

## بررسی عددی اثر ابعاد کلیرنسی رینگ‌های محفظه‌های احتراق توربین گازی بر توزیع دما

قدرت قصابی<sup>۱\*</sup>، رضا شهرکی شهیدآبادی<sup>۲</sup>، پوریا لطفی<sup>۳</sup>

۱- استادیار، مکانیک دانشگاه بزرگمهر قائنات، قائن، Ghodrat.ghassabi@buqaen.ac.ir

۲- دانشجو دکترا، مهندسی سیستم‌های انرژی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، r.shahrakishahdabadi@kntu.ac.ir

۳- دانشجو کارشناسی ارشد، مهندسی سیستم‌های انرژی، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، lotfi.pouria@shahroodut.ac.ir

\* نویسنده مخاطب

### چکیده

کنترل دمای محفظه‌های احتراق نیروگاه گازی از یک طرف جهت بهبود راندمان مطلوب نیروگاه و از طرفی دیگر جهت افزایش عمر تیغه‌های توربین گاز لازم و حیاتی است. وجود کلیرنسی‌های مختلف (فاصله‌های هوایی) بین رینگ‌های محفظه احتراق علاوه بر اینکه سبب راحتی نصب و انعطاف محفظه احتراق در برابر انبساط می‌شود سبب تغییر مسیر بخشی از هوای ورودی و عدم شرکت آن در احتراق می‌گردد که در توزیع دمای محفظه احتراق بسیار اثر گذار است. این هوای ثانویه موجب تغییر توزیع دمای محصولات احتراق در ناحیه خروجی محفظه احتراق می‌شود. در این پژوهش اثر ابعاد کلیرنسی‌های محفظه احتراق با استفاده از نرم افزار آنسیس فلونت ۱۷ بر توزیع دما و کسر جرمی گونه‌های احتراقی شبیه‌سازی شد. بررسی‌ها نشان داد عدم تقارن مقادیر کلیرنسی میانگین بر روی عدم توازن توزیع دما بسیار اثر گذار است و اختلاف فاصله حتی یک میلی‌متر بین کلیرنسی میانگین دو محفظه می‌تواند سبب اختلاف دمای حدود ۱۵ درجه سانتیگراد و ۵۰ درجه سانتیگراد به ترتیب در حالت میانگین و نقطه ای شود. این امر سبب بروز نقاط داغ می‌گردد که به شدت می‌تواند منجر به آسیب به تیغه‌های توربین شود.

**کلمات کلیدی:** خنک کاری، جریان آشفته، آنسیس فلونت

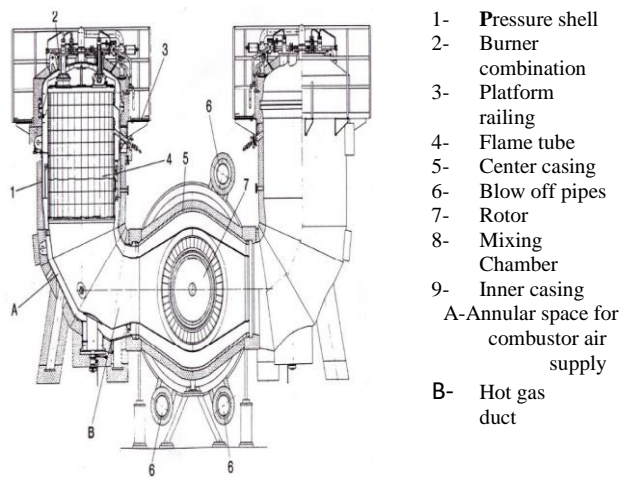
### مقدمه

توجه و دقت در نحوه نگهداری تجهیزات نیروگاه‌های گازی با توجه به مبالغ بالای خرید و تعمیر این تجهیزات بسیار حائز اهمیت می‌باشد. کمپرسور، توربین و محفظه‌های احتراق سه بخش اصلی نیروگاه گازی می‌باشند. هر سه تجهیز دارای قطعات بسیار گرانبهایی می‌باشند که لازم است در حفظ و نگهداری این تجهیزات دقت و توجه لازم لحاظ گردد. از آنجائیکه محفظه‌های احتراق و توربین نسبت به کمپرسور در معرض جریان‌های با دماهای بالاتری است نیاز است جهت جلوگیری از ایجاد تنش‌های حرارتی و حفظ این تجهیزات و افزایش عمر این قطعات توجه لازم و کافی شود. افزایش دما و عدم خنک کاری و کنترل دما در این دو بخش می‌تواند باعث ایجاد تنش-های حرارتی شدیدی گردد و به تیغه‌های توربین و دیواره‌های سرامیکی محفظه احتراق آسیب رساند. تغییرات شرایط در متغیرهای هندسی و دبی سوخت و هوا می‌تواند بر مقادیر دمای محفظه‌های احتراق و در نتیجه دمای توربین تاثیر گذار باشد. محققین روش‌های مختلفی جهت خنک‌کاری و کنترل دمای محفظه احتراق مورد بررسی قرار داده اند.

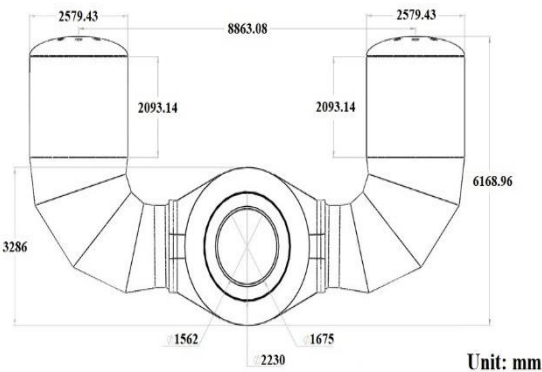
سرمایش لایه‌ای یکی از روش‌هایی است که توسط محققین مورد بررسی قرار گرفت. لوکاس و گولادی [۱] استفاده از سرمایش لایه‌ای گازی را برای محفظه احتراق موتور یک موشک مورد بررسی قرار دادند. آنها سرمایش محفظه احتراق را با یک پاشش مماسی و زاویه دار بررسی نمودند و از پروپان و نیتروژن به عنوان خنک کننده استفاده کردند. تاتن [۲] تاثیر سرمایش لایه‌ای از چند شکاف مختلف و با استفاده از خنک کننده‌های مختلف چون هیدروژن، متان و دی اکسید کربن را در یک محفظه احتراق بررسی نمود. نتایج او نشان می‌دهد استفاده از چند شکاف روش مناسبی برای خنک کاری است و همچنین آنها نتیجه گرفتند دی اکسید کربن در مقایسه با دو خنک کننده دیگر، تاثیر کمتری بر سرمایش محفظه احتراق دارد. صابونچی و

خردمند [۳] اثر وجود زانویی در محفظه احتراق نیروگاه گازی را بر توزیع دمای محفظه احتراق با استفاده از شبیه‌سازی عددی بررسی نمودند. نتایج آنها نشان می‌دهد وجود زانویی سبب می‌شود دما در ناحیه زانویی افزایش یابد. با این وجود، وجود زانویی سبب یکنواخت شدن دما در خروجی محفظه می‌گردد. بانکر [۴] در مروری که بر تحقیقات مرتبط با سوراخ‌های خنک کاری محفظه احتراق داشت نتیجه گرفت که سوراخ‌های با هندسه‌های پهن، به دلیل کاهش ممنوع جریان خنک کاری و کاهش میزان اختلاط آن با جریان گاز داغ، میزان خنک کاری را کاهش می‌دهند. لی و همکاران [۵] عملکرد سرمایش یک محفظه احتراق را بصورت عددی مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد تزریق شدید جت سرمایش از سوراخ‌ها سبب بهم ریختگی لایه سرمایشی می‌شود که اثر مخربی بر سرمایش دیواره محفظه احتراق دارد. مهدوی مقدم و بهمنی، تحلیل سه‌بعدی تأثیر شکل هندسی روزنه‌های خنک‌کاری بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محفظه احتراق مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش طول به عرض روزنه‌ای که برای خنک‌کاری مورد استفاده قرار می‌گیرد، می‌توان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای محفظه احتراق را افزایش داد. اندرینی و همکاران [۶] اثر زاویه سوراخ‌های خنک کاری را بر عملکرد سرمایش محفظه احتراق توربین گازی بصورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. آنها از روش PIV و PSP در این بررسی استفاده کردند. نتایج آنها نشان می‌دهد با کاهش زاویه عملکرد سرمایش بهبود می‌یابد. جی و همکاران [۷] اثر دو زاویه ۳۰ و ۹۰ درجه برای سوراخ خنک کاری را بر عملکرد سرمایش یک محفظه احتراق بصورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد زاویه ۳۰ درجه عملکرد بهتری نسبت به زاویه ۹۰ درجه در سرمایش محفظه احتراق دارد. جی و همکاران [۸] نیز اثر زاویه سرمایش لایه ای را بر عملکرد سرمایش در یک محفظه احتراق مافوق صوت مورد بررسی قرار دادند نتایج آنها نشان می‌دهد با کاهش زاویه پاشش راندمان سرمایش افزایش می‌یابد. نماینده و همکاران [۹] به بررسی عددی اندازه‌گیری توزیع دما و انتقال حرارت در دیواره سرامیکی محفظه احتراق نیروگاه گازی V94.2 در دو حالت احتراق پیش‌آمیخته و غیرپیش‌آمیخته پرداختند. نتایج آنها نشان می‌دهد دما و میزان انتقال حرارت در حالت غیرپیش‌آمیخته بیشتر می‌باشد. تاثیر هندسه سوراخ‌های خنک کاری محفظه احتراق توسط محققین زیادی مورد بررسی قرار گرفته است [۱۰-۱۳] دای و همکاران [۱۴] اثر هندسه سوراخ‌های خنک کاری در محفظه احتراق را بر میزان خنک کاری مورد بررسی قرار دادند. آنها سوراخ‌های با هندسه‌های استوانه‌ای، مخروطی، هلالی شکل و مستطیلی را مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد سوراخ‌های هلالی شکل بهترین عملکرد را در خنک‌کاری داشته است. لیو و همکاران [۱۵] اثر آرایش سوراخ‌های خنک‌کاری را بر عملکرد سرمایش مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد آرایش شش وجهی سوراخ‌های خنک‌کاری عملکرد سرمایش را تا ۳.۸ برابر بهبود می‌بخشد. گریفینستین و دریزلر [۱۶] اثر هوای خنک کننده در یک محفظه احتراق توربین گازی را بر میزان انتشار آلاینده CO مورد بررسی قرار دادند.

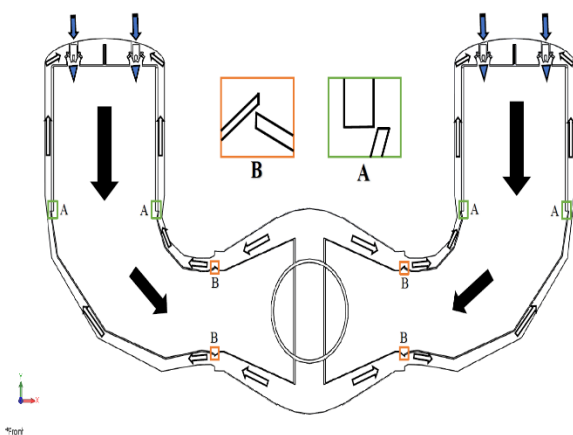
است که ابعاد کلیرنسی‌ها یک پارامتر کلیدی است که در هنگام شروع به کار نیروگاه مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل ۱: اجزای اصلی محفظه احتراق [۱۷]



شکل ۲: ابعاد واحد احتراق نیروگاه گازی



شکل ۳: مقطع میانی محفظه‌های احتراق نیروگاه گازی

در شکل ۴ و ۵ متغیرهای کلیرنسی نشان داده شده است. متغیرهای  $t$  و  $s$  کلیرنسی بین میکسینگ چمبر و فلیم تیوب و متغیرهای  $a$  و  $c$  کلیرنسی‌های بین میکسینگ چمبر و اینترکیسینگ می‌باشد. در جدول ۱ مقادیر کلیرنسی-ها بر حسب میلی‌متر درج شده است. برای بررسی تاثیر مقادیر کلیرنسی در جدول ۱ برای هر متغیر چهار سطح در نظر گرفته شده است. برای بررسی

نتایج آنها نشان می‌دهد میزان انتشار CO بستگی به ناحیه ورود هوای خنک کننده دارد. در صورتیکه ورود هوا در ناحیه قبل از احتراق صورت گیرد به دلیل وجود هوای اضافه احتراق کامل صورت خواهد گرفت و کسر جرمی CO کاهش می‌یابد. در صورتیکه هوای خنک کننده در ناحیه شعله به محفظه احتراق تزریق شود منجر به احتراق ناقص و افزایش تولید CO می‌گردد و در صورتیکه در پایین دست محفظه احتراق هوای خنک کننده تزریق گردد به دلیل اثر رقیق‌کنندگی سبب کاهش کسر جرمی CO می‌شود.

یکی از روش‌های خنک‌کاری لایه‌های کلیرنسی‌هایی است که بین اجزای محفظه‌های احتراق وجود دارد. اختلاف مقادیر کلیرنسی‌های دو محفظه احتراق بر دبی هوای ورودی به محفظه‌ها، میزان خنک‌کاری و در نتیجه توزیع دما در دو محفظه موثر است که می‌تواند باعث تغییرات شدید دما در خروجی محفظه احتراق و ورودی توربین شود و منجر به آسیب جریان ناپذیری به تیغه‌های توربین گردد. در این پژوهش هدف بررسی تاثیر مقادیر کلیرنسی‌های مختلف در توزیع دمای محفظه‌های احتراق توربین گازی می‌باشد. برای این منظور هندسه محفظه‌های احتراق برای کلیرنسی‌های مختلف در نرم افزار سالیدورک ایجاد می‌شود. سپس در نرم افزار آنسیس فلونت ۱۷ شبیه‌سازی می‌گردد.

### معرفی هندسه و شرایط مرزی مسئله

در این پژوهش شبیه‌سازی محفظه‌های احتراق توربین گازی v94.2 نیروگاه گازی شهید کاوه قاین مورد بررسی قرار می‌گیرد. در شکل ۱، اجزای مختلف محفظه‌های احتراق معرفی شده است. همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است، محفظه‌های احتراق بصورت دو زائویی در دو سمت سنترکیسینگ<sup>۱</sup> (بخش ۵) قرار می‌گیرد. هر یک از زائویی‌های محفظه احتراق به دو بخش ناحیه حلقوی هوای ورودی (A) و فضای گازهای داغ (B) تقسیم بندی می‌شود. جهت تسهیل در باز و بست بخشهای محفظه‌های احتراق، محفظه احتراق بصورت سه پارچه ساخته شده است. این چند پارچه بودن محفظه احتراق سبب شده است کلیرنسی‌هایی بین بخش‌ها ایجاد شود. از اجزای اصلی محفظه احتراق می‌توان به فلیم تیوب<sup>۲</sup> (بخش ۴)، مشعل‌ها (بخش ۲)، میکسینگ چمبر<sup>۳</sup> (بخش ۹) و اینترکیسینگ<sup>۴</sup> اشاره کرد. در شکل ۲، هندسه و ابعاد محفظه‌های احتراق نشان داده شده است. در شکل ۳، مسیر جریان هوا در محفظه احتراق نشان داده شده است. مطابق شکل، هوای متراکم شده در کمپرسور از ناحیه حلقوی وارد محفظه احتراق شده (پیکان سفید رنگ) و به سمت مشعل‌ها در قسمت فوقانی محفظه‌های احتراق حرکت می‌نماید. در این بین بخشی از هوا در دو ناحیه A و B به عنوان جریان هوای خنک‌کننده بدون شرکت در احتراق از طریق کلیرنسی‌ها مستقیماً وارد محفظه احتراق می‌شود. بخش باقیمانده به عنوان جریان اصلی در ناحیه مشعل‌ها با سوخت ترکیب می‌شود (پیکان آبی رنگ) سپس در ناحیه فلیم تیوب احتراق صورت می‌گیرد و محصولات احتراق (پیکان سیاه رنگ) ایجاد می‌شود و سپس محصولات احتراق از ناحیه اینترکیسینگ به سمت توربین از محفظه‌های احتراق خارج می‌شود. ابعاد کلیرنسی‌ها در توزیع جریان هوا در محفظه‌های احتراق بسیار موثر است. عدم تقارن مقادیر آن در دو محفظه سبب بروز افت فشار متفاوت و در نتیجه موجب تقسیم متفاوت دبی هوا در دو محفظه احتراق می‌شود. دبی هوای متفاوت دو محفظه سبب می‌شود توزیع دما در خروجی محفظه‌های احتراق غیریکنواخت شود و این امر موجب بروز نقاط داغ در ورودی توربین می‌گردد. به همین دلیل

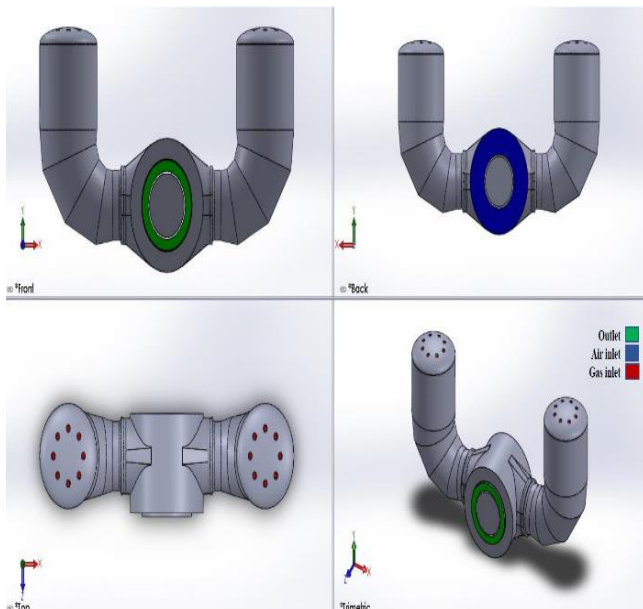
<sup>3</sup> Mixing chamber  
<sup>4</sup> Inner casing

<sup>1</sup> Center casing  
<sup>2</sup> Flame tube

گرفته شده است. در شکل ۶، مرز ورودی هوا، مرز ورودی سوخت، و مرز خروجی نشان داده شده است.

جدول ۲: اطلاعات شرط مرزی [۱۷]

مقادیر عددی	شرط مرزی حل	متغیرهای ورودی	مقادیر
۳۲۶	هوای ورودی (دبی)	دمای خروجی کمپرسور (°C)	۳۲۶
۴۲۹	جرمی معلوم	دبی هوا (Kg/s)	۴۲۹
۹۰۰	خروجی فشار (معلوم)	فشار خروجی محفظه احتراق (KPa)	۹۰۰
۷/۷۴	سوخت ورودی (دبی جرمی معلوم)	دبی سوخت گاز متان (kg/s)	۷/۷۴



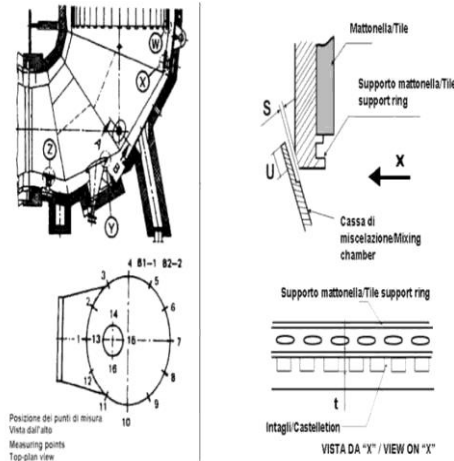
شکل ۶: شماتیک واحد احتراق نیروگاه گازی

نحوه شبیه سازی و معادلات حاکم

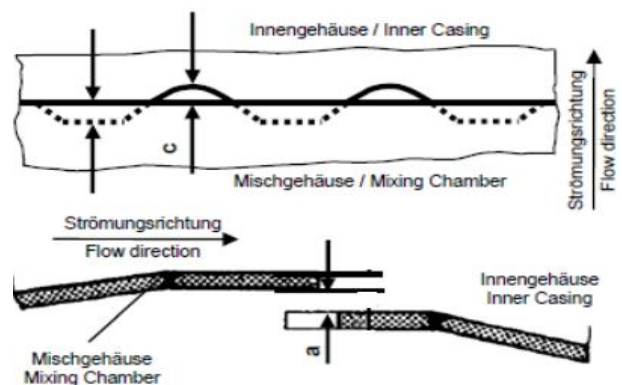
برای حل معادلات ممنتوم الگوریتم SIPMLE به کار برده شده است. جریان احتراقی آشفته می باشد و برای مدل سازی جریان آشفته از مدل k-e استاندارد استفاده شده است. برای این مدل دو معادله انتقال برای محاسبه انرژی جنبشی (k) و اتلاف آشفته (e) به صورت زیر حل می شوند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m \quad (1)$$

تاثیر اختلاف مقادیر کلیرنسی دو محفظه احتراق، مقادیر جدول ۱ برای محفظه احتراق سمت چپ لحاظ شده است و مطابق جدول، برای محفظه سمت راست مقادیری مابین چهار سطح متغیرها در نظر گرفته شده است. محدوده تغییرات متغیرها در سطوح مختلف بصورت تجربی و بر مبنای حداکثر فضای موجود بین بخش های محفظه های احتراق تعیین شده است.



شکل ۴: مقادیر کلیرنسی های بین فیلم تیوب و میکسینگ چمبر [۱۷]



شکل ۵: مقادیر کلیرنسی های بین اینرکیسینگ و میکسینگ چمبر [۱۷]

جدول ۱: مقادیر کلیرنسی ها

مقادیر محفظه احتراق سمت راست (میلی متر)	مقادیر محفظه احتراق سمت چپ (میلی متر)	۱	۲	۳	۴	سطوح/متغیر
-	۶	۲/۵	۴	۹	۱۱	a
۱۵	۱۵	۱۱	۱	۱۷	۲۰	c
			۳			
۴	۴	۲	۳	۵/۵	۷	s
۷	۷	۳	۵	۱۱	۱۴	t

در جدول ۲، متغیرهای ورودی مسئله در حالت بار پایه بیان شده است. دبی سوخت و هوا و دمای خروجی کمپرسور بر مبنای نتایج تست عملکردی نیروگاه شهید کاوه قاین می باشد. این اطلاعات به عنوان شرط مرزی حل عددی به نرم افزار داده می شود. در نرم افزار، برای ورودی هوا و سوخت، شرط دبی جرمی معلوم استفاده شده است. برای خروجی، شرط فشار معلوم در نظر

$$K_{-3} = 1.7 \times 10^8 \exp\left(-\frac{24560}{T}\right)$$

بنابراین نرخ تشکیل NO حرارتی توسط رابطه زیر بدست می‌آید:

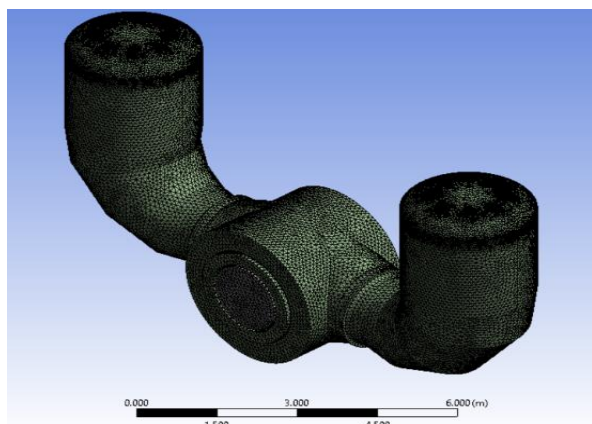
$$\frac{d[\text{NO}]}{dt} = k_{+1}[\text{O}][\text{N}_2] + k_{+2}[\text{N}][\text{O}_2] + k_{+3}[\text{N}][\text{OH}] - k_{-1}[\text{NO}][\text{N}] - k_{-2}[\text{NO}][\text{O}] - k_{-3}[\text{NO}][\text{H}] \quad (6)$$

مدل DO نیز برای مدل‌سازی تابش در نظر گرفته شده است. این مدل برای شبیه‌سازی احتراق و تقریب دمای شعله مناسب می‌باشد. این مدل از معادله زیر برای تعیین دمای تابش و اثر آن در معادله انرژی استفاده می‌کند

$$I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + (I(\vec{r}, \vec{s})\vec{s}) + (a + \sigma)\nabla \cdot \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \phi(\vec{s}, \vec{s}') d\Omega \quad (7)$$

در این معادله I شدت طیفی تابش و a ضریب جذب طیفی می‌باشد. و S جهات مختصاتی است.

در شکل ۷، هندسه محفظه احتراق همراه با شبکه محاسباتی نشان داده شده است. برای شبکه‌بندی هندسه از شبکه مثلثی استفاده شده است. پس از سعی و خطا و بررسی نتایج دما در خروجی محفظه احتراق، تعداد ۳۱۰۶۰۰۰ شبکه به عنوان شبکه بهینه انتخاب شد. معیار همگرایی نتایج، ۱۰<sup>-۵</sup> برای متغیرها در نظر گرفته شد.



شکل ۷: شماتیک شبکه محاسباتی اتاق احتراق توربین توربین v94.2

### اعتبارسنجی

دمای میانگین خروجی از محفظه احتراق حاصل از حل ترمودینامیکی سیکل نیروگاه بر اساس شرایط ورودی نیروگاه ۱۰۶۰ درجه سانتیگراد می‌باشد. به همین دلیل برای بررسی صحت نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی عددی، دمای میانگین خروجی محفظه احتراق بدست آمده از شبیه‌سازی عددی برای چند کلیرنسی مختلف در شکل ۸ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود مقادیر دما در خروجی به دمای معیار نیروگاه ۱۰۶۰ درجه سانتیگراد بسیار نزدیک می‌باشد که بیان‌کننده صحت و دقت خوب نتایج عددی است. در جدول ۴-۱، اختلاف دمای خروجی با دمای معیار ۱۰۶۰ درجه سانتیگراد نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود حداکثر اختلاف دما ۱/۸ درصد می‌باشد که نشان از دقت قابل قبول نتایج دارد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$+ C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{K}$$

که  $G_k$  انرژی آشفتگی تولیدی در اثر تغییرات سرعت متوسط،  $G_b$  انرژی آشفتگی تولید شده در اثر نیروی بویانسی،  $Y_m$  سهم نوسانات انبساط در آشفتگی تراکم‌پذیر به نرخ کلی اتلاف آشفتگی را نمایش می‌دهند. در این معادلات، ضرایب ثابت طبق مرجع بصورت زیر می‌باشند:

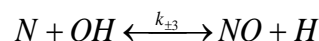
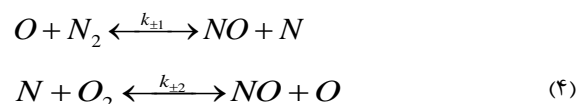
$$\alpha_\varepsilon = 0.72; C_{1\varepsilon} = 1.42; C_{2\varepsilon} = 1.68; C_{3\varepsilon} = 0.0845; \alpha_k = 0.72; C_{1k} = 1.42; C_{2k} = 1.68$$

برای محاسبه نرخ واکنش احتراق که بصورت جمله چشمه در معادله انرژی و بقای کسر جرمی گونه‌ها ظاهر می‌شود، از مدل اتلاف گردابه‌ای مگنسن مطابق معادله زیر استفاده شده است:

$$R.R = A \rho \frac{\varepsilon}{K} \min\left(Y_f, \frac{Y_{O_2}}{S}\right) \quad (3)$$

که در رابطه فوق R.R نرخ واکنش، A یک ثابت تجربی و برابر ۴ می‌باشد، Y کسر جرمی سوخت و اکسیژن، S مقدار اکسیژن لازم برای احتراق یک کیلوگرم سوخت در حالت استوکیومتری است.

برای مدل‌سازی اکسیدهای نیتروژن، سه نوع اکسید نیتروژن سوختی، فوری و حرارتی را می‌توان در نظر گرفت. اکسید نیتروژن فوری در واکنش‌های سریع و اکسید نیتروژن سوختی برای مواردی کاربرد دارد که سوخت حاوی نیتروژن باشد. در این بررسی، با توجه به اینکه مقادیر دما تا ۲۰۰۰ درجه کلوین در محفظه احتراق افزایش می‌یابد تنها اکسید نیتروژن حرارتی در نظر گرفته می‌شود، که توسط مکانیزم زدوپیچ توسعه یافته است و واکنش‌های مرتبط با آن بصورت زیر می‌باشد:



$K_{\pm}$  ( $m^3 \cdot mol^{-1} \cdot s^{-1}$ ) ثابت‌های واکنش رفت و برگشت است که به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$K_1 = 1.8 \times 10^8 \exp\left(-\frac{38370}{T}\right)$$

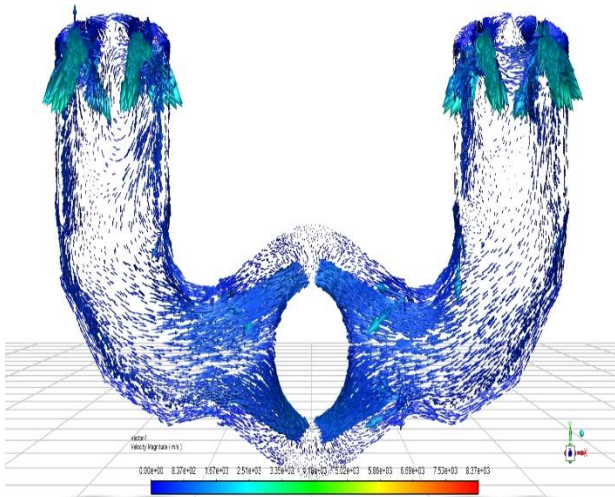
$$K_{-1} = 3.8 \times 10^7 \exp\left(-\frac{425}{T}\right) \quad (5)$$

$$K_2 = 1.8 \times 10^4 T \exp\left(-\frac{4680}{T}\right)$$

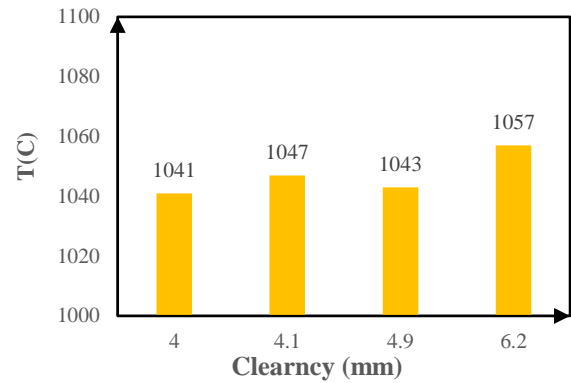
$$K_{-2} = 3.81 \times 10^3 T \exp\left(-\frac{20820}{T}\right)$$

$$K_3 = 7.1 \times 10^7 \exp\left(-\frac{450}{T}\right)$$





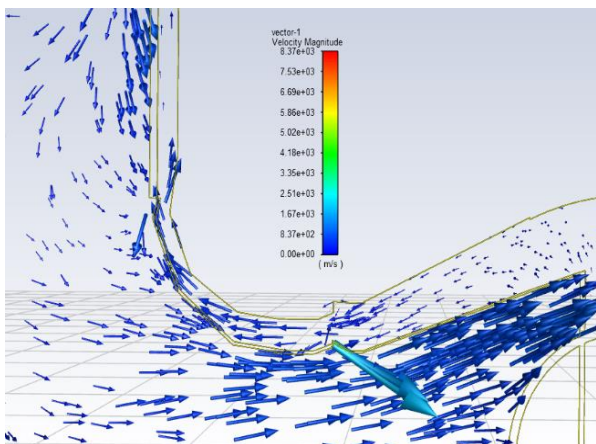
شکل ۹: بردارهای سرعت در مقطع میانی محفظه احتراق



شکل ۸: مقادیر دمای میانگین در خروجی محفظه احتراق برای کلیرنسی های مختلف

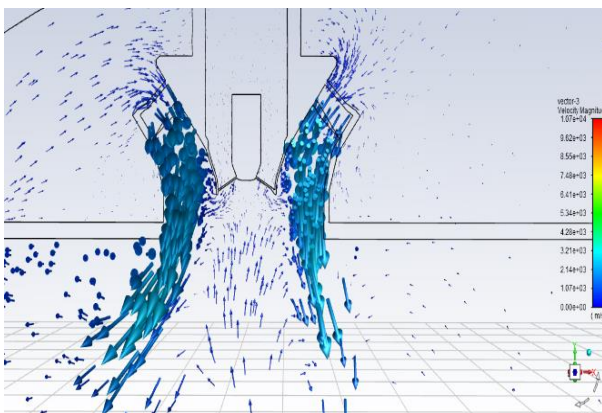
جدول ۴: مقادیر اختلاف دمای خروجی

مقدار کلیرنسی میانگین (mm)	خطای دمای خروجی (%)
۴	۱/۸
۴/۱	۱/۲
۴/۹	۱/۶
۶/۲	۰/۳



شکل ۱۰: بزرگنمایی بردارهای سرعت در نواحی کلیرنسی ها

در شکل ۱۱، بردارهای سرعت در ناحیه مشعل نمایش داده شده است. مشاهده می شود در این ناحیه به دلیل عبور جریان از یک سطح مقطع کوچک بردارهای سرعت دارای فشردگی و بزرگی قابل توجه هستند و سرعت تا ۲۵۰۰ متر بر ثانیه افزایش می یابد. همچنین در این ناحیه یک جریان چرخشی مشاهده می شود که در اختلاط سوخت و هوا بسیار موثر است.



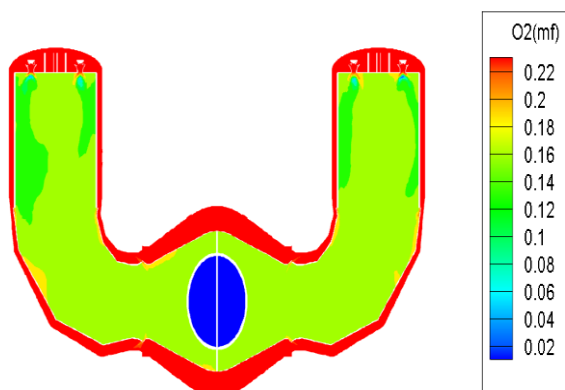
شکل ۱۱: بردارهای سرعت در ناحیه مشعل

### بحث و نتایج

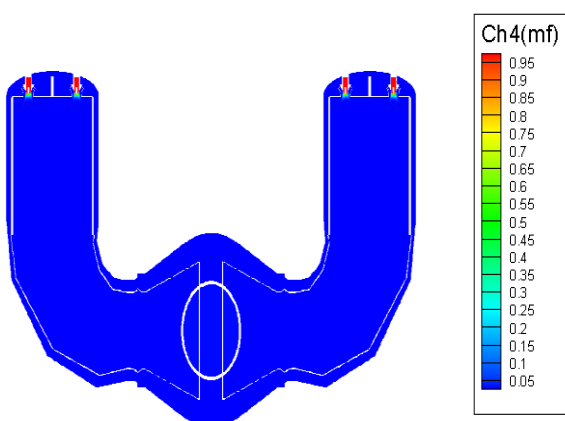
#### بررسی میدان جریان

در شکل ۹، بردارهای سرعت در مقطع میانی محفظه احتراق نشان داده شده است. مشاهده می شود جریان هوا پس از خروج از کمپرسور در محفظه های احتراق به سمت بالا حرکت کرده و در ناحیه مشعلها به دلیل کاهش سطح مقطع، بزرگی بردارهای سرعت به طور قابل ملاحظه ای تا ۲۵۰۰ متر بر ثانیه افزایش می یابد. سپس محصولات احتراق از ناحیه فلیم تیوب و میکسینگ چمبر به سمت پایین حرکت کرده و پس از ناحیه اینرکیسینگ به سمت توربین حرکت می نماید. در شکل ۱۰، بردارهای سرعت در ناحیه های کلیرنسی ها بزرگنمایی شده است. مشاهده می شود در هر دو شکل، یک جریان ثانویه در ناحیه کلیرنسی ها ایجاد شده است و بخشی از هوای اصلی بدون مشارکت در احتراق از طریق کلیرنسی ها در ناحیه فلیم تیوب و اینرکیسینگ وارد بخش میانی و انتهایی محفظه احتراق می شود که در رقیق سازی و خنک کاری محصولات احتراق شرکت می نماید. بزرگی بردارهای سرعت در ناحیه کلیرنسی ها به دلیل کاهش سطح مقطع به شدت افزایش می یابد. بزرگی بردارهای سرعت در ناحیه کلیرنسی های فوقانی تقریباً برابر ۸۰۰ متر بر ثانیه و در ناحیه کلیرنسی های تحتانی در حدود ۱۵۰۰ متر بر ثانیه می باشد.

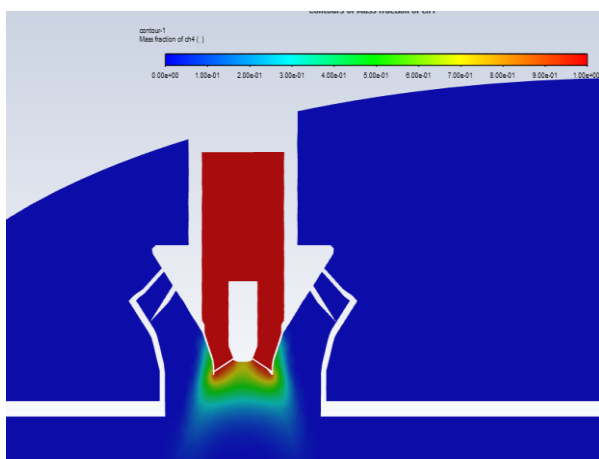
کربن کاهش یافته و در نهایت تا خروجی محفظه احتراق کسر جرمی دی اکسید کربن تقریباً ثابت می‌باشد.



شکل ۱۳: توزیع کسر جرمی اکسیژن در مقطع میانی محفظه‌های احتراق



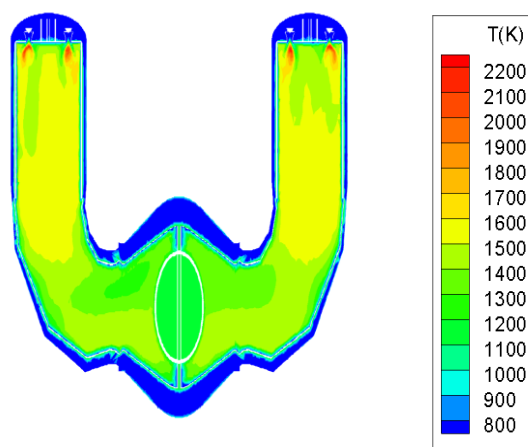
شکل ۱۴: توزیع کسر جرمی سوخت در مقطع میانی محفظه‌های احتراق



شکل ۱۵: بزرگنمایی سوخت در ناحیه مشعل

### توزیع دما و کسر جرمی گونه‌ها در محفظه‌های احتراق

در شکل ۱۲، توزیع دما در مقطع میانی محفظه‌های احتراق نشان داده شده است. مشاهده می‌شود در ناحیه ورودی جریان هوا تا ورودی مشعل‌ها در اثر انتقال حرارت با دیواره داخلی، جریان هوا در حدود ۸۰۰ درجه کلوین پیش گرمایش یافته و سپس با اختلاط سوخت و هوا و ایجاد احتراق، دما در ناحیه مشعل و فلیم تیوب افزایش قابل توجه پیدا کرده است به گونه‌ای که دما در شعله تا ۲۲۰۰ درجه کلوین افزایش می‌یابد. سپس به دلیل تبادل تشعشع شعله با دیواره‌های محفظه و در ادامه رقیق سازی و نفوذ هوای رقیق سازی از کلیرنسی‌ها، دما کاهش می‌یابد و از طریق هوای ورودی از کلیرنسی‌های فوقانی دما تا ۱۴۰۰ درجه سانتیگراد کاهش می‌یابد و در خروجی میکسینگ چمبر از طریق هوای ورودی از کلیرنسی‌های تحتانی دما به حدود ۱۲۰۰ درجه کلوین می‌رسد.

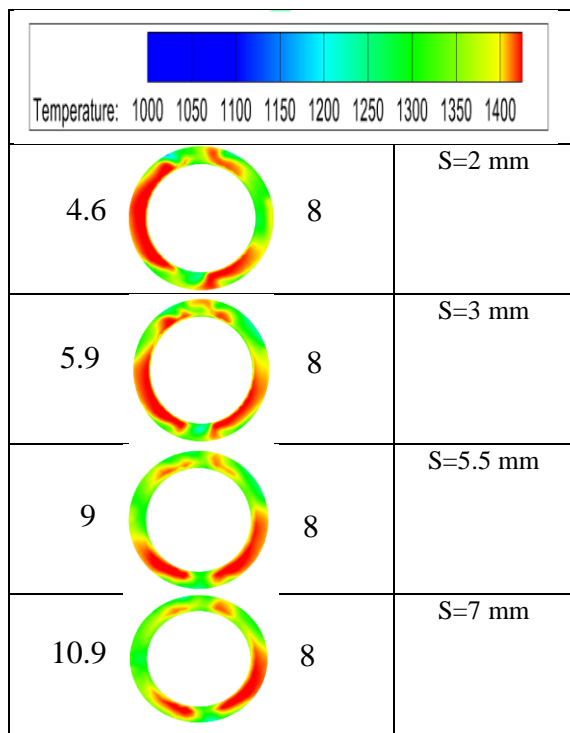


شکل ۱۲: توزیع دما در مقطع میانی محفظه‌های احتراق

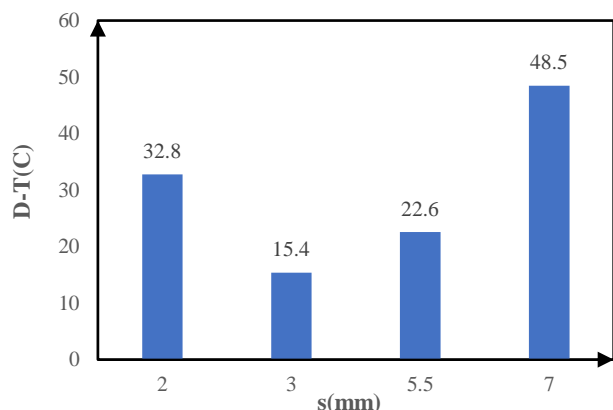
در شکل ۱۳، توزیع کسر جرمی اکسیژن در مقطع میانی محفظه‌های احتراق نشان داده شده است. مشاهده می‌شود کسر جرمی اکسیژن تا قبل از ناحیه مشعل‌ها ثابت است، سپس به دلیل اختلاط با سوخت و ایجاد احتراق کسر جرمی اکسیژن در فلیم تیوب کاهش می‌یابد. سپس هوای رقیق‌سازی که از کلیرنسی‌ها وارد میکسینگ چمبر می‌شود سبب افزایش کسر جرمی اکسیژن می‌شود و در نهایت در ناحیه اینترکسیپینگ تا خروجی محفظه احتراق، کسر جرمی اکسیژن تقریباً ثابت می‌باشد.

در شکل ۱۴، توزیع کسر جرمی سوخت در مقطع میانی محفظه‌های احتراق و در شکل ۱۵، توزیع کسر جرمی سوخت در مشعل نشان داده شده است. مشاهده می‌شود مطابق شکل ۱۴ و ۱۵، کسر جرمی سوخت در ورودی مشعل ماکزیمم است سپس به دلیل اختلاط با اکسیژن و ایجاد احتراق، سوخت به تدریج مصرف شده است. همچنین مشاهده می‌شود وجود هوای اضافه سبب شده است تا بخش زیادی از سوخت در ناحیه مشعل بسوزد و کسر جرمی سوخت با فاصله گرفتن از مشعل به طور قابل توجهی کاهش و تقریباً به صفر برسد.

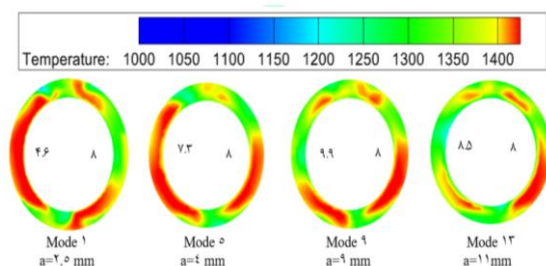
در شکل ۱۵، توزیع کسر جرمی دی اکسید کربن در مقطع میانی محفظه‌های احتراق نشان داده شده است. مشاهده می‌شود کسر جرمی دی اکسید کربن پس از اختلاط سوخت و هوا و احتراق ایجاد می‌شود و در ناحیه شعله که دما ماکزیمم است، به ماکزیمم مقدار خود می‌رسد. سپس به دلیل تولید ناکس کسر جرمی دی اکسید کربن در فلیم تیوب کاهش می‌یابد. در ناحیه کلیرنسی‌ها، وجود هوای رقیق‌سازی سبب می‌شود کسر جرمی دی اکسید



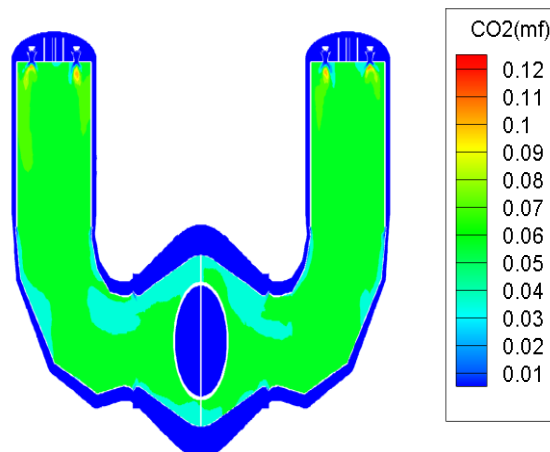
شکل ۱۷: تاثیر پارامتر S بر توزیع دمای خروجی



شکل ۱۸: تاثیر پارامتر S بر اختلاف دمای خروجی



شکل ۱۹: تاثیر پارامتر a بر توزیع دما خروجی



شکل ۱۶: توزیع کسر جرمی دی اکسید کربن در مقطع میانی محفظه های احتراق

### اثر کلیرنسی ها بر توزیع دمای مقطع خروجی محفظه احتراق

در شکل ۱۷، تاثیر پارامتر S بر توزیع دمای خروجی محفظه احتراق نشان داده شده است. مشاهده می شود با افزایش پارامتر S به تدریج دمای خروجی از محفظه احتراق سمت چپ کاهش و دمای خروجی از محفظه احتراق سمت راست افزایش می یابد. توزیع دما در حالت سوم به دلیل اختلاف کم مقدار S در دو محفظه احتراق، تا حدود زیادی از تقارن برخوردار است. و در توزیع دما در حالت سوم که اختلاف کلیرنسی میانگین دو محفظه احتراق یک میلی متر است اختلاف دمای نقاط متناظر در دو نیمه سمت راست و چپ مقطع خروجی در بعضی از نقاط به ۱۰۰ درجه سانتیگراد نیز می رسد در شکل ۱۸، اختلاف دمای دو محفظه احتراق بر حسب تغییر پارامتر S نمایش داده شده است. مشاهده می شود در ضخامت ۳ میلی متر کمترین میزان اختلاف دما در دو محفظه احتراق وجود دارد. و با کاهش یا افزایش مقدار S از مقدار ۳ میلی متر، اختلاف دما افزایش می یابد. زیرا با افزایش یا کاهش مقدار کلیرنسی نسبت به مقدار ۳ میلی متر، اختلاف کلیرنسی دو محفظه افزایش می یابد. دبی جرمی دو محفظه متفاوت می شود و در نتیجه میزان خنک کاری و توزیع دمای دو محفظه متفاوت می گردد. با وجود اینکه در ضخامت ۳ میلی متر، اختلاف کلیرنسی متغیر S دو محفظه یک میلی متر است اختلاف دمای میانگین ۱۵ درجه سانتیگراد بین دو محفظه وجود دارد. در شکل ۱۹، تاثیر پارامتر a بر توزیع دمای خروجی محفظه احتراق نشان داده شده است. مشاهده می شود با افزایش پارامتر a به تدریج به دلیل افزایش دبی محفظه احتراق سمت چپ، دمای این محفظه احتراق کاهش و دمای محفظه احتراق سمت راست افزایش می یابد. توزیع دما در حالت پنجم به دلیل اختلاف کم مقدار a در دو چمبر و اختلاف کم مقدار کلیرنسی میانگین، تا حدود زیادی از تقارن برخوردار است.

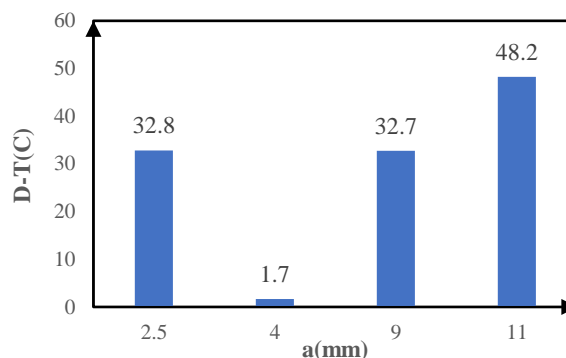
در شکل ۲۰، اختلاف دمای دو محفظه بر حسب تغییر پارامتر a نمایش داده شده است. مشاهده می شود مطابق روند شکل ۲۲، در ضخامت ۴ میلی متر که کمترین میزان اختلاف کلیرنسی پارامتر a در دو محفظه وجود دارد کمترین میزان اختلاف دما در دو محفظه احتراق ایجاد شده است. و مشابه با تاثیر مقدار متغیر S، با کاهش یا افزایش مقدار a از مقدار ۴ میلی متر، اختلاف دما افزایش می یابد.

cooling hole configurations on combustion and heat transfer in an aero-engine combustor", *Appl Therm Eng*, 5, 182,115-664.

15. Liu Y, Rao Y, Yang L. 2021, "Numerical simulations of a double-wall cooling with internal jet impingement and external hexagonal arrangement of film cooling holes", *Int J Therm Sci*, 153, 106-337.
16. Greifenstein M, Dreizler A. 2021, "Influence of effusion cooling air on the thermochemical state of combustion in a pressurized model single sector gas turbine combustor", *Combust Flame*, 226, 455-66.

۱۷. مستندات شرکت زیمنس سازنده توربین های ۹۴،۲۷ دفتر فنی نیروگاه

شهید کاوه قاین



شکل ۲۰: تاثیر پارامتر a بر اختلاف دما خروجی

## مراجع

1. Golladay RL, Lucas JG., 1988, "AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF GASEOUS-FILM COOLING OF A ROCKET MOTOR". NASATN.
2. Totten JK. 1964, "Ramjet structural elements, and non-regeneratively cooled combustion chambers and nozzles", *Marquardt Corp*;9,1-36.
3. A.Saboonchi, & Kheradmand S., 2003, "3D-Numerical Gas Turbine Combustor", *Esteghlal*, 22, 137-48.
4. Bunker RS. 2005, "A review of shaped hole turbine film-cooling technology", *J Heat Transfer*, 127, 441-53.
5. Li L, Peng XF, Liu T., 2006, "Combustion and cooling performance in an aero-engine annular combustor", *Appl Therm Eng*, 26, 1771-9.
6. Andreini A, Becchi R, Facchini B, Picchi A, Peschiulli A., 2017, "The effect of effusion holes inclination angle on the adiabatic film cooling effectiveness in a three-sector gas turbine combustor rig with a realistic swirling flow", *Int J Therm Sci*. 121, 75-88.
7. Ji Y, Ge B, Chi Z, Zang S., 2018, "Overall cooling effectiveness of effusion cooled annular combustor liner at reacting flow conditions", *Appl Therm Eng*, 130, 87-88.
8. Jing T, Xu Z, Xu J, Qin F, He G, Liu B., 2021, "Characteristics of gaseous film cooling with hydrocarbon fuel in supersonic combustion chamber" *Acta Astronaut*, 190, 74-82.
9. Namayandeh MJ, Mohammadimehr M, Mehrabi M., 2019, "Temperature distribution of ceramic panels of a V94.2 gas turbine combustor under realistic operation conditions", *Adv Mater Res*. , 8, 17-35.
10. Kim JH, Kim KY., 2019, "Performance evaluation of a converging-diverging film-cooling hole", *Int J Therm Sci*, 142, 295-304.
11. Huang Y, Zhang J zhou, Wang C hua., 2018, "Shape-optimization of round-to-slot holes for improving film cooling effectiveness on a flat surface", *Heat Mass Transf und Stoffuebertragung*, 54, 41-54.
12. Park SH, Kang YJ, Seo HJ, Kwak JS, Kang YS., 2019, " Experimental optimization of a fan-shaped film cooling hole with 30 degrees-injection angle and 6-hole length-to-diameter ratio", *Int J Heat Mass Transf*, 144, 118-652.
13. Wang J, Tian K, Luo J, Sundén B., 2019, " Effect of hole configurations on film cooling performance", *Numer Heat Transf Part A Appl*, 75, 25-38.
14. Dai H, Zhang J, Ren Y, Liu N, Lin J., 2021, " Effect of