

بررسی رفتار جریان دوفاز واکنشی در یک محفظه احتراق (احتراق غنی، اختلاط

سریع، احتراق رقیق) RQL

حامد زینی وند^۱

بژوهشکده سامانه های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران

دانشکده مهندسی هوا-فضا، دانشگاه صنعتی شریف

(hzeinivand@eri.ac.ir)

چکیده

در این مقاله جریان دوفاز واکنشی یک محفظه احتراق (احتراق غنی، اختلاط سریع، احتراق رقیق) RQL مورد بررسی عددی قرار گرفته است. برای شبیه سازی جریان توربولانس از مدل $k-\epsilon$ استفاده شده است و جهت اعمال آزاد سازی انرژی از مدل ترکیبی اضمحلال ادی-آرنیوس استفاده شده است. انتقال حرارت تشعشعی به وسیله مدل جهات مجزاء در حل اعمال شده است، در حالیکه تقریب S4 در نظر گرفته شده است. برای اعمال جریان دوفاز دیدگاه اویلری-لاگرانژی در حل وجود داشته است. به این صورت که فاز مایع سوخت به صورت لاگرانژی و فاز گاز به صورت اویلری می باشد. نتایج حاصل از شبیه سازی عددی با نتایج تجربی معتبر مورد مقایسه قرار گرفته است و تطابق پذیری مناسب میان آنها دیده شده است. ناحیه های واکنش غلیظ، اختلاط سریع و احتراق رقیق در محفظه احتراق قابل مشاهده می باشد. منطقه واکنشی به وسیله جریان برگشتی چرخنده و همچنین جت های ابتدایی محدود می شود. ناحیه چرخشی داخلی پایداری شعله را به همراه دارد. در ادامه جتهای اولیه باقی هوای مورد نیاز برای احتراق را فراهم می کنند. جتهای اولیه قطر ورودی کمتری دارند و در نتیجه عمق نفوذی کمتری نیز دارا می باشند. جتهای ثانویه جهت کاهش دمای هوای ورودی به توربین ها می باشند و برای عمق نفوذ موثرتر قطر ورودی بیشتری دارند.

واژه های کلیدی: محفظه احتراق RQL- جریان واکنشی دوفاز- روش حجم محدود- مدل اضمحلال ادی، آرنیوس- مدل تشعشعی S4

۱- مقدمه

توربین گاز امروزه نقشی حیاتی در سیستم حمل و نقل، تولید انرژی و صنایع نظامی بر عهده گرفته است. محفظه احتراق توربین گاز در زمره پیچیده ترین سیستمهای موجود در عرصه صنعت احتراق می باشد. پدیده هایی مانند پاشش سوخت مایع، تبخیر، اختلاط سوخت و اکسند، احتراق، انتقال حرارت تشعشعی، همگی نقشی تعیین کننده و بعضا ناشناخته در عملکرد یک موتور توربین گاز دارند. توسعه محفظه احتراق توربین گاز از یک سو به دلیل تلاش برای رسیدن به بازده های بالاتر و مصرف سوخت پایین تر و از سوی دیگر به دلیل نیاز به سیستمهای احتراقی با آلاینده گی پایین تر بوده است. محفظه احتراقهای (احتراق غنی-اختلاط سریع-احتراق رقیق) RQL در دهه ۸۰ میلادی به عنوان یک استراتژی جدید جهت کاهش آلاینده های اکسید نیتروژن ارائه شد و بعدها در موتور هواپیماها مورد استفاده قرار گرفت. در محفظه احتراق های RQL از جت های متقاطع بر روی دیواره به منظور اختلاط سریع سوخت و اکسیدایزر و همچنین رقیق سازی گازهای خروجی استفاده می شود.

^۱-پژوهشگر- دانشجوی دکترا هوافضا

در این محفظه احتراق، ناحیه احتراق اولیه توسط جریان چرخشی ابتدایی و همچنین جت هوای سوراخهای اولیه بسته می شود و گازهای داغ حاصل از احتراق به همراه مقداری از سوخت باقیمانده (به دلیل غنی بودن ناحیه واکنش مقداری از سوخت باقی می ماند) وارد ناحیه اختلاط سریع می شود. در این ناحیه باقی سوخت با مقدار هوای باقیمانده از جت های اولیه که به سمت خروجی حرکت می کنند می سوزد و در نهایت گازهای داغ با هوای جت های رقیق کننده مخلوط می شوند و هوای با توزیع همگن دمایی از محفظه احتراق خارج می شود. هو و همکارانش [1] به صورت عددی خصوصیات اختلاط را برای حالت واکنشی و غیرواکنشی در ناحیه اختلاط سریع بررسی کرده اند. آنها نشان داده اند که نسبت شار مومنتم جت به جریان اصلی اثر تعیین کننده را در قابلیت نفوذ جت دارد. در عین حال ذکر کرده اند که احتراق عمق نفوذ را کاهش می دهد و دمای گاز خروجی و غلظت دی اکسید کربن با افزایش نسبت سوخت و هوا افزایش می یابد. اسمیت و همکارانش [2] به صورت عددی اثر ابعاد ورودی های هوا را در اختلاط و آلاینده NOx یک موتور RQL بررسی کرده اند و نشان داده اند که اگرچه اختلاط با کاهش سطح مقطع کاهش نمی یابد ولی میزان آلاینده اکسیدهای نیتروژن به دلیل کاهش زمان ماندگاری کاهش می یابد. کلین و همکارانش [3] کد KIVA-2 را برای شبیه سازی جریان دوفاز داخل یک محفظه احتراق RQL بهینه کرده اند آنها نشان داده اند که جریان داخل یک محفظه احتراق RQL بسیار پیچیده می باشد. همچنین تاثیر بسیار عمده شرایط عملکردی نازل بر عملکرد احتراق و به ویژه NO تولیدی در محفظه احتراق بیان شده است. کامرون و همکارانش، هیتور و ویتلاو و کوپر و لارندو [4-6] 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 [7] یک شبیه سازی عددی برای بررسی اثر اسپری سوخت مایع بر تشکیل دوده و اکسید نیتروژن انجام داده اند. جو و همکارانش به [8] صورت عددی اثر دمای ورودی و نسبت تعادل را بر نفوذ اسپری، کیفیت اختلاط، توزیع دما و تولید NOx در یک محفظه احتراق استوانه ای با جت دیواره بررسی کردند و نشان دادند که با افزایش دمای ورودی، NOx 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 [9] 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 [10] 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 [11] به صورت عددی و تجربی شعله هوا-اتانول 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 [12] 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 دوفاز داخل یک محفظه (احتراق غنی-اختلاط سریع-احتراق رقیق) مورد بررسی عددی قرار گرفته است و نتایج حاصل از حل عددی برای اعتبارسنجی با داده های تجربی کامرون و همکارانش [4] مورد مقایسه قرار گرفته است.

۲- معادلات حاکم

برای یک جریان واکنشی پایا، غیر تراکمی و آشفته معادلات فاور به صورت زیر تنظیم می شوند. [13]

جرم

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

مومنتم

$$\frac{\partial \langle \tilde{u}_j \rangle \langle \tilde{u}_i \rangle}{\partial x_i} = \frac{\partial \langle \tilde{u}_j \tilde{u}_i'' \rangle}{\partial x_i} - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{ij}}{\partial x_i} + \tilde{g}_j \quad (2)$$

انرژی

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

اجزاء

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

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

$$\tilde{ij} = \mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \tilde{ij} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

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

$$\tilde{J}_z = - \frac{\mu}{Sc_k} \frac{\partial \tilde{Y}_z}{\partial x_i} \quad (6)$$

که در آن Sc عدد اشمیت می باشد.

ترم کلی تولید انرژی به صورت زیر مدل می شود.

$$q_i = - \frac{\mu}{Pr} \left[\frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_i} + \sum_{z=1}^{N_c} \left(\frac{Pr}{Sc_z} - 1 \right) \tilde{h}_z \frac{\partial \tilde{Y}_z}{\partial x_i} \right] \quad (7)$$

۲-۱- مدل آشفستگی

برای شبیه سازی جریان آشفته از مدل Realizable k- که توسط شیه و همکارانش [14] پیشنهاد شده استفاده شده است. این مدل از دقت بالایی در جریانهای برخوردی و چرخشی برخوردار است و برای k و 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.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\dots k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(- + \frac{\tilde{t}}{t_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \dots v - Y_M \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\rho} \right) \frac{\partial}{\partial x_i} \right] + C_1 S - C_2 \frac{2}{k + \sqrt{v}} + C_1 \frac{1}{k} - C_3 G_b \quad (9)$$

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

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

جدول ۱- مقادیر ثابت

C_1	C_2	\dagger_k	\dagger_v
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 آشفستگی و سینتیک بر احتراق اعمال شود. در مدل اضمحلال ادی فرض اساسی این است که نرخ اضمحلال گردابه های آشفستگی با کسر k متناسب است که در آن اضمحلال انرژی آشفستگی و k انرژی جنبشی آشفستگی می باشد [15].
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.

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

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

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

کمترین مقدار معادلات (۱۱) و (۱۲) برای واکنش (R1) در نظر گرفته می شود.

۲-۳- مدل سازی فاز مایع

برای مدلسازی فاز مایع در جریان از روش لاگرانژی استفاده شده است. به این ترتیب برای فاز پیوسته از مدل اوپلری 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 صرف نظر می شود. حرکت قطرات مایع در محیط ری اکتیو بر اساس مدل کاتوره ای جریان مجزاء (SSF) [16] 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 [17].

$$\frac{du_{p,i}}{dt} = \frac{3}{4} C_D \frac{\rho_p}{\rho_g} (U_i^g - u_{p,i}) \text{Re}_p + g_i \quad (13)$$

که در آن ضریب درگ تابعی است بر مبنای رینولدز قطره

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

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.

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

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

$$\frac{dm_p}{dt} = 2fd_p \dots D \ln(1+B)Nu \quad (16)$$

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

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

۴-۲- مدل سازی انتقال حرارت تشعشی

معادله انتقال حرارت تشعشی برای یک محیط گازی به صورت معادله انتگرالی-دیفرانسیلی زیر نوشته می شود.

$$\frac{dI(r,s)}{ds} = -(a+\tau_s)I(r,s) + aT^4 + \frac{\tau_s}{4f} \int_0^{4f} I(r,s') \mathbb{P}(s,s') d\Omega \quad (18)$$

برای مدل سازی این معادله دیفرانسیلی از مدل DO و با تقریب S4 استفاده شده است [18]. به این صورت که معادله انتقال حرارت تشعشی در جهات مختلف و با اعمال ضریب وزنی هر جهت مدل سازی 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. در این حالت معادله تشعشی بالا به جمع وزنی روابط در هر یک از زوایای فضایی در نظر گرفته شده تبدیل می شود و تقریب زیر حاصل می شود [18].

$$\int_{4f} w(s;s') I(s) d\Omega \cong \sum_{j=1}^N \tilde{S}_j I^j w(s_j; s_i) \quad (19)$$

در این حالت معادله تشعشی به معادله دیفرانسیلی زیر تبدیل می شود

$$\frac{dI^i}{dl} = -B^i I^i + S^i \quad 1 \leq i \leq N \quad (20)$$

که در آن

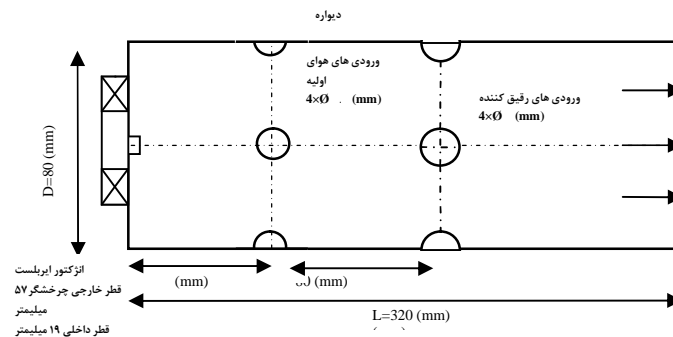
$$S^i = aI_b + \frac{\dagger_s}{4f} \sum \ddot{S}_j I^j W(s_j; s_i) \quad (21)$$

$$B^i = a + \dagger_s - \frac{\dagger_s}{4f} \ddot{S}_j W(s_j; s_i) \quad (22)$$

برای اثر تغییرات دما، فشار و اجزاء از مدل WSSG استفاده شده است [19] و در نتیجه فرض گاز خاکستری بر حل حاکم است و از اثر طول موج در انتقال حرارت تشعشی صرفنظر 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 کامرون و همکارانش [4] مورد بررسی قرار گرفته است از یک استوانه به قطر ۸۰ میلیمتر و طول ۳۲۰ میلیمتر تشکیل شده است. ورودیهای هوای اولیه که در فاصله ۸۰ میلیمتری و هوای رقیق کننده که در فاصله ۱۶۰ میلیمتری از ابتدای محفظه قرار گرفته اند به ترتیب دارای قطر داخلی ۷.۵ میلیمتر و ۹ میلیمتر و زاویه ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر می باشند. سوخت آن-دکان C10H22 توسط انژکتور ایر-بلست که در مرکز محفظه قرار دارد پاشیده می شود. مجموعه سیستم انژکتور در مرکز پره های چرخنده با قطر داخلی ۱۹ میلیمتر و قطر خارجی ۵۷ میلیمتر و زاویه پره ۶۰ درجه قرار گرفته است.



شکل ۱- طرحواره محفظه احتراق

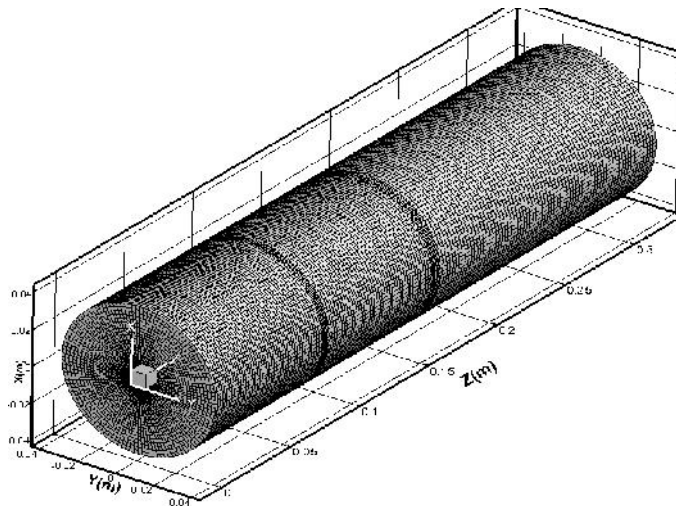
برای شرایط مرزی ورودی دبی جرمی در نظر گرفته شده است. برای تخمین اولیه مقدار انرژی جنبشی آشفته و همچنین نرخ اضمحلال ادی ها برای شرط مرزی ورودی هوای انژکتور و همچنین هوای جت های پایدار کننده از معادلات زیر استفاده شده است.

$$\tilde{k}_{inlet} = \frac{3}{2} \left(\tilde{U}_{inlet} |I_t| \right)^2 \quad (23)$$

$$\tilde{\nu}_{inlet} = C^{3/4} \frac{\tilde{k}_{inlet}^{3/2}}{0.07 D_h} \quad (24)$$

که در آن I شدت آشفته جریانی، k انرژی جنبشی آشفته، نرخ اضمحلال ادی می باشد. Dh 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 [20].

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. در شکل (۲) نحوه چیدمان سلول های محاسباتی هندسه نشان داده شده است. پس از بررسی مستقل شده کیفیت محاسبات از تعداد مش ها، تعداد ۶۲۰۰۰ سلول محاسباتی برای این تحلیل در نظر گرفته شده است.

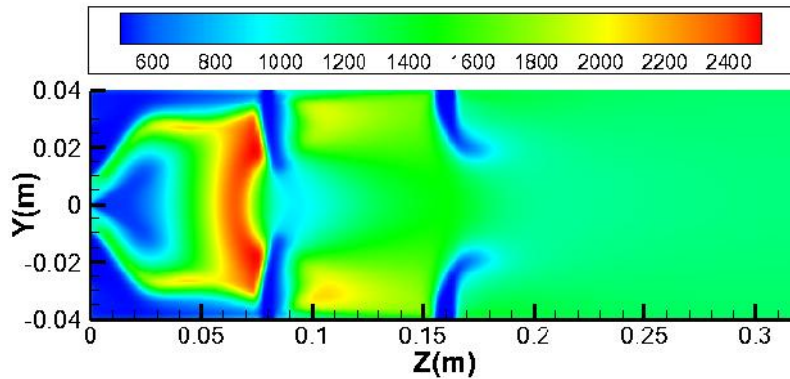


شکل ۲- هندسه شبکه بندی شده محفظه احتراق با ۶۲۰۰۰ سلول محاسباتی

۴- بحث پیرامون نتایج

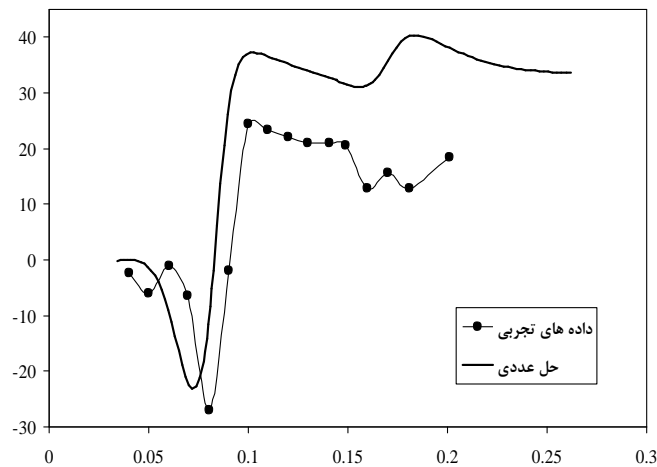
در شکل (۳) کانتور توزیع دما در صفحه $x=0$ نشان داده شده است. جریان هوای چرخشی به سمت کناره منحرف می شود و با ایجاد گرادیان منفی فشار و تشکیل جریان برگشتی شعله را پایدار می سازد. میزان عدد چرخش سوپرلر ۰.۷ می باشد که به عنوان یک عدد چرخش متوسط می باشد. قسمتی از هوای جت های اولیه به سمت عقب بر می گردد و هوای احتراق را تامین می کند. در این حالت ناحیه واکنش اولیه توسط جت های ابتدایی بسته می شود. قسمتی از هوای این جت های عمودی وارد ناحیه اختلاط سریع می شوند و ناحیه واکنش رقیق را تشکیل می دهند که سبب کاهش آلاینده اکسیدهای نیتروژن می شود. هوای داغ حاصل از احتراق غنی ناحیه ابتدایی از فضای بین ۴ جت اولیه عبور می کند و ادامه احتراق به صورت رقیق در فاصله بین ناحیه جت های اولیه و ثانویه صورت می گیرد. در ادامه و با کامل شدن احتراق در ناحیه گازهای داغ حاصل از احتراق از فاصله بین جتهای ثانویه (رقیق کننده) عبور کرده و با ترکیب شدن با هوای ورودی از جت های ثانویه، جریان با دمای پایین تر برای ورودی توربین ها تامین می شود.

هوای ورودی از قسمت اولیه با ایجاد یک منطقه واکنشی رقیق در پایین دست شرایط را برای کاهش میزان اکسیدهای نیتروژن تولیدی فراهم می کند. در عین حال این قسمت از ورودی سرعت هوای بیشتری دارد تا زمان اقامت جریان در این ناحیه کاهش پیدا کند و در نتیجه میزان آلاینده اکسیدهای نیتروژن کاهش یابد. در ناحیه واکنشی غلیظ ابتدایی یک ناحیه کم سرعت برگشتی تولید می شود که زمینه را برای پایداری شعله در بازه مورد نظر از نسبت سوخت و هوا و همچنین فشار محفظه احتراق فراهم می سازد.



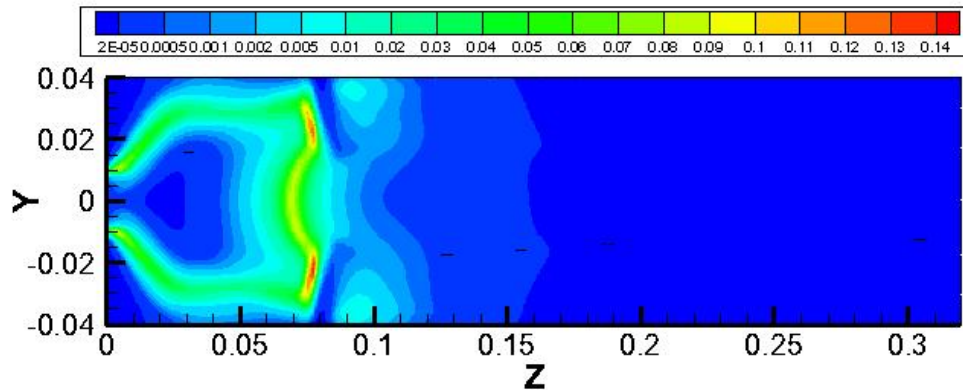
شکل ۳- کانتور توزیع دما (کلوبین) در صفحه $x=0$

در شکل (۴) مقایسه ای بین نتایج عددی با نتایج تجربی موجود صورت گرفته است. در ناحیه واکنشی اولیه تطابق خوبی بین سرعت محوری در مرکز محفظه احتراق برای حالت تجربی و عددی وجود دارد. منفی شدن سرعت محوری در محدوده 0.08 متری به دلیل جریان برگشتی چرخاننده و همچنین جت های هوای اولیه می باشد. در ادامه و در ناحیه جت های رقیق کننده اختلاف بین دو داده بیشتر می شود که می تواند ناشی از عملکرد مدل توربولانسی در این منطقه و بیش تخمینی در مقدار k در معادله آشفستگی باشد. همچنین در نتایج تجربی افزایش سرعت محوری مرکز ناشی از اضافه شدن جریان هوای ۴ جت ثانویه نشان داده نشد است. در حالیکه در نتایج عددی به وضوح مشخص شده است که با اضافه شدن جت های ثانویه، سرعت محوری تقویت می شود و در ادامه، در اثر اختلاط سرعت محوری مجددا کاهش پیدا می کند.



شکل ۴- سرعت محوری در مرکز محفظه احتراق

در شکل (۵) نرخ انجام واکنش شیمیایی در صفحه $x=0$ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود بیشترین شدت واکنش شیمیایی در ناحیه واکنشی پیش از هوای اولیه می باشد. با این حال به دلیل غنی بودن ناحیه ابتدایی، احتراق در این ناحیه کامل نمی شود و پس از ورود ۴ جت اولیه همچنان واکنش (با شدت کمتر) ادامه دارد. با این حال پیش از رسیدن به ناحیه ورودی هوای ثانویه فرآیند احتراق کامل شده است و گازهای حاصل از احتراق وارد ناحیه رقیق سازی برای خارج شدن از محفظه احتراق می شوند.



شکل ۵- کانتور نرخ انجام واکنش شیمیایی در صفحه $x=0$

۵- نتیجه گیری

مقاله جریان دوفاز واکنشی یک محفظه احتراق RQL مورد بررسی عددی قرار گرفته است. برای شبیه سازی جریان توربولانس از مدل Realizable k- استفاده شده است و جهت اعمال آزاد سازی انرژی از مدل ترکیبی اضمحلال ادی-آرنیوس استفاده شده است. انتقال حرارت تشعشعی به وسیله مدل جهات مجزاء در حل اعمال شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی عددی با نتایج تجربی معتبر مورد مقایسه قرار گرفته است و تطابق پذیری مناسب میان آنها دیده شده است. ناحیه های واکنش غلیظ، اختلاط سریع و احتراق رقیق در محفظه احتراق قابل مشاهده می باشد. منطقه واکنشی به وسیله جریان برگشتی چرخنده و همچنین جت های ابتدایی محدود می شود. بیشترین شدت واکنش شیمیایی در ناحیه واکنشی پیش از هوای اولیه می باشد. با این حال به دلیل غنی بودن ناحیه ابتدایی، احتراق در این ناحیه کامل نمی شود و پس از ورود ۴ جت اولیه همچنان واکنش (با شدت کمتر) ادامه دارد. با این حال پیش از رسیدن به ناحیه ورودی هوای ثانویه فرآیند احتراق کامل شده است

مراجع

- [1] Howe GW, Li Z, Shih TIP, Naguyen HL, "Simulation of mixing in the quick quench region of a rich burn-quick quench mix-lean burn combustor". AIAA-91-0140, Prepared for 29th Aerospace Sci Meeting, Reno, Nevada.
- [2] Smit CE, Talpallikar MV, Holdeman JD. "A CFD Study of jet mixing in reduced flow areas for lower combustor emissions" NASA Tech Memorandum 104411 AIAA-90-2460. Prepared for the 27th Joint Propulsion Conference.
- [3] Cline, Michael C. Micklow, Gerald J. Yang, S. L. Nguyen, H. L., "Numerical analysis of the flow fields in a RQL gas turbine combustor" 28th Joint Propulsion Conference, Nashville, TN, 6-8, 1992
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.



- [7] 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.
- [8] 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- turbulence model*”. Numerical Heat Transfer, Vol. 54, pp. 1101-1120, 2008.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Ge, H., W., Düwel, I., Kronemayer, 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.
- [12] Bazzidi-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.
- [13] Versteeg, H.K., and Malalasekera, W., “*An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*”, Addison Wesley-Longman, 1995.
- [14] Shih, T.H., Lion, W.W., Shabbir, A., Yang, Z., and Zhu, J., “*A New k- Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Numerical Turbulent Flows-Model Development and Validation*. Computers Fluids, Vol. 24, No. 3, pp. 227-238, 1995.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] Fiveland, W.A., “*Discrete-ordinate solution of radiative transport equation for rectangular enclosure*” Journal of Heat and Mass Transfer, pp. 699-706,1984.
- [19] Hottel HC, Sarofim AF. Radiative transfer. New York; McGraw-Hill; 967.
- [20] 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.