

بررسی سه بعدی میدان جریان در حالت غیرواکنشی و واکنشی در محفظه احتراق توربین گاز

فرهود شیرین زاده^۲

حسین مهدوی مقدم^۱

دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، گروه مهندسی هوافضا

چکیده

در این مقاله، یک شبیه‌سازی عددی در محفظه احتراق حلقوی با جت دیواره، برای بررسی رفتار جریان انجام شده است. بدین منظور، از روش حجم محدود و شبکه‌بندی نامنظم برای تحلیل میدان جریان استفاده شده و نتایج به دست آمده با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار گرفته است و حاکی از تطابق قابل قبولی است. جریان به صورت سه بعدی، پایا، آشفته، تراکم ناپذیر، لزج و دو فاز در نظر گرفته شده است. مدل آشفتگی مورد استفاده در این تحلیل مدل RNG(k-ε) است. از نتایج به دست آمده، وجود ناحیه گردشی قوی در ناحیه دام در حالت غیرواکنشی است. با انجام فعل و انفعالات شیمیایی، چگالی جریان افزایش یافته و به دنبال آن با ثابت بودن حجم محفظه احتراق این افزایش چگالی باعث افزایش سرعت جریان محوری می‌شود در نتیجه ناحیه گردشی در ناحیه دام از بین می‌رود. همچنین تغییرات دبی هوای چرخشی باعث افزایش جریان گردشی در ناحیه اولیه محفظه احتراق می‌شود. افزایش نسبت هوا به سوخت باعث افزایش اندازه سرعت محوری در ناحیه دام شده ولی شکل پروفیل‌ها بدون تغییر باقی می‌ماند. در پایان، مقدار بهینه‌ای برای قطر میانگین اولیه و زاویه اسپری سوخت به دست آمده است.

واژه های کلیدی: محفظه احتراق، مدل آشفتگی، نسبت هوا به سوخت، جریان چرخشی، قطر میانگین اولیه ذرات

3 – D Study of Flow Field in Cases of Non-reaction and Reaction in Gas Turbine Combustor

H. Mahdavy Moghaddam

F. Shirinzadeh

Mechanical and Aerospace Eng. Dep't, Science and Research Branch, Islamic Azad Univ., Tehran, Iran

ABSTRACT

In this study in order to predict the flow behavior, a numerical simulation in the tubular combustion chamber with a wall jet is used. For this purpose, in order to analyze the flow field based on the experimental results, the method of finite volume with non-staggered grids is used and acceptable compliance with the available experimental results. The flow is considered to be three-dimensional, steady, turbulent, incompressible, viscous, two - phase and the turbulence models used include RNG (K-ε) model. The results indicate the presence of strong circulating area in dome region in non-reaction mode. With the chemical interactions, density of flow is increased and as the size of combustion chamber is constant the increase in density leads to increase of central speed. As a result, the circulating area in dome region is almost eliminated. Also changes in rate of swirl air flow will result in increase of circulating flow in the primary area of combustion chamber. Increase of air to fuel ratio rises the magnitude of velocities and profile of uniform in output. Finally, the optimum sauter mean diameter and fuel spray angle is obtained.

Key Words: Combustion Chamber, Turbulence Model, Air Fuel Ratio Swirl Flow, Sauter Mean Diameter

۱- استادیار

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده مخاطب): farhud_tj@yahoo.com

۱- مقدمه

جمله مؤلفه‌های سرعت، فشار و مشخصات سیال در آن نقطه مؤثر است. سرعت پیشرفت واکنش‌های شیمیایی و آزاد شدن گرما، به سرعت ترکیب سوخت و اکسیدکننده بستگی دارد و آهنگ ترکیب سوخت و اکسیدکننده تابع عوامل مختلف از جمله چگونگی اختلاط سوخت و هوا، غلظت واکنش‌دهنده‌ها، دمای محفظه احتراق و غیره می‌باشد. یک مدل احتراق مناسب لازم است تا اثر تمام این عوامل را منظور نماید. هدف اصلی این مقاله بررسی میدان جریان در حالت غیر واکنشی و واکنشی و مقایسه آنها، اثر دبی هوای چرخشی و نسبت هوا به سوخت در میدان جریان محفظه احتراق توربین گازی است.

۲- مدل هندسی و طرح عددی

محفظه احتراق حاضر یک مدل محفظه احتراق با جت دیواره است و معرف تزریق هوای اولیه و رقیق از میان جت‌های جدا از هم در دیواره و در شکل ۱ نشان داده شده است. که این امر باعث نمایش دقیق‌تر آیرودینامیکی یک محفظه احتراق عملی است. محفظه احتراق در فشار اتمسفریک و با سوخت JP4 عمل می‌کند. برای تزریق سوخت از نازل دوقلوی AIR ASSIST استفاده شده است. هوای محفظه احتراق تا ۶۰۰ درجه سانتیگراد پیش گرم شده و نرخ جریان هوا ۱۶۳ kg/h است. نرخ جریان سوخت ۳/۲۷ kg/h و در دمای ۳۰۰ درجه سانتیگراد است. جریان هوا به سه قسمت چرخشی، جت‌های اولیه و جت هوای رقیق تقسیم می‌شود. دو ردیف جت‌های دیواره شامل هوای اولیه و هوای رقیق هر کدام شامل چهار جت عمود بر هم می‌باشد و به ترتیب در یک و دو برابر قطر محفظه در پایین دست جریان تعبیه شده‌اند. جت‌های اولیه دارای قطر ۷ mm و جت‌های هوای رقیق دارای قطر ۹/۵ mm هستند. تمام محاسبات در نرم‌افزار فلوئنت ۶/۳ انجام شده است. از حل‌کننده تفکیکی^۱ برای حل معادلات حاکم و برای ضمنی^۲ استفاده شده است. برای همه معادلات انتقال، ترم‌های جابجایی طبق طرح گسسته‌سازی قاعده توانی و ترم‌های دیفیوژن طبق طرح گسسته‌سازی مرکزی گسسته

محفظه احتراق توربین گازی به بازده احتراق بالا، انتشار آلاینده کم و توانایی زیاد نیاز دارد. میدان جریان مغشوش در محفظه احتراق نقش خیلی مهمی در شکل گرفتن شعله، بازی می‌کند. فاکتور مهم دیگر چگونگی رساندن سوخت به داخل محفظه احتراق و مخلوط آن با هوا است. جریان چرخشی اغلب برای پایداری شعله در محفظه احتراق توربین گازی مورد استفاده قرار گرفته می‌شود.

در خصوص شبیه‌سازی عددی محفظه احتراق کارهای زیادی انجام شده است. ماننرز نخستین کار عددی را در بررسی جریان سرد داخل و کانال اطراف محفظه احتراق را انجام داده است. هندسه مورد استفاده ایشان شامل میدان مستطیلی و شبکه عمود بر هم می‌باشد. دو مدل توربولانس $K - \epsilon$ و Second moment closure مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۵]. در سال ۱۹۸۹ کامرون مقاله‌ای تحت عنوان مشخصات پروفیل‌های سرعت و دما در محفظه احتراق با جت دیواره را به چاپ رسانده است. این مقاله تجربی کار شده و محفظه در فشار اتمسفریک و با سوخت JP4 عمل می‌کند. از نتایج به دست آمده به دست آوردن پروفیل سرعت در حالت ایزوترمال و پروفیل‌های سرعت و دما در حالت واکنشی است [۱۱]. در سال ۲۰۰۰ سو مقاله‌ای تحت عنوان تحلیل عددی از محفظه توربین گازی در تداخل با دیفیوژور را مورد بررسی قرار داد. سو در این مقاله با استفاده از کد KIVA-3V به تحلیل جریان در توربین گازی پرداخت [۲]. در مقاله دیگری که در سال ۲۰۰۲ توسط زانگ انجام گرفت، به تحلیل و بررسی عددی شرایط ترمودینامیکی در محفظه احتراق پرداخته شده است که در آن محفظه احتراق در حالت دو بعدی و متقارن محوری در نظر گرفته شده و اثرات نسبت تعادل، دمای واکنش و چرخش در یک محفظه احتراق استوانه‌ای بررسی گردیده است [۴].

در شبیه‌سازی دقیق جریان‌های احتراقی، مدل احتراقی نقش اساسی دارد. زیرا، علاوه بر تعیین مقدار گونه‌ها و محصولات احتراق، آهنگ آزاد شدن انرژی حاصل از ترکیب سوخت و اکسیدکننده را نیز تعیین می‌کند. آهنگ آزاد شدن انرژی در اثر پیشرفت واکنش‌های احتراقی بر مقدار و توزیع دما در نقاط مختلف مؤثر است و دمای هر نقطه بر رفتار جریان از

¹ Segregated

² Implicit

معادله بالا یک شکل کلی از معادله بقای جرم برای جریان‌های قابل تراکم و غیر قابل تراکم می‌باشد. عبارت S_m ، جرم اضافه شده به فاز پیوسته از فاز دوم منشر شده می‌باشد (حالت تبخیر از قطرات مایع).

معادله بقای مومنتم به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial X_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial p}{\partial X_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial X_j} + \rho g_i + S_{M_i} \quad (2)$$

که p فشار استاتیک، τ_{ij} تانسور تنش، ρg_i نیروی گرانشی در جهت i می‌باشد. S_{M_i} ترم مومنتم در معادله فاز گاز ناشی از تبادل مومنتم با قطرات مایع است. تانسور تنش به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial X_j} + \frac{\partial U_j}{\partial X_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial U_i}{\partial X_j} \delta_{ij} \quad (3)$$

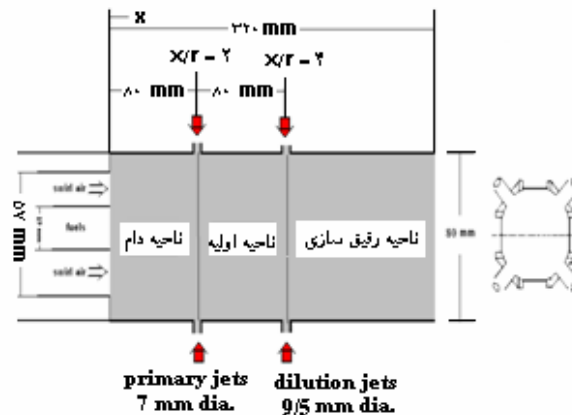
که μ لزجت مولکولی و ترم دوم در سمت راست تأثیرپذیری ناشی از انبساط حجمی است.

معادله انرژی جنبشی توربولانسی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_m \quad (4)$$

که G_k انرژی جنبشی توربولانسی تولید شده ناشی از گرادیان‌های سرعت متوسط را بیان می‌کند. G_b انرژی جنبشی تولید شده ناشی از بویانسی است (که در فرضیات صفر در نظر گرفته شده است). Y_m سهمی از انبساط نوسانی در اغتشاش تراکم پذیر نسبت به نرخ اتلاف کلی است. معادله انرژی به صورت زیر نوشته می‌شود:

شده است. اتصال فشار و سرعت به وسیله الگوریتم سیمپل^۱ انجام شده است و از مدل اتلاف گردابی برای مدل کردن فعل و انفعالات شیمیایی استفاده شده است.



شکل (۱): نمایی شماتیکی از محفظه احتراق مدل جت دیواره.

۳- بررسی میدان جریان و معادلات حاکم

در روش‌های تئوری، ابتدا با مشاهده پدیده فیزیکی، به بیان معادلات دیفرانسیل مربوطه پرداخته و پس از آن به معادلات جبری حاکم بر مسأله می‌پردازیم. مشکلی که وجود دارد این است که بر خلاف پدیده‌هایی که برای آنها مدل ریاضی مناسبی ارائه شده‌اند (نظیر جریان آرام)، پدیده‌هایی نیز وجود دارند که هنوز مدل ریاضی مناسبی برای آنها یافت نشده است (نظیر جریان‌های دو فاز). در اینجاست که استفاده از روش‌های عددی برای حل مسائل بیشتر می‌شود. برای تمام جریان‌ها، فلوننت معادلات بقای جرم و مومنتم را حل می‌کند. برای جریان‌های شامل انتقال حرارت، معادلات بقای انرژی نیز حل می‌شود. برای جریان‌های شامل مخلوط‌های شیمیایی یا واکنش‌دهنده‌ها، معادلات بقای نوع و گونه نیز حل می‌شود. معادلات انتقال اضافی نیز زمانی که جریان مغشوش باشد حل می‌گردد.

معادله بقای جرم یا معادله پیوستگی، به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial X_i}(\rho U_i) = S_m \quad (1)$$

¹ Simple

پراکندگی ذرات به دست آید. در مقاله حاضر مدل تصادفی گسسته واک^۱ استفاده شده است [۱]. در این مدل مؤلفه-های اغتشاشی سرعت نسبت به زمان ثابت است. مقدار تصادفی آنها از مشخصه‌های طول عمر گردابه‌ها در یک فاصله زمانی داده شده ثابت در نظر گرفته شده است.

معادله بقای گونه‌ها به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho^g C_j) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho^g U_i C_j) = \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho^g D_{eff} \frac{\partial C_j}{\partial x_i}) + \dot{S}_{C_j} + \dot{S}_{C_j}^* \quad (۸)$$

که $\dot{S}_{C_j}^*$ ، ترم منبع در این معادله است. زیرنویس j در معادله نوع گونه‌ها را نمایش می‌دهد. معادله بقای گونه‌ها برای واکنش‌دهنده‌ها و محصولات حل می‌شود. معادله بقای هر یک از گونه‌ها شامل یک ترم منبع مربوط است.

ترم منبع برای واکنش‌دهنده‌ها منفی و برای محصولات مثبت است. معادله بقای گونه‌ها برای تبخیر سوخت شامل ترم منبع دیگری که از تبخیر جرم سوخت از قطرات حاصل می‌شود.

راندمان احتراق به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mu = \frac{\Delta h_{actual}}{\Delta h_{theoretical}} \quad (۹)$$

و همچنین فاکتور پروفیل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P.F = \frac{T_{max} - T_{av}}{T_{av} - T_{in}} \quad (۱۰)$$

T_{max} بیشترین دما در مقطع خروجی، T_{av} دمای متوسط وزنی در خروجی از محفظه و T_{in} دمای میانگین وزنی تمام ورودی‌ها به محفظه است [۱۷].

۴- مش بندی

مش بندی محفظه حاضر توسط نرم‌افزار Gambit انجام شده است و مش بهینه حاصل در شکل ۲ نشان داده شده است. شبکه بندی به تعداد $40 \times 80 \times 100$ به ترتیب در جهات x ، θ و Z می‌باشد که در نواحی ورودی جت‌ها و ناحیه دام مش ریزتر در نظر گرفته شده است. یکی از

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho^g c_p^g T) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho^g c_p^g U_i T) = \quad (۵)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho^g c_p^g \alpha_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i}) - \frac{\partial q_i^r}{\partial x_i} + \dot{S}_E$$

\dot{S}_E ترم انرژی، که از دو مؤلفه ناشی می‌شود:

$$\dot{S}_E = \dot{S}_{E1} + \dot{S}_{E2} \quad (۶)$$

\dot{S}_{E1} ، انرژی جذب شده به وسیله مایع که از انتقال فاز میانی

محاسبه می‌شود. \dot{S}_{E2} ، انرژی تولید شده ناشی از واکنش‌های شیمیایی است.

اسپری سوخت (توزیع پیوسته داخل محفظه احتراق)، شامل یک تعداد محدودی از دسته قطرات با رنج اندازه‌های معین مطرح شده است. توزیع سایز قطرات اولیه از اسپری سوخت مایع، فرض می‌شود که از چهار پارامتر تابع توزیع روزین راملر پیروی می‌کند [۱۱]. که به صورت زیر تعریف می‌شود:

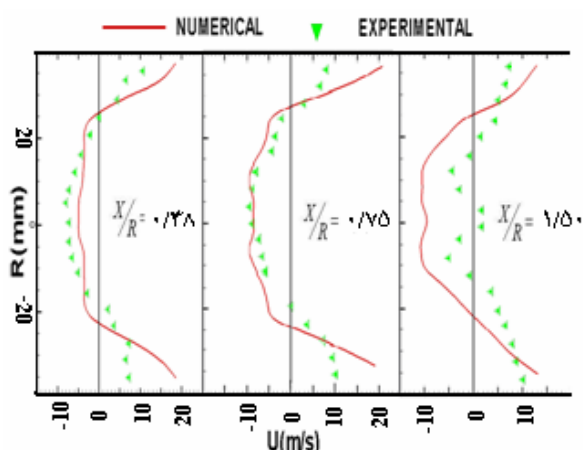
$$G'(d_i) = \frac{\exp(-bd_{min_i}^n) - \exp(-bd_{max_i}^n)}{\exp(-bd_{min_i}^n) - \exp(-bd_{max_i}^n)} \quad (۷)$$

که $G(d_i)$ کسر جرمی اسپری به وجود آمده در قطر d_i است. پراکندگی توربولانس ذرات می‌تواند با استفاده از روش احتمالی ذرات و یا روش گروهی از ذرات در یک مسیر متوسط مدل شود. همچنین این رهیافت‌ها (روش‌ها) می‌توانند ادغام شوند و یک سری از ابرها را در طول یک مسیر متوسط که شامل اثرات اغتشاش سرعت توربولانس در فاز گازی است، مدل کنند.

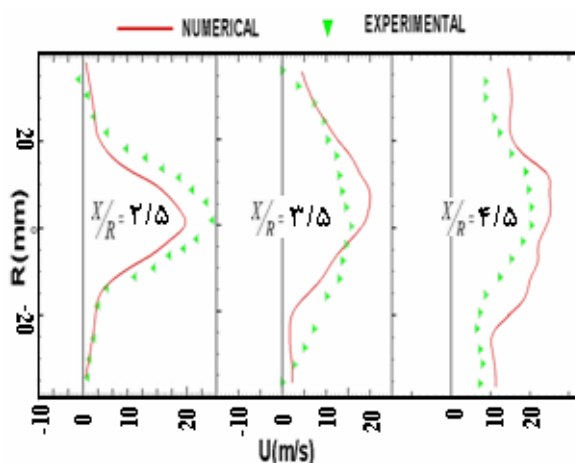
در روش احتمالی گسسته ذرات، مسیر ذرات گسسته فاز (قطرات) با انتگرال گیری معادلات مسیر برای تک تک ذرات و با استفاده از سرعت آنی سیال (سوخت) در امتداد مسیر ذره در هنگام انتگرال گیری تخمین زده می‌شود. محاسبه مسیر در این حالت برای تعداد کافی از ذرات (تعداد سعی و خطاها) ممکن است تحت تاثیر تصادفی توربولانس

¹ Discrete Random Walk

خط مرکز در ناحیه اولیه و رقیق‌سازی در شکل ۴، به خاطر نفوذ جریان جت‌های اولیه و رقیق‌سازی است. در سطح مقطع $x/R=3/5$ شکل ۴، پروفیل سرعت نسبتاً غیرمقارن است. اگرچه سرعت خط مرکزی ناحیه رقیق‌سازی کمتر از ناحیه اولیه است ولی گسترش شعاعی آن دارای سرعت جریان بزرگتری است. یک نتیجه منطقی برای این حالت مومنتم کمتر جت‌های رقیق‌سازی به خاطر قطر ورودی بزرگتر نسبت به جت‌های اولیه است (۹/۵ mm در مقابل ۷ mm).



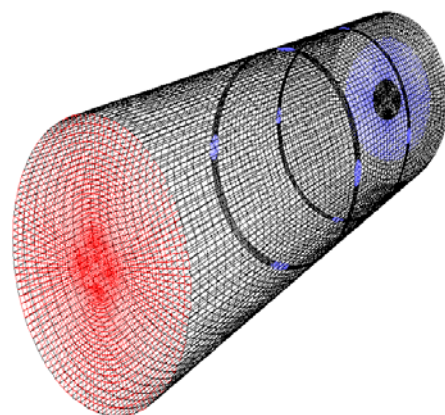
شکل (۳): پروفیل سرعت محوری در حالت ایزوترمال در ناحیه دام.



شکل (۴): پروفیل سرعت محوری در حالت ایزوترمال در ناحیه اولیه و رقیق‌سازی.

میدان سرعت متوسط محوری در حالت واکنشی در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است. جریان‌های تقسیم

ملزومات حل‌های عددی، بررسی مقدار حساسیت نرم‌افزار به شبکه است. کم بودن تعداد گره‌ها، باعث افزایش خطای حاصل از گسسته‌سازی می‌شود. مسلم است که افزایش بیش از اندازه گره‌ها باعث افزایش خطای ماندگار می‌شود و این خطا حاصل از گرد کردن اعداد توسط کامپیوتر است. به هر حال با این شرایط تعداد گره‌های بهینه‌ای وجود دارد که خطا به حداقل برسد. برای بهینه‌سازی مش از چهار مش‌بندی متفاوت استفاده شده است. به علت افزایش خطا و تغییرات کم سرعت (کمتر از ۲ درصد) ریزتر کردن بیش از اندازه مش درست نمی‌باشد [۱].

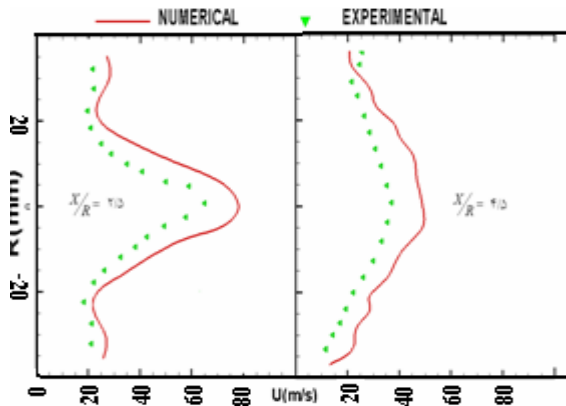


شکل (۲): مش‌بندی محفظه احتراق.

۵- تحلیل نتایج

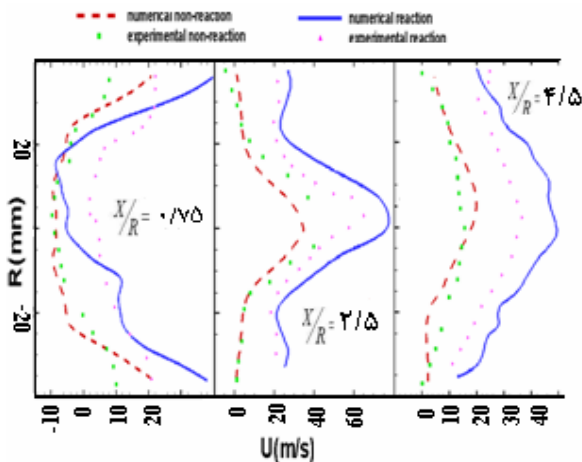
میدان سرعت متوسط محوری در دو حالت ایزوترمال و واکنشی مورد بررسی قرار گرفته و مقایسه شده است. برای ورودی هوای چرخشی، جت‌های اولیه و جت‌های هوای رقیق به ترتیب ۲۵، ۳۵ و ۴۰ درصد برای هر دو حالت در نظر گرفته شده است. ضرورت انجام حالت غیر واکنشی (ایزوترمال) به این دلیل است که اولاً یک ساختار کلی از میدان جریان اصلی به وجود می‌آید و ثانیاً میدان جریان متقارن یک مبنا برای تشخیص اثر جریان واکنشی است.

میدان سرعت متوسط محوری در حالت ایزوترمال در شکل‌های ۳ و ۴ نشان داده شده است. ناحیه گردشی محوری قوی در ناحیه دام در شکل ۳، ناشی از چرخش ورودی و آیرودینامیک محفظه است. از بین رفتن ناحیه گردشی و تبدیل آن به سرعت محوری قوی جریان در امتداد



شکل (۶): پروفیل سرعت محوری در حالت واکنشی در ناحیه دام و رقیق‌سازی.

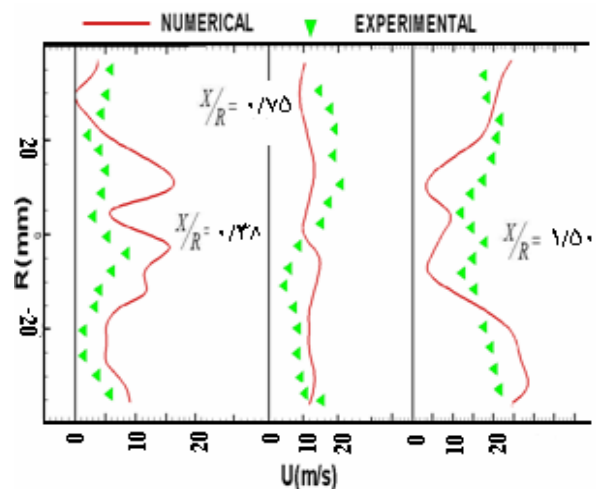
علت این امر ناشی از آن است که با انجام فعل و انفعالات شیمیایی، چگالی جریان افزایش یافته و به دنبال آن با ثابت بودن حجم محفظه احتراق این افزایش چگالی باعث افزایش سرعت جریان محوری می‌شود.



شکل (۷): مقایسه پروفیل‌های سرعت محوری در حالت واکنشی و غیرواکنشی.

در خلال یک پروسه تکراری برای به وجود آوردن جریان گردشی در ناحیه دام، دبی هوای چرخشی از ۲۵ به ۴۵ درصد افزایش می‌دهیم. هوای جت‌های اولیه و جت‌های رقیق‌سازی به ترتیب به ۳۵ و ۲۵ درصد تقلیل یافته است. میدان سرعت محوری متوسط در این شرایط در سطح مقطع‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. یک عدم تقارن نسبتاً کم دوباره در پروفیل سرعت محوری نزدیک

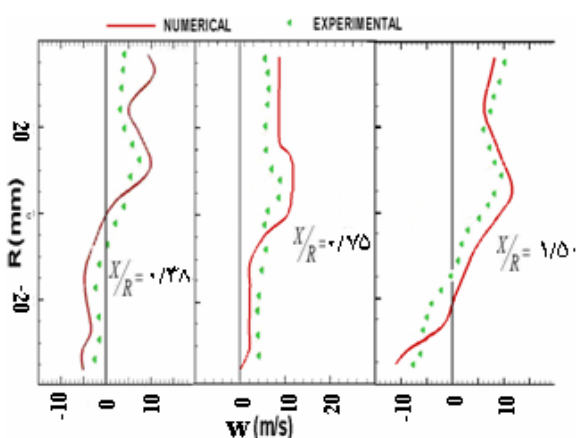
شده بین چرخاننده و جت‌های دیواره همانند قسمت ایزوترمال می‌باشد. انجام واکنش مشخصات میدان جریان را تغییر می‌دهد. که به عنوان نمونه عدم ناحیه چرخش محوری در ناحیه دام در شکل ۵ است. همچنین پروفیل سرعت یک عدم تقارن کوچک در سطح مقطع‌های مرکز $x/R=0.75$ و $x/R=0.38$ در شکل ۵ نسبت به خط مرکز را نشان می‌دهد. این امر به خاطر عدم تقارن نسبتاً کم در اسپری تولید شده توسط نازل است. اگرچه میدان جریان در حالت غیر واکنشی تقارن را نشان می‌داد. نکته قابل توجه این است که نازل‌ها به طور کلی عدم تقارن‌های نسبتاً کم را نشان می‌دهند. در بالادست سطح مقطع $x/R=1/5$ در شکل ۶ به خاطر کنترل آیرودینامیکی میدان جریان یک تقارن قابل قبولی را حول خط مرکزی را نشان می‌دهد. در ناحیه بین جت‌ها ($x/R=2/5$ و $x/R=3/5$) سرعت‌های خط مرکزی قدری زیاد هستند (همانند حالت ایزوترمال) که در شکل ۶ نشان داده شده است. بعلاوه سرعت‌های نزدیک دیواره قابل توجه است این امر به خاطر اثر بلاکیج به وجود آمده و به خاطر نفوذ جت‌های سرد به داخل سیال واکنشی منبسط شده است.



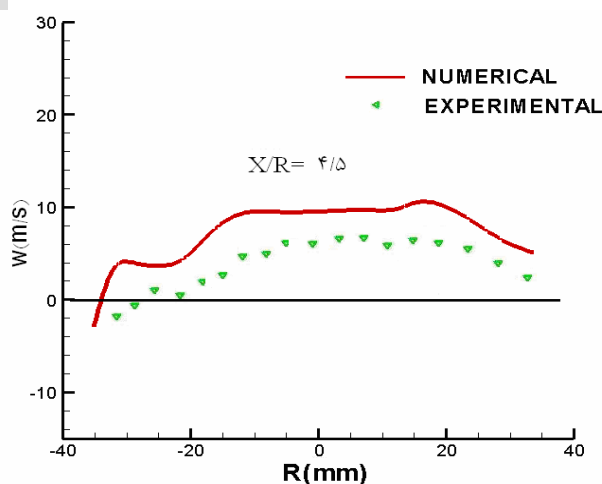
شکل (۵): پروفیل سرعت محوری در حالت واکنشی در ناحیه دام.

مقایسه پروفیل‌های سرعت محوری در حالت واکنشی و غیرواکنشی در شکل ۷ نشان داده شده است. سرعت‌های محوری در حالت واکنشی خیلی بزرگتر است.

۱۱ نشان داده شده است. نزدیک نازل یعنی در سطح مقطع $x/R=0/38$ در شکل ۱۰ یک چرخش قوی در پروفیل سرعت قابل مشاهده است و این چرخش تا سطح مقطع $x/R=0/76$ ادامه پیدا می‌کند تا جاییکه در سطح مقطع $x/R=1/5$ در شکل ۱۰ هسته مرکزی غیرچرخشی تولید شده توسط جت‌ها شروع به غالب شدن بر جریان می‌شود. یک ناحیه کم چرخش در لبه جریان باقی می‌ماند تا زمانی که کاملاً در سطح مقطع $x/R=4/5$ در شکل ۱۱ از بین برود. تمایل کلی جریان بر روی خط مرکزی به سمت بالا احتمالاً به خاطر دو اثر بویانسی و توزیع جریان غیر یکنواخت جت‌ها است.

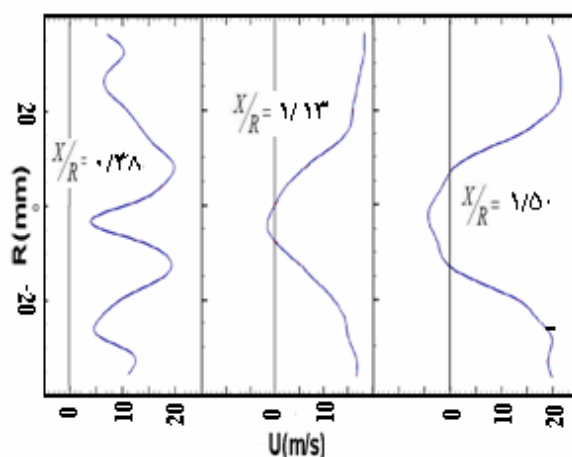


شکل (۱۰): پروفیل سرعت مماسی در حالت واکنشی در ناحیه دام.

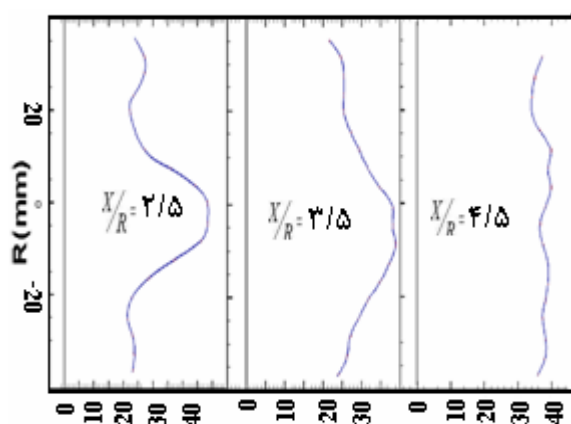


شکل (۱۱): پروفیل سرعت مماسی در حالت واکنشی در ناحیه رقیق‌سازی.

نازل در سطح مقطع $x/R=0/38$ در شکل ۸ ظاهر شده ولی تقارن در خلال میدان جریان حفظ می‌شود. گردش محوری مرکزی قوی دوباره در ناحیه دام در شکل ۸ به وجود آمده است. میزان درصد کمتر هوای اولیه در این حالت ۲۵ درصد به ۳۵ درصد منجر به کاهش سرعت‌های خط مرکز در ناحیه بین جت‌ها ($x/R=2/5$ و $x/R=3/5$) در شکل ۹ می‌شود. اثر کاهش جریان رقیق در پروفیل سرعت محوری در سطح مقطع $x/R=4/5$ در شکل ۹ نشان داده شده و در این حالت پروفیل سرعت الزاماً یکنواخت است.

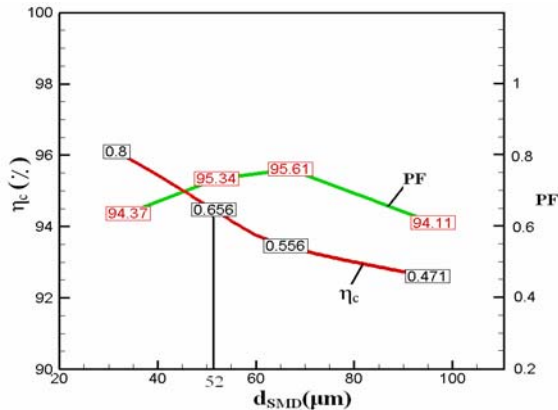


شکل (۸): پروفیل سرعت محوری در حالت افزایش دبی هوای چرخشی در ناحیه دام.

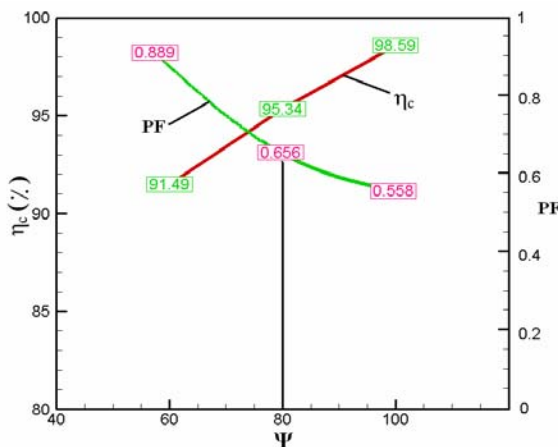


شکل (۹): پروفیل سرعت محوری در حالت افزایش دبی هوای چرخشی در ناحیه اولیه و رقیق‌سازی.

برای مشاهده چرخش تولیدی در محفظه احتراق میدان جریان متوسط مماسی (w) در حالت کلی در شکل‌های ۱۰ و



شکل (۱۳): بهینه‌سازی قطر میانگین قطرات اولیه.

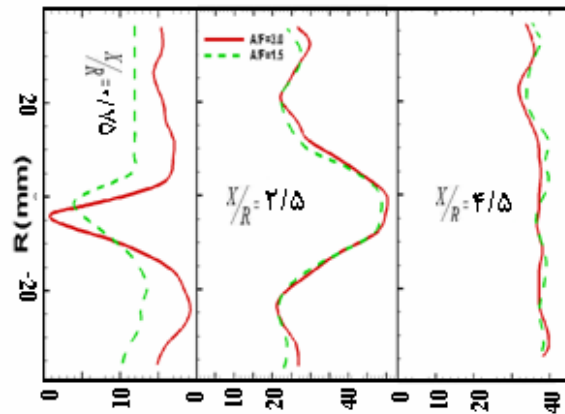


شکل (۱۴): بهینه‌سازی زاویه اسپری سوخت.

۶- نتیجه‌گیری

بررسی نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که در حالت جریان غیر واکنشی یک ناحیه چرخشی قوی در ناحیه دام بوجود آمده و پروفیل‌های سرعت محوری متقارن هستند. سرعت محوری قوی جریان در مرکز محفظه احتراق در ناحیه اولیه و رقیق‌سازی قابل توجه است. سرعت محوری بیشتر در ناحیه اولیه و گسترش شعاعی جریان بیشتر در ناحیه رقیق‌سازی ناشی از مومنتم کمتر به خاطر قطر بیشتر است. حضور فعل و انفعالات شیمیایی تغییرات قابل توجهی (اساسی) در میدان جریان در ناحیه دام بوجود آورده است. ناحیه گردشی باریکتر، کوتاه‌تر و ضعیف‌تر از حالت ایزوترمال است. در نزدیکی‌های اسپری سوخت پروفیل سرعت نسبت به خط مرکز یک عدم تقارن وجود دارد این به دلیل اسپری نامتقارن از طریق نازل می‌باشد. افزایش یا کاهش هوای چرخشی در ناحیه دام تأثیر می‌گذارد و باعث افزایش جریان

اثر افزایش نسبت هوا به سوخت از ۱/۵ به ۳/۰ در شکل ۱۲ نشان داده شده است. افزایش نسبت هوا به سوخت باعث افزایش اندازه سرعت‌ها در ناحیه اولیه ولی شکل پروفیل‌ها بدون تغییر باقی می‌ماند.



شکل (۱۲): پروفیل سرعت در نسبت هوا به سوخت ۳/۰.

برای مسائل مربوط به احتراق توربین گاز از طرفی کوچک بودن قطر میانگین اولیه باعث افزایش راندمان و عملکرد موتور و کاهش آلاینده‌ها می‌شود ولی از طرف دیگر چنانچه اندازه بیش از اندازه کوچک باشد قطرات، مومنتم و نیروی لازم برای نفوذ در گازهای پر فشار را از دست می‌دهند و اثرات منفی بر عملکرد موتور می‌گذارند. نتایج بررسی در شکل ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است. در شکل ۱۳ قطر میانگین ذرات اولیه با یک اسپری سوخت ثابت ۸۰ درجه نشان داده شده است. برای هر مرحله بازده احتراق، دمای خروجی و فاکتور مدل محاسبه شده است. نتایج نشان دهنده این است که، قطر میانگین ذرات اولیه ۵۲ μm دارای بازده احتراق بالا و فاکتور مدل مناسب‌تری نسبت به قطرهای دیگر را دارد. در شکل ۱۴ زاویه اسپری سوخت نشان داده شده است. طبق نتایج به دست آمده زاویه سوخت ۸۰ درجه دارای بازده احتراق بالا و فاکتور مدل مناسب‌تری می‌دهد. برای فاکتور مدل با استفاده از نتایج تجربی عدد بین ۰/۵ تا ۰/۷۵ مناسب می‌باشد [۵].

Experimental Thermal and Fluid Science, pp. 427-436, 2007.

گردشی می‌شود. اثر افزایش نسبت هوا به سوخت بیشتر در نزدیکی نازل مشهود است. مشخصات پروفیل‌های سرعت با افزایش نسبت هوا به سوخت بدون تغییر مانده ولی اندازه آنها خیلی بزرگتر می‌شود. بهینه‌سازی قطر میانگین ذرات اولیه و زاویه اسپری سوخت به نتایج قطر میانگین ذرات اولیه مناسب $52 \mu m$ و زاویه اسپری سوخت 60° درجه رسید.

مراجع

۱. شیرین زاده، ف. "بررسی عددی اثرات تزریق جریان محوری و چرخشی در انتقال حرارت و احتراق موتورهای هوا-تنفسی"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی علوم و تحقیقات، ۱۳۸۸.
2. Manners, A.P. "The Calculation of The Flow In Gas Turbine Combustion System", Phd Thesis, University of London.
3. Cameron, C.D. and Samuelsen, G.S. "A Detailed Characterization of the Velocity and Thermal Fields in A Model Can Combustor with Wall Jet Injection", ASME Journal of Engineering for Gas Turbine AND Power, vol. 111, pp. 31-35, 1989.
4. Su, k. and Zhou, C.Q. "Numerical Modeling Of Gas Turbine Combustor Integrated With Diffuser", 34th National Heat Transfer Conference Pittsburgh, Pennsylvania, pp. 20-22, 2000.
5. Merkle, C.L. and Li, D. "Analysis of Regen Cooling In Rocket", 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2003.
6. Zhang, c. and Zhao, T. "Parametric Effects on Combustion Instability in a Lean Premixed Dump Combustor", AIAA-02-4014, 2005.
7. Anreopoulos, J. and Rodi, M. "Experimental Investigation of Jets in Cross Flow", Journal of Fluid Mech., pp. 97-127, 1984.
8. Som, S.K. and Ghosh, A.K. "Effects of Inlet Air Swirl and Spray Cone Angle on Combustion and Emission Performance of a Liquid Fuel Spray in a Gas Turbine Combustor", Desertation, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, Ohio, July 2000.
9. Kurosavwa, Y., Yoshida, S., Yamamoto, T., Shiodira, K., Gomi, M. and Suzuki, k. "Structure of swirler in gas tyrbine combustor", Technical Report National Aerospace Laboratory of Japan, 2000.
10. Duan, X.R and Meirer, W. "Phase-resolved Laser Raman Scattering and Laser Doppler Velocimetry Applied To Periodic Instabilities in A Gas Turbine Model Combustor", Lasers and Optics, 2005.
11. Olivani, A., Solero, G., Cozzi, F. and Coghe, A. "Near Field Structure of Isothermal Swirling Flows and Reacting Non-premixed Swirling Flames",