نشریه علمی- پژوهشی سوخت و احتراق
سال سیزدهم، شماره دوم، تابستان ۱۳۹۹

مطالعه عددی خنک‌کاری فیلمی در یک رانشگر فضایی

امیر مردانی[۱]*، امیر آقابیگی[۲]، محمدرضا معدنی[۳] و علیرضا رمضانی[۴]

۱- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، amardani@sharif.edu
۲- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران،aghabeige@ae.sharif.edu
۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، m.madani@ae.sharif.edu
۴- کارشناس ارشد، پژوهشکده سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، ramezani_a@alum.sharif.edu
* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۹/۱۹، دریافت آخرین اصلاحات۱۳۹۹/۱/۳، پذیرش: ۱۳۹۹/۱/۶)

چکیده: در این مقاله، به بررسی مدل‌سازی خنک‌کاری فیلمی یک موتور رانشگر فضایی ۱۰ نیوتنی برای دو حالت پروفیل دمایی پیش‌فرض دیواره و نیز لحاظ انتقال حرارت در داخل دیواره پرداخته شده است. مطالعه برای چهار نوع مدل فیلم گاز غیرواکنشی، فیلم گاز واکنشی، فیلم مایع غیرواکنشی و فیلم مایع واکنشی انجام شده است. برای مدل‌سازی واکنش‌های شیمیایی، مکانیزم شیمیایی برای مونو متیل هیدرازین و نیتروژن تتروکسید گردآوری و کاهش داده شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که مکانیزم توسعه داده‌شده با ۴۳ گونه شیمیایی و ۱۷۴ واکنش شیمیایی قابلیت مدل‌سازی تجزیه مونو متیل هیدرازین در لایه مرزی خنک‌شونده را دارد و دمایی با دقت ۵ درصد در مقایسه با سایر مراجع برای احتراق مونو متیل هیدرازین و نیتروژن تتروکسید پیش‌بینی می‌کند. برای مدل‌سازی جریان خنک‌کننده، در دو حالت مدل‌سازی فیلم گازی و فیلم مایع، لایه سوخت گازی در دمای تبخیر مربوط به فشار محفظه و یا جریان قطرات سوخت در دبی‌های گوناگون به سطح تزریق شده و پارامترهای انتقال حرارت به دیواره گزارش شده‌اند. بر روی دبی خنک‌کن مطالعه پارامتریک صورت گرفته و اثر آن بر خنک‌کاری بررسی شده است و پروفیل شار گرمایی محاسبه‌شده با پروفیل شار گرمایی حاصل از روابط تحلیلی مقایسه شده است. نتایج حاکی از آن است که برای خنک‌کاری در کامل‌ترین حالت مدل‌سازی (فیلم مایع واکنش‌دهنده) با تزریق ۱۰٪ سوخت به‌عنوان خنک‌کن، شار گلوگاه در حدود ۲۵٪ و با تزریق ۲۰٪ سوخت، در حدود ۴۸٪ قابل کاهش است. همچنین، نتایج نشان می‌دهد که برای حالتی که انتقال حرارت در ضخامت دیواره لحاظ شود، تزریق حدود ۲۰٪ سوخت نتیجه نزدیکی را به منحنی دمای تجربی دیواره به‌دست می‌دهد.

کلیدواژگان: خنک‌کاری، جریان دوفازی، فیلم خنک‌کن مایع، مونومتیل هیدرازین، رانشگرهای فضایی

مقدمه

در موتورهای سوخت مایع و رانشگرهای شیمیایی، دیواره‌های محفظه احتراق و نازل در تماس با گازهای ناشی از احتراق با دما و فشار بالایند که باعث ایجاد بارهای حرارتی شدید بر روی دیواره‌ها می‌شود. لذا، این سیستم‌ها نیازمند مکانیزم‌های خنک‌کاری ویژه‌اند. مکانیزم‌های خنک‌کاری به مجموعه تمهیداتی اطلاق می‌شود که برای جلوگیری از ذوب یا خراب‌شدن محفظه احتراق و نازل، به‌علت گرمای زیاد ناشی از احتراق، به‌کار گرفته می‌شوند[۲،۱]. هدف از خنک‌کاری این است که درجه حرارت دیواره، نه‌تنها تا حد ذوب‌شدن، بلکه تا حدی که در آن درجه حرارت فلز عملا خواص سازه‌ای مطلوب خود را ازدست می‌دهد، افزایش پیدا نکند. در بررسی بسیاری از آزمایش‌ها و تست‌های ناموفق موتورهای سوخت مایع و رانشگرهای فضایی یکی از علل مهم و اساسی در ناموفق‌بودن موتور عملکرد نامناسب سیستم خنک‌کاری و درنتیجه ایجاد گرادیان شدید دمایی بر روی دیواره است. این گرادیان باعث ذوب‌شدن دیواره و از کارافتادن موتور می‌شود. این موضوع اهمیت سیستم خنک‌کاری را به‌وضوح بیان

می‌کند[۳]. حرارت از طرف گاز به دیواره به دو روش جابه‌جایی و تشعشعی انتقال می‌یابد و اصلی‌ترین نقش را انتقال حرارت جابه‌جایی ایفا می‌کند. انتقال حرارت تشعشعی نسبت‌به انتقال حرارت جابه‌جایی درصد کمتری را به‌خود اختصاص می‌دهد، ولی برای تحلیل جامع‌تر می‌توان آن را درنظر گرفت. برای اینکه بتوان مقدار انتقال حرارت تشعشعی را درست محاسبه کرد، باید درجه حرارت گاز در قسمت‌های مختلف محفظه احتراق و نازل و قابلیت پراکندگی (انعکاسی) دیواره را درنظر گرفت. برای کاهش شار حرارتی به دیواره موتورهای سوخت مایع، از روش‌های مختلفی ازقبیل خنک‌کاری فیلمی، بازیابی حرارتی، تشعشعی و فناشونده استفاده می‌شود[۴].

خنک‌کاری فیلم مایع متداول‌ترین روش خنک‌کاری رانشگرهای شیمیایی دومولفه‌ای با نیروی پیشران پایین است. در روش انتقال حرارت فیلمی، فیلم خنک‌کننده، که عموما سوخت است، به‌وسیله انژکتورهای مجاور دیوار بر روی دیواره پاشیده می‌شود. این پاشش باعث ایجاد یک فیلم نازک پیوسته بین سطح دیوار و جریان گاز داغ می‌شود که از تماس مستقیم گازهای داغ با دیواره جلوگیری کرده و دمای سطح دیواره را کاهش می‌دهد[۵]. در صورتی که این فیلم مایع باشد، شار حرارتی، که به سمت دیواره‌ها می‌رود، باعث تبخیر فیلم مایع می‌شود. همچنین، وقوع واکنش‌های شیمیایی تجزیه‌ای در فیلم سوخت و در مجاورت دیواره نیز می‌تواند در خنک‌کاری نقش ایفا کند[۶]. از روش خنک‌کاری فیلمی در محفظه احتراق موتورهای توربینی و پره‌های توربین نیز استفاده می‌شود.

مدل‌سازی خنک‌کاری براساس اطلاعات مرجع [۷] (شکل ۱) به سه نحو متداول است. در نوع اول، که مدل گاز فشرده[1] است، فیلم گازی در فشاری متناظر با فشار محفظه به داخل محفظه تزریق و اثر خنک‌کاری آن بر روی دیواره محفظه مشاهده می‌شود. در مدل دوم، فیلم مایع بر روی دیواره تزریق و بر اثر دمای محفظه و پدیده تبخیر، به گاز تبدیل شده و عمل خنک‌کاری را انجام می‌دهد. در حالت سوم، مدل‌سازی خنک‌کاری فیلمی از طریق پاشش قطرات به دیواره و مدل‌سازی لایه متحرک قطرات بر روی دیواره صورت می‌گیرد که در اثر دمای محفظه تبخیر و محفظه را خنک‌کاری می‌کند.

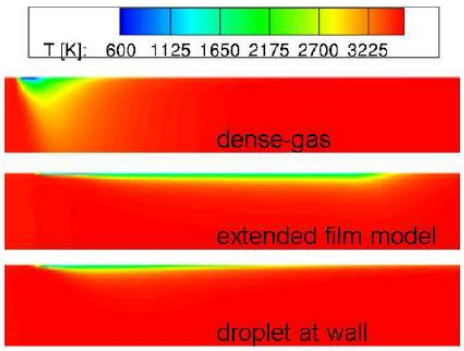

Figure 1- Different models for heat flux calculations [7]

شکل ۱- مدل‌های متداول برای محاسبه شار حرارتی ناشی از خنک‌کاری فیلمی[۷]

بر روی خنک‌کاری فیلمی رانشگرها کارهای تجربی و عددی متعددی با جزئیات مختلف در مورد واکنش‌های شیمیایی و جریان فیلم چندفازی، اعماز گازی سرد (غیرواکنشی)، گازی واکنشی، چندفازی غیرواکنشی و چندفازی واکنشی، در گذشته انجام شده است. در این میان، بر روی شرایط مختلف کارکرد (دبی و نسبت هم‌ارزی) رانشگرهای هم‌خانواده هدف پژوهش جاری آزمون‌های تجربی گسترده‌ای انجام شده است و عملکرد حرارتی دلخواه طراحان در آزمون‌های زمینی به اثبات رسیده است[۸-۱۰]. نتایج تجربی و عددی در مورد خنک‌کاری فیلمی نشان می‌دهد که این پدیده در راکت‌های با فشار محفظه بالا فرایند پیچیده‌ای است و نرخ تبخیر مایع و یا ورود قطرات آن به فضای رانشگر به پایداری لایه خنک‌کار و اندرکنش امواج

1. Dense gas

گسترش‌یابنده در آن با میدان جریان درون محفظه بستگی دارد[۱۱]. ژانگ و همکاران[۱۲-۱۴] اثر خنک‌کاری فیلم یک‌بعدی را در یک رانشگر دوبعدی بررسی کرده و نشان دادند که مدل‌سازی انجام‌شده قابلیت محاسبه شار گرمایی و دمای دیواره را دارد. مقایسه شار گرمایی محاسبه‌شده در این مرجع با روابط تحلیلی نشان می‌دهد که با فرض توزیع شیمیایی تعادلی در مرز ورودی، نتایج انتقال حرارت برای نواحی که در آن‌ها احتراق کامل شده است (گلوگاه و نازل) از دقت مناسبی برخوردار است. بتی و همکاران[۱۵] در شبیه‌سازی‌های خود نشان داده‌اند که می‌توان اثرات پاشش انژکتور بر خنک‌کاری را در نواحی پایین‌دست ورودی از طریق ورود لایه فیلم خنک‌کار به‌صورت موازی با دیواره مدل‌سازی کرد. مورل[۱۶]، در تحقیقات خود در ناسا، از آب، آمونیاک و الکل برای خنک‌کاری فیلمی استفاده کرد و نشان داد که با استفاده ۵ تا ۱۵ درصد سوخت برای خنک‌کاری، ضربه ویژه راکت‌های بررسی‌شده کمتر از ۴ درصد (به‌سبب فاصله‌گرفتن از نسبت هم‌ارزی طراحی در ناحیه ابتدای محفظه) افت می‌کند. گریسون[۱۷] در تحقیقات تجربی نشان داد که مدل یک‌بعدی برای مدل‌سازی فیلم خنک‌کار مایع مناسب است، اما گسترش امواج در لایه خنک‌کار می‌تواند بازدهی آن را در دبی‌های بالا کاهش دهد. هاگلر و همکاران[۱۸،۱۹]، در شبیه‌سازی خنک‌کاری فیلمی، احتراق محفظه را با مکانیزم شیمیایی کلی مورد بررسی قرار دادند و نشان دادند که تطبیق مناسبی با نتایج تجربی برای دمای دیواره داخل محفظه با کمک این روش قابل دستیابی است. میراندا و همکاران[۲۰] در بررسی خنک‌کاری فیلمی از تزریق فیلم خنک‌کار به‌طور موازی با محفظه استفاده کرده‌اند و به این نتیجه رسیده‌اند که بررسی نسبت سرعت بهینه فیلم خنک‌کار به جریان آزاد می‌تواند برای ممانعت از گسترش امواج ناپایداری در آن موثر باشد. غالب این تحقیقات محدود به یک مدل‌سازی ساده فیلم خنک‌کار و بدون لحاظ وقوع واکنش‌های شیمیایی اولیه در آن بوده و از مکانیزم‌های شیمیایی کلی برای بررسی اثر سینتیک شیمیایی بر خنک‌کاری استفاده کرده‌اند، هرچند وقوع واکنش‌های تجزیه‌ای اهمیت لحاظ‌کردن مکانیزم‌های شیمیایی جزئی را بیشتر نشان می‌دهد. در این مقاله، بر روی رفتار فیلم خنک‌کاری تمرکز شده است. در همین راستا، فیلم خنک‌کار در چهار حالت مختلف فیلم گازی بدون واکنش شیمیایی (سرد)، با واکنش شیمیایی (گرم)، فیلم مایع بدون واکنش شیمیایی (سرد) و با واکنش شیمیایی (گرم) مدنظر قرار گرفته است. از مطالعه این حالت‌ها اثر هرکدام از پدیده‌های واکنش و تبخیر بر روی خنک‌کاری به‌صورت مجزا مشخص می‌شود. فیلم خنک‌کننده توسط انژکتورهای مجاور دیواره بر روی سطح محفظه احتراق پاشیده می‌شود و در حالت مایع بر اثر شرایط محفظه پس از مدتی به‌صورت گاز در می‌آید. بررسی عددی و تحلیلی رفتار فیلم خنک‌کننده گازی و مایع در دو حالت واکنشی و سرد و تخمین اثر خنک‌کاری بر میزان شار حرارتی به دیواره رانشگر و دمای آن از اهداف این تحقیق‌اند.

مدل‌سازی

رانشگر مورد مطالعه در مقاله جاری مشخصاتی مشابه رانشگر فضایی ۱۰ نیوتنی نسبت داده‌شده به ایرباس[۹] را دارد و اطلاعات تجربی منتشرشده برای رانشگر نیز مورد استفاده قرار گرفته است. شکل ۲ هندسه و میدان محاسباتی رانشگر و شبکه منظم تولیدشده بر روی آن را نمایش می‌دهد. همان‌گونه که مشخص است، هندسه مورد نظر از محفظه احتراق، نازل و ناحیه پایین‌دست (برای شبیه‌سازی گازهای خروجی[1]) تشکیل شده است. با گذار مواد پیشران به انژکتورها و احتراق در محفظه نشان داده‌شده، تولید گاز در فشار و دمای بالا صورت می‌گیرد. گاز اشاره‌شده در مسیر خروجی از گلوگاه و نازل شتاب گرفته و به سرعت‌های ماوراء صوت می‌رسد.

برای تحقیق کنونی از مش سازمان‌یافته در داخل محفظه و نازل و برای خارج از نازل (گازهای خروجی) از شبکه بی‌سازمان از نوع چهارگوش بهره برده شده است. با توجه به اینکه تعداد زیادی معادلات شیمیایی بر روی شبکه در هر تکرار حل می‌شود، از یک شبکه با تعداد ۵۹۰۰۰ سلول چهاروجهی برای محاسبات استفاده شده است. انتخاب این شبکه پس از

1. Plume

مطالعه بر روی شبکه با اندازه‌های ۹۶۰۰۰، ۱۵۱۰۰۰ و ۲۰۲۰۰۰ سلول چهاروجهی صورت گرفته است که در ادامه نتایج آن ارائه خواهد شد. شکل ۳ نشان‌دهنده شبکه تولیدشده در داخل گلوگاه رانشگر است که تراکم بالای شبکه در نواحی نزدیکی دیواره‌ها به‌دلیل استفاده از شبکه لایه مرزی را نشان می‌دهد.

برای اعمال شرایط مرزی، در ورودی جریان محفظه و ورودی فیلم گاز خنک‌کار دبی جرمی (مقدار نامی پیشران برابر ۳/۵ g/s است که مقدار خنک‌کن از آن کسر می‌شود) مشخص شده است. ضخامت ورودی فیلم خنک‌کننده بر مبنای اطلاعات تجربی ۰/۱۲ mm درنظر گرفته شده است. در خروجی، فشار نزدیک به خلا (۱۰۰ pa) مشخص شده است. برای دیواره‌ها دمای پروفیل منطبق بر نتایج تجربی شکل ۴ از مرجع [۲۱] و شرط عدم لغزش اعمال شده است. سوخت و اکسنده مونو متیل هیدرازین و نیتروژن تتروکسید با دبی جرمی کلی سوخت برابر با ۳/۵ g/s و نسبت اکسنده به سوخت برابر ۱/۶ است. علاوه‌بر فرض پایا و تقارن محوری‌بودن جریان، فرض شده است که جریان پیشران ورودی به محفظه شامل محصولات احتراق در حالت تعادل شیمیایی در شرایط آدیاباتیک و فشار ۹ bar (جدول ۱) است. از خواص مونو متیل هیدرازین، که سوخت مورد نظر است، در فاز گازی و مایع برای مدل‌سازی لایه خنک‌کننده بهره برده شده است[۲۲].

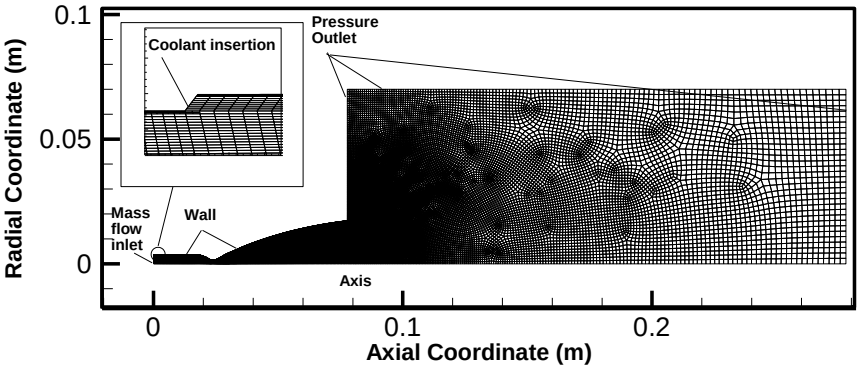

Figure 2- Structured grid used in this study

شکل۲- مدل هندسی و نمای شبکه تولیدشده برای محفظه و نازل

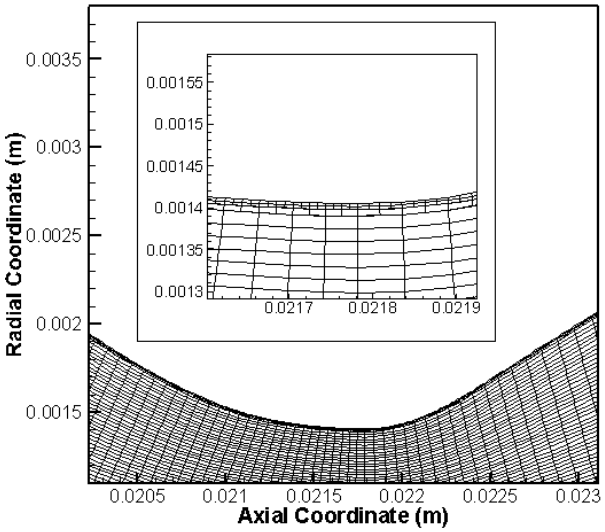

Figure 3- Structured grid used in the throat region

شکل۳- شبکه ایجادشده در ناحیه گلوگاه رانشگر

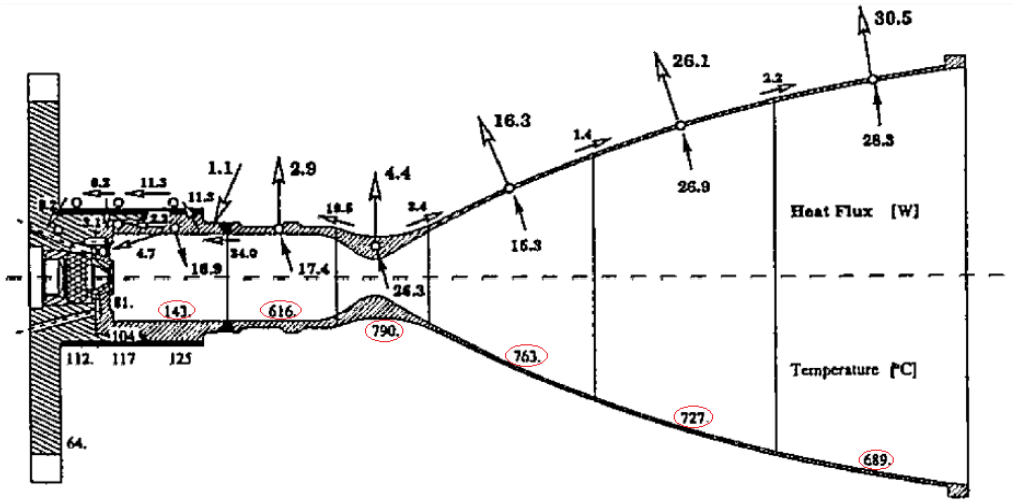

Figure 4- The temperature profile of the thruster used in CFD solver [21]

شکل ۴- توزیع دمای (اعداد نوشته‌شده بر روی دیواره پایین در دایره‌های قرمز) دیواره داده‌شده به نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی با کمک UDF از روی دمای متناظر رانشگر[۲۱]

جدول ۱- گونه‌های شیمیایی تعادلی مرز ورودی

Table 1- Chemical composition at inlet from equilibrium assumption

Species	Mole Fraction
CO	0.13
CO2	0.037
H	0.02
H2	0.154
H2O	0.331
N2	0.314
OH	0.016

برای محاسبات کنونی، معادلات بقای جرم، بقای تکانه، بقای انرژی، معادله انتقال گونه‌های شیمیایی و نیز تولید و اضمحلال اغتشاش در میدان محاسباتی حل می‌شوند و نرم‌افزار تجاری حجم-محدود[1] انسیس فلوئنت ۱۸ برای انجام محاسبات دینامیک سیالات محاسباتی به‌کار رفته است. همبستگی کامل معادلات فشار و سرعت و روش‌های گسسته‌سازی مرتبه دوم در این پژوهش استفاده شده‌اند.

برای فاز پیوسته معادله پیوستگی حل‌شده به شکل زیر است[۲۳]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = S_m \quad (۱)$$

که در آن ρ چگالی سیال، V بردار سرعت، t زمان و S_m عبارت چشمه حاصل از تبخیر یا هر منبع تولید جرم تعریف‌شده دیگر است. در محاسبات انتقال گونه‌های شیمیایی، معادله بقای جرم گونه‌ها به شکل زیر استفاده شده است[۲۳]:

$$\frac{\partial (\rho Y_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V Y_i) = -\nabla \cdot J_i + R_i + S_i \quad (۲)$$

که در آن Y_i نسبت جرمی گونه i ، J_i شار نفوذ جرمی گونه i (حاصل از گرادیان نسبت جرمی و دما)، R_i نرخ تولید گونه i توسط واکنش‌های شیمیایی و S_i نرخ تولید گونه i از تبخیر فاز گسسته و یا منابع دلخواه دیگر است.

معادله بقای تکانه حل‌شده برای گاز در یک دستگاه اینرسی به شکل زیر قابل بیان است[۲۳]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla \cdot (\rho V V) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + \rho g + F \quad (۳)$$

1. Finite Volume

که در آن p فشار استاتیک، g شتاب گرانشی، F نیروی گرانشی، نیروی بدنی و یا نیروی دلخواه دیگر است و τ تنسور تنش است.

$$\tau = \mu(\nabla V + \nabla V^T - \frac{2}{3}\nabla \cdot VI) \quad (۴)$$

در این رابطه I تنسور همانی است.

در تحقیق کنونی از روش متوسط‌گیری جرمی معادلات ناویراستوکس[1] برای مدل‌سازی آشفتگی جریان استفاده شده است. بررسی رفتار فیلم خنک‌کار با استفاده از مدل اغتشاشی انتقال تنش برشی[2] انجام گرفته که دقت بالایی در فواصل مختلف از دیواره دارد و معادلات انتقالی آن به شکل زیر قابل بیان است[۲۳]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}\right) + G_k - Y_k + S_k \quad (۵)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (۶)$$

در این معادلات، k انرژی جنبشی آشفتگی، ω نرخ اضمحلال ویژه آشفتگی، G_k عبارت تولید انرژی جنبشی آشفتگی توسط گرادیان سرعت متوسط و G_ω نرخ تولید نرخ اضمحلال ویژه آشفتگی، Γ_k و Γ_ω ضرایب نفوذ موثر k و ω و درنهایت Y_k و Y_ω نرخ ازبین‌رفتن k و ω در اثر آشفتگی‌اند. D_ω عبارت دیفیوژن حاصل از اتصال همزمان دو مدل $k-\omega$ و $k-\varepsilon$ در مدل SST و ناشی از توابع ترکیب این دو مدل است. S_k و S_ω عبارات چشمه مورد نظر کاربرند.

برای مدل‌سازی احتراق از مدل مفهوم اضمحلال گردابه[3] بهره برده شده است که در آن فرض می‌شود واکنش در بخش کوچکی از هر سلول، که در آن اختلاط ملکولی رخ می‌دهد، انجام شود. در این مدل، این ساختارهای ریز نسبت ξ^3 از دامنه محاسباتی را تشکیل می‌دهند[۲۳] که در آن:

$$\xi = \left(\frac{3C_{D2}}{4C_{D1}^2}\right)^{\frac{1}{4}} \left(\frac{\nu\varepsilon}{k^2}\right)^{\frac{1}{4}} \quad (۷)$$

در این رابطه، C_{D1} و C_{D2} ضرایب ثابت ، ε نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفتگی و ν ضریب لزجت سینماتیک است.

نرخ اختلاط ملکولی از انتقال جرم میان ساختار ریز و فضای اطراف آن به‌دست می‌آید که مقیاس زمانی آن در این روش به شکل زیر تخمین زده می‌شود[۲۳]:

$$\tau = \left(\frac{C_{D2}}{3}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\nu}{\varepsilon}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (۸)$$

در طی این مقیاس زمانی روابط سینتیک شیمیایی و فرض راکتور PSR[4] نرخ واکنش را در ساختار ریز تعیین می‌کنند[۲۳]:

$$R_i = \frac{\rho \xi^2}{\tau} \frac{Y_i^* - Y_i}{1 - \xi^3} \quad (۹)$$

در این رابطه، کمیت‌های دارای ستاره مربوط به ساختار ریز و کمیت‌های بدون ستاره مربوط به متوسط ساختار ریز و فضای اطراف آن است.

برای مدل‌سازی قطرات مایع پاشیده‌شده به دیواره از مدل فاز گسسته[5] استفاده شده است که در آن برای قطرات معادلات حرکت لاگرانژی حل می‌شوند. همزمان با تکرارهای مربوط به حل معادلات فاز پیوسته، معادله تکانه زیر برای فاز گسسته حل می‌شود[۲۳]:

$$\frac{du_p}{dt} = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} \frac{C_D Re}{24}(u - u_p) + \frac{g(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F \quad (۱۰)$$

1. Reynolds Averaged Navier Stokes
2. Shear Stress Transport
3. Eddy Dissipation Concept
4. Perfectly Stirred Reactor
5. Discrete Phase Model

که در آن، u_p بردار سرعت ذرات فاز گسسته، u بردار سرعت فاز پیوسته، ρ_p چگالی ذرات فاز گسسته، C_D ضریب پسا، d_p قطر ذرات فاز گسسته، μ لزجت دینامیکی سیال فاز پیوسته و F نیروی دلخواه دیگر است. رینولدز درنظر گرفته‌شده به‌صورت نسبی است و به شکل زیر محاسبه می‌شود[۲۳]:

$$Re = \frac{\rho d_p |u_p - u|}{\mu} \quad (۱۱)$$

برای مدل‌سازی شرایط دیواره دوفازی از روش جت دیواره[1] نرم‌افزار استفاده شده است. این شرط بیشتر مناسب حالت‌هایی است که دمای دیواره جامد بالاست و نزدیک‌ترین لایه مجاور آن تبخیر می‌شود[۲۳]. مدل شرط مرزی جت دیواره بازه‌ای از زوایای بازتاب و سرعت‌های متناظر را برای قطره‌ای که به دیواره برخورد می‌کند، پیش‌بینی می‌کند. براساس اینکه این قطرات با چه شرایطی به دیوار برسند، می‌توانند به آن بچسبند و یا بازتاب داده شوند. در این روش، برای تخمین ضخامت حاصل از جمع‌شدن قطرات روی دیواره از آنالوژی برخورد جت غیرلزج با دیواره استفاده می‌شود و توزیع این متغیر برحسب زاویه Ψ (نشان داده‌شده در شکل ۵) از رابطه تحلیلی زیر به‌دست می‌آید[۲۳]:

$$H(\Psi) = H_\pi e^{\beta\left(1-\frac{\Psi}{\pi}\right)} \quad (۱۲)$$

که در آن، H_π مقدار ضخامت قطرات در جهت $\Psi = \pi$ است. توزیع زاویه Ψ با کمک تحلیل احتمال از رابطه زیر به‌دست می‌آید[۲۳]:

$$\Psi = -\frac{\pi}{\beta} ln\left[1 - P(1 - e^{-\beta})\right] \quad (۱۳)$$

که در آن، P عدد تصادفی با توزیع یکنواخت در بازه [۰-۱] است و β برحسب زاویه $\emptyset$ (نشان داده‌شده در شکل ۵) از رابطه زیر محاسبه می‌شود[۲۳]:

$$\sin(\emptyset) = \frac{e^\beta + 1}{(e^\beta - 1)(1 + \left(\frac{\pi}{\beta}\right)^2)} \quad (۱۴)$$

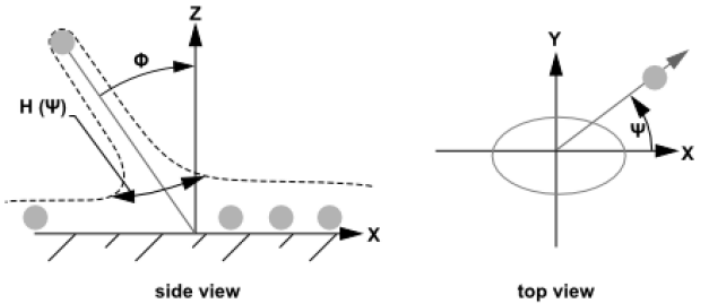

Figure 5- "Wall Jet" Boundary Condition for the Discrete Phase [23]

شکل ۵- شرط مرزی جت دیواره برای فاز گسسته[۲۳]

قطر متوسط قطرات تزریق‌شده برای سوخت با استفاده از روابط مرجع [۲۴] برابر μm ۳۷ و زاویه پاشش ۵۵ درجه تخمین زده شده است. با درنظرگرفتن این مقادیر، به‌عنوان مقادیر متوسط قطر قطرات، برای توزیع قطر قطرات حول مقادیر متوسط از توزیع روزین-رملر[2] استفاده شده است. برای مدل‌سازی صحیح تبخیر قطرات و همچنین دمای تزریق خنک‌کن گازی، مقدار فشار بخار در دماهای گوناگون با کمک روابط تحلیلی مرجع [۲۵] تخمین زده شده است. شکل ۶ مقدار فشار بخار مونومتیل هیدرازین را برحسب دمای کاهش‌یافته آن نشان می‌دهد. برای تولید این نمودار از روابط تحلیلی ریدل[3] [۲۵]

1. Wall jet
2. Rosin Rammler
3. Riedel

استفاده شده است و با اطلاعات تجربی مرجع [۲۲]، در بازه‌ای که اطلاعات اندازه‌گیری‌شده منتشر شده بود، مقایسه شده است بر اساس این نمودار، دمای تبخیر مونومتیل هیدرازین تزریقی در فشار محفظه در حدود K ۴۲۰ است.

این مقاله به نتایج حاصل از پنج حالت مدل‌سازی لایه خنک‌کن می‌پردازد که دو حالت اول و دوم آن گازی (واکنشی و واکنش غیرفعال) و دو حالت سوم و چهارم آن مایع (واکنشی و واکنش غیرفعال) است. مدل‌سازی واکنش‌ها از طریق یک مکانیزم شیمیایی جزئی توسعه‌داده‌شده صورت می‌گیرد (پیوست ۱) که انرژی مورد نیاز واکنش‌های تجزیه‌ای در لایه مرزی را با جزئیات گونه‌های شیمیایی لحاظ می‌کند. در حالت گازی، فیلم سرد یا واکنشی در دمای تبخیر مربوط به فشار محفظه تزریق شده و یک لایه میانی بین گاز حاصل از احتراق و دیواره ایجاد می‌کند که به کاهش گرادیان دما و شار حرارتی به دیواره می‌انجامد. برای حالت مایع، قطرات مایع (شکل ۱) به شکل فاز جداگانه تزریق شده و برای حالت واکنشی، واکنش‌های گازی و تبخیر قطرات همزمان در خنک‌کاری نقش ایفا می‌کنند.

در حالت پنجم مدل‌سازی، خنک‌کاری در حالت درنظرگرفتن انتقال حرارت هدایت در ضخامت دیواره رانشگر نیز مدل شده است. برای این حالت، با درنظرگرفتن انتقال حرارت هدایت در داخل دیواره رانشگر و انتقال حرارت از گاز به دیواره رانشگر، توزیع دما در راستای ضخامت دیواره به‌دست می‌آید. با توجه به اینکه تست‌های مربوطبه رانشگر مورد نظر در خلا انجام می‌گیرد، برای مرز بیرونی دیواره جامد تنها انتقال حرارت تشعشعی با مقدار ضریب ساطع‌کنندگی ۰/۱۵ درنظر گرفته شده است. همچنین، جنس دیواره رانشگر از پلاتین درنظر گرفته شده است. شکل ۷ شبکه تولیدشده برای دیواره و مجرای سیال را نشان می‌دهد. از طریق این شبکه، معادلات انرژی دیواره و سیال درون آن به‌صورت باهم حل شده و برای انتقال حرارت در مرز دیواره شرایط تعیین می‌شود. جدول ۲ حالت‌های درنظر گرفته‌شده در مقاله جاری را در خود دارد.

جدول ۲- حالت‌های درنظر گرفته‌شده برای خنک‌کاری

Table 2- Considered film cooling situations

Case ID	Model type	Percent of fuel used as coolant
1	Non-reactive gas	20%
2	Reactive gas	20%
3	Non-reactive liquid	20%
4	Reactive liquid	20%, 10%, 5%, no coolant
5	Reactive liquid + solid conduction	25%, 20%, 10%, 5%

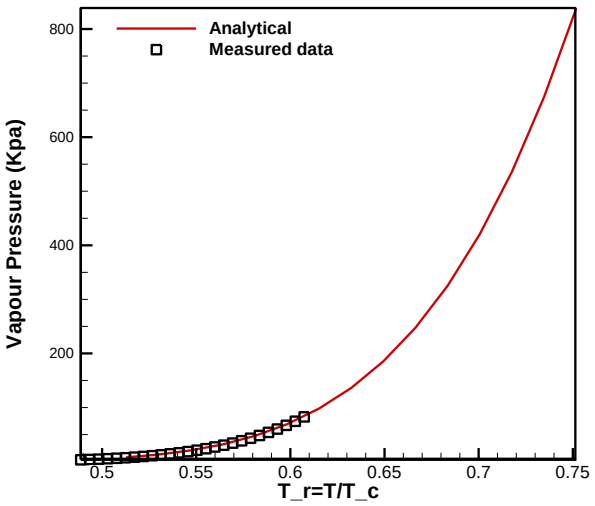

Figure 6- Analytical computation of the MMH vapour pressure at different temperatures

شکل ۶- محاسبه مقدار فشار بخار در فشار محفظه از طریق روابط تحلیلی[۲۵] و مقایسه با اندازه‌گیری تجربی مرجع [۲۲]

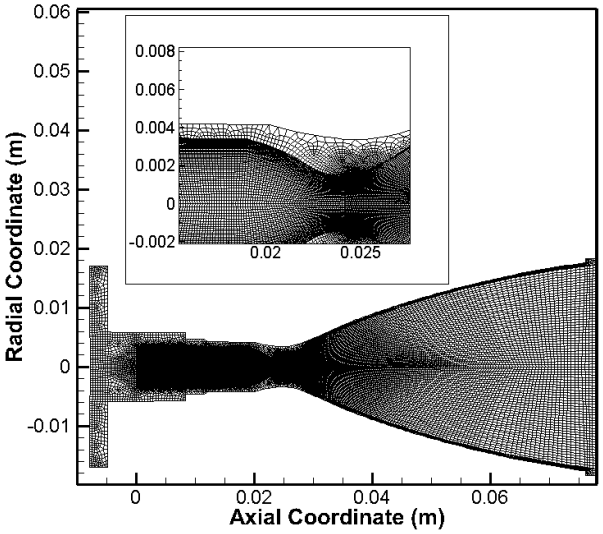

Figure 7- Used grid for the solid parts and gas flow inside the thruster

شکل ۷- شبکه تولیدشده برای دیواره فلزی و مجرای سیال داخلی

در این پژوهش، شرایط مرزی ذیل، با توجه به فیزیک مسئله و مطالعات مشابه[۱۴]، بر طبق شکل ۲، اعمال شده است:

- شرط مرزی لایه خنک‌کار

- حالت گازی (دبی جرمی ورودی[1]): فیلم خنک‌کننده مونومتیل هیدرازین (MMH) با درصدهای ۰، ۱۰ و ۲۰ از کل دبی جرمی سوخت و با دمای تبخیر در فشار محفظه (۴۲۰ K) وارد محفظه احتراق می‌شود.
- حالت مایع (مدل فاز گسسته[2]): فیلم خنک‌کننده (MMH) با استفاده از شرط مرزی دیواره جت دیواره از زیرمجموعه مدل DPM، با درصدهای ۰، ۱۵ و۲۰ از کل دبی جرمی سوخت، میانگین قطر قطرات μm ۳۲ و با دمای ۳۰۰ K از نزدیکی دیواره به آن پاشیده می‌شود.

- شرط مرزی ورودی سیال‌کاری محفظه

- ورودی جرم گاز دارای تعادل شیمیایی: این ناحیه ورودی اصلی محفظه احتراق است و گونه‌های شیمیایی تعادلی حاصل از ترکیب سوخت و اکسنده در دمای تعادلی ۳۰۵۰ K و فشار ۹ bar وارد محفظه احتراق می‌شوند.

- شرط مرزی خروجی

- فشار خروجی: در این مرز (شکل ۲) فشار نزدیک به خلا (۱۰۰pa) و دما ۳۰۰ K است.

- شرط مرزی دیواره

- پروفیل دمای دیواره: در حالتی که انتقال حرارت در داخل دیواره مدل‌سازی نمی‌شود، توزیع دمای تجربی (شکل ۴) برای دیواره درنظر گرفته می‌شود و تشعشع از گاز داغ به دیواره در نرم‌افزار اعمال شده است.
- تشعشع: برای حالتی که انتقال حرارت در دیواره مدل شده است، با توجه به اینکه آزمون‌های رانشگر در خلا انجام می‌پذیرد، شرط مرزی تشعشع (با ضریب ساطع‌کنندگی ۰/۱۵) به بیرون برای دیواره درنظر گرفته شده است.

- شرط تقارن محوری

- محل محور در شکل ۲ نشان داده شده است.

1. Mass flow inlet
2. Discrete Phase Model (DPM)

مکانیزم‌های شیمیایی

مدل‌سازی صحیح واکنش‌های مخلوط گازی حاصل از احتراق MMH و N_2O_4 نیازمند مدل‌سازی همزمان تعداد زیادی واکنش‌های شیمیایی (بیش از چهارصد واکنش شیمیایی) است[۲۶-۲۸]. حل همزمان این معادلات شیمیایی بر روی هزاران سلول دینامیک سیالات محاسباتی متصل با معادلات حاکم بر سیال در زمان‌های معمول بسیار پرهزینه است. به این منظور، محققین روش‌هایی برای کاهش تعداد معادلات شیمیایی پیشنهاد کرده‌اند که می‌تواند، برحسب اینکه کدام پدیده‌های فیزیکی برای کاربران مهم باشد، تعداد معادلات را کاهش دهند و واکنش‌های کم‌اهمیت‌تر را حذف کنند.

برای تحقیق کنونی نیاز به مدل‌سازی صحیح واکنش‌های لایه مرزی خنک‌کن، دمای احتراق و زمان تاخیر در اشتعال است. به این منظور، واکنش‌های مورد استفاده از منابع مرتبط[۲۶-۲۸] جمع‌آوری و به‌وسیله نرم‌افزار کمکین کاهش داده شده است[۲۹] (پیوست ۱). برای کاهش مکانیزم در این تحقیق از روش DRGEP[1] استفاده شده است که بین هر دو گونه شیمیایی از مکانیزم مادر یک ارتباط برقرار می‌کند و گونه‌هایی که برای تولید یک گونه دیگر مهم‌اند را تا پایان فرایند کاهش مکانیزم نگه می‌دارد. مکانیزم شیمیایی اصلی در این پروژه، که از آن مکانیزم کاهش‌یافته تولید شده است، یک مکانیزم شامل ۹۶ گونه شیمیایی و ۳۸۰ واکنش شیمیایی بوده است. در این راستا، به عنوان ورودی بسته نرم افزاری طراحی مکانیزم، برای زمان تاخیر در شعله و دمای احتراق مقدار حساسیت ۵٪ تنظیم شده است. با این میزان حساسیت، روش کاهش مکانیزم اشاره‌شده در بهینه‌ترین حالت، مکانیزم شیمیایی شامل ۴۳ گونه شیمیایی و ۱۷۳ واکنش شیمیایی (ارائه‌شده در پیوست ۱) را برای بازتولید زمان تاخیر در اشتعال و دمای حاصل از احتراق مکانیزم مادر پیشنهاد کرده است. شکل ۸ نتایج حاصل از مکانیزم‌ها را برای راکتور حجم ثابت مرجع [۲۶] تا [۲۸] مقایسه کرده است که نتایج نزدیکی را برای دما و زمان تاخیر در اشتعال نشان می‌دهد. مراجع اشاره‌شده دارای واکنش‌های جداگانه برای تجزیه مونومتیل هیدرازین و اکسایش محصولات حاصل از تجزیه آن هستند.

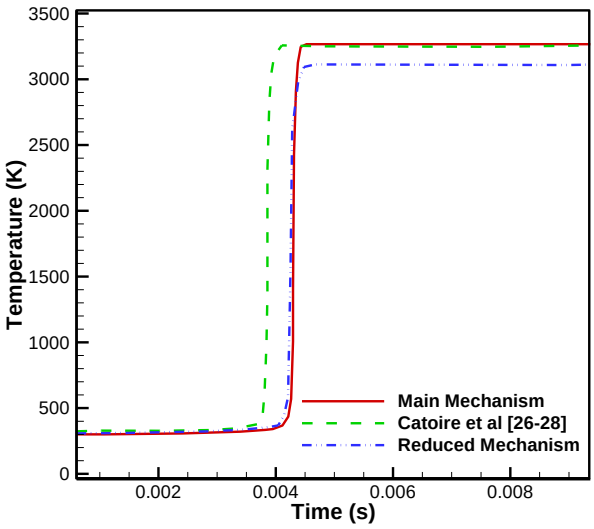

Figure 8- Temperature evolution and ignition delay time of the main and reduced mechanisms [26, 28]

شکل ۸- مقایسه پیش‌بینی دما و زمان تاخیر در جرقه مکانیزم اصلی و ساده‌شده برای احتراق راکتور حجم ثابت مراجع [۲۶] و [۲۸]

تحلیل نتایج

در این بخش، پیش از تحلیل اثر میزان خنک‌کن بر روی عملکرد خنک‌کاری، برای صحت‌سنجی نتایج، به مقایسه شار محاسبه‌شده با روابط نیمه‌تحلیلی (تحلیلی-تجربی) پرداخته می‌شود. سپس، اثرات تغییر دبی خنک‌کن بر روی شار حرارتی و

1. Directed Relation Graph with Error Propagation

دمای دیواره در دو نوع مدل‌سازی مجزا بررسی می‌شود. در نوع اول مدل‌سازی، توزیع تجربی دمای دیواره (آورده‌شده در شکل ۴ از مرجع [۲۲]) به نرم‌افزار داده شده و شار گرمایی به دیواره رانشگر بررسی می‌شود. در مدل‌سازی دوم، معادلات انتقال حرارت گاز و دیواره به‌صورت همزمان حل شده و دمای دیواره مورد بررسی قرار می‌گیرد.

مقایسه با رابطه نیمه‌تحلیلی بارتز و اثر اندازه شبکه

برای این منظور، از رابطه تحلیلی-تجربی بارتز[۳۰] استفاده می‌شود که با فرض ثابت‌بودن عدد پرانتل و ضریب گرمای ویژه فشار ثابت در لایه مرزی و شبه‌یک‌بعدی‌بودن جریان به‌دست آمده است و شکل زیر را دارد:

$$q_w = \left[\frac{0.0225}{D_*^{0.2}}\left(\frac{\mu_0^{0.2}c_p}{\mathrm{Pr}^{0.6}}\right)\left(\frac{p_0 g}{c^*}\right)^{0.8}\left(\frac{D_*}{r_c}\right)^{0.1}\right]\left(\frac{A_*}{A}\right)^{0.9}\sigma\left(T-T_w\right) \qquad (۱۵)$$

متغیرهای به‌کار برده‌شده در جدول ۳ توضیح داده شده‌اند.

جدول ۳- متغیرهای به‌کار برده‌شده در رابطه تحلیلی شار گرمایی

Table 3- Variables in the Bartz equation

Variable	Description
q_w	Heat flux
σ	Viscosity and density correction factor
r_c	Radius of curvature at throat (in)
c^*	Characteristic velocity of the thrust chamber ($\mathrm{ft/s}$)
D_*	Throat diameter (in)
A	Cross section area (in^2)
A_*	Throat area (in^2)
$p_0 (= 9bar)$	Thrust chamber pressure (psi)
μ_0	Dynamic viscosity ($\mathrm{lbf\text{-}sec/ft}^2$)
$C_p = 0.567$	Heat capacity ($\mathrm{BTU/lb\text{-}R}$)
T (isentropic nozzle equation)	Freestream temperature (R)
T_w (Fig. 4 Profile)	Wall temperature (R)
$pr (= 0.8)$	Prandtl number

شار گرمایی محاسبه‌شده با کمک دینامیک سیالات محاسباتی در شکل ۹ برای مخلوط تعادلی ورودی در دمای ۳۰۵۰ K با رابطه بارتز مقایسه شده است. همان‌طور که این شکل نشان می‌دهد، شار گرمایی در طول قسمت همگرای نازل افزایش می‌یابد تا اینکه در گلوگاه به حداکثر مقدار خود می‌رسد و سپس در قسمت واگرا مجددا کاهش می‌یابد. حداکثر شار حرارتی در گلوگاه (مبدا مختصات مکانی) رخ خواهد داد و حدود ۱۵٪ اختلاف بین شار گرمایی محاسبه‌شده توسط دو روش وجود دارد که بخشی از آن به‌خاطر فرض ثابت‌گرفتن ظرفیت حرارتی (در جدول ۳ از مرجع [۳۰]) در رابطه بارتز است. ذکر این نکته لازم است که بارتز، با انجام تست‌های متعددی بر روی خنک‌کاری نازل‌های موتورهای راکتی، روابط تحلیلی-تجربی خود را ارائه داد که قادر به پیش‌بینی رفتار شار حرارتی در نازل یک موتور راکتی بوده و با توجه به کمبود اطلاعات در این زمینه بسیار مورد توجه است. همچنین، کارهای تجربی انجام‌گرفته بر روی تغییر تجربی فشار محفظه و رینولدز جریان حاصل از آن نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت می‌تواند از مقدار پیش‌بینی‌شده توسط رابطه تحلیلی-تجربی بارتز فاصله بگیرد. این موضوع موجب کاهش دقت این رابطه تحلیلی برای نازل‌های با شکل و شرایط کارکردی متفاوت از نازلی که رابطه برای آن استخراج شده است می‌شود[۳۰]، اگرچه خوشبختانه سوخت و اکسنده تحقیق جاری با سوخت و اکسنده به‌کاررفته در تحقیق بارتز منطبق است. به‌علاوه، مشابه سایر تحقیقات صورت‌گرفته، در این مطالعه نیز، اختلاف قابل ملاحظه شار گرمایی حاصل از دو روش پیش از رسیدن به انتهای محفظه احتراق (ورودی نازل) به‌خاطر استفاده از فرض تعادل شیمیایی در ورودی محفظه

است[۱۴]. این فرض باعث می‌شود که به‌دلیل واردکردن گاز با دمای بالا در ورودی میدان محاسباتی و اعمال پروفیل دمایی حالت تجربی به دیواره در نرم‌افزار، اختلاف دمای بالایی میان گاز و دیواره در ابتدای محفظه وجود داشته باشد و این موضوع شار گرمایی بالایی را در ورودی محفظه پیش‌بینی می‌کند[۱۴]. با حرکت به‌سمت انتهای محفظه احتراق و افزایش دمای پیشران در حالت واقعی (بارتز)، نتایج شبیه‌سازی (با فرض ورودی تعادلی) به نتایج منحنی بارتز نزدیک می‌شود. به‌علاوه، نتایج دینامیک سیالات محاسباتی آورده‌شده در نمودار شکل ۹ نشان می‌دهد که شار تشعشعی به‌طور متوسط کمتر از ۵٪ شار حرارتی کل به دیواره داخلی راکت را تشکیل می‌دهد که قابل پیش‌بینی بود[۱۴]. در مجموع، انطباق مناسب نتایج شبیه‌سازی جاری با نتایج تحلیلی-تجربی بارتز و همچنین رفتارهای مشاهده‌شده مشابه سایر تحقیقات حاکی از قابل قبول‌بودن روش‌ها و مدل‌های به‌کاررفته در این تحقیق با توجه به اهداف تحقیق جاری‌اند.

تحلیل استقلال از شبکه برای کلی‌ترین حالت (تزریق جریان مایع واکنشی روی دیواره) و با بالاترین میزان تزریق خنک‌کار با کمک سه شبکه با اندازه‌های ۹۶۰۰۰، ۱۵۱۰۰۰ و ۲۰۲۰۰۰ سلول صورت گرفته است و در شکل ۱۰ با نتایج مش پایه ۵۹۰۰۰ سلولی مقایسه شده است. همان‌طور که از این شکل مشخص است، تعداد ۵۹۰۰۰ سلول برای این تحلیل کافی است.

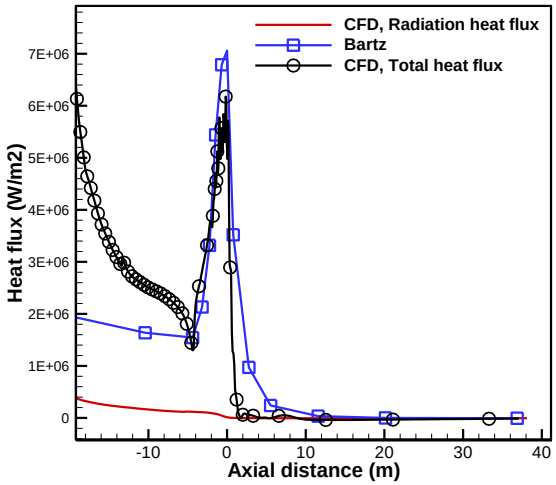

Figure 9- Validation of the computed heat flux using Bartz [30] equation

شکل ۹- مقایسه شار گرمایی محاسبه‌شده با رابطه تحلیلی-تجربی بارتز[۳۰] برای مخلوط ورودی ۳۰۵۰ کلوین

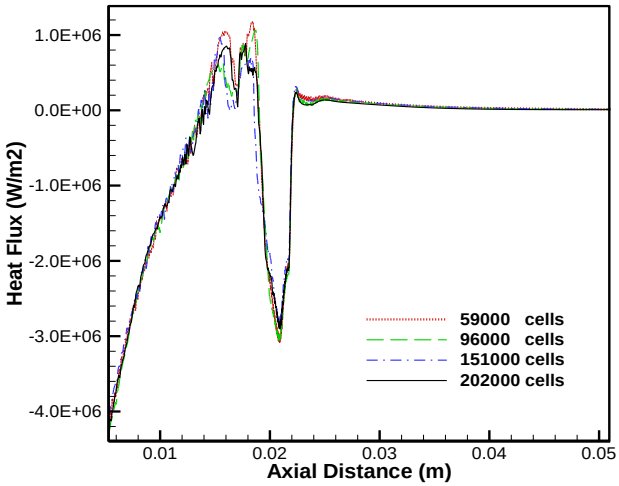

Figure 10- Grid study for the reactive liquid coolant case

شکل ۱۰- بررسی اثر شبکه بر روی شار حرارتی محاسبه‌شده در حالت فیلم مایع واکنشی

میدان جریان رانشگر

توزیع ماخ ایجادشده در اثر نسبت فشار ناشی از احتراق در محفظه، در کانتور ماخ شکل ۱۱، به‌همراه گازهای خروجی آن نشان داده شده است. همان‌طور که از این شکل مشخص است، جریان در داخل محفظه شتاب گرفته و با رسیدن به ماخ یک در گلوگاه نازل به سرعت‌های مافوق صوت می‌رسد. همچنین، توزیع فشار در شکل ۱۲ به تصویر کشیده شده است که نشان می‌دهد فشار محفظه در دبی عبوری نامی ۳/۵ g/s نزدیک به ۹ bar است که فشار گزارش‌شده برای محفظه رانشگر مورد بررسی است.

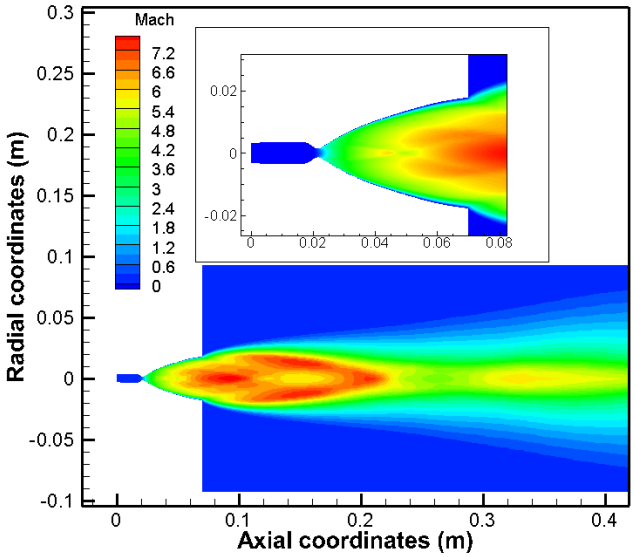

Figure 11- Mach number distribution inside thrust chamber and nozzle

شکل ۱۱- توزیع عدد ماخ در داخل محفظه و نازل

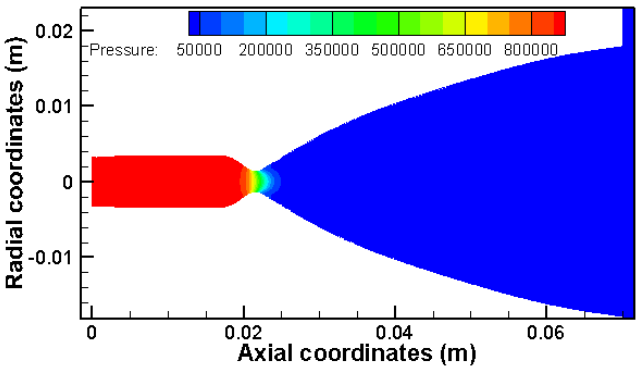

Figure 12- Pressure distribution inside thrust chamber and nozzle

شکل ۱۲- توزیع فشار در داخل محفظه و نازل برای حالت غیرواکنشی

نحوه عملکرد فیلم گازی سرد، که یک لایه محافظ بین گازهای داغ محفظه و دیواره ایجاد می‌کند، در کانتور دمای شکل ۱۳ نشان داده شده است. دمای این لایه بین مقدار دمای گاز حاصل از احتراق تعادلی (حدود ۳۰۵۰ K) و پروفیل دمای تجربی داده‌شده به دیواره تغییر می‌کند و لایه خنک‌کن منجربه کاهش نرخ تغییرات دما از گاز به دیواره و شار حرارتی وارده به دیواره می‌شود.

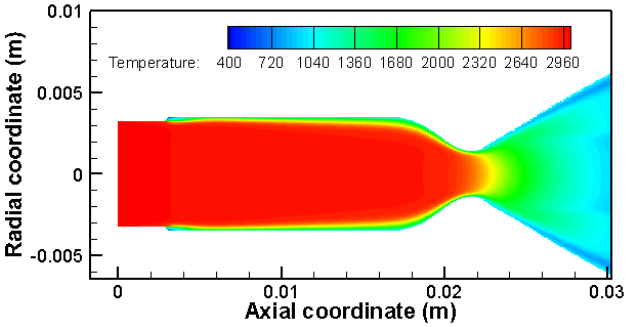

Figure13- Temperature distribution inside thrust chamber and nozzle

شکل ۱۳- توزیع دما در داخل محفظه و نازل برای حالت غیرواکنشی

مدل‌سازی با پروفیل دمای دیواره ورودی (حالت فیلم خنک‌کن قطرات مایع واکنشی)

برای بررسی اثرات تبخیر در پژوهش کنونی از مدل جت دیواره استفاده شده است. در شکل ۱۴ پاشش این قطرات و تشکیل فیلم مایع بر روی دیواره نشان داده شده است. همان‌طور که شکل نشان می‌دهد، محل شروع پاشش در نزدیکی دیواره (محلی که در شکل ۱۴ جریان آغاز می‌شود) قرار داشته و دبی آن متناظر با درصد خنک‌کن مورد نظر است. برای این حالت درصدهای مختلف سوخت به‌عنوان خنک‌کن از نزدیکی دیواره بر روی آن پاشیده شده است و علاوه‌بر مدل‌سازی تبخیر مایع بر روی دیواره، دو حالت با واکنش‌های شیمیایی گازی و بدون واکنش‌های شیمیایی نیز درنظر گرفته شده‌اند. محل تقریبی نشستن فیلم بر روی دیواره از روی زاویه پاشش انژکتور مشخص شده است.

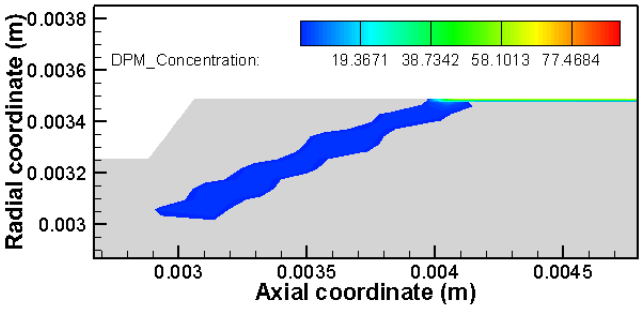

Figure 14- Coolant injection and film formation on the wall of the chamber

شکل ۱۴- پاشش خنک‌کن و تشکیل لایه قطرات مایع بر روی دیواره

شکل ۱۵ اثر تغییر دبی خنک‌کن بر روی شار حرارتی دیواره در حالت تزریق جت قطرات مایع همراه با واکنش‌های شیمیایی روی دیواره را نشان می‌دهد که بیانگر افزایش تاثیر خنک‌کاری با افزایش دبی مایع خنک‌کار است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که فعالیت شیمیایی گسترده‌ای در لایه خنک‌کار صورت می‌گیرد و این موضوع را می‌توان از طریق واکنش‌های تجزیه‌ای نشان داده‌شده در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ تحلیل کرد. همان‌طور که از این شکل‌ها مشخص است، مونومتیل هیدرازین تزریقی در ابتدای لایه مرزی تجزیه شده و غلظت CH_3NNH در این ناحیه طی یک واکنش گرماگیر (گرمای واکنش آورده‌شده در شکل ۱۸) افزایش می‌یابد و از این طریق شار حرارتی به دیواره را کاهش می‌دهد[۳۱]. پس از ناحیه اولیه تجزیه (شروع پاشش)، غلظت مونو متیل هیدرازین در مجاورت دیواره در طول محفظه، به‌دلیل کاهش دمای دیواره و افزایش ضخامت لایه مرزی، افزایش پیدا کرده است و این افزایش غلظت CH_3NNH ناشی از تجزیه مونو متیل هیدرازین را در طول محفظه سبب شده است. به‌علاوه، برای لحاظ‌کردن اثر واکنش‌های شیمیایی، مقادیر شار حرارتی برای حالتی که واکنش‌ها غیرفعال باشند نیز

محاسبه شده‌اند. اثر واکنش‌های شیمیایی بر روی شار رانشگر از طریق مقایسه با حالت خنک‌کاری با مایع بدون واکنش در شکل ۱۹ نشان داده شده است. افزایش شار حرارتی نشان داده‌شده در حالت بدون واکنش نشانگر اهمیت مدل‌سازی فعل و انفعالات شیمیایی در فرایند خنک‌کاری است. اثر دیگر تبخیر لایه مایع است که به خنک‌کاری کمک می‌کند و در کانتور نرخ تبخیر شکل ۲۰ نمایش داده شده است. به‌علاوه، این پدیده با انتقال تشکیل فیلم خنک‌کن گازی حاصل از تبخیر به پایین‌دست، کاهش شار حرارتی در نواحی پایین‌دست را سبب می‌شود. جزئیات خنک‌کاری برای حالت تزریق مایع همراه با واکنش‌های شیمیایی در جدول ۴ آورده شده است که نشان می‌دهد شار حرارتی گلوگاه با تزریق ۱۰٪ سوخت به‌عنوان خنک‌کن به میزان ۲۵٪ و با تزریق ۲۰٪ سوخت به‌عنوان خنک‌کن ۴۸٪ قابل کاهش است.

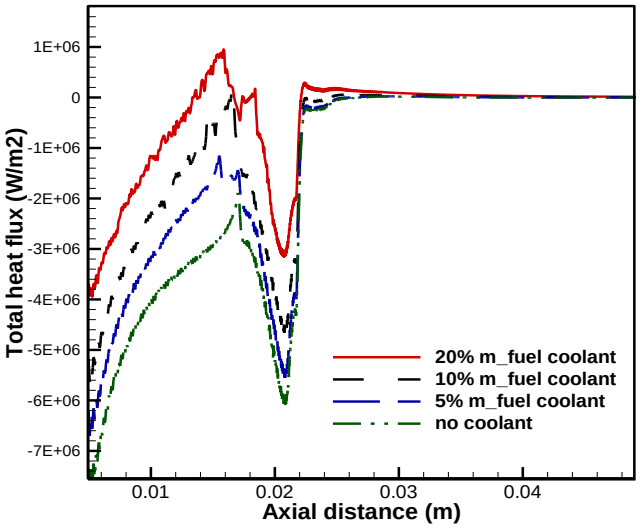

Figure 15- Variation of total wall heat flux with precent of used coolant

شکل ۱۵- اثر تغییر دبی خنک‌کن بر روی شار حرارتی دیواره در حالت تزریق قطرات مایع واکنشی

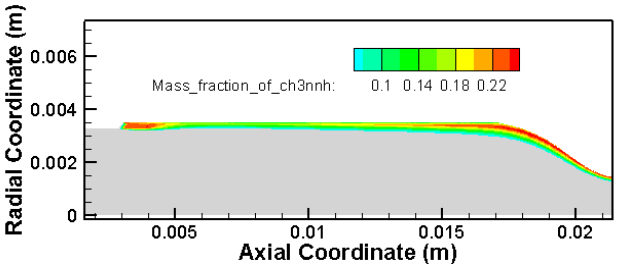

Figure 16- Mass fraction of ch3nnh, showing regions of MMH dissociation

شکل ۱۶- کانتور نسبت جرمی CH_3NNH، نشانگر محل‌های تجزیه شیمیایی MMH

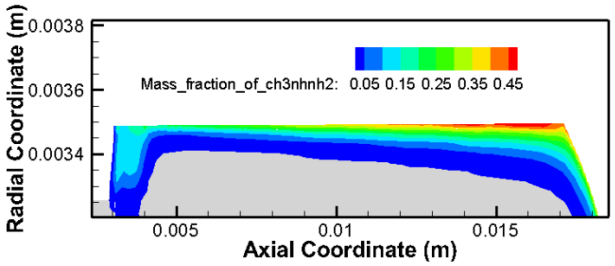

Figure 17- Mass fraction of MMH, showing MMH consumption rate

شکل ۱۷- کانتور نسبت جرمی CH_3NHNH_2، نشانگر نحوه مصرف MMH در اثر واکنش شیمیایی

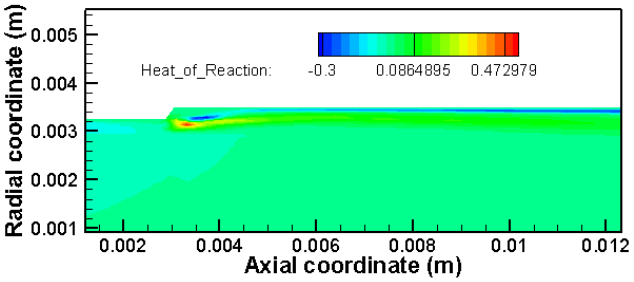

Figure 18- Heat of reaction, showing the effect of dissociation on wall cooling

شکل ۱۸- خنک‌کاری در کنار دیواره از طریق واکنش‌های تجزیه شیمیایی، کانتور گرمای ناشی از واکنش

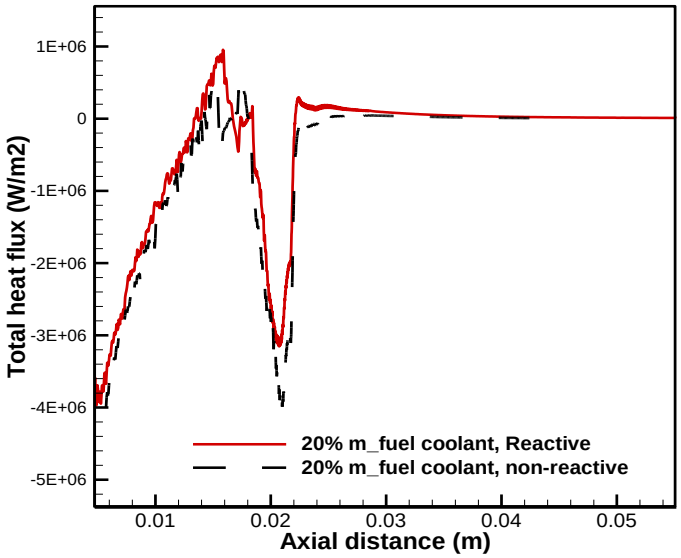

Figure 19- Effect of reaction modelling on wall total heat flux

شکل ۱۹- مقایسه شار حرارتی محاسبه‌شده از فیلم مایع واکنشی و غیرواکنشی

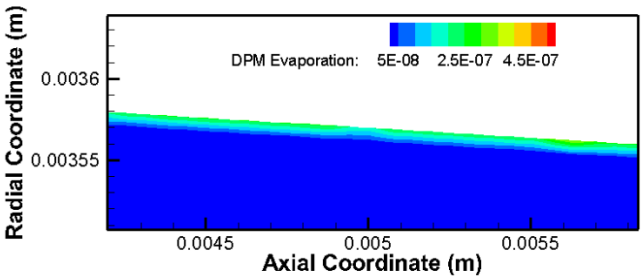

Figure 20- Discrete phase evaporation rate, showing the effect of evaporation on wall cooling

شکل ۲۰- خنک‌کاری از طریق تبخیر فیلم مایع در کنار دیواره، کانتور نرخ تبخیر قطرات مایع

جدول ۴- تاثیرات تزریق در حالت فیلم مایع واکنشی

Table 4- Wall cooling for different flow rates of the coolant

Coolant Percentage	Heat flux in 10mm distance from inlet (W/m^2)	Heat flux change in 10mm distance from inlet	Heat flux in throat (W/m^2)	Heat flux change in throat
0%	4.2e6	-	6.1e6	-
5%	3.2e6	-23.8%	5.8e6	-4.9%
10%	2.4e6	-42.8%	4.6e6	-24.6%
20%	1.2e6	-71.4%	3.2e6	-47.5%

مقایسه حالت فیلم قطرات مایع واکنشی با حالت‌های ساده‌تر

علاوه‌بر مدل‌سازی فیلم خنک‌کن به‌عنوان مایع، حالت مشابهی برای مدل‌سازی دو حالت فیلم خنک‌کن گازی سرد و گازی همراه با واکنش شیمیایی درنظر گرفته شده است و نتایج چهار نوع مدل‌سازی برای حالت تزریق ۲۰٪ دبی سوخت به‌عنوان خنک‌کن در جدول ۵ خلاصه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود بیشترین خنک‌کاری را مدل مایع واکنش‌دهنده دربر داشته است که نزدیک‌ترین مدل به حالت واقعی است و اثر تبخیر و واکنش‌های شیمیایی را همزمان مدل می‌کند. مقایسه نتایج جدول با یکدیگر نشان می‌دهد که هیچ‌کدام از مباحث فیزیکی مرتبط با جریان دوفازی و واکنش‌های شیمیایی قابل چشم‌پوشی نیستند و برای مطالعه انتقال حرارت این رانشگر می‌بایستی کامل‌ترین حالت (تزریق مایع همراه با واکنش‌های شیمیایی) لحاظ شود.

جدول ۵- اثر نوع مدل‌سازی فیلم خنک‌کن بر روی خنک‌کاری در حالت تزریق ۲۰ درصد سوخت

Table 5- Wall cooling for different models of the film

Model type	Percent of coolant used	Heat flux in 10mm distance from inlet (W/m^2)	Heat flux change in 10mm distance from inlet	Heat flux in throat (W/m^2)	Heat flux change in throat
Non-reactive gas	20%	1.8e6	-25.6%	4.6e6	-18.6%
Reactive gas	20%	1.5e6	-42.9%	3.7e6	-40.3%
Non-reactive liquid	20%	1.62e6	-58.9%	4.0e6	-31.0%
Reactive liquid	20%	1.2e6	-71.4%	3.2e6	-47.5%

حل همزمان معادلات حاکم بر گاز و دیواره جامد

مدل‌سازی با روش پروفیل دمایی پیش‌فرض دیواره (از نتایج تجربی) به‌طور تقریبی امکان تعیین مقدار تاثیر خنک‌کاری را در این حالت‌ها از طریق مقایسه شارهای حرارتی میسر می‌کند. برای یک پروفیل دمایی مشخص، شار محاسبه‌شده تنها در خنک‌کاری متناظر با آن پروفیل دما واقعی است. در این تحقیق، برای حل این مشکل از حل همزمان معادلات انتقال حرارت در سیال و جامد (دیواره) استفاده شده است که توزیع دما و شار حرارتی واقعی هر حالت را در طول رانشگر محاسبه می‌کند.

شکل ۲۱ توزیع دمای سیال‌کاری و دیواره را برای حالتی که در آن معادلات انتقال حرارت دیواره و سیال باهم حل می‌شوند، نشان می‌دهد. در این حالت ۲۰٪ از سوخت برای خنک‌کاری به‌کار رفته است که موجب اختلاف قابل ملاحظه دمای دیواره جامد از گاز می‌شود. همان‌طور که در شکل ۲۲ با کمک توزیع تراکم قطرات در مجاورت دیواره نشان داده شده است، تبخیر مایع تا حدود نیمه طول محفظه احتراق به‌طور مستقیم بر روی خنک‌کاری تاثیر گذاشته و در مقایسه با حالت خنک‌کاری گازی، با انتقال تشکیل فیلم خنک‌کن گازی حاصل از تبخیر به پایین‌دست، کاهش شار حرارتی در نواحی پایین‌دست را سبب می‌شود. همان‌طور که مشخص است، با مدل‌سازی خنک‌کاری با قطرات دارای اندازه اولیه مساوی، طول ناحیه مصرف قطرات تاثیر کمی از دبی خنک‌کن مصرفی پذیرفته است.

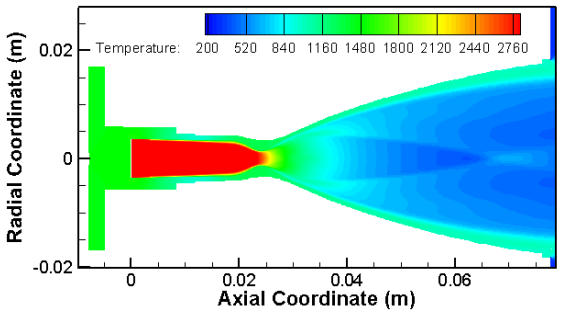

Figure 21- Temperature distribution inside fluid and solid parts of the thruster (20% fuel used)

شکل ۲۱- توزیع دمای جریان و داخل دیواره رانشگر (حالت تزریق ۲۰٪ سوخت به‌عنوان خنک‌کن)

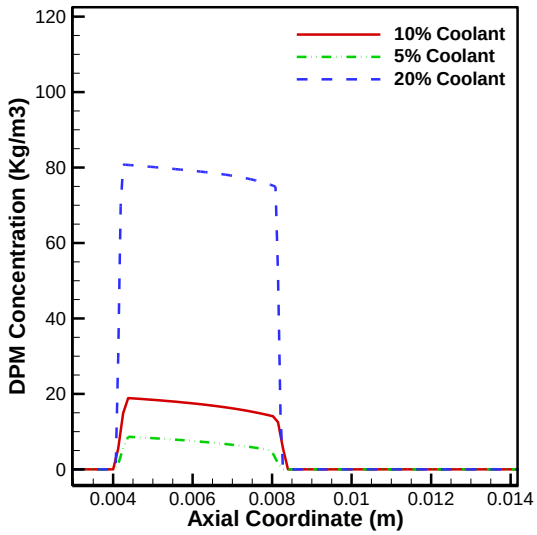

Figure 22- Evaporation of the liquid coolant

شکل ۲۲- مصرف‌شدن بخش مایع فیلم خنک‌کار

شکل ۲۳ پروفیل دمای دیواره داخلی رانشگر را به‌ازای مقادیر مختلف دبی خنک‌کن نشان می‌دهد. با توجه به اینکه در پژوهش کنونی گاز با دمای تعادلی وارد محفظه می‌شود، پروفیل دما از ناحیه پیش از ورودی به گلوگاه، که برای آن احتراق کامل شده است، با پروفیل دمای تجربی اندازه‌گیری‌شده مرجع [۲۱] مقایسه شده است. این شکل نشان می‌دهد که با افزایش مقدار خنک‌کاری، دمای دیواره به‌طور قابل توجهی کاهش می‌یابد و در حدود خنک‌کاری با ۲۰٪ سوخت نتایج نزدیکی را به نتایج تجربی نشان می‌دهد. همچنین، نزدیکی پروفیل‌های دما در این حالت منجربه نزدیکی شارهای حرارتی وارده به دیواره راکت در دو نوع مدل‌سازی صورت‌گرفته (با پروفیل دمایی پیش‌فرض دیواره و بدون آن) می‌شود که این موضوع در شکل ۲۴ نشان داده شده است.

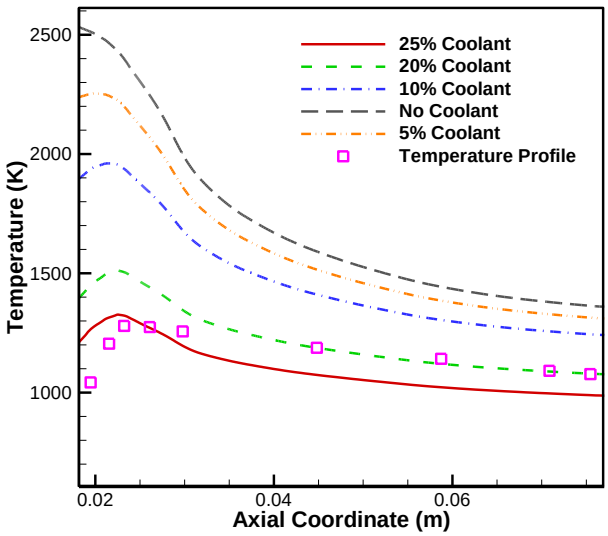

Figure 23- Temperature distribution of inner wall of the thruster for different flow rates of the coolant [21]

شکل ۲۳- توزیع دمای دیواره داخلی رانشگر برای دبی‌های گوناگون خنک‌کن و مقایسه با پروفیل به‌دست آمده از اندازه‌گیری تجربی مرجع [۲۱]

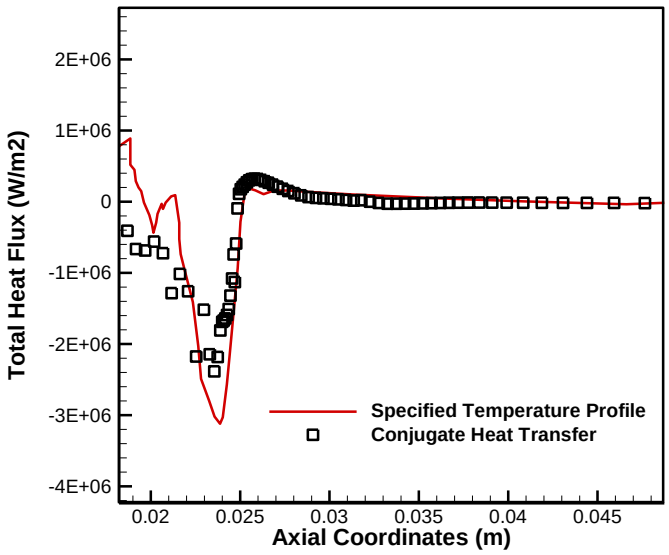

Figure 24- Total heat flux to thruster wall for different heat transfer modellings (20% fuel used as coolant)

شکل ۲۴- بررسی اثر مدل‌سازی دیواره بر روی شار حرارتی محاسبه‌شده به دیواره داخلی رانشگر برای تزریق ۲۰٪ سوخت به‌عنوان خنک‌کن

جمع‌بندی

در این پژوهش، به مدل‌سازی رفتار حرارتی دیواره محفظه یک رانشگر فضایی با تراست ۱۰ نیوتن در اثر تزریق فیلم خنک‌کار سوخت پرداخته شده است. شبیه‌سازی‌ها در چهار حالت مختلف و با فرض‌های فیلم خنک‌کار حالت گازی بدون واکنش شیمیایی (فیلم گاز سرد)، فیلم خنک‌کار حالت گازی همراه واکنش شیمیایی (فیلم گاز گرم)، فیلم خنک‌کار حالت مایع بدون واکنش شیمیایی (فیلم مایع سرد) و فیلم خنک‌کار حالت مایع با واکنش شیمیایی (فیلم مایع گرم) انجام شده است. فرض شده است که محفظه احتراق با گاز دارای ترکیب تعادلی تغذیه شده و مقادیر خواص انتقالی و ترکیب شیمیایی آن از کد تعادلی ناسا-گِلِن[1] محاسبه شده است. همچنین، یک مکانیزم جزئی کاهش‌یافته برای مدل‌سازی احتراق مونومتیل هیدرازین-نیتروژن تتروکسید با ۴۳ گونه شیمیایی و ۱۷۴ واکنش شیمیایی معرفی شده است. نتایج حاکی از آن است که شارهای حرارتی محاسبه‌شده مقادیر نزدیکی را به رابطه بارتز پیش‌بینی کرده‌اند و بیش‌ترین اختلاف آن‌ها در گلوگاه است که حدود ۱۵٪ است. بخشی از این اختلاف به‌سبب فرض ثابت‌بودن ظرفیت حرارتی در رابطه بارتز در کل میدان جریان است که در بازه دمایی مسئله مورد نظر تغییر می‌کند. نتایج نشان می دهد که فشار به‌دست آمده برای محفظه در دبی عبوری نامی محفظه به مقادیر تجربی و نامی نزدیک است و فرض ورودی با احتراق تعادلی برای مدل‌سازی محفظه می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. نتایج مدل‌سازی خنک‌کاری در کامل‌ترین حالت (فیلم مایع گرم) نشان می‌دهد که شار گلوگاه با ۱۰٪ تزریق سوخت ۲۵٪ و با ۲۰٪ تزریق سوخت ۴۸٪ کاهش می‌یابد. مقایسه نتایج مدل‌سازی‌های چهارگانه فیلم تزریق‌شده برای شرایط پروفیل دمایی پیش‌فرض ثابت دیواره نشان می‌دهد که هیچ‌کدام از پدیده‌های فیزیکی مرتبط با جریان دوفازی و نیز واکنش‌های شیمیایی در فیلم خنک‌کار و مجاورت آن قابل چشم‌پوشی نیستند و برای مطالعه انتقال حرارت این رانشگر می‌بایستی کامل‌ترین حالت (تزریق مایع همراه با واکنش‌های شیمیایی) لحاظ شود تا اثر تبخیر و تجزیه ملکولی محاسبه شود. برای اثرگذاری، به‌ترتیب واکنش‌های شیمیایی، همرفتی فیلم خنک‌کار و تبخیر در خنک‌کاری محفظه بیشترین نقش را دارند. همچنین، نتایج نشان داد که مکانیزم شیمیایی جزئی توسعه داده‌شده به‌خوبی قابلیت مدل‌سازی تجزیه مونو متیل هیدرازین در لایه مرزی را دارد و

1. NASA Computer program CEA (Chemical Equilibrium with Applications)

دمایی در فاصله ۵ درصدی از سایر مراجع را برای احتراق مونو متیل هیدرازین و نیتروژن تتروکسید پیش‌بینی کرده است. همچنین، برای تکمیل بررسی‌ها، معادلات انتقال حرارت دیواره جامد و معادلات حاکم بر سیال باهم حل شده و نتایج نشان داد که با افزایش دبی خنک‌کار دمای دیواره به‌طور قابل توجهی کاهش می‌یابد و در حدود خنک‌کاری با ۲۰ درصد سوخت نتایج نزدیکی را به نتایج تجربی سایر مراجع نشان می‌دهد.

منابع

1. M. Tajmar, *Advanced Space Propulsion Systems*, New York, Springer Science & Business Media, 2012.
2. G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, New York, John Wiley & Sons, 2016.
3. G. P. Sutton, *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
4. D. H. Huang and D. K. Huzel, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Washington DC, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
5. S. Pohl, G. Frank and M. Pfitzner, "Heat Transfer in Reacting Cooling Films: Part I—Influence and Validation of Combustion Modelling in CFD Simulations," *ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany, June 2014.
6. G. Frank, S. Pohl, and M. Pfitzner, "Heat Transfer in Reacting Cooling Films: Part II—Modelling Near-Wall Effects in Non-Premixed Combustion with OpenFOAM," *ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany, June 2014.
7. C. Höglauer, B. Kniesner, O. Knab, G. Schlieben, C. Kirchberger, S. Silvestri and O. J. Haidn, "Simulation of liquid and transcritical cooling films in rocket combustion chambers," *Space Propulsion Conference*, Bordeaux, 2012.
8. U. Gotzig and D. Eckhard, "Development Status of Astriums New 22N Bipropellant Thruster Family," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, 2003.
9. G. Schulte, "Further Improvements and Qualification Status of Astriums 10N Bipropellant Thruster Family," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, 2003.
10. G.Schulte, S. Ziegenhagen and U. Gotzig. "Verification Test Program for Simultaneous Operation of Dual Seal Torque Motor with the EADS 10N Bipropellant Thruster," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, 2004.
11. P. Jindal, S. Agarwal and R. P. Sharma, "A brief review on experimental film cooling," *ASI Carbon–Science and Technology*, Vol. 8, No. 2, 2016, pp. 72-82.
12. H. W. Zhang, W. Q. Tao, Y. L. He, W. Zhang, "Numerical study of liquid film cooling in a rocket combustion chamber," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 49, No.1-2, 2006, pp. 349-358.
13. H.W. Zhang, *Numerical Study on Film Cooling and the Characteristics of Gas Flow and Heat Transfer in Thrust Chamber at High Pressure*, PhD Thesis, Department of Energy & Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, China, 2006.
14. H. W. Zhang, Y. L. He and W. Q. Tao, "Numerical study of film and regenerative cooling in a thrust chamber at high pressure," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 52, No. 11, 2007, pp. 991-1007.
15. B. Betti, *Flow Field and Heat Transfer Analysis of Oxygen/Methane Liquid Rocket Engine Thrust Chambers*, PhD Thesis, Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Università di Roma, Italy, 2012.
16. G. Morrell, *Investigation of Internal Film Cooling of 1000-pound-thrust Liquid-ammonia-liquid-oxygen Rocket-engine Combustion Chamber*, NACA-RM-E51E04, 1951.
17. M.W. Grisson, *Liquid film cooling in rocket engines*, AEDC-TR-gl-1, Morehouse College, Atlanta, 1991.
18. C. Höglauer, B. Kniesner, O. Knab, G. Schlieben, C. Kirchberger, S. Silvestri and O. J. Haidn, "Modeling and simulation of a GOX/kerosene subscale rocket combustion chamber with film cooling," *CEAS Space Journal*, 7, No. 4, 2015, pp. 419-432.
19. C. Kirchberger, G. Schlieben and O. J. Haidn. "Investigation on Film Cooling in a GOX/Kerosene Rocket Combustion Chamber," *29th International Symposium on Space Technology and Science*, Nagoya-Aichi, Japan, 2013.
20. A. Miranda and M. Naraghi. "Analysis of Film Cooling and Heat Transfer in Rocket Thrust Chamber and Nozzle," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, January 2011.
21. U. Gotzig, G. Schulte and A. Sowa, "New generation 10N bipropellant MMH/NTO Thruster with double seat valve," *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, June 1999.
22. https://cameochemicals.noaa.gov/chris/MHZ.pdf, Accessed 20 March 2019.
23. Fluent User Manual, Fluent Inc, 1996.
24. A. H. Lefebvre and X. F. Wang. "Mean drop sizes from pressure-swirl nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, 3, No. 1, 1987, pp.11-18.
25. J. McGarry, "Correlation and prediction of the vapor pressures of pure liquids over large pressure ranges," *Industrial & Engineering Chemistry Process Design and Development*, 22, No. 2, 1983, pp. 313-322.

26. L. Catoire, N. Chaumeix and C. Paillard, "Chemical Kinetic Model for Monomethylhydrazine/Nitrogen Tetroxide Gas Phase Combustion and Hypergolic Ignition," *Journal of propulsion and power*, 20, No. 1, 2004, pp. 87-92.
27. L. Catoire, T. Ludwig, X. Bassin, G. Dupre and C. Paillard, "Kinetic modeling of the ignition delays in monomethylhydrazine/oxygen/argon mixtures," Twenty-Seventh Sysposium (International) on Combustion, Boulder, 1998.
28. L. Catoire, X. Bassin, G. Dupre and C. Paillard, "Experimental study and kinetic modeling of the thermal decomposition of gaseous monomethylhydrazine. Application to detonation sensitivity," *Shock Waves*, 6, No. 3, 1996, pp. 139-146.
29. M. Ma'dani, *Numerical study of film cooling in small thrusters*, MS thesis, Propulsion, Aerospace Engineering Department, Sharif University of Technology, 2019. (in Persian)
30. D. R. Bartz, "Turbulent boundary-layer heat transfer from rapidly accelerating flow of rocket combustion gases and of heated air," *Advances in Heat Transfer*, Vol. 2, 1965, pp. 1-108.
31. O. Knab, D. Preclik and D. Estublier. "Flow field prediction within liquid film cooled combustion chambers of storable bi-propellant rocket engines," *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Cleveland, July 1998.

English Abstract

Numerical Investigation of Film Cooling in a Space Thruster

Amir Mardani[1*], Amir A. Beige[2], Mohammadreza Madani[3] and Alireza Ramezani[4]

1- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, amardani@sharif.edu
2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, aghabeige@ae.sharif.edu
3- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, m.madani@ae.sharif.edu
4- Iranian Space Exploration Research Center, Tehran, Iran. ramezani_a@alum.sharif.edu

*Corresponding author

(Received: 2019.12.10, Received in revised form: 2020.3.22, Accepted: 2020.3.25**)**

In this work, film cooling of a 10N thrust chamber is investigated using different numerical models. The thruster is modeled by feeding gas at a chemical equilibrium state from the inlet. Heat flux is computed for different flow rates of the coolant and is compared to the analytical Bartz equation for the no coolant case. In the second part, solid wall heat conduction is modeled, and the computed wall temperature profile is compared to the available experimental data. Chemical dissociation of MMH in the coolant layer is modeled by constructing a chemical mechanism for the reactions of Methyl Hydrazine with Nitrogen Tetroxide. Chemical reactor modeling shows a close prediction to other available data for the combustion of MMH/NTO system. To assess the effect of different cooling mechanisms in the coolant layer, different approaches for heat transfer modeling with different levels of complexity are investigated in this paper. The considered models include cold gas, reactive gas, cold droplets, and a reactive evaporating layer of droplets. For the most sophisticated model considered (reactive evaporating layer of droplets), a 48% reduction of heat flux is computed at the throat when 20% of the fuel is used as the coolant. Also, when solid wall heat conduction is considered, the computed wall temperature profile is closest to the experimental data for the case of 20% of the fuel as coolant.

Keywords: Film cooling, Thruster, Hypergolic, Two-phase flows

ضمیمه

جدول ۱- مکانیزم کاهش‌یافته به‌کاررفته برای مدل‌سازی احتراق مونومتیل هیدرازین- نیتروژن تتروکسید

Table 1- Reduced mechanism for modelling MMH-N2O4 reaction

$k = AT^{b} \exp(-E / RT)$

	Reaction	A	b	E
1	CH3NHNH2+NO2=CH3NNH2+HONO	2.20E+11	0	5900
2	CH3NNH2+NO2=CH3NNH+HONO	1.00E+08	2	0
3	CH3NNH+NO2=CH3NN+HONO	2.20E+11	0	5900
4	CH3NHNH2=CH3NNH+H2	3.16E+13	0	57000
5	HONO(+M)=OH+NO(+M)	1.20E+19	-1.2	49667

	Low pressure limit:	3.01E+30	-3.80E+00	5.03E+04
	TROE centering:	3.70E-01	1.20E+01	1.00E+05
6	N2O4(+M)=2NO2(+M)	4.05E+18	-1.1	12840
	Low pressure limit:	1.96E+28	-3.80E+00	1.28E+04
7	NO2(+M)=NO+O(+M)	7.60E+18	-1.3	73245
	Low pressure limit:	2.47E+28	-3.37E+00	7.48E+04
	TROE centering:	1.00E-01	2.95E+02	9.73E+02
8	NO2+H=NO+OH	3.50E+14	0	1500
9	CH3NN=CH3+N2	3.00E+06	0	0
10	OH+H2=H+H2O	2.16E+08	1.5	3441
11	CH3+O=CH2O+H	8.43E+13	0	0
12	CH2O+O=HCO+OH	3.50E+13	0	3513
13	CH3+NO=HCN+H2O	4.90E+08	0.5	12392
14	HCN+M=H+CN+M	3.40E+35	-5.1	133000
15	CN+H2=HCN+H	3.60E+08	1.6	2999
16	NH2+H=NH+H2	6.92E+13	0	3648
17	NH+NO=N2+OH	1.40E+17	-1.5	1311
18	O+H2=OH+H	3.87E+04	2.7	6262
19	OH+HCN=NH2+CO	7.83E-04	4	4000
20	CH3NHNH2=CH2NH+NH3	1.58E+13	0	54000
21	CH3NNH2+HO2=CH3NHNH2+O2	1.00E+06	2	0
22	CH3N2+HO2=CH3NNH+O2	1.00E+06	2	0
23	CH3NHNH2+O=CH3NNH+H2O	9.60E+12	0	0
24	CH3NNH2+OH=CH3NNH+H2O	1.00E+08	2	0
25	CH3NNH2+O=CH3NNH+OH	1.00E+08	2	0
26	CH3NNH2+O2=CH3NNH+HO2	4.00E+12	0	0
27	CH3NHNH2+OH=CH3NNH2+H2O	3.92E+13	0	0
28	CH3NNH+OH=CH3N2+H2O	3.92E+13	0	0
29	CH3NHNH2+O=CH3NNH2+OH	9.60E+12	0	0
30	CH3NNH+O=CH3NN+OH	9.60E+12	0	0
31	CH2NH+O=CH2O+NH	1.00E+07	2	2800
32	CH2NH+OH=CH2O+NH2	1.80E+05	2	14800
33	CH2NH+O=H2CN+OH	3.16E+08	2	6100
34	NCH2+HO2=CH2NH+O2	7.87E+04	2	21700
35	CH2NH+OH=H2CN+H2O	1.00E+07	2	4000
36	H2CN+OH=HCN+H2O	1.00E+07	2	3700
37	H2CN+O2=HCN+HO2	2.70E+04	2	17300
38	H2CN+NO=HCN+HNO	1.00E+07	2	4400
39	CH3NHNH2+H=CH3NNH2+H2	1.30E+13	0	2500
40	CH3NNH2+M=CH3NNH+H+M	1.00E+17	0	35770
41	CH3NNH+NH2=NH3+CH3N2	4.60E+13	0	4850
42	CH3NHNH2+NH2=NH3+CH3NNH2	1.00E+11	0.5	1987
43	C2H6N2=CH3N2+CH3	6.92E+15	0	50875
44	C2H6N2=C2H6+N2	2.00E+11	0	33000
45	CH2NH+M=HCN+H2+M	1.00E+14	0	10000
46	2H+M=H2+M	6.52E+17	-1	0
47	2H+H2=2H2	9.20E+16	-0.6	0
48	NH+N=N2+H	3.00E+13	0	0
49	NH+H=N+H2	1.00E+13	0	0
50	NH3+H=NH2+H2	6.36E+05	2.4	10170
51	2NH=N2+2H	2.54E+13	0	0
52	NH2+N=N2+2H	7.20E+13	0	0
53	CH3+M=CH2T+H+M	1.00E+16	0	90607
54	CH3+H=CH2T+H2	9.00E+13	0	15101
55	2CH3=C2H5+H	3.01E+13	0	13512
56	2CH2T=C2H2+H2	1.20E+14	0	795
57	CH2T+CH3=C2H4+H	4.20E+13	0	0
58	CH2T+C2H6=CH3+C2H5	6.50E+12	0	7910
59	C2H6=C2H5+H	2.08E+38	-7.1	106507
60	C2H6+H=C2H5+H2	1.41E+09	1.5	7402
61	C2H5+H=C2H4+H2	1.25E+14	0	8000
62	2C2H5=C2H4+C2H6	1.40E+12	0	0
63	C2H4+M=C2H2+H2+M	3.00E+17	0	79349
64	C2H4+H=C2H5	1.05E+14	-0.5	655
65	CH2T+N2=HCN+NH	1.00E+13	0	74000
66	H2CN+N=N2+CH2T	2.00E+13	0	0

67	H2CN+M=HCN+H+M	3.00E+14	0	22000
68	CH2T+N=HCN+H	5.00E+13	0	0
69	CH3+N=H2CN+H	3.00E+13	0	0
70	2CH3(+M)=C2H6(+M)	3.61E+13	0	0
	Low pressure limit:	1.26E+41	-7.00E+00	2.76E+03
	TROE centering:	6.20E-01	7.30E+01	1.18E+03
71	H+O+M=OH+M	6.20E+16	-0.6	0
72	H+O2=OH+O	1.59E+17	-0.9	16873.8
73	2OH=O+H2O	2.10E+08	1.4	-396.8
74	2O+M=O2+M	1.00E+17	-1	0
	H2 Enhanced by 2	9.00E-01		
75	H+OH+M=H2O+M	8.40E+21	-2	0
	H2 Enhanced by 1	9.00E-01		
76	H+O2+M=HO2+M	7.00E+17	-0.8	0
77	HO2+H=2OH	1.50E+14	0	1003.8
78	HO2+H=H2+O2	2.50E+13	0	693.1
79	HO2+H=H2O+O	5.00E+12	0	1410.1
80	HO2+O=O2+OH	2.00E+13	0	0
81	HO2+OH=H2O+O2	6.02E+13	0	0
82	HCO+M=CO+H+M	1.86E+17	-1	16993.3
	H2 Enhanced by 1	8.70E-01		
83	CH2T+O=CO+2H	5.00E+13	0	0
84	CH2T+OH=CH2O+H	2.50E+13	0	0
85	CH2T+O2=CH2O+O	5.00E+13	0	9010.5
86	CH2T+O2=CO+OH+H	8.60E+10	0	-501.9
87	CH2T+O2=HCO+OH	4.30E+10	0	-501.9
88	CH3+OH=CH2O+H2	8.00E+12	0	0
89	CH3+OH=CH2T+H2O	1.13E+06	2.1	2437.8
90	CH3+O2=CH2O+OH	5.20E+13	0	34894.8
91	HCO+H=H2+CO	7.23E+13	0	0
92	HCO+O=OH+CO	3.00E+13	0	0
93	HCO+OH=H2O+CO	1.00E+14	0	0
94	HCO+O2=HO2+CO	4.20E+12	0	0
95	2HCO=CH2O+CO	2.00E+13	0	0
96	CH2O+M=HCO+H+M	5.00E+16	0	76481.8
	H2 Enhanced by 2	9.00E-01		
97	CH2O+O2=HCO+HO2	1.00E+14	0	39914
98	CH2O+H=HCO+H2	1.26E+08	1.6	2175
99	CH2O+OH=HCO+H2O	3.62E+05	2.5	-980
100	CH2O+M=CO+H2+M	8.20E+15	0	69550.7
	H2 Enhanced by 2	9.00E-01		
101	CH2OH+M=CH2O+H+M	1.54E+13	0	33054.5
	H2 Enhanced by 6	9.00E-01		
102	CH2OH+H=CH3+OH	9.64E+13	0	0
103	CH2OH+H=CH2O+H2	3.00E+13	0	0
104	CH2OH+O=CH2O+OH	5.00E+12	0	0
105	CH2OH+OH=CH2O+H2O	5.00E+12	0	0
106	CH2OH+HCO=2CH2O	1.80E+14	0	0
107	CH2OH+O2=CH2O+HO2	1.80E+13	0	788.7
108	C2H2+O=CH2T+CO	7.81E+03	2.8	501.9
109	C2H2+OH=CH3+CO	4.85E-04	4	-2007.6
110	C2H4+O=CH3+HCO	1.60E+08	1.4	525.8
111	CH3+CH2OH=C2H5+OH	1.37E+14	-0.4	6596.6
112	C2H5+O=CH2O+CH3	4.24E+13	0	0
113	C2H5+O=C2H4+OH	3.06E+13	0	0
114	C2H5+O2=C2H4+HO2	2.00E+12	0	4995.2
115	C2H6+O2=C2H5+HO2	3.98E+13	0	50908.2
116	C2H6+O=C2H5+OH	1.40E+00	4.3	2772.5
117	C2H6+OH=C2H5+H2O	2.20E+07	1.9	1123.3
118	NH3+M=NH2+H+M	1.40E+16	0.1	90600
	H2O Enha	5.00E-01		
119	NH3+OH=NH2+H2O	2.04E+06	2	566
120	NH3+O=NH2+OH	2.10E+13	0	9000
121	NH2+OH=NH+H2O	9.00E+07	1.5	-457
122	NH2+O=NH+OH	7.00E+12	0	0
123	NH2+O=HNO+H	9.90E+14	-0.5	0

124	NH2+NO=N2+H2O	3.00E+20	-2.6	924
125	NH+O=NO+H	7.00E+13	0	0
126	NH+OH=N+H2O	2.00E+09	1.2	6
127	NH+OH=HNO+H	4.00E+13	0	0
128	NH+O2=NO+OH	1.00E+13	-0.2	4800
129	N+O2=NO+O	6.40E+09	1	6279.9
130	N+OH=NO+H	3.80E+13	0	0
131	N+NO=N2+O	3.30E+12	0.3	0
132	NO+HO2=NO2+OH	2.11E+12	0	-479
133	NO2=NO+O	7.60E+18	-1.3	73290
134	NO2+O=NO+O2	3.90E+12	0	-238
135	2NO2=2NO+O2	1.62E+12	0	26124.3
136	N2O+O=2NO	5.60E+14	0	28000
137	N2O+O=N2+O2	7.00E+14	0	28000
138	N2O+M=N2+O+M	5.00E+13	0	60467.2
	H2O Enhanced by 6	5.00E-01		
139	N2O+OH=N2+HO2	2.00E+12	0	10000
140	HNO+M=H+NO+M	2.35E+16	0	48680
	H2O Enhanced by 6	5.00E-01		
141	HNO+H=H2+NO	5.00E+12	0	0
142	HNO+OH=H2O+NO	7.20E+13	0	0
143	HNO+O=OH+NO	3.60E+13	0	0
144	2HNO=H2O+N2O	3.90E+12	0	50000
145	HNO+NH2=NH3+NO	2.00E+13	0	1000
146	HNO+NO=N2O+OH	2.00E+12	0	26000
147	NH2+O2=HNO+OH	1.51E+12	-3.9	36100
148	NH+O2=HNO+O	4.61E+05	2	6500
149	HNO+NO2=HNO2+NO	6.02E+11	0	1987
150	HNO2=OH+NO	1.20E+19	-1.2	49697.2
151	HNO2+H=H2+NO2	1.20E+13	0	5961.3
152	HNO2+OH=H2O+NO2	1.26E+10	1	135
153	HNO2+O=OH+NO2	1.20E+13	0	7352.3
154	NO2+O=NO3	1.32E+13	0	0
155	NO3+O=NO2+O2	6.03E+12	0	0
156	NO3+OH=NO2+HO2	1.39E+13	0	0
157	NO3+H=NO2+OH	6.62E+13	0	0
158	NO3+NO=2NO2	9.64E+12	0	-298
159	HNO+O2=NO+HO2	3.16E+12	0	3000
160	NH2+O2=NH+HO2	1.00E+14	0	49997
161	NH2+HO2=NH3+O2	4.52E+13	0	0
162	NH2+NO=N2O+H2	5.00E+13	0	24481
163	NH+O=N+OH	7.00E+12	0	0
164	NH2+O=NO+H2	5.00E+12	0	0
165	NH+NO=N2O+H	2.40E+15	-0.8	0
166	N2O+H=N2+OH	9.60E+13	0	15100
167	HCN+O=NCO+H	1.40E+04	2.6	4980
168	HCN+O=CN+OH	2.70E+09	1.6	29200
169	HCN+O=NH+CO	3.50E+03	2.6	4980
170	CN+H2O=HCN+OH	8.00E+12	0	7450
171	HCN+OH=HOCN+H	5.90E+04	2.4	12500
172	CN+O2=NCO+O	7.50E+12	0	-389
173	NCO+O=NO+CO	4.70E+13	0	0
174	NCO+NO=N2O+CO	6.20E+17	-1.7	763