

علمی-پژوهشی

بررسی عددی اثر مجاری هوای ثانویه، مجاری هوای رقیق‌سازی و

قطر محفظه در عملکرد محفظه احتراق موتور رم جت

محمد مهدی دوستدار^{۲*}سجاد قارزی^۱

دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۰۱؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۵/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۲۰؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۲/۰۶/۰۳

DOR: <https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.1.10.9>

چکیده

در این پژوهش به ارزیابی عملکرد محفظه احتراق موتور رم جت با اعمال تغییرات هندسی و فیزیکی نظیر تغییر قطر محفظه، تغییر اندازه و جابه‌جایی مجاری هوای ثانویه و رقیق‌سازی و تغییر دبی جرمی عبوری از این مجاری پرداخته شده است. به همین منظور در ابتدا بر اساس روابط ارائه شده در ادبیات علمی و فنی، کدی برای انجام محاسبات طراحی یک محفظه احتراق لوله‌ای نوشته شده است. پس از طراحی و مشخص شدن ابعاد محفظه به کمک این کد محاسباتی و نرم‌افزار گس‌تر، فرآیند شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلونت انجام گرفته و ضمن ارائه نتایج، عملکرد محفظه با اعمال تغییراتی در مجاری هوای جانبی و قطر آن مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که افزایش دبی جریان ثانویه باعث انتقال شعله به سمت انتهای محفظه احتراق می‌شود. همچنین مقدار افت فشار با تغییر اندازه مجاری هوا به میزان ۸ درصد افزایش می‌یابد. بعلاوه تأثیر تغییر مکان مجاری جریان جانبی روی افت فشار جریان اصلی ناچیز بوده و می‌توان گفت که افت فشار با جابه‌جایی این مجاری تغییر چندانی نمی‌کند. همچنین در صورت وجود مشکل همگرایی در شبیه‌سازی، جابه‌جایی مجاری هوا مفید واقع می‌شود.

واژه‌های کلیدی: موتور رم جت، محفظه احتراق، تحلیل عددی، هوای جانبی

Investigating the Effects of Secondary and Dilution air Holes and Chamber Diameter on the Performance of Ramjet Engine Combustion Chamber

Gharezi¹, SDoustdar, M. M.^{2*}

Imam Hossein University, Tehran, Iran

(Received: 2023/04/21, Revised: 2023/07/25, Accepted: 2023/08/11, Published: 2024/08/25)

ABSTRACT

In this research, the performance of ramjet engine combustion chamber has been evaluated by applying geometrical and physical changes such as changing the diameter of the chamber, changing the size and displacement of the secondary and dilution air holes and changing the mass flow passing through these holes. To do this, at first some typical ramjet combustion chambers were introduced and some of their features were discussed. Then using the information and guidance presented in scientific and technical references a suitable combustion chamber was designed for the defined inlet and outlet conditions. After the geometry has been determined, the simulation process has been carried out in Fluent software and while presenting the results, the performance of the chamber has been investigated. The results show that the values obtained for the geometry of the chamber and the position of the holes are reliable and changing the sizes has no global advantage and is not recommended. Furthermore, it is found that displacing air holes location could improve solution convergence.

Keywords: Ramjet Engine, Combustion Chamber, Numerical Analysis, Lateral Air۱- فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد: sajjadgharezi@ihu.ac.ir۲- استاد (نویسنده پاسخگو): mdostdar@ihu.ac.ir

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

۱- مقدمه

شبیه‌سازی عملکرد موتورهای احتراق داخلی یکی از راه‌هایی است که برای شناخت بهتر پدیده‌های فیزیکی مؤثر در عملکرد موتور و بهبود شرایط کاری آن بکار می‌رود [۱]. امروزه گونه‌های مختلفی از موتورها در صنایع هوایی به کار می‌روند که موتور رم جت یکی از آنها می‌باشد و باتوجه‌به اهمیت فوق‌العاده دستیابی به سرعت‌های مافوق‌صوت، این دسته از موتورها جایگاه ویژه‌ای در صنعت هوافضا یافته‌اند. رم جت موتوری با ساختار ساده و کارایی مناسب است که اجزای متحرک نظیر کمپرسور و توربین را در خود ندارد؛ به همین دلیل طراحی آن‌ها شامل ملاحظات موتورهای توربوجت نشده و در امر طراحی با الزامات کمتری مواجه‌اند. اگرچه رم جت می‌تواند در سرعت‌های مادون صوت کار کند؛ اما افزایش فشار فزاینده در سرعت‌های بالاتر و در نتیجه تراکم بهتر هوای ورودی، رم جت را برای پرواز مافوق‌صوت مناسب می‌کند و به همین دلیل امروزه به‌ندرت از رم جت‌های مادون صوت استفاده می‌شود [۲]. به‌طور کلی این موتورها به دو دسته رم جت سوخت مایع و سوخت جامد تقسیم می‌شوند.

ساختار ساده رم جت باعث شده تا عمده ملاحظات طراحی در این موتور به محفظه احتراق که مهم‌ترین جزء موتور است، معطوف شود؛ جایی که افزایش انرژی محسوس^۳ جریان گاز به‌واسطه عمل احتراق انجام می‌شود. تاکنون فعالیت‌های متعددی در زمینه طراحی محفظه احتراق انجام شده که پژوهش کنرادو و همکاران [۳] پژوهش بیات [۴] و پژوهش مارک و سلوین [۵] از جمله آن‌ها می‌باشد. عمده تحقیقات انجام شده در زمینه طراحی محفظه احتراق به موتورهای توربوجت اختصاص داشته و تعداد کمی از پژوهش‌ها به طور تخصصی به موتور رم جت پرداخته‌اند. در این پژوهش به بررسی اثر تغییرات فیزیکی و هندسی نظیر تغییر اندازه مجاری هوای ثانویه و رقیق‌سازی در عملکرد محفظه احتراق موتور رم جت سوخت مایع پرداخته شده است. در مورد محاسبه هندسه محفظه از مراجع موجود کمک گرفته شده و شرایط مرزی به کمک نرم‌افزارهای رایج طراحی چرخه ترمودینامیکی و نیز از شبیه‌سازی‌های انجام شده در این زمینه به‌دست آمده است. بعد انجام یک مرحله

شبیه‌سازی و اطمینان از صحت فرآیند طراحی و شبیه‌سازی، اثر تغییر اندازه و تغییر مکان مجاری هوا، تغییر قطر محفظه، تغییر دبی جرمی هوای مجاری و اثرات پاشش سوخت در عملکرد محفظه مورد بررسی قرار گرفته است.

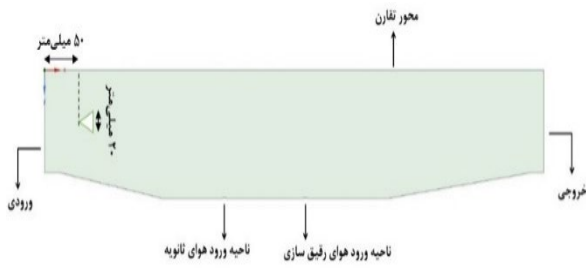
۲- هندسه محفظه احتراق

محفظه‌های احتراق از وجوه مختلفی قابل دسته‌بندی‌اند؛ مثلاً بر اساس سازماندهی فرآیند احتراق به دو نوع یک‌مرحله‌ای و دومرحله‌ای و نیز باتوجه‌به سرعت جریان حین احتراق به دو نوع مافوق‌صوت و مادون صوت تقسیم می‌شوند [۶]. برخی از انواع رایج محفظه‌های مورد استفاده در موتورهای هوایی عبارت‌اند از محفظه لوله‌ای^۴، حلقوی، پله‌ای، انسدادی و... . نخستین موتورهای توربوجت به کمک محفظه‌های لوله‌ای توسعه یافتند و هم‌اکنون نیز کاربرد خود را حفظ کرده‌اند. در این نوع محفظه، جداره محفظه و لاینر به شکل هم‌مرکز حول محور تقارن نازل سوخت شکل گرفته‌اند. در محفظه‌های حلقوی لاینر به‌صورت متحدالمرکز با پوسته محفظه قرار گرفته و یک فضای احتراقی یکپارچه شکل داده شده است. در محفظه پله‌ای از پله به‌جای شعله نگه‌دار استفاده شده و سوخت، درون پله یا در بالادست آن تزریق شده و سامانه جرقه‌زن نیز بعد از پله قرار داده می‌شود. بر اساس مطالعات انجام شده، از این نوع محفظه می‌توان در موتورهای رم جت و اسکرم‌جت استفاده کرد [۵]. انواع دیگری از محفظه‌ها نظیر محفظه لوله‌ای - حلقوی، سیلویی و ریزشی نیز وجود دارند که به دلیل عدم کاربرد آن‌ها در موتورهای هوایی، خصوصاً موتور رم جت، از بررسی آن‌ها خودداری شد. در این پژوهش به مطالعه محفظه احتراق لوله‌ای پرداخته شده است.

یک طراحی محفظه کارآمد، صرف‌نظر از نوع طراحی و کاربرد آن، باید منطبق با معیارهای احتراقی باشد؛ معیارهایی نظیر: بازدهی احتراق بالا در شرایط مختلف عملیاتی، احتراق کامل در تمامی شرایط عملیاتی، حداقل انتشار آلودگی‌هایی نظیر دود، تأمین حداقل افت فشار، دمای خروجی یکنواخت و... [۷]. [۸] ضمن معرفی فرآیند طراحی محفظه و روابط ریاضی حاکم بر آن، هندسه پیشنهادی خود جهت طراحی محفظه را ارائه کرده است. فرآیند طراحی هندسه در شکل (۱) نشان داده شده است. این هندسه با قراردادن شرایط

جدول (۱): هندسه‌ی محاسبه شده جهت طراحی محفظه به کمک کد محاسباتی [۸]

مقدار (m)	متغیر
۰/۲۸۸۰	قطر محفظه
۰/۳۱۶۸	طول ناحیه اولیه
۰/۱۴۴۵	طول ناحیه ثانویه
۰/۴۳۳۶	طول ناحیه رقیق‌سازی
۰/۰۱۲	قطر سوراخ‌های هوای ثانویه
۰/۰۱۳	قطر سوراخ‌های هوای رقیق‌سازی

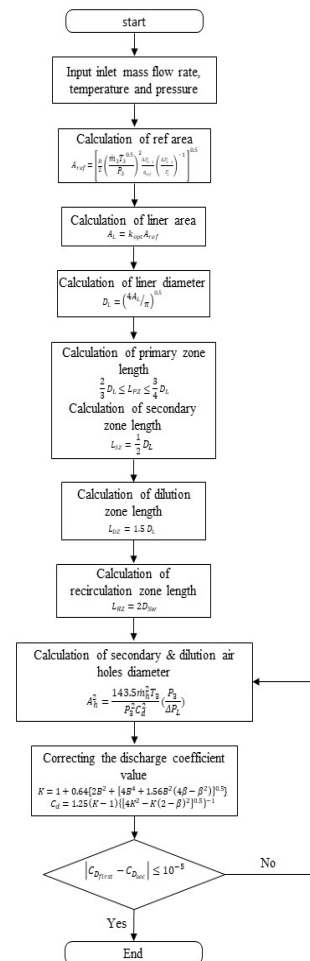


شکل (۲): ساختار هندسه محفظه [۸]

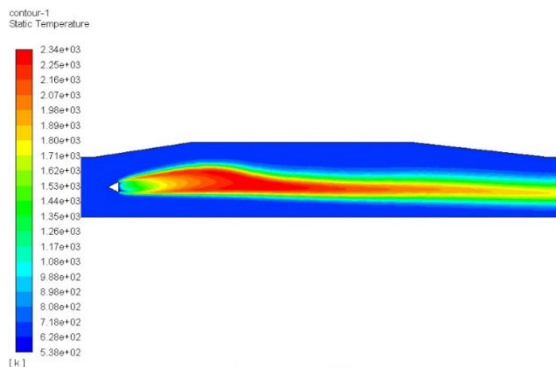
لازم به ذکر است که کد محاسباتی مورد استفاده در این پژوهش به زبان سی‌پلاس‌پلاس^۵ و بر اساس شکل (۱) و نیز مقادیر پیشنهاد شده توسط لیبور [۹] نوشته و به کمک داده‌های مرجع [۱۰] اعتبارسنجی و تأیید شده است. قطر محاسبه شده توسط کد محاسباتی بین ۲۰ تا ۲۶ درصد با میزان توصیه شده توسط گس‌ترب به‌عنوان قطر ایده‌آل، فاصله دارد که بخشی از این اختلاف از تفاوت ساختار محفظه مورد مطالعه در این پژوهش و محفظه در نظر گرفته شده در گس‌ترب نشأت می‌گیرد.

شرایط مرزی مسئله از نرم‌افزار GasTurb استخراج شده که در جدول (۲) قابل مشاهده است. نحوه انتخاب شعله‌نگهدار و به دست آوردن هندسه و محل قرارگیری آن در مرجع [۱۱] آورده شده است. شایان ذکر است که به دلیل شبیه‌سازی مسئله به صورت دو بعدی با تقارن محوری، مجاری هوای ورودی به صورت نوار تقریب زده شده است. اگرچه این روش مدل‌سازی از دقت محاسبات می‌کاهد ولی در این سطح از طراحی قابل قبول بوده و در برخی از پژوهش‌ها نظیر مرجع [۱۰] و باموفقیت تقریب زده شده است.

ورودی از نرم‌افزار GasTurb (نرم‌افزاری با محیط ساده و نتایج قابل قبول) در کدهای محاسباتی نوشته شده بر اساس فرآیند طراحی، به دست آمده است. در ضمن این پژوهش با مقایسه هندسه به دست آمده از کد و هندسه محفظه احتراق D30K هواپیمای Ilyushin Il-76، فرآیند طراحی را اعتبارسنجی کرده و با ارائه نتایج تحلیل عددی از صحت طراحی اطمینان یافته است؛ بدین صورت که نسبت قطر محفظه به طول آن، نسبت قطر سوراخ‌های هوای ورودی به قطر محفظه، نسبت طول هر ناحیه به قطر محفظه و... با یکدیگر مقایسه شده و تطابق مناسبی بین مقادیر محفظه احتراق D-30K و محفظه طراحی شده حاصل شده است. در این پژوهش از هندسه طراحی شده در مرجع [۸] جهت انجام شبیه‌سازی استفاده شده است. جدول (۱) مشخصات کلی هندسه محفظه و شکل (۲) ساختار هندسه محفظه را نشان می‌دهد.



شکل (۱): نمودار گردش طراحی محفظه [۸]

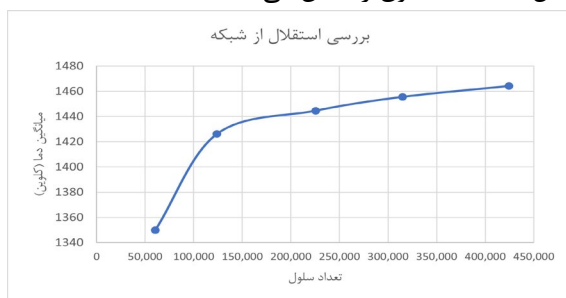


شکل (۳): کران نمای دمای محفظه

به منظور بررسی اثر برخی عوامل مؤثر در فرآیند احتراق، ضمن اعمال تغییرات در آن‌ها، فرآیند احتراق ارزیابی شده و مشخص خواهد شد که تغییر یافتن کدام یک از این عوامل اثر بهتری در بهبود عملکرد محفظه خواهد داشت. شایان ذکر است که تعداد سلول‌های شبکه در تمامی موارد مطالعه شده، دارای اندازه‌ای مشابه است.

۵- بررسی استقلال از شبکه

به منظور بررسی استقلال فرآیند حل از شبکه، پنج نوع شبکه با تعداد ۶۰۶۲۰، ۱۲۳۸۷۵، ۲۲۵۴۸۹، ۳۱۴۸۲۴ و ۴۲۴۴۲۴ سلول ایجاد و با یکدیگر مقایسه شده است. به این صورت که ضمن بررسی یکی از متغیرهای خروجی (دما)، میانگین این متغیر در سراسر شبکه محاسباتی به دست آمده و این مقدار در شبکه‌های مختلف مقایسه شده است. علت بررسی میانگین دما در این روش، مقایسه استقلال حل در تمامی دامنه محاسباتی، نه صرفاً محدوده یا نقطه‌ای خاص، می‌باشد. شکل (۴) مطلب فوق را نشان می‌دهد.



شکل (۴): میانگین دمای محفظه در شبکه‌بندی‌های مختلف

مشاهده می‌شود که شیب نمودار با ازدیاد سلول‌ها کاهش یافته و می‌توان پیش‌بینی کرد که از شبکه ۲۰۰ هزار تایی به بعد، ریز کردن شبکه تاثیری در دقت حل مسئله نخواهد داشت.

جدول (۲): شرایط مرزی مسئله

مقدار	شرط مرزی	مرز
Gauge Pressure = 0	فشار ورودی	ورودی
$\dot{m}_h = 1.99 \text{ Kg/s}$	دبی جرمی ورودی	سوراخ‌های هوا
$\dot{m}_h = 19.937 \text{ Kg/s}$	دبی جرمی خروجی	خروجی
$\frac{\partial T}{\partial x} = 0$	عایق حرارتی	دیواره

۴- انتخاب سوخت

برخی سوخت‌های رایج مورد استفاده در موتورهای جت عبارت‌اند: Jet-A (JP-8)، Jet-B (JP-4)، JP-5 و JP-7. از آنجاکه این سوخت‌ها تفاوت قابل توجهی در ویژگی‌های احتراقی ندارند، سوخت نفت سفید^۶ که ویژگی‌هایی بسیار نزدیک به سوخت‌های جت داشته و یکی از سوخت‌های رایج هوایی شناخته می‌شود، به عنوان سوخت پیش‌فرض برگزیده شده است. لازم به ذکر است که بیشتر رم جت‌های سوخت مایع امروزی از نفت سفید به عنوان سوخت استفاده می‌کنند [۸]. ویژگی‌های احتراقی این سوخت از مراجع [۹] و [۱۲] استخراج شده است.

۴- شبیه‌سازی

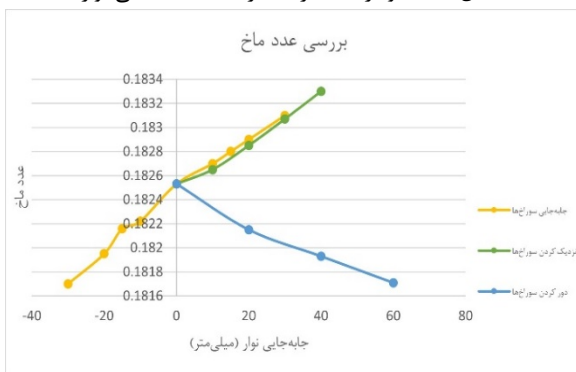
برای شبیه‌سازی احتراق غیرپیش‌آمیخته‌ی^۷ سوخت مایع بایستی از روش فاز گسسته^۸ به منظور مدل کردن جریان قطرات استفاده شود. این مدل مسیر تک‌تک ذرات را پیش‌بینی می‌کند. همچنین با فعال کردن اثرات متقابل فاز پیوسته، اتصال بین معادلات فاز پیوسته و گسسته نیز فراهم می‌شود [۱۳]. فرآیند شبیه‌سازی در نرم‌افزار Fluent انجام شده است.

مرجع [۸] به منظور فراهم آوردن بهترین زمان سکونت و اختلاط سوخت و هوا به شکلی مؤثر، پیشنهاد می‌کند که محل تزریق سوخت به پشت شعله نگاهدار منتقل شود. شکل (۳) کران نمای دمای محفظه بعد از شبیه‌سازی به روش فوق را نشان می‌دهد.

6-Kerosine
7-Non premixed
8-Discrete Phase Model (DPM)



شکل (۶): نمودار حداکثر دما بر حسب جابه‌جایی نوار



شکل (۷): اثر جابه‌جایی نوار بر عدد ماخ

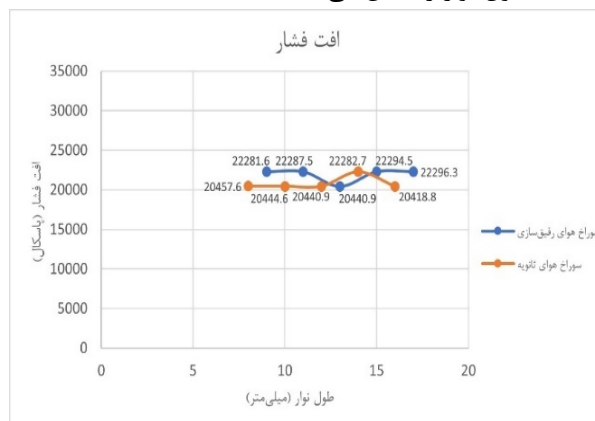
با نزدیک نمودن سوراخ‌ها به یکدیگر و نیز فاصله‌گرفتن سوراخ‌ها از محل جرقه، حداکثر دما افزایش می‌یابد که علت این امر دادن فرصت بیشتر به مخلوط سوخت هوا جهت اشتعال و توانایی کمتر هوای ثانویه و رقیق‌سازی جهت کاهش دمای جریان می‌باشد. کمترین میزان بیشینه دمای احتراق زمانی رخ می‌دهد که سوراخ‌های هوای ورودی به ناحیه احتراق نزدیک بوده و یا سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی فاصله بیشتری از یکدیگر داشته باشند. هرچه سوراخ‌ها از هم دورتر باشند، عمل کاهش دمای جریان باکیفیت بیشتری انجام خواهد گرفت که یکی از علل رخ دادن آن، اختلاط کمتر هوای ثانویه و رقیق‌سازی و فرصت یافتن هر یک از این ورودی‌ها برای ایفای نقش خود در جریان می‌باشد. هرچه دما بالاتر باشد انرژی جنبشی جریان بیشتر بوده و در نتیجه دستیابی به اعداد ماخ بالا آسان‌تر است که شکل (۷) مویید این مطلب می‌باشد. اثر تغییر مکان روی افت فشار ناچیز بوده و می‌توان گفت که افت فشار با جابه‌جایی سوراخ‌ها تغییر چندانی نمی‌کند.

۳-۱-۶- اثر وجود مجاری هوا: یکی از اهداف استفاده از سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی، ایجاد نواحی گردابه‌ای می‌باشد. به منظور بررسی اثر وجود مجاری هوا، فرآیند

۶- نتایج و بحث

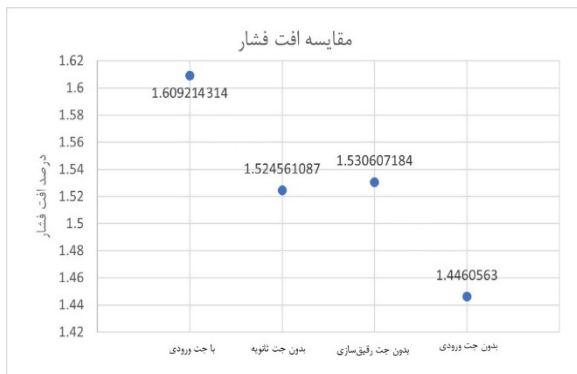
۶-۱- بررسی اثر مجاری هوا

۱-۱-۶- اثر اندازه: به منظور بررسی اثر اندازه مجاری هوا، طول نوار هوای ثانویه از ۸ تا ۱۶ میلی‌متر و طول نوار هوای رقیق‌سازی از ۹ تا ۱۷ میلی‌متر تغییر یافته و اثر این تغییرات به صورت جداگانه بررسی شده است. تغییر طول نوار هوای رقیق‌سازی باعث افزایش افت فشار (تقریباً ۸ درصد) می‌شود. به همین دلیل تغییر این متغیر به منظور بهینه‌سازی محفظه توصیه نمی‌شود. تغییر طول نوار هوای ثانویه نیز تاثیری بر بهبود افت فشار ندارد. ضمناً انجام این تغییرات بر مقادیر دما و سرعت تاثیرگذار نبوده و میزان این متغیرها تقریباً ثابت می‌باشد. شایان ذکر است که افزایش اندازه سوراخ‌ها باعث کاهش کیفیت احتراق و به وجود آمدن احتراق ناقص در محفظه می‌شود. شکل (۵) تغییرات افت فشار به ازای مقادیر مختلف طول نوار را نشان می‌دهد.



شکل (۵): اثر اندازه مجاری هوای ثانویه و رقیق‌سازی روی افت فشار

۲-۱-۶- اثر تغییر مکان: برای بررسی اثر مجاری هوا، نوارهای هوای ثانویه و رقیق‌سازی به میزان ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ میلی‌متر به یکدیگر نزدیک و ۲۰، ۴۰ و ۶۰ میلی‌متر از هم دور شده‌اند. همچنین این نوارها، بدون تغییر فاصله‌ی بینشان، از ۱۰ تا ۳۰ میلی‌متر جابه‌جا شده و اثر این جابه‌جایی نیز بررسی شده است. مبدا مختصات محل فعلی سوراخ‌ها در نظر گرفته شده و جابه‌جایی به سمت ورودی محفظه با علامت منفی و جابه‌جایی به سمت خروجی با علامت مثبت نشان داده شده است. شکل (۶) و (۷) بیانگر اثرات این جابه‌جایی روی حداکثر دما و عدد ماخ می‌باشد.



شکل (۱۰): مقایسه افت فشار بین محفظه‌های با ورودی هوای جانبی متفاوت

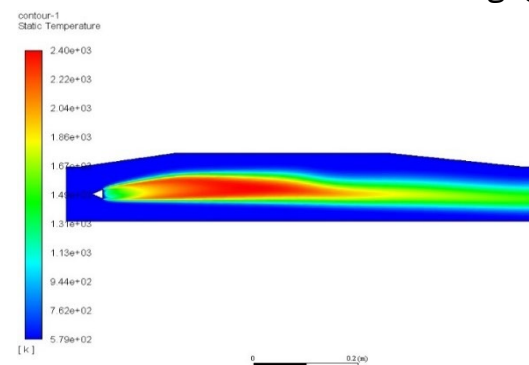
۴-۱-۶- اثر دبی جت ورودی و زاویه‌ی آن: نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که در صورت تغییر زاویه‌ی جت ورودی (چه جت هوای ثانویه و چه رقیق‌سازی) جریان معکوس برقرار شده و هوای جانبی امکان ورود به محفظه را نخواهد داشت و به همین دلیل بایستی جت هوا به صورت عمود وارد محفظه شود. این پدیده به این علت رخ می‌دهد که در موتور رم جت برخلاف موتورهای توربوجت که کمپرسور نیرویی را به جریان ورودی اعمال می‌کند، نیرویی هوای ثانویه و رقیق‌سازی را وادار به ورود نمی‌کند و به همین دلیل این جت ورودی توسط جریان پرسرعت و پرفشار اصلی پس زده می‌شود.

همچنین افزایش دبی جرمی هوای ورودی جانبی از نواحی ثانویه و رقیق‌سازی تأثیری منفی بر شکل‌گیری احتراق و عملکرد محفظه دارد؛ چراکه ازدیاد دبی جرمی به معنای افزایش نفوذ جت هوا در جریان اصلی و در نتیجه کاهش مساحت مؤثر محفظه (سطحی که جریان اصلی ورودی با ورود هوای ثانویه و رقیق‌سازی جهت احتراق در اختیار دارد) به منظور انجام فرآیند احتراق است. با کاهش مساحت مؤثر، سوخت و هوا به زمان بیشتری برای سوختن کامل نیاز داشته و در نتیجه شعله تا انتهای محفظه ادامه پیدا می‌کند. همچنین گردابه‌های تشکیل شده توسط شعله نگاه‌دار اندازه کوچک‌تری پیدا می‌کند و همین امر باعث می‌شود تا اشتعال دیرتر و در فاصله بیشتر از ورودی انجام گیرد. این مورد از دیگر عوامل انتقال شعله به انتهای محفظه می‌باشد. شکل (۱۱) نمودار دمای محفظه با جت هوای عادی و دبی دوبرابر را نشان می‌دهد.

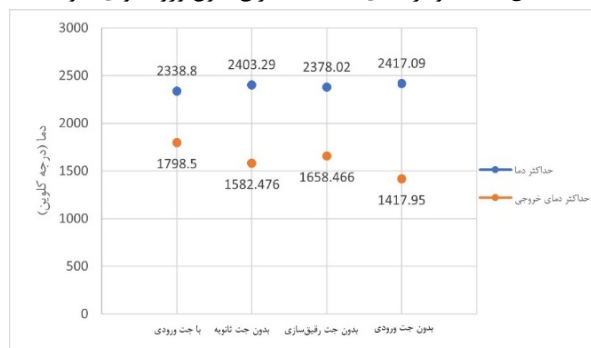
شبیه‌سازی بدون ورود جت هوا از مجاری جانبی انجام شده است.

هنگامی که هوای ثانویه یا رقیق‌سازی وجود نداشته باشد نسبت سوخت به هوا مقادیر بالاتری داشته و از این رو گرمای احتراق به شکل کامل‌تری آزاد شده و فرآیند کاهش دمای گازهای خروجی به علت نبود هوای جانبی به شکلی مناسب انجام نمی‌شود؛ به همین دلیل دمای خروجی مقدار کمتری دارد. همچنین در این حالت شعله اندازه بزرگ‌تری داشته (شکل ۸) و حداکثر دمای محفظه مقدار بالاتری دارد؛ لذا در صورت اهمیت دما در مسئله (ایجاد تنش‌های حرارتی در محفظه و آسیب به قطعات آن) استفاده از هوای ثانویه و رقیق‌سازی به منظور کاهش دما احتراق ضروری است. شکل (۹) مقایسه بین مقادیر دما در محفظه‌های با ورودی‌های متفاوت دما را نشان می‌دهد.

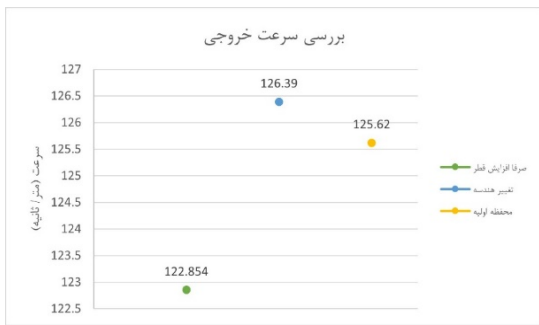
همچنین نبود جت هوای ورودی به معنی افزایش سطح مقطع مؤثر، کاهش اصطکاک جریان و در نتیجه کاهش افت فشار می‌باشد و نتایج شبیه‌سازی (شکل ۱۰) نیز مطلب فوق را نشان می‌دهد.



شکل (۸): نمودار دمای محفظه احتراق بدون ورود هوای ثانویه



شکل (۹): مقایسه دما بین محفظه‌های با ورودی هوای جانبی متفاوت



شکل (۱۳): مقایسه سرعت خروجی در محفظه‌های با ابعاد متفاوت

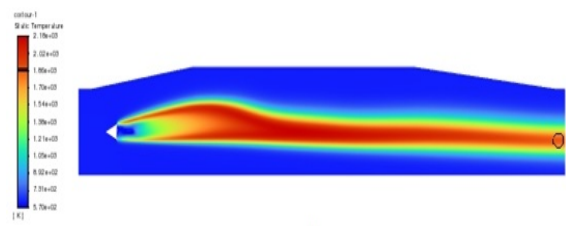


شکل (۱۴): مقایسه حداکثر دمای محفظه و حداکثر دمای خروجی در محفظه‌های با ابعاد متفاوت

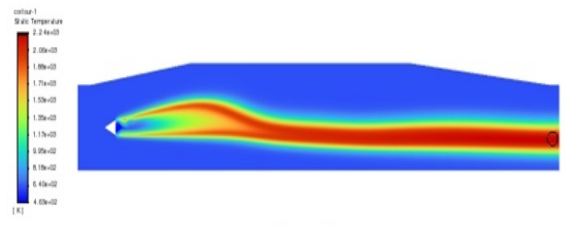
افزایش ابعاد محفظه اگرچه باعث بهبود برخی ویژگی‌ها نظیر افت فشار و سرعت خروجی می‌شود؛ اما زمان سکونت ناکافی، احتراق ناقص و آزادشدن انرژی درونی سوخت به صورت کامل را به دنبال دارد. پایین‌تر بودن حداکثر دمای محفظه و تفاوت کمتر بین این دما و دمای خروجی این مطلب را تأیید می‌کند.

افزایش قطر محفظه به‌تنهایی نیز مقدار سرعت خروجی، عدد ماخ و افت فشار را کاهش می‌دهد که میزان کاهش افت فشار مقداری ناچیز است. ضمن اینکه دمای خروجی نیز تغییری در حدود ۴ درصد دارد. بنابراین بزرگ‌تر شدن محفظه اثر مثبتی بر فرآیند احتراق نخواهد داشت.

لازم به ذکر است شبیه‌سازی محفظه‌ای با قطر کوچک‌تر نشان می‌دهد که این کاهش ابعاد سبب به‌وجود آمدن جریان برگشتی در ناحیه ورودی و عدم احتراق می‌شود. این موضوع بیان‌کننده این مطلب است که حداقل قطر محاسبه شده توسط فرآیند طراحی، کمترین قطر ممکن برای محفظه می‌باشد؛ لذا استفاده از محفظه‌های کوچک‌تر از محفظه اولیه که فضای کمتری را اشغال می‌کنند، برای این مسئله توصیه نمی‌شود.



(الف)

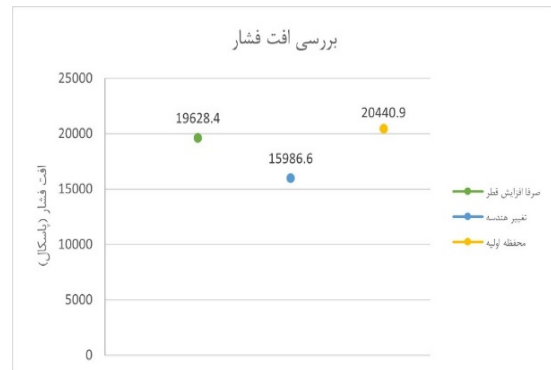


(ب)

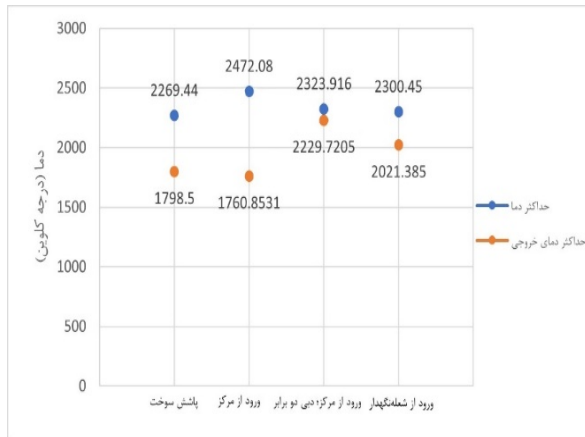
شکل (۱۱): کران نمای دمای محفظه: (الف) با جت هوای عادی. (ب) با دوبرابر شدن دبی جت هوا

۲-۶- اثر قطر محفظه

در این قسمت با افزایش قطر محفظه، شبیه‌سازی احتراق انجام‌گرفته و نتایج این شبیه‌سازی با محفظه اصلی مقایسه شده است. یک‌بار تنها به افزایش قطر محفظه اکتفا شده و بار دیگر کلیه محاسبات بر اساس مقادیر جدید سطح مقطع لاینر انجام‌گرفته و قطر و طول جدید برای محفظه به‌دست‌آمده و هندسه محفظه تغییر کرده است؛ به‌طوری‌که قطر محفظه و در نتیجه طول نواحی اولیه، ثانویه و رقیق‌سازی محفظه جدید از محفظه اولیه بیشتر شده است. این هندسه تغییر یافته از مرجع [۸] استخراج شده است. اشکال (۱۲) تا (۱۴) مقایسه بین عملکرد محفظه‌های مختلف را نشان می‌دهد.



شکل (۱۲): مقایسه افت فشار در محفظه‌های با ابعاد متفاوت



شکل (۱۸): مقایسه حداکثر دمای محفظه و خروجی در انواع مختلف ورود سوخت

از مقایسه کران نماهای دما و داده‌های به‌دست‌آمده مشخص می‌شود که با ورود سوخت از ناحیه ورودی، میزان حداکثر دما و عدد ماخ افزایش‌یافته و افت فشار و دمای خروجی کاهش می‌یابد. وجود احتراق کامل‌تر که به سبب اختلاط مطلوب سوخت و هوا انجام می‌گیرد از علل برتری این روش احتراق نسبت به روش پاشش می‌باشد. با این وجود در صورت افزایش دبی یا تغییر محل ورود سوخت، فرصت لازم برای احتراق کامل فراهم نمی‌گردد و روش پاشش مقادیر مناسب-تری را نسبت به این روش‌ها در اختیار قرار می‌دهد.

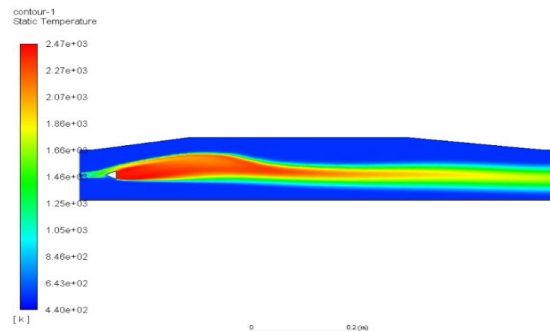
۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به طراحی و تحلیل یک محفظه احتراق موتور رم جت با الگوگیری از محفظه احتراق موتور D30K و استفاده از روش‌های پیشنهادی در مراجع پرداخته شده است. عمده نتایج به‌دست‌آمده برای شرایط فیزیکی عملکرد این محفظه به شرح زیر است:

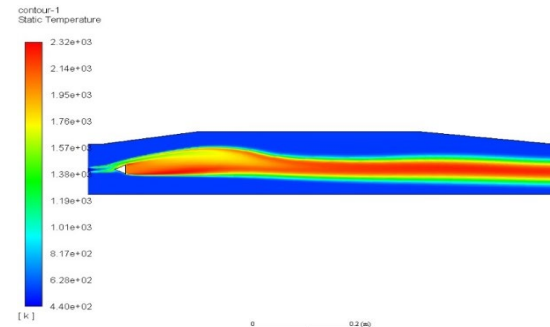
- تغییر طول نوار هوای جانبی که شاخصی از سطح مجاری جریان هوای ثانویه و رقیق‌سازی است تأثیر محسوسی بر بهبود افت فشار و بر مقادیر دما و سرعت ندارد و میزان این متغیرها با تغییر طول نوار تقریباً ثابت می‌باشد.
- با نزدیک نمودن سوراخ‌های جریان جانبی به یکدیگر و نیز فاصله‌گرفتن سوراخ‌ها از محل جرقه، حداکثر دما افزایش می‌یابد.
- اثر تغییر مکان سوراخ‌های جریان جانبی روی افت فشار ناچیز بوده و می‌توان گفت که افت فشار با جابه‌جایی سوراخ‌ها تغییر چندانی نمی‌کند.

۳-۶- شبیه‌سازی بدون پاشش

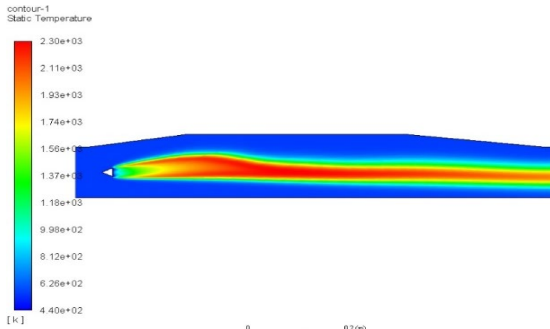
در این بخش به‌جای پاشش سوخت و شبیه‌سازی به روش فاز گسسته، سوخت به‌صورت گازی وارد محفظه می‌شود. محل ورود سوخت در مراحل مختلف شبیه‌سازی تغییر داده شد به‌گونه‌ای که یک‌بار از پشت شعله نگه‌دار و بار دیگر از مرکز ناحیه ورودی وارد محفظه می‌شود. همچنین دبی سوخت در ناحیه ورودی دارای مقداری مشابه حالت پاشش می‌باشد و به دلیل تفاوت حالت گازی و مایع، یک مرحله شبیه‌سازی با دبی دوبرابری سوخت نیز انجام شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی و مقایسه بین نتایج در اشکال (۱۵) تا (۱۸) قابل‌مشاهده است.



شکل (۱۵): کران نمای دما برای حالت ورود سوخت از مرکز ناحیه ورودی با دبی عادی



شکل (۱۶): کران نمای دما برای حالت ورود سوخت از مرکز ناحیه ورودی با دبی دوبرابر



شکل (۱۷): کران نمای دما برای حالت ورود سوخت از پشت شعله نگه‌دار

- Gas Turbine Combustor", 10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, Rio de Janeiro, Brazil, 2004.
- [4] Bayat, A. "Preliminary Design and Numerical Simulation of Ramjet Combustion Chamber", M.S. Thesis, Shiraz University, Shiraz, 2015. (In Persian)
- [5] Mark, C.P. and Selwyn, A. "Design and Analysis of Annular Combustion Chamber of a Low Bypass Turbofan Engine in a Jet Trainer Aircraft", Propulsion and Power Research, Vol. 5, No. 2, pp. 97-107, 2016.
- [6] Bondaryuk, M. and Lyashenko, S.M. "Translation of Ramjet Engines", Ohio: Technical Information Center, Wright-Patterson Air Force Base, 1960.
- [7] Schobeiri, M.T. "Gas Turbine Design; Components and System Design Integration", Gewerbestrasse, Switzerland, Springer Nature, 2018.
- [8] Gharezi, S. and Doustdar, M.M. "Design, Numerical Analysis and Parametric Study of Can Combustion Chamber", 3rd International Conference in Electrical, Computer and Mechanical Engineering, Tehran, Iran, 2023. (In Persian)
- [9] Lefebvre, A.H. and Ballal, D.R. "Gas Turbine Combustion; Alternative Fuels and Emissions", 3rd ed, New York, CRC Press, 2010.
- [10] Vosoughi, Z. and Tabejamaat, S. "Design and Simulation of a 30kW Microturbine Combustor Fed by Biofuel", The 9th Fuel & Combustion Conference of Iran, Shiraz, Iran, 2022. (In Persian)
- [11] Mattingly, J.D., Heiser, W.H., and Pratt, D.T. "Aircraft Engine Design", 2nd ed., Virginia, AIAA, 2002.
- [12] Lee, J.F. "Theory and Design of Steam and Gas Turbines", New York, McGraw-Hill, 1954.
- [13] Guide, A.F.T. "ANSYS Fluent Tutorial Guide 18", ANSYS Fluent Tutorial Guide 18, 15317, 2018.
- نبود جت هوای ورودی جانبی به معنی افزایش سطح مقطع مؤثر، کاهش اصطکاک جریان اصلی و در نتیجه کاهش افت فشار می‌باشد.
 - افزایش دبی جریان ثانویه باعث انتقال شعله به سمت انتهای محفظه احتراق می‌شود.
 - کاهش قطر محفظه سبب به‌وجود آمدن جریان برگشتی در ناحیه ورودی و عدم احتراق مناسب می‌شود.
 - جابه‌جایی سوراخ‌های جریان جانبی از منطقه شعله، به سمت انتهای محفظه باعث کاهش دمای خروجی می‌شود. در این حالت سرعت همگرایی حل نیز بیشتر می‌گردد.
 - نتایج مطالعه پارامتری نشان می‌دهد مقادیر قطر و طول به‌دست‌آمده از روش‌های ذکر شده در مرجع [۸] رضایت‌بخش بوده و تغییر هر یک از این پارامترها کمکی به بهبود فرآیند احتراق نخواهد کرد؛ چراکه با کاهش ابعاد محفظه، با وجود کاهش وزن و حجم موتور، احتراق به‌صورت ناقص انجام خواهد شد. افزایش ابعاد محفظه نیز علی‌رغم برخی بهبودهای جزئی، ضمن کاهش سرعت گازهای خروجی، حجم، وزن و سطح لازم برای خنک‌کاری موتور را افزایش داده و تلفات اصطکاکی در دیواره را تشدید می‌کند.
 - با استفاده از سوخت گازی به‌جای پاشش سوخت مایع و ورود آن از ناحیه پشت شعله نگه‌دار احتراق به شکل کامل‌تری انجام می‌گیرد. در ضمن سرعت همگرایی حل عددی نیز بیشتر می‌شود.
 - صرف وجود سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی به معنای لزوم وجود یک پوشش^{۱۰} به‌منظور تأمین هوای این قسمت‌ها خواهد بود که این امر بزرگ‌تر شدن محفظه و کاهش نیروی پیشران را در پی خواهد داشت. به همین دلیل در صورت استفاده از این سوراخ‌ها باید مقدار دبی کم در نظر گرفته شود تا حداقل افزایش اندازه در موتور مشاهده شود.

۸- مراجع

- [1] Doustdar, M.M. "Spark Ignition Engines; Quasi Dimensional Simulation", Imam Hossein Comprehensive University Publications, 2021. (In Persian)
- [2] El-Sayed, A.F. "Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines", New York, CRC Press, 2008.
- [3] Conrado, A.C., Lacava, P.T., Pereira Filho, A.C., and Sanches, M.S. "Basic Design Principles for

