

تحلیل اثر شار نفوذی بر دمای دیواره محفظه احتراق موتور زم استیک در خنک کاری احیائی

فاطمه غلامی^{۱*}، کورس نکوفر^۲

۱ و * - دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد واحد آیت الله آملی، گروه مکانیک، آمل، ایران (atiza_gholami64@yahoo.com)
۲ - استادیار، عضو هیئت علمی دانشگاه آزاد اسلامی واحد چالوس، دانشکده فنی مهندسی، چالوس، ایران (mekoufar@iauc.ac.ir)

چکیده

در طراحی موتور سوخت مایع به دلیل دمای بالای احتراق و نرخ بالای انتقال حرارت از 1 MW/m^2 تا حدود 160 MW/m^2 از گازهای داغ به دیوار محفظه، خنک کاری محفظه رانش از اهمیت بالایی برخوردار است. در طراحی خنک کاری محفظه رانش، انتخاب روش مناسب، طراحی مجاری خنک کاری و مباحث مرتبط با محفظه رانش دو جداره و استفاده از پوششهای حرارتی دارای اهمیت بسیار زیادی است. در دیواره محفظه احتراق و نازل موتور پیشران مایع لازم است یک سیستم خنک کاری به منظور جلوگیری از شکست مقاومت بدنه موتور استفاده شود. در خنک کاری به روش بازیابی سیال مبرد (معمولا سوخت) از میان کانالهایی که برای آن در بدنه موتور تعبیه شده است عبور کرده و دمای بدنه موتور را کاهش می دهد. مدل سازی و تحلیل جریان سیال کانال خنک کننده در موتور پیشران مایع به دلیل شار حرارتی بالا یکی از مهمترین و چالشی ترین موضوع در زمینه این نوع موتورها است. به همین دلیل در این مقاله کانال خنک کاری بازیابی یک موتور پیشران مایع شبیه سازی عددی می شود. این موتور با پیشران سرمازا کرایونیک تغذیه شده و کرایونیک به عنوان سیال خنک کننده در نظر گرفته شده است. از بررسی نتایج حاصل از شبیه سازی عددی به این نتیجه می رسیم که با افزایش یا کاهش مقدار شار در مرز، دما به ترتیب افزایش و یا کاهش می یابد اما نسبت افزایش یا کاهش دما به علت ارتباط دمایی با محیط و عدم تغییر در دیگر شرط مرزها، به مقدار نسبت افزایش یا کاهش شار نمی باشد.

واژه های کلیدی: موتور پیشران مایع، محفظه احتراق، کانال خنک کاری، سوخت های سرمازا (کرایونیک)، خنک کاری احیائی (بازیابی).

۱- مقدمه

در موتورهای موشکی، محصولات احتراق دارای دماهای بالا 3500 تا 4500 کلوین، فشار 15 مگاپاسکال و بالاتر و سرعت حرکت 1000 تا 1300 متر بر ثانیه می باشند. دماهای مذکور بالاتر از نقطه ذوب فلزات، آلیاژها و بسیاری از مواد نسوز است. اختلاف دماها بین سطوح جداره با وجود ضخامت کم آنها می تواند به مقادیر زیادی برسد. به عنوان مثال، حتی در صورت وجود شار حرارتی ملایم $10^6 \times (16-10)$ وات بر متر مربع با ضخامت جداره یک میلی متر از جنس فولاد ضد زنگ، اختلاف دماهای $500-600^\circ\text{C}$ را به دست می آوریم. در این صورت بین گاز و جداره، انتقال حرارت شدید به وجود می آید. حفاظت ناکافی می تواند به سرعت دیواره محفظه احتراق را تا دمای نزدیک به دمای گاز، گرم نماید. اگر در نظر بگیریم که اکثریت قریب به اتفاق مواد جداره، گرایش های خیلی ملایم را تحمل می کنند (حداکثر 1300 تا 1500 کلوین) آنگاه پیچیدگی مشکل حفاظت از جداره محفظه احتراق واضح و آشکار می شود [۶].

دیواره موتور موشک بایستی تحمل فشارهای زیاد را داشته باشد. البته، استحکام بیشتر مواد در دماهای بالا و قبل از رسیدن به نقطه ذوب به سرعت کاهش می‌یابد. سرعت بالای محصولات احتراق همراه با دمای بالای آن موجب فرسایش سریع و شدید دیواره به خصوص ناحیه گلوگاه نازل می‌گردد. از طرف دیگر میزان تنش‌هایی که دیواره موتور موشکی می‌تواند تحمل کند کاملاً به ضخامت آن بستگی دارد. لذا به نظرمی‌رسد برای تحمل دما و تنش‌های بسیار بالا بایستی دیواره موتور را از مواردی با تحمل تنش و نقطه ذوب بالا و ضخامت زیاد طراحی کرد. اما از طرفی دیگر، این موضوع باعث افزایش شدید وزن موتور و موشک می‌گردد که صنایع هوافضا یک نقص محسوب می‌شود. از طرف دیگر تاکنون هیچ ماده‌ای یافت نشده که تا دماهای مذکور ذوب نشده و درعین حال تحمل تنش‌های بالایی را داشته باشد. تنها راه حل معقول استفاده از موادی با تحمل تنش بسیار بالا و خنک‌کاری دیواره‌های موتور موشکی تا دمایی بسیار پایین‌تر از نقطه ذوب ماده سازنده دیواره می‌باشد.

۲- موتور پیشران مایع

موتور یا سیستم پیشران، مهمترین بخش موشک بوده و وظیفه آن تأمین نیروی لازم جهت پیشران موشک می‌باشد. سیستم پیشران به منزله قلب یک موشک بوده و بیشترین بودجه، طولانی‌ترین زمان طراحی، عمده‌ترین و مشکل‌ترین آزمایش‌های مقیاس واقعی را به خود اختصاص می‌دهد.

۲-۱- ساختمان موتور موشکی سوخت مایع

به طور کلی یک موتور موشکی سوخت مایع شامل اجزای زیر می‌باشد

- مخازن سوخت و اکسید کننده

- تزریق‌گر

- توربومپ

- محفظه احتراق

- نازل

طراحی سیستم خنک‌کاری در مجموع به خصوص برای محفظه‌های پیشران بزرگ خاص است و برای نازل و قسمت محفظه احتراق متفاوت است. بر طبق تغییرات پارامترهای حرارتی جریان گاز، سطح مقطع عبوری جریان سیال خنک‌کننده می‌بایست متغیر باشد لذا جهت دسترسی به یک سیستم خنک‌کاری مناسب درک خوبی از انتقال گرما در محفظه پیشران موتور موشک لازم است. محفظه پیشران یکی از مهمترین بخش‌های یک موتور موشک است، بخشی است که مایع در آن پاشیده، پودر، بخار، مخلوط و نهایتاً سوخته می‌شود و حاصل این واکنش گازی است که درون محفظه و نازل شتاب می‌گیرد. محفظه پیشران شامل اتاق احتراق، گلوگاه و نازل واگرا (فوق صوت) است و معمولاً موشک‌های با تراست بالاتر از ۱۰۰۰ Lbf دارای محفظه پیشران می‌باشند، (باقی موشک‌ها دارای استوانه پیشران یا اتاق احتراق موشک می‌باشند) [۴]. شدت دریافت حرارت از گازهای داغ وارده بر دیواره در طول محور محفظه پیشران متغیر است، بیشترین مقدار حرارت به دیواره در ناحیه گلوگاه آنکه مقطع بحرانی نامیده می‌شود، وارد می‌گردد (آهنگ انتقال گرما در گلوگاه به بزرگی حدوداً 10 KW/cm^2 می‌رسد) و کمترین مقدار آن در مقطع خروجی اعمال می‌شود. در طول محور محفظه پیشران همچنین فشار گاز به شدت تغییر می‌کند که بیشترین مقدار آن در محفظه احتراق و کمترین آن در مقطع خروجی نازل است.

۳- ساختار انتقال حرارت و خنک‌کاری در موتورهای موشکی سوخت مایع

در این بخش به بررسی ساختارهای مورد استفاده در محفظه موتورهای سوخت مایع می‌پردازیم. از این پس، وقتی کلمه محفظه به تنهایی را مورد استفاده قرار می‌دهیم، کل محفظه شامل بخش استوانه‌ای، بخش همگرای نازل و بخش واگرای آن مدنظر است. اما اگر عبارت محفظه احتراق استفاده شود، منظور فقط بخش استوانه‌ای محفظه است، که جبهه‌ی احتراق در آن تشکیل می‌گردد.

۳-۱- ویژگی‌های ساختاری محفظه و نازل

اغلب محفظه‌ها در موتورهای سوخت مایع، دارای خنک‌کاری از نوع خنک‌کاری خارجی هستند. در این نوع خنک‌کاری، جریان سیال خنک‌کن با سرعت نسبتاً بالایی، از فضای بین پوسته‌های داخلی و خارجی که محل عبور می‌کند و پوسته‌ی داخلی را خنک می‌نماید. فضای بین پوسته‌های داخلی و خارجی از محل عبور سیال خنک‌کن است، مسیر خنک‌کاری محفظه نامیده می‌شود. خنک‌کاری خارجی را از دیدگاه دیگری می‌توان، خنک‌کاری بازیابی نامید. چراکه گرمای هدررفته از دیواره‌های محفظه با گرم شدن سیال خنک‌کن به محفظه بازمی‌گردد. یکی از پیچیده‌ترین مراحل پدید آمدن یک محفظه، طراحی و تولید ساختاری مناسب برای مسیر خنک‌کاری است. ساختار مسیر خنک‌کاری، از نظر شکل و اتصالات تحمل‌کننده‌ی بار، دارای انواع بسیار مختلف و متفاوتی است. بایستی توجه داشت که ساختار مسیر خنک‌کاری تعیین‌کننده‌ی شکل کلی ساختار محفظه، استحکام آن، میزان قابلیت اطمینان سیستم خنک‌کاری و ویژگی‌های جرمی محفظه است. پس اصلی‌ترین بخش ساختار محفظه، ساختار و نوع مسیر خنک‌کاری آن است.

۳-۲- انواع حالت‌های انتقال حرارت در موتورهای موشک سوخت مایع

به طور کلی دو حالت انتقال حرارت گذرا و پایدار در موتورهای موشکی سوخت مایع وجود دارد.

۳-۲-۱- انتقال حرارت گذرا در چهار حالت وجود خواهد داشت:

- زمان شروع به کار موتور تا رسیدن به حالت پایدار
- زمان خاموش شدن موتور
- بروز نقص در سیستم خنک‌کاری موتور موشکی
- موتورهای موشکی که خنک‌کاری نمی‌شوند

حالت اول زمان بسیار کوتاهی را نسبت زمان کارکرد موتور را شامل می‌شود. حالت دوم نیز پس از خاموشی موتور رخ داده و تا زمان خنک شدن آن (رسیدن به تعادل دمایی) ادامه می‌یابد. حالت سوم زمانی رخ می‌دهد که سیستم خنک‌کاری عملکرد درستی نداشته و دمای قسمتی از موتور به سرعت شروع به افزایش می‌کند. نهایتاً حالت چهارم مربوط به موتورهایی است که خنک‌کاری نمی‌شوند.

۳-۲-۲- انتقال حرارت پایدار

هنگام کارکرد موتورهای موشکی خنک شونده و در صورت عملکرد بدون نقص سیستم خنک‌کاری، انتقال حرارت از نوع پایدار بوده و به ترتیب اهمیت به سه صورت زیر وجود خواهد داشت [۵]:

الف- انتقال حرارت جابجایی: انتقال حرارت جابجایی مهم‌ترین فرآیند انتقال حرارت در موتورهای موشکی سوخت مایع بوده و تنها فرآیند انتقال حرارت از دیواره به سیال خنک‌کننده به حساب می‌آید.

ب- انتقال حرارت تشعشی: به دلیل دمای بالای محصولات احتراق در موتورهای موشکی سوخت مایع، مقداری از انرژی توسط تشعشع به دیواره‌ها منتقل می‌شود.

ج- انتقال حرارت هدایتی: گرمایی که از طریق انتقال حرارت جابجایی و تشعشی از محصولات احتراق به دیواره موتور می‌رسد از طریق هدایت به سیال خنک‌کننده یا اتمسفر منتقل می‌گردد.

اساساً در دو نوع خنک‌کاری موجود، خنک‌کاری اساسی به روش پایا می‌باشد، یعنی اینکه نرخ انتقال حرارت و درجه حرارت محفظه پیشران به یک دمای تعادل میرسد، خنک‌کاری‌های بازیابی و تشعشی شامل این نوع خنک‌کاری می‌باشند. روش دوم خنک‌کاری بر اساس انتقال حرارت گذرا یا انتقال حرارت ناپایا است، این نوع خنک‌کاری، خنک‌کاری چاه حرارتی نیز نامیده می‌شود و در آن محفظه پیشران به یک حالت تعادل گرمایی نمی‌رسد و درجه حرارت به تدریج با پیشرفت موشک افزایش می‌یابد، ظرفیت جذب حرارت تا پایان انجام مأموریت موشک محاسبه می‌شود، در واقع قبل از اینکه مواد استفاده شده در محفظه پیشران به حالت بحرانی و ذوب برسند، کار محفظه احتراق پایان یافته است. از این

روش درمحفظه‌های با فشار و نرخ انتقال حرارت پایین استفاده می‌شود خنک کاری فیلم و مقاوم‌های حرارتی مخصوص (پوششها) در هر دو بخش ذکر شده خنک کاری بالا استفاده می‌شود [۱۱].

۳-۳- روش‌های خنک کاری موتورهای سوخت مایع

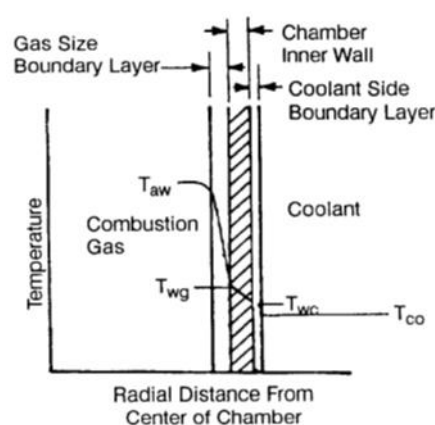
در طراحی موتور سوخت مایع به علت بالا بودن دمای محفظه احتراق ($4000-6000^{\circ}\text{F}$) و نرخ بالای انتقال حرارت از گازهای داغ به دیواره، خنک کاری محفظه احتراق از اهمیت بالایی برخوردار است. در موتورهایی که زمان کارکرد کوتاهی در حد چند ثانیه دارند، می‌توان از محفظه‌هایی بدون خنک کاری استفاده کرد. در این محفظه‌ها، دیواره همانند یک چاه حرارتی گرمای قابل توجهی را به خود جذب می‌کند. اما موتورهایی با زمان کارکرد زیاد به سیستم‌های خنک کاری نیاز دارند. هدف سیستم خنک کاری، تأمین کار مطمئن جداره در مدت طول عمر تعریف شده در کنار حداقل افت‌های ضربه ویژه و حداقل وزن سازه است. برای جلوگیری از گرمایش بیش از حد دیواره محفظه رانش در موتورهای موشکی سوخت مایع جدید، از روش‌های مختلف خنک کاری و حفاظت حرارتی استفاده می‌نماید.

به طور کلی روش‌های خنک کاری در موتورهای موشکی سوخت مایع عبارتند از:

- خنک کاری باز یابی
- خنک کاری قشری (لایه‌ای)
- خنک کاری فیلمی
- خنک کاری تراوشی
- خنک کاری دفعی
- خنک کاری فرسودنی (فناپی)
- خنک کاری با استفاده از مواد عایق
- خنک کاری با استفاده از چاه حرارتی
- خنک کاری تشعشعی

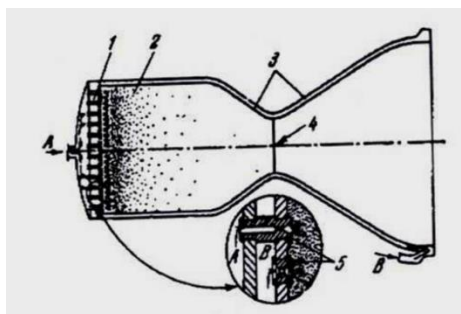
۳-۳-۱- خنک کاری باز یابی

این شیوه مهمترین روش خنک کاری در موتورهای سوخت مایع است. در این روش، جداره‌های محفظه احتراق به وسیله سیال خنک کننده شسته می‌شود. خنک کاری باز یابی بدین معنی است که مقدار حرارت اصلی منتقل شده به دیواره ناشی از گازهای داغ به وسیله یکی از عناصر اصلی (سوخت یا اکسیدکننده) گرفته می‌شود (شکل ۱).



شکل ۱ - شماتیک انتقال حرارت برای خنک کاری باز یابی [۲]

بدین جهت محفظه احتراق از دو پوسته ساخته می‌شود و عنصر خنک‌کننده به طور مستقیم به صفحه انژکتور وارد نمی‌شود، بلکه ابتدا به کلکتور نازل وارد می‌شود و از آنجا در جهت خلاف جریان به انژکتور هدایت می‌شود که مقدار لازم حرارت را از دیواره داخلی جذب می‌کند (شکل ۲).



شکل ۲ - نمونه‌ی خنک‌کاری بازیابی [۱]

۱- صفحه انژکتورها، ۲- مخلوط سوخت و اکسیدکننده، ۳- پوسته داخلی و خارجی محفظه احتراق، ۴- گلوگاه، ۵- انژکتور سوخت (B) و اکسیدکننده (A)

برای اتصال پوسته‌ها به یکدیگر از روش‌های متعددی استفاده می‌شود که متداولترین آنها عبارت‌اند از:

در روش اول اتصال پوسته‌ها به یکدیگر به کمک یک ورق نازک صورت می‌گیرد. روش دوم بدین‌صورت است که پوسته داخلی که با گاز در تماس است، از یک ورقه نازک با پره‌های طولی فرز شده ساخته می‌شود. سومین روش به نحوی است که ناحیه محفظه احتراق از مجموعه‌ای با لوله‌های نازک به شکل خاص فرم داده شده تشکیل شده است. در همه این طرح‌ها ضخامت المان‌های مقاوم حرارتی خیلی زیاد نیست و در حد چند دهم میلیمتر است و فاصله آزاد عبور یا همان گام جریان که تحت اثر فشار خارجی است در حد سه الی چهار میلیمتر انتخاب می‌شود. جنس پوسته داخلی از مس یا برنز و جنس پوسته خارجی از نیکل و یا فولاد ساخته می‌شود. در پوسته خارجی نازل برای تحمل بارهای نیرویی رینگ‌هایی (حلقه‌هایی) برای محکم شدن نصب می‌شود. چون ضخامت دیواره خنک شونده خیلی زیاد نیست و جنس آن از سری مواد هادی حرارت است مقاومت حرارتی دیواره خیلی کم است بنابراین حرارت تا نقطه ذوب بالا نمی‌رود و سیستم خنک‌کاری حتی با چنین فلز سبکی مانند مس به خوبی و کاملاً مناسب کار می‌کند. برای اتصال پوسته‌ها و شبکه‌ها به یکدیگر از بریز در خلأ یا فویل‌های به نسبت کنترل دقیق و فیکسچرهای خاصی استفاده می‌شود.

از این روش سیستم خنک‌کاری را به گونه‌ای می‌توان طراحی کرد که شار گرمایی بالایی را بدون خطر ایجاد نقاط داغ یا سوختگی جذب کند، مخصوصاً در گلوگاه که بالاترین شار گرمایی را داریم. نکته دیگر اینکه سطح این لوله‌ها در مقاطع مختلف متفاوت است، مثلاً در گلوگاه برای خنک‌کاری بیشتر لوله‌ها به صورت بازتری نصب می‌شوند تا ضریب انتقال گرمای طرف مایع با افزایش احتمالی سرعت خنک‌کننده بیشتر شود این کار به این شکل انجام می‌شود که طراحی به صورت یک رفت و نیم برگشت صورت می‌گیرد، بنابراین بخشی از نازل شامل دو برابر لوله‌های موجود در محفظه احتراق است. خنک‌کاری بازیابی معمولاً برای موشک‌های با تراست‌های متوسط و بالا استفاده می‌گردد.

۴- نرخ انتقال حرارت در نازل

رژیم‌های حرارتی، در نازل به رژیم‌های پایدار و متغیر نازل تقسیم می‌شود. در نازل دمای جریان در رژیم حرارتی پایدار، نسبت به زمان ثابت، اما دمای بدنه از یک نقطه دیگر متفاوت است. محفظه به اندازه کافی نازک است و می‌توان فرض کرد که وضعیت حرارتی در نتیجه جریان گازی سیال، پایدار و یکنواخت است و انتقال حرارت از طرف بیرونی دیواره خنک شونده صورت می‌گیرد. مقدار حرارت انتقالی از دیواره محفظه خیلی کمتر از کل انرژی جریان است اما این مقدار کم حرارت گاز، اثر بسیار زیادی روی سازه محفظه می‌گذارد. در انتقال حرارت جابجایی، فقط لایه‌ای که در نزدیکی دیواره قرار دارد در این فرآیند شرکت می‌کنند (لایه مرزی) مشخصه تغییر درجه حرارت در لایه مرزی، ساختار و ضخامت آن تابعی از ویسکوزیته جریان و همچنین سرعت جریان یا به عبارت کلیتر توربولانس آن است. فقط ۵٪ تا ۵۰٪ از کل انرژی تولید شده در گاز،

به صورت حرارتی به دیواره‌های محفظه انتقال داده می‌شود. مثلاً برای یک موشک با تراست 44820 N (10000 lbf) نرخ حرارتی که به دیواره‌ها منتقل می‌شود بین 75% تا $3/5 \text{ MW}$ بستگی به شرایط و طراحی دارد.

مقدار انتقال حرارت ناشی از هدایت جریان گاز گرم به دیواره‌ها ناچیز است ولی بیشترین انتقال حرارت به وسیله جریان همرفتی (جابجایی) و حدود 5% تا 35% نیز به وسیله انتقال حرارت تشعشی صورت می‌گیرد در یک فشار ثابت محفظه با افزایش سطح دیواره به خنک کاری با راندمان بالاتری خواهیم رسید، بنابراین این خنک کاری در سایزهای بزرگتر، راحت‌تر است اما نیروی پیشران نیز به شدت با افزایش سطح کاهش می‌یابد که برای جبران آن فشار بالای محفظه احتراق را می‌طلبد اما از طرف دیگر مواد دیواره ما را محدود می‌کند در نتیجه هدف، طراحی سیستمی با فشار بالای محفظه احتراق و نرخ انتقال حرارت بالا البته با در نظر گرفتن محدودیت‌های مواد است. نرخ انتقال حرارت معمولاً از 16 KW/Cm^2 (0.13 Btu/in^2) تا 10 Btu/in^2 (50 KW/Cm^2) تغییر می‌کند. بیشترین مقدار معمولاً در گلوگاه و کمترین مقدار در خروجی نازل است [۱۰].

۴-۱- محاسبه انتقال حرارت در خنک کاری بازبایی

در بخش‌های قبل، ضرورت و انواع روش‌های خنک کاری مطرح گردید. موشک‌های با ابعاد بزرگ از موتورهای با سوخت مایع که دارای سیستم خنک کاری بازبایی هستند استفاده می‌کنند. این نوع خنک کاری از خنک کارهای اساسی در این نوع موتورها است، شکل (۳) نمایی کلی از این نوع خنک کاری را نشان می‌دهد. برای طراحی این نوع سیستم خنک کاری ضروری است که پدیده‌های انتقال حرارت در نازل محفظه پیشران به خوبی درک شود. اکنون می‌خواهیم بررسی کنیم که چگونه شارهای گرمایی و دمای دیواره را در محفظه پیشران موشک‌های سوخت مایع خنک کاری بازبایی می‌توان برآورد کرد. سپس تأثیر آنها را بر روی پارامترهای اساسی نازل دنبال می‌کنیم. پارامترهای کلیدی و اساسی که در این موتورها معرفی و مطرح می‌شوند عبارت‌اند از:

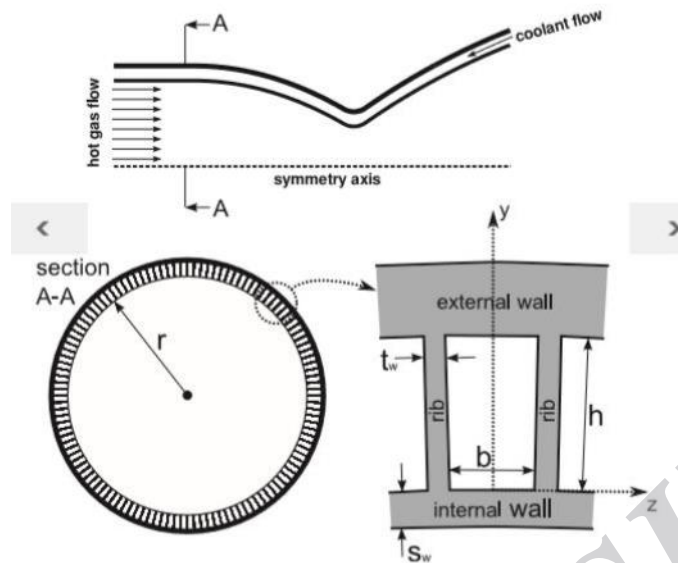
- بیشترین درجه حرارتی که به دیواره می‌رسد T_{Max}

- افت فشار خنک‌کننده‌ای که در کانال‌ها جریان می‌یابد Δp

محاسبه نفوذ گرما به دیوار و همچنین محاسبه بیشترین مقدار آن از جهت برآورد زمان کارکرد موتور موشک و از بین رفتن سازه آن ضروری است و محاسبه افت فشار مایع خنک‌کننده در کانال‌ها جهت تعیین

ابعاد و قدرت پمپ در سیستم بسیار مهم است پدیده‌های مختلف بسیاری در عملکرد موتور موشک سوخت

مایع دخالت دارند، اما به طور کلی سوخت و عامل اکسیدکننده در حالت مایع با یک نسبت گذر جرمی مخصوص به داخل محفظه احتراق پاشیده می‌شوند و پس از پودر شدن، مخلوط و واکنش شیمیایی (سوختن) به بالاترین سطح فشار و درجه حرارت می‌رسند و تولید گازی می‌شود که از داخل یک نازل همگرا و اگر عبور می‌کند. نازل و محفظه احتراق برای تحمل کردن این درجه حرارت بالا باید خنک نگه داشته شود یعنی در واقع می‌بایست خنک کاری گردد و برای خنک کاری معمولاً از سوخت قبل از اینکه برای پاشش به انژکتورها هدایت شود، استفاده می‌شود، در هنگام شروع واکنش گازهای تولیدشده دارای سرعت مادون صوت هستند و به تدریج در حرکت در محفظه احتراق سرعت افزایش یافته تا اینکه در گلوگاه نازل به سرعت صوت می‌رسند و هنگامیکه محفظه را ترک می‌کند دارای سرعت مافوق صوت می‌باشند [۷].



شکل ۳ - مقطع عرضی از سیستم خنک کاری بازیابی [۱۰].

۲-۴- معادلات حاکم

- معادله پیوستگی

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_j) = 0, \rho = \text{cte.} \quad (1) \quad [39]$$

- معادله ممنتوم

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_i v_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial v_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{v_i v_j}), i=1,2,3, \quad (2) \quad [39]$$

معادلات بالا، معادلات RANS نامیده می‌شوند. این معادلات، همان معادلات ناویر استوکس است که ترم نوسانی $-\rho \overline{v_i v_j}$ به آن اضافه شده است. برای بستن معادلات (از لحاظ ریاضی) باید به نحوی تنش‌های رینولدز را مدل کرد.

- معادلات انتقال در مدل k-ε RNG :

معادلات انتقالی مربوط به مدل RNG، شکلی مشابه مدل استاندارد دارد و به شکل زیر است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (3) \quad [39]$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K}(G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} - R_\varepsilon + S_\varepsilon \quad (4) \quad [39]$$

در این معادلات G_k ، تولید انرژی جنبشی اغتشاشی ناشی از گرادیان های سرعت متوسط را نشان می دهد. $C1\varepsilon$ و $C2\varepsilon$ و $C3\varepsilon$ ، ثوابت مساله اند و G_b ، تولید انرژی جنبشی اغتشاشی ناشی از شناوری خواهد بود.

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (5) \quad [39]$$

در این رابطه

$$Pr_t = \frac{1}{\alpha} \quad (6) \quad [39]$$

در معادله (۳)، μ_{eff} لزجت موثر و مجموع لزجت آشفته و آرام جریان است. α را نیز می توان از رابطه (۷) به دست آورد.

$$\left| \frac{\alpha - 1.3929}{\alpha_0 - 1.3929} \right|^{0.6321} \left| \frac{\alpha + 2.3929}{\alpha_0 + 2.3929} \right|^{0.3679} = \frac{\mu_{mol}}{\mu_{eff}} \quad (7) \quad [39]$$

$$\alpha_0 = \frac{1}{Pr} = \frac{K}{\mu C_p} \quad (8) \quad [39]$$

و β ، ضریب انبساط حرارتی است. کمیت های $k\alpha$ و $\varepsilon\alpha$ ، معکوس اعداد پرانتل موثر k و ε و Sk و Se نیز جمله های چشمه هستند. بی بعد سازی معادلات RNG، منتج به یک معادله دیفرانسیل برای لزجت اغتشاشی می شود.

$$d \left(\frac{\rho^2 k}{\sqrt{\varepsilon \mu}} \right) = 1.72 \frac{v}{v^3 - 1 + C_D} dv \quad (9) \quad [39]$$

$$v = \frac{\mu_{eff}}{\mu} \quad (10) \quad [39]$$

$$C_D = 100 \quad (11) \quad [39]$$

برای این که بدانیم انتقال اغتشاشی موثر، چگونه با عدد رینولدز موثر و یا ادی ها تغییر می کند باید از معادله دیفرانسیل (۹) انتگرال بگیریم. این کار به مدل این اجازه را می دهد که بهتر جریان های نزدیک دیواره و یا جریان های با عدد رینولدز پایین را شبیه سازی کند. معادله دیفرانسیل با قید اعداد رینولدز بالا به شکل زیر در می آید.

$$\mu_t = \rho c_\mu \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (12) \quad [39]$$

که $C_\mu = 0.075$ و از تئوری RNG به دست می آید در مدل $k-\varepsilon$ استاندارد این ثابت به صورت تجربی به دست می آید و مقداری برابر 0.09 دارد که بسیار نزدیک به مقدار تئوری آن است. مقدار لزجت موثر به صورت پیش فرض از معادله (۱۲) حساب می شود؛ هنگام استفاده از

این مدل، زمان‌هایی که نیار به در نظر گرفتن اثرات عدد رینولدز پایین هست، می‌توان با فعال کردن گزینه مربوط از این امکان بهره گرفت. مقادیر کمیت‌های $k\alpha$ و $\varepsilon\alpha$ را می‌توان از رابطه‌های زیر به دست آورد.

$$\left| \frac{\alpha - 1.3929}{\alpha_0 - 1.3929} \right|^{0.6321} \left| \frac{\alpha + 2.3929}{\alpha_0 + 2.3929} \right|^{0.3679} = \frac{\mu_{mol}}{\mu_{eff}} \quad (13) \quad [39]$$

که $\alpha_0 = 1$ است. در جریان‌های با عدد رینولدز بالا که خواهیم داشت:

$$\alpha_k = \alpha_\varepsilon \approx 1.393 \quad (14) \quad [39]$$

البته مهم‌ترین تفاوت مدل‌های RNG و k-ε استاندارد به ترم Re در معادله ε مربوط می‌گردد. این ترم از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید.

$$R_\varepsilon = \frac{C_\mu \rho \eta^3 (1 - \frac{\eta}{\eta_0})}{1 + \beta \eta^3} \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (15) \quad [39]$$

که در رابطه بالا

$$\eta = \frac{SK}{\varepsilon} \quad \eta_0 = 4.38 \quad \beta = 0.012$$

با جایگذاری این معادله در معادله (۴) و مرتب کردن آن به رابطه زیر می‌رسیم.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon}^* \rho \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (16) \quad [39]$$

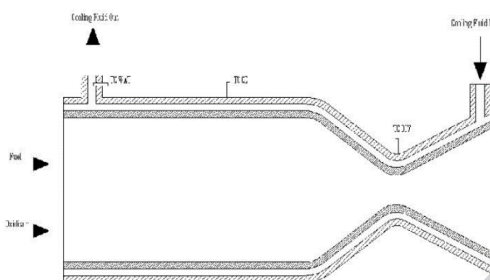
$$C_{2\varepsilon}^* = C_{2\varepsilon} + \frac{C_\mu \rho \eta^3 (1 - \frac{\eta}{\eta_0})}{1 + \beta \eta^3} \quad (17) \quad [39]$$

در مواقعی که $\eta < \eta_0$ ، مقدار R در معادله اصلی، مثبت شده و $C_{2\varepsilon}^*$ از $C_{2\varepsilon}$ بزرگتر می‌شود. در قسمت لایه لگاریتمی می‌توان نشان داد که $\eta \approx 3.0$ و $C_{2\varepsilon}^* \approx 2.0$ خواهند شد که از لحاظ اندازه به مقادیر $C_{2\varepsilon}$ در مدل k-ε استاندارد، نزدیک می‌شود. در مواردی که $\eta > \eta_0$ ، مقدار R در معادله اصلی، منفی شده و $C_{2\varepsilon}^*$ از $C_{2\varepsilon}$ کوچکتر می‌شود. در مقایسه با مدل k-ε استاندارد، مقدار کوچکتر نرخ اضمحلال ε ، ε را افزایش و K و در نهایت لزجت موثر را کاهش می‌دهد. در قسمت لایه لگاریتمی می‌توان نشان داد که $\eta \approx 3.0$ و $C_{2\varepsilon}^* \approx 2.0$ خواهند شد که از لحاظ اندازه به مقادیر $C_{2\varepsilon}$ در مدل k-ε استاندارد، نزدیک می‌شود. در نتیجه در جریان‌های سریعاً کرنش یافته، مدل RGN، نسبت به مدل k-ε استاندارد، به مقادیر کوچکتری از لزجت آشفتگی منتهی می‌شود. همچنین ثوابت $C_{1\varepsilon}$ و $C_{2\varepsilon}$ در معادله ε، به صورت تحلیلی به دست می‌آیند و به صورت زیر هستند.

$$C_{1\varepsilon} = 1.42, \quad C_{2\varepsilon} = 1.68,$$

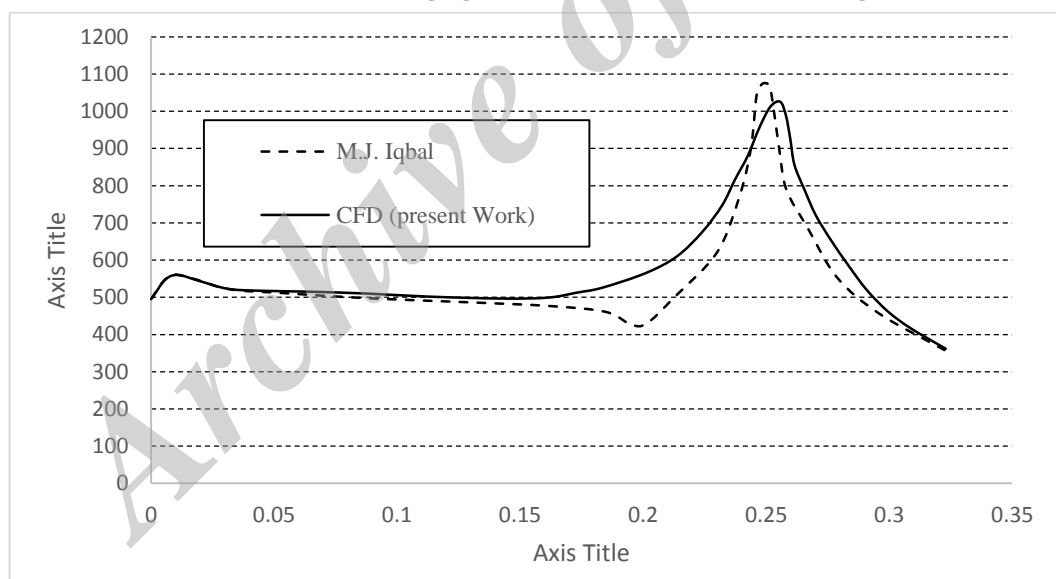
۵- اعتبار سنجی

از آنجایی که در این تحقیق از روش عددی استفاده شده است ابتدا باید نشان داده شود این روش برای این تحقیق کاربرد داشته و از دقت قابل قبولی برخوردار است. با انتخاب کار اقبال و همکارانش در این زمینه که تصویر آن در شکل (۴) نشان داده شده است بصورت کامل شبیه سازی شد و نتایج به دست آمده با کار مقاله مذکور مقایسه گردید.



شکل ۴ - هندسه اعتبارسنجی [۸]

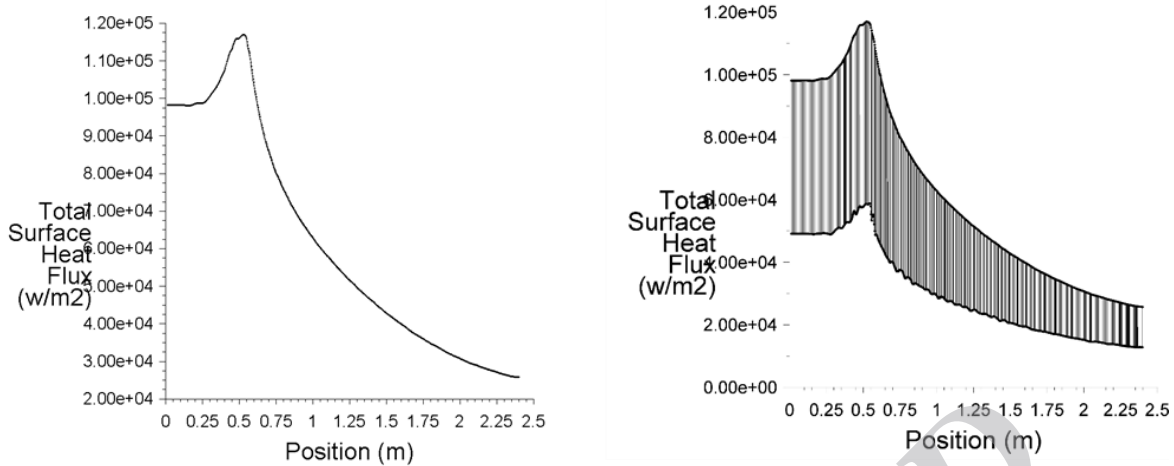
شکل (۵) مربوط به مقایسه‌ی آنچه که در مقاله گزارش شده است با کار شبیه سازی شده با نرم افزار فلونت و با استفاده از روش استفاده در این تحقیق می باشد. مشخصات این نمودار بدین صورت می باشد که روی محور افقی فاصله از ابتدا قرار داده شده است و روی محور عمودی دما روی دیواره قرار گرفته است. نتایج مربوط به بررسی چنین نشان می دهد که تطابق خوبی بین نتایج انجام گرفته با مقاله دارد. بیشترین اختلاف مربوط به قبل از گلوگاه می باشد که به دلیل استفاده از ساده سازی هایی می باشد که در استفاده از مدل اغتشاش انجام گرفته است.



شکل ۵ - اعتبار سنجی نتایج با کار اقبال

۶- شار حرارتی اعمال شده

شکل (۶) شار حرارتی اعمال شده را نشان داده که با استفاده از یک کد به نرم افزار داده شده است. شرط مرزی در ورودی 25 MPa ، در خروجی "جریان خروجی" و دیواره ها بصورت شرط عدم لغزش لحاظ شده است. همانطور که گفته شد در سمت دیواره‌ی نازل شرط شار متغیر قرار گرفته و در دو سمت کناری با توجه به تقارن شکل شرط مرزی شار صفر و در طرف رو به خارج شرط دما ثابت لحاظ شده است.

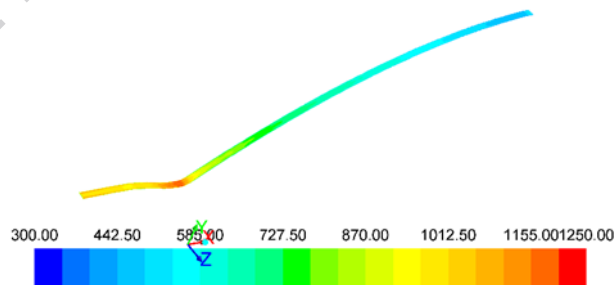


شکل ۶ - پروفیل شار گرمایی اعمال شده روی دیواره

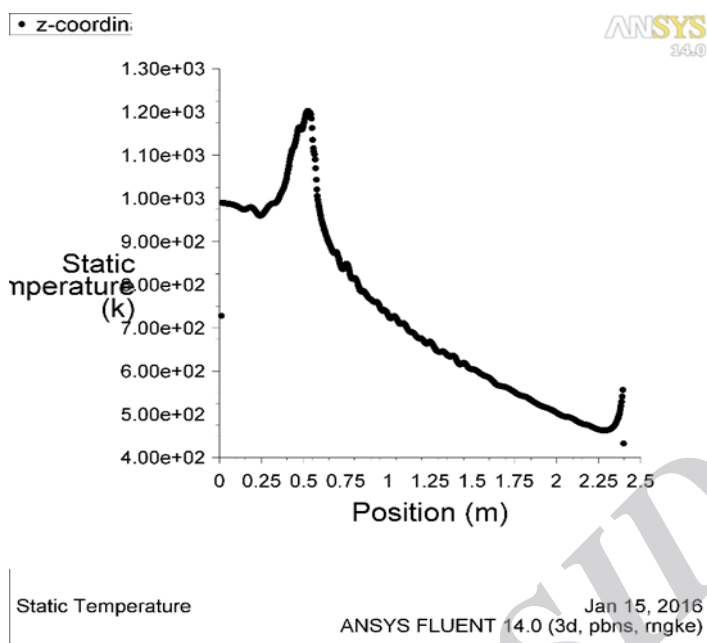
۷- نتایج حاصل از شبیه سازی عددی دما روی صفحه ی پایین

سیال سوخت کرایونیک با دمای 500 K وارد مجرا شده (ورودی مجرا از سمت راست است) و در ضمن خنک کاری دیواره ی در تماس با نازل، خود سوخت گرم شده و دمای آن افزایش پیدا می کند. این افزایش دما بصورت مرتب ادامه دارد تا در گلوگاهی به بیشترین مقدار می رسد و بعد از گلوگاهی دوباره دمای آن مقدار کاهش پیدا می کند تا در خروجی با حدود 1000 K آماده برای ورود به محفظه برای احتراق خواهد شد. در رابطه با این شکل چند نکته وجود دارد:

- افزایش دما در لحظه ی ورود تا گلوگاهی می باشد، که مطابق انتظار دمای سیال سوخت کرایونیک بطور پیوسته افزایش می یابد و این به دلیل مجاورت سیال در کنار گاز خروجی گرم می باشد.
- بیشترین دما در ناحیه ی گلوگاهی می باشد و این، به آن دلیل بوده که در این منطقه سطح منطقه به کمترین مقدار خواهد رسید، پس انتظار می رود گرمای بیشتری از طرف گاز احتراق شده به سیال وارد شود که این موجب افزایش شدید دما در این منطقه خواهد شد.
- کاهش دما در بعد از گلوگاهی مشاهده شده است، دلیل این امر می تواند به احتراق برگردد که در ابتدا هنوز بطور کامل انجام نگرفته و هنوز گازهایی با دمای پایین در نازل وجود دارد که این باعث می شود دمای سیال مقدار اندکی بعد از گلوگاهی کاهش یابد.



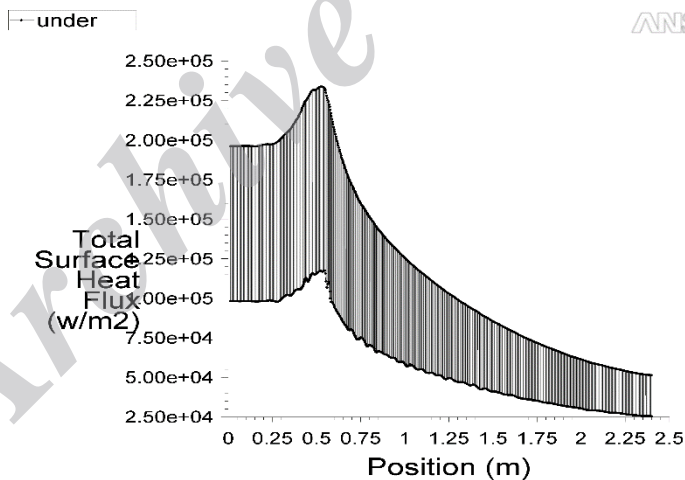
شکل ۷ - کانتور توزیع دما در صفحه ی پایینی مجرای حامل سوخت



شکل ۸- نمودار تغییرات دمایی روی خط پایینی در صفحه ی پایینی

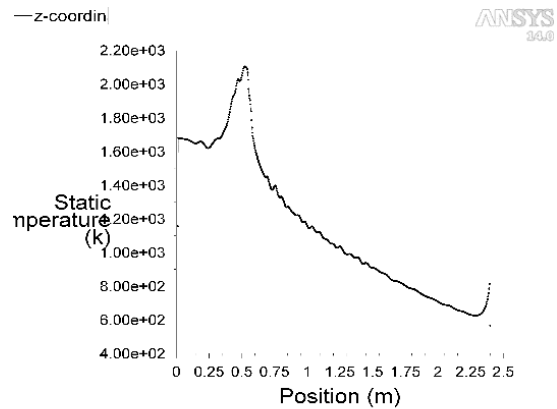
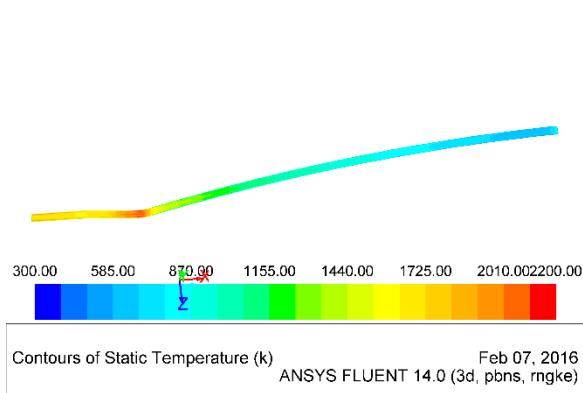
۸- افزایش شار به مقدار دوبرابری

مقدار شار در مرز را به دو برابر مقدار اولیه افزایش داده و نتایج در زیر گزارش خواهد شد. در این بررسی دیگر شرایط مرزی تغییر نخواهد کرد و فقط شرط مرزی مربوط به شار حرارتی افزایش پیدا خواهد نمود. این شرط مرزی در شکل (۹) نشان داده شده است.



شکل ۹- شار حرارتی اعمال شده روی مرز متصل به منبع گرمایی (نازل پیشرانش)

قطعاً انتظار می‌رود با افزایش شار حرارتی روی مرز، مقدار گرمای جذب شده توسط سیال خنک کاری افزایش پیدا کرده و به دنبال آن، دمای سیال خنک کاری زیاد گردد. نتایج مربوط به دمای سیال خنک کاری روی خط مرکزی در شکل (۱۰) نشان داده است.

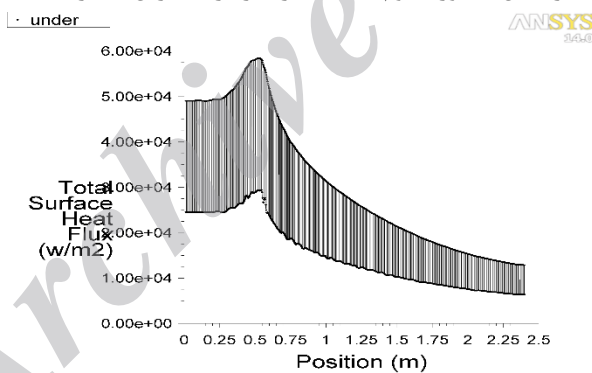


شکل ۱۰- دما روی خط مرکزی صفحه‌ی بین محفظه گاز داغ و سیال خنک کاری

همانطور که این شکل نشان می‌دهد بیشترین مقدار دما در مرکز نازل همگرایی رخ داده و این مقدار به حدود ۲۱۰۰ درجه‌ی کلوین رسیده است.

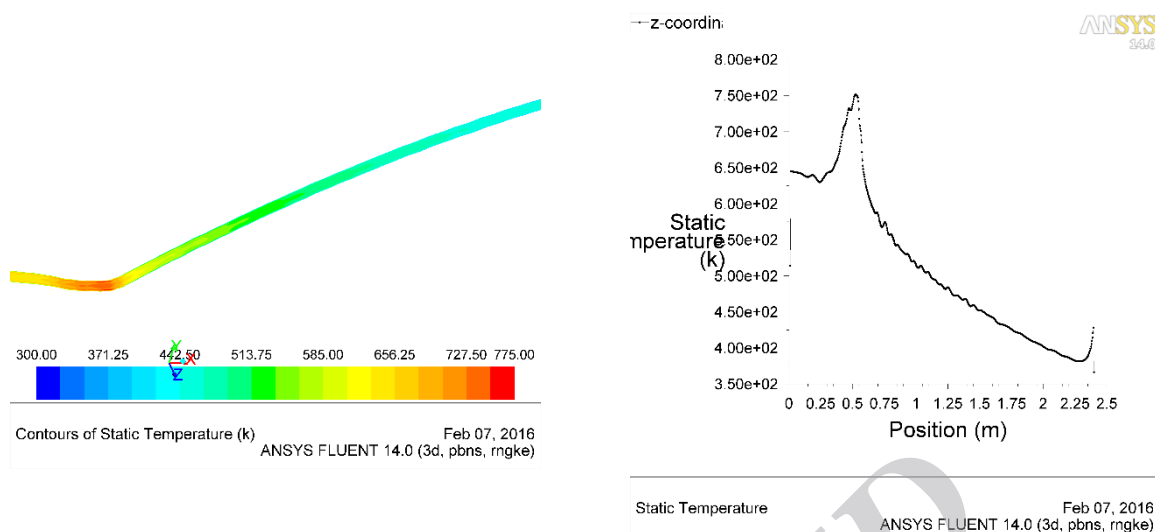
۹- کاهش شار به مقدار نصف

دیگر حالتی که در اینجا بررسی خواهد شد مربوط به حالتی است که مقدار شار، به نصف مقدار اولیه رسیده باشد. این شار اعمالی در شکل (۱۱) نشان داده شده است. همانطور که در شکل مذکور معلوم است مقدار شار در بیشترین مقدار به ۶۰ کیلو وات بر مترمربع رسیده است.



شکل ۱۱- شار حرارتی اعمال شده روی مرز متصل به منبع گرمایی (نازل پیشرانش)

با توزیع شار نشان داده شده در شکل قبل، مقدار دما در صفحه‌ی مشترک همانند شکل (۱۲) خواهد شد.



شکل ۱۲- دما روی خط مرکزی صفحه‌ی بین محفظه گاز داغ و سیال خنک کاری

۱۰- نتیجه‌گیری

در این مقاله تاثیر شار با افزایش و کاهش شار بر دمای دیواره محفظه احتراق بررسی شد. نتایج حاکی از آنست که با افزایش دوبرابری مقدار شار در مرز دما افزایش پیدا می‌کند اما این افزایش دما به مقدار دو برابری نیست و به علت ارتباط دمایی با محیط و عدم تغییر در دیگر شرط مرزها، دما به مقدار دو برابری افزایش پیدا نخواهد کرد و همچنین اگر مقدار شار در مرز کاهش پیدا کند به همین دلیل مقدار افت دما با این نسبت نخواهد بود. از این نمودار و یافتن تغییرات دمایی می‌توان نوع مواد بدنه را متناسب با دما بگونه‌ای انتخاب کرد که اولاً مقاومت لازم در برابر این حرارت را داشته باشد و ثانیاً نوع بدنه بگونه‌ای باشد که وزن اضافه‌ای به سیستم وارد ننماید.

مراجع

- ۱- امی، فتح‌اله. ۱۳۷۲. اصول مقدماتی و طراحی موشک سوخت مایع. انتشارات ماجد.
- ۲- سلیمانی، احمد و میر ساجدی، سید مهدی ۱۳۹۰ بررسی فرایند خنک کاری محفظه احتراق پیشران‌های فضایی سوخت مایع، مجله مهندسی مکانیک شماره ۸۰ سال بیستم، صفحه ۱۳ تا ۲۴.
- ۳- صنیعی نژاد، مهدی. ۱۳۸۸. مبانی جریان‌های آشفته و مدل‌سازی آنها. دانش نگار.
- ۴- عیسی‌خانی، محمد. ۱۳۸۱. شبیه‌سازی تأثیر پارامترهای هندسی و فیزیکی در خنک کاری به روش بازیابی. پایان‌نامه کارشناسی ارشد دانشکده فنی مهندسی دانشگاه تربیت مدرس.
- 5-Bejan, A. "Heat Transfer" Willey, New York 1993.
- 6- Huzel, k. & Huagng, H. "Design of Liquid Propellant Rocket Engines", National Aeronautics and Space Administration, Virginia, 1967.
- 7-M. H. Naraghi, Department of Mechanical Engineering, Manhattan College, Riverdale, NY 10471, A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines, AIAA-2004-3852.
- 8-M.J. Iqbal, N.A. Sheikh, H.M. Ali, S. Khushnood, M. Arif, "Comparison of empirical correlations for the estimation of conjugate heat transfer in a thrust chamber", -Life Science Journal 2012;9(4)pp.708-716
- 9- Patankar, Suhas. Numerical heat transfer and fluid flow. CRC press, 1980.
- 10-Sutton G., P., "Rocket Propulsion Elements", JOHN WILEY & SONS, INC., 6TH EDITION, 1992.
- 11-Traci, Richard M., John L.Farr, Tony Laganelli "A Thermal Management System Model for the NASA GTX RBCC Concept" NASA / CR - 2002 - 211587.

Analysis of the effect of flux penetrating the wall temperature in the Regenerative Cooling cryogenic Combustion chamber

Fateme Gholami *, Kouros Nekoufar

1. graduate student, *atiza_gholami64@yahoo.com*
2. Assistant Professor, Faculty, *nekoufar@iauc.ac.ir*

Abstract

Liquid rocket engine design, combustion due to high temperatures and high rates of heat transfer ($1\text{MW} / \text{m}^2$ to about $160\text{MW} / \text{m}^2$) of hot gases to the chamber walls, the cooling thrust chamber of the utmost importance. The thrust chamber cooling design, selection of appropriate methods, design and related topics thrust chamber cooling ducts, double glazing and thermal coating is very important. Liquid propellant engine in the wall of the combustion chamber and nozzle is necessary in order to prevent the failure of a cooling system used engine block resistance. Cooling the refrigerant recovery method (usually fuel) through channels for which it is embedded in the engine block and passed through the engine block reduces the temperature. Modeling and analysis of fluid flow channels in the engine cooling liquid propellant because of the high heat flux one of the most important and most challenging issue in the context of this type of engine. That's why in this article cooling channel recovery numerical simulation is a liquid propellant engine. The engine is fed with cryogenic cooling and cryogenic propellant as the cooling fluid is intended. to increase or decrease the amount of flux is not.

Key words: liquid propellant engine, the combustion chamber, cooling channel, cryogenic fuels, Regenerative Cooling.