International Congress on Science and Engineering
HAMBURG – GERMANY
March ۲۰۱۸

تأثیر نسبت اکسید کننده به سوخت بر روی پارامترهای طراحی سامانه خنک کاری محفظه تراست موتور موشکی سوخت مایع سرمازا

الیاس رضایی[۱]*، نوربخش فولادی[۲]، فاطمه قدیری مدرس[۳]

۱- کارشناس ارشد مهندسی مکانیک- تبدیل انرژی، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، اصفهان، ایران
۲- دانشیار مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، اصفهان، ایران
۳- استادیار مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، اصفهان، ایران

چکیده

در کار حاضر به طراحی خنک کاری بازیابی محفظه تراست موتورهای موشکی سوخت مایع سرمازا با استفاده از سوخت کراسین پرداخته شده است. از آنجایی که توسعه موتورهای موشکی سوخت مایع به سمت فشار محفظه احتراق بالاتر، سبب افزایش دمای گازهای احتراقی شده است، این امر به افزایش شار حرارتی از گازهای احتراقی، به دیواره منجر می گردد که نتیجه آن افزایش دمای دیواره محفظه احتراق است. 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 ازدست 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. کد طراحی مورد نظر با استفاده از نرم افزار matlab نوشته شده است همچنین علاوه بر انتقال حرارت جابجایی، انتقال حرارت تابشی کازهای احتراقی نیز در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته شده است که ضریب مولی گازهای احتراقی با استفاده از نرم افزار CEA بدست آمده است. نتایج نشان می دهد با افزایش نسبت سوخت شار حرارتی به همراه ضریب انتقال حرارت سیال خنک کننده افزایش می یابد همچنین با افزایش نسبت سوخت قطر لوله های خنک کاری کاهش و تعداد آن ها افزایش می یابد. علاوه بر این افزایش نسبت سوخت باعث افزایش سرعت ، دمای خروجی و افت فشار سیال در لوله های خنک کاری می شود.

واژه‌های کلیدی: محفظه احتراق، خنک کاری بازیابی، نسبت سوخت، انتقال حرارت تابشی، ضریب انتقال حرارت جابجایی، افت فشار

۱- مقدمه

حفاظت از جداره های محفظه و نازل موشک سوخت مایع در برابر گرمایش بیش از حد، اکسیداسیون و سایش حرارتی، یکی از مهم ترین و پیچیده ترین مشکلات صنایع موشکی به شمار می رود. در موتورهای موشک، محصولات احتراق دارای دماهای بالا ۳۵۰۰ تا ۴۵۰۰ کلوین، فشار ۱۵ مگا پاسکال و بالاتر و سرعت ۱۰۰۰ تا ۱۳۰۰ متر بر ثانیه می باشند، دماهای مذکور بالاتر از نقطه ذوب فلزات، آلیاژها و بسیاری از مواد نسوز می باشند. و حفاظت ناکافی می تواند به سرعت دیواره محفظه احتراق را تا دمای نزدیک به دمای گاز، گرم نماید که باعث تخریب محفظه خواهد شد. سرعت بالای محصولات احتراق همراه با دمای بالای آن موجب فرسایش سریع و شدید دیواره به خصوص ناحیه گلوگاه نازل می گردد. از طرف دیگر میزان تنش هایی که دیواره موتور موشکی می تواند تحمل کند کاملا به ضخامت آن بستگی دارد. لذا به نظر می رسد برای تحمل دما و