بزرگ برای کنترل بردار پیشران نازل با استفاده از عبور جریان کنارگذر توسط *دنگ* و همکاران[15] مورد بررسی قرار گرفت. در این تحقیق، پدیده‌های ناپایای میدان جریان با استفاده از مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مورد بررسی قرار گرفته است. ویژگی‌های ناپایای میدان جریان در نسبت فشارهای مختلف نازل بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که برای دستیابی به زوایای بردار پیشرانش مختلف در نسبت فشارهای متفاوت نازل که در این روش قابل حصول هستند، تنها نسبت دبی جرمی جریان کنارگذر کمتر از ۷% مورد نیاز است.

کنگ و همکاران[16] در سال ۲۰۱۶ به مطالعه عددی جریان در نازل نامتقارن با یک صفحه فوقانی متحرک پرداختند. جریان اصلی هنگام خروج از نازل همگرا- واگرا توسط یک صفحه تخت در خروجی نازل منحرف می‌شود که در راستای جریان به سمت جلو و عقب جابه‌جا می‌شود. نتایج به‌دست‌آمده، انحراف زاویه بردار پیشرانش را نشان می‌دهد که با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شده و تطابق قابل قبولی با آنها داشتند.

در سال ۲۰۱۶، بررسی تجربی اثرات تزریق ثانویه بر بردار پیشرانش در یک میکرونازل همگرا- واگرا توسط *سالمی* و همکاران[17] انجام شد. در این تحقیق به بررسی اثرات تزریق ثانویه بر بردار پیشرانش در یک میکرو نازلِ همگرا- واگرا به‌صورت تجربی پرداخته شده است. به این منظور نیروی پیشرانش، نیروی جانبی، زاویه بردار پیشرانش و میدان جریان در پشت نازل در فشارهای تزریق مختلف و در حالت بدون تزریق بررسی شده است. براساس نتایج به‌دست‌آمده، با تزریق ثانویه در فشارهای مختلف، نیروی پیشرانش تغییر چشمگیری نداشته، ولی نیروی جانبی به میزان قابل توجهی تغییر کرده است.

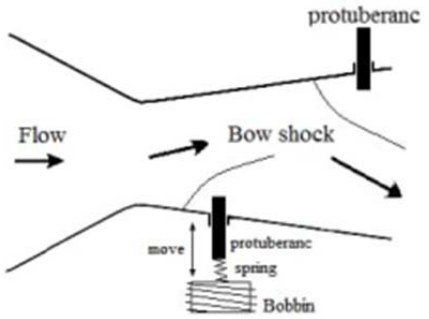
صالحی‌فر و همکاران[18] در سال ۲۰۱۶ به بررسی عددی تزریق دوگانه گاز داغ بر بردار پیشران نازل همگرا - واگرا و مشخصات میدان جریان پرداختند. نتایج این شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی صحت‌سنجی شده است. این نتایج نشان می‌دهد برای افزایش قدرت تزریق، سطح مقطع تزریق و نسبت فشار تزریق به فشار نازل بایستی افزایش یابد. همچنین، بررسی‌ها نشان داده است که افزایش قدرت تزریق منجر به کاهش ضریب بردار پیشران می‌شود. به‌علاوه، در تزریق گاز داغ با افزایش قدرت تزریق در محدوده مجاز تزریق، راندمان نیز 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 این موجب افزایش ضریب تقویت (نسبت تکانه ویژه تزریق ثانویه به جریان اصلی) می‌شود.

زاهدزاده و قلمباز[19] در سال ۲۰۱۶ به مطالعه عددی تأثیر نوع گاز پاششی‌شده توسط پاشش ثانویه بر بردار پیشران نازل موتور موشک پرداختند.

لای و همکاران[20] در سال ۲۰۱۷ به بررسی بردار پیشران سیال در نازل در قالب اندازه‌گیری زاویه پیچ و گشتاور پرداختند. در این پژوهش، کنترل برداری شوک در یک نازل همگرا با تزریق سیال در نازل با یک مقطع مستطیل‌شکل به‌صورت تجربی و عددی مورد بحث قرار گرفت. عملکرد بردار پیشران سیال با زاویه پیچ، بسیار وابسته به محل تزریق است. این مطالعه نشان می‌دهد که نیروی گشتاور وارده، پارامتری مستقل از مکان است.

مختاری و همکاران در سال ۲۰۱۸، اثر یک برآمدگی استوانه‌ای‌شکل بر بردار تراست را در یک جت مافوق صوت به‌عنوان یک روش نو در کنترل بردار تراست مورد بررسی قرار دادند[21, 22]. در قسمت واگرای نازل، فشار در چند نقطه روی دیواره اندازه‌گیری و مکان شوک‌های شکل‌گرفته تشخیص داده شد. نتایج نشان داد که هر چه میزان ارتفاع برآمدگی‌ها بیشتر باشد، شوک‌ها قوی‌تر می‌شود و به دیواره مقابل برخورد می‌کند. با افزایش میزان نفوذ برآمدگی‌ها، برخورد شوک با دیواره، باعث انحراف مسیر جت می‌شود.

مرور تحقیقات قبلی در زمینه کنترل بردار پیشران، نشان می‌دهد که بیشتر این بررسی‌ها با استفاده از روش تزریق ثانویه در قسمت واگرای نازل صورت گرفته است. مزیت این روش، کاربرد آسان آن نسبت به سایر روش‌های دیگر ارائه‌شده در شکل ۱ است. همچنین، سرعت پاسخ این روش نیز نسبت به روش‌های متداول، بالاتر است. در این تحقیق سعی شده تا از برآمدگی‌های استوانه‌ای‌شکل که در قسمت واگرای نازل در مسیر جریان اعمال شده است، برای کنترل جت خروجی از نازل استفاده شود. عملکرد این روش همان‌طور که در مطالعه‌ای[21] اشاره شد، به‌نوعی مشابه روش استفاده از زبانه و به نگاهی دیگر مشابه روش تزریق ثانویه است. با این تفاوت که از نظر اعمال آن بر یک نازل نسبت به هر دو روش مذکور می‌تواند بسیار ساده و از نظر هزینه نیز بسیار کم‌هزینه باشد (شکل ۲). تحقیقات قبلی در این زمینه، اثر یک برآمدگی، موقعیت آن و همچنین، میزان نفوذ برآمدگی بر میدان جریان و بردار پیشران را مورد بررسی قرار داده‌اند. در این تحقیق، اعمال دو برآمدگی به‌طور هم‌زمان مورد بررسی قرار گرفته است. این دو برآمدگی در مقابل هم روی دیواره داخلی نازل با فاصله متفاوت از انتهای نازل نصب شده‌اند. همچنین، در چند مرحله با تغییر میزان نفوذ برآمدگی‌ها در جریان تغییرات توزیع فشار روی دیواره نازل، نیروهای وارده بر آن و میزان انحراف جریان خروجی از آن از طریق آشکارسازی جریان (شلرین) مورد بررسی قرار گرفته است.



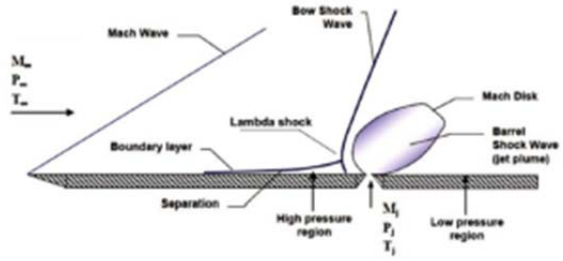
شکل ۲) شمایی از شوک خمیده و زاویه انحراف جریان در نازل

۱-۱ فیزیک جریان در رویکرد کنترل بردار پیشرانش توسط شوک‌های ایجادشده

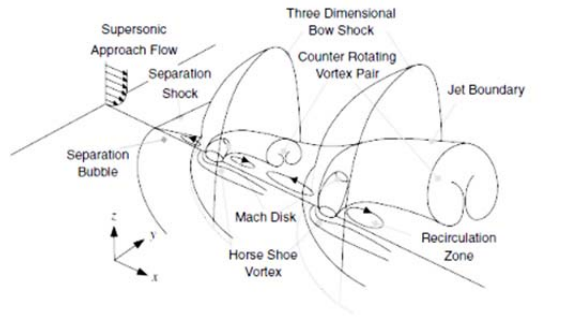
پیشرانش یک جت به‌دلیل سیال خروجی است که از خروجی نازل با سرعت بالا تخلیه می‌شود. این پیشرانش، نیروی لازم برای به‌حرکت درآوردن را ایجاد می‌کند. استفاده از برآمدگی‌های استوانه‌ای در روش کنترل بردار پیشرانش توسط برآمدگی، در قسمت واگرای نازل باعث جداشدن لایه مرزی از دیواره می‌شود. این شوک‌ها باعث انحراف جریان اصلی می‌شود. در شکل ۲، برآمدگی‌ها در مسیر جریان مافوق صوت به‌عنوان یک مانع عمل می‌کنند و باعث تغییر در حرکت جریان می‌شوند. این رفتار همانند رفتار جریان در حالتی است که در نازل تزریق ثانویه وجود دارد. در این روش با تخلیه جریان ثانویه در جریان اصلی نازل ممکن است شوک‌هایی در جلوی محل تزریق ایجاد شود. در حقیقت، علت اصلی تشکیل این شوک‌ها که به لانداشوک و شوک خمیده موسوم هستند، اثرات انسدادی جت در جریان مافوق صوت بوده و چون عدد ماخ بیشتر از یک است، جریان بیشترین تأثیرات خود را از بالادست می‌گیرد و تحت تأثیر جریان پایین‌دست نیست.

این شوک‌ها موجب تغییر شدید فشار استاتیک روی بدنه می‌شود. این تغییر فشار روی بدنه یکی از عوامل ایجاد نیروی جانبی در نازل است. البته، شوک ایجادشده باعث تغییر زاویه جریان نیز می‌شود که می‌تواند به‌عنوان عامل دوم در تغییر زاویه بردار تراست نازل شود[20, 23]. شکل ۳، میدان جریان ناشی از تزریق جت در جریان مافوق صوت را به‌صورت شماتیک نشان می‌دهد.

در تزریق دوگانه در نازل، به‌جای یک تزریق جت قوی از دو تزریق جت ضعیف‌تر استفاده شده که باعث می‌شود شوک‌های قوی شکل‌گرفته که ممکن است با دیواره مقابل برخورد کنند و باعث افت تراست اصلی شوند، به شوک‌های ضعیف‌تر تبدیل شوند. در این روش، توزیع فشار در دو نقطه از نازل تغییر می‌کند[10]. البته ویژگی‌های تزریق دوگانه، متفاوت از تزریق یگانه است. سیستم تزریق دوگانه افت فشار، سکون بیشتری نسبت به تزریق تک‌گانه دارد. البته به تفاوت در ویژگی‌های اختلاطی بین جریان تزریقی و جریان اصلی باز می‌گردد. فاصله بین دو تزریق از عوامل مؤثر بر تزریق دوگانه است و یک فاصله بهینه برای این موضوع وجود دارد. شکل ۴، تزریق دوگانه و ایجاد شوک‌ها در میدان جریان را نشان می‌دهد.



شکل ۳) شماتیک تزریق ثانویه و ایجاد شوک در مسیر جریان[23]



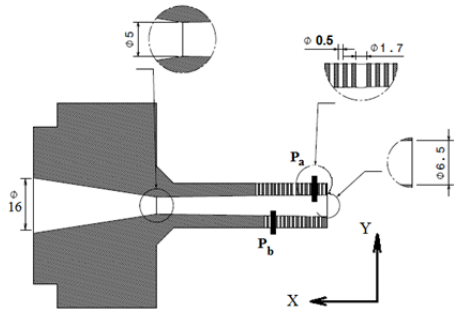
شکل ۴) مشاهده مقیاس میدان متوسط جریان تزریق دوگانه[10]

به نظر می‌رسد با ایجاد دو برآمدگی همانند تزریق دوگانه و ایجاد افزایش فشار در دو نقطه می‌توان به کنترل بهتر بردار تراست دست یافت که ناشی از توزیع فشار روی سطح است. توزیع فشار در دو نقطه مختلف می‌تواند بردار تراست را بهتر کنترل کند، چون با ایجاد دو برآمدگی می‌توان شوک‌های خمیده شکل‌گرفته قوی را به چندین شوک ضعیف‌تر تبدیل نمود تا نیروی تراست، افت کمتری

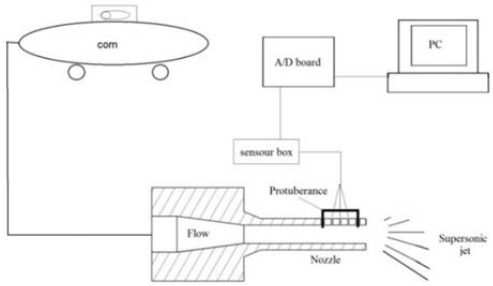
داشته باشد و نیروی اعمالی به دیواره مقابل را کاهش دهد.
موقعیت قرارگرفتن برآمدگی‌ها، عدد ماخ خروجی نازل، دمای گاز جت، شکل نازل، شکل برآمدگی‌ها، زاویه تزریق، ارتفاع برآمدگی‌ها، جنس سیال تزریق و فشار کل بالادست جزء پارامترهای تأثیرگذار در مساله کنترل بردار تراست نامتعارف است که می‌تواند مورد بررسی قرار گیرد.

۲- تنظیمات و تجهیزات آزمایشگاهی

در این پژوهش برای کنترل بردار پیشرانش، از یک نازل همگرا- واگرا با عدد ماخ اسمی ۲ و دو برآمدگی استوانه‌ای‌شکل استفاده شده است. نازل طوری طراحی شده است که از قسمت انتها به محفظه آرامش با فشار ۳۵بار متصل می‌شود. قطر ورودی نازل ۱۶میلی‌متر، قطر گلوگاه نازل ۵میلی‌متر و قطر خروجی ۶/۵میلی‌متر است. طول قسمت واگرای نازل ۵۰میلی‌متر است. تعدادی سوراخ با قطر ۰/۵میلی‌متر روی دیواره نازل برای بررسی فشار در دو طرف دیواره نازل طراحی شده است که برای اندازه‌گیری فشار استاتیک پروپ داخل سوراخ‌ها نصب می‌شودد. سوراخ‌ها با فواصل ثابت از هم تعبیه شده و با طول واگرای نازل بی‌بعد شده است.
سیال آزمایش هوا است. برآمدگی‌های مورد استفاده، چند قطعه استوانه‌ای‌شکل به قطر ۱/۶میلی‌متر است که جلوی جریان در قسمت واگرای نازل قرار داده می‌شود. پس از قراردادن این برآمدگی‌ها در مسیر جریان داده‌برداری انجام می‌شود. تعداد این برآمدگی‌ها دو عدد است که به‌صورت هم‌زمان در دو موقعیت مختلف در مسیر جریان اصلی در چهار میزان نفوذ متفاوت در نازل اعمال می‌شود. برای اعمال برآمدگی‌ها درون نازل، سوراخ‌هایی در موقعیت‌های مختلف در قسمت واگرای نازل ایجاد شده است. سوراخ‌های محل نصب برآمدگی‌ها در فاصله‌های ۶۰ و ۹۰درصدی از گلوگاه نازل به‌صورت متقابل نصب شده است. در شکل ۵، موقعیت این سوراخ‌ها و محل اعمال برآمدگی‌ها نشان داده شده است. در شکل ۶ می‌توان شمایی از سیستم آزمایشگاهی تهیه‌شده را مشاهده کرد.



شکل ۵) شماتیک نازل همگرا- واگرا



شکل ۶) شماتیک تجهیزات آزمایش

۲-۱- نازل

فشار کل جریان که از محفظه آرامش اندازه‌گیری‌شده در همه آزمایش‌ها ثابت در نظر گرفته شده و ۵/۷بار است. تصاویر شلرین و شادوگراف، نیروی پیشرانش، فشار دیواره نازل، در چند حالت با ارتفاع نفوذ برآمدگی H/D^* =۰/۱، ۰/۲، ۰/۳، ۰/۴ اندازه‌گیری و ثبت می‌شود. H ارتفاع نفوذ برآمدگی و D^* قطر گلوگاه نازل است. در شکل ۵ تصویر شماتیک نازل را می‌توان مشاهده نمود.

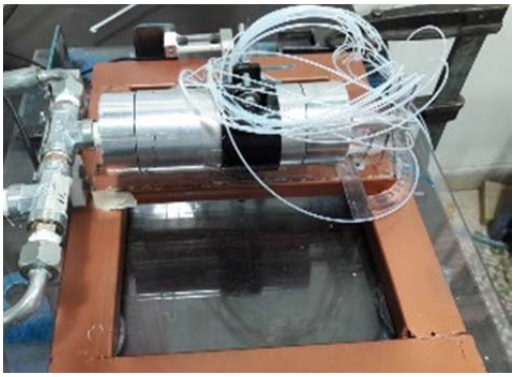
۲-۲- حسگرهای فشار

سنسورهای اندازه‌گیری فشار شامل تعدادی سنسور ترافاگ است. این سنسورها در ظرفیت‌های مختلفی برای اندازه‌گیری فشار بوده و همچنین قادر به اندازه‌گیری فشارهای منفی هستند. قبل از اندازه‌گیری فشار توسط این سنسورها، سنسورها کالیبره شده‌اند.
در جعبه حسگرهای فشار، تعداد ۱۰ عدد سنسور با ظرفیت‌های مختلفی تعبیه شده که ۵ عدد از سنسورها دارای ظرفیت ۱- تا ۱۰بار، ۴ عدد سنسور با ظرفیت ۱- تا ۴بار و یک عدد سنسور با ظرفیت صفر تا ۶بار استفاده شده است (شکل ۷). دقت سنسورهای استفاده‌شده ۰/۱% مقیاس کلی است.

۲-۳- میز نیرو

در این تحقیق از یک میز نیروی دومؤلفه‌ای برای اندازه‌گیری نیروهای محوری و جانبی وارد بر نازل استفاده شده است. بدین منظور، یک لودسل ۲۵۰۰گرمی در جهت محور نازل و یک لودسل ۳۰۰گرمی در جهت 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 و در شکل ۸ میز نیرو قابل مشاهده است. دقت کلی میز نیرو در جهت X, Y کمتر از ۰/۵% مقیاس کلی بوده که این افزایش به‌دلیل کوپل‌شدن دو لودسل به یکدیگر و وجود اثرات تداخلی است.

شکل ۷) تصویر جعبه سنسورهای فشار



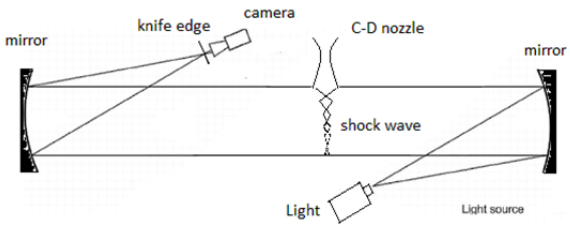
شکل ۸) تصویر میز نیروی دومؤلفه‌ای

۲-٤- کارت داده‌برداری

در این تحقیق یک کارت داده‌برداری Advantech مدل USB-4711 A مورد استفاده قرار گرفته است. این کارت داده‌برداری دارای ۱۶ کانال ۱۲بیتی بوده که به کامپیوتر متصل شده است. سنسورهای فشار و لودسل‌های به‌کاررفته در این تحقیق به این کارت داده‌برداری متصل شده‌اند. داده‌ها از متوسط‌گیری ۱۰۰ نمونه در زمان یک‌ثانیه به دست آمده است.

۲-۵- شلرین و شادوگراف

سیستم شلرین و شادوگراف مورد استفاده در این تحقیق از دو عدد آینه مقعر، دوربین عکس‌برداری، چشمه نور و یک عدد تیغه تشکیل شده است. هنگام استفاده از سیستم شلرین، از یک منبع نور سفید استفاده می‌شود. انعکاس نور توسط آینه‌ها از لبه تیغه حرارتی عبور داده شده و پس از قرارگرفتن نور روی لنز دوربین، تصاویری ظاهر می‌شود که به‌دلیل گرادیان دوم چگالی در محیط ایجاد شده است، ثبت می‌شوند. برای تصاویر شادوگراف از نور لیزر چشمه نور استفاده شده و یک آینه برای انعکاس نور کافی است. در این حالت، نور لیزر به آینه می‌خورد و نور منعکس‌شده از آینه از لبه خروجی جت عبور می‌کند و سپس تصویر انعکاسی روی پرده، تشکیل و از شکل ایجادشده عکس‌برداری می‌شود. شکل ۹، شماتیک تنظیمات تصویربرداری شلرین در آزمایشگاه را نشان می‌دهد.



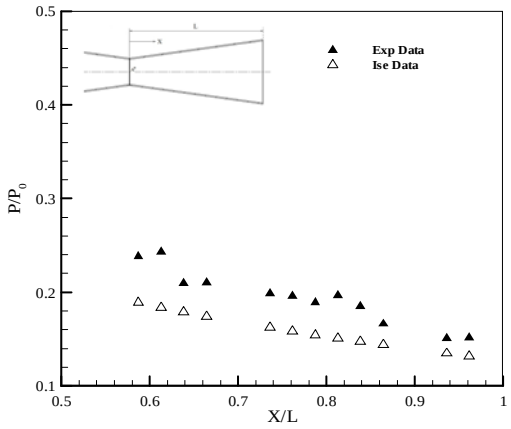
شکل ۹) شماتیک سیستم شلرین

۳- نتایج و بحث

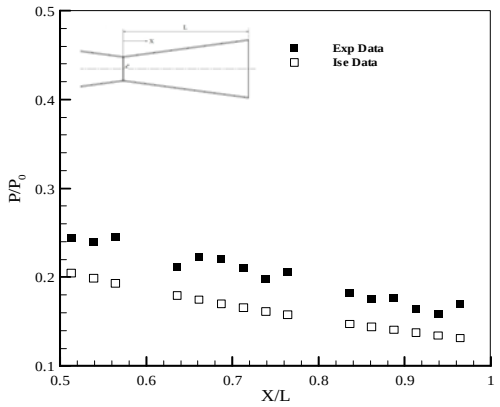
۳-۱- ارزیابی نازل بدون وجود برآمدگی

برای ارزیابی داده‌های تجربی، در ابتدا توزیع فشار روی دیواره نازل مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور حفره‌هایی که روی دیواره نازل بوده، با استفاده از اتصالات هوای فشرده به حسگرهای فشار متصل شده است. در محفظه آرامش، فشار ثابت و برابر ۵/۷بار است. نازل بدون برآمدگی، تست و تغییرات فشار و عدد ماخ در طول نازل بررسی شد. فشار استاتیک روی دیواره با فشار کل ورود به نازل بی‌بعد شده است (P/P_0). محل نقاط اندازه‌گیری‌شده فشار روی دیواره نازل نیز با طول کل قسمت واگرای نازل بی‌بعد شده‌اند (X/L). نمودار ۱، تغییرات فشار استاتیک روی دیواره‌های نازل را نشان می‌دهد. همچنین، در نمودار ۲، تغییرات عدد ماخ داخل نازل روی دیواره‌ها مشاهده می‌شود. در این نمودارها نتایج عدد ماخ و فشار که به‌صورت تحلیلی محاسبه شده نیز نشان داده شده است.

نتایج نشان می‌دهد بین داده‌های تجربی و داده‌های تحلیلی تطابق خوبی وجود دارد. این اختلاف در خروجی نازل برای عدد ماخ به‌دست‌آمده با داده‌های تحلیلی ۰/۰۵ ماخ است که اختلاف ۵درصدی بین داده‌های تحلیلی و نتایج تجربی را نشان می‌دهد. علت اصلی این اختلاف ناچیز، ایجاد لایه مرزی در داخل نازل و کاهش عدد ماخ در خروجی نازل در مقایسه با داده‌های تحلیلی بوده که اثرات لزجت در نظر گرفته نشده است.

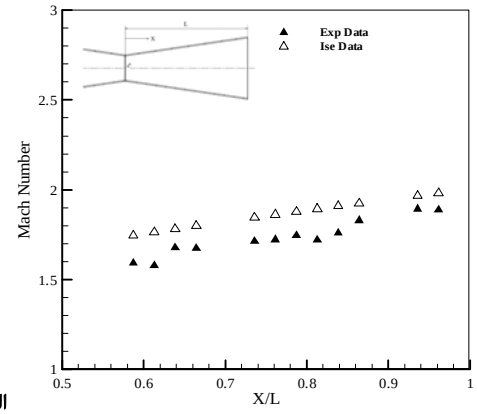


الف

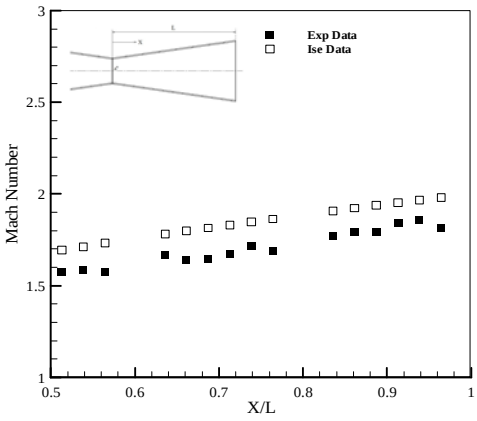


ب

نمودار ۱) نمودار توزیع فشار استاتیک بر دیواره نازل؛ الف) سمت A نازل، ب) سمت B نازل



الف



ب

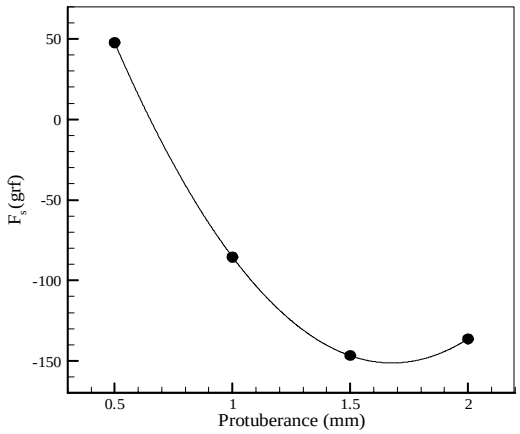
نمودار ۲) نمودار توزیع عدد ماخ بر دیواره‌های نازل؛ الف) سمت A نازل، ب) سمت B نازل

۳-۲- بررسی اثرات برآمدگی‌های متقابل

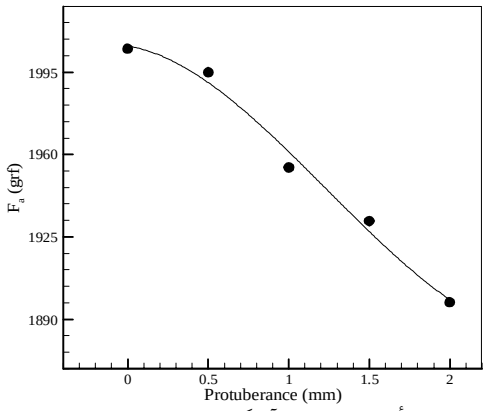
برای بررسی اثرات ناشی از حضور برآمدگی‌های متقابل بر بردار پیشرانش نازل، دو برآمدگی در موقعیت‌های ۶۰ و ۹۰% از گلوگاه در قسمت واگرای نازل، نصب و نیروهای محوری و جانبی بر نازل اندازه‌گیری می‌شود. برای بررسی اثرات میزان نفوذ، برآمدگی‌های مزبور در چهار میزان نفوذ متفاوت قرار داده می‌شود. البته، در این حالت‌ها میزان نفوذ هر دو برآمدگی به‌طور یکسان است. در نمودارهای ۳ و ۴، مقدار نیروی عرضی و محوری وارد بر نازل در میزان نفوذهای مختلف نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که در میزان نفوذ H/D^* برابر با ۰/۵، مقدار نیروی جانبی (F_s) مثبت و در میزان نفوذهای بالاتر، (F_s) منفی شده است. این نشان می‌دهد که در H/D^*های بالاتر از ۰/۵، زاویه بردار تراست کاملاً معکوس شده است. البته با افزایش میزان نفوذ، مقدار نیروی جانبی نیز افزایش یافته است.

همچنین، مشاهده می‌شود که در میزان نفوذهای بالاتر از ۱/۵، روند افزایشی در میزان نیروی جانبی مشاهده نمی‌شود. بررسی تغییرات نیروی محوری وارد بر نازل نیز نشان می‌دهد که با افزایش میزان نفوذ برآمدگی‌ها، میزان تراست محوری کاهش یافته که به‌علت ایجاد امواج شوک شکل‌گرفته درون نازل است. این نشان می‌دهد که نیروی تراست محوری در بیشترین میزان نفوذ برآمدگی حدود ۵/۵% نسبت به حالتی که برآمدگی‌ها در نازل وجود ندارند، کاهش یافته است.

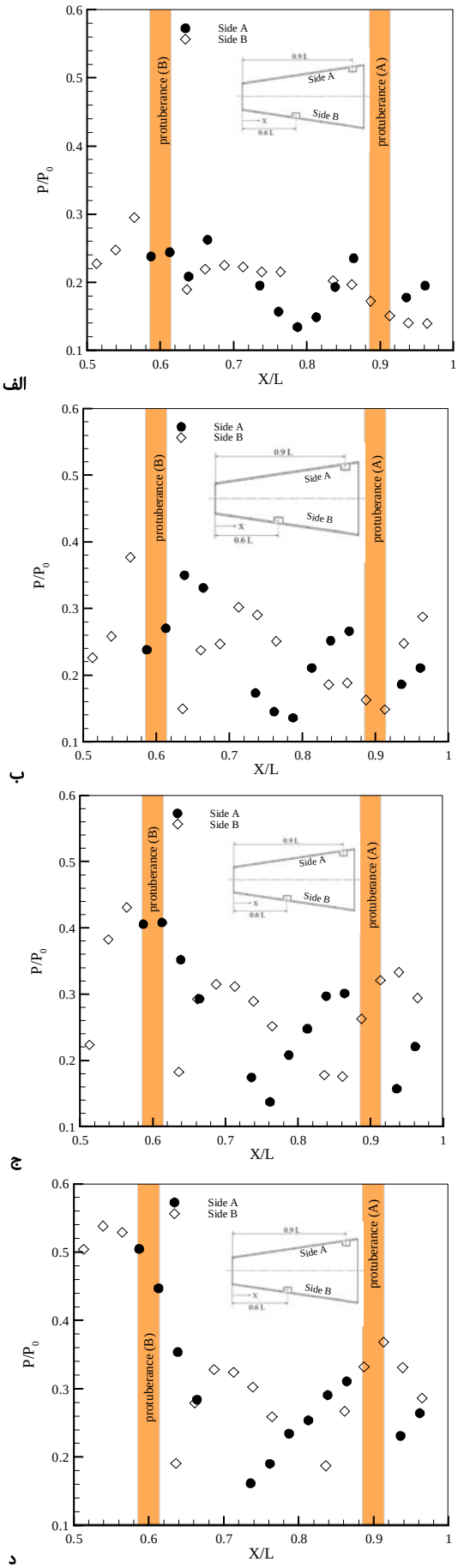
برای درک بهتر فیزیک جریان، اثرات ناشی از حضور برآمدگی‌های A و B به‌طور هم‌زمان روی توزیع فشار روی دیواره‌های نازل در نمودار ۵ نشان داده شده است.



نمودار ۳) منحنی تأثیر میزان نفوذ برآمدگی‌ها بر نیروی جانبی



نمودار ۴) منحنی تأثیر میزان نفوذ برآمدگی‌ها بر نیروی محوری



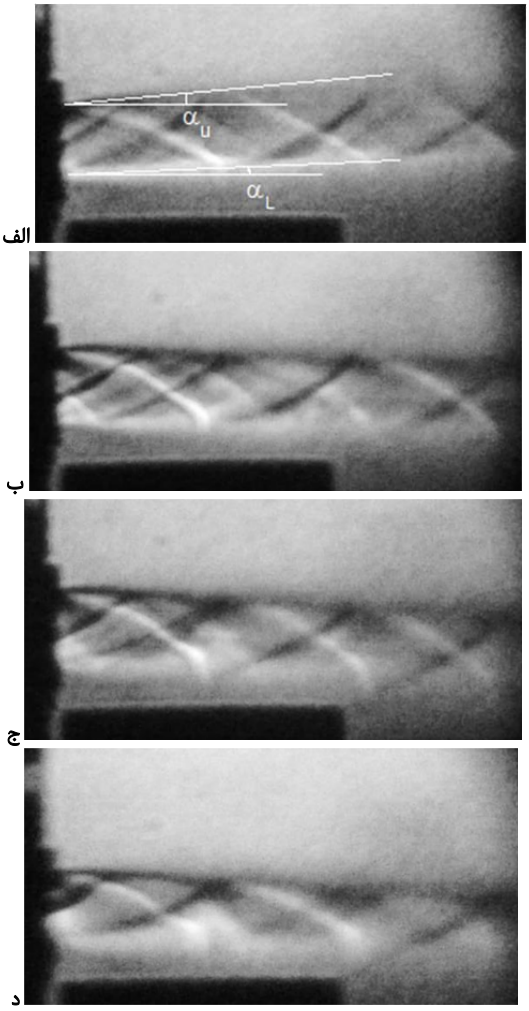
نمودار ۵) توزیع فشار روی دیواره‌های نازل با ارتفاع برآمدگی‌های مختلف؛ الف) H/D^* =۰/۱، ب) H/D^* =۰/۲، ج) H/D^* =۰/۳، د) H/D^* =۰/۴

در نمودار ۵- الف مشاهده می‌شود قبل از برآمدگی، در موقعیت $X/L =$ ۰/۶ در دیواره B نازل، فشار افزایش یافته که نشان‌دهنده ایجاد یک شوک در این ناحیه است. پس از برآمدگی، فشار سمت دیواره B، یک کاهش شدید را نشان می‌دهد که ناشی از اثرات انسدادی برآمدگی B در این ناحیه است[23]. در واقع این ناحیه همان ناحیه دنباله پشت برآمدگی است که تا ۲/۵برابر قطر برآمدگی در پایین‌دست برآمدگی امتداد یافته است. البته، در ادامه یک روند کاهشی ضریب فشار مشاهده می‌شود که ناشی از سرعت‌گرفتن جریان در ادامه مسیر به‌دلیل مافوق صوت‌بودن جریان در این ناحیه است.

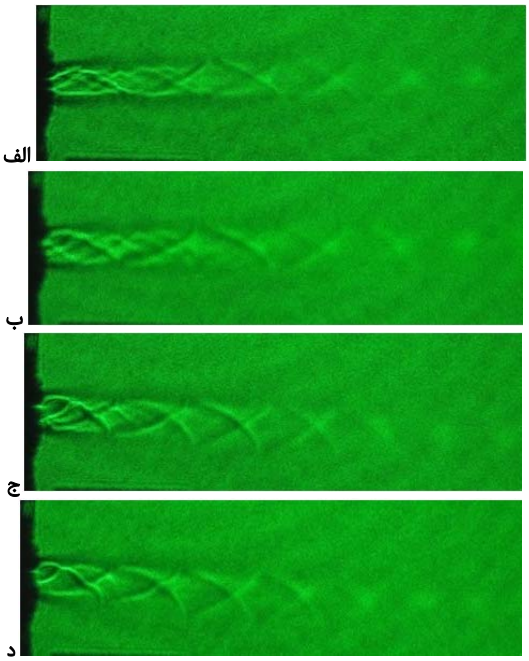
بررسی تغییرات فشار در دیواره سمت A نشان می‌دهد که ضریب فشار در دو ناحیه افزایش یافته که افزایش اول آن به‌علت برخورد شوک ناشی از برآمدگی B است. در این قسمت، پس از افزایش ناگهانی فشار، روند کاهشی ضریب فشار در دیواره سمت A تا محل تشکیل شوک دوم در بالادست برآمدگی A ادامه داشته است. در محدوده برآمدگی A نیز توزیع فشار، رفتاری مشابه با آنچه بعد از برآمدگی B اتفاق افتاد، مشاهده می‌شود. البته شوک ایجادشده در بالادست برآمدگی A به دیواره برخورد نکرده و از نازل خارج شده است.

بررسی توزیع فشار بر دیواره‌های نازل در حالت‌های $H/D^* \geq$ ۰/۲ (نمودار ۵- ب، ج، د) نشان می‌دهد که توزیع فشار در طرف A در این حالت‌ها با حالت $H/D^* =$ ۰/۱ مشابه است با این تفاوت که با افزایش H/D^*، به‌علت تشکیل شوک خمیده قوی‌تر در بالادست برآمدگی B، تغییرات فشار روی دیواره A نیز شدیدتر شده است. بررسی توزیع فشار در طرف B نشان می‌دهد که به‌علت حرکت شوک خمیده بالادست برآمدگی B، شوک پس از برخورد به دیواره A، منعکس شده و به دیواره B نیز برخورد کرده است. این شرایط (برخورد شوک منعکس‌شده به دیواره B) در حالت $H/D^* =$ ۰/۱ مشاهده نمی‌شود.

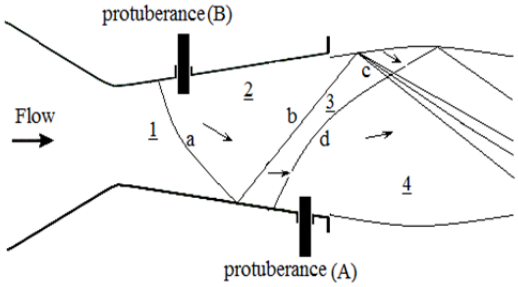
برای بررسی بیشتر این موضوع، میدان جریان در خارج از نازل نیز در حالت‌های مختلف از طریق تصویربرداری شلرین و شادوگراف در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نشان داده شده است. این نتایج نیز به‌خوبی تغییر جهت جریان جت خروجی از حالت $H/D^* =$ ۰/۱ به $H/D^* =$ ۰/۲ را نشان می‌دهد. همچنین، مشاهده می‌شود که با افزایش H/D^* به مقادیر بالاتر از ۰/۲ به‌تدریج زاویه انحراف جت خروجی افزایش یافته است. بررسی خطوط شوک شکل‌گرفته در تصاویر شلرین و شادوگراف به‌همراه تغییرات فشار روی دیواره‌های نازل حاکی از آن است که الگوی شوک‌های شکل‌گرفته در جریان در حالت $H/D^* =$ ۰/۱ به‌طور شماتیک مطابق شکل ۱۲ و برای سایر حالت‌ها مطابق شکل ۱۳ است. همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده، علت انحراف جریان در خروجی نازل (ناحیه ۴) به سمت بالا، وجود برآمدگی A و تا حدی برآمدگی B است. این دو برآمدگی در این حالت به‌کمک یکدیگر، جهت جریان را به سمت بالا منحرف کرده‌اند. این در حالی است که در حالت‌های $H/D^* \geq$ ۰/۲ (شکل ۱۱)، شوک منعکس‌شده از روی دیواره A باعث انحراف جریان در خروجی به سمت پایین شده است. علت این پدیده نیز وجود شوک خمیده قوی در بالادست برآمدگی A و کاهش شدید فشار کل در این ناحیه (ناحیه ۴) نسبت به ناحیه ۵ بوده که جریان از یک شوک انعکاسی ضعیف‌تر عبور کرده است.



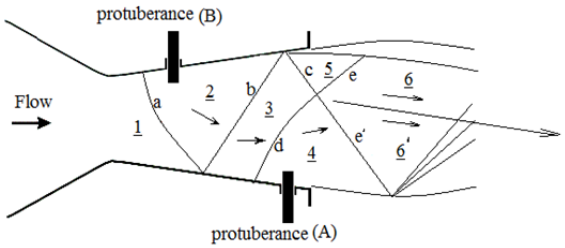
شکل ۱۰) تصاویر شلرین جت خروجی در میزان نفوذ برآمدگی مختلف؛ الف) $H/D^* =$ ۰/۱، ب) $H/D^* =$ ۰/۲، ج) $H/D^* =$ ۰/۳، د) $H/D^* =$ ۰/۴



شکل ۱۱) تصاویر شادوگراف جت خروجی در میزان نفوذ برآمدگی مختلف؛ الف) $H/D^* =$ ۰/۱، ب) $H/D^* =$ ۰/۲، ج) $H/D^* =$ ۰/۳، د) $H/D^* =$ ۰/۴



شکل ۱۲) شماتیک شوک‌های شکل‌گرفته در H/D^* =۰/۱



شکل ۱۳) شماتیک شوک‌های شکل‌گرفته در H/D^* ≥۰/۲

با توجه به این الگو به نظر می‌رسد که تغییر نامتوازن برآمدگی‌های درون نازل می‌تواند به‌عنوان یک متغیر در کنترل بیشتر جریان خروجی نازل مورد استفاده قرار گیرد که در تحقیقات بعدی باید به آن پرداخته شود.

در این رابطه می‌توان به این نکته اشاره نمود که با افزایش طول برآمدگی‌ها، شوک خمیده بالادست برآمدگی A قوی‌تر شده و موجب استهلاک بیشتر جریان در پایین‌دست خود شده است. این به‌نوبه خود کمک می‌کند تا جریان در خروجی، بیشتر متمایل به جریان عبورکننده از شوک انعکاسی ضعیف‌تر باشد.

زاویه بردار تراست نازل با زاویه انحراف جریان خروجی از نازل که از تصاویر شلرین و شادوگراف به دست آمده، در نمودار ۶ مقایسه شده است. در این نمودار، زاویه بردار تراست از رابطه ۱ به دست آمده است.

(۱)

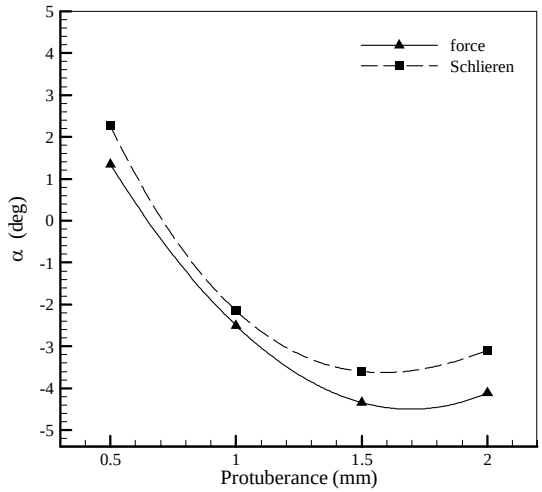
$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{F_s}{F_a}\right)$$

همچنین، زاویه انحراف جریان از متوسط‌گیری زاویه مرزهای بالایی و پایینی توده جت خروجی (رابطه ۲) به دست آمده است (مطابق شکل ۱۰- الف).

(۲)

$$\alpha_{ave} = \frac{\alpha_l + \alpha_u}{2}$$

مقایسه این نتایج نشان می‌دهد که می‌توان زاویه بردار تراست را با تقریب بسیار خوبی (با خطایی حدود یک‌درجه) با استفاده از تصاویر شلرین و شادوگراف تخمین زد و از آن استفاده نمود. البته، با افزایش میزان نفوذ برآمدگی، میزان خطای اندازه‌گیری، اندکی افزایش یافته است. همچنین، این نتایج نشان می‌دهد که زاویه بردار تراست تا H/D^* =۱/۵، یک رابطه خطی با میزان نفوذ برآمدگی داشته و بیشترین مقدار بردار تراست حدود ۴/۳۵درجه است.



نمودار ۶) مقایسه زاویه انحراف تصویر شلرین و نیرو به میزان برآمدگی

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش از دو عدد برآمدگی متقابل استوانه‌ای‌شکل به‌عنوان یک روش جدید و ساده برای کنترل بردار تراست در یک نازل همگرا- واگرا در رژیم مافوق صوت که عدد ماخ اسمی آن ۲ بوده، استفاده شده است و به‌صورت متفاوت در موقعیت ۶۰ و ۹۰% از گلوگاه نازل مورد بررسی قرار گرفت. موقعیت شوک‌های شکل‌گرفته، مشخص و میزان زاویه انحراف جت در تصاویر شلرین و شادوگراف اندازه‌گیری و ثبت شد. نتایج نشان می‌دهد که در نسبت میزان نفوذهای پایین برآمدگی‌های متقابل H/D^* ≤۰/۲ زاویه بردار تراست، مثبت و در حالتی که نسبت میزان نفوذ برآمدگی‌ها بیشتر از ۰/۲ باشد منفی خواهد بود. همچنین مشاهده شد که تا نسبت میزان نفوذ نزدیک به ۰/۴، یک روند خطی در تغییر زاویه بردار تراست مشاهده می‌شود. به‌علاوه نتایج نشان می‌دهد که در شرایط آزمایش‌شده، زاویه بردار تراست تا نزدیک ۴/۳۵درجه افزایش یافته است. البته، در این شرایط میزان افت تراست محوری نیز حدود ۵/۵% افزایش یافته است.

پیشنهاد می‌شود که در ادامه این تحقیق اثرات موقعیت برآمدگی‌ها نسبت به یکدیگر، تغییر متفاوت میزان انحراف برآمدگی‌ها نسبت به هم و چیدمان‌های مختلف از آنها بر بردار تراست مورد بررسی قرار گیرد.

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

تاییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده 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 منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر نداشته و از پایان‌نامه کارشناسی ارشد *محمدرضا بابائیان* استخراج شده است.

سهم نویسندگان: محمدرضابابائیان (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰%)؛ محمد حججی (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰%)

منابع مالی: این مورد توسط نویسندگان بیان نشد.

۵- پی‌نوشت

علایم

D^* قطر گلوگاه (میلی‌متر)

H ارتفاع برآمدگی (میلی‌متر)

L طول قسمت واگرای نازل (میلی‌متر)

P فشار استاتیک (بار)

P_0 فشار کل (بار)

X فاصله نقطه مورد نظر از گلوگاه (میلی‌متر)

علایم یونانی

α زاویه انحراف جت (درجه)

α_s زاویه شلرین جت خروجی (درجه)

F_a زاویه محوری جت خروجی (درجه)

منابع

1- Sutton GP, Biblarz O. Rocket propulsion elements. 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 Conference, 14-18 June, 1971, Salt Lake City, UT. Reston VA: 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- Chiranjeevi Phanindra B, 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-S286.

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

9- Dhinagaran R, Bose TK. Comparison of Euler and Navier-Stokes solutions for nozzle flows with secondary injection. AIAA Paper 96-0453, AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 15-18 January 1996, Reno, NV, USA. Reston VA: AIAA; 1996.

10- Lee SH. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor, part 1: Mixing. Journal of Propulsion and Power. 2006;22(5):1012-1019.

11- Ananthesha, Sridhara SN, Vamsidhar D. Numerical investigation and parametric study of fluidic thrust vectoring by shock vector control method. SASTech. 2007;6(2):58-65.

12- 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.

13- 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.

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

15- 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(Pt B):474-481.

16- Kong F, Jin Y, Kim HD. Thrust vector control of supersonic nozzle flow using a moving plate. Journal of Mechanical Science and Technology. 2016;30(3):1209-1216.

17- Salemi VR, Sohrabi S, Hojaji M, Soufivand MR. Experimental study on the effects of secondary injection thrust vector in a micro-nozzles. First National Conference on Advances and Challenges in Engineering and Technology. Shiraz: Kharazmi High Institute of Science & Technology; 2016. [Persian]

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- Zahedzadeh M, Ghalambaz M. Numerical study of two transverse injections into the nozzle for thrust vector control of a rocket engine. Journal of Energy Conversion. 2016;2(3):17-25. [Persian]

20- 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.

21- 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. [Persian]

22- Mokhtari D. Experimental investigation of location and penetration a cylindrical protuberance in thrust vector of a C-D nozzle in supersonic regime [Dissertation]. Najafabad: IAUN; 2018. [Persian]

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