

بررسی عددی عملکرد محفظه احتراق قوطی-حلقوی در شرایط مختلف عملکردی

محمدحسین محمدی

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران، mhm.mo94@yahoo.com

مهرداد بزاززاده*

دانشیار، گروه مکانیک و تبدیل انرژی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران، bazazzadeh@mut-es.ac.ir

جلیل فریدونی

استادیار، گروه مکانیک و تبدیل انرژی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران، fereidooni@mut-es.ac.ir

چکیده

در کار حاضر یک قطاع ۶۰ درجه‌ای از محفظه احتراق قوطی-حلقوی مربوط به یک موتور توربوپراپ، مورد بررسی و شبیه‌سازی عددی قرار گرفته است. در اینکار برخلاف کارهای قبلی صورت گرفته، روی شبیه‌سازی احتراق و جریان احتراقی درون محفظه تمرکز شده است و بدین منظور با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، جریان هوای عبوری در اطراف محفظه و جریان احتراقی درون لاینر، با توجه به شرایط مختلف عملکرد موتور، شامل حالت‌های کروز و برخاست، شبیه‌سازی شده و پارامترهای عملکردی مهم از قبیل افت فشار سکون و توزیع دمای خروجی، استخراج گردیده است. به منظور شبیه‌سازی اغتشاش جریان از مدل $K-\epsilon$ و برای جریان احتراقی از مدل اضمحلال اِدی (EDM) استفاده گردیده است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که افت فشار محفظه در شرایط مختلف، در محدوده ۲ تا ۵٪ بوده و فاکتور الگو نیز در حدود ۰/۶ می‌باشد. مقایسه این نتایج با داده‌های حاصل از تست‌های جوی، بیانگر آن است که نتایج بدست آمده، تطابق نسبتاً مناسبی با داده‌های حاصل از آزمایش داشته است.

واژه‌های کلیدی: محفظه احتراق، دینامیک سیالات محاسباتی، آیرودینامیک داخلی، موتور توربوپراپ، لاینر، تست شرایط جوی.

Numerical investigation of combustion chamber performance of a turboprop engine in different operating conditions

M. H. Mohammadi

Mechanical & Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

M. Bazazzadeh

Mechanical & Aerospace faculty, Maalek Ashtar University, Isfahan, Iran

J. Fereyduini

Mechanical & Aerospace faculty, Maalek Ashtar University, Isfahan, Iran

Abstract

In this work, a 60-degree section of the can-annular combustion chamber of a turboprop engine has been investigated and numerically simulated. Unlike previous works, in this work focused on simulating of combustion and combustion flow inside the chamber. For this purpose, by using computational fluid dynamics, the air flow around the chamber and the combustion flow inside the liner have been simulated, according to the different operating conditions including cruise and take-off, and important performance parameters such as static pressure drop and outlet temperature distribution, has been extracted. For turbulent flow simulation, the $K-\epsilon$ model has been used, and Eddy Dissipation Model (EDM) has been used for combustion flow. The results show that in different conditions, the pressure drop at the chamber is in the range of 2 to 5% and the pattern factor is around 0.6. The comparison of these results with the data obtained from the atmospheric tests indicates that the obtained results have a relatively good match with the data obtained from the test.

Keywords: Combustion chamber, Computational fluid dynamics (CFD), Turboprop engine, liner, Atmospheric test.

۱- مقدمه

پیشرفت‌های اولیه در توربین‌های گازی با توسعه یک محفظه احتراق با قابلیت کارکرد با راندمان احتراق بالا، اشتعال روان و قابل اعتماد، افت فشار کم، پایداری شعله و مداومت عملکرد، محدود گردید[۱]. اگرچه محفظه احتراق یک جزء به ظاهر ساده است، اما ماهیت پیچیده احتراق باعث می‌شود که درک و پیش‌بینی رفتار، درون این جزء بسیار دشوار باشد. امروزه مطالعات گسترده‌ای در مورد اثرات پاشش سوخت، تبخیر قطرات، اختلاط و خنک‌سازی و تأثیر آن‌ها بر آیرودینامیک داخلی یک محفظه احتراق و اثرات حاصله که توسط اجزای پایین‌دست تجربه خواهد شد، وجود دارد. مطالعه این پدیده، سهم قابل توجهی در حوزه هوانوردی دارد[۲]. در شبیه‌سازی‌های عددی سنتی محفظه احتراق‌های توربین گاز، دامنه محاسباتی به میدان جریان در داخل محفظه احتراق محدود می‌شود، بدین معنی که

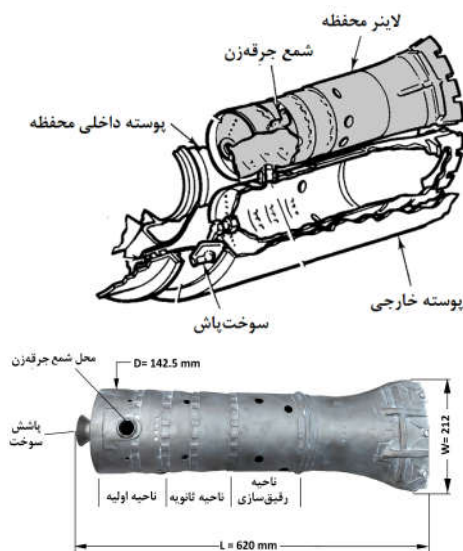
میدان‌های جریان داخلی و خارجی لاینر^۱ از هم جدا شده و تقسیم جریان هوا روی محفظه احتراق بر اساس روابط نیمه‌تجربی تخمین زده می‌شود و فرض می‌گردد که جریان هوا روی هر بخش از لاینر (سوراخ‌ها شیارها و غیره) به طور مساوی توزیع می‌شود[۳ و ۴]. از آنجاکه اندازه‌گیری‌های تجربی در داخل موتور کار دشواری است لذا یک جایگزین مناسب برای اینکار، استفاده از حل‌های عددی است. شبیه سازی عددی جریان گاز، انتقال گرما و واکنش شیمیایی به عنوان یک ابزار ارزیابی می‌تواند به طور موثر هزینه تحقیق را کاهش دهد و چرخه را کوتاه کند، به طوری که به ابزار اصلی تحقیق تبدیل شود[۵ و ۶]. برای بررسی فرآیند احتراق سوخت مایع، شبیه‌سازی‌های متعددی انجام

¹ Liner

* نویسندگان مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: bazazzadeh@mut-es.ac.ir

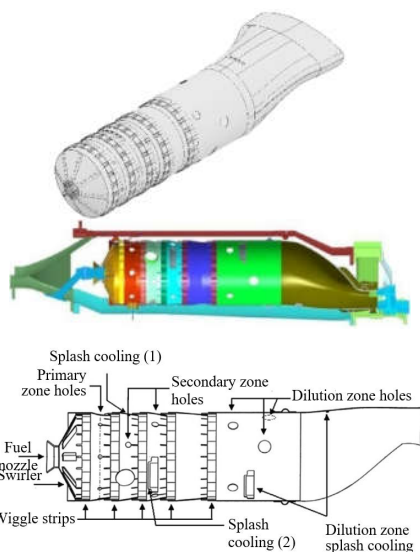
تاریخ دریافت: ۱۵/۰۲/۲۰۲۵

تاریخ پذیرش: ۰۸/۰۵/۲۰۲۵



شکل ۱- چیدمان لاینرها در محفظه احتراق قوطی حلقوی و ابعاد لاینر نمونه

محفظه احتراق مورد نظر را می توان به سه بخش مختلف تقسیم کرد: ناحیه اولیه، ثانویه و ناحیه رقیق سازی. ناحیه اولیه شامل یک مجموعه سوراخ است که از هفت سوراخ ورودی هوا تشکیل شده است. منطقه ثانویه و رقیق سازی هر کدام از دو مجموعه سوراخ تشکیل شده است. مجموعه هشت نوار روی ناحیه گنبدی شکل محفظه ایجاد شده است تا یک جریان چرخشی در ناحیه اولیه ایجاد نموده و همچنین باعث خنک کاری دیواره ناحیه گنبدی شود. شکل ۲، تصویر لاینر و بخش های مختلف آن را نشان می دهد.



شکل ۲- لاینر محفظه احتراق و بخش های مختلف آن

مهمترین پارامترهای دمایی برای محفظه، آنهایی هستند که بتوان خروجی موتور و عمر و دوام بخش های داغ پایین دست محفظه

شده است. اوغلین از مدل های مختلف توربولانسی و احتراقی استفاده نمود تا فرایند اسپری و احتراق را شبیه سازی کند [۷ و ۸].

بوشارد و همکاران به طور تجربی محفظه احتراق یک موتور توربین گازی را مورد بررسی قرار دارند. آنها بیان نمودند که مقدار قابل توجهی از انتقال گرمای نامتقارن در ناحیه رقیق سازی اتفاق می افتد و نشان دهنده اختلاط ناکافی در این ناحیه است [۹].

بابو و همکاران [۱۰] روی بهبود توزیع دما در خروجی محفظه احتراق توربین گاز هوایی کار کردند و بهترین دمای خروجی را برای سه طرح مختلف به دست آوردند. گوس [۱۱] جریان داخل محفظه احتراق یک موتور توربین گاز را با استفاده از کدهای تک بعدی و آنالیز عددی سه بعدی تجزیه و تحلیل نمود و با نتایج تجربی مقایسه کرد. او همچنین تأثیر تغییر میزان چرخش هوا را در چندین طرح مختلف، بر روی توزیع دمای خروجی مورد بررسی قرار داد. کوتزر و همکاران [۱۲]، با مقایسه چند هندسه مختلف، اثرات هندسه محفظه روی پروفیل خروجی را آزمایش نمودند و نتیجه گرفتند که تغییرات هندسی کوچک می تواند منجر به تغییرات چشمگیری در میدان دمای خروجی محفظه شود.

اسکیدمور و همکاران [۱۳ و ۱۴] همچنین تولید دوده توسط محفظه احتراق را در شرایط آزمایشگاهی مورد بررسی قرار داده و سرعت جریان عبوری از سوراخ های خنک کننده محفظه را نیز بررسی نمودند.

رنان و همکاران [۱۵]، رفتار ترموالاستیک دیواره محفظه احتراق موتور توربوپراپ تحت تأثیر بارهای دینامیکی و شعله آشفته را شبیه سازی کردند. برای اینکار آنها در مرحله اول، ساختار شعله درون محفظه را مورد بررسی قرار دادند. پس از آن ژيانگ و همکاران [۱۶] اثر رگه های داغ خارج شده از محفظه، روی پره های ورودی به توربین را به صورت عددی تحلیل نمودند و از مدل اغتشاشی $K-\epsilon$ و مدل احتراقی EDM استفاده کردند.

در کارهای قبلی صورت گرفته، روی شبیه سازی احتراق و جریان احتراقی درون این محفظه به طور خاص تمرکز نشده و بیشتر مطالعات روی توزیع دما روی سطح پوسته به صورت تجربی و یا پاشش سوخت متمرکز شده اند. از طرف دیگر، مطالعات عددی با هندسه محفظه که تا حد امکان ساده سازی شده و بیشتر اثرات جریان خروجی روی بخش های پایین دست محفظه از قبیل پره های توربین مورد مطالعه قرار گرفته که احتراق محفظه، بخش اصلی مطالعه را شامل نمی شود.

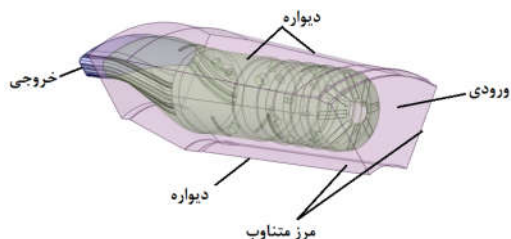
کار حاضر به شبیه سازی و تحلیل ساختار شعله در لاینر محفظه احتراق حلقوی یک موتور توربوپراپ در شرایط مختلف عملکردی پرداخته است. بدین منظور با استفاده از نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) [۱]، میدان جریان مابین لاینر داخلی و خارجی و همچنین جریان احتراقی درون محفظه، شبیه سازی شده است و ساختار شعله و همچنین پارامترهای عملکردی محفظه مورد بررسی قرار گرفته است. محفظه مورد نظر شامل شش عدد لاینر بوده که به صورت شعاعی در کنار یکدیگر قرار گرفته اند (شکل ۱).

^۱ Computational Fluid dynamic

قابل مقایسه است [۱۷-۱۹].

۱-۲- دامنه محاسباتی

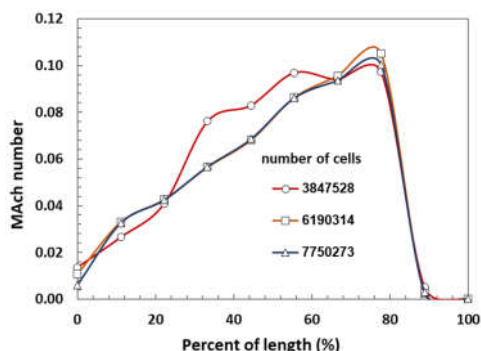
دامنه محاسباتی حل شامل جریان داخلی و خارجی محفظه احتراق می‌باشد. به منظور کاهش زمان و هزینه حل، یک قطاع ۶۰ درجه‌ای از محفظه مورد بررسی قرار گرفته است که یک عدد لاینر و فضای حلقوی اطراف آن را شامل می‌شود. هوا از طریق یک حلقه باریک وارد فضای حلقوی شده و قبل از تقسیم شدن مابین سوخت‌پاش و فضای لاینر، پخش^۴ می‌شود (شکل ۳).



شکل ۳- دامنه محاسباتی حل و نامگذاری آن‌ها

۲-۲- شبکه‌بندی و شرایط مرزی

با توجه به پیچیدگی‌های احتراق توربین گازی، برخی از محققان اشاره کرده‌اند که شبیه سازی احتراق توربین گاز حداقل به ۴۱۰ میلیون سلول برای ادعای استقلال از حل نیاز دارد. مسلماً این الزام حداقل در زمان فعلی عملی نیست [۲۰-۲۲]. با این وجود، به منظور بررسی عدم تاثیرگذاری تعداد سول‌های شبکه بر نتایج، حل در سه نوع شبکه متوسط (۷۷۵۰۲۷۳ سلول)، ریز (۶۱۹۰۳۱۴ سلول) و خیلی ریز (۳۸۴۷۵۲۸ سلول) انجام گرفته و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است (شکل ۴). شکل زیر نشان می‌دهد که توزیع عدد ماخ روی خط محوری محفظه را نشان می‌دهد، بیانگر آنست که عدد ماخ برای شبکه‌بندی ریز و خیلی ریز، مشابه یکدیگر بوده، از اینرو به منظور صرفه‌جویی در زمان و هزینه محاسبات، شبکه ریز برای حل انتخاب شده است.



شکل ۴- عدد ماخ برحسب درصد طول محفظه در شبکه‌بندی‌های مختلف

تاثیر می‌گذارند. تا آنجاکه به عملکرد کلی موتور مربوط می‌شود، مهمترین دما، دمای ورودی به توربین است. از آنجایی که پره‌های راهنمای نازل نسبت به محفظه احتراق ثابت هستند، باید طوری طراحی شوند که حداکثر دمای موجود در هنگام عبور جریان را تحمل کنند. برای جلوگیری از آسیب به بخش توربین، محدود کردن بیشینه دمای گازهای داغ خارج شده از لاینرهای احتراق بسیار مهم است. حتی در محدوده یک لاینر، بدون هیچ گونه نقص هندسی و با عملکرد نازل مطابق با مشخصات تعیین شده، عدم یکنواختی در میدان دمای صفحه خروجی، وجود خواهد داشت. این پدیده اغلب توسط یک پارامتر محاسبه شده بر اساس دمای صفحه خروجی محفظه به نام فاکتور الگو^۱ (PF) تعیین می‌شود که بیشتر در بخش نتایج مورد بحث قرار خواهد گرفت بنابراین، پارامتری که بیشترین ارتباط را با طراحی پره‌های راهنمای نازل دارد، ضریب توزیع دمای کلی است. این پارامتر که فاکتور الگو نامیده می‌شود معمولاً به این صورت تعریف می‌شود:

$$PF = \frac{(T_{max} - T_{mean})}{(T_{mean} - T_{inlet})} \quad (1)$$

کمتر بودن فاکتور الگو، نشان دهنده افزایش یکنواختی نسبی توزیع دما است. بالعکس، مقادیر بیش از حد فاکتور الگو می‌تواند با افزایش خطر سایش و آسیب به توربین به دلیل وجود دمای محلی، بیش از محدودیت پوشش و مواد توربین، مرتبط باشد [۱].

یکی دیگر از پارامترهای عملکردی محفظه، افت فشار محفظه می‌باشد که به صورت معادله زیر تعریف می‌شود:

$$\text{Total pressure loss} = \left(\frac{P_{t in} - P_{t out}}{P_{t in}} \right) \quad (2)$$

افت فشار سبب می‌شود که فشار خروجی از فشار ورودی کمتر باشد و از طرف دیگر افت فشار بیش از حد سبب افزایش مصرف سوخت موتور خواهد شد. محدوده افت فشار باید در حدود ۴ تا ۶٪ کنترل شود [۵].

۲- شبیه‌سازی عددی

در کار حاضر، جریان به صورت احتراقی، دوفازی، پایا، متلاطم و تراکم‌پذیر، در نظر گرفته شده است. و برای شبیه‌سازی آن از نرم‌افزار ANSYS CFX استفاده گردیده است. جریان دو فازی، متشکل از مخلوط گاز و قطرات سوخت، با رویکرد سنتی اوپلر-لاگرانژ حل می‌شود به گونه‌ای که فاز گازی به‌عنوان یک پیوسته در نظر گرفته شده و معادلات جرم، تکانه، گونه‌ها و آنتالپی کل حل خواهد شد. برای فاز گسسته، قطرات سوخت، در بین دامنه جریان گازی محاسبه شده، ردیابی می‌شود و مبادلات چگالی، تکانه، گونه‌ها و انرژی بین مخلوط گازی و قطرات سوخت بر این اساس در شبیه‌سازی محاسبه می‌گردد. برای مدل‌سازی احتراق، مدل اضمحلال اِدی (EDM)^۲ انتخاب شده است. این مدل به صورت گسترده‌ای برای شبیه‌سازی شعله‌های دیفیوژنی پذیرفته شده و همچنین در صنعت توربین گاز، زیاد مورد استفاده قرار گرفته. از طرف دیگر نتایج حاصل از این مدل با مدل‌های تابع چگالی احتمالی (PDF)^۳ و مدل احتراقی شعله کوچک (Flamelet)

^۱ Pattern Factor

^۲ Eddy Dissipation Model

^۳ Probability Density Function

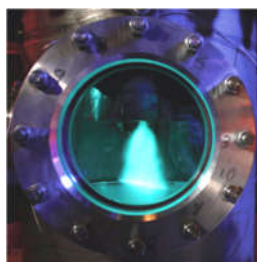
^۴ diffuse

شرایط مرزی انتخاب شده را نشان می‌دهد.

جدول ۲- شرایط مرزی انتخاب شده برای حل عددی

نوع شرط مرزی	محل
Mass flow inlet	ورودی
Pressure outlet	خروجی
wall	جداره لاینر و پوسته
Rotational periodically	مرزهای کناری
Particle injection	سوخت‌پاش

برای شبیه‌سازی پاشش سوخت، سرعت و اندازه قطرات سوخت، در امتداد جهت شعاعی، از شرط مرزی پاشش ذرات^۱ مطابق داده‌های بدست آمده از تحلیلگر فاز داپلر (PDPA)^۲ می‌باشد که در مرجع [۲۴] استفاده شده است. شکل ۶ سوخت‌پاش محفظه حاضر و نحوه پاشش آن را نشان می‌دهد. تکنیک‌های PDPA توسط باچالو^۳، در دهه ۱۹۸۰ برای اندازه‌گیری اندازه قطرات اسپری و توزیع سرعت به طور همزمان توسعه یافت. به دنبال این ابداعات اولیه، این روش به عنوان یک تکنیک اندازه‌گیری نقطه ثابت، برای اندازه قطرات و توزیع سرعت و همچنین اندازه‌گیری شار حجمی در فرکانس بالا تا ده‌ها هزار هرتز تکامل یافته و بالغ شده است. توانایی محدود نمودن اندازه‌گیری‌ها به ذرات کوچک، امکان اندازه‌گیری اغتشاش فاز گازی در حضور یک فاز پراکنده از قبیل احتراق پاشش سوخت را ممکن می‌سازد [۲۵ و ۲۶]. این نوع تحلیلگر، دو پرتو لیزر با طول موج (رنگ) یکسان ساطع می‌کند. در تقاطع این لیزرها، یک الگوی تداخل با تداخل سازنده و مخرب تشکیل می‌شود و یک فرکانس موج تداخلی شناخته شده، ایجاد می‌گردد. ی قطره که مانند یک منشور عمل می‌کند، سبب شکست این الگوی تداخل شده سپس توسط واحد گیرنده ابزار فاز داپلر، آشکارسازی شده و برای تعیین مشخصات قطرات، مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد.

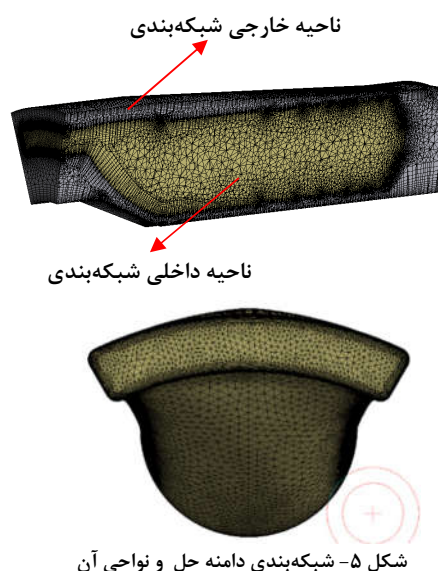


¹ Particle injection

² phase Doppler particle analyzer

³ Bachalo

همانطور که هندسه تقریباً در تمام شبیه‌سازی‌های احتراق توربین گازی ساده شده است، در کار حاضر جزئیات هندسه محفظه ساده‌سازی شده و از دوناحیه با شبکه غیرسازمان‌یافته جهت شبکه‌بندی میدان حل استفاده گردیده است. با توجه به نتایج استقلال از شبکه در کل، تعداد ۶۱۹۰۳۱۴ المان، شبکه حاضر را تشکیل می‌دهد. خطوط شبکه بر روی مرزها به ویژه دیواره‌ها باید عمود بوده و شبکه‌بندی در ناحیه‌ای که لایه مرزی وجود دارد باید منظم باشد. در این بین، تعداد ۳۵۰۶۲۸۴ المان منشوری به عنوان شبکه لایه مرزی ایجاد شده است (شکل ۵).



شکل ۵- شبکه‌بندی دامنه حل و نواحی آن

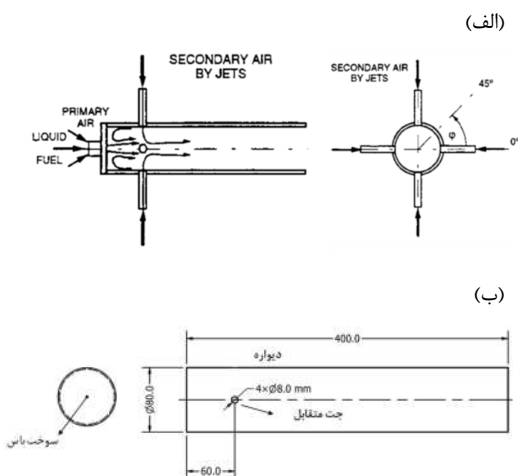
برای شرایط مرزی جریان، از پارامترهای عملکردی موتور مطابق شرایط برخاست و کروز در شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است. این موارد شامل دبی، فشار سکون، دمای هوای ورودی و همچنین دبی سوخت می‌باشد [۲۳]. لازم به ذکر است که شرایط کروز مطابق پرواز در ارتفاع ۷۶۲۵ متری سطح زمین فرض شده است. جدول ۱ مشخصات جریان ورودی به محفظه احتراق را در این شرایط نشان می‌دهد.

جدول ۱- مشخصات جریان ورود به محفظه در شرایط مختلف عملکردی موتور [۲۱]

شرایط	دما (K)	فشار (bar)	دبی هوا (Kg/s)	دبی سوخت (Kg/s)
Idle	۴۴۲	۳/۶۵	۱/۰۸	۰/۰۱۱
cruise	۵۵۴	۴/۶۴	۱/۱۷	۰/۰۲۱
Takeoff	۶۰۵	۹/۹۹	۲/۲۳	۰/۰۵۳

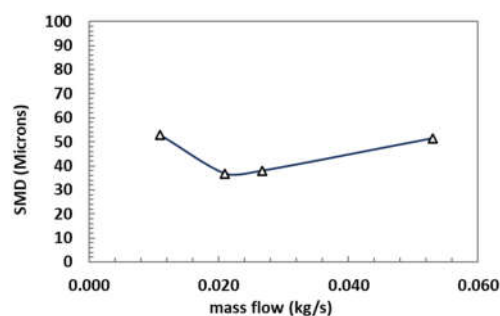
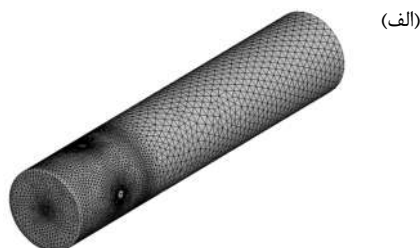
براساس داده‌های موجود از شرایط ورود به محفظه، جدول ۲ نوع

مقایسه ای بین نتایج بدست آمده از حل عددی با مدل EDM و اندازه گیری‌های تجربی در کار بائر و همکارانش [۳۱] انجام گرفته است. در این مدل از یک محفظه احتراق استوانه‌ای شکل استفاده شده است که شعله در ناحیه ابتدایی به وسیله چهار جت شعاعی پایدار شده و سوخت مایع به وسیله یک جت هوا از سر استوانه وارد محفظه می‌شود (شکل ۷). شرایط مرزی برای حل عددی در ورودی‌ها، دبی جرمی و برای خروجی شرط فشار ثابت در نظر گرفته شده است.



شکل ۷- هندسه محفظه احتراق، جهت اعتبارسنجی
(الف) محفظه احتراق بائر [۱۸] (ب) هندسه و ابعاد

سوخت مایع با دبی ۱ کیلوگرم بر ساعت از سوراخی با قطر ۰٫۷ میلی‌متر توسط جت هوا با دبی ۱٫۲ کیلوگرم بر ساعت از فضایی حلقوی شکل با قطر داخلی و خارجی ۱ و ۳ میلی‌متر درون محفظه پاشیده می‌شود. هوای ثانویه از چهار سوراخ با قطر ۸ میلی‌متر به صورت شعاعی و با دبی ۳۳٫۵ کیلوگرم بر ساعت وارد محفظه می‌شود. شبکه‌بندی هندسه و نیز مقایسه بین نتایج بدست آمده از حل عددی و نتایج تجربی به ترتیب در شکل ۸ الف و ب قابل مشاهده است. از آنجا که دقت پیش‌بینی مدل EDM به عملکرد مدل آشفنگی بستگی دارد [۳۲] از اینرو این مدل، به دلیل خطای بیشتر در تخمین نسبت $\frac{\epsilon}{k}$ در نواحی نزدیک دیواره، سبب اختلاف بیشتر نتایج با داده‌های تجربی شده است.



شکل ۶- نمودار اندازه قطرات برحسب دبی سوخت و نحوه پاشش آن

۳- حل عددی

۳-۱- مدل اغتشاشی و احتراقی

به عنوان یک پیشنهاد کاربردی در مرجع [۲۶] یائو تأکید دارد که جهت انتخاب مدل توربولانسی مناسب در شبیه‌سازی احتراق، ضروری است که ابتدا از مدل‌های ساده‌تر استفاده شود و سپس در صورت نیاز با توجه به نتایج به دست آمده و دقت مورد نظر روش‌های پیچیده‌تر به کار گرفته شوند. بر اساس مطالب ذکر شده در همان مرجع برای اغلب جریان‌های توربولانسی مدل $k-\epsilon$ و نهایتاً استفاده از مدل‌های پیچیده‌تر آن (realizable $k-\epsilon$ یا RNG) کافی است و اگر کلیه مدل‌های فوق با شکست روبه‌رو شدند پیشنهاد شده است که سایر مدل‌های پیچیده‌تر استفاده گردد. برای کار حاضر جهت شبیه‌سازی جریان اغتشاشی، از مدل SST $k-\omega$ استفاده گردیده است.

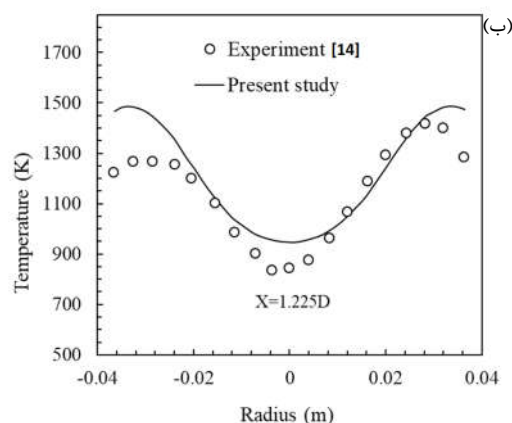
در بسیاری از موارد، نرخ واکنش‌های شیمیایی در مقایسه با فرآیندهای اختلاط آشفته بسیار سریع‌تر است. بر اساس همین فرض، مدل اضمحلال اِدی (EDM) توسط مگنوسن توسعه داده شد [۲۷]. به دلیل سادگی، دقت معقول و همگرایی مناسب، این مدل به طور گسترده در مدل‌سازی احتراق آشفته استفاده می‌گردد [۲۸ و ۲۹]. از اینرو، در پژوهش حاضر نیز، مدل (EDM) برای شبیه‌سازی جریان احتراقی انتخاب شده است. در این مدل فرض اساسی این است که نرخ اضمحلال گردابه‌های آشفته با کسر k/ϵ متناسب است که ϵ اضمحلال انرژی آشفته‌گی و k انرژی جنبشی آشفته‌گی است. این مدل فرض می‌کند که نرخ واکنش ممکن است به طور مستقیم به زمان مورد نیاز برای ترکیب واکنشگرها در سطح مولکولی مرتبط باشد. $R_{i,r}$ نرخ خالص تولید گونه i طی واکنش r است که از کمترین مقدار در دو معادله زیر بدست می‌آید.

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\epsilon}{k} \min \left(\frac{Y_r}{v'_{i,r} M_{w,r}} \right) \quad (3)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\epsilon}{k} \frac{\sum P Y_p}{\sum_j v'_{j,r} M_{w,r}} \quad (4)$$

۳-۲- اعتبارسنجی احتراقی

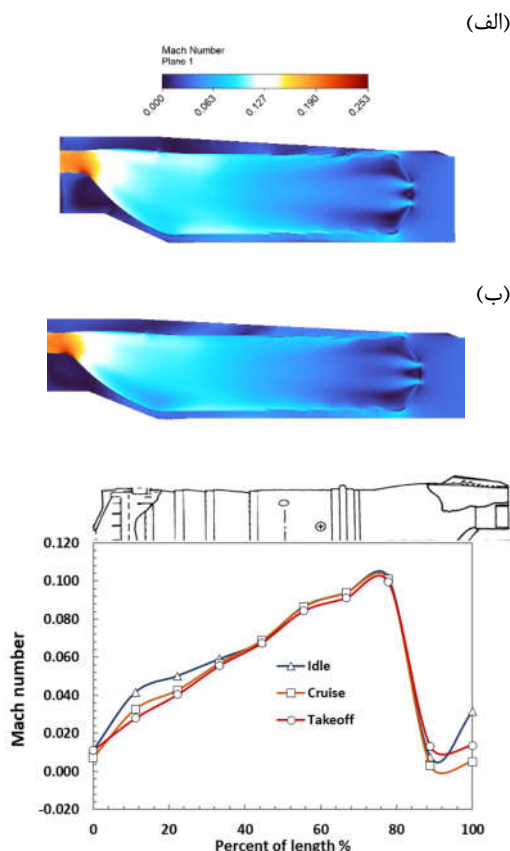
به منظور راستی‌آزمایی، شناسایی و کمی‌سازی خطاها در مدل و روش محاسباتی، حل عددی باید با راه‌حل‌های دقیق عددی، تحلیلی یا تجربی مقایسه گردد. استراتژی اساسی اعتبارسنجی، ارزیابی میزان دقت نتایج محاسباتی با داده‌های تجربی است [۳۰]. بدین منظور



شکل ۸- حل عددی و نتایج تجربی جهت اعتبارسنجی مدل احتراق (الف) شبکه‌بندی (ب) توزیع دما برحسب شعاع محفظه

۴- نتایج حل

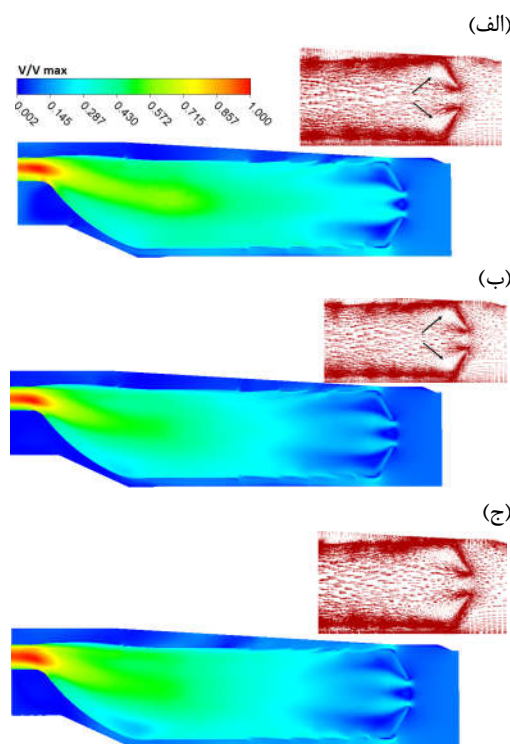
شکل زیر کانتور سرعت در صفحه میانی محفظه در شرایط آیدل، برخاست و کروز را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌گردد که در تمامی شرایط، بلافاصله پایین‌دست انژکتور دوناچه بازچرخشی تشکیل شده است. همچنین می‌توان دریافت که گرچه در هر دو حالت ابعاد ناحیه بازچرخشی تقریباً یکسان بوده، اما در حالت کروز این ناحیه مقدار کمی فشرده‌تر و قوی‌تر می‌باشد.



شکل ۱۰- کانتور عدد ماخ برحسب درصد طول محفظه در صفحه میانی

(الف) شرایط کروز (ب) شرایط برخاست

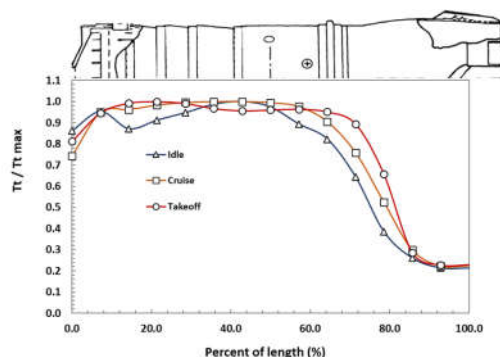
یکی از مواردی که بر افت فشار محفظه تأثیرگذار است، سرعت جریان درون محفظه است. میزان افت فشار محفظه که براساس معادله ۲ بدست می‌آید برای شرایط آیدل، کروز و برخاست به ترتیب برابر ۲٪، ۳٪ و ۵٪ می‌باشد. کانتور دما در طول محفظه نشان می‌دهد که شعله بلافاصله در پایین‌دست محل پاشش سوخت و پره‌های چرخانده هوا ایجاد شده است و با پیشرفت به سمت پایین دست، شعله به سمت محور محفظه جمع شده است. از طرف دیگر ملاحظه می‌گردد که در تمامی شرایط پروازی، شعله اصلی در ناحیه اولیه احتراق ایجاد شده است (شکل ۱۱). از طرف دیگر افزایش نسبت سوخت به هوا از حالت کروز ($F/A=0.1$) به حالت برخاست ($F/A=0.23$) سبب افزایش



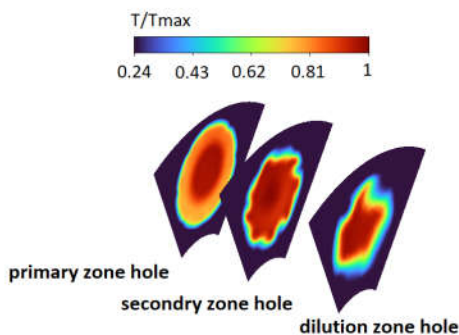
شکل ۹- کانتور سرعت روی صفحه طولی محفظه

(الف) شرایط Idle (ب) شرایط کروز (ج) شرایط برخاست

از طرف دیگر شکل ۹ و شکل ۱۰ نشان می‌دهد که با پیشروی به



شکل ۱۲- توزیع دما برحسب درصد طول روی محور طولی محفظه

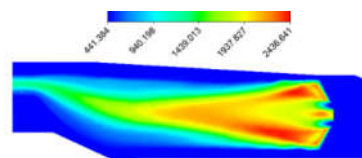


شکل ۱۳- کانتور نسبت دما در محل سوراخ‌های اولیه، ثانویه و رقیق‌سازی

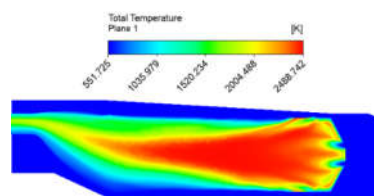
دمای خروجی در شرایط idle از حدود ۴۶۶ تا ۱۲۸۰ کلوین متغیر بوده است. این محدوده برای شرایط کروز بین ۵۹۷ تا ۱۶۴۰ کلوین و برای وضعیت تیک‌آف از حدود ۷۰۸ تا ۲۰۷۰ کلوین می‌باشد. با مراجعه به شکل ۱۴ که توزیع شعاعی دما در صفحه خروجی محفظه در سه حالت مختلف را نشان می‌دهد، ملاحظه می‌گردد که حداکثر دما در نزدیکی و یا کمی بالاتر از شعاع میانی اتفاق افتاده و به طور خاص در شرایط برخاست، بیشینه دما در محدوده شعاع میانیگین ایجاد شده است. از طرف دیگر در حالت برخاست، حداقل دمای خروجی، از دیگر شرایط عملکردی کمتر می‌باشد، این مطلب بیانگر آنست که در شرایط برخاست، اختلاف دما بین نواحی پوسته و شعاع میانی بیشترین مقدار را داراست.

طول شعله شده است با این وجود حجم شعله در منطقه اولیه احتراق تغییرات چندانی نداشته است.

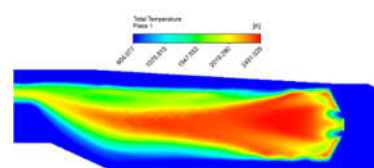
(الف)



(ب)



(ج)



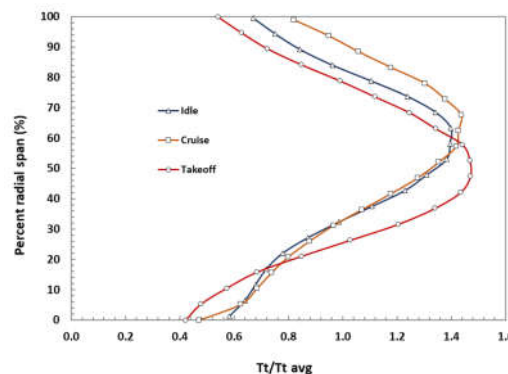
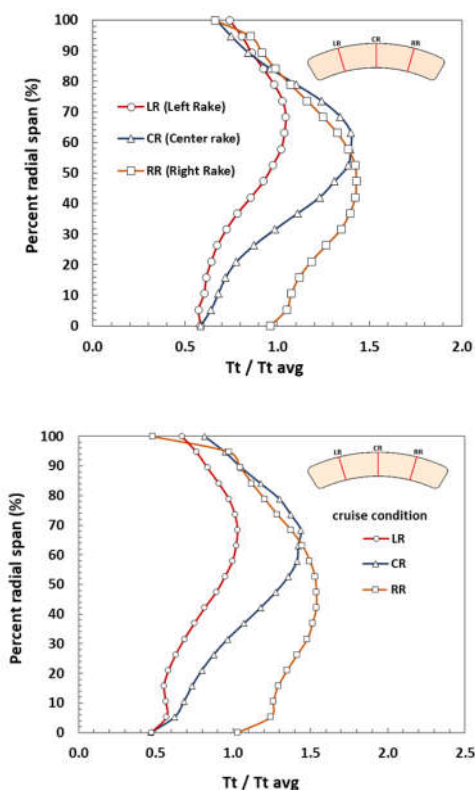
شکل ۱۱- کانتور دما در صفحه طولی و میانی محفظه
(الف) شرایط Idle (ب) شرایط کروز (ج) شرایط برخاست

توزیع نسبت دما روی محور محفظه در شکل ۱۲ قابل مشاهده است. ملاحظه می‌گردد که در هر سه حالت پروازی، توزیع تقریباً یکسان بوده و دما با پیش‌روی به سمت خروجی محفظه روند کاهشی داشته است. این مطلب را می‌توان ناشی از افزودن شدن تدریجی هوای رقیق‌سازی به شعله و جریان هوای داغ دانست. با دقت در نمودار زیر می‌توان دریافت که از همان ابتدای محفظه، دما در حدود ۸۰٪ دمای ماکزیمم بوده که این مساله بیانگر آن است که شعله بلافاصله پایین‌دست انژکتور شروع به شکل‌گیری کرده است. این مطلب را می‌توان در شکل ۱۳ که کانتور دما در محل سوراخ‌های ناحیه اولیه، ثانویه و رقیق‌سازی را نشان می‌دهد ملاحظه نمود. همچنین ملاحظه می‌شود که به جز حالت آیدل که میزان نسبت سوخت به هوا کم است، در شرایط کروز و برخاست، سطح دما تا نزدیکی ناحیه رقیق‌سازی، تقریباً نزدیک به یکدیگر بوده اختلاف دما بین سه حالت پروازی، در نزدیکی ناحیه رقیق‌سازی شروع به شکل‌گیری کرده است و تقریباً در ناحیه نزولی نمودار قرار گرفته است (شکل ۱۲).

جدول ۳- ضریب الگو بدست آمده از حل عددی و نتایج تجربی

شرایط عملکردی	CFD	Atmospheric Test rig [19]
Idle	۰/۶	۰/۵۹
Cruise	۰/۷۸	۰/۶
Take off	۰/۶۲	---

شکل ۱۵ توزیع دمای شعاعی در زوایای ۰ تا ۶۰ درجه در هر یک از شرایط پروازی را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌گردد که حداکثر دما، در وسط و متمایل به سمت چپ محفظه بوده ولی پارامتر نسبت دما به دمای میانگین ($T_t/T_{t\text{ avg}}$) در هر سه حالت پروازی، نزدیک به یکدیگر و در حدود ۱/۵ بوده است. با مقایسه کانتور بدست آمده از حل عددی و نتایج آزمایشگاهی (شکل ۱۶) می‌توان دریافت که در شرایط واقعی نیز حداکثر دما و محل آن در صفحه خروجی و متمایل به سمت چپ محفظه است.



شکل ۱۴- نسبت دمای شعاعی در خروجی محفظه در شرایط مختلف عملکردی

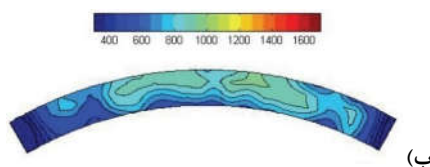
دمای سکون میانگین، در سه حالت، Idle، کروز و برخاست به ترتیب برابر ۸۶۸/۴، ۱۲۲۳/۰۷ و ۱۳۸۴/۸۵، می‌باشد. جدول زیر میانگین دمای خروجی و مقایسه آن با داده‌های بدست آمده از تست استاتیک موتور در سلول تست و مرجع [۹] را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌گردد که نتایج بدست آمده، تقریب مناسبی از شرایط واقعی را ارائه نموده است.

جدول ۳- مقادیر ضریب الگوی بدست آمده از حل عددی و نتایج تجربی

شرایط عملکردی	Pattern factor		
	Atmospheric Test rig [9]	Engine test	CFD
Idle	۷۲۹	۹۳۲	۸۶۸/۴
Cruise	۱۱۱۴	۱۱۹۸	۱۲۲۳/۰۷
Take off	---	۱۳۴۹/۸	۱۳۸۴/۸۵

پره‌های راهنمای نازل^۱ و پره‌های توربین بیشتر تحت تأثیر مشخصات دمایی گازهای خروجی تخلیه شده از احتراق قرار می‌گیرند. یکی از مهمترین مشکلات در طراحی محفظه، دستیابی به پروفیل دمایی رضایت بخش در پایین‌دست محفظه احتراق است. بر این اساس و با توجه به معادله ۱، فاکتور الگو که بیانگر یکواختی دما در خروجی محفظه بوده و پیش‌تر بدان اشاره شد، برای شرایط idle در حدود ۰/۶ و برای شرایط کروز و برخاست به ترتیب در حدود ۰/۷۸ و ۰/۶۲ بدست آمده است. مقایسه این داده‌ها با مقادیر اندازه‌گیری شده از تست‌های تجربی نشان می‌دهد که اعداد بدست آمده تطابق مناسبی با داده‌های تجربی دارد (جدول ۳) [۹].

^۱ Nozzle guide Vane



شکل ۱۷- کانتور دما در خروجی محفظه در شرایط آیدل
(الف) CFD (ب) تجربی [۹]

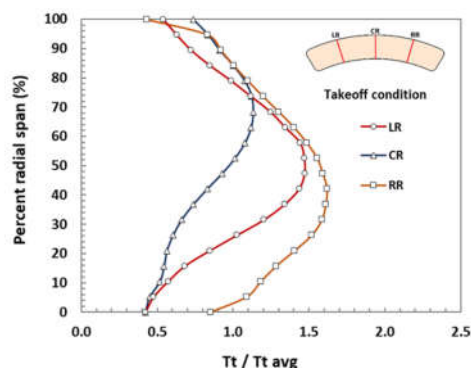
با افزایش انحرافات هندسی، اختلاط محصولات احتراق با هوای رقیق، به ویژه در بخش‌های پایین‌دست محفظه احتراق کاهش می‌یابد. این مساله، یک جریان هسته گرم‌تر و فشرده‌تر همراه با سطح خروجی کاهش یافته ایجاد می‌کند [۹]. این روند سبب به وجود آمدن نقاط داغ می‌شود که می‌تواند از حداکثر دمای کاری بخش‌های پایین‌دست محفظه، فراتر برود.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک عدد لاینر محفظه احتراق موتور توربوپراپ، در شرایط مختلف عملکردی، با استفاده نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی، حل عددی شده است و پارامترهای عملکردی آن استخراج گردید. نتایج نشان داد که در هر سه حالت کروز، آیدل و برخاست، شعله در بخش میانی محفظه تشکیل شده و با پیش‌روی به سمت خروجی دمای آن کاهش می‌یابد. از طرف دیگر حداکثر دمای خروجی در نزدیکی شعاع میانی بوده و تغییر شرایط پروازی تأثیر چندانی روی آن نداشته است. کانتورهای دما در صفحه خروجی نشان دهنده آن است که در هر یک از شرایط پروازی، شعله با پیش‌روی به سمت خروجی محفظه، به سمت چپ محفظه متمایل شده است. همچنین عدد ماخ که تأثیر مستقیمی بر افت فشار محفظه دارد، در تمامی شرایط پروازی از حدود ۰/۳ فراتر نرفته و حداکثر آن در خروجی محفظه ایجاد شده است. نتایج نشان داد که افت فشار سکون که یکی از پارامترهای اصلی محفظه احتراق است، در محدوده ۲ تا ۵٪ بوده و فاکتور الگو به عنوان پارامتر یکنواختی دما در حدود ۰/۱۶ بوده و حداکثر آن در شرایط کروز و برابر ۰/۷۸ می‌باشد. مقایسه پارامترهای فوق با نتایج حاصل از تست‌های شرایط جوی نشان داد که مقادیر و محدوده پارامترهای مورد نظر تطابق معقولی را با نتایج حاصل از تست داشته است.

۶- نمادها

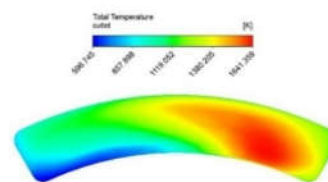
T	دما (K)
T_t	دمای سکون (K)
P_t	فشار سکون (bar)
P	فشار استاتیک (bar)
M	عدد ماخ
$\dot{m}$	دبی (kg/s)
F/A	نسبت سوخت به هوا



شکل ۱۵- توزیع دمای شعاعی در خروجی محفظه در موقعیت‌های عرضی متفاوت برای شرایط مختلف عملکردی

افزایش دما در سمت چپ محفظه، بیانگر آن است که میانگین دمای سطح داخلی لاینر در بخش انتهایی سمت چپ محفظه بیشتر خواهد بود (شکل ۱۶). به نظر می‌رسد که این گرادین دمای نامتقارن نشان‌دهنده عدم خنک‌کاری کافی گاز در ناحیه رقیق‌سازی است.

(الف)

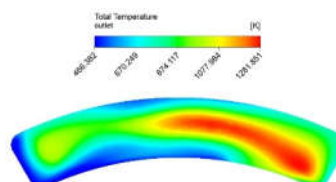


(ب)

شکل ۱۶- کانتور دما در خروجی محفظه در شرایط کروز (الف)
(ب) تجربی [۹]

شکل زیر نشان می‌دهد که این مطلب نه تنها در شرایط کروز بلکه در شرایط آیدل نیز وجود دارد. قرار گرفتن مداوم در معرض دمای بیش از حد، تمایل به خزش را افزایش می‌دهد. چنانچه یک بخش محدود تحت بارگذاری گرمایی بیشتر از محدودیت‌های طراحی قرار گیرد، خستگی سیکلی محفظه و همچنین خزش می‌تواند منجر به تغییر شکل هندسه و ایجاد ترک روی محفظه شود.

(الف)



- [17] Klose G, Schmehl R, Meier R, Maier G, Koch R, Wittig S, et al. Evaluation of Advanced Two-Phase Flow and Combustion Models for Predicting Low Emission Combustors. *Engineering for Gas Turbines and Power*. 2000 Oct 1;123(4):817-23.
- [18] Turrell MD, Stopford PJ, Syed KJ, Buchanan E. CFD simulation of the flow within and downstream of a high-swirl lean premixed gas turbine combustor. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. 2004 Jan 1
- [19] Adkins RC, D. Gueroui. An Improved Method for Accurate Prediction of Mass Flows Through Combustor Liner Holes. *Engineering for Gas Turbines and Power*. 1986 Jul 1;108(3):491-7.
- [20] Mongia H. C., Recent advances in the development of combustor design tools, 2003, no. AIAA-2003-4495, Huntsville Alabama USA, AIAA/SAE/ASME/ASEE 39th Joint Propulsion Conference, Huntsville, Alabama 2003.
- [21] Alkabi H. Design methods of the ABB ALSTOM POWER gas turbine dry low emission combustion system. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*. 2000 Jan 1;214(4):293-315.
- [22] Hu TC, Sze RM, Sampath P. Design and development of advanced combustion system for PW150 turboprop engine. In *Proceedings of the CASI 45th Annual Conference*, Calgary, Alberta, Canada 1998 May.
- [23] Guy SR, Allan WD, LaViolette M, Underhill PR. Optical patterning of gas turbine fuel sprays during simulated engine operating conditions. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. 2009 Jan 1
- [24] Sharma N, Bachalo WD, Agarwal AK. Spray droplet size distribution and droplet velocity measurements in a firing optical engine. *Physics of Fluids*. 2020 Feb 1;32(2).
- [25] Bachalo WD. Spray diagnostics for the twenty-first century. *Atomization and Sprays*. 2000;10(3-5).
- [26] Yeoh GH, Yuen KK. Computational fluid dynamics in fire engineering: theory, modelling and practice. Butterworth-Heinemann; 2009 Apr 20.
- [27] Magnussen BF, Hjertager BH. On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion. In *Symposium (international) on Combustion* 1977 Jan 1 (Vol. 16, No. 1, pp. 719-729). Elsevier.
- [28] Li X, Chen Y, Wang P. Further Development of Eddy Dissipation Model for Turbulent Non-Premixed Combustion Simulation. *Energies*. 2023; 16(13):5043
- [29] Stiehl B, Otero M, Genova T, Newmyer MK, Ahmed KA, Martin SM. Turbulent Combustion Modeling of a Staged Gas Turbine using Commercial CFD Code. In *AIAA Propulsion and Energy* 2021.
- [30] Oberkampf WL, Trucano TG. Verification and validation in computational fluid dynamics. *Progress in aerospace sciences*. 2002 Apr 1;38(3):209-72.
- [31] Bauer HJ, Eigenmann L, Scherrer B, Wittig S. Local measurements in a three dimensional jet-stabilized model combustor. *American Society of Mechanical Engineers*; 1995 Jun 5.
- [32] Combustion. J Warnatz, U Maas, RW Dibble. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2006.
- [1] Lefebvre AH, Ballal DR. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions. CRC press; 2010 Apr 26.
- [2] Stuttaford PJ, Rubini PA. Preliminary gas turbine combustor design using a network approach. *American Society of Mechanical Engineers*; 1996 Jun 10.
- [3] L. Y. Jiang, I. Campbell, K. Su. Combustion modeling in a model combustor. *Aerospace Power*, 2007, 22(5): 694-703.
- [4] Wang L, Liu J, Wang Y, Fu Z, Weng P. Cooling characteristics of dilution holes in can-type combustor of micro gas turbine. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Power and Energy*. 2023 Nov;237(7):1509-25.
- [5] Wang YM, Qiao WY, Li LJ. Application of Computer Simulation to the design of Aero Engine. *Gas Turbine Experiment and Research*. 2005;5(18):1.
- [6] Jones W, Whitelaw JH. Calculation methods for reacting turbulent flows: a review. *Combustion and flame*. 1982 Jan 1;48:1-26.
- [7] Oefelin JC, Yang V. Simulation of high-pressure spray field dynamics. Recent advances in spray combustion: Spray combustion measurements and model simulation. 1996;2:263-304.
- [8] Mostafa AA, Mongia HC. On the modeling of turbulent evaporating sprays: Eulerian versus Lagrangian approach. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 1987 Dec 1;30(12):2583-93.
- [9] Bouchard D, Pucher G, Allan WD. Can-Annular Combustion Chamber Surface Temperature Measurements and Damage Signatures at Operationally Representative Conditions. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* 2011 Jan 1 (Vol. 54655, pp. 2027-2035).
- [10] Babu D. Optimization of pattern factor of the annular gas turbine combustor for better turbine life. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*. 2014;30-5.
- [11] Gouws JJ. *Combining a one-dimensional empirical and network solver with computational fluid dynamics to investigate possible modifications to a commercial gas turbine combustor*. MSc Thesis, University of Pretoria, 2008 Apr 24;
- [12] Kotzer C, LaViolette M, Allan W. *Effects of combustion chamber geometry upon exit temperature profiles*, MSc Thesis, Royal Military College of Canada 2009 Jan 1.
- [13] F.W. Skidmore, *The influence of gas turbine combustor fluid mechanics on smoke emissions*, MSc Thesis, Institute of thecnology Victoria, Australia, Dec 1988.
- [14] Skidmore FW. *Smoke emission tests on series II and Series III allison T56 turboprop engines*. Department of Defence, Defence Science and Technology Organisation, Aeronautical Research Laboratories; 1986.
- [15] Renane R, Allouche R, Laazab S, Nour A. Computations of turbulent non-premixed combustion and 3 modeling of flame wall interaction. *Fundamental and Applied Sciences*. 2019;11(2):605-22.
- [16] Jiang LY, Han Y, Zhang Z, Wu X, Clement M, Patnaik P. Hot-streak effect on internally air-cooled nozzle guide vanes and shrouds. *The Aeronautical Journal*. 2019 Dec;123(1270).