

علمی- پژوهشی

# شبیه‌سازی تاثیر نانوکاتالیست‌های موجود در سوخت بر عملکرد احتراق موتور پیش‌رانه مایع با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی

علیرضا پورموید<sup>۲</sup>محمدعلی رنجبر<sup>۱</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک،

دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۲/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۵/۰۸)

## چکیده

در این تحقیق محفظه احتراق موتور پیش‌رانه مایع به صورت عددی و با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی شده است. پس از شبیه‌سازی، چندین روش شامل استفاده از بافل درون محفظه احتراق، نانوکاتالیست و افزایش نسبت هم‌ارزی به منظور بهبود احتراق پیشنهاد شده‌اند. در هر یک از این روش‌ها، دمای احتراق، کسر جرمی سوخت و اکسیدکننده، کسر جرمی محصولات احتراق و کسر جرمی آلاینده‌ها محاسبه و با محفظه ساده مقایسه شده است. نتایج نشان داد که استفاده از این روش‌ها به صورت میانگین موجب افزایش گرمای احتراق به میزان ۲۸/۳۶ درصد، کاهش کسر جرمی سوخت به میزان ۲۷/۹۱ درصد، افزایش کسر جرمی محصولات احتراق کامل شامل آب و نیتروژن و کاهش کسر جرمی آلاینده ناکس به میزان ۲۶/۸۵ درصد می‌شود که آلاینده ناکس به‌عنوان محصول احتراق ناقص می‌باشد و به‌طور کلی کاهش آن نشان دهنده احتراق بهتر است.

**واژه‌های کلیدی:** محفظه احتراق، تراست، دینامیک سیالات محاسباتی، نانوکاتالیست

## Simulation of the Effect of Fuel Nano Catalysts on the Combustion Performance of a Liquid Propellant Engine using Computational Fluid Dynamics

M. A. Ranjbar<sup>1</sup>

A.R. Pourmoayed

Department of Mechanical Engineering,  
Khatmol Anbia Air Defense, Tehran

(Received: 18/May/2019; Accepted: 30/July/2019)

### ABSTRACT

In this research, the combustion chamber of the liquid propellant engine has been simulated numerically by the computational fluid dynamics (CFD) method. After the simulation, several methods have been proposed to improve the combustion. These include using baffle inside the combustion chamber, increasing the equilibrium ratio and the nano catalyst. In each of these methods, the combustion temperature, mass fraction of fuel and oxidizer, mass fraction of combustion products and mass fraction of pollutants were calculated and compared with a simple chamber. The results showed that using these methods increases the combustion heat by 28.36%, reduces fuel mass fraction by 27.91%, increases mass fraction of complete combustion products including water and nitrogen, and reduces NOx pollutant mass fraction by 26.85 as it is known that NOx pollutant is a product of incomplete combustion and generally reducing it results in better combustion.

**Keywords:** Combustion chamber; Thrust, Computational Fluid Dynamics, Nano Catalyst

<sup>۱</sup>- استادیار (نویسنده پاسخگو): m\_a\_ranjbar@hotmail.com

<sup>۲</sup>- استادیار: pourmoayed@mut.ac.ir

## ۱- مقدمه

در محفظه احتراق، مدل‌سازی احتراق و تشعشع ناشی از آن همواره نقش مهمی را ایفا می‌کنند. عملکرد و کارایی موشک‌ها بستگی زیادی به فراهم شدن شرایط مناسب برای احتراق دارد. نسبت سوخت به هوا و هندسه محفظه احتراق از جمله پارامترهای درگیر در طراحی بهینه این وسایل هستند. نوع آلاینده‌های خروجی و تلاش برای کاهش آن‌ها نیز از دیگر نکات مهم این مسئله به شمار می‌روند. سرعت بالای جریان خروجی سوخت محترق شده از موشک، جریان را آشفته می‌کند، که این به نوبه خود بر پیچیدگی موضوع می‌افزاید. محققین برای اختلاط بهتر سوخت و هوا در مسئله‌ی احتراق راه‌های زیادی را پیشنهاد دادند. در طی سالیان گذشته مطالعات گوناگونی در زمینه مدل‌سازی حرارتی و آلاینده‌ی محفظه احتراق صورت گرفته است که در ادامه به برخی از آنان اشاره خواهد شد.

در خصوص شبیه‌سازی عددی محفظه احتراق کارهای زیادی انجام شده است. کامرون و همکاران<sup>۱</sup> [۱] به بررسی مشخصات پروفیل‌های سرعت و دما در محفظه احتراق با جت دیواره پرداخته‌اند. این پژوهش به صورت تجربی بر روی سوخت JP4 صورت گرفته است. از نتایج به دست آمده در این تحقیق، به دست آوردن پروفیل‌های سرعت و دما در حالت دمای ثابت و پروفیل‌های سرعت و دما در حالت واکنشی بوده است. در مقاله‌ای دیگر، زیانی و همکاران [۲] اثر اضافه کردن هیدروژن به احتراق متان را بررسی کردند. در این تحقیق، سه مدل متفاوت آشفته‌گی برای تخمین ویسکوزیته آشفته‌گی مورد استفاده قرار گرفت:  $k-\epsilon$  و مدل اصلاح شده  $k-\epsilon$ . از نتایج به دست آمده آنان می‌توان به این موارد اشاره کرد، که با افزایش هیدروژن دمای احتراق افزایش یافته و متعاقباً منجر به افزایش نرخ تشکیل اکسید نیتروژن نیز می‌گردد. همین‌طور مشاهده شد که با افزایش هیدروژن آلاینده‌هایی نظیر CO و CO<sub>2</sub> کاهش می‌یابد. در میان مدل‌های آشفته‌گی استفاده شده نیز مدل اصلاح شده  $k-\epsilon$  توانایی بیشتری در بیان رفتار آشفته جریان آن هندسه را داشت. شبیه‌سازی احتراق گاز طبیعی و هیدروژن با رقیق‌سازی بخار در محفظه احتراق‌های پیش مخلوط و

RQL توسط جوک و همکاران<sup>۲</sup> [۳] مورد مطالعه قرار گرفت. در این محفظه ۲۳ درصد از کل هوا از طریق تزریق سوخت توسط انژکتور، ۲۴ درصد در ناحیه تزریق هوای مجدد و ۵۳ درصد هوای باقی‌مانده در ناحیه رقیق‌سازی وارد می‌شود. نتایج حاکی از این است که در شرایط مرطوب‌تر تولید اکسید نیتروژن کاهش می‌یابد. همچنین صدور CO با رقیق‌سازی در سطوح پایین توسط بخار تغییر چندان نداشت، اما با افزایش آن به مقدار ۲۰ درصد و بیشتر، CO افزایش می‌یابد. توسعه و پیشرفت پردازنده‌ها مدل‌سازی آشفته‌گی با روش رهیافت گردابه بزرگ را امکان‌پذیر ساخته است، که با استفاده از این مدل سی و همکاران<sup>۳</sup> [۴]، آشفته‌گی یک توربین گاز با دو جریان چرخشی را مدل نمودند. از محفظه‌های دیگر احتراق می‌توان از محفظه احتراق تله ورتکس نام برد که توسط جین و همکاران<sup>۴</sup> [۵] مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته است. در این محفظه احتراق، ورتکس‌ها دو وظیفه را به عهده دارند: اول پایداری شعله و سپس اختلاط سوخت و هوای موجود در ناحیه ورتکس با جریان اصلی. بررسی‌های آنان نشان می‌دهد که با افزایش نسبت سوخت به هوا طول شعله افزایش یافته و همین‌طور با افزایش ماسخ جریان ورودی شعله کوتاه‌تر می‌گردد. اهمیت سرعت هوای ورودی و چرخش آن بر کاهش آلاینده‌گی به صورت تجربی توسط کهلیل و همکاران<sup>۵</sup> [۶] مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت. نتایج مطالعات آن‌ها نشان می‌دهد که آشفته‌گی و نسبت چرخش با افزایش سرعت ورودی هوا افزایش می‌یابد. میزان آلاینده‌گی برای سرعت‌های تزریق هوای متفاوت اندازه‌گیری شده و مشاهده گردید افزایش سرعت به میزان دو برابر اکسید نیتروژن را در حدود ۲۰ درصد کاهش می‌دهد. داده‌های تجربی موجود با مدل‌سازی عددی به کمک مدل احتراقی استهلاک ادی و مدل آشفته‌گی  $k-\epsilon$  استاندارد توسط کورک<sup>۶</sup> [۷] در مقاله‌ای مقایسه شد. در این شبیه‌سازی از تشعشع صرف‌نظر شده و تخمین میزان آلاینده‌گی مورد بررسی قرار نگرفته است. همچنین در این مطالعه کورک به این نکته اشاره کرد که یکی از دلایل

<sup>2</sup> Göke<sup>3</sup> See<sup>5</sup> Jin<sup>5</sup> Khalil<sup>6</sup> Kurreck<sup>1</sup> Cameron

متفاوت کف‌سوز، پهلوسوز حلقوی و پهلوساز همه طرف سوز پرداخته‌اند. طبق نتایج حاصل از این پژوهش، با صرف‌نظر کردن از اثرات جریان گذرا، فشار محفظه احتراق، رابطه مستقیمی با سطح در حال سوزش دارد. همچنین با افزایش فشار محفظه احتراق، اثر پدیده سوزش فرسایشی بر عملکرد موتور کاهش می‌یابد. دارمی‌زاده و انصاری [۱۳]، جریان سرد در فضای بیرون و درون محفظه احتراق از خروجی کمپرسور تا ورودی توربین را شبیه‌سازی عددی نمودند. آن‌ها نشان دادند که استفاده از این مدل می‌تواند کمک شایان توجهی در اصلاح طرح محفظه و اصلاح الگوی جریان نماید. مازتی<sup>۲</sup> [۱۴] بر روی مدل‌سازی عددی و شبیه‌سازی مراحل احتراق در موتورهای موشک هیبریدی مطالعاتی را انجام داده است. هدف اصلی از تحقیق مازتی که در قالب یک رساله دکتری انجام شده است، دسترسی به یک نرم‌افزار قابل اطمینان که قادر به شبیه‌سازی مراحل احتراق در موتورهای موشک هیبریدی می‌باشد، بوده است.

کاتالیست همگن، تک اتم، یون یا مولکول است و با واکنش‌دهنده‌ها هم‌فاز می‌باشد. به بیان دیگر، ذرات کاتالیست همگن می‌توانند به راحتی در مخلوط واکنش حل شوند [۱۵]. کاتالیست همگن در واکنش مصرف شده و مجدداً بازیابی می‌شود. فعالیت بسیار بالا، گزینش‌پذیری و بازده خوب، از محاسن این گونه از کاتالیست می‌باشد. مشکل اصلی در فناوری کاتالیست‌های همگن در آنجاست که پس از اتمام واکنش، جداسازی کاتالیست حل شده از مخلوط نهایی کار ساده‌ای نیست. کاتالیست مناسب، باید سطح فعال زیادی داشته و قابل جداسازی باشد. فناوری نانو، می‌تواند سطح فعال بسیار زیادی را برای کاتالیست فراهم آورد. با آن که سطح فعال نانوکاتالیست‌ها بسیار بالاتر از کاتالیست‌های معمولی است، سطح فعال یک نانوکاتالیست همواره از یک کاتالیزور همگن پایین‌تر است (کاتالیزور همگن با انحلال خود در تماس کامل با محتویات واکنش قرار دارد). در مقابل، نانوذرات کاتالیستی به دلیل ابعاد بزرگ‌تر نسبت به ذرات کاتالیست همگن، در محلول واکنش حل نشده و به سادگی قابل جداسازی هستند. سطح فعال زیاد به همراه قابلیت جداسازی کاتالیست در پایان واکنش،

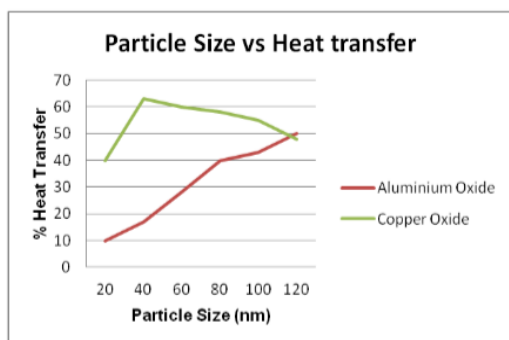
اختلاف نتایج مدل‌سازی و نتایج تجربی عدم شبیه‌سازی تشعشع می‌باشد. تهرانی و همکاران [۸] در تحقیقی به مدل‌سازی این محفظه احتراق با بهره گرفتن از مدل PDF و مدل آشفستگی  $k-\epsilon$  پرداختند. با مقایسه نتایج آنان و کار پیشین مشاهده شد که مدل ارائه شده آنان توانسته است توضیح بهتری از رفتار محفظه احتراق جت پایدار بدهد. آن‌ها همچنین نشان دادند که صرف‌نظر کردن از تشعشع می‌تواند منجر به عدم تخمین مناسب اکسید نیتروژن تا چندین برابر مقدار واقعی گردد. در یک تحقیق تأثیر نانو ذرات آلومینیم پرسرعت سوزش و خواص احتراقی پیش‌رانه‌های جامد مرکب توسط وزیری و موسوی مطلق [۹] بررسی شد. آن‌ها گزارش کردند که افزایش سرعت سوزش هنگام استفاده از نانو ذرات آلومینیم وابسته به اندازه ذرات آلومینیم است و با کاهش اندازه ذرات آلومینیم سرعت سوزش به میزان چشمگیری افزایش می‌یابد. در تحقیق دیگری تأثیر نانوکاتالیست هیبریدی بر پایه نانولوله‌های کربنی در سوخت دیزل بر عملکرد و آلاینده‌های موتورهای دیزل به صورت تجربی توسط میرزا جان زاده و همکاران انجام شد [۱۰]. آن‌ها گزارش کردند که نانو بودن ذرات کاتالیست و در نتیجه سطح بالای تماس با سوخت و همچنین توزیع‌پذیری مناسب در سوخت همراه با انجام واکنش اکسیداسیون کاتالیستی، باعث پیشرفت مسیر واکنش احتراق به سمت احتراق کامل شده و موجب کاهش آلاینده‌های سوخت شامل ترکیبات اکسیدهای نیتروژن ( $NO_x$ ) حداکثر تا ۱۷/۸۴ درصد، مونوکسید کربن ( $CO$ ) حداکثر تا ۱۲/۷ درصد، هیدروکربن‌های نسوخته حداکثر تا ۳۰/۷۷ درصد و دوده حداکثر تا ۶۳/۲۰ درصد می‌شود. همچنین بهبود عملکرد در پارامترهای موتور شامل توان حداکثر تا ۳/۷۷ درصد افزایش، گشتاور بسته به نوع سوخت حداکثر تا ۱/۴۴ درصد افزایش و کاهش مصرف سوخت ویژه ترمزی (حداکثر تا ۴/۷۴ درصد کاهش) مشاهده شد. سو و زهو<sup>۱</sup> [۱۱] در مقاله‌ای تحت عنوان "تحلیل عددی شرایط ترمودینامیکی در محفظه احتراق در حالت دوبعدی و مقارن محوری"، اثرات نسبی تعادل، دمای واکنش و چرخش در یک محفظه احتراق استوانه‌ای را بررسی کردند. توکلی فر و فخاری [۱۲] در تحقیقی به مطالعه تجربی و عددی رفتار بالستیک داخلی موتور موشک برای سه گرین

<sup>2</sup> Mazzetti<sup>1</sup> Su and Zhou

همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌گردد محفظه احتراق از نوع استوانه‌ای بوده و به‌صورت سه‌بعدی مدل‌سازی شده است. برای این محفظه دو ورودی برای اکسیدکننده و یک ورودی برای سوخت در نظر گرفته شده است. همچنین یک خروجی در انتهای محفظه برای خروجی محصولات احتراق تعبیه شده است. ورودی‌های اکسیدکننده به موازات بدنه و در امتداد محور  $z$  می‌باشند. مرکز مختصات در محل ورودی سوخت در نظر گرفته شده است. خط مرکزی داده‌برداری از ورودی سوخت (نقطه صفر) تا خروجی در امتداد محور  $z$  می‌باشد.

با توجه به موارد ذکر شده در بخش مقدمه در خصوص کاتالیست‌ها از مدل تک فاز به دلیل داشتن دقت بالاتر در مقایسه با سایر مدل‌ها استفاده شده است که خواص این نوع سوخت با توجه معادلات تک فاز استخراج شده و در مدل‌سازی تعریف شده است.

در این تحقیق همچنین از هیدرازین به‌عنوان سوخت استفاده شده که احتراق این نوع سوخت از نوع خودبه‌خودی بوده و نیازی به سیستم جرقه‌زنی ندارد و اکسید نیتروژن به‌عنوان اکسیدکننده انتخاب شده است. همچنین از نانوکاتالیست اکسید مس به‌دلیل هدایت حرارتی بالایی که نسبت به سایر نانو ذرات دارد استفاده شده است که یک نمونه آن در شکل ۲ مشاهده می‌شود [۱۶].



شکل (۲): مقایسه هدایت حرارتی نانو اکسیدهای مس و آلومینیوم [۱۵].

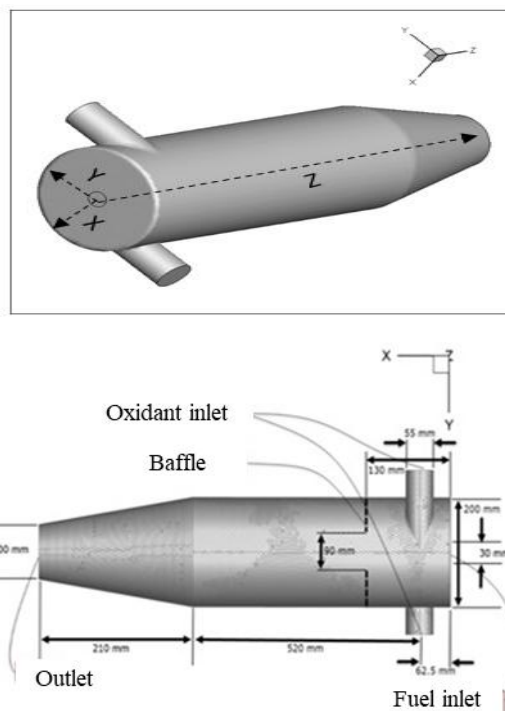
خواص سوخت و اکسیدکننده و نانوکاتالیست اکسید مس در جدول ۱ نمایش داده شده است.

از نانوکاتالیست‌ها پلی میان کاتالیست‌های همگن و ناهمگن ساخته است.

در تحقیق حاضر احتراق سوخت و هوا درون یک محفظه همراه با نازل مدل‌سازی شده است. همچنین برای بهبود احتراق از نانوکاتالیست اکسید مس در سوخت در غلظت‌های ۲/۵ درصد و ۵ درصد استفاده شده است که در مدل‌سازی این نانوکاتالیست از حالت تک فاز استفاده شده است. سپس محصولات احتراق در خروجی مدل‌سازی شده و اثرات کسر حجمی سوخت و هوا بر احتراق مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین در ادامه از بعضی از تکنیک‌های رایج مثل اضافه کردن بافل به محفظه احتراق برای مخلوط کردن بهتر سوخت و هوا استفاده گردیده است. در پایان هم مقایسه‌ای بین مدل‌های مختلف آشفستگی برای حل عددی مسئله صورت گرفته که دقیق‌ترین و کم‌زمان‌ترین روش مشخص می‌شود.

## ۲- مدل هندسی

شکل ۱ نمای شماتیک محفظه احتراق مدل شده را نشان می‌دهد.



شکل (۱): نمای شماتیک محفظه احتراق موتور پیش‌رانه مایع مدل شده

که  $N$  یک تابع بی‌بعد از غلظت حجمی نانوذره، قطر نانو ذرات و ویسکوزیته سیال می‌باشد و از رابطه (۴) محاسبه می‌شود:

$$N = \mu_f^{-1} [(n_1 d_p + n_2) \varphi + (n_3 d_p + n_4)]$$

$$n_1 = -0.000001113 \frac{kg}{m^2 s}, \quad (4)$$

$$n_2 = -0.000002771 \frac{kg}{m^2 s}$$

$$n_3 = 0.00000009 \frac{kg}{m^2 s},$$

$$n_4 = -0.000000393 \frac{kg}{m^2 s}$$

در معادله (۳)،  $V_B$  و  $\delta$  به ترتیب فاصله بین ذرات و سرعت برونینی از نانو ذرات هستند که این پارامترها به وسیله معادله (۵) و (۶) تعیین می‌شوند.

$$\delta = \sqrt[3]{\frac{\pi}{6\varphi}} d_p, \quad V_B = \frac{1}{d_p} \sqrt{\frac{18K_B T}{\pi \rho_p d_p}} \quad (5)$$

در معادله (۵)،  $d_p$  و  $K_B$  به ترتیب قطر نانو ذرات و ثابت بولتزمن هستند.

$$\frac{K_{eff}}{\rho_f} = 1 + 64.7 \times \varphi^{0.7460} \left(\frac{d_f}{d_p}\right)^{0.3690} \left(\frac{K_p}{K_f}\right)^{0.7476} \times Pr^{0.9955} \quad (6)$$

$$\times Re^{1.2321}$$

که  $d_f$  قطر مولکول آب می‌باشد. عدد رینولدز و پراکتل در معادله (۶) از رابطه (۷) محاسبه می‌شوند.

$$Pr = \frac{\mu}{\rho_f \alpha_f}, \quad Re = \frac{\rho_f K_B T}{3\pi \mu^2 l_{BF}} \quad (7)$$

در معادله (۷)،  $l_{BF}$  مسیر آزاد متوسط آب می‌باشد و  $\mu$  از رابطه (۸) تعیین می‌شود:

$$\mu = 2.414 \times 10^{-5} \times 10^{\frac{247.8}{T-140}} \quad (8)$$

### جدول (۱): خواص سوخت و اکسیدکننده

سوخت (هیدرازین)	
۱/۰۱۴	دانسیته ( $kg/m^3$ )
۴/۸۳	نرخ جریان
۰/۸۷۶	گرانروی (cp)
	هدایت حرارتی در فشار
۰/۳۲	۰/۱۰۱ مگاپاسکال ( $W/mK$ )
	و دمای ۲۹۳/۲ درجه کلوین
اکسیدکننده (اکسید نیتروژن)	
۱/۴۵۷	دانسیته ( $kg/m^3$ )
۵/۸۰	نرخ جریان
	هدایت حرارتی در فشار
۳۳/۱	۱ بار ( $mW/mK$ )
نانوکاتالیست (اکسید مس)	
۲/۹	دانسیته ( $kg/m^3$ )
	شکل
۱۲	سایز (نانومتر)

### ۳- خواص ترموفیزیکی مخلوط سوخت و نانوکاتالیست

دانسیته مؤثر، ویسکوزیته مؤثر، هدایت حرارتی مؤثر و ظرفیت گرمای ویژه برای مخلوط سوخت و نانوکاتالیست از رابطه (۱) محاسبه می‌گردد. دانسیته مؤثر:

$$\rho_{eff} = (1 - \varphi)\rho_f + \varphi\rho_p \quad (1)$$

که  $\varphi$  غلظت حجمی ذره و  $\rho_f$  و  $\rho_p$  به ترتیب مربوط به سیال و ذره می‌باشند. علاوه بر این تأثیر گرمای ویژه از معادله (۲) محاسبه می‌شود:

$$C_{eff} = \frac{(1 - \varphi)\rho_f C_f + \varphi\rho_p C_p}{\rho_{eff}} \quad (2)$$

یک مدل تئوری برای تأثیر ویسکوزیته دینامیکی توسط معصومی و همکاران [۱۷] ارائه شده است که این مدل به شکل معادله (۳) می‌باشد:

$$\mu_{eff} = \mu_f + \frac{\rho_p V_B d_p^2}{72N\delta} \quad (3)$$

$$F + rO \rightarrow (1 + r)P \quad (12)$$

که  $\Gamma$  نسبت سوخت به هوا بر مبنای جرمی است. در این معادله، نسبت تعادل از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$\phi = \frac{\left(\frac{fuel}{air}\right)_{actual}}{\left(\frac{fuel}{air}\right)_{stoichiometric}} \quad (13)$$

که معادله ۱۳ تحت شرایط مخلوط کلی به صورت زیر نوشته می شود:

$$\phi F + rO \rightarrow (\phi + r)P \quad (14)$$

با توجه به سمت چپ این معادله کسر مخلوط برای یک سیستم در حالت کلی به صورت زیر تعریف می شود:

$$f = \frac{\phi}{\phi + r} \quad (15)$$

توانایی دیدگاه مدل سازی کسر مخلوط این است که تمامی واکنش های شیمیایی را تنها در یک یا دو کسر مخلوط خلاصه می کند. تحت فرض تعادل شیمیایی تمامی پارامتر های شیمیایی (کسر اجزاء، دانسیته و دما) تابع کسر مخلوط هستند.

برای یک سیستم آدیاباتیک مقدار کسر جرمی آنی، دانسیته و دما تنها وابسته به کسر مخلوط آنی می باشند.

$$\phi_i = \phi_i(f) \quad (16)$$

در معادله فوق  $\phi_i$  بیانگر کسر جرمی اجزاء، دانسیته و دما است. در موارد غیر آدیاباتیک اثر جذب و دفع حرارت هم وارد می شود.

$$\phi_i = \phi_i(f, H) \quad (17)$$

#### ۵- مدل سازی برهم کنش آشفستگی-واکنش

##### شیمیایی

معادله (۱۵) بیان کننده رابطه کسر مخلوط و کسرهای اجزاء، دانسیته و دما تحت فرض تعادل شیمیایی هستند. برای پیش بینی جریان های واکنشی آشفته در این تحقیق با استفاده از دیدگاه تابع دانسیته احتمالی به تخمین مقادیر متوسط این مقادیر نوسانی پرداخته شده است. تابع دانسیته احتمالی  $p(f)$  را می توان به معنای کسری از زمان که سیال

#### ۴- مدل احتراقی

در این تحقیق از مدل احتراق غیر پیش آمیخته استفاده شده است. در این دیدگاه معادلات انتقال اجزاء به طور جداگانه حل نمی شوند. در عوض معادلات انتقال برای یک یا دو ترم پایدار حل شده و غلظت اجزای از توزیع کسر مخلوط پیش بینی شده به دست می آید. همچنین سازوکارهای واکنش مورد احتیاج نیستند و اجزاء و دماها توسط تعادل شیمیایی مدل می شوند. در این مدل خواص ترموشیمیایی تنها توسط یک پارامتر کسر مخلوط تعیین می شود. کسر مخلوط،  $f$ ، کسر جرمی است که از جریان سوخت ناشی می شود. دیدگاه مدل سازی غیر پیش آمیخته به طور خاص برای شعله های دیفیوژن آشفستگی بیان گردیده است. اساس دیدگاه مدل سازی غیر پیش آمیخته بر پایه فرض ساده کننده ای بنا شده است که کلیه خواص ترموشیمیایی سیال وابسته به یک مقدار پایدار به نام کسر مخلوط است. کسر مخلوط را بسته به کسر جرمی می توان نوشت:

$$f = \frac{Z_i - Z_{i,ox}}{Z_{i,fuel} - Z_{i,ox}} \quad (9)$$

که  $Z_i$  کسر جرمی جزء  $i$  است. زیر نویس  $ex$  بیانگر آن جزء در جریان اکسید کننده ورودی و زیر نویس  $fuel$  مقدار آن را در جریان سوخت ورودی بیان می کند. مجموع همه کسرهای مخلوط در سیستم پایدار برابر با یک است. معادله کسر مخلوط به شکل زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \bar{f}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu_t \frac{\partial \bar{f}}{\partial x_j} \right) + S_m \quad (10)$$

که در آن،  $S_m$  به دلیل انتقال جرم ذرات واکنشی می باشد. همچنین یک معادله برای اختلاف کسر مخلوط  $\bar{f}^2$  حل می گردد.

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \bar{f}^2) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu_t \frac{\partial \bar{f}^2}{\partial x_j} \right) + C_g \mu_t \left( \frac{\partial \bar{f}}{\partial x_j} \right) - C_d \rho \frac{\epsilon}{k} \bar{f}^2 \quad (11)$$

مقادیر  $\sigma_t$ ،  $C_g$  و  $C_d$  به ترتیب برابر با ۰٫۸، ۲٫۸۶ و ۲ هستند [۱۸]. با در نظر گرفتن یک احتراق ساده که شامل جریان سوخت، جریان اکسید کننده و محصولات است:

### ۷- مدل‌سازی تشعشع

معادله انتقال تشعشعی<sup>۱</sup> برای محیط جاذب، ناشر و پراکنده در موقعیت  $\vec{r}$  و در جهت  $\vec{s}$  به شکل زیر است [۲۰]:

$$\frac{dI(\vec{r}, \vec{s})}{ds} + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \Phi(\vec{s}, \vec{s}') d\Omega' \quad (22)$$

مدل‌های تشعشع به ضریب جذب  $a$  به‌عنوان ورودی نیاز دارند.  $a$  و ضریب پراکندگی  $\sigma_s$  می‌توانند ثابت باشند.  $a$  همچنین می‌تواند تابعی از غلظت محلی، طول مسیر و فشار کل باشد. برای محاسبه ضریب جذب متغیر، از مدل توزیع وزنی مجموع گازهای خاکستری<sup>۲</sup> استفاده شده است. فرض اساسی در این مدل این است که تشعشع کل در طول فاصله  $s$  را می‌تواند به صورت زیر ارائه کرد:

$$\epsilon = \sum_{i=0}^I a_{\epsilon,i}(T) (1 - e^{-k_i ps}) \quad (23)$$

که در آن،  $a_{\epsilon,i}$  فاکتور وزنی توان صدور برای گاز خاکستری ساختگی نام می‌باشد. کمیت داخل پرانتز توان صدور گاز خاکستری ساختگی نام است،  $k_i$  ضریب جذب گاز خاکستری نام،  $p$  مجموع فشارهای جزئی تمامی گازهای جذب‌کننده و  $s$  طول مسیر است. برای  $a_{\epsilon,i}$  و  $k_i$  از مقادیر به‌دست‌آمده از مراجع [۲۱] و [۲۲] استفاده می‌شود. این مقادیر به ترکیبات گاز بستگی دارد. همچنین مقدار  $a_{\epsilon,i}$  به درجه حرارت نیز وابسته است. وابستگی به دما در  $a_{\epsilon,i}$  را می‌توان با هر تابعی تقریب زد، اما معمول‌ترین تقریب به‌صورت زیر است:

$$a_{\epsilon,i} = \sum_{j=1}^J b_{\epsilon,i,j} (T^{j-1}) \quad (24)$$

که در آن،  $b_{\epsilon,i,j}$  ضرایب چند جمله‌ای برای دمای گاز صدور کننده می‌باشد. ضرایب  $b_{\epsilon,i,j}$  و  $k_i$  توسط رابطه برآزش که به صورت تجربی به‌دست آمده است برآورد می‌شود [۲۱-۲۳].

### ۸- شرایط مرزی

در این مطالعه از شرایط مرزی زیر استفاده شده است:

در حوالی حالت  $f$  قرار دارد تعریف کرد. که شکل ریاضی آن بدین صورت نوشته می‌شود:

$$p(f) \Delta f = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \sum_i \tau_i \quad (18)$$

که در آن،  $T$  مقیاس زمانی و  $\tau_i$  مقادیر زمانی است که  $f$  بازه  $\Delta f$  وجود دارد. شکل تابع  $p(f)$  به ماهیت نوسانات آشفته‌گی  $f$  بستگی دارد. در حالت کاربردی  $p(f)$  مجهول است و از تابع ریاضیاتی که شکل واقعی PDF (که به صورت تجربی مشاهده شده) را تخمین می‌زند به‌دست می‌آید. با تابع دانسیته احتمالی  $p(f)$  که بیان‌کننده نوسانات زمانی  $f$  در جریان آشفته است می‌توان مقادیر متوسطی که تابع کسر مخلوط هستند را به‌دست آورد. دانسیته وزنی متوسط کسر جرمی اجزا و دما می‌تواند بدین صورت محاسبه شود:

$$\bar{\Phi}_1 = \int_0^1 p(f) \phi(f) df \quad (19)$$

### ۶- مدل‌سازی اکسید های نیتروژن

در مدل حاضر تنها تشکیل اکسید نیتروژن حرارتی پیش‌بینی شده و از دیگر سازوکارهای تشکیل آن صرف نظر شد. به دلیل مقدار و سهم کم اکسید نیتروژن در کل جریان هوا و سوخت نمی‌تواند تاثیر زیادی در میدان‌های جریان و خصوصیات آن داشته باشد. از این رو حل این معادله پس از به‌دست آمدن میدان کلی جریان و همگرایی کامل آنان صورت گرفت. تشکیل اکسید نیتروژن حرارتی بر اساس واکنش‌های زیلدوویچ به‌صورت زیر بیان می‌شود [۱۹]:

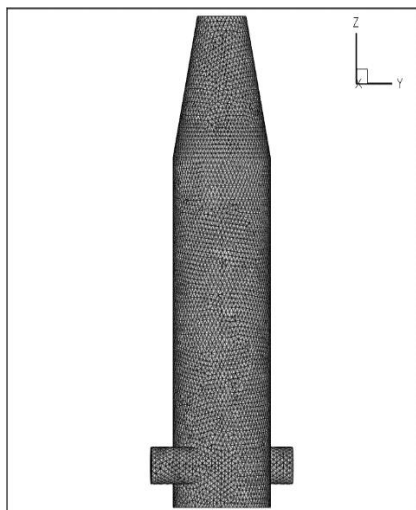


با فرض حالت پایداری غلظت اجزای اتم‌های نیتروژن، می‌توان نرخ تشکیل اکسید نیتروژن را با رابطه زیر محاسبه نمود:

$$\frac{d[NO]}{dt} = 2K_{f,1}[O][N_2] \frac{\left(1 - \frac{K_{r,1}K_{r,2}[NO]^2}{K_{f,1}[N_2]K_{f,2}[O_2]}\right)}{\left(1 + \frac{K_{r,1}[NO]}{K_{f,2}[O_2] + K_{f,3}[OH]}\right)} \quad (21)$$

<sup>1</sup>RTE

<sup>2</sup>WSGGM



شکل (۳): نمونه شبکه مورد استفاده در نزدیکی دیواره محفظه احتراق

جدول (۲): آزمون استقلال از شبکه

شماره	تعداد شبکه	کسر جرمی سوخت در درصد خروجی محفظه احتراق	
		اختلاف	درصد
۱	۲۷۰۰۰	۰/۱۴۹۶	٪۱/۳
۲	۵۴۰۰۰	۰/۱۵۱۶	٪۰/۹
۳	۱۰۸۰۰۰	۰/۱۵۳۰	٪۰/۳
۴	۲۱۶۰۰۰	۰/۱۵۳۵	----

## ۱۱- مدل سازی آشفستگی و اعتبارسنجی نتایج حل عددی

از آنجا که  $Y+$  معیار مهمی در صحت استفاده از مدل سازی های آشفستگی می باشد و همان گونه که در منابع مدل سازی آشفستگی اشاره شده است، شبکه بندی که شرط  $Y+ < 25$  را بدون استفاده از توابع اصلاح دیواره ارضا کند، برای حل جریان آشفته مناسب می باشد. در حل حاضر، این شرط ارضا می شود و بنابراین، با شبکه انتخاب شده، ساختارهای آشفستگی تولید شده از دیواره به طور مناسب مدل سازی شده اند. از آنجا که استفاده از توابع اصلاح دیواره در چنین شبکه هایی ممکن است باعث ایجاد خطا در نتایج شود و همگرایی حل را با مشکل مواجه کند، در تحلیل های انجام شده از توابع اصلاح دیواره استفاده نشده است [۲۴-۲۷].

در ورودی محفظه احتراق از شرط مرزی سرعت ورودی به شکل رابطه (۲۵)، استفاده شده است.

$$U = U_{in}, T = T_{in}, Y_i = Y_{i,in} \quad (25)$$

در خروجی محفظه احتراق از شرط مرزی گرادیان های ثابت استفاده شده است. این شرط مرزی به صورت رابطه (۲۶) است:

$$\frac{\partial U}{\partial X} = 0, \quad \frac{\partial T}{\partial X} = 0, \quad \frac{\partial Y_i}{\partial X} = 0 \quad (26)$$

روی دیواره محفظه احتراق از شرط مرزی عدم لغزش و دیواره غیرقابل نفوذ برای معادله ممنتوم استفاده شده است. همچنین گرادیان جزء جرمی عمود بر دیوار صفر در نظر گرفته شده و برای معادلات انرژی از شرط دما ثابت استفاده شده است.

## ۹- شیوه حل عددی

معادلات حاکم مطابق با شرایط مرزی مربوطه از روش حجم محدود و حل گر فشار مبنا حل می شوند. ارتباط بین ترم های فشار و سرعت به وسیله ی الگوریتم سیمپل برقرار شده و تمامی معادلات با استفاده از طرح بالادست مرتبه ی دوم گسسته سازی می شوند. معیار همگرایی برای تمام معادلات  $10^{-6}$  در نظر گرفته شده و تمام شبیه سازی ها با استفاده از نرم افزار فلوئنت انجام شده اند.

## ۱۰- بررسی استقلال از شبکه

هندسه مورد بررسی در این تحقیق، ابتدا در نرم افزار گمبیت مدل سازی و شبکه بندی می گردد. شکل ۳ یک نمونه از شبکه استفاده شده در این مسئله در اطراف دیواره محفظه احتراق را نشان می دهد. همان طور که در این شکل نمایش داده شده است، یک شبکه مثلثی، یکنواخت و سه بعدی در این مسئله استفاده شده است. به منظور بررسی استقلال از شبکه، مقدار کسر جرمی سوخت در خروجی محفظه احتراق برای چهار شبکه با ابعاد مختلف محاسبه شده و نتایج آن در جدول ۲ نشان داده شده است. همان طوری که در این جدول مشاهده می شود، شبکه با تعداد گره ۱۰۸۰۰۰ از دقت لازم برای استفاده در این مسئله برخوردار می باشد.

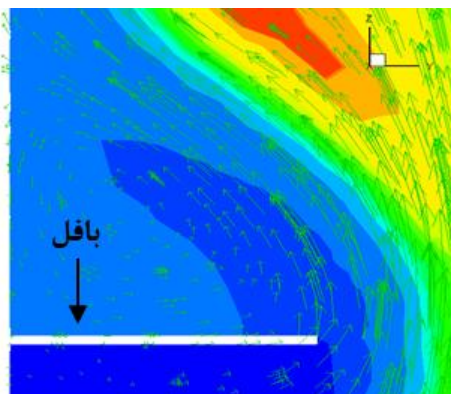


همان‌طور که از شکل ۴ مشاهده می‌گردد، تطابق بسیار خوبی بین نتایج آزمایشگاهی و عددی وجود دارد که بیانگر دقت بالای حل عددی می‌باشد. همچنین روش SST-k $\omega$  دارای دقت به مراتب بالاتری نسبت به روش k $\omega$  و RSM می‌باشد. بنابراین برای مدل‌سازی آشفستگی در این مقاله از روش SST-k $\omega$  استفاده می‌شود

## ۱۲- نتایج و بحث

در این بخش به ارائه نتایج شبیه‌سازی و به معرفی چند روش برای بهبود احتراق درون محفظه احتراق موشک پرداخته می‌شود. این روش‌ها شامل استفاده از نانوکاتالیست در سوخت با غلظت‌های ۲/۵٪ و ۵٪، استفاده از بافل درون محفظه احتراق که با ایجاد جریان چرخشی باعث اختلاط بهتر سوخت و اکسیدکننده می‌شود، می‌باشند.

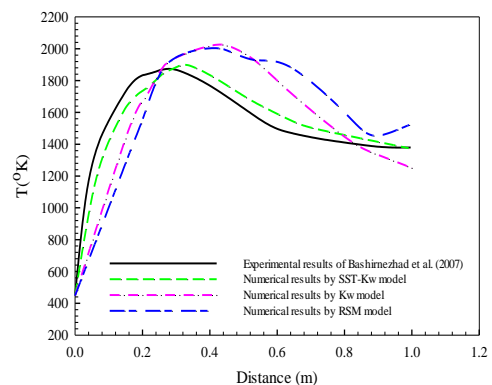
در طراحی این مدل، محفظه سوخت به‌گونه‌ای می‌باشد که جریان اکسیدکننده به‌صورت مماس بر دیواره محفظه سوخت وارد می‌شود که این کار باعث ایجاد جریان چرخشی در داخل محفظه و اختلاط بهتر سوخت با اکسیدکننده می‌شود و باعث مصرف کامل مواد سوختی و افزایش عملکرد موتور می‌شود. همچنین از بافل در تولید جریانی که باعث اختلاط بهتر مواد سوختی می‌گردد نیز استفاده می‌شود. بافل‌های به‌کار رفته به طول ۵۵ میلی‌متر (هم اندازه با قطر ورودی مجرای اکسیدکننده و به موازات محور طولی آن) می‌باشند که در فاصله ۱۳۰ میلی‌متری از ابتدای دیواره محفظه سوخت قرار گرفته‌اند و یک مجرای ۹۰ میلی‌متری برای عبور مخلوط ایجاد می‌کنند. اثر استفاده از بافل و چرخش جریان ایجاد شده در شکل ۵ دیده می‌شود.



شکل (۵): گردابه ایجاد شده بر اثر بافل

همچنین به‌منظور بررسی دقت حل عددی و اعتبارسنجی نتایج، لازم است نتایج به‌دست‌آمده از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه گردند.

شکل ۴ مقایسه بین حل عددی حاضر و نتایج آزمایشگاهی بشیرنژاد و همکاران [۲۴] برای تغییرات دما روی خط مرکز یک محفظه احتراق را نشان می‌دهد.

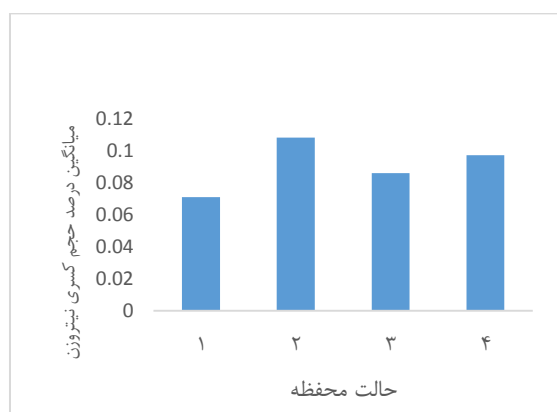


شکل (۴): اعتبارسنجی حل عددی حاضر (تغییرات دما در محفظه احتراق در راستای محور طولی Z)

در تحقیق مورد نظر، بشیرزاده به‌صورت تجربی به بررسی تاثیر زاویه پاشش سوخت پرداخته است. در این کار آزمایشگاهی یکی از نمودارهای ارائه شده تغییرات دما روی مرکز یک محفظه احتراق بوده است که جهت صحت‌سنجی به‌کار رفته است. برای شبیه‌سازی عددی از سه روش k $\omega$ ، SST-k $\omega$  و RSM استفاده شده است. در این مقاله برای مدل‌سازی آشفستگی از مدل کی امگا اس اس تی استفاده شده است. مدل کی امگا اس اس تی، جز مدل‌های دو معادله‌ای می‌باشد که در حقیقت ترکیبی از دو مدل کی امگا استاندارد و مدل کی اپسیلون می‌باشد.

مدل کی امگا اس اس تی به‌طور موثری از قدرت و دقت فرمولاسیون مدل کی امگا استاندارد در نزدیکی دیواره‌ها و همچنین از استقلال مدل کی اپسیلون از خواص آشفستگی جریان ورودی در بالادست بهره می‌برد. مدل کی امگا اس اس تی در دور دست مشابه با مدل کی اپسیلون رفتار می‌کند و به همین علت از مشکل مدل کی امگا استاندارد که به شدت به خواص آشفستگی جریان ورودی حساس است، رهایی پیدا کرده است. به همین دلیل مدل کی امگا اس اس تی نسبت به هر دو مدل کی امگا استاندارد و کی اپسیلون از عملکرد بهتری برخوردار است.

می‌باشد. مشاهده می‌شود که با اضافه شدن بافل و نانو کاتالیست با درصدهای ۲/۵ و ۵، میزان نیتروژن به ترتیب ۵۲/۱، ۲۱/۱۳ و ۳۶/۶۲ درصد افزایش یافته که نشان دهنده بهبود عملکرد است. همچنین مشاهده می‌شود که تاثیر بافل از اضافه کردن نانوکاتالیست بیشتر بوده است.



شکل (۷): میانگین درصد حجم کسری نیتروژن محفظه در ۴ حالت سوخت

شکل ۸-الف کانتورهای دما، شکل ۸-ب کانتورهای کسر جرمی سوخت، شکل ۸-پ کانتورهای کسر جرمی نیتروژن و شکل ۸-ت کانتورهای کسر جرمی آب برای چهار حالت بیان شده مختلف را نشان می‌دهد. لازم به توضیح می‌باشد که آب نیز همانند نیتروژن جزء محصولات احتراق کامل شناخته می‌شود و هر چه کسر جرمی آن در خروجی محفظه احتراق بیشتر باشد بیانگر احتراق مطلوب‌تری می‌باشد. همچنین هر چه کسر جرمی سوخت در خروجی محفظه احتراق کمتر باشد بیانگر احتراق بهتر می‌باشد زیرا نشان می‌دهد که سوخت بیشتری مصرف شده است. از این شکل‌ها مشاهده می‌شود که با اضافه کردن بافل به دلیل اختلاط بهتر سوخت و اکسیدکننده احتراق بهتری صورت گرفته و دمای محصولات احتراق در خروجی محفظه احتراق بیشتر می‌شود. همچنین اضافه کردن نانوکاتالیست اکسید مس به سوخت در غلظت‌های ۲/۵ و ۵ درصد، سبب بهبود خواص احتراقی پیش‌رانه می‌شود که موجب احتراق بهتر و افزایش دمای محصولات و عملکرد بهتر سیستم می‌گردد.

کانتورهای محفظه احتراق در ۴ حالت زیر نمایش داده شده است:

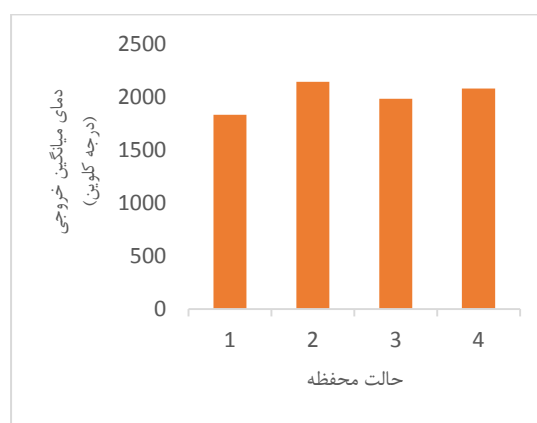
حالت ۱: سوخت بدون نانوکاتالیست درون محفظه احتراق بدون بافل

حالت ۲: سوخت بدون نانوکاتالیست درون محفظه احتراق با بافل

حالت ۳: سوخت حاوی نانوکاتالیست درون محفظه احتراق بدون بافل با غلظت ۲/۵٪

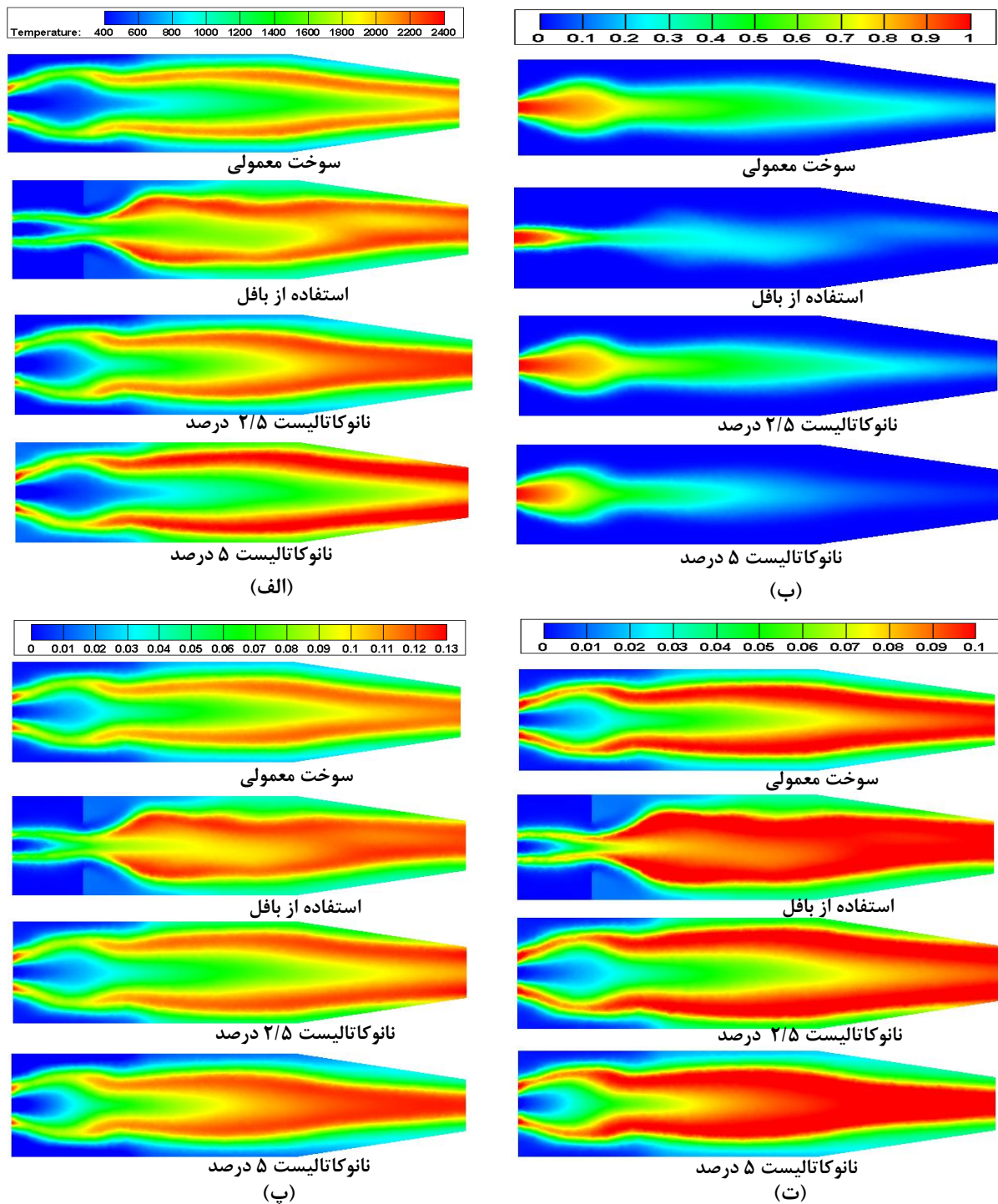
حالت ۴: سوخت حاوی نانوکاتالیست درون محفظه احتراق بدون بافل با غلظت ۵٪

شکل ۶ نشان دهنده میانگین دمای خروجی محفظه در ۴ حالت ذکر شده می‌باشد. هر چه دمای خروجی محفظه احتراق بیشتر باشد بیانگر احتراق بهتر و خروجی گازها با شدت بیشتر و در نهایت راندمان بهتر موشک می‌باشد. از شکل ۴ مشاهده می‌شود که استفاده از حالت ۲ حدود ۱۶/۸۳ درصد رشد و نانو کاتالیست با حالت‌های ۳ و ۴ به ترتیب ۸/۱ و ۱۳/۳۷ درصد افزایش در میانگین دمای خروجی محفظه را نشان می‌دهند.



شکل (۶): میانگین دمای خروجی از محفظه در ۴ حالت

نیتروژن به‌عنوان یکی از محصولات احتراق کامل شناخته شده و هر چه کسر جرمی آن در خروجی محفظه احتراق بیشتر باشد بیانگر احتراق بهتر می‌باشد، زیرا نشان می‌دهد که محصول احتراق بیشتری تولید شده است. شکل ۷ نشان دهنده درصد کسر جرمی نیتروژن در محفظه سوخت



شکل (۸): کانتورهای (الف) دما، (ب) کسر جرمی سوخت، (پ) کسر جرمی نیتروژن و (ت) کسر جرمی آب برای چهار حالت

یعنی آب و نیتروژن در طول محفظه احتراق افزایش می‌یابد. همچنین از این شکل مشاهده می‌شود که کسر جرمی اکسیدکننده در فاصله کمی از ورودی محفظه احتراق صفر می‌شود که بیانگر کمبود سوخت در محفظه احتراق می‌باشد.

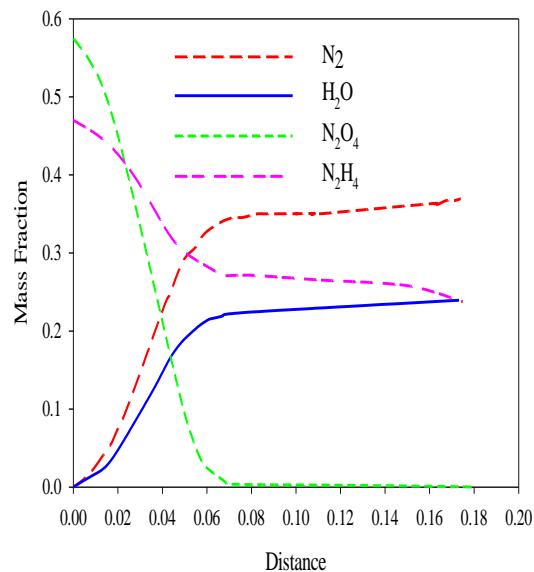
شکل ۹ نمودار کسر جرمی گونه‌های احتراقی را در طول محفظه احتراق نشان می‌دهد. از این شکل مشاهده می‌شود که کسر جرمی سوخت و اکسیدکننده در طول محفظه احتراق کاهش ولی کسر جرمی محصولات احتراق

کشیده می‌شود که می‌تواند بیانگر افزایش زمان احتراق و برد طولانی‌تر موشک باشد. در نسبت هم ارزی ۰/۵ احتراق حتی به انتهای خروجی محفظه نمی‌رسد لذا پارامتر هم ارزی یک پارامتر مهم در محفظه احتراق می‌باشد که مقدار بهینه آن باید انتخاب شود.

شکل‌های ۱۱-ب و پ کانتور تأثیر نسبت هم ارزی بر کسر جرمی‌های آب و نیتروژن را نشان می‌دهند. همان طوری که قبلاً هم بیان شد آب به‌عنوان یکی از محصولات احتراق کامل می‌باشد. از این شکل‌ها مشاهده می‌گردد که با افزایش نسبت هم ارزی، کسر جرمی آب در خروجی محفظه احتراق افزایش می‌یابد که این نشانگر احتراق بهتری می‌باشد. دلیل این امر هم این است که با افزایش نسبت هم ارزی، سوخت بیشتری فراهم شده و در نتیجه احتراق بهتری انجام می‌شود که به نوبه خود منجر به افزایش محصولات احتراق کامل می‌گردد.

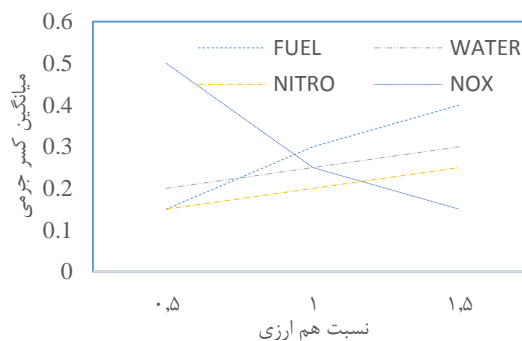
شکل ۱۱-ت کانتور تأثیر نسبت هم ارزی بر کسر جرمی آلاینده ناکس را نشان می‌دهد. همان طوری که قبلاً هم بیان شد آلاینده ناکس به‌عنوان یکی از محصولات احتراق ناقص می‌باشد. بنابراین، هر چه مقدار آن در خروجی کمتر باشد نشانگر این است که احتراق بهتری صورت گرفته است. از این شکل مشاهده می‌گردد که با افزایش نسبت هم ارزی، کسر جرمی آلاینده ناکس در خروجی محفظه احتراق کاهش می‌یابد که این نشانگر احتراق بهتری می‌باشد. دلیل این امر هم مانند حالت قبل این است که با افزایش نسبت هم ارزی، سوخت بیشتری فراهم شده و در نتیجه احتراق بهتری انجام می‌شود که به نوبه خود منجر به کاهش محصولات احتراق ناقص و آلاینده‌ها می‌گردد.

شکل ۱۲ نمودار دما در خط مرکزی محفظه احتراق بر حسب فاصله از دیواره ورودی را نشان می‌دهد. همان طور که مشاهده می‌شود بیشینه دما با افزایش غلظت نانو ذرات افزایش می‌یابد، به طوری که مقدار بیشینه دما در حالت ۴ حدود ۱۰۰ درجه کلون بیشتر از حالت ۱ می‌باشد.



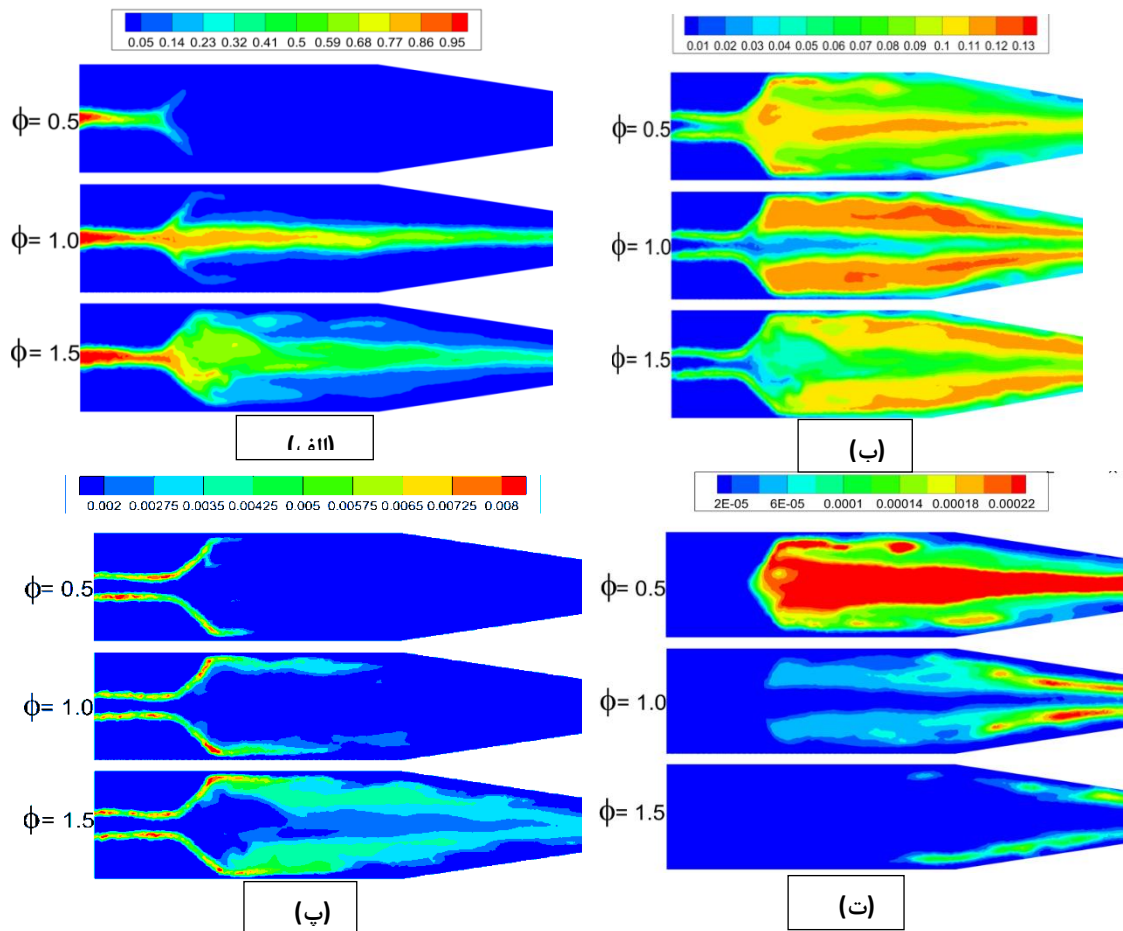
شکل (۹): نمودار کسر جرمی گونه‌های احتراقی در راستای محور طولی Z در مرکز محفظه احتراق (x=y=0)

شکل ۱۰ نشان دهنده مقادیر کمی تأثیر نسبت هم ارزی بر محصولات احتراق می‌باشد.



شکل (۱۰): تأثیر نسبت هم ارزی بر ۴ محصول سوخت

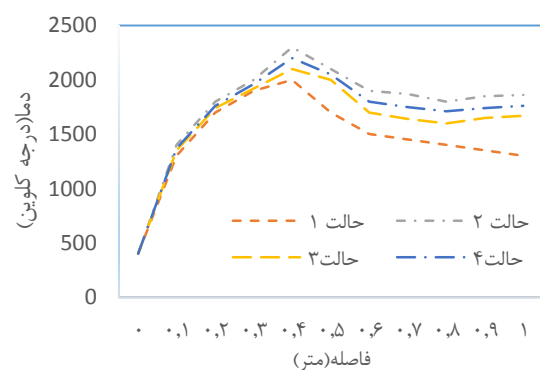
شکل ۱۱-الف کانتور تأثیر نسبت هم ارزی بر کسر جرمی سوخت را نشان می‌دهد. نسبت هم ارزی بیانگر نسبت سوخت به هوا در حالت واقعی به نسبت سوخت به هوا در حالت استوکیومتری می‌باشد. هر چه نسبت هم ارزی بیشتر باشد بیانگر میزان سوخت بیشتری است. از این شکل مشاهده می‌گردد که برای نسبت هم ارزی ۰/۵ که سوخت کم است احتراق فقط در ورودی محفظه اتفاق می‌افتد ولی با افزایش نسبت هم ارزی احتراق به خروجی محفظه



شکل (۱۱): کانتور تأثیر نسبت هم‌ارزی بر (الف)، کسر جرمی سوخت، (ب) کسر جرمی آب، (پ) کسر جرمی نیتروژن و (ت) کسر جرمی آلاینده ناکس

احتراق دارد. نسبت سوخت به هوا و هندسه محفظه احتراق از جمله پارامترهای درگیر در طراحی بهینه این وسایل هستند. سرعت بالای جریان خروجی سوخت محترق شده از موشک، جریان را آشفته می‌کند، که این به نوبه خود بر پیچیدگی موضوع می‌افزاید. در این تحقیق احتراق سوخت و اکسیدکننده درون یک محفظه مدل‌سازی گردیده و همچنین آلاینده ناکس نیز مدل شده است. اثرات کسر جرمی سوخت و اکسیدکننده بر احتراق، محصولات احتراق و آلاینده ناکس مورد مطالعه قرار گرفت. همچنین از بعضی از روش‌های رایج مثل اضافه کردن بافل به محفظه احتراق برای مخلوط کردن بهتر سوخت و هوا و استفاده از نانوکاتالیست در محفظه احتراق استفاده شد. مهم‌ترین یافته‌های این پژوهش به شرح زیر می‌باشند:

۱- مدل آشفتگی SST-k $\omega$  دارای دقت به مراتب بالاتری نسبت به سایر روش‌ها برای مدل‌سازی احتراق محفظه احتراق موتور پیش‌رانه مایع می‌باشد.



شکل (۱۲): نمودار دما در راستای خط مرکزی محفظه احتراق بر حسب فاصله از دیواره ورودی

### ۱۳- نتیجه‌گیری

در محفظه احتراق، مدل‌سازی احتراق و تشعشع ناشی از آن همواره نقش مهمی را ایفا می‌کند. عملکرد و کارایی موشک‌ها بستگی زیادی به فراهم شدن شرایط مناسب برای

- ۱۰ Mirzajanzade, M., Arjmand, M., Rashidi, A., and Ghobadian, B. "Effect of hybrid nanocatalyst based on carbon nanotubes in diesel fuel on diesel engine performance and pollutants", *Oil Research Journal*, Vol. 25, pp.66-77, 1393. (In Persian)
- ۱۱ Su, Y., Zhou, N. "numerical modelling of gas turbine combustor integrated with diffuser", 34th National Heat Transfer Conference, Canada, 2000.
- ۱۲ Tavakoli, F., Fakhari, M. "Experimental Investigation and Numerical Simulation of the Internal Ballistic Rocket Engine", *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 7, pp. 13-24, 1396. (In Persian)
- ۱۳ Darmizade, A., Ansari, M. Tavakoli, "Study of flow pattern in jet engine combustion chamber by 3D numerical simulation of flow", *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 2, pp. 35-45, 1391. (In Persian)
- ۱۴ Mazzetti, A. "Numerical Modeling and Simulations of Combustion Processes in Hybrid Rocket Engines", Doctoral Dissertation, Polytechnic of Milan Mathematics Department, 2014.
- ۱۵ Asthana, S., Rattan, S. "Comparative studies of Copper oxide with Aluminium oxide nanoparticles in conventional thermal fluids for its enhanced efficiency as coolant", *Proceedings of the National Academy of Sciences, India-Section A* 83(2)-DOI: 10.1007/s40010-012-0057-1A, 2013.
- ۱۶ Wei, L. "Catalyst technology development from macro- micro- down to nano-scale", *China Particology Journal*, Vol. 3, No. 6, pp. 383-394, 2005.
- ۱۷ Masomi, H., Abroshan, H. "study of the effect of the angle of incidence on the incidence of stroke in a power plant", *journal of fuel and combustion*, Vol. 1, 1391. (In Persian)
- ۱۸ Zimont, V. L. "Gas premixed combustion at high turbulence", *ental thermal and fluid science*, Vol. 21, No. 1-3, pp. 179-186, 2000.
- ۱۹ Miller, J. A., and Bowman, C. T. (1989) "Mechanism and modeling of nitrogen chemistry in combustion", *Progress in energy and combustion ss Academic Press*, New York, pp 176-189, 2003.
- ۲۱ Coppalle, A. and Vervisch, P., "The total emissivities of high-temperature flames", *Combustion and Flame*, Vol. 49, No. 1-3, pp.101-108, 1983.
- ۲۲ Smith, T.F., Shen, Z.F. and Friedman, J.N., "Evaluation of coefficients for the weighted sum of gray gases model", 1982.
- ۲- استفاده از بافل درون محفظه احتراق و افزودن نانوکاتالیست اکسید مس در ورودی محفظه احتراق و افزایش نسبت هم‌ارزی در ورودی محفظه احتراق موجب افزایش گرمای تولیدی، افزایش دمای خروجی از محفظه، کاهش کسر جرمی سوخت، افزایش کسر جرمی محصولات احتراق کامل شامل آب و نیتروژن و کاهش کسر جرمی آلاینده ناکس به عنوان محصول احتراق ناقص و به‌طورکلی اختلاط سوخت و هوای بهتر و احتراق ایده‌آل‌تر می‌شود.

#### ۱۴- مراجع

- 1 Cameron, C.D., Brouwer, J., Wood, C.P. And Samuelsen G.S. "A detailed characterization of the velocity and thermal fields in a model can combustor with wall jet injection", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. Vol. 111. No. 1. 31-35, 1989.
- 2 Ziani, L., Chaker, A., Chetehouna, K., Malek, A. And Mahmah, B. "Numerical simulations of non-premixed turbulent combustion of CH<sub>4</sub>-H<sub>2</sub> mixtures using the PDF approach", *Journal of Hydrogen Energy*. Vol. 38. 8597-8603, 2013.
- 3 Göke, S. "Influence of steam dilution on the combustion of natural gas and hydrogen in premixed and rich-quench-lean combustors", *Fuel proc tech*;107:14-22, 2013.
- 4 See, Y.C., Ihme, M. "Large eddy simulation of a partially premixed gas turbine model combustor", *Proceedings of the Combustion Institute*. Vol. 35. No. 2. 1225-1234, 2014.
- 5 Jin, Y., Li, Y. "Experimental investigations on flow field and combustion characteristics of a model trapped vortex combustor", *Applied energy Journal*, 134:257-269, 2014.
- 6 Khalil, A., Gupta, A. "Velocity and turbulence effects on high intensity distributed combustion", *Applied Energy Journal*, 125:1-9, 2014.
- 7 Kurreck, M., Willmann, M., and Wittig, S. "Prediction of the three-dimensional reacting two-phase flow within a jet-stabilized combustor", *Journal of Engineering Gas Turbine Power*, 120:77-83, 1998.
- 8 Bazdidi, F., Zeinivand, H. "Presumed PDF modeling of reactive two phase flow in a three dimensional jet-stabilized model combustor", *Energy Convers Manage*, 51:225-234, 2010.
- 9 Vaziri, A., Mosavi, M. "The effect of aluminum nanoparticles on the burning speed and combustion properties of composite solid propellants", *First National Conference on Nanotechnology, Iran*, 1392. (In Persian)

- [26] Richard WJ. "Modeling strategies for unsteady turbulent flows in the lower plenum of the VHTR" , Idaho National Laboratory (United States). Funding organisation: DOE-NE (United States); 2006.
- [27] Ge, L. and Sotiropoulos, F., "3D unsteady RANS modeling of complex hydraulic engineering flows. I: Numerical model" , Journal of Hydraulic Engineering, Vol. 131, No. 9, pp.800-808. 2005.
- [23] Denison, M.K. and Webb, B.W., "A spectral line-based weighted-sum-of-gray-gases model for arbitrary RTE solvers" , 1993.
- [24] Bashirnejad, K., Moghiman, M., and Mosavi, M. "Effect of Angle and Pattern of Fuel Injection on Soot Production in Liquid Fuels Flame", First Iranian Combustion Conference, Iran, 1384. (In Persian)
- [25] Wilcox, D. C. "Turbulence modeling for CFD, DCW industries" , Second edition Vol. 2, pp. 172-180 ,2004.