



مطالعه الگوی جریان سرد در محفظه احتراق موتور جت بوسیله شبیه سازی عددی سه بعدی جریان

عبدالحسین دارمی زاده^{۱*} و محمد رضا انصاری^۲

^۱ دانش آموخته دکتری تبدیل انرژی، دانشگاه تربیت مدرس
^۲ دانشیار، گروه تبدیل انرژی، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه تربیت مدرس

چکیده

هدف از انجام این تحقیق شبیه سازی عددی جریان سرد در فضای بیرون و درون محفظه احتراق از خروجی کمپرسور تا ورودی توربین است. در این شبیه سازی فضای دیفیوزر، کانال حلقوی اطراف محفظه احتراق، سوراخ‌های مختلف محفظه، سوپلر در نظر گرفته شد. از مزایای کار حاضر آن است که نیازی به اعمال شرط مرزی در سوراخ‌ها و استفاده از روابط تجربی نمی‌باشد و فقط در ورودی دیفیوزر و خروجی محفظه احتراق، شرط مرزی اعمال می‌گردد. ابتدا جریان در یک محفظه احتراق حلقوی کاربردی شبیه سازی و نتایج مورد تحلیل قرار گرفت. نتایج تجربی در مورد این محفظه به صورت توزیع ضریب بازیافت فشار استاتیکی در پوسته بیرونی و درونی محفظه و تقسیم جریان در بین سوراخ‌های ناحیه‌های مختلف محفظه که از روش نیمه تجربی- عددی استخراج شده‌اند، در دسترس است. مقایسه نتایج عددی حاضر با نتایج تجربی موجود نشانگر تطابق خوب جواب‌ها می‌باشد. در ادامه شبیه سازی جریان در یک محفظه احتراق دیگر با لحاظ کردن اجزا جانبی مانند لوله‌های سوخت رسان و استرات صورت پذیرفت و مشکلات آن بیان شد. روش پیشنهادی شامل در نظر گرفتن کل فضای سیستم محفظه احتراق، در فازهای اولیه طراحی می‌تواند کمک شایان توجهی در اصلاح طرح محفظه و اصلاح الگوی جریان نماید.

کلمات کلیدی: محفظه احتراق حلقوی؛ شبیه سازی عددی؛ توربین گاز؛ دیفیوزر.

۱- مقدمه

مهم طراحی محفظه احتراق است و غالباً هزینه بالایی در بردارد. در حال حاضر پیشرفت تکنیک‌های CFD کمک شایانی به پیشرفت محفظه‌های احتراق نموده است. محفظه‌های احتراق حلقوی عموماً شامل بخش‌های پوسته، دیفیوزر، لاینر، نازل سوخت پاش و سوپلر هستند، (شکل ۱).

معمولاً یکی از مراحل طراحی محفظه‌های احتراق، تست سرد آپرودینامیکی نمونه طراحی شده است. بدین منظور محفظه احتراق یا اجزای مختلف آن از قبیل لاینر، دیفیوزر و ... ساخته شده و توسط آب تست می‌شود. این تست از مراحل

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۹۱۶۶۳۳۱۶۵۳

آدرس پست الکترونیک: daramizadeh@gmail.com

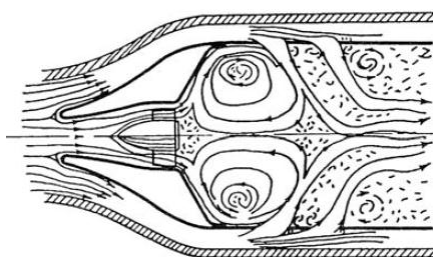
افت فشار جریان سرد بیان کننده مجموع افت در دیفیوزر، کانال‌های اطراف محفظه، سوراخ‌ها، سوپلر و خود محفظه می‌باشد. مقادیر متداول افت فشار سرد در محفظه‌های احتراق جدید در محدوده ۲/۵ تا ۶ درصد از فشار ورودی مناسب است. نواحی مختلف محفظه عبارتند از:

- ناحیه اولیه در محفظه احتراق

- ناحیه میانی

- ناحیه رقیق سازی

وظیفه اصلی ناحیه اولیه شکل ۳ تشکیل و برقراری شعله و تأمین زمان لازم برای مشتعل شدن سوخت‌های تازه، تأمین اختلاط مناسب جهت رسیدن به یک احتراق کامل در حضور مخلوط سوخت و هوا می‌باشد. در این ناحیه چرخش در بخشی از گازهای احتراقی داغ به منظور اختلاط و اشتعال پیوسته در سوخت و هوای ورودی صورت می‌پذیرد. برخی از محفظه‌های احتراق شامل سوپلر هوا جهت ایجاد جریان پیچشی هستند. در ناحیه میانی فرایند احتراق کامل می‌شود و دما به حداکثر می‌رسد.

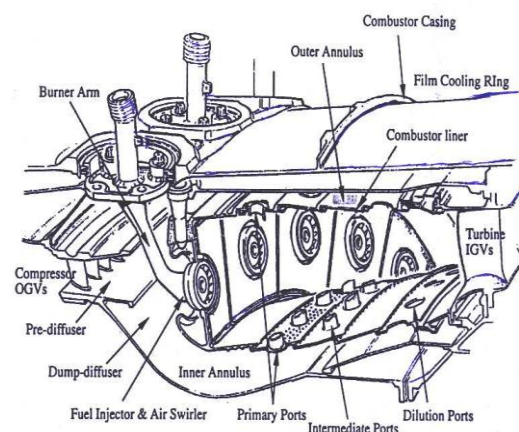


شکل ۳- الگوی اختلاط و جریان در ناحیه اول محفظه

احتراق [۱]

وظیفه ناحیه رقیق سازی تأمین هوای کمکی به محفظه احتراق و کمک به خنک سازی و ایجاد یک پروفیل دمایی مناسب برای ورود به توربین است. مقدار هوای موجود برای رقیق ساختن بین ۲۰ تا ۴۰ درصد از هوای کل را تشکیل می‌دهد، جریان هوا توسط سوراخ‌های موجود بر روی لاینر به داخل جریان گاز داغ وارد می‌گردد. بایست دقت داشت که اندازه و شکل این سوراخ‌ها طوری انتخاب شوند تا نفوذ جت هوا و اختلاط آن با جریان اصلی را بهینه سازند. الگوی جریان مناسب در ناحیه رقیق سازی و نحوه نفوذ جت هوا از طریق سوراخ‌های محفظه احتراق در شکل ۴ مشاهده می‌شود.

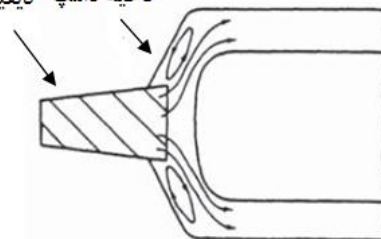
جهت کم نمودن سرعت خروجی از کمپرسور در حدی که مناسب ورود به محفظه احتراق باشد از دیفیوزر استفاده می‌شود. وظیفه دیفیوزر نه تنها کاهش سرعت هوای ورودی به محفظه احتراق بلکه ایجاد جریان پایدار به لاینر نیز است.



شکل ۱- نمای برش خورده از یک محفظه احتراق حلقوی [۱]

در شکل ۲ تصویر طرحواره از الگوی جریان در سیستم دامپ دیفیوزر محفظه احتراق حلقوی مشاهده می‌شود.

ناحیه دامپ دیفیوزر



شکل ۲- شکل طرحواره از الگوی جریان

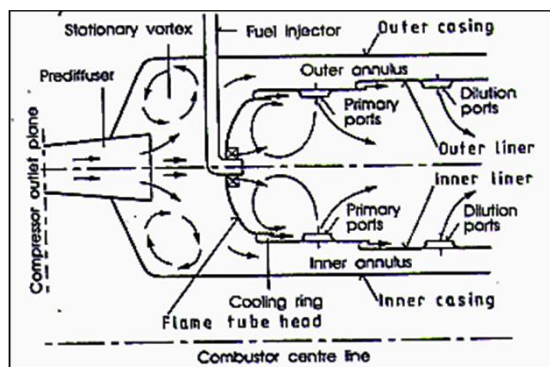
در فضای دیفیوزر [۱]

همان‌طور که دیده می‌شود جریان پس از گذر از دیفیوزر اولیه وارد ناحیه دامپ شده سپس جهت تغذیه ناحیه‌های مختلف احتراق و مقاصد دیگر تقسیم می‌گردد. افت فشار در محفظه حداقل مقدار را بایستی داشته باشد. قسمتی از افت فشار در محفظه تحت اثر گذر جریان هوا از محفظه (بدون در نظر گرفتن احتراق) و بقیه افت فشار ناشی از افزودن حرارت به جریان با سرعت بالا است.

$$\Delta P = \Delta P_{COLD} + \Delta P_{HOT} \quad (1)$$

تاکید اصلی در تحقیق حاضر بر حل کامل جریان سرد داخل و بیرون لاینر محفظه احتراق است. در این شبیه سازی علاوه بر فضای حلقوی، دیفیوزر و ناحیه دامپ هم مدل شده است. در سیستم محفظه احتراق توربین گاز، تأثیر متقابل بین دیفیوزر و جریان بیرون محفظه احتراق نقش کلیدی را در کنترل افت فشار، توزیع هوا حول لاینر محفظه احتراق و تأثیرات آن بر دوام و پایداری شعله دارد. عوامل موثر بر عملکرد دیفیوزر شامل طول دیفیوزر اولیه، نسبت سطح دیفیوزر، شکل ناحیه دامپ، زاویه باز شدگی دیفیوزر و نحوه تقسیم جریان بین سر محفظه و کانال‌های بالا و پایین می‌باشد. در گذشته افت‌های دیفیوزر از طریق روابطی که مبتنی بر تجربه بدست آمده‌اند، محاسبه می‌شد. ولی به دلیل پیچیدگی هندسی و جریان حاصل از آن انتخاب شکل بهینه نیاز به انتخاب تعداد زیادی پارامتر دارد. طراح بایستی قادر باشد افت‌های فشار، میدان سرعت و نحوه تقسیم جریان در حول سر محفظه احتراق و کانال‌های بالا و پایین را داشته باشد. هدف از کار حاضر دستیابی به الگوی کیفی و کمی جریان سرد در محفظه احتراق و در کلیه نواحی آن به صورت هم‌زمان و بررسی نحوه عملکرد آیرودینامیکی است. از مزایا و نقاط قوت این تحقیق جامعیت کار و بررسی نحوه عملکرد و تأثیرات متقابل اجزای مختلف محفظه احتراق از قبیل دیفیوزر، لاینر، سوراخ‌های نواحی مختلف، کانال‌های حلقوی، لوله‌های سوخت رسان و سویلر است. از مزایای دیگر این شبیه سازی استفاده از حداقل تعداد شرط مرزی یعنی فقط در ورودی دیفیوزر و در خروجی محفظه احتراق است به این ترتیب نیاز به استفاده از روابط تجربی و اعمال شرط مرزی اضافی در ورودی سوراخ‌ها و سویلر نمی‌باشد و همگی جزء میدان حل محسوب می‌گردند.

در کار حاضر ابتدا یک محفظه احتراق حلقوی کاربردی که قبلاً فضای دیفیوزر آن به همراه فضای حلقوی توسط کارکی و همکاران [۹] تحلیل شده است به صورت کامل و با در نظر گرفتن لاینر به صورت سه بعدی تحلیل گردید. این محفظه هم اکنون در صنایع هوایی استفاده می‌شود. هدف از این تحلیل بررسی عملی فیزیک جریان در یک محفظه احتراق طراحی شده است. نتایج تجربی در این محفظه احتراق در زمینه فضای بیرون و میزان تقسیم جریان در سوراخ‌ها موجود است. در ادامه یک محفظه احتراق دیگر که در فازهای نخستین طراحی است، فرض شده و شبیه سازی



شکل ۴- الگوی اختلاط و جریان در ناحیه اول و دوم محفظه احتراق [۱]

باید دقت داشت که اختلاط با افزایش طول محفظه و کاهش نرخ تزریق بهتر انجام می‌شود و به همین دلیل است که نسبت طول به قطر در حدود $1/5$ تا $1/8$ انتخاب می‌باشد. در کارهای گذشته اغلب جریان درون لاینر مورد توجه قرار گرفته و از اثرات کانال حلقوی صرف نظر شده است. طبق تحقیقی که در مراجع [۲ و ۳] ارائه شده، مدل‌سازی لاینر به تنهایی و صرف نظر نمودن از فضای حلقوی اطراف آن سبب ایجاد خطا در پیش بینی عددی می‌شود. در این راستا در حال حاضر گرایش به سمت شبیه سازی با در نظر گرفتن فضای اطراف محفظه احتراق افزایش یافته است [۴-۵]. رفتار آیرودینامیکی محفظه احتراق با وجود سویلر توسط جعفر و همکاران [۶] مطالعه شد. در این مطالعه یک محفظه احتراق ساده با استفاده از نرم افزار فلونتت شبیه سازی و تأثیر سویلر بر الگوی جریان مطالعه شد. برای اعتبار سنجی نیز یک مدل به صورت تجربی مدل‌سازی شد.

بر اساس کار ارائه شده در مرجع [۷]، رفتار آیرودینامیکی یک محفظه احتراق مطالعه و بهینه سازی شده است. در این کار با استفاده از نرم افزار فلونتت یک محفظه احتراق توربین گاز به صورت سه بعدی شبیه سازی و مطالعه شد. تأثیرات سویلر بر جریان داخلی محفظه احتراق به صورت عددی توسط [۸] بررسی گردید. در این کار یک مدل ساده محفظه احتراق بدون در نظر گرفتن فضای اطراف محفظه با استفاده از نرم افزار فلونتت^۱ شبیه سازی و بررسی شد.

^۱ Fluent Inc.

یعنی μ_t نیاز به حل دو معادلهٔ اضافی دارند. عیب بزرگ این تقریب آن است که فرض می‌کند ویسکوزیتهٔ آشفتگی یک کمیت اسکالر ایزوتروپیک است. این فرض در بسیاری از موارد کاربردی صادق نیست و خطای قابل ملاحظه‌ای را در نتایج ایجاد می‌کند. روش دیگری که برای مدل‌سازی تنش‌های رینولدز بکار می‌رود، حل معادلات انتقال تنش رینولدز است. در این روش به تنش رینولدز به عنوان یک خاصیت انتقالی نگاه می‌شود. برای مسائل دوبعدی سه معادلهٔ انتقال تنش برای مدل‌سازی آن‌ها به مجموع معادلات افزوده می‌شوند.

علاوه بر آن یک معادلهٔ دیگر نیز برای تعیین مقیاس طول آشفتگی افزوده می‌شود که معادل انتقال نرخ استهلاک آشفتگی است. در مسائل سه بعدی تعداد معادلات اضافی مورد نیاز به ۷ معادله می‌رسد. مدل انتقال تنش رینولدز معمولاً با RSM نشان داده می‌شود. انصاری و دارمی‌زاده [۱۰] توانایی مدل‌های توربولانسی RSM و RNG و $k - \varepsilon$ را در پیش بینی جریان جت‌های روبرو در جریان متقاطع در کانال حلقوی، توسط شبیه سازی سه بعدی و مقایسه با نتایج آزمایشگاهی بررسی نمودند و به این نتیجه رسیدند که مدل آر-اس-ام از توانایی بالاتری در پیش بینی دقیق این جریان برخوردار است. کارایی بالای مدل آر-اس-ام نسبت به $k - \varepsilon$ در پیش بینی دقیق رفتار جریان‌های چرخشی با سوپلر در یک محیط بسته مانند محفظه احتراق توسط [۱۱] اثبات شد. مدل توربولانسی آر-اس-ام تأثیرات خمیدگی خطوط جریان به واسطه سوپلر را به صورت مطلوب تری نسبت به مدل‌های تک معادله‌ای و دو معادله‌ای لحاظ می‌نماید. لذا در شبیه سازی‌های مقاله حاضر مدل آر-اس-ام به عنوان مدل توربولانسی انتخاب شد. مجموعه معادلات حاکم در بسته نرم افزاری فلوئنت گسسته سازی و تحلیل شده است. برای گسسته سازی جملات جایجایی از روش پاورلو که روش پیشنهادی پاتانکارمی باشد، استفاده گردیده است. برای برقراری ارتباط بین معادلات پیوستگی و مومنتم الگوریتم سیمپل بکار گرفته شده است. معیار قضاوت درباره همگرایی کاهش باقی مانده‌ها در معادلات مومنتم و پیوستگی تا مرتبه 10^{-5} است.

۳- شکل هندسی و شرایط مرزی

عددی جریان در تمام فضای سیستم محفظه احتراق و با در نظر گرفتن اکثر تجهیزات جانبی صورت پذیرفت. پس از بررسی کیفی الگوی جریان و افت فشار کلی تعدادی از مشکلات اولیه طرح تشخیص داده شد. در ادامه در بخش ۲ معادلات حاکم و الگوریتم عددی شرح داده خواهد شد. در بخش ۳ شکل هندسی و شرایط مرزی یک محفظه احتراق بیان خواهد شد. در بخش ۴ شبکه بندی و در بخش ۵ تحلیل نتایج مربوطه ارائه می‌شود. در بخش ۶ جریان در یک محفظه احتراق فرضی در حال توسعه و طراحی اولیه مورد مطالعه قرار گرفته و ایرادها و اشکالات طرح بررسی می‌شوند و در نهایت در بخش ۷ نتایج ذکر می‌شوند.

۲- معادلات حاکم و الگوریتم عددی

معادلات بقای پیوستگی و مومنتم در شرایط دائمی، تراکم ناپذیر، خواص ثابت و سه بعدی در نظر گرفته شده است. برای جریان‌های مغشوش از متوسط گیری رینولدز از معادلات ناویر-استوکس استفاده و معادلات ناویر-استوکس به شکل تانسوری زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i u_j}) \quad (3)$$

وجود جمله تنش‌های آشفتگی در معادلات نیاز به مدل سازی آشفتگی را آشکار می‌سازد. این تنش‌ها که اصطلاحاً تنش رینولدز نامیده می‌شوند با استفاده از مدل‌های مختلف آشفتگی محاسبه می‌شوند و جایگزین می‌گردند. برای مدل سازی تنش‌های رینولدز، یکی از روش‌های متداول استفاده از تقریب بوزینسک است. در این تقریب تنش‌های رینولدز با گرادیان‌های میدان سرعت متوسط مرتبط می‌شوند. این ارتباط در رابطه زیر دیده می‌شود:

$$-\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \delta_{ij} \quad (4)$$

مزیت مهمی که این تقریب دارد سادگی آن و هزینه کم محاسباتی است. با استفاده از این تقریب مدل‌هایی مانند $k - \varepsilon$ استخراج شدند که برای محاسبه تنها جمله مجهول

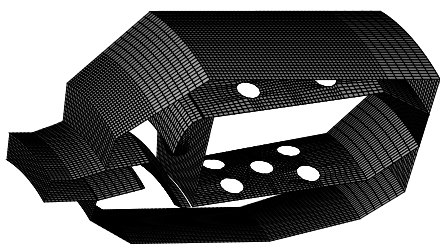
مرزی، پارامترهای خروجی با توجه به شرایط داخلی برون یابی می‌شود.

جدول ۱- شرایط اولیه و مرزی در ورودی دیفیوزر

شرایط اولیه و مرزی	
نرخ جریان گذرنده از دیفیوزر	۱/۵۹۷ Kg/s
فشار دینامیکی ورودی	۰/۰۵۳۴ MPa
عدد ماخ در ورودی	۰/۶۳۲
سرعت عمودی در ورودی	۰
سطح آشفتگی در ورودی	٪۵

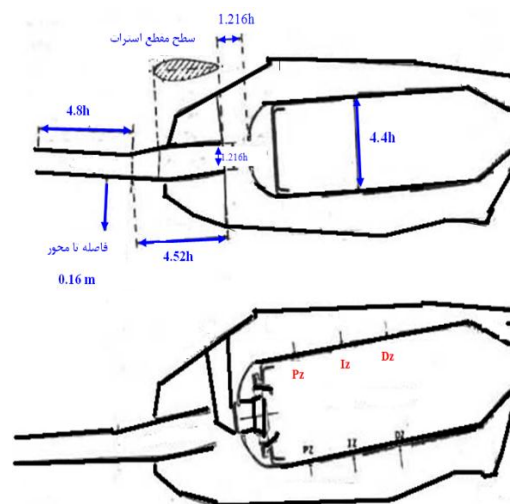
۴- شبکه بندی

برای مدل سازی این محفظه احتراق به دلیل تقارن، قطاع ۲۲/۵ درجه انتخاب گردید. جهت شبکه بندی از نرم افزار پیش پردازنده گمبیت استفاده به عمل آمد. شبکه مورد نظر از نوع با سازمان و منطبق بر مرز می‌باشد. برای مدل سازی بهتر محفظه و ایجاد شبکه یکنواخت تر محفظه به قسمت های مختلف تقسیم شده و در محل های با پیچیدگی های هندسی زیاد مثل اتصال سویلر به محفظه از سطح مشترک استفاده به عمل آمد (شکل ۶ و ۷). سوراخ های محفظه احتراق نیز به طور بسیار مناسبی مدل گردیده است. تعداد شبکه مورد استفاده پس از بررسی تأثیر پذیری حل از تعداد شبکه $10^5 \times 1/2$ انتخاب گردید، شکل ۸. جهت بررسی تأثیر حل از تعداد شبکه، سه شبکه مختلف مورد بررسی قرار گرفت.



شکل ۶- شبکه مورد استفاده جهت تحلیل جریان محفظه احتراق

محفظه احتراق مورد نظر از نوع حلقوی و سیستم دیفیوزر مورد استفاده از نوع دامپ است. این محفظه ساخت شرکت جنرال موتورز بوده و هم اکنون در صنعت هوایی مورد استفاده قرار گرفته است [۹]. نمای دو بعدی از این محفظه در مقاطع مختلف در شکل ۱ آمده است.



شکل ۵- شکل هندسی محفظه احتراق [۹]

طول دیفیوزر اولیه مساوی $4/55h$ و نسبت ارتفاع دهانه خروجی به ورودی $1/29$ می‌باشد که h ارتفاع کانال دهانه ورودی دیفیوزر و مساوی $17/1$ میلی متر است. سویلر مورد استفاده در این تحلیل از نوع جریان محوری، پره تخت و با زاویه 60 درجه است. این محفظه احتراق شامل سه ناحیه اولیه، میانی یا ثانویه و رقیق سازی است. در ناحیه اولیه و رقیق سازی در هر ردیف بالا و پایین تعداد 32 سوراخ و در ناحیه میانی 16 عدد بکار رفته است. این نواحی به ترتیب به نام PZ، IZ و DZ^۱ مشاهده می‌شود.

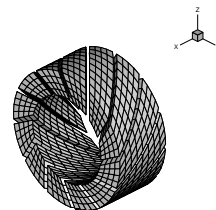
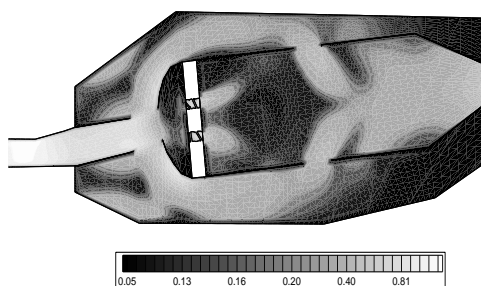
تعداد 16 سویلر در سر محفظه احتراق و حول نازل سوخت پاش قرار دارند. شرط مرزی در ورودی دیفیوزر به شرح جدول ۱ است. با توجه به آنکه شرط مرزی در خروجی معلوم نمی‌باشد، از شرط مرزی جریان خروجی^۴ برای محفظه احتراق استفاده به عمل آمد. با اعمال این شرط

¹ Primary zone

² Intermediate zone

³ Dilution zone

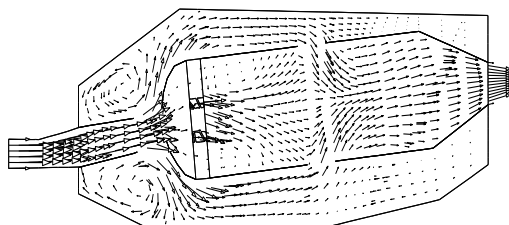
⁴ Out flow



شکل ۷- هندسه سویلر و شبکه محاسباتی اولیه بکار رفته

شکل ۹- کانتور سرعت بی بعد در صفحه طولی گذرنده از

$$\text{سویلر } \left(\frac{U}{U_{in}} \right)$$



شکل ۱۰- توزیع برداری سرعت در صفحه طولی گذرنده از سویلر

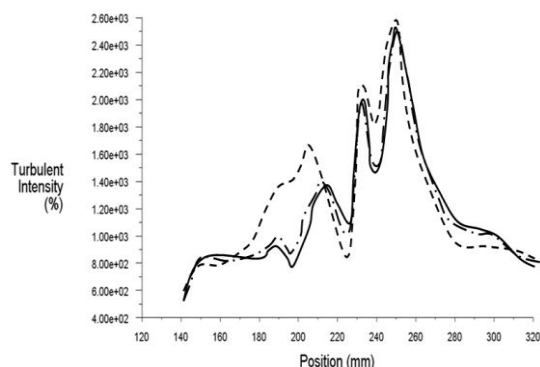
جریان هوا پس از خروج از سویلر در جهت شعاعی واگرایی نشان می‌دهد. در ناحیه اولیه در این مقطع سرعت کم، همراه با اختلاط مناسب تولید شده که فرصت بسیار مناسبی برای شروع و تکمیل فرایند احتراق مهیا می‌کند. این موضوع در پایداری احتراق نقش مهمی به عهده دارد. در ابتدای ناحیه اولیه در این مقطع دو گردابه تشکیل شده که عمل بازگشت جریان و اختلاط سوخت و هوای تازه را با محصولات احتراقی دارد. قدرت این جت‌ها از جت‌های ناحیه اولیه کمتر می‌باشد. به طور کلی در محفظه‌های احتراق سرعت جت‌ها بین ۸۰-۱۰۰ m/s می‌باشد [۱۲]. در این محفظه سرعت جت‌ها در حدود ۹۰ m/s می‌باشد. در شکل ۱۱ و ۱۲ توزیع برداری و کانتورهای بی بعد سرعت در صفحه طولی گذرنده از سوراخ‌های ناحیه اولیه و رقیق سازی مشاهده می‌شود.

نتایج عددی به صورت سرعت محوری در راستای شعاعی در وسط محفظه احتراق مشاهده می‌شود. تعداد شبکه کم مقدار سرعت را کمتر پیش بینی می‌کند. این تغییر از 2×10^4 تا 10^5 قابل توجه است. ولی نتایج حاصل از شبکه $2/4 \times 10^5$ اختلاف معنی داری با نتایج شبکه 10^5 نشان نمی‌دهد. جهت ادامه تحلیل نتایج از همین شبکه استفاده به عمل آمد.

۵- تحلیل نتایج

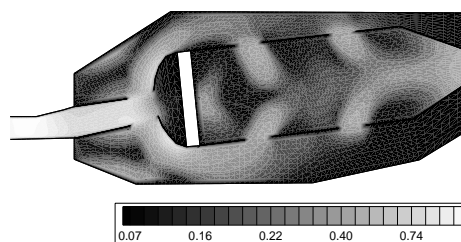
۵-۱- الگوی جریان داخل لاینر محفظه

در شکل ۹ و ۱۰ کانتورهای سرعت بی‌بعد و توزیع برداری در صفحه طولی گذرنده از سویلر و سوراخ‌های ناحیه ثانویه مشاهده می‌شود. وظیفه جت‌های ناحیه ثانویه، تأمین هوای مورد نیاز برای تکمیل فرایند احتراق است. در نزدیکی سر محفظه نفوذ اثر سویلر مشاهده می‌شود. در محل برخورد این جت‌ها نقطه سکون مشاهده نمی‌شود. در ناحیه ثانویه به دلیل تکمیل احتراق و افزایش سرعت آن نیازی به تشکیل نقطه سکون و بازگشت جریان نیست.



شکل ۸- توزیع سرعت محوری در راستای شعاعی وسط لاینر حاصل از شبکه‌های مختلف

در ناحیه رقیق سازی از قدرت جت‌ها کاسته شده و جت‌ها با زاویه عمودتری وارد محفظه می‌شود. در این ناحیه نقطه برخورد جت‌ها تقریباً در خط تقارن داخل لاینر واقع شده است. این امر برای محفظه احتراق مطلوب است و سبب ایجاد پروفیل دمائی یکنواخت در محفظه می‌شود. ناحیه رقیق سازی جهت کاهش دمای گازهای داغ خروجی محفظه بوده و برای جلوگیری از ایجاد نقاط داغ روی پره‌های توربین و استاتور و افزایش عمر آن‌ها حیاتی است. طبق تحقیقات پالما^۱ و مک گوئیرک^۲ [۱۲] در ناحیه رقیق سازی برخورد جت‌ها در ۰/۴ تا ۰/۵ ارتفاع لاینر مطلوب است. شکل ۱۳ بردارهای سرعت در صفحه عرضی گذرنده از سوراخ‌های ناحیه اولیه را نشان می‌دهد. در این صفحه نفوذ اثر سویلر به وضوح مشاهده می‌شود. جریان در این ناحیه از بی نظمی بالائی برخوردار بوده که به منظور اختلاط بهتر سوخت و هوا می‌باشد. در این ناحیه به دلیل سرعت بالای جت‌ها نفوذ به صورت عمودی انجام نشده و به سمت خروجی محفظه مایل است. در شکل ۱۴ صفحه عرضی گذرنده از سوراخ‌های ناحیه ثانویه احتراق را نشان می‌دهد. در این ناحیه به دلیل کاهش سرعت جت‌ها، نفوذ به شکل عمودتری انجام شده است. در این ناحیه اثر سویلر کم شده است. سویلر دقیقاً روبروی جت‌ها بوده ولی به دلیل دور بودن سویلر از جت‌ها از قدرت آن کاسته می‌شود. شکل ۱۵ صفحه عرضی گذرنده از سوراخ‌های ناحیه رقیق سازی احتراق را نشان می‌دهد. در این ناحیه از سرعت جت‌ها کاسته شده و نفوذ جت‌ها با زاویه بیشتری می‌باشد. سویلر در این ناحیه اثری نداشته و تقارن مناسبی در جت‌ها به چشم می‌خورد. این ناحیه به منظور کاهش دمای گازهای خروجی از محفظه لحاظ می‌گردد. نقطه برخورد جت‌ها در وسط کانال بوده که حکایت از قدرت یکسان جت‌ها دارد. در جدول ۲ مقایسه‌ای بین دبی جریان گذرنده از سوراخ‌های محفظه احتراق در نواحی سه گانه حاصل از شبیه سازی کار حاضر و مقادیر بدست آمده توسط کارکی [۹] انجام شده است.

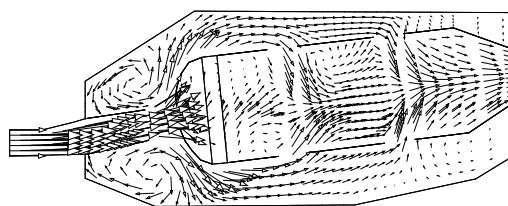


شکل ۱۱- کانتور سرعت بی بعد شده در صفحه طولی مابین

$$\text{دو سویلر } \left(\frac{U}{U_{in}} \right)$$

سوراخ‌های ناحیه اولیه جهت تأمین هوای مورد نیاز برای شروع فرایند احتراق و پایداری شعله می‌باشد. با برخورد جت‌ها در این ناحیه چند گردابه کوچک در بالا دست جت‌ها تشکیل می‌گردد. این امر سبب ایجاد فرصت مناسب برای شروع احتراق و اختلاط بهتر سوخت و هوا در بالا دست جت‌ها یعنی در ناحیه با سرعت کم می‌شود.

جت‌ها پس از برخورد به همدیگر به دلیل سرعت بالا تمایل به نفوذ در جهت شعاعی دارند، این امر سبب تشکیل نقطه سکون در نقطه برخورد می‌شود. سپس به سمت خروجی محفظه هدایت می‌شوند. اصولاً هر چه جت‌های ناحیه اولیه در نقطه دورتری به هم اصابت کنند، مطلوب‌تر است [۱۲]. در ناحیه اولیه به دلیل سرعت بالای هوا در کانال حلقوی و زیاد بودن سرعت محوری آن جت‌ها با شیب بیشتری وارد محفظه می‌گردند.

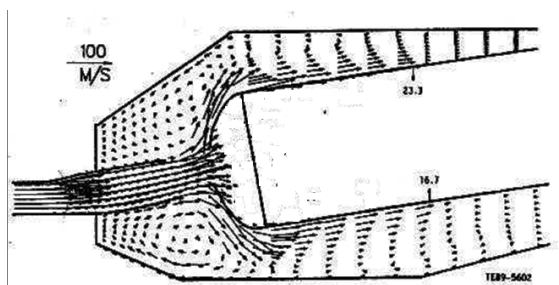


شکل ۱۲- توزیع برداری سرعت در صفحه طولی مابین دو سویلر.

¹ Palma

² McGuirk

روابط تجربی بدست می‌آید. این رویه نیاز به سه الی چهار مرتبه تکرار دارد. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که روش پیشنهادی کارکی با وجود صرف‌نظر از فضای داخل محفظه کارائی لازم جهت تعیین دبی سوراخ‌ها و نحوه تقسیم جریان را داراست. لازم به ذکر است که در شبیه سازی کارکی [۹] فقط فضای بیرونی مدنظر بوده است (شکل ۱۶).



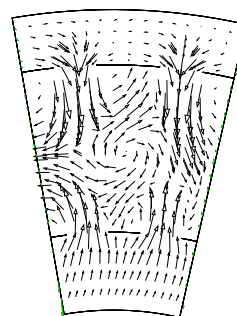
شکل ۱۶- توزیع برداری سرعت در صفحه طولی سیستم دامپ دیفیوزر حلقوی [۹]

جدول ۲- نحوه تقسیم جریان در سوراخ‌ها و سویلر محفظه احتراق

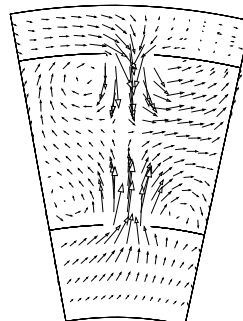
مقادیر محاسبه شده [۳]	مقادیر بدست آمده کار حاضر		
٪۱۵/۲	٪۱۵	بالا	سوراخهای ناحیه اولیه
٪۱۲/۱	٪۱۳	پایین	سوراخهای ناحیه ثانویه
٪۶/۳	٪۷	بالا	سوراخهای ناحیه رقیق سازی
٪۴/۷	٪۷	پایین	سرمحفظه
٪۲۳/۷	٪۲۰	بالا	
٪۱۶/۷	٪۱۸	پایین	
٪۱۲/۲	٪۱۰		

۵-۲- جریان بیرون لاینر

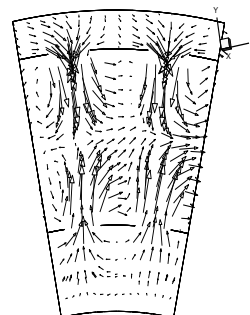
همان‌طور که در شکل‌های ۹ تا ۱۲ مشاهده می‌شود در فضای بیرون لاینر جریان پس از تخلیه از دیفیوزر اولیه به سه شاخه تقسیم می‌شود. دو قسمت از آن جهت تغذیه کانال بالایی و پایینی و یک قسمت جهت تغذیه ناحیه حفاظ سر محفظه احتراق و سویلر استفاده می‌شود. به علت انبساط ناگهانی جریان، دو ناحیه چرخشی در گوشه‌های ناحیه دامپ مشاهده می‌شود. ناحیه گردابه پایینی نسبت به بالایی قوی‌تر می‌باشد. توزیع جریان خارجی بدست آمده شباهت فراوانی با میدان بدست آمده توسط کارکی [۹] (شکل ۱۶) دارد، اما در



شکل ۱۳- توزیع برداری سرعت در صفحه عرضی گذرنده از سوراخ‌های ناحیه اولیه.

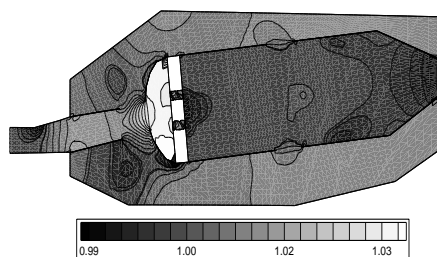


شکل ۱۴- توزیع برداری سرعت در صفحه عرضی گذرنده از سوراخ‌های ناحیه ثانویه



شکل ۱۵- توزیع برداری سرعت در صفحه عرضی گذرنده از سوراخ‌های رقیق سازی

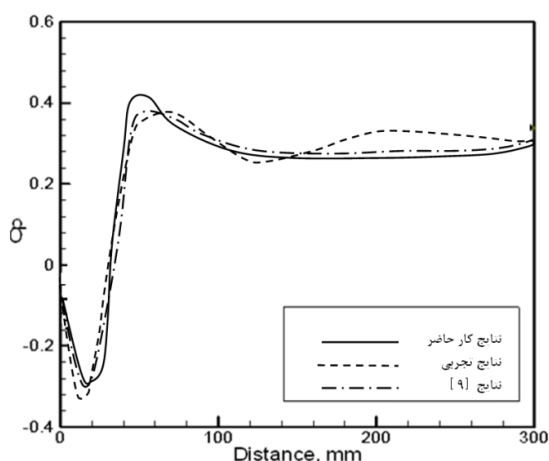
روش محاسبه ارائه شده توسط کارکی تلفیقی از روش عددی و تجربی است. در این شیوه ابتدا با استفاده از روابط تجربی یک بعدی تخمینی از توزیع فشار در سوراخ‌های محفظه و کانال حلقوی انجام می‌شود. سپس با مدل سازی عددی فضای دیفیوزر و فضای حلقوی و اعمال این شرایط مرزی، میدان جریان جدید بدست می‌آید. با استفاده از شرایط جدید بدست آمده توزیع فشار جدید با استفاده از



شکل ۱۷- توزیع فشار استاتیکی بی بعد در صفحه طولی

$$\frac{p}{p_{in}}$$

گذرنده از سویلر



شکل ۱۸- تغییرات ضریب بازیافت فشار در روی بدنه خارجی دیفیوزر و پوسته محفظه احتراق

۶- بررسی کاربردی کیفیت جریان در یک محفظه احتراق حلقوی

در این قسمت برای بیان کاربرد این روش شبیه سازی و توسعه آن جهت امور صنعتی طراحی، جریان در یک محفظه احتراق فرضی در دست طراحی در نظر گرفته شد. در فاز نخست پیشنهاد اولیه جهت موقعیت سوراخ‌های این محفظه احتراق و شکل کلی این محفظه احتراق طبق شکل‌های ۱۹ و ۲۰ لحاظ گردید. در این محفظه احتراق، لوله‌های سوخت رسان، استرات، سویلر و سوراخ‌های نواحی مختلف لحاظ شد. شرایط اولیه این مسئله و شکل لوله سوخت رسان و طرح استرات طبق مسئله قبل، شکل ۱۹، در نظر گرفته شد.

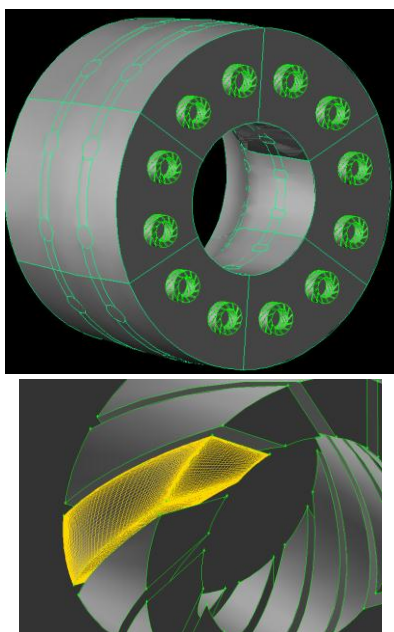
کار حاضر به دلیل شبیه سازی کامل سوراخ‌ها، جهت گیری جریان به سمت سوراخ‌ها بیشتر مشهود است.

۵-۳- توزیع فشار استاتیکی

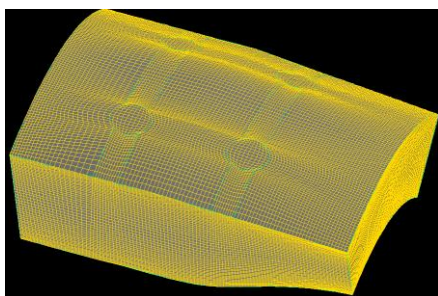
توزیع فشار استاتیکی در شکل ۱۷ به صورت کانتورهای فشار ثابت و بی بعد شده نسبت به فشار ورودی دیفیوزر مشاهده می‌شود. در دیفیوزر اولیه فشار افزایش یافته و فشارهای بالا، با سر محفظه مواجه می‌شوند. در اطراف حفاظ سر محفظه احتراق فشار افت پیدا می‌کند که ناشی از شتاب گرفتن جریان در آن است. پیش بینی بازیافت فشار در گذرگاه‌های مختلف سیستم دیفیوزر از دانسته‌های جالب طراحی در محفظه احتراق است.

در سیستم حاضر با تحلیل انجام شده میزان بازیافت فشار استاتیکی که نسبت اختلاف فشار استاتیکی به فشار دینامیکی $C_p = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho U^2}$ در ورودی است، در دیفیوزر اولیه ۳۸٪ است. بازیافت فشار از قسمت ورودی تا موقعیت نخستین جت ورودی کانال بیرونی مساوی ۳۹٪ است و مقدار مشابه آن در کانال پایینی ۴۸٪ می‌باشد. در کانال‌های حلقوی میزان افزایش فشار و بازیافت آن بسیار اندک است و مقدار آن برای کانال‌های بیرونی و درونی به ترتیب مساوی ۳/۲٪ و ۱/۵٪ می‌باشد که در اطراف حفاظ سر محفظه مشاهده می‌شود. در کانال حلقوی نیز عدم یکنواختی سرعت مشاهده می‌شود. توزیع ضریب بازیافت فشار در طول دیواره‌های بیرونی محفظه و مقایسه آن با نتایج عددی و آزمایشگاهی [۹] در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود.

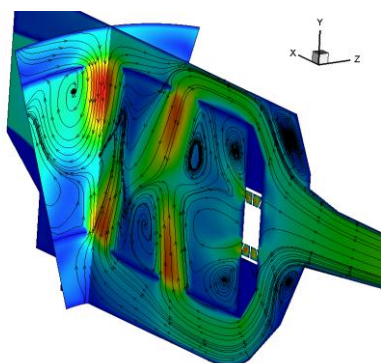
نتایج حاصله هم‌خوانی خوبی با نتایج تجربی و عددی [۹] دارند. این امر بیانگر آن است که تحلیل جریان در فضای دامپ دیفیوزر و حلقوی کفایت لازم جهت پیش بینی الگو و توزیع فشار را دارد. دامپ دیفیوزر و فضای حلقوی از اجزای مهم محفظه احتراق است که طراحی آن نیاز به طی مراحل سعی و خطا است. تاکنون روابط تجربی و روش تدوین شده مناسبی که جوابگوی روش طراحی این ناحیه باشد وجود نداشته است. در قسمتی از جریان که در ناحیه دامپ واقع است، جواب‌ها با همدیگر کمی اختلاف دارند. علت این امر وجود گردابه در این ناحیه و ایجاد جریان چرخشی است.



شکل ۲۰- نمای ۳۶۰ درجه از لاینر به همراه تصویر بزرگنمایی شده از سویلر



شکل ۲۱- شبکه با سازمان درون محفظه احتراق و اطراف سوراخ‌های ورودی

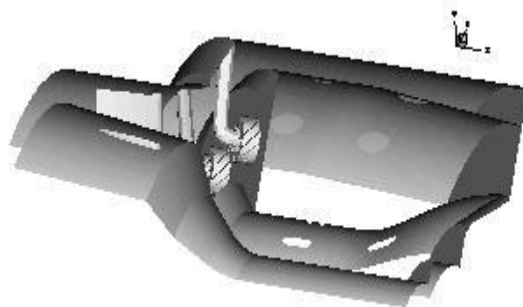


شکل ۲۲- نمای سه بعدی از دو صفحه طولی و عرضی گذرنده از محفظه احتراق به همراه خطوط جریان

به منظور بررسی اثرات لوله‌های سوخت رسان بر افت فشار کل و طرح کلی جریان شبیه سازی در دو مرحله مجزا شامل با در نظر گرفتن لوله‌های سوخت رسان و بدون در نظر گرفتن لوله‌های سوخت رسان صورت پذیرفت. شبکه محاسباتی ریز شده حل برای قطاع ۶۰ درجه و داخل لاینر در شکل ۲۱ نمایش داده شد. برای حالت ساده‌تر و بدون تجهیزات فوق‌الذکر یک قطاع ۳۰ درجه لحاظ شد.

با تأمل در جریان داخل لاینر و مشخصه‌های فیزیکی جت‌های نفوذی در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ مشاهده می‌شود که قدرت نفوذ جت‌های ناحیه اولیه یکسان نمی‌باشد که از نقاط ضعف این محفظه احتراق تشخیص داده می‌شود. از عوامل مهم اختلاف قدرت جت‌ها یکسان نبودن شکل سوراخ‌ها در بدنه داخل و خارج لاینر محفظه است.

در مورد سوراخ‌های ردیف دوم مشاهده می‌شود که جت‌ها به هم برخورد نمی‌کنند. علت این امر در انحنای لاینر داخل در قسمت انتهایی آن است که سبب می‌شود که زاویه جت داخل تغییر کند، از لحاظ قدرت نفوذ جت پایینی قدرت کمتری نسبت به جت بالایی دارد. در ناحیه اولیه احتراق تعداد سه گردابه به همراه برگشت جریان تشکیل شده که ناشی از عملکرد نسبتاً خوب جت‌های ناحیه اول و تأثیر متقابل سویلر می‌باشد. این ناحیه از نواحی مهم داخل لاینر است که سبب پایداری اشتعال می‌شود. در بین جت‌های ناحیه اول و دوم نیز تعداد دو گردابه تشکیل شده که سبب ایجاد فرصت مناسب برای تکمیل فرایند احتراق می‌شود.



شکل ۱۹- قطاع ۶۰ درجه از محفظه احتراق کامل موتور جت با تجهیزات جانبی

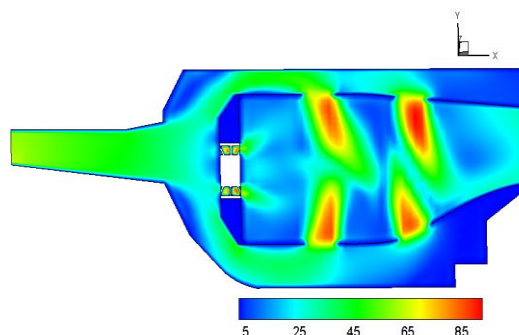
۶- نتیجه گیری

جهت شبیه سازی عددی جریان در محفظه احتراق حلقوی از خروجی کمپرسور تا ورودی توربین، یک محفظه احتراق عملی مدل گردید. نتایج تجربی به صورت توزیع ضریب باز یافت فشار در روی پوسته بیرونی و درونی محفظه احتراق در دسترس بوده است.

مقایسه نتایج حاصل از حل عددی حاضر، نتایج تجربی و حل عددی کارکی [۹] نشانگر نزدیکی جواب‌ها و پیش بینی صحیح میدان توزیع فشار در فضای خارجی محفظه است. تقسیم جریان در بین سوراخ‌ها و سویلر محفظه حاصل از حل عددی با مقدار تقسیم جریان بدست آمده کارکی [۹] هم‌خوانی خوبی دارد. این امر نشانگر آن است که علیرغم آنکه جریان داخل لاینر از جریان کانال اطراف آن و شرایط آشفته‌گی و کیفیت جریان در سوراخ‌ها متأثر است ولی جریان داخل کانال و بیرون لاینر تأثیر چندانی از جریان درون لاینر نمی‌پذیرد؛ و در طراحی سیستم دیفیوزر و طی مراحل سعی و خطا می‌شود با اطمینان خاطر از تحلیل جریان درون لاینر صرف نظر کرد ولی اگر هدف بررسی جریان درون لاینر باشد جریان بیرون لاینر نیز بایستی به صورت هم‌زمان و تمام تحلیل گردد.

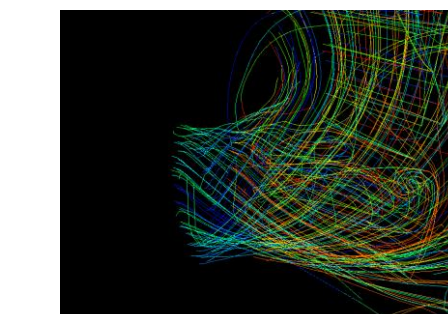
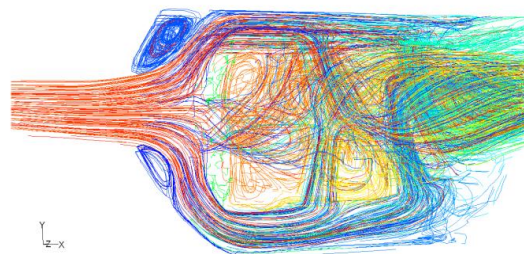
مراجع

- [1] Lefebvre AW (1999) Gas turbine combustion. McGraw-Hill, 2nd Edition.
- [2] McGuirk JJ, Spencer A (2001) Coupled and uncoupled CFD prediction of the characteristics of jets from combustor air admission ports. J Eng Gas Turb Power 123: 327-332.
- [3] Crocker DS, Nickolaus D, Smith CE (1999) CFD modelling of a gas turbine combustor from compressor exit to turbine inlet. J Eng Gas Turb Power 121: 89-95.
- [4] Ananda Reddy G, Ganesan V (2004) Non-reacting flow analysis from combustor inlet to outlet using computational fluid dynamics code. Defence Science Journal: 455-467.
- [5] Birkby P, Cant RS, Dawes WN, Demargne AAJ, Dhanasekaran PC, Kellar WP, Rycroft NC, Savill AM, Eggels RLGM, Jennions IK (2000) CFD analysis of a complete industrial lean premixed gas turbine combustor, ASME Paper 2000-GT-0131.
- [6] Mohd Jaafar MN, Jusoff K, Seroleh Osman M, Shaiful Ashrul Ishak M (2011) Combustor aerodynamic using radial swirler. International Journal of the Physical Sciences 6(13):3091-3098



شکل ۲۳- نمای دو بعدی از کانتور توزیع سرعت در صفحه طولی گذرنده از محفظه احتراق

در نزدیکی سر محفظه سرعت به شدت کاهش می‌یابد. سرعت هوا در دیفیوزر قبل از رسیدن به استرات کاهش یافته و به صورت یکنواخت نمی‌باشد. اغتشاش ناشی از استرات تا سر محفظه ادامه می‌یابد. جریان داخل دیفیوزر دارای یکنواختی نمی‌باشد که ناشی از حضور استرات است. در خروجی محفظه احتراق افت فشار کل در حدود ۱۳٪ است. نظر به اینکه در محفظه‌های احتراق به طور معمول در حدود ۶٪ افت فشار کل سرد موجود است این مقدار زیاد به نظر می‌آید.



شکل ۲۴- نمایی از خطوط جریان درون محفظه احتراق و تصویر ویژه از خطوط جریان خروجی از سویلر

- [11] Jawarneh AM, Vatistas GH (2006) Reynolds stress model in the prediction of confined turbulent confined flows. *Journal of Fluids Engineering* 128.
- [12] McGuirk JJ, Palma JMLM (1992) Calculation of Dilution system in an annular gas turbine combustor. *AIAA Journal*.
- [13] Relation HL, Battaglioli JL, Ng WF (1998) Numerical simulation of non-reacting flows for industrial gas turbine combustor geometries. *J Eng Gas Turb Power*: 460–467.
- [14] Klein A (1995) Characteristics of combustor diffusers. *Prog. Aerospace Sci*: 171–271.
- [7] Srinivasa Rao M, Sivaramakrishna G (2009) Performance improvement of an aero gas turbine combustor. *Proceedings of ASME Turbo Expo Power for Land, Sea and air*.
- [8] Eldrainy YA (2009) Investigation of radial swirler effect on flow pattern inside a gas turbine combustor. *Journal of modern applied science*.
- [9] Karki KC, Oechsle VL, Mongia HC (1992) A computational procedure for diffuser-combustor flow interaction analysis. *J Eng Gas Turb Power*: 1–7.

[۱۰] محمد رضا انصاری و عبدالحسین دارمی‌زاده (۱۳۸۱) تحلیل عددی تأثیر جت‌های روبرو در جریان متقاطع. چهارمین کنفرانس انجمن هوا فضای ایران.

