



اولین همایش ملی فناوری در مهندسی کاربردی باشگاه پژوهشگران جوان و نخبگان دانشگاه آزاد اسلامی (NCTAE2016)

واحد تهران غرب، 21 بهمن ماه 1395

تأثیر شار نفوذی حاصل از احتراق در موتورپیشران مایع MAScotte G2

هنگامه شهبازی¹، کورس نکوفر²

¹دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد تهران غرب، shahbazi_hengameh@yahoo.com

²ستاد یار، عضو هیأت علمی دانشگاه آزاد اسلامی، واحد چالوس، nekoufar@iauc.ac.ir

چکیده - در موتور پیشران مایع به دلیل شار حرارتی بالا، بررسی نحوه انتقال حرارت موجود در دیواره محفظه احتراق و شیبوره راکت‌های سوخت مایع به منظور طراحی کل مجموعه از اساسی‌ترین مقوله‌های لازم می‌باشد، دمای بالا احتراق و نرخ بالای انتقال حرارت از (1 MW/m^2) تا حدود (160 MW/m^2) در دیواره محفظه احتراق و نازل موتور پیشران یکی از مهم‌ترین و چالشی‌ترین موضوع در زمینه این نوع موتور هاست. به همین دلیل در این مقاله شار حرارتی متغییر با استفاده از کد نویسی محاسبه شده است و اثرات مطالعات پارامتری بر محفظه احتراق مورد بررسی قرار گرفته است. در نتیجه محاسبات کلی، مسائل انتقال حرارت صرف نظر از پیشرفت تکنولوژی کامپیوتری ثابت بوده است. اما با توسعه کامپیوتر حل عددی معادلات بقا در لایه مرزی محصولات احتراق در داخل محفظه پیشران مرسوم گردیده اما کماکان مدل‌های استفاده شده در ناحیه مبرد به واسطه پیچیدگی مسیر حرکت سیال سه بعدی بودن آن، اثرات ناحیه ورودی در مقاطع مختلف اغتشاش کامل و تغییر سطح جریان در طول مسیر متکی بر استفاده از فرمول‌های تجربی و نیمه تجربی بوده است. سپس کانال خنک‌کاری یک موتور پیشران مایع با سوخت متان مایع شبیه سازی عددی می‌شود. پس از بررسی نتایج، اثر برخی از پارامترهای تأثیرگذار از جمله اثر دما بر افت فشار و دمای دیواره مورد بررسی قرار می‌گیرد.

کلید واژه- موتور پیشران مایع، شار حرارتی، کانال خنک‌کاری، محفظه احتراق، متان مایع.

1- مقدمه

در موتورهای موشک، محصولات احتراق دارای دماهای بالا 3500 تا 4500 کلوین، فشار 15 مگا پاسکال و بالاتر و سرعت 1000 تا 1300 متر بر ثانیه می‌باشند، [1] دماهای مذکور بالاتر از نقطه ذوب فلزات، آلیاژها و بسیاری از مواد نسوز می‌باشند. [2,3] اختلاف دماهای بین سطوح جداره با وجود ضخامت کم آن‌ها می‌تواند به مقادیر زیادی برسد. 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 در ناحیه گلوگاه نازل می‌گردد. از طرف دیگر میزان تنش‌هایی که دیواره موتور موشکی می‌تواند تحمل کند کاملاً به ضخامت آن بستگی دارد. لذا به نظر می‌رسد برای تحمل دما و تنش‌های بسیار بالا بایستی دیواره موتور را از موادی 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 در صنایع هوافضا یک نقص محسوب می‌شود. از طرف دیگر تاکنون هیچ ماده‌ای یافت نشده که تا دماهای مذکور ذوب نشده و در عین 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. امروزه استفاده از فشارهای بسیار زیاد در راکت‌های مدرن باعث کوچک شدن نسبی موتورهای پیشران شده و به واسطه ازدیاد سرعت محصولات احتراق و کم شدن سطح انتقال حرارت سرعت جرمی گازهای حاصل انتقال و در پی آن ضریب انتقال حرارت