



Numerical and Experimental Investigation of the Effect of Nozzle Divergent Section Geometry on Fluid Flow and Heat Transfer within the Nozzle

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Fakhari M.M.¹ MSc,

Bokaei H.R.² MSc,

Shahriari B.³ PhD

How to cite this article

Fakhari M.M., Bokaei H.R., Shahriari B. Numerical and Experimental Investigation of the Effect of Nozzle Divergent Section Geometry on Fluid Flow and Heat Transfer within the Nozzle. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(2):467-473.

ABSTRACT

In this paper, the effect of nozzle divergent section geometry on fluid flow and heat transfer within the convergent-divergent nozzle numerically and experimentally is investigated. Axisymmetric supersonic flow simulation for the converging-diverging nozzle is conducted. The flow field is a steady turbulent two-dimensional flow. The working fluid is a combustion product and is considered as a compressible ideal gas. The flow field is simulated using the commercial code FLUENT. The equations are discretized implicitly with the second order of accuracy. In this study, two convergent-divergent nozzles have been analyzed that the divergent part of one is a cone-shaped and the other is bell-shaped. The calculated parameters in the simulation have been compared with the experimental results. Based on the simulation results and the values obtained in the experimental test, the error is less than 4% that is acceptable and appropriate. According to the results, flow simulation accuracy is appropriate.

Keywords Convergent-Divergent Nozzle; Numerical and Experimental Study; Fluid Flow; Heat Transfer

¹Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, University of Birjand, Birjand, Iran

²Aerospace Department, Mechanical Engineering Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

³Applied Design & Aerospace Structure Department, Mechanical Engineering Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran
Phone: +98 (31) 45914176
Fax: +98 (31) 45227136
shahriari@mut-es.ac.ir

Article History

Received: April 17, 2019

Accepted: June 2, 2019

ePublished: February 01, 2020

CITATION LINKS

[1] Basics of solid fuel engine design [2] Solid rocket propulsion technology [3] Rocket propulsion elements [4] Difference between actual and predicted pressure-time history of solid rocket motors [5] Erosive burning model for composite-propellant rocket motors with large length-to-diameter ratios [6] Solid rocket motor internal flow during ignition [7] Internal ballistic simulation of a solid propellant motor [8] Numerical modeling of ignition process in solid propellant motor in transient mode [9] Simulation and modeling of internal ballistic for a specific solid propellant missile [10] Specific grain analysis and rapid internal ballistic simulation for solid motor

بررسی عددی و تجربی اثر هندسه بخش واگرای نازل بر جریان سیال و انتقال حرارت درون نازل

محمد مهدی فخاری MSc

گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه بیرجند، بیرجند، ایران

حمیدرضا بکائی MSc

گروه هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

بهروز شهریاری* PhD

گروه طراحی کاربردی و سازه‌های هوایی، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

چکیده

در این مقاله اثر هندسه بخش واگرای نازل بر جریان سیال و انتقال حرارت درون نازل همگرا- واگرا به صورت عددی و تجربی بررسی شده است. شبیه‌سازی به صورت حل جریان متقارن محوری مافوق صوت درون نازل همگرا- واگرا انجام شده است. شرایط حاکم بر جریان درون نازل در این پژوهش به صورت دو بُعدی برای یک جریان آشفته تک‌فاز و حالت پایا در نظر گرفته شده است. سیال عامل محصولات احتراق سوخت جامد با شرایط گاز ایده‌آل و تراکم‌پذیر است. میدان جریان به کمک نرم‌افزار فلوئنت با فرمول‌بندی ضمنی شبیه‌سازی شده است. در این پژوهش دو نازل همگرا- واگرا مورد ارزیابی قرار گرفته که بخش واگرای یک نازل به صورت مخروطی و یک نازل به صورت زنگوله‌ای شکل است. مقادیر پارامترهای محاسبه‌شده در شبیه‌سازی با آزمون‌های آزمایشگاهی مقایسه شده است. با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی و مقادیر به دست آمده در آزمون تجربی خطا کمتر از ۴٪ است که در حد قابل قبول و مناسبی است. با توجه به نتایج به دست آمده دقت شبیه‌سازی جریان در نازل‌ها دارای مقادیر مناسب است.

کلیدواژه‌ها: نازل همگرا- واگرا، بررسی عددی و تجربی، جریان سیال، انتقال حرارت

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱/۲۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۳/۱۲

*نویسنده مسئول: shahriari@mut-es.ac.ir

۱- مقدمه

سامانه‌های هوافضایی به منظور اجرای مأموریت پروازی نیازمند سیستم پیشران هستند. یکی از اجزای سیستم‌های پیشران وسایل پرنده، نازل یا شیبوره خروجی آن است. از دیدگاه‌های گوناگونی می‌توان به طراحی و عملکرد نازل نگریست که یکی از مهم‌ترین آنها تحلیل آیرودینامیکی و انتقال حرارت در آن است. نیروی رانش در نازل با تبدیل آنتالپی جریان بسیار داغ خروجی از محفظه احتراق به انرژی جنبشی حاصل می‌شود.

یکی از مسائلی که در طراحی و ساخت نازل باید مد نظر قرار گیرد، اثر حرارت و فرسایش جریان گازهای داغ است. نازل‌ها باید توانایی تحمل شرایط سخت ناشی از انتقال حرارت بالا و سایش را داشته باشند. گلوگاه نازل بیشترین نرخ انتقال حرارت را تحمل می‌کند؛ به همین دلیل بیشترین خوردگی در گلوگاه دیده می‌شود. قطر گلوگاه در اثر سایش بزرگ شده و موجب افت فشار موتور می‌شود. همچنین ذوب شدن گلوگاه می‌تواند موجب جدا شدن بخش واگرای نازل شود،

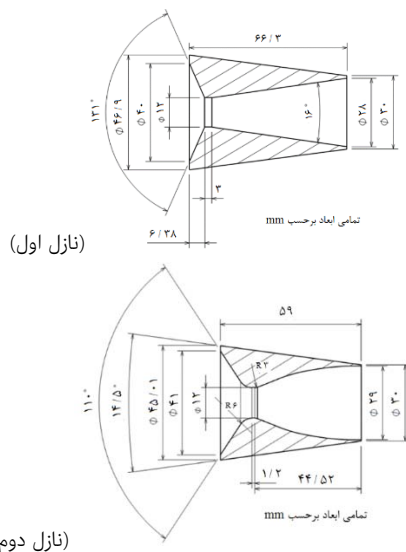
به همین دلیل باید ضخامت در این ناحیه به اندازه کافی باشد. همچنین برای ازدست‌نرفتن قطر، باید گلوگاه شامل یک ناحیه عریض باشد؛ یعنی به جای یک نقطه گلوگاه، یک قسمت استوانه‌ای بین نازل‌های همگرا و واگرا با قطر گلوگاه وجود داشته باشد که به این ترتیب با خوردگی از جلو، قسمت‌های بعدی نقش گلوگاه را ایفا می‌کنند [1,2].

سه نوع نازل مختلف مادون صوتی، صوتی و فراصوتی وجود دارد. نازل مورد استفاده در موتورهای موشکی و پرتابه‌ها، نازل مافوق صوتی است که باعث تبدیل شدن میزان زیادی از آنتالپی به انرژی جنبشی می‌شود. نسبت فشار ورودی به فشار خروجی در تمامی موتورها برای جریان مافوق صوتی، مقدار بسیار زیادی است. چنانچه فشار مطلق محفظه به مقدار کمتر از مقدار بحرانی کاهش یابد، در بخش واگرای نازل جریان زیرصوتی وجود خواهد داشت. این شرایط در لحظات بسیار کوتاهی از کار موتور (در استارت و توقف) رخ می‌دهد [3].

نازل‌ها معمولاً با سطح مقطع دایروی بوده و دارای بخش همگرا، یک گلوگاه در باریک‌ترین موقعیت (کمترین سطح مقطع) و یک بخش واگرا هستند. بخش همگرای نازل بین محفظه و گلوگاه، نقش بحرانی در رسیدن به عملکرد بالا ندارد. جریان زیرصوت می‌تواند به آسانی با افت فشار کم در هر شعاع، زاویه مخروطی، منحنی کانتور دیواره یا هر شکل ورودی نازل وارد آن شود. شکل گلوگاه نیز در عملکرد نازل نقش بحرانی نداشته و با هر شعاع یا منحنی معمولاً مناسب است. گرا دیان فشار در این دو ناحیه به گونه‌ای است که جریان به دیواره می‌چسبد. تفاوت اصلی در هندسه‌های مختلف نازل در بخش فراصوتی (واگرا) است. سطح دیواره نازل می‌بایست به منظور کاهش اصطکاک، تابش، جذب و انتقال حرارت جابه‌جایی، صاف و صیقلی باشد و شکاف‌ها، سوراخ‌ها، لبه‌های تیز و ناصافی‌ها می‌بایست حذف شوند.

محققین مختلفی به بررسی و شبیه‌سازی موتور سوخت جامد پرداخته‌اند. کالامایر و همکاران [4]، تغییرات فشار داخل موتور سوخت جامد را طی فرآیند گذار موتور، بررسی کرده‌اند. گریتریکس و گاتلیب [5]، مدل سوزش فرسایشی برای سوخت‌های کامپوزیت با نسبت طول به قطر زیاد ارائه کردند. مدل ارائه‌شده توسط این دو نفر، مبنای پژوهش‌های گسترده در تحلیل سوختن فرسایشی شده است. جانستون [6] به شبیه‌سازی و بررسی جریان محصولات احتراق در طول موتور سوخت جامد طی فرآیند شروع سوزش پرداخته و نتایج حاصل از شبیه‌سازی را با نتایج تجربی مقایسه کرده است. پازوکی و همکاران [7] به معرفی پارامترهای مختلف بر بالستیک داخلی موتور سوخت جامد و بررسی تاثیر هر کدام از این پارامترها بر عملکرد موتور پرداخته‌اند. مهم‌ترین مزیت مدل ارائه‌شده توسط ایشان ارائه مدلی برای دمای محفظه احتراق و ارتباط نرخ سوزش با دما است. مدل ارائه‌شده توسط ایشان برای دو نوع گرین حلقوی و ستاره‌ای اعمال شده و نتایج حاصله با یکدیگر مقایسه شده است. مستوفی‌زاده و عباسی [8]، مدل‌سازی فرآیند روشن شدن گرین سوخت

عملکرد موتور استفاده می‌کنیم (جدول ۱) که این مقادیر فشار ورودی با توجه به نتیجه تست موتور انتخاب شده است.



شکل ۱) ابعاد و هندسه دو نازل مورد مطالعه

جدول ۱) مقدار فشار سکون متوسط ورودی

شماره نازل	فشار ورودی (bar)
یک	۱۴۰
دو	۱۰۳

۳- معادلات حاکم

با توجه به اصول پیشرانش، خروج گازهای پیشران یا مومنتم جریان خروجی موجب تولید نیروی رانش یا نیروی عکس‌العمل در راکت می‌شود. به دلیل جریان فراصوت، امکان اختلاف بین فشار در صفحه خروجی و فشار محیط وجود دارد و مولفه نیروی رانش فشاری به نیروی رانش مومنتم اضافه می‌شود که عبارت است از:

$$F = \dot{m}v_2 + (P_2 - P_3)A_2 \quad (1)$$

دبی جرمی عبارت است از:

$$\dot{m} = \rho A_e v_2 \quad (2)$$

با جایگذاری رابطه (۲) در رابطه (۱)، داریم:

$$F = \{\rho A_2 v_2 + (P_2 - P_3)\}A_2 \quad (3)$$

در رابطه (۳)، زیرنویس ۲ معرف شرایط در صفحه خروجی نازل و ۳ معرف شرایط اتمسفر است.

۴- خواص ترموفیزیکی

برای تحلیل موتور سوخت جامد، باید مشخصات ترمودینامیکی و سینماتیکی محصولات احتراق معلوم باشد. برای تعیین مشخصات سیال عامل، دانستن ترکیب مخلوط گازها و مواد متراکم‌شده (کندانس‌شده) و نوع گازها و مقدار آنها در شرایط مورد نظر که در محصولات احتراق وجود دارند، ضروری است.

ترکیب سیال عامل به نوع سوخت، دمای محصولات احتراق و فشاری که در آن قرار دارند، بستگی دارد. تعیین ترکیب محصولات

جامد در حالت گذرا را مورد بررسی قرار داده‌اند. روش ارایه‌شده توسط این محققین، امکان تخمین محل مناسب برای آتش‌زنه را برای طراح موتور فراهم می‌کند. مردی^[9]، شبیه‌سازی صفر بعدی بالستیک داخلی برای گرین‌های سه‌بعدی را انجام داد، همچنین تحلیل پس‌روی سطح سوزش برای هندسه‌های گرین سه‌بعدی را مورد بررسی قرار داده و یک روش جدید برای مدل‌سازی هندسی و محاسبه سطح سوزش گرین‌های سوخت جامد با پروفیل‌های کاملاً پیچیده بر حسب زمان سوزش پیش‌رانه با توجه به نرخ سوزش سوخت جامد ارایه کرده است. حیدری و آدمی^[10] به تحلیل گرین‌های خاص و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور سوخت جامد پرداخته‌اند. در این روش با تعریف نقاط هندسه و تشکیل گرین با استفاده از حل تحلیلی به محاسبه سطح سوزش و پس‌روی هندسی سطح پرداخته شده است. برتری این روش امکان تشخیص تداخل سطوح بدون نیاز به تشخیص ناحیه‌بندی یا نوع گرین و نیز استخراج مستقیم پس‌روی سطح با استفاده از حل معادلات دکارتی است.

لذا هدف اصلی این مقاله بررسی اثر هندسه بخش واگرای نازل بر پارامترهای عملکردی نازل و موتور است. در این مقاله، جریان سیال و انتقال حرارت درون دو نازل همگرا-واگرا به‌صورت عددی و تجربی بررسی شده است. ابتدا جریان درون نازل‌ها شبیه‌سازی می‌شود و دقت نتایج عددی با نتایج تجربی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

۲- بیان مساله و شرایط مرزی

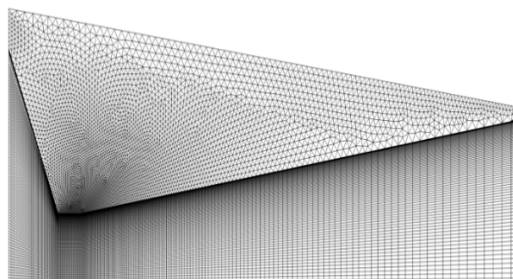
هدف از این مطالعه، بررسی عددی و تجربی اثر هندسه بخش واگرای نازل بر جریان سیال و انتقال حرارت درون نازل همگرا-واگرای نمونه است. دامنه حل، شامل محاسبه جریان عبوری درون نازل، انتقال حرارت جابه‌جایی روی سطح نازل و انتقال حرارت رسانش در داخل فلز است که به‌صورت کوپل با جریان عبوری از داخل نازل است. در شبیه‌سازی‌ها، شرایط حاکم بر جریان به‌صورت متقارن محوری برای یک جریان آشفته، تک فاز و پایا در نظر گرفته شده است. همچنین سیال عامل با شرایط گاز ایده‌آل و تراکم‌پذیر است.

در شکل ۱ ابعاد و نقشه‌های مربوط به دو نازل مورد مطالعه، ارایه شده است. بخش همگرا و واگرا در نازل‌های اول به‌صورت مخروطی با طول ۶۶/۳ میلی‌متر است. نازل دوم به‌صورت زنگوله‌ای شکل با طول کمتر نسبت به نازل اول و برابر ۵۹ میلی‌متر است. قطر گلوگاه در نازل اول و دوم برابر ۱۲ میلی‌متر است.

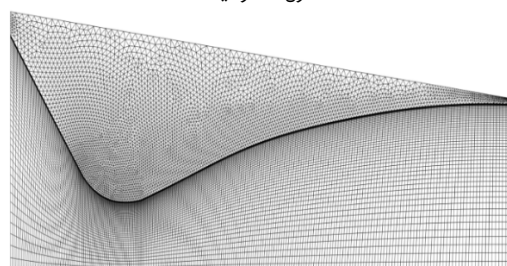
برای شرایط مرزی ورودی، فشار و دمای کل محفظه همراه شدت توربولانس و قطر هیدرولیکی استفاده شده است. برای بخش خروجی نازل، فشار استاتیک خروجی به‌عنوان شرایط مرزی استفاده می‌شود. مقدار دمای کل ورودی به نازل در حدود ۲۰۰۰ کلوین است که با توجه به عدم امکان اندازه‌گیری مقدار آن به‌صورت مستقیم در درون موتور با توجه به مقدار دبی جرمی عبوری از نازل تعیین شده است. برای شبیه‌سازی از مقادیر فشار کل متوسط، در مدت زمان

نازل اول ۴۲۰۰۰ گره با ۱۵۰۰۰ گره در بخش فلز و در نازل دوم ۳۰۰۰۰ گره با ۱۱۰۰۰ گره در بخش فلز است.

مقادیر γ^+ و نمودار بررسی استقلال حل از تعداد نقاط شبکه در نمودار ۱ نشان داده شده است. با توجه به شکل مقدار فاصله بدون بعد، سلول اول تا دیواره کمتر از یک است.

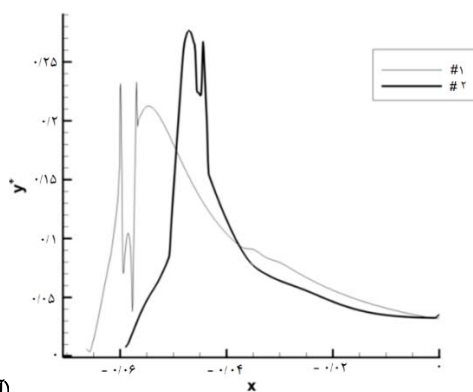


نازل شماره یک

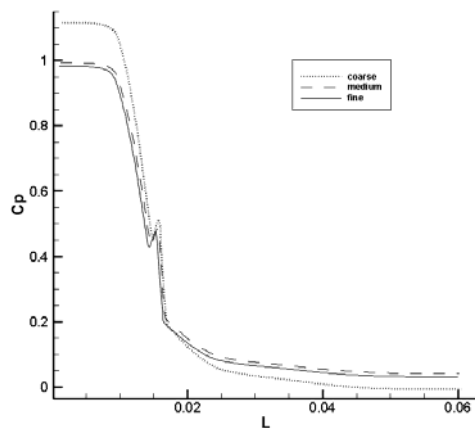


نازل شماره دو

شکل ۲) شبکه بندی دامنه حل عددی



(الف)



(ب)

نمودار ۱) γ^+ : مقادیر γ^+ روی دیوار نازل ها، ب: بررسی استقلال حل از شبکه

احتراق سوخت در دو مرحله انجام می گیرد؛ نخست ترکیب کیفی سیال عامل تعیین می شود، سپس ترکیب کمی مخلوط محصولات احتراق محاسبه می شود.

در این مقاله جریان ورودی به نازل محصولات تولیدی از احتراق سوخت جامد دو پایه هستند؛ در نتیجه خواص ترموفیزیکی جریان با توجه به محصولات احتراق مشخص می شود. جنس آلیاژ نازل نیز فولاد C۶۰ است. مشخصات ترموفیزیکی جریان و فلز در جدول های ۲ و ۳ ارائه شده است.

جدول ۲) مشخصات ترموفیزیکی محصولات احتراق سوخت جامد دو پایه [1,2]

پارامتر	نماد	واحد	روش محاسبه
نسبت گرمای ویژه	γ	-	$\gamma = a \left(\frac{T}{273} \right)^b$ $a = 1.38$ $b = -0.045$
ظرفیت گرمایی ویژه	C_p	J/kg. K	$C_p = a + bT + cT^2$ $a = 1220$ $b = 0.375$ $c = -55 \times 10^{-6}$
هدایت گرمایی	K	W/m. K	$k = a \left(\frac{T}{273} \right)^b$ $a = 0.0405$ $b = 0.775$
لزجت	μ	N. s/m ²	$\mu = a \left(\frac{T}{273} \right)^b$ $a = 1.65 \times 10^{-5}$ $b = 0.694$

جدول ۳) مشخصات ترموفیزیکی فلز نازل (C۶۰) [1]

پارامتر	نماد	واحد	مقدار
چگالی	ρ	kg/m ³	۷۸۵۰
ظرفیت گرمایی ویژه	C_p	J/kg. K	۴۶۰
هدایت گرمایی	K	W/m. K	۵۰

۵- حل عددی

در این بخش به تشریح روش عددی و شبکه بندی هندسه پرداخته می شود.

۵-۱- روش عددی

شرایط حاکم بر جریان به صورت متقارن محوری برای یک جریان آشفته، تک فاز و پایا در نظر گرفته شده است. سیال عامل محصولات با شرایط گاز ایده آل و تراکم پذیر است. میدان جریان به کمک نرم افزار فلوئنت با فرمول بندی ضمنی شبیه سازی شده است.

۵-۲- تولید شبکه

شبکه بندی نازل ها در شکل ۲ نشان داده شده است. تولید شبکه به کمک نرم افزار تجاری گمبیت انجام شده است. در بخش داخل نازل یا بخش سیال، شبکه به صورت با سازمان و چهارضلعی و در بخش فلز شبکه به صورت بدون سازمان و مثلثی است. در کنار دیواره های نازل در قسمت سیال از شبکه لایه مرزی استفاده شده است، به شکلی که مقدار γ^+ در محدوده کمتر از یک قرار گیرد که به دلیل استفاده از مدل توربولانسی $k - \omega$ است.

در دو نازل با توجه به ضخامت لبه خروجی نازل در قسمت فلزی (که به ترتیب ضخامتی برابر با ۱ و ۵/۵ میلی متر دارند) نیاز به شبکه ریزتری در این دو بخش است و در نتیجه تعداد نقاط شبکه زیاد می شود. تعداد نقاط شبکه پس از بررسی استقلال حل از شبکه، در

۶- نتایج

در این بخش با توجه به مقادیری که در بخش شرایط مرزی بیان شد، نتایج شبیه‌سازی ارایه می‌شود.

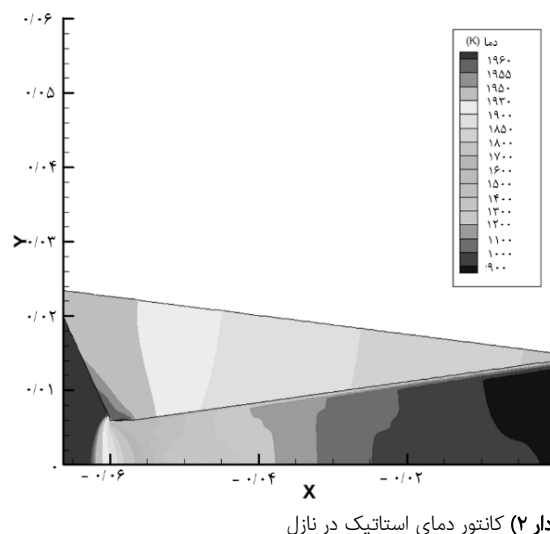
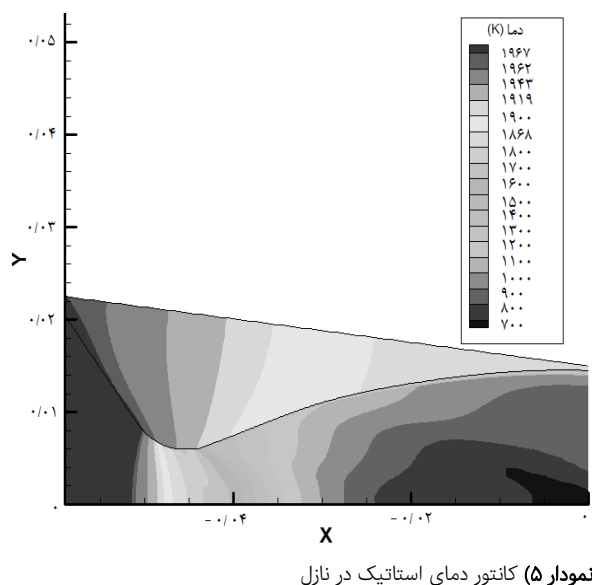
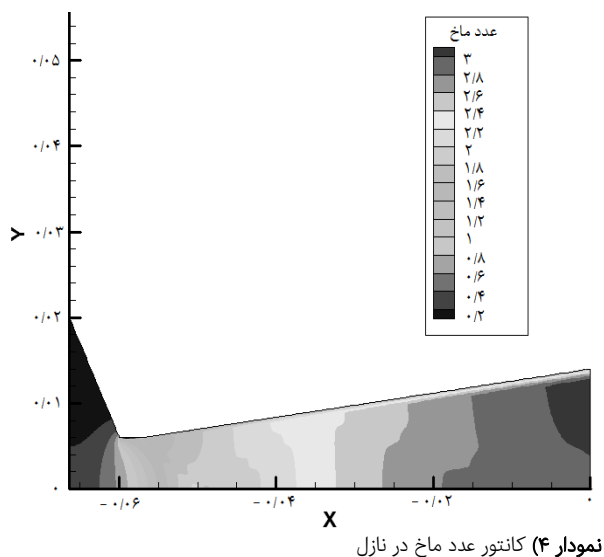
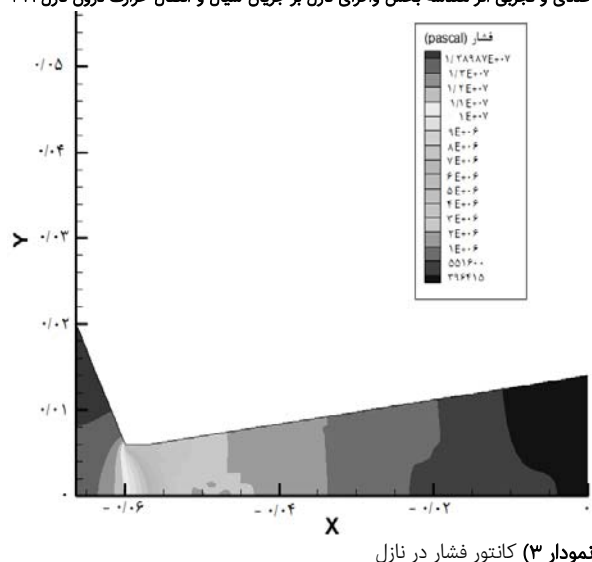
نازل شماره یک: کانتور دمای استاتیک در نمودار ۲ نشان داده شده است. با توجه به نمودار، دمای بیشینه در فولاد نازل در بخش جلویی استوانه در قسمت گلوگاه وجود دارد. همان گونه که در مقدمه بیان شد، خوردگی در گلوگاه از این ناحیه شروع می‌شود و دلیل درنظرگرفتن استوانه‌ای کوتاه در بخش گلوگاه، جلوگیری از افزایش ابعاد (قطر) گلوگاه است.

در نمودار ۳، انبساط جریان درون نازل نشان داده شده است. فشار در صفحه خروجی در حدود $3/9 \text{ bar}$ است که نشان‌دهنده عملکرد نازل در حالت فرومنبسط است. جریان درون نازل از ورودی تا خروجی پیوسته منبسط می‌شود و هیچ موج ضربه‌ای در نازل وجود ندارد. دبی جرمی عبوری از نازل به ازای فشار متوسط محفظه 14 bar برابر با $1/07 \text{ kg/s}$ است.

در نمودار ۴، کانتور عدد ماخ نشان داده شده است. با توجه به نمودار، عدد ماخ خروجی در حدود ۳ است و با توجه به شبیه‌سازی مقدار نیروی رانش برابر با 2197 N یا 224 kgf است.

نازل شماره دو: کانتور دمای استاتیک در نمودار ۵ نشان داده شده است. با توجه به شکل، دمای بیشینه در فولاد نازل در بخش جلویی گلوگاه در قسمت همگرا وجود دارد.

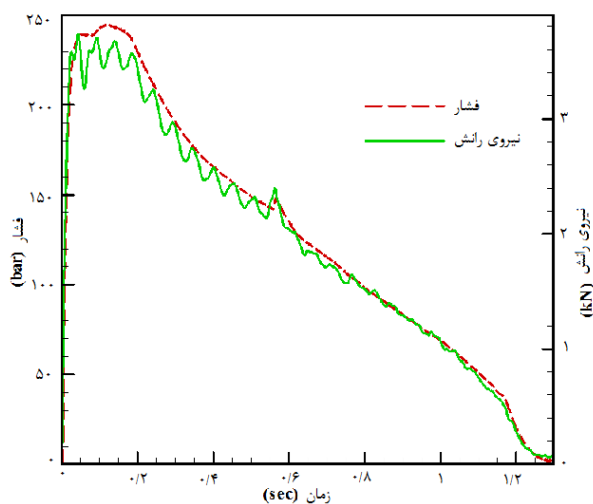
انبساط جریان درون نازل، نشان می‌دهد که فشار در صفحه خروجی در حدود $1/8 \text{ bar}$ است که نشان‌دهنده عملکرد نازل در حالت فرومنبسط است. جریان درون نازل از ورودی تا خروجی پیوسته منبسط می‌شود و هیچ موج ضربه‌ای در نازل وجود ندارد (نمودار ۶). در نمودار ۷، کانتور عدد ماخ در نازل دوم نشان داده شده است. با توجه به شکل، حداکثر عدد ماخ خروجی در مرکز حدود $3/6$ است. نیروی رانش نازل برابر با 1740 N یا $177/4 \text{ kgf}$ است و دبی جرمی عبوری از نازل نیز برابر با $0/884 \text{ kg/s}$ است.



نازل شماره یک: نتایج آزمون استند موتور با استفاده از نازل شماره یک در جدول ۵ آورده شده است. منحنی‌های تغییرات فشار و تراست موتور برحسب زمان در نمودار ۸ نشان داده شده است. با توجه به نمودار می‌توان افزایش سریع فشار در محفظه موتور را مشاهده نمود که به دلیل همه‌طرف‌سوزی بودن گرین سوخت است. بیشترین مقدار فشار در آزمایش برابر با ۲۴۴/۵۵ بار است.

جدول ۵) نتایج آزمون استند موتور با استفاده از نازل شماره یک

شماره آزمایش	مقدار
تراست ماکزیمم (kg)	۳۹۳/۵۸
تراست متوسط (kg)	۲۱۷/۲
فشار ماکزیمم (bar)	۲۴۴/۵۵
فشار متوسط (bar)	۱۴۱/۱
زمان عملکرد (s)	۱/۲۲
وزن سوخت (kg)	۱/۲۷۰
دبی جرمی متوسط (kg/s)	۱/۱۰۴

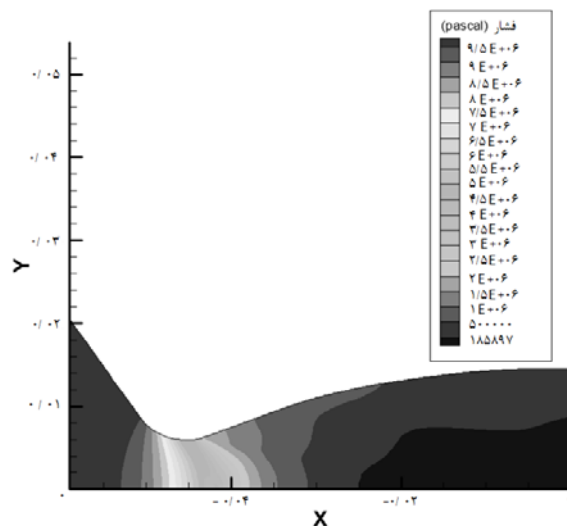


نمودار ۸) منحنی تغییرات فشار و تراست موتور برحسب زمان

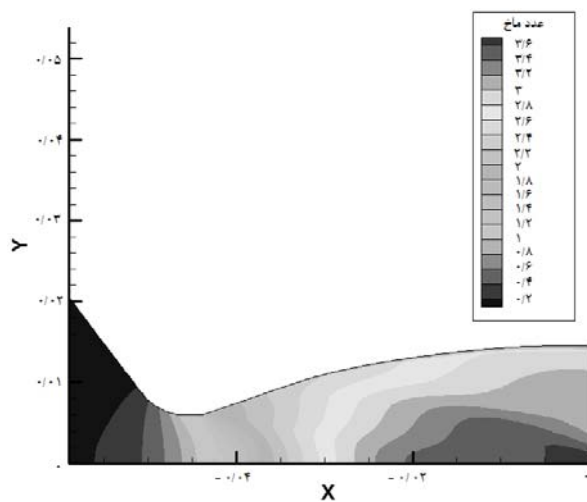
نازل شماره دو: نتایج آزمون استند موتور با استفاده از نازل شماره دو در جدول ۶ آورده شده است. منحنی‌های تغییرات فشار و تراست موتور برحسب زمان در نمودار ۹ نشان داده شده است. بیشترین مقدار فشار در آزمایش برابر با ۱۴۰ بار است.

جدول ۶) نتایج آزمون استند موتور با استفاده از نازل شماره دو

شماره آزمایش	مقدار
فشار ماکزیمم (bar)	۱۳۸/۳۴
فشار متوسط (bar)	۱۰۳/۴
زمان عملکرد (s)	۱/۴۷
وزن سوخت (kg)	۱/۲۶
تراست ماکزیمم (kg)	۲۲۶/۵۳
تراست متوسط (kg)	۱۶۹/۷
دبی جرمی متوسط (kg/s)	۰/۸۶۹



نمودار ۶) کانتر فشار در نازل



نمودار ۷) کانتر عدد ماخ در نازل

۴-۱- روش تجربی و شرایط آزمایش

در این بخش، نتایج آزمون‌های استند موتور با استفاده از نازل‌های شماره یک و دو ارائه شده است. تست‌های تجربی با استفاده از دستگاه آزمون استند موتور انجام می‌شود که طی آن نمودارهای تغییرات فشار داخل محفظه موتور و تراست تولیدی نسبت به زمان گزارش می‌شود. شرایط انجام آزمون‌های استند و مشخصات تجهیزات داده‌برداری در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴) شرایط انجام آزمون‌های استند، مشخصات موتور نمونه و تجهیزات

شرایط آزمون‌های استند	فشار محیط	دما محیط
	۰/۸۵۰۵۹ بار	۳۰ °C
مشخصات تجهیزات داده‌برداری	نوع سنسور فشار	لودسل
	BD	۱ton
	دقت داده‌برداری فشار	۰/۷full Scale (۲۵۰ بار)

حروف یونانی

ρ	چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب)
γ	نسبت گرمای ویژه
μ	لزجت (نیوتن در ثانیه بر متر مربع)

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

تاییدیه اخلاقی: این مقاله در مجله دیگری منتشر نشده و همچنین

تحت داوری مجله دیگری نیست.

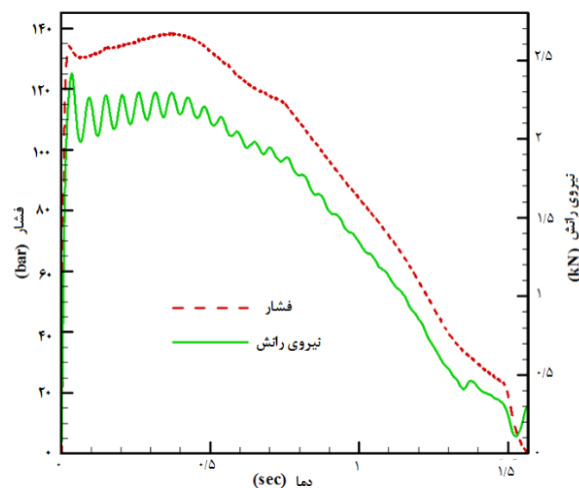
تعارض منافع: در پژوهش صورت گرفته، تعارض منافعی با هیچ شخص یا سازمانی وجود ندارد.

سهم نویسندگان: محمدمهدی فخاری (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۳۳٪)؛ حمیدرضا بکاکی (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۳۳٪)؛ بهروز شهریاری (نویسنده سوم)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۳۴٪)

منابع مالی: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

منابع

- 1- Karimi Mazrae Shahi H, Razaghi B. Basics of solid fuel engine design. Tehran: Pishro Fanavari Ghaed; 2014. [Persian]
- 2- Davenas A. Solid rocket propulsion technology. Oxford: Pergamon; 1992.
- 3- Sutton GP, Biblarz O. Rocket propulsion elements. Hoboken: John Wiley & Sons; 2011.
- 4- Kallmeyer TE, Sayer LH. Difference between actual and predicted pressure-time history of solid rocket motors. 18th Joint Propulsion Conference, 21-23 June 1982, Cleveland, OH, USA. Reston: AIAA; 1982.
- 5- Greatrix DR, Gottlieb JJ. Erosive burning model for composite-propellant rocket motors with large length-to-diameter ratios. Canadian Aeronautics and Space Journal. 1987;33(3):133-142.
- 6- Johnstone WA. Solid rocket motor internal flow during ignition. Journal of Propulsion and Power. 1995;11(3):489-496.
- 7- Pazooki F, Novin-Zadeh AB, Labibian A. Internal ballistic simulation of a solid propellant motor. Journal of Aerospace Science and Research. 2008;1(1):31-37. [Persian]
- 8- Mostofizadeh AR, Abasi M. Numerical modeling of ignition process in solid propellant motor in transient mode. Journal of Energetic Materials. 2007;2(2 Suppl 2):27-41. [Persian]
- 9- Moradi H, Karimi H. Simulation and modeling of internal ballistic for a specific solid propellant missile [Dissertation]. Khajenaseer University of Technology; 2006. [Persian]
- 10- Heydari MR, Adami AH. Specific grain analysis and rapid internal ballistic simulation for solid motor. Journal of Space Science & Technology. 2013;5(3 suppl 12):67-80. [Persian]



نمودار ۹) منحنی تغییرات فشار و تراست موتور بر حسب زمان

۶-۲- مقایسه نتایج عددی و تجربی

در این بخش، با توجه به نتایج به دست آمده از شبیه سازی جریان درون نازل و نتایج تجربی آزمون استند موتور، مقایسه بین مقادیر دبی جرمی و نیروی رانش صورت گرفته است (جدول ۷).

جدول ۷) مقایسه بین مقادیر دبی جرمی و نیروی رانش حاصل از شبیه سازی و آزمون استند موتور برای دو نازل مورد مطالعه

مشخصات		شبیه سازی	آزمون استند موتور
نازل اول	نیروی رانش (kgf)	۲۲۴	۲۱۷/۲
	دبی جرمی (kg/s)	۱/۰۷	۱/۱۰۴
نازل دوم	نیروی رانش (kgf)	۱۷۷/۴	۱۶۹/۷
	دبی جرمی (kg/s)	۰/۸۸۴	۰/۸۶۹

در داده های فوق، خطای بین مقادیر شبیه سازی با مقادیر تجربی کمتر از ۴٪ است که در حد قابل قبول و مناسبی است. با توجه به نتایج به دست آمده، دقت شبیه سازی جریان مناسب است.

فهرست علائم و نشانه ها

a	عدد ثابت (بدون بعد)
A	مساحت (متر مربع)
b	عدد ثابت (بدون بعد)
c	عدد ثابت (بدون بعد)
F	نیروی رانش (نیوتن)
K	هدایت گرمایی (وات بر متر در کلوین)
m	دبی جرمی (کیلوگرم بر ثانیه)
P	فشار (بار)
T	دما (کلوین)
v	سرعت (متر بر ثانیه)