

طراحی هندسی و آیرودینامیکی نازل جهت افزودن لوله بلست

محمدعلی رنجبار*

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران، ایران،
m_a_ranjbar@hotmail.com

علیرضا پورموید

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران، ایران،
pourmoayed@mut.ac.ir

چکیده

یک راهکار موجود جهت استفاده از موشک‌های سوخت جامد تاکتیکی برای منظوره‌های فضایی افزودن لوله بلست به نازل می‌باشد. مجهز کردن نازل به لوله بلست علاوه بر ایجاد فضا برای افزودن زیرسیستم‌های مورد نیاز، امکان پایداری و کنترل ساده‌تر سامانه را نیز به وجود می‌آورد. در مطالعه حاضر ابتدا با استفاده از حل عددی، یک نازل سوخت جامد موجود از نقطه نظر هندسی و آیرودینامیکی به منظور دستیابی به عملکرد و راندمان مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. حل عددی انجام شده با استفاده از نرم‌افزار Fluent بوده و مدل آشفتگی به کار رفته از نوع تنش‌های رینولدز پنج معادله‌ای است. به منظور افزودن لوله بلست دو هندسه جدید از نازل مذکور طراحی شده و با توجه به شرایط حاکم بر مسئله، تغییرات سرعت، فشار و درجه حرارت جریان عبوری از نازل مورد بحث قرار گرفته است. با توجه به مشخص بودن دما و فشار محفظه احتراق، خواص گازهای ورودی به نازل با استفاده از نرم‌افزار تحلیل تعادل شیمیایی محاسبه شده است. نتایج نشان می‌دهند که افزودن لوله بلست باعث افت فشار کل کمتر از ۲ درصد و مقدار ضربه ویژه حدود ۳ درصد شده است که با توجه به مزایای به دست آمده قابل قبول است.

واژه‌های کلیدی: نازل موشک، طراحی هندسی، طراحی آیرودینامیکی، لوله بلست، بهبود عملکرد، شبیه‌سازی عددی.

Geometric and Aerodynamic Design of the Nozzle to Add the Blast Tube

M. A. Ranjbar

Department of Mechanical Engineering, Khatmol Anbia Air Defense University, Tehran, Iran.

A. R. Pourmoayed

Department of Mechanical Engineering, Khatmol Anbia Air Defense University, Tehran, Iran.

Abstract

An existing solution for using tactical solid fuel rockets for space purposes is to add a blast tube to the nozzle. Equipping the nozzle with a blast tube, in addition to creating space to add the required subsystems, also makes it easier to stabilize and control the system. In the present study, the existing nozzle is first analyzed from a geometric and aerodynamic point of view using numerical solution in order to achieve performance and efficiency. The numerical solution is performed using Fluent software and the turbulence model used is of Reynolds stress model with five equations. In order to add the blast tube, two new geometries of the mentioned nozzle are designed and according to the prevailing conditions, the changes in velocity, pressure and temperature of the flow through the nozzle have been studied. Due to the specificity of the temperature and pressure of the combustion chamber, the properties of the inlet gases to the nozzle have been calculated using chemical equilibrium analysis software. The results show that the addition of a blast tube causes a decrease in total pressure of less than 2% and a specific impulse value of about 3% Which is acceptable considering the benefits obtained.

Keywords: Rocket Nozzle, Geometric Design, Aerodynamic Design, Blast Tube, Performance Improvements, Numerical Simulation.

موتور راکت را به مرکز جرم کل سامانه نزدیک می‌کند، که موجب می-

شود پایداری و کنترل وسیله ساده‌تر گردد. به هر حال بدون در نظر گرفتن کارایی موتور نمی‌توان به مزایای اضافه کردن لوله بلست در نازل اکتفا کرد. به دلیل بالا بودن محدوده دما و فشار در داخل یک نازل، امکان این که بتوان به وسیله حسگر و سنجش‌گرهای معمولی مقادیر دما و فشار را از داخل نازل استخراج کرد بسیار دشوار است. به همین دلیل استفاده از شبیه‌سازی در این زمینه بسیار راهگشا می‌باشد. پتروپوچ و همکاران عملکرد و کارایی نازل‌های همگرا و واگرا را بر حسب شکل و اندازه ناحیه‌ای که اندازه مقطع نازل تغییر می‌کند، مورد بررسی قرار دادند [۲]. این تحقیق یک روش طراحی جدید برای نازل‌های همگرا-واگرا با سطح متغیر ارائه می‌کند، به صورتی که برای نرخ‌های مختلف جریان نسبت سطح نازل ثابت بماند. اعتبارسنجی مدل ارائه شده با داده‌های عددی، تحلیلی و تجربی انجام شده است. نتایج تایید می‌کند که سرعت سیال اولیه در خروجی نازل متناسب با تحلیل‌های یک بعدی است. همچنین اگر چه اغتشاشات (موج‌های شوک ضعیف و قوی) مشاهده می‌شوند، ولی اثر آنها قابل چشم‌پوشی است. هندسه

۱- مقدمه

نازل موتور موشک در قسمت پشتی محفظه احتراق قرار گرفته و با کنترل و هدایت محصولات خروجی از محفظه احتراق و با تبدیل انرژی این محصولات به انرژی جنبشی، پیشران مورد نیاز موشک را تأمین می‌نماید. هدف اصلی در طراحی نازل کنترل انبساط گازها به صورتی است که محدوده کارایی و راندمان موشک بیشینه شود. از این رو، برای هر موشکی بایستی با در نظر گرفتن ملاحظات ترمودینامیکی، آیرودینامیکی، حرارتی و همچنین ساختار هندسی، نازل منحصر به فرد و مناسب آن طراحی شود تا به ازای انرژی ورودی مشخص به نازل، بیشترین پیشران ممکن به سامانه اعمال شود. نازل‌هایی که در موشک-های سوخت جامد به کار می‌روند با توجه به برنامه و نوع مأموریت به پنج دسته ثابت، متحرک، ترکیبی، کشش‌پذیر و مجهز شده به لوله بلست طبقه‌بندی می‌شوند. به طور کلی نازل‌های با لوله بلست در موشک‌های با قطر محدود به کار می‌روند تا فضای کافی برای زیر سیستم‌ها به وجود آید [۱]. همچنین استفاده از لوله بلست مرکز جرم

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: M_A_Ranjbar@hotmail.com

تاریخ دریافت: ۰۰/۰۳/۲۱

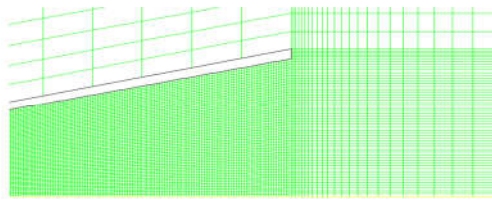
تاریخ پذیرش: ۰۰/۰۷/۲۶

نازل‌های همگرا-واگرا بر شرایطی که در آن انتقال از جریان اغتشاشی به غیراغتتشاشی روی می‌دهد تاثیر می‌گذارد. سینگ و همکاران اثر هندسه نازل در انتقال جریان از آن را مورد مطالعه قرار دادند [۳]. آنها در این مطالعه روشی را پیشنهاد کردند که بر اساس یک هندسه بهینه، ضمن افزایش فشار بحرانی، افت فشار در داخل نازل کاهش می‌یابد. در این مطالعه ۲۷ هندسه نازل مختلف مورد بررسی قرار گرفته‌اند که به دو دسته نازل‌های مخروطی و سهموی تقسیم می‌شوند. نتایج نشان می‌دهد زاویه واگرایی کوچک‌تر و نداشتن گلوگاه کشیده، باعث نسبت فشار بحرانی بالاتر می‌شود. همچنین طول بخش همگرا-واگرای نازل به اندازه ابعاد گلوگاه و شکل بخش همگرا-واگرا بر کارایی نازل تاثیر ندارد. چن و همکاران تأثیر هندسه نازل‌های مستقیم را بر روی جت‌های گازی فراصوت مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها مشاهده کردند در نازل‌های با مقطع مربعی و مستطیلی، فاصله بین محل تشکیل صفحه ماخ و خروجی نازل افزایش می‌یابد، درحالی‌که قطر صفحه ماخ کاهش می‌یابد [۴]. امیری و همکاران در تحقیقی به طراحی و بررسی تجربی نازل افزایش‌دهنده سرعت در مقطع آزمون تونل باد پرداخته‌اند [۵]. در این تحقیق بهترین پروفیل نازل با توجه به محدودیت‌هایی مانند مساحت ورودی نازل، طول نازل و سرعت ورودی جریان بررسی شده است و میدان جریان داخل نازل به صورت عددی شبیه‌سازی شده است. نتایج نشان می‌دهد که تاثیر متغیر مساحت خروجی نازل مستقل از محل قرارگیری نقطه عطف پروفیل نازل می‌باشد. لی و همکاران مشخصات جریان در جت‌های کمتر توسعه‌یافته بر حسب هندسه‌های مختلف نازل را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها تأثیر هندسه نازل بر جریان در جت‌های کمتر توسعه‌یافته را با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مورد بررسی قرار دادند و مشاهده کردند جریان در محور نازل‌های با مقطع بیضی و مستطیلی دارای ناپایداری می‌باشد. و در مقابل جریان در نازل‌های با مقطع دایروی و مربعی پایدارتر است [۶]. دینگ و همکاران انتقال گرمای همرفتی و رسانشی یک جریان گذرا همراه با شوک را در یک نازل مورد بررسی قرار دادند [۷]. پروسه درهم آمیختگی انتقال گرمای جریان درون نازل با جدایی القایی ناشی از شوک به صورت عددی و تجربی بررسی شده و محاسبات عددی با حل معادلات میانگین رینولدز و بر اساس مدل $k-\omega$ انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که دمای بدنه با افزایش فشار ورودی و قطر گلوگاه، به تدریج کاهش می‌یابد. بیشترین مقدار این کاهش دما به ۱۵ درجه سانتی‌گراد می‌رسد.

یک آنالیز سه بعدی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی برای مطالعه جریان آشفته و تراکم‌پذیر از شوک‌های متوالی در نازل همگرا-واگرا توسط موسوی و همکاران انجام شده است [۸]. هدف اولیه در این تحقیق تعیین رفتار، موقعیت و تعداد شوک‌ها بوده است. در این تحقیق از روش حدس اولیه و مدل آشفتگی تنش رینولدز با شرایط سه بعدی در نرم‌افزار Fluent استفاده شده است. نویسندگان در این تحقیق به مقایسه‌ای بین نتایج عددی مربوط به عدد ماخ در خط مرکزی و فشار دیواره با نتایج تجربی گزارش شده توسط ویز پرداخته‌اند. نتایج مقایسه‌ای از حل‌های عددی با مدل‌های آشفتگی $k-\omega$ SST، $k-\epsilon$ RNG و RSM با داده‌های تجربی می‌باشد و نشان‌دهنده انحراف مدل‌های آشفتگی $k-\omega$ SST و $k-\epsilon$ RNG در پیش‌بینی رفتار جریان در مقایسه با داده‌های تجربی در زمان ایجاد چند شوک می‌باشد، در حالی که مدل

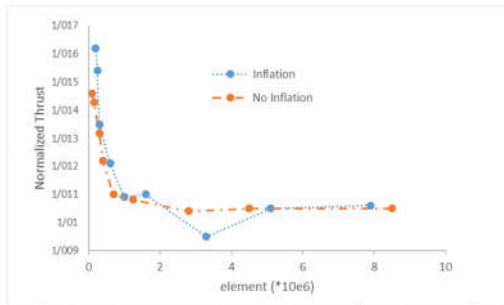
RSM انطباق قابل قبولی با داده‌های تجربی دارد و مناسب بودن این روش در زمان ایجاد شوک‌های متوالی را نشان می‌دهد. همه این مطالعات تاکید دارند که فشار محیطی نقش عمده‌ای در توسعه جدایی جریان ایفاء می‌کند. تقاضای زیادی برای بهبود موشک‌های تاکتیکی با موتور سوخت جامد جهت استفاده به عنوان حمل‌کننده‌های فضایی وجود دارد. نازل موشک‌های تاکتیکی با کاربردهای راکت‌های فضایی متداول تفاوت دارد، به این صورت که آن‌ها نیاز به گسترش قسمت بین پشت موتور و نازل برای متعادل کردن مرکز جرم دارند که به عنوان لوله بلست شناخته می‌شود [۹]. زیکانوف در کتاب دینامیک سیالات محاسباتی اساسی [۱۰] به بیان محدودیت‌های آنالیز عددی در لوله‌های خیلی دراز پرداخته است. گرچه این روش بینش خوبی ایجاد می‌کند، ولی فقط در مورد لوله‌های دراز با دمای ثابت و جریان تراکم‌پذیر صدق می‌کند. جریان در موتورهای راکت سوخت جامد کاملاً پیچیده می‌باشد. این سیستم یک سیستم وابسته به زمان، تراکم‌پذیر، دارای واکنش شیمیایی جریان مافوق صوت با انتقال گرما و ساختار شوک پیچیده می‌باشد. نازل‌های تاکتیکی عموماً به مقدار قابل توجهی ابعاد کوچکتری نسبت به نازل‌های کاربردهای فضایی دارند. این نازل‌ها به دلیل محدودیت فضایی که دارند، در مقایسه با لانچرهای متداول فضایی که با سطح و نسبت توسعه بهینه کار می‌کنند، غالباً تحت شرایط توسعه نیافته کار می‌کنند [۱۱]. در زمینه شبیه‌سازی و بهینه‌سازی کارهای محدودی که شامل طراحی لوله بلست می‌باشند انجام شده است. تحسینی و ابراهیمی [۱۲] در تحقیقی بالستیک داخلی یک موشک سوخت جامد دارای لوله بلست را به صورت عددی مورد مطالعه قرار داده‌اند. در این تحقیق تاثیر حضور لوله بلست بر کارایی موشک سوخت جامد به صورت دقیق با استفاده از معادلات بقا شبه یک بعدی ناپایدار بررسی گردیده است و نتایج برای چندین هندسه لوله بلست ارائه گردیده است. میدان جریان در لوله بلست یک موتور سوخت جامد به صورت عددی با حل معادلات ناوبر استوکس سه بعدی با مدل آشفتگی SST توسط شاینا و همکاران [۱۳] بررسی گردیده است. این مطالعه به صورت پارامتریک برای پیدا کردن اثر ابعاد لوله بلست در افت فشار کل در موتور موشک انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که مقدار افت فشار کل در موتور موشک کمتر از ۴ درصد می‌باشد که سهم لوله بلست کمتر از یک درصد می‌باشد. همچنین مشخص شد که قطر بزرگتر لوله بلست باعث افت کمتر فشار کل می‌شود. همچنین شولتز در تحقیقی به بهینه‌سازی موتور سوخت جامد با لوله بلست پرداخته است [۱۴]. در این تحقیق دو الگوریتم بهینه‌سازی برای به دست آوردن بیشینه پیشران به کار گرفته شده است. وی در این تحقیق چهارچوبی جهت بهینه‌سازی نازل در Ansys ایجاد نموده است و تاثیر طول نازل بر نیروی پیشران را بررسی کرده است. نتایج نشان دهنده بهبود میزان پیشران با بهینه کردن ابعاد لوله بلست با هر دو روش می‌باشد.

هدف از تحقیق حاضر بهینه‌سازی کانتورهای نازل یک موشک سوخت جامد تاکتیکی موجود و افزودن لوله بلست با تمرکز بر نیروی پیشران بعنوان پارامتر اصلی بوده تا بتوان از آن به عنوان حامل فضایی استفاده کرد، در حالی که پیشران بیشینه تغییر چندانی نکند. همان‌طور که از تعریف عملکرد نازل‌ها مشخص است با تغییر در هندسه نازل می‌توان سرعت جریان خروجی و عملکرد و توان موتور را افزایش داد.



شکل ۲ - شبکه بندی نازل و بلوم آن

استقلال از شبکه مطالعه شده در این تحقیق بر روی المان‌های با اندازه متغیر از ۰/۱۵ تا ۳ میلی‌متر بوده است. دو نوع مش بندی مورد نظر بوده است. ابتدا دیواره بر پایه مش چهار گوشه با ارتفاع المان اولیه حدود ۰/۰۲ میلی‌متر که مقادیر y^+ کمتر از ۵ برای پروفیل خروجی دیواره نازل را می‌دهد. دومی مش با ساختار چهار گوشه بدون رشد دیواره که مقادیر y^+ متغیر با اندازه المان را می‌دهد. پایش بیشتر دیواره و رسیدن به y^+ کمتر از ۱ اگر چه پروفیل سرعت را بهبود می‌بخشد ولی بهبودی در پیش‌بینی پیش‌ران نمی‌دهد و رشد هزینه محاسباتی را زیاد می‌کند. به محض این که تعداد المان‌ها بیشتر از $10^5 * 1/25$ می‌شود (که متناظر با اندازه المان تقریباً ۰/۵ میلی‌متر می‌باشد)، دیده می‌شود که افزایش بیشتر المان‌ها دیگر سهم مهمی در بهبود پیش‌بینی پیش‌ران ندارد. اندازه المان ۰/۷۵ و مش مبتنی بر y^+ کمتر از ۵ در این تحقیق به کار رفته است. به صورت ایده‌آل، المان با اندازه ۰/۵ میلی‌متر می‌تواند به کار گرفته شود اما محدودیت‌های محاسباتی از این کار جلوگیری می‌کند. با وجود این که المان با اندازه ۰/۵ میلی‌متر نتایج دقیق‌تری می‌دهد، اما اندازه ۰/۷۵ میلی‌متر امکان ارزیابی سریع‌تر (با حدود ۴۵ درصد کاهش در شمارش المان‌ها) و کاهش دقتی از مرتبه ۰/۰۱ درصد نسبت به مش اندازه ۰/۵ میلی‌متر می‌دهد. شکل ۳ نمودار استقلال از شبکه مبتنی بر نیروی پیش‌ران را نشان می‌دهد.



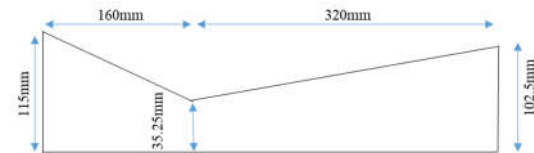
شکل ۳ - نمودار استقلال از شبکه

سیال در این حالت هوا در نظر گرفته شده و چگالی آن با رابطه گاز ایده‌آل محاسبه شده است. مهم‌ترین بخش در حل یک میدان جریان شرایط مرزی آن است. همان‌طور که گفته شد چون شرایط قسمت خروجی نازل مشخص نمی‌باشد و برای در نظر گرفتن تأثیر فضای اطراف بر میدان درون نازل، قسمتی از فضای اطراف آن نیز به عنوان میدان حل در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی در ورودی نازل به صورت دبی جرمی جریان در نظر گرفته شده است، به این ترتیب که دما و دبی جرمی جریان در ورود مشخص می‌شود. فضای اطراف میدان دارای شرط مرزی فشار نقاط دور دست می‌باشد. همچنین با در نظر گرفتن تقارن، مرز پائین به عنوان محور تقارن تعریف می‌شود. بدنه نازل دارای شرط مرزی دیواره می‌باشد. خطوط داخلی که برای

این تحقیق بر آن است تا یک نازل نمونه از موشک‌های متداول را از نقطه نظر هندسی و آیرودینامیکی به منظور دستیابی به بهترین عملکرد و راندمان ممکن به ازای انرژی ورودی دریافتی در شرایط کارکردی متفاوت، مورد تحلیل و بررسی قرار دهد. با توجه به این توضیح در پژوهش حاضر حرکت جریان در طول هر قسمت از نازل به‌طور مجزا تحلیل و تأثیر هر قسمت بر کارکرد کلی سامانه مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. سپس از نقطه نظر طراحی هندسی ابتدا دو هندسه مختلف از نازل، با و بدون استفاده از بلست ارائه شده و هر مورد به‌طور جداگانه مورد تحلیل هیدرودینامیکی قرار می‌گیرد تا تأثیر این مورد به عنوان پایه‌ای‌ترین پارامتر مؤثر بر عملکرد نازل مورد بررسی قرار گیرد. پس از تحلیل بالستیک داخلی موتور، ابعاد کلی نازل شامل قطر همگرا و قطر گلوگاه مورد مطالعه قرار می‌گیرد. از همین روی ابتدا معادلات حاکم بر فیزیک مسئله ارائه شده و سپس با استفاده از روابط دینامیک گازی و حل عددی معادلات مربوطه، نتایج مربوط به تغییرات فشار و عدد ماخ در طول نازل به دست می‌آید و نتایج مربوط مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. با توجه به مطالب گفته شده نوآوری ارائه شده در این مقاله، حل و بهینه‌سازی کانتورهای نازل یک موشک سوخت جامد تاکتیکی موجود و افزودن لوله بلست با تمرکز بر نیروی پیش‌ران بعنوان پارامتر اصلی می‌باشد تا بتوان از آن به عنوان حامل فضایی استفاده کرد در حالی که پیش‌ران بیشینه تغییر چندانی نکند.

۲- مدل هندسی تولید شبکه و شرایط مرزی

شکل ۱، شمای کلی نازل نمونه یک موشک سوخت جامد موجود را که در این بررسی مدنظر قرار گرفته است، نشان می‌دهد.



شکل ۱- مشخصات و ابعاد نازل

به‌منظور ایجاد شبکه در میدان حل و استفاده از آن در نرم‌افزار Fluent، نرم‌افزار Gambit به‌کار برده شده است. دامنه میدان حل عددی به‌گونه‌ای در نظر گرفته شده است که منطبق بر مرزهای میدان حل باشد. همچنین این شبکه از نوع باساختار و با سلول‌های مستطیلی شکل می‌باشد. برای به دست آوردن پلوم^۱ و تأثیر آن بر جریان درون نازل، علاوه بر میدان درون نازل محدوده‌ای از میدان اطراف آن نیز در نظر گرفته شده است. اندازه سلول‌های بکار رفته در داخل نازل و بلوم نسبت به سایر نقاط ریزتر در نظر گرفته شده است تا جزئیات میدان جریان در این قسمت از میدان حل دقیق‌تر محاسبه و مشاهده گردد. شکل ۲، شبکه به کار رفته برای نازل را نشان می‌دهد.

¹ Plume

تعریف سطوح دلخواه و همچنین قرار دادن شبکه با ساختار مورد نظر به کار می‌رود دارای شرط مرزی داخلی می‌باشند. در این پژوهش حل یک جریان پایدار درون یک نازل با تقارن محوری مورد نظر می‌باشد. بدین منظور از الگوریتم روش مجزا برای حل معادلات استفاده شده است. همچنین فرمول‌بندی به کار رفته از نوع ضمنی می‌باشد. از الگوریتم SIMPLE برای ارتباط بین سرعت و فشار استفاده شده است. مدل توربولانسی به کار رفته از نوع تنش‌های رینولدز پنج معادله‌ای می‌باشد.

۱-۲- معادلات حاکم

در این بخش معادلات حاکم بر جریان مورد توجه قرار گرفته است. ناویر-استوکس معادله حاکم بر تمامی سیالات است. در حل عددی برای رسیدن به شرایط جریان سیال از حل این معادلات کمک می‌گیرند. معادله ناویر-استوکس شامل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی است. این معادلات با توجه به شرایط مسئله مانند تراکم پذیر بودن، لزج بودن و عدد رینولدز جریان قابل تغییر و ساده‌سازی هستند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \nabla \cdot (\rho u \vec{v}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad (2)$$

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + 2 \mu \frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)$$

$$\tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right)$$

جهت مدل‌سازی جریان آشفته از معادلات ناویر-استوکس به روش رینولدز متوسط‌گیری شده است. این روش برای مدل‌سازی ترم‌های آشفته ابداع شده است و بر مبنای تقسیم هر متغیر جریان به دو مقدار متوسط‌گیری شده و نوسانی توسعه داده شده است. با قرار دادن متغیرها در معادلات و پس از آن گرفتن یک میانگین زمانی و حذف ترم‌های اضافی و صفر شده، معادلات (۳) و (۴) که موسوم به RANS^۱ هستند، نتیجه می‌شود.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) =$$

$$-\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j})$$

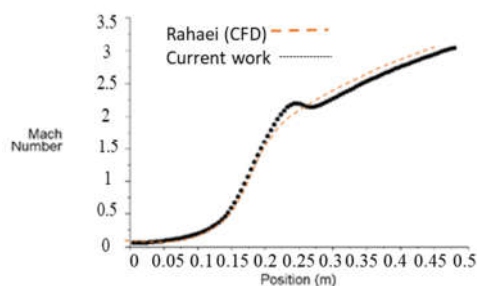
ترم آخر اضافه شده به معادلات مومنتوم اولیه، نمایانگر اثرات آشفتگی بر جریان است. این ترم که شباهت ظاهری به تنش دارد، به‌عنوان تنش رینولدز شناخته می‌شود. همانطور که گفته شد، مدل توربولانسی به کار رفته از نوع تنش‌های رینولدز پنج معادله‌ای می‌باشد و از نرم‌افزار Fluent برای حل معادلات استفاده شده است. در این تحقیق نازل نمونه

^۱ Reynolds Averaged Navier-Stokes Equations

را در دو شرایط کارکردی با ارتفاع‌های مختلف که F و J نامیده شده‌اند، بررسی می‌کنیم و جهت صحت‌سنجی نیز با نتایج تجربی متناسب و همچنین نتایج عددی مقایسه می‌گردد.

۲-۲- اعتبارسنجی

رهایی و همکاران در تحقیقی به بررسی انتقال گرمای گذرا در دیواره‌های شیپوره همگرا-واگرا پرداخته‌اند [۱۵]. در این تحقیق نمودار عدد ماخ در طول نازل و در مقایسه با داده‌های تجربی به دست آمده است. همانطور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده از تحقیق حاضر هم‌خوانی مناسبی با نتایج ارائه شده دارد. همچنین در بخش‌های بعد نتایج حاصل از پیشران به دست آمده از شبیه‌سازی با نتایج تجربی نازل موجود مقایسه شده است که خطای کمتر از ۱ درصد مشاهده می‌شود.



شکل ۴- مقایسه نمودار عدد ماخ در خط مرکزی نازل

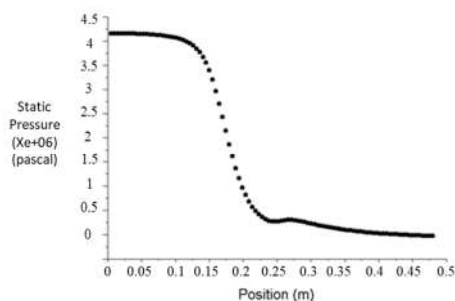
۳-۲- نازل در شرایط کارکردی F

نازل در حالت F دارای شرایط عملکردی جدول ۱ می‌باشد:

جدول ۱- شرایط عملکرد نازل F

۱۳۰	فشار محفظه احتراق (بار)
۴۸۰۰۸	دبی جرمی (کیلوگرم بر ثانیه)
۳۰۶۰	دمای محفظه احتراق (کلوین)
۲۶۵۰	نیروی پیشران (کیلوگرم نیرو)

توزیع فشار روی محور تقارن نازل F که در شکل ۵ نشان داده شده است، نشان می‌دهد که سیال به‌صورت کامل انبساط می‌یابد به‌طوری که فشار در سطح مقطع خروجی نازل از فشار یک اتمسفر نیز کمتر شده و به مقدار مطلق ۰/۷۶ بار می‌رسد. این مقدار با توجه به شرایط واقعی کارکرد موتور که در ارتفاع بالا می‌باشد و فشار در آنجا کمتر از فشار یک اتمسفر می‌باشد بسیار ایده‌آل به نظر می‌رسد.



شکل ۵- شکل توزیع فشار روی محور تقارن نازل F

با توجه به داده‌های جدول ۲ از معادله (۵) نیروی پیشران را محاسبه می‌کنیم که مقدار آن ۲۶۷۵ کیلوگرم نیرو می‌شود.

$$\text{Thrust} = (\rho v^2 A)_{\text{exit}} + (p_{\text{exit}} - p_a)A \quad (5)$$

که در مقایسه با مقدار تجربی ارائه شده برای نازل نمونه در جدول ۱ [۱۶] دارای کمتر از یک درصد خطا می‌باشد. با توجه به فشار پشت نازل میزان نیروی پیشران در ارتفاع‌های مختلف فرق می‌کند.

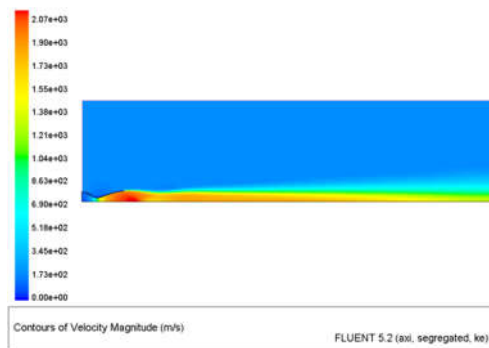
۴-۲- نازل در شرایط کارکردی J

نازل در حالت کارکردی J دارای شرایط عملکردی جدول ۳ می‌باشد:

جدول ۳- شرایط عملکرد نازل J

۳۰	فشار محفظه احتراق (بار)
۱۳/۴۰۹	مجموع دبی سوخت و اکسید (کیلوگرم بر ثانیه)
۰/۸۲	فشار خروجی نازل (بار)
۳۰۰۰	دمای محفظه احتراق (برابر با مقدار متناظر در F در نظر گرفته شده است) (درجه کلوین)
۳۰۷۰	نیروی پیشران (کیلوگرم نیرو)

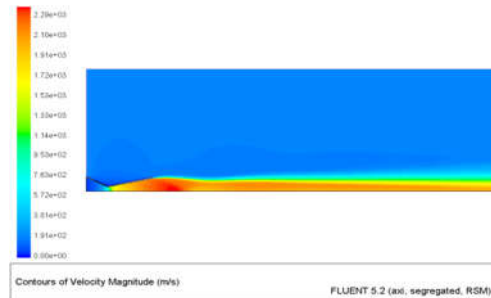
شکل ۹ توزیع سرعت در میدان حل نازل J را نشان می‌دهد.



شکل ۹- توزیع میدان سرعت به همراه پلوم در نازل نوع J

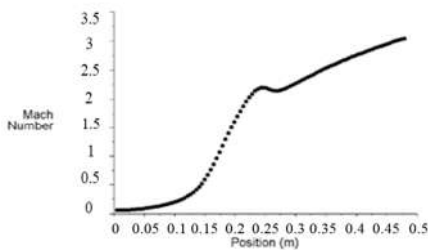
شکل ۱۰ توزیع فشار استاتیک را روی محور تقارن برای نازل J نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که سیال به صورت کامل انبساط می‌یابد به طوری که فشار در سطح مقطع خروجی نازل از فشار یک اتمسفر نیز کمتر شده و به مقدار مطلق ۰/۶۲۳ بار می‌رسد. این مقدار با توجه به شرایط واقعی کارکرد موتور که در ارتفاع بالا می‌باشد و فشار در آنجا کمتر از فشار یک اتمسفر می‌باشد بسیار ایده‌آل به نظر می‌رسد. همچنین همانند نازل نوع F با عبور جریان از مقطع نازل با افزایش سرعت جریان، فشار آن کاهش می‌یابد.

شکل ۶ توزیع سرعت در میدان حل را نشان می‌دهد. در این شکل پلوم خوش رفتار نازل به خوبی نشان داده شده است. مطابق با دیاگرام توزیع فشار مشاهده می‌شود با کاهش فشار در خروجی نازل، سرعت جریان خروجی از آن افزایش می‌یابد.



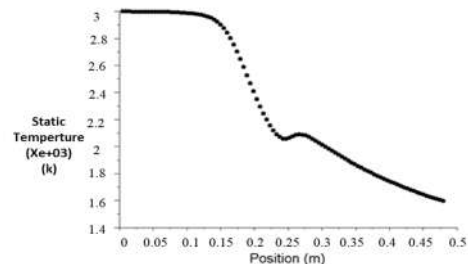
شکل ۶- توزیع سرعت در میدان جریان نازل و پلوم نوع F

شکل ۷ توزیع عدد ماخ را روی محور تقارن برای نازل F نشان می‌دهد. همانند کانتور سرعت مشاهده می‌شود با کاهش فشار گازهای خروجی از نازل، سرعت این گازها افزایش پیدا می‌کند به طوری که گاز در گلوگاه نازل به سرعت صوت رسیده و سپس با کاهش فشار در قسمت واگرایی نازل، سرعت سیال افزایش پیدا می‌کند.



شکل ۷- توزیع عدد ماخ روی محور تقارن نازل نوع F

شکل ۸ توزیع دمای استاتیک را روی محور تقارن برای نازل F نشان می‌دهد.

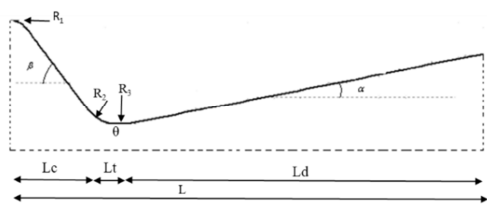


شکل ۸- توزیع دمای استاتیک روی محور تقارن نازل نوع F

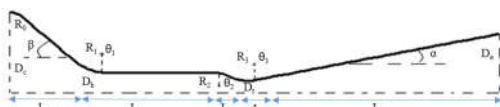
داده‌های به دست آمده به صورت جدول ۲ می‌شود:

جدول ۲- نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی نازل نوع F

۲۲۱۲/۸۲۸	میانگین سرعت در سطح مقطع خروجی (متر بر ثانیه)
۰/۱۶۵۵۳۴۷	میانگین چگالی مقطع خروجی (کیلوگرم بر مترمکعب)
۰/۷۶	میانگین فشار در سطح مقطع خروجی (بار)
۰/۰۳۳۰۰۶۳۶	سطح مقطع خروجی (مترمربع)
۱	فشار محیط (بار)



شکل ۱۲- پروفیل طراحی شده نازل (طرح اول)



شکل ۱۳- پروفیل نازل طراحی شده با بلست (طرح دوم)

۱-۳- طرح اول

پس از تحلیل بالستیک داخلی موتور، ابعاد کلی نازل شامل قطر همگرا و قطر گلوگاه به دست می‌آیند و همچنین قطر خارجی از رابطه (۶) به دست می‌آید:

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\gamma}}{\left(\frac{P_c}{P_c}\right)^{1/\gamma} \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2}} \quad (6)$$

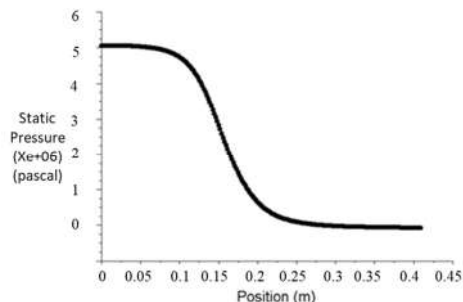
با توجه به رابطه بالا قطر خروجی نازل با توجه به دو فشار کارکرد موتور به صورت جدول ۵ به دست می‌آید:

جدول ۵- ابعاد کلی نازل

P_c (bar)	P_{exit} (bar)	D_c (mm)	D_t (mm)	D_i (mm)
۱۳۰	۱/۱۵۶	۲۸۵	۸۰	۳۸۰
۳۰	۰/۲۷	۲۸۵	۸۰	۳۸۰

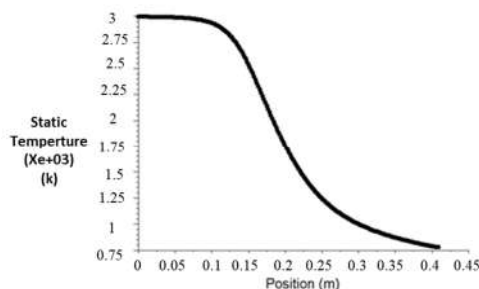
معمولاً قسمت ورودی نازل، قسمت گلوگاه قبل و بعد از آن به صورت قوس دایره‌ای با شعاع انحنای مناسب منظور می‌شود که این کار باعث همسو شدن خطوط جریانی و جلوگیری از افت راندمان نازل می‌شود. مقدار پیشنهادی برای شعاع انحنای قسمت ورودی نازل، معادل شعاع گلوگاه نازل است. شعاع انحنای قبل از گلوگاه نازل ۱/۵ تا ۲ برابر شعاع گلوگاه پیشنهاد می‌شود [۱۷]. ضمناً شعاع انحنای بعد از گلوگاه بین ۰/۵ تا ۲ برابر شعاع گلوگاه پیشنهاد شده است. زاویه قسمت همگرایی نازل ۳۹ درجه استفاده شده که این قسمت چندان نقش تعیین‌کننده در راندمان عملکرد نازل ندارد. برای قسمت واگرا در طراحی، دو عامل را معمولاً مدنظر می‌گیرند. اول اینکه زاویه خروجی در قسمت واگرا برای نازل مخروطی بایستی طوری باشد که جدایش جریان اتفاق نیفتد. برای ماخ‌های معمولی مافوق صوت ۲ تا ۴ این زاویه بایستی حدود ۱۴ درجه و کمتر باشد. عامل دوم در انتخاب زاویه قسمت مخروطی واگرا عدم برخورد ذرات جامد همراه جریان با دیواره خروجی نازل است، تجربه نشان داده است که زاویه مناسب که هر دو عامل را در نظر می‌گیرد بین ۸ تا ۱۵ درجه می‌باشد [۱۸].

طول کل نازل (L) برابر با ۹۰۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است و با توجه به توضیحات بالا پروفیل همگرایی نازل را به صورت دایره - خط-دایره در نظر می‌گیریم. در این حالت علاوه بر مقادیر D_i و D_c و



شکل ۱۰- توزیع فشار استاتیک روی محور تقارن نازل نوع J

شکل ۱۱ توزیع دمای استاتیک را روی محور تقارن برای نازل J نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- توزیع دمای استاتیک روی محور تقارن برای نازل J

داده‌های به دست آمده در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴- نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی نازل نوع J

۲۰۳۳	میانگین سرعت در سطح مقطع خروجی (متر بر ثانیه)
۰/۲۲۷	میانگین چگالی در سطح مقطع خروجی (کیلوگرم بر مترمکعب)
۰/۶۲۳	میانگین فشار در سطح مقطع خروجی (بار)
۰/۰۳۳۰۰۷۷	سطح مقطع خروجی (مترمربع)
۱	فشار محیط (بار)

با توجه به داده‌های جدول ۴ نیروی پیشران را از رابطه (۵) محاسبه می‌کنیم که مقدار آن برابر ۳۰۹۷ کیلوگرم نیرو می‌شود که نسبت به مقدار تجربی ارائه شده در جدول ۳ دارای کمتر از ۱٪ خطا می‌باشد.

۳- طراحی هندسی نازل

منظور از طراحی هندسی دیواره نازل به دست آوردن چگونگی تغییرات شعاع مقاطع شیپوره در امتداد محور آن است. نازل شامل سه قسمت اصلی همگرا، گلوگاه و واگرا می‌باشد. از نظر هندسی گلوگاه می‌تواند به صورت یک نقطه یا استوانه کوتاه باشد. برای به دست آوردن پروفیل نازل دانستن پارامترهایی از قبیل قطر همگرا، گلوگاه و خروجی، طول همگرا، گلوگاه و نازل لازم می‌باشد. در ادامه کار جهت استفاده از لوله بلست دو طرح جدید شکل‌های ۱۲ و ۱۳ ارائه گردیده است. نازل اول جهت مقایسه عملکرد با نازل موجود طراحی و در طرح نازل دوم بلست اضافه گردیده است.

$$L_{c2} \approx \frac{D_b}{2} = 57 \text{ mm}$$

$$R_2 = \left[L_{c2} - R_3(1 + \cos\theta_3) \operatorname{tg} \frac{\theta_3}{2} - \left(\frac{D_b - D_t}{2} - R_3 \sin\theta_3 \operatorname{tg} \frac{\theta_3}{2} \right) \operatorname{Cotg}\theta_3 \right]$$

$$\times \operatorname{Cotg} \frac{\theta_3}{2} \Rightarrow R_2 = 37 \text{ mm}$$

$$R_0 = 28 \text{ mm}$$

بدین ترتیب ابعاد و پروفیل نازل طراحی شده به صورت جدول ۶ و شکل ۱۳ می‌شود.

جدول ۶- ابعاد و هندسه نازل (بلست‌دار) طراحی شده

Dc (mm)		۳۸۰			
D _b (mm)		۱۱۴			
D _t (mm)		۸۰			
D _c (mm)		۲۸۵			
L _{c1} (mm)	R ₀ (mm)	R ₁ (mm)	۱۸۰	۲۸	۸۶
β		θ ₀ = θ ₁		۴۵	۴۵
L _b		۱۹۹			
L _{c2} (mm)	R ₂ (mm)	R ₃ (mm)	۵۷	۳۷	۶۵
θ ₂ = θ ₃		۳۵			
α		۱۲/۷۲°			
L _t (mm)	L _d (mm)	۱۰	۴۵۴		

۴- طراحی آیرودینامیکی

در این طراحی سطوحی که با گاز در تماس هستند به گونه‌ای پیکربندی می‌شوند که نازل عملکرد مناسب را در محدوده مورد نظر ایجاد نماید [۲۰]. حل معادلات دینامیکی گاز برای شیپوره همگرا-واگرا با توجه به فرضیات یک بعدی بودن جریان، عدم وجود اصطکاک، کامل بودن گاز درون شیپوره، زیر سرعت صوت بودن سرعت ورودی به شیپوره و در نظر نگرفتن کار و انتقال گرما انجام می‌شود. کل حالاتی که ممکن است در یک شیپوره همگرا-واگرا روی بدهد در این قسمت توضیح داده شده است.

۴-۱- محاسبه خواص آیرودینامیکی

با توجه به فرضیات فوق‌الذکر، جریان در کل حالات ایزونتروپیک است، مگر در موقعی که شوک قائم در قسمت واگرایی شیپوره وجود داشته باشد. در تمام حالات می‌توان روابط (۱۳) تا (۱۵) را نوشت:

$$P_{O1} = P_{O2} = P_{O3} = P_0 \quad (13)$$

$$T_{O1} = T_{O2} = T_{O3} = T_0 \quad (14)$$

$$\rho_{O1} = \rho_{O2} = \rho_{O3} = \rho_0 \quad (15)$$

کل حالاتی که ممکن است در یک شیپوره همگرا-واگرا روی دهد شامل حالت‌های ۱- جریان هوا هنوز در داخل شیپوره خفه نشده، ۲- جریان هوا تازه خفه شده، ۳- یک شوک قائم در قسمت واگرایی موجود باشد، ۴- شوک مایل در خروجی شیپوره موجود باشد، ۵-

L_c باید مقدار θ و R₁ یا R₂ معلوم شوند که برای این کار از رابطه (۷) استفاده می‌شود.

$$1.5R_t < R_2 < 2R_t$$

$$(12) \quad R_2 = 2R_t = 2 \times 40 \Rightarrow \begin{cases} R_2 = 80^\circ \\ \theta = 45^\circ \end{cases} \quad (7)$$

طول قسمت همگرا (L_c) را برابر با ۲۰۰ میلی‌متر در نظر می‌گیریم و با توجه به رابطه (۸) مقدار R₁ را محاسبه می‌کنیم.

$$R_1 = \left[L_c - R_2(1 + \cos\theta) \operatorname{tg} \frac{\theta}{2} - \left(\frac{D_c - D_t}{2} - R_2 \sin\theta \operatorname{tg} \frac{\theta}{2} \right) \times \operatorname{Cotg}\theta \right]$$

$$\times \operatorname{Cotg} \frac{\theta}{2}$$

$$\rightarrow R_1 = 42 \text{ mm} \quad (8)$$

$$\beta = 39^\circ$$

در این نازل، پروفیل قسمت واگرا را به صورت مخروط (خط مستقیم) در نظر می‌گیریم (به دلیل ساختی)، هرچند که ضربه ویژه مربوط به این نازل، از نوع سهموی کمتر می‌باشد. ضمناً تمایل جریان به جدایش، در نازل مخروطی، بیشتر است [۱۹]. یک علت عمده برای افت ضربه ویژه در نازل مخروطی، وجود زاویه انحراف بیشتر بردار سرعت، نسبت به امتداد محور نازل است. با معلوم بودن طول نازل، طول همگرا و گلوگاه، طول واگرا L_t از رابطه (۹) به دست می‌آید.

$$L_t = 20 \text{ mm}$$

$$L_d = L - L_d - L_t \Rightarrow \begin{cases} L_d = 680 \text{ mm} \\ \alpha = 8.7^\circ \end{cases} \quad (9)$$

بدین ترتیب پروفیل داخلی نازل مورد نظر به دست می‌آید که این پروفیل در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

۲-۲- طرح دوم

در این طرح با توجه به طراحی ارائه شده قبلی، بلست نیز به نازل اضافه شده است که این امر باعث می‌شود که فضای کافی برای قرار دادن سیستم‌های کنترلی فراهم شود. ابعاد کلی نازل شامل قطر گلوگاه - قطر خروجی و قطر همگرا در جدول ۵ آمده است. طول کل نازل (L) برابر با ۹۰۰ میلی‌متر طول بلست (L_b) برابر با ۱۹۹ میلی‌متر و قطر آن ۱۱۴ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

پروفیل همگرای اول نازل را به صورت دایره-خط-دایره در نظر می‌گیریم. در این حالت علاوه بر مقادیر D_c و D_b باید مقادیر L_{c1} و A و R₁ یا R₂ معلوم باشند. زاویه قسمت مخروطی واگرایی نازل (α) را ۱۲/۷۲ درجه در نظر می‌گیریم و از رابطه (۱۰) طول قسمت واگرا را به دست می‌آوریم.

$$L_d = \frac{(D_c - D_t)/2}{\operatorname{tg}\alpha} \Rightarrow L_d = 454 \text{ mm} \quad (10)$$

طول گلوگاه (L_t)، ۱۰ میلی‌متر را در نظر می‌گیریم و از روابط (۱۱) و (۱۲) سایر مقادیر را به دست می‌آوریم.

$$\begin{cases} R_3 = 1.63 R_t \approx 65 \text{ mm} \\ \theta_3 = 35^\circ = \theta_2 \end{cases} \quad (11)$$

۵- بحث و بررسی نتایج

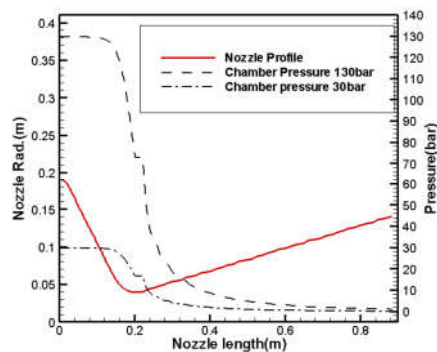
۱-۵- طرح اول

محاسبات دینامیک گازی در نازل با توجه به فرضیات جدول ۷ انجام می‌گیرد.

جدول ۷- مشخصات ترمودینامیکی سوخت (پیش‌فرض‌ها)

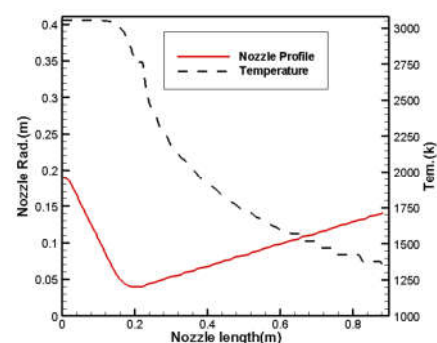
چگالی سوخت	۱۷۰۰ کیلوگرم بر مترمکعب
دمای گاز	۳۰۶۰ کلوین
ثابت گازها	۳۱۸ ژول بر کیلوگرم درجه کلوین
نسبت گرمای ویژه	۱/۲۱
فشار محفظه	۱۳۰ بار ۳۰ بار

از محاسبات دینامیک گازی در طول نازل توزیع فشار، دما و ماخ به دست می‌آید. در شکل ۱۴ پروفیل نازل و تغییرات فشار در طول نازل آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود همانند حالتی که در بالا بررسی شد، جریان عبوری از نازل با کاهش فشار باعث افزایش سرعت گازهای خروجی می‌شود که این تغییرات سرعت و انرژی جنبشی ایجاد شده، نیروی پیشران موردنیاز برای حرکت را تأمین می‌کند.



شکل ۱۴- پروفیل نازل و شکل تغییرات فشار در طول نازل

شکل ۱۵ تغییرات در دمای سیال عبوری از نازل را نشان می‌دهد.



شکل ۱۵- پروفیل نازل و شکل تغییرات دما در طول نازل

شکل ۱۶ تغییرات سرعت و عدد ماخ جریان عبوری از نازل را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در قسمت گلوگاه نازل عدد ماخ به مقدار یک می‌رسد که نشان‌دهنده رسیدن سرعت جریان به سرعت صوت می‌باشد که باعث ایجاد شوک در این منطقه می‌گردد.

حالت بهینه یا انبساط کامل باشد و ۶- امواج انبساطی در خروجی شیپوره وجود داشته باشد، می‌باشند. با توجه به مقادیر به دست آمده، برای توضیح معادلات حاکم فقط به حالت ۵ می‌پردازیم. حالت ۶ نیز مانند حالت ۵ است با این تفاوت که فشار محیط کمتر از فشار خروجی می‌باشد.

در حالت انبساط کامل با توجه به معادلاتی که قبلاً برای حالت ایزوتروپیک ذکر شد و با داشتن فشار و دمای سکون ورودی به شیپوره، نسبت گرمای ویژه حالت ۵، فشار خروجی یا اتمسفر با روش سعی و خطا عدد ماخ در هر مقطع، از رابطه (۱۶) به دست می‌آید:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2 + M^2(\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (16)$$

و با استفاده از روابط (۱۷) تا (۲۱) می‌توان خواص جریان را در هر مقطع به دست آورد:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + M^2 \frac{\gamma - 1}{2} \quad (17)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + M^2 \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (18)$$

$$\frac{P_0}{\rho} = \left(1 + M^2 \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (19)$$

$$\dot{m} = A M P_0 \left(\frac{\gamma}{RT_0} \right)^{\frac{1}{2}} \left(1 + M^2 \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{-\frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}} \quad (20)$$

$$V = Ma = M \sqrt{\gamma RT} \quad (21)$$

پیشرانی که توسط نازل تولید می‌شود با استفاده از روابط (۲۲) تا (۲۶) محاسبه می‌شود.

$$F = P_c A_t C_F \quad (22)$$

$$C_F = C_{F0} + \frac{A_c}{A_t} \left(\frac{P_c}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \quad (23)$$

$$C_{F0} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \sqrt{\gamma} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{P_c}{P_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)} \quad (24)$$

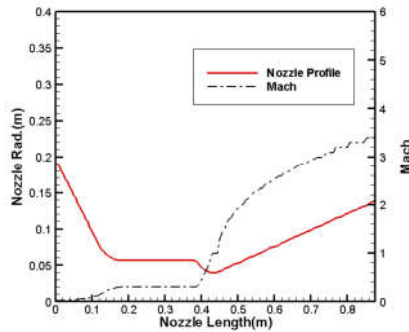
$$C^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \sqrt{\gamma}} \quad (25)$$

$$\dot{m} = \frac{P_c A_t}{C^*} \quad (26)$$

با توجه به روابط بالا، مقدار ضربه ویژه نیز از رابطه (۲۷) محاسبه می‌شود.

$$I_{sp} = C^* C_F / g \quad (27)$$

این خواص توسط کد کامپیوتری نوشته شده به دست آمدند و اطلاعات آن برای تحلیل انتقال گرمای پوسته به کار رفته است. همچنین با توجه به مشخص بودن دما و فشار محفظه احتراق، خواص گازهای ورودی به نازل با استفاده از نرم‌افزار تحلیل تعادل شیمیایی CEA محاسبه شده است. نتایج حاصل از تحلیل یک‌بعدی دینامیک گازی برای دو طرح هندسه نازل طراحی شده در ادامه آورده شده است.



شکل ۱۹- پروفیل نازل و تغییرات ماخ در طول نازل

همان‌طور که در جدول ۸ مشاهده می‌شود افت فشار کل به واسطه حضور لوله بلست کمتر از ۲ درصد نسبت به حالت بدون بلست می‌باشد که دلیل اصلی آن را می‌توان اتلاف اصطکاکی دانست. همچنین با در نظر گرفتن زمان سوزش ۳۲ ثانیه‌ای در موتور نمونه، مقادیر ضربه ویژه در شرایط مختلف محاسبه گردیده است، که نتایج نشان دهنده افت این مقادیر با افزودن لوله بلست می‌باشد. مقدار افت ایجاد شده در ضربه ویژه ناشی از عواملی مانند ایجاد لایه مرزی، انتقال گرما و امواج ضربه‌ای می‌باشد که با توجه به مقادیر حاصل شده می‌توان استفاده از لوله بلست را با توجه به مزایای طراحی آن قابل قبول دانست.

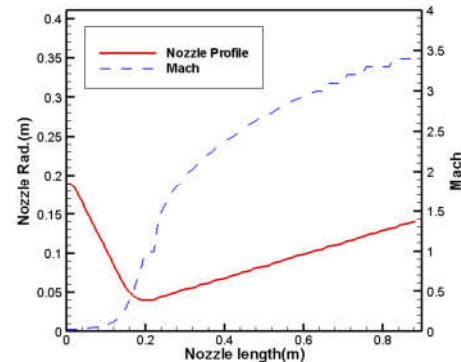
جدول ۸- فشار در دو حالت نازل با و بدون بلست

نوع نازل	ارتفاع (کیلومتر)	فشار محیط (بار)	فشار محفظه (بار)	فشار خروجی نازل (بار)	ضربه ویژه (ثانیه)
بدون بلست	سطح زمین	۱	۱۳۰	۱/۱۰۸	۱۵۸/۸
بلست-دار	سطح زمین	۱	۱۳۰	۱/۰۸۶	۱۵۳/۲
بدون بلست	۲۰	۰/۱	۳۰	۰/۲۵۶	۲۱۲/۳
بلست-دار	۲۰	۰/۱	۳۰	۰/۲۵۱	۲۰۵/۵

۶- نتیجه‌گیری

نقش نازل در پایداری و هدایت‌پذیری وسیله متحرک بسیار اساسی بوده و نوع طراحی نازل تأثیر بسیار زیادی در کارایی آن دارد. استفاده از لوله بلست به دلیل حداقل کردن جابجایی مرکز ثقل هنگام کارکردن موتور، پایداری و کنترل کلی وسیله را ساده‌تر و امکان افزودن زیرسیستم‌ها را به دلیل فضای به دست آمده امکان‌پذیر می‌سازد. در این تحقیق با هدف اضافه کردن لوله بلست به نازل یک موتور سوخت جامد جهت کاربرد در حوزه فضایی، ابتدا حرکت جریان در یک نمونه نازل موجود به صورت عددی مورد تحلیل واقع گردیده و سپس جهت افزودن لوله بلست دو هندسه جدید طراحی و مورد تحلیل هیدرودینامیکی قرار گرفته است. ابزار به کار رفته جهت حل عددی معادلات، نرم‌افزار Fluent و با استفاده از مدل آشفتگی تنش رینولدز پنج معادله‌ای بوده است. خواص گازهای ورودی به نازل با استفاده از نرم‌افزار تحلیل تعادل شیمیایی محاسبه شده است. برای به دست

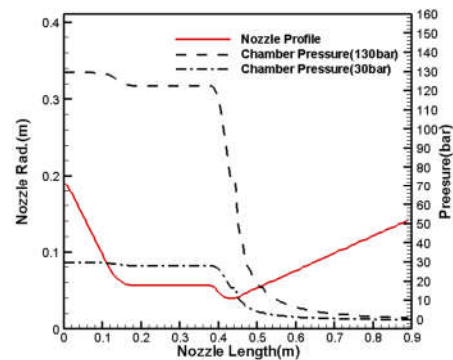
سپس با افزایش مقطع نازل و به سبب آن کاهش فشار گازهای عبوری، سرعت جریان افزایش یافته و گازهای خروجی از مقطع نازل دارای سرعت مافوق صوت می‌باشند.



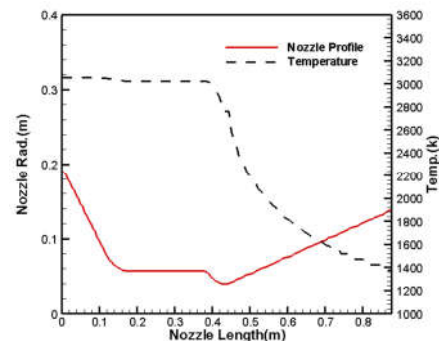
شکل ۱۶- پروفیل نازل و شکل تغییرات ماخ در طول نازل

۵-۲- طرح دوم

محاسبات دینامیک گازی در این نازل با توجه به فرضیات جدول ۷ انجام گرفته و نتایج حاصل از آن در طول نازل در شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ آورده شده است. شکل ۱۷ پروفیل نازل و تغییرات فشار را در طول نازل، شکل ۱۸ پروفیل نازل و تغییرات دما را در طول نازل و شکل ۱۹ پروفیل نازل و تغییرات ماخ را در طول نازل نشان می‌دهند.



شکل ۱۷- پروفیل نازل و تغییرات فشار در طول نازل



شکل ۱۸- پروفیل نازل و تغییرات دما در طول نازل

[6] Li X. and Xuejun F., Flow Characteristic of Highly Underexpanded Jets from Various Nozzle Geometries. *Applied Thermal Engineering Journal*, Volume 125, pp. 240-253, October 2017.

[7] Ding H. and Chao W., Transient Conjugate Heat Transfer in Critical Flow Nozzles. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Volume 104, pp. 1-12, 2017.

[8] Mousavi M. and Roohi E., Three Dimensional Investigation of the Shock Train Structure in a Convergent-Divergent Nozzle. *Acta Astronautica Journal*, Vol. 105, pp. 117-127, 2014.

[9] Ellis R. A. and Berdoyes M., Short course - nozzle design. *AIAA and Sncema Propulsion Solide*, 2012.

[10] Zikanov O., *Essential Computational Fluid Dynamics*. John Wiley, 2010.

[11] Deshpande N., Vidwans S., Mahale P., Joshi R. and Jagtap K., Theoretical and CFD Analysis of De Laval Nozzle. *International Journal of Mechanical and Production Engineering*, Vol. 2, No. 4, pp. 33-36, 2014.

[12] Tahsini A. M. and Ebrahimi M., Blast Tube Effects on Internal Ballistics of SRM. In *Proc. of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2006.

[13] Sinha P.K. and Javed A., Performance analysis of propulsive blast tube configurations using CFD. *Proceedings of the seminar on Aerospace Technology Challenges in the Millenium*, Hyderabad, December 15-16, 2003.

[14] Scholtz K.B., *Optimisation of Solid Rocket Motor Blast Tube and Nozzle Assemblies using Computational Fluid Dynamics*. Thesis submitted in fulfilment of the requirements for the degree Master of Technology, Cape Peninsula University of Technology, 2017.

[15] رهایی ن. و رفعی ر. بررسی انتقال حرارت گذرا در دیواره‌های شیپوره همگرا-واگرا. *مجله علمی و پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شماره‌ها*. د. ۱۰، ش. ۳، ص ۲۴۵-۲۶۳، ۱۳۹۹.

[16] Sutton G. P. and Biblarz O., Rocket Propulsion Elements. *John Wiley and Sons*, New York, NY, USA, 7th edition, 2001.

[17] Alam M. and Setoguchi T., Nozzle Geometry Variations on the Discharge Coefficient. *Propulsion and Power Research Journal*, Volume 5, pp. 22-33, March 2016.

[18] Watanabe Y., Sakazume N. and Yonezawa K., LE-7A Engine Nozzle Flow Separation Phenomenon and the Possibility of RSS Suppression by the Step Inside the Nozzle. *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion, Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, Florida, 11 - 14 Jul 2004.

[19] Mahdavy H. and Hamed M. H., 2D Simulation of Designed Dual Throat Nozzle using Geometrical Analogy. *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 10, No. 31, pp. 23-32, 2017.

[20] Fazeli H., Naseh H., Mirshams M. and Novinzadeh A. B., Comprehensive Pattern in Designing Low-Thrust Space Propulsion Systems. *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 7, No 20, pp. 9-21, 2014.

آوردن پروفیل نازل پس از تحلیل بالستیک داخلی و ابعاد کلی نازل، پارامترهایی از قبیل قطر همگرا، گلوگاه و خروجی، طول همگرا، گلوگاه و نازل به دست آمده است. در طراحی قسمت همگرا از طرح دایره-خط-دایره استفاده گردیده است. نتایج نشان می‌دهد که تصحیح پروفیل ارائه شده جهت افزودن لوله بلست، باعث افت کمتر از ۲ درصدی فشار کل گردیده است که ناشی از اثرات اتلاف اصطکاکی می‌باشد. همچنین مقدار افت ایجاد شده در ضربه ویژه حدود ۳ درصد می‌باشد که به واسطه حضور لوله بلست و عواملی مانند انتقال گرما و ایجاد لایه مرزی می‌باشد. این کاهش در عملکرد موتور به عنوان هزینه به دست آوردن فضا برای جایگذاری زیر سیستم‌ها و کنترل مرکز ثقل می‌تواند قابل پذیرش باشد.

۷- نمادها

A_c	سطح مقطع خروجی نازل
A_t	سطح مقطع گلوگاه
D_c	قطر همگرا
D_t	قطر گلوگاه
L	طول کل نازل
L_b	طول لوله بلست
L_c	طول قسمت همگرا
L_{c1}	طول قسمت همگرای اول
L_{c2}	طول قسمت همگرای دوم
L_d	طول قسمت واگرا
L_t	طول قسمت گلوگاه
R_1	شعاع انحنای قسمت ورودی نازل
R_2	شعاع انحنای قبل از گلوگاه
R_3	شعاع انحنای بعد از گلوگاه
A	زاویه قسمت مخروطی واگرای نازل
β	زاویه قسمت مخروطی همگرای نازل
θ	زاویه بین شعاع انحنای قبل و بعد از گلوگاه
θ_2	زاویه بین خط بلست و شعاع همگرای دوم
θ_3	زاویه بین شعاع انحنای قبل و بعد از گلوگاه نازل با بلست

۸- مراجع

[1] Javed A., Sinha P. K. and Chakraborty D., Numerical Exploration of Solid Rocket Motor Blast Tube Flow Field. *Defence Science Journal*, Vol. 63, No. 6, pp. 616-621 November 2013.

[2] Petrovic A. and Svorcan J., Comparison of Novel Variable Area Convergent-Divergent Nozzle Performances Obtained by Analytic, Computational and Experimental Methods. *Applied Mathematical Modelling Journal*, Volume 57, pp. 206-225, May 2018.

[3] Singh J. and Luis E., Effect of Nozzle Geometry on Critical-Subcritical Flow Transitions. *Heliyon Journal*, Volume 5, e01273, February 2019.

[4] Chen F. and Lei F., Influence of Straight Nozzle Geometry on the Supersonic Under-Expanded Gas Jets. *Nuclear Engineering and Design Journal*, Volume 339, pp. 92-104, December 2018.

[۵] امیری م.، میرزایی م.، پوریوسفی غ. و دوست محمودی ع.، طراحی و بررسی تجربی نازل افزایش دهنده سرعت در مقطع آزمون تونل باد سرعت پایین. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*. د. ۹۱، ش. ۲، ص ۱۵-۹، ۱۳۹۹.