

بررسی عددی جریان دوفاز واکنشی در یک محفظه احتراق مدل جت-پایدار

حامد زینی وند^۱

پژوهشکده مهندسی سازمان فضایی ایران
(hamedzeinivand@yahoo.com)

چکیده

در مقاله حاضر جریان واکنشی دوفاز یک محفظه احتراق مدل جت-پایدار به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. از روش حجم محدود برای حل معادلات استفاده شده است. مدل‌های Realizable k- ϵ برای شبیه سازی رفتار جریان و اضمحلال ادی-آرنیوس (ED/Fr) جهت اعمال اثر واکنش شیمیایی به کار گرفته شده اند. برای گسسته سازی ترمهای معادلات، تقریب مرتبه ۲ به کار برده شده و کوپل کردن ترمهای فشار و سرعت توسط الگوریتم سیمپل سی (SIMPLEC) صورت گرفته است. از دیدگاه اویلری-لاگرانژی برای بررسی جریان دو فاز استفاده شده است. اثر انتقال حرارت تشعشی بر مبنای تقریب S_4 بوده است. نتایج حل عددی با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار گرفته و دقت مدلسازی انجام شده مورد تأیید قرار گرفته است. بخشی از جریان جت های ورودی در ناحیه واکنش تولید جریان چرخشی می کند که این جریان چرخشی باعث اختلاط دائم سوخت و اکسنده و همچنین محصولات احتراق می شود و در نتیجه یک مکانیزم شعله ور سازی دائم شکل می گیرد که باعث می شود احتراق در بازه گسترده ای از نسبت سوخت و اکسنده، فشار و سرعت پایدار باشد. قسمت دیگر از جریان هوای جت های پایدار کننده پس از وارد شدن به محفظه احتراق به سمت خروجی حرکت می کند و در این حین با اختلاط با گازهای حاصل از احتراق و کاهش دما، پروفیل دمای خروجی را یکنواخت تر می سازد.

واژه‌های کلیدی: محفظه احتراق جت پایدار- جریان واکنشی دوفاز- شبیه سازی عددی- روش حجم محدود- ناحیه چرخشی

۱- مقدمه

احتراق اسپری سوخت مایع به صورت گسترده در توربین های گاز، بویلرهای صنعتی و موتورهای احتراق داخلی مورد استفاده قرار می گیرد. این امر به ویژه در موتورهای احتراق داخلی و توربین های گاز که چگونگی اختلاط سوخت و هوا نقش مهمی در بازده احتراق و تولید آلاینده ها دارد حائز اهمیت می باشد. خواص ترمو-فیزیکی سوخت و هوا، نسبت سوخت و هوا، کیفیت توزیع قطرات مایع، سرعت ورودی هوا و نفوذ اسپری پارامترهای مهمی می باشند که بر عملکرد محفظه احتراق اثر می گذارند. از طرف دیگر، مشکلاتی مانند بارانهای اسیدی و تخریب لایه اوزون نگرانیها را در مورد اثرات زیانبار آلاینده ها افزایش داده است. آلاینده NO_x به صورت بالقوه یکی از متهمان اصلی این مشکلات به شمار می رود. بنابر این کنترل آلاینده NO_x در فرآیند احتراق سوخته های فسیلی یکی از معیارهای مهم در طراحی سیستمهای احتراقی امروز به شمار می رود. برای رسیدن به این منظور، طراحی جامع و دقیق تجهیزات احتراقی یک نیاز غیر قابل انکار به شمار می رود. آنالیز بر اساس روشهای دینامیک سیالات محاسباتی CFD می تواند عمق این تحلیل ها و بررسی ها را به میزان قابل توجهی افزایش دهد. در سالهای گذشته، محققان بسیاری تلاش کرده اند تا جوانب مختلف جریانهای واکنشی دوفاز را درک و رمز گشایی کنند. داتا و سام [1] یک محفظه احتراق توربین گاز مدل را به صورت عددی (دوبعدی) مورد بررسی قرار داده اند. آنها اثر فراریت سوخت و پارامترهای اسپری را بر بازده احتراق و تولید آلاینده NO_x ارزیابی کرده اند، علاوه بر اینکه اثر فشار و قدرت چرخشگر را نیز مورد واکاوی قرار داده اند. آنها نتیجه گرفتند که الگوی توزیع دمای خروجی با کاهش SMD قطرات اسپری کاهش می یابد.

^۱ -پژوهشگر - کارشناس ارشد مهندسی مکانیک

کامرون و همکارانش، هیتور و ویتلاو و کوپر و لارندو [2-4] مطالعات تجربی بسیاری برای آشکار سازی پارامترهای مهمی مانند عدد چرخش ورودی، نسبت سوخت و هوا و فشار و دمای ورودی بر کیفیت احتراق انجام داده اند. واتانابه و همکارانش [5] یک شبیه سازی عددی برای بررسی اثر اسپری سوخت مایع بر تشکیل دوده و اکسید نیتروژن انجام داده اند. جو و همکارانش به [6] صورت عددی اثر دمای ورودی و نسبت تعادل را بر نفوذ اسپری، کیفیت اختلاط، توزیع دما و تولید NO_x در یک محفظه احتراق استوانه ای با جت دیواره بررسی کردند و نشان دادند که با افزایش دمای ورودی، NO_x تشکیل شده در ناحیه ابتدایی (منطقه احتراق اولیه) کاهش می یابد ولی در سایر نقاط محفظه احتراق به صورت پایداری افزایش می یابد. با افزایش دمای ورودی، سرعت جریان افزایش می یابد و در نتیجه عمق نفوذ بیشتری از جت مشاهده می شود. شارما و سام [7] به صورت عددی اثر قدرت چرخش ورودی و فشار جریان را بر عمق نفوذ اسپری یک محفظه احتراق چرخش-پایدار بررسی کرده اند. یان و همکارانش [8] با استفاده از مدل حل ادی های بزرگ (LES) جریان دوفاز یک محفظه احتراق توربین گاز را واکاوی کرده و نتیجه گرفته اند که تعداد سوراخهای اولیه و نسبت سوخت و هوا اثر قابل توجهی بر میدان جریان، پروفیل دمای خروجی و محصولاتمانند دی اکسید کربن در خروجی دارد. گی و همکارانش [9] به صورت عددی و تجربی شعله هوا-تانول را مورد بررسی قرار داده اند. آنها از مدل ترابری تابع احتمال دانسیته برای تخمین واکنش استفاده کرده اند و نشان داده اند که این مدل نتایج رضایت بخشی نشان داده است. بازدیددی تهرانی و زینی وند [10] اثر انتقال حرارت تشعشعی را در یک محفظه احتراق جت-پایدار مورد بررسی قرار داده و نشان داده اند که انتقال حرارت تشعشعی نقشی حیاتی در پیش بینی آلاینده اکسید نیتروژن در این محفظه احتراق دارد.

در مقاله حاضر جریان واکنشی یک محفظه احتراق جت-پایدار به صورت عددی شبیه سازی شده است. نتایج حل عددی با نتایج تجربی کارک و همکارانش [11] مورد مقایسه قرار گرفته و اعتبار حل عددی مورد تایید قرار گرفته است. نقش جت های پایدار کننده در پایداری شعله و همچنین یکنواخت سازی جریان خروجی در شبیه سازی عددی به روشنی نمایان می شود. بخشی از جریان جت های ورودی در ناحیه واکنش تولید جریان چرخشی می کند که این جریان چرخشی باعث اختلاط دائم سوخت و اکسنده و همچنین محصولات احتراق می شود و در نتیجه یک مکانیزم شعله ور سازی دائم شکل می گیرد.

۲- معادلات حاکم

برای یک جریان واکنشی پایا، غیر تراکمی و آشفته معادلات فاور به صورت زیر تنظیم می شوند. [12]

$$\frac{\partial \tilde{\rho} \langle u_i \rangle}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

جرم

$$\frac{\partial \tilde{\rho} \langle u_j \rangle \langle u_i \rangle}{\partial x_i} = \frac{\partial \tilde{\rho} \langle u_j'' u_i'' \rangle}{\partial x_i} - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{\tau}_{ij}}{\partial x_i} + \tilde{\rho} g_j \quad (2)$$

مومنتم

$$\frac{\partial \tilde{\rho} \langle h \rangle \langle u_i \rangle}{\partial x_i} = - \frac{\partial \tilde{\rho} \langle h'' u_i'' \rangle}{\partial x_i} + \frac{D\tilde{p}}{Dt} - \frac{\partial \tilde{J}_i^z}{\partial x_i} + \tau_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \tilde{Q}_{rad} \quad (3)$$

انرژی

$$\frac{\partial \tilde{\rho} \langle Y_z \rangle \langle u_i \rangle}{\partial x_i} = - \frac{\partial \tilde{\rho} \langle Y_z'' u_i'' \rangle}{\partial x_i} - \frac{\partial \tilde{J}_i^z}{\partial x_i} + \dot{R}_z \quad (4)$$

اجزاء

که در آن تانسور تنش ویسکوز بر مبنای قانون تیوتن به صورت زیر نوشته می شود.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

و شار نفوذی اجزاء شیمیایی نیز بر اساس قانون فیک توضیح داده می شود.

$$\bar{J}^z = - \frac{\mu}{Sc_k} \frac{\partial Y_z}{\partial x_i} \quad (6)$$

که در آن Sc عدد اشمیت می باشد.

ترم کلی تولید انرژی به صورت زیر مدل می شود.

$$q_i = - \frac{\mu}{Pr} \left[\frac{\partial h}{\partial x_i} + \sum_{z=1}^{N_s} \left(\frac{Pr}{Sc_z} - 1 \right) h_z \frac{\partial Y_z}{\partial x_i} \right] \quad (7)$$

۲-۱- مدل آشفتگی

برای شبیه سازی جریان آشفته از مدل Realizable k-ε که توسط شیه و همکارانش [13] پیشنهاد شده استفاده شده است. این مدل از دقت بالایی در جریانهای برخوردی و چرخشی برخوردار است و برای k و ε معادلات جدیدی ارائه کرده است که هماهنگی بیشتری با مقادیر تنشهای رینولدز دارد، همچنین این مدل روش جدیدی برای محاسبه ادی ویسکوزیته ارائه می دهد. معادلات انتقال برای این مدل به صورت زیر است.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S \varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{v \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b \quad (9)$$

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (10)$$

دیگر مقادیر ثابت مربوط به این مدل در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱- مقادیر ثابت

$C_{1\varepsilon}$	C_2	σ_k	σ_ε
1.44	1.9	1.0	1.2

۲-۲- مدل احتراقی

برای مدلسازی آزاد سازی انرژی از ترکیب مدل اضمحلال ادی (به عنوان یک مدل با فرض شیمی سریع) و روش آرنیوس (برای اعمال شیمی محدود) استفاده شده است تا همزمان اثر آشفتگی و سینتیک بر احتراق اعمال شود. در مدل اضمحلال ادی فرض اساسی این است که نرخ اضمحلال گردابه های آشفتگی با کسر ε / k متناسب است که در آن ε اضمحلال انرژی آشفتگی و k انرژی جنبشی آشفتگی می باشد [14]. در این تحقیق واکنش را به صورت تک مرحله ای با واکنش زیر در نظر گرفته شده است.



نرخ انجام واکنش با استفاده از روابط زیر به دست می آید. در واقع کمترین زمان از بین رفتن ادی های حاوی سوخت، اکسیدکننده و محصولات به عنوان زمان انجام واکنش در نظر گرفت می شود.

$$R_{fu} = \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left\{ a Y_{fu}, a \frac{Y_{ox}}{s_1}, b \frac{Y_p}{1+s_1} \right\} \quad (11)$$

اثر سینتیک در نرخ واکنش شیمیایی توسط رابطه زیر اعمال می شود.

$$R_{kin-fuel} = 2.58 e9 \cdot \exp \left(\frac{-1.25e8}{RT} \right) \quad (12)$$

کمترین مقدار معادلات (11) و (12) برای واکنش (R1) در نظر گرفته می شود.

۳-۲- مدل سازی فاز مایع

برای مدلسازی فاز مایع در جریان از روش لاگرانژی استفاده شده است. به این ترتیب برای فاز پیوسته از مدل اویلری و برای فاز گسسته از روش لاگرانژی استفاده شده است. فرض بر این است که قطرات سوخت به صورت اتمیزه شده وارد محفظه احتراق می شود و از مدلسازی شکست اولیه صرفنظر می شود. حرکت قطرات مایع در محیط ری اکتیو بر اساس مدل کاتوره ای جریان مجزاء (SSF) [15] مدل می شود. بر اساس دیدگاه لاگرانژی معادلات تغییر سرعت، جرم و دما قطرات به صورت زیر بیان می شود.

حرکت یک قطره به صورت زیر محاسبه می شود [16].

$$\frac{du_{p,i}}{dt} = \frac{3}{4} C_D \frac{\mu}{\rho_p D_p^2} (U_i^g - u_{p,i}) Re_p + g_i \quad (13)$$

که در آن ضریب درگ تابعی است بر مبنای رینولدز قطره

$$C_D = 0.36 + 5.48 Re_d^{-0.573} + \frac{24}{Re} \quad (14)$$

اثر ادی های جریان فاز پیوسته بر حرکت قطرات بر اساس یک رویکرد کاتوره ای قابل تخمین می باشد. در این حالت سرعت لحظه ای فاز پیوسته U_i^g از معادله زیر حاصل می شود.

$$U_i^g = U_i + \zeta \sqrt{\frac{2k}{3}} \quad (15)$$

که در آن مولفه های سرعت لحظه ای از انرژی جنبشی آشفتگی و با در نظر گرفتن آشفتگی ایزوتروپیک و استفاده از عدد توزیع نرمال رندوم استخراج می شوند. نرخ تغییرات جرمی قطره از رابطه زیر حاصل می شود.

$$\frac{dm_p}{dt} = 2\pi d_p \rho D \ln(1+B) Nu \quad (16)$$

که از رابطه رانز-مارشال عدد ناسلت Nu بدست می آید.

$$Nu = 2 + 0.6 Re_p^{1/2} Pr^{1/3} \quad (17)$$

۴-۲-مدلسازی اکسیدهای نیتروژن

مدلسازی اکسیدهای نیتروژن تشکیل شده در حین فرآیند احتراق از چاشمهای موجود در شبیه سازی جریانهای واکنشی می باشد. تشکیل اکسید نیتروژن به دلیل پیوند سه گانه موجود بین اتمهای نیتروژن نیاز به انرژی زیادی دارد. بیشترین جزء مربوط NO_x تولیدی محفظه احتراق مربوط به NO می شود. در ضمن احتراق سه نوع مکانیزم برای تشکیل اکسید نیتروژن وجود دارد.

مکانیزم حرارتی که توسط زلدویچ پیشنهاد شده است [17] و از واکنش نیتروژن موجود در هوا به وجود می آید و مکانیزم زیر برای آن ارائه شده است. این مکانیزم در مواقعی که دمای محفظه بالا باشد (بالتر از ۱۸۰۰ کلوین) نقش غالب را در تولید اکسیدهای نیتروژن ایفا می کند.



با در نظر گرفتن حالت شبه پایدار برای غلظت نیتروژن رابطه زیر برای محاسبه تشکیل NO از طریق مکانیزم حرارتی ارائه می شود.

$$\frac{d[NO]}{dt} = 2K_1 [O][N_2] \frac{\left(1 - \frac{k_{-1}k_{-2}[NO]^2}{k_1[N_2]k_2[O_2]}\right)}{\left(1 + \frac{k_{-1}[NO]}{k_2[O_2] + k_3[OH]}\right)} \quad (18)$$

که نرخ های واکنش

$$k_1 = 1.8 \times 10^8 e^{-38.370/T}, k_{-1} = 3.8 \times 10^7 e^{-425/T}$$

$$k_2 = 1.8 \times 10^4 T e^{-4680/T}, k_{-2} = 3.81 \times 10^3 T e^{20.820/T}, k_3 = 7.1 \times 10^7 e^{-450/T}$$

بر مبنای محاسبات هانسون و سلیمیان به دست آمده است [17]. غلظت $[O]$ بر اساس محاسبات شبه تعادلی به دست می آید.

$$[O] = 36.64 T^{0.5} [O_2]^{0.5} \exp(-27123/T) \quad (19)$$

مکانیزم فوری که توسط فنیمور شناسایی شد. بر این مبنا که رادیکالهای هیدروکربن در ناحیه ابتدایی احتراق با مولکولهای نیتروژن واکنش می دهد. این نوع مکانیزم از مکانیزم حرارتی پیچیده تر می باشد و در هنگامی که دمای محفظه احتراق پایین باشد و یا احتراق به صورت غنی و یا فقیر انجام شود، نقش عمده ای در تولید اکسید نیتروژن ایفا می کند. در مکانیزم فوری مولکولهای نیتروژن هوا با رادیکالهای CH که در جبهه شعله به صورت میان واکنش تشکیل می شوند واکنش می دهند و جزء

سیانید نیتروژن را تشکیل می دهد (HCN) که در مرحله بعد با نیتروژن واکنش می دهد و اکسید نیتروژن را تشکیل می دهد.

بر اساس دی سوت (De Soete) نرخ تولید NO در حالت فوری با معادله زیر قابل محاسبه می باشد. [18-19]

$$\frac{d[\text{NO}]}{dt} = f_c k_{\text{prompt}} [\text{O}_2]^\alpha [\text{N}_2] [\text{CH}_4] \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \quad (20)$$

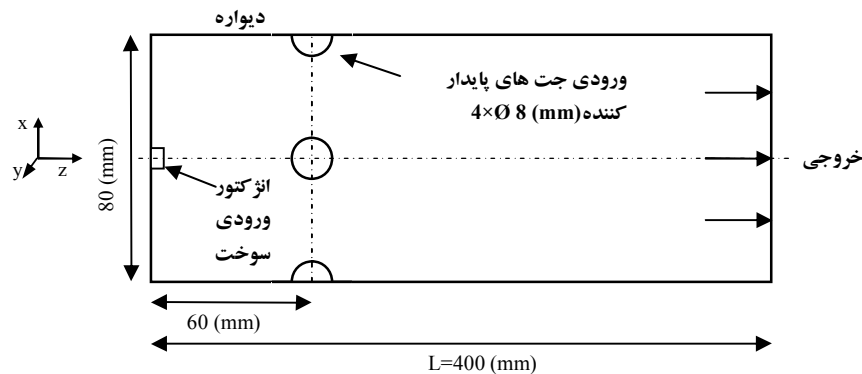
که در آن α مرتبه واکنش می باشد و f_c ضریب تصحیح می باشد که به نسبت هوا به سوخت و نوع سوخت وابسته می باشد. همچنین $E=72,500 \text{ cal/g}$ و $k_{\text{prompt}}=6.4 \times 10^6$ می باشد. اکسید نیتروژن سوخت: مربوط به تشکیل اکسید نیتروژن از نیتروژن موجود در سوخت می باشد که در اینجا به دلیل عدم وجود نیتروژن در سوخت (سوخت متان خالص می باشد) از این نوع مکانیزم صرف نظر می شود.

۵-۲- مدلسازی انتقال حرارت تشعشی

اثر انتقال حرارت تشعشی با استفاده از مدل DO و با تقریب S4 اعمال شده است [20]. به این صورت که معادله انتقال حرارت تشعشی در جهات مختلف و با اعمال ضریب وزنی هر جهت مدلسازی می شود. با استفاده از تقریب S4 هر یک از زوایای فضایی به ۴ قسمت تقسیم می شود و در نتیجه در مجموع ۱۶ صفحه فضایی خواهیم داشت. برای اثر تغییرات دما، فشار و اجزاء از مدل WSSG استفاده شده است و در نتیجه فرض گاز خاکستری بر حل حاکم است و از اثر طول موج در انتقال حرارت تشعشی صرف نظر شده است.

۳- هندسه، شرایط مرزی و الگوریتم حل

شکل (۱) طرحواره ای از هندسه شبیه سازی شده را نشان می دهد. محفظه احتراق مدل حاضر که به صورت تجربی توسط بایر و همکارانش مورد بررسی قرار گرفته است از یک استوانه به قطر ۸۰ میلیمتر و طول ۴۰۰ میلیمتر تشکیل شده است. ورودیهای هوا که به فاصله ۶۰ میلیمتری از ابتدای محفظه قرار گرفته اند دارای قطر داخلی ۸ میلیمتر و زاویه ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر می باشند. سوخت ان-دکان $\text{C}_{10}\text{H}_{22}$ توسط انژکتور ایر-بلست که در مرکز محفظه قرار دارد پاشیده می شود. دبی سوخت ورودی ۱ کیلوگرم بر ثانیه می باشد و دبی هوای انژکتور نیز ۱.۲ کیلوگرم بر ثانیه می باشد. دبی هوای مجموع چهار جت پایدار کننده برابر با ۳۳.۵ کیلوگرم بر ثانیه می باشد.



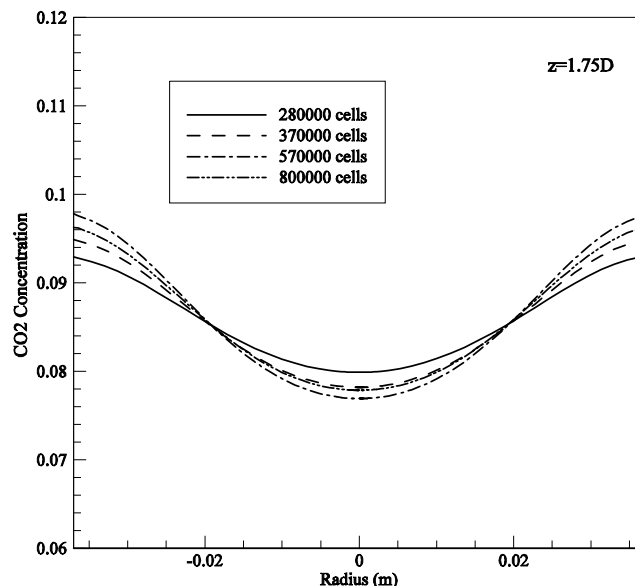
شکل ۱- طرحواره محفظه احتراق

برای شرایط مرزی ورودی دبی جرمی در نظر گرفته شده است. برای تخمین اولیه مقدار انرژی جنبشی آشفته‌گی و همچنین نرخ اضمحلال ادی ها برای شرط مرزی ورودی هوای انژکتور و همچنین هوای جت های پایدار کننده از معادلات زیر استفاده شده است.

$$\tilde{k}_{inlet} = \frac{3}{2} \left(\left| \tilde{U}_{inlet} \right| I_t \right)^2 \quad (21)$$

$$\tilde{\varepsilon}_{inlet} = C_{\mu}^{3/4} \frac{\tilde{k}_{inlet}^{3/2}}{0.07 D_h} \quad (22)$$

که در آن I شدت آشفته‌گی جریان، k انرژی جنبشی آشفته‌گی، ε نرخ اضمحلال ادی می باشد. D_h قطر هیدرولیکی می باشد. از نرم افزار FLUENT برای حل معادلات جرم، مومنتم، اجزاء و انرژی استفاده شده است. تقریب مرتبه دوم برای گسسته سازی تمام ترمها استفاده شده است و ترمهای فشار و سرعت توسط الگوریتم سیمپلسی (SIMPLEC) مرتبط شده اند [21]. معیار همگرایی 10^{-6} برای ترم انرژی و 10^{-5} برای دیگر ترمهای محاسباتی می باشد. بیشترین چگال مش در منطقه واکنش، مجاور انژکتور و جت های ورودی می باشد. برای شبکه بندی از مش سازمان یافته استفاده شده است. عدم وابستگی به مش در شکل (۲) نشان داده شده است. با تغییر تعداد سلولهای محاسباتی از حالت مش مینا (۳۷۰۰۰۰ سلول) ماکزیمم انحراف برابر ۳.۶ درصد خواهد بود که نشان دهنده استقلال حل عددی از تعداد سلولهای محاسباتی می باشد.

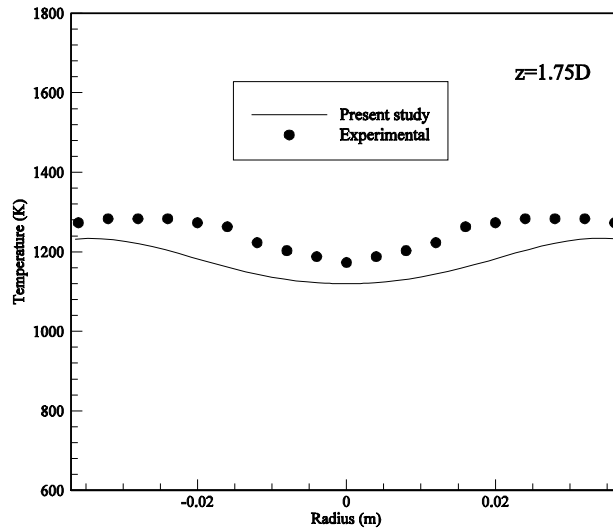


شکل ۲- غلظت دی اکسید کربن برای تعداد سلولهای مختلف

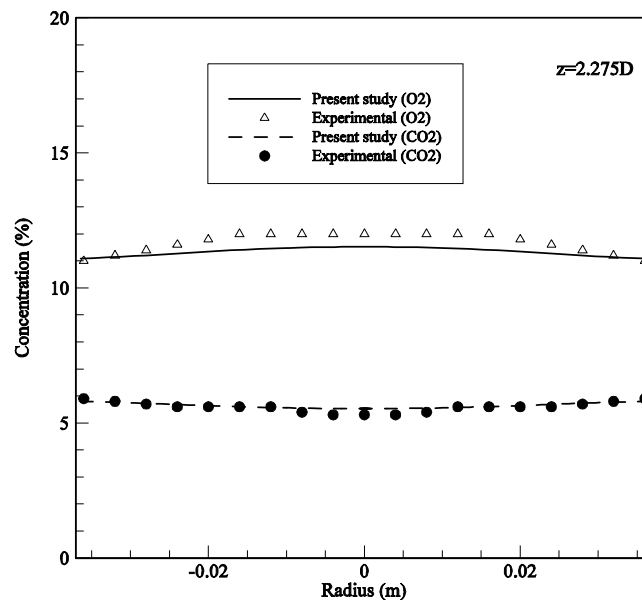
۴- بحث پیرامون نتایج

شکل (۳) دمای حاصل از شبیه سازی عددی را با نتایج تجربی در فاصله محوری $Z=1.75D$ نشان می دهد. نتایج تجربی هماهنگی مطلوبی با داده های تجربی نشان می دهد. در شکل (۴) غلظت اکسیژن و دی اکسید کربن حاصل از عددی برای فاصله

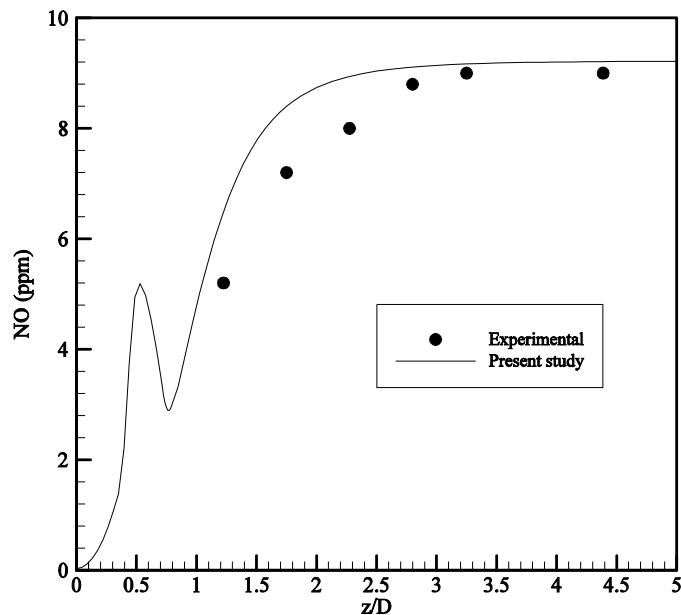
محوری $z=2.275D$ با نتایج تجربی کارک و همکارانش مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج تجربی و عددی ماکزیمم انحراف ۳.۵ درصد را نشان می دهد و عملکرد مطلوب شبیه سازی عددی در پیش بینی غلظت اجزاء را نشان می دهد. شکل (۵) مقایسه بین اکسید نیتروژن پیش بینی شده در حل عددی را با مقادیر تجربی نشان می دهد. در منطقه ورودی جت ها، غلظت اکسید نیتروژن کاهش می یابد. هماهنگی مطلوبی بین شبیه سازی عددی و نتایج تجربی وجود دارد. مقدار NO خروجی در خروجی برابر 9ppm می باشد.



شکل ۳- توزیع دما در $z=1.75D$ برای حالت تجربی و شبیه سازی عددی

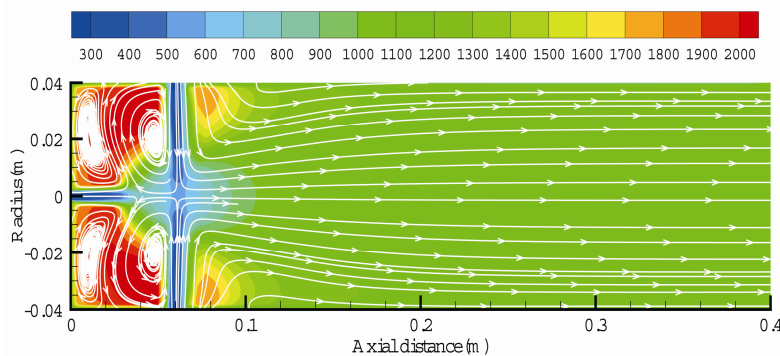


شکل ۴- غلظت اکسیژن و دی اکسید کربن در $z=2.275D$ برای حالت تجربی و شبیه سازی عددی



شکل ۵- مقایسه اکسید نیتروژن در طول محور محفظه احتراق برای حالت تجربی و عددی

شکل (۶) کانتور توزیع دمای استاتیک به همراه خطوط جریان را در صفحه مرکزی محفظه احتراق نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود بخشی از هوای جت های ورودی پس از برخورد به یکدیگر در ناحیه واکنش تولید جریانهای گردابی می کنند. این جریانهای گردابی شرایط را جهت تماس و اختلاط دائمی محصولات حاصل از احتراق با واکنش دهنده ها فراهم می کنند و به این ترتیب کمک می کنند تا شعله در بازه گسترده ای از نسبت سوخت و اکسیدایزر و همچنین فشار کاری پایدار باشد. احتراق سوخت و اکسند در این ناحیه انجام می شود و جریان هوای داغ ایجاد شده به صورت معکوس از فاصله بین جت ها عبور کرده، به سمت پایین دست و خروجی محفظه احتراق حرکت می کنند. در ادامه مسیر بخش باقیمانده از هوای ورودی جت های پایدار کننده با هوای داغ حاصل از ناحیه واکنش مخلوط شده و این شرایط جریانی با دمای پایین تر (حدود ۱۲۰۰ کلوین) و یکنواخت تر در خروجی ایجاد می کند.



شکل ۶- کانتور توزیع دمای استاتیک (کلوین) به همراه خطوط جریان در صفحه مرکزی محفظه احتراق

۵- نتیجه گیری

جریان واکنشی دوفاز یک محفظه احتراق مدل جت-پایدار به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. محفظه احتراق از یک انژکتور مرکزی و چهار ورودی عمود بر جریان در فاصله ۶۰ میلیمتری از انژکتور تشکیل شده است. از روش حجم محدود با دیدگاه اویلری-لاگرانژی برای حل معادلات استفاده شده است. نتایج حل عددی با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار گرفته و دقت مدل سازی انجام شده مورد تأیید قرار گرفته است. بخشی از جریان جت های ورودی در ناحیه واکنش تولید جریان چرخشی می کند که این جریان چرخشی باعث اختلاط دائم سوخت و اکسنده و همچنین محصولات احتراق می شود و در نتیجه یک مکانیزم شعله ور سازی دائم شکل می گیرد که باعث می شود احتراق در بازه گسترده ای از نسبت سوخت و اکسنده، فشار و سرعت پایدار باشد. قسمت دیگر از جریان هوای جت های پایدار کننده پس از وارد شدن به محفظه احتراق به سمت خروجی حرکت می کند و در این حین با اختلاط با گازهای حاصل از احتراق و کاهش دما، پروفیل دمای خروجی را یکنواخت تر می سازد.

مراجع

- [1] Datta, A, and Som, K.A. "Combustion and emission characteristics in a gas turbine combustor at different pressure and swirl conditions", Applied Thermal Engineering, Vol.19, pp. 949-967, 1999.
- [2] Cameron, C.D, Brouwer, J, Wood, C.P, and Samuelson G.S, "A detailed characteristic of the velocity and thermal fields in a model can combustor with wall jet injection", ASME J. Eng. Gas Turbine Power, Vol. 111, pp. 31-35, 1989.
- [3] Heitor M.V, and Whitelaw J.H., "Velocity temperature and species characteristics of the flow in a gas turbine combustor", Combustion Science and Technology, Vol. 64, pp. 1-32, 1986.
- [4] Cooper, C.S., and Laurendeau, N.M., "Parametric study of NO production via quantitative laser-induced fluorescence in high-pressure, swirl-stabilization spray flames", Proceeding of Combustion Institute, Vol.28, pp. 287-293, 2000.
- [5] Watanabe, H., Suwa, Y., Matsushita, Y., Morozumi, Y., Aoki H, Tanno S., and Miura, T., "Spray combustion simulation including soot and NO formation", Energy Conversion and Management, Vol. 48, pp. 2077-2089, 2007.
- [6] Jo, S., Kim, H.Y., and Yoon S.S., "Numerical investigation on the effects of inlet air temperature on spray combustion in a wall jet can combustor using the k-ε turbulence model". Numerical Heat Transfer, Vol. 54, pp. 1101-1120, 2008.
- [7] Sharma, N.Y., and Som, S.K., "Influence of fuel volatility and spray parameters on combustion characteristics and NO_x emission in a gas turbine combustor", Applied Thermal Engineering, Vol. 24, pp. 885-903, 2004.
- [8] Yan, Y.W., Zhao, J.X., Zhang, J.Z., and Liu, Y., "Large-eddy simulation of two phase spray combustion for gas turbine combustor", Applied Thermal Engineering, Vol. 28, pp.1365-1374, 2008.
- [9] Ge, H., W., Düwel, I., Kronmayer, H., Dibble, R. W., Gutheil, E., Schulz, C., and Wolfrum, J., "Laser-based experimental and monte carlo PDF numerical investigation of an ethanol/air spray flame", Combustion Science and Technology, Vol. 180, pp. 1529-1547, 2008.
- [10] Bazdidi-Tehrani, F., and Zeinivand, H., "Presumed PDF modeling of reactive two phase flow in a three dimensional jet-stabilized model combustor", Energy Conversion and Management, Vol. 51, 225-234, 2010.
- [11] 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 and Power, Vol. 120, pp. 77-83, 1998.
- [12] Versteeg, H.K., and Malalasekera, W., "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method", Addison Wesley-Longman, 1995.
- [13] Shih, T.H., Lion, W.W., Shabbir, A., Yang, Z., and Zhu, J., "A New k-ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Numerical Turbulent Flows-Model Development and Validation. Computers Fluids, Vol. 24, No. 3, pp. 227-238, 1995.

- [14] Magnussen, B.F, and Hjertager, B.H., “*On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion*”, Computer Methods Applied Mechanical Engineering, Vol. 3, pp. 268-289, 1977.
- [15] Gouesbet, G., and Berlemont, A., “*Eulerian and Lagrangian approaches for predicting the behaviour of discrete particles in turbulent flows*”, Progress in Energy and Combustion Science, Vol. 25, pp. 133-159, 1999.
- [16] Burger. M., Klose. G., Rottenkolber. G., Schmehl. R., Glebert. D., Schaefer. O., Koch. R., and Wittig. S., “*A combined Eulerian and Lagrangian method for prediction of evaporating sprays*”. ASME IGTI paper, 2001-GT-0047. 2001.
- [17] Hanson, R.K., and Salimian, S., “*Survey of rate constants in the N/H/O System. Combustion Chemistry* In: Gardiner WC, editor. New York: Springer; 1984.
- [18] De, Soete., “*Overall reaction rates of NO and N₂ formation from fuel nitrogen*”. Proceeding of Combustion Institute, pp. 1093-1102, 1974.
- [19] Bowman, C.T., “*Chemistry of gaseous pollutant formation and destruction, fossil fuel combustion*”. In: Bartok W, Sarofim AF, editors. New York: John Wiley & Sons; 1991.
- [20] Fiveland, W.A., “*Discrete-ordinate solution of radiative transport equation for rectangular enclosure*” Journal of Heat and Mass Transfer, pp. 699-706, 1984.
- [21] Vandoormal, J.P., Raithby. G.D., “*Enhancements of the SIMPLE method for predicting incompressible fluid flows*”, Numer Heat Transfer Vol. 7, pp. 147-163, 1984.