

طراحی عایق حرارتی نازل بلست‌دار و محاسبه ضخامت مؤثر آن

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۵/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۶/۳۰

محمدعلی رنجبار^{۱*}، علیرضا پورمواید^۲

۱. استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران. M_A_Ranjbar@hotmail.com

۲. استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران

چکیده

نقش نازل در پایداری و هدایت‌پذیری بسیار مهم است و نوع طراحی آن تأثیر بسیار زیادی در کارایی موشک دارد. در تحقیق حاضر برای ایجاد پایداری، کنترل ساده‌تر موشک و استفاده از فضای ایجادشده برای اضافه کردن زیرسیستم‌ها، افزودن لوله بلست، عایق‌بندی حرارتی و محاسبه ضخامت آن مدنظر است. بدین منظور نازلی نمونه راکت سوخت جامد موجود به‌منظور افزودن لوله بلست برای استفاده در حمل‌کننده‌های فضایی در نظر گرفته شده و به‌صورت عددی مورد تحلیل قرار گرفته است. سپس دو طرح جدید از نازل با و بدون استفاده از لوله بلست ارائه و از نظر طراحی حرارتی با استفاده از روابط موجود به‌صورت تحلیلی، ضخامت عایق‌ها در هر حالت محاسبه شده و شبیه‌سازی بر اساس آن صورت گرفته است. در نهایت یک آنالیز انتقال حرارت دوبعدی گذرا در دستگاه فیزیکی استوانه‌ای برای نقاط درون پوسته نازل (پشت لاینر و عایق) انجام شده است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که افزایش ضخامت عایق تا حد خاصی باعث کاهش دمای پوسته نازل می‌شود. در نازل همگرا-واگرای طراحی شده با لوله بلست، این مقدار در قسمت همگرا ۰/۱۱، در لوله بلست ۰/۰۷، در گلوگاه ۰/۰۶۸ و در قسمت واگرا ۰/۱۱ بهینه ضخامت عایق است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که برخلاف قسمت همگرای نازل، در قسمت‌های گلوگاه، لوله بلست و واگرا بعد از عبور از ضخامت مؤثر عایق، دیگر گذشت زمان تأثیر قابل محسوسی بر دمای پوسته نازل ندارد.

واژه‌های کلیدی: نازل موشک، لاینر حرارتی، عایق‌بندی، لوله بلست، بهبود عملکرد.

۱۶۳

سال دهم - شماره ۱۰

بهار و تابستان ۱۴۰۰

نشریه علمی
دانش و فناوری هوافضا



Thermal Insulation Design of a Nozzle with Blast Tube and Calculation of Optimal Thickness

Mohammad Ali Ranjbar¹, Ali Reza Pourmoayed²

1. Assist. Prof, Mechanical Engineering Department, Khatmol Anbia Air Defense University, Tehran, M_A_Ranjbar@hotmail.com

2. Assist. Prof, Mechanical Engineering Department, Khatmol Anbia Air Defense University, Tehran

Abstract

The role of the nozzle in stability and guidance is very basic and the type of nozzle design has a great impact on the performance of the missile. In the present study, in order to create stability and easier control of the missile and to use the space created to add subsystems, it is intended to add blast tube and thermal insulation and calculate its thickness. For this purpose, a sample nozzle of the existing solid fuel rocket has been considered to add a blast tube and has been numerically analyzed. Then, two new designs of nozzles with and without using blast tube are presented and Using the existing relations analytically, the thickness of the insulators in each case is calculated and The simulation is based on it. Finally, a transient two-dimensional heat transfer analysis was performed in cylindrical coordinates for points inside the nozzle shell (behind the liner and insulation). The results show that increasing the thickness of insulation to a certain extent reduces the temperature of the nozzle shell. In the convergent-divergent nozzle designed with blast tube, this value is 0.11 in the convergent part, 0.07 in the blast tube, 0.068 in the throat and 0.11 in the divergent part. The results also show that unlike the convergent part of the nozzle, in the throat, blast and divergent parts, after passing the effective insulation thickness, the passage of time no longer has a significant effect on the nozzle shell temperature.

Keywords: Rocket Nozzle, Thermal Liner, Insulation, Blast Tube, Performance Improvements.



۱. مقدمه

برای بررسی عملکرد و کارایی سامانه نازل یک موشک و تعیین پارامترهای کلیدی در طراحی نازل باید روابط ترمودینامیکی و حرارتی حاکم بر مسئله مورد بررسی قرار گیرد. علاوه بر این به منظور شناخت و بهینه‌سازی عملکرد نازل‌ها باید ساختار نازل‌های مختلف مورد بررسی و مقایسه قرار گیرند. در همین راستا برای بررسی عملکرد سامانه نازل، پارامترهای مختلفی از جمله هندسه کلی، شکل، اندازه قطعات تشکیل‌دهنده و تجزیه و تحلیل حرارتی به منظور عملکرد بهینه آن و جلوگیری از وارد آمدن آسیب‌های احتمالی باید مورد مطالعه قرار گیرند. این تئوری روی تمام سامانه‌های موشکی از جمله موشک‌های با سوخت جامد و مایع، هسته‌ای، خورشیدی و الکترونیکی و هر سامانه‌ای که با انبساط گاز، نیروی محرک خود را تأمین می‌کند، مورد استفاده قرار می‌گیرد. نازل‌هایی که در موشک‌های 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. به‌طور کلی نازل‌های با لوله بلست در موشک‌های با قطر محدود به کار می‌روند تا فضای کافی برای زیرسیستم‌ها به وجود آید و به مرکز جرم موتور راکت اجازه دهد که به مرکز جرم کل سامانه نزدیک شود و پایداری و کنترل وسیله را ساده‌تر سازد [۱]. کوچک‌ترین تغییر در ابعاد و ساختار نازل باعث به وجود آمدن تغییرات زیادی در نتایج شبیه‌سازی می‌شود. به دلیل اینکه محدوده دما و فشار در داخل یک نازل بسیار بالاست، امکان استفاده از روش‌های تجربی و آزمایشگاهی با استفاده از حس‌گرهای معمولی بسیار دشوار است، به همین دلیل استفاده از شبیه‌سازی در

این زمینه می‌تواند بسیار راهگشا باشد.

ژانگ و همکاران برای بررسی روشی مؤثر در طراحی نازل، مطالعات تئوری و تجربی را بر عملکرد حرکتی موتورهای موشک انفجاری دارای نازل سیال انجام دادند [۲]. در این تحقیق بهینه‌سازی مثبت سطح همگرا-واگرای نازل به صورت تئوری آنالیز شده، فشار و سرعت جریان خروجی از نازل به عنوان پارامتر اصلی مدنظر قرار گرفته است. همچنین یک راه حل وابسته به سیال با به کارگیری نیتروژن در گلوگاه نازل و قسمت همگرا آزمایش شده است. نسبت سطح همگرای مؤثر از ۲ تا ۲/۲ متغیر است و برای قسمت واگرا بین ۵ تا ۱/۸ تغییر می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که بیشینه میانگین افزایش تراست در بهترین شرایط به ۱۳۷/۸ درصد می‌رسد. شبیه‌سازی توزیع دما روی دیواره نازل راکت در محیط دمابالا برای دستیابی به ایمنی و قابل اعتماد بودن کارکرد نازل بسیار مهم است. به این منظور ژانگ و همکاران به صورت عددی، شبیه‌سازی میزان انتقال حرارت و دمای دیواره نازل راکت‌های از جنس کامپوزیت را انجام دادند [۳]. شبیه‌سازی هم‌زمان انتقال حرارت و دمای گذرا دیواره نازل راکت در این تحقیق انجام شده است. معادله‌های انتقال حرارت تشعشعی بر سطح در حالت ناهمگن بوده و برای محاسبه انتقال حرارت تشعشعی از نرم‌افزار استفاده شده است. همچنین تشعشع انتقالی بین پلوم و دیواره نازل آنالیز شده، علاوه بر این شار حرارتی تشعشعی، همرفتی و دمای گذرا در طول دیواره و ضخامت کامپوزیت بعد از شروع کار موتور بررسی شده است. نتایج محاسبه‌شده نشان می‌دهد گرمای پلوم در بخش گلوگاه بسیار جدی است و دمای دیواره در آن ناحیه خیلی بیشتر از دمای میانگین است و عایق حرارتی در گلوگاه برای نازل راکت بسیار مهم است. بعد از روشن شدن موتور، دما هم در

دیواره داخلی و هم خارجی نازل موشک به صورت پایدار با زمان افزایش می‌یابد. در همان بخش دما در راستای ضخامت از جهت داخل به خارج دیواره کاهش می‌یابد و اختلاف دمای آن‌ها به واسطه عایق حرارتی به ۱۰۰۰ درجه کلون می‌رسد. سان و همکاران برای بررسی تأثیر دمای گاز بر افت شاخصه‌های نازل موتور موشک سوخت جامد، شبیه‌سازی عددی به همراه تست‌های تجربی را انجام داده‌اند [۴]. نتایج نشان می‌دهد که دمای گاز اثرات هماهنگی بر افت نازل دارد و تفاوت زیادی بین جریان سرد و تست آتش گرم وجود دارد. علاوه بر این با آنالیز و بحث مشخص شده که تغییر سرعت جریان اصلی و فرکانس آکوستیک طبیعی که ناشی از دمای گاز است، کلیدی‌ترین فاکتوری است که بر افت نازل تأثیر می‌گذارد، در حالی که تغییر فشار اصلی تأثیر کمی دارد.

رهایی و همکاران در تحقیقی به بررسی انتقال حرارت گذرا در دیواره‌های همگرا-واگرایی نازل‌ها پرداخته‌اند [۵]. تمرکز این مقاله بر بررسی جریان گذرا، انتقال حرارت و نیروی پیشران در نازل همگرا-واگرا بوده است که در سیستم‌های پیشران‌ش کاربرد دارد. با تعریف جریان به صورت متقارن محوری، شبیه‌سازی عددی انجام شده و نتایج آن با نتایج آزمایش‌های تجربی مقایسه شده است. سپس در هندسه‌های مختلف، پارامترهای جریان و انتقال حرارت بررسی شده است. نتایج این تحقیق نشان داده که از بین مدل‌های اسپالارت آلماراس^۱، $k-\epsilon$ و $k-\omega$ SST، آشفتگی $k-\omega$ SST در مقایسه با سایر مدل‌های آشفتگی، انطباق بهتری با نتایج آزمایش‌های تجربی دارد. همچنین با ثابت بودن طول نازل، افزایش زاویه واگرایی نازل همگرا-واگرا باعث افزایش عدد ماخ خروجی، کاهش فشار و دما در خروجی شده است. نازل‌های زنگوله‌ای در مقایسه با

نازل‌های مخروطی، عدد ماخ خروجی بیشتر و دما و فشار خروجی کمتری داشته‌اند. کاهش زاویه مقطع خروجی در نازل زنگوله‌ای باعث افزایش عدد ماخ و نیروی پیشران؛ همچنین کاهش دما و فشار خروجی شده است. در نازل‌های مختلف، در مقاطعی که سطح ثابتی نسبت به گلوگاه دارند، انتقال حرارت از دیواره و مقادیر دما در سطح و عمق دیواره ثابت مانده است. دمای سطح در مقطع خروجی، برای نازل زنگوله‌ای بیشتر از نازل مخروطی به دست آمده و ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در گلوگاه دارای مقدار بیشینه بوده است. مقایسه نیروی پیشران نشان می‌دهد که نازل زنگوله‌ای، نیروی پیشران بیشتری را فراهم می‌آورد و با افزایش زاویه خروجی نازل، نیروی پیشران کاهش یافته است. موسوی و همکاران، یک آنالیز سه‌بعدی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی برای مطالعه جریان آشفتنه و تراکم‌پذیر از شوک‌های متوالی در نازل همگرا-واگرا انجام داده‌اند [۶]. هدف اولیه در این تحقیق تعیین رفتار، موقعیت و تعداد شوک‌ها بوده است. در این تحقیق از روش حدس اولیه FMG^۲ و مدل آشفتگی تنش رینولدز RSM^۳ با شرایط سه‌بعدی در نرم‌افزار فلونت 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^۴ پرداخته‌اند. نتایج، مقایسه‌ای از حل‌های عددی با مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ ، $k-\omega$ SST و RNG و RSM با داده‌های تجربی است 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 است، در حالی که مدل RSM انطباق قابل قبولی با داده‌های تجربی دارد و مناسب بودن این روش در زمان ایجاد شوک‌های متوالی را نشان





می دهد.

عایق‌های حرارتی چندلایه از قرارگیری لایه‌های متوالی مواد عایق متخلخل و سپرهای تشعشعی در کنار یکدیگر ایجاد شده، در دماهای بالا و شرایط برودتی مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این نوع عایق‌ها، انتقال حرارت به سه حالت هدایتی، جابه‌جایی و تشعشعی وجود دارد. اما زمانی که چگالی مواد عایق متخلخل بیشتر از ۲۰ کیلوگرم بر مترمکعب باشد، انتقال حرارت جابه‌جایی قابل چشم‌پوشی است. صدیقی و همکاران برای بهینه‌سازی خواص مربوط به سپرهای تشعشعی در عایق‌های حرارتی چندلایه تحقیقی انجام داده‌اند [۷]. در این مقاله خواص مربوط به سپرهای تشعشعی از جمله ضخامت، ضریب صدور، تعداد و فاصله سپرهای تشعشعی مورد بررسی و بهینه‌سازی قرار گرفته است. برای بررسی تأثیر خواص گفته شده بر ضریب هدایت حرارتی مؤثر عایق چندلایه، از کد نرم‌افزاری نوشته شده استفاده و نتایج با دیگر پژوهش‌های انجام گرفته در این زمینه مقایسه شده است. همچنین بهینه‌سازی پارامترها با روش پاول انجام شده است. نتایج نشان‌دهنده آن است که مقدار ضریب صدور سپرهای تشعشعی و نحوه چیدمان آن‌ها تأثیر بسزایی در مقدار ضریب هدایت حرارتی مؤثر عایق چندلایه دارد.

تقاضای زیادی برای بهبود موشک‌های تاکتیکی با موتور سوخت جامد برای 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 واسط پشت موتور و نازل برای متعادل کردن مرکز جرم دارند که به عنوان لوله بلست شناخته می‌شود [۸]. در شبیه‌سازی و بهینه‌سازی کارهای محدودی که شامل طراحی لوله بلست است، انجام شده است. تحسینی و

ابراهیمی [۹] در تحقیقی بالستیک داخلی یک موشک سوخت جامد دارای لوله بلست را به صورت عددی مورد مطالعه قرار داده‌اند. در این تحقیق تأثیر حضور لوله بلست بر کارایی موشک سوخت جامد به صورت دقیق با استفاده از معادله‌های بقا شبه یک‌بعدی ناپایدار بررسی شده و نتایج برای چندین هندسه لوله بلست ارائه شده است. شاینا و همکاران، میدان جریان در لوله بلست یک موتور سوخت جامد به صورت عددی با حل معادله‌های ناپایدار استوکس سه‌بعدی با مدل آشفتگی SST را بررسی کرده‌اند [۱۰]. 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 چهار درصد است که سهم لوله بلست کمتر از یک درصد است. همچنین مشخص شد که قطر بزرگ‌تر لوله بلست باعث افت کمتر فشار کل می‌شود. همچنین شولتز [۱۱] در تحقیقی به بهینه‌سازی موتور سوخت جامد با لوله بلست پرداخته است. در این تحقیق دو الگوریتم بهینه‌سازی نمونه‌گیری هم‌رسلی و برنامه‌سازی غیرخطی لاگرانژین برای به دست آوردن بیشینه تراسست به کار گرفته شده است. وی در این تحقیق چارچوبی برای بهینه‌سازی نازل در انسیس ایجاد کرده است و تأثیر طول نازل بر نیروی تراسست را بررسی کرده است. نتایج نشان‌دهنده بهبود میزان تراسست با بهینه کردن ابعاد لوله بلست با هر دو روش است.

هدف از تحقیق حاضر عایق‌بندی حرارتی و محاسبه ضخامت عایق‌های به کار رفته در بهینه‌سازی کانتورهای نازل یک موشک سوخت جامد تاکتیکی موجود و افزودن لوله بلست با تمرکز بر نیروی تراسست به عنوان پارامتر اصلی است تا بتوان از آن به عنوان حامل فضایی استفاده کرد؛ در حالی که تراسست بیشینه تغییر چندانی

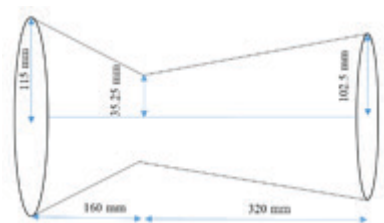
نکند. بدین منظور همان طور که در فلوچارت شکل یک مشاهده می‌شود، یک نازل نمونه از راکت سوخت جامد موجود به منظور افزودن لوله بلست برای ایجاد فضا برای جایگذاری زیرسیستم‌ها در نظر گرفته شده است و به صورت عددی مورد تحلیل قرار گرفته است، برای صحت‌سنجی، نتایج با دو شرایط کارکردی موجود مقایسه شده است. پس از تحلیل نازل نمونه و طراحی هندسه‌های جدید، شبیه‌سازی جریان با استفاده از نرم‌افزار فلونت انجام شده و مورد بررسی قرار گرفته است. سپس با استفاده از نتایج تغییرات توزیع فشار، سرعت و درجه حرارت، آنالیز حرارتی با توجه روابط ترمودینامیکی و حرارتی برای جلوگیری از آسیب‌های احتمالی به سازه و حفظ کانتور داخلی به عمل آمده است. به این منظور، محاسبه ضخامت عایق و لاینر موردنیاز با استفاده از روابط موجود به صورت تحلیلی با برآورد عمق سایش مورد انتظار و اضافه نمودن حاشیه اطمینان و غیره و با توجه به پارامترهای هندسی نهایی انجام می‌شود و عایق‌بندی مدل‌های طراحی شده بر اساس ضخامت‌های به دست آمده صورت می‌گیرد. در مرحله بعد با استفاده از خواص ترموفیزیکی و ترموشیمیایی، برای تحلیل حرارتی و به دست آوردن شار انتقال حرارت جابه‌جایی در سطح داخلی نازل از روابط ارائه شده استفاده شده است. در نهایت برای محاسبه ضخامت مؤثر یک آنالیز انتقال حرارت دوبعدی گذرا در دستگاه فیزیکی استوانه‌ای برای نقاط درون پوسته نازل (پشت لاینر و عایق) انجام شده است. در این قسمت با افزایش ضخامت تدریجی عایق‌ها در مقاطع مختلف و با گذشت زمان، دمای پوسته بررسی شده و ضخامت مؤثر عایق به دست می‌آید.



شکل ۱- فلوچارت مراحل انجام تحقیق

۲- مدل هندسی تولید شبکه و شرایط مرزی

همان طور که گفته شد در این تحقیق تحلیل حرارتی یک نازل نمونه از یک موشک سوخت جامد برای جایگذاری لوله بلست مدنظر است. شکل دو، شمای کلی نازل نمونه را که در این بررسی مدنظر قرار گرفته است، نشان می‌دهد.



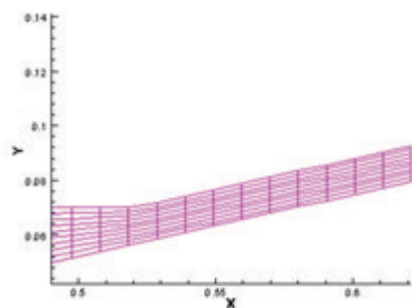
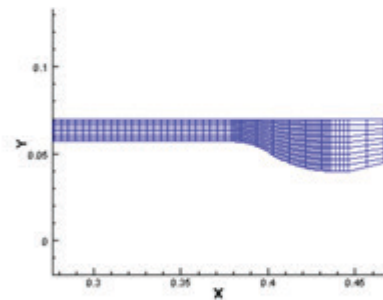
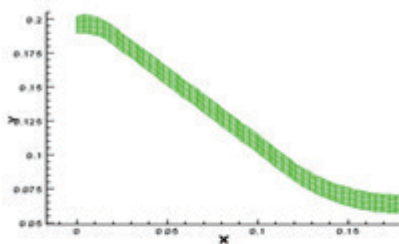
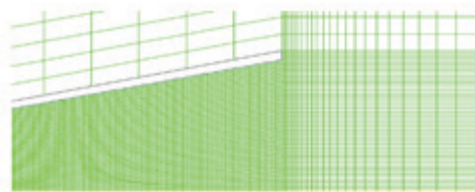
شکل ۲- مشخصات و ابعاد نازل

برای ایجاد شبکه در میدان حل و استفاده از آن در نرم‌افزار فلونت، نرم‌افزار گمبیت به کار برده شده است.



شبکه ایجاد شده طوری قرار داده شده است که منطبق بر مرزهای میدان حل باشد. همچنین این شبکه از نوع باساختار و با سلول‌های مربعی شکل است. برای به دست آوردن پلوم 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 به کار رفته در داخل نازل و پلوم نسبت به سایر نقاط، ریزتر در نظر گرفته شده تا ریزه‌کاری‌های میدان جریان در این قسمت از میدان حل دقیق‌تر محاسبه و مشاهده شود. شکل سه، شبکه به کار رفته برای نازل را نشان می‌دهد. سیال در این حالت هوا در نظر گرفته شده و چگالی آن با رابطه گاز ایده‌آل محاسبه می‌شود، همچنین تغییرات لزجت از رابطه ساترلند محاسبه شده است. مهم‌ترین بخش در حل یک میدان جریان شرایط مرزی آن است. همان‌طور که گفته شد چون شرایط قسمت خروجی نازل مشخص نیست و به منظور 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 شرط مرزی فشار نقاط دور دست دارد. همچنین با در نظر گرفتن تقارن، مرز پایین به عنوان محور تقارن تعریف می‌شود. بدنه نازل دارای شرط مرزی دیواره است. خطوط داخلی که برای تعریف سطوح دلخواه و قرار دادن شبکه با ساختار مورد نظر به کار می‌روند، شرط مرزی داخلی دارند. استقلال از شبکه مطالعه شده در این تحقیق بر 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 $y+$

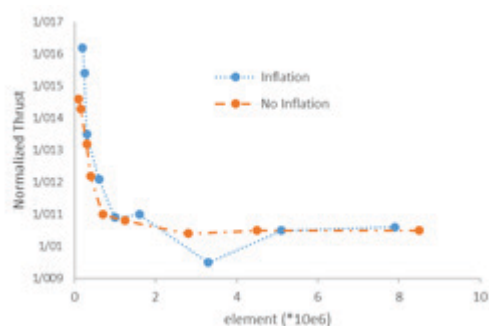
کمتر از ۵ برای پروفیل خروجی دیواره نازل را می‌دهد.



شکل ۳ - شبکه بندی نازل و پلوم آن

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 اگرچه پروفیل سرعت را بهبود می‌بخشد ولی بهبودی در پیش بینی تراست نمی‌دهد و رشد هزینه محاسباتی را زیاد می‌کند. به محض این که تعداد المان‌ها بیشتر از $10^5 * 1/25$ می‌شود (متناظر با سایز المان تقریباً ۰/۵ میلی‌متر است)، دیده می‌شود که افزایش بیشتر المان‌ها دیگر

سهام مهمی در بهبود پیش‌بینی تراست ندارد. اندازه المان 0.75 و مش مبتنی بر γ^+ کمتر از 5 در این تحقیق به کار رفته است. به صورت ایده‌آل، المان با سایز 0.5 میلی‌متر می‌تواند به کار گرفته شود، اما محدودیت‌های محاسباتی از این کار جلوگیری می‌کند. با وجود این که المان با سایز 0.5 میلی‌متر نتایج دقیق‌تری می‌دهد، اما اندازه 0.75 میلی‌متر امکان ارزیابی سریع‌تر (با حدود 45 درصد کاهش در شمارش المان‌ها) و کاهش دقتی از مرتبه 0.1 درصد نسبت به مش سایز 0.5 میلی‌متر می‌دهد. در شکل چهار نمودار استقلال از شبکه مبتنی بر نیروی تراست مشاهده می‌شود.



شکل ۴ - نمودار استقلال از شبکه

در این پژوهش حل یک جریان پایدار درون یک نازل با تقارن محوری مورد نظر است. بدین منظور از الگوریتم روش مجزا^۵ برای حل معادله‌ها استفاده شده است. همچنین فرمول‌بندی به کار رفته از نوع ضمنی است. از الگوریتم سیمپل برای ارتباط بین سرعت و فشار استفاده شده است. مدل توربولانسی به کار رفته از نوع تنش‌های رینولدز پنج معادله‌ای است. با توجه به زمان سوزش موشک‌های سوخت جامد و شار زیادی از گازهای داغ که از داخل نازل در آن زمان عبور می‌کند، معادله‌های انتقال حرارت به صورت گذرا حل شده است [۱۲]. همچنین ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در مقاطع مختلف متغیر است. در ادامه نازل را در دو

شرایط کارکردی متفاوت که ناشی از تغییر ارتفاع است، بررسی می‌کنیم که برای صحت‌سنجی نیز با نتایج تجربی متناسب مقایسه می‌شود.

۳- تحلیل نازل نمونه در دو شرایط کارکردی

در این قسمت نازل نمونه را در دو شرایط کارکردی جدول ۱ مورد بررسی قرار می‌دهیم و نتایج را با داده‌های تجربی ارائه شده در این جدول [۱۳] مقایسه می‌کنیم.

جدول ۱- شرایط عملکرد نازل

شرایط J	شرایط F	پارامتر
۱۳/۴۰۹ کیلوگرم بر ثانیه	۴۸/۰۸ کیلوگرم بر ثانیه	دبی جرمی
۳۰۰۰ درجه کلوین	۳۰۶۰ درجه کلوین	دمای محفظه احتراق
۳۰۷۰ کیلوگرم نیرو	۲۶۵۰ کیلوگرم نیرو	نیروی پیشران

شکل پنج توزیع فشار روی محور تقارن نازل در شرایط کارکردی F و J را نشان می‌دهد. همان‌طور که نشان داده شده است، سیال به صورت کامل انبساط می‌یابد به طوری که فشار در سطح مقطع خروجی نازل از فشار یک اتمسفر نیز کمتر شده و به ترتیب به مقدار مطلق 0.76 و 0.623 بار می‌رسد. این مقدار با توجه به شرایط واقعی کارکرد موتور که در ارتفاع بالاست و فشار در آنجا کمتر از فشار یک اتمسفر است، بسیار ایده‌آل به نظر می‌رسد.

با توجه به داده‌های به دست آمده نیروی پیشران منتجه به صورت جدول دو می‌شود و همان‌طور که مشاهده می‌شود، نیروی پیشران به دست آمده در مقایسه با مقدار تجربی ارائه شده برای نازل نمونه در

جدول کمتر از یک درصد خطا دارد.

و ضریب پخش حرارتی پایینی دارند [۱۴]. ضخامت موردنیاز برای لاینر و عایق حرارتی با برآورد میزان عمق سایش مورد انتظار و اضافه کردن یک حاشیه اطمینان و اضافه نمودن ضخامت تخمینی برای زغال و اضافه نمودن ضخامت کافی برای مواد دست‌نخورده برای نگه داشتن دمای سازه در میزانی که در آن طراحی شده است، به دست می‌آید.

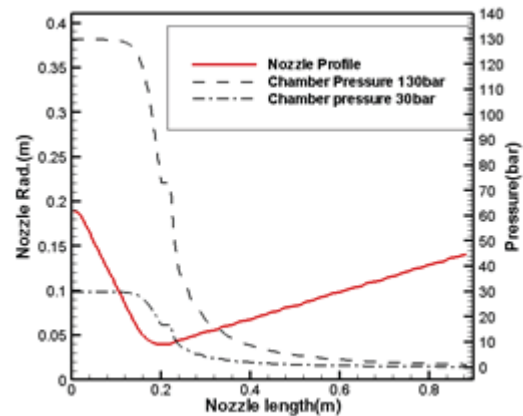
میزان سایش با برون‌یابی از نتایج به دست آمده از آزمایش‌های مشابه به دست می‌آید و با روش بارتز^۶ مقیاس می‌شود. در این روش با داشتن اطلاعات آزمایش و مقیاسه کردن نتایج می‌توان به میزان سایش بر اساس رابطه یک پی برد [۱۵]. فشار مخزن و قطر گلوگاه از پارامترهای دخیل در مسئله هستند.

$$R = \left(\frac{P_c}{P_m} \right)^{0.8} \left(\frac{D_m}{D_t} \right)^{0.2} \quad (1)$$

حاشیه اطمینان برای سایش نیز از نسبت اختلاف ضخامتی که اجازه داده شده تا سایش پیدا کند و عمقی که انتظار می‌رود سایش پیدا کند، به عمقی که انتظار می‌رود سایش پیدا کند محاسبه می‌شود. عمق زغالی (نیم‌سوز شده) یا با برون‌یابی از اطلاعات اندازه‌گیری شده مانند معادله دو برآورد می‌شود یا از آنالوژی خوردگی و روابط مربوط به آن، که در آن ثوابت تجربی دخیل هستند، مانند جدول سه می‌توان بهره گرفت [۱۶].

$$x = A\theta^m \exp\left(\frac{-B}{\phi}\right) \quad (2)$$

در معادله دو، θ زمان فعال بودن موشک است که در این تحقیق با توجه به نوع موشک ۲۵ ثانیه در نظر گرفته شده است و ϕ شار حرارتی دیواره سرد است که از خروجی بررسی پارامترهای حرارتی به دست می‌آید.



شکل ۵- توزیع فشار روی محور تقارن نازل در شرایط کارکردی F (فشار ۱۳۰ بار) و J (فشار ۳۰ بار)

جدول ۲- نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی نازل

پارامتر	شرایط F	شرایط J
میانگین سرعت در سطح مقطع خروجی	۲۲۱۲/۸۳۸ متر بر ثانیه	۲۰۳۳ متر بر ثانیه
میانگین چگالی در سطح مقطع خروجی	۰/۱۶۵۵۳۴۷ کیلوگرم بر مترمکعب	۰/۲۲۷ کیلوگرم بر مترمکعب
میانگین فشار در سطح مقطع خروجی	۰/۱۷۶ بار	۰/۶۲۳ بار
سطح مقطع خروجی	۰/۰۳۳۰۰۶۳۶ مترمربع	۰/۰۳۳۰۰۷۷ مترمربع
فشار محیط	۱ بار	۱ بار
نیروی پیشران	۲۶۷۵ کیلوگرم نیرو	۳۰۹۷ کیلوگرم نیرو

۴- طراحی حرارتی

همان‌طور که گفته شد برای محافظت از سازه نازل و جلوگیری از افزایش دمای آن و نیز حفظ کانتور داخلی نازل در مقابل شرایط سایش دمای بالا از لاینرها و عایق‌های حرارتی استفاده می‌شود. بنابراین عایق‌ها از موادی انتخاب می‌شوند که ضریب هدایت حرارتی



جدول ۳- ثوابت تجربی مورد استفاده در رابطه آنالوژی خوردگی

ماده	A	m	B
Graphite-clath/phenolic	۰,۰۳۶	۰,۶۸	۶۶,۵
Silica-reinforced phenolic	۰,۰۳۱	۰,۶۸	۹۰,۴

حاشیه اطمینان به کار گرفته شده در مورد عمق سایش بین ۰/۲ تا ۰/۵ در گلوگاه و ورودی نازل و ۰/۱ تا ۰/۵ در خروجی نازل در نظر گرفته می شود. بیشتر طراحان برای عمق نیم سوز شده، حاشیه اطمینان صفر (ضریب اطمینان یک) را لحاظ می نمایند [۱۷]. همچنین ضخامت باقی مانده که باید دست نخورده باقی بماند و دمای سازه را در حد مجاز نگه دارد از تحلیل حرارتی به دست می آید.

۴-۱- ضریب انتقال حرارت جابه جایی در سطح داخلی نازل

شار انتقال حرارت جابه جایی با استفاده از تئوری لایه مرزی به دست می آید. در واقع با حل معادله های پیوستگی، ممنتوم و انرژی به طور هم زمان و با توجه به رژیم جریان، مدل مناسب انتخاب و حل می شوند. برای تعیین نرخ کلی انتقال حرارت جابه جایی بین توده گاز و دیواره، با توجه به سرمایه نیوتن در جریان های سرعت بالا از رابطه سه داریم:

$$q_{conv} = h_g (T_w - T_o) \quad (3)$$

به دلیل وجود پدیده فناشوندگی در سطح و نفوذ گازهای پیرولیز به لایه مرزی لازم است که این ضرایب با استفاده از رابطه چهار اصلاح شوند [۱۸].

$$h_g = h_{g_0} \cdot \phi_{blow} \cdot \phi_{hal} \quad (4)$$

در این رابطه ϕ_{hal} اثر سایش را نشان می دهد و ϕ_{blow} اثر نفوذ گازهای فناشوندگی (گازهای پیرولیز، گازهای ناشی از اکسیداسیون و تصعید سطح) به درون لایه مرزی است که باعث کاهش مقدار انتقال حرارت

جابه جایی می شود؛ بنابراین همواره $\phi_{blow} \leq 1$ خواهد بود. ذرات معلق در فضا سبب سایش سطح عایق حرارتی می شود که این عامل باعث کنده شدن ذرات داغ از سطح شده و بنابراین همواره $\phi_{hal} \geq 1$ خواهد بود. برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابه جایی در سطح داخلی نازل همگرا و واگرا از رابطه تجربی پنج استفاده می شود [۱۹].

$$h_{g_0} = \left[\frac{0.026}{D_i^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{P^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c g}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_i}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_i}{A} \right) \right] \sigma \quad (5)$$

پارامترهای مورد استفاده در رابطه پنج از رابطه های ۶ تا ۱۲ به دست می آید.

$$\sigma = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \frac{T_w}{T_o} (1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2) + \frac{1}{2} \right]^{0.6} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.2}} \quad (6)$$

$$\mu = (46.6 * 10^{-10}) m^{0.5} T^{0.6} \quad m = 0.6 \quad (7)$$

$$C_p = \frac{\gamma R}{(\gamma - 1) j} \quad j = 778 \quad (8)$$

$$P_r = \frac{4\gamma}{(9\gamma - 1)} \quad (9)$$

$$C^* \cong \frac{\sqrt{g\gamma R(T_c)}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (10)$$

$$T_{aw} = T_{fs} + r_f (T_o - T_{fs}) \quad (11)$$

$$r_f = p r^{\frac{1}{3}} \quad (12)$$

مقادیر h_w , \dot{m}_b , ϕ_{blow} به دما و فشار سطح و شار انتقال جرم مواد گازی به لایه مرزی و شار جرمی گاز پیرولیز بستگی دارند که با استفاده از اصول سنتیک شیمیایی به دست می آیند.





۴-۲- شار انتقال حرارت تشعشعی

توده ذره گاز

محاسبه انتقال حرارت تشعشعی در نازل موشک سوخت جامد به دو دلیل عمده پیچیده است. اول اینکه خواص جذبی و عبوری از ذرات مختلف محترقه در طول جریان احتراق، در محدوده‌های گوناگون فشار، درجه حرارت و طول موج‌های قابل دسترس در نازل موشک به طور قابل ملاحظه‌ای تغییر می‌کند. دوم اینکه برای هر شکل دلخواه از نازل محاسبه ضرایب شکل برای تعیین نرخ کلی انتقال حرارت تشعشعی بین قسمت‌های مختلف دیواره نازل پیچیده و دشوار است. بیان ساده برای نرخ کلی انتقال حرارت تشعشعی بین توده جریان گاز و دیواره نازل طبق رابطه ۱۳ عبارت است از:

$$\dot{q}_{rad} = \sigma \varepsilon_{eff} (T_g^4 - T_w^4) \quad (13)$$

که ضریب صدور توده مؤثر از رابطه ۱۴ به دست می‌آید [۲۰].

$$\varepsilon_{eff} = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_g} + \frac{1}{\varepsilon_g} - 1} \quad (14)$$

ضریب صدور توده گاز- ذره ε_g ، از درصد ذرات آلومینیوم، چگالی ترکیبی و قطر در هر مقطع نازل و از معادله ۱۵ به دست می‌آید.

$$\varepsilon_g = 1 - e^{\left[-c \left(\frac{n}{16}\right) \rho D\right]} \quad (15)$$

که D قطر در هر مقطع نازل، n درصد ذرات آلومینیوم در سوخت، چگالی ترکیبی و C ضریب ثابت تجربی است [۲۱]. در نازل موشک سوخت جامد، اگر پوسته داخلی دیواره از پوشش کامپوزیت کربن-فلنیک باشد، به دلیل دارا بودن سطح زغالی طی فرایند فداشوندگی ضریب جذب چنین سطحی $\alpha_g = 0/95$ در نظر گرفته می‌شود [۲۲].

۴-۳- خواص سیال

خواص ترمودینامیکی سیال عبوری از نازل با نرم‌افزار تحلیل تعادل شیمیایی^۷ محاسبه و خروجی آن به فلوئنت وارد می‌شود. همچنین با استفاده از کد نوشته‌شده به زبان متلب^۸، همان‌طور که در فلوچارت مشاهده می‌شود، خروجی تغییرات حرارت در طول نازل به‌عنوان ورودی به کار رفته و با استفاده از خواص ترموفیزیکی تحلیل شار حرارتی در داخل نازل به دست می‌آید.

۴-۴- عایق و لاینر

همان‌طور که گفته شد، سطح لاینرهای حرارتی در معرض جریان گازهای خروجی از محفظه قرار دارند. بنابراین لاینرها از موادی انتخاب می‌شوند که در مقابل سایش مقاوم باشند. پرکننده گلوگاه‌ها لاینرهای مخصوصی هستند که در مقابل سایش مقاوم بوده و در منطقه گلوگاه نازل مورد استفاده قرار می‌گیرند و به دلیل اینکه هزینه زیادی داشته و نیاز به تجهیزات نگهداری مخصوصی دارند، در عمل ابتدا پرکننده گلوگاه‌ها و لاینرهای دیگر طراحی می‌شوند و عایق‌ها طراحی می‌شوند.

وقتی که دما در سطح جامد جسمی به حد دمای ذوب یا تصعید می‌رسد، مقداری گرما با آن جسم گرفته شده و در دمای ثابت به مایع یا گاز تبدیل می‌شود؛ بنابراین قابلیت تحمل را از دست داده و به مایع تبدیل می‌شود. البته این مطلب در مورد مواد فداشونده غیر زغالی صادق بوده، ولی عایق‌های فداشونده زغالی که به صورت مرکب هستند، اغلب شامل یک رزین مصنوعی (فلنیک و اپوکسی) و الیاف‌های تقویت‌کننده (شیشه، نایلون و کربن) هستند، که این ترکیب به وسیله گرما و فشار بهبود

جدول ۴- مشخصات پروفیل داخلی و میانی نازل
طرح اول

ضریب هدایت Btu.ft/(F.hr.ft ²)	دانسیتیه (gr/cm ³)	ضخامت (mm)	مورد استفاده	ماده و شماره محل استفاده
۲۰۰	۱/۷۵		پرکننده گلوگاه	۱-گرافیت پلی کریستالین
۰/۳۵	۱/۷۵	۳	عایق گلوگاه	۲-سیلیکا-فنولیک
۰/۸۳	۱/۴۲	۱۰	لاینر حرارتی خروجی	۳-کربن فنولیک
۰/۲	۱/۷۲	۳ تا ۱۳	عایق و لاینر حرارتی خروجی	۴-آزبست فنولیک
۲/۲۹	۱/۴۵	۵/۲	لاینر حرارتی ورودی	۵-گرافیت فنولیک
۰/۲	۱/۷۲	۷/۸	عایق ورودی	۶-آزبست فنولیک

جدول ۵- مشخصات پروفیل داخلی و میانی طرح دوم

ضریب هدایت Btu.ft/(F.hr.ft ²)	دانسیتیه (gr/cm ³)	ضخامت (mm)	مورد استفاده	ماده و شماره محل استفاده
۲۰۰	۱/۷۵		پرکننده گلوگاه	۵-گرافیت پلی کریستالین
۰/۳۵	۱/۷۵	۳	عایق گلوگاه	۶-سیلیکا-فنولیک
۰/۸۳	۱/۴۲	۸/۷	لاینر حرارتی خروجی	۷-کربن فنولیک
۰/۳۵	۱/۷۵	۴/۳ تا ۱۳	عایق و لاینر حرارتی خروجی	۸-سیلیکا-فنولیک
۰/۸۳	۱/۴۲	۵/۸	لاینر حرارتی ورودی و لوله بلس	۱ و ۳-کربن فنولیک
۰/۳۵	۱/۷۵	۷/۲	عایق حرارتی ورودی و لوله بلس	۲ و ۴-سیلیکا-فنولیک

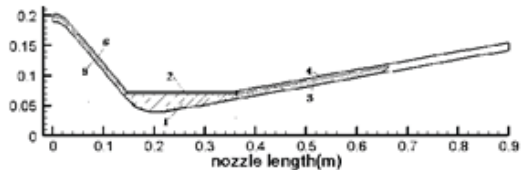
شکل ۸ تغییرات ضریب انتقال حرارت جابه جایی در طول نازل را برای طرح اول و شکل ۹، تغییرات ضریب انتقال حرارت جابه جایی در طول نازل را برای طرح دوم نشان می دهد. همان طور که انتظار می رود میزان ضریب انتقال حرارت جابه جایی در گلوگاه نازل به بیشترین حد خود رسیده است. تغییرات ضریب انتقال حرارت در طول نازل رابطه مستقیمی با تغییرات دما در طول نازل دارد. همان طور که قبلاً نیز بررسی شد، تغییرات دما در طول نازل با گذر از گلوگاه نازل و کاهش فشار، کاهش می یابد و در نتیجه ضریب انتقال حرارت

می یابد و برای الیاف طوری انتخاب می شود که شرایط دلخواه را از لحاظ تنش حرارتی و ضریب هدایت حرارتی به وجود آورد. بنابراین یک عایق حرارتی زغال ساز نظیر کامپوزیت کربن-فنلیک، شامل لایه هایی از الیاف کربن بافته شده است که با رزین فنلیک آغشته شده است. هنگامی که کامپوزیت کربن-فنلیک گرم و دمای آن به اندازه کافی افزایش یابد، رزین شروع به تجزیه شدن می کند. حاصل تجزیه، گازهای فرار پیرولیز شامل آب، اکسیدهای کربن، هیدروکربن های سبک و خاکستر کربنی است. خاکستر کربنی حاصل همراه با الیاف کربن مجاور آن، زغال نامیده می شود.

۵- محاسبه ضخامت عایق و دو طرح پوشش ارائه شده

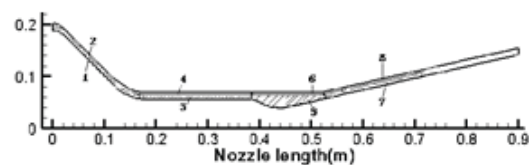
با توجه به موارد گفته شده، ضخامت عایق ها و نوع پوشش دهی در دو طرح نازل با و بدون بلس (شکل های ۶ و ۷) محاسبه و با توجه به عایق و ضخامت های در نظر گرفته شده آنالیز انتقال حرارت هدایت دوبعدی گذرا در دستگاه فیزیکی استوانه ای برای نقاط درون پوسته نازل انجام شده و نتایج حاصل از آن ارائه شده است.

۵-۱- طرح اول



شکل ۶- پروفیل داخلی و میانی نازل (طرح اول)

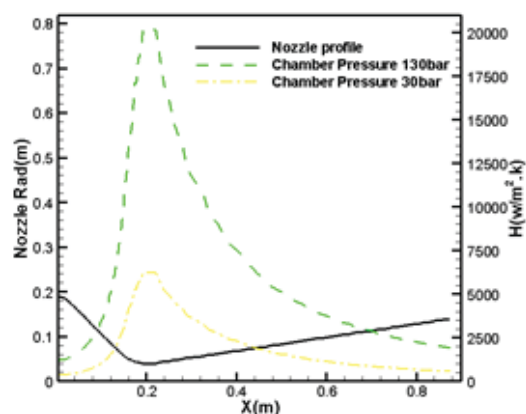
۵-۲- طرح دوم



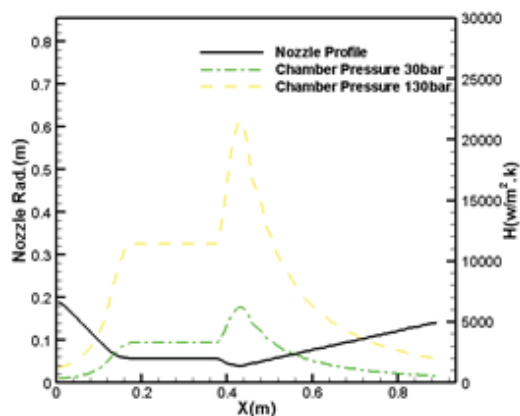
شکل ۷- پروفیل داخلی و میانی نازل (طرح دوم)



نیز کاهش خواهد یافت. همچنین به دلیل رسیدن سرعت جریان در گلوگاه به سرعت صوت و ایجاد شوک و دیوار صوتی، فشار جریان در این ناحیه به شدت افزایش می‌یابد. در نتیجه این افزایش فشار، دمای سیال عبوری نیز ناگهان افزایش یافته، سپس با کاهش فشار، دمای سیال نیز کاهش می‌یابد.



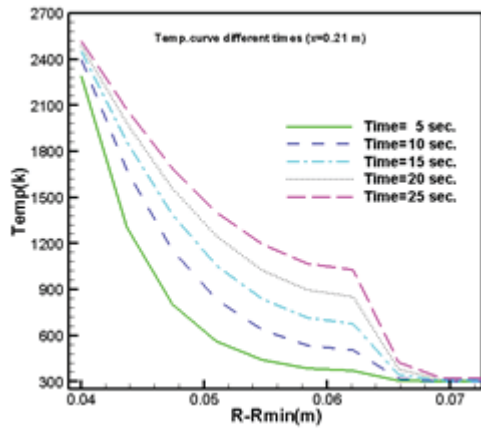
شکل ۸- پروفیل نازل و تغییرات ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در طول نازل در شرایط کارکردی F (فشار ۱۳۰ بار) و J (فشار ۳۰ بار) (طرح اول)



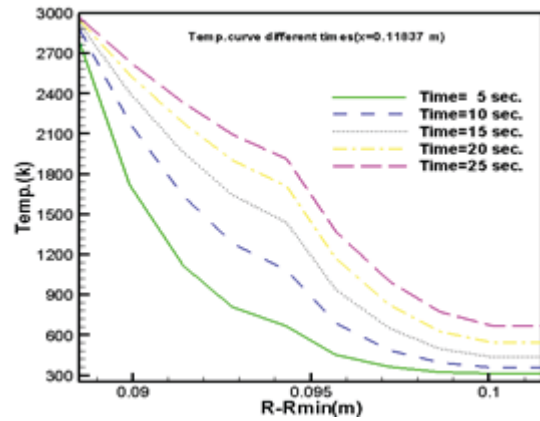
شکل ۹- پروفیل نازل و تغییرات ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در طول نازل در شرایط کارکردی F (فشار ۱۳۰ بار) و J (فشار ۳۰ بار) (طرح دوم)

برای محاسبه ضخامت مؤثر یک آنالیز انتقال حرارت دوبعدی گذرا در دستگاه فیزیکی استوانه‌ای برای نقاط

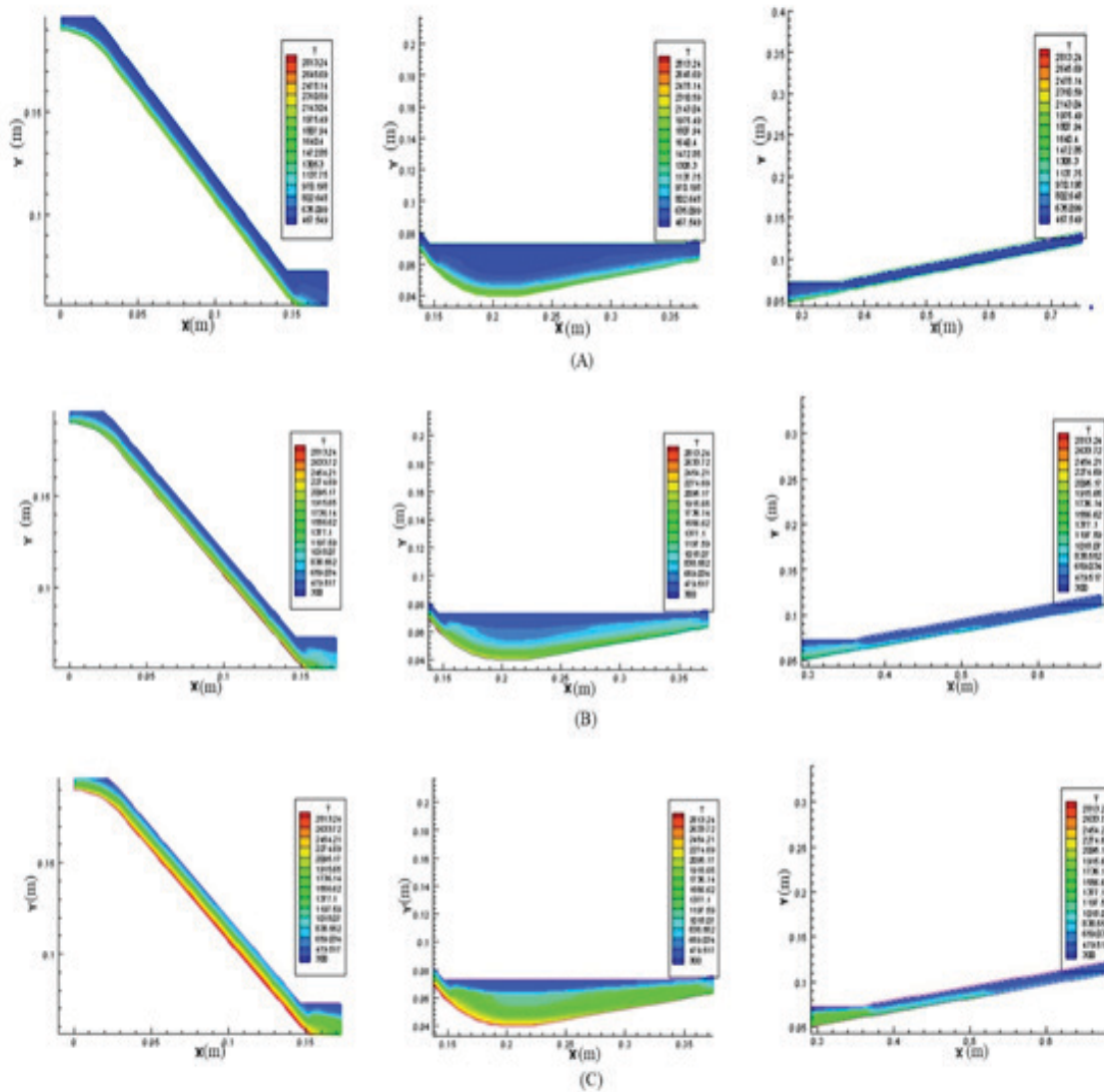
درون پوسته نازل (پشت لاینر و عایق) انجام شده است. در این قسمت با افزایش ضخامت تدریجی عایق‌ها در مقاطع مختلف و با گذشت زمان، دمای پوسته بررسی شده و ضخامت مؤثر عایق به دست می‌آید. شکل‌های ۱۰، ۱۱ و ۱۲ تغییرات دما را در زمان‌های مختلف و در مقاطع همگرا، گلوگاه و واگرا نشان می‌دهند، که در این مقاطع عایق‌های مختلف در نظر گرفته شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، دما در قسمت عایق به مقدار زیادی افت کرده است که باز تأکید بر این نکته دارد که ضخامت عایق در افت دما بسیار مؤثر است. همان‌طور که در نمودارها مشخص است، در هر سه قسمت واگرا، گلوگاه و همگرای نازل، به‌طور کلی با افزایش نسبت شعاع نازل به کمینه شعاع (نشان‌دهنده افزایش ضخامت عایق در آن مقطع است)، میزان تغییرات دما کاهش می‌یابد. زمانی که این نسبت به یک مقدار مشخصی می‌رسد، تغییرات دمایی پوسته نازل با گذشت زمان تغییر نکرده، حتی با افزایش بیشتر نسبت شعاع به شعاع کمینه نیز دمای پوسته نازل تغییر چندانی پیدا نمی‌کند. در قسمت همگرای نازل این نسبت ۰/۱ است، به‌طوری‌که با افزایش شعاع نازل و عایق دور آن، پوسته نازل تغییرات دمایی خاصی پیدا نمی‌کند. هر چند در این ناحیه با افزایش زمان، دمای پوسته نازل افزایش پیدا می‌کند که این امر مطلوب نیست. در ناحیه گلوگاه این نسبت بسیار ناچیز بوده و در ۰/۰۷ بهینه ضخامت عایق به دست می‌آید. همچنین در قسمت واگرای نازل به ازای نسبت ۰/۱۲ بهینه ضخامت عایق محاسبه می‌شود. در هر دو ناحیه گلوگاه و قسمت واگرای نازل، با افزایش زمان دمای پوسته نازل افزایش می‌یابد. این در حالی است که در ضخامت مؤثر عایق، افزایش زمان تأثیری در افزایش دمای نازل ایجاد نمی‌کند که این پدیده امری بسیار مطلوب است.



شکل ۱۱- تغییرات دما در پوسته گلوگاه نازل (طرح اول) ($x=0.21$)

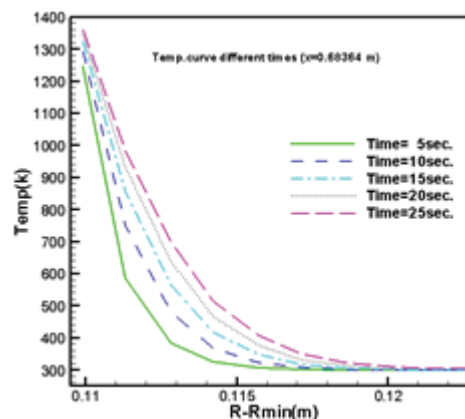


شکل ۱۰- تغییرات دما در پوسته همگرای نازل (طرح اول) ($x=0.11837$)

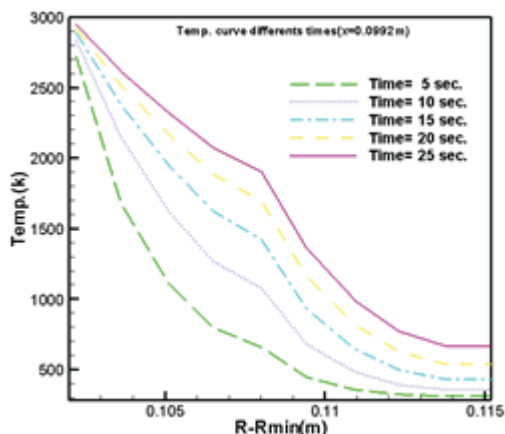


شکل ۱۳- کانتور دما در پوسته همگرا-گلوگاه- واگرای نازل در ثانیه‌های ۵، ۱۰ و ۲۵ (طرح اول)

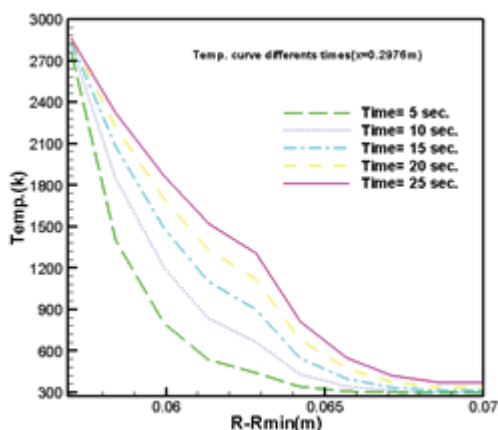
نازل افزایش پیدا می کند که این امر مطلوب نیست. در ناحیه لوله بلست این نسبت در ۰/۰۷ و در گلوگاه در ۰/۰۶۸ بهینه ضخامت عایق به دست می آید. همچنین در قسمت واگرای نازل به ازای نسبت ۰/۱۱ بهینه ضخامت عایق محاسبه می شود. همچنین مشاهده می شود، برخلاف منطقه همگرا، در ناحیه های گلوگاه، لوله بلست و قسمت واگرای نازل، بعد از ضخامت بهینه عایق، گذشت زمان تأثیر محسوسی بر دمای پوسته خارجی نازل ندارد.



شکل ۱۲- تغییرات دما در پوسته واگرای نازل (طرح اول) ($x=0.60364$)



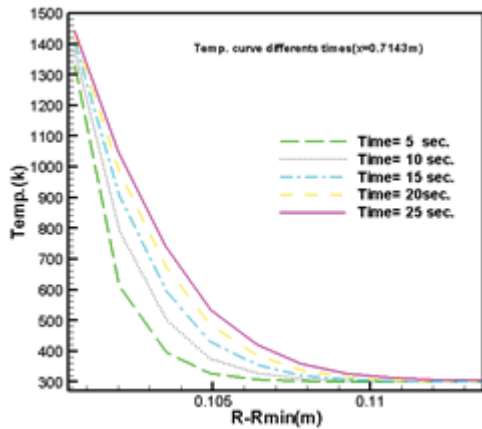
شکل ۱۴- تغییرات دما در پوسته همگرای نازل (طرح دوم) ($x=0.0992$)



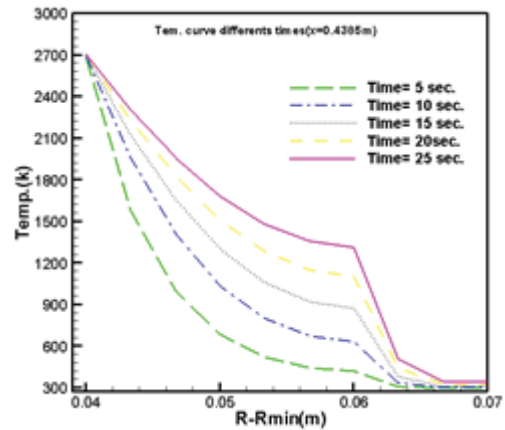
شکل ۱۵- تغییرات دما در پوسته بلست نازل (طرح دوم) ($x=0.2976$)

شکل ۱۳ کانتورهای دما را در پوسته نازل در زمان های مختلف نمایش می دهد.

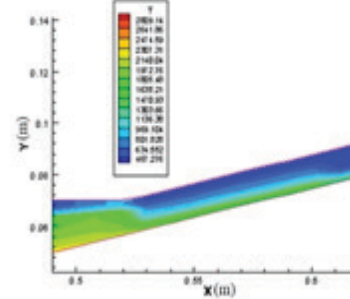
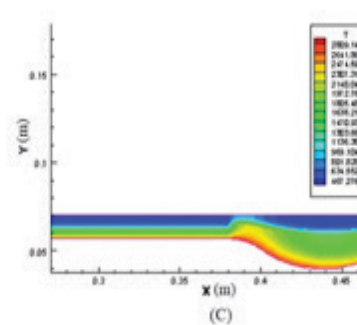
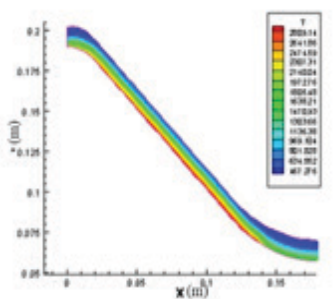
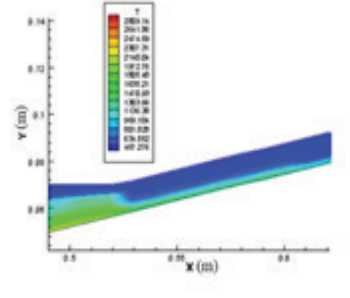
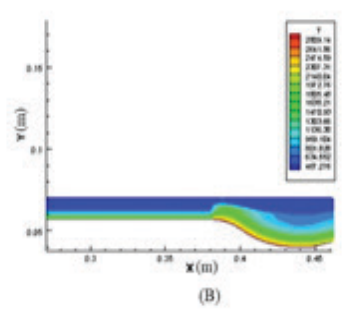
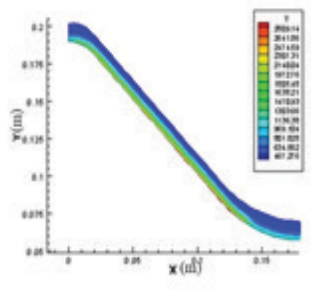
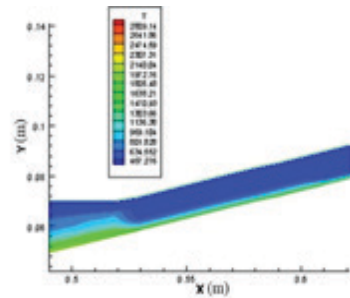
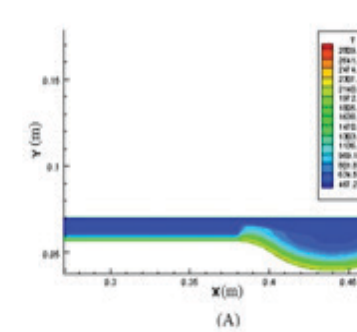
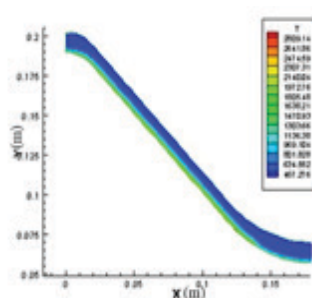
مانند طرح اول، در طرح دوم که لوله بلست قرار داده شده است نیز با توجه به عایق و ضخامت های در نظر گرفته شده طبق جدول ۵، آنالیز انتقال حرارت هدایت دوبعدی گذرا در دستگاه فیزیکی استوانه ای برای نقاط درون پوسته نازل انجام شده که نتایج حاصل از آن در ادامه آورده شده است. شکل های ۱۴، ۱۵، ۱۶ و ۱۷ تغییرات دما در زمان های مختلف و در مقاطع همگرا، بلست، گلوگاه و واگرا را نشان می دهند، که در این مقاطع عایق های مختلف در نظر گرفته شده است. همانند طرح اول با مطالعه کانتورهای فوق در هر سه ناحیه همگرا، گلوگاه و واگرای نازل مشاهده می شود، به طور کلی با افزایش ضخامت عایق، دمای پوسته نازل کاهش می یابد و در یک ضخامت مشخص، دمای دیواره نازل در یک مقدار مشخص همگرا می شود و افزایش بیشتر عایق به نازل تأثیر چندانی در کاهش دمای دیواره نخواهد داشت. در قسمت همگرای نازل این نسبت ۰/۱۱ است، به طوری که با افزایش شعاع نازل و عایق دور آن، پوسته نازل تغییرات دمایی خاصی پیدا نمی کند. هر چند در این ناحیه با افزایش زمان، دمای پوسته



شکل ۱۷- تغییرات دما در پوسته واگرای نازل ($0.7143m=x$) (طرح دوم)



شکل ۱۶- تغییرات دما در پوسته گلوگاه نازل ($0.4305m=x$) (طرح دوم)



شکل ۱۸- کانتور دما در پوسته همگرا- گلوگاه- واگرای نازل در ثانیه‌های ۱۰.۵ و ۲۵ (طرح دوم)



۶. نتیجه‌گیری

نازلی که اغلب در موشک‌ها استفاده می‌شود از نوع همگرا و واگرا بوده، جنس مواد همگرایی و واگرایی می‌تواند متفاوت باشد. در قسمت همگرایی و گلوگاه بیشتر از یک عایق با ضخامت مناسب استفاده می‌شود. محاسبات انتقال حرارت درون شیپوره اهمیت ویژه‌ای دارد و با توجه به آن می‌توان به طراحی بهینه نازل دست یافت. اگر محاسبات انتقال حرارت درون نازل کمتر مورد توجه قرار گیرد، باعث می‌شود که پوسته نازل، میزان انتقال حرارت زیاد و درجه حرارت بالا را تحمل نکرده و نتواند مقاومت کند. در تحقیق حاضر برای افزودن زیرسیستم‌های کنترلی از طراحی نازل با لوله بلست و برای محافظت از سازه نازل و جلوگیری از افزایش دمای آن از عایق‌های حرارتی استفاده شده است. بدین منظور یک نازل نمونه از راکت سوخت جامد موجود به منظور افزودن لوله بلست در نظر گرفته شده است و به صورت عددی مورد تحلیل قرار گرفته است و برای صحت‌سنجی، نتایج با دو شرایط کارکردی موجود مقایسه شده است. پس از تحلیل نازل نمونه و طراحی هندسه‌های جدید، شبیه‌سازی جریان با استفاده از نرم‌افزار فلونت نت انجام شده و مورد بررسی قرار گرفته است. سپس با استفاده از نتایج تغییرات توزیع فشار، سرعت و درجه حرارت، آنالیز حرارتی با توجه به روابط ترمودینامیکی و حرارتی برای جلوگیری از آسیب‌های احتمالی به سازه و حفظ کانتور داخلی به عمل آمده است. در مرحله بعد با استفاده از خواص ترموفیزیکی و ترموشیمیایی، برای تحلیل حرارتی و به دست آوردن شار انتقال حرارت جابه‌جایی در سطح داخلی نازل از روابط ارائه شده استفاده شده است. در نهایت برای محاسبه ضخامت مؤثر یک آنالیز انتقال حرارت دوبعدی

گذرا در دستگاه فیزیکی استوانه‌ای برای نقاط درون پوسته نازل (پشت لاینر و عایق) انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش ضخامت عایق تا حد خاصی باعث کاهش دمای پوسته نازل می‌شود. در نازل همگرا-واگرای طراحی شده با لوله بلست این مقدار در قسمت همگرا ۰/۱۱، در لوله بلست ۰/۰۷، در گلوگاه ۰/۰۶۸ و در قسمت واگرا ۰/۱۱ بهینه ضخامت عایق است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که برخلاف قسمت همگرای نازل، در قسمت‌های گلوگاه، لوله بلست و واگرا بعد از عبور از ضخامت مؤثر عایق، دیگر گذشت زمان تأثیر محسوسی بر دمای پوسته خارجی نازل ندارد. مسئله مهمی که در طراحی نازل وجود دارد، تحلیل حرارتی آن است، به طوری که اگر پوسته موتور با نازل خیلی ضخیم ساخته شود، وزن راکت افزایش می‌یابد و اگر این ضخامت بیش از اندازه کاهش یابد می‌تواند باعث ترکیدن موتور شود. بنابراین در طراحی عایق باید دقت کافی به عمل آید.

۷. علائم، نشانه‌ها و ارقام

A	مساحت سطح مقطع دلخواه
A_t	مساحت سطح مقطع گلوگاه
C°	سرعت مشخصه
C_p	ضریب گرمای ویژه
D_t	قطر گلوگاه موتور طراحی شده
D_{tm}	قطر گلوگاه موتور مقیاس کوچک
ER	رنج سایش
$H_{g.}$	ضریب انتقال حرارت برای یک سطح بدون فناشوندگی
P_c	فشار درون محفظه احتراق
P_c	فشار محفظه موتور طراحی شده
P_{cm}	فشار محفظه موتور مقیاس کوچک
P_r	عدد پرناتل
R	شعاع انحنای دیواره نازل در گلوگاه
T_0	درجه حرارت در نقطه سکون جریان
T_{aw}	دمای آدیاباتیک دیواره
T_{fs}	دمای استاتیکی جریان آزاد
T_w	دمای سطح داخلی دیواره

sional Investigation of the Shock Train Structure in a Convergent-Divergent Nozzle, *Acta Astronautica Journal*, Vol. 105, pp. 117-127, 2014.

- [7] M. Sedighi, B. Ghanbari, A. Jabari, Optimization of Radiation Shields Parameters in Multi-Layer Thermal Insulations, *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 8, No. 1, pp. 71-81, 2019 (in Persian (فارسی))
- [8] R. Ellis, M. Berdoyes, *Srtc Short Course - Nozzle Design*, AIAA and Snecma Propulsion Solide, 2012.
- [9] A. Tahsini, M. Ebrahimi, Blast Tube Effects on Internal Ballistics of SRM, In Proc. of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2006.
- [10] P. Sinha, A. Javed, Performance Analysis of Propulsive Blast Tube Configurations using CFD. Proceedings of the Seminar on Aerospace Technology Challenges in the Millennium Hyderabad, pp.178-188, 2003.
- [11] K. Scholtz, Optimization of Solid Rocket Motor Blast Tube and Nozzle Assemblies using Computational Fluid Dynamics, Thesis submitted in fulfillment of the requirements for the degree Master of Technology, Cape Peninsula University of Technology, 2017.
- [12] A. Petrovica, J. Svorcan, Comparison of Novel Variable Area Convergent-Divergent Nozzle Performances Obtained by Analytic Computational and Experimental Methods, *Applied Mathematical Modelling Journal*, Vol. 57, No. 5, pp. 206-225, 2018.
- [13] G. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 7th edition, John Wiley & Sons, New York, 2001.
- [14] S. Rezaei, S. Noori, S. Ghasemloo, Numerical Solution of Ablative Insulation and Reducing its Temperature using Heat Sink Concept, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 7, No. 2, pp. 133-144, 2018. (in Persian (فارسی))
- [15] B. Chung, Heat Transfer with Ablation in a Half Space Subjected to Time-Variant Heat Fluxes, *Journal of Heat Transfer*, Vol. 105, No. 1, pp. 200-203, 1983.

x

عمق زغالی

حروف یونانی

ϕ_{blow}

اثر نفوذ گازهای فناشوندگی

ϕ_{hal}

اثر سایش

σ

ضریب تصحیح برای تغییرات خواص در لایه مرزی (ثابت استن - بولتزمن)

μ

لزجت

۸. پی نوشت ها

1. Spalrat Allmaras
2. Full Multigrid Initialization
3. Reynolds Stress Turbulence Model
4. Weiss
5. Segregated Algorithm
6. Bartz
7. CEA
8. MATLAB

۷. مأخذ

- [1] A. Javed, P. Sinha, D. Chakraborty, Numerical Exploration of Solid Rocket Motor Blast Tube Flow Field, *Defense Science Journal*, Vol. 63, No. 6, pp. 616-621, 2013.
- [2] Q. Zhang, Experimental Research on Propulsive Performance of the Pulse Detonation Rocket Engine with a Fluidic Nozzle, *Energy Journal*, Vol. 166, No. 5, pp. 1267-1275, 2019.
- [3] X. Zhang, Coupled Simulation of Heat Transfer and Temperature of the Composite Rocket Nozzle Wall, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 5, pp. 402-408, 2011.
- [4] B. Bing, Effects of Gas Temperature on Nozzle Damping Experiments on Cold-Flow Rocket Motor Nozzles, *Acta Astronautica*, Vol. 126, No. 1, pp. 18-26, 2016.
- [5] R. Rahai, A. Jafari, R. Rafai, Heat Transfer in Convergent-Divergent Nozzle Wall, *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 10, No. 3, pp. 245-263, 2021. (in Persian (فارسی))
- [6] M. Mousavi, E. Roohi, Three Dimen-



- [16] B. Hong, Transient Conjugate Heat Transfer in Critical Flow Nozzles, International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 120, No. 1, pp. 142-157, 2017.
- [17] D. Bianchi, F. Nasuti, E. Martelli, Coupled Analysis of Flow and Surface Ablation in Carbon Rocket Nozzles, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 3, pp. 492-500, 2009.
- [18] M. Spinnler, E. Winter, R. Viskanta, T. Sattelmayer, Theoretical studies on High-Temperature Multilayer Thermal Insulations using Radiation Scaling, Journal Quant Spectroscopie Radiate Transfer, Vol. 84, No. 3, pp. 477-491, 2004.
- [19] K. Daryabeigi, S. Miller, G. Cunnington, Heat Transfer in High-Temperature Multilayer Insulation, Thermal Protection Systems and Hot Structures, Vol. 8, No. 1, pp. 1-8, 2006.
- [20] M. Spinnler, E. Winter, R. Viskanta, Studies on High-Temperature Multilayer Thermal Insulations, International Journal of Heat Mass Transfer, Vol. 47, No. 6, pp. 1305-1312, 2004.
- [21] P. Auerkari, Mechanical and Physical Properties of Engineering Alumina Ceramics, Tech Res Cent Final 1792, No 26, 1996.
- [22] Q. Wang, M. Ewing, Development of Flow and Heat Transfer Models for the Carbon Fiber Rope in Nozzle Joint of the Space Shuttle. 7th Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, Utah, 2001.

