

تحلیل تأثیرپذیری آلاینده‌های CO و NO_x در صورت تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده در یک محفظه احتراق مدل توربین گاز

فرزاد بازدیددی طهرانی^{۱*}، علیرضا تیموری^۲ و مهدی قیاسی^۳

۱- استاد، آزمایشگاه تحقیقاتی انتقال حرارت، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، bazdid@iust.ac.ir
۲- کارشناس ارشد، آزمایشگاه تحقیقاتی انتقال حرارت، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ateymoori@gmail.com
۳- دانشجوی دکتری، آزمایشگاه تحقیقاتی انتقال حرارت، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، mehdi_ghiyasi@mecheng.iust.ac.ir
* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۱۱/۰۳، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۰/۰۱/۲۵، پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۰۵)

چکیده: در مقاله حاضر، به بررسی و تحلیل تأثیرپذیری آلاینده‌های NO_x و CO در صورت تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده درون محفظه احتراق مدل توربین گاز پرداخته شده است. تغییر مشخصه‌های این جت‌ها با در نظر گرفتن برهمکنش میان آن‌ها مورد بررسی و تحلیل واقع شده است. در پژوهش‌های پیشین، اثر تغییر هم‌زمان مشخصه‌ها مورد مطالعه قرار نگرفته بود، لذا در این مقاله، به این موضوع پرداخته شده است. برای شبیه‌سازی جریان دو فاز داخل محفظه احتراق، برای فاز گازی از دیدگاه اویلری و برای پاشش سوخت از دیدگاه لاگرانژی استفاده شده است. برای مدل‌سازی فرایند احتراق، رهیافت RANS، مدل آشفتگی $k-\epsilon$ ، مدل انتقال حرارت تشعشعی جهت‌های مجزا و مدل احتراقی فلیلمت پایا استفاده شده است. مدل‌سازی NO_x به صورت پس‌پردازش و با مدل نرخ محدود انجام گرفته است. با به‌کارگیری تحلیل حساسیت به مطالعه تأثیرپذیری آلاینده‌های CO و NO_x از متغیرهای ورودی شامل قطر، زاویه و موقعیت جت‌های پایدارکننده پرداخته شده است. داده‌های عددی، با استفاده از روش طراحی آزمایش‌ها (DOE) و مدل فاکتوریل کامل، مدل‌سازی و تولید شده است. سپس، نتایج با استفاده از تحلیل واریانس (ANOVA) مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که با در نظر گرفتن برهمکنش میان مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده، کمترین و بیشترین مقدار خروجی آلاینده NO_x به ترتیب برابر با ۵/۸۲ ppm و ۲۶/۲۳ ppm بوده و کمترین و بیشترین مقدار بیشینه تولید آلاینده CO به ترتیب برابر با ۵/۹۹ و ۱۴/۷۰ کسر مولی است.

کلیدواژگان: محفظه احتراق مدل توربین گاز، تحلیل حساسیت، آلاینده NO_x، آلاینده CO

مقدمه

برای مدل‌سازی احتراق سوخت مایع درون محفظه احتراق توربین گاز، باید مواردی نظیر آشفتگی جریان، فرایند احتراق، پاشش سوخت، انتقال حرارت تشعشعی و جریان دوفاز را مدل‌سازی کرد. در مقاله‌ای که در سال ۱۹۹۸ کارک و همکاران [۱] به چاپ رساندند به شبیه‌سازی جریان واکنشی-پاششی درون یک محفظه احتراق مدل توربین گاز پرداخته شده است. آن‌ها، برای شبیه‌سازی جریان دوفاز، آشفتگی جریان و فرایند احتراق در این محفظه احتراق، به ترتیب، از دیدگاه اویلری-لاگرانژی، رهیافت RANS و مدل اضمحلال گردابه‌ای^۱ استفاده کردند که دیدگاه لاگرانژی برای فاز گسسته یا پاشش سوخت و دیدگاه اویلری برای فاز پیوسته استفاده شد.

1. Eddy Dissipation Model

در سال ۲۰۱۲، بازدیددی طهرانی و زینی‌وند [۲] به شبیه‌سازی عددی محفظه احتراق توربین گاز پرداختند که در این شبیه‌سازی تأثیر تغییر تعداد و محل سوراخ‌های جت هوای پایدارکننده، بدون در نظر گرفتن برهمکنش‌ها، بر روی احتراق و آلاینده NO_x را در یک محفظه احتراق مدل توربین گاز بررسی کردند. آن‌ها از مدل آشفتگی $k - \epsilon$ Realizable و مدل تشعشعی جهت‌های مجزا^۱ (DO) استفاده کردند که دقت مناسبی در پیش‌بینی مشخصه‌های احتراقی داشتند. عالمی و زرگرآبادی [۳]، در سال ۲۰۱۷، در پژوهشی به شبیه‌سازی محفظه احتراق مدل توربین گاز و بررسی تأثیر تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده بدون در نظر گرفتن برهمکنش‌ها بر روی آلاینده NO_x پرداختند. در این شبیه‌سازی، آن‌ها دو پارامتر هندسی شامل زاویه و قطر جت‌های پایدارکننده در دبی ثابت را مورد مطالعه قرار دادند که در این پژوهش نیز به بررسی تغییر هم‌زمان مشخصه‌ها پرداخته نشده است. آن‌ها برای شبیه‌سازی آشفتگی جریان از رهیافت RANS و مدل $k - \epsilon$ Realizable^۲ برای مدل‌سازی معادله انتقال حرارت تشعشعی از مدل جهت‌های مجزا و برای فرایند احتراق از مدل PDF استفاده کردند. در کارهای عددی پیشین [۳،۲]، مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده بدون در نظر گرفتن برهمکنش‌ها نشان مورد بررسی قرار گرفته‌اند که در آمار به این نوع تغییرات یک فاکتور در یک زمان یا OFAT^۳ گفته می‌شود؛ یعنی، هنگامی که یک متغیر تغییر می‌کند سایر متغیرها ثابت می‌مانند. امانی و همکاران [۴]، در سال ۲۰۱۸، در پژوهش خود با استفاده از تحلیل حساسیت و طراحی آزمایش‌ها^۴ (DOE) به بررسی محفظه احتراق توربین گاز پرداخته و حساسیت پارامترهای خروجی به تغییر پارامترهای ورودی را مشخص کردند. در سال ۲۰۱۹ نیز ژانگ و همکاران [۵] در پژوهش تجربی که بر روی محفظه احتراق توربین گاز داشتند از روش طراحی آزمایش‌ها و تحلیل واریانس^۵ (ANOVA) استفاده کردند. آن‌ها ارتباط بین دو پارامتر اشتعال با هوای اضافی و خاموشی در اثر سرعت زیاد را با مشخصه‌های سوخت و حالات عملیات مورد بررسی قرار دادند. همچنین، آن‌ها برای طراحی آزمایش‌ها از روش سطح پاسخ استفاده کردند، اما کامل‌ترین روش در طراحی آزمایش‌ها مدل فاکتوریل کامل است. از دیدگاه اوایلری-لاگرانژی هنگامی استفاده می‌شود که کسر حجمی فاز دوم کمتر از ۱۰ درصد از حجم کل باشد [۶]. همچنین، با توجه به پژوهش‌های پیشین، مدل فلیملت پایا برای این شبیه‌سازی انتخاب شده است. در ضمن، در تمام کارهای پیشین برای کمتر نسبت به مدل اضمحلال گردابه‌ای و همچنین دقت مناسب انتخاب شده است. در ضمن، در تمام کارهای پیشین برای شبیه‌سازی انتقال حرارت تشعشعی از مدل DO استفاده شده است و دلیل آن نیز دقت بالای این مدل در پیش‌بینی انتقال حرارت تشعشعی در مسائل احتراقی است و تنها نکته منفی آن هزینه محاسباتی بیشتر نسبت به سایر مدل‌هاست. اضافه بر این، مدل مرسوم در راستای شبیه‌سازی احتراق در محفظه احتراق توربین گاز مدل $k - \epsilon$ Realizable است، زیرا دقت مناسبی در پیش‌بینی آشفتگی جریان در مسائل احتراقی دارد.

در مقاله حاضر، از کار آزمایشگاهی بائر و همکاران [۷] استفاده شده است. در مرجع [۲] به دو مشخصه تعداد و موقعیت جت‌های پایدارکننده بدون در نظر گرفتن برهمکنش میان آن‌ها پرداخته شده است. همچنین، در مرجع [۳] دو مشخصه قطر و زاویه ورودی جت‌های پایدارکننده مورد بررسی واقع شده است. با وجود این در این پژوهش نیز به برهمکنش میان مشخصه‌ها پرداخته نشده است. در واقع، در کارهای پیشین بررسی تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده به صورت یک فاکتور در یک زمان (OFAT) مورد ارزیابی قرار گرفته و برهمکنش میان مشخصه‌ها بررسی نشده است. اهمیت برهمکنش‌ها از آن جهت است که می‌توان اثر ترکیب مشخصه‌ها (تغییر به صورت هم‌زمان) را به وضوح مشاهده و بررسی کرد. همچنین، در ارتباط با کاهش آلاینده‌ها، به مقادیر کمتری از آلاینده‌ها دست یافت. یکی از روش‌های رایج برای در نظر گرفتن برهمکنش میان پارامترهای مورد بررسی و تحلیل حساسیت آن‌ها استفاده از روش طراحی آزمایش‌هاست. در مقاله حاضر، به نوعی می‌توان نوآوری کار را به

1. Discrete Ordinates
 3. Probability density function (PDF)
 2. One Factor At a Time (OFAT)
 4. Design of Experiments (DOE)
 5. Analysis of Variance (ANOVA)

سه مورد تقسیم کرد. اولین مورد، استفاده از سه مورد مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده (قطر، زاویه و موقعیت) است. مورد بعدی، در نظر گرفتن خروجی‌های بیشتر شامل آلاینده‌های NO_x و CO است. مورد سوم را نیز می‌توان استفاده از روش طراحی آزمایش‌ها (DOE) برای مشاهده برهمکنش میان مشخصه‌ها با استفاده از مدل طراحی فاکتوریل کامل^۱ و همچنین تحلیل حساسیت پارامترهای خروجی (CO و NO_x) با استفاده از تحلیل واریانس (ANOVA) دانست.

معادلات حاکم بر جریان واکنشی

فاز پیوسته

برای فاز پیوسته (فاز گازی) معادلات حاکم بر جریان واکنشی شامل معادلات بقای جرم، بقای تکانه و بقای اسکالرهای جرم، انرژی و اجزای واکنشی است و به صورت روابط موجود در معادلات (۱) تا (۳) تعریف می‌شوند. با توجه به شرایط موجود، این معادلات برای مختصات دکارتی، جریان پایا و غیر قابل تراکم است [۸،۶].

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = \dot{S}_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} + F_i \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho u_j \psi_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho \alpha_i \frac{\partial \psi_i}{\partial x_j} \right) + \rho \dot{\omega}_i + \dot{S}_{\psi_i} + \dot{S} \quad (3)$$

که \dot{S}_m انتقال جرم از قطرات سوخت مایع به فاز گازی، u مولفه سرعت، p فشار، ρ چگالی، α_i ضریب نفوذ^۲، ψ_i اسکالر کسر جرمی گونه i ام یا اسکالر دما، $\dot{\omega}_i$ نرخ تولید جزء i توسط واکنش شیمیایی، F_i نیروی وارده از سمت فاز گسسته و \dot{S} نرخ ایجاد فاز گسسته و یا به‌عنوان منبع در نظر گرفته می‌شود.

فاز گسسته

معادله حرکت فاز گسسته (قطرات سوخت مایع) از دیدگاه لاگرانژی پیروی می‌کند و با توجه به قانون دوم نیوتن مدل‌سازی می‌شود و به این صورت که مجموع نیروهای وارد بر جرم برابر است با شتاب، تعریف می‌شود. مسیر حرکت قطرات سوخت یا فاز گسسته با استفاده از معادله (۴) به‌دست می‌آید [۹].

$$\frac{d\vec{u}_d}{dt} = F_D(\vec{u} - \vec{u}_d) + \frac{\vec{g}(\rho_d - \rho)}{\rho_d} + \vec{F} \quad (4)$$

عبارت سمت چپ این معادله، بیانگر اینرسی قطره است که منظور از اینرسی مقاومت جرم برای تغییر سرعت یا جهت سرعت است. اولین عبارت سمت راست بیانگر نیروی درگ اصطکاکی، عبارت دوم بیانگر نیروی جاذبه و \vec{F} نماینده نیروهای خارجی شتاب‌دهنده به قطره سوخت، \vec{u} سرعت فاز پیوسته، \vec{u}_d سرعت قطره و ρ چگالی سیال است. همچنین، نرخ تبخیر قطرات سوخت مایع از طریق رابطه انتقال جرم اطراف قطره محاسبه می‌شود که به صورت رابطه موجود در معادله (۵) تعریف می‌شود [۱۰].

$$\frac{dm_d}{dt} = \pi d_d \rho_\infty D_{i,m} Sh_{AB} \ln(1 + B_m) \quad (5)$$

که d_d قطر قطره، ρ_∞ چگالی فاز گازی و $D_{i,m}$ ثابت نفوذ بخار در فاز گازی است. Sh_{AB} و B_m به ترتیب عدد شرود^۳ و عدد انتقال جرم اسپالدینگ^۴ هستند.

1. Full Factorial Design
2. Diffusion
1. Sherwood
2. Spalding

همچنین، دمای قطره با توجه به معادله تعادل حرارتی قطره به دست می‌آید و به صورت رابطه موجود در معادله (۶) تعریف می‌شود [۱۰].

$$m_p C_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) - \frac{dm_d}{dt} h_{fg} \quad (۶)$$

در این معادله، h_{fg} به ترتیب نرخ تبخیر قطره، دمای فاز پیوسته، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی، ظرفیت گرمایی ویژه قطره در فشار ثابت، دمای قطره و حرارت تغییر فازند. با جایگذاری معادله (۵) در معادله (۶) دمای قطره به دست می‌آید.

نیروی جاذبه، به دلیل افقی بودن محفظه احتراق مدل و تبخیر سریع قطرات سوخت، تأثیر ناچیزی داشته و می‌توان از آن صرف‌نظر کرد، اما نیروی درگ نقش مهمی بر روی قطره دارد و قابل صرف‌نظر نیست. نیروهای خارجی نیز شامل نیروهای چرخشی، ترموفورسیس^۱، براونی^۲ و سایر نیروها می‌شود که در این مسئله، به دلیل عدم وجود این نیروها، در نظر گرفته نشده‌اند. همچنین، در فرایند تزریق یا پاشش، از شکست ثانویه و برخورد قطرات صرف‌نظر شده و این فرایند به صورت پایا در نظر گرفته شده است. رخ دادن شکست ثانویه قطرات بر اساس محدوده عدد وبر مشخص می‌شود و برای جریان آشفته برابر با $1/0.4$ است [۱۱]. در شکل ۱-الف، محدوده عدد وبر در مقطع بحرانی $z = 22\text{mm}$ بررسی شده است. مشاهده می‌شود که محدوده عدد وبر برای این شبیه‌سازی کمتر از یک است و لذا می‌توان از شکست ثانویه قطرات صرف‌نظر کرد. در ضمن، نتایج شبیه‌سازی با شکست ثانویه قطرات و بدون آن بررسی شده و در شکل ۱-ب آورده شده است. با توجه به مسائل مطرح شده و به دلیل هزینه محاسباتی کمتر، از تزریق پایا استفاده شده است.

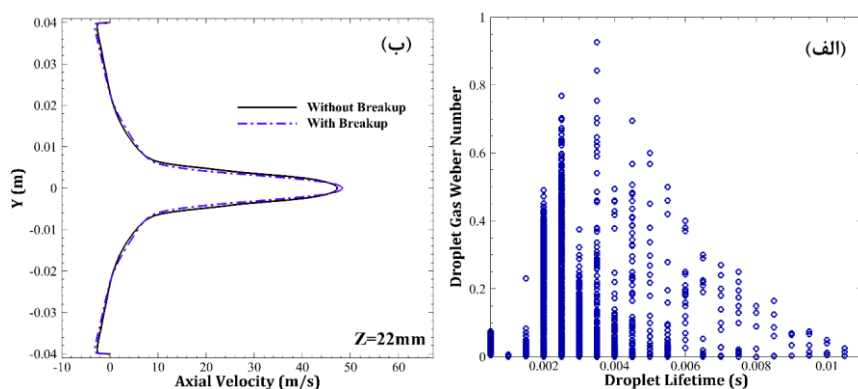


Figure 1- Weber gas number distribution for droplets biggest size and axial velocity distribution at $z = 22\text{mm}$

شکل ۱- الف) توزیع عدد وبر برای بزرگ‌ترین سایز قطرات و ب) توزیع سرعت محوری در مقطع $z = 22\text{mm}$ با در نظر گرفتن شکست ثانویه و بدون آن

مدل آشفته‌گی جریان

در مقاله حاضر، از مدل $k - \varepsilon$ Realizable برای مدل‌سازی آشفته‌گی جریان واکنشی در محفظه احتراق مدل توربین گاز استفاده می‌شود. معادلات انتقالی برای شبیه‌سازی جریان آشفته، که در مدل $k - \varepsilon$ Realizable استفاده شده، توسط شیخ و همکاران [۱۲] ارائه شده است که به صورت معادلات (۷) تا (۹) است. معادلات (۷) و (۸)، به ترتیب معادلات مربوط به k و ε بوده و معادله (۹) ضرایب مربوط به این معادلات است. این معادلات برای جریان پایا و غیر قابل تراکم است.

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{k})}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\tilde{\mu}_t}{\sigma_{tk}} \right) \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_i} \right] + \tilde{G}_k - \bar{\rho} \tilde{\varepsilon} \quad (۷)$$

1. Thermophoresis
2. Brownian

$$\frac{\partial(\rho \tilde{u}_i \tilde{\varepsilon})}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\tilde{\mu}_t}{\sigma_{t\varepsilon}} \right) \frac{\partial \tilde{\varepsilon}}{\partial x_i} \right] + \rho C_1 \tilde{S} \tilde{\varepsilon} - \rho C_2 \frac{\tilde{\varepsilon}^2}{\tilde{k} + \sqrt{\frac{\mu \tilde{\varepsilon}}{\rho}}} + C_{1\varepsilon} \frac{\tilde{\varepsilon}}{\tilde{k}} \tilde{G}_k \quad (8)$$

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\tilde{\eta}}{\tilde{\eta} + 5} \right], \quad \tilde{\eta} = \tilde{S} \frac{\tilde{k}}{\tilde{\varepsilon}}, \quad \tilde{S} = \sqrt{2S_{i,j}S_{i,j}}, \quad \tilde{\mu}_t = \rho C_\mu \frac{\tilde{k}^2}{\tilde{\varepsilon}}$$

$$C_{1\varepsilon} = 1.44, \quad C_2 = 1.9, \quad \sigma_{tk} = 1.0, \quad \sigma_{t\varepsilon} = 1.2, \quad C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s(\tilde{k} U^*/\tilde{\varepsilon})} \quad (9)$$

\tilde{G}_k تولید انرژی جنبشی آشفتگی در اثر گرادیان سرعت متوسط، $\tilde{\mu}_t$ لزجت آشفتگی، σ_{tk} و $\sigma_{t\varepsilon}$ به ترتیب عدد پراختل آشفته برای k و ε ، $\tilde{\rho} \tilde{\varepsilon}$ مربوط به اتلاف انرژی، فاکتور $\tilde{\eta}$ بیان کننده نسبت زمان مشخصه آشفتگی به زمان مشخصه میدان جریان، C_μ ضریبی در معادله گرانیروی آشفته که نسبت به دو مدل دیگر در مدل های k و ε ثابت نیست و تابعی از نرخ کرنش و چرخش متوسط، سرعت زاویه ای و k و ε است. \tilde{S} تانسور نرخ کرنش متوسط، C_1 ، C_2 و $C_{1\varepsilon}$ ثوابت معادله، k انرژی جنبشی و ε نرخ اضمحلال است.

مدل $k - \varepsilon$ Realizable به دو دلیل انتخاب شده است. اولاً، در بسیاری از شبیه سازی ها در حوزه احتراق و به خصوص محفظه احتراق توربین گاز، برای شبیه سازی فرایند احتراق استفاده می شود که می توان به مراجع [۲] و [۳] استناد کرد و ثانیاً در این مدل نسبت به مدل $k - \varepsilon$ Standard، معادله جدید و جایگزینی برای گرانیروی آشفته منظور شده است که دقت بالاتری نسبت به حالت استاندارد دارد. همچنین، در این مدل از یک معادله تغییر یافته برای نرخ تغییر (ε) استفاده می شود که از یک معادله دقیق برای میانگین مجذور نوسانات چرخش گردابی^۱ به دست آمده است. معادله (۱۰)، معادله جایگزین برای گرانیروی آشفته را نشان می دهد [۱۱، ۶].

$$\tilde{\mu}_t = \rho C_\mu \frac{\tilde{k}^2}{\tilde{\varepsilon}}, \quad C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s(\tilde{k} U^*/\tilde{\varepsilon})} \quad (10)$$

مدل احتراقی

برای شبیه سازی فرایند احتراق در جریان آشفته داخل محفظه احتراق مدل توربین گاز از مدل فلیمیت پایا استفاده می شود و ارتباط بین جریان آشفته و جریان احتراقی غیرپیش آمیخته، توسط تابع چگالی احتمال فرضی بتا^۲ برقرار می شود. معادله کسر جرمی و معادله دمای اجزا (حاصل شده از معادله انرژی) ساده و انتقال داده شده به دستگاه کسر مخلوط به صورت معادله های (۱۱) و (۱۲) به دست می آیند [۱۳].

$$\frac{\partial Y_i}{\partial t} = \frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 Y_i}{\partial f^2} + \omega_i \quad (11)$$

$$\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 T}{\partial f^2} - \frac{1}{c_p} \sum_i H_i \omega_i + \frac{1}{2c_p} \rho \chi \left[\frac{\partial c_p}{\partial f} + \sum_i c_{p,i} \frac{\partial Y_i}{\partial f} \right] \frac{\partial T}{\partial f} \quad (12)$$

در معادلات بالا، Y_i ، T ، ρ و f به ترتیب کسر جرمی، دما، چگالی و کسر اختلاط آمین گونه از گونه هاینند. $c_{p,i}$ گرمای ویژه گونه نام و c_p گرمای ویژه میانگین ترکیب است. ω_i نرخ واکنش گونه نام، H_i آنتالپی ویژه گونه نام و فاکتور χ نرخ استهلاک اسکالر^۳ است.

این مدل، اولاً، به دلیل اینکه دارای هزینه محاسباتی کمتر نسبت به مدل های دیگر، به عنوان مثال مدل اضمحلال گردابه ای، است و ثانیاً، به دلیل دقت مناسبی که در پیش بینی دما و اجزای واکنشی دارد، انتخاب شده است. در مدل احتراقی فلیمیت، شعله غیرپیش آمیخته مغشوش به صورت یک مجموع آماری از شعله های کوچک (فلیمیت های) آرام در نظر گرفته می شود. از آنجایی که معمولاً مقیاس زمانی واکنش کوچک است (اختلاط کنترل کننده پدیده های شعله است)، شیمی احتراق

1. Vorticity
2. Beta Probability Density Function
3. Beta Probability Den

در لایه نازکی، که لایه مصرف سوخت و لایه داخلی نامیده می‌شود، بسیار فعال است. اگر این لایه در مقایسه با کوچک‌ترین مقیاس جریان، یعنی مقیاس گردابه‌ای^۱ کولموگروف نازک باشد، می‌توان فرض کرد که احتراق در بین یک جریان شبه آرام احاطه شده و فرض فلیملت آرام صادق است. اما، اگر اغتشاش آنقدر شدید باشد که گردابه‌ای کولموگروف کوچک‌تر از لایه داخلی شده و در آن نفوذ کند می‌تواند ساختار آن لایه را برهم زده و احتمال خاموشی وجود دارد. بنابراین، با فرضیات ارائه‌شده برای فلیملت، واکنش‌های شیمیایی و فرایندهای اختلاط مغشوش را می‌توان به‌طور جداگانه در نظر گرفت، به‌طوری که ساختار ناحیه واکنش آرام باقی بماند. در واقع، در لایه‌های بسیار نازک، فرایند احتراق را به‌صورت سینتیک مجزا مورد بررسی قرار می‌دهند و سپس فاکتورهای جریان در محاسبات وارد می‌شود. توضیحات بیشتر در این خصوص در مراجع [۱۴] و [۱۵] آورده شده است.

طراحی آزمایش‌ها

مدل طراحی فاکتوریل کامل احتمالاً رایج‌ترین و شهودی‌ترین استراتژی طراحی آزمایش‌هاست. فرض کنید k فاکتور برای بررسی وجود دارد و می‌توان هر فاکتور را در سطوح مختلف L قرار داد. سپس، تعداد ترکیبات احتمالی فاکتورها و موقعیت‌های آن‌ها برابر با $N = L^k$ خواهد بود، جایی که N تعداد آزمایش‌ها یا تعداد شبیه‌سازی‌هاست. مزیت طراحی فاکتوریل کامل این است که در این روش از داده‌ها بسیار کارآمدتر استفاده می‌شود و اثر یا برهمکنش فاکتورها اشتباه گرفته نمی‌شود، به‌طوری که می‌توان عوامل اصلی و تعامل بین آن‌ها را به‌روشنی ارزیابی کرد. روش‌هایی مانند روش فاکتوریل کسری، روش باکس بنکن^۲ و یا روش تاگوچی را نیز می‌توان استفاده کرد، اما روش فاکتوریل کامل بهترین و کامل‌ترین روش طراحی آزمایش‌هاست و تنها مشکل این مدل تعداد آزمایش‌ها و یا شبیه‌سازی‌های بیشتر است [۱۶]. در شکل ۲، نمایی از مدل طراحی فاکتوریل کامل مشاهده می‌شود.

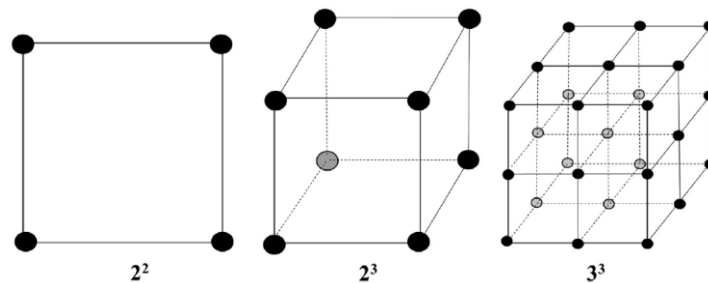


Figure 2- View of full factorial design model

شکل ۲- نمایی از مدل طراحی فاکتوریل کامل [۱۷]

تحلیل واریانس

تحلیل واریانس و روش‌های تجزیه واریانس، یک دسته از مدل‌های آماری‌اند که قادرند اختلاف بین گروه‌ها یا دسته‌ها را بررسی کنند. این روش توسط رونالد فیشر ابداع شده است. او در کتاب معروف خود به نام روش‌های آماری برای محققین [۱۸] به بررسی و شیوه تفکیک واریانس پرداخته و به کمک آن بسیاری از آزمون‌های فرض آماری را تشکیل می‌دهد. در تحلیل واریانس از مجموع و میانگین مربعات باقی‌مانده و آزمون F برای مشخص کردن اهمیت و تأثیرگذاری هر فاکتور یا پارامتر استفاده می‌شود که هر چه مقدار F بیشتر باشد تأثیرگذاری آن پارامتر بیشتر است. در ادامه معادلات مربوط به مجموع مربعات برای دو فاکتور A و B به‌صورت روابط معادله (۱۳) نشان داده می‌شود [۱۹].

1. Eddy

2. Box-Behnken

$$\begin{aligned}
 SS_A &= nb \sum_i (\bar{y}_i - \bar{y})^2 \\
 SS_B &= na \sum_j (\bar{y}_j - \bar{y})^2 \\
 SS_{AB} &= SS_{total} - SS_{error} - (SS_A + SS_B) \\
 SS_{error} &= SS_{total} - (SS_A + SS_B + SS_{AB}) \\
 SS_{total} &= \sum_i \sum_j \sum_k (\bar{y}_{ijk} - \bar{y})^2
 \end{aligned}
 \tag{۱۳}$$

که در معادلات بالا، SS_A مجموع مربعات فاکتور A، SS_B مجموع مربعات فاکتور B، SS_{AB} مجموع مربعات برهمکنش فاکتورهای A و B، SS_{error} مجموع مربعات خطا، SS_{total} مجموع مربعات کل، a تعداد سطوح فاکتور A، b تعداد سطوح فاکتور B، n تعداد کل تکرارها (در صورت وجود)، \bar{y}_i متوسط آمین سطح از فاکتور A، \bar{y}_j متوسط زمین سطح از فاکتور B، \bar{y} متوسط کلی همه مشاهدات، \bar{y}_{ijk} مشاهده در آمین سطح از فاکتور A، زمین سطح از فاکتور B و k امین تکرار، \bar{y}_{ij} متوسط آمین سطح از فاکتور A، \bar{y}_j متوسط زمین سطح از فاکتور B هستند. همچنین، میانگین مربعات باقی‌مانده، که در روش تحلیل واریانس از آن استفاده می‌شود، به صورت رابطه موجود در معادله (۱۴) تعریف می‌شود [۱۹].

$$MS = \frac{SS}{DF} \tag{۱۴}$$

که در معادله فوق، MS بیانگر میانگین مربعات، SS مجموع مربعات و DF درجه آزادی فاکتور یا متغیرهاست که در آن درجه آزادی بیانگر تعداد حالات انتخاب مقادیر فاکتورها بوده که با سطوح هر فاکتور در ارتباط است. آزمون F یا آزمون فیشر نیز به صورت معادله (۱۵) تعریف می‌شود [۱۹].

$$F - \text{Value} = \frac{MS}{MS_{error}} \tag{۱۵}$$

تحلیل حساسیت به این صورت انجام می‌شود که میانگین کل داده‌ها یا شبیه‌سازی‌ها مشخص می‌شود و سپس، با توجه معادلات فوق، مقادیر برای هر یک از مشخصه‌ها و برهمکنش‌ها محاسبه می‌شود. هرچه اختلاف بین میانگین مربعات هر مشخصه یا برهمکنش بیشتر یا کمتر از میانگین مربعات کل باشد، تأثیر بیشتری بر روی سیستم داشته و سیستم حساسیت بیشتری نسبت به تغییر آن نشان می‌دهد.

روش حل

برای شبیه‌سازی فرایند احتراق در داخل محفظه احتراق مدل توربین گاز، از بسته نرم‌افزاری انسیس فلونت [۶] استفاده می‌شود. همچنین، برای شبکه‌بندی هندسه مورد نظر از نرم‌افزار ANSYS ICEM CFD [۲۰] استفاده می‌شود. روش حل معادلات حاکم بر شبیه‌سازی جریان واکنشی درون محفظه احتراق مدل توربین گاز به صورت حجم محدود است. همچنین، این شبیه‌سازی به صورت سه‌بعدی صورت می‌پذیرد. معیار همگرایی برای معادله پیوستگی 10^{-5} و برای سایر معادلات 10^{-6} است. عبارت‌های نفوذی معادلات به صورت تفاضل مرکزی و عبارت‌های جابه‌جایی در معادلات به صورت مرتبه دوم بالادست گسسته‌سازی می‌شوند. اتصال بین سرعت و فشار نیز با استفاده از روش SIMPLE صورت می‌پذیرد [۲۱]. الگوریتم PISO^۲ معمولاً برای شبیه‌سازی‌های ناپایا مورد استفاده قرار می‌گیرد و به دلیل اینکه این شبیه‌سازی به صورت پایا انجام شده است، این الگوریتم قابل استفاده نیست (در واقع دقت کمتری در مسئله حاضر دارد). الگوریتم COUPLED نیز معمولاً برای FLUENT شبیه‌سازی‌های تک‌فاز مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای این شبیه‌سازی هر دو الگوریتم SIMPLE و SIMPLEC می‌تواند استفاده شود که اطلاعات بیشتر در خصوص انتخاب تنظیمات مناسب برای شبیه‌سازی در مراجع [۶] و [۲۱] آورده شده است.

1. FLUENT
2. Pressure-Implicit with Splitting of Operators

همان طور که در قسمت‌های قبل به آن اشاره شد، فاز گازی از دیدگاه اویلری و فاز مایع از دیدگاه لاگرانژی تبعیت می‌کند. همچنین، برای پیش‌بینی مقدار آلاینده NO_x درون محفظه احتراق از روش نرخ محدود استفاده می‌شود. در این روش آلاینده NO_x حرارتی و ناگهانی محاسبه می‌شود. برای محاسبه NO_x ناگهانی از معادله ارائه‌شده توسط دسوئت [۲۲] و برای محاسبه NO_x حرارتی نیز از معادله ارائه‌شده توسط زلدوویچ [۲۳] استفاده می‌شود. همچنین، برای محاسبه گونه‌های O و OH از فرض تعادل جزئی استفاده می‌شود [۲۴]. اطلاعات بیشتر در خصوص این روش‌ها در مراجع [۲۳]، [۲۴] و [۲۵] موجود است. علاوه بر موارد ذکرشده، تعداد و نحوه شبیه‌سازی‌ها با استفاده از مدل فاکتوریل کامل در بسته نرم‌افزاری مینی‌تب^۱ [۱۹] تولید شده و سپس نتایج در همین نرم‌افزار با استفاده از روش تحلیل واریانس (ANOVA) بررسی و تحلیل می‌شوند.

محفظه احتراق مدل و شرایط مرزی

همان طور که در مقدمه به آن اشاره شد، در این مقاله از هندسه مورد استفاده در کار تجربی بائر و همکاران [۷] استفاده می‌شود. در سالیان اخیر، مقالاتی با استفاده از این محفظه احتراق به چاپ رسیده‌اند که می‌توان به تعدادی از آن‌ها، از جمله مراجع [۱]، [۲] و [۳]، اشاره کرد.

این محفظه احتراق دارای چهار جت هوای پایدارکننده با قطر ۸ میلی‌متر است که با زاویه ۹۰ درجه از یکدیگر در فاصله ۶۰ میلی‌متری از صفحه ورودی قرار گرفته‌اند. این فاصله ۶۰ میلی‌متری، فاصله مرکز جت‌های هوای پایدارکننده از صفحه ورودی محفظه احتراق است. سوخت‌پاش مورد استفاده در این محفظه احتراق از نوع هوا انفجاری^۲ است. در این سوخت‌پاش، سوخت مایع با قطر ۰/۷ میلی‌متر از نازل سوخت خارج می‌شود و با هوای خارج‌شده از دیسکی به قطر داخلی ۱ میلی‌متر و قطر خارجی ۳ میلی‌متر برخورد می‌کند. با توجه اطلاعات ارائه‌شده در کار تجربی، دیواره‌های محفظه احتراق با استفاده از چندین لوله آب تعبیه‌شده در داخل دیواره‌ها خنک می‌شوند و نیز برای دیواره‌ها شرط عدم لغزش در نظر گرفته می‌شود. همچنین، تمامی ورودی‌های محفظه احتراق مدل دارای دمای ۲۹۵ کلوین‌اند. فشار کاری محفظه احتراق ۱ اتمسفر است. دبی جرمی ورودی سوخت، ورودی هوای سوخت‌پاش و هوای جت‌های پایدارکننده به ترتیب برابر با ۱، ۱/۲ و ۳۳/۵ کیلوگرم بر ثانیه است. همچنین، کسر جرمی ورودی هوا شامل اکسیژن ۰/۲۳۱۵ و نیتروژن ۰/۷۶۸۵ بوده و کسر جرمی سوخت نیز برابر ۱ است [۲]. شکل ۳ هندسه این محفظه احتراق مدل توربین گاز را نشان می‌دهد.

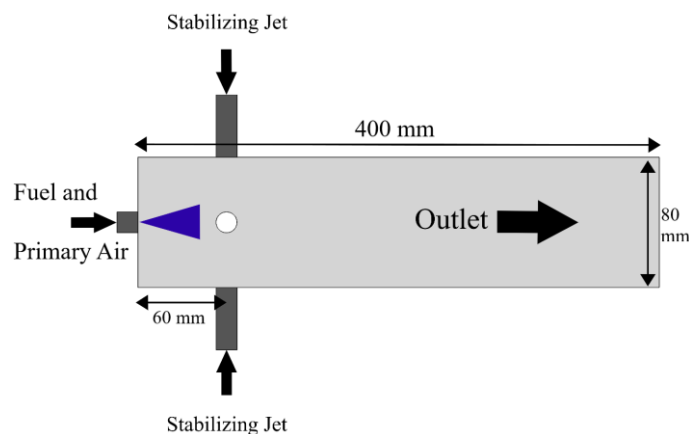


Figure 3- Geometry of gas turbine model combustion chamber
 شکل ۳- هندسه محفظه احتراق مدل توربین گاز [۷]

1. MINITAB
 2. Air-blast

همان طور که در بخش روش حل به آن اشاره شد، هندسه محفظه احتراق مدل توربین گاز با استفاده از بسته نرم‌افزاری ANSYS ICEM CFD [۲۰] شبکه‌بندی می‌شود که شبکه‌بندی انجام‌شده از نوع سازمان‌یافته است. در شکل ۴، نمایی از این شبکه‌بندی مشاهده می‌شود. شبکه‌بندی سازمان‌یافته از نظر دقت، دستیابی به کیفیت شبکه‌بندی بالاتر و همگرایی نسبت به شبکه بی‌سازمان ارجح است.

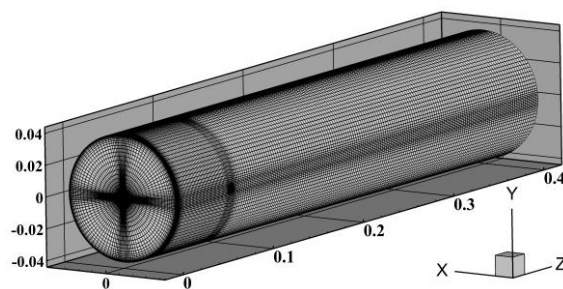


Figure 4- Mesh of gas turbine model combustion chamber
شکل ۴- شبکه‌بندی محفظه احتراق مدل توربین گاز (اندازه‌ها بر حسب متر است)

برای مدل‌سازی جریان کنار دیواره، از مدل منتر-لچنر^۱ استفاده می‌شود [۶]. این مدل یک مدل تعمیم‌یافته است که بسیاری از معایب مدل‌های قبلی را ندارد و به مقدار Y^+ حساس نیست. هدف این مدل پیش‌بینی تنش برشی و انتقال حرارت دیواره بدون وابستگی به مقدار Y^+ است. ارتفاع سلول‌های کنار دیواره به گونه‌ای تنظیم شده که میانگین Y^+ روی سطح دیواره برابر با ۱ باشد. شکل ۵ Y^+ روی سطح دیواره محفظه را نمایش می‌دهد. توزیع غیریکنواخت است، زیرا تنش برشی دیواره بر روی دیواره‌های مختلف مدل ثابت نیست.

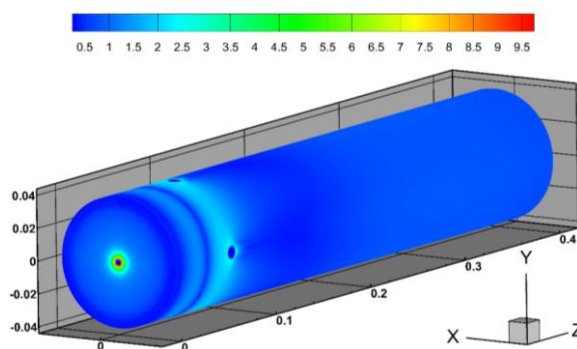


Figure 5- View of Y^+ on the walls
شکل ۵- نمایی از Y^+ بر روی دیواره‌ها (اندازه‌ها بر حسب متر است)

استقلال حل از شبکه محاسباتی

در این قسمت به بررسی استقلال حل و نتایج از شبکه محاسباتی پرداخته می‌شود. برای انجام این بررسی از چهار شبکه متفاوت استفاده می‌شود. در جدول ۱، می‌توان تعداد شبکه‌بندی‌های مورد استفاده برای بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی را مشاهده کرد. با توجه به این جدول استقلال از شبکه محاسباتی برای سرعت محوری بر روی خط مرکزی محفظه احتراق مدل صورت می‌پذیرد.

1. Menter-Lechner

جدول ۱- تعداد شبکه‌های محاسباتی

Table 1- Number of computational grids

Name of Grids	Total number
Grid A	2.4×10^5
Grid B	6.5×10^5
Grid C	9×10^5
Grid D	1.3×10^6

با توجه به شکل ۶ و ۷، مشاهده می‌شود که اختلاف سرعت و دمای محوری برای شبکه سوم و چهارم کمتر از ۱ درصد است. به همین علت از شبکه سوم، به دلیل هزینه محاسباتی کمتر، استفاده می‌شود.

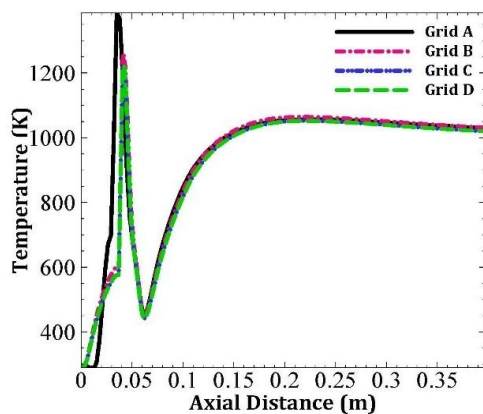


Figure 7- Axial temperature profile
شکل ۷- پروفیل دمای محوری

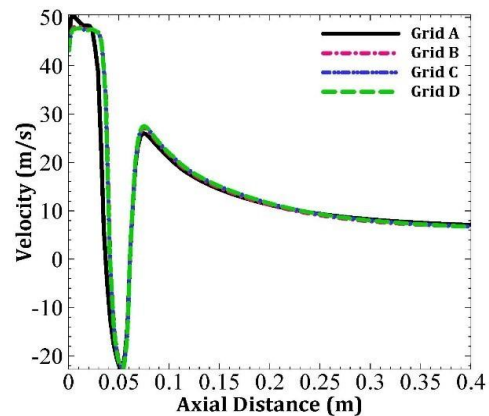


Figure 6- Axial velocity profile
شکل ۶- پروفیل سرعت محوری

اعتبارسنجی شبیه‌سازی

در شکل ۸، کانتور سرعت بر روی صفحه مرکزی محفظه احتراق مشاهده می‌شود. با توجه به شکل، جریان جت‌های پایدارکننده پس از برخورد به یکدیگر به دو جهت ورودی و خروجی حرکت می‌کنند. جریانی که پس از برخورد جریان این جت‌ها با یکدیگر به سمت ورودی محفظه احتراق برگشته (به سمت چپ شکل) با جریان حاصل از هوای سوخت‌پاش و قطرات برخورد کرده و ناحیه‌ای چرخشی و متلاطم را در آن قسمت به وجود می‌آورد که به آن ناحیه چرخشی گفته می‌شود.

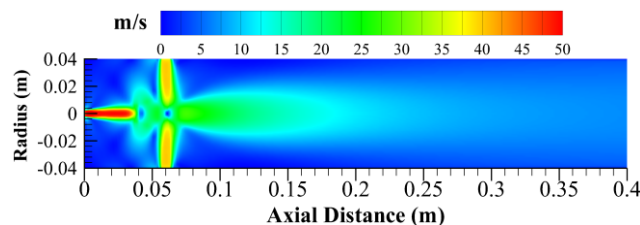


Figure 8- Velocity contour on the center plane of combustion chamber
شکل ۸- کانتور سرعت بر روی صفحه مرکزی محفظه احتراق

در شکل ۹، به مقایسه پروفیل سرعت حاصل از کار تجربی و کار عددی در مقاطع مختلف پرداخته می‌شود. میزان اختلاف کار عددی و تجربی با پارامتر MD¹ مشخص می‌شود.

1. Mean Deviation

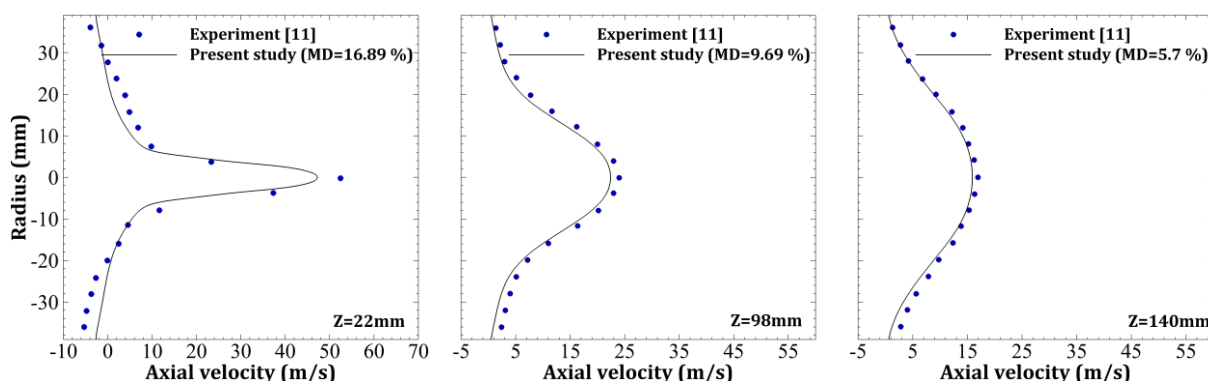


Figure 9- Velocity distribution comparison between the experiment and numerical simulation

شکل ۹- مقایسه توزیع سرعت کار تجربی و شبیه‌سازی عددی

در شکل ۱۰، به مقایسه توزیع دمای به‌دست‌آمده از کار تجربی و کار عددی پرداخته می‌شود. دمای تولیدی به‌صورت مستقیم با میزان اختلاط سوخت و هوا در ارتباط است و هرچه میزان کسر اختلاط محلی به کسر اختلاط استوکیومتری نزدیک‌تر باشد، دمای تولیدی نیز بیشتر و هرچه از کسر اختلاط استوکیومتری فاصله داشته باشد، دما نیز کاهش می‌یابد.

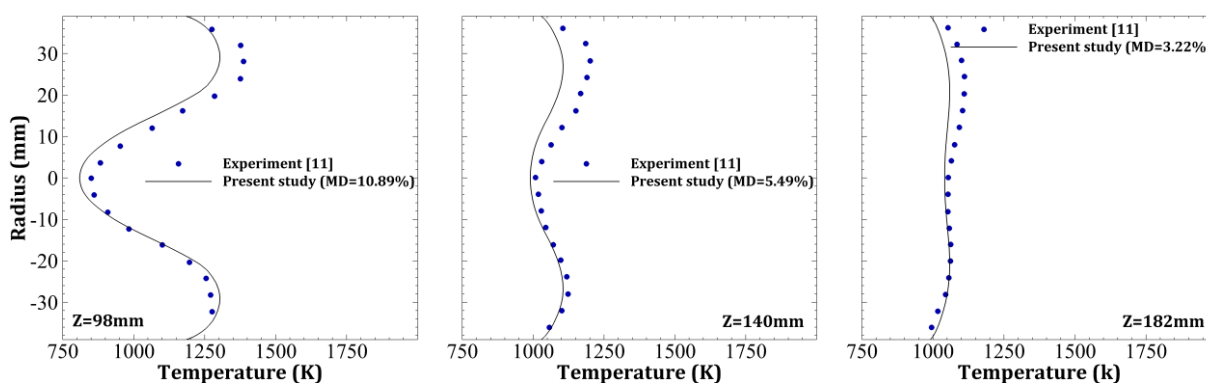


Figure 10- Temperature distribution comparison between the experiment and numerical simulation

شکل ۱۰- مقایسه توزیع دمای کار تجربی و شبیه‌سازی عددی

با توجه به شکل ۱۰، ملاحظه می‌شود که در مقطع $Z=98\text{mm}$ دمای مرکز محفظه کمتر از دمای کنار دیواره‌هاست. دلیل این توزیع دما نیز به دمای جت‌های پایدارکننده و دمای تولیدشده در ناحیه چرخشی یعنی قبل از جت‌های پایدارکننده مربوط است. در ناحیه قبل از جت‌های پایدارکننده، به‌دلیل پاشش سوخت توسط سوخت‌پاش و شروع فرایند احتراق، دمای این ناحیه افزایش پیدا می‌کند و به‌دلیل اینکه در مرکز جت‌های پایدارکننده قرار دارند، گازهای دمابالا به‌ناچار از کنار دیواره‌ها به سمت خروجی حرکت می‌کنند. در مرکز نیز، به‌دلیل اینکه دمای جت‌های پایدارکننده ۲۹۵ کلوین است، دما در این ناحیه از کنار دیواره‌ها کمتر است. همچنین، مقدار اختلاف دمای کار تجربی با کار عددی در این مقطع برابر با ۱۰/۸۹ درصد است. در مقطع $Z=140\text{mm}$ ، همانند مقطع قبلی، دمای مرکز محفظه کمتر از دمای کنار دیواره‌هاست. اختلاف دمای کار تجربی با کار عددی در این مقطع برابر با ۵/۴۹ درصد است. در مقطع $Z=182\text{mm}$ نیز اختلاف بین کار تجربی و عددی برابر با ۳/۲۲ درصد است. در نتیجه، بیشترین خطا برای توزیع دما میان کار تجربی و کار عددی یا شبیه‌سازی برابر با ۱۰/۸۹ درصد بوده که درصد قابل‌قبولی است. اختلاف دمای شبیه‌سازی عددی با کار تجربی می‌تواند به دو عامل بستگی داشته باشد؛ اولین مورد اینکه اطلاعات کافی و دقیق از سوخت‌پاش در مقاله تجربی گزارش نشده است و دوم اینکه اطلاعات دقیق از دما و شرایط دیواره محفظه گزارش نشده است. در شکل ۱۱، نیز نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی برای آلایندگی CO_2 با نتایج حاصل از کار تجربی

مقایسه می‌شود. مقدار این آلاینده به کامل یا ناقص بودن فرایند احتراق ارتباط دارد. هرچه احتراق کامل‌تر باشد، میزان این آلاینده بیشتر و هرچه احتراق ناقص‌تر، میزان این آلاینده کاهش می‌یابد.

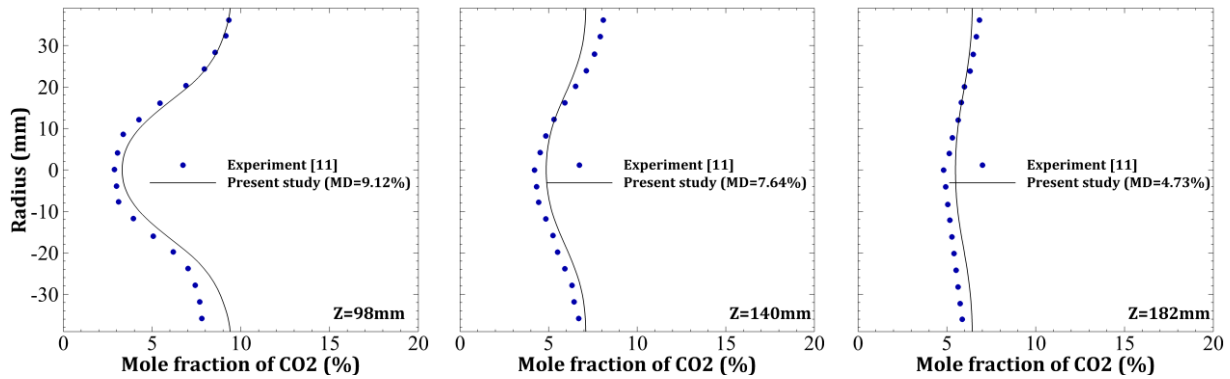


Figure 11- CO₂ distribution comparison between the experiment and numerical simulation

شکل ۱۱- مقایسه توزیع آلاینده CO₂ کار تجربی و شبیه‌سازی عددی

همچنین، ناحیه‌هایی که هوای جت‌های پایدارکننده بیشتر به آن نفوذ کرده است CO₂ کمتری دارد. در رابطه با میزان دقت شبیه‌سازی حاضر، بیشترین مقدار اختلاف بین داده‌های عددی و تجربی برابر با ۹/۱۲ درصد برای مقطع Z=98mm است که مقدار قابل‌قبولی است. در شکل ۱۲، به بررسی و مقایسه توزیع آلاینده NO_x به‌دست‌آمده از کار تجربی با کار عددی یا شبیه‌سازی پرداخته می‌شود. با توجه به اینکه درصد بالایی از آلاینده NO_x تولیدی درون محفظه احتراق مدل به NO_x حرارتی ارتباط دارد، از این رو، هرچه دمای محفظه بیشتر شود، آلاینده NO_x کلی نیز افزایش پیدا می‌کند. این پدیده به‌دلیل تجزیه گاز N₂ در دمای بالا اتفاق می‌افتد. میزان آلاینده NO_x تولیدی در مرکز محفظه احتراق مدل مقدار کمتری دارد و با حرکت به سمت دیواره‌ها، مقدار این آلاینده افزایش پیدا می‌کند. در مرکز، به‌دلیل وجود جت‌های پایدارکننده با دمای پایین، امکان تولید این آلاینده کاهش می‌یابد و با نزدیک‌شدن به دیواره‌ها و افزایش دما مقدار این آلاینده افزایش پیدا می‌کند. با توجه به شکل‌های ۹ و ۱۰ می‌توان دریافت که توزیع این آلاینده درون محفظه احتراق به چه صورت خواهد بود. در مقطع Z=98mm، اختلاف میان نتایج تجربی و شبیه‌سازی عددی برابر با ۴/۳۲ درصد است که درصد قابل‌قبولی است. در مقطع بعدی، یعنی Z=140mm، این اختلاف برابر با ۴/۳۱ درصد است و در مقطع Z=182mm، اختلاف برابر با ۱۰/۷۸ درصد بوده که ملاحظه می‌شود بیشترین اختلاف مربوط به مقطع سوم یا Z=182mm است که برای پیش‌بینی این آلاینده مقدار قابل‌قبولی است.

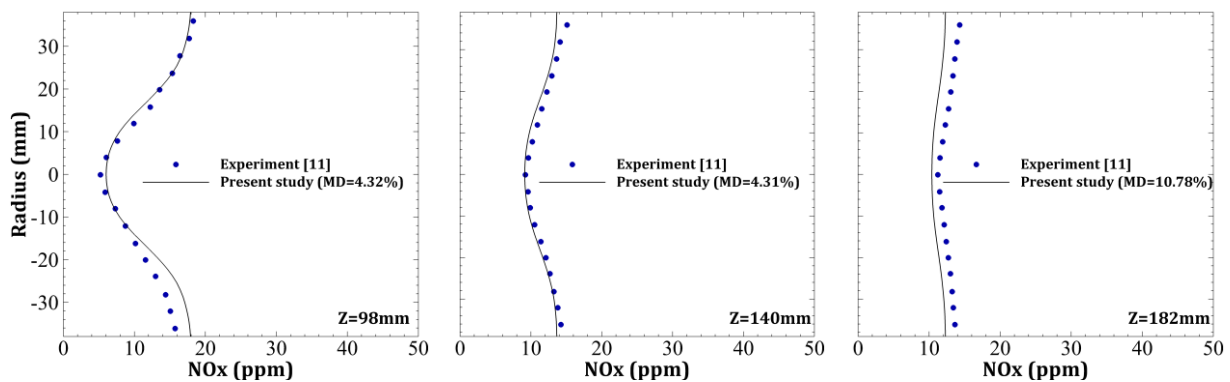


Figure 12- NO_x distribution comparison between the experiment and numerical simulation

شکل ۱۲- مقایسه توزیع آلاینده NO_x کار تجربی و شبیه‌سازی عددی

نتایج حاصل از تحلیل حساسیت

در این بخش، به بررسی تأثیر تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده بر روی آلاینده‌های CO و NO_x پرداخته می‌شود. با توجه به توضیحاتی که در قسمت‌های قبل داده شد، سه مشخصه قطر، زاویه و موقعیت جت‌های پایدارکننده در ۵ سطح (۱۰ و ۲۰ درصد بیشتر و کمتر از مقدار اصلی هر مشخصه)، که مجموعاً ۱۲۵ عدد شبیه‌سازی می‌شود، مورد بررسی قرار می‌گیرد. سطوح مورد بررسی برای قطر به صورت ۶/۴، ۷/۲، ۸، ۸/۸ و ۹/۶ میلی‌متر است. سطوح مورد بررسی برای زاویه نیز به صورت ۷۲، ۸۱، ۹۰، ۹۹ و ۱۰۸ درجه است. همچنین، سطوح مورد بررسی برای موقعیت جت‌ها به صورت ۴۸، ۵۴، ۶۰، ۶۶ و ۷۲ میلی‌متر از صفحه ورودی است. این تغییرات به صورت سیستماتیک بوده و طوری انتخاب شده‌اند که اولاً همه آن‌ها تغییر یکسانی داشته باشند تا بتوان تأثیرگذاری آن‌ها بر روی پارامترهای خروجی را به درستی تحلیل کرد؛ ثانیاً، در محدوده ابعاد محفظه احتراق‌های صنعتی باشند. منظور از اینکه در محدوده ابعاد محفظه‌های احتراق صنعتی باشند این است که قطرهای آن‌ها نیز کاربردی داشته باشد و تغییر اندازه‌ها بدون هدف نباشد.

تحلیل حساسیت آلاینده CO

در این بخش، ابتدا، میزان تغییر آلاینده CO را در صورت تغییر مشخصه‌ها به صورت تنها (همانند مقالات پیشین فقط یک پارامتر تغییر کند) بررسی کرده و سپس به بررسی میزان تغییر این آلاینده در صورت تغییر هم‌زمان هر سه پارامتر (برهمکنش میان قطر، زاویه و موقعیت جت‌ها) پرداخته می‌شود. در شکل ۱۳، ۱۴ و ۱۵، به ترتیب، تغییر آلاینده CO ، با توجه به تغییر هر کدام از مشخصه‌های زاویه، قطر و موقعیت جت‌های پایدارکننده، به صورت جداگانه (بدون در نظر گرفتن برهمکنش‌ها)، بررسی می‌شود. به این نکته نیز باید اشاره شود که در خروجی محفظه احتراق مدل مقدار این آلاینده تقریباً برابر با صفر است، لذا مقدار بیشینه تولیدشده از این آلاینده بررسی می‌شود که در ناحیه قبل از جت‌های پایدارکننده (ناحیه چرخشی) اتفاق می‌افتد.

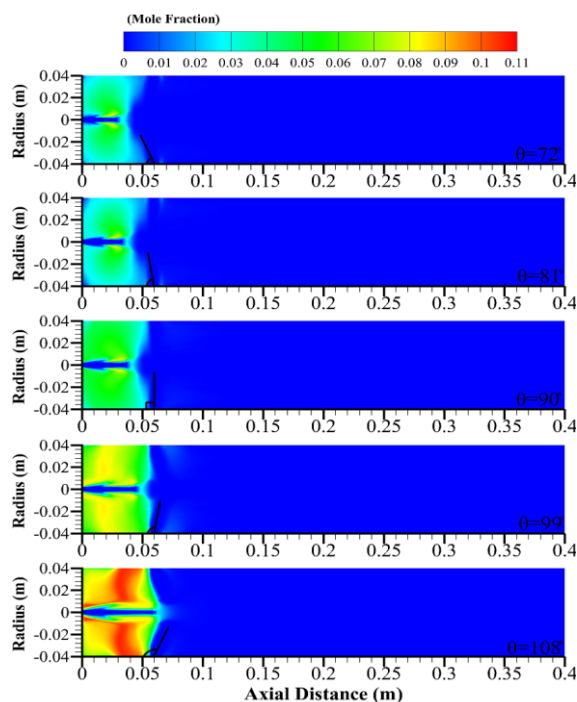


Figure 13- Effect of angle variation of stabilizing jets on CO

شکل ۱۳- تأثیر تغییر زاویه جت‌های پایدارکننده بر روی آلاینده CO

با توجه به شکل ۱۳، مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه هوای ورودی جت‌های پایدارکننده، مقدار بیشینه آلاینده CO در ناحیه چرخشی (قبل از جت‌های پایدارکننده) افزایش پیدا می‌کند که نشان از ناقص‌تر شدن فرایند احتراق و کاهش بازده احتراق دارد. در زاویه‌های ۷۲ و ۸۱ درجه میزان تغییر این آلاینده بسیار اندک است، اما از زاویه ۹۰ تا ۱۰۸ درجه مقدار آن افزایش می‌یابد. البته، باید به این نکته اشاره کرد که در این بررسی فقط تغییر زاویه صورت گرفته و اثر برهمکنش مشخصه‌ها بررسی نشده است، لذا ممکن است در صورت تغییر مشخصه‌های دیگر، همانند قطر یا موقعیت جت‌ها، مقدار این آلاینده با افزایش زاویه کاهش یابد. در ادامه و پس از بررسی مشخصه‌ها به صورت تنها (شکل‌های ۱۴ و ۱۵)، به برهمکنش میان مشخصه‌ها نیز پرداخته می‌شود.

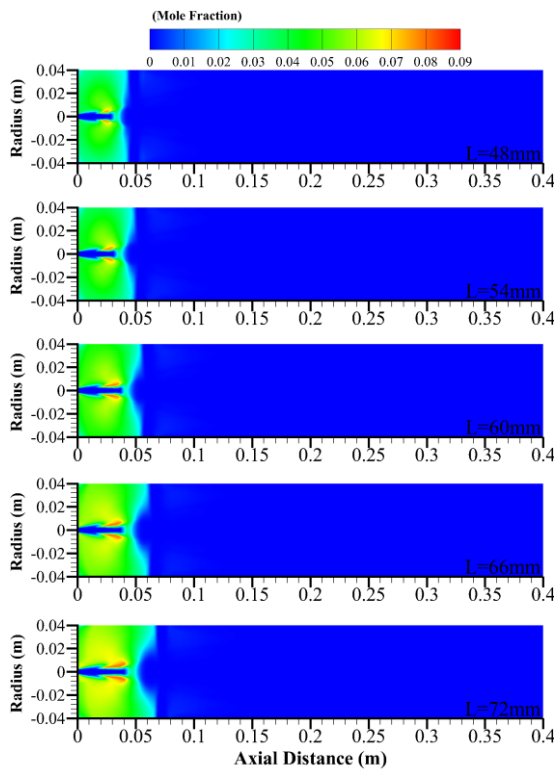


Figure 15- Effect of position variation of stabilizing jets on CO
 شکل ۱۵- تأثیر تغییر موقعیت جت‌های پایدارکننده بر روی آلاینده CO

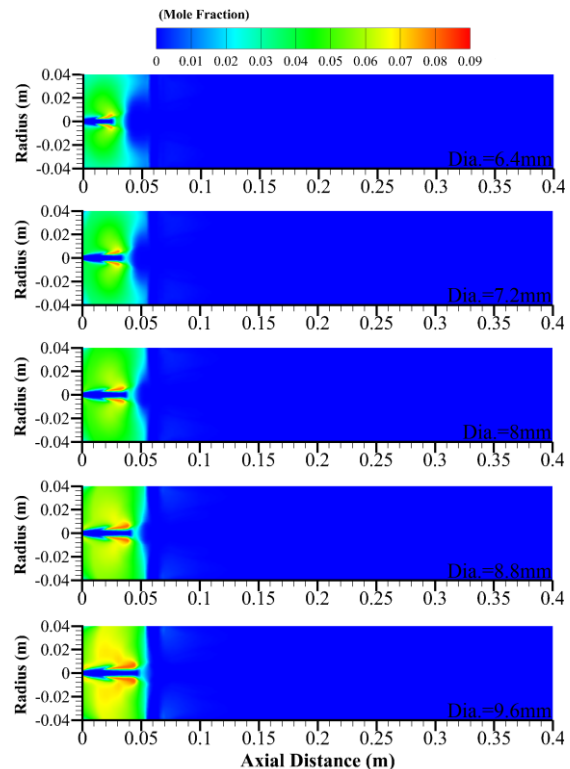


Figure 14- Effect of diameter variation of stabilizing jets on CO
 شکل ۱۴- تأثیر تغییر قطر جت‌های پایدارکننده بر روی آلاینده CO

آلاینده CO یکی از آلاینده‌های مضر تولیدشده در محفظه احتراق توربین گاز است. همچنین، این آلاینده نشان‌دهنده کامل یا ناقص بودن احتراق است. در صورتی که میزان تولید این آلاینده افزایش پیدا کند، احتراق به سمت ناقصی سوق پیدا می‌کند و هرچه میزان این آلاینده کم شود، احتراق کامل‌تر و بازده احتراق بیشتر می‌شود. البته، تولید مونوکسید کربن می‌تواند به دلیل احتراق غنی‌سوز محلی صورت گیرد. با توجه به توضیح نسبت سوخت به هوای محلی می‌توان این دو منبع تولید مونوکسید کربن رو از هم متمایز کرد. در ادامه، به تحلیل حساسیت این آلاینده به تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده پرداخته می‌شود. این مشخصه‌ها شامل قطر، زاویه و موقعیت جت‌هاست. در شکل ۱۴، تغییر قطر جت‌ها در شرایط دبی ثابت انجام می‌شود؛ یعنی، با افزایش قطر، سرعت جریان ورودی کاهش و با کاهش قطر، سرعت جریان ورودی افزایش می‌یابد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با افزایش قطر جت‌ها در شرایط دبی ثابت، مقدار بیشینه آلاینده CO تولیدی افزایش می‌یابد و در نتیجه احتراق از احتراق کامل بودن فاصله گرفته و بازده احتراق نیز کاهش می‌یابد. یکی از دلایلی که می‌تواند باعث افزایش

آلاینده CO شود، این است که هنگامی که قطر ورودی جت‌های پایدارکننده در دبی ثابت افزایش می‌یابد. در واقع، سرعت جریان ورودی کاهش یافته و از میزان تلاطم و آشفته‌گی جریان کاسته می‌شود و میزان اختلاط بین سوخت و هوا نیز کاهش می‌یابد که در نتیجه سبب ناقص‌تر شدن احتراق و افزایش این آلاینده می‌شود. در شکل ۱۵، تأثیر تغییر موقعیت جت‌های پایدارکننده بررسی شده است. منظور از موقعیت فاصله جت‌ها از صفحه ورودی محفظه احتراق مدل است. این فواصل به صورت ۴۸، ۵۴، ۶۰، ۶۶ و ۷۲ میلی‌متر است. همچنین، این فواصل براساس فاصله مرکز جت‌ها تا صفحه ورودی محفظه محاسبه می‌شود. حال با توجه به شکل ۱۵ مشاهده می‌شود که با افزایش فاصله جت‌های پایدارکننده از صفحه ورودی محفظه احتراق مقدار بیشینه تولید این آلاینده افزایش پیدا می‌کند.

در این حالت نیز همانند حالت قبل، با توجه به فاصله‌گرفتن جت‌ها از صفحه ورودی میزان آشفته‌گی در ناحیه چرخشی کاهش یافته و اختلاط سوخت و هوا به‌گونه‌ای صورت می‌پذیرد که باعث افزایش آلاینده CO شده و بازده احتراق کاهش می‌یابد. حال به بررسی تأثیر برهمکنش میان پارامترهای ذکر شده پرداخته می‌شود. در این بررسی به‌صورت آماری و با استفاده از روش تحلیل واریانس، میزان تأثیرگذاری هر کدام از پارامترها (قطر، زاویه و موقعیت) و برهمکنش میان آن‌ها بر روی آلاینده CO بررسی می‌شود. در شکل ۱۶، تأثیرگذاری هر کدام از پارامترها به‌صورت جداگانه و به‌صورت آماری نشان داده شده است. منظور از آماری یعنی اینکه، به‌عنوان مثال، میزان آلاینده CO هنگامی که قطر جت‌های پایدارکننده در تمام حالاتی که برابر با ۶/۴ میلی‌متر است محاسبه شده و میانگین آن به عنوان مقدار این آلاینده در نظر گرفته می‌شود. همین روش برای سایر قطر‌ها، زوایا و موقعیت‌ها لحاظ می‌شود و نموداری همانند شکل ۱۶ استخراج می‌شود که به آن نمودار تأثیرگذاری اصلی پارامترها گفته می‌شود. در این نمودار، در قسمت سمت چپ، مقدار میانگین کسر مولی آلاینده CO برحسب درصد مشاهده می‌شود. اولین ستون از سمت چپ تغییرات قطر جت‌های پایدارکننده را نشان می‌دهد. ستون دوم و سوم نیز به‌ترتیب تغییرات زاویه و موقعیت این جت‌ها را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل می‌توان دریافت که پارامتر زاویه بیشترین میزان تغییر را نسبت به سایر پارامترها دارد. در واقع، با افزایش ۲۰ درصدی زاویه، آلاینده CO بیشترین تغییر را دارد. همچنین، مشاهده می‌شود زمانی که زاویه جت‌ها از ۹۰ درجه بیشتر می‌شود، شیب افزایش این آلاینده نیز بیشتر می‌شود. دلیل این اتفاق مربوط به زاویه جت‌های پایدارکننده است. با افزایش زاویه جت‌ها از ۹۰ تا ۱۰۸ درجه میزان کاهش اختلاط و تلاطم در این حالت بسیار بیشتر از افزایش قطر و موقعیت بوده و لذا شیب افزایش آلاینده CO در این حالت بیشتر از دو حالت دیگر است. در نمودار شکل ۱۷ نیز میزان اهمیت و تأثیرگذاری هر مشخصه با استفاده از آزمون F به‌صورت آماری مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این شکل، مشاهده می‌شود که تغییر زاویه بیشترین تأثیرگذاری آماری را داشته که با شکل ۱۶ کاملاً همخوانی دارد. همچنین، در شکل ۱۷، منظور از AB، BC و AC برهمکنش میان مشخصه‌هاست. A قطر جت‌ها، B زاویه جت‌ها و C موقعیت جت‌هاست.

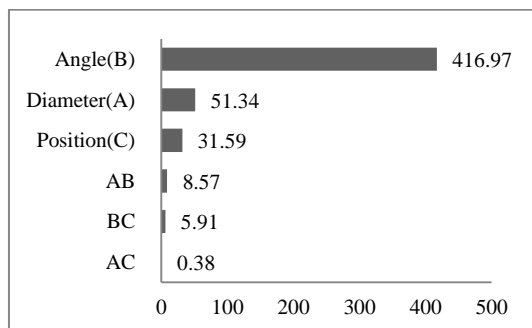


Figure 17- Statistical analysis of characteristics change on CO
شکل ۱۷- بررسی آماری تغییر مشخصه‌ها بر روی CO

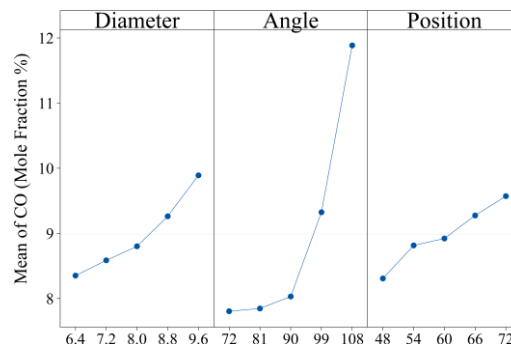


Figure 16- Main effectiveness of characteristics on CO
شکل ۱۶- تأثیرگذاری اصلی مشخصه‌ها بر روی CO

در شکل ۱۸، برهمکنش میان مشخصه‌ها نشان داده می‌شود. در این شکل نیز تحلیل حساسیت همانند روش قبل (تأثیرگذاری اصلی) است و میانگین مقدار این آلاینده برای آن حالت خاص محاسبه می‌شود.

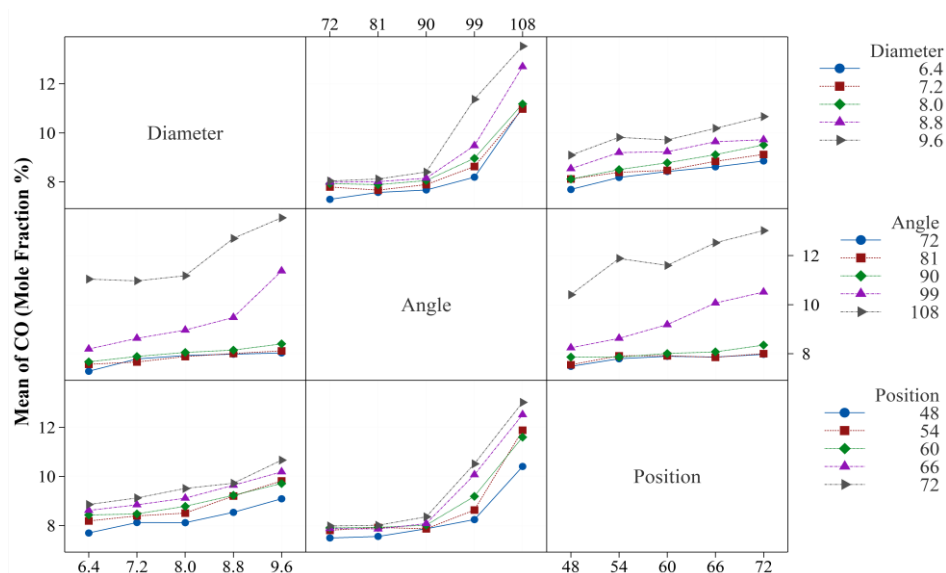


Figure 18- Interaction among characteristics and their effect on CO
 شکل ۱۸- برهمکنش میان مشخصه‌ها و تأثیرشان بر روی آلاینده CO

در شکل ۱۸، در سمت چپ تصویر مقدار میانگین آلاینده CO برحسب درصد کسر مولی قابل مشاهده است. این شکل به سه ستون تقسیم می‌شود. ستون اول از چپ تغییرات قطر را نشان می‌دهد. ستون‌های دوم و سوم نیز به ترتیب زاویه و موقعیت جت‌ها را نشان می‌دهد. همچنین، در هر ستون دو ردیف نمودار قابل مشاهده است. برای تشخیص اینکه نمودار برحسب کدام دو مشخصه تغییر می‌کند باید به سمت راست تصویر، که از بالا به پایین به ترتیب قطر، زاویه و موقعیت جت‌ها را نشان می‌دهد، توجه کرد. به عنوان مثال، اگر به نموداری که در ستون دوم از چپ و ردیف اول از بالا قرار دارد توجه شود، مشاهده می‌شود که با کاهش زاویه مقدار این آلاینده کاهش می‌یابد و در آن خط آبی رنگ قطر ۶/۴ میلی‌متری و خط خاکستری قطر ۹/۶ میلی‌متری را نشان می‌دهد. با توجه به این توضیحات حال به بررسی نمودار پرداخته می‌شود. در این شکل، در برهمکنش میان قطر-زاویه و موقعیت-زاویه، هنگامی که زاویه از ۹۰ درجه بیشتر باشد، همیشه و در هر موقعیت و قطری از جت‌ها، مقدار آلاینده CO بسیار بالاست. در برهمکنش میان پارامترهای زاویه-قطر و زاویه موقعیت نیز این پدیده مشاهده می‌شود. در نمودارهای قطر-موقعیت و موقعیت-قطر اختلاف قابل توجهی میان تغییرات وجود ندارد، ولی با افزایش هر کدام از پارامترها (چه قطر و چه موقعیت جت‌ها) آلاینده CO افزایش پیدا می‌کند.

تحلیل حساسیت آلاینده NO_x

در این بخش نیز، ابتدا، تأثیر تغییر مشخصه‌ها به تنهایی بررسی می‌شود و سپس به بررسی تأثیر این تغییرات همراه با برهمکنش‌ها پرداخته می‌شود. در شکل ۱۹، تغییر زاویه و تأثیر آن بر روی آلاینده NO_x با دمای متناظرش مشاهده می‌شود. با افزایش زاویه هوای ورودی جت‌های پایدارکننده، مقدار این آلاینده ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. دلیل این تغییرات را می‌توان با کسر اختلاط محلی و میزان دمای تولیدی تحلیل کرد (میزان تولید آلاینده NO_x به دلیل تجزیه N₂ در دماهای بالا، ارتباط مستقیم با مقدار دمای حاصل از احتراق دارد). همان‌طور که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، با کاهش دمای ناحیه چرخشی، میزان آلاینده NO_x نیز کاهش می‌یابد. البته، هنگامی که زاویه برابر با ۸۱ درجه است، مقدار و حجم دمای تولیدی

اندکی بیشتر از ۷۲ درجه است و لذا تولید آلاینده NO_x در این زاویه افزایش پیدا می‌کند. برای سایر مشخصه‌ها نیز همین روند قابل مشاهده است که با کاهش دما مقدار این آلاینده کاهش می‌یابد.

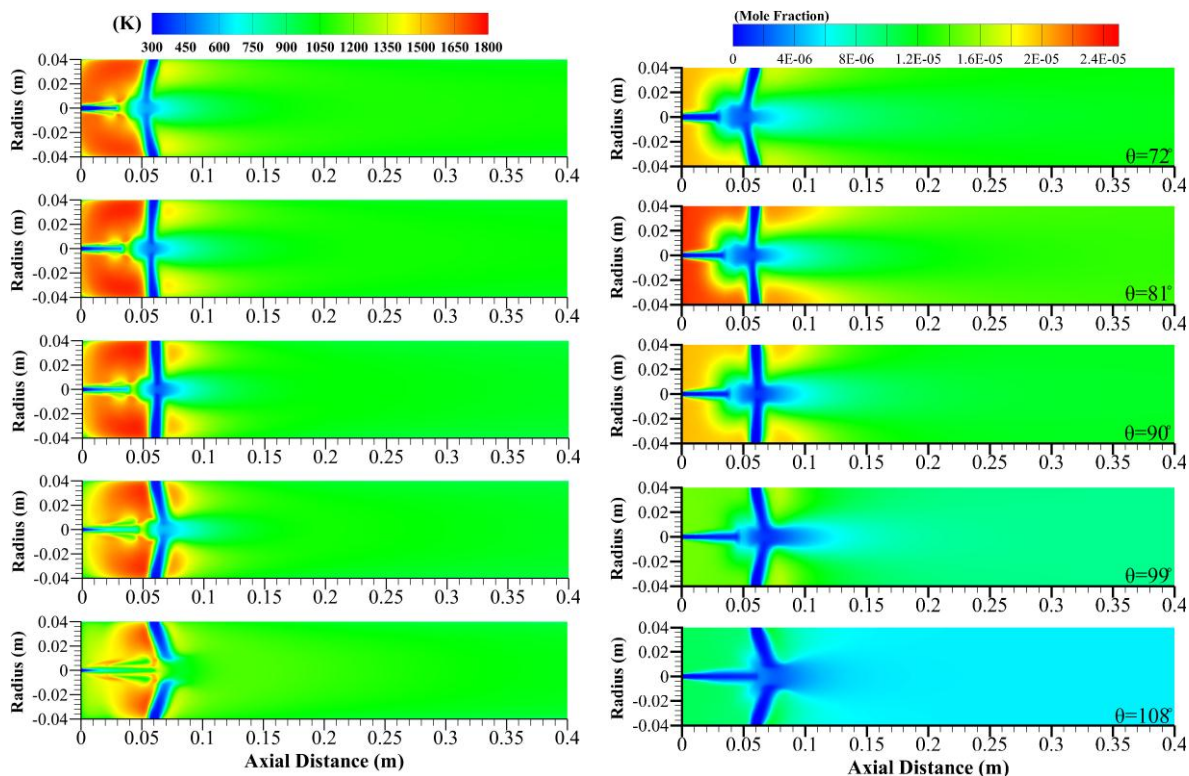


Figure 19- Effect of angle variation of stabilizing jets on NO_x and temperature

شکل ۱۹- تأثیر تغییر زاویه جت‌های پایدارکننده بر روی آلاینده NO_x و دما

در شکل ۲۰، تأثیر تغییر قطر جت‌های پایدارکننده بر روی آلاینده NO_x بررسی می‌شود. قطر از مقدار $6/4$ به مقدار $9/6$ میلی‌متر تغییر پیدا می‌کند. ملاحظه می‌شود که بیشترین مقدار NO_x در قطر $7/2$ میلی‌متر و کمترین مقدار آن در قطر $9/6$ میلی‌متر رخ می‌دهد. برای این بخش نیز، همانند قسمت قبل، مشاهده می‌شود که با افزایش دما، مقدار آلاینده NO_x افزایش داشته و با کاهش دما، کاهش می‌یابد.

در شکل ۲۱، تأثیر تغییر موقعیت جت‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد. موقعیت از ۴۸ تا ۷۲ میلی‌متر تغییر پیدا می‌کند. با توجه به شکل ۲۱، ملاحظه می‌شود که با افزایش فاصله جت‌های پایدارکننده از صفحه ورودی محفظه احتراق مدل، مقدار NO_x کاهش پیدا می‌کند. این کاهش به مقدار ترکیب سوخت با هوا بستگی دارد و هنگامی که موقعیت جت‌ها به صفحه ورودی محفظه احتراق نزدیک‌تر باشد، تلاطم و اختلاط بهتر صورت گرفته و در نتیجه آلاینده NO_x افزایش پیدا می‌کند. البته، همانند تغییرات مرتبط با آلاینده CO در صورت در نظر گرفتن برهمکنش میان مشخصه‌ها امکان تفاوت روند این تغییرات وجود دارد. در شکل ۲۲، تأثیرگذاری اصلی پارامترها به صورت آماری نشان داده می‌شود که مشاهده می‌شود با افزایش همه مشخصه‌ها، مقدار این آلاینده کاهش دارد و فقط در تغییر قطر ابتدا مقداری افزایش داشته و سپس کاهش می‌یابد. در شکل ۲۳، میزان تأثیرگذاری آماری مشخصه‌ها بر روی آلاینده NO_x به صورت آماری و با استفاده از مقدار یا آزمون F نشان داده می‌شود. با توجه به شکل ۲۳، ملاحظه می‌شود که زاویه بیشترین تأثیرگذاری را بر روی آلاینده NO_x دارد و در جایگاه بعدی، به ترتیب، قطر، برهمکنش قطر-زاویه، برهمکنش زاویه-موقعیت و در آخر برهمکنش قطر-موقعیت قرار دارد. البته، این مطلب به آن معنی نیست که برهمکنش میان مشخصه‌ها، چون مقدار کمتری به خود اختصاص داده، تأثیرگذاری کمتری دارد.

بلکه این نمودار نشان می‌دهد که برهمکنش میان مشخصه‌ها نیز تأثیرگذار بوده و برای بهینه‌سازی باید حتماً برهمکنش مشخصه‌ها لحاظ شود تا مقدار بهینه به دست آید.

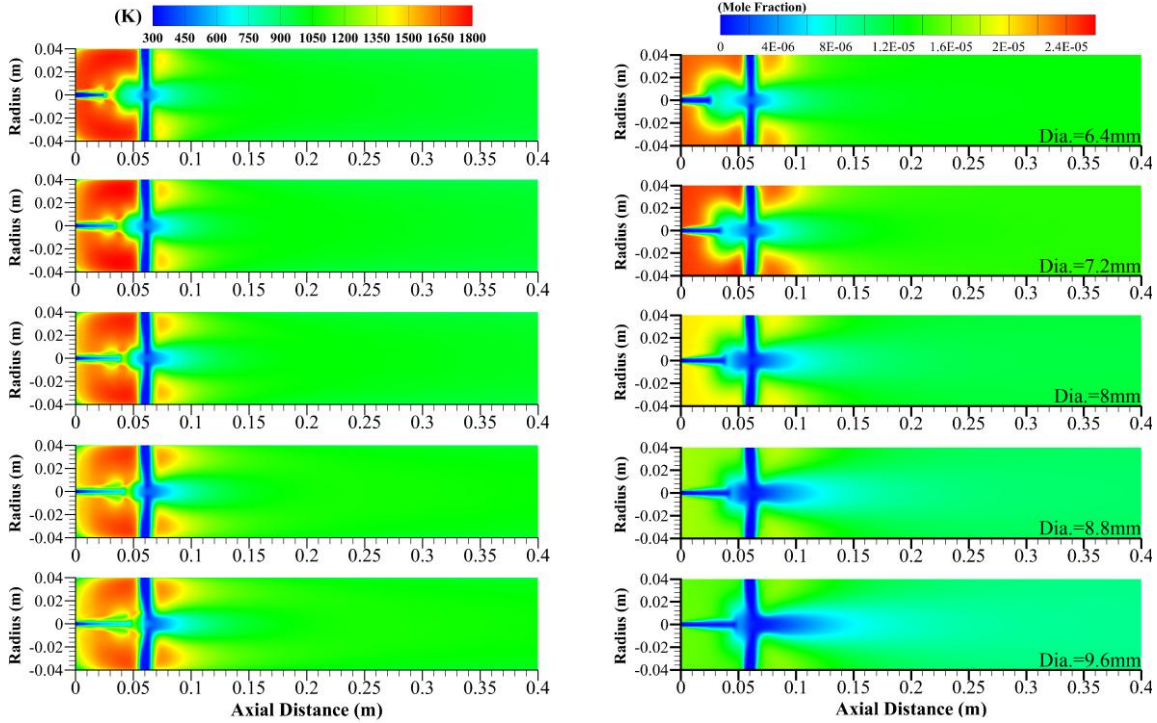


Figure 20- Effect of diameter variation of jets on NO_x and temperature

شکل ۲۰- تأثیر تغییر قطر جت‌ها بر روی آلاینده NO_x و دما

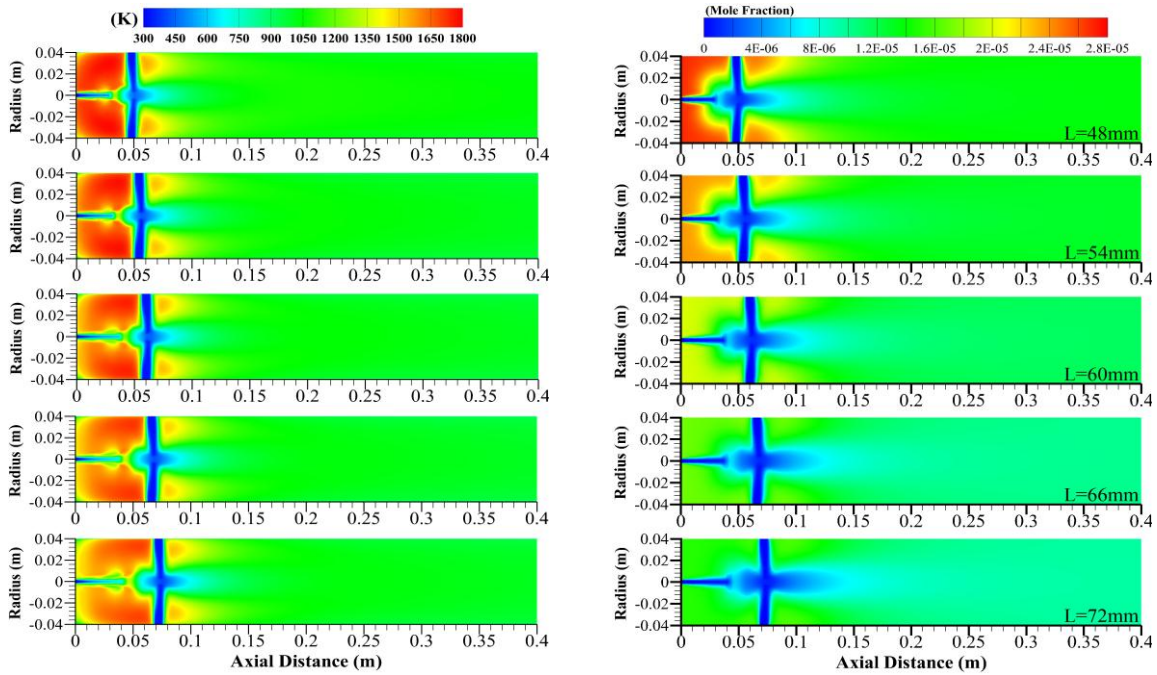


Figure 21- Effect of position variation of jets on NO_x and temperature

شکل ۲۱- تأثیر تغییر موقعیت جت‌ها بر روی آلاینده NO_x و دما

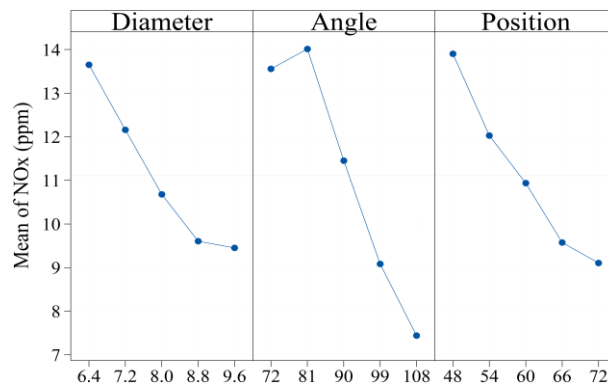


Figure 22- Main effectiveness of characteristics on NO_x
 شکل ۲۲- تأثیرگذاری اصلی مشخصه‌ها بر روی NO_x

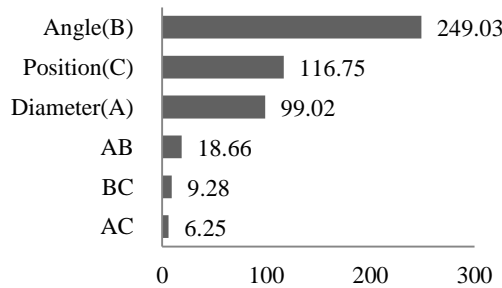


Figure 23- Statistical analysis of characteristics change on NO_x
 شکل ۲۳- بررسی آماری تغییر مشخصه‌ها بر روی NO_x

شکل ۲۴ را با توجه به توضیحاتی که در شکل ۱۸ داده شد می‌توان تحلیل کرد. مشاهده می‌شود که کمترین مقدار آلاینده NO_x مربوط به برهمکنش قطر-زاویه و موقعیت-زاویه است.

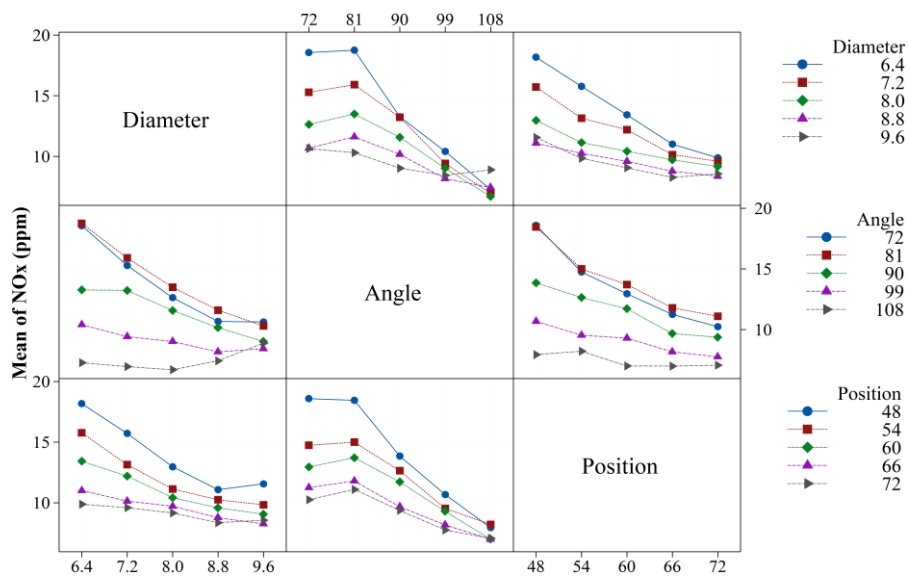


Figure 24- Interaction among characteristics and its effect on NO_x
 شکل ۲۴- برهمکنش میان مشخصه‌ها و تأثیرشان بر روی آلاینده NO_x

در برهمکنش قطر-زاویه ملاحظه می‌شود که هنگامی که زاویه برابر با ۱۰۸ درجه باشد، با افزایش قطر از ۶/۴ تا ۸ میلی‌متر، مقدار آلاینده کاهش و از ۸ تا ۹/۶ میلی‌متر افزایش می‌یابد، ولی محدوده آن کمتر از ۱۰ ppm است. در برهمکنش میان موقعیت-زاویه نیز، هنگامی زاویه ۱۰۸ درجه باشد، با افزایش موقعیت از ۴۸ به ۵۴ میلی‌متر، ابتدا، مقداری افزایش مشاهده می‌شود و سپس از ۵۴ به ۶۰ میلی‌متر کاهش مشاهده شده و سپس از مقدار ۶۰ تا ۷۲ تقریباً ثابت است.

نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، تأثیرپذیری آلاینده‌های CO و NO_x در صورت تغییر مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده مورد بررسی قرار گرفت. مشخصه‌ها شامل قطر، زاویه و موقعیت جت‌ها بوده و نتایج به شرح زیر است:

- ۱- آلاینده‌ها با توجه به تغییر زاویه جت‌های پایدارکننده، بیشترین تأثیرپذیری را داشتند.
 - ۲- برای آلاینده CO در رتبه‌های بعدی به ترتیب قطر، موقعیت و برهمکنش میان مشخصه‌ها و برای آلاینده NO_x در رتبه‌های بعدی به ترتیب موقعیت، قطر و برهمکنش میان مشخصه‌ها قرار گرفتند.
 - ۳- با توجه به نتایج به دست آمده، مشاهده می‌شود که با افزایش آلاینده NO_x، آلاینده CO کاهش می‌یابد. در نتیجه، برای بهبود یا کاهش هر دو آلاینده باید از برهمکنش میان مشخصه‌ها استفاده کرد.
 - ۴- نتایج به دست آمده نشان دادند که در صورت در نظر گرفتن برهمکنش میان مشخصه‌های جت‌های پایدارکننده، کمترین مقدار آلاینده CO برابر با ۵/۹۹ درصد کسر مولی است که هنگامی که قطر برابر با ۶/۴، زاویه برابر با ۷۲ و موقعیت جت‌ها برابر با ۴۸ است اتفاق می‌افتد؛ در صورتی که کمترین میزان آلاینده CO بدون در نظر گرفتن برهمکنش‌ها برابر با ۷/۵۷ درصد کسر مولی است که هنگامی که قطر جت‌ها برابر با ۶/۴ میلی‌متر است رخ می‌دهد.
 - ۵- برای آلاینده NO_x، هنگامی که برهمکنش میان مشخصه‌ها در نظر گرفته شود، به مقادیر کمتری از این آلاینده در مقایسه با صرف نظر کردن از این برهمکنش‌ها می‌توان دست یافت.
- مهم‌ترین دستاورد از این مقاله این است که با در نظر گرفتن برهمکنش میان مشخصه‌ها می‌توان با تغییر چندین مشخصه (استفاده از برهمکنش‌ها) برای بهبود آلاینده CO، مقادیری از مشخصه‌ها را یافت که در آن نقاط، مقدار آلاینده NO_x نیز بهبود یافته است (در صورتی که بدون در نظر گرفتن برهمکنش‌ها این امر امکان‌پذیر نبود).

منابع

1. M. Kurreck, M. Willmann and S. Wittig, "Prediction of the three-dimensional reacting two-phase flow within a jet-stabilized combustor," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 120, 1998, pp. 77-83.
2. H. Zeinivand and F. Bazdidi-Tehrani, "Influence of stabilizer jets on combustion characteristics and NO_x emission in a jet-stabilized combustor," *Applied energy*, 92, 2012, pp. 348-360.
3. E. Alemi and M. R. Zargarabadi, "Effects of jet characteristics on NO formation in a jet-stabilized combustor," *International Journal of Thermal Sciences*, 112, 2017, pp. 55-67.
4. E. Amani, M. Akbari and S. Shahpouri, "Multi-objective CFD optimizations of water spray injection in gas-turbine combustors," *Fuel*, 227, 2018, pp. 267-278.
5. Z. Zhang and et al., "Lean ignition and blow-off behaviour of butyl butyrate and ethanol blends in a gas turbine combustor," *Fuel*, 239, 2019, pp. 1351-1362.
6. ANSYS Fluent, Theory Guide 19.2, Ansys Inc. USA, 2018.
7. H. Bauer and et al., "Local measurements in a three dimensional jet-stabilized model combustor, in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air," *American Society of Mechanical Engineers, the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition Houston, Texas*, 78804, 1995, p. V003T06A015.
8. W. Albring and G. K. Batchelor, *An Introduction to Fluid Dynamics*, S. m. Fig. Cambridge University Press, Preis geb, 48, No. 4, pp. 292, 1968.
9. A. Gosman and E. Loannides, "Aspects of computer simulation of liquid-fueled combustors," *Journal of energy*, 7, No. 6, 1983, pp. 482-490.
10. A. Berlemont, M. Granicher and G. Gouesbet, "Heat and mass transfer coupling between vaporizing droplets and turbulence using a Lagrangian approach," *International journal of heat and mass transfer*, 38, No. 16, 1995, pp. 3023-3034.

11. M. Sevik and S. Park, "The splitting of drops and bubbles by turbulent fluid flow," *Journal of Fluids and Engineering*, 95, No. 1, 1973, pp. 53-60.
12. T. H. Shih and et al., "A new k-epsilon eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows-Model development and validation," *Comput Fluids*, 24, No. 3, pp. 227-238, 1995.
13. H. Pitsch and N. Peters, "A consistent flamelet formulation for non-premixed combustion considering differential diffusion effects," *Combustion and Flame*, 114, No. 1-2, 1998, pp. 26-40.
14. D. Veynante and L. Vervisch, "Turbulent combustion modeling," *Progress in energy and combustion science*, 28, No. 3, pp. 193-266, 2002.
15. N. Peters, *Turbulent Combustion*, Cambridge university press, Measurement Science and Technology, 2000.
16. B. Durakovic, "Design of experiments application, concepts, examples: State of the art," *Periodicals of Engineering and Natural Sciences*, 5, No. 3, 2017, pp. 421-439.
17. A. L. Müller and et al., "Design of experiments and method development," *Solid-Phase Extraction*, Elsevier, 2020, pp. 589-608.
18. R. A. Fisher, *Statistical methods for research workers, in Breakthroughs in statistics*, New York, Springer, NY, 1992, pp. 66-70.
19. Minitab, "MINITAB 19.1", 2019.
20. ANSYS ICEM CFD, Theory Guide 19.2, Ansys Inc. USA, 2018.
21. K. A. Hoffman and S. T. Chiang, *Computational Fluid Dynamics*, Engineering Education System, 2, 2000.
22. De Soete, "Overall Reaction Rates of NO & N₂ Formation from Fuel Nitrogen," *Symposium (international) on Combustion*, 15, Toshi Center Hall Tokyo, Japan, pp. 1093-1102, 1975.
23. Y. B. Zeldovich, P. Y. Sadovnikov and D. A. Frank-Kamenetskii, *Oxidation of Nitrogen in Combustion*, Publishing House of the Acad of Sciences of USSR, 1947.
24. C. Westbrook and F. Dryer, "Chemical Kinetic Modelling of Hydrocarbon Combustion," *Progress in Energy and Combustion Science*, 10, 1984, pp. 1-57.
25. J. Toof, "A model for the prediction of thermal, prompt, and fuel NO_x emissions from combustion turbines," *ASME J. Eng. Gas Turbines Power*, 108, 1986, pp. 340-347.

English Abstract

Analysis of susceptibility of CO and NO_x pollutants due to change of stabilizing jets characteristics in a gas turbine model combustion chamber

Farzad Bazdidi Tehrani^{1*}, Alireza Teymoori², Mehdi Ghiyasi³

1- Professor, Heat Transfer Research Lab., School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, bazdid@iust.ac.ir

2- M.Sc. Graduate, Heat Transfer Research Lab, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, ateymoori@ymail.com

3- Ph.D. Candidate, Heat Transfer Research Lab, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, mehdi_ghiyasi@mecheng.iust.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2021.01.23, Received in revised form: 2021.04.14, Accepted: 2021.06.26)

The purpose of the present study was to investigate the susceptibility of NO_x and CO pollutants due to the change of stabilizing jets characteristics in a gas turbine model combustion chamber. The change of stabilizing jet characteristics was analyzed according to their interactions. To simulate the two-phase flow inside the combustion chamber, the Eulerian approach was used for gas flow and the Lagrangian approach was employed for spraying the fuel. For simulating the combustion process inside the combustion chamber, the RANS approach, the Realizable k-ε model for turbulence, Discrete Ordinates Model (DOM) for radiant heat transfer and steady flamelet combustion model were applied. NO_x modeling was done by post-processing with a finite rate model. Using a sensitivity analysis, the effects of variations of input variables including diameter, angle and position of the stabilizing jets on output variables were studied. Numerical data were generated by using Design of Experiments (DOE) and full factorial model. The results were inspected by the means of analysis of variance (ANOVA). The results indicated that with considering the interaction among jets characteristics, the trends of pollutants changes could be observed more accurately. Nevertheless, this was not possible without considering the interactions.

Keywords: Gas turbine model combustion chamber, Sensitivity analysis, Design of experiments, Full factorial, NO_x, CO