



Numerical/Experimental Investigation of the Presence of a Protuberance in a Convergent – Divergent Nozzle in Supersonic Regime to Control the Thrust Vector

D. Mokhtari¹, M. Hojaji^{1,2*}, M. Afrand¹

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

² Aerospace and Energy Conversion Research Center, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran

ABSTRACT: In this study, the effect of 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 fabricated. This nozzle is such that the nominal Mach number in the nozzle exit in full expansion condition is 2. The wall of the nozzle is equipped with pressure holes to measure pressure variations. Also, there is a hole on 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 in all experiments is constant and equal to NPR=6.6. Three-dimensional and multi-block numerical code is used for flow modeling. Also, the turbulence model k- ϵ , RNG is used to model the nozzle flow. An unstructured mesh has been used for modeling the flow field within the nozzle and the outside domain. 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 jet stream exited from the convergent-divergent nozzle. The maximum deviation of the jet outlet from the nozzle is 9.8 degrees, which is equal to a penetration ratio of 0.4. In addition, these results indicate that with the increase in protuberance penetration within the nozzle, the nozzle axial thrust has slightly decreased.

Review History:

Received: Dec. 4, 2018

Revised: Mar. 15, 2019

Accepted: Apr. 14, 2019

Available Online: Jul. 20, 2021

Keywords:

Thrust vector

convergent-divergent nozzle

Protuberance

Supersonic

Experimental aerodynamics

1- Introduction

One of the most important steps in the design of flight vehicles is the design of the controlling system, which can safeguard the flight vehicle from any unwanted deviation. Thrust vector control is one way of the system controlling in the event of the aerodynamic forces are negligible. Using Secondary fluid injection is one of the usual methods for Thrust Vector Control (TVC) and many studies have been carried out for increasing the performance of Secondary Injection Thrust Vector Control (SITVC) [1-8]. Also, using tabs is another method for thrust vectoring. In this field, some researchers investigated the effects of the tab blockage ratio and the tab angle on the thrust vector angle [9-12]. In other studies, the effects of using tabs on the generated sounds in the nozzle exit and heat loads due to exhausting hot gases on the tabs have been examined [13, 14].

In this study, a new method is presented for thrust vectoring based on the jet tab. In this method, a cylindrical protuberance is used in the divergent part of a Convergent-Divergent (C-D) nozzle to control the outflow deflection. For this purpose, an experimental study, as well as a numerical investigation, has been carried out for assessing the performance of the presented method.

2- Methodology

In this study, a C-D nozzle with nominal Mach number 2

is used. Nozzle inlet, throat, and outlet diameter are 16, 5, and 6.5 mm respectively. The divergent nozzle has a length of 50 mm. The pressure on the walls of the nozzle is measured. In all experiments, the total flow pressure was constant and set to 5.7 bars. Pressure holes are connected to a pressure sensor box and transmitted to the computer via the data acquisition card. Nozzle forces are measured by a 2D force balance. Schlieren technique is used to visualize the jet flow. In numerical simulations, the full Navier-Stokes equations by finite volume approach are discretized. The Roe method is used to estimate the convective fluxes and the central difference method is used to estimate the viscous fluxes. The implicit method is also used to solve the equations and the accuracy of the numerical solution is second order. In addition, the RNG k- ϵ model is applied for the estimation of Reynolds stresses.

3- Results and Discussion

To investigate the effects of the protuberance, it is installed in position 0.9 and the effect of the protuberance penetration ratio on the nozzle vector is measured. Fig. 1 shows the changes in the deflection vector of the thrust vector obtained from the force measurements and schlieren images in the nozzle pressure ratio of 6.6 and different penetration rates. In the following, Fig. 2 shows the axial thrust force losses. These results show that by applying a protuberance inside the nozzle, the amount of deflection angle of the propulsion

*Corresponding author's email: Hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir



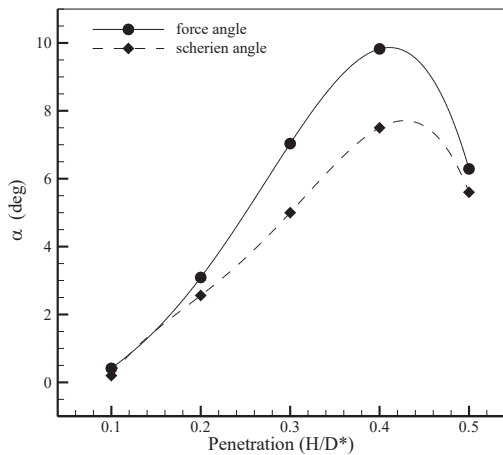


Fig. 1. Diagram of thrust angle versus penetration ratio

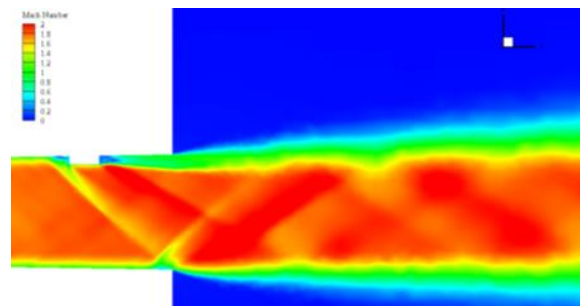


Fig. 3. The contour of number and NPR = 6.6 and $H/D^* = 0.1$

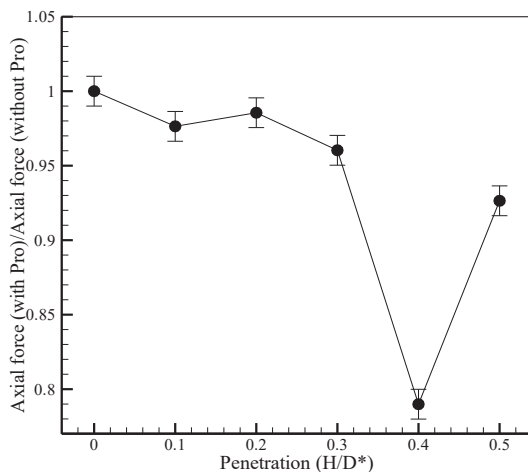


Fig. 2. Diagram of thrust loss versus penetration ratio

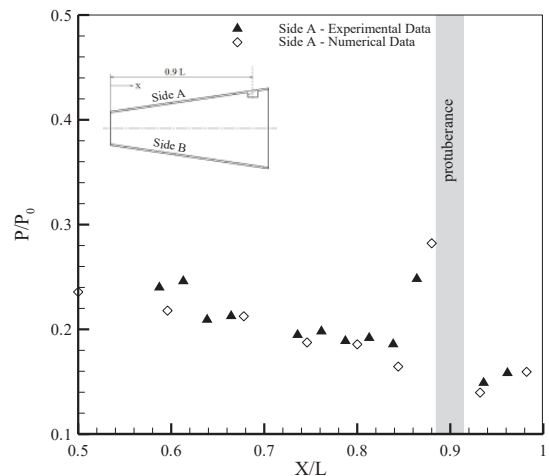


Fig. 4. Diagram of pressure changes on the nozzle wall at penetration rate $H/D^* = 0.1$ (side A)

vector should increase up to 9.8 degrees in the penetration ratio of 0.4. Also, the amount of axial propulsion force decreases.

In order to better understand the physics of flow, the effects of the presence of protuberance in the flow on the Mach number contours and pressure distribution of the nozzle walls are shown in Figs. 3 and 4. The results show that two shocks are created upstream of the protuberance and another shock is formed downstream due to the formation of a wake.

As can be seen before the protuberance, pressure on the nozzle wall increases, indicating a shock in the area. After the protuberance (on the side A), a sharp decrease is observed which relates to the blockage effects of the protuberance. It is observed that these shocks have deflected the exhausted flow from the nozzle.

4- Conclusions

In this study, the effects of protuberance on the thrust vector of the C-D nozzle were investigated. The pressure on the wall and nozzle thrust were measured. Also, Schlieren images were recorded. Numerical simulations were performed. Results show that:

- Before the protuberance, the pressure has increased sharply due to the formation of a bow shock upstream the protuberance and after the protuberance, the pressure has dropped sharply, due to the blockage effects of the protuberance.

- As the protuberance height increases, the bending shock becomes stronger and moves toward the nozzle throat.

- As the protuberance penetration rate increased, the outlet jet deflection angle increased up to 9.8° at $H/D^* = 0.4$.

However, at higher penetration rates, the flow deflection does not show significant changes.

- The presence of protuberance also reduces the jet thrust force in addition to changing the direction of flow.

References

- [1] R.D. Guhse, An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection, PURDUE UNIV LAFAYETTE IN, 1965.
- [2] R. Balu, A. Marathe, P. Paul, H. Mukunda, Analysis of performance of a hot gas injection thrust vector controlsystem, Journal of Propulsion and Power, 7(4) (1991) 580-585.
- [3] V. Zmijanovic, V. Lago, M. Sellam, A. Chpoun, Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection, Shock Waves, 24(1) (2014) 97-111.
- [4] R. Deng, F. Kong, H.D. Kim, Technology, Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle, Journal of Mechanical Science, 28(12) (2014) 4979-4987.
- [5] M. Tahani, M. Hojaji, M. Salehifar, A. Dartoomian, Numerical investigation of jet grouting sound effects of fluid characteristics and flow field in supersonic nozzle thrust vector control performance, Modares Mechanical Engineering, 15(8) (2015) 175-186.
- [6] R. Deng, T. Setoguchi, H.D. Kim, F. Flow, Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage, International Journal of Heat, 62 (2016) 474-481.
- [7] M. Salehifar, M. Tahani, M. Hojaji, A. Dartoomian, CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC, Applied Thermal Engineering, 103 (2016) 291-304.
- [8] L. Li, M. Hirota, K. Ouchi, T. Saito, Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment, Shock Waves, 27(1) (2017) 53-61.
- [9] H. Hollstein, Rockets, Jet tab thrust vector control, Journal of Spacecraft, 2(6) (1965) 927-930.
- [10] R. Eatough, Jet tab thrust vector control system demonstration, in: 7th Propulsion Joint Specialist Conference, 1971, pp. 752.
- [11] J. Simmons, C. Gourlay, B. Leslie, Power, Flow generated by ramp tabs in a rocket nozzle exhaust, Journal of Propulsion, 3(1) (1987) 93-95.
- [12] B.C. Phanindra, E. Rathakrishnan, Corrugated tabs for supersonic jet control, AIAA journal, 48(2) (2010) 453-465.
- [13] J. Hileman, M. Samimy, Effects of Vortex Generating Tabs on Noise Sources in an Ideally Expanded Mach 1.3 Jet, International Journal of Aeroacoustics, 2(1) (2003) 35-63.
- [14] S.Z. Zivkovic, M.M. Milinovic, P.L. Stefanović, P.B. Pavlovic, N.I. Gligorijevec, Experimental and simulation testing of thermal loading in the jet tabs of a thrust vector control system, Thermal Science, 20 (2016) S275-S286.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

D. Mokhtari, M. Hojaji, M. Afrand, Numerical/Experimental Investigation of the Presence of a Protuberance in a Convergent – Divergent Nozzle in Supersonic Regime to Control the Thrust Vector, Amirkabir J. Mech Eng., 53(9) (2021) 1149-1152.

DOI: 10.22060/mej.2021.15393.6112





بررسی عددی/تجربی حضور برآمدگی نامتعارف در یک نازل همگرا-واگرا در رژیم مافوق صوت برای کنترل بردار پیشرانش

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

۱- دانشکده گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران
۲- مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷/۰۹/۱۳
بازنگری: ۱۳۹۷/۱۲/۲۴
پذیرش: ۱۳۹۸/۰۱/۲۵
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۴/۲۹

کلمات کلیدی:

بردار تراست
نازل همگرا-واگرا
برآمدگی
مافوق صوت
آیرودینامیک تجربی و عددی

خلاصه: در این پژوهش اثر یک برآمدگی استوانه‌ای شکل بر بردار پیشرانش یک جت مافوق صوت به عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشران 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 می‌باشد. 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 بوده و نسبت فشار نازل برابر ۶/۶ می‌باشد. از کد عددی سه بعدی و چند بلوکی برای مدل‌سازی جریان استفاده شده است. همچنین، از مدل آشفتگی کا اسیلون آر ان جی برای مدل‌سازی جریان درون نازل استفاده شده است. از یک شبکه بی‌سازمان برای شبکه بندی درون نازل و محیط بیرون استفاده شده است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که عمق نفوذ برآمدگی در میدان جریان تأثیر 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 ۹/۸ درجه بوده که در میزان نفوذ برآمدگی برابر با $H/D^* = 0.14$ اتفاق افتاده است. علاوه، این نتایج نشان می‌دهد که با افزایش میزان نفوذ برآمدگی در درون نازل، میزان پیشرانش محوری نازل اندکی کاهش یافته است.

۱- مقدمه

توسط ودربی^۲ مطرح شد و پیاده سازی آن در سال ۱۹۵۲ به انجام رسید [۲]. از نخستین پژوهش‌های تجربی در مورد کنترل بردار پیشرانش توسط ریچارد گاوس^۳ [۳] در سال ۱۹۶۵ صورت گرفت که نشان داد. افزایش فشار سکون جریان ثانویه، شوک جدایش^۴ 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 اویلر به صورت سه بعدی در سال ۱۹۹۱ توسط بالو^۵ و همکاران [۴] اشاره نمود، که این پژوهش با ضریب تقویت جت ثانویه و پیشران محوری انجام شده و نسبت نیروی جانبی به نیروی محوری به دست آمده است.

همچنین، در زمینه کنترل بردار پیشرانش با استفاده از زبانه می‌توان به پژوهش‌های هالستن^۶ در سال ۱۹۶۵ [۵]، اتوج^۷ در سال ۱۹۷۱ [۶] و سیمونز^۸

از مهم‌ترین مراحل طراحی اجسام پرنده مرحله طراحی وسیله کنترل کننده می‌باشد 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 می‌باشد. 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]. به‌علاوه، پاسخ سیستم‌هایی که از روش کنترل بردار پیشرانش استفاده می‌کنند، به فرامین سریع‌تر می‌باشد. لذا، استفاده از این روش مورد توجه افراد زیادی قرار گرفته است. برای این منظور از روش‌های مختلفی تابحال استفاده شده است. استفاده از چند نازل، نازل‌های متحرک، روش‌های تداخلی و روش‌های تزریق ثانویه از جمله این روش‌ها است.

تزریق سیال ثانویه برای کنترل بردار پیشرانش اولین بار در سال ۱۹۴۹

1 Thrust Vector Control (TVC)

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir



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 همکاران [۱۴] در سال ۲۰۱۴ به کنترل بردار پیشرانس شوک در یک نازل مافوق صوت مخروطی متقارن از طریق تزریق گاز ثانویه عرضی پرداختند. در این تحقیق تزریق گاز ثانویه عرضی به جریان مافوق صوت در یک نازل متقارن همگرا- واگرا مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایش‌ها 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 پیشرانس انجام گرفت. نتایج نشان می‌دهد که متوسط نسبت جرم جریان ثانویه به اولیه در حدود ۵٪ می‌باشد و این امکان را می‌دهد که کنترل بردار پیشرانس مناسبی انجام شود. همچنین، نشان داده که انتقال موقعیت انژکتور تزریق و هندسه نازل اثر بسیار قوی بر کنترل بردار پیشرانس و عملکرد نازل دارد.

دنگ^۵ و همکاران [۱۵] در سال ۲۰۱۴ به شبیه‌سازی عددی بردار پیشرانس سیال در نازل مافوق صوت متقارن پرداختند. تزریق گاز ثانویه به یک نازل مافوق صوت متقارن تحت فشار اتمسفر استاندارد برای بررسی عملکرد نازل و کنترل بردار پیشرانس نازل انجام شد. یک مدل تحلیلی بر اساس 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 [۱۶] 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. در این تحقیق تأثیر جت صوتی سیال ثانویه در بخش واگرای نازل مافوق صوت بر ساختار میدان جریان و عملکرد بردار پیشرانس به صورت عددی بررسی شد. از یک کد عددی سه بعدی و چند بلوکی، برای مدل‌سازی آشفستگی جریان استفاده شده است. تغییر قدرت جت ثانویه به کمک تغییر سطح مقطع انژکتور تزریق و همچنین 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

و همکاران در سال ۱۹۸۶ [۷] اشاره نمود. در این پژوهش‌ها که به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته اثرات نسبت انسدادی زبانه، زاویه زبانه نسبت به جریان خروجی بر زاویه بردار پیشرانس ارائه شده است. استفاده از زبانه برای کنترل بردار پیشرانس، معایبی نظیر تشدید صدا در خروجی نازل دارد که در سال ۲۰۰۲ این موضوع توسط هیلمن^۱ و صمیمی [۸] مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این پژوهش نشان داد استفاده از زبانه می‌تواند باعث انحراف و جابه‌جایی جریان خروجی از نازل شود.

فانیندرا^۲ و راتاکریشن [۹] نیز در سال ۲۰۱۰ اثرات ناشی از کاربرد زبانه‌های موجی شکل بر کنترل بردار پیشرانس را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد استفاده از زبانه‌های موجی شکل به جای زبانه‌های ساده می‌تواند ضمن کنترل بردار پیشرانس، در کاهش طول محدوده شوک‌های الماسی نیز تأثیر گذار باشد. از دیگر معایب این روش، تأثیر بارهای حرارتی بر زبانه‌هایی است که در معرض حرارت جریان خروجی از نازل قرار دارند. زیوکویک^۳ و همکاران [۱۰] 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 پیشرانس نازل پرداختند. این پژوهش به صورت تجربی و عددی انجام شده است. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد، استفاده از زبانه برای کنترل بردار پیشرانس مؤثر می‌باشد و دماسنج‌هایی در این زبانه‌ها برای جلوگیری از معایب ناشی از حرارت جریان خروجی به کار گرفته شده است.

شین^۴ و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۱۰ کنترل بردار پیرانش با استفاده از نازل دو گلوگاه را به صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند. در این پژوهش با طراحی دو گلوگاه، یکی در بالادست و یکی در خروجی نازل برای کنترل بردار پیشرانس 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 مؤثر بردار تراست بر حسب ضرایب تراست و تخلیه در این تحقیق به طور کامل ارائه شده است.

حججی و همکاران [۱۲ و ۱۳] در سال ۲۰۱۴ به بررسی پاسخ جریان دو بعدی و سه بعدی و همچنین عملکرد تزریق ثانویه در نازل مافوق صوت پرداختند. در این پژوهش‌ها که به صورت عددی انجام گرفته است پارامترهای متفاوتی نظیر برخورد شوک با دیواره مقابل تزریق و محل جدایش جریان

- 1 Hileman
- 2 Phanindra
- 3 Zivkovic
- 4 Shin

موج شوک تا دو برابر می‌شود. البته بیشتر این انحراف ناشی از شوک قوی‌تر می‌باشد.

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. همچنین، پژوهش‌هایی از روش‌های تداخلی مختلفی تاکنون 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 است از جمله این روش‌ها می‌باشد. استفاده از یک پره با سطح مقطع شبیه بال که به‌طور دائم در مسیر گازهای داغ خروجی از نازل قرار دارد، به‌دلیل سادگی آن‌ها بیشترین کاربرد را دارد. 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 در مقابل جریان خروجی از نازل قرار می‌گیرد. این موجب ایجاد یک شوک در بالادست زبانه و انحراف جریان می‌شود. 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 می‌باشد. هرچند حضور برآمدگی در مسیر جریان ممکن است باعث فرسودگی قطعه شود ولی به نسبت روش‌های دیگر باز هم مقرون به‌صرفه می‌باشد. و معایب روش استفاده از زبانه را نیز ندارد. 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، به‌واسطه 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 ۱ مشاهده می‌شود برآمدگی یک مانع در مسیر جریان مافوق صوت به‌عنوان عامل اصلی تغییر حرکت جت مافوق است. این روش از جهت عملکرد مشابه روش تزریق ثانویه است.

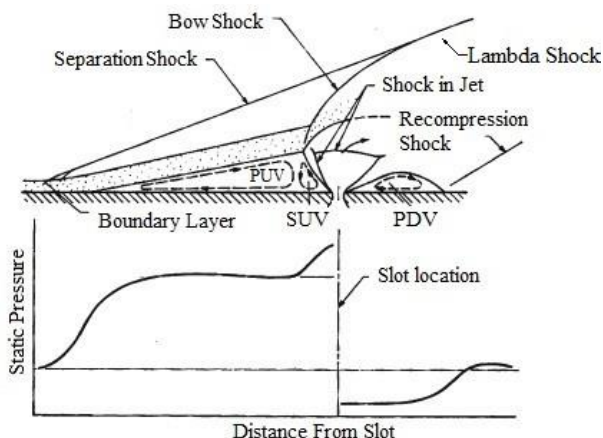
در شکل ۲ تزریق روی صفحه تخت نشان داده شده است. تزریق باعث

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 همکاران [۱۷] در سال ۲۰۱۶ به بررسی روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ برای کنترل بردار شوک با استفاده از عبور جریان کنارگذر پرداختند. 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 می‌باشد. به‌علاوه، طبیعت ناپایدار از روش کنترل بردار شوک در نسبت فشارهای مختلف نازل بررسی شده است. زاویه بردار پیشران در نسبت فشارهای مختلف نازل در مدل شبیه‌سازی گرداب بزرگ ثبت شده است. نتایج نشان می‌دهد برای دست یافتن به کنترل بردار پیشران مناسب با استفاده از جریان کنارگذر مقدار نسبت جرم جریان کمتر از ۷٪ باشد.

صالحی‌فر و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۱۶ به بررسی عددی تزریق ثانویه گاز داغ بر کنترل بردار تراست و بر مشخصات میدان جریان پرداختند. در این تحقیق عملکرد تزریق گاز داغ در قسمت واگرای نازل بررسی شده و از کد عددی سه‌بعدی و چند بلوکی برای مدل‌سازی جریان استفاده شده است. همچنین، از مدل آشفتگی کا امگا اس اس تی 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 می‌کند که گاز بیشتری بدون شوک ضربه‌ای تزریق کند و نیروی پیشران را افزایش دهد.

لای و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۱۷ به بررسی بردار پیشران سیال در نازل با زاویه پیچ و گشتاور پرداختند. 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 می‌آیند که شوک ضعیف بر اثر جدایش لایه مرزی و شوک دوم در اثر حضور تزریق ثانویه می‌باشد. این نتایج نشان می‌دهند که میزان انحراف جریان اصلی در اثر عبور از این دو



شکل ۱. شمایی از تشکیل شوک خمیده و زاویه انحراف جریان اصلی

Fig. 1. Schematic of bow shock formation and main-stream deflection angle

می‌شود 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 می‌باشد 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 می‌باشد. این گردابه‌های چرخشی باعث ایجاد شوک لامبدا قبل از تزریق صورت گرفته می‌شود که سبب حرکت شوک خمیده به بالادست می‌شود. در حقیقت شوک لامبدا از به هم پیوستن شوک جدایش و شوک خمیده شکل می‌گیرد. 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 [۲۰ و ۲۱]. که این موضوع به دلیل نیروی فشاری می‌باشد که از سمت جت تزریق شده اعمال می‌شود که در روش برآمدگی به نظر می‌رسد این نوع شوک‌ها ایجاد نشود. جریان پایین دست تزریق که تا حدی با منطقه فشار کم مطابقت دارد تحت تأثیر حرکت‌های گردابه‌ای قوی قرار دارد [۲۲].

۲- مدل آزمایشگاهی

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

1 Lambda shock

شکل ۲. تصویر تزریق با پورت دایره شکل بروی صفحه تخت [۲۳]

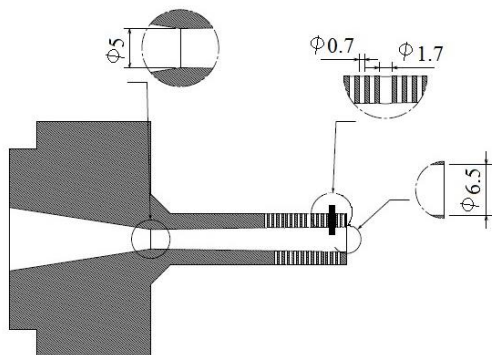
Fig. 2. Image of injection circular port on a flat plate [23]

نصب پروب درون این سوراخ‌ها فشار استاتیک اندازه‌گیری می‌شود. این سوراخ‌ها با فاصله ثابت از یکدیگر ایجاد شده‌اند که با طول قسمت واگرایی نازل بی‌بعد می‌شوند. در شکل ۳ تصویر نازل طراحی شده را می‌توان مشاهده نمود.

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

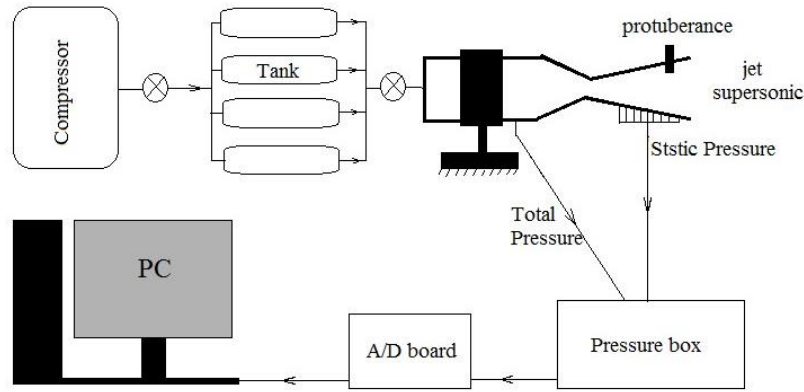
۳- تجهیزات آزمایشگاهی و شرایط انجام آزمایش

در کلیه آزمایش‌ها فشار کل جریان که از محفظه آرامش جت اندازه‌گیری شده، ثابت بوده و برابر با ۷/۵ بار تنظیم شده است. فشار روی دیواره نازل،



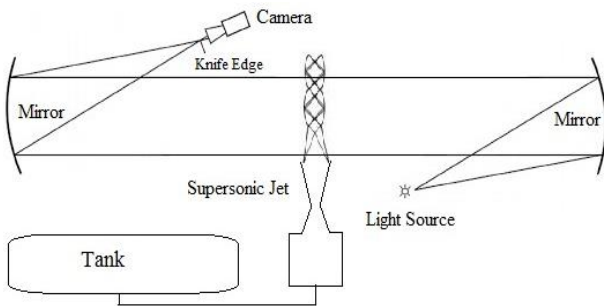
شکل ۳. شمایی از نازل طراحی شده مورد استفاده در تحقیق

Fig. 3. Schematic of the designed nozzle used in the research



شکل ۴. شمایی از سیستم آزمایشگاهی

Fig. 4. Schematic of the experimental setup



شکل ۵. تصویر شماتیک از سیستم شلرین

Fig. 5 Schematic of the Schlieren system

تصاویر شلرین در حالت بدون برآمدگی و در چند حالت با نفوذ برآمدگی با ارتفاع $H/D^* = 0/1, 0/2, 0/3, 0/4, 0/5$ اندازه‌گیری و ثبت می‌شود. H میزان ارتفاع نفوذ برآمدگی در جریان اصلی و D^* قطر گلوگاه نازل با هم به صورت پارامتر بی‌بعد ثبت شده 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 حسگرهای فشار متصل و طریق کارت داده برداری داده‌ها به کامپیوتر منتقل می‌شود. در شکل ۴ شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی نشان داده شده است.

۳-۱- سنسورهای اندازه‌گیری فشار

جعبه سنسورها شامل حسگرهای دیفرانسیلی هاگلر است. در این جعبه مجموعه‌ای از حسگرهای فشار وجود دارد که رنج فشارهای متفاوتی را اندازه‌گیری می‌کنند. این حسگرها 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 حسگرها ابتدا باید به دقت کالیبره شوند. کالیبره بدین صورت انجام می‌شود که به هر حسگر 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 حسگرها از نوع ترافاگ بوده و دقت اندازه‌گیری آن‌ها ۱/۰ درصد است.

۳-۲- سیستم شلرین

سیستم شلرین شامل منبع نور، آینه‌های مقعر تلسکوپی، تیغه و دوربین

تصویر برداری می‌باشد. در سیستم شلرین از نور سفید استفاده می‌شود و نور انعکاسی توسط دو آینه که از لبه تیغه عبور می‌کند مستقیماً روی لنز دوربین افتاده تصویر برداری می‌شود. این تصاویر به دلیل گرادیان دوم چگالی در محیط بوجود می‌آیند با استفاده از دوربین تصویر برداری ثبت می‌شوند. در شکل ۵ شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی برای تصویر برداری شلرین نشان داده شده است. همچنین تصویر این تنظیمات در شکل ۶ نشان داده شده است.

۴- معادلات حاکم و روش حل عددی

در این تحقیق از فرم کامل معادلات ناویر-استوکس در حالت سه‌بعدی با رویکرد چگالی مبنای و پایا^۲ استفاده شده است. سیال کاری هوا است که کامل در نظر گرفته شده است. همچنین، از مدل کا اپسیلون آر ان جی با

1 Density-base

2 Steady

روابط (۳)، (۴) و (۵) نشان داده شده است.

$$\vec{F}_C = \begin{Bmatrix} \rho u & \rho v & \rho w \\ \rho u^x + p & \rho uv & \rho uw \\ \rho uv & \rho v^x + p & \rho vw \\ \rho uw & \rho vw & \rho w^x + p \\ \rho Eu + pu & \rho Ev + pv & \rho Ew + pw \\ \rho uk & \rho vk & \rho wk \\ \rho u \varepsilon & \rho v \varepsilon & \rho w \varepsilon \end{Bmatrix} \quad (3)$$

$$\vec{F}_d = \begin{Bmatrix} \cdot & \cdot & \cdot \\ \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \\ u \tau_{xx} & v \tau_{yy} & w \tau_{zz} \\ \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x} & \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial y} & \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial z} \\ \alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \omega}{\partial x} & \alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \omega}{\partial y} & \alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \omega}{\partial z} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\vec{Q} = \begin{Bmatrix} \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_m + S_k \\ C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{\tau\varepsilon} G_b) - C_{\tau\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^x}{k} - R_\varepsilon + S_\varepsilon \end{Bmatrix} \quad (5)$$



شکل ۶. تصویر از سیستم شلرین

Fig. 6. Image of Schlieren system

استفاده از نرم‌افزار فلوئنت^۱ برای مدل‌سازی آشفتگی جریان استفاده شده است. برای حل معادلات حاکم، از رویکرد حجم محدود استفاده شده است. برای تخمین شار ناشی از عبارت جابجایی از روش رو^۲ و برای تخمین شار پخشی نیز از روش تفاضل مرکزی استفاده شده است. همچنین، روش ضمنی^۳ برای حل دستگاه معادلات به کار رفته است. دقت حل عددی نیز مرتبه دو^۴ می‌باشد. رابطه (۱)، شکل انتگرالی معادلات بقا را برای متغیرهای دلخواه W در یک جریان تراکم-پذیر آشفته با متوسط گیری رینولدز، نشان داده شده است.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \bar{w} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{F}_C - \vec{F}_d) ds = \int_{\Omega} \vec{Q} d\Omega \quad (1)$$

در رابطه بالا، برای حجم کنترل Ω و ∂ نشان دهنده سطح کنترل می‌باشد. اولین بخش از معادله بالا، نشان دهنده تغییرات زمانی W در حجم کنترل Ω بوده و قسمت دوم، شارهای عبوری جابجایی و پخش متغیر W را از سطح کنترل نشان می‌دهد. پارامتر سمت راست معادله Q، تولید چشمه را در مرکز حجم کنترل نشان می‌دهد. متغیر W شامل مولفه‌های بقایی در رابطه (۲) است.

$$\vec{w} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E, \rho k, \rho \varepsilon]^T \quad (2)$$

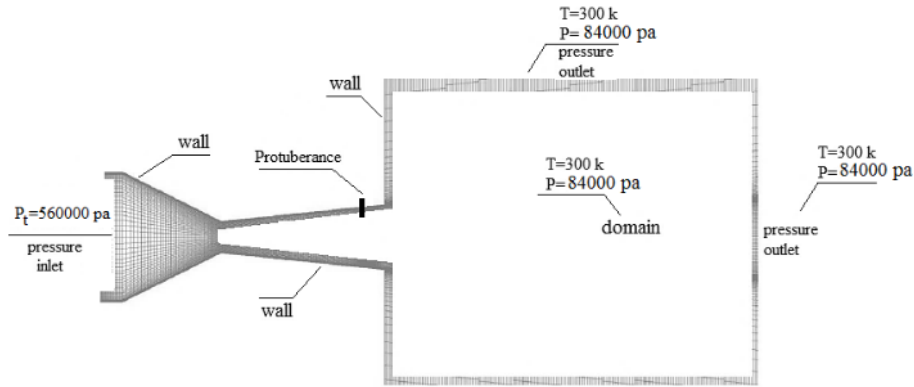
جمله‌های جابجایی (F_C) ، پخش (F_d) و چشمه (Q) به ترتیب با

- 1 Fluent
- 2 Roe
- 3 Implicit
- 4 Second order

در این روابط u سرعت در جهت محور x، مؤلفه v سرعت در جهت محور y، مؤلفه w سرعت در جهت محور z می‌باشد. مؤلفه K انرژی جنبشی آشفتگی، مؤلفه ε نرخ اتلاف، مؤلفه ρ چگالی، مؤلفه τ تنش، مؤلفه μ_{eff} ویسکوزیته مؤثر است. ترم‌های دیگر در ماتریس Q ترم‌های چشمه موجود در معادلات K و ε می‌باشند. با توجه به مافوق صوت بودن میدان جریان و حضور جریان‌های با آنتالپی نسبتاً بالا، وابستگی ضریب جریان آرام به دما، انکار ناپذیر می‌باشد. به همین دلیل، ضریب لزجت با استفاده از رابطه ساترلند، به دست آمده است.

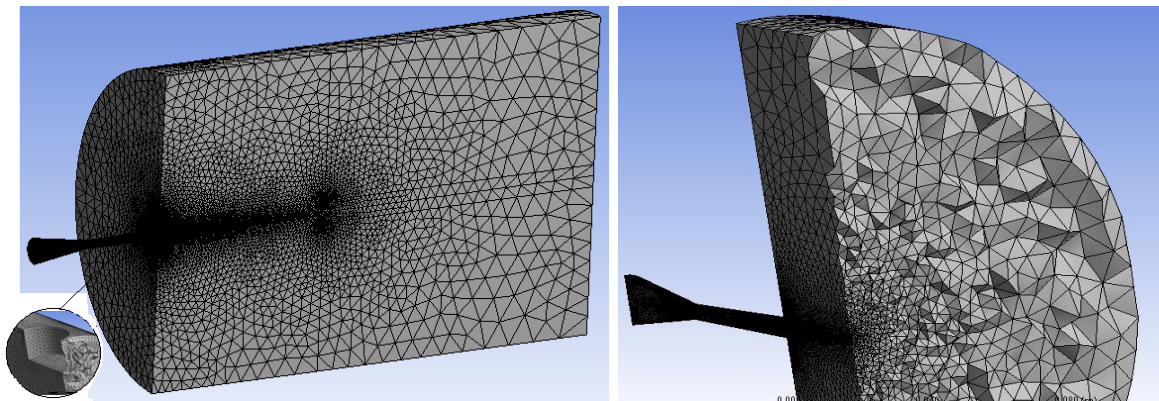
۴-۱- مشخصات هندسی و شرایط مرزی

در این تحقیق، یک نازل با همان سایز نازل ساخته شده طراحی شد. محیطی استوانه‌ای شکل در جلوی نازل با شعاع ۱۵۰ میلی‌متر و طول ۳۵۰ میلی‌متر به منظور تخلیه جت در اتمسفر در نظر گرفته شد. برای میدان هوا



شکل ۷. تصویر شرایط مرزی

Fig. 7. Image of boundary conditions



شکل ۸. تصویر شبکه بندی نازل

Fig. 8. Nozzle meshing image

می شود.

۴-۲- تولید شبکه

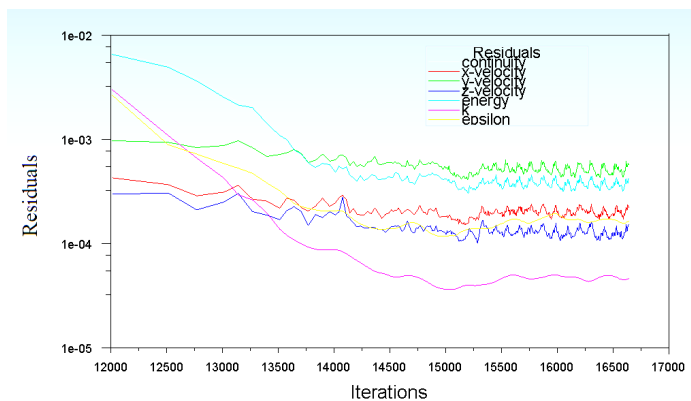
برای ایجاد شبکه حل، هندسه‌ی تولید شده وارد نرم افزار انسیس مش^۴ شده است. با توجه به پیچیده بودن مسئله شبکه از نوع بی سازمان و مدل چهارضلعی هرمی شکل^۵ انتخاب شده است. شبکه بندی هندسه میدان جریان در جلو نازل و خود نازل در شکل ۸ ارائه شده است. همچنین، در نواحی نزدیک به دیواره به دلیل تغییرات شدید میدان جریان در لایه مرزی، از یک شبکه فشرده با سازمان استفاده شده است. همچنین در اطراف برآمدگی درون نازل شبکه بندی به اندازه کافی ریز شده است تا قادر به نشان دادن تغییرات جزئی و شوک های شکل گرفته باشد.

و هوای فشرده ورودی به نازل دو شرط ورودی وجود دارد. نوع شرط مرزی فشار ورودی^۱ در ورودی نازل انتخاب شده است که در آن هوا با دمای ۳۰۰ کلوین و فشار ۸۴۰۰۰ پاسکال بر کل میدان اعمال می شود. همچنین برای ورودی نازل شرط مرزی فشار خروجی^۲ در نظر گرفته شده است که در آن هوا با فشار کل ۵۶۰۰۰۰ پاسکال و فشار استاتیک ۵۵۹۸۰۰ و دمای ۳۰۰ کلوین وارد نازل می شود. با توجه به مشخص نبودن دما و فشار در خروجی، شرط در خروجی دامنه در نظر گرفته شده است. دیواره نازل و اطراف محیط تخلیه جت شرط مرزی دیواره^۳ در نظر گرفته شده است. به علت جلوگیری از تأثیر شرایط دیواره بر حل میدان هوا دو شرط عدم لغزش سیال و عایق بودن دیواره در نظر گرفته شده است. در شکل ۷ تصویر شرایط مرزی مشاهده

4 Ansys Meshing

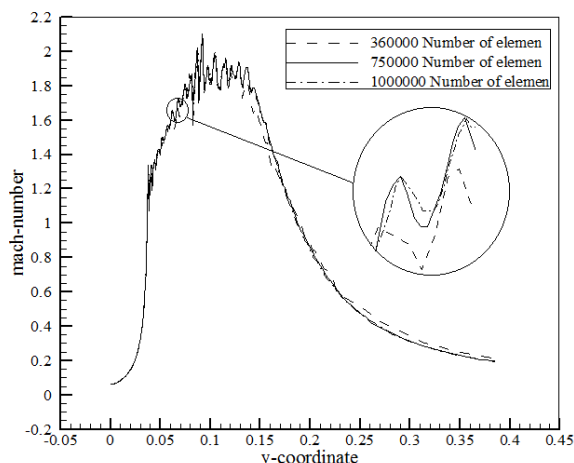
5 Tetrahedral

1 Pressure inlet
2 Pressure outlet
3 wall



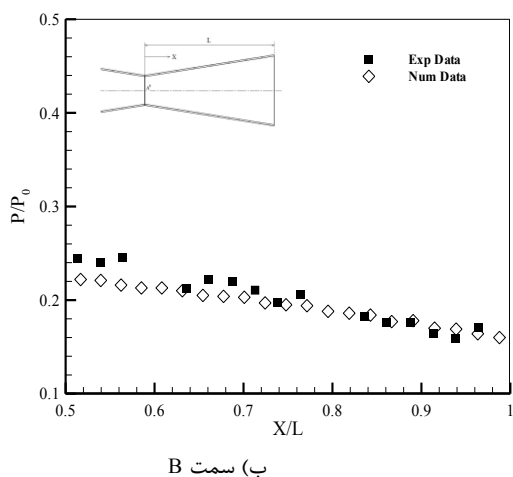
شکل ۱۰. فرآیند همگرایی

Fig. 10. Convergence process

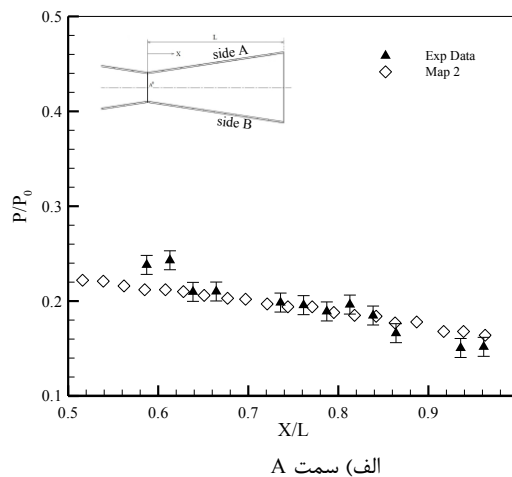


شکل ۹. تغییرات عدد ماخ روی مرکز نازل با شبکه بندی متفاوت

Fig. 9. Changes in Mach number on the center of the nozzle with different mesh



ب) سمت B



الف) سمت A

شکل ۱۱. نمودار تغییرات فشار استاتیک در دیواره نازل

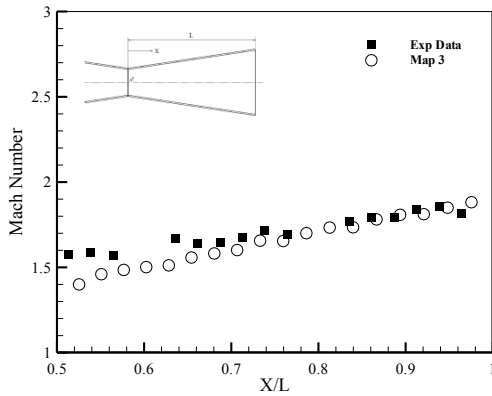
Fig. 11. Diagram of static pressure changes in the nozzle wall

۵- نتایج و بحث

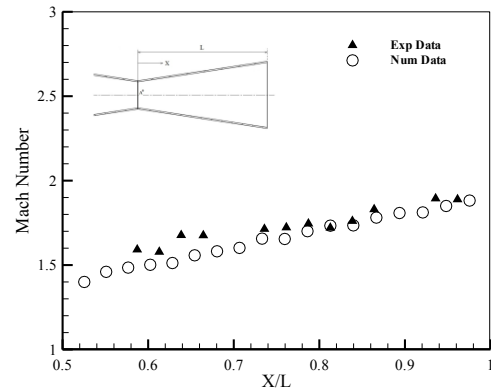
۵-۱- ارزیابی نازل بدون حضور برآمدگی

برای ارزیابی نتایج تجربی، توزیع فشار روی دیواره نازل اندازه‌گیری شد برای این منظور سوراخ‌های فشاری روی دیواره نازل است با استفاده از اتصالات هوای فشرده به سنسورهای اندازه‌گیری فشار متصل شده است. سیستم در نسبت فشار نازل تنظیم شده 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 ۱۱ تغییرات فشار استاتیکی همراه با محدوده خطای اندازه‌گیری شده فشار توسط سنسورها نشان داده شده است. این میزان

در این مقاله، از سه شبکه‌ی متفاوت به منظور بررسی استقلال حل از شبکه استفاده شده است. شبکه در کلیه‌ی شبیه‌سازی‌ها به اندازه‌ای ریز شده که مقدار Y^+ روی دیواره نازل بین ۳۰ تا ۳۰۰ باشد. البته در خروجی نازل به دلیل وجود شوک‌های قطاری و تغییرات زیاد سرعت در این ناحیه مقدار Y^+ اندکی کمتر از ۳۰۰ شد. در شکل ۹ می‌توان تغییرات عدد ماخ روی خط مرکزی نازل را با شبکه‌بندی‌های متفاوت مشاهده نمود. این نتایج نشان می‌دهد که تغییرات عدد ماخ بین شبکه متوسط و ریز ناچیز است لذا، در سایر شبیه‌سازی‌ها از شبکه‌بندی متوسط به‌عنوان شبکه مبنا استفاده شده است. در شکل ۱۰ می‌توان فرآیند همگرایی را مشاهده نمود.



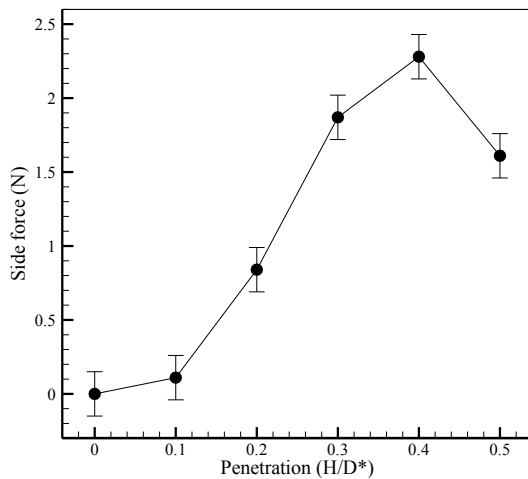
ب) سمت B



الف) سمت A

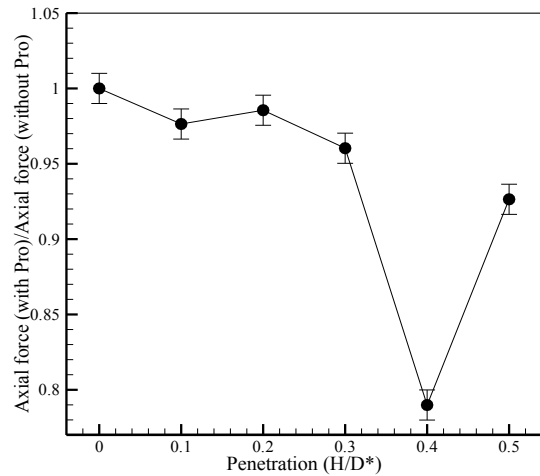
شکل ۱۲. نمودار تغییرات عدد ماخ در نازل

Fig. 12. Graph of Mach number changes in the nozzle



شکل ۱۴. نمودار تغییرات نیروی جانبی در میزان نفوذ مختلف برآمدگی

Fig. 14. Diagram of lateral force changes in different protuberance penetration ratios



شکل ۱۳. نمودار تغییرات نیروی محوری در میزان نفوذ مختلف برآمدگی

Fig. 13. Diagram of axial force changes in different protuberance penetration ratios

۵-۲- ارزیابی اثرات حضور برآمدگی بر میدان جریان

برای بررسی اثرات میزان نفوذ برآمدگی بر بردار پیشرانش نازل، برآمدگی استوانه‌ای شکل در موقعیت‌های $X/L = 0/9$ نصب می‌شود که X موقعیت نصب و L طول قسمت واگرای نازل می‌باشد. میزان نفوذ برآمدگی که با قطر گلوگاه بی‌بعد شده در چند حالت $H/D^* = 0/1, 0/2, 0/3, 0/4, 0/5$ مورد بررسی قرار گرفته است.

در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ تغییرات نیروی محوری و جانبی وارد شده بر نازل در میزان نفوذ مختلف و در نسبت فشار نازل $6/6$ نشان داده شده است. همچنین، نیروهای محوری برای مقایسه بهتر با مقدار نیروی محوری در

خطا برای فشار در تمام فشارهای اندازه‌گیری شده در این تحقیق ثابت می‌باشد. برای اطمینان از تکرارپذیری نتایج، توزیع فشار بر روی دیواره نازل در چند مرحله اندازه‌گیری شد که تغییرات خاصی در آن مشاهده شد. بروی دیواره‌های نازل را نشان داده است. در شکل ۱۲ نیز تغییرات عدد ماخ درون نازل بروی دیواره‌ها نشان داده شده است.

نتایج نشان می‌دهد که تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج عددی وجود دارد. این اختلاف در برخی نقاط بسیار ناچیز می‌باشد که می‌تواند به دلیل خطای حسگرهای فشار یا اختلاف جزیی فشار تنظیم فشار کل در نتایج تجربی باشد.

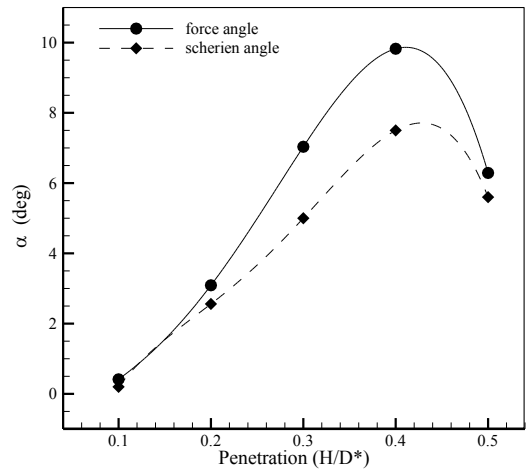
$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{F_s}{F_a} \right) \quad (۶)$$

همچنین، زاویه انحراف جریان از متوسط گیری زاویه مرزهای بالایی و پایینی توده جت خروجی (رابطه (۷)) به دست آمده است.

$$\alpha_{ave} = \frac{\alpha_l + \alpha_u}{۲} \quad (۷)$$

در میزان نفوذ $H/D^* \leq 0.4$ نیروی پیشرانش محوری کاهش می‌یابد و در نتیجه نیروی جانبی و مقدار زاویه انحراف بردار پیشرانش افزایش یافته است. در حالی که در میزان نفوذ $H/D^* > 0.4$ روند معکوس شده است و از میزان مطلوب در حال فاصله گرفتن است. بیشترین مقدار انحراف زاویه بردار پیشرانش در میزان نفوذ $H/D^* = 0.4$ می‌باشد که به $9/8$ درجه رسیده است.

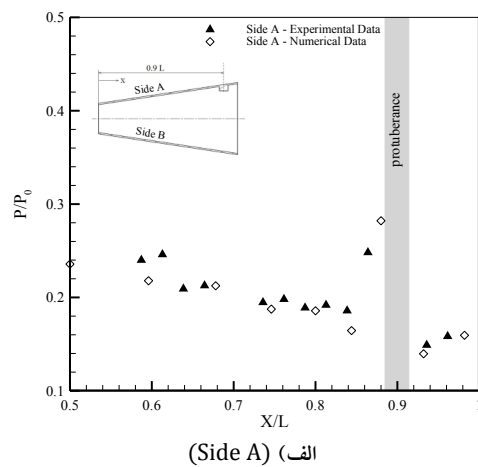
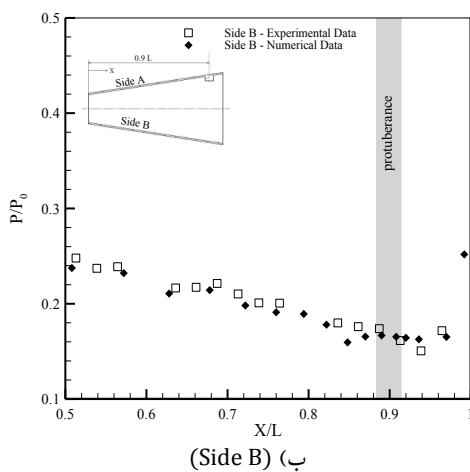
برای درک بهتر فیزیک جریان، اثرات ناشی از مقدار نفوذ برآمدگی در $H/D^* = 0.1$ ، توزیع فشار روی دیواره‌های نازل در شکل ۱۶ نشان داده شده است. در شکل ۱۶ توزیع فشار روی دیواره A (محل نصب برآمدگی) و B به صورت عددی و تجربی آمده است. این نتایج نشان می‌دهد که شبیه‌سازی‌های عددی و تجربی در این حالت از تطابق بسیار خوبی برخوردار است. فشار در بالا دست محل حضور برآمدگی افزایش و در پایین دست آن کاهش می‌یابد که به علت اثرات انسدادی برآمدگی در درون جریان است. نتایج نشان می‌دهند در این حالت یک شوک که به واسطه برآمدگی ایجاد شده است به لبه خروجی نازل در سمت B برخورد کرده و سپس منعکس می‌شود و از نازل خارج می‌شود. این شوک منعکس شده را در



شکل ۱۵. نمودار تغییرات زاویه انحراف در میزان نفوذهای مختلف برآمدگی

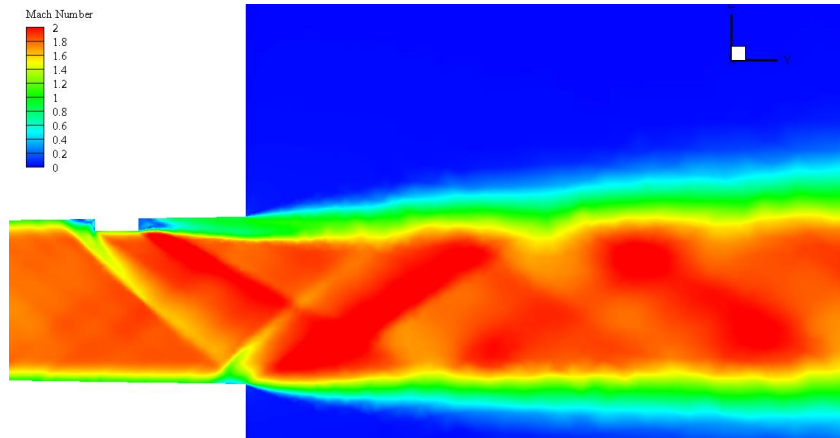
Fig. 15. Graph of deviation angle changes in different protuberance penetration ratios

حالتی که برآمدگی وجود ندارد بی‌بعد شده است. این نتایج نشان می‌دهد 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. در شکل ۱۵ زاویه بردار تراست به دست آمده از نیرو و تصاویر شلرین در میزان نفوذ مختلف نشان داده شده است. در این شکل، زاویه بردار تراست برای نیرو از رابطه (۶) به دست آمده است.



شکل ۱۶. نمودار توزیع فشار روی دیواره نازل در میزان نفوذ $H/D^* = 0.1$

Fig. 16. Diagram of pressure distribution on the nozzle wall in $H/D^* = 0.1$



شکل ۱۷. کانتور عدد ماخ در $H/D^* = 0.1$ و $NPR = 6.6$

Fig. 17. Mach number contour in $H/D^* = 0.1$ and $NPR = 6.6$

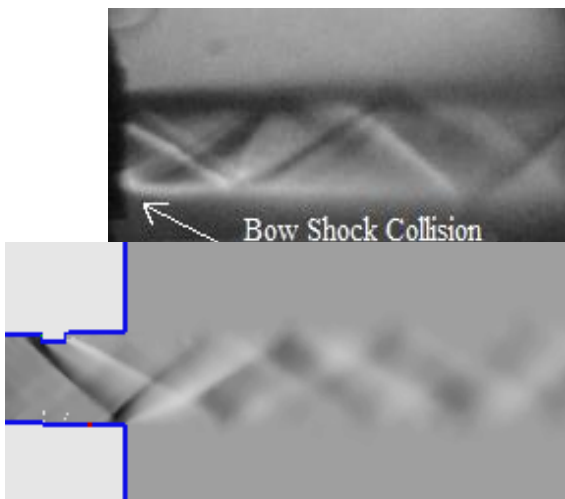
نزدیکی دیواره B شکل گرفته که موجب جدایش جریان در این ناحیه شده است. بررسی تغییرات ضریب فشار بر دیواره B در حالت تجربی (شکل ۱۹-ب) نیز این موضوع را به صورت یک افزایش فشار در نزدیکی خروجی نازل نشان می‌دهد.

در شکل ۲۲ کانتور فشار در چند مقطع در طول نازل ارائه شده است. در این کانتور خطوط جریان نیز رسم شده است تا بتوان درک بهتری از فیزیک جریان داشت. در مقاطع ترسیم شده قبل از برآمدگی می‌توان مشاهده نمود که جریان در حال عبور از درون نازل در شرایط عادی می‌باشد تا به مکانی

تصویر کانتور عدد ماخ در شکل ۱۷ و در تصاویر شلرین تجربی و عددی در شکل ۱۸ مشاهده نمود. شوک جدایش که قبل از برآمدگی تشکیل شده با شوک خمیده که به واسطه برآمدگی ایجاد شده در نقطه‌ای به هم پیوسته و تشکیل شوک لامبدا می‌دهند. در شکل کانتور عدد ماخ یک ناحیه با فشار متفاوت و ابعاد کوچک (با رنگ زرد در دو شکل مشخص است) بین دو شوک ایجاد شده که زمانی که میزان نفوذ برآمدگی در جریان اصلی کمتر باشد قابل مشاهده است. همچنین، در پایین دست برآمدگی نیز یک ناحیه دنباله تشکیل شده است که یک شوک به واسطه آن تشکیل شده که به صورت مستقیم از نازل خارج شده است.

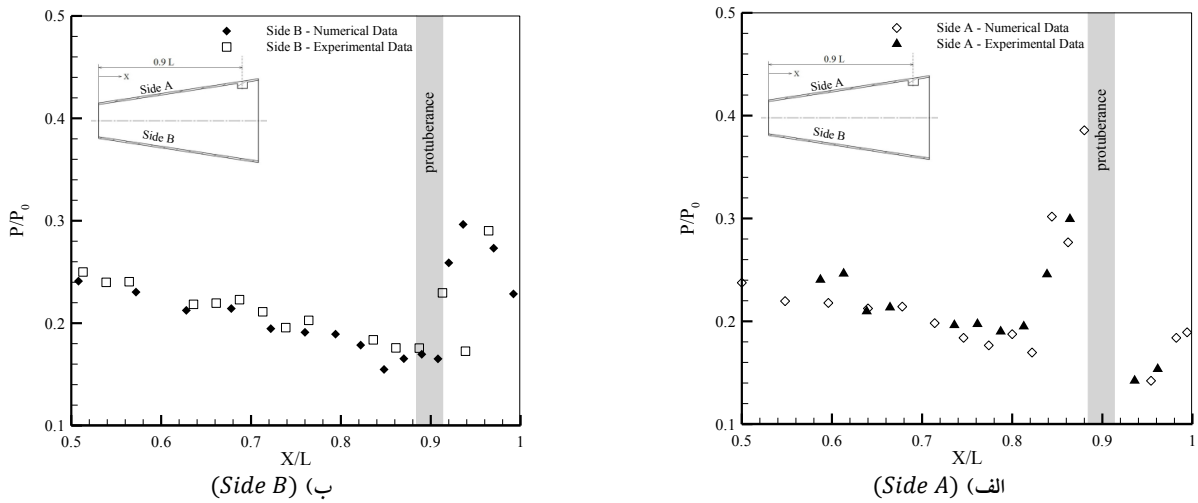
در شکل ۱۹-الف قبل از برآمدگی، بر روی دیواره A نازل، فشار افزایش یافته است که نشان دهنده ایجاد یک شوک در این ناحیه می‌باشد. پس از برآمدگی فشار در سمت دیواره A یک کاهش شدید را نشان می‌دهد که ناشی از اثرات انسدادی برآمدگی در این ناحیه می‌باشد [۱۴]. در واقع این ناحیه همان ناحیه دنباله پشت برآمدگی است که تقریباً تا انتهای نازل امتداد یافته است. کانتورهای عدد ماخ در این حالت نیز که در شکل ۲۰ نشان داده شده است وجود این ناحیه را در پایین دست برآمدگی نشان می‌دهد. الگوی جریان شبیه‌سازی شده در این حالت با تصاویر شلرین تجربی خروجی از نازل در شکل ۲۱ نشان داده شده است. این نتایج نشان می‌دهد که الگوی جریان شبیه‌سازی شده با نتایج تجربی از هم‌خوانی بسیار خوبی برخوردار است.

همچنین، مشاهده می‌شود که شوک شکل گرفته در بالا دست برآمدگی به صورت با قاعده به دیواره مقابل برخورد نکرده و یک دیسک ماخ در



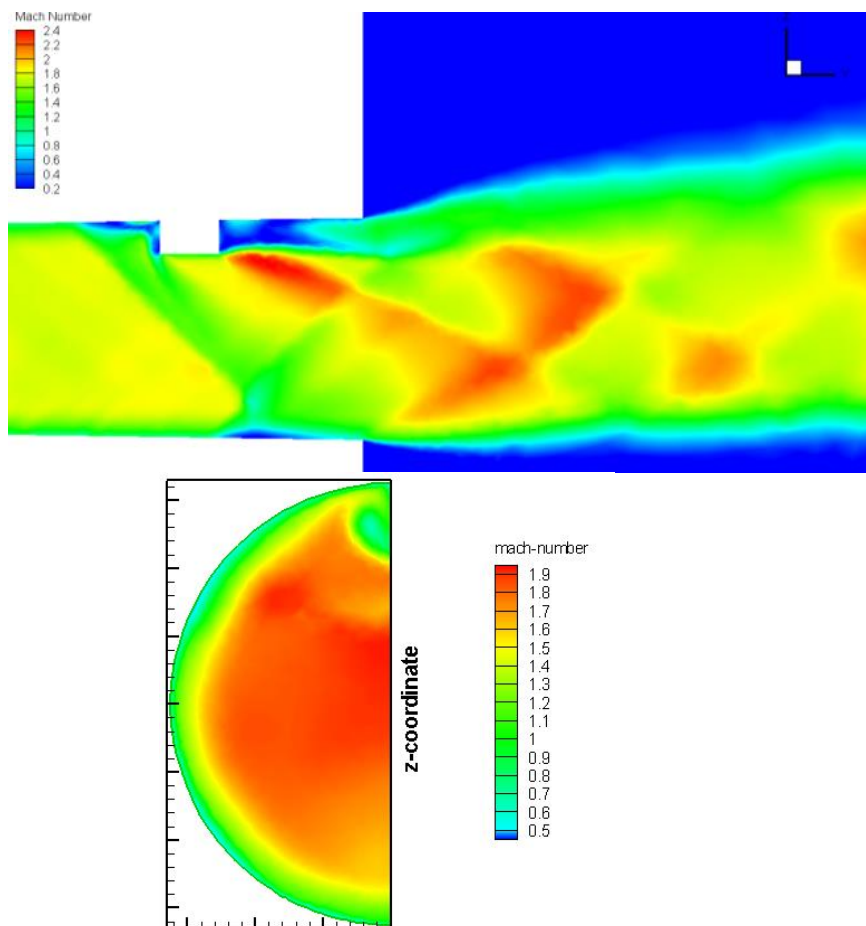
شکل ۱۸. تصویر شلرین در میزان نفوذ $H/D^* = 0.1$

Fig. 18. Schlieren image in $H/D^* = 0.1$



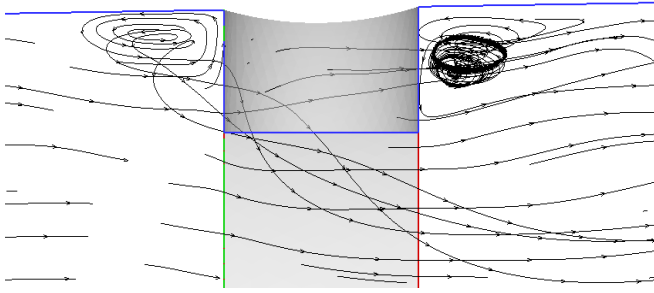
شکل ۱۹. نمودار توزیع فشار روی دیواره نازل در میزان نفوذ $H/D^* = 0.2$

Fig. 19. Diagram of pressure distribution on the nozzle wall in $H/D^* = 0.2$



شکل ۲۰. کانتور عددماخ در $NPR = 6.6$ و $H/D^* = 0.2$

Fig. 20. Mach number contour in $H/D^* = 0.2$ and $NPR = 6.6$



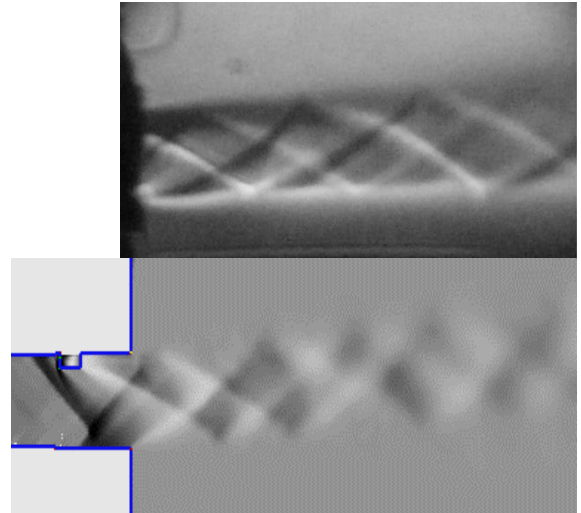
شکل ۲۳. خطوط جریان درون نازل در حالت $H/D^* = 0.2$

Fig. 23. Flow lines inside the nozzle in $H/D^* = 0.2$

مشاهده کرد.

با افزایش میزان نفوذ برآمدگی در درون جریان ضریب فشار در بالادست نیز از افزایش قابل توجهی برخوردار شده است. این نشان می‌دهد شوک شکل گرفته 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 است. در شکل ۲۴ توزیع فشار روی دیواره نازل با میزان نفوذ $H/D^* = 0.3$ نشان داده شده است.

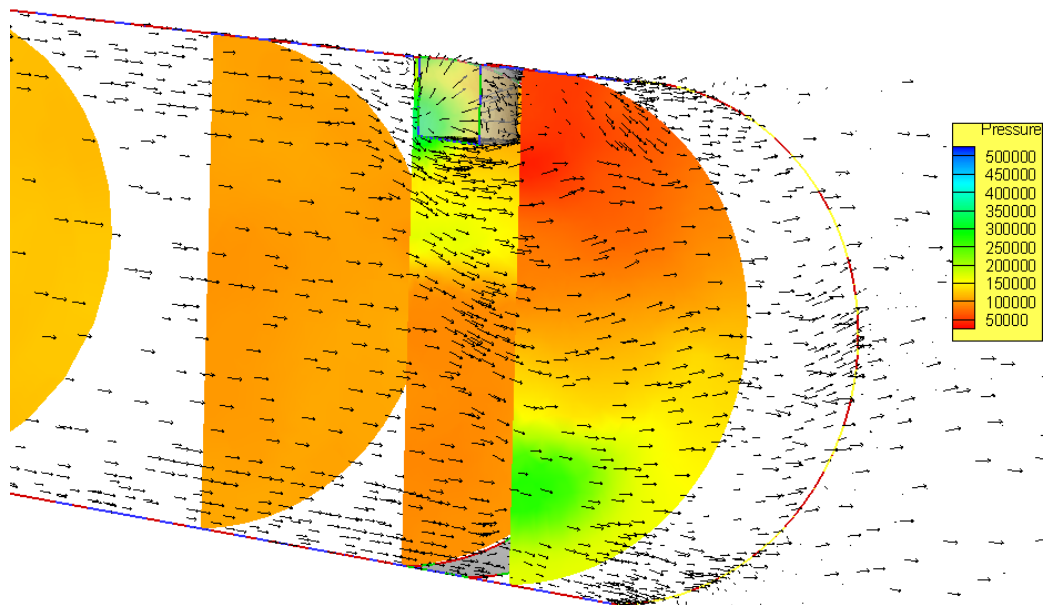
نتایج نشان می‌دهد در این حالت شوک تشکیل شده نسبت به حالت $H/D^* = 0.2$ به گلوگاه نزدیک‌تر شده و ناحیه دنباله‌ای که در بالادست



شکل ۲۱. تصویر شلرین در میزان نفوذ $H/D^* = 0.2$

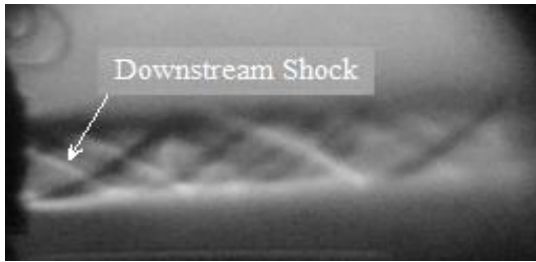
Fig. 21. Schlieren image in $H/D^* = 0.2$

که برآمدگی اعمال شده می‌رسد در این موقعیت طبق کانتور رسم شده مشاهده می‌شود که یک افزایش فشار قبل از برآمدگی ایجاد می‌شود. در شکل ۲۳ خطوط جریان در داخل نازل نشان داده شده است. در این تصویر گردابه‌های ایجاد شده قبل و بعد از برآمدگی مشاهده می‌شوند. همچنین، انحراف جریان به واسطه حضور برآمدگی و شوک ایجاد شده را می‌توان



شکل ۲۲. کانتور فشار در $NPR = 6.6$ و $H/D^* = 0.2$ در مقاطع مختلف

Fig. 22. Pressure contour in $H/D^* = 0.2$ and $NPR = 6.6$ at different levels



شکل ۲۵. تصویر شلرین در میزان نفوذ $H/D^* = 0.3$

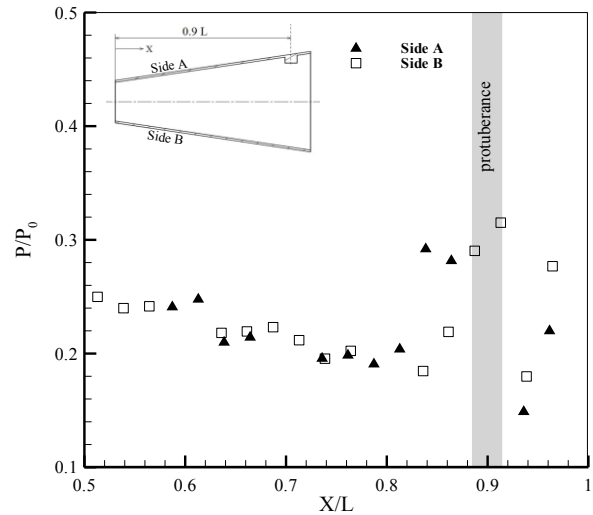
Fig. 25. Schlieren image in $H/D^* = 0.3$

مشاهده می‌شود. نتایج نشان می‌دهد شوک تشکیل شده به بالادست منتقل شده است. این تغییرات در شکل ۲۶-الف مشاهده می‌شود. کانتور عدد ماخ نیز در شکل ۲۷ نشان داده شده است که نشان می‌دهد یک شوک بسیار قوی در بالادست برآمدگی تشکیل شده است. در سمت دیوار B نازل در شبیه‌سازی عددی دو موج شوک را در بالادست نشان می‌دهد که در شکل ۲۶-ب و تصویر شلرین در شکل ۲۸ مشاهده می‌شود.

در شکل ۲۹ تغییرات توزیع فشار در حالت $H/D^* = 0.5$ مشاهده می‌شود. در این حالت تغییرات نسبت فشار بسیار بیشتر از حالت‌های قبلی است. همچنین، تصویر شلرین در این حالت در شکل ۳۰ مشاهده می‌شود.

۶- نتیجه گیری

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



شکل ۲۴. نمودار توزیع فشار روی دیواره نازل در میزان نفوذ

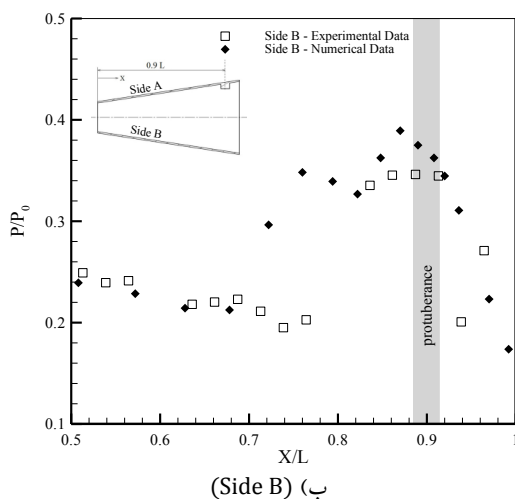
$$H/D^* = 0.3$$

Fig. 24. Diagram of pressure distribution on the nozzle

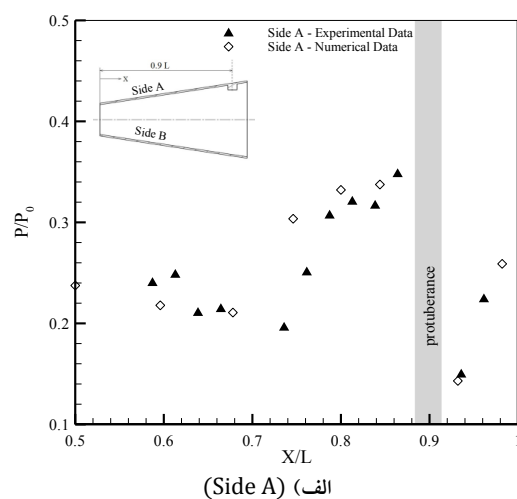
$$\text{wall in } H/D^* = 0.3$$

برآمدگی تشکیل شده است افزایش یافته است. همچنین، در این حالت تغییرات فشار روی دیواره در مقایسه با حالت قبل افزایش بیشتری داشته و شوک تشکیل شده با قدرت بیشتری به دیوار مقابل برخورد کرده است. در شکل ۲۵ تصویر شلرین تجربی مشاهده می‌شود. یک شوک روی دنباله تشکیل شده در پایین دست برآمدگی شکل گرفته است. و از نازل خارج شده است که در شکل ۲۵ با نام شوک پایین دست نام گذاری شده است.

در شکل ۲۶ نمودار توزیع فشار روی دیواره نازل در حالت $H/D^* = 0.4$



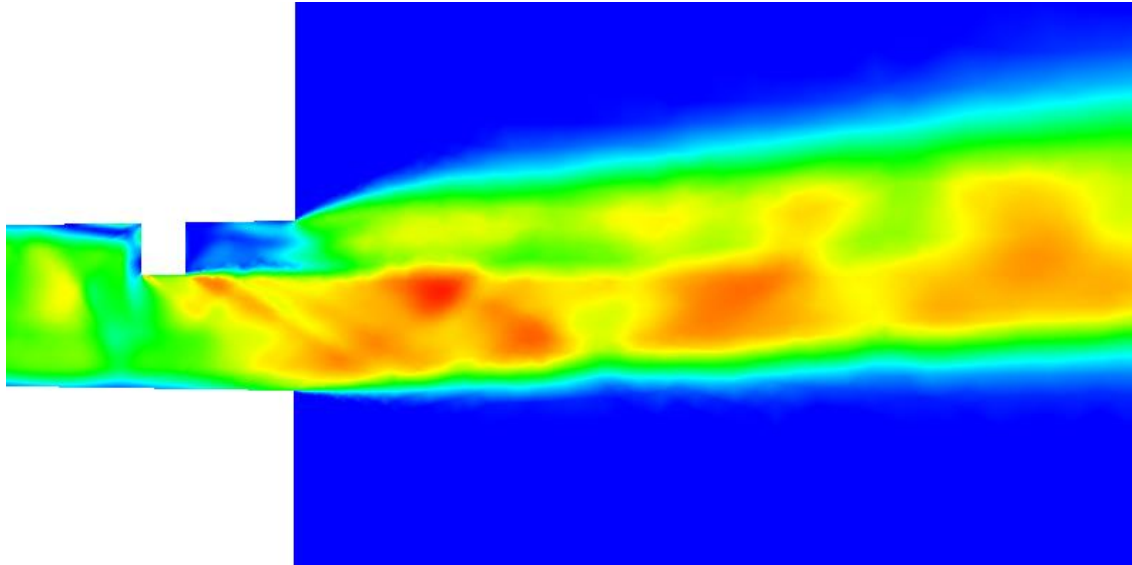
(ب) (Side B)



(الف) (Side A)

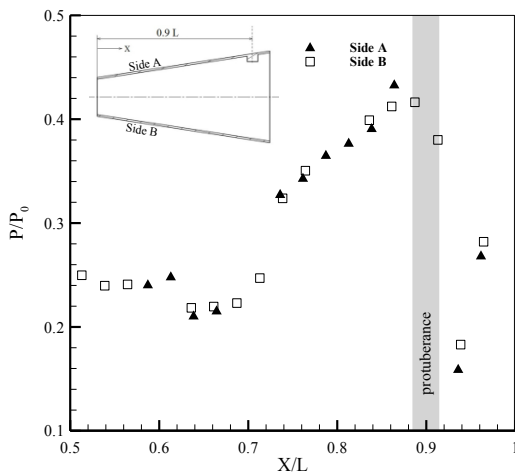
شکل ۲۶. نمودار توزیع فشار روی دیواره نازل در میزان نفوذ $H/D^* = 0.4$

Fig. 26. Diagram of pressure distribution on the nozzle wall in $H/D^* = 0.4$



شکل ۲۷. کانتور عددماخ $NPR = 6.6$ و $H/D^* = 0.4$

Fig. 27. Mach number contour in $H/D^* = 0.4$ and $NPR = 6.6$



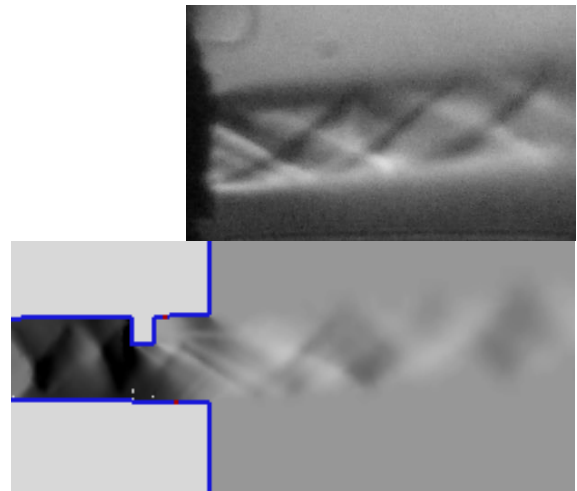
شکل ۲۹. نمودار توزیع فشار روی دیواره نازل در میزان نفوذ

$$H/D^* = 0.5$$

Fig. 29. Diagram of pressure distribution on the nozzle

$$\text{wall in } H/D^* = 0.5$$

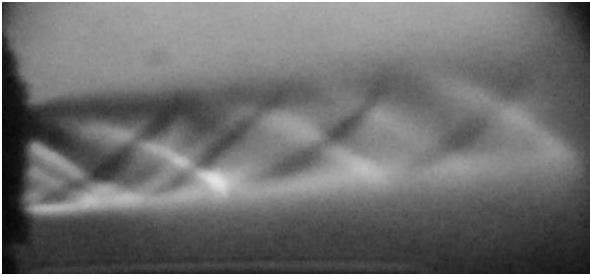
به منظور اعتبارسنجی داده‌ها نتایج تجربی و عددی با در توزیع فشار روی دیواره نازل و تصاویر شلرین با هم مقایسه شد که تطابق خوبی با هم دارند. داده‌های حاصل از اندازه‌گیری فشار نشان می‌دهند که قبل از برآمدگی فشار به شدت افزایش یافته که ناشی از تشکیل یک دنباله و یک شوک کمانی در این ناحیه می‌باشد و یک ناحیه 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 که یک



شکل ۲۸. تصویر شلرین در میزان نفوذ $H/D^* = 0.4$

Fig. 28. Schlieren image in $H/D^* = 0.4$

مورد بررسی قرار گرفت. برآمدگی هر مرحله در قسمت واگرای نازل در میزان نفوذ $H/D^* = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ و با موقعیت ثابت $X/L = 0.9$ قرار گرفت. فشار روی دیواره اندازه‌گیری شد و موقعیت شوک‌های تشکیل شده مشخص گردید. تصاویر شلرین نیز ثبت شد. شبیه سازی عددی در دو حالت صورت گرفت. داده‌های عددی با استفاده از حل معادلات ناویر-استوکس به دست آمده است. همچنین، از مدل آشفتگی کا پسلیون آر ان جی برای مدل سازی جریان درون نازل بهره گرفته شده است.



شکل ۳۰. تصویر شلرین در میزان نفوذ $H/D^* = 0.5$

Fig. 30. Schlieren image in $H/D^* = 0.5$

[3] R.D. Guhse, An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection, PURDUE UNIV LAFAYETTE IN, 1965.

[4] R. Balu, A. Marathe, P. Paul, H. Mukunda, Analysis of performance of a hot gas injection thrust vector controlsystem, Journal of Propulsion and Power, 7(4) (1991) 580-585.

[5] H. Hollstein, Rockets, Jet tab thrust vector control, Journal of Spacecraft, 2(6) (1965) 927-930.

[6] R. Eatough, Jet tab thrust vector control system demonstration, in: 7th Propulsion Joint Specialist Conference, 1971, pp. 752.

[7] J. Simmons, C. Gourlay, B. Leslie, Power, Flow generated by ramp tabs in a rocket nozzle exhaust, Journal of Propulsion, 3(1) (1987) 93-95.

[8] J. Hileman, M. Samimy, Effects of Vortex Generating Tabs on Noise Sources in an Ideally Expanded Mach 1.3 Jet, International Journal of Aeroacoustics, 2(1) (2003) 35-63.

[9] B.C. Phanindra, E. Rathakrishnan, Corrugated tabs for supersonic jet control, AIAA journal, 48(2) (2010) 453-465.

[10] S.Z. Zivkovic, M.M. Milinovic, P.L. Stefanović, P.B. Pavlovic, N.I. Gligorijevic, Experimental and simulation testing of thermal loading in the jet tabs of a thrust vector control system, Thermal Science, 20 (2016) S275-S286.

ناحیه دنباله نیز در این مکان تشکیل شده است. نتایج نشان می‌دهد.

- با افزایش ارتفاع برآمدگی، شوک خمیده قوی‌تر شده و به سمت گلوگاه نازل حرکت می‌کند.

- بررسی همزمان تصاویر شلرین و داده‌های فشاری نشان می‌دهد که شوک خمیده در حالت‌هایی که $H/D^* = 0.1$ است 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 $8/9$ 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 پیشران جت نیز شده است.

۷- فهرست علائم

مراجع

[1] G.P. Sutton, O. Biblarz, Rocket propulsion elements, John Wiley & Sons, 2016.

M.R. Heidari, A. Noorolahi, Liquid Injection Thrust [2] Vector Control and Effective Parameters, Journal of Energetic Materials, 3(1) (2008) 15. (In Persian)

علائم انگلیسی

قطر گلوگاه، mm	D^*
ارتفاع برآمدگی، mm	H
طول قسمت واگرای نازل، mm	L
فشار استاتیک، bar	P
فشار کل، bar	P_t
فاصله نقطه مورد نظر از گلوگاه، mm	X
نسبت کل به فشار محیط	NPR

علائم یونانی

زاویه انحراف جت، degree	α
زاویه بالای جت خروجی، degree	α_u
زاویه پایین جت خروجی، degree	α_l

- eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage, *International Journal of Heat*, 62 (2016) 474-481.
- [18] M. Salehifar, M. Tahani, M. Hojaji, A. Dartoomian, CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC, *Applied Thermal Engineering*, 103 (2016) 291-304.
- [19] L. Li, M. Hirota, K. Ouchi, T. Saito, Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment, *Shock Waves*, 27(1) (2017) 53-61.
- [20] M. Tahani, M. Hojaji, S.V. Mahmoodi Jzeh, Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 88(6) (2016) 717-728.
- [21] M. Hojaji, M. Soltani, M. Taeibi-Rahni, New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic crossflow, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 224(10) (2010) 1069-1080.
- [22] V. Viti, R. Neel, J.A. Schetz, Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field, *Physics of Fluids*, 21(4) (2009) 046101.
- [23] J.G. Santiago, J.C. Dutton, Crossflow Vortices of a Jet Injected into a Supersonic Crossflow, *AIAA Journal*, 35(5) (1997) 915-917.
- [11] C.S. Shin, H.D. Kim, T. Setoguchi, S. Matsuo, A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle, *Journal of Thermal Science*, 19(6) (2010) 486-490.
- [12] M. Hojaji, M. Tahani, M. Salehifar, A. Dartoomian, Performance Analysis of Secondary Injection Thrust Vector Control, in: *The First International and 3rd National Conference of Iranian Aerospace Propulsion Association, Rasht, 2014. (In Persian)*
- [13] M. Salehifar, A. Dartoomian, M. Hojaji, M. Tahani, Comparison of 2D and 3D Analysis of Secondary Injection Thrust Vector Control, in: *The 8th Student Conference on Mechanical Engineering, 2014, pp. 7-9. (In Persian)*
- [14] V. Zmijanovic, V. Lago, M. Sellam, A. Chpoun, Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection, *Shock Waves*, 24(1) (2014) 97-111.
- [15] R. Deng, F. Kong, H.D. Kim, Technology, Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle, *Journal of Mechanical Science*, 28(12) (2014) 4979-4987.
- [16] M. Tahani, M. Hojaji, M. Salehifar, A. Dartoomian, Numerical investigation of jet grouting sound effects of fluid characteristics and flow field in supersonic nozzle thrust vector control performance, *Modares Mechanical Engineering*, 15(8) (2015) 175-186.
- [17] R. Deng, T. Setoguchi, H.D. Kim, F. Flow, Large

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

D. Mokhtari, M. Hojaji, M. Afrand, Numerical/Experimental Investigation of the Presence of a Protuberance in a Convergent – Divergent Nozzle in Supersonic Regime to Control the Thrust Vector, Amirkabir J. Mech Eng., 53(9) (2021) 4887-4904.

DOI: 10.22060/mej.2021.15393.6112



