



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 87-96
2023

DOI:
10.22034/jssta.2023.389896.1116

Article Info

Received: 2023-03-14
Accepted: 2023-05-31

Keywords

Converging-diverging nozzle,
Back flow, Surface expansion
ratio, Finite volume
simulation, Experimental test

How to Cite this article

Adel. Pourtaghi Marzrood, Arezoo. Esmaeili, Morteza. Farhid, Moharram. Shameli, "Investigating propellant flow in the converging-diverging nozzle with atmospheric outlet conditions by means of numerical simulation and validating the results with experimental tests", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 87-96, 2023.

Investigating propellant flow in the converging-diverging nozzle with atmospheric outlet conditions by means of numerical simulation and validating the results with experimental tests

Adel. Pourtaghi Marzrood^{1*}, Arezoo. Esmaeili², Morteza. Farhid³
, Moharram. Shameli⁴

¹ * Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran, (Corresponding Author)
a.pourtaghi@isrc.ac.ir

² Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran
a.esmaeli@isrc.ac.ir

³ Assis. Prof., Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran
m.farhid@isrc.ac.ir

³ Assis. Prof., Researcher, Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran
m.shameli@isrc.ac.ir

Abstract

Backflow is a phenomenon that occurs due to the increase of upstream pressure compared to downstream pressure. In converging-diverging nozzles, by increasing the outlet pressure compared to the design pressure, the phenomenon of backflow is observed in the divergent part, which causes a decrease in the output velocity and thrust. In this paper, a converging-diverging nozzle with suitable expansion ratio for vacuum condition is selected and the propellant flow, which is considered as butane in this research, is simulated by finite volume method for output pressure equal to vacuum pressure and atmospheric pressure conditions. It has seen that in the atmospheric pressure, backflow occurs in the nozzle in order to determine the appropriate expansion ratio for the nozzle operating in atmospheric pressure, the flow inside the nozzle is simulated for the different expansion ratios and the average outlet axial velocity at the output of these nozzles is obtained. According to the results, the most suitable expansion ratio of the surface has the highest average axial velocity. Also, to verify the obtained results from finite element simulation, four nozzles with different surface expansion ratios were manufactured and the thrust force obtained from experimental test on the measuring stand with equivalent results obtained from the simulations were compared.



بررسی جریان پیشران در نازل همگرا-واگرا با شرایط خروجی جو به وسیله شبیه‌سازی عددی و صحه‌گذاری نتایج با آزمون تجربی

عادل پور تقی مرزود*^۱، آرزو اسماعیلی^۲، مرتضی فرهید^۳، محرم شاملی^۴

۱- کارشناس محقق، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران a.pourtaghi@isrc.ac.ir

۲- کارشناس محقق، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران- a.esmaeli@isrc.ac.ir

۳- استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران - m.farhid@isrc.ac.ir

۴- استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران- m.shameli@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۹۶-۸۷

بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:

10.22034/jsssta.2023.389896.1116

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۱۲/۲۳

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

نازل همگرا- واگرا، جریان برگشتی، نسبت انبساط سطح، شبیه-آزمون تجربی سازی حجم محدود،

نحوه استناد به این مقاله

مرتضی فرهید، محرم شاملی. " بررسی جریان پیشران در نازل همگرا-واگرا با شرایط خروجی جو به وسیله شبیه-سازی عددی و صحه-گذاری نتایج با آزمون تجربی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۸۷-۹۶، ۱۴۰۲.

چکیده

جریان برگشتی پدیده‌ای است که به علت افزایش فشار بالادست جریان نسبت به فشار پایین دست ایجاد می‌شود. در نازل‌های همگرا- واگرا با افزایش فشار در خروجی نسبت به فشار طراحی، پدیده جریان برگشتی در قسمت واگرا مشاهده می‌شود که باعث کاهش سرعت خروجی و نیروی رانش می‌شود. در این مقاله ابتدا یک نازل همگرا- واگرا با ابعاد مناسب فشار خلاء انتخاب شد و جریان پیشران که در این پژوهش بوتان در نظر گرفته شده است، برای فشارهای خروجی برابر با فشار خلاء و فشار جو با روش حجم محدود شبیه‌سازی شد. مشاهدات حاکی از آن است که در شرایط فشار جو، جریان برگشتی در نازل به وجود می‌آید. به منظور تعیین نسبت انبساط سطح مناسب برای نازل به منظور کارکرد در شرایط فشار جو، جریان در داخل نازل برای نسبت انبساط سطح‌های مختلف شبیه‌سازی شد و سرعت محوری میانگین در خروجی این نازل‌ها به دست آمد. با توجه به نتایج حاصل، مناسب‌ترین نسبت انبساط سطح دارای بیشترین سرعت محوری میانگین است. همچنین، به منظور صحه‌گذاری نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی، چهار نازل با نسبت‌های انبساط سطح متفاوت ساخته شد و نیروی رانش به دست آمده از آزمون تجربی آنها بر روی استند اندازه‌گیری با نتایج معادل حاصل از شبیه‌سازی مقایسه شدند.

۱- مقدمه

نازل بخش مهمی از هر سیستم پیشران است که برای کنترل سرعت، جهت و پارامترهای موردنیاز جریان مورد استفاده قرار می‌گیرد. نازل‌ها به صورتی طراحی شده‌اند که در تمامی حالات جریان از جمله زیرصوتی، صوتی و فراصوتی کاربرد داشته باشند. طراحی نازل مافوق صوت یک مساله چالش برانگیز در مکانیک است. در طراحی یک نازل فراصوت علاوه بر پارامترهای ترمودینامیکی جریان، پارامترهای فیزیکی نازل نیز نقش اساسی ایفا می‌کنند.

هنگام خروج پیش‌رانه از خروجی نازل همگرا-واگرا، زاویه واگرایی جریان θ_{max} تا ۹۰ درجه نسبت به محور نازل افزایش می‌یابد. جریان پیش‌رانه با زاویه بزرگتر از ۹۰ درجه به عنوان جریان برگشتی شناخته می‌شود. چنین جریان‌هایی به هنگام جهت‌دهی و کنترل پیش‌رانه در وسایل نقلیه فضایی، در عملکرد پمپ‌های جت با خلاء بالا و همچنین در تعدادی از دستگاه‌های فناوری خلاء به وجود می‌آید. به عنوان یک قاعده، جریان برگشتی یک اتفاق منفی تلقی شده و باید به حداقل برسد.

مطالعات زیادی درباره مدلسازی نازل‌ها و به ویژه نازل‌های همگرا-واگرا و همچنین شبیه‌سازی رفتار جریان سیال در داخل نازل انجام یافته است. مدلسازی‌ها اغلب به دو دسته مدلسازی تحلیلی و مدلسازی عددی قابل تقسیم هستند، از جمله کارهای سیکان^۱ و همکاران [۱] و تاپاسوی^۲ و همکاران [۲]. شریعت‌زاده و همکاران [۳] پس از مدلسازی عددی سه بعدی جریان فراصوت در یک نازل همگرا-واگرا، نتایج به دست آمده را نیز با استفاده از داده‌ای آزمون‌های عملی صحت‌گذاری نمود. رمجی^۳ و همکاران [۴] نیز در پژوهش خود برای طراحی یک نازل همگرا-واگرا با فرض جریان لزج و غیرلزج از محاسبات تحلیلی و مدلسازی عددی استفاده کردند.

جریان سیال در یک نازل همگرا-واگرا با فرض خروجی مطلوب و مورد نظر فراصوت، اساساً به صورت آشفته است. تاکنون مدل‌های مختلفی برای شبیه‌سازی جریان آشفته در

داخل نازل پیشنهاد شده‌اند. بالابل^۴ و همکاران [۵] و سوسیلا^۵ و همکاران [۶] در کار خود با مقایسه مدل‌های مختلف برای جریان آشفته، مزایا و معایب آنها را بررسی کرد. شوک، از جمله مهمترین پدیده‌های فیزیکی مرتبط با جریان آشفته در نازل‌های همگرا-واگرا است که در پژوهش بالابل و همکاران [۵] به صورت مدلسازی عددی در شرایط کارکردی متفاوت و در پژوهش خالید^۶ و همکاران [۷] به صورت مدلسازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. مدهو^۷ و همکاران [۸] نیز با مدلسازی تحلیلی جریان سیال در یک نازل همگرا-واگرا، ابعاد آن را برای دستیابی به وضعیت بدون شوک بهینه نمود.

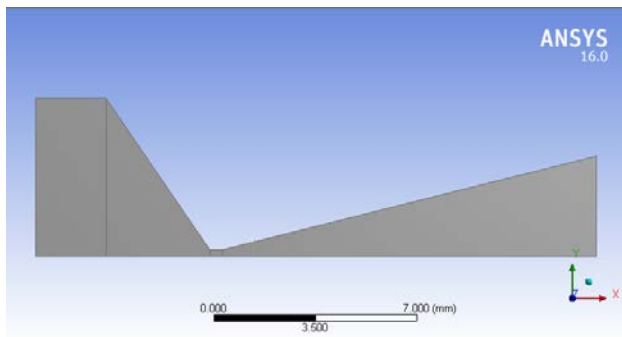
پارامترهای زیادی در عملکرد نازل‌های همگرا-واگرا تأثیرگذار هستند از جمله نسبت انبساط، فشار و سرعت ورودی و خروجی نازل و قطر گلوبی. تحقیقات زیادی در این زمینه انجام شده که می‌توان به کارهای خان^۸ و همکاران [۹] و پاتان^۹ و همکاران [۱۰] اشاره نمود. همچنین به دلیل اهمیت زیاد پارامتر زاویه واگرایی در عملکرد نازل همگرا-واگرا (سرعت خروجی سیال)، حامدی و همکاران [۱۱] و سواروپینی^{۱۰} و همکاران [۱۲] اهمیت این پارامتر را در بهینه‌سازی عملکرد نازل در شرایط مختلف کارکردی بررسی کردند.

معمولاً نازل‌ها با سطح مقطع دایره به کار می‌روند. اما در مواردی بنا به شرایط خاص، از نازل‌های همگرا-واگرا با مقطع‌های غیردایروی (چه در کل نازل و چه در انتهای خروجی نازل) استفاده می‌شود. این نوع نازل‌ها نیز در تحقیقات باید^{۱۱} و همکاران [۱۳] و اولارو^{۱۲} [۱۴] مدلسازی شده و مورد مطالعه قرار گرفته‌اند.

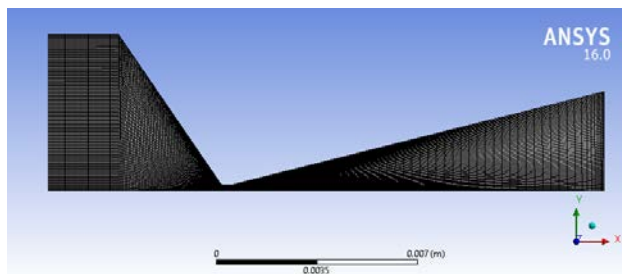
در این مقاله، یک نازل همگرا-واگرا با نسبت انبساط سطح مناسب برای فشار خروجی خلاء انتخاب شده و جریان پیش‌رانه برای فشار خروجی خلاء و فشار خروجی برابر با فشار جو شبیه‌سازی می‌شود. برای به حداقل رساندن جریان برگشتی برای فشار خروجی برابر با فشار جو، جریان پیش‌رانه در نسبت‌های انبساط سطح متفاوت شبیه‌سازی شده و با بررسی بردار سرعت جریان پیش‌رانه در سطح مقطع خروجی نازل، نسبت انبساط

7- Madhu
8- Khan
9- Pathan
10- Swaroopini
11- Bhide
12- Olaru

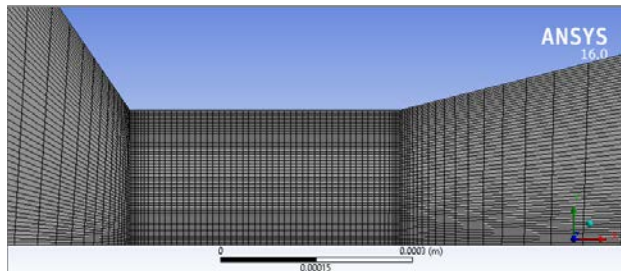
1- Cican
2- Tapasvi
3- Ramji
4- Balabel
5- Susila
6- Khalid



شکل ۱- هندسه دوبعدی نازل همگرا- واگرا به صورت Axisymmetric



(الف)



(ب)

شکل ۲- الف- هندسه شبکه بندی نازل، ب- هندسه شبکه بندی گلوبی نازل

بر اساس شبکه بهینه تولید شده، شبیه سازی نازل همگرا- واگرا برای فشار خروجی برابر با فشار خلاء، برای پنج نمونه انجام شده و برای تعداد بیشتر از ۲۲۰۰ المان، مشاهده می شود که تغییرات سرعت در سطح مقطع خروجی ناچیز است. بنابراین، تعداد المان سیستم ۲۲۰۰ در نظر گرفته شده به طوری که در قسمت همگرا بیشترین ابعاد المان ۰/۱۰۸ میلی متر، در قسمت گلوبی ۰/۰۰۴۶ میلی متر و در قسمت واگرا بیشترین ابعاد المان

سطح مناسب و دارای جریان برگشتی حداقل انتخاب می شود. در ادامه چهار نازل با نسبت انبساط سطح متفاوت ساخته شده و آزمون تجربی برای به دست آوردن نیروی رانش با پیشران بوتان انجام یافته و با نتایج شبیه سازی مقایسه می شود. بررسی اثر فشار خروجی بر جریان برگشتی و همچنین بررسی جریان برگشتی برای نسبت های مختلف انبساط سطح نازل همگرا- واگرا از طریق شبیه سازی و آزمون تجربی از نوآوری های پژوهش حاضر است.

۲- شبیه سازی جریان پیشران در نازل همگرا -

واگرا

هدف اصلی نازل، شتاب دادن به جریان پیشران و تولید بیشترین مقدار نیروی رانش است، بنابراین نیروی رانش مهمترین پارامتر طراحی بوده و برای رسیدن به بیشترین نیروی رانش، جریان برگشتی در نازل همگرا- واگرا باید به حداقل مقدار ممکن برسد. در این مقاله یک نازل با ابعاد مشخص مناسب فشار خروجی برابر با فشار خلاء انتخاب شده است [۱۵]. لازم به ذکر است برای شبیه سازی از نرم افزار ANSYS استفاده شده است. هندسه مورد نظر برای نازل همگرا- واگرا مطابق شکل (۱) است. جدول (۱) نیز ابعاد هندسی این نازل را نشان می دهد. به دلیل تقارن هندسه نازل و برای جلوگیری از حجم بالای محاسبات از هندسه دو بعدی و در حالت Axisymmetric استفاده شده است.

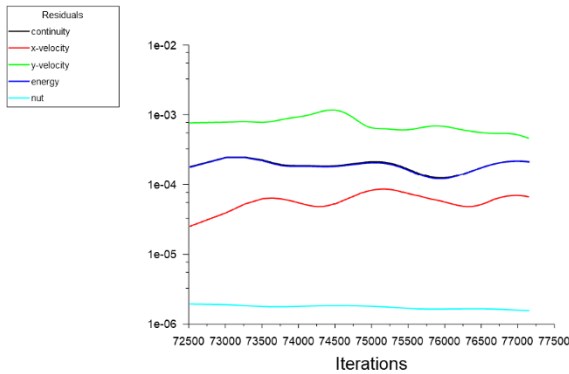
جدول ۱- پارامترهای هندسی نازل همگرا- واگرا

ابعاد (میلی متر)	پارامترهای هندسی
۱۰/۸۰	قطر ورودی نازل
۶/۸۵	قطر خروجی نازل
۰/۴۶	قطر گلوبی نازل
۳/۵۷	طول قسمت همگرا
۱۲/۸۹	طول قسمت واگرا

شبکه ایجاد شده برای نازل به صورت دوبعدی و ترکیبی از شبکه با سازمان Quad است. دلیل انتخاب شبکه حل با سازمان، سرعت حل بیشتر آن است. همچنین، برای مشاهده بهتر اتفاقات، از شبکه بندی ریز در داخل نازل استفاده شده است. هندسه شبکه بندی نازل و هندسه شبکه بندی گلوبی در شکل (۲) نشان داده شده است.

تراکم پذیر بودن سیال به صورت pressure outlet در نظر گرفته شده است.

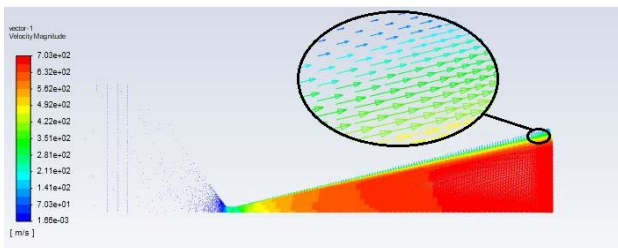
برای بررسی همگرایی حل، از نمودار باقی مانده های حل معادلات استفاده می شود. شکل (۳)، نمودار باقیمانده های حل معادلات (برای ۵۰۰۰ حل آخر) را نشان می دهد.



شکل ۳- مقادیر باقی مانده های حل

مشاهده می شود روند باقی مانده ها کاهش یافته و این مقادیر با ادامه حل از محدوده مشخصی کمتر نشده اند. مطابق نمونه های مشابه حل جریان نازل، مقادیر باقی مانده های حل برای پارامترهای مهم سرعت (سرعت در جهت بردار رانش) تا کمتر از 0.001 قابل قبول است.

بردار سرعت پیشران در داخل نازل همگرا-واگرا در شکل (۴) نشان داده شده است.



شکل ۴- بردارهای سرعت برای پیشران بوتان با فشار ورودی $2/5$ بار و فشار خروجی 0.001 بار

با توجه به بردار سرعت در حالت فشار خروجی برابر با فشار 0.001 بار، جریان برگشتی در سطح مقطع خروجی نازل مشاهده نمی شود.

0.0685 میلی متر است. جدول (۲) پارامتر سرعت خروجی برای پنج نوع شبکه را نشان می دهد.

جدول ۲- بررسی استقلال از شبکه

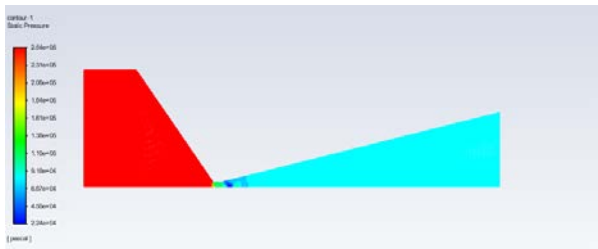
تعداد المان	سرعت خروجی (m/s)
۱۶۰۰	۶۸۰
۱۸۰۰	۶۹۰
۲۰۰۰	۶۹۷
۲۲۰۰	۷۰۲
۲۴۰۰	۷۰۵

پیشران مورد نظر بوتان است که به صورت گاز از نازل عبور می کند، بنابراین به خاطر تراکم پذیری سیال از روش چگالی-مبنا برای حل CFD استفاده شده است. از ویژگی های بوتان فشار پایین، ایمن بودن آن و قابل استفاده بدون نیاز به فشار شکن است. علاوه بر این، حل مسأله به صورت پایا بوده و به دلیل حل همزمان معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی به خاطر تراکم پذیری بالای سیال که در فاز گازی است، روش های حل غیر صریح برای استخراج پارامترهای نازل مورد استفاده قرار می گیرد. همچنین، دیواره نازل به صورت آدیاباتیک در نظر گرفته شده است.

تاثیر اغتشاشات به دلیل ماهیت لزج جریان و برای در نظر گرفتن اثرات اصطکاک دیواره ها با استفاده از روش های مدل سازی اغتشاشات اعمال می شود. برای مدل سازی اغتشاشات از روش اسپالارت-آلماراس^۱ به دلیل مناسب بودن برای جریان سیال در داخل نازل، بهترین روش برای مدل سازی جریان برگشتی، نیاز به ارتفاع کم برای اولین المان لایه مرزی و همگرایی خوب برای حالت پایا استفاده شده است [۱۶]. این روش، یک مدل آشفتگی یک معادله ای است که برای جریان های آیرودینامیکی توسعه داده شده و همچنین یک معادله انتقال برای ویسکوزیته گردابی است [۱۷].

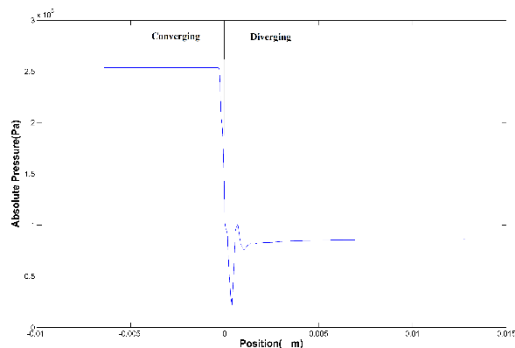
در شبیه سازی نازل مورد نظر، شرایط ورودی نازل به صورت دبی جرمی 104 میلی گرم بر ثانیه و شرایط خروجی به صورت فشار 0.001 بار (خلأ) بوده و همچنین دمای در نظر گرفته شده 300 درجه کلوین است. لازم به ذکر است، شرط مرزی ورودی به صورت mass-flow-inlet و شرط مرزی خروجی به دلیل

1- Spalart Allmaras

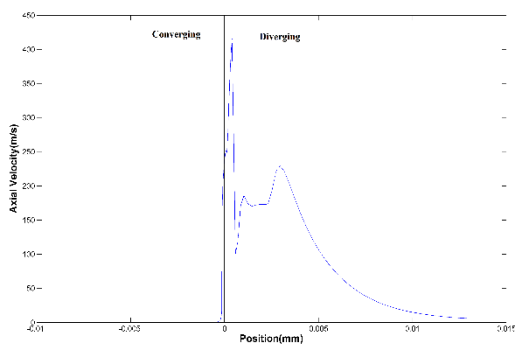


شکل ۷- کانتور فشار در داخل نازل همگرا- واگرا

فشار استاتیک در امتداد محور نازل در قسمت همگرا ثابت بوده و با ورود جریان به گلویی به تدریج دچار کاهش شده است. اما با ورود جریان سیال به قسمت واگرا، فشار به تدریج تا فشار محیط شروع به افزایش کرده است. توزیع فشار در راستای محوری و توزیع سرعت در راستای محوری نیز در شکل (۸) نشان داده شده است.



(الف)

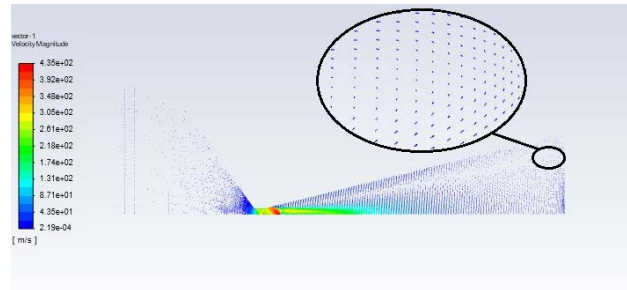


(ب)

شکل ۸- الف- توزیع فشار در راستای محوری، ب- توزیع سرعت در راستای محوری

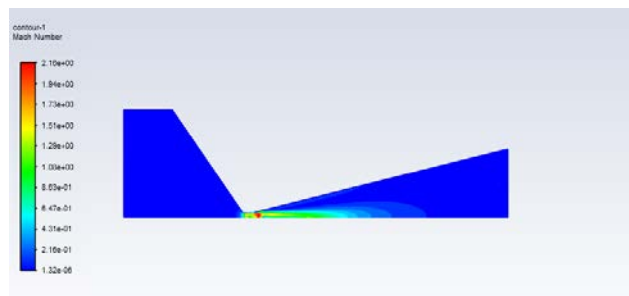
کاهش یافتن فشار جریان سیال با ورود به قسمت همگرا و گلویی و سپس افزایش فشار با گذر از گلویی و ورود به قسمت

با در نظر گرفتن شرایط ورودی مشابه حالت قبل و فشار خروجی 0.86 بار برابر با فشار جو، جریان‌های برگشتی در قسمت واگرا و قسمت خروجی نازل مشاهده می‌شود. این جریان‌های برگشتی سرعت خروجی را تا حد زیادی کاهش داده و مقدار رانش کمتری را در خروجی تولید می‌کند. شکل (۵)، بردارهای سرعت را در داخل نازل نشان می‌دهد، به طوری که جریان‌های برگشتی به صورت محسوس قابل مشاهده هستند.



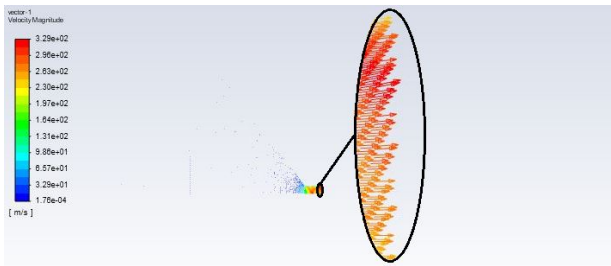
شکل ۵- بردارهای سرعت برای پیشران بوتان با فشار ورودی $2/5$ بار و فشار خروجی 0.86 بار

شکل (۶) کانتور عدد ماخ را در داخل نازل همگرا- واگرا نشان می‌دهد.



شکل ۶- کانتور عدد ماخ در داخل نازل همگرا- واگرا

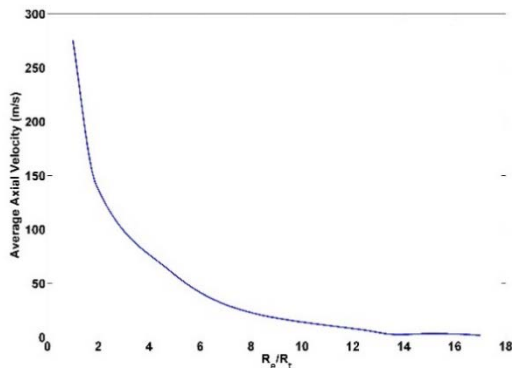
مشاهده می‌شود با وجود اینکه عدد ماخ در گلویی نزدیک به ۱ است اما پیشرفت جریان برگشتی در قسمت واگرای نازل رشد بیشتر عدد ماخ را محدود می‌کند و حتی باعث ایجاد شوک می‌شود. این اثر در کانتور سرعت نیز به خوبی مشاهده است. کانتور فشار در داخل نازل نیز در شکل (۷) نشان داده شده است.



(د)

شکل ۹- بردار سرعت برای نسبت‌های انبساط سطح متفاوت نازل همگرا- واگرا، الف- شعاع خروجی برابر با ۲/۶۲ میلی‌متر، ب- شعاع خروجی برابر با ۱/۸۱ میلی‌متر، ج- شعاع خروجی برابر با ۱/۰۱ میلی‌متر، د- شعاع خروجی برابر با ۰/۲۳ میلی‌متر

برای درک بهتر رفتار جریان برگشتی در داخل نازل، سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی نازل در نسبت‌های انبساط سطح متفاوت با استفاده از نتایج شبیه‌سازی به دست آمده و تغییرات آن نسبت به تغییرات نسبت انبساط سطح در شکل (۱۰) نشان داده شده است. سرعت محوری میانگین با استفاده از قسمت Monitors نرم‌افزار محاسبه شده است.

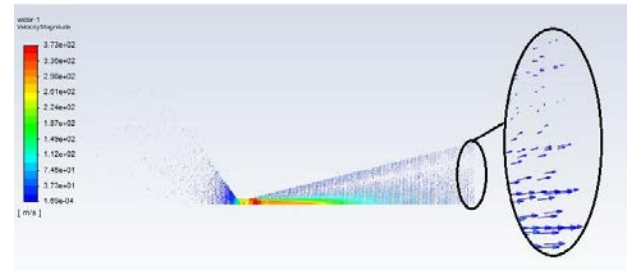


شکل ۱۰- تغییرات سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی نسبت به تغییرات نسبت انبساط سطح نازل

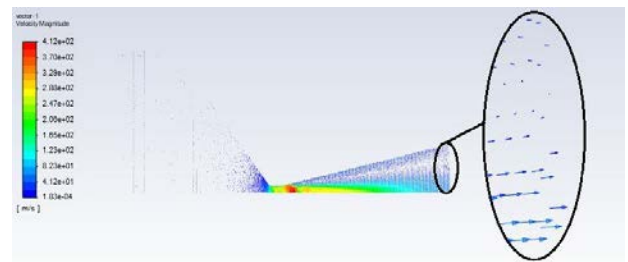
همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت انبساط سطح نازل، سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی کاهش پیدا می‌کند. مطابق شکل، نسبت مساحت خروجی به مساحت گلوئی مناسب برای به حداقل رساندن جریان برگشتی و افزایش سرعت محوری میانگین و همچنین افزایش نیروی رانش تولیدی برابر با ۱/۰۸ حاصل می‌شود. با توجه به حداقل بودن جریان برگشتی در این نسبت سطح، مقدار نیروی رانش با

واگرا تا رسیدن به فشار محیط در شکل (۸-الف) مشاهده می‌شود. همچنین شکل (۸-ب) افزایش سرعت محوری جریان سیال تا خروج از گلوئی و سپس کاهش سرعت به دلیل افزایش فشار و وجود جریان برگشتی در قسمت واگرا را نشان می‌دهد. نتایج به دست آمده مشابه نتایج مرجع [۱۸] است.

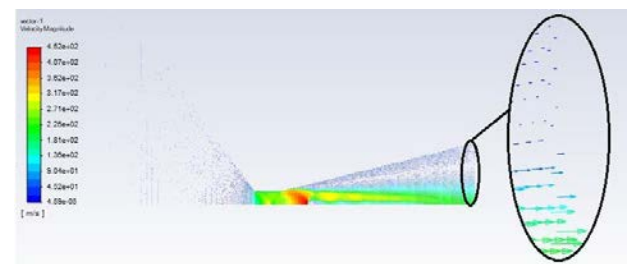
برای کاهش اثر جریان برگشتی و افزایش نیروی رانش تولیدی نازل در شرایط خروجی برابر با فشار ۰/۸۶ بار، با ثابت در نظر گرفتن ابعاد گلوئی و قطرهای خروجی متفاوت برای نازل همگرا- واگرا، جریان پیشران در داخل نازل در سطح مقطع‌های مختلف شبیه‌سازی می‌شود. شکل (۹) بردار سرعت را در داخل نازل همگرا- واگرا در نسبت‌های انبساط سطح متفاوت نشان می‌دهد.



(الف)

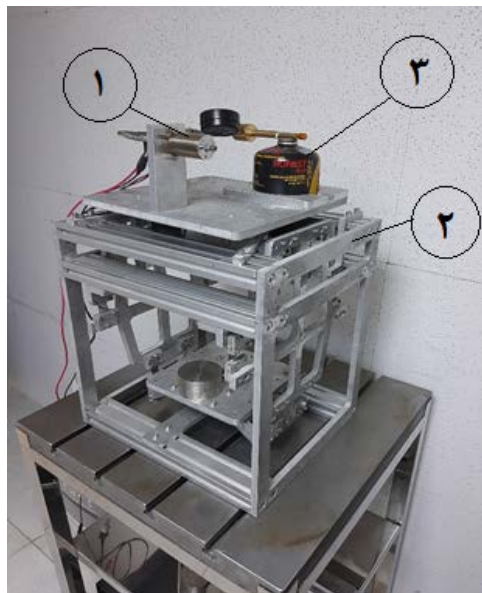


(ب)



(ج)

بر روی رانشگر الکتروترمال و اندازه‌گیری نیروی رانش با استفاده از سامانه سنجش رانش نشان می‌دهد.



شکل ۱۲- آزمون تجربی نازل بر روی رانشگر الکتروترمال، ۱- رانشگر الکتروترمال، ۲- سامانه سنجش رانش، ۳- مخزن پیشران

سازه سامانه از چهار بخش اصلی شامل دو صفحه افقی بالا و پایینی و دو بازوی عمودی چپ و راست تشکیل شده است. صفحه بالایی حامل رانشگر و صفحه پایینی حامل وزنه‌های تعادلی است. صفحات و بازوها با استفاده از لولاهای بدون اصطکاک به یکدیگر و به فریم متصل شده و آزادانه دوران می‌کنند. میزان رانش از اندازه‌گیری جابه‌جایی نسبی دو صفحه بالایی و پایینی نسبت به یکدیگر و بر اساس فرایند کالیبراسیون از پیش انجام‌یافته تعیین می‌شود. جدول (۴) نیروی رانش تولیدی را در هر نسبت انبساط سطح نازل نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که دقت سامانه سنجش رانش یک میلی‌نیوتن است.

جدول ۴- نیروی رانش تولیدی در هر نسبت انبساط سطح نازل

نسبت انبساط سطح نازل	نیروی رانش تولیدی (میلی‌نیوتون)
۱۶/۳	۵
۱۵/۰۳	۱۱
۷/۱۴	۱۶
۱/۰۸	۳۰

استفاده از حاصل‌ضرب دبی جرمی ورودی و سرعت میانگین خروجی به صورت ۲۷ میلی‌نیوتون محاسبه می‌شود. لازم به ذکر است، به دلیل وجود جریان برگشتی در سایر نسبت سطح‌ها نمی‌توان از این رابطه برای محاسبه نیروی رانش استفاده کرد.

۳- اندازه‌گیری نیروی رانش تولیدی با استفاده از

آزمون تجربی و صحنه‌گذاری

برای به دست آوردن نیروی رانش تجربی، چهار نازل با نسبت‌های انبساط سطح ۱/۰۸، ۷/۱۴، ۱۵/۰۳، ۱۶/۳ ساخته شده و آزمون تجربی برای شرایط مرزی مشابه شبیه‌سازی مطابق جدول (۳) انجام گرفته است.

جدول ۳- شرایط مرزی انجام آزمون تجربی

شرایط مرزی	آزمون تجربی
دبی جرمی ورودی (mg/s)	۱۰۴
فشار خروجی (bar)	۰/۸۶
دمای گاز ورودی (K)	۳۰۰

شکل (۱۱) چهار نازل ساخته شده را به ترتیب از چپ به راست برای نسبت‌های انبساط سطح ۱/۰۸، ۷/۱۴، ۱۵/۰۳، ۱۶/۳ نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- چهار نازل ساخته شده

با استفاده از نازل‌های مورد نظر در یک رانشگر الکتروترمال، می‌توان نیروی رانش را محاسبه کرد. برای اندازه‌گیری نیروی رانش از یک سامانه سنجش رانش که کالیبره شده و مورد تایید است، با پیکره‌بندی پاندول معکوس به دلیل پایین بودن سطح رانش و ابعاد کوچک نازل استفاده شده است. این سامانه کالیبره شده و تکرارپذیری نتایج با توجه به تکرار آزمون تجربی در دفعات متعدد مورد تایید است. شکل (۱۲) آزمون تجربی نازل را

- Nozzle”, *International Journal of Engineering and Advanced Technology*, Vol. 4, No. 6, pp: 46-54, 2015.
- [3] O.J. Shariatzadeh, A. Abrishamkar and A.J. Jafari, “Computational Modeling of a Typical Supersonic Converging-Diverging Nozzle and Validation By Real Measured Data”, *Journal of Clean Energy Technologies*, Vol. 3, No. 3, pp: 220-225, 2015.
- [4] V. Ramji, R. Mukesh, and H. Inamul, “Design and Numerical Simulation of Convergent Divergent Nozzle”, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 852, pp: 617-624, 2016.
- [5] A. Balabel, A.M. Hegab, M. Nasr, and S.M. El-Behery, “Assessment of Turbulence Modeling for Gas Flow in Two-Dimensional Convergent-Divergent Rocket Nozzle”, *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 35, pp: 3408-3422, 2011.
- [6] M. Susila, N. Akhil, J.A. Tennyson and Gh. Somnath, “Large-Eddy Simulation of Compressible Turbulent Flow in Convergent-Divergent Nozzles with Isothermal Wall”, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 78, 2019.
- [7] M.W. Khalid, and M. Ahsan, “Computational Fluid Dynamics Analysis of Compressible Flow Through a Converging Diverging Nozzle Using the K-ε Turbulence Model”, *Engineering, Technology & Applied Science Research*, Vol. 10, No. 1, pp: 5180-5185, 2020.
- [8] B.P. Madhu, S. Syed, K.M. Kalyana, and G. Mahendra Mani, “CFD Analysis of Convergent-Divergent and Contour Nozzle”, *International Journal of Mechanical Engineering and Technology*, Vol. 8, No. 8, pp: 670-677, 2017.
- [9] A. Khan, A. Aabid, and S.A. Khan, “CFD Analysis of Convergent-Divergent Nozzle Flow and Base Pressure Control Using Micro-JETS”, *International Journal of Engineering & Technology*, Vol. 7, No. 3.29, pp: 232-235, 2018.
- [10] K.A. Pathan, S.A. Khan, and P.S. Dabeer, “CFD Analysis of Effect of Mach Number, Area Ratio and Nozzle Pressure Ratio on Velocity for Suddenly Expanded Flows”, *Proceedings of the IEEE*, pp:1104-1110, 2017.
- [11] M.H. Hamed-Estakhrsar, H. Mahdavy-Moghaddam, and M. Jahromi, “Investigation of Effects of Convergence and Divergence Half-Angles on the Performance of a Nozzle for Different Operating Conditions”, *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 40, No. 353, 2018.

با کاهش نسبت انبساط سطح و همچنین کاهش جریان برگشتی، نیروی رانش تولیدی افزایش می‌یابد. بیشترین نیروی رانش اندازه گرفته شده مربوط به نسبت انبساط سطح ۱/۰۸ است که این نسبت انبساط سطح کمترین جریان برگشتی در نتایج شبیه‌سازی را دارد. همچنین مشاهده می‌شود خطای نیروی رانش محاسبه شده برای این نسبت سطح با استفاده از شبیه‌سازی و آزمون تجربی در حدود ۱۰ درصد است که قابل قبول است. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که نتایج به دست آمده از آزمون تجربی به نوعی تایید کننده نتایج حاصل از شبیه‌سازی است.

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله به منظور تعیین نسبت انبساط سطح مناسب برای نازل با پیشرانه بوتان و فشار خروجی برابر با فشار جو، نازل با نسبت انبساط سطح‌های مختلف در نرم‌افزار شبیه‌سازی شده و سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی محاسبه شد. مشاهده شد که با افزایش نسبت انبساط سطح، سرعت محوری میانگین در سطح مقطع خروجی کاهش پیدا می‌کند. با توجه به سرعت محوری میانگین بالا در نسبت انبساط سطح ۱/۰۸، این نسبت به عنوان نسبت انبساط سطح مناسب برای فشار خروجی برابر با فشار جو انتخاب شد. در ادامه، به منظور صحت‌گذاری نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی، آزمون‌های تجربی انجام شد. با توجه به رفتار نیروی رانش به دست آمده از آزمون‌های تجربی می‌توان نتیجه گرفت که با کاهش نسبت انبساط سطح نازل و کاهش جریان برگشتی نیروی رانش افزایش می‌یابد. همچنین، خطای نیروی رانش محاسبه شده با استفاده از شبیه‌سازی و آزمون تجربی برای نسبت انبساط سطح ۱/۰۸ در محدوده قابل قبولی قرار دارد.

مراجع

- [1] G. Cican, V. Stanciu and D. Crunteanu, “Analytical and Numerical Study of the Nozzle Jet”, *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering*, Vol. 76, No. 1, pp: 37-44, 2014.
- [2] V. Tapasvi, M.S. Gupta and T. Kumaraswamy, “Designing and Simulating Compressible Flow in a

- [12] A.S. Swaroopini, M.G. Kumar and T.N. Kumar, "Numerical Simulation and Optimization of High Performance Supersonic Nozzle at Different Conical Angles", *International Journal of Research in Engineering and Technology*, Vol. 4, No, 9, pp: 268-273, 2015.
- [13] K. Bhide, K. Siddappaji, and Sh. Abdallah, "Aspect ratio Driven Relationship between Nozzle Internal Flow and Supersonic Jet Mixing", *Aerospace*, Vol. 8, No. 78, 2021.
- [14] I. Olaru, "A Study of Fluid Flow Simulation in Convergent-Divergent Nozzles", *Materials Science and Engineering*, Vol. 95, No. 012048, 2015.
- [15] D. Djamal, Kh. Mohamed, and A. Alim Rüstem, "RESISTOJET Propulsion System for Small Satellite", *9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2019.
- [16] N. Akbar Najjar, D. Dandotiya, and A. Najar, Farooq ., "Comparative Analysis of K- ϵ and Spalart-Allmaras Turbulence Models for Compressible Flow through a Convergent-Divergent Nozzle", *The International Journal Of Engineering And Science*, Vol. 2, No. 8, pp: 08-17, 2013.
- [17] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, "A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", *Recherche Aerospaciale*, Vol. 1, pp: 5-21, 1994.
- [18] R. Ranjan, S. K. chou, F. Riaz and K. Kartikeian, "Cold gas micro propulsion development for satellite application", *Energy Procedia*, Vol. 143, pp. 754-761, 2017.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)