

بررسی عددی سه‌بعدی خنک‌کاری بازیابی در موتور موشک سوخت مایع

حسین مهدوی مقدم^۱، حامد زنگنه^۲

۱ استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، mahdavy@kntu.ac.ir

۲ کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۰/۰۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۶/۳۰

چکیده

در این مقاله، خنک‌کاری بازیابی در موتور موشک سوخت مایع مطالعه و بررسی شده است. مدلسازی هندسی سه‌بعدی و مش بهینه توسط نرم‌افزار تجاری گمبیت^۱ و تحلیل عددی سه‌بعدی، که با نوشتن UDF^۲ همراه بوده است، توسط نرم‌افزار انسیس فلونت ویرایش^۳ انجام شده است. این تحلیل برای دو سیال خنک‌کننده آب و هیدروژن مایع، همچنین برای سه سوخت هیدروژن مایع، RP-1 و JP-4 انجام و نتایج با هم مقایسه شده است. این نتایج نشان می‌دهند که در ناحیه گلوگاه، شار حرارتی عبوری از دیواره محفظه تراست و دمای دیواره به حداکثر مقدار خود می‌رسد. در صورت استفاده از سیال خنک‌کننده هیدروژن مایع به جای آب به ۹۷ درصد دبی کمتر برای رسیدن به دمای مطلوب نیاز است. همچنین با افزایش فشار محفظه پیشران موتور موشک سوخت مایع، شاهد افزایش دمای گازهای محترقه بوده و در نتیجه شار ورودی به دیواره محفظه افزایش می‌یابد. در نهایت، تأثیر استفاده از مواد مدرج تابعی (اف. جی. ام.^۴) بر دمای دیواره مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته و مشاهده می‌شود که در صورت استفاده از این مواد در ساخت محفظه پیشران، با توجه به استفاده از سرامیک در این مواد و ماهیت عایق‌بودن سرامیک، دمای دیواره حدود ۲۵ درصد افزایش، انتقال حرارت از محفظه پیشران به مقدار قابل توجهی کاهش و نهایتاً رانش افزایش خواهد یافت.

واژگان کلیدی

خنک‌کاری بازیابی^۵، انتقال حرارت، موتور موشک سوخت مایع، هیدروژن مایع، مواد متغیر تابعی

۱. مقدمه

امر به افزایش شار حرارتی از گازهای احتراقی به دیواره منجر می‌گردد که نتیجه آن افزایش دمای دیواره محفظه احتراق است.

توسعه موتورهای موشک سوخت مایع به سمت فشار محفظه احتراق بالاتر، سبب افزایش دمای گازهای احتراقی شده است. این

در این حالت مسئله خنک کاری مهم است؛ زیرا در صورت خنک کاری ناصحیح، عمر محفظه احتراق کاهش می یابد و در برخی از موارد می تواند به از بین رفتن محفظه بیانجامد. اکثر مواد به کار رفته در ساختار محفظه احتراق در دماهای بالا استحکام خود را از دست می دهند، لذا نمی توانند تنش ها و بارهای وارده را تحمل کنند و ذوب و یا تخریب می شوند. بر این اساس، خنک کاری دیواره محفظه برای جلوگیری از افزایش بیش از حد دما در آن امری ضروری است.

تاکنون در این حوزه پژوهش های بسیاری انجام شده است. به عنوان مثال، دتلف کل و همکاران (۲۰۰۲) به تحلیل و بهینه سازی ترمومکانیکال^۶ موتور سوخت مایع پرداختند. آنها از روش المان محدود کوپل سیال و سازه در بررسی انتقال حرارت بازیابی محفظه احتراق موتور سوخت مایع استفاده کردند [۱]. مارچی و لاروکا (۲۰۰۴)، در پژوهشی با عنوان حل عددی جریان در موتور موشک همراه با خنک کاری بازیابی، بر مبنای روش عددی حجم محدود از نوع درجه دوم به مطالعه پرداختند [۲].

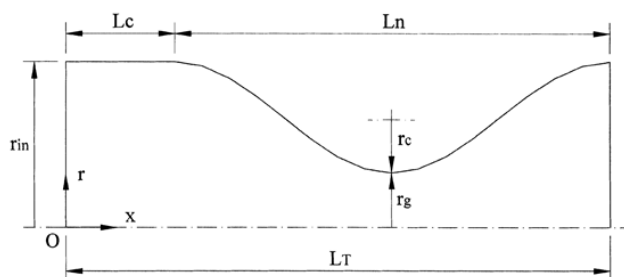
تنش های حرارتی و مکانیکی، جابه جایی و توزیع دما در یک استوانه هدفمند با طول محدود تحت بارگذاری حالت پایدار مکانیکی و حرارتی متقارن محوری نیز توسط شاو (۲۰۰۵) بررسی شد. در این تحلیل از روش لایه ای استفاده و خواص مواد در راستای شعاعی متغیر و مستقل از دما در نظر گرفته شده است. با استفاده از سری های توانی و اعمال شرایط مرزی تکیه گاه ساده و پیوستگی بین لایه ها، معادلات ترموالاستیسیته حاکم بر مسئله حل شده است [۳]. ژیفی و همکاران (۲۰۰۶) حل عددی دقیقی برای استوانه ساخته شده از مواد اف. جی. ام. با طول نامحدود ارائه داده اند. این مسئله با دو روش مختلف تحلیل عددی شده است. در روش نخست با استفاده از روش لایه ای و بر مبنای حل استوانه تحت فشار خارجی و داخلی ثابت قرار گرفته است. در روش دوم با استفاده از روش جابه جایی معادلات هندسی مرتبه بالا استخراج و حل شده است [۴]. پلتیر و همکاران (۲۰۰۶) برای یک پوسته استوانه ای با طول محدود و تکیه گاه های ساده، تحت اثر بار حرارتی و مکانیکی پایدار، که خواص الیاف و ماتریس در جهت شعاعی متغیر می باشد، حل عددی دقیقی ارائه نموده اند. مسئله سه بعدی انتقال حرارت و ترموالاستیسیته با فرض کرنش صفحه ای ساده و با استفاده از روش سری های توانی حل شده است [۵]. نراقی و همکاران (۲۰۰۶) به بررسی خنک کاری بازیابی

موتور سوخت مایع در کانال های دوگانه پرداختند. این بررسی را روی دو موتور SSME و RP1-LOX که به کانال های دوگانه خنک کاری مجهز شده بودند انجام دادند [۶]. اسدالهی و ملاحاجیان (۲۰۰۸) به بررسی و بهینه سازی سیستم خنک کاری بازیابی در نازل موشک سوخت مایع پرداختند. آنها با استفاده از شبیه سازی عددی دوبعدی در نرم افزار فلوئنت بیشترین درجه حرارت دیواره، افت فشار سیال خنک کننده و نرخ جریان عبوری در کانال های خنک کننده را به دست آوردند [۷]. مجیدی پارسا و همکاران (۲۰۰۹) با مدلسازی عددی انتقال حرارت تشعشی در محفظه تراست موتور موشک سوخت مایع به بررسی خنک کاری بازیابی پرداختند. در این مدلسازی از مدل ریاضی یک بعدی جهت مدلسازی انتقال حرارت بین گاز محترق در محفظه احتراق و دیواره، هدایت حرارتی در دیواره و جریان سیال خنک کننده در کانال های خنک کاری استفاده شده است [۸]. الاس و بویسان (۲۰۱۱) نیز به بررسی عددی خنک کاری بازیابی در موتور موشک سوخت مایع پرداختند. در موتور مدل شده از اکسیژن مایع به عنوان اکسیدکننده و نفت به عنوان سوخت و سیال خنک کننده استفاده شده است. محفظه احتراق مورد بررسی در فشار کاری ۶۰ بار قرار دارد و محفظه احتراق بر اساس نیروی تراست ۳۰۰ کیلو نیوتن طراحی شده است. بررسی های انجام شده بر تأثیر تغییر پارامترهای هندسی کانال های خنک کاری شامل تعداد کانال ها، نسبت ارتفاع به پهنا و افت فشار سیال بوده است [۹]. کلس و همکاران (۲۰۱۱) تحلیل هدایت حرارتی هذلولوی را برای استوانه و کره های توخالی اف. جی. ام. انجام دادند. در این تحلیل تمام خواص ماده در طول ضخامت با تابعی نمایی به صورت متغیر در نظر گرفته شده و استوانه و کره به ترتیب به طور متقارن محوری و متقارن مرکزی فرض شده تا مسئله به مسئله ای یک بعدی کاهش پیدا کند [۱۰]. اقبال و همکاران (۲۰۱۲) نیز به مقایسه رابطه تجربی برای تخمین انتقال حرارت در محفظه احتراق موتور سوخت مایع با حل تحلیلی و عددی پرداختند. با توجه به دما و فشار بالای محفظه تراست، خنک کاری بازیابی به همراه فیلم مایع برای خنک کاری محفظه احتراق موتور سوخت مایع در نظر گرفته شده است [۱۱]. وینیتا و همکاران (۲۰۱۳) به طراحی و بررسی خنک کاری بازیابی در محفظه تراست موتور موشک سوخت مایع پرداختند. در این مدلسازی فشار محفظه احتراق ۴۰ بار و میزان نیروی تراست ۵۰ کیلو نیوتن در نظر گرفته شده، از اکسیژن مایع به عنوان اکسیدایزر

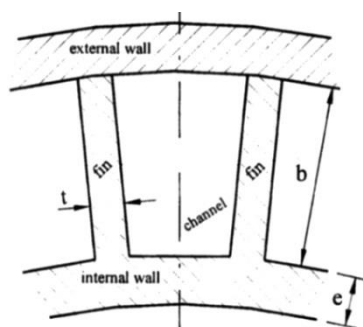
کدنویسی UDF مطالعه و تأثیر استفاده از مواد اف. جی. ام. به جای فلز در ساخت محفظه پیشران تحلیل شده است. هدف از این مطالعه به حداقل رساندن انتقال حرارت از داخل محفظه پیشران به سیال خنک کننده است.

۲. مدلسازی هندسی

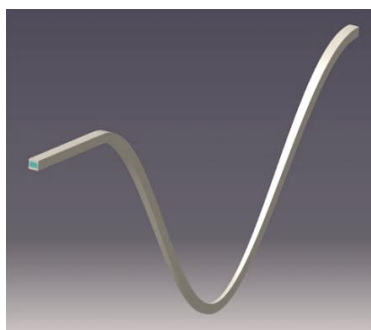
شکل هندسی مدل شده دارای شعاع محفظه (r_{in}) ۰/۳ متر، شعاع گلوگاه (r_g) ۰/۱ متر، طول نازل (L_n) ۰/۴ متر و طول کلی محفظه تراست (L_t) ۰/۵ متر است. همچنین شعاع در قسمت گلوگاه (r_c) برابر با $10^{-2} \times 0.53 \times 4$ است. ضخامت دیواره (e) ۲ میلی متر، ارتفاع کانال های خنک کاری (b) ۵ میلی متر، ضخامت دیواره بین کانال ها (t) ۱/۵ میلی متر، همچنین تعداد کانال های خنک کاری ۲۰۰ در نظر گرفته شده است (شکل های ۱ تا ۳).



شکل ۱. نمایی شماتیک از هندسه محفظه تراست مدل شده



شکل ۲. نمایی شماتیک از هندسه کانال های خنک کاری مدل شده [۲]



شکل ۳. هندسه مدل شده در نرم افزار به صورت پرئودیک

و هیدروژن مایع به عنوان سیال خنک کننده و سوخت استفاده شده است [۱۲]. یانگ و همکاران (۲۰۱۳) به شبیه سازی عددی فیلم مایع و خنک کاری بازیابی یک موتور سوخت مایع پرداختند. در این پژوهش، انتقال حرارت کوپل بین گازهای احتراق، فیلم مایع و خنک کاری بازیابی به صورت عددی مدل شده است [۱۳]. کیم و همکاران (۲۰۱۴) نیز به شبیه سازی عددی خنک کاری بازیابی یک محفظه تراست موشک سوخت مایع در حالت احتراق متلاطم پرداختند. آنها چارچوبی یکپارچه برای شبیه سازی فرایندهایی بسیار مهم و تأثیرگذار در طراحی محفظه تراست موشک سوخت مایع از لحاظ کارایی نیروی جلوبرنده به همراه خنک کاری بازیابی پیشنهاد شده است [۱۴].

در این مقاله، خنک کاری بازیابی موتور موشک سوخت مایع به صورت عددی و با استفاده از نرم افزار انسیس فلونت به همراه

مدلسازی سبب‌های مذکور توسط نرم‌افزار گمبیت صورت پذیرفته است. در مدلسازی انجام‌شده یک کانال خنک‌کننده مدل شده است که به‌طور پریودیک در نرم‌افزار انسیس فلونتت به‌صورت سبب‌های حل می‌شود.

۳. تولید شبکه

برای شبیه‌سازی یک جریان، ابتدا باید دامنه محاسباتی ایجاد شود. این دامنه‌ها می‌تواند به‌صورت شبکه‌های با سازمان^۷، بی‌سازمان^۸، متحرک^۹، چندگانه^{۱۰} و جز این‌ها باشند. روش‌های عددی المان محدود از مهمترین راه‌های حل معادلات دینامیک سیالات محاسباتی می‌باشند. برای استفاده از این روش‌ها باید میدان جریان را با استفاده از شبکه گسسته‌سازی کرد. بدیهی است برای شبیه‌سازی میدان جریان باید دامنه محاسباتی را به المان‌های کوچکی شبکه‌بندی کرد تا بتوان فضاهای گسسته‌سازی را در آنها اعمال کرد. در این مسئله شبکه‌های ایجادشده توسط نرم‌افزار گمبیت و از نوع شبکه‌های باسازمان می‌باشد.

۳-۱. بررسی وابستگی حل به شبکه

از جمله‌مزومات حل‌های عددی، بررسی مقدار حساسیت آن نرم‌افزار به شبکه است. کم‌بودن تعداد گره‌ها سبب افزایش خطای حاصل از گسسته‌سازی می‌شود و این مشکل با افزایش دقت روش گسسته‌سازی کم می‌شود. مسلم است که افزایش بیش از اندازه گره‌ها سبب افزایش خطای ماندگار می‌شود. این خطا حاصل از گردکردن اعداد توسط دستگاه است. برای بررسی عدم وابستگی حل به شبکه در این مسئله، چهار حالت مختلف مش‌زنی شامل ۲۲۸،۰۰۰، ۴۳۶،۰۰۰، ۶۰۰،۰۰۰ و ۸۲۵،۰۰۰ المان در نرم‌افزار گمبیت در نظر گرفته شده و با توجه به مقایسه نتایج حاصل (شکل ۴)، مش بهینه برای مسئله مورد نظر انتخاب شده است. تعداد مش‌های بهینه ۶۰۰،۰۰۰ عدد است. در مش‌های حالت اول و دوم، اختلاف مقادیر زیادی ناشی از عدم تصویرکردن لایه مرزی وجود دارد که در نتیجه آن کمتر داده‌ها را پیش بینی کرده و در مش‌زنی حالت چهارم افزایش خطای ماندگار و ازدیاد بیش از حد زمان اجرای نرم‌افزار را در پی خواهد داشت.

۳-۲. تعریف شرایط مرزی

از جمله مراحل مهم در شبیه‌سازی عددی، استفاده از شرایط مرزی مناسب است. شرایط مرزی متعددی در نرم‌افزار فلونتت

به‌منظور شبیه‌سازی مناسب و دقیق فیزیک مسئله وجود دارد و چنانچه درست انتخاب نشوند، مقداری خطا در نتایج به‌دنبال خواهد داشت. در این مسئله، براساس هندسه و نوع تحلیل، مرز ورودی دبی جرمی، مرز خروجی فشاری، مرز پریودیک و دیواره به‌کار رفته‌اند. البته انتخاب این مرزها، پس از مطالعات و بررسی‌های بسیار روی مسئله مورد نظر صورت گرفته است. شرط مرزی ورودی سیال خنک‌کننده از نوع دبی جرمی انتخاب شده است. با توجه به دبی بهینه استخراج‌شده از تحلیل عددی برای سیال خنک‌کننده آب (شکل ۶)، برای هر کانال ۱ کیلوگرم بر ثانیه (دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه) و با دمای ورودی ۳۰۰ کلون و برای حالت استفاده از هیدروژن مایع به‌عنوان سیال خنک‌کننده (شکل ۷)، برای هر کانال ۰/۰۳ کیلوگرم بر ثانیه (دبی کلی ۶ کیلوگرم بر ثانیه) با دمای ۷۰ کلون تعیین شده است. شرط مرزی دیواره در تماس با گاز از نوع دیواره در نرم‌افزار تعیین شده است. کد UDF نوشته‌شده، که شار حرارتی گازهای محترقه را در هر نقطه براساس معادله بارتز (معادله ۶) محاسبه می‌کند، به‌عنوان شرط مرزی برای محاسبه انتقال حرارت از محفظه احتراق به دیواره در تماس با گاز، به نرم‌افزار وارد شده است. سپس نرم‌افزار فلونتت انتقال حرارت رانش و جابه‌جایی را به‌ترتیب در دیواره و داخل کانال خنک‌کاری محاسبه می‌کند. شرط مرزی دیواره در تماس با محیط پیرامون از نوع دیواره است که برای این دیواره انتقال حرارت جابه‌جایی با هوای ۳۰۰ کلون در نظر گرفته شده است. در پایان نیز شرط مرزی سیال خنک‌کننده خروجی از نوع مرز خروجی فشار در نظر گرفته شده و فرض شده است سیال خنک‌کننده به فشار اتمسفر تخلیه می‌شود. تمامی شرایط مرزی در نرم‌افزار گمبیت مشخص شده و در نرم‌افزار انسیس فلونتت مقادری شده‌اند.

۴. معادلات حاکم

معادلات حاکم شامل معادلات بقای جرم، مومنتم (اندازه حرکت)، انرژی، توربولانس، احتراق، ضریب انتقال حرارت هدایت (برای مواد اف. جی. ام.) و بارتز (ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی) می‌باشند که به‌صورت کوپل نسبت به‌هم در حالت سبب‌های عددی توسط نرم‌افزار حل می‌شوند. مهمترین فرضیات در نظر گرفته شده برای ساده‌سازی به‌شرح زیر می‌باشند:

۱. گاز کامل بودن محصولات حاصل از احتراق

جابه‌جایی از رابطه بارتز استفاده شده است. این رابطه به صورت ۶ است.

$$h_g = \frac{0.026}{d_t^{0.2}} \left(\frac{\mu_c^{0.2} C_{p,c}}{\text{Pr}_c^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (6)$$

$$\sigma = \left[0.5 \frac{T_{wg}}{T_c} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + 0.5 \right]^{-0.68} \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-0.12} \quad (7)$$

$$T_{aw} = T_c \left[\frac{1 + (\text{Pr}_c)^{0.33} \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2} \right] \quad (8)$$

$$\frac{A_t}{A} = M \left\{ \left[\left(\frac{\gamma+1}{2} \right) \right] \div \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right] \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (9)$$

سپس با داشتن ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی از رابطه ۱۰ برای به‌دست آوردن شار حرارتی روی دیواره سمت گاز استفاده شده است.

$$\dot{q}_{conv} = h_g (T_{aw} - T_{wg}) \quad (10)$$

به‌طوری‌که T_{aw} دمای گازهای محترقه و T_{wg} دمای دیواره است.

۴-۶. معادله احتراق [۸]

معادلات احتراقی حاکم به صورت ۱۱ می‌باشد:

$$\sum_{i=1}^{N_s} v'_{ij} R_j \Leftrightarrow \sum_{i=1}^{N_s} v''_{ij} R_i \quad j = 1, \dots, N_R \quad (11)$$

به‌طوری‌که R_i ، نماد جزء i ام، v'_{ij} ، ضریب استوکیومتری جزء i ام در واکنش j ام رفت و v''_{ij} ضریب استوکیومتری جزء i ام در واکنش j ام برگشت است.

$$K_{f_j} = A_{f_j} T^{B_{f_j}} e^{\frac{-E_{f_j}}{RT}} \quad (12)$$

$$K_{b_j} = A_{b_j} T^{B_{b_j}} e^{\frac{-E_{b_j}}{RT}} \quad (13)$$

که K_{f_j} و K_{b_j} ثابت نرخ واکنش j ام رفت و برگشت، E_{f_j} و E_{b_j} انرژی آزادسازی واکنش j ام رفت و برگشت، A_{f_j} و A_{b_j} ، B_{f_j} و B_{b_j} ثوابت واکنش j ام رفت و برگشت می‌باشند. نرخ تغییرات غلظت مولی جزء i ام بوسیله واکنش j ام از رابطه ۱۴ محاسبه می‌شود:

۲. دائم‌بودن جریان

۳. نبودن نیروی حجمی

۴-۱. معادله بقای جرم [۸]

با توجه به فرضیات اخیر معادله بقای جرم به صورت ۱ می‌باشد.

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

۴-۲. معادله مومنتم [۸]

با توجه به فرضیات بالا معادله مومنتم به صورت ۲ می‌باشد.

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\Delta P + \nabla \cdot \vec{\tau} \quad (2)$$

۴-۳. معادله انرژی [۸]

با توجه به فرضیات بالا معادله انرژی به صورت ۳ می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} \left(h + \frac{1}{2} u^2 \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} u_i - q_j) \quad (3)$$

۴-۴. معادله توربولانس [۸]

پس از مطالعات و بررسی‌ها درباره مسئله مورد نظر، مراجع اطلاعاتی نرم‌افزار انسیس فلوئنت و همچنین مراجع استفاده‌شده، معادله توربولانس از نوع دو معادله‌ای $k-\varepsilon$ realizable انتخاب شده است که روابط آن با توجه به فرضیات به صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial X_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial X_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon - Y_M \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial X_i} (\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial X_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (5)$$

به‌طوری‌که در این روابط G_k انرژی جنبشی تولیدشده در اثر گرادیان سرعت متوسط است. در جریان تراکم‌پذیر برای اعداد ماخ بسیار بالا، Y_M به‌عنوان اثر تراکم‌پذیری در آشفتگی، به معادله انرژی جنبشی اضافه می‌شود.

۴-۵. معادله بارتز [۸]

در کد UDF نوشته‌شده برای به‌دست آوردن شار حرارتی بر دیواره در تماس با گاز، برای به‌دست آوردن ضریب انتقال حرارت

تغییر سوخت روی دمای دیواره در تماس با گاز و بررسی و مقایسه استفاده از مواد اف. جی. ام. نسبت به فلز مس روی دمای دیواره در تماس با گاز انجام شده است. با توجه به شرایط مرزی تعیین شده، ابتدا باید نتایج حاصل از شبیه سازی را صحه گذاری کرد تا اطمینان حاصل شود که آیا نتایج درست است یا نه؟ به همین منظور نتایج حاصل با نتایج مرجع [۲] مقایسه شده است. مارچی و لاروکا (۲۰۰۴) این مسئله را با ساده سازی های فراوان و به صورت یک بعدی و با تعداد المان های ۱۲۸۰ عدد حل کردند که در شکل ۵ نتایج حاصل از شبیه سازی عددی برای سیال خنک کننده آب و سوخت هیدروژن مایع آمده است [۲]. با مقایسه نتایج حاصل از تحلیل عددی با نمودار استخراج شده مشاهده می شود که نتایج به هم نزدیک بوده و شباهت زیادی به هم دارند. اختلاف موجود به دلیل فرضیات ساده سازی در مرجع [۲] می باشد. در تحلیل صورت گرفته در مرجع [۲]، جریان یک بعدی فرض شده، میزان المان های حجم محدود در نظر گرفته شده بسیار کم (در حدود ۱۲۸۰) بوده و برخی از خواص مواد ثابت در نظر گرفته شده که در نتیجه آن داده ها به خوبی پیش بینی نشده است. فرضیاتی که سبب اختلاف دمای در حدود ۱۰۰ کلوین شده به جز یک بعدی در نظر گرفتن حل، اختلاف در ضریب انتقال حرارت هدایت فلز مس و گرمای ویژه این فلز نسبت به مرجع [۲] است. با توجه به بالاتر بودن ضریب انتقال حرارت هدایت در نظر گرفته شده نسبت به مرجع، انتقال حرارت بهتری از سیال خنک کننده به دیواره رخ می دهد که خود سبب کاهش دمای دیواره می شود. در ضمن، در این شبیه سازی تمامی خواص به صورت توابعی از دما به نرم افزار مقداردهی شده است که به حالت واقعی نزدیک باشد.

۶. نتایج شبیه سازی عددی

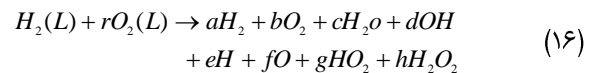
با توجه به مدلسازی های انجام شده در حالت سه بعدی، نتایج در قالب شکل های ذیل آورده و با هم مقایسه شده است. شکل های ۶ و ۷ مقایسه تأثیر دبی های مختلف آب و هیدروژن مایع بر دمای دیواره در تماس با گاز را نشان می دهند. در شکل های ۸ و ۹ به ترتیب دمای استاتیک روی دیواره سمت گاز برای خنک کاری با سیال آب و هیدروژن مایع نمایش داده شده است. شار حرارتی روی دیواره سمت گاز در شکل ۱۰ و فشار استاتیک روی خط مرکزی در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. شکل های ۱۲ و ۱۳ نیز به ترتیب مقایسه دمای استاتیک و شار حرارتی روی دیواره

$$(\dot{C}_i)_j = (v_{ij}'' - v_{ij}') \left(k_{f,i} \prod_{l=1}^{N_i} C_l^{v_{ij}'} - k_{b,i} \prod_{l=1}^{N_i} C_l^{v_{ij}''} \right) \quad (14)$$

که C_i غلظت جزء i ام است. نرخ تغییرات کلی غلظت جرمی جزء i ام از رابطه ۱۵ محاسبه می شود:

$$\dot{\omega} = \sum_{j=1}^{N_R} M_i (\dot{C}_i)_j \quad (15)$$

واکنش شیمیایی استفاده شده در این تحلیل به صورت ۱۶ می باشد:



که در رابطه بالا r نسبت اکسیدکننده به سوخت است. با استفاده از نرم افزار تجاری ناسا (CEA^{۱۲}) و با توجه به شرایط مسئله، قسمت احتراق آن به صورت مجزا حل شده و سپس پاسخ حاصل از این نرم افزار به فلوئنت، از طریق کدنویسی UDF، وارد شده است. در ضمن برای به دست آوردن محصولات احتراق، که همان ضرایب معادله ۱۶ می باشند، فرض تعادل شیمیایی در نظر گرفته شده است.

۴-۷. ضریب انتقال حرارت هدایت [۱۵]

در مواد اف. جی. ام، ضریب انتقال حرارت هدایت ثابت نیست. برای محاسبه تغییرات شعاعی ضریب انتقال حرارت هدایت این مواد از رابطه ۱۷ استفاده شده است که با نوشتن UDF به نرم افزار اعمال شده است.

$$V_{m1} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{r-r_i}{2}} \quad r_i \leq r < \frac{r_i+r_o}{2} \quad (17)$$

$$V_{m2} = 1 - \frac{1}{2} \sqrt{\frac{r-r_i}{2}} \quad \frac{r_i+r_o}{2} \leq r < r_o \quad (18)$$

$$K(r) = K_1 V_{m1} + K_2 (1 - V_{m1}) \quad r_i \leq r < \frac{r_i+r_o}{2} \quad (19)$$

$$K(r) = K_1 V_{m2} + K_2 (1 - V_{m2}) \quad r_i \leq r < \frac{r_i+r_o}{2} \quad (20)$$

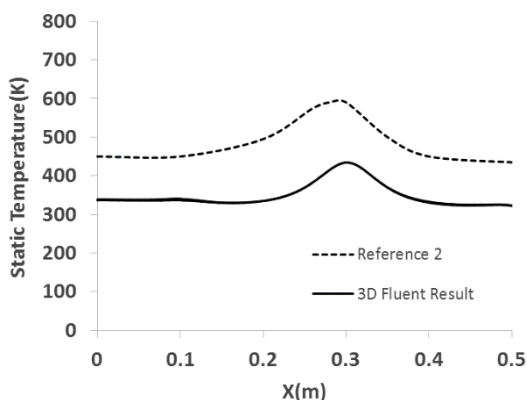
به طوری که در روابط اخیر، K_1 نمایانگر ضریب انتقال حرارت فلز مس و K_2 نمایانگر ضریب انتقال حرارت سرامیک است.

۵. شبیه سازی عددی و صحه گذاری

در این مطالعه، شبیه سازی عددی سه بعدی برای به دست آوردن دبی بهینه آب و هیدروژن مایع به عنوان سیال خنک کننده، دمای دیواره در تماس با گاز برای دو سیال خنک کننده متفاوت، شار حرارتی روی دیواره در تماس با گازهای محترقه، بررسی و مقایسه

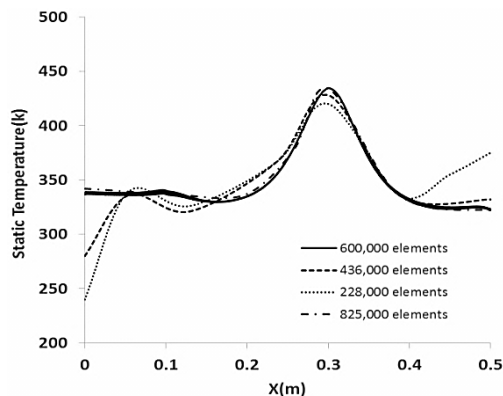
خنک کاری آب و هیدروژن مایع نمایش داده شده است. برای سه سوخت هیدروژن مایع، JP-4 و RP-1 و با استفاده از نرم افزار تجاری ناسا، دما و فشار بعد از احتراق این سه سوخت محاسبه و در جدول ۱ آورده شده است. در شکل ۱۲ با تعویض نوع سوخت، به بررسی تأثیر پارامتر فشار و دما بر دمای دیواره پرداخته شده است. با توجه به نتایج مشاهده می‌گردد که برخی از نمودارها دارای ضخامت اند؛ دلیل این موضوع آن است که با توجه به حل سه بعدی، در عرض خود کانال‌های خنک کاری نیز تغییرات ناچیز دما مشاهده می‌شود (در حدود ۳ کلوین).

سمت گاز برای سوخت‌های مختلف و شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به ترتیب دمای استاتیک دیواره و شار حرارتی روی دیواره در تماس با گاز را برای سوخت هیدروژن مایع در فشارهای ۲۰، ۳۰ و ۴۰ بار را نشان می‌دهد. شکل‌های ۱۶ و ۱۷ کانتور دمای استاتیک برای خنک کاری با سیال آب را نشان می‌دهند. شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نیز نمایانگر مقایسه دمای استاتیک در حالت استفاده از فلز مس و مواد اف. جی. ام. در ساخت محفظه پیشران در حالت خنک کاری آب و هیدروژن مایع است. در شکل‌های ۲۰ تا ۲۳ نیز کانتور دمای استاتیک در حالت استفاده از مواد اف. جی. ام. و با



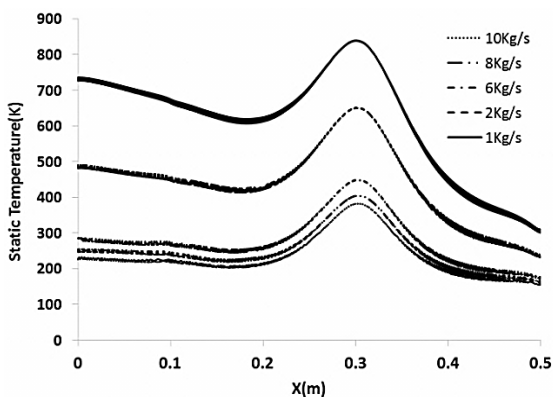
شکل ۵. مقایسه نتایج شبیه سازی سه بعدی

با نتایج حاصل از تحلیل عددی یک بعدی مارچی و لاروکا [۲]

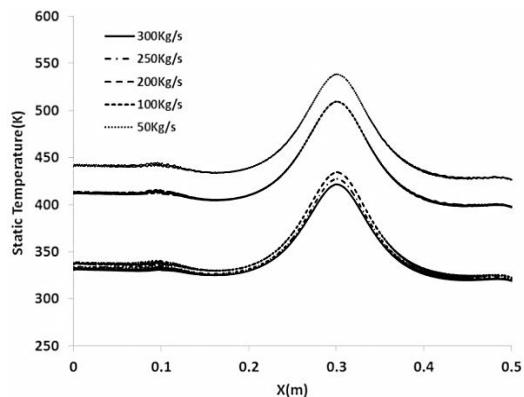


شکل ۴. نمودار مقایسه دمای دیواره

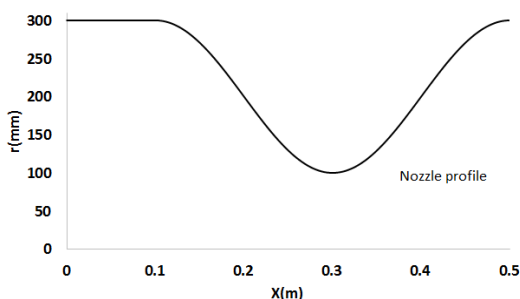
برای تعداد مش‌های مختلف



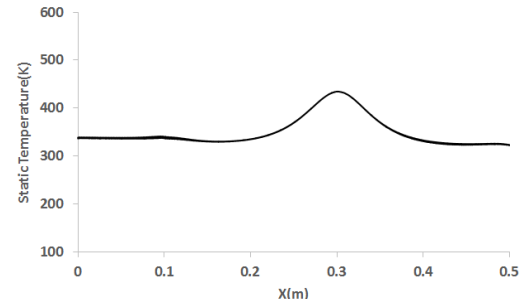
شکل ۷. مقایسه تأثیر دبی‌های هیدروژن مایع بر دمای دیواره در تماس با گاز

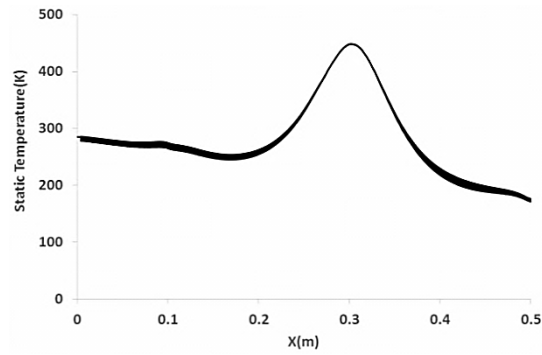


شکل ۶. مقایسه تأثیر دبی‌های مختلف آب بر دمای دیواره در تماس با گاز

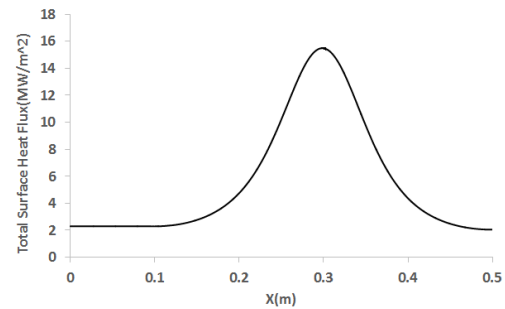
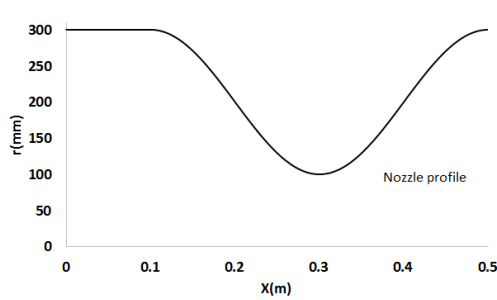


شکل ۸. دمای استاتیک روی دیواره سمت گاز برای سیال خنک کننده آب با دبی کلی ۲۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع

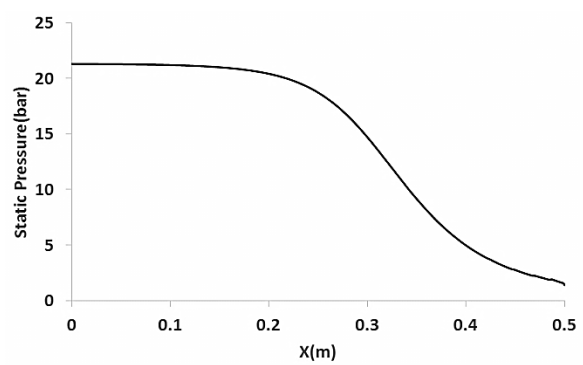
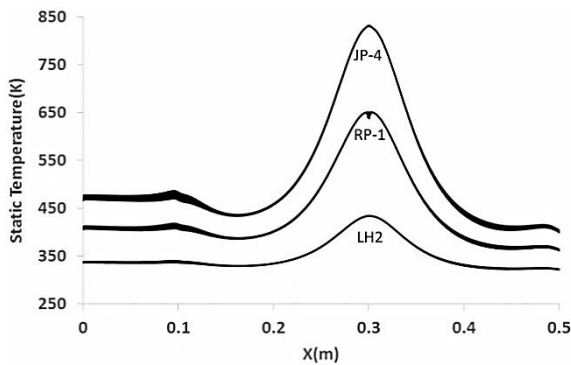




شکل ۹. دمای استاتیک روی دیواره سمت گاز برای سیال خشک‌کننده هیدروژن مایع با دبی کلی ۶ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع

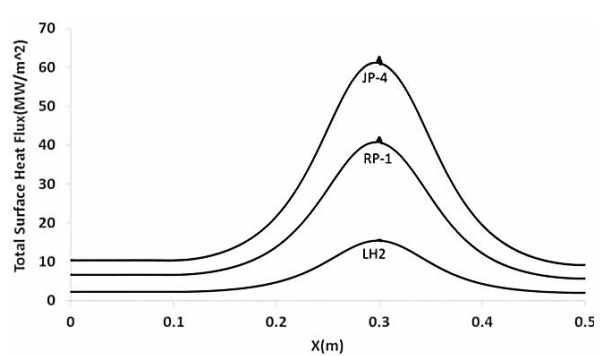
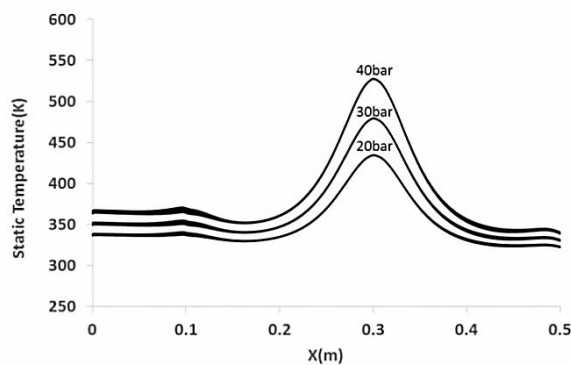


شکل ۱۰. نمودار شار حرارتی روی دیواره سمت گاز برای سوخت هیدروژن مایع



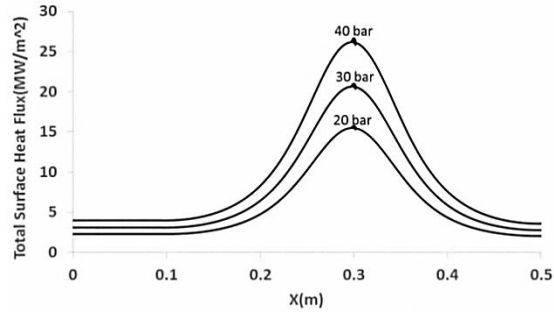
شکل ۱۲. مقایسه دمای استاتیک روی دیواره سمت گاز برای سوخت‌های مختلف با خشک‌کاری آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه

شکل ۱۱. نمودار فشار استاتیک روی خط مرکزی برای سوخت هیدروژن مایع

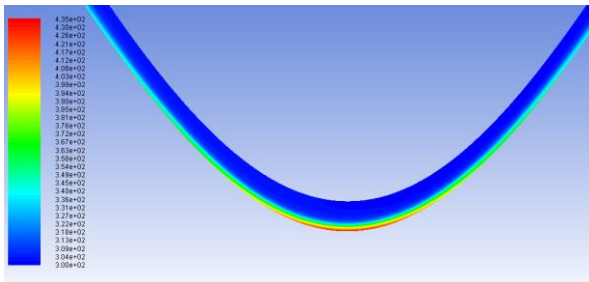


شکل ۱۴. مقایسه دمای استاتیک روی دیواره سمت گاز با خشک‌کاری آب با دبی ۲۰ کیلوگرم بر ثانیه برای سوخت هیدروژن مایع با فشارهای مختلف

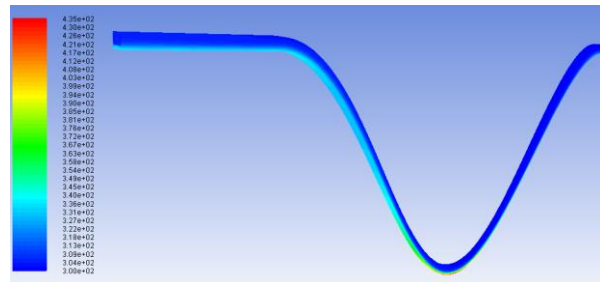
شکل ۱۳. مقایسه شار حرارتی روی دیواره سمت گاز برای سوخت‌های مختلف



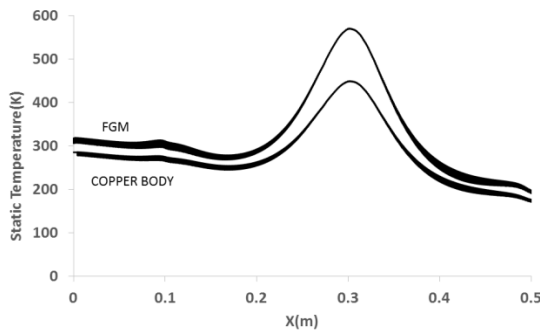
شکل ۱۵. مقایسه شار حرارتی روی دیواره سمت گاز با خنک کاری آب برای سوخت هیدروژن مایع با فشارهای مختلف



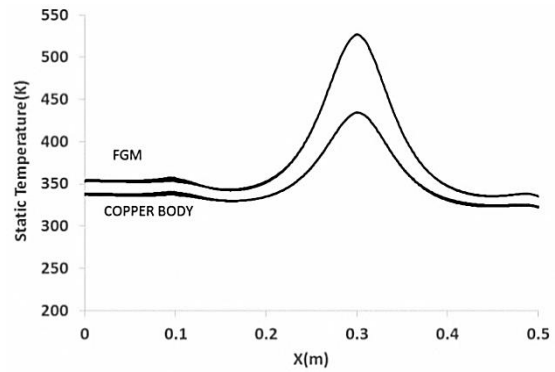
شکل ۱۷. کانتور دمای استاتیک ناحیه گلوگاه برای خنک کاری با آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع



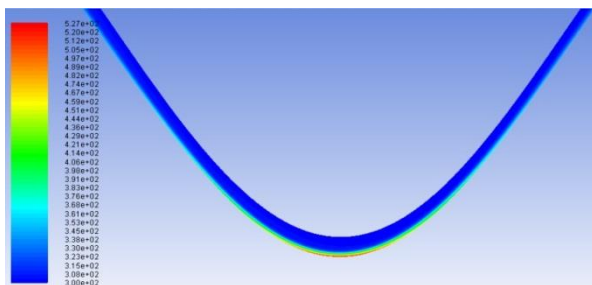
شکل ۱۶. کانتور دمای استاتیک برای خنک کاری با آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع



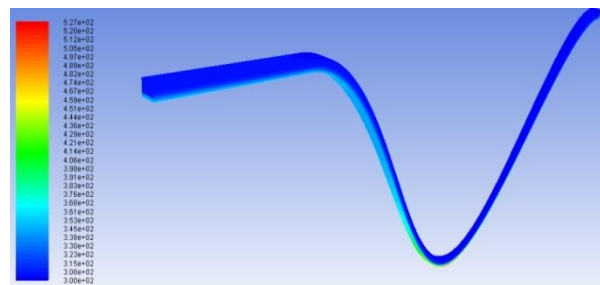
شکل ۱۸. مقایسه دمای استاتیک در حالت استفاده از فلز مس و مواد اف. جی. ام. در ساخت محفظه پیشران با خنک کاری هیدروژن مایع با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع



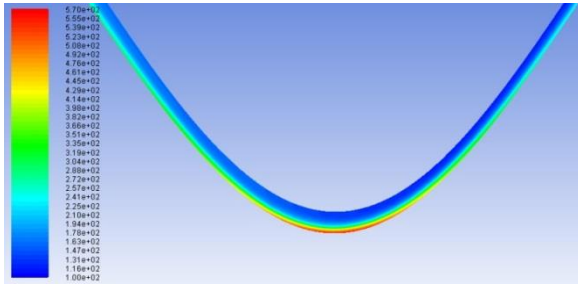
شکل ۱۹. مقایسه دمای استاتیک در حالت استفاده از فلز مس و مواد اف. جی. ام. در ساخت محفظه پیشران با خنک کاری آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع



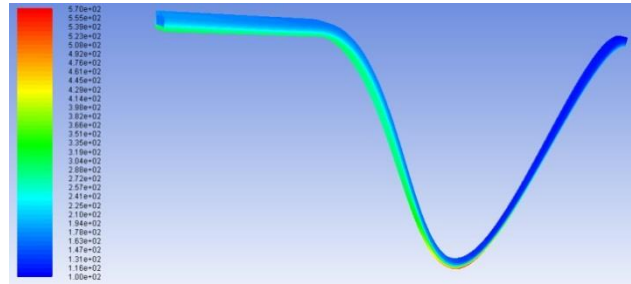
شکل ۲۰. کانتور دمای استاتیک در حالت استفاده از مواد اف. جی. ام. با خنک کاری آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع



شکل ۲۱. کانتور دمای استاتیک در حالت استفاده از مواد اف. جی. ام. با خنک کاری آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه و سوخت هیدروژن مایع



شکل ۲۳. کانتور دمای استاتیک گلوگاه در حالت استفاده از مواد اف.جی.ام. با خنک‌کاری هیدروژن مایع با دبی کلی ۶ کیلوگرم بر ثانیه



شکل ۲۲. کانتور دمای استاتیک در حالت استفاده از مواد اف.جی.ام. با خنک‌کاری هیدروژن مایع با دبی کلی ۶ کیلوگرم بر ثانیه

جدول ۱. فشار و دمای محفظه احتراق با توجه به نوع سوخت

سوخت	دمای محفظه احتراق (کلوین)	فشار محفظه احتراق (بار)
هیدروژن مایع	۳۴۰۰	۲۰
JP-4	۳۵۷۷	۳۵
RP-1	۲۹۵۰	۶۰

۷. نتیجه‌گیری

بر اساس نتایج حاصل از مدل‌سازی عددی، در ناحیه گلوگاه محفظه، شار حرارتی عبوری از دیواره محفظه و دمای دیواره به حداکثر مقدار خود رسیده و بحرانی‌ترین بخش از دیدگاه انتقال حرارت می‌باشد. برای هیدروژن مایع با دبی کلی ۶ کیلوگرم بر ثانیه، بیشترین دمای دیواره سمت گاز برابر با ۴۴۷ کلوین و برای سیال خنک‌کننده آب با دبی کلی ۲۰۰ کیلوگرم بر ثانیه، این دما برابر با ۴۳۷ کلوین شده است. همان‌گونه که مشخص است، خنک‌کاری با سیال هیدروژن مایع به دلیل داشتن ظرفیت حرارتی بالاتر نسبت به آب و همچنین دمای پایین‌تر، با دبی بسیار کمتری (۶ کیلوگرم بر ثانیه) دمای مطلوب را در دیواره فراهم می‌کند (در حدود ۹۷ درصد دبی کمتر). سپس با تغییر سوخت و اکسیدایزر برای سه سوخت موشک JP-4، RP-1 و LH2 با مدل‌سازی عددی در حالت سه‌بعدی مشاهده می‌شود که بیشترین دما و شار حرارتی در ناحیه گلوگاه رخ داده است و برای سوخت‌های JP-4، RP-1 و LH2 این دما به ترتیب برابر است با ۸۳۰، ۶۳۰ و ۴۳۷ کلوین که نشان‌دهنده تأثیر دو پارامتر دما و فشار احتراق می‌باشد. در نهایت برای سوخت هیدروژن مایع با خنک‌کاری آب در سه فشار مختلف

۲۰، ۳۰ و ۴۰ بار مشاهده گردید به ترتیب دمای استاتیک دیواره در تماس با گاز برابر با ۴۳۷، ۴۷۹ و ۵۲۷ کلوین بوده است. نتایج نشان می‌دهند که دو پارامتر دما و فشار مستقیماً بر شار حرارتی و دمای دیواره تأثیر گذارند و با افزایش دما و فشار، شار حرارتی و دمای دیواره به‌طور قابل توجهی افزایش پیدا می‌کند. در حالت استفاده از مواد اف.جی.ام. مشاهده می‌شود با توجه به کاربرد سرامیک در این مواد و داشتن خاصیت عایقی بودن، دما روی دیواره در تماس با گاز به‌طور قابل توجهی بالا رفته که در حالت استفاده از آب به‌عنوان سیال خنک‌کننده، این دما در ناحیه گلوگاه به بیشترین مقدار خود؛ یعنی ۵۲۷ کلوین رسیده که نسبت به حالت استفاده از فلز مس که بیشترین دما ۴۳۵ کلوین بوده، در حدود ۲۱ درصد افزایش داشته که این میزان افزایش قابل توجه است. در تحلیل عددی که برای خنک‌کاری با سیال هیدروژن مایع انجام شده است، دما از ۴۴۹ به ۵۶۷ کلوین در حالت استفاده از مواد اف.جی.ام. رسیده که در حدود ۲۵ درصد افزایش داشته است. این افزایش دما نشان‌دهنده انتقال حرارت کمتر از داخل محفظه احتراق به سیال خنک‌کننده و در نتیجه آن بازده حرارتی و رانش بالاتر رفته که مزیت بزرگی به حساب می‌آید.

۸. مأخذ

[1] D. Kuhl, J. Riccius, O. J. Haidn, Thermomechanical Analysis and Optimization Of

Cryogenic Liquid Rocket Engines, *Propulsion And Power*, Vol. 18, No. 4, pp. 835-846, 2002.

- [2] C. H. Marchi, F. Laroca, A. Fa´bio Carvalho da Silva, J. Nivaldo Hinckel, Numerical Solution Of Flows In Rocket Engines With Regenerative Cooling, *Numerical Heat Transfer*, Vol. A, No. 45, pp. 699-717, 2004.
- [3] Z. S. Shao, Mechanical and Thermal Stresses of a Functionally Graded Circular Hollow Cylinder with Finite Length, *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, No. 82, pp. 155-163, 2005.
- [4] S. Zhifei, Z. Taotao, X. Hongjun, Exact Solution of Heterogeneous Elastic Hollow Cylinder, *Composite Structure*, No. 79, pp. 140-147, 2006.
- [5] J. L. Pelletier, Senthil S. Vel, An Exact Solution for the Steady-State Thermo-Elastic Response of Functionally Graded Orthotropic Cylindrical Shells, *Journal of Solids and Structures*, No. 43, pp. 1131-1158, 2006.
- [6] M. Naraghi, S. Dunn, D. Coats, *Dual Regenerative Cooling Circuits For Liquid Rocket Engines*, Manhattan College, Riverdale, 2006.
- [7] A. Mollahajian, A. Asadollahi, Numerical investigation of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines, in *Iranian Aerospace Conference, Sharif University, Tehran, 2008*. (in Persian فارسی)
- [8] M. Majidi Parsa, R. Ebrahimi, H. Karimi, Numerical Modeling of Regenerative Cooling in Liquid Propellant Rocket Engines, *Master Thesis*, University of Khaje Nasir Toosi, Tehran, 2009. (in Persian فارسی)
- [9] A. Ulas, E. Boysan, Numerical Analysis Of Regenerative Cooling In Liquid Propellant Rocket Engines, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, pp. 187-197, 2011.
- [10] Keles I., Conker C., Transient Hyperbolic Heat Conduction in Thick-Walled FGM Cylinders and Spheres with Exponentially Varying Properties, *European Journal of Mechanics and Solids*, No. 30, pp. 449-455, 2011.
- [11] M. Iqbal, N. Sheikh, H. Ali, S. Khushnood, M. Arif, Comparison of Empirical Correlations for the Estimation of Conjugate Heat Transfer in a Thrust Chamber, *Life Science Journal*, Vol. 9, No. 4, pp. 708-716, 2012.
- [12] T. Vinitha, S. Senthilkumar, K. Manikandan, Thermal Design And Analysis Of Regeneratively Cooled Thrust Chamber Of Cryogenic Rocket Engine, *IJERT*, Vol. 2, No. 6, pp. 662-669, 2013.
- [13] W. Yang, B. Sun, Numerical Simulation of Liquidfilm and Regenerative Cooling in a Liquid Rocket, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 54, pp. 460-469, 2013.
- [14] S. K. Kim, M. Joh, H. S. Choi, 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.
- [15] M. Azadi, M. Shariyat, Nonlinear Transient Heat Transfer and Thermoplastics Analysis of Thick-Walled FGM Cylinder with Temperature-Dependent Material Properties Using Hermitian Transfinite Element, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 23, No. 10, pp. 2635-2644, 2009.

بی نوشت

1. GAMBIT

2. User Defined Functions

3. ANSYS Fluent 15

4. functionally graded material

5. regenerative cooling

6. thermo-mechanical

7. structured grid

8. unstructured grid

9. moving grid

10. multi grid

11. BARTZ

12. chemical equilibrium with applications