

شبیه‌سازی عددی میدان جریان واکنشی در محفظه احتراق موتور V94.2 و بررسی اثر مود احتراق آشفته در پایداری

شعله

سینا ثانی^{۱*}، عبدالله احدی^۲، ناعمه صفری^۳، میلاد محمدی^۴، محمدعلی سرودی^۵، محمد علیزاده^۶

- ۱- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، واحد مهندسی، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، s.sani@turbotec-co.com
- ۲- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، واحد طراحی، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، a.ahadi@turbotec-co.com
- ۳- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، واحد توسعه، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، n.safari@turbotec-co.com
- ۴- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، واحد تست، دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، mi.mohammadi@turbotec-co.com
- ۵- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، مدیر دپارتمان احتراق، شرکت توربوتک، تهران، m.soroudi@turbotec-co.com
- ۶- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، معاون مهندسی، شرکت توربوتک، تهران، m.alizadeh@turbotec-co.com

* نویسنده مخاطب

چکیده

دیفیوژن در مرکز برنر می‌گردد. به مسیر سوخت این شعله دیفیوژن در حالت پیش آمیخته پایلوت^۴ اطلاق می‌شود.

با توجه به کاربرد زیاد این توربین گاز صنعتی در کشور، با درک بهتر جریان داخل محفظه احتراق این موتور می‌توان تمهیدات مناسبی جهت بهبود عملکرد توربین و همچنین راهکارهای افزایش عمر توربین ارائه کرد. با کنترل احتراق علاوه بر مراقبت بیشتر از پره‌های توربین، میزان آلایندگی توربین را نیز می‌توان کاهش داد.

یکی از موارد مهم در طراحی موتورهای توربین گاز اطمینان از تشکیل شعله پایدار در طول عملکرد موتور از استارت تا بار کامل می‌باشد. مقدار حدی شعله پایدار با محدوده خاموشی رقیق^۵ (LBO) تعریف می‌شود و مربوط به نقطه‌ای است که پایین‌تر از آن، امکان حصول احتراق در مخلوط سوخت و هوای موجود در محفظه وجود ندارد. بنابراین هر چقدر کارکرد موتور در حاشیه امن‌تری از این مقدار قرار گرفته باشد به این معنی است که از وضعیت نامطلوب خاموشی دورتر می‌باشد.

روش‌های متعارف تخمین محدوده خاموشی رقیق شعله در برنرهای صنعتی عموماً شامل استفاده از روابط همبستگی تجربی، انجام تست‌های پارامتریک و استفاده از روش‌های شبیه‌سازی عددی می‌باشد. در خصوص سامانه‌های نوظهور، روابط تجربی اغلب از دقت اندک و بازه اعتبار محدودی برخوردار هستند. از سوی دیگر تست‌های تجربی برای تخمین محدوده پایداری شعله زمان‌بر و بسیار پرهزینه می‌باشند. با توسعه CFD^۶، امروزه ابزاری بسیار توانمند جهت بررسی فرآیندهای موجود در محفظه‌های احتراق توربین‌های گاز در اختیار پژوهشگران این حوزه قرار گرفته است. در شبیه‌سازی جریان‌های احتراقی انتخاب مدل‌های احتراقی و مدل‌های آشفتنگی مناسب یکی از چالش‌های همواره موجود است، چرا که دقت حل مسئله و هزینه و زمان محاسباتی را تحت تاثیر قرار می‌دهد. از این رو مروری بر شبیه‌سازی‌های احتراقی انجام شده و همچنین کارهای عددی انجام شده برای بدست آوردن محدوده خاموشی شعله روی محفظه احتراق توربین‌های گازی صورت گرفته است.

در سال ۲۰۰۹ پانه و همکارانش یک محفظه احتراق صنعتی با آلایندگی کم از نوع بدون شعله^۷ را با استفاده از مدل آشفتنگی K-Epsilon و مدل احتراقی EDM و FR/ED و همچنین BVM شبیه‌سازی نموده‌اند [۱]. در سال ۲۰۱۶ دنیل و همکارانش مدل آشفتنگی K-Epsilon و مدل احتراقی EDC و Flamelet/FGM را برای شبیه‌سازی یک جت پیش آمیخته

محفظه احتراق توربین V94.2 به منظور ارزیابی فرآیند احتراق، عملکرد و استخراج مپ پایداری استاتیکی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی جریان واکنشی محفظه احتراق توربین گاز V94.2، با هدف شناخت جریان، توزیع جرم، اختلاط سوخت و هوا، بررسی شکل شعله، توزیع دمای سه‌بعدی و راندمان احتراق، در نهایت پروفیل خروجی در لوده‌های مختلف کاری توربین انجام شده است. از نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی جهت استخراج مپ پایداری استاتیکی محفظه احتراق با استفاده از روش معیار پارامتر مشخصه استفاده شده است.

نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که در نقطه استارت توربین V94.2 حاشیه شعله پایدار بسیار کم می‌باشد در صورتی که وضعیت محفظه در حالت عملکرد بار کامل توربین در حاشیه امن خوبی از پایداری استاتیکی قرار دارد. از طرف دیگر در لوده‌های پایین توربین، وضعیت محفظه به حد خاموشی نزدیک تر است و با افزایش لودینگ وضعیت در حاشیه با امنیت بیشتری از حد خاموشی قرار دارد. همچنین نتایج نشان‌دهنده آن است که راندمان احتراق ۹۹/۹۹ درصد می‌باشد که حاکی از آن است که تقریباً تمام سوخت ورودی به محفظه به صورت کامل می‌سوزد که میزان آلایندگی کم CO نیز همین موضوع را تأیید می‌کند.

کلمات کلیدی: محفظه احتراق، توربین گاز V94.2، شبیه‌سازی عددی، حد خاموشی شعله، مپ پایداری استاتیکی.

مقدمه

توربین گاز V94.2 از توربین‌های رده‌سنگین^۱ زمینس محسوب می‌شود که توانی معادل ۱۶۲ مگاوات تولید می‌نماید. شکل سیلویی محفظه احتراق این سری از توربین‌های زمینس، آن‌ها را نسبت به مابقی محصولات این کمپانی منحصربه‌فرد نموده است. تعداد توربین‌های V94.2 موجود در کشور حدود ۲۰۰ توربین تخمین زده می‌شود که از توربین‌های پرکاربرد در کشور محسوب می‌شود.

محفظه احتراق توربین V94.2 دارای دو حالت احتراقی می‌باشد: حالت دیفیوژن^۲ و حالت پیش آمیخته^۳. شعله در حالت دیفیوژن پایدارتر بوده ولی از طرفی آلایندگی در این حالت بیشتر است. در دوره‌های پایین به دلیل عدم پایداری شعله، حالت احتراقی دیفیوژن در نظر گرفته می‌شود ولی در نهایت ترجیح بر آن است که هر چه سریعتر موتور وارد حالت پیش آمیخته شود. برای بهبود پایداری تمهیدی (یک مسیر مجزای سوخت در موقعیت دیفیوژن) اندیشیده شده است که منجر به تشکیل یک شعله

⁴ pilot

⁵ Lean blow out

⁶ Computational fluid dynamic

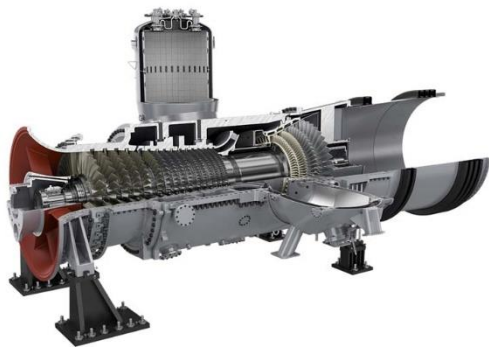
⁷ Flameless

¹ Heavy duty

² Diffusion

³ None premixed

سمت فضای مربوط به هوای خنک کاری اطراف زانویی هدایت می‌شود. پس از آن هوای سرد وارد آنالوس اطراف محفظه شده و مقداری از هوا به‌عنوان خنک‌کاری سرامیک‌های محفظه احتراق وارد محفظه شده و قسمت اعظم هوای سرد از طریق فضای گنبدی^۵ محفظه و سوپرلر^۶های برنر با سوخت مخلوط شده و وارد محفظه احتراق می‌شود. پس از احتراق مخلوط سوخت و هوا، گاز داغ از طریق زانویی و اینترکیسینگ به سمت توربین هدایت می‌شود. این توربین گاز دارای ۱۶ برنر هیبرید^۷ است که توانایی کار در هر دو مود پیش‌آمیخته و غیر پیش‌آمیخته را دارد. هئندسه کلی محفظه احتراق توربین V94.2 در شکل ۱ قابل ملاحظه می‌باشد. با توجه بزرگ بودن ابعاد محفظه و همچنین تقارن هندسی موجود در برخی از قسمت‌ها، دامنه حل شبیه سازی تا حدی که آسیبی به شبیه سازی وارد نکند، کوچک شده است. جدول ۱ تقسیم بندی دامنه محاسباتی را نشان می‌دهد.



شکل ۱: نمای کلی توربین گاز V94.2

جدول ۱: تقسیم بندی دامنه محاسباتی

نام ناحیه حل	نسبت ناحیه حل شده به کل ناحیه
دیفیوزر	یک چهارم و هشتم
اینترکیسینگ	یک دوم
زانویی	یک سیلو
آنالوس ^۸ ، گنبدی، فلیم تیوب ^۹	یک هشتم سیلو
برنر	یک برنر

شبکه بندی و استقلال از شبکه

با توجه به تقارن در برخی قسمت های محفظه سعی شده است دامنه حل مسئله و در نتیجه تعداد المان ها به کمترین مقدار ممکن برسد ولی با توجه به پیچیدگی زیاد هندسه و همچنین وجود سوراخ های کوچک متعدد این امر سخت تر شده است.

در شبیه سازی عددی سیالاتی همواره بررسی استقلال از شبکه از اهمیت خاصی برخوردار است چرا که پیدا کردن شبکه ای که کمترین تعداد المان با دقت لازم را داشته باشد می تواند هزینه و زمان محاسباتی را کاهش دهد. از این رو در پروژه حاضر استقلال از شبکه از منظر میدان سرعت و همچنین احتراق بررسی شده است.

برای صرفه جویی در زمان، برای بررسی استقلال پاسخ از شبکه، از شبکه دوبعدی استفاده شده است. چهار نوع شبکه با تعداد المان های متفاوت

استفاده کردند [۲]. در سال ۲۰۱۷ گاتر محفظه احتراق RB211 را با استفاده از مدل آشفنگی SST-K- ω و مدل احتراقی FR/ED و FGM حل کرد [۳]. در سال ۲۰۱۷ یاداو و همکارانش مدل آشفنگی K-Epsilon و LES و مدل احتراقی FGM را برای شعله پیش آمیخته و غیر پیش آمیخته انتخاب نمودند [۴]. در سال ۲۰۱۷ فول و همکارانش از مدل احتراقی FR/ED و مدل آشفنگی SST-K- ω و K-Epsilon برای شبیه سازی احتراق در محل خروج خنک کاری (احتراق سوخت فرار کرده از شعله) استفاده کردند [۵]. در سال ۲۰۱۵ ریدال دو محفظه احتراق شرکت Honeywell را با مدل احتراقی FGM و مدل آشفنگی LES حل کرد [۶]. در سال ۲۰۱۷ یانگ مدل احتراقی (FRC) Efficient Finite Rate و Flamelet/Progress-Variable را برای شبیه سازی یک شعله آزمایشگاهی به کار برد که نتایج FRC با نتایج تجربی تطابق خوبی داشتند [۷]. سرودی و همکاران بر مبنای تولید شبکه راکتور معادل محفظه و استفاده از مکانیزم های سینتیک شیمیایی کامل، محدوده خاموشی شعله را محاسبه کرده اند. این روش نیاز به دانش کامل ساختارهای میدان جریان و تعامل آنها داشته و دقت نتایج، وابسته به طراحی مناسب شبکه راکتور معادل است [۸]. ژنگ و همکاران در سال ۲۰۱۳ یک مدل پیش بینی خاموشی شعله را با استفاده از شبیه سازی های عددی به کمک معادلات میانگین گیری شده رینولدز پیشنهاد دادند. در این روش پس از شبیه سازی عددی میدان جریان واکنشی در نسبت های هم ارزی مختلف، یک صفحه در انتهای ناحیه بازگردشی مرکزی جریان در محفظه زده می شود (موسوم به مقطع مشخصه)، سپس میانگین دما در این صفحه ثبت می شود و پارامتر مشخصه (FP^۱) که در واقع نسبت تغییرات دمای انتهای ناحیه بازگردشی به تغییرات نسبت هم ارزی می باشد محاسبه می شود. بنابر تئوری مرجع مزبور، نسبت هم ارزی خاموشی شعله در بیشترین مقدار پارامتر مشخصه اتفاق می افتد [۹]. این روش به عنوان "معیار پارامتر مشخصه" (FPC^۲) شناخته می شود. سرودی و همکاران روش مزبور را در مسائل مختلف مورد استفاده قرار داده و ارزش آن در کاربردهای صنعتی را به اثبات رسانده اند [۱۰-۱۲].

گزارش حاضر به شبیه سازی جریان واکنشی محفظه احتراق توربین گاز V94.2، با هدف شناخت میدان جریان، اختلاط سوخت و هوا، شکل شعله، توزیع دمای سه بعدی و راندمان احتراق و در نهایت استخراج پروفیل دمای خروجی محفظه، پرداخته است و همچنین پایداری احتراق و محدوده خاموشی شعله را در لوده های مختلف توربین گاز V94.2 بررسی کرده است. در ادامه هندسه، استقلال از شبکه و شبیه سازی جریان داخل محفظه توربین گاز V94.2 به تفصیل ارائه شده است. لازم به توضیح است به علت عدم وجود داده های تجربی مورد نیاز در محفظه احتراق حاضر، از یک محفظه نمونه دارای داده تجربی برای اعتبار سنجی نتایج استفاده شده است.

هندسه و شرایط مرزی

توربین V94.2 از سری توربین های سیلویی کمپانی زیمنس می باشد که دارای دو محفظه احتراق در دو طرف محور شفت واسط کمپرسور و توربین بوده و این محفظه ها که به زانویی^۳ کمپرسور و توربین متصل می شوند. سیال سرد از طریق مسیر دیفیوزر وارد فضای اینترکیسینگ^۴ می شود و به

⁵ Dome

⁶ Swirler

⁷ Hybrid burner

⁸ Annulus

⁹ Flame tube

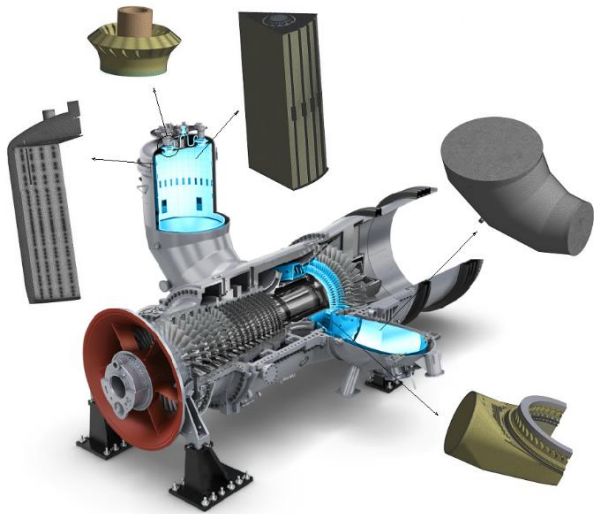
¹ Feature parameter

² Feature parameter criterion

³ Elbow

⁴ Inner casing

در نهایت با توجه به دامنه حل محاسباتی که پیشتر توضیح داده شد، تعداد المان‌ها ۸۳ میلیون می‌باشد. کوچکترین المان در قسمت اینترکسیسینگ ۰/۲ میلی‌متر و بزرگترین المان در ناحیه زانویی محفظه احتراق ۲۵ میلی‌متر است. لازم به توضیح است که پارامتر اسکینوس^۱ شبکه این بخش ۰/۸۹ است، که نشان‌دهنده کیفیت خوب شبکه می‌باشد. برای شبکه بندی لایه مرزی، تعداد ۱۲ لایه با ضخامت اولین لایه ۰/۰۱ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. برای حل دقیق ناحیه‌ای که انتقال حرارت در آن دارای اهمیت می‌باشد، وای پلاس^۲ کوچک‌تر از ۵ توصیه گردیده است که به ترتیب وای پلاس دیواره آنالوس ۰/۷، سپر حرارتی ۱/۷ و زانویی ۱/۰۲ به دست آمده است، که نشان‌دهنده کیفیت مناسب شبکه بندی در لایه مرزی می‌باشد. شبکه بندی نهایی در شکل ۴ ارائه شده است.



شکل ۴: شبکه نهایی بخش‌های مختلف محفظه احتراق

اعتبارسنجی

برای اطمینان از شبیه‌سازی هندسه اصلی V94.2 یک مدل نمونه که نتایج تجربی آن موجود است با استفاده از نرم افزار فلونت شبیه سازی شده و نتایج آن با مدل‌های احتراقی و آشفستگی مختلف بررسی و با نتایج تجربی مقایسه شده است. مدل نمونه حل شده یک شعله غیر پیش آمیخته می‌باشد که سرعت جت سوخت آن ۳۲/۷ متر بر ثانیه، سرعت هوای آنالوس آن ۳۸/۲ متر بر ثانیه و سرعت جریان کمکی^۳ از کف محفظه مساوی ۲۰ متر بر ثانیه می‌باشد. چون فاصله سوپرلر تا خروجی برنر زیاد است می‌توان میدان جریان را با دقت زیادی، دوبعدی یا متقارن محوری^۴ فرض کرد. مشخصات دقیق این مدل در [۱۳] آورده شده و هندسه آن در شکل ۵ قابل مشاهده است.

در مقاطع مختلف، اندازه‌گیری دما انجام شده است که در فاصله ۱/۵ برابر قطر جسم مانع^۵ نتایج در پایین دست شعله در شکل ۶ آورده شده است. شکل ۷ نتایج مقایسه مدل‌های مختلف احتراقی و آشفستگی را نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد که مدل آشفستگی $k-\epsilon$ Standard و $k-\epsilon$ Realizable و SST-SAS دارای نزدیک‌ترین نتیجه نسبت به داده تجربی می‌باشد.

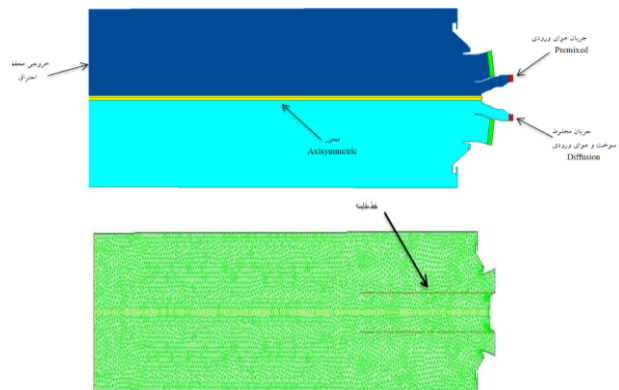
1 Skewness
2 Y Plus
3 Co-flow
4 Axisymmetric
5 Bluff body

توسط نرم‌افزار Ansys meshing مورد بررسی قرار گرفته است. جدول ۲ تعداد المان‌ها و اندازه کوچکترین و بزرگترین المان‌ها در ناحیه احتراقی را نشان می‌دهد. در شکل ۲ دامنه حل و شبکه دوبعدی اعمال شده به همراه خط مقایسه‌ای که جهت بررسی استقلال از شبکه مورد استفاده قرار گرفته است، مشاهده می‌شود. شکل ۳ نیز نتایج بررسی میدان سرعت و دما را بر روی خط مقایسه، برای شبکه‌های مختلف نشان می‌دهد.

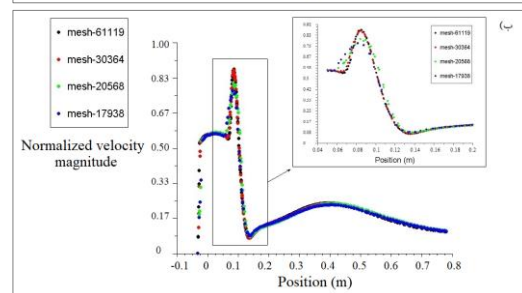
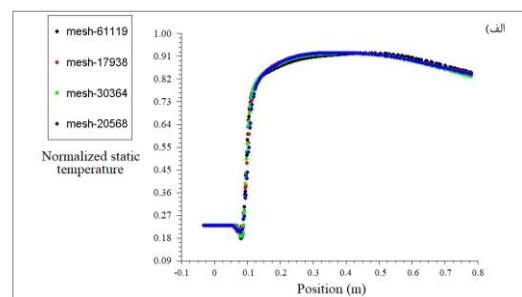
جدول ۲: شبکه بندی های استفاده شده برای بررسی استقلال از شبکه

تعداد المان	کوچک‌ترین المان (mm)	بزرگ‌ترین المان (mm)
۱۷۹۳۸	۶/۲	۱۰
۲۰۵۶۸	۵	۱۰
۳۰۳۶۴	۳	۱۰
۶۱۱۱۹	۲	۱۰

بررسی پارامترهای مورد مطالعه در ناحیه احتراق حکایت از آن دارد که حداکثر شبکه مجاز برای ناحیه احتراق، ۳ میلی‌متر می‌باشد. نکته دیگری که در نتایج مشاهده گردید آن است که هر چه به انتهای شعله نزدیک می‌شویم نتایج به هم نزدیک‌تر می‌شود. شبکه بندی بعد از ناحیه شعله ۱۰ تا ۱۵ میلی‌متر در نظر گرفته شد که اندازه‌های مناسبی برای مابقی حجم محفظه احتراق می‌باشد، چراکه به صورت قابل توجهی می‌تواند حجم مش و به تبع آن حجم محاسبات را کاهش دهد.



شکل ۲: دامنه حل دوبعدی محفظه احتراق

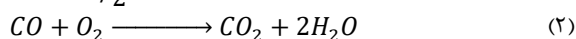
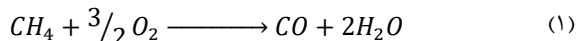


شکل ۳: نمودار مقایسه (الف) دمای بی‌بعد و (ب) سرعت بی‌بعد، برای شبکه‌های مختلف بر روی خط مقایسه به همراه ناحیه‌ی بزرگنمایی شده

توجه به اهمیت شناسایی و بررسی رفتار محفظه در طی سیکل کاری موتور و تغییر اساسی ساختار شعله با تغییر نسبت سوخت پایلوت به سوخت کل^۱ در لوده‌های مختلف کاری، شبیه‌سازی میدان جریان احتراقی در بارهای مختلف ۰٪، ۵۰٪، ۷۰٪ و ۱۰۰٪ صورت گرفته و نتایج حل بررسی شده است.

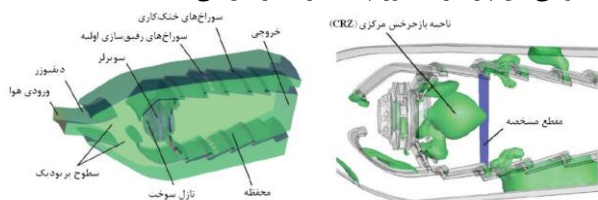
در شبیه سازی حاضر مدل SST-SAS به خاطر هزینه بالای محاسباتی در هندسه واقعی انجام نشده است. بنابراین مدل انتخابی آشفتگی و احتراقی به ترتیب مدل $k - \epsilon$ Standard و Finite Rate/Eddy Dissipation است.

لازم به ذکر است واکنش تولید محصولات احتراق در مدل حاضر به صورت واکنش دو مرحله ای متان (معادله (۱) و (۲)) در نظر گرفته شده است.



محدوده خاموشی شعله

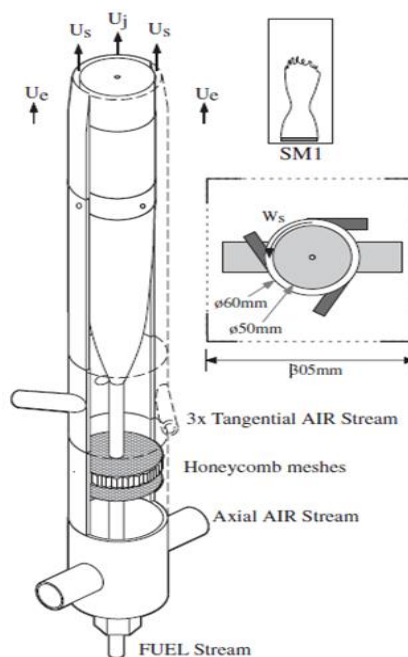
برای بدست آوردن محدوده خاموشی شعله، مقدار سوخت به صورت تدریجی کاهش یافته و به ازای هر مقدار سوخت جدید، شبیه‌سازی عددی میدان جریان واکنشی تکرار می‌گردد. پس از به دست آوردن حل همگرا به ازای هر مقدار سوخت، مقدار میانگین دما در مقطع مشخصه^۲ از محفظه احتراق محاسبه می‌گردد. برای تعیین مقطع مشخصه در هر مجموعه از شرایط کاری محفظه، ابتدا ناحیه بازچرخش مرکزی^۳ محفظه با استفاده از سطوح دارای سرعت محوری صفر تعیین شده و مقطع مشخصه به صورت صفحه‌ای عمود بر مقطع طولی میانی محفظه و مماس بر بخش پایین دست ناحیه بازچرخش تعریف می‌شود. نمایی از یک محفظه احتراق توربین گاز به همراه ناحیه بازچرخش مرکزی و مقطع مشخصه آن در شکل ۸ ارایه شده است. سپس با استفاده از مقادیر میانگین دما در مقطع مشخصه محفظه و نسبت هم‌ارزی در دو حل متوالی، پارامتر مشخصه محفظه^۴ محاسبه می‌گردد. پارامتر مشخصه محفظه با استفاده از قدر مطلق نسبت خطای نسبی دمای میانگین محاسبه شده در مقطع مشخصه محفظه به خطای نسبی مقدار نسبت هم‌ارزی، محاسبه می‌گردد. به بیان دیگر پارامتر مشخصه محفظه، بیانگر ارتباط بین نرخ تغییر دمای متوسط در مقطع مشخصه و نرخ تغییر نسبت سوخت به هوای محفظه می‌باشد. در معادله (۳) تعریف پارامتر مشخصه نیز ارایه گردیده است. در شرایط کاری احتراق پایدار، تغییرات پارامتر مشخصه اندک بوده ولی در هنگام بروز خاموشی این پارامتر به طور چشمگیری افزایش می‌یابد.



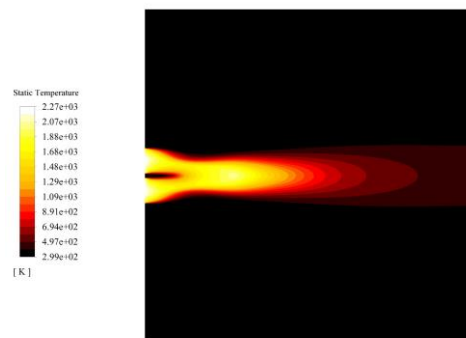
شکل ۸: مقطع و پارامتر مشخصه تعریف شده در محفظه توربین گاز

$$\Gamma = \left| \frac{(T_{n+1} - T_n)/T_n}{(\phi_{n+1} - \phi_n)/\phi_n} \right| \quad (3)$$

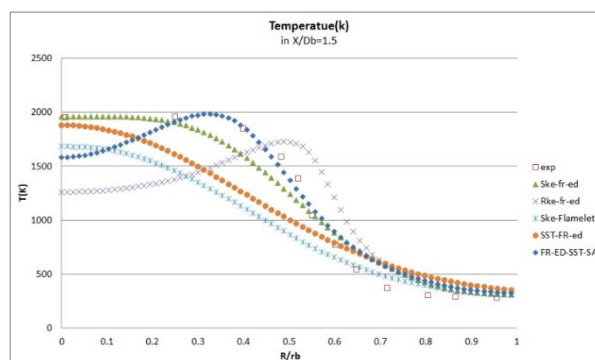
1 Pilot fuel ratio
2 Feature section
3 Central recirculation zone
4 Feature Parameter



شکل ۵: هندسه مدل برنر Kalt



شکل ۶: کانتورهای دمای برنر Kalt



شکل ۷: نمودار دما در پایین دست برنر Kalt (در فاصله ۱،۵ برابر قطر برنر)

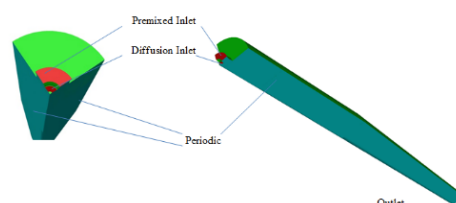
شبیه سازی هندسه اصلی

محفظه V94.2 بسته به لود کاری توربین در حالت‌های احتراقی متفاوتی کار می‌کند، بدین صورت که وضعیت محفظه از نقطه شروع تا بار حدود ۵۰٪ در حالت شعله دیفیوژن قرار دارد و از بار ۷۰٪ تا ۱۰۰٪ در حالت پیش آمیخته قرار می‌گیرد. با توجه به این که حالت اصلی احتراقی این محفظه در بار ۱۰۰٪ و حالت پیش آمیخته است، شبیه سازی محفظه در این حالت انجام شده است و برای مقایسه شکل شعله و میدان جریان، شبیه‌سازی در حالت غیر پیش‌آمیخته نیز صورت گرفته است. همچنین با

در رابطه Γ (۳) پارامتر مشخصه، T_n و T_{n+1} دمای میانگین و ϕ_n و ϕ_{n+1} نیز نسبت هم ارزی میانگین در دو حل متوالی در صفحه مشخصه را نشان می‌دهد.

با استفاده از این روش در شرایط کاری مختلف محفظه احتراق توربین گاز، مپ پایداری محفظه در قالب یک گراف یا یک جدول تولید می‌شود. همچنین با استفاده از روش‌های برازش داده‌ها از قبیل روش حداقل مربعات، روابط ریاضی جهت تخمین محدوده خاموشی محفظه استخراج می‌گردد.

در شبیه‌سازی انجام شده از قطاع یک چهارمی مدل ساده شده یک برنز بدون در نظر گرفتن هوای خنک‌کاری استفاده شده است. به منظور تسهیل حل عددی، سوپرلر دیفیوژنی و سوپرلر پیش آمیخته حذف و نتیجه آنها به صورت شرط مرزی ورودی با پروفیل به دست آمده از شبیه‌سازی عددی دقیق انجام شده، به صورت شرط مرزی ورودی پیش آمیخته و غیر پیش آمیخته در نظر گرفته شده است. در شکل ۹ نمایی از هندسه ساده در نظر گرفته شده از مقطع یک برنز این محفظه و خروجی آن نشان داده شده است.



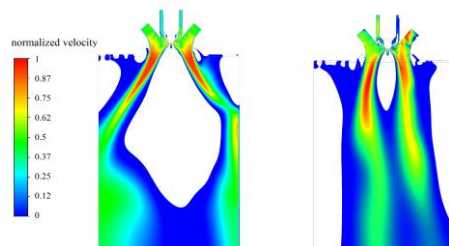
شکل ۹: نمای ساده شده هندسه یک برنز در شبیه‌سازی حد خاموشی

در نهایت برای اینکه بتوان مپ پایداری استاتیکی محفظه V94.2 را ارائه داد، نسبت هم‌ارزی خاموشی محفظه را بر حسب پارامتر بی بعد لودینگ^۱ محفظه ارائه و به صورت رابطه (۴) تعریف می‌شود.

$$LP = \frac{P_3^{1.75} [kPa] \cdot V [m^3] \cdot \exp\left(\frac{T_3 [K]}{300}\right)}{\dot{m}_a \left[\frac{kg}{s}\right]} \quad (4)$$

بحث بر روی نتایج

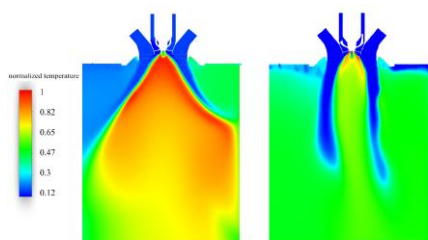
محفظه احتراق دارای سه ناحیه بازچرخش می‌باشد. ناحیه بازچرخش اصلی که باعث پایداری شعله می‌شود، درون محفظه احتراق در امتداد برنز تشکیل می‌شود که بزرگ‌ترین اندازه را میان تمام نواحی بازچرخش دارد. ناحیه بازچرخش دوم ایجاد شده در مرکز محفظه احتراق و سومین ناحیه بازچرخش در لبه بالایی دیواره محفظه احتراق می‌باشد. شکل ۱۰ ناحیه بازچرخش اصلی و فرعی را بر روی کانتور سرعت محوری که با بیشینه سرعت محوری بی‌بعد شده است، نشان می‌دهد.



شکل ۱۰: ناحیه بازچرخش در بار کامل برای دو حالت پیش آمیخته (راست) و غیر پیش‌آمیخته (چپ)

در حالت دیفیوژن نواحی بازچرخش دوم و سوم که دامنه آن‌ها نسبت به ناحیه بازچرخش اصلی کوچک‌تر است، خاموش بوده و شعله در آن منطقه تشکیل نمی‌شود. چرا که با توجه به پاشش سوخت در مرکز سوپرلر داخلی، سوخت به سمت دیواره و مرکز محفظه هدایت نمی‌شود و علیرغم شرایط آشفته‌گی مناسب، سوخت کافی برای تشکیل شعله وجود ندارد. اما در حالت احتراق پیش آمیخته سوخت در سوپرلر خارجی پاشیده شده و امکان حضور سوخت در نواحی بازچرخش مرکز و لبه محفظه بالاتر می‌رود و در این دو ناحیه بازچرخش هم شعله تشکیل می‌گردد. در حالت پیش آمیخته و بار کامل مسیر سوخت حالت غیرپیش آمیخته که در داخل چرخاننده داخلی قرار دارد بسته می‌شود و درصد بالایی از سوخت از مسیر سوخت پیش آمیخته که در چرخاننده خارجی تعبیه شده وارد محفظه می‌شود و باقی مانده سوخت از مسیر پابلوت که نقش پایدار کننده سوخت را دارد وارد محفظه می‌شود.

در حالت غیرپیش آمیخته و بار کامل، شعله از لبه انتهایی برنز شروع شده و پس از طی حدود ۱/۳ متر از طول محفظه احتراق پایان می‌پذیرد. دمای بالای شعله به دلیل شعله دیفیوژن است که به تبع آن تولید اکسیدهای نیتروژن افزایش می‌یابد. در حالت دوم احتراقی یعنی احتراق پیش آمیخته دمای ماکزیمم پایین‌تر خواهد بود و آلانندگی اکسیدهای نیتروژن هم کاهش خواهد یافت. در حالت استفاده از سوخت گازی، از خروجی مسیر سوخت مایع، هوا وارد محفظه می‌شود، این هوای ورودی باعث جدایش شعله از خروجی ورق برنز می‌شود و این جدایش باعث جلوگیری از سوختن برنز و کاهش عمر آن می‌شود. در حالت پیش آمیخته و بار کامل در ناحیه‌ای که شعله سوخت پابلوت شکل گرفته بیشینه دما حدود ۳ درصد پایین‌تر از بیشینه دمای حالت غیر پیش آمیخته و بار کامل است و در سایر مناطق دما به صورت قابل ملاحظه ای پایین‌تر است. شکل ۱۱ مقایسه شکل شعله در این دو حالت را به خوبی نشان می‌دهد. مطلب پراهمیت دیگر در این بخش، خنک کاری قسمت سپر حرارتی است که به صورت برخوردی و نفوذی (فیلم) انجام می‌شود، چرا که در ناحیه ابتدایی محفظه دما بسیار بالاست و نیاز به خنک کاری مناسب دارد.



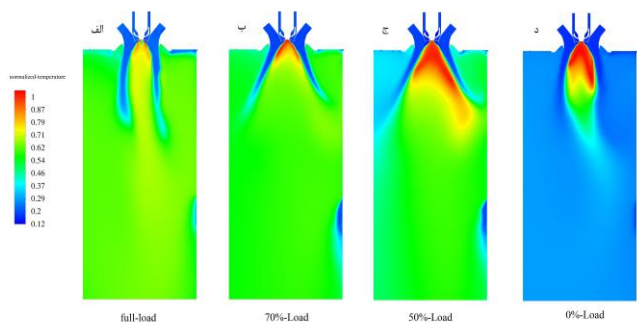
شکل ۱۱: کانتور دمای بی‌بعد شعله در بار کامل در حالت پیش آمیخته (راست)، غیر پیش آمیخته (چپ)

لازم به ذکر است که شبیه‌سازی هندسه با جزئیات کامل برای ۸ برنز با توجه به حجم بالای محاسباتی امکان پذیر نبوده است به همین دلیل پس از حل کامل احتراق برای یک برنز، پروفیل دما و سرعت بدست آمده از حل یک برنز برای بدست آوردن پروفیل کامل استفاده شده است. پروفیل دما و سرعت ایجاد شده که به عنوان شرط مرزی ورودی برای حل کامل ناحیه انتهایی فلیم تیوب، زانویی و اینرکیسینگ، در مقطعی که بعد از ناحیه بازچرخش و شعله می‌باشد، در شکل ۱۲ نشان داده شده‌است.

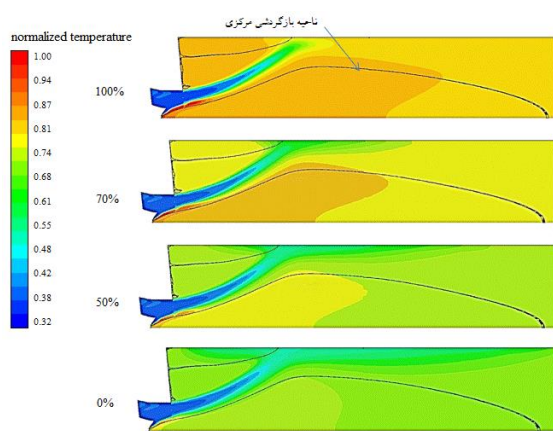
^۱ Loading parameter

با توجه به اینکه در سیکل‌های مختلف کاری حالت‌های احتراقی محفظه با تغییر نسبت سوخت ناحیه اصلی و پایلوت تغییر می‌کند و این تغییر باعث تغییر قابل ملاحظه ساختار شعله می‌شود، شبیه‌سازی در چهار بار مختلف انجام شده است و مقایسه‌ای از شکل شعله و توزیع میدان در چهار حالت بار مختلف در شکل ۱۴ نشان داده شده است. همچنین نتایج شبیه‌سازی در قطاع یک چهارمی مدل ساده شده یک برنر و بدون در نظر گرفتن هوای خنک‌کاری در شکل ۱۵ قابل ملاحظه است که از نتایج آن در بررسی مرز خاموشی شعله استفاده شده است.

به دلیل اینکه مکانیزم برنر اختلاط سوخت و هوا به صورت پیش آمیخته می‌باشد، ناحیه بازگردشی نسبتاً بزرگی ایجاد می‌شود که وظیفه پایدار کردن شعله را دارد. البته در نواحی اطراف محفظه نیز نواحی بازگردشی دیگری نیز ایجاد می‌شود که در ایجاد شعله نقش دارند.

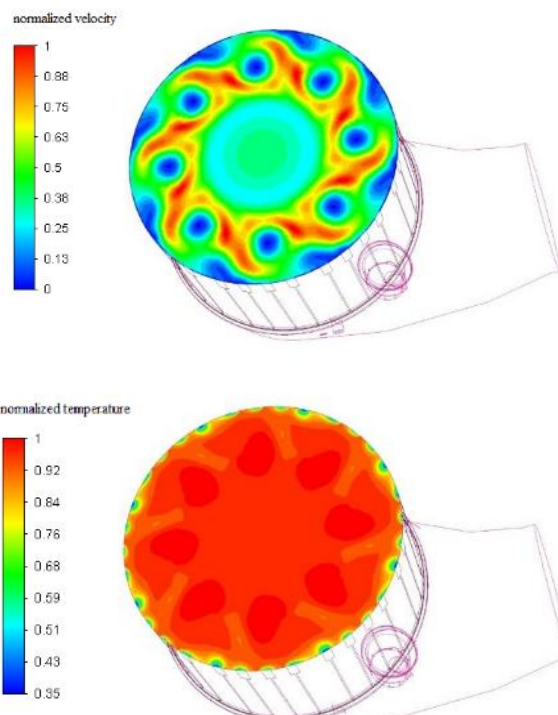


شکل ۱۴: نمایی از دمای بی‌بعد الف) بار کامل، ب) بار ۷۰ درصد، ج) بار ۵۰ درصد، د) بار ۰ درصد



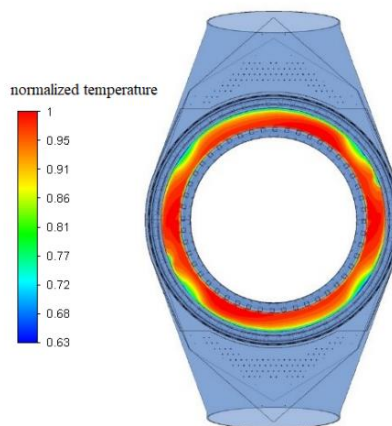
شکل ۱۵: توزیع میدان دمای بی‌بعد مربوط به چهار لود کاری در قطاع یک چهارمی برنر ساده شده

همانطور که پیشتر اشاره گردید، برای به دست آوردن مپ پایداری شعله شرایط توربین در چهار حالت ۰٪، ۷۰٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ انتخاب شده است. محفظه در بازه ۰٪ تا ۵۰٪ در حالت شعله دیفیوژن، در بازه ۵۰٪ تا ۷۰٪ در حالت گذار^۱ و در بازه ۷۰٪ تا ۱۰۰٪ در حالت پیش آمیخته عمل می‌کند. نتایج منحنی تغییرات پارامترهای مشخصه در هر بار توربین در شکل ۱۶ آورده شده است.



شکل ۱۲: پروفیل سرعت بی‌بعد (شکل بالا) و دمای بی‌بعد (شکل پایین) به ناحیه ورودی جریان

یکی از پارامترهای مهم عملکردی که در توربین‌های گازی بسیار حائز اهمیت می‌باشد، توزیع دمای جریان خروجی از محفظه می‌باشد. کانتور دمای خروجی از محفظه احتراق که با استفاده از بیشینه دمای خروجی محفظه بی‌بعد شده است در شکل ۱۳ آورده شده است.



شکل ۱۳: کانتور دمای بی‌بعد خروجی از محفظه احتراق

راندمان احتراق که در واقع معیاری است برای بررسی میزان سوختن متان ورودی به محفظه احتراق، برای توربین V94.2 محاسبه شده است. بدین صورت که انرژی آزاد شده در محفظه مربوط به سوختن متان در محفظه از نتایج شبیه‌سازی سه‌بعدی به دست می‌آید و از طرفی ارزش حرارتی متان ۵۰ مگاژول بر کیلوگرم می‌باشد که مقدار راندمان حرارتی ۹۹٫۹۹ به دست می‌آید.

$$\eta = \frac{\text{heat released in combustion}}{\text{heat available in fue}} \quad (6)$$

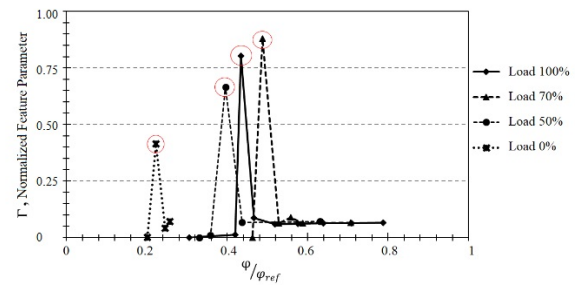
^۱ Transition zone

فهرست علائم

T	[K]	دما
P_3	[kPa]	فشار ورودی محفظه
V	[m ³]	حجم محفظه
T_3	[K]	دمای ورودی به محفظه
\dot{m}_a	[kg/s]	دبی ورودی به محفظه
LP		پارامتر لودینگ
فهرست علائم یونانی		
ϕ		نسبت هم ارزی
Γ		پارامتر مشخصه
η		بازده احتراق

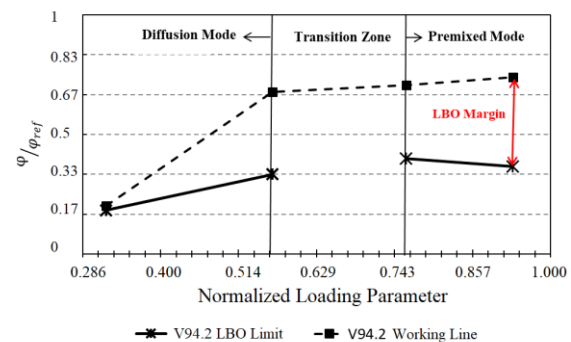
مراجع

- Panne, T., Widenhorn, A., & Aigner, M. (2009, January). Comparison of combustion models and reaction mechanisms for FLOX® combustion. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 48838, pp. 37-48).
- Lörstad, D., Ljung, A., & Abou-Taouk, A. (2016, June). Investigation of Siemens SGT-800 industrial gas turbine combustor using different combustion and turbulence models. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 49767, p. V04BT04A037). American Society of Mechanical Engineers.
- Gauthier, P. Q. (2017, June). Comparison of temperature fields and emissions predictions using both an FGM combustion model, with detailed chemistry, and a simple eddy dissipation combustion model with simple global chemistry. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 50855, p. V04BT04A068). American Society of Mechanical Engineers.
- Yadav, R., De, A., & Jain, S. (2017, June). A hybrid flamelet generated manifold model for modeling partially premixed turbulent combustion flames. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 50855, p. V04BT04A065). American Society of Mechanical Engineers.
- Pohl, S., Frank, G., & Pfitzner, M. (2014, June). Heat Transfer in Reacting Cooling Films: Part I—Influence and Validation of Combustion Modelling in CFD Simulations. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 45738, p. V05CT18A003). American Society of Mechanical Engineers.
- Rida, S., Chakravorty, S., Basani, J., Orsino, S., & Ansari, N. (2015, June). An assessment of flamelet generated manifold combustion model for predicting combustor performance. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 56680, p. V04AT04A030). American Society of Mechanical Engineers.
- Yang, S., Wang, X., Yang, V., Sun, W., & Huo, H. (2017). Comparison of flamelet/progress-variable and finite-rate chemistry LES models in a preconditioning scheme. In *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (p. 0605).
- Soroudi, M. A., Bafekr, S. H., Timaji, M., & Rasooli, N. (2013). A priori calculation of lean blowout limit in an industrial gas turbine combustor. In *Proceedings of the European Combustion Meeting, ECM2013*.
- H. Zheng, Z. Zhang, Y. Li, and Z. Li, "Feature Parameter Criterion for Predicting Lean Blowout Limit of Gas Turbine Combustor and Bluff Body Burner", *Mathematical Problems in Engineering*, No. 939234, pp. 1-17, 2013.
- Soroudi, M. A., Bafekr, S. H., Timaji, M., & Rasooli, N. (2013). A priori calculation of lean blowout limit in an



شکل ۱۶: منحنی پارامتر مشخصه بی بعد در نسبت هم ارزی های بی بعد شده مختلف در لودهای مختلف توربین

مپ پایداری شعله بر حسب پارامتر LP توربین گاز V94.2 در شکل آورده شده است. نتایج نشان داده شده است که نقطه استارت توربین در حاشیه بسیار نا امنی از شعله پایدار قرار دارد. از طرف دیگر همانطور که در شکل ۱۷ نیز دیده می شود در لودینگ های پایین توربین، وضعیت محفظه به حد خاموشی نزدیک تر است و با افزایش لودینگ وضعیت در حاشیه با امنیت بیشتری از حد خاموشی قرار دارد.



شکل ۱۷: مپ پایداری استاتیکی محفظه V94.2

نتیجه گیری

شبیه سازی جریان گرم با هدف شناخت جریان، توزیع جرم، اختلاط سوخت و هوا، استخراج شکل شعله، توزیع دمای سه بعدی، راندمان احتراق و در نهایت بررسی پروفیل خروجی، به صورت جداگانه انجام گرفته است. توربین V94.2 دارای دو محفظه احتراق سیلویی می باشد که هر سیلو دارای ۸ برنر است که در این شبیه سازی قطعه یک هشتم محفظه شامل یک برنر حل شده و برای پیوستگی میدان جریان در سطوح کناری میدان حل از شرط مرزی پریرودیک استفاده شده است. محفظه احتراق این توربین در بار کامل می تواند در دو مود احتراقی پیش آمیخته و غیر پیش آمیخته کار کند که گزارش حاضر برای هر دو مود در بار کامل شبیه سازی و مقایسه شده است. راندمان احتراق محاسبه شده برای محفظه احتراق V94.2، ۹۹/۹۹ درصد می باشد.

همچنین از نتایج حاصل از شبیه سازی محفظه احتراق جهت تولید مپ استاتیکی استفاده شده است. تحلیل های مربوطه بر اساس روش FPC انجام شده است و در نهایت نتایج حد خاموشی محفظه توربین گاز V94.2 در چهار لود انتخابی به همراه عملکرد خود توربین ارائه شده است. از لحظه استارت موتور تا بار ۵۰٪ شعله در وضعیت دیفیوژن قرار دارد و در نسبت هم ارزی پایین تری پایدار می باشد. در بارهای بالاتر از ۷۰٪ شعله در وضعیت پیش آمیخته قرار دارد و در نسبت هم ارزی بالاتری نسبت به دیفیوژن شعله پایدار است و در این حالت با افزایش لودینگ، محفظه در حاشیه امن تری از خاموشی شعله قرار می گیرد.

industrial gas turbine combustor. In *Proceedings of the European Combustion Meeting, ECM2013*.

11- Boloorchi A., Soroudi M.A.A., Bagheri Y., and Khaledi H. (2014), "Process of Gas Turbine Combustor Static Stability Limit Determination," Iranian Patent, No. 91891

12- Shahsavari M., Soroudi M.A., and Bagheri Y. (2018), "Lean Blow-off Prediction of a Turbulent Flame Stabilized by Recirculating Flows," 7th Fuel and Combustion Conference of Iran, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

13- Kalt, P. A., Al-Abdell, Y. M., Masri, A. R., & Barlow, R. S. (2002). Swirling turbulent non-premixed flames of methane: flow field and compositional structure. *Proceedings of the Combustion Institute*, 29(2), 1913-1919.