



بهبود طراحی محفظه احتراق میکروتوربین گازی ۱۸۰-۸۵ GTCP

مهران نصرت الهی^{۱*}، محمد صدیقی^۲، صادق ولایتی مهر^۳، جاماسب پیرکندی^۱

^۱مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

^۲دانشکده هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

^۳دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۶ دی ۱۳۹۴

بازنگری: ۱۰ فروردین ۱۳۹۵

پذیرش: ۲۰ اردیبهشت ۱۳۹۵

ارائه آنلاین: ۲۴ مرداد ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

دستگاه تولید توان جانبی

میکروتوربین ۸۵-۱۸۰ GTCP

محفظه احتراق

بهبود طراحی

چکیده: در این مقاله، محفظه احتراق میکروتوربین گازی پرکاربرد ۸۵-۱۸۰ GTCP با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت مدل شده است. سپس پدیده احتراق به صورت سه‌بعدی و با استفاده از مدل غیرپیش‌آمیخته مورد بررسی قرار گرفته شده و با توجه به پروفیل دمای به‌دست‌آمده، این محفظه بهینه گردیده است. برای مدلسازی آشفته‌گی از مدل کا-اِپسِلین قابل تحقق و برای به دست آوردن شدت تشعشع از مدل عرض گسسته استفاده شده است. سوخت اصلی که در حال حاضر در این نوع میکروتوربین استفاده می‌شود JP۴ است. با توجه به اینکه این نوع سوخت از خارج از کشور وارد می‌شود و همچنین با توجه به آلودگی که این نوع سوخت ایجاد می‌کند، متان به‌عنوان یک سوخت در دسترس، پاک و ارزان می‌تواند یک جایگزین مناسب برای به‌کارگیری در میکروتوربین مذکور باشد. هدف پژوهش حاضر نیز این بوده است که بدون تغییر در هندسه اصلی محفظه احتراق و دبی هوای ورودی به آن، با به دست آوردن یک هندسه و الگوی مناسب برای پاشش سوخت متان، یک شعله قابل قبول به دست آورده شده و سپس طراحی محفظه بهبود یابد. شعله به‌دست‌آمده برای سوخت در این تحقیق قابل قبول بوده و متوسط دمای گاز خروجی از محفظه احتراق متناسب با کارکرد میکروتوربین است. نتایج به‌دست‌آمده با داده‌های خروجی شبیه‌سازی همین محفظه با سوخت کروسین مقایسه شده است که بیانگر درصد خطای بسیار ناچیزی است. همچنین نتایج به‌دست‌آمده از بهبود طراحی محفظه احتراق که با ایجاد شیارهای شعاعی در ورودی اعمال شد، نشان می‌دهد که از میزان حرارت در قسمت اولیه محفظه که باعث آسیب این قسمت می‌شد، تا حد قابل‌توجهی کاسته شده است. این کاهش دما در این ناحیه باعث خواهد شد مشکلات عملی که طی کارکرد موتور به صورت ترک‌خوردگی جوش‌ها در بخش جلویی محفظه بروز می‌کند تا حد زیادی تقلیل یابد.

۱- مقدمه

یکی از تجهیزات پرکار در زمینه آماده‌سازی و پشتیبانی هواپیما جهت انجام مقدمات پرواز، دستگاه تولید توان جانبی^۱ است. شکل ۱ یک دستگاه تولید توان جانبی را نشان می‌دهد. در بیشتر موارد، موتور مولد این ماشین از نوع میکروتوربین است که قادر به تولید توان محوری برای تولید برق و سیستم هیدرولیک و هوای فشرده جهت سیستم تهویه هواپیما و استارت موتور اصلی آن است. در حال حاضر میکروتوربین‌هایی که بر روی این نوع دستگاه‌ها نصب شده است از سوخت JP۴ استفاده می‌کنند و در صورت تغییر سوخت به متان، به لحاظ آلاینده‌گی، هزینه تهیه و میزان مصرف سوخت وضعیت بسیار بهتری خواهند داشت.

جریان سیال درون محفظه احتراق شامل پیچیدگی‌های فراوانی نظیر فرآیند احتراق، آشفته‌گی، انتقال حرارت، تغییر فاز و انتقال جرم است. به همین دلیل شناخت دقیق و صحیح میدان جریان نیاز به شبیه‌سازی دقیق جریان درون محفظه دارد. با توجه به پیچیده بودن جریان، شناخت میدان جریان تنها با روش‌های سه‌بعدی عددی پیشرفته امکان‌پذیر است. پژوهش‌هایی نیز در این زمینه انجام شده است که مختصری از آن‌ها ارائه شده است.

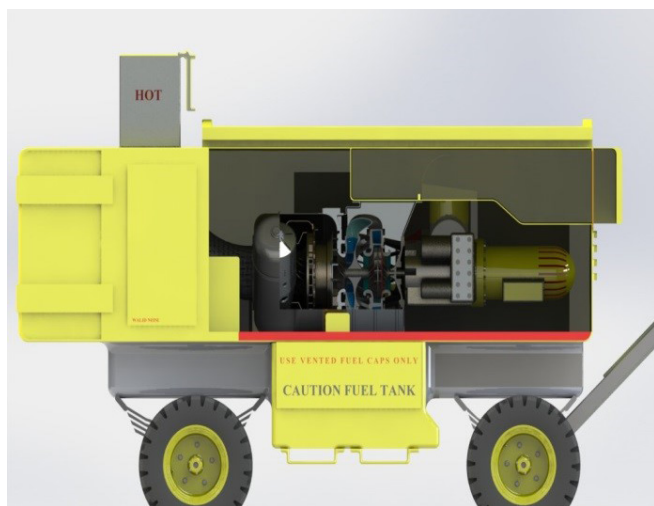


Fig. 1. View of Auxiliary Power Unit (APU)

شکل ۱: نمایی از دستگاه تولید توان جانبی

یاشایاهو لوی^۲ و همکاران محفظه احتراق یک میکروتوربین را با سوخت متان به صورت عددی شبیه‌سازی کردند [۱]. در محفظه طراحی شده در این تحقیق ترکیب سوخت و هوا توسط شش نازل به محفظه تزریق و از مدل احتراق غیرپیش‌آمیخته و مدل آشفته‌گی کا اِپسِلین استاندارد^۳ استفاده

1 Auxiliary Power Unit (APU)

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: nosratolahi@mut.ac.ir

2 Yeshayahou Levy

3 Standard k-ε model

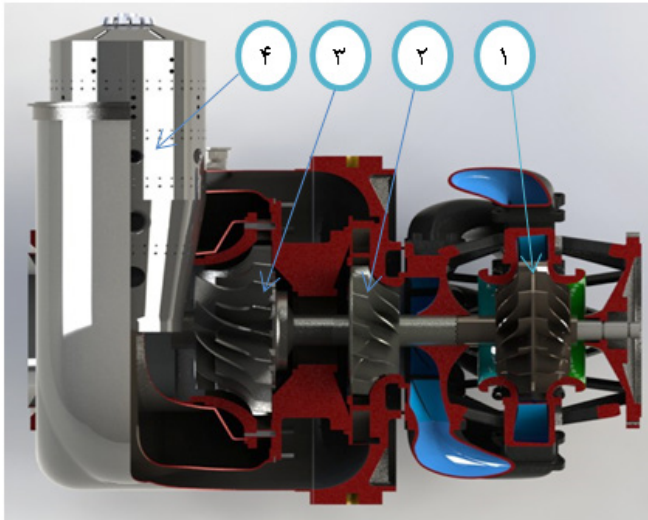


Fig. 2. Cutting view of GTCP85-180 micro turbine

شکل ۲: نمای برش خورده میکروتوربین ۱۸۰-۸۵ GTCP

می‌شود. توان محوری ایجادشده، توسط محور به یک ژنراتور منتقل شده و این ژنراتور، برق ۱۱۵ ولت ۴۰۰ هرتز را برای سامانه‌های الکتریکی هواپیما تولید می‌کند. هوای فشرده به وجود آمده نیز غالباً صرف استارت اولیه موتور و سیستم تهویه هواپیماها می‌شود. محفظه احتراق این میکروتوربین از نوع استوانه‌ای است. این محفظه دارای سوراخ‌های ورودی هوا برای اکسیژن‌رسانی به شعله در دو شکل ساده و چرخشی^۴ است که در ناحیه اولیه محفظه قرار دارند. همچنین دارای سوراخ‌های رینگی برای خنک‌کاری دیواره محفظه احتراق و سوراخ‌هایی جهت رساندن اکسیژن به شعله در ناحیه ثانویه محفظه احتراق است. در انتهای محفظه، سوراخ‌هایی جهت تعدیل دما در پروفیل دمای خروجی از محفظه تعبیه شده است. جهت انجام این شبیه‌سازی از نرم‌افزار انسیس فلونت ۱۴ [۵] در مدل‌سازی احتراق، انتقال حرارت و جریان آشفته استفاده شد. هدف در این تحقیق این است که بدون تغییر در هندسه اصلی محفظه و دبی هوای ورودی به محفظه، با به دست آوردن یک هندسه مناسب برای پاشش سوخت متان، یک شعله قابل قبول به دست آورده شده و سپس طراحی محفظه بهبود یابد. ایجاد تغییر در سوخت‌پاش به صورت محدود و تنها در محل مربوطه است به طوری که حتی ۱۲ عدد پره سوئیچرل مجاور آن نیز بدون تغییر مانده و سایر قسمت‌های محفظه اعم از ابعاد اصلی محفظه و لاینرها، محل و قطر سوراخ‌های خنک‌کاری و سوراخ‌های بزرگ ورودی هوا به طور دست‌نخورده و مطابق با نمونه اصلی حفظ شده‌اند. همچنین دبی سوخت باید طوری تنظیم شود که بدون تغییر در دبی هوای ورودی، انرژی لازم ورودی به توربین برای رساندن دور موتور به ۴۱۱۰۰ دور در دقیقه (دور کارکرد موتور) را تأمین نماید.

۳- تشریح هندسه

هندسه این محفظه احتراق با استفاده از نرم افزار سالید ورکر^۵ ایجاد شد.

- 4 Swirl
- 5 Solid works

شد و مدل با شبکه‌های با سازمان به تعداد ۶۰۹۰۰۰ المان، شبکه‌بندی شد. نتایج به‌دست‌آمده از محفظه طراحی آن‌ها، با نتایج تجربی تطابق خوبی داشت. گوسب^۱ و همکاران تأثیر سوخت بر محفظه احتراق از نوع استوانه‌ای یک توربین گاز را مورد بررسی قرار دادند [۲]. آن‌ها از نرم‌افزار انسیس فلونت^۲ برای شبیه‌سازی استفاده کردند. ابتدا محفظه با سوخت گاز متان شبیه‌سازی شد و سپس شبیه‌سازی با سوخت‌های ۹۰ درصد متان به‌علاوه ۱۰ درصد دی‌اکسید کربن، ۷۵ درصد متان به‌علاوه ۲۵ درصد دی‌اکسید کربن و ۷۰ درصد متان به‌علاوه ۳۰ درصد دی‌اکسید کربن انجام شد و اثرات این تغییر بر روی محفظه احتراق محاسبه شده و به این نتیجه رسیدند که دی‌اکسید کربن در سوخت، منجر به کاهش درجه حرارت شعله می‌شود. علی‌گودرز [۳]، محفظه احتراق توربین SGT ۶۰۰ که از نوع حلقوی^۳ و دارای ۱۸ مشعل مشابه می‌باشد را از خروجی کمپرسور تا ورودی توربین به‌صورت عددی با استفاده از نرم‌افزار انسیس CFX مدل کرده و پدیده احتراق را به‌صورت سه‌بعدی با مدل آشفستگی کا اسیلین RNG و مدل احتراقی TFC مورد تحلیل و بررسی قرار داد. برای شبیه‌سازی عددی، یک قطاع ۲۰ درجه از محفظه احتراق مدل و از شبکه‌های با سازمان به تعداد ۵۵۷۸۰۰۰ المان استفاده شد. وی به دمای خروجی مناسبی دست یافت. اغنیا محفظه احتراق میکروتوربین ۱۸۰-۸۵ GTCP را که در شکل ۲ نشان داده شده است با استفاده از سوخت کروسین شبیه‌سازی کرد [۴]. وی از مدل آشفستگی کا اسیلین قابل تحقق و از مدل احتراق غیرپیش‌آمیخته استفاده نمود. وی شعله قابل قبول و دمای خروجی مناسبی به دست آورد.

در مطالعه قبلی، محفظه احتراق میکروتوربین ۱۸۰-۸۵ GTCP با سوخت کروسین که شبیه به سوخت JP۴ است استفاده شده است که هم دسترسی به این سوخت مشکل و هزینه‌بر و هم آلودگی ایجادشده توسط این سوخت زیاد است. برای همین در این تحقیق این محفظه با سوخت متان که یک سوخت در دسترس، ارزان و تمیز است شبیه‌سازی شد. بعد از انجام شبیه‌سازی مشخص شد برای رسیدن به دمای خروجی مناسب که بتواند انرژی لازم برای رساندن دور موتور به ۴۱۱۰۰ دور در دقیقه را تأمین کند، سوخت متان باید با دبی ۰/۰۲۳ کیلوگرم بر ثانیه و فشار ۱۰^۵ پاسکال به درون محفظه تزریق شود. دمای خروجی محفظه ۹۵۴/۱ کلوین، دمای قسمت اولیه محفظه ۱۳۴۰/۱ کلوین به دست آمد که بعد از بهبود طراحی این محفظه دمای این قسمت به میزان ۲۸۲ کلوین خنک‌تر شد.

همانطور که در شکل ۲ دیده می‌شود قسمت‌های اصلی میکروتوربین ۱۸۰-۸۵ GTCP عبارت‌اند از: ۱- کمپرسور مرحله اول، ۲- کمپرسور مرحله دوم، ۳- توربین، ۴- محفظه احتراق

۲- طرح مسئله

میکروتوربین موردنظر برای تولید توان محوری و هوای فشرده استفاده

- 1 Guessab
- 2 ANSYS FLUENT
- 3 Annular

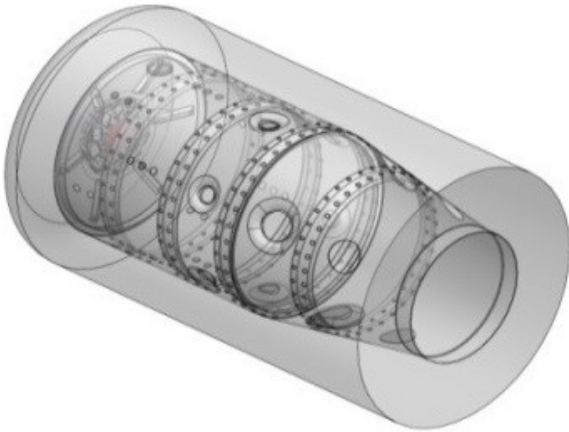


Fig. 4. Combustion chamber geometry
شکل ۴: هندسه حجم کنترل محفظه احتراق

۴- شبکه محاسباتی

این مرحله یکی از اساسی‌ترین قسمت‌های فرایند شبیه‌سازی پیش از شروع حل عددی است. برای تولید شبکه محاسباتی هندسه محفظه احتراق از شبکه‌های بی‌سازمان استفاده شد. در دیواره‌ها از تورم لایه‌ای^۱ استفاده شد تا باعث افزایش دقت حل شود. شکل ۵ نمایی از شبکه محاسباتی ایجاد شده بر روی حجم کنترل محفظه احتراق را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که ساخت‌افزار مورد استفاده در این تحقیق دارای ۸ عدد پردازشگر زنون E5450 با ظرفیت ۳ گیگاهرتز و با استفاده از یک رم ۱۶ گیگابایتی و ایجاد شبکه محاسباتی و حل عددی با استفاده از آن انجام گرفته است.

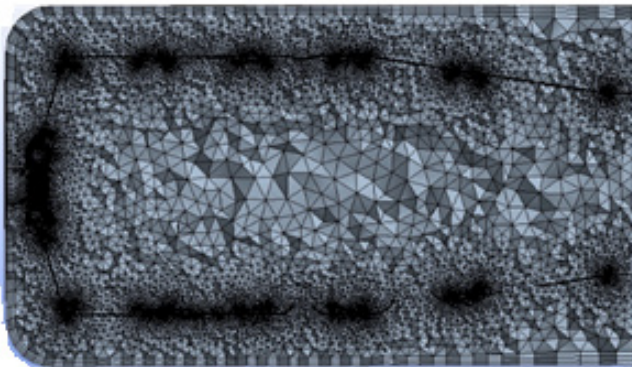


Fig. 5. Mesh geometry of combustion chamber
شکل ۵: شبکه محاسباتی ایجاد شده بر روی حجم کنترل محفظه

۵- بررسی استقلال حل از شبکه

برای بررسی استقلال نتایج حل از شبکه، از سه شبکه محاسباتی به ترتیب ۷۲۶۱۷۹۶ و ۷۷۱۷۰۹۴ و ۸۳۷۱۵۲۲ سلول استفاده شد. نتایج به صورت نمودار دمای خروجی در شکل ۶ آورده شده است. دیده می‌شود، نتایج به دست آمده از سه شبکه تقریباً یکسان است. با توجه به اینکه استفاده

هندسه محفظه احتراق با دقت مناسبی و در مدل سه بعدی تهیه شده، تمامی جزئیات هندسه در نظر گرفته شده است. قطر محفظه احتراق ۱۷۰ میلی‌متر و طول محفظه ۳۹۸ میلی‌متر است.

همانطور که در شکل ۳ (ب) دیده می‌شود قسمت‌های اصلی محفظه احتراق عبارت‌اند از: ۱- سوئیچرلر، ۲- سوخت‌پاش، ۳- شمعک، ۴- سوراخ‌های خنک‌کاری که سبب ایجاد جریان لایه‌ای شده و دیواره محفظه احتراق را خنک می‌کند، ۵- سوراخ‌هایی برای حفظ شعله در وسط محفظه، ۶- سوراخ‌هایی با زاویه ۱۲۰ درجه نسبت به هم برای رقیق‌سازی محصولات احتراق، ۷- سوراخ‌هایی با زاویه ۱۲۰ درجه نسبت به هم برای رقیق‌سازی محصولات احتراق. لازم به ذکر است که سوئیچرلر نمایش داده شده در قسمت ۱ شکل ۳ (ب) شامل ۱۲ پره بزرگ، ۱۲ سوراخ و ۶ پره کوچک در مجاورت روزنه سوخت‌پاش است که همگی به صورت شعاعی چیده شده‌اند و هوای ورودی به آن‌ها از طریق ۱۲ شکاف در قسمت پشت سوئیچرلر وارد شده که به طور مستقیم به هوای ورودی به کل حجم کنترل ارتباط دارد.

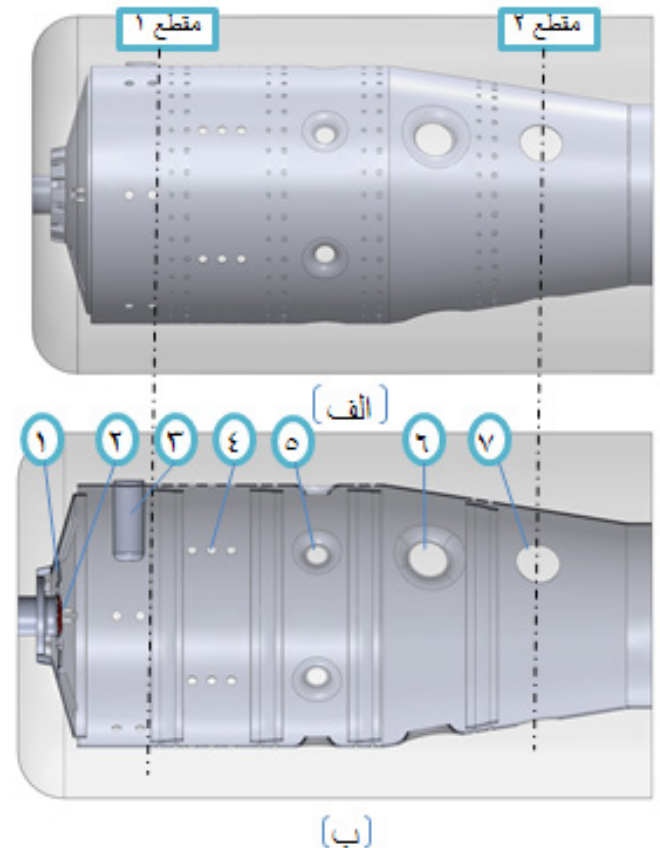


Fig. 3. a. Combustion chamber geometry , b. cutting view of Combustion chamber geometry

شکل ۳: (الف) هندسه حجم کنترل محفظه (ب) هندسه برش خوردۀ حجم کنترل محفظه

شکل ۴ هندسه حجم کنترل محفظه احتراق با در نظر گرفتن همه جزئیات نمونه واقعی نشان می‌دهد.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{v \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b \quad (5)$$

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (6)$$

مقادیر ثابت مربوط به این مدل در جدول ۱ ارائه شده است:

جدول ۱: مقادیر ثابت

Table 1. Fixed values

مقدار مشخصه	نوع مشخصه
۱	σ_k
۱/۳	σ_ϵ
۱/۴۴	$C_{1\epsilon}$
۱/۹	C_2

معادله انتقال حرارت تشعشی برای یک محیط گازی به صورت معادله انتگرالی-دیفرانسیلی زیر نوشته می‌شود [۸]:

$$\frac{dI(r,s)}{ds} = -(a + \sigma_s) I(r,s) + a n^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(r,s') \Phi(s,s') d\Omega' \quad (7)$$

در معادلات بالا، ρ چگالی سیال (کیلوگرم بر مترمکعب)، V بردار سرعت، S_m جرم اضافه شده به فاز پیوسته، μ لزجت سیال (کیلوگرم بر متر ثانیه)، μ_t لزجت دینامیک مغشوش، F نیروهای جسمی خارجی، E انرژی کل، k انرژی جنبشی آشفتگی، K_i ضریب هدایت حرارتی، τ تانسور تنش، u_i مولفه نام سرعت، x_i مختصه نام مکان، σ_k عدد پراتل مغشوش برای انرژی آشفتگی، G_k ترم تولید انرژی جنبشی آشفتگی، G_b ترم تولید آشفتگی در اثر شناوری، ϵ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی، Y_M سهم انبساط نوسانی حاصل از آشفتگی تراکم پذیر، σ_ϵ عدد پراتل مغشوش برای اتلاف انرژی آشفتگی، S اندازه تانسور نرخ کرنش، T درجه حرارت، r بردار موقعیت، s بردار راستا، s' بردار راستای جذب، σ ثابت استفان بولتزمن و σ_s ضریب جذب است.

برای مدل‌سازی این معادله دیفرانسیلی، از مدل تشعشی عرض گسسته^۲ استفاده شده است. این مدل را می‌توان در تمام محدوده‌های اپتیکی و همچنین در مسائل تشعشع سطح به سطح که در محیط‌های فعال انجام می‌شوند، مثل محفظه‌های احتراق به کار برد. هزینه محاسبات و حافظه مورد نیاز این مدل، نسبتاً کم است [۹]. این مدل، تشعشع را به صورت پله‌ای مدل می‌کند و در بازه بین پله‌ها تغییرات یکنواخت است. شرط استفاده از این مدل، فرض ثابت ماندن ضرایب جذب در هر بازه است که به آن شیوه حل غیرخاکستری اطلاق می‌شود [۹].

از شبکه‌بندی ریزتر بدون تأثیر چندانی بر دقت محاسبات، سبب تأخیر زیادی در همگرایی و افزایش زمان اجرای برنامه (با توجه به محدودیت‌های سخت‌افزاری) می‌شود، شبکه محاسباتی با ۷۲۶۱۷۹۶ سلول مورد استفاده قرار گرفت.

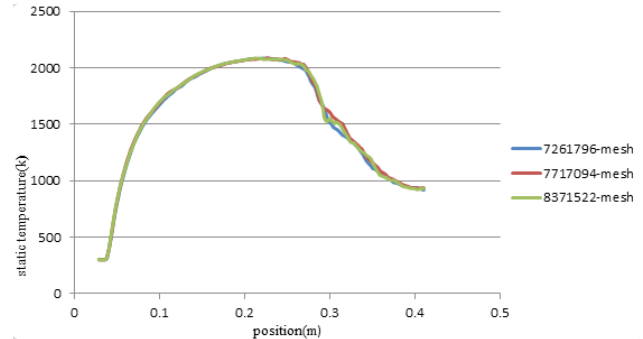


Fig. 6. Grid independence study, output temperature chart

شکل ۶: بررسی استقلال نتایج از شبکه، نمودار دمای خروجی

۶- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر شبیه‌سازی، به صورت پایا^۱ حل شده‌اند. این شبیه‌سازی در شرایط جریان سه‌بعدی، تراکم‌ناپذیر، لزج، آشسته و همراه با تشعشع انجام گرفته است. رابطه ۱- معادله بقای جرم، ۲- معادله مومنتوم و ۳- معادله انرژی است [۶].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla \cdot (\rho V V) = \nabla \cdot ((\mu + \mu_t) \nabla V) + F \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\rho V E) = \nabla \cdot ((K + K_t) \nabla T) + \nabla \cdot (\tau V) - \nabla \cdot (P V) + S_r + S_h \quad (3)$$

برای شبیه‌سازی آشفتگی جریان از مدل کا اپسین قابل تحقق^۲ که توسط شبیه و همکاران [۷] پیشنهاد شده، استفاده شده است. این مدل از دقت بالایی در جریان‌های برخوردی و چرخشی برخوردار است و برای کا و اپسین معادلات جدیدی ارائه کرده است که هماهنگی بیشتری با مقادیر تنش‌های رینولدز دارد [۸]. این نوع مدل‌سازی از دیگر انواع آن دارای دقت بیشتر بوده و مدل‌سازی با آن واقعی‌تر است و نتایج بهتری را ارائه می‌دهد ولی به همان نسبت هزینه محاسباتی بالاتری نیز دارد [۹]. معادلات انتقال برای این مدل به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (4)$$

- 1 Steady
- 2 Realizable k-ε model

۷- شرایط مرزی

شرایط مرزی مربوط به ورودی از کتاب فنی^۱ موتور [۱۰] و دبی سوخت با توجه به دمای خروجی محفظه برای تأمین انرژی لازم برای رساندن دور موتور به ۴۱۱۰۰ دور در دقیقه به دست آمده است. دبی جرمی هوای ورودی به محفظه ۲/۱۸۸ کیلوگرم بر ثانیه و دمای هوای ورودی ۵۲۴ کلون است. سوخت متان با دبی ۰/۰۲۳ کیلوگرم بر ثانیه و فشار ۱۰^۵ پاسکال به درون محفظه تزریق می‌شود. در خروجی حجم کنترل از شرط مرزی فشار خروجی^۲ استفاده شده که با توجه به افت فشار محفظه در این رژیم کاری برابر ۳۱۲۳۶۷ پاسکال است. همچنین دیوارهای ثابت بیرونی بدون انتقال حرارت در نظر گرفته شده است.

۸- بحث بر روی نتایج

نتایج حل عددی نمایانگر یک شعله متمرکز درون محفظه احتراق است که نواحی اختلاط و رقیق‌سازی درست در محل پیش‌بینی شده، به ترتیب در ناحیه ابتدایی و انتهایی محفظه احتراق رخ داده و نحوه شکل‌گیری و کنترل شعله مطابق با جهت و محل قرارگیری سوراخ‌های بزرگ ورودی هوا است که در شکل ۳ (ب) با شماره ۵ و ۶ نمایش داده شده‌اند. در شکل ۷ کانتور دما در صفحه میانی محفظه نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در ابتدای محفظه و در ناحیه اختلاط سوخت و هوا، واکنش‌های احتراقی صورت گرفته و توده‌های سیال حاوی گازهای داغ حاصل از احتراق به سمت پایین دست جریان، حرکت می‌کند. به علت وجود شمع در محفظه، شعله کمی به سمت بالا منحرف شده است. دما در مرکز شعله بالا است. اما سیال خنک‌کاری، سبب شده است تا دمای سیال نزدیک دیواره‌ها تا حد زیادی کاهش یابد و دیواره‌ها کاملاً خنک هستند. دیده می‌شود که شعله کاملاً در مرکز محفظه تشکیل شده است.

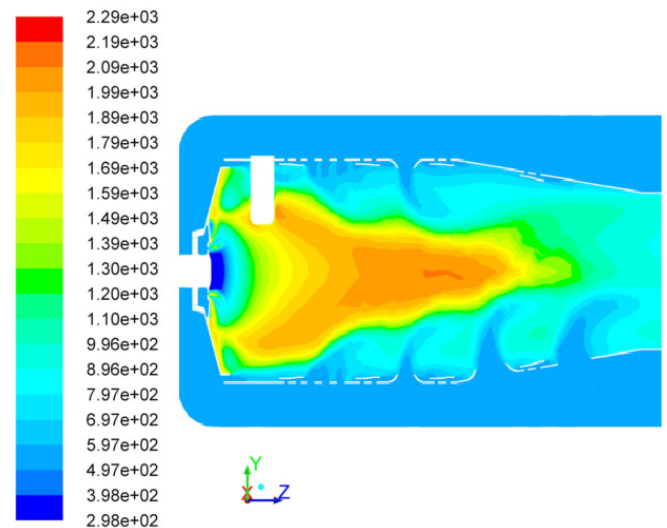


Fig. 7. Temperature profile in combustion chamber

شکل ۷: کانتور دما بر روی صفحه میانی محفظه احتراق

- 1 Technical Order
- 2 Pressure outlet

در شکل ۸ اثر شمع و سوراخ‌های ورود هوا بر روی شعله به خوبی دیده می‌شود. سوراخ‌های ورودی هوا شعله را در مرکز محفظه نگه داشته و شمع باعث شده است شعله کمی به سمت بالا متمایل شود.

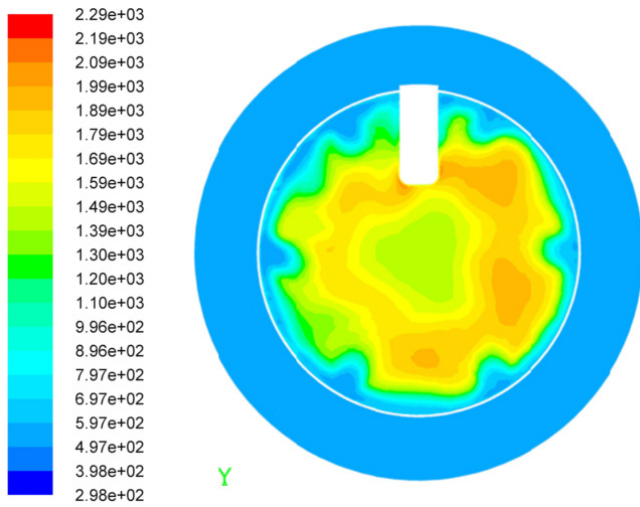


Fig. 8. Temperature profile Of section 1 Shown in Fig. 2.

شکل ۸: کانتور دما بر روی مقطع ۱ نشان داده شده در شکل ۲ (الف)

در شکل ۹ نحوه قرارگیری سه سوراخ انتهایی محفظه و اثر آن‌ها بر روی شعله دیده می‌شود. عبور هوا از این سوراخ‌ها و اضافه شدن به محصولات احتراق باعث رقیق شدن این محصولات می‌شود.

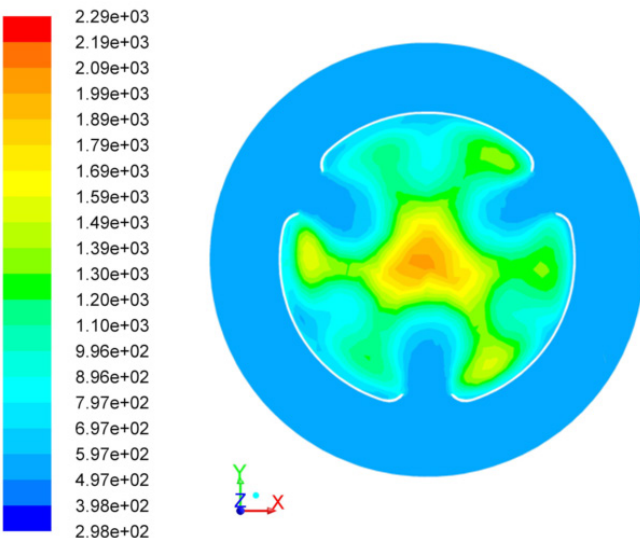


Fig. 9. Temperature profile Of section 2 Shown in Fig. 2.

شکل ۹: کانتور دما بر روی مقطع ۲ نشان داده شده در شکل ۲ (الف)

در شکل ۱۰ کانتور سرعت در جهت طولی محفظه نشان داده شده است. دیده می‌شود که در قسمت چپ محفظه، هوای پرفشار با سرعت کم وارد محفظه شده تا پس از تزریق سوخت، فرآیند احتراق که یک واکنش شیمیایی است زمان لازم جهت انجام واکنش را داشته باشد. بعد از انجام احتراق انرژی حرارتی زیادی تولید شده و با عبور این گازها از مجرای خروجی محفظه که

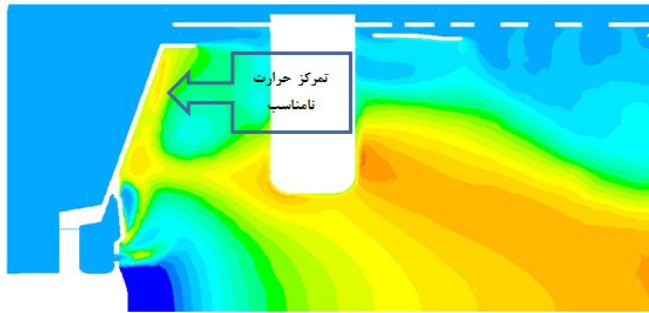


Fig. 11. Inappropriate heat focus in primary zone of Combustion chamber

شکل ۱۱: تمرکز حرارت نامناسب در قسمت اولیه محفظه

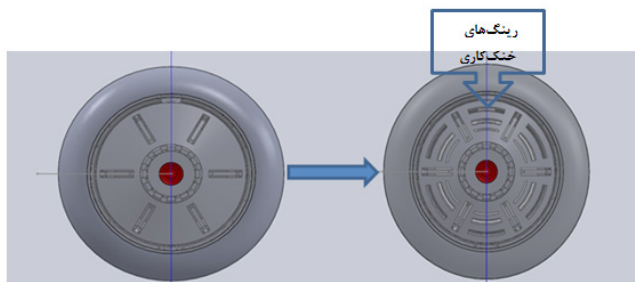


Fig. 12. Optimization of primary zone of Combustion chamber

شکل ۱۲: بهینه‌سازی ناحیه اولیه محفظه احتراق

شرایط مرزی همان شرایط حل عددی هندسه اصلی است فقط به دلیل هوای بیشتری که به دلیل ایجاد رینگ‌های خنک‌کاری وارد محفظه می‌شود برای اینکه به دمای خروجی مطلوب برسیم دبی سوخت ورودی را ۲ گرم افزایش می‌دهیم یعنی سوخت با دبی 0.025 کیلوگرم بر ثانیه و فشار 10^5 پاسکال به محفظه تزریق می‌شود.

۱۱- بحث بر روی نتایج هندسه بهبودیافته

در شکل ۱۳ کانتور دما در صفحه میانی محفظه بهبودیافته نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل دیده می‌شود، کانتور دمای به‌دست‌آمده، نسبت به حالت نشان داده شده در شکل ۷ تفاوت قابل‌ملاحظه‌ای را نشان می‌دهد و پیک حرارتی مجاور دیواره در نزدیکی جوش‌های محفظه احتراق با کاهش چشمگیری مواجه شده است. سیال خنک‌کاری با عبور از رینگ‌های خنک‌کاری وارد محفظه شده، به طوری که قسمت اولیه محفظه حدود ۲۸۲ کلوین خنک‌تر شده است.

۱۲- مقایسه نمودار سه‌بعدی تغییرات دما در طول محفظه احتراق اصلی و بهبودیافته

شکل ۱۴ تغییرات دما در طول محفظه احتراق اصلی را نشان می‌دهد. دیده می‌شود که در ابتدای محفظه احتراق که هنوز احتراق صورت نگرفته دما پایین است و هر چه در جهت محور z (طول محفظه) پیش می‌رویم دما بالا می‌رود تا اینکه دما در مرکز شعله به حداکثر می‌رسد و تا حدود ۱۴۰۰ کلوین بالا می‌رود اما دیواره محفظه به علت ورود هوای خنک‌کاری کاملاً

به شکل همگرا است سرعت زیاد می‌شود.

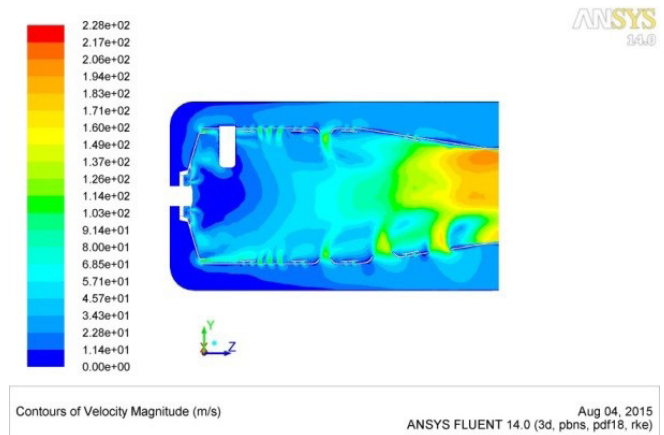


Fig. 10. Velocity profile

شکل ۱۰: کانتور سرعت

۹- اعتبار سنجی روش عددی

با توجه به اینکه این تحقیق اولین فعالیت انجام شده در زمینه گازسوز کردن این موتور خاص در داخل کشور بوده و تاکنون در خارج از کشور نیز نتایجی منتشر نشده، درواقع تنها روش بحث بر روی چگونگی اعتماد به نتایج مقایسه آن با سایر فعالیت‌های دیگر محققان بوده که می‌تواند به‌صورت کیفی و حتی اختلاف کمی نتایج بیان گردد. برای ارزیابی روش عددی از نتایج اغنیا که این شبیه‌سازی را با سوخت کروسین، بر روی همین محفظه انجام داد [۸] که عبارت از دمای خروجی محفظه است، استفاده شد. دمای خروجی محفظه شبیه‌سازی شده با سوخت کروسین $950/9$ کلوین است. این در حالی است که نتایج شبیه‌سازی با سوخت متان میزان دمای خروجی را $954/1$ کلوین پیش‌بینی کرده است. بنابراین درصد اختلاف برای این پارامتر $0/33$ درصد است.

۱۰- بهبود طراحی محفظه احتراق

همان‌گونه که در شکل ۱۱ دیده می‌شود در قسمت گوشه‌های ابتدای محفظه احتراق تمرکز حرارت وجود دارد و این عدم خنک‌کاری مناسب باعث شکستن جوش‌ها می‌شود. بدین منظور شیارهایی به‌صورت شعاعی جهت خنک‌کاری مربوط در ابتدای محفظه احتراق و داخل حجم کنترل ایجاد گردید. این به معنی تغییر دبی هوا ورودی به محفظه نیست و یادآوری این مسئله لازم است که سطح مقطع هوای ورودی به حجم کنترل ثابت بوده و شرط مرزی آن نیز بدون تغییر حفظ شده است. با ایجاد این سوراخ‌های خنک‌کاری کانتور دمای کنار دیواره به‌بهبود یافت.

برای به دست آوردن هندسه بهبودیافته همان‌گونه که در شکل ۱۲ دیده می‌شود، ناحیه اولیه هندسه اصلی دچار تغییر شده و با کاستن از مساحت رینگ خنک‌کاری این ناحیه، روزهایی جهت ایجاد خنک‌کاری لایه‌ای در این ناحیه ایجاد شد.

۱۳- نتیجه گیری

نتایج تحلیل برای هندسه اصلی نشان می‌دهد که :

برای رسیدن به دمای خروجی مناسب که بتواند انرژی لازم برای رساندن دور موتور به ۴۱۱۰۰ دور در دقیقه را تأمین کند، سوخت متان باید با دبی ۰/۰۲۳ کیلوگرم بر ثانیه و فشار ۱۰^۵ پاسکال به درون محفظه تزریق شود. دمای خروجی محفظه ۹۵۴/۱ کلوین، سرعت گازهای خروجی از محفظه ۱۷۸/۸ متر بر ثانیه، دمای قسمت اولیه محفظه ۱۳۴۰/۱ کلوین و حداکثر دمای لاینر برابر ۵۲۴/۲ کلوین است.

نتایج تحلیل برای هندسه بهبودیافته نشان می‌دهد که :

برای رسیدن به دمای خروجی مناسب که بتواند انرژی لازم برای رساندن دور موتور به ۴۱۱۰۰ دور در دقیقه را تأمین کند، سوخت متان باید با دبی ۰/۰۲۵ کیلوگرم بر ثانیه و فشار ۱۰^۵ پاسکال به درون محفظه تزریق شود. دمای لاینر ۵۲۴/۲ کلوین، دمای گازهای خروجی از محفظه ۹۵۲/۵ کلوین، سرعت گاز خروجی از محفظه ۱۸۱/۹ متر بر ثانیه و دمای قسمت اولیه محفظه ۱۰۵۸/۱ کلوین است. دیده می‌شود که دمای قسمت اولیه محفظه به اندازه ۲۸۲ کلوین خنک‌تر شده است.

فهرست علائم

E	انرژی کل
F	نیروهای جسمی خارجی
G_b	ترم تولید آشفته‌گی در اثر شناوری
G_k	ترم تولید انرژی جنبشی آشفته‌گی
k	انرژی جنبشی آشفته‌گی
K_t	ضریب هدایت حرارتی
r	بردار موقعیت
s	بردار راستا
s'	بردار راستای جذب
S	اندازه تانسور نرخ کرنش
T	درجه حرارت
u_i	مولفه i ام سرعت
V	بردار سرعت
x_i	مختصه i ام مکان
Y_M	سهم انبساط نوسانی حاصل از آشفته‌گی تراکم پذیر
علائم یونانی	
ε	اتلاف انرژی جنبشی آشفته‌گی
μ	لزجت
μ_t	ویسکوزیته دینامیک مغشوش
ρ	چگالی، kg/m^3

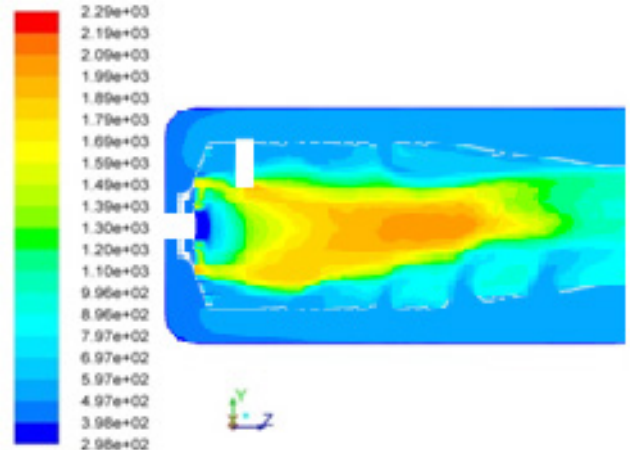


Fig. 13. Temperature profile in optimized combustion chamber

شکل ۱۳: کانتور دما بر روی صفحه میانی محفظه بهبودیافته

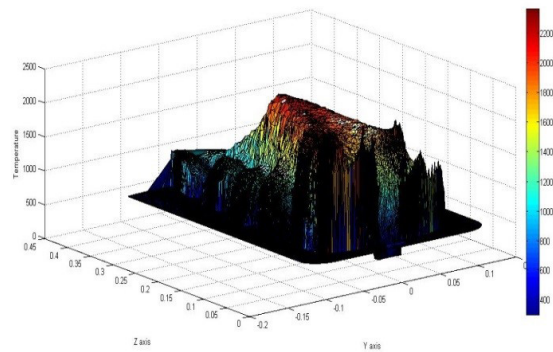


Fig. 14. Temperature changes along the combustion chamber

شکل ۱۴: تغییرات دما در طول محفظه احتراق اصلی

خنک است.

شکل ۱۵ تغییرات دما در طول محفظه احتراق بهبودیافته را نشان می‌دهد. دیده می‌شود که دما در مرکز شعله، نسبت به دمای مرکز شعله در هندسه اصلی بالاتر است و به حدود ۱۵۰۰ کلوین می‌رسد و این به دلیل افزایش دبی سوخت جهت دست یافتن به دمای خروجی مناسب است. اما دیواره محفظه به دلیل ایجاد رینگ‌های خنک‌کاری و ورود هوای خنک‌کاری از این رینگ‌ها، کاملاً خنک است.

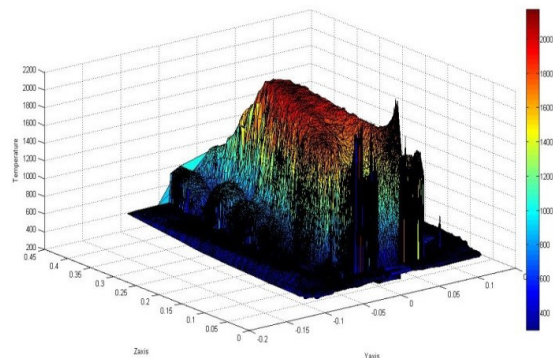


Fig. 15. Temperature changes along the optimized combustion chamber

شکل ۱۵: تغییرات دما در طول محفظه احتراق بهبودیافته

Master's Thesis in aerospace engineering, satari University of Science and Technology, (2014).

- [5] ANSYS® Workbench 2.0 FrameworkTM,14.0.0, (2011) SAS IP, Inc
- [6] Z. Orshesh, Numerical Study of Oxygen Enrichment on NO Pollution Spread in a Combustion Chamber, *World Academy of Science, Engineering and Technology*, (2012).
- [7] T.H. Shih, W.W. Lion, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu, A New k-ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Numerical Turbulent Flows-Model Development and Validation Computers Fluids, (1995) 227-238.
- [8] H. Zeinivand, Investigation of reactive two phase flow behavior in a RQL combustor, *fifth fuel and Combustion Conference of Iran*, Iran University of Science and Technology, (2013).
- [9] M. Sedighi, M. Aghnia, V. Neisi, Numerical analysis of change Can-type Micro turbine's combustor to annular-type, *Thirteenth Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran university, (2013).
- [10] T.O. 2G-GTCP85-23, *Maintenance Instruction Technical Manual*, USAF Series 197.

ثابت استفان بولتزمن σ

ضریب جذب σ_s

اعداد پراتنل مغشوش برای انرژی آشفستگی و اتلاف آن $\sigma_k, \sigma_\epsilon$

تانسور تنش τ

منابع

- [1] Y. Levy, V. Erenburg, Y. Goldman, V. Sherbaum, V. Ovcharenko, *CFD Assisted Design of MICRO GT combustor*, Faculty of Aerospace Engineering, Israel Institute of Technology, Haifa, 32000, (2009).
- [2] A. Guessab, A. Aris, T. Benabdallah, N Chami, Effect of Fuels on Gas Turbine Can-Type Combustor using CFD Code, *Applied Numerical Mathematics and Scientific Computation*, ISBN, (2014) 9781-61804-253-8.
- [3] M. Aligoodarz, Numerical simulation of SGT-600 gas turbine combustor and flow field under operation condition, *Journal of Modeling in Engineering*, 10 (31) (2013) 25-35.
- [4] M. Aghnia, M. Sedighi, *Identify defects and optimize Micro-turbine combustion chamber numerically*,

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

M. Nosratollahi, M. Sedighi, S Velayatimehr, J. Pirkandi, "Design Improvement of GTCP85-180 Micro Gas Turbine Combustor" *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(3) (2017) 635-642.
DOI: 10.22060/mej.2016.735

