



Experimental Study of Effect of Obstacle Presence and its Geometry on Thrust Vector and Outlet Jet in a Convergent-Divergent Micro Nozzle

ARTICLE INFO

Article Type Original Research

Authors Sharafi A.*1 *PhD,* Mokhtari D.1 *MSc*

How to cite this article

Sharafi A, Mokhtari D. Experimental Study of Effect of Obstacle Presence and its Geometry on Thrust Vector and Outlet Jet in a Convergent-Divergent Micro Nozzle. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(5)-:1211-1221. ABSTRACT

In this research, the effect of several unconventional obstructions with cubic, spherical, cylindrical, and cone geometries on the propulsion vector of a convergent-divergent micro nozzle as a new method in propulsion vector control is experimentally investigated. For this purpose, a convergent-divergent nozzle was designed and constructed in small dimensions. This nozzle is such that the Mach number is its nominal output in full expansion conditions 2. The wall of this nozzle is designed to measure pressure variations with pressure holes. Also, in the nozzle wall, a duct has been created to apply a bulge inside the nozzle. Pressure sensors and the shadograph system have been used to pressure measurement and check the outlet flow field respectively. The total pressure of the calming chamber is constant in all experiments and is equal to 5.5 times. The results of this study show that the maximum deviation is related to an obstruction with a cubic geometry which is 2.1 degrees. Also, the geometries that have sharp corners are more shock-shaped and hit the opposite wall. In this research, the shock formed by a cubic barrier has hit the opposite wall, but with a spherical shaped and cone-shaped barrier, the shock comes out from the nozzle. Also, these results indicate that the axial force of the nozzle has been reduced to a very small extent.

Keywords Micro Convergent-Divergent Nozzle; Thrust Vectoring Control; Unconventional Obstacle; Experimental Aerodynamics; Supersonic Flow

CITATION LINKS

¹Aerospace Engineering Faculty, Shahid Satari Aeronautical University of Science & Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Faculty, Shahid Satari Aeronautical University of Science & Technology, Tehran, Iran Phone: -Fax: sharafi@ssau.ac.ir

Article History Received: June 19, 2019 Accepted: October 30, 2019 ePublished: May 09, 2020 [1] Rocket propulsion elements [2] Liquid injection thrust vector control and effective parameters [3] An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection [4] Analysis of performance of hot gas injection thrust vector control system [5] Comparison of Euler and navier-stokes solutions for nozzle flows with secondary injection [6] Jet tab thrust vector control [7] Jet tab thrust vector control system demonstration [8] The flow generated by ramp tabs in a rocket nozzle exhaust [9] Effects of vortex generating tabs on noise sources in an ideally expanded Mach 1.3 jet [10] Corrugated tabs for supersonic jet control [11] A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle [12] Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection [13] Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle [14] Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage [15] CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC [16] Experimental and simulation testing of thermal loading in the jet tabs of a thrust vector control system [17] experimental investigation of the effect of cylindrical protuberance with different penetration the thrust vector a c-d nozzle in supersonic regime [18] Turbulent jet in crossflow analysis with LES approach [19] New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic crossflow [20] Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field

Copyright© 2020, 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 اثر حضور مانع و هندسه آن در میکرونازل همگرا- واگرا روی بردار پیشران و جت خروجی

احمد شرفی^{*} PhD

دانشکده هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران **داود مختاری MSc** اندک سیانیا بانشگار مارسیند سیاری شهر سیاری ترا مارا با

دانشکده هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

چکیدہ

در این تحقیق اثر چند نوع مانع غیرمعمول با هندسههای مکعبی، کروی، استوانهای و مخروطی شکل بر بردار پیشرانش یک میکرو نازل همگرا- واگرا بهعنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشران به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور یک نازل همگرا- واگرا در ابعاد کوچک طراحی و ساخته شده است. این نازل به صورتی است که عدد ماخ اسمی خروجی آن در شرایط انبساط کامل، ۲ است. دیواره این نازل برای اندازهگیری تغییرات فشار، مجهز به سوراخهای فشار شده است. همچنین در دیواره نازل مجرایی برای اعمال یک مانع در درون نازل ایجاد شده است. از سنسورهای فشار برای اندازهگیری فشار و همچنین از سیستم سایهنگاری برای بررسی میدان جریان خروجی از نازل استفاده شده است. فشار کل محفظه آرامش در تمام آزمایشها ثابت بوده و برابر ٥/٥بار است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان میدهد که بيشترين مقدار انحراف، مربوط به مانع با هندسه مكعبى شكل است كه برابر ۲/۱درجه است. همچنین در هندسههایی که دارای گوشههای تیز هستند، شوک شکل گرفته قویتر بوده و به دیواره مقابل برخورد میکند. در این تحقیق شوک شکل گرفته با مانع مکعبی و استوانهای به دیواره مقابل برخورد کرده اما برای موانع کروی و مخروطی شکل، شوک از دهانه نازل خارج می شود. همچنین این نتایج نشان میدهند که نیروی محوری نازل کاهش بسیار جزیی داشته است. كليدواژهها: ميكرونازل همگرا- واگرا، كنترل بردار پيشرانش، مانع غيرمعمول، آیرودینامیک تجربی، جریان مافوق صوت

> تاریخ دریافت: ۲۹۸۵/۵۳/۹۹ تاریخ پذیرش: ۸۵/۸۵/۱۳۹۸ ^{*}نویسنده مسئول: sharafi@ssau.ac.ir

۱- مقدمه

کنترل و جهتدهی به اشیا پرنده با پیشرانههای مافوق صوت به دو روش معمول و غیر معمول صورت میگیرد. در مواردی که کنترل با سطوح آیرودینامیکی انجام میشود، کنترل جزء روشهای معمول و متعارف است و در مواردی که از کنترل بردار پیشرانش با روشهای مختلف بجای سطوح آیرودینامیکی استفاده میشود، روش کنترل از نوع غیر معمول است. در روش معمول از کنترل گرهایی همچون بال، دم، کانارد و غیره استفاده میشود. این کنترل گرهایی همچون بال، دم، کانارد و غیره استفاده میشود. این نظر گرفته شده است، بر روی بدنه وسیله قرار می گیرند. تمامی این کنترل گرها به واسطه نیروهای آیرودینامیکی حاصل شده از سیالی که جسم در آن پرواز میکند، کار میکنند. حال اگر این

درآید، نیروهای آیرودینامیکی حاصل از سیال به مراتب کمتر و ناچیز میشوند و در نتیجه، این کنترلگرها کارآیی مناسبی در این مواقع نخواهند داشت. بنابراین پیشنهاد میشود که در این مواقع از روشهای کنترل نیروی پیشرانش استفاده شود^[1]. در روش غیر معمول با استفاده از کنترل بردار پیشرانش با متدهای مختلف، پیشرانش جت خروجی برای جهتدهی وسیله پرنده، مورد کنترل قرار گرفته میشود. در کنترل بردار پیشرانش، از روشهایی همچون نازل متحرک، پره کنترل جت، تزریق ثانویه و دیگر روشهای متداول مطابق با شکل ۱ بهره میگیرند.



شکل ۱) انواع کنترل پرواز غیر معمول

در لحظه پرتاب موشکها به دلیل وزن زیاد این وسایل پرنده و سرعت پایین در آن هنگام، کنترلگرهایی که با استفاده از نیروهای آیرودینامیکی کار میکنند عملا کارآیی ندارند و فقط با کنترل بردار پیشرانش میتوان این موشکها را کنترل کرد. همچنین در فضاپیماها و موشکهای ماهوارهبر که در خارج از جو زمین حرکت میکنند، به دلیل رقیق بودن سیالی که در آن پرواز میکنند نیروهای آیرودینامیکی که از طرف سیال به کنترلگرهایی نظیر بال وارد میشود ناچیز است. به همین منظور تلاش میشود در این نوع از وسایل پرنده نیز از روشهای غیر معمول برای کنترل استفاده شود.

کنترل بردار پیشرانش به روش تزریق سیال ثانویه برای اولین بار توسط *ودربی* مطرح شد و اجرای آن صورت گرفت^[2]. *ریچارد گوبس* برای اولین بار پژوهشهای تجربی در مورد کنترل بردار پیشرانش را انجام داد^[3]. او نشان داد که افزایش فشار سکون جریان ثانویه، شوک جدایش را به سمت بالا دست هدایت میکند و موجب تغییر بیشتر بردار پیشرانش میشود. نخستین پژوهشهای عددی در این زمینه توسط *بالو*^[4] انجام شد. در این بررسی به حل معادلات اویلر به صورت سهبعدی پرداخته شد. در این تحقیق به بررسی اثر ضریب تقویت جت ثانویه و پیشران محوری پرداخته شده و نسبت نیروی جانبی به نیروی محوری بدست آمده است. *دیناگاران و بوس* به مقایسه حل معادلات اویلر و معادلات ناویر استوکس برای تحلیل جریان درون شیپوره با پاشش ثانویه پرداختهاند[5]. در این تحقیق، میدان جریان پاشش گاز از یک جت صوتی به داخل قسمت واگرای یک نازل همگرا-واگرای دو بعدی به صورت عددی بررسی شده است. نتایج کار آنها نشان داد که حل معادلات ناویر استوکس، ساختار جریان و توزیع

فشار را در نزدیکی مجرای پاشش در مقایسه با نتایج تجربی به خوبی نشان میدهد درحالیکه مدل حل معادلات اویلر در پیش بینی نتایج تجربی خطا دارد. البته حل معادلات اویلر توزیع فشار دیواره را از لحاظ کیفی نشان میدهد.

در زمینه کنترل بردار پیشرانش با استفاده از زبانه، میتوان به پژوهشهای ها*لستن*^[6]، /*توج*^[7] و سیمونز^[8] اشاره نمود. این بررسیها بهصورت تجربی هستند که در آنها اثرات نسبت انسدادی زبانه و زاویه زبانه نسبت به جریان خروجی بر زاویه بردار پیشرانش ارایه شده است. کنترل بردار پیشرانش با استفاده از زبانه، با معایبی نظیر تشدید صدا در خروجی نازل همراه است که این موضوع توسط *هیلمن* و صمیمی مورد بررسی قرار گرفته است^[9]. نتایج این پژوهش نشان داد که استفاده از زبانه میتواند باعث انحراف و جابهجایی جریان خروجی از نازل شود. فانیندر*ا و* همکارش نیز در سال ۲۰۱۰ اثرات کاربرد زبانههای موجی شکل بر کنترل بردار پیشرانش را مورد بررسی قرار دادهاند^[10]. نتایج کار آنها نشان داد که استفاده از زبانههای موجی شکل به جای زبانههای ساده میتواند ضمن کنترل بردار پیشرانش، در کاهش طول محدوده شوکهای الماسی نیز تاثیرگذار باشد. از دیگر معایب این روش، تاثیر بارهای حرارتی بر زبانههایی است که در معرض حرارت جریان خروجی از نازل قرار دارند.

شین و همکاران کنترل بردار پیشرانش با استفاده از نازل دو گلوگاه را بهصورت عددی مورد مطالعه قرار دادهاند^[11]. در این پژوهش با طراحی دو گلوگاه، یکی در بالادست و یکی در خروجی نازل به کنترل بردار پیشرانش پرداخته شده است. همچنین در بین دو گلوگاه مزبور، یک حفره برای تزریق جریان ایجاد شده است. آنها در این تحقیق اثرات تزریق ثانویه با نسبت دبیهای جرمی مختلف و نسبت فشارهای متفاوت را بر عملکرد نازل دو گلوگاهه مورد بررسی قرار دادهاند. همچنین کنترل موثر بردار پیشرانش بر حسب ضرایب پیشرانش و تخلیه در این تحقیق بهطور کامل ارایه شده است. زمیجانویک و همکاران، به کنترل بردار پیشرانش شوک در یک نازل مافوق صوت مخروطی متقارن از طریق تزریق گاز ثانویه عرضی پرداختهاند^[12]. 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 توصيف اثرات سيال بر بردار پيشرانش انجام گرفته است. نتايج کار آنها نشان میدهد که متوسط نسبت جرم جریان ثانویه به اولیه در حدود ۵% است و این امکان را میدهد که کنترل بردار پیشرانش مناسبی انجام شود. همچنین آنها نشان دادند که انتقال موقعیت انژکتور تزریق و هندسه نازل، اثر بسیار قوی بر کنترل بردار پیشرانش و عملکرد نازل دارد. *دنگ* و همکاران به شبیهسازی عددی بردار پیشرانش سیال در نازل مافوق صوت متقارن پرداختهاند^[13]. در این تحقیق تزریق گاز ثانویه به یک نازل مافوق

ـــــ بررسی تجربی اثر حضور مانع و هندسه آن در میکرونازل ... ۱۲۱۳

صوت متقارن تحت فشار اتمسفر استاندارد، برای بررسی عملکرد نازل و کنترل بردار پیشرانش نازل انجام شده است. در این بررسی، یک مدل تحلیلی براساس جریان تزریق ثانویه عرضی ایجاد شده است. آنها همچنین نمودار عدد ماخ در موقعیتهای مختلف نازل را با تزریق ثانویه بدست آوردند. در این بررسی، نسبت فشار نازل نیز عامل کلیدی برای کنترل بردار شوک بود. د*نگ* و همکاران به بررسی روش شبیهسازی گردابه بزرگ برای کنترل بردار شوک با استفاده از عبور جریان کنارگذر پرداختند[14]. در این تحقیق از پدیدههای ناپایدار برای کنترل برداری شوک در فضای سهبعدی بهره گرفته شده است. در این تحقیق، فیزیک ناپایدار روش کنترل بردار شوک در نسبت فشارهای مختلف نازل بررسی شده است. همچنین زاویه بردار پیشرانش در نسبت فشارهای مختلف نازل در مدل شبیهسازی گردابه بزرگ بدست آمده است. نتایج کار آنها نشان میدهد که برای دست یافتن به کنترل بردار پیشرانش مناسب با استفاده از جریان کنارگذر، مقدار نسبت جرم جریان باید کمتر از ۷% باشد.

صالحیفر و همکاران به بررسی عددی تزریق ثانویه گاز داغ بر کنترل بردار پیشرانش و بر مشخصات میدان جریان پرداختهاند^[15]. 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 – K ω SST، 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. بررسیهای آنها نشان داده است که افزایش قدرت تزریق منجر به کاهش ضریب تقویت میشود. همچنین، آنها نشان دادند که در تزریق گاز داغ با افزایش قدرت تزریق در محدوده مجاز تزریق، راندمان کاهش مییابد. در نتیجه تزریق دوگانه نمیتواند راندمان این روش را افزایش دهد و فقط کمک میکند که گاز بیشتری بدون شوک ضربهای تزریق کند و نیروی پیشرانش را افزایش دهد.

اثرات ناشی از انسداد جریان داغ جلوی زبانه، چگونگی انتشار حرارت بر زبانه و میزان انحراف بردار پیشران نازل توسط *زیوکویک* و همکاران به صورت عددی و تجربی بررسی شده است^[16]. نتایج این پژوهش نشان میدهد که استفاده از زبانه برای کنترل بردار پیشرانش موثر است. در این بررسی، دماسنجهایی در زبانهها برای جلوگیری از معایب ناشی از حرارت جریان خروجی استفاده شده است.

مختاری و همکاران، به بررسی تجربی تاثیر برآمدگی استوانهای شکل با میزان نفوذ متفاوت بر بردار پیشرانش یک نازل همگرا-واگرا در رژیم مافوق صوت پرداختهاند^[17]. در این بررسی، اثر یک برآمدگی استوانهای شکل بر بردار پیشرانش یک جت مافوق صوت به عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشران مورد بررسی قرار

۱۲۱۴ احمد شرفی و داود مختاری ـــ

گرفته است. برای این منظور یک نازل همگرا- واگرا طراحی و ساخته شده است. نتایج حاصل از این تحقیق نشان میدهد که عمق نفوذ برآمدگی در میدان جریان تاثیر چشمگیری بر میزان انحراف و حتی جهت انحراف جریان جت خارج شده از نازل همگرا- واگرا دارد. بیشترین میزان انحراف جریان جت خروجی از نازل برابر با ۵/۷ درجه بوده و نشان میدهد که با افزایش میزان نفوذ برآمدگی در درون نازل، میزان پیشرانش محوری نازل اندکی کاهش یافته است.

بررسی پژوهشهای صورت گرفته در زمینه کنترل بردار پیشرانش، نشان میدهد که بیشتر این تحقیقات با استفاده از تزریق سیال ثانویه در قسمت واگرای نازل انجام شده است. همچنین، پژوهشهایی از روشهای تداخلی مختلف ارایه شده است. استفاده از پره در مسیر جریان، بکارگیری صفحه همراستا در خروجی نازل و استفاده از صفحه عمودی (بصورت زبانه) در استفاده از یک پره با سطح مقطع شبیه بال که بطور دایم در مسیر گازهای داغ خروجی از نازل قرار دارد، بدلیل سادگی آن بیشترین کاربرد را دارد. البته، این سیستم بدلیل حضور مداوم پره در مسیر جریان از لحاظ سازهای با مشکلات زیادی مواجه است.

روش استفاده از یک جسم صلب که بهمنظور کنترل بردار پیشرانش مورد آزمایش قرار گرفت^[17] عملکرد موثری در این زمینه داشته است و یک روش ساده، جدید و بسیار کم هزینه است هرچند حضور مانع در مسیر جریان میتواند باعث فرسودگی قطعه مورد استفاده شود ولی به علت حضور مقطعی جسم صلب در مسیر جریان کمتر دچار فرسودگی خواهد شد و در مقایسه با روش زبانه را ندارد. همانگونه که زاویه تزریق، دبی تزریق و دیگر روش زبانه را ندارد. همانگونه که زاویه تزریق، دبی تزریق و دیگر است، در روش استفاده از جسم صلب، هندسه جسم مورد استفاده از میتواند تاثیر زیادی بر زاویه انحراف و کنترل بردار پیشرانش میتواند تاثیر زیادی بر زاویه انحراف و کنترل بردار پیشرانش داشته باشد از این رو در این پژوهش سعی بر آن است تاثیر این پارامتر بهعنوان یک پارامتر و روش جدید مورد بررسی قرار گیرد. در تحقیق حاضر سعی بر آن است که اثر هندسه چند مانع صلب که در قسمت واگرای نازل و در مسیر جریان قرار دارد، بر کنترل

که در قسمت واکرای نازل و در مسیر جریان قرار دارد، بر کنترل بردار پیشرانش بررسی شود. در چند مرحله با قرار دادن موانع با اشکال مختلف در یک موقعیت طولی مشخص و یک ارتفاع معین در قسمت واگرای نازل، میزان توزیع فشار روی دیوارههای نازل در حالتهای با مانع و بدون مانع، تصاویر سایهنگاری از جت خروجی، مقدار نیروی پیشرانش و نیروی جانبی و همچنین میزان انحراف جت خروجی اندازهگیری میشود.

۱-۱- کنترل بردار پیشران با ایجاد شوک

در تزریق جریان جت روی صفحه تخت، جریان اصلی از دو طرف جت تزریق شده عبور میکند و باعث ایجاد گردابههایی در خلاف جهت جت تزرق شده میشود که این باعث تشکیل گردبههای نعل

اسبی شکل در جریان اصلی میشود^[19, 18]. دلیل این موضوع بخاطر نیروی فشاری است که از سمت جت تزریق شده، به جریان اعمال میشود. جریان در پایین دست تزریق که تا حدی با منطقه فشار کم مطابقت دارد، تحت تاثیر حرکتهای گردابهای قوی قرار میشود که شوک جدایش، در بالادست تزریق شکل بگیرد و در نتیجه لایه مرزی از دیواره جدا شود. همچنین نیروی اصلی برای انحراف جریان، بهعلت جت تزریق شده است که باعث تشکیل شوک کمانی در جریان اصلی میشود. در ضمن، اثر شوک ضعیف میشود و در قسمت داخلی بین سطح و لایه مرزی جدا شده یک منطقه گردشی شکل میگیرد که شامل گردابههای در حال چرخش میشود.

مانع تعبیه شده در قسمت واگرای نازل، در مسیر جریان اصلی قرار میگیرد. بهواسطه مانع قرار داده شده 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. همانطوریکه در شکل ۲ مشاهده میشود، مانع در مسیر جریان مافوق صوت بهعنوان عامل اصلی تغییر حرکت جت مافوق است. این روش از جهت عملکرد مشابه روش تزریق ثانویه است.



شکل ۲) شماتیک تشکیل شوک کمانی ناشی از مانع و زاویه انحراف جریان اصلی

۲- تجهیزات آزمایشگاهی و شرایط انجام آزمایش

در کلیه آزمایشها، فشار کل جریان که از محفظه آرامش جت اندازهگیری میشود، ثابت بوده و برابر با ۵/۵ بار تنظیم شده است. در این تحقیق، فشار روی دیواره نازل، تصاویر شادوگراف در حالت بدون مانع و در چند حالت با موانع با هندسه مختلف در ارتفاع و موقعیت طولی ثابت1/0 = H/D و 2/0 = 1/X اندازهگیری اصلی، D، قطر گلوگاه نازل، X، فاصله طول قسمت مورد نظر از گلوگاه و L، طول قسمت واگرای نازل است که فواصل طولی نسبت به آن بیبعد شدهاند. قطر استوانه، کره، بالاترین قسمت منشور و طول و عرض مکعب برابر 1/۶ میلیمتر است. سوراخهای فشاری روی دیواره نازل بوسیله یکسری شیلنگ به جعبه سنسورهای فشار متصل شدهاند و از طریق کارت داده برداری، دادهها به کامپیوتر منتقل میشوند. در شکلr، شماتیک تنظیمات



شکل ۳) شماتیکی از چیدمان انجام آزمایش

۲-۲- میکرونازل

در این تحقیق، برای بررسی تاثیر هندسه موانع مختلف بر کنترل بردار پیشرانش یک نازل همگرا-واگرا با عدد ماخ اسمی ۲ طراحی و ساخته شده است. نازل از انتها به یک محفظه آرامش که برای فشار ۳۵ اتمسفر طراحی شده است، متصل گردیده است. در این نازل، قطر ورودی ۱۶ میلیمتر، قطر گلوگاه ۵ میلیمتر و قطر خروجی برابر ۲۵ میلیمتر است و قسمت واگرای نازل طولی برابر با ۵۰ میلیمتر دارد. بهمنظور بررسی فشار روی دیواره نازل، سوراخهایی با قطر ۷/۰میلیمتر روی دیواره نازل و در دو طرف آن ایجاد شدهاند که با نصب پروب درون این سوراخها، فشار استاتیک شداند که نسبت به طول قسمت واگرای نازل بیبعد میشوند. در شکل ۴، تصویر نازل طراحی شده را میتوان مشاهده نمود. قطر مناع مورد استفاده نیز برابر با ۱۶/ میلیمتر است که در فاصله ۵ میلیمتری (Z/L = 0/9) از دهانه خروجی نازل ایجاد شده است.



شکل ۴) شماتیکی از نازل مورد بررسی در این تحقیق

۲-۲- سیستم هوای فشرده

در این تحقیق، بهمنظور ایجاد اختلاف فشار در بالادست نازل از یک کمپرسور با قدرت ۵/۵ اسب و مخزنی با گنجایش ۴۵۰ لیتر استفاده شده است. این کمپرسور قادر است هوا را تا ۱۲ بار فشرده کند. اتصالات و لولههای انتقال باعث افت فشار جزئی تا محل نصب نازل میشود. چون دبی هوای خروجی برای رسیدن به عدد

برسی تجربی اثر حضور مانع و هندسه آن در میکرونازل ... ماخ ۲ بسیار بالا است، بنابراین فشار محفظه کمپرسور بطور ناگهانی افت میکند و در هر مرحله از آزمایشات در فشار بالا، باید دادهبرداری بسیار سریع انجام شود و سپس جریان قطع شود.

۲-۳- میز نیرو

در این تحقیق، از یک میز نیروی دو مولفهای برای اندازهگیری نیروهای محوری و جانبی وارد بر نازل استفاده شده است. نیروی محوری همان نیروی پیشرانش جت و نیروی جانبی، نیروی انحراف جت است. برای اندازهگیری این نیروها، از یک لودسل ۲۵۰۰ گرمی در جهت محوری و یک لودسل ۳۰۰ گرمی در جهت جانبی استفاده شده است که این لودسلها به میز نیرو متصل شدهاند. دقت هر یک از این لودسلها بهطور مجزا ۱/۰ درصد است. در ابتدا، میز نیرو با اعمال نیروهای مختلف در زوایای متفاوت کالیبره می شود. دقت کلی میز نیرو در دو جهت کمتر از ۵/۵ درصد مقیاس کلی است که این کاهش دقت، بهدلیل کوپل شدن دو لودسل بهیکدیگر و وجود اثرات تداخلی آنها است. منابع خطای موجود در این سیستم اندازهگیری شامل خطای لودسلها، کارت دادهبرداری و خطای ناشی از کالیبراسیون میز نیرو است که میزان عدم قطعیت آن پس از محاسبه بهصورت محدوده خطا در نمودارهای منتخب نیرو نشان داده شده است. مقدار عدم قطعیت در اندازهگیری نیرو برابر با از ۰/۱± نیوتن است. در شکل ۵، تصویری از میزنیرو بههمراه نازل نصب شده بر روی آن دیده مىشود.



شکل ۵) میز نیرو به همراه نازل نصب شده بر روی آن

۴-۲- سنسورهای اندازه گیری فشار

برای اندازهگیری فشار از سنسورهای دیفرانسیلی هاگلر استفاده شده است. قبل از استفاده از این سنسورها، ابتدا باید به دقت کالیبره شوند. کالیبره کردن 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 بدست میآید. این سنسورها از نوع ترافاگ بوده و دقت اندازهگیری آنها ۱/ه درصد است. منابع خطای موجود در این سیستم

۱۲۱۶ احمد شرفی و داود مختاری ـ

اندازهگیری شامل خطای سنسورها و کارت دادهبرداری است که مقدار آن پس از محاسبه به صورت محدوده خطا در نمودارهای منتخب فشار نشان داده شده است. بیشترین مقدار خطا از ۰/۰ مقدار فشار کل مخزن آرامش تجاوز نمیکند. در شکل ۶۰ تصویری از جعبه حاوی سنسورهای اخذ فشار دیده میشود.



شکل ۶) جعبه سنسورهای فشار

۵-۲- سیستم سایهنگاری

سیستم سایهنگاری (شادوگراف) شامل منبع نور، آینه مقعر تلسکوپی و دوربین تصویربرداری است. در سیستم سایهنگاری از نور لیزر استفاده میشود و نور انعکاسی روی یک پرده سفید تشکیل میشود و امواج قطاری خارج شده از دهانه نازل توسط دوربین تصویر برداری میشود. در شکل ۷، شماتیک تنظیمات آزمایشگاهی برای تصویربرداری نشان داده شده است.



۶-۲- کارت دادهبرداری

در این تحقیق، از یک کارت دادهبرداری Advantech مدل -USB مدل Advantech استفاده شده است. این کارت داده برداری، ۱۶ کاناله ۱۲ بیتی ۱۵۰kS/s است که به کامپیوتر متصل شده است. در این تحقیق، دادههای استخراج شده در حین انجام آزمایش از متوسطگیری ۱۰۰ داده در یک بازه زمانی یک ثانیه بدست آمدهاند.

۳- نتایج و بحث

۰۱۳ ارزیابی نازل بدون حضور مانع

در این بررسی، ابتدا نازل بدون مانع مورد آزمایش قرار گرفت تغییرات فشار استاتیک و عدد ماخ در طول نازل مورد بررسی قرار

گرفت. در این بررسی، موقعیت نقاط اندازه گیری فشار بر روی دیواره نازل نسبت به طول کل قسمت واگرای نازل بیبعد شده است(X/L). همچنین فشار استاتیک روی دیواره نیز با فشار کل ورودی به نازل بیبعد شده است (P/P_0) . در نمودار ۱، تغییرات فشار استاتیک بر روی دیواره نازل در موقعیتهای مختلف طولی درون نازل نشان داده شده است.



نمودار ۱) تغییرات فشار استاتیک روی دیواره نازل در موقعیتهای طولی مختلف در دو طرف نازل

همچنین محدوده خطای اندازه گیری شده فشار توسط سنسورها و تکرارپذیری دادهها در این شکل نشان داده شده است. این میزان خطا برای فشار، در تمامی فشارهای اندازه گیری شده در این فشار روی دیواره نازل در چند مرحله اندازه گیری شده است که فشار روی دیواره نازل در چند مرحله اندازه گیری شده است که تغییرات خاصی در آن مشاهده نشد. در این بررسی، همچنین عدد ماخ آیزنتروپیک با استفاده از مساحت ناحیه مورد نظر به نسبت قطر گلوگاه به صورت تحلیلی برای مقایسه با نتایج تجربی محاسبه شده است که تغییرات عدد ماخ درون نازل و در موقعیتهای مختلف طولی در دو طرف آن هم بصورت تجربی و هم به صورت آیزنتروپیک در نمودار ۲ نشان داده شده است.



نمودار ۲) تغییرات عدد ماخ در نازل در موقعیتهای مختلف طولی و در دو طرف نازل

هندسه دیوار نازل در دو سمت یکسان بوده و فقط بهمنظور تفکیک دو طرف از همدیگر از نماد A و B (شکل ۸) استفاده شده است.



شکل ۸) شماتیک موقعیت طولی دو طرف نازل برای اندازه گیری فشار

با مطالعه اشکال ۹ و ۱۰ میتوان دریافت که رفتار جریان بر روی دو طرف دیواره کاملا یکسان است. همچنین تطابق خوبی بین دادههای تجربی و نتایج تحلیلی وجود دارد. اختلاف بین عدد ماخ تحلیلی با دادههای تجربی در حدود ۶% است که عامل اصلی این اختلاف، ایجاد لایه مرزی در درون نازل و کاهش عدد ماخ خروجی

بررسی تجربی اثر حضور مانع و هندسه آن در میکرونازل ... ۱۳۱۷ نسبت به دادههای تحلیلی است. همچنین مشاهده میشود که با افزایش فاصله طولی درون نازل، فشار استاتیک کاهش یافته و به دنبال آن عدد ماخ افزایش مییابد. در این بررسی، عدد ماخ آیزنتروپیک با استفاده از مساحت ناحیه مورد نظر نسبت به قطر گلوگاه بهصورت تحلیلی و عدد ماخ تجربی از اندازهگیری فشار کل محفظه آرامش به فشار ناحیه مورد نظر در قسمت واگرای نازل با استفاده از روابط ۱ و ۲ بدست آمده است.

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

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

۲-۳- ارزیابی اثرات حضور مانع بر میدان جریان

در این قسمت به بررسی اثر مانع و همچنین اثر هندسههای مختلف آن بر روی تغییرات فشار روی دیواره نازل به همراه تصاویر شیلرین پرداخته میشود. در کلیه آزمایشها فشار کل جریان که در محفظه آرامش جت اندازهگیری شده، ثابت بوده و برابر با ۵/۵ بار تنظیم شده است. در این بررسی، موانع مختلف در ارتفاع و موقعیت طولی ثابت D/1 = *T/L، P/0 = 0/1، L/D

شکل ۹، تصویر شماتیکی از فیزیک جریان در قسمت واگرای یک نازل را بههمراه یک مانع نشان میدهد. در این تصویر، شوکهای بهوجود آمده در محل مانع دیده میشوند. موقعیت این شوکها میتواند با توجه به هندسه مانع اندکی تغییر کند. همچنین، هندسه مانع میتواند تاثیر زیادی روی قدرت شوک کمانی که بهواسطه مانع تشکیل شده و همچنین موج شوک پایین دست که ناشی از ناحیه دنبالهٔ پایین دست است، داشته باشد. در موانع با لبههای تیز، موج شوک پر قدرتتر است و میتواند در ارتفاع کمتری نسبت به هندسههای با لبه پخ استفاده شود و به سبب ایجاد ناحیه دنباله بزرگتر در پایین دست، میتواند جایگزین خوبی برای تزریق دوگانه باشد.



شکل ۹) شماتیکی از فیزیک جریان در قسمت واگرای نازل همراه با مانع

در جدول ۱ تغییرات نیروی محوری و جانبی وارد شده بر نازل، با اعمال موانع مختلف نشان داده شده است. تکرارپذیری نتایج در نیروی پیشرانش انجام شده است.

Volume 20, Issue 5, May 2020

۱۲۱۸ احمد شرفی و داود مختاری ـ

جدول ۱) مقدار نیروی محوری و جانبی وارد شده به نازل بهمراه زاویه انحراف نیروی جانبی در حضور موانع مختلف

نوع هندسه مانع	زاویه ا نحراف (درجه)	نیروی جانبی (نیوتن)	تکرارپذیری نیروی پیشرانش	نیروی پیشرانش (نیوتن)
استونهای	+•/۴٣	∘/Y±∘/۱	10/40	۱۵/۳۲±۰/۱۵
مخروطى	-•/٣۵	∘/۱Y±∘/۱	۱۵/۵	۱۵/۴۵±۰/۱۵
مكعب	+٢/١	۱/۲±۰/۱	18/98	۱۴/۸±۰/۱۵
کروی	-•/YQ	۰/۱۱±۰/۱	۱۵/۵γ	۱۵/۵±۰/۱۵

در این جدول، میزان خطا نیز در نیرویهای جانبی و محوری نشان داده شده است که این خطا، ناشی از مجموع خطای اندازه گیری نیروسنجها، تغییرات ولتاژ و میزان خطای ناچیز کارت دادهبرداری است. نتایج نشان میدهد که با تغییر هندسه مانع، تغییر خاصی در نیروی محوری مشاهده نمی شود و این نیرو افت بسیار جزیی دارد. نیروی محوری بدون حضور مانع برابر ۱۵/۶ نيوتن است. همچنين، بيشترين مقدار انحراف مربوط به استفاده از مانع با شکل هندسی مکعبی است برابر با ۲/۱ درجه که به سمت بالا و طرف دیواره دارای مانع است. در ستون مربوط به انحراف زاویه بردار پیشرانش بدین صورت عمل میشود که اگر جهت انحراف جت خروجی بهسمت پایین (به سمت دیواره مقابل مانع) باشد، مقدار انحراف با علامت منفی نشان داده میشود و اگر جهت انحراف جت خروجی به سمت بالا (به سمت دیواره با مانع) باشد، مقدار انحراف با علامت مثبت نشان داده می شود. همچنین، ستون مربوط به نیروی جانبی نشان میدهد که بیشترین مقدار نيروي جانبي مربوط به هندسه مكعبي است كه بيشترين زاويه انحراف را ایجاد کرده است. در این تحقیق، زاویه بردار پیشرانش بنا به شکل ۲ و از رابطه (۳) تعریف می شود.

$$\alpha = tan^{-1} \left(\frac{F_s}{F_a}\right) \tag{(4)}$$

که در آن_۶F، نیروی جانبی و *F_a،* نیروی محوری(پیشرانش) است. نمودار ۳، توزیع فشار روی دیواره نازل همراه با مانع و همچنین دیواره مقابل آن (مطابق با شکل ۱۰) را بهصورت تجربی نشان میدهد.



شکل ۱۰) شماتیک موقعیت طولی دو طرف نازل بهمراه مانع برای اندازهگیری فشار

تغییرات فشار تا اندکی قبل از مانع یک روند عادی را طی کرده ولی در موقعیتی که مانع حضور دارد باعث میشود که فشار در

بالا دست محل حضور مانع، افزایش و در پایین دست آن کاهش یابد که این بهعلت اثرات انسدادی مانع در درون جریان است (مطابق با مرجع^[11]). همچنین نتایج نشان میدهند در حالتی که از موانع مکعبی و استوانهای استفاده شود، بهواسطه لبهٔ تیز این نوع هندسهها شوک شکل گرفته قویتر است و در ناحیه خروجی نازل به دیواره مقابل برخورد میکند.

شوک برخورد کرده در هندسه مکعبی، بسیار قویتر از سایر حالتها است و در نمودار توزیع فشار به خوبی قابل مشاهده است زیرا ناحیهٔ بیشتری را اشغال کرده است. اولین شوک شکل گرفته بهعلت تشکیل ناحیه گردابهای قبل از مانع است که باعث میشود تا جدایش جریان شکل گیرد. جدایش جریان بدین صورت ایجاد می شود که لایه مرزی که درون نازل تشکیل شده است، با ایجاد یک ناحیه پرفشار گردابهای از سطح نازل جدا شده و از روی گردابه ایجاد شده عبور میکند که این باعث ایجاد شوک میشود. دومین شوک شکل گرفته، بهعلت حضور مانع در جریان اصلی است. این شوک که بهدلیل اثرات انسدادی مانع شکل میگیرد، قدرت کمتری نسبت به شوک اول دارد و قدرت آن در هندسههای مختلف می تواند متفاوت باشد. در بیشتر موارد، شوک اول و دوم پس از امتداد در نقطهای بههم می پیوندند و تشکیل یک شوک لامبدا مىدهند. سومين شوک تشکيل شده بهواسطه ناحيهٔ گردابهای بعد از مانع است که قدرت این شوک به هندسه مانع، ارتفاع مانع و موقعیت مانع بستگی دارد. پس از بررسی نمودارهای توزیع فشار بهنظر میرسد ناحیهٔ گردابهای بعد از مانع کروی و مکعبی بیشتر از سایر حالتها باشد زیرا پس از این موانع افت فشار نسبت به سایر حالتها، کمتر است و این خود گویای ناحیه گردابهای بزرگتر و قویتر است. بعد از مانع، فشار در سمت دیواره دارای مانع یک کاهش شدید را نشان میدهد که ناشی از اثرات انسدادی مانع در این ناحیه است(مطابق با مرجع^[12]). در واقع این ناحیه همان ناحیه دنباله پشت مانع است که تقریبا تا انتهای نازل امتداد یافته است. همچنین، بهنظر میرسد که شوکهای شکل گرفته در بالادست مانع بهصورت با قاعده به دیواره مقابل برخورد نکرده و یک دیسک ماخ در نزدیکی دیواره مقابل شکل گرفته که موجب جدایش جریان در این ناحیه شده است.

پس از بررسی نمودارهای توزیع فشار، نیرویهای جانبی و جهت انحراف جت خروجی از نازل، بهنظر میرسد شوک تشکیل شده در حالت موانع مخروطی و کروی به دیواره مقابل برخورد نکرده و با یک اختلاف کوچک از لبه نازل خارج شده است. ناحیه پر فشار کوچکی که در نمودارهای توزیع فشار در لبه خروجی نازل روی دیواره مقابل در نمودار ۳- الف و نمودار ۳- ب مشاهده میشود گویای این مطلب است که بین شوک خارج شده و لبه نازل یک ناحیه بسیار کوچکی برای عبور وجود دارد که وجود این ناحیه باعث افزایش فشار شده است.

تصاویر سایهنگاری حاصل از نتایج این تحقیق در شکل ۱۱ ارایه شده است. در این شکل میتوان، قطار شوک شکل گرفته در

خروجی نازل را به همراه شوکهایی که بواسطه حضور مانع شکل گرفتهاند را مشاهده نمود. در این تصاویر به خوبی مشاهده میشود که در حالتهایی شوک تشکیل شده به دیواره مقابل برخورد کرده (شکل ۱۱- الف و شکل ۱۱- ب) و جت خروجی به





نمودار ۳) توزیع فشار روی دیواره نازل در حضور موانع مختلف





د) مانع کروی







ج) مانع مخروطی **شکل ۱۱)** تصاویر سایهنگاری درون نازل در حضور موانع مختلف

۱۲۲۰ احمد شرفی و داود مختاری ـ ۴- نتیجهگیری

در این تحقیق، اثر چند مانع غیر معمول با هندسه مختلف بر بردار ییشرانش یک میکرو نازل همگرا- واگرا بهعنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشران مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور یک نازل همگرا- واگرا در ابعاد کوچک طراحی و ساخته شده است. این نازل به صورتی است که عدد ماخ اسمی خروجی آن در شرایط انبساط کامل ۲ است. دیواره این نازل برای اندازهگیری تغییرات فشار، مجهز به سوراخهای فشار شده است. همچنین، در دیواره نازل مجرایی برای اعمال یک مانع در درون نازل ایجاد شده است. از سنسورهای فشار برای اندازهگیری فشار و همچنین از سیستم شیلرین برای بررسی میدان جریان خروجی از نازل استفاده شده است. فشار کل محفظه آرامش در تمام آزمایشها ثابت بوده و برابر ۵/۵ بار است. دادههای حاصل از اندازهگیری فشار نشان میدهند که قبل از مانع، فشار به شدت افزایش یافته که ناشی از تشکیل یک ناحیه دنباله و یک شوک کمانی در پشت مانع است. همچنین پس از مانع، فشار کاهش شدیدی یافته که نشان دهنده اثرات انسدادی مانع است که باعث بوجود آمدن یک ناحیه دنباله نیز در این مکان می شود. نتایج نشان میدهد:

- بیشترین مقدار انحراف مربوط به مانع مکعبی شکل است که برابر با ۲/۱ درجه است.

- بررسی تصاویر سایهنگاری و نمودارهای فشار نشان میدهد که شوک کمانی شکل گرفته با مانع مکعبی و مانع استوانهای به دیواره مقابل برخورد کرده است و جهت خروج جت خروجی از نازل معکوس شده است.

- موانع با گوشههای تیز باید در ارتفاع کمتری به نسبت موانع با گوشههای پخ، در درون جریان قرار گیرند.

- بهکارگیری موانع با گوشههای تیز، بهعلت تشکیل دو شوک قوی قبل و بعد از مانع میتواند جایگزین خوبی برای تزریق دوگانه باشد.

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان گزارش نشده است. تاییدیه اخلاقی: موردی توسط نویسندگان گزارش نشده است. تعارض منافع: موردی توسط نویسندگان گزارش نشده است. سهم نویسندگان: احمد شرفی (نویسنده اول)، روششناس/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰%)؛ داود مختاری (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰%). منابع مالی: کلیه هزینههای انجام آزمایشات به صورت شخصی توسط پژوهشگران انجام شده است.

٥- فهرست علائم

علائم انگلیسی

- *D قطر گلوگاه، mm
- *H* ارتفاع مانع، mm
- L طول قسمت واگرای نازل، mm
 - *P* فشار استاتیک، bar

- bar فشار کل، bar P₀
- mm فاصله نقطه مورد نظر از گلوگاه، X
- mm² مساحت نقطه مورد نظر از نازل، Mm² مساحت گلوگاه، Mm² مساحت گلوگاه، A
 - *A مساحت گلوگاه، M عدد ماخ
 - ا عدد سح M . F_s N ، نیروی جانبی F_s
 - ا نیروی بابی F_s N نیروی پیشرانش، F_a

علائم يونانى

- ضريب اتميسيته هوا γ
- degree ،زاویه بالای جت خروجی ${\pmb \alpha}_l$
- degree زاویه پایین جت خروجی، $lpha_u$
 - degree زاویه انحراف جت،lpha

منابع

1- Sutton GP, Biblarz O. Rocket propulsion elements, 9th edition. New York: John Wiley & Sons; 2016.

2- Heidari MR, Noorolahi A. Liquid injection thrust vector control and effective parameters, Journal of Energetic Materials. 2008;3(1):15-24. [Persian]

3- Gubse RD, An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration; 1965.

4- Balu R, Marathe A, Paul P, Mukunda H. Analysis of performance of hot gas injection thrust vector control system. Journal of Propulsion and Power. 1991;7(4):580-585.

5- Dhinagaran R, Bose TK. Comparison of Euler and navier-stokes solutions for nozzle flows with secondary injection. 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. UK: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1996. Paper 96-0453.

6- Hollstein HJ. Jet tab thrust vector control. Journal of Spacecraft and Rockets. 1965;2(6):927-930.

7- Eatough R. Jet tab thrust vector control system demonstration. 7th Propulsion Joint Specialist Conference. UK: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1971. Paper 71-752.

8- Simmons JM, Gourlay CM, Leslie BA. The flow generated by ramp tabs in a rocket nozzle exhaust. 24th Aerospace Sciences Meeting. UK: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1986. Paper 86-0282.

9- 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. 10- Phanindra BC, Rathakrishnan E. Corrugated tabs for supersonic jet control. AIAA Journal. 2010;48(2):453-465.

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

12- 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.

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

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

ــ بررسی تجربی اثر حضور مانع و هندسه آن در میکرونازل ... ۱۲۲۱

2019;19(5):1145-1154. [Persian]

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

19- Hojaji M, Soltani MR, Taeibi-Rahni M. New visions in experimental investigations of a supersonic underexpanded jet into a high subsonic crossflow. Journal of Aerospace Engineering. 2010;224(10):1069-1080.

20- Viti V, Neel R, Schetz JA. Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field. Physics of Fluids. 2009;21(4):1-16.

15- 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.

16- Zivkovic S, Milinovic MM, Stefanovic PL, Pavlovic PB, Gligorijevic NI. Experimental and simulation testing of thermal loading in the jet tabs of a thrust vector control system. Thermal Science. 2016;20(1):275-286.

17- 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.