



فصلنامه علمی ((دفاع هوافضایی))

دوره ۱، شماره ۲، شهریور ۱۴۰۱

عنوان مقالات

مقاله پژوهشی

بررسی انتقال حرارت به شیوه بازیابی در موتور موشک‌های سوخت مایع

غلامرضا فغانی^۱

۱- دکترای مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، ایران

چکیده

در این مقاله، انتقال حرارت نقش عمده‌ای در طراحی و نحوه‌ی عملکرد موشک‌ها و وسایل نقلیه‌ای که دارای راکت جلوبرنده می‌باشند، دارد. اهمیت اصلی این بحث مربوط به محدوده‌ی ایمنی مواد سازنده موشک و بخصوص در قسمت‌هایی مثل محفظه‌ی احتراق و نازل می‌باشد که تحت حرارت بحرانی قرار دارند. تنها یک نقص کافی است تا در کارکرد موشک اختلال ایجاد کند. همچنین ممکن است در اثر حرارت زیاد در گلوگاه نازل، قسمتی از فلز به صورت منطقه‌ای خورده شود که در آن صورت جریان گازهای خروجی به صورت نامتقارن درمی‌آید که منجر به ایجاد بردار ضربه‌ای با جهت نامناسب می‌گردد. این امر باعث خطا در هدایت موشک به سمت هدف موردنظر می‌شود و در فضایی‌ها سوخت زیادی را برای تصحیح مسیر به وسیله سیستم جلوبرنده ثانویه به مصرف می‌رساند. در مقاله‌ی حاضر، میزان حرارت منتقل شده به جداره به ازای مقاطع مختلف در موتور طی شبیه‌سازی در نرم‌افزار محاسبه شده است، همچنین شرایط مایع خنک‌کننده و دماها به گونه‌ای محاسبه شده است که متناسب با حرارت موجود در هر مقطع عمل خنک کاری انجام شود. برای این منظور موتور به چهار بخش محفظه‌ی احتراق، قسمت هم‌گرای نازل، گلوگاه نازل، قسمت واگرای نازل تقسیم شده است که نرخ حرارت منتقل شده از گازها به جداره (با توجه به شرایط گاز در مقاطع مختلف) و نیز دمای جداره در مجاورت مایع خنک‌کننده و همچنین دمای مایع خنک‌کننده به ازای مقاطع مختلف مربوط به هر بخش محاسبه شود. قابل ذکر است، در پروژه حاضر بسته نرم-افزاری ANSYS به منظور ایجاد هندسه، مش و شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است.

اطلاعات مقاله

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۱/۲۵

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۱۲

کلمات کلیدی:

موشک، انتقال حرارت، بازیابی، محفظه‌ی احتراق، نازل.



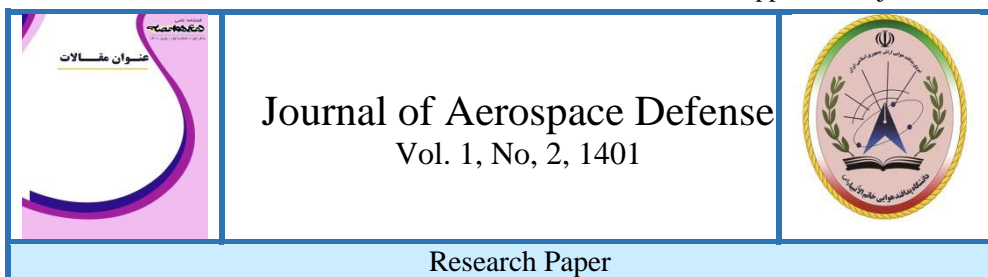
نویسنده مسئول:

غلامرضا فغانی

ایمیل: faghani@yahoo.com

استناد به مقاله: غلامرضا فغانی، بررسی انتقال حرارت به شیوه بازیابی در موتور موشک‌های سوخت مایع، مجله

علمی پژوهشی دفاع هوافضایی، دوره ۱، شماره ۲، شهریور ۱۴۰۱



Udding of Regenerative type heat transfer in liquid fuel missiles engine

Gholamreza Faghani¹

1- Ph.D, Department of Mechanical Engineering, Babol Noshirvani University of Technology, Babol, Iran

Article Information

Accepted: 1401/01/25

Received: 1400/09/12

Keywords:

missiles, regenerative heat transfer, combustion chamber, nozzle.



Corresponding author:

Gholamreza Faghani

Email:

faghani@yahoo.com

Abstract

Heat transfer plays a major role in the design and performance of missiles and vehicles that have rocket driving. The main importance of this discussion is related to the safety range missile materials, especially in areas such as the combustion chamber and nozzle, which are under critical heat. Only one failure is enough to interfere with the operation of missiles. It may also be due to excessive heat in the nozzle throat, a portion of the sheet metal locally damaged. In which case the exhaust gas flow becomes asymmetrically, which led to the creation of inappropriate force vector direction. This leads to an error in the missile guidance to the target and a lot of fuel consumed on the spacecraft to correct its path by secondary driving system. In this project the amount of heat transferred to the chamber for different sections of engine during the simulation by software is calculated, also the coolant conditions and temperatures have been calculated in accordance with existing heat and cooling operation performed in each section. For this purpose, the engine divided into four parts, the combustion chamber, the convergent nozzle, throat nozzle and the divergent nozzle. The rate of heat transferred from the gas chamber (according to the conditions of gas in different sections) as well as the chamber temperature in the vicinity of the coolant and coolant temperature calculated for different sections of each section. Notably, in this research, ANSYS software package is used to create geometry, mesh and simulations.

HOW TO CITE: Gholamreza Faghani, Udding of Regenerative type heat transfer in liquid fuel missiles engine, Journal of Aerospace Defense, Vol. 1, No. 2, 1401.

۱. مقدمه

طی فرآیند احتراق و انبساط گازهای داغ، دمای دیواره‌های محفظه‌ی احتراق و نازل راکت موتور به شدت افزایش می‌یابد، به طوری که گاهی اوقات از دمای ۳۰۰۰ کلوین هم تجاوز کرده و در نهایت منجر به تغییر شکل و شکست دیواره‌های محفظه و نازل می‌شود. به همین منظور برای حفظ تجهیزات از تنش‌های دمایی و آسیب‌دیدگی آن‌ها استفاده از یک سیستم خنک‌کاری بازیابی برای راکت موتورهایی که با سوخت مایعی مثل هیدروژن مایع و اکسیدایزری مثل اکسیژن مایع کار می‌کنند، می‌تواند مفید باشد. طراحی سیستم خنک‌کاری بازیابی می‌تواند تضمینی برای پایین نگه‌داشتن دمای دیواره‌های داغ سیستم تا پیش از نقطه‌ی ذوب و دمای بحرانی تغییر شکل جنس دیواره‌ها باشد که برای حفاظت تجهیزات از تنش‌های حرارتی امری ضروری است.

بهبود عملکرد موتور موشک‌های سوخت مایع در ارتفاعات بالا منجر به توسعه راکت موتورها شده است. راکت موتورها به طور عمده شامل دو بخش اصلی می‌باشند که عبارت‌اند از: یک محفظه‌ی احتراق که در آن سوخت‌هایی با انرژی بالا برای تولید گاز داغ در دما و فشار بالا سوزانده می‌شود و یک نازل همگرا-واگرا که در آن گازهای داغ احتراق برای تولید تراست انبساط می‌یابند [۱]. نازل‌های توسعه-دهنده‌ی جریان برای تولید نیروی محوری و ضربه‌ی ویژه بالا به کار می‌روند. محفظه‌ی رانش چنین راکت موتورهای سوخت مایعی به گاز در دمای احتراق بسیار بالا (بیش از ۳۰۰۰ کلوین) و انتقال حرارت سطحی در حدود ۱۰۰ مگاوات بر مترمربع از دیواره‌ها می‌رسد. کاهش ۵۰ تا ۱۰۰ درجه‌ای دمای دیواره‌ها، می‌تواند منجر به دو برابر شدن عمر محفظه‌ی احتراق و نازل شود؛ بنابراین، به منظور جلوگیری از شکست و آسیب حرارتی دیواره‌ها استفاده از سیستم خنک‌کننده فعال ضروری است [۲]. چندین روش خنک‌کاری مانند سیستم خنک‌کننده بازیابی، خنک‌کاری فیلمی، خنک‌کاری فداشونده و خنک‌کاری تابشی برای حفاظت راکت موتور از آسیب‌های حرارتی موجود است. در میان چند روش موجود برای خنک‌کاری موتورهای رانش بالا و احتراق طولانی، روش خنک‌کاری بازیابی به دلیل راندمان بالا معمولاً مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳]. ارزیابی عملکرد سیستم خنک‌کاری بازیابی در طراحی محفظه‌ی موتور موشک‌ها، عمدتاً به روش یک‌بعدی و دوبعدی انجام شده است. باین‌حال، روش یک یا دوبعدی نمی‌تواند اطلاعات دقیقی از ویژگی‌های میدان جریان و انتقال حرارت در محفظه‌ی رانش ارائه دهد.

مانع و متایس ساختارهای جریان و شار حرارتی در مسیرهای منحنی محفظه‌ی خنک‌کاری را به صورت عددی بررسی کردند [۴]. کاربرد خاص این نوع جریان در خنک‌کاری بازیابی راکت موتورها می‌باشد. در این مدل‌سازی سه‌بعدی، با هدف بررسی هرچه دقیق‌تر ساختار جریان انتقال جرم و شار حرارتی از رهیافت آشفتگی گردابه‌های بزرگ استفاده شده است. نتایج آن‌ها با بررسی ساختارهای جریان در مسیرهای خنک‌کاری، تأثیرگذار بودن این ساختارها و مسیرها را در انتقال حرارت محفظه‌ی احتراق ثابت نمود.

کیم و همکاران یک مدل احتراقی آشفته بر اساس مدل احتراقی فلیملت را در نظر گرفتند تا اثرات سینتیک شیمیایی سوخت‌های هیدروکربنی، اختلاط آشفته، از دست دادن آنتالپی و تغییرات فشار

برای جریان درون یک نازل را همزمان در یک مدل مورد بررسی قرار دهند. آنان نشان دادند که وارد کردن همزمان اثرات پدیده‌هایی مانند تجزیه در اثر درجه حرارت بالای محفظه‌ی احتراق، ترکیب مجدد با آزاد کردن حرارت مناسب در لایه‌ی مرزی دیوارهای خنک‌شونده و اثرات کاتالیزوری در سطح لاینر در یک راه‌حل عددی، موجب پیچیده و وقت‌گیر شدن حل خواهد شد [۵].

تورس و همکاران اقدام به بررسی بارهای حرارتی در یک راکت موتور مجهز به سیستم خنک‌کاری طی شبیه‌سازی سه‌بعدی نمودند. استفاده از مدل‌های آشفته‌گی مختلف و مشاهده اثرات کنش-واکنش دیواره‌ها نشان داد که مدل تنش‌های رینولدز، مناسب‌ترین مدل برای محاسبه‌ی نواحی بازچرخش کناری است. با این حال، نتایج پیش‌بینی‌شده با استفاده از مدل‌های متوسط‌گیری شده ناویر-استوکس تطابق خوبی با داده‌های اندازه‌گیری شده نشان دادند [۶].

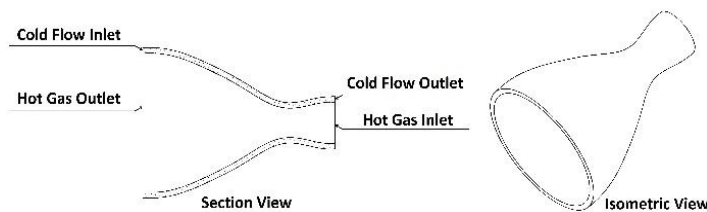
لی و همکاران با مدل‌سازی سه‌بعدی جریان و انتقال حرارت درون یک نازل با هندسه‌ی متغیر از گرد به مستطیلی مجهز به سیستم خنک‌کاری، نشان دادند که بالاترین درجه حرارت دیواره‌ی سمت گازهای داغ و حداکثر افت حرارت در گلوگاه نازل رخ می‌دهد، محلی که در آن حداقل مساحت سطح وجود دارد [۷].

ژانگ و همکاران مطالعه‌ی عددی را برای بررسی اثرات استفاده از بازیاب و خنک‌کاری فیلمی در محفظه‌ی احتراق راکت موتورها انجام دادند. در مطالعه‌ی آنان از مدل آشفته‌گی $k-\epsilon$ برای حل عددی استفاده شد و مدل‌سازی بازیاب به صورت یک‌بعدی انجام شد. روش مورد استفاده‌ی آن‌ها به خوبی توانایی محاسبه‌ی میدان جریان سیال، شار حرارتی در طول دیواره، دمای دیواره و افزایش دمای سیال خنک‌کاری را داشت. در نهایت نتایج آن‌ها اهمیت استفاده از بازیاب حرارتی را در محفظه‌های احتراق اثبات نمود [۸].

یانگ و همکاران نشان دادند که یک ضریب همبستگی تک‌بعدی، برای محاسبه‌ی انتقال حرارت در نازل راکت موتور ناکافی است، چراکه نمی‌تواند اثر برخی از پارامترهای مهم مانند اثر ترکیب گاز بر انتقال حرارت، تجزیه‌ی گازها با توجه به درجه حرارت بالا را در نظر بگیرد [۹].

در فرایند خنک‌کاری بازیابی، گرمای جذب‌شده بیش از آن که برای بالا بردن راندمان کلی سیستم مفید باشد، جهت خنک‌کاری موتور طراحی گردیده است. در واقع انرژی جذب‌شده توسط خنک‌کننده تلف نمی‌شود، بلکه باعث افزایش دما و در نتیجه بالا رفتن سطح انرژی داخلی آن می‌شود، ولی این افزایش انرژی بر راندمان کلی موشک تأثیر چندانی ندارد. به عنوان مثال، برای بعضی از سوخت‌ها اگر قبل از پاشش، دما از ۱۰۰ به ۲۰۰ درجه‌ی سانتی‌گراد افزایش پیدا کند، راندمان کلی موتور حدود یک درصد افزایش می‌یابد [۱۰].

در پژوهش حاضر، نازل موشک سوخت مایع مجهز به سیستم خنک‌کننده بازیابی در هر دو حالتی که از سوخت و یا اکسیدکننده به عنوان سیال خنک‌کاری استفاده می‌کند، مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۱ شماتیکی از نازل مورد نظر نشان داده شده است.



شکل ۱: نمای شماتیک نازل موشک سوخت مایع مجهز به سیستم خنک‌کننده‌ی بازیابی [۶]

در روش خنک‌کاری بازیابی، سیال خنک‌کننده، می‌تواند درون مسیر حلقوی اطراف دیواره‌های نازل، در جهت مخالف جریان اصلی درون نازل، جریان یابد. مشکل اصلی سیستم خنک‌کننده بازیابی، بخش محاسبات جریان و انتقال حرارت دوطرفه آن می‌باشد، زیرا جریان سرعت‌بالای داخل نازل و جریان خنک‌کننده کم‌سرعت در اطراف نازل همزمان بر این انتقال حرارت اثر دارند. انتقال حرارت در چندین مرحله به ترتیب رخ می‌دهد که عبارت‌اند از: انتقال حرارت از گازهای داغ به دیواره‌ها (همرفت)، انتقال حرارت از درون دیواره‌ها (رسانش) و انتقال حرارت از دیواره‌ها به مایع خنک‌کننده (همرفت)؛ بنابراین، محاسبات پیوسته‌ی جریان و تحلیل انتقال حرارت درون نازل راکت موتور مجهز به سیستم خنک‌کاری بازیابی یکی از مهم‌ترین و چالش‌برانگیزترین بخش‌های طراحی شده است. به‌عنوان بخش اول مطالعه، نازل به‌تنهایی مدل شده است، برای این‌که انبساط گاز درون نازل بدون در نظر گرفتن سیستم خنک‌کاری بازیابی به‌درستی درک شود. سپس، شبیه‌سازی‌ها برای نازل مجهز به سیستم خنک‌کاری بازیابی انجام شده است، به‌طوری‌که بتوان دیواره‌ها را در دمای پایین نگاه داشت. انتقال حرارت از گازهای داغ بستگی به عوامل مختلفی دارد، مانند نوع مایع خنک‌کننده، سرعت سیال خنک‌کننده، خواص حرارتی مواد دیواره‌های نازل، ضخامت دیواره‌ها، سطح در دسترس برای انتقال حرارت و غیره. همچنین شبیه‌سازی‌ها، در دو حالت مختلف با در نظر گرفتن سیال ثابت (گاز کامل) و سیال خواص متغیر با درجه حرارت گاز، انجام شده است. به‌منظور درک هرچه بهتر عملکرد نازل مجهز به سیستم خنک‌کننده‌ی بازیابی در شرایط مختلف، شبیه‌سازی‌ها برای انواع مختلف خنک‌کننده و جنس نازل انجام شده است.

۲. معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان تراکم‌پذیر و انتقال حرارت مایع در نازل موشک و سیستم خنک‌کننده شامل: معادلات بقای جرم و انرژی، مومنتوم، معادله‌ی حالت و معادله‌ی تانسور تنش می‌باشد [۱۲].

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho u_i}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho u_i h}) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[k \frac{\partial \overline{T}}{\partial x_i} \right] + \overline{u_i} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \tau_{ij} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho u_i u_j}) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \overline{\rho} g_i + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\bar{p} = \bar{\rho} \bar{R} \bar{T} \quad (۴)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] - \left[\frac{2}{3} \mu \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right] \delta_{ij} \quad (۵)$$

با توجه به انتخاب مدل آشفته‌گی اسپالارت-الماراس، قابل ذکر است که این رهیافت یک مدل تک-معادله‌ای است که مخصوصاً برای کاربردهای هوافضایی طراحی شده است. این مدل، معادله انتقال را برای لزجت گردابی جنبشی و بدون محاسبه‌ی مقیاس طولی مربوط به ضخامت لایه‌ی برشی حل می‌کند. متغیر انتقالی در مدل اسپالارت-الماراس، سرعتی است که متأثر از نواحی با تأثیرات لزجت قوی از قبیل نواحی نزدیک دیوار نبوده و توسط لزجت حرکتی آشفته مدل می‌شود. معادلات حاکم بر این مدل نیز به صورت زیر است؛

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} v_j \bar{u}_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \bar{\rho} v_i) \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right\} + \frac{C_{b2} \bar{\rho}}{C_{b2} \bar{\rho}} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (۶)$$

در حالی که v_i بیان‌کننده‌ی ویسکوزیته‌ی سینماتیکی جریان آشفته است و ویسکوزیته‌ی آشفته‌گی در این مدل، به صورت زیر محاسبه می‌شود؛

$$\begin{aligned} \mu_i &= \rho v f_{v1} \\ f_{v1} &= \frac{x^3}{x^3 + C_{v1}^3} \\ x &\equiv \frac{V}{v} \end{aligned} \quad (۷)$$

۲-۱ روش حل عددی

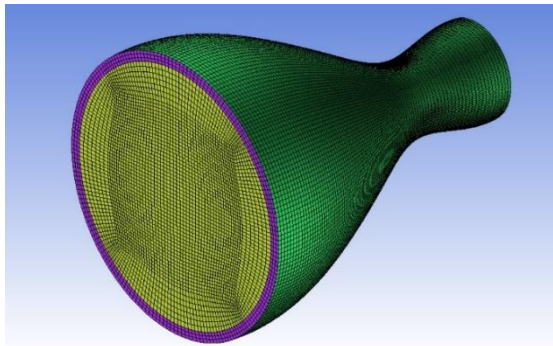
شبیه‌سازی جریان با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت ۱۶ انجام می‌شود. جریان گاز خروجی و مایع خنک‌کننده در داخل نازل راکت موتور و سیستم خنک‌کننده آن، به ترتیب، با استفاده از معادله‌ی بقای جرم، معادله مومنتوم، معادله‌ی انرژی و قانون گاز کامل (معادله حالت) مدل‌سازی شده است. از آنجاکه جریان خروجی از اگزوز با سرعت مافوق صوت است و جریان مایع خنک‌کننده سرعت کمی دارد، لازم است حل کاملاً ضمنی و کوپل باشد لذا نیاز به زمان محاسباتی زیادی برای رسیدن به هم‌گرایی دارد [۱۲]؛ بنابراین، یک حل‌کننده‌ی ضمنی مجزا به همراه مدل آشفته‌گی اسپالارت-الماراس برای حل جریان درون نازل و جریان خنک‌کننده‌ی اطراف آن، در نظر گرفته شده است. معیار هم‌گرایی حل معادلات، ۶-۱۰ در نظر گرفته می‌شود. جملات نفوذی در معادلات، با استفاده از روش اختلاف مرکزی حل شده و عبارات جابه‌جایی به صورت مرتبه‌ی دو بالادست گسسته می‌شوند. همچنین، به منظور ساده‌سازی مسئله و تمرکز بر روی پدیده‌ی انتقال حرارت، به جای مدل‌سازی احتراق در موتور موشک، گاز داغ تولیدشده توسط احتراق به‌عنوان یک شرط مرزی جریان به نازل موشک انتخاب می‌شود. برای

جریان خروجی از نازل با درجه حرارت بیشتر از ۳۰۰۰ کلوین، فرض یک گاز کامل بر اساس مرجع [۱۳] نامعتبر است؛ بنابراین، خواصی از سیال مانند گرمای ویژه، هدایت حرارتی و ویسکوزیته، متغیر و به صورت تابعی از دما در نظر گرفته می‌شود [۱۴].

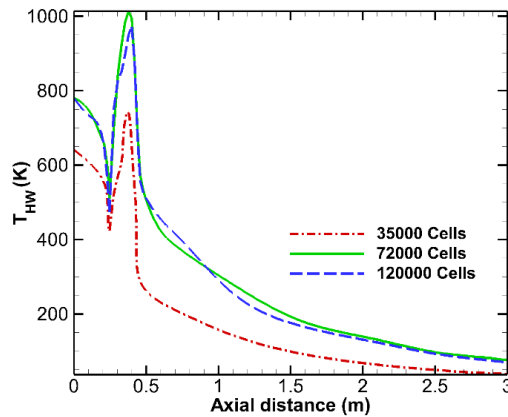
۲-۲ شبکه‌بندی و استقلال حل از شبکه

از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر تحلیل هندسه‌های سه‌بعدی، تولید شبکه و یا شبکه‌بندی است [۱۵]. از نکات مهم در ایجاد یک شبکه‌ی ایده‌آل، ریز کردن آن در مکان‌هایی با گرادیان شدید مؤلفه‌هاست. در تحلیل‌های عددی انتقال حرارت، ابعاد شبکه بسیار حائز اهمیت بوده و در هم‌گرایی جواب‌ها مؤثر می‌باشد. ابعاد شبکه در نزدیکی دیواره به مدل آشفتگی انتخابی برای حل عددی وابسته می‌باشد. در مدل رینولدز پایین، به دلیل صدق نکردن قانون لگاریتمی و این‌که محدوده‌ی حل از جمله زیر لایه‌ی لزوج (به دلیل ضخامت زیاد در این حالت) حل خواهد شد، محدوده‌ی y^+ در نزدیکی دیواره کوچک‌تر از ۱ در نظر گرفته می‌شود؛ بنابراین تعداد سلول‌ها در حالت رینولدز پایین به دلیل تراکم و ریز بودن المان‌ها در نزدیکی دیواره، بسیار بیشتر خواهد بود [۱۶]. با ریز شدن شبکه‌ی حل، خطای روش عددی کاهش‌یافته، ولی زمان محاسبات به شدت افزایش خواهد یافت. جهت برطرف نمودن عدم وابستگی نتایج حل به شبکه و رسیدن به یک دقت مناسب، از سه شبکه‌ی محاسباتی با تعداد سلول‌های ۳۵۰۰۰ تایی، ۷۲۰۰۰ تایی و ۱۲۰۰۰ تایی برای محاسبه‌ی اختلاف درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ در نمونه‌ی موردبررسی استفاده شده است. شکل ۲، نمایی از شبکه‌بندی نازل تحت بررسی را نشان می‌دهد.

شکل ۳، نمودار اختلاف درجه حرارت دیواره‌ی سمت گازهای داغ در طول نازل را برای سه نمونه‌ی شبکه‌بندی موردبررسی نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، از تعداد معینی سلول به بعد، با ریز کردن شبکه‌ی محاسباتی، مقدار اختلاف درجه حرارت دیواره تغییر محسوسی نخواهد داشت که نشان‌دهنده‌ی بهینه بودن شبکه‌ی محاسباتی در آن محدوده‌ی تعداد سلول خواهد بود.



شکل ۲: نمایی از شبکه‌بندی نازل موردبررسی



شکل ۳: اختلاف درجه حرارت دیواره‌ی سمت گازهای داغ برای شبکه‌های مختلف

حساسیت نتایج شبیه‌سازی‌های عددی بر کیفیت و دقت شبکه‌ی محاسباتی با استفاده از شبکه‌های مختلف بررسی شده است، متوسط وزنی مقادیر دمای گازهای داغ در مکان‌های مختلف درون نازل برای مش‌های مختلف به‌دست آمده و در جدول ۱ مقایسه شده است.

جدول ۱: تغییر در دمای استاتیکی تحت تأثیر شبکه‌های مختلف

مورد	تعداد سلول‌ها	دمای ورودی (K)	دمای گلوگاه (K)	دمای خروجی (K)
۱	۳۵۰۰۰	۳۱۳۳/۷۴	۲۷۰۹/۷۵	۴۳۲/۰۵
۲	۷۲۰۰۰	۳۱۴۸/۹۹	۲۷۱۰/۳۳	۳۵۷/۰۷
۳	۱۲۰۰۰۰	۳۱۵۶/۸۳	۲۷۱۰	۳۵۷/۳۷

در جدول ۱ مشاهده می‌شود که تغییرات درجه حرارت گازهای داغ در امتداد جریان برای شبکه‌های مختلف با تعداد سلول بیشتر از ۷۲۰۰۰ سلول، تقریباً یکسان می‌باشد که نشان می‌دهد، نتایج عددی به افزایش تعداد سلول‌های دامنه‌ی محاسباتی بیشتر از این حد غیر حساس می‌باشد. از این‌رو، برای هم‌ی مطالعات بعدی، از یک شبکه‌ی محاسباتی با ۷۲۰۰۰ سلول استفاده شده است.

۲-۳ شرایط مرزی حاکم بر مدل‌سازی

اعمال صحیح شرایط مرزی در شبیه‌سازی به‌خصوص شرط مرزی ورودی، بسیار حائز اهمیت است. زیرا خواص ورودی جریان به پایین‌دست جابه‌جاشده و کیفیت شبیه‌سازی را تحت تأثیر خود قرار می‌دهد. دبی جرمی سیال در ورودی نازل و مجرای خنک‌کاری بر اساس نتایج تجربی کارهای مشابه برای نمونه موردبررسی، بر مبنای داده‌های آزمایشگاهی آن اعمال شده است. در این نمونه، برای ورودی از شرایط مرزی دبی جرمی ورودی استفاده شده است.

در خروجی همه‌ی نمونه‌ها نیز از شرایط فشار خروجی با فشار نسبی صفر استفاده شد. آشفستگی در ورودی و خروجی بر اساس روش شدت آشفستگی و قطر هیدرولیک انتخاب و مقدار شدت آشفستگی برای

تمام نمونه‌ها ۴٪ انتخاب شده است [۱۱ و ۱۷]. شرایط مرزی به کاررفته در این مطالعه در جدول ۲ ذکر گردیده است. خواص حرارتی برای خنک‌کننده و جنس نازل نیز در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۲: تغییر شرایط مرزی در ورودی و خروجی [۱۱]

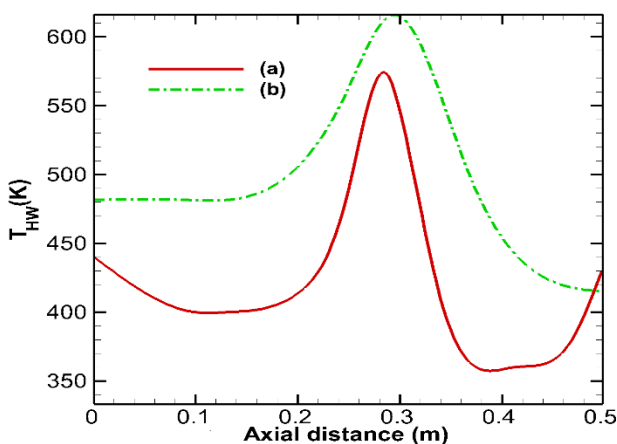
پارامترها	مقادیر
(kg/h) دبی جرمی سیال در ورودی نازل	۱۵۹۳۰۰
(K) دمای ورودی	۳۰۰۰
(atm) فشار جریان در خروجی نازل	۰/۰۵
(kg/h) دبی جرمی ورودی سیال خنک‌کاری	۵۴۰۰۰ یا ۲۲۷۶۰

جدول ۳: خواص حرارتی مواد به کاررفته در خنک‌کننده و نازل [۱۷]

مواد	C_p	M	k	ρ	T_0
فولاد	۵۰۲/۵	-	۱۶/۲۷	۸۰۳۰	-
مس	۳۸۱	-	۳۸۷/۶	۸۹۷۸	-
اکسیژن مایع	۱۶۷۴/۴	$۲/۰۶ \times ۱۰^{-۴}$	۰/۱۵۵۶	۱۱۵۲/۴	۸۰
هیدروژن مایع	۸۵۳۳/۴	$۱/۷۱ \times ۱۰^{-۵}$	۰/۱۱۰۳	۷۵/۰۲	۱۵

۲-۴ اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی مدل توربولانسی مورد استفاده، معادلات و روش‌های مورد استفاده در این پژوهش از نتایج عددی داده‌های مرجع [۱۸] استفاده شد. در شکل ۴ نتایج دمای دیواره‌ی سمت گازهای داغ در طول نازل با مرجع مذکور مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که مقادیر پیش‌بینی شده تطابق خوبی با داده‌های مرجع [۱۸] دارد. علت اختلافات موجود نیز به دلیل شبیه‌سازی سه‌بعدی در این پژوهش بوده، درحالی‌که داده‌های مورد استفاده برای مقایسه از یک مدل تک‌بعدی ساده‌سازی شده، به دست آمده‌اند.

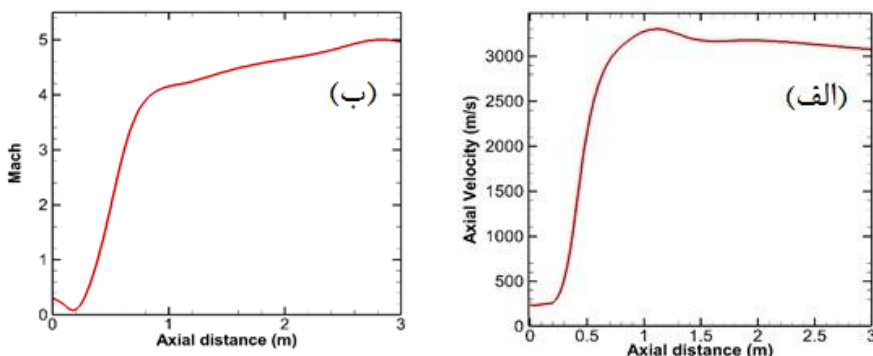


شکل ۴: مقایسه درجه حرارت پیش‌بینی شده در (a) مدل‌سازی حاضر و (b) داده‌های منتشر شده در مرجع [۱۸]

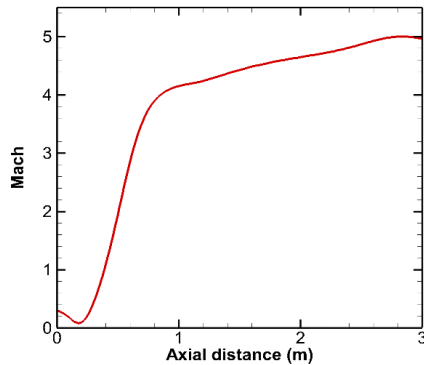
۳. نتایج

۳-۱ نازل بدون خنک‌کاری

تغییرات محوری دمای سکون و سرعت جریان که در شکل ۵ نشان داده شده، به‌وضوح نشان‌دهنده‌ی تبدیل آنتالپی ایستایی گاز داغ (۳۵۰۰ کلوین) و فشار بالا (۶۰ بار) به‌سرعت بالای جریان خروجی از نازل موشک (حدود ۳۰۰۰ متر بر ثانیه) است. در شکل ۶ تغییرات عدد ماخ جریان در طول نازل نشان داده شده است. طی این فرآیند شتاب‌گیری، درجه‌ی بالایی از گسترش جت (انبساط جریان) در بخش واگرای نازل (شکل ۶) رخ می‌دهد، به‌طوری‌که سرعت گاز خروجی از نازل موشک به مافوق صوت (حدود ۵ ماخ) می‌رسد.



شکل ۵: تغییرات محوری (الف) دمای سکون و (ب) سرعت جریان در طول نازل

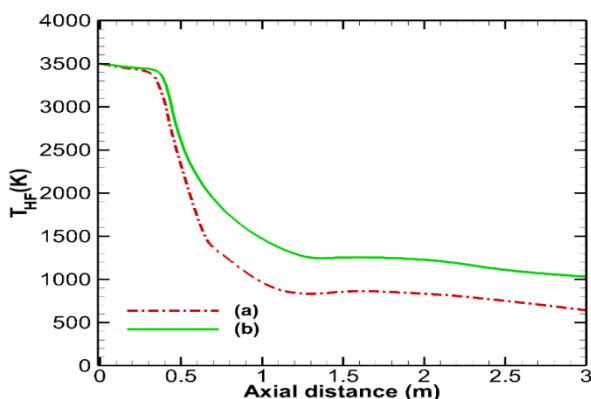


شکل ۶: تغییرات ماخ جریان در طول نازل

خواص سیال در مکان‌های مختلف در طول نازل در جدول ۴ ذکر شده است. مقایسه‌ی دمای جریان روی محور مرکزی در طول نازل با مقایسه‌ی سیال خواص متغیر و خواص ثابت در شکل ۷ ارائه شده است. با توجه به شکل، برای این دو حالت مختلف خواص سیال، تفاوت قابل توجهی در فرآیند انبساط گازها مشاهده می‌شود؛ در نتیجه، اختلاف‌های شدیدی در ویژگی‌های جریان بین حالت خواص ثابت و متغیر در جدول ۴ مشاهده می‌شود.

جدول ۴: تغییرات خواص سیال در طول نازل

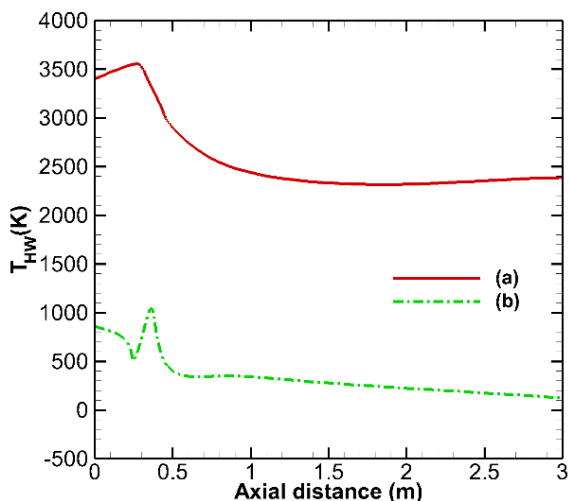
	X=0 (m)		X=0.5 (m)		X=3 (m)	
	ثابت	متغیر	ثابت	متغیر	ثابت	متغیر
T_{HF}	۳۳۵۰	۳۴۰۰	۲۳۳۰	۲۶۷۵	۸۹۰	۱۰۶۰
C_p	۲/۴۵	۳/۷۳	۲/۴۵	۳/۶۸	۲/۴۵	۲/۸۳
k	۰/۰۳	۰/۵	۰/۰۳	۰/۴۵	۰/۰۳	۰/۱۳
u	۲۷۲	۲۶۲	۱۵۱۵	۱۴۸۳	۳۶۲۲	۳۹۲۳



شکل ۷: تغییرات دمای جریان روی محور مرکزی با سیال خواص ثابت و (b) سیال خواص متغیر در طول نازل بدون خنک‌کاری

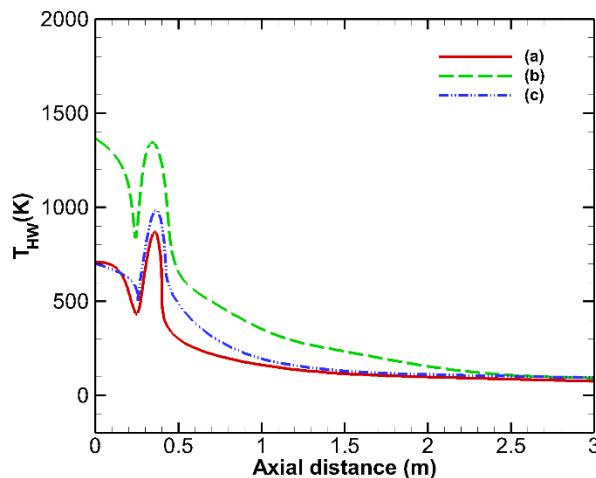
۲-۳ نازل مجهز به خنک‌کاری

تغییرات درجه حرارت دیواره‌های سمت گاز داغ برای نازل مجهز به سیستم خنک‌کاری و بدون سیستم خنک‌کاری در شکل ۸ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که کاهش دمای زیادی برای نازل خنک شونده با سیستم خنک‌کاری بازیابی رخ داده است. قابل توجه است که یک درجه حرارت بسیار بالا (در حدود ۱۰۰۰ کلوین) در ناحیه‌ی گلوگاه رخ می‌دهد، زیرا در آن محدوده، سطح موردنیاز برای انتقال حرارت حداقل است.



شکل ۸: تغییرات درجه حرارت دیواره‌های سمت گاز داغ برای (a) نازل بدون سیستم خنک‌کاری و (b) مجهز به سیستم خنک‌کاری

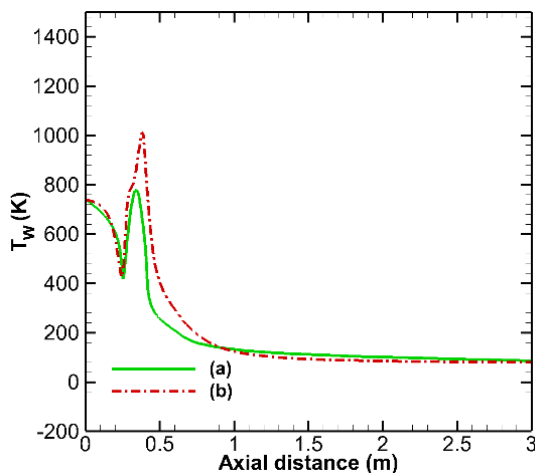
اثر ثابت و یا متغیر بودن خواص جریان خنک‌کننده در یک نازل خنک‌شونده با سیستم بازیابی، در شکل ۹ مشاهده می‌شود. اگر از هیدروژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده با خواص ثابت و دبی جرمی ۲۲۷۶۰ کیلوگرم بر ساعت استفاده شود، درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ پایین (کمتر از ۹۰۰ کلوین) نگاه داشته می‌شود، اما برای شرایطی که سیال خواص متغیر با همان دبی جرمی جریان (۲۲۷۶۰ کیلوگرم بر ساعت) استفاده شده است، درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ بالا (در حدود ۱۳۵۰ کلوین) می‌رود؛ بنابراین، به‌منظور محافظت بدنه‌ی نازل از شکست حرارتی (که حدود ۱۰۰۰ کلوین است)، مقدار زیادی از مایع خنک‌کننده (حدود ۵۴۰۰۰ کیلوگرم بر ساعت) موردنیاز است. با توجه به بحث بالا واضح است که در بسیاری از کاربردهای جریان تراکم‌پذیر با دمای بالا مانند گازهای حاصل از احتراق، فرض سیال خواص ثابت نامعتبر است و تجزیه و تحلیل سیال خواص متغیر مناسب‌تر به نظر می‌رسد؛ بنابراین، مطالعات بیشتری در زمینه‌ی نازل خنک‌شونده با سیستم بازیابی انجام شده است که در آن از هیدروژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده با خواص متغیر در کنار نازلی با ضخامت ۲ میلی‌متر از جنس مس استفاده شده است.



شکل ۹: تغییرات درجه حرارت دیواره‌های سمت گازهای داغ برای نرخ‌های مختلف جریان خنک‌کننده با: (a) ۲۲۷۶۰ کیلوگرم بر ساعت و خواص ثابت، (b) ۲۲۷۶۰ کیلوگرم بر ساعت و خواص متغیر، (c) ۵۴۰۰۰ کیلوگرم بر ساعت و خواص متغیر

تغییرات درجه حرارت دیواره در هر دو سمت گازهای داغ و مایع خنک‌کننده در شکل ۱۰ نشان می‌دهد که با توجه به انتقال حرارت رسانشی حدود ۲۲۰ کلوین، تغییر در دمای ناحیه گلوگاه ایجاد

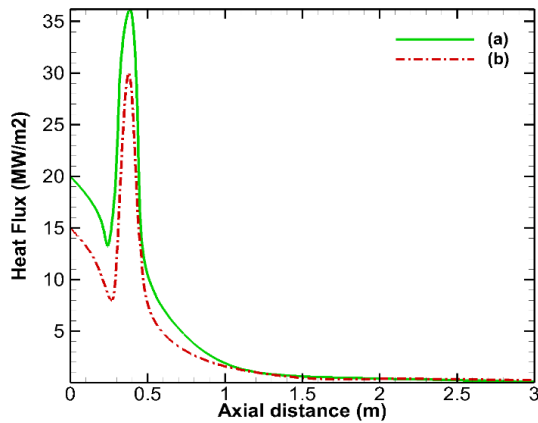
شده است. نتایج پیش‌بینی‌ها نشان می‌دهد که جهت محافظت دیواره‌های نازل از شکست حرارتی (کمتر از ۱۰۰۰ کلوین) هر دو پارامتر انتقال حرارت همرفتی و رسانشی باید درست تعیین شود.



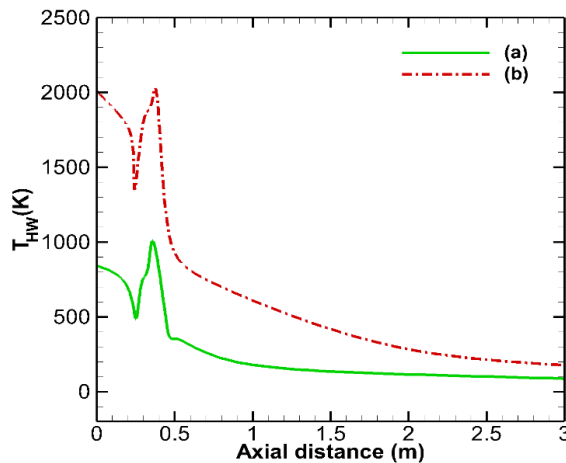
شکل ۱۰: تغییرات درجه حرارت دیواره‌های سمت (a) سیال خنک‌کاری و (b) گاز داغ؛ برای نازل مجهز به سیستم خنک‌کاری

۳-۳ عوامل مؤثر بر انتقال حرارت همرفتی

نتیجه‌ی تغییر در پارامترهای مختلف که بر انتقال حرارت همرفتی مؤثرند، مانند نوع ماده و سرعت جریان خنک‌کننده، در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ ارائه شده است. حداکثر درجه حرارتی که در گلوگاه نازل رخ می‌دهد، برای حالتی که از اکسیژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده استفاده می‌شود، حدود ۲۰۰۰ کلوین است که نسبت به زمانی که از هیدروژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده استفاده می‌شود (حدود ۱۰۰۰ کلوین) خیلی بالاتر است. بیشترین تغییرات شار حرارتی در گلوگاه نازل، محلی با حداقل سطح که در آن سرعت جریان خنک‌کننده زیاد است، رخ می‌دهد.



شکل ۱۱: تغییرات شار حرارتی در امتداد دیواره‌های نازل موشک برای سیال‌های خنک‌کاری مختلف (a) هیدروژن مایع (b) اکسیژن مایع



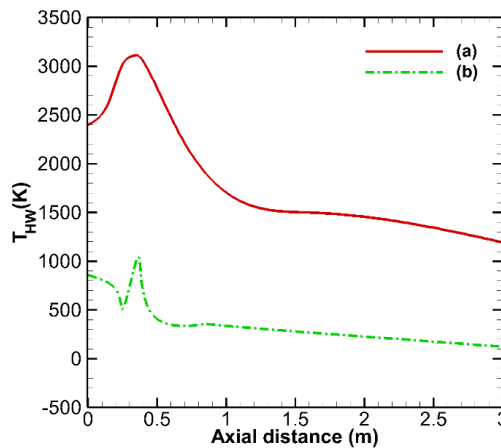
شکل ۱۲: تغییرات درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ با سیال‌های خنک‌کاری مختلف (a) هیدروژن مایع (b) اکسیژن مایع

با توجه به شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که وقتی هیدروژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده استفاده می‌شود، شار حرارتی بسیار بزرگ، حدود ۳۶ مگاوات بر مترمربع است که در مقایسه با حالتی که اکسیژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده استفاده می‌شود و شار حرارتی حدود ۳۰ مگاوات بر مترمربع است، بیشتر است. بزرگ‌ترین نرخ انتقال حرارت زمانی حاصل می‌شود که پایین‌ترین دمای دیواره با خنک‌کننده‌ی هیدروژن مایع وجود دارد. روند بالا ناشی از این واقعیت است که گرمای ویژه‌ی هیدروژن مایع (حدود ۸۵۳۳ ژول بر کیلوگرم کلوین) در مقایسه با اکسیژن مایع (حدود ۱۶۷۶ ژول بر کیلوگرم کلوین) بسیار بالا است؛ بنابراین، هیدروژن مایع از ظرفیت انتقال گرمایی بیشتری نسبت به اکسیژن

مایع برخوردار است. همچنین، چگالی هیدروژن مایع حدود ۷۵ کیلوگرم بر مترمکعب و در مقایسه با اکسیژن مایع که دارای چگالی ۱۱۵۲ کیلوگرم بر مترمکعب است، خیلی کمتر می‌باشد. برای یک نرخ جریان و سطح مقطع داده‌شده‌ی ثابت، اگر یک سیال کم‌چگالی با گرمای ویژه بالا به‌عنوان مایع خنک‌کننده استفاده شود، به افزایش انتقال حرارت کمک می‌کند. با در نظر گرفتن دلایل بالا و با توجه به شکل ۱۲، درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ به‌طور قابل توجهی هنگام استفاده از هیدروژن مایع، در یک دبی جرمی ثابت جریان خنک‌کننده در گلوگاه در حدود ۱۰۰۰ کلوین کمتر خواهد بود.

۳-۴ اثر انتقال حرارت تشعشی

شبیه‌سازی‌های انجام‌شده به‌منظور بررسی اثر انتقال حرارت تابشی، شامل انتقال حرارت رسانشی درون دیوارهای نازل و بدون در نظر گرفتن سیستم خنک‌کننده بازبایی می‌باشند. نتایج این شبیه‌سازی‌ها که شامل درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ است، با نتایج پیش‌بینی‌شده برای موردی که مجهز به سیستم خنک‌کننده بازبایی است (وجود هم‌زمان انتقال حرارت رسانشی و همرفتی) در شکل ۱۳ مقایسه شده است. با توجه به نمودار قابل‌مشاهده است که برای وضعیتی که سیستم خنک‌کننده بازبایی وجود ندارد، به دلیل آن‌که انتقال حرارت از طریق انتقال حرارت تابشی بسیار ضعیف است، دیواره‌های نازل سمت گاز داغ به دمای بسیار بالایی رسیده، طوری که بیشینه درجه حرارت یافت شده برای دیواره‌ی سمت گازهای داغ، به حدود ۳۱۰۰ کلوین می‌رسد. از سویی دیگر، هنگامی که سیستم خنک‌کننده‌ی بازبایی در نظر گرفته شده است، درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ به‌خوبی در زیر نقطه‌ی ذوب مواد دیواره‌های نازل نگاه داشته می‌شود؛ بنابراین، با توجه به پیش‌بینی‌ها، بسیار واضح است که سیستم خنک‌کننده‌ی بازبایی برای حفاظت از دیواره‌های نازل در مقابل آسیب و شکست‌های حرارتی الزامی است.



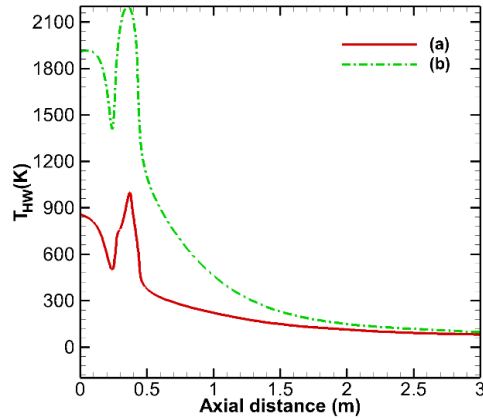
شکل ۱۳: تغییرات درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ تحت تأثیر انتقال حرارت (a) تشعشی و (b) همرفتی

۳-۵ عوامل مؤثر بر انتقال حرارت رسانشی

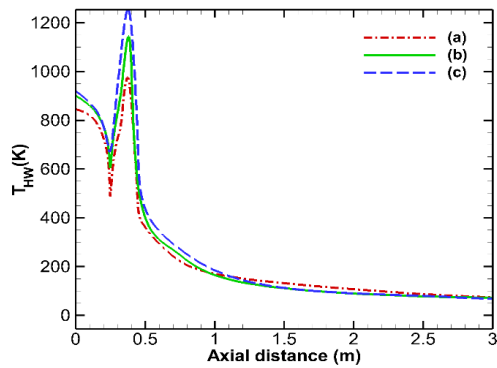
نتایج مربوط به مقادیر پارامترهای مختلفی که تحت تأثیر انتقال حرارت رسانشی قرار دارند مانند جنس دیواره‌های نازل و ضخامت دیواره‌ها در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ ارائه شده است. در شکل ۱۴ تغییرات درجه حرارت دیواره‌ی (سمت گازهای داغ) درحالی‌که از مس و فولاد به‌عنوان مواد نازل استفاده می‌شود، مقایسه شده است. حداکثر دمای پیش‌بینی شده برای حداقل سطح (که گلوگاه نازل می‌باشد) برای نازلی از جنس فولاد حدود ۲۱۹۰ کلوین است که نسبت به نازل مسی (حدود ۱۰۰۰ کلوین)، بسیار زیاد می‌باشد؛ بنابراین، با توجه به روند فوق، می‌توان دریافت که مواد با هدایت حرارتی بالا می‌توانند حرارت را بهتر از یک ماده با هدایت حرارتی کمتر انتقال دهند.

شکل ۱۵ برای دمای گازهای جانب دیوار در ضخامت‌های مختلف دیواره‌ی نازل، بیان‌کننده‌ی این واقعیت است که با افزایش ضخامت دیوار از ۲ میلی‌متر تا ۶ میلی‌متر، درجه حرارت دیوار سمت گاز نیز از حدود ۹۵۰ کلوین تا ۱۲۵۰ کلوین افزایش می‌یابد. همچنین این موضوع را می‌توان در نمودار تغییرات شار حرارتی (شکل ۱۶) مشاهده کرد. ضمن این‌که مشاهده می‌شود که برای دیوار ضخیم با ضخامت حدود ۶ میلی‌متر، حداکثر شار حرارتی که در ناحیه گلوگاه رخ می‌دهد، در حدود ۳۷ مگاوات بر مترمربع است که بسیار کمتر از شار حرارتی منتقل شده با دیوار ۲ میلی‌متر می‌باشد که به میزان ۴۳ مگاوات بر مترمربع حرارت منتقل می‌کند. موضوعات مطرح شده بر این واقعیت تأکید می‌کند که افزایش ضخامت دیواره‌ها منجر به افزایش مقاومت رسانشی می‌شود که به‌نوبه‌ی خود، باعث کاهش انتقال حرارت رسانشی می‌شود. همچنین، برای یک دیواره با ضخامت بیش‌ازحد کوچک، مواد دیوار ممکن است قدرت کافی برای مقاومت در برابر تنش‌های حرارتی شدید را نداشته باشند؛ بنابراین،

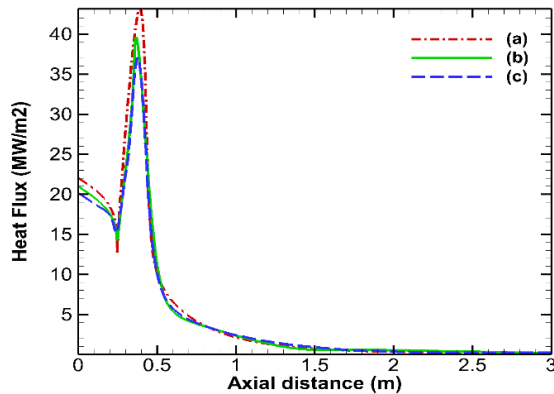
ضخامتی بهینه برای دیواره لازم است تا از هر دو نقطه نظر انتقال حرارت و مقاومت ساختاری مورد اطمینان باشد.



شکل ۱۴: تغییرات درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ برای جنس‌های مختلف دیواره (a) مس (b) فولاد



شکل ۱۵: تغییرات درجه حرارت دیوار سمت گازهای داغ برای ضخامت‌های مختلف دیواره (a) ۲ (b) ۴ (c) ۶ میلی‌متر



شکل ۱۶: تغییر شار حرارتی منتقل شده از دیواره برای ضخامت‌های مختلف دیواره (a) ۲ (b) ۴ (c) ۶ میلی‌متر

۴. نتیجه‌گیری

نتایج شبیه‌سازی عددی ارائه شده در این مقاله، به‌وضوح اهمیت روش خنک‌کاری بازیابی به کار گرفته شده در راکت موتورهای سوخت مایع را نشان می‌دهد. نتایج مهم تحقیق حاضر به شرح زیر می‌باشد:

۱. با تجزیه و تحلیل نتایج مشاهده شد که فرض سیال خواص ثابت (گاز کامل) برای برآورد بار حرارتی به‌منظور محافظت از مواد دیواره‌های محفظه‌ی احتراق و نازل نامعتبر است که این نتیجه با نتایج محققان دیگر مطابقت دارد.
۲. مایع خنک‌کننده باید هم‌زمان خواص حرارتی بالا (ظرفیت زیاد برای انتقال حرارت) و چگالی کمی (جریان با سرعت زیاد) داشته باشد، زیرا هر دو باعث افزایش انتقال حرارت همرفتی می‌شوند. استفاده از هیدروژن مایع به‌عنوان مایع خنک‌کننده بهتر از اکسیژن مایع بوده و باعث کاهش دمای دیواره سمت گازهای داغ در بررسی‌های انتقال حرارت همرفتی خواهد شد.
۳. اثر انتقال حرارت تشعشعی در نازل با بازیاب حرارتی بسیار بیشتر از حالت بدون بازیاب بوده که این امر موجب کاهش دمای دیواره سمت گازهای داغ و پایین نگه‌داشتن دما زیر نقطه‌ی ذوب برای مواد بکار رفته در دیواره‌ی نازل خواهد شد.
۴. استفاده از یک ماده با هدایت حرارتی بالا همانند مس و تعیین بهینه‌ی ضخامت دیواره برای بخش نازل حیاتی بوده، چراکه افزایش انتقال حرارت رسانشی را در پی دارد.

۵. در نهایت بدیهی است طراحی یک سیستم خنک‌کننده‌ی بازیابی، دیواره‌های گرم سیستم را در دمایی بسیار پایین‌تر از نقطه‌ی ذوب مواد حفظ می‌کند که این امر تضمینی برای حفاظت از مواد به‌کاررفته در نازل موشک در برابر آسیب‌های حرارتی است.

۵. منابع

- [1] D. K. Huzel, "Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines", American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp. 156-170, 1992.
- [2] G. P. Sutton and O. Biblarz, "Rocket propulsion elements"; 9th edition, John Wiley & Sons, pp. 261-280, 2016.
- [3] R. Shine and S. Shri, "Review on film cooling of liquid rocket engines", Propulsion and Power Research, vol. 7, pp. 1-18, 2018.
- [4] C. Münch and O. Métais, "Turbulence in cooling channels of rocket engines: Large Eddy Simulations", Comptes Rendus Mecanique, vol. 333, pp. 574-579, 2005.
- [5] S. K. Kim, M. Joh and T. S. Park, "Multidisciplinary simulation of a regeneratively cooled thrust chamber of liquid rocket engine: Turbulent combustion and nozzle flow", International Journal of Heat and Mass Transfer, vol. 70, pp. 1066-1077, 2014.
- [6] Y. Torres, L. Stefanini and D. Suslov, "Influence of curvature in regenerative cooling system of rocket engine", in Progress in Propulsion Physics, vol. 1, pp. 171-184, 2009.
- [7] J. W. Li, Y. Liu and L. Z. Qin, "Numerical Simulation of Flow and Heat Transfer in Round-to-Rectangular Nozzles", Numerical Heat Transfer Applications, vol. 51, pp. 267-291, 2007.
- [8] H. Zhang, Y. He and W. Tao, "Numerical study of film and regenerative cooling in a thrust chamber at high pressure", Numerical Heat Transfer Applications, vol. 52, pp. 991-1007, 2007.
- [9] V. Yang, M. Habiballah, J. Hulba and M. Popp, "Liquid Rocket Combustion Devices: Aspects of Modeling, Analysis and Design", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Series, Washington DC, 2005.
- [10] P. M. Sforza, "Propulsion Principles and Engine Classification", Theory of Aerospace Propulsion, 2th ed., 2017.
- [11] S. Marian and R. Ioan, "Design and manufacturing process for a ballistic missile", Scientific Bulletin, vol. 42, pp. 141-146, 2016.
- [12] "Ansys Fluent Theory Guide", Version 15.0, 2013.

- [13] H. S. Frank, “The Physics of Astrophysics: Gas dynamics”, University Science Books, pp. 350-440, 1991.
- [14] “Ansys Fluent User’s Manual”, Version 15.0, 2013.
- [15] “Ansys ICEM CFD User’s Manual”, Version 15.0, 2013.
- [16] L. Davidson, “Fluid mechanics, turbulent flow and turbulence modeling”, Chalmers University of Technology, Goteborg, Sweden, 2017.
- [17] Aamir, Sh.; “Thermophysical properties of complex materials”, Books on Demand, pp. 68-102, 2020.
- [18] Zh. T. Zhou, C. F. Zhao, G. G. Le., “Numerical Studies on Flow field Characteristics of Four-Engine Rockets Impinging Jet with Different Flame Deflectors”, Journal of Physics: Conference Series, vol. 1507, no. 8, pp. 1-3, 2020.