

## کاهش تولید اکسید نیتروژن در محفظه احتراق با استفاده از جت‌های پایدارکننده

احسان عالمی<sup>۱</sup> و مهران رجبی زرگرآبادی<sup>۲</sup>

۱- کارشناس ارشد، تبدیل انرژی، دانشگاه سمنان، ehssanalemi@gmail.com

۲- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان (نویسنده مخاطب)، rajabi@semnan.ac.ir

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱/۲۱، دریافت آخرین اصلاحات: ۹۴/۶/۷، پذیرش: ۹۴/۶/۱۹)

**چکیده-** این مطالعه در نظر دارد به شبیه‌سازی سه‌بعدی محفظه احتراق جت-پایدار و بررسی اثر زاویه تزریق جت‌ها بر خصوصیت‌های احتراق، جریان و همچنین تاثیر آن بر میزان تشکیل اکسید نیتروژن بپردازد. برای حل معادلات حاکم از روش حجم محدود استفاده شده و جمله‌های همرفت تمامی معادلات توسط روش توانی گسسته‌سازی شده است. برای مدل‌سازی برهمکنش فاز سوخت مایع و هوا نیز دیدگاه اوپلر/لاگرانژی اعمال شده و مدل  $k-\epsilon$  برای پیش‌بینی رفتار آشفتنگی جریان استفاده شده است. به‌علت نوسان مشخصه‌های جریان، روش تابع چگالی احتمال برای تخمین برهم‌کنش آشفتنگی - احتراق استفاده شده و مدل جهت‌های گسسته برای مدل‌سازی انتقال حرارت تشعشعی به‌کار گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی عددی توزیع دما، سرعت و اجزای واکنشی به‌دست آمده مطابقت قابل قبولی با داده‌های تجربی دارد. همچنین، تزریق هوای جت در جهت جریان بالادست منجر به توسعه ناحیه چرخشی و افزایش دمای بیشینه می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که در تزریق در جهت بالادست، به‌علت افزایش دما در ناحیه چرخشی مجاور جت، تشکیل اکسید نیتروژن نیز افزایش می‌یابد. همچنین، با تغییر جهت تزریق از سمت جریان بالادست به پایین‌دست، توزیع دمای خروجی از محفظه یکنواخت‌تر شده و تولید اکسید نیتروژن کاهش می‌یابد.

**کلیدواژگان:** محفظه احتراق جت-پایدار، زاویه تزریق جت، اکسید نیتروژن

### مقدمه

احتراق سوخت‌های فسیلی همواره آلاینده‌هایی نظیر منواکسیدکربن و اکسیدهای نیتروژن را به‌همراه داشته است. از این رو محققان و فعالان عرصه صنعت سعی داشته‌اند توربین‌های گاز، که یکی از اصلی‌ترین سیستم‌های آزادسازی انرژی سوخت‌های فسیلی‌اند، را همسو با پارامترهای زیست‌محیطی و اقتصادی (افزایش بازده و کاهش آلاینده‌گی) طراحی کنند [۱]. در طی سالیان گذشته، مطالعات گوناگونی در زمینه مدل‌سازی حرارتی و آلاینده‌گی محفظه احتراق توربین‌های گازی و بررسی پارامترهای موثر بر کارکرد آنان صورت گرفته است.

کامرون و همکاران [۲] به مطالعه آزمایشگاهی یک محفظه توربین گاز و بررسی خصوصیات جریانی و حرارتی آن پرداختند. در این مطالعه، مشاهده شد که با افزایش نسبت هوا به سوخت اطراف نازل از  $1/5$  به  $3$ ، اندازه قطرات سوخت کاهش پیدا کرده، گرادیان دما در خروجی محفظه حالت یکنواخت‌تری پیدا می‌کند. فوربی و همکاران [۳] محفظه یک توربین گاز با چند جریان چرخشی را به‌صورت تجربی و سپس عددی بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که شبیه‌سازی عددی قادر است تخمین خوبی از رفتار محفظه توربین گاز را انجام دهد. در سال‌های اخیر نیز، جو و همکاران [۴] اثر دمای هوای ورودی در دو نسبت هم‌ارزی  $0/3$  و  $0/6$  را در یک توربین گاز بررسی کردند. آنان به این نتیجه رسیدند که با افزایش دمای هوای ورودی نرخ تولید اکسید نیتروژن در خروجی محفظه احتراق افزایش می‌یابد. همچنین، مشاهده شد که در نسبت هم‌ارزی بالا ( $0/6$ )، تولید اکسید نیتروژن وابستگی کمتری به دمای هوای ورودی دارد. زکی و رجبی [۵] تحلیل اثر هوادهی در تولید اکسید نیتروژن در

محفظه احتراق مدل توربین گاز را برای سه سوخت متفاوت بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که ترکیب بخشی از هوای احتراق با سوخت ورودی منجر به کاهش دمای بیشینه در محفظه و افزایش یکنواختی توزیع دما در محفظه احتراق می‌شود. با کاهش دمای بیشینه، تولید اکسید نیتروژن در محفظه احتراق به‌طور قابل توجهی کاهش خواهد یافت.

در بسیاری از انواع محفظه‌های احتراق، بخشی از هوا از طریق دیواره‌های محفظه احتراق به‌صورت عمودی و یا زاویه‌دار وارد محفظه احتراق می‌شوند. از این هوا به‌منظور خنک‌کاری دیواره محفظه احتراق [۷،۶]، رقیق‌سازی و کاهش دمای خروجی از محفظه [۸] و یا تکمیل فرایند احتراق و پایداری شعله [۹] استفاده می‌شود. محفظه احتراق، جت-پایدار<sup>۱</sup> را می‌توان نوعی از محفظه احتراق با جت دیواره<sup>۲</sup> دانست، با این تفاوت که در محفظه جت-پایدار تکمیل فرایند احتراق و پایداری شعله توسط جت دیواره و جریان بازگشتی ناشی از آن محقق می‌شود. در محفظه احتراق جت پایدار، بخشی از جریان جت‌های ورودی، در ناحیه پشت جت جریان چرخشی ایجاد می‌کند که باعث اختلاط و احتراق دایم سوخت و هوا در این ناحیه می‌شود. جریان چرخشی سوخت و هوا همچنین باعث می‌شود احتراق در بازه گسترده‌ای از نسبت سوخت و هوا پایدار باشد. قسمت دیگری از جریان هوای جت‌های پایدارکننده پس از وارد شدن به محفظه احتراق به‌سمت خروجی حرکت می‌کند. این هوا ضمن اختلاط با گازهای حاصل از احتراق، توزیع دمای خروجی را یکنواخت می‌کند.

بایر و همکاران [۹] به مطالعه آزمایشگاهی رفتار جریان و خصوصیات حرارتی یک محفظه احتراق جت-پایدار پرداختند و اندازه‌گیری‌های متعددی را از جمله توزیع سرعت و دما و همچنین توزیع دی‌اکسیدکربن، منواکسیدکربن و اکسیدهای نیتروژن ارائه دادند. بررسی پارامترهای دیگری از محفظه از قبیل تعداد جت‌ها در هر ردیف و موقعیت محوری ردیف‌های جت در محفظه توسط ریچارد و همکاران انجام شد [۱۰]. در این مطالعه، نشان داده شد که افزایش تعداد جت‌های اولیه باعث افزایش اختلاط سوخت و هوا و در نتیجه احتراق کامل می‌شود. در تحقیق دیگر، یک محفظه احتراق بیضوی با تزریق جت‌های محوری و عرضی مطالعه شد [۱۱]. در این پژوهش مشاهده شد که با کاهش مراحل تزریق جت‌های عرضی و افزایش فاصله تزریق آنان میزان تولید اکسید نیتروژن کاهش می‌یابد. نخستین شبیه‌سازی عددی در محفظه جت-پایدار توسط کورک و همکاران [۱۲] با استفاده از مدل احتراقی استهلاک گردابه<sup>۳</sup> و مدل آشفستگی k-ε استاندارد انجام شد. در این تحقیق، روش‌هایی برای مدلسازی پاشش اتفاقی سوخت‌پاش هودامشی<sup>۴</sup> ارائه شد. واتاناب و همکاران [۱۳] تحلیل عددی و تجربی تولید آلاینده اکسید نیتروژن و دوده در محفظه احتراق جت پایدار را انجام دادند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که استفاده از بافل با شکاف زاویه‌دار در مسیر هوا منجر به کاهش چهل درصدی در میزان تولید اکسید نیتروژن می‌شود. بازدیدی تهرانی و زینی‌وند [۱۴] به مدلسازی این محفظه احتراق با بهره‌گرفتن از مدل تابع چگالی احتمال و مدل آشفستگی k-ε پرداختند. با مقایسه نتایج آنان و کار پیشین مشاهده شد که مدل ارائه‌شده آنان توانسته است توضیح بهتری از رفتار محفظه احتراق جت-پایدار بدهد. آن‌ها نشان دادند که صرف‌نظر کردن از تشعشع می‌تواند منجر به عدم تخمین مناسب اکسید نیتروژن تا چندین برابر مقدار واقعی شود. زینی‌وند و بازدیدی در مطالعه دیگری [۱۵] به تحقیق درباره اثر تعداد جت‌ها و موقعیت آنان در امتداد محور پرداختند. آن‌ها نشان دادند که با افزایش تعداد جت‌ها از ۴ به ۸، اگرچه توزیع دمایی یکنواخت‌تری به‌دست می‌آید، ولی باعث افزایش اکسید نیتروژن در خروجی محفظه می‌شود. اگرچه تاثیر فاصله، تعداد و چیدمان جت‌های پایدارکننده بر پارامترهای احتراق در تحقیقات پیشین انجام شده است، اما مطالعات انجام‌شده فاقد بررسی تاثیر زاویه تزریق جت هوای محفظه بر احتراق و میزان تولید آلاینده‌گی است؛ در حالی که پیش‌بینی می‌شود زاویه تزریق جت تاثیر قابل توجهی بر الگوی جریان، اختلاط سوخت و هوا، شکل شعله و محصولات احتراق داشته باشد. از این رو، هدف اصلی تحقیق حاضر بررسی عددی اثر زاویه تزریق هوای جت بر شکل جریان، توزیع دما و تشکیل اکسید نیتروژن در محفظه احتراق جت-پایدار است.

1. Jet Stabilized Combustor  
2. Wall Jet Can Combustor  
3. Eddy  
4. Air Blast

## معادلات حاکم

جریان سیال در محفظه احتراق مورد بررسی شامل دو فاز در شرایط مرزی است. فاز گاز که جریان هوایی است که از طریق جت‌ها تزریق می‌شود و دیگری فاز مایع که سوختی است که از طریق انژکتور هودامشی وارد شده و سپس تبخیر می‌شود. در این مطالعه، با توجه به نسبت حجمی سوخت به هوا برای محاسبه مسیر حرکت ذرات سوخت مایع و احتراق آنان در میدان جریان از دیدگاه لاگرانژی استفاده شده است. از این رو، شبیه‌سازی عددی با حل معادلات حاکم بر فاز پیوسته (هوا) و معادلات فاز گسسته (قطرات سوخت) انجام شده است.

در این راستا، برای حل میدان جریان و خصوصیات ترمودینامیکی باید در حالت سه بعدی، گسسته‌سازی و حل معادلات پیوستگی، تکانه، آشفستگی، انرژی، کسر مخلوط و واریانس آن انجام شود. شکل کلی تمامی این معادلات بقا را می‌توان به صورت زیر بیان کرد [۱۶]:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \varphi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\rho r v \varphi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho w \varphi) = \frac{\partial}{\partial x} \left( \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( \Gamma_{\varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} \right) + S_{\varphi} \quad (1)$$

که در معادله اخیر  $\Gamma$  ضریب نفوذ موثر است. در این معادله جمله‌های سمت چپ بیانگر انتقال جابه‌جایی متغیر  $\varphi$  و جمله‌های سمت راست توصیف‌کننده انتقال پخشی (نفوذی) متغیر  $\varphi$  هستند. برای تعیین رفتار آشفته جریان باید مدل مناسبی را از میان تمامی مدل‌های ارائه‌شده انتخاب کرد. در این بین نتایج به‌دست آمده توسط برخی از محققان [۱۴، ۱۵] نشان می‌دهد که مدل k-ε تحقق‌پذیر<sup>۱</sup> نسبت به مدل k-ε استاندارد مناسب‌تر بوده و قادر است پیش‌بینی قابل قبولی از انرژی آشفستگی و اضمحلال آشفستگی انجام دهد.

برای فاز گسسته، معادله حاکم بر یک ذره طبق قانون دوم نیوتن به صورت زیر تعریف می‌شود. در اینجا فرض شده که تنها نیروی اعمال‌شده بر قطره نیروی پسا<sup>۲</sup> آیرودینامیکی است.

$$\frac{du_p}{dt} = \frac{3}{4} C_D \frac{\mu}{\rho_p D_p^2} (U_{\text{gas}} - U_p) \text{Re}_p \quad (2)$$

در معادله بالا عدد رینولدز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\text{Re} = \frac{\rho D_a (U_{\text{gas}} - U_p)}{\mu} \quad (3)$$

برای محاسبه ضریب نیروی پسا در معادله (۲) مدل الکساندر و مورسی استفاده شده است [۱۷]. در جریان‌های آشفته مسیر حرکت ذرات متاثر از گردابه‌های آشفته فاز گاز یا همان فاز پیوسته است که می‌توان آن را توسط مدل رفتار اتفاقی ذره تخمین زد. برای محاسبه توزیع آشفته ذرات سوخت، سرعت لحظه‌ای جریان گاز مورد استفاده قرار می‌گیرد.

$$u = \bar{u} + \hat{u} \quad (4)$$

که در آن سرعت نوسانی توسط رابطه (۵) محاسبه می‌شود.

$$u = \xi \sqrt{\hat{u}^2} = \sqrt{\frac{2k}{3}} \quad (5)$$

در رابطه اخیر،  $\xi$  عدد اتفاقی توزیع است. خواص سوخت درون قطره ثابت فرض شده و براساس تنظیمات مدل آزمایشگاهی، دکان<sup>۳</sup> ( $C_{10}H_{22}$ ) به‌عنوان سوخت محفظه احتراق انتخاب شده است. در این مقاله، از پدیده‌هایی نظیر تجزیه قطره‌ها، بهم پیوستن آن‌ها، برخورد و برهم‌کنش و تغییرشکل ذرات صرف‌نظر شده است. همچنین، برای در نظر گرفتن اثر انژکتور هودام فرض شده که سوخت دقیقاً بعد از تزریق در محفظه به ذراتی با قطرهای گوناگون تبدیل می‌شود. توزیع قطر

1. Realizable  
2. Drag  
3. Decane

قطرات سوخت با استفاده از مدل رزین رامرل [۱۸،۱] با دامنه قطرهای کمتر از ۱۰۰ میکرومتر در نظر گرفته شده است. این مدل به صورت رابطه زیر نوشته می شود:

$$Q = 1 - \exp \left[ -\Gamma \left( 1 - \frac{1}{q} \right)^{-q} \left( \frac{D}{SMD} \right)^q \right] \quad (6)$$

در معادله (۶)،  $q$  پارامتر توزیع بوده و بین ۱/۸ و ۳/۰ فرض می شود که در این تحقیق برابر ۲/۵ در نظر گرفته شده است [۱۹].

مدلسازی نرخ تبخیر قطرات و تغییر جرم سوخت بر اساس معادله رن-مارشال [۲۰] و با در نظر گرفتن اثرات جابه جایی [۱۳] انجام شده است:

$$\frac{dm_p}{dt} = -\frac{\pi D_p^2}{C_p} \ln(1+B) h_c \quad (7)$$

که در این رابطه  $B$ ، عدد انتقال و  $h_c$  ضریب انتقال حرارت جابه جایی است. معادله انرژی برای هر قطره به صورت رابطه (۸) نوشته می شود.

$$m_p C_p \frac{dT_p}{dt} = Q_{pc} + Q_{eva} \quad (8)$$

که در این رابطه  $Q_{pc}$  و  $Q_{eva}$  به ترتیب نرخ حرارت جابه جایی و نهان ناشی از تبخیر قطره است [۱۴،۱۳].

## بر همکنش آشفته‌گی و احتراق

به علت آشفته بودن جریان در محفظه احتراق مورد بررسی، در این مطالعه مدل تابع چگالی احتمال<sup>۱</sup> برای به دست آوردن برهم کنش آشفته‌گی و احتراق استفاده شده است. مدل مذکور قادر است مقدار متوسط غلظت اجزاء دانسیته و دما را در دامنه محاسباتی از طریق محاسبه کسر مخلوط به دست آورد. در این مدل، کسر مخلوط نقش برجسته‌ای در ساده سازی شبیه سازی ایفا می کند، زیرا نیازی به حل معادلات جداگانه برای هر جزء نیست و تنها با حل یک و یا دو معادله برای یک مقدار پایستار می توان تمامی کسر جرمی های دیگر اجزا را تخمین زد. کسر مخلوط به صورت کسر جرمی المان های ناشی شده از سوخت است که توسط معادله (۹) تعریف می شود:

$$f = \frac{Y_i - Y_{i,ox}}{Y_{i,f} - Y_{i,ox}} \quad (9)$$

که زیر نویس های  $f$  و  $ox$  به ترتیب بیانگر اجزای سوخت و اکسیدکننده اند. معادلات انتقال کسر مخلوط و واریانس آن در جریان آشفته به صورت زیر داده شده اند:

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

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

در معادلات اخیر،  $\sigma_t$ ،  $C_g$  و  $C_d$  مقادیر ثابت اند [۲۱]. مقادیر لحظه ای و متوسط زمانی مقادیر بالا مرتبط با معادله مدل تابع چگالی احتمال هستند. این تابع تعیین کننده احتمال قراردادن سیال در اطراف حالت  $f$  است. معادله احتمال را می توان به صورت زیر بیان کرد:

$$P(f) = \frac{f^{\alpha-1} (1-f)^{\beta-1}}{\int f^{\alpha-1} (1-f)^{\beta-1} df} \quad (12)$$

1. Probability Density Function

که  $\alpha$  و  $\beta$  مطابق روابط (۱۳) و (۱۴) تعریف می‌شوند:

$$\alpha = \bar{f} \left[ \frac{\bar{f}(1-\bar{f})}{\bar{f}^2} - 1 \right] \quad (13)$$

$$\beta = (1-\bar{f}) \left[ \frac{\bar{f}(1-\bar{f})}{\bar{f}^2} - 1 \right] \quad (14)$$

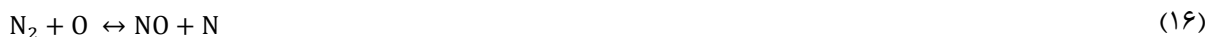
می‌توان با استفاده از رابطه زیر کسر جرمی متوسط اجزاء و دما را محاسبه کرد:

$$\bar{\phi}_i = \int_0^1 p(f) \phi(f) df \quad (15)$$

در این مطالعه مخلوط واکنشی شامل ده جزء اصلی در نظر گرفته شد.

### مدلسازی اکسیدهای نیتروژن

تشکیل اکسیدهای نیتروژن در فرایند احتراق، به دلیل سهم قابل توجه آنان در آلودگی هوا، بسیار حائز اهمیت است. در مدل حاضر تنها تشکیل اکسید نیتروژن حرارتی در نظر گرفته شده و از دیگر مکانیزم‌های تشکیل، به علت ناچیز بودن آن، صرف نظر شد. تشکیل اکسید نیتروژن حرارتی براساس واکنش‌های زیلدوویچ به صورت زیر بیان می‌شود [۲۲]:



### مدلسازی تشعشع

در فرآیند احتراق، به علت دمای بالای محصولات احتراقی، بخش قابل توجهی از انتقال حرارت از طریق تشعشع صورت می‌گیرد. معادله انتقال تشعشع<sup>۱</sup> برای یک محیط جذبکننده، منتشرکننده و پخش‌کننده در شعاع  $r$  و جهت  $s$  به صورت معادله (۱۸) بیان می‌شود [۲۳].

$$\frac{dI(\vec{r}, \vec{s})}{ds} + (a + \sigma_s)I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \Phi(\vec{s}, \vec{s}') d\Omega' \quad (19)$$

که در این رابطه  $I$  شدت تشعشع کلی،  $r$  بردار موقعیت،  $s$  بردار جهت،  $s'$  جهت پخش،  $a$  ضریب جذب،  $n$  ضریب شکست،  $\sigma_s$  ضریب پخش،  $\sigma$  ثابت استفان-بولتزمن،  $T$  دمای محلی،  $\varphi$  تابع حالت و  $\Omega$  زاویه فضایی است. در این مسئله، از مدل تشعشعی جهات گسسته<sup>۲</sup> (DOM) استفاده شده است. در این مدل، زاویه فضایی کروی به تعداد محدودی زاویه تقسیم شده و برای هر جهت یک ضریب وزنی در نظر گرفته می‌شود. سپس مجموعه‌ای از معادلات جزئی وابسته برای شدت تابش در جهات مختلف و براساس ضریب وزنی حل می‌شوند. همچنین، در این تحقیق، برای در نظر گرفتن اثرات دما، فشار و ترکیب اجزا بر ضریب جذب محصولات احتراق از مدل وزن‌دهی شده مجموع گازهای خاکستری<sup>۳</sup> (WSGGM) استفاده شده است.

### هندسه و شرایط مرزی

نمای کلی از محفظه احتراق مورد بررسی در تحقیق حاضر در شکل ۱ نمایش داده شده است. در مرکز محفظه یک انژکتور هوادم جهت پاشش قطرات سوخت قرار داده شده است. کل جریان هوا در این محفظه احتراق به دو قسمت تقسیم می‌شود.

1. Radiation Transfer Equation  
2. Discrete Ordinates Method  
3. Weighted Sum of Gray Gases Model

سهمی از هوای کل توسط چهار جت عمود بر یکدیگر به درون محفظه تزریق شده و بخش دیگر نیز توسط یک نازل برای تبخیر سوخت از اطراف انژکتور هوادم به محفظه وارد می‌شود. شعاع مجرای ورودی سوخت برابر  $0/3$  میلی‌متر و شعاع داخلی و خارجی انژکتور هوادمشی به ترتیب برابر  $0/5$  و  $1/5$  میلی‌متر است. قطر محفظه  $80$  میلی‌متر و طول آن برابر  $400$  میلی‌متر است.

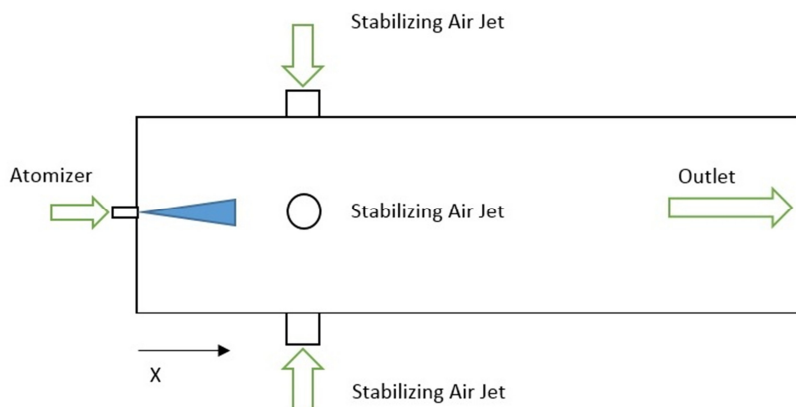


Figure 1- Schematic of jet-stabilizer combustor

شکل ۱- طرحواره محفظه احتراق جت-پایدار [۹]

شرط مرزی برای ورودی‌ها نرخ جریان جرمی تعیین شد. دبی جرمی هوای ورودی توسط جت‌های پایدارکننده برابر با  $33/5$  کیلوگرم بر ساعت و دبی هوای ورودی به سوخت‌پاش و سوخت ورودی به ترتیب برابر  $1/2$  و  $1/0$  کیلوگرم بر ساعت است. شدت آشفته‌گی جریان‌های ورودی برابر  $5$  درصد در نظر گرفته شده است. همچنین به دلیل تقارن هندسی و رفتار متقارن جریان یک قطاع  $45$  درجه محفظه به عنوان میدان محاسباتی در نظر گرفته شده است. این قطاع شامل صفحه گذرنده از وسط جت و صفحه عبوری از وسط دو جت است. برای این صفحات شرط مرزی تقارن اعمال شده است [۲۵]. برای رفتار نزدیک دیواره نیز تابع دیواره استاندارد استفاده شده است. در خروجی محفظه احتراق نیز شرط مرزی فشار خروجی یک اتمسفر، منطبق با شرایط آزمایشگاهی [۹] اعمال شده است.

## حل عددی

برای کاهش هزینه محاسباتی، به دلیل تقارن هندسی شکل محفظه و شرایط مرزی، با فرض متقارن بودن رفتار جریان تنها یک قطاع  $45$  درجه از محفظه مدل‌سازی شده است. شکل ۲ دامنه محاسباتی کامل از محفظه احتراق مورد بررسی را نشان می‌دهد.

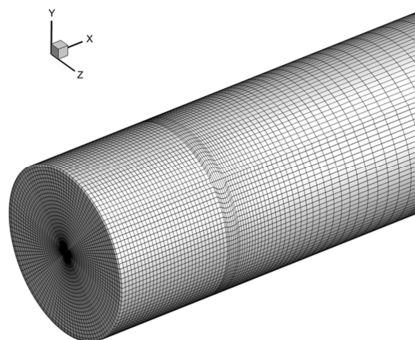


Figure 2- Computational domain for numerical simulation

شکل ۲- دامنه کامل محاسباتی در شبیه‌سازی عددی

به منظور بررسی استقلال حل عددی انجام شده از اندازه شبکه، توزیع سرعت و دما در مقطع به فاصله ۰/۰۹۸ متر از ابتدای محفظه برای تعداد سلول‌های محاسباتی متفاوت با یکدیگر مقایسه شده‌اند. مطابق شکل ۳، تعداد ۹۰۰۰۰ شبکه محاسباتی به عنوان تعداد بهینه برای تحلیل عددی مناسب است. تمامی جملات جابه‌جایی معادلات توسط روش توانی گسسته‌سازی شده و کوپلینگ فشار و سرعت نیز با الگوریتم سیمپل سی [۲۴] انجام شده است. در شبیه‌سازی تحقیق حاضر، برای حل معادلات حاکم بر جریان، انتقال حرارت و واکنش‌های شیمیایی از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است [۲۵].

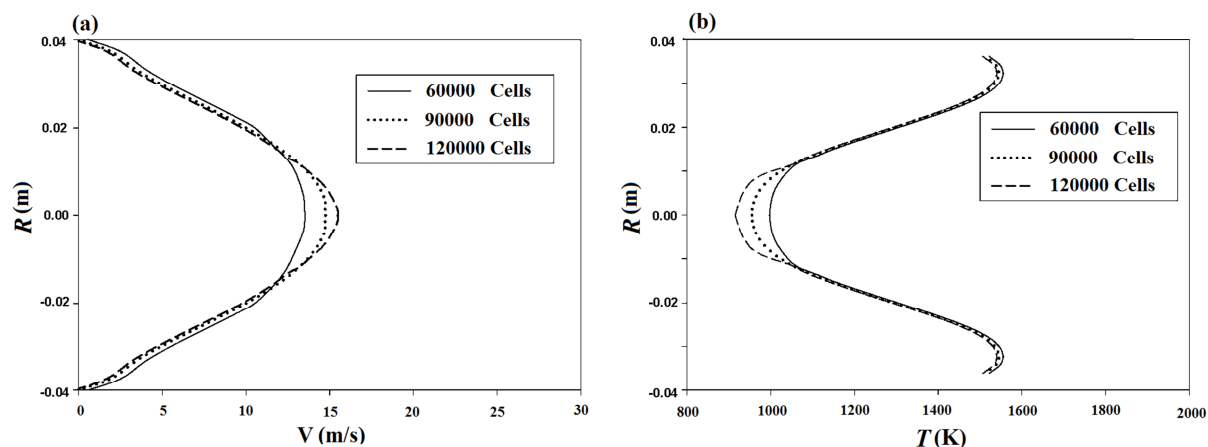


Figure 3- Independence of numerical solution from grid size: a) axial velocity, b) Temperature

شکل ۳- استقلال حل عددی از شبکه‌بندی: الف) توزیع سرعت، ب) توزیع دما

## نتایج

در شکل ۴ توزیع سرعت همراه با خطوط جریان هوا در محفظه احتراق دیده می‌شود. این محفظه دارای چهار جت مقابل به هم برای پایدار کردن شعله و جلوگیری از خاموش شدن آن است که بر اثر برخورد آن‌ها ناحیه چرخشی تشکیل می‌شود. به طور معمول به منظور پایدار کردن شعله سعی می‌شود طراحی محفظه به نحوی انجام شود تا مقداری از جریان داغ ناحیه واکنش به سمت جریان سرد ورودی بازگشت کند تا انرژی اولیه احتراق سوخت و هوا تامین شود. همچنین، این ناحیه چرخشی به وجود آمده در این محفظه کمک می‌کند تا اختلاط سوخت و هوا بهتر صورت گیرد. با توجه به شکل، به دلیل برخورد جت‌های مقابل هم، ناحیه سکون در مرکز محفظه در فاصله ۶۰ میلی‌متری از ابتدای محفظه مشاهده می‌شود.

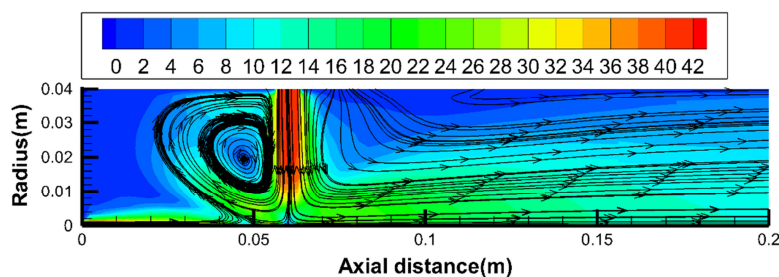


Figure 4- Velocity (m/s) contours along with streamlines on the centerline plane

شکل ۴ - توزیع سرعت همراه خطوط جریان در محفظه احتراق

شکل ۵ توزیع سرعت در فاصله محوری ۰/۰۹۸ متر را نشان می‌دهد که با نتایج تجربی بایر و همکاران [۹] نیز مقایسه شده است. تزریق سوخت همراه با ورود هوای با سرعت زیاد از اطراف مجرای سوخت، منجر به ایجاد بیشینه سرعت در ناحیه میانی محفظه شده که با حرکت به سمت جریان پایین دست از شدت تغییرات آن کاسته می‌شود. اگرچه توزیع کلی سرعت به درستی پیش‌بینی شده، اما مقادیر شبیه‌سازی عددی به‌ویژه در مرکز محفظه احتراق اختلاف قابل توجهی با مقادیر تجربی دارند.

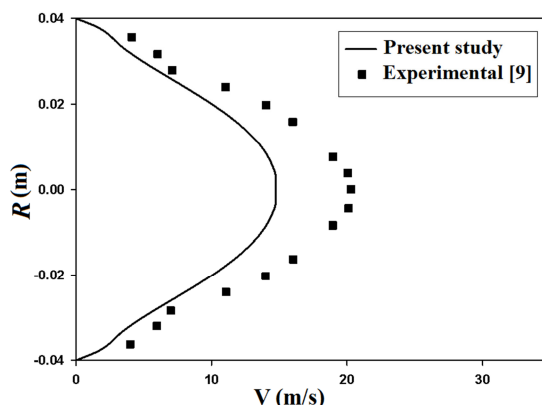


Figure 5- Comparison of velocity profile with experimental data at  $x=0.098m$

شکل ۵- مقایسه توزیع سرعت با مقادیر تجربی در فاصله ۰/۰۹۸ متر

توزیع دمای به دست آمده از شبیه‌سازی عددی به همراه نتایج آزمایشگاهی در شکل ۶ ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی عددی مطابقت خوبی با مقادیر تجربی بایر و همکاران [۹] دارد. مطابق این شکل، با نزدیک شدن به دیواره‌ها، دما افزایش یافته و با حرکت به مرکز از این دما کاسته می‌شود. علت این کاهش دما در نواحی مرکزی محفظه احتراق را می‌توان حرکت جریان جت‌های سرد دانست. به تدریج با نزدیک شدن به انتهای محفظه با اختلاط بیشتر گازهای داغ و جریان سرد گرادیان دما کاهش پیدا کرده و در پایین دست جریان، توزیع یکنواخت‌تری از دما به دست می‌آید.

در شکل ۷، تغییرات اکسید نیتروژن در راستای شعاعی به دست آمده از شبیه‌سازی با مقادیر تجربی بایر و همکاران [۹] آن مقایسه شد. با مشاهده شکل مشخص است که اگرچه مدل حاضر نتوانسته مقدار دقیق اکسید نیتروژن را پیش‌بینی کند، ولی قادر است روند تغییرات آن را به خوبی نشان دهد. با مقایسه انجام شده بین نتایج حل عددی این مطالعه با نتایج آزمایشگاهی می‌توان بیان کرد که مدل‌سازی صورت گرفته تا حد قابل قبولی با نتایج تجربی مطابقت دارد.

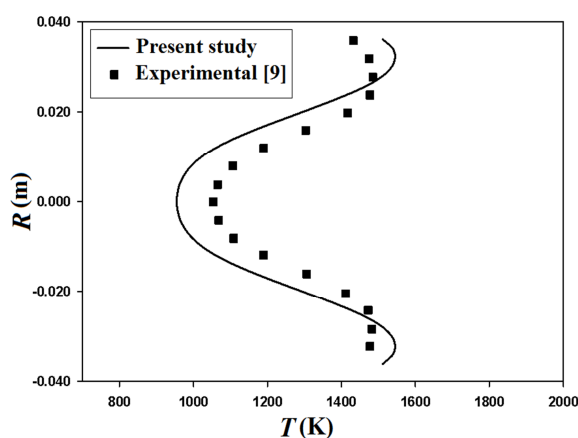


Figure 6- Comparison of Temperature profile with experimental data at  $x=0.098m$

شکل ۶- مقایسه توزیع دما با مقادیر تجربی در فاصله ۰/۰۹۸ متر



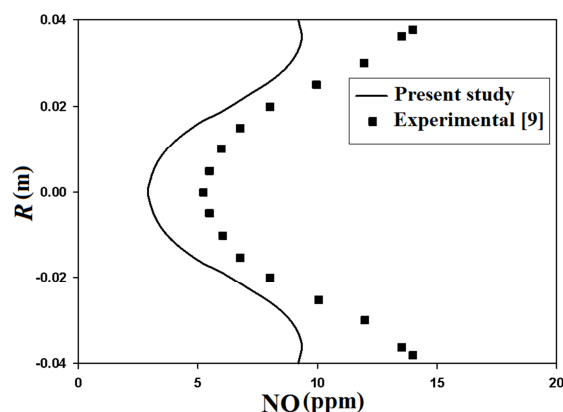


Figure 7- Comparison of NO profile with experimental data at  $x=0.098m$

شکل ۷- مقایسه توزیع اکسید نیتروژن با مقادیر تجربی در فاصله ۰/۰۹۸ متر

برای بررسی اثر زاویه ورود هوای جت‌های پایدارکننده سه زاویه برای ورود هوا به محفظه احتراق در نظر گرفته شده است: زاویه ۲۰ درجه به سمت جریان بالادست ( $\theta = -20^\circ$ )، زاویه صفر درجه عمود بر راستای جریان ( $\theta = 0^\circ$ ) و زاویه ۲۰ درجه به سمت جریان پایین دست ( $\theta = +20^\circ$ ). در شکل ۸، زاویه‌های ورودی جت‌ها به محفظه احتراق نمایش داده شده است.

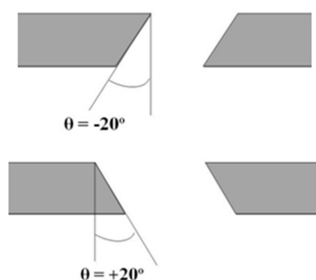


Figure 8- Jet angles entering to the combustor

شکل ۸- زاویه ورودی جت‌ها به محفظه احتراق

به منظور بررسی چگونگی تغییرات جریان چرخشی در ابتدای محفظه احتراق، خطوط جریان در فاصله ۰ تا ۷۰ میلی‌متری محفظه احتراق در شکل ۹ داده شده است. ملاحظه می‌شود که با زاویه پیدا کردن جهت تزریق جت به سمت بالادست، جریان چرخشی توسعه یافته و تا فاصله کمتر از ۱۰ میلی‌متر ادامه پیدا می‌کند. با تغییر زاویه هوای ورودی به صفر و ۲۰ درجه، وسعت ناحیه چرخشی به ترتیب تا فواصل ۲۰ و ۳۵ میلی‌متر کاهش می‌یابد. کاهش ناحیه چرخشی جریان منجر به کاهش اختلاط سوخت و هوا در ناحیه پشت جت شده و بر تبخیر سوخت تاثیرگذار خواهد بود.

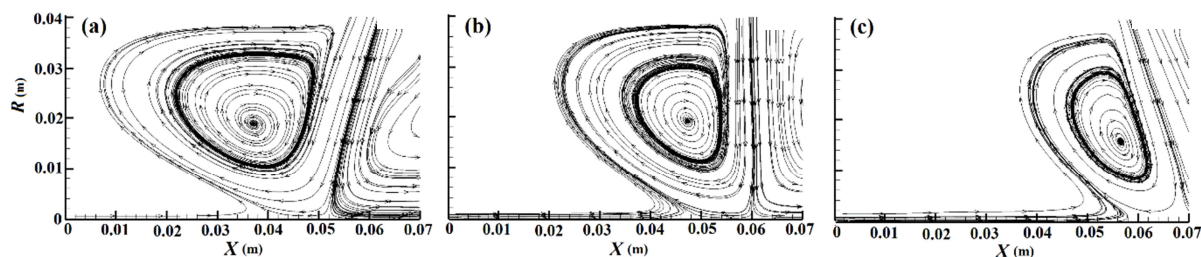


Figure 9- Streamlines near stabilizer jets for different jet injection angles: (a) -20, (b) 0, (c) +20

شکل ۹- خطوط جریان برای زاویه‌های مختلف تزریق: الف) -۲۰ درجه، ب) صفر درجه، ج) +۲۰ درجه

توزیع کسر جرمی سوخت مایع برای سه زاویه تزریق جت هوا در شکل ۱۰ نشان داده شده است. مطابق شکل توزیع قطرات با توجه به زاویه تزریق جت و خطوط جریان ایجادشده (شکل ۹) کمی متفاوت است. مطابق شکل ۱۰، در زاویه‌های تزریق  $-20^\circ$ ،  $0^\circ$  و  $+20^\circ$  درجه تمامی قطرات به ترتیب تا فاصله ۵۰، ۴۵ و ۷۰ سانتی‌متری از محل پاشش تبخیر می‌شوند. توزیع دما در محفظه‌های احتراق با زاویه‌های مختلف ورود جت‌های پایدارکننده در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

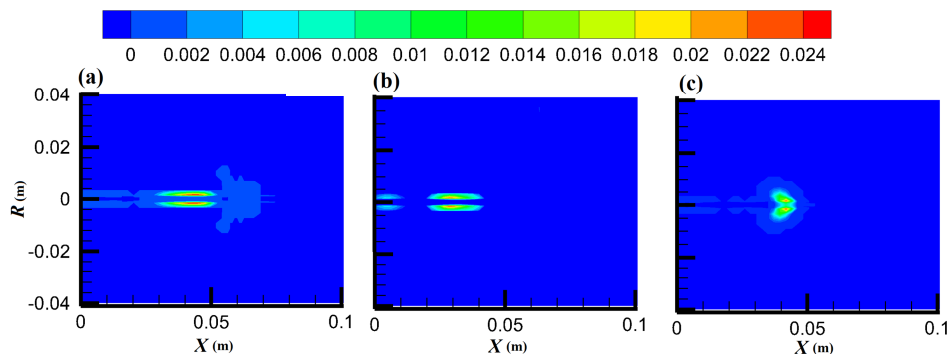


Figure 10- Mass fraction of liquid fuel for different jet injection angles: (a)  $-20^\circ$ , (b)  $0^\circ$ , (c)  $+20^\circ$

شکل ۱۰- توزیع کسر جرمی سوخت مایع: الف) زاویه  $-20^\circ$  درجه، ب) زاویه صفر درجه، ج) زاویه  $+20^\circ$  درجه

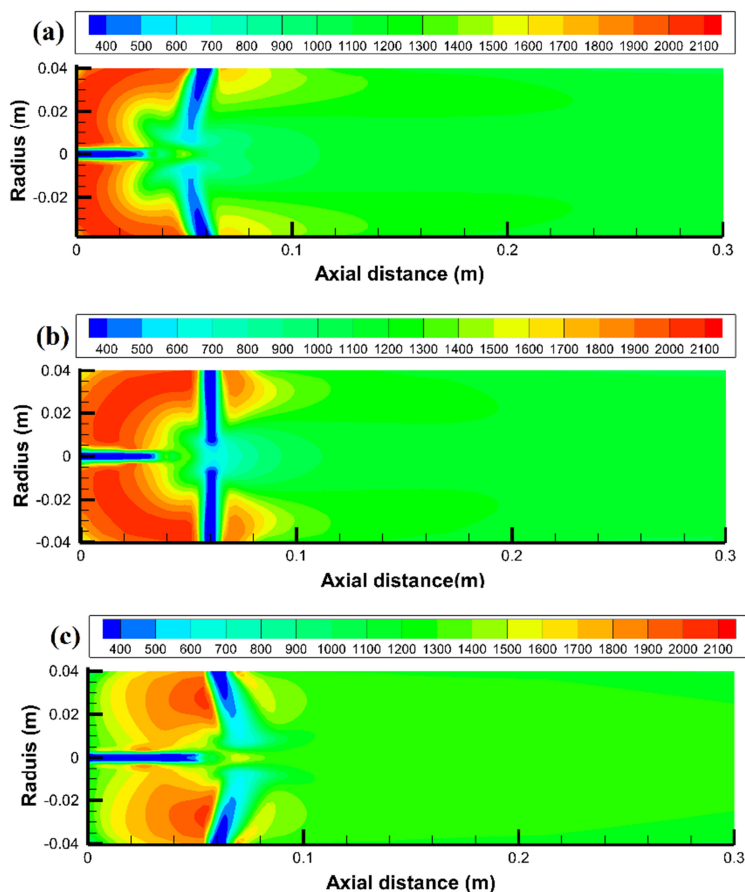


Figure 11- Temperature contour of combustor for different jet injection angles, (a):  $-20^\circ$ , (b):  $0^\circ$ , (c):  $+20^\circ$

شکل ۱۱ - توزیع دما برای محفظه با سه زاویه تزریق جت متفاوت: الف) زاویه  $-20^\circ$  درجه، ب) زاویه صفر درجه، ج) زاویه  $+20^\circ$  درجه

با مقایسه توزیع دما می‌توان مشاهده کرد که تزریق هوا در جهت جریان بالادست ( $\theta = -20^\circ$ ) باعث افزایش دمای بیشینه احتراق در ناحیه پشت جت می‌شود. همچنین، در مقایسه با تزریق جت در جهت عمود بر راستای جریان، تزریق هوا در راستای پایین‌دست ( $\theta = +20^\circ$ ) کاهش دمای بیشینه را به دنبال دارد. بیشینه دمای احتراق در محفظه احتراق با زاویه‌های تزریق  $-20^\circ$ ، صفر و  $+20^\circ$  درجه به ترتیب برابر ۲۱۰۰، ۲۰۴۵ و ۲۰۰۰ کلوین است.

توزیع شعاعی دما در مقطع ۱۴۰ میلی‌متر (از ابتدای محفظه) در شکل ۱۲ نشان داده شده است. در حالت تزریق هوا با زاویه‌های صفر و  $-20^\circ$  درجه (در جهت بالادست)، به علت اختلاط جریان سرد جت‌ها و گازهای احتراق، توزیع‌های مشابهی از دما به دست آمده است. در حالت تزریق در جهت پایین‌دست ( $20^\circ$  درجه)، مشاهده می‌شود که بیشینه دما به نواحی مرکزی محفظه احتراق جابه‌جا می‌شود. علت این امر تاخیر در تبخیر سوخت و نفوذ آن به بعد از مکان قرارگیری جت‌هاست.

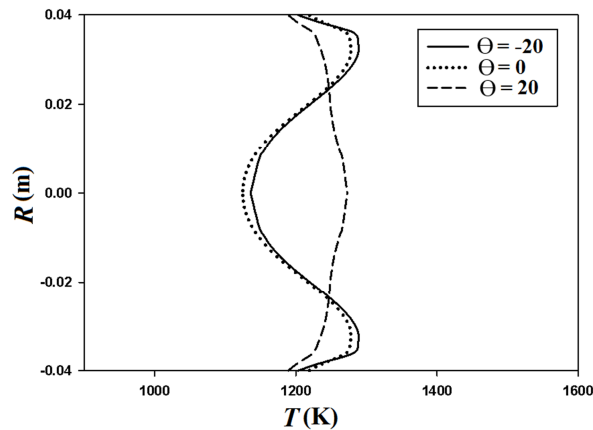


Figure 12- Temperature profiles for different jet injection angles at  $x=0.14$  m

شکل ۱۲- مقایسه نمودارهای دما برای زاویه‌های مختلف تزریق در فاصله ۰/۱۴ متر

اثر زاویه تزریق جت هوای ورودی بر توزیع اکسید نیتروژن، در فاصله ۲۲۴ میلی‌متری از ابتدای محفظه احتراق، در شکل ۱۳ نشان داده شده است. مطابق شکل، در زاویه تزریق  $+20^\circ$  درجه کمترین میزان اکسید نیتروژن تولید می‌شود. علت این امر را می‌توان در حساسیت بالای تولید اکسید نیتروژن حرارتی در محدوده دمای ۲۰۰۰ کلوین دانست. در این ناحیه دمایی، با اندکی افزایش دما، میزان تشکیل اکسید نیتروژن به شکل قابل توجهی افزایش می‌یابد. از آنجا که تزریق جت‌ها در جهت پایین‌دست منجر به کاهش بیشینه دمای احتراق می‌شود (شکل‌های ۱۰ و ۱۲)، کمینه تولید اکسید نیتروژن در این حالت رخ می‌دهد.

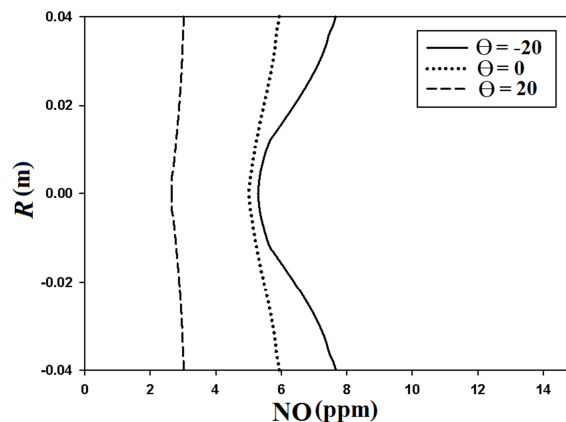


Figure 13- NO distribution for different jet injection angles at  $x=0.224$  m

شکل ۱۳- مقایسه نمودارهای اکسید نیتروژن برای زاویه‌های مختلف تزریق در فاصله ۰/۲۲۴ متر

مقادیر متوسط برخی اجزای شیمیایی در خروجی محفظه احتراق در جدول ۱ ارائه شده است. مطابق نتایج به دست آمده در هر سه زاویه تزریق احتراق کامل انجام شده و متوسط کسر مولی هیدروژن و مونواکسید کربن در خروجی محفظه احتراق صفر است. همچنین کسر مولی دی اکسید کربن در سه حالت تقریباً برابر بوده و کمترین مقدار اکسید نیتروژن مربوط به زاویه تزریق ۲۰+ درجه است.

جدول ۱- مقادیر متوسط برخی اجزای شیمیایی در خروجی محفظه احتراق  
Table 1. Average mole fractions of species at combustor outlet

Injection angles	H <sub>2</sub> mole fraction	CO mole fraction	CO <sub>2</sub> mole fraction	NO mole fraction
$\Theta = -20$	0.0	0.0	0.0567	$6.53 \times 10^{-6}$
$\Theta = 0.0$	0.0	0.0	0.0566	$5.57 \times 10^{-6}$
$\Theta = +20$	0.0	0.0	0.0565	$2.89 \times 10^{-6}$

### نتیجه گیری

در این مقاله، یک محفظه احتراق سه بعدی جت-پایدار با هدف بررسی تاثیر زاویه تزریق جت‌ها بر خصوصیت‌های جریان و حرارتی مورد بررسی و تحلیل عددی قرار گرفته است. مدلسازی آشفستگی جریان با استفاده از مدل  $k-\epsilon$  و مدلسازی تشعشع با استفاده از مدل جهت‌ها گسسته انجام شده است. همچنین، روش تابع چگالی احتمال برای تخمین برهم‌کنش آشفستگی و احتراق اعمال شده است. نتایج به دست آمده در توزیع سرعت، دما و تولید اکسید نیتروژن مطابقت قابل قبولی با مقادیر تجربی موجود دارد. به منظور بررسی تاثیر زاویه جت‌های پایدارکننده، سه زاویه تزریق ۲۰-، صفر و ۲۰+ بررسی شده است. نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که در سه زاویه تزریق مورد بررسی تبخیر و احتراق سوخت به طور کامل انجام می‌شود. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که جریان‌های چرخشی ناشی از جت‌های پایدارکننده نقش مهمی در توزیع دما و میزان تولید اکسید نیتروژن در این نوع محفظه دارند. تزریق هوای جت در جهت جریان بالادست باعث توسعه ناحیه چرخشی شده و همچنین دمای بیشینه احتراق در محفظه احتراق را افزایش می‌دهد. همچنین، با تغییر جهت تزریق از سمت جریان بالادست به پایین‌دست، توزیع دمای یکنواخت‌تری به دست می‌آید. نتایج تحلیل عددی نشان می‌دهد که با تزریق جت در جهت پایین‌دست، کمترین مقدار اکسید نیتروژن در محفظه احتراق تشکیل می‌شود. علت این پدیده را می‌توان پایین‌تر بودن دمای بیشینه احتراق در حالت مذکور دانست.

### فهرست علائم

$a$	ضریب جذب	$PDF$	تابع دانسیته احتمالی
$C_D$	ضریب پسا	$Q$	کسر قطره
$C_p$	ظرفیت گرمایی ویژه فشار ثابت	$Re$	عدد رینولدز
$d_d$	قطر قطره	$T$	دما
$f$	کسر مخلوط	$t$	زمان
$I$	شدت تشعشع	$s$	بردار جهت
$k$	انرژی جنبشی آشفستگی	$s'$	بردار جهت پخشی
$NO_x$	اکسید نیتروژن	$SMD$	قطر متوسط ساتر
$n$	اندیس بازتاب	$U$	سرعت
$p$	فشار	$z$	کسر جرمی

		علائم یونانی	
گرانروی آشفته	$\mu_t$	نرخ اضمحلال	$\varepsilon$
دانسیته	$\rho$	عدد رندم توزیع	$\zeta$
ضریب نفوذ موثر	$\Gamma$	زاویه تزریق جت	$\theta$
<b>زیر نویس ها</b>		ثابت استفان-بولتزمن	$\sigma$
قطره	d	متغیر	$\varphi$
سوخت	f	ضریب پخشی	$\sigma_s$
اکسیدکننده	ox	عدد پرائنتل/اشمیت موثر	$\sigma_{\varphi,eff}$
ذره	p	گرانروی	$\mu$

## منابع

1. A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion*, Third edition, London, CRC press, 2010.
2. C. D. Cameron, J. Brouwer, C. P. Wood and G. S. Samuelsen, "A Detailed Characterization of the Velocity and Thermal Fields in a Model Can Combustor with Wall Jet Injection," ASME, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 111, 1989, pp.31-5.
3. C. Fureby, F. F. Grinstein, G. Li and E. J. Gutmark, "An Experimental and Computational Study of a Multi-Swirl Gas Turbine Combustor," *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, 2007, pp. 3107-3114.
4. S. Jo, H. Y. Kim and S. S. Yoon, "Numerical Investigation on the Effects of Inlet Air Temperature on Spray Combustion in a Wall Jet Can Combustor using the  $k-\varepsilon$  Turbulence Model," *Taylor & Francis*, 54, 2008, pp.1101-1120.
5. M. Zaki and M. Rajabi-Zargarabadi, "Numerical Analysis of Effects of Primary Aeration on NOX Production in a Model Gas Turbine Combustion Chamber," *Modares Mechanical Engineering*, 14, No. 10, 2014, pp. 101-108. (In Persian)
6. X. Liu and H. Zheng, "Influence of Deflection Hole Angle on Effusion Cooling in a Real Combustion Chamber Condition" *Thermal Science*, 19, 2015, pp. 645-656.
7. V. R. Katt., D. L. Blunck., N. Jiang, A. Lynch, J. R. Gord and S. Roy "On Flames Established with Air Jet in Cross Flow of Fuel-Rich Combustion Products", *Fuel*, 150, 2015, pp. 360-369.
8. H. Y. Shih and C. R. Liu, "A Computational Study on the Combustion of Hydrogen/Methane Blended Fuels for a Micro Gas Turbines" *Hydrogen Energy*, 39, 2014, pp. 15103-15115.
9. H. J. Bauer, L. Eigenmann, S. Scherrer and S. Wittig, "Local Measurements in a Three Dimensional Jet-Stabilized Model Combustor," *Int Gas TurbAeroengine CongrExp*, Houston, Texas, 1995.
10. C. D. Richards and G. S. Samuelsen, "The Role of Primary jet Injection on Mixing in Gasturbine Combustion," *Proc Combust Inst*, 23, 1991, pp. 1071-1077.
11. O. A. Kashkousha, M. M. Kamal, A. M. Abdulaziz and M. A. Nosier, "Concentric Elliptical Jet Diffusion Flames with Co- and Cross-Flows," *Thermal and Fluid Science*, 41, 2012, pp. 177-182.
12. M. Kurreck, M. Willmann and S. Wittig, "Prediction of the Three-Dimensional Reacting Two-Phase Flow Within a Jet-Stabilized Combustor," *J Eng Gas Turb Power*, 120, 1998, pp.77-83.
13. H. Watanabe, Y. Suwa, Y. Matsushita, Y. Morozumi, H. Aoki, S. Tanno and T. Miura, "Spray Combustion Simulation Including Soot and NO Formation," *Energy Convers Manage*, 48, 2007, pp. 2077-2089.
14. F. Bazdidi-Tehrani and H. Zeinivand, "Presumed PDF Modeling of Reactive Two Phase Flow in a Three Dimensional Jet-Stabilized Model Combustor," *Energy Convers Manage*, 51, 2010, pp.225-34.
15. H. Zeinivand and F. Bazdidi-Tehrani, "Influence of Stabilizer Jets on Combustion Characteristics and NOx Emission in a Jet-Stabilized Combustor," *Applied Energy*, 92, 2012, pp.348-360.
16. H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics the Finite Volume Method*, Second edition, Londn, Pearson Education Press, 1995.
17. S. A. Morsi and A. J. Alexander, "An Investigation of Particle Trajectories in Two-Phase Flow Systems," *J Fluid Mech*, 55, 1972, pp.193-205.
18. P. Rosin, and E. Rammler, "The Laws Governing the Fineness of Powdered Coal" *Journal of the Institute of Fuel*, 7, No. 31, 1933, pp. 29-36.
19. R. A. Mugele and H. D. Evans, "Droplet Size Distribution in Sprays," *Ind. Eng. Chem.*, 43, 1951, pp. 1317-1324.
20. W. E. Ranz, W. R. Marshall Jr., "Evaporation from drops, part I and part II", *Chem. Eng. Prog.*, 48, No. 4, 1952 pp. 173-180.
21. N. Peters, *Turbulent Combustion*, Second edition, England, Cambridge University Press, 2000.

22. J. A. Miller and C. T. Bowman, "Mechanism and Modeling of Nitrogen Chemistry in Combustion," *progress in Energy and Combustion Science*, 1989, pp.287- 388.
23. M. F. Modest, *Radiative Heat Transfer*, Second Ed., New Jersey, McGraw-Hill, 2003.
24. J. P. Vandoormal and G. D. Raithby, "Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flows," *Numer Heat Transfer*, 7, 1984, pp. 147-63.
25. ANSYS FLUENT 15.0 Theory Guide; November 2013.

## English Abstract

### **NO<sub>x</sub> Formation Reduction in a Combustor using Stabilizer Jets**

**Ehsan Alemi and Mehran Rajabi Zargar Abadi**

Department of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

(Received: 2015.4.10, Received in revised form: 2015.8.29, Accepted: 2015.9.10)

This paper is aimed to simulate a jet-stabilized combustor three dimensionally and also investigate the influence of the injection direction of the jet on the combustion characteristics and NO<sub>x</sub> emissions. A Finite Volume method is adopted to discretize the transport equations. The advection terms of all the transport equations are discretized by power law scheme. An Euler/Lagrangian approach is employed to take into account the gas-liquid interactions and model the spray combustion. Due to fluctuating characteristics of the flow, the presumed Probability Density Function (PDF) method is employed to investigate the chemistry-turbulence interactions. In order to estimate the turbulent behavior of the flow, realizable k-epsilon model is chosen and the discrete ordinates model is applied for predicting radiation heat transfer. The present model of the jet-stabilized combustor is in a good agreement with the measurements. The results have shown that the injection towards upstream enlarges the recirculation zone and the maximum combustion temperature. Also, the higher combustion temperature at the recirculation zone leads to an increase in the NO<sub>x</sub> formation. Furthermore, injecting the air jet more towards downstream, yields a more uniform temperature at the combustor exhaust and less NO<sub>x</sub> formation.

**Keywords:** Jet stabilized combustor, Jet Injection Direction, NO<sub>x</sub> Formation