

Original Research Paper**Numerical Investigation of Flame Holder Effects on the Performance of a Turbofan Combustion Chamber Used in a Ramjet****Sajjad Gharezi¹** and **Mohammad Mehdi Doustdar^{2*}**

1. Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

2. Department of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 30 June 2023

Revised 02 December 2023

Accepted 05 December 2023

Available Online 17 January 2024

Keywords:

Ramjet engine

Combustion chamber

Design

Numerical analysis

Flameholder

ABSTRACT

In recent years, many turbofan engines that lack flight certification have been repurposed for other applications, such as power generation or providing air mass flow. This article investigates the feasibility and characteristics of using a standard turbofan combustion chamber in a ramjet application. One can of the combustion chamber from the D30K engine, which is of a can-annular type, was selected as the basis for this study. A redesign process was undertaken to determine the geometry of the combustion chamber based on existing scientific and technical literature. The geometric ratios of the D30K engine were used for validation, demonstrating satisfactory adaptation. The Gas Turb software was employed to determine the flow entrance conditions for a combustion chamber applied in a ramjet engine. Subsequently, the Fluent software was used to perform simulations of combustion using a non-premixed liquid phase method. The results indicated that, in this configuration, the induced vortices were not strong enough to stabilize the flame, making the usage of a flame holder essential. Additionally, a parametric study was conducted to investigate the effects of the flame holder's size, number, position, and distance on parameters such as pressure loss, maximum temperature, Mach number, and flame stability. The results demonstrate that a multi-flame holder setup positively impacts performance, while more oversized flame holders are not recommended due to undesirable effects.

*Corresponding Author's E-mail: mdostdar@ihu.ac.ir**How to Cite this Article:**S. Gharezi, and M.M. Doustdar, "Numerical investigation of flame holder effects on the performance of a turbofan combustion chamber used in a ramjet," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 45-60, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1451>.**COPYRIGHTS**© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

بررسی اثر شعله‌نگهدار در عملکرد محفظه احتراق یک موتور توربوفن برای کاربرد در موتور رمجت

سجاد قارزی^۱ و محمد مهدی دوستدار^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین علیه‌السلام، تهران، ایران

۲- استاد، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین علیه‌السلام، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

امروزه موتورهای توربوفن فراوانی در داخل کشور وجود دارند که به‌خاطر رعایت ایمنی مجوز پرواز به آن‌ها داده نمی‌شود اما می‌توانند در سایر کاربردها از جمله در شناورها، نیروگاه‌ها، تونل‌های باد و امثال آن برای تولید قدرت و یا ایجاد جریان هوا مورد استفاده قرار گیرند. در این پژوهش امکان به‌کارگیری محفظه احتراق یک موتور توربوفن با جریان‌های ثانویه و رقیق‌سازی در یک موتور رمجت مطالعه شده است. موتور D30K دارای محفظه احتراق لوله‌ای-حلقوی است که یکی از لوله‌های آن به‌عنوان مبنا در این تحقیق مد نظر قرار گرفته است. برای ایجاد چشم‌انداز وسیع‌تر و قابلیت توسعه دستاوردهای این تحقیق در ابتدا به فرآیند طراحی و یا به تعبیری باز طراحی محفظه احتراق لوله‌ای با جریان‌های ثانویه و بر اساس دانش و پیشنهادات موجود در ادبیات علمی و صنعتی پرداخته شده تا هندسه محفظه مورد نظر برای شبیه‌سازی استخراج شود. نتایج این باز طراحی جهت صحت‌سنجی، از نظر نسبت ابعاد هندسی اجزاء با نسبت‌های مربوط به محفظه لوله‌ای موتور D30K مقایسه شده که تطبیق رضایت‌بخشی را نشان می‌دهند. برای تعیین شرایط جریان ورودی به این محفظه در موتور رمجت، از نرم‌افزار GasTurb استفاده شده است. سپس نرم‌افزار فلونتت برای شبیه‌سازی احتراق به روش غیرپیش‌آمیخته فاز مایع به‌کار گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که وقتی از محفظه احتراق یک موتور توربوفن با مجاری جریان ثانویه که روی لاینر تعبیه شده‌اند برای شرایط موتور رمجت استفاده می‌شود، گردابه‌های ایجاد شده از قدرت کافی برای ماندگاری شعله برخوردار نیستند و به‌کارگیری شعله‌نگهدار ضرورت می‌یابد. پس از درک این ضرورت به مطالعه اثر ابعاد، تعداد، موقعیت و فاصله شعله‌نگهدار بر ماندگاری شعله، افت فشار، دمای بیشینه خروجی و سرعت جریان پرداخته شد. نتایج بیانگر آن است که استفاده از چند شعله‌نگهدار اثر مطلوبی روی عملکرد دارد اما شعله‌نگهدار با ابعاد نسبی بزرگ توصیه نمی‌گردد.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۹ تیر ۱۴۰۲

بازنگری ۱۱ آذر ۱۴۰۲

پذیرش ۱۴ آذر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۲۷ دی ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

موتور رمجت

محفظه احتراق

طراحی

تحلیل عددی

شعله‌نگهدار

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mdostdar@ihu.ac.ir

How to Cite this Article:

S. Gharezi, and M.M. Doustdar, "Numerical investigation of flame holder effects on the performance of a turbofan combustion chamber used in a ramjet," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 45-60, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1451>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

حروف لاتین

A	مساحت
C_D	ضریب تخلیه
D, d	قطر
H	ارتفاع
J	نسبت شار تکانه ^۱
K_{opt}	ضریب بهینه‌سازی مقطع محفظه (محاسبه مقطع لاینر)
L	طول
M	عدد ماخ
m_s	نسبت دبی جرمی ورودی به دهانه محفظه به دبی جرمی کل
\dot{m}	دبی جرمی
P	فشار کل
PF	ضریب الگو
q	فشار پویا
R	ثابت گاز، در مورد هوا برابر با ۲۸۶/۹ (J/kgK)
r	نسبت فشار سکون
T	دما؛ نیروی پیشران
Y	فاصله شعاعی ذرات در امتداد مسیر جت
حروف یونانی	
γ	نسبت گرمای ویژه
Δ	اختلاف
λ	ضریب افت فشار دیفیوزر
زیرنویس	
2	خروجی دیفیوزر
3	ورودی محفظه احتراق
4	خروجی محفظه احتراق
a	هوا؛ محیط
$Coll$	خنک‌کاری
c	محفظه احتراق
DZ	ناحیه رقیق‌سازی
d	دیفیوزر
h	سوراخ
j	جت
L	لاینر
PZ	ناحیه اولیه

مرجع
ناحیه ثانویه

$Pref$
 SZ

مقدمه

موتور وسیله‌ای است که انرژی ورودی را به انرژی جنبشی تبدیل می‌کند. این انرژی جنبشی معمولاً به شکل انرژی جنبشی یک محور^۲ یا انرژی گازهای خروجی آگزوز می‌باشد [۱]. موتورهای احتراقی با توجه به شرکت یا عدم شرکت سیال عامل در فرآیند احتراق در دو گروه موتورهای احتراق داخلی و خارجی قابل طبقه‌بندی هستند. موتورهای احتراق داخلی خود به تنهایی شامل چندین زیرمجموعه نظیر موتورهای رفت و برگشتی، موتورهای دوار و موتورهای بدون قطعات متحرک می‌باشند که موتور رمجت در زمره این موتورها قرار دارد [۱].

رمجت موتوری با ساختار ساده و کارایی مناسب است که اجزای متحرک نظیر کمپرسور و توربین را در خود ندارد؛ به همین دلیل طراحی این موتورها شامل ملاحظات موتورهای توربوجت نشده و در امر طراحی با الزامات کمتری مواجه‌اند. اگرچه رمجت می‌تواند در سرعت‌های مادون صوت کار کند اما افزایش فشار فزاینده در سرعت‌های بالاتر و در نتیجه تراکم بهتر هوای ورودی، رمجت را برای پرواز مافوق صوت مناسب می‌کند و به همین دلیل امروزه به ندرت از رمجت‌های مادون صوت استفاده می‌شود [۲]. به‌طور کلی این موتورها به دو دسته رمجت سوخت مایع و سوخت جامد تقسیم می‌شوند.

ساختار ساده رمجت باعث شده تا عمده ملاحظات طراحی در این موتور به محفظه احتراق که مهم‌ترین جزء موتور است، معطوف شود؛ جایی که افزایش انرژی جنبشی جریان گاز به واسطه عمل احتراق انجام می‌شود.

تاکنون فعالیت‌های متعددی در زمینه طراحی محفظه احتراق انجام شده که در ادامه به معرفی برخی از آن‌ها پرداخته می‌شود. کنرادو و همکاران [۳] ضمن روش‌شناسی طراحی اولیه، قوانین کلی طراحی محفظه احتراق توربین گاز را تدوین کرده و روند انجام این فرآیند را شرح داده‌اند. بیات [۴] با بیان فرآیند طراحی محفظه احتراق موتور رمجت و شبیه‌سازی احتراق سوخت مایع در محفظه‌های مختلف، محفظه بهینه را با توجه به مقادیر افت فشار و نیروی پیشران تولیدی معرفی کرده است. مارک و سلوین [۵] محفظه احتراق حلقوی یک موتور توربوفن را طراحی و شبیه‌سازی کرده‌اند. محفظه طراحی شده به‌صورت آیرودینامیکی بررسی شده و هندسه آن براساس نتایج به‌دست آمده بهینه‌سازی شده است. وثوقی و تابع جماعت [۶] ضمن تشریح فرآیند طراحی محفظه میکروتوربین، الگوریتم محاسباتی جهت طراحی محفظه

آیزنرتروپیک به دست می‌آید. حال اگر قطر خروجی نازل کوچک‌تر یا مساوی قطر محفظه احتراق شود، عملکرد هندسه به دست آمده جهت بررسی در ارتفاعات بالاتر از سطح دریا بررسی می‌شود و اگر قطر خروجی شیپوره از قطر محفظه بزرگ‌تر شود، فرض انبساط آرمانی درست نبوده و باید نیروی جلوبرنده مجدداً محاسبه شده و هندسه تصحیح شود [۴]. رابطه‌ی نهایی ارائه شده به منظور محاسبه‌ی مقطع محفظه به صورت زیر است:

$$A_2 = \frac{\dot{m}_a R T_2}{\frac{r_d P_{0a}}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2)^{\gamma/\gamma-1}} M_2 \sqrt{\gamma R T_a \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)}} \quad (1)$$

که در آن A_2 سطح مقطع محفظه، \dot{m}_a دبی جرمی هوای ورودی، T_2 دمای ورودی محفظه، M_a عدد ماخ، γ نسبت گرمای ویژه، P_{0a} فشار هوای ورودی و r_d نسبت فشار سکون دیفیوزر می‌باشد.

لقبور و بلال [۹] به دلیل اهمیت مسئله افت فشار و تأثیر آن در فرآیند احتراق، رابطه‌ی (۲) را برای محاسبه‌ی سطح مقطع مرجع محفظه احتراق پیشنهاد داده‌اند. مقادیر مرجع به منظور تسهیل تجزیه و تحلیل ویژگی‌های جریان احتراقی و امکان مقایسه‌ی آیرودینامیکی طراحی‌های مختلف محفظه احتراق تعریف شده‌اند [۹].

$$A_{ref} = \left[\frac{R}{2} \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-1} \right]^{0.5} \quad (2)$$

A_{ref} سطح مقطع مرجع، \dot{m}_3 دبی جرمی ورودی محفظه، T_3 دمای ورودی محفظه، P_3 فشار ورودی محفظه، ΔP_{3-4} افت فشار محفظه و q_{ref} فشار پویای مرجع می‌باشد.

مقادیر افت فشار براساس نوع محفظه در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱- افت فشار در محفظه‌های احتراق؛ ارائه شده توسط مرجع [۹].

Table 1. Pressure loss for various types of combustion chamber [9].

Type of chamber	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	$\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_3}$
Tubular	0.07	37	0.0036
Tubular - Annular	0.06	28	0.0039
Annular	0.06	20	0.0046

در مرجع [۳] مقادیر دیگری برای افت فشار پیشنهاد شده که قرابت زیادی به اعداد فوق دارد. جدول ۲ این مقادیر را نشان می‌دهد.

احتراق بر اساس روش طراحی تجربی را تدوین، و در یک کد متلب پیاده‌سازی کرده‌اند.

عمده تحقیقات انجام‌شده در زمینه طراحی محفظه احتراق به موتورهای توربوجت اختصاص داشته و تعداد کمی از پژوهش‌ها به طور تخصصی به موتور رمجت پرداخته‌اند. در این پژوهش به قابلیت به‌کارگیری محفظه احتراق یک موتور توربوفن با جریان‌های ثانویه و رقیق‌سازی، در یک موتور رمجت پرداخته شده است. در ابتدا بر اساس پیشنهادات و تجارب ارائه شده در مراجع و با مینا قراردادن یک لوله از محفظه احتراق لوله‌ای - حلقوی موتور D30K، هندسه محفظه احتراق و مجاری جریان‌های ثانویه آن طراحی شد. سپس به کمک نرم‌افزار GasTurb شرایط ورودی برای به‌کارگیری این محفظه در یک موتور رمجت تعیین شد. همچنین از نرم‌افزار فلونت برای شبیه‌سازی عددی جریان احتراقی به روش غیرپیش‌آمیخته فاز مایع استفاده گردید تا ماندگاری شعله و عملکرد موتور رمجت با این نوع از محفظه‌های احتراق مورد ارزیابی قرار گیرد.

طراحی محفظه احتراق

محفظه‌های احتراق از وجوه مختلفی قابل دسته‌بندی‌اند؛ مثلاً براساس سازماندهی فرآیند احتراق به دو نوع یک‌مرحله‌ای و دومرحله‌ای و نیز باتوجه به سرعت احتراق به دو نوع مافوق صوت و مادون صوت تقسیم می‌شوند [۷]. برخی از انواع رایج محفظه‌های مورد استفاده در موتورهای هوایی عبارتند از محفظه لوله‌ای، حلقوی، پله‌ای، انسدادی و غیره. باتوجه به بررسی کارایی محفظه پله‌ای در پژوهش‌های پیشین و به دلیل ساختار ساده و کاربرد گسترده محفظه لوله‌ای، این محفظه به منظور طراحی و شبیه‌سازی انتخاب شد.

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 غیره [۸] بر همین اساس فرآیندهای مختلفی جهت طراحی در مراجع ذکر شده که در ادامه ضمن اشاره به آن‌ها، سازوکار طراحی محفظه بیان می‌شود.

از جمله روش‌های طراحی محفظه موتور رمجت در مرجع [۴] تشریح شده است. در این روش ابتدا متغیرهای ورودی شامل نیروی پیشران، ماخ پروازی و دبی جرمی هوای ورودی جهت یافتن هندسه محفظه مقاردهی می‌شوند. سپس با فرض انبساط آرمانی درون شیپوره، هندسه محفظه برای شرایط محیطی سطح دریا به کمک روابط

$$L_{SZ} = \frac{1}{2} D_L \quad (7)$$

L_{SZ} طول ناحیه‌ی ثانویه می‌باشد.

تعیین طول ناحیه‌ی رقیق‌سازی از دو طریق ممکن شده است. به‌طور کلی می‌توان گفت که طول این ناحیه ۱/۵ برابر قطر لاینر است [۶].

$$L_{DZ} = 1.5 D_L \quad (8)$$

که در آن L_{DZ} طول ناحیه‌ی رقیق‌سازی می‌باشد.

همچنین با تعریف متغیری به نام ضریب یا عامل الگو داریم [۶].

$$PF = \frac{T_{max} - T_4}{T_4 - T_3} \quad (9)$$

به کمک متغیر فوق، طول ناحیه‌ی رقیق‌سازی بدین صورت نیز قابل

محاسبه است:

$$L_{DZ} = D_L (3.83 - 11.83PF + 13.4PF^2) \quad (10)$$

طول ناحیه‌ی گردش مجدد^۲ در برخی مراجع محاسبه شده و در برخی دیگر در نظر گرفته نشده است. نحوه محاسبه طول این ناحیه در مرجع [۳] قابل مشاهده بوده و برای تخلص متن از ذکر این رابطه خودداری شده است.

برای محاسبه قطر سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی دو روش در مراجع یافت شده که توسط متینگلی و همکاران [۱۳] و وثوقی و تابع جماعت [۶] توسعه یافته است.

از طریق محاسبه حداکثر نفوذ جت درون محفظه، قطر مجرای هوای ثانویه از طریق رابطه (۱۱) قابل محاسبه است. نحوه محاسبه این رابطه به تفصیل در مرجع [۱۳] شرح داده شده است.

$$d_j = \frac{1}{4} H_L \left(\frac{Y_{max}}{d_j} \right)^{-1} \quad (11)$$

$$\frac{Y_{max}}{d_j} = 1.5 J^{0.5} \sin \theta = 1.15 \sqrt{\frac{q_j}{q_L} \left(1 - \frac{q_A}{q_j} \right)} \quad (12)$$

d_j قطر جت ورودی، H_L ارتفاع محفظه، Y_{max} حداکثر نفوذ جت و J نسبت شار تکانه می‌باشد.

به‌طور مشابه در مورد سوراخ‌های رقیق‌سازی داریم:

$$d_j = \frac{1}{3} H_L \left(\frac{Y_{max}}{d_j} \right)^{-1} \quad (13)$$

همچنین با استفاده از روش سعی و خطا می‌توان قطر سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی را تخمین زد. بر همین اساس برای هر سری

جدول ۲- افت فشار در محفظه‌های احتراق؛ ارائه شده توسط مرجع [۳].

Table 2. Pressure loss for various types of combustion chamber [3].

Type of chamber	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	$\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{A_{ref} P_3}$
Tubular	0.053	40	0.003
Tubular - Annular	0.054	30	0.0035
Annular	0.06	20	0.0045

از آن جهت که فرآیند احتراق درون لاینر انجام می‌شود، محاسبه هندسه آن اهمیت بیشتری دارد. می‌توان با افزودن ضریبی به سطح مقطع مرجع، مساحت مقطع لاینر و سپس قطر آن را محاسبه کرد. این ضریب به کمک معادلات (۳) و (۴) محاسبه می‌شود:

$$k_{opt} = 1 - \left[\frac{(1 - m_s)^2 - \lambda}{\Delta P_{2-3}/q_{ref} - \lambda r^2} \right] \quad (3)$$

$$A_L = k_{opt} A_{ref} \quad (4)$$

که در آن k_{opt} ضریب بهینه‌سازی مقطع محفظه و A_L سطح مقطع لاینر می‌باشد.

در پژوهش‌های انجام شده درباره طراحی محفظه، اعداد گوناگونی بین ۰/۶-۰/۸ برای محاسبه سطح مقطع لاینر ارائه شده است. مثلاً مرجع [۳] مقدار ۰/۷، مرجع [۵] مقدار ۰/۶۶ و مرجع [۱۰] مقدار ۰/۸ را بدین‌منظور پیشنهاد داده است. با به‌دست آمدن مقطع لاینر، قطر آن به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$D_L = \left(4A_L/\pi \right)^{0.5} \quad (5)$$

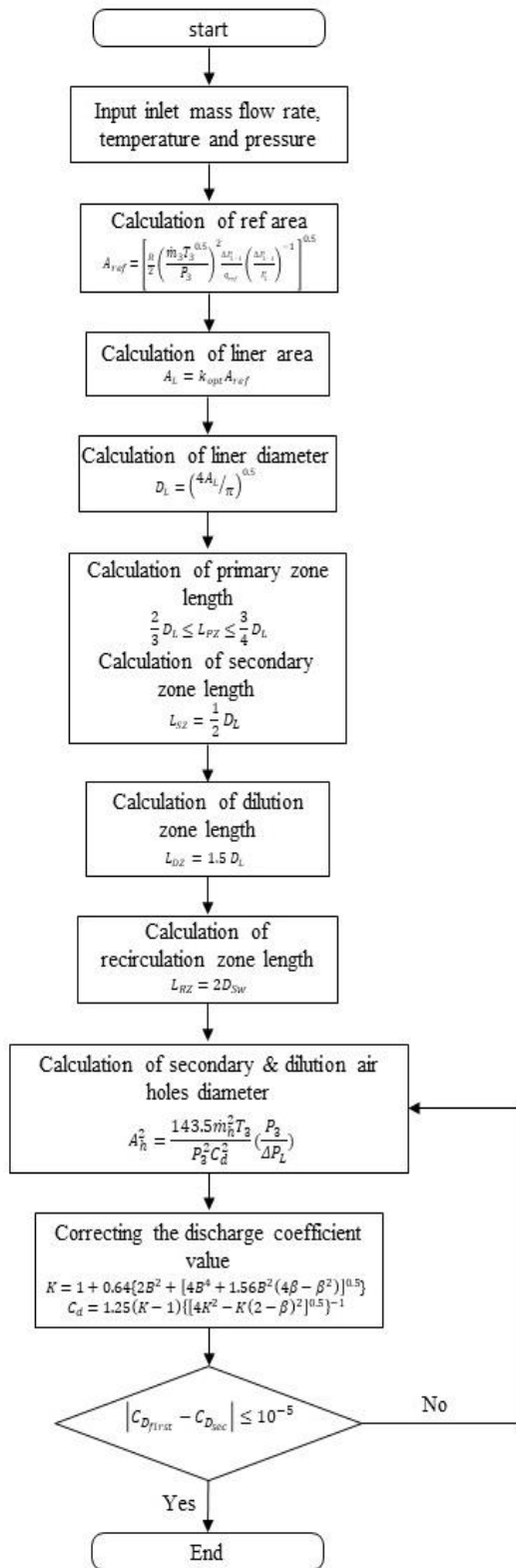
D_L قطر لاینر می‌باشد.

بعد از محاسبه قطر لاینر، نوبت به تعیین طول نواحی احتراقی می‌رسد. در مورد طول ناحیه اولیه اعداد متفاوتی در مراجع ذکر شده است (مثلاً مراجع [۵، ۱۱] مقدار $\frac{3}{4} D_L$ و پژوهش [۱۲] مقدار $\frac{2}{3} D_L$ را پیشنهاد کرده‌اند) که با جمع‌بندی آن‌ها می‌توان گفت [۶].

$$\frac{2}{3} D_L \leq L_{PZ} \leq \frac{3}{4} D_L \quad (6)$$

L_{PZ} طول ناحیه اولیه است.

طراحی ناحیه ثانویه در اولویت پایین‌تری نسبت به سایر نواحی قرار دارد. می‌توان طول این ناحیه را به کمک رابطه‌ی (۷) محاسبه کرد [۱۲-۱۰، ۶، ۵].



شکل ۱- نمودار گردش طراحی محفظه مورد استفاده در این پژوهش.

Fig. 1. The flowchart of chamber designing.

سوراخ‌های تزریق ناحیه ثانویه و ناحیه رقیق‌سازی با در نظر گرفتن یک حدس اولیه برای ضریب پسا، مقدار مساحت سوراخ‌ها محاسبه می‌شود.

$$A_h^2 = \frac{143.5 \dot{m}_h^2 T_3}{P_3^2 C_d^2} \left(\frac{P_3}{\Delta P_L} \right) \quad (14)$$

مجموع مساحت سوراخ‌ها، \dot{m}_h دبی جرمی سوراخ و C_d ضریب پسا می‌باشد.

سپس با استفاده از روابط (۱۵) تا (۱۹) مقدار ضریب پسا محاسبه و با حدس اولیه مقایسه می‌شود. این چرخه تا رسیدن به مقدار یکسان ضریب پسا، برای هر ناحیه به صورت جداگانه اجرا خواهد شد. در نهایت با توجه به قطر سوراخ‌ها و مساحت کل، تعداد سوراخ‌ها در هر ناحیه مشخص خواهد شد [۶].

$$K = 1 + 0.64 \{ 2B^2 + [4B^4 + 1.56B^2(4\beta - \beta^2)]^{0.5} \} \quad (15)$$

$$C_d = 1.25(K - 1) \{ [4K^2 - K(2 - \beta)^2]^{0.5} \}^{-1} \quad (16)$$

$$\beta = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{an}} \quad (17)$$

$$\alpha = \frac{A_h}{A_{an}} \quad (18)$$

$$B = \frac{\beta}{\alpha} \quad (19)$$

نمودار گردش طراحی محفظه احتراق در شکل (۱) ارائه شده است. برای محاسبه توزیع هوای ورودی از داده‌های پژوهش‌های پیشین استفاده شده است. علت این امر تقریبی بودن روابط موجود جهت محاسبه توزیع هوا و دشواری یافتن مقادیر متغیرهای ورودی جهت استفاده در این روابط می‌باشد. به همین منظور مراجع مختلفی مورد بررسی قرار گرفت که برخی از آن‌ها در جدول (۳) قابل مشاهده است.

جدول ۳- مقایسه تقسیم‌بندی هوای ورودی در پژوهش‌های مختلف.

Table 3. Inlet flow division suggested by some references.

Mass flow rate / Reference	\dot{m}_{PZ}	\dot{m}_{SZ}	\dot{m}_{DZ}	\dot{m}_{Coll}
[5]	40	10	10	40
[6]	40	20	50	-
[10]	48.05	20.6	15.35	16
[13]	47.3	20.3	16.9	15.5
[14]	31.67	15.83	53.63	14.71

علت انتخاب میزان ۱۳/۰۹ کیلو نیوتون برای نیروی جلو برنده از آن جهت است که این مقدار نیرو بر اساس پژوهش‌های انجام شده و به طور تقریبی، برای تامین پیشرانش یک موتور راجت معمولی کافی می‌باشد. انتخاب قطر محفظه نیز بر مبنای همین پژوهش‌ها انجام شده است.

تعیین هندسه محفظه

بامشخص شدن دبی جرمی، دما و فشار ورودی به محفظه امکان محاسبه ابعاد و هندسه محفظه براساس شکل (۱) فراهم می‌باشد. بر همین اساس با نوشتن کدی به زبان ++C، فرآیند طراحی محفظه انجام گرفته که این کد براساس مقادیر جدول (۱) نوشته شده است. نکته قابل توجه در این قسمت اختلاف قطر محاسبه شده توسط کد و قطر محاسبه شده توسط گس‌ترب می‌باشد؛ بدین صورت که قطر محفظه حداقل ۲۰ و حداکثر ۲۶ درصد با میزانی که توسط گس‌ترب به‌عنوان قطر ایده‌آل پیشنهاد شده فاصله دارد. بخشی از این اختلاف از تفاوت ساختار محفظه مورد مطالعه در این پژوهش و محفظه در نظر گرفته شده در گس‌ترب نشأت می‌گیرد. مقادیر پیشنهاد شده توسط جدول (۲) اختلاف بیشتری با داده‌های گس‌ترب دارد؛ به‌نحوی که در کمترین حالت این اختلاف به ۲۷ درصد می‌رسد. محاسبات صورت گرفته در این پژوهش بر مبنای نزدیک‌ترین قطر به مقدار محاسبه شده توسط گس‌ترب انجام شده است. کد نوشته شده به کمک داده‌های مرجع [۶] اعتبارسنجی و تایید شده است.

اعداد جدول (۱) توسط دیاز و همکاران [۱۴] صحت‌سنجی و نشان داده شده که این مقادیر از دقت مناسبی جهت محاسبه هندسه برخوردار است؛ با این وجود سرعت جریان ورودی در این روش همچنان بالا بوده و به دلیل عدم اختلاط موثر سوخت و هوا، آلاینده‌گی موتور افزایش می‌یابد. بنابراین پیشنهاد می‌شود با افزایش سطح مقطع مرجع فرآیند احتراق پایدار شود.

تعیین ابعاد سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی نیز به کمک کد محاسباتی انجام گرفته است. این کد براساس روند آزمون و خطای ذکر شده در بخش سوم، عمل کرده و فرآیند محاسبه را تا رسیدن به همگرایی مطلوب که در این مسئله مقدار ۰/۰۰۰۱ می‌باشد، ادامه می‌دهد.

تقسیم‌بندی هوای ورودی براساس مقادیر مورد استفاده در سایر پژوهش‌ها و جدول (۳) انجام شده است. بر همین اساس مقدار ۶۰ درصد هوای ورودی وارد ناحیه اولیه شده و بقیه هوا وارد حلقه می‌شود.

محاسبه شرایط ورودی

تعیین شرایط ورودی به کمک نرم‌افزار گس‌ترب^۱ که دارای محیطی ساده و نتایجی قابل قبول است، انجام گرفته است. این نرم‌افزار با دریافت اطلاعات کلیدی ورودی، داده‌های مفیدی در زمینه‌ی طراحی محفظه احتراق موتور راجت در اختیار قرار می‌دهد؛ به همین علت در این پژوهش از این نرم‌افزار برای تعیین مشخصات ورودی استفاده شده است.

گس‌ترب ورودی‌های مختلفی جهت انجام محاسبات دریافت می‌کند که از میان این متغیرها بررسی ماخ پروازی، ماخ ورودی به محفظه و دمای خروجی محفظه از اهمیت بیشتری برخوردار است. ماخ پروازی که استفاده از موتور راجت نسبت به توربوجت مزیت پیدا کرده و فرآیند احتراق با بازدهی مناسبی انجام می‌شود بین ۳-۲/۵ ماخ است؛ به همین دلیل ماخ ۲/۵ برای شروع مدل‌سازی انتخاب شده است.

میزان ماخ ورودی به محفظه متغیر مهمی است که مقدار مناسب آن بین ۰/۲ - ۰/۱۴ در تغییر است. انتخاب این بازه برای سرعت جریان ورودی به این دلیل است که مقادیر کمتر از ۰/۱۴ باعث بزرگ شدن دهانه و افزایش پسای پرنده شده و در مقادیر بیشتر از ۰/۲ سرعت جریان به اندازه‌ای بالاست که پایداری شعله دچار مشکل می‌شود. در عمده پژوهش‌ها اعدادی بین ۰/۱۴ الی ۰/۱۵ به‌عنوان ماخ جریان ورودی در نظر گرفته می‌شود.

نهایتاً به روش آزمون و خطا، داده‌های جدول (۴) برای محفظه‌ای به قطر ۲۳۰ میلی‌متر که جریانی با سرعت ۰/۱۴ ماخ وارد آن شده و نیروی پیشرانی به میزان ۱۳ کیلو نیوتون تولید می‌کند، حاصل می‌شود. نیرو پیشران از میزانی که معین شده کمی بیشتر در نظر گرفته می‌شود تا تاثیر خطای احتمالی در محاسبات یا ساخت قطعات نیز در نظر گرفته شود.

جدول ۴- داده‌های به‌دست آمده از گس‌ترب جهت طراحی محفظه.

Table 4. Data obtained by Gas Turb to design chamber.

Variable	Value
Inlet correlated flow	2.3 kg/s
Outlet temperature of the chamber	1880 K
Inlet mach number of the chamber	0.14
Inlet mass flow rate of the chamber	19.937 kg/s
Inlet temperature of the chamber	640.51 K
Inlet pressure of the chamber	1270.241 kPa
Net thrust force	13.09 kN
Diameter of the chamber	230 mm

می‌کند، مقایسه شده است. موتور فوق علاوه بر این هواپیما در برخی از انواع هواپیماهای توپولف^۱، سوخو^۳ و میگ^۴ نیز مورد بهره‌برداری قرار گرفته، گونه‌های مختلفی از آن توسط کشورهای نظیر روسیه و چین توسعه یافته و درگستره‌ی وسیعی از پرنده‌ها، از تراپری و مسافری گرفته تا جنگنده، عملیاتی شده است که این عوامل از دلایل انتخاب این محفظه به‌منظور اعتبارسنجی می‌باشد. از دیگر علل انتخاب این محفظه می‌توان به تولید توان قابل توجه، استفاده از این محفظه در هواپیماهای با سرعت‌های بیش از ۳ ماخ و نیز بهره‌مندی از ثمرات تلاش‌های سایر پژوهشگران فعال در این زمینه اشاره کرد.

از آنجا که قطر محفظه احتراق D-30K و محفظه طراحی شده متفاوت است، نسبت قطر محفظه به طول آن، نسبت قطر سوراخ‌های هوای ورودی به قطر محفظه، نسبت طول هر ناحیه به قطر محفظه و غیره در جدول (۶) با یکدیگر مقایسه شده و تطابق مناسبی بین مقادیر محفظه احتراق D-30K و محفظه طراحی شده حاصل شده است به گونه‌ای که تفاوت بین نسبت‌های محفظه‌ها بین ۰/۰۷-۰/۰۳ می‌باشد.

جدول ۶- مقایسه محفظه طراحی شده و محفظه موتور D-30K.

Table 6. A comparison between the designed chamber geometry and the D30K engine.

Chamber diameter	Diameter-to-length ratio of the chamber	Length-to-diameter ratio of the primary zone to the chamber	Length ratio of the secondary zone to the chamber length	Dilution air hole diameter to chamber diameter ratio	Dilution hole diameter to secondary hole diameter ratio
Designed	0.3632	0.752	0.1822	0.0163	0.923
Motor D-30K	0.2883	0.749	0.1113	0.0177	0.952

اعتبارسنجی حل مسئله به کمک داده‌های به‌دست آمده از پژوهش اینامورا و همکاران [۱۵] و پژوهش بیات [۴] انجام شده و نتایج از تطابق مناسبی برخوردار بوده است. از آنجا که هیچ‌کدام از پژوهش‌های پیشین مستقیماً به موضوع طرح شده در پژوهش حاضر (بررسی محفظه احتراق لوله در رمجت و اثر شعله‌نگهدار در آن) نپرداخته‌اند و بررسی این موضوع از نوآوری‌های این پژوهش محسوب

در ادامه ۲۰ درصد از هوای کل به عنوان هوای ثانویه و مابقی به عنوان هوای رقیق‌سازی در نظر گرفته شده و هندسه محفظه برپایه این مقادیر محاسبه می‌شود. نتایج محاسبات تعیین ابعاد محفظه در جدول (۵) آورده شده است.

به دلیل ساختار موتور رمجت (احتراق در سرعت بالا و دبی جرمی زیاد) بایستی مقدار بیشتری از هوای ورودی به ناحیه اولیه اختصاص یافته و سهم کمتری برای هوای ثانویه و رقیق‌سازی تعیین شود چراکه مقادیر زیاد دبی جرمی هوای ثانویه و رقیق‌سازی شرایط انسداد جریان را فراهم می‌کند؛ ضمن اینکه اساساً موتور رمجت نیاز چندانی به خنک‌کاری نداشته و نمونه‌هایی از شبیه‌سازی بدون توجه به هوای خنک‌کاری در مراجع (مانند مرجع [۶]) مشاهده شده است.

جدول ۵- هندسه محاسبه شده جهت طراحی محفظه به کمک کد محاسباتی.

Table 5. The designed geometry of the combustion chamber.

Variable	Value (m)
Chamber diameter	0.2880
Primary zone length	0.2168
Secondary zone length	0.1445
Dilution zone length	0.4336
Secondary air hole diameter	0.012
Dilution air hole diameter	0.013

دبی جرمی تاثیر بسزایی در بازده احتراق و پایداری شعله داشته و گس‌ترب ضمن توجه به این نکته‌ی حیاتی، قطر محفظه احتراق را پیش‌بینی می‌کند؛ به همین دلیل قرار دادن قطرهایی کوچکتر از قطر پیش‌بینی شده، سبب ناپایداری احتراق و حتی عدم تشکیل آن می‌شود. از این رو قطر ورودی و خروجی محفظه برابر با مقدار محاسبه شده (۲۳۰ میلی‌متر) در نظر گرفته شده است. همچنین به‌منظور تامین زمان سکونت^۱ مناسب پیشنهاد می‌شود که طول ابتدای محفظه بزرگتر و قسمت انتهایی محفظه برای جلوگیری از جدایش جریان با زاویه کم در نظر گرفته شود؛ به همین دلیل ابتدای محفظه با ۱۰۰ میلی‌متر طول بیشتر طراحی شده است.

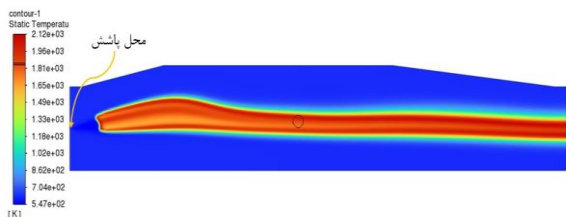
اعتبارسنجی طراحی و شبیه‌سازی

به‌منظور اعتبارسنجی طراحی، هندسه به‌دست آمده با هندسه محفظه احتراق هواپیمای Ilyushin Il-76 که از موتور توربوفن D-30K استفاده

3. Sukhoi Su-47
4. Mikoyan-Gurevich MiG-31

1. Residence Time
2. Tupolev Tu-134

به دلیل سرعت بالای هوای ورودی و افزایش سرعت آن در ابتدای محفظه، پاشش در محل محور مختصات مناسب نمی‌باشد. در این حالت قطرات سوخت توسط این جریان پر قدرت برده شده و احتراقی در محفظه صورت نمی‌گیرد؛ به همین دلیل پاشش از مرکز ورودی محفظه انجام می‌شود. در این حالت کران‌نمای^۳ دما به صورت شکل (۲) خواهد بود.



شکل ۲- کران‌نمای دمای پاشش از مرکز ورودی؛ بدون شعله‌نگهدار.

Fig. 2. The contours of temperature when injection is from entrance center without flame holder.

مشخص است که در این حالت ذرات سوخت به درستی نسوخته و شعله تا انتهای محفظه ادامه خواهد داشت. ضمناً از آنجا که ورود هوای ثانویه به محفظه باعث ایجاد نواحی کم‌سرعت و به وجود آمدن گردابه نشده است، استفاده از شعله‌نگهدار برای ایجاد ناحیه کم‌سرعت و گردابه‌ای به منظور احتراق موثر و کامل سوخت ضروری می‌نماید. همچنین تغییرات سطح مقطع که باعث افزایش سرعت ورودی و رسیدن آن به اعدادی نزدیک به ۰/۲۱ ماخ شده، نیاز به استفاده از شعله‌نگهدار را تشدید کرده است. به همین دلیل استفاده از احتراق غیرپیش‌آمیخته بدون شعله‌نگهدار در این مسئله پیشنهاد نمی‌شود. دلایل این امر را باید در ساختار موتور رمجت که موتوری با ورودی‌های سرعت بالاست جستجو کرد. سوخت پاشیده شده در محفظه به علت سرعت قابل توجه جریان ورودی و ناحیه گلوگاهی شکل گرفته در قسمت ورودی، در محل پاشش مشتعل نشده و در انتهای محفظه، شعله را تشکیل می‌دهد که این عامل از دیگر دلایل لزوم استفاده از شعله‌نگهدار می‌باشد.

انواع گوناگونی از شعله‌نگهدار در محفظه‌های احتراق مورد استفاده قرار می‌گیرد که در این پژوهش به منظور تسهیل فرآیند شبیه‌سازی از شعله‌نگهدار وی‌گاتر^۴ بهره‌گیری شده است. این شعله‌نگهدار دارای ویژگی‌های مثبتی نظیر افت فشار و هزینه ساخت پایین، سادگی و سبکی می‌باشد. هندسه شعله‌نگهدار و محل قرارگیری آن در محفظه براساس روابط ارائه شده در مرجع [۱۳] انجام گرفته است. شکل (۳) هندسه جدید طراحی شده را نشان می‌دهد. پاشش در این محفظه در محل قبلی (وسط دهانه ورودی محفظه) انجام می‌گیرد.

می‌شود، امکان مقایسه موردی و دقیق بین داده‌ها وجود نداشته و صرفاً به مقایسه ابعادی و منطقی بین داده‌ها و تطابق آن‌ها بسنده شده است.

ایجاد هندسه

در این پژوهش از نرم‌افزار Ansys و ماژول Fluent آن جهت شبیه‌سازی استفاده شده است. از مزایای این نرم‌افزار امکان ایجاد هندسه، شبکه‌بندی، شبیه‌سازی، انجام تحلیل و استخراج نمودارها می‌باشد که فرآیند نتیجه‌گیری و ارائه گزارش را تسهیل کرده است. به منظور صرفه‌جویی در هزینه و زمان، فرآیند شبیه‌سازی به صورت دو بعدی و با شرط تقارن محوری انجام شده است. یکی از چالش‌های این روش شبیه‌سازی، بررسی عملکرد سوراخ‌های هوای ثانویه و رقیق‌سازی می‌باشد. برای تخمین عملکرد این سوراخ‌ها، آن‌ها به صورت یک نوار دور محفظه تقریب زده شده‌اند. اگرچه این روش مدل‌سازی از دقت محاسبات می‌کاهد ولی در این سطح از طراحی قابل قبول بوده و در برخی از پژوهش‌ها نظیر مرجع [۶] باموفقیت تقریب زده شده است. میدان حل به صورت سازمان‌یافته شبکه‌بندی شده و به دلیل تغییرات زیاد در سطح مقطع (ابتدا انبساط سپس رسیدن به سطح یکنواخت و در انتها انقباض) و مهم بودن اثرات دیواره، ساختار شبکه در نزدیکی دیواره ریزتر در نظر گرفته شده است.

انتخاب سوخت

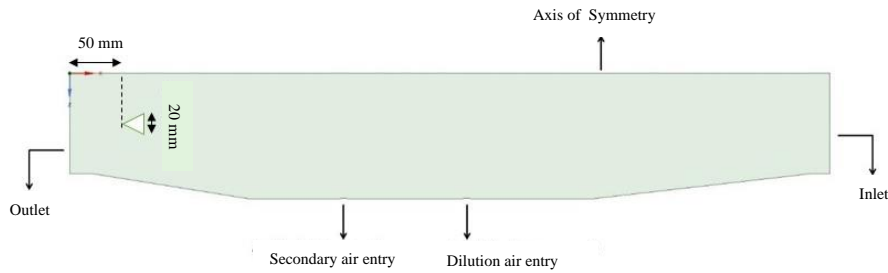
برخی سوخت‌های رایج مورد استفاده در موتورهای جت عبارتند: Jet-A، Jet-B (JP-4)، JP-5 و JP-7. از آنجا که این سوخت‌ها تفاوت قابل توجهی در ویژگی‌های احتراقی ندارند، سوخت نفت سفید^۱ که ویژگی‌هایی بسیار نزدیک به سوخت‌های جت داشته و یکی از سوخت‌های رایج هوایی شناخته می‌شود، به عنوان سوخت پیش‌فرض برگزیده شده است. لازم به ذکر است که بیشتر رمجت‌های سوخت مایع امروزی از نفت سفید به عنوان سوخت استفاده می‌کنند [۱۶]. ویژگی‌های احتراقی این سوخت از مراجع [۹، ۱۷] استخراج شده است.

شبیه‌سازی احتراق

برای شبیه‌سازی احتراق غیرپیش‌آمیخته سوخت مایع بایستی از روش فاز گسسته^۲ به منظور مدل کردن جریان قطرات استفاده شود. همچنین با فعال کردن اثرات متقابل فاز پیوسته، اتصال بین معادلات فاز پیوسته و گسسته نیز فراهم می‌شود [۱۸].

3. Contour
4. V-Gutter

1. Kerosine
2. Discrete Phase Model (DPM)

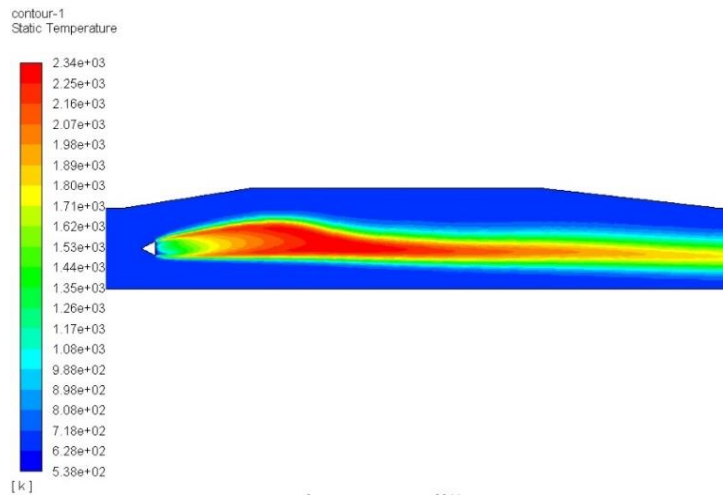


شکل ۳- ساختار هندسه جدید طراحی شده به همراه شرایط مرزی.

Fig. 3. The new designed structure and its boundary conditions.

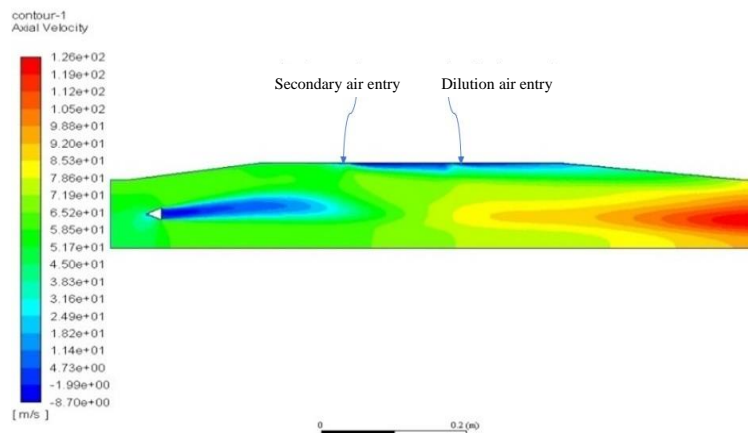
تشکیل نشده است. به همین دلیل محل پاشش سوخت از مرکز دهانه ورودی به پشت شعله‌نگهدار منتقل شد تا ضمن فراهم آوردن بهترین زمان سکونت، اختلاط سوخت و هوا به شکلی موثر صورت پذیرد. کران‌نماهای حاصل از این شبیه‌سازی در اشکال (۴) و (۵) قابل مشاهده است:

با انجام شبیه‌سازی مشخص شد که این محفظه نیز فرآیند احتراق ذرات سوخت را به انجام نمی‌رساند. از علل موثر در این مشکل می‌توان به مناسب نبودن محل پاشش سوخت اشاره کرد چراکه به‌رغم ایجاد نواحی گردابه‌ای، ورود سوخت به این نواحی به شکل موثری انجام نگرفته و در نتیجه احتراقی



شکل ۴- کران‌نمای دمای محفظه به همراه شعله‌نگهدار.

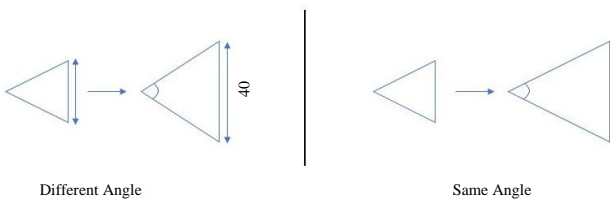
Fig. 4. Temperature contours while using flame holder.



شکل ۵- کران‌نمای سرعت محوری محفظه به همراه شعله‌نگهدار.

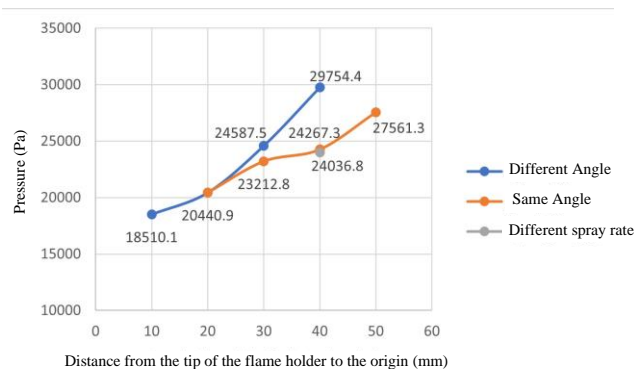
Fig. 5. The contours of axial velocity while using flame holder.

شعله‌نگهدار طراحی شده است. در وهله اول سه نوع محفظه احتراق با شعله‌نگهدارهایی با اندازه قاعده ۱۰، ۳۰ و ۴۰ میلی‌متر با زاویه رأس متفاوت از شعله‌نگهدار اولیه و نیز سه نوع محفظه با شعله‌نگهدارهایی با اندازه قاعده ۳۰، ۴۰ و ۵۰ میلی‌متر با زاویه رأس یکسان با شعله‌نگهدار اولیه طراحی، شبیه‌سازی و مقایسه شده است. اندازه قاعده پیش‌فرض ۲۰ میلی‌متر می‌باشد. شکل (۷) تفاوت شعله‌نگهدارها را نشان داده و نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل‌های (۸) تا (۱۰) قابل مشاهده است.



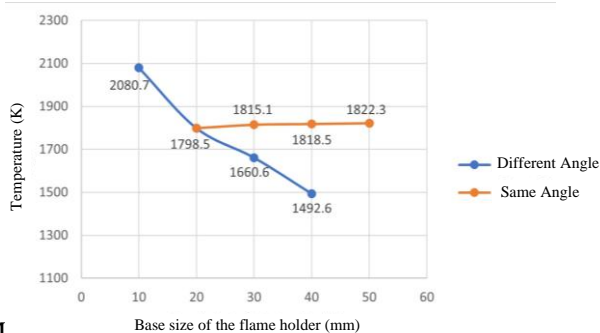
شکل ۷- تفاوت دو نوع شعله‌نگهدار طراحی شده.

Fig. 7. The difference between two types of designed flame holder.



شکل ۸- افت فشار در انواع مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 8. Pressure loss for different flame holder shapes.



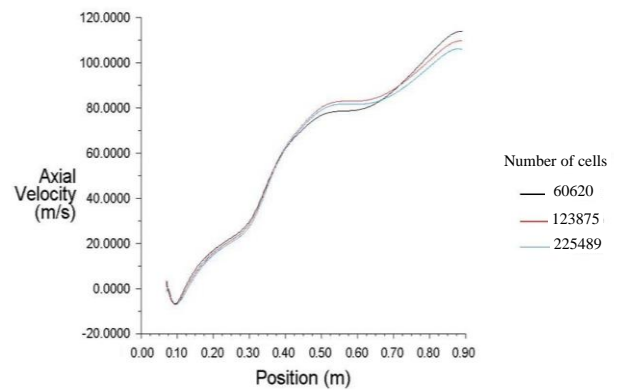
M

شکل ۹- حداکثر دمای خروجی در انواع شعله‌نگهدار.

Fig. 9. Maximum temperature for different flame holder shapes.

بررسی استقلال از شبکه

به منظور بررسی استقلال فرآیند حل از شبکه، سه نوع شبکه با تعداد ۶۰۶۲۰، ۱۲۳۸۷۵ و ۲۲۵۴۸۹ سلول ایجاد و نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. به این صورت که مقدار سرعت محوری محاسبه شده در حل گرم توسط نرم‌افزار روی خطی فرضی از مرکز ناحیه ورودی و از انتهای شعله‌نگهدار تا انتهای محفظه، به صورت نمودار ترسیم شده است. علت انتخاب این خط از آن جهت است که تغییرات ناشی از احتراق و همچنین گردابه‌های شکل گرفته در پشت شعله‌نگهدار مورد بررسی قرار گیرد. چنانچه شبیه‌سازی در این نواحی که مناطقی با گردابه‌های ریز و درشت و گرادیان‌های شدید است مستقل از شبکه باشد، می‌توان از صحت حل مسئله اطمینان حاصل کرد. شکل (۶) نشان‌دهنده این مسئله می‌باشد.



شکل ۶- بررسی سرعت محوری در شبکه‌بندی‌های مختلف.

Fig. 6. Axial velocity in different networks.

با نزدیک شدن به انتهای محفظه، جریان هوای ثانویه و رقیق‌سازی با گازهای حاصل از احتراق بیشتر مخلوط شده و با وجود حالت شبیه‌سازی در انتهای محفظه، سرعت و آشفته‌گی جریان بیشتر خواهد شد. دلیل اختلاف مشاهده شده بین نمودارها دقت بالاتر شبکه‌های ریزتر در بررسی تغییرات سرعت ناشی از این عوامل می‌باشد. در مجموع می‌توان گفت که حداکثر خطا در سه نوع شبکه‌ی مقایسه شده، بین ۵ تا ۹ درصد می‌باشد که خطایی قابل قبول بوده و بخشی از آن به دلیل وقوع احتراق، اجتناب‌ناپذیر می‌باشد. بنابراین به دلیل عدم وجود خطای قابل توجه و افزایش سرعت محاسبات، شبکه ۶۰۶۲۰ سلولی برای شبیه‌سازی انتخاب شده است.

بررسی اثر شعله‌نگهدار

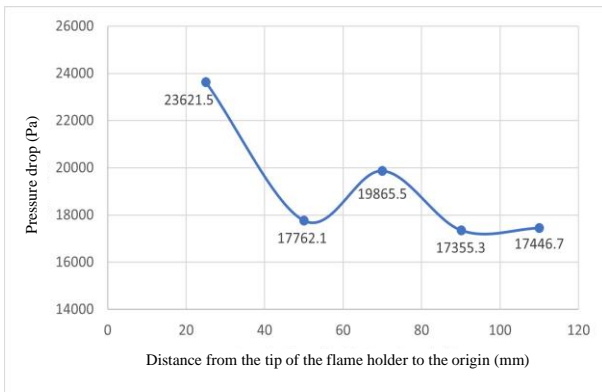
اثر اندازه شعله‌نگهدار

به منظور بررسی اثر اندازه‌ی شعله‌نگهدار، چهار نوع مختلف از

صرفاً شعله‌نگهداری که کمترین دما را فراهم می‌کند، انتخاب شود. نهایتاً با توجه به مطلوبیت بهبود هر کدام از ویژگی‌های محفظه مانند افت فشار، بیشینه دما و یا عدد ماخ می‌توان از شعله‌نگهدارهای مختلفی در این محفظه استفاده کرد اما توصیه می‌شود که از شعله‌نگهدارهای با اندازه بزرگ استفاده نشود.

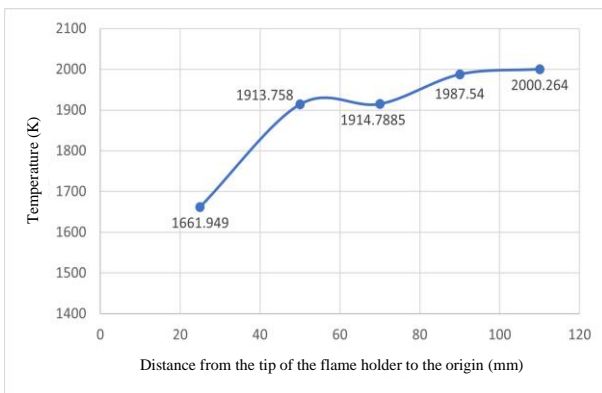
اثر جابه‌جایی شعله‌نگهدار

در گام بعدی اثر جابه‌جایی شعله‌نگهدار بر روی افت فشار، دمای خروجی و عدد ماخ مورد بررسی قرار گرفته است. بدین صورت که شعله‌نگهدار ۲۵ میلی‌متر عقب و ۲۰، ۴۰ و ۶۰ میلی‌متر به جلو برده شده و اثرات این جابه‌جایی روی ویژگی‌های محفظه مورد بررسی قرار گرفته است. فاصله راس شعله‌نگهدار اولیه از مبدأ (همان‌گونه که در شکل (۳) نشان داده شده) ۵۰ میلی‌متر می‌باشد. شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ اثرات این جابه‌جایی را نمایش می‌دهد.



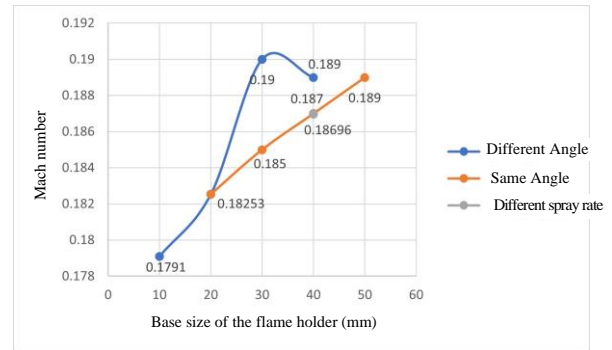
شکل ۱۱- مقایسه افت فشار در فاصله‌های مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 11. Pressure loss for various flame holder distances.



شکل ۱۲- مقایسه حداکثر دمای خروجی در فاصله‌های مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 12. Maximum exit temperature for various flame holder distances.



شکل ۱۰- عدد ماخ در انواع شعله‌نگهدار.

Fig. 10. Mach number for different flame holder shapes.

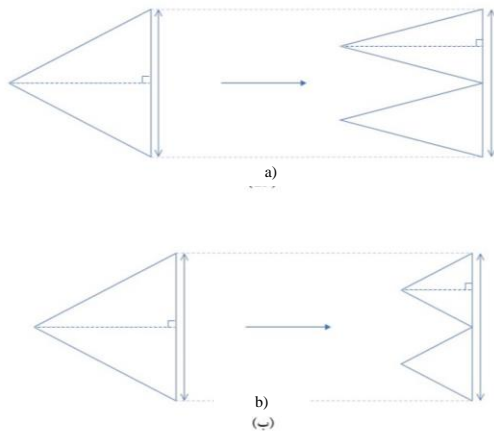
مقایسه داده‌های به دست آمده نشان می‌دهد که مطابق پیش‌بینی‌ها، افزایش سطح شعله‌نگهدار سبب افزایش افت فشار می‌شود که این افت فشار در شعله‌نگهدار با زاویه متفاوت بیشتر است؛ چراکه خطوط جریان تغییرات شدیدتری را تحمل می‌کنند. میزان پاشش سوخت متناسب با افزایش مقطع شعله‌نگهدار افزایش می‌یابد ولی در صورتی که پاشش سوخت مشابه شعله‌نگهدار پیش فرض انجام گیرد، افت فشار و عدد ماخ کاهش می‌یابد. این مسئله در شعله‌نگهدار با اندازه ۴۰ میلی‌متر با زاویه یکسان مورد ارزیابی قرار گرفته است.

میزان افت فشار در شعله‌نگهدار با اندازه ۴۰ میلی‌متر در تمامی حالت‌ها افزایش قابل ملاحظه‌ای دارد به گونه‌ای که میزان آن بین ۱/۸۹ تا ۲/۳۴ درصد تغییر می‌کند. این در حالی است که افت فشار در محفظه تغییر یافته ۱/۶ درصد است. شایان ذکر است شعله‌نگهدار با زاویه یکسان تأثیر چندانی بر میزان افت فشار ندارد که علت آن ناشی از تغییر کمتر زاویه‌ی خطوط جریان نسبت به حالت پیش فرض می‌باشد.

در محفظه دارای شعله‌نگهدار با زاویه متفاوت به رغم افت فشار زیاد، کاهش محسوسی در دمای گازهای خروجی مشاهده شده که این ویژگی در موتورهایی مانند موتور توربوجت که پایین بودن دمای خروجی از اهمیت بالایی برخوردار است، مفید واقع می‌شود. همچنین با جابه‌جایی شعله‌نگهدار و فاصله گرفتن آن از ابتدای محفظه (که میزان آن به کمک فاصله راس شعله‌نگهدار از ورودی تعیین می‌شود) مقدار افت فشار افزایش می‌یابد (شکل ۸).

به طور کلی می‌توان گفت استفاده از شعله‌نگهدار با زاویه‌ی یکسان و اندازه قاعده‌ی ۳۰ میلی‌متر به دلیل افزایش کمتر افت فشار نسبت به سایر شعله‌نگهدارها و نیز بهبود عدد ماخ نسبت به حالت پیش فرض پیشنهاد می‌شود. البته انتخاب شعله‌نگهدار بهینه بستگی به نظر طراح و متغیرهای مهم در امر طراحی دارد؛ مثلاً ممکن است در مسئله‌ای به دلیل اهمیت پایین بودن دمای خروجی از سایر موارد چشم‌پوشی شده و

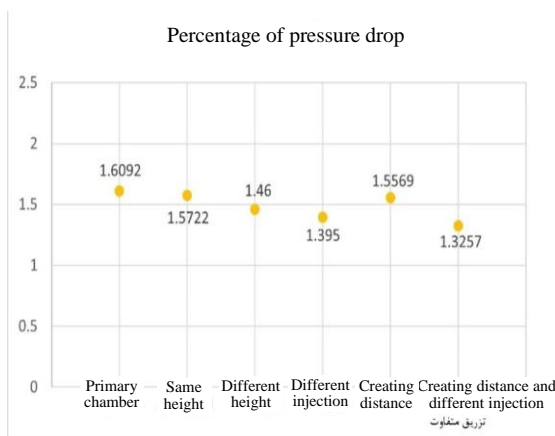
طراحی شده را نشان می‌دهد که یکی با ارتفاعی مشابه شعله‌نگهدار اولیه (الف) و دیگری با ارتفاع متفاوت از آن (ب) طراحی شده است.



شکل ۱۵- شعله‌نگهدارهای با تعداد متفاوت و تفاوت آن‌ها با شعله‌نگهدار اولیه.

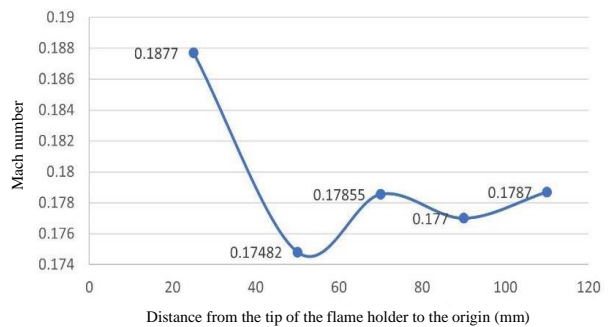
Fig. 15. Various numbers of flame holder and their difference from the original one.

علاوه بر تغییر تعداد شعله‌نگهدار، محل تزریق سوخت و فاصله بین دو شعله‌نگهدار نیز تغییر داده شده و اثر این تغییرات بر روی احتراق بررسی شده است. در حالت اول به منظور تغییر محل تزریق سوخت، پاشش از مرکز ورودی هوا انجام شده و برای حالت دوم شعله‌نگهدارها به جای اتصال به یکدیگر، با فاصله ۱۰ میلی‌متری از هم قرار گرفته‌اند. لازم به تذکر است که موارد فوق بر روی شعله‌نگهدار با ارتفاع یکسان اعمال شده است؛ چرا که بررسی اثر تفاوت هندسه شعله‌نگهدار خارج از محدوده‌ی مطالعاتی این پژوهش می‌باشد. اشکال (۱۶) تا (۱۹) برخی از نتایج شبیه‌سازی و وضعیت خطوط جریان اطراف شعله‌نگهدار را نشان می‌دهد.



شکل ۱۶- درصد افت فشار در حالات مختلف شعله‌نگهدار.

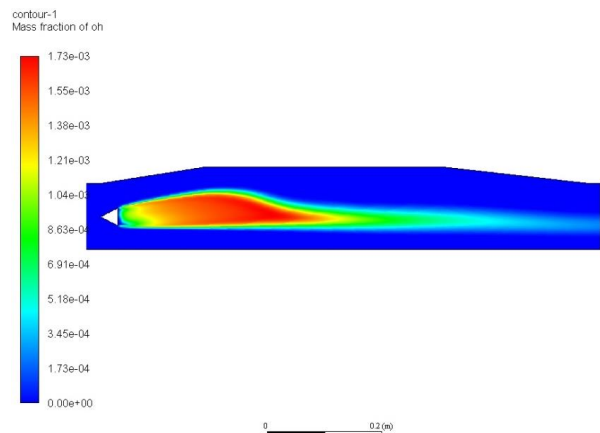
Fig. 16. Pressure loss for various flame holder positions and shapes.



شکل ۱۳- مقایسه عدد ماخ در فاصله‌های مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 13. Mach number for various flame holder distances.

نزدیک شدن شعله‌نگهدار به ورودی محفظه سبب افزایش قابل توجه عدد ماخ می‌شود؛ ضمن اینکه افت فشار نیز افزایش زیادی داشته و شعله به طور کامل درون محفظه قرار می‌گیرد (شکل ۱۴). هم‌زمان با دور شدن شعله‌نگهدار از ناحیه‌ی ورودی حداکثر دمای خروجی افزایش می‌یابد. از جمله نکات قابل توجه در این قسمت، تغییرات نامنظم افت فشار و عدد ماخ است. علت افت فشار بیشتر در شعله‌نگهدار نزدیک محفظه، ایجاد یک ناحیه‌ی انسدادی در ورودی محفظه است که فشار ناحیه ورودی را تا حد زیادی افزایش می‌دهد. از آنجا که ویژگی‌های محفظه با جابه‌جایی شعله‌نگهدار بهبود چندانی نیافته است، عدم جابه‌جایی شعله‌نگهدار و استفاده از روش ارائه شده در مرجع [۱۳] توصیه می‌گردد.

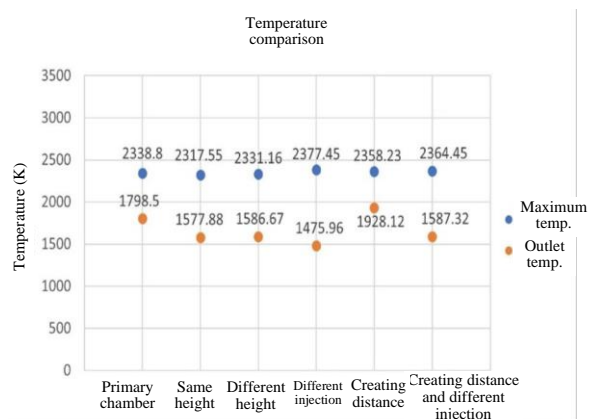


شکل ۱۴- محل قرارگیری شعله در شعله‌نگهدار با فاصله ۲۵ سانتی‌متر از مبدا مختصات.

Fig. 14. The flame position for flame holder with 25cm distance from inlet origin.

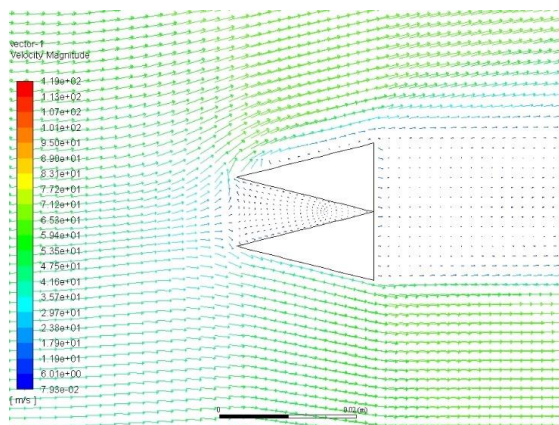
اثر تعداد شعله‌نگهدار

در این قسمت اثرات تغییر تعداد شعله‌نگهدار بررسی شده است؛ بدین صورت که به جای استفاده از یک شعله‌نگهدار، از دو شعله‌نگهدار با مجموع طول قاعده‌ی مشابه استفاده شده است. شکل (۱۵) تفاوت شعله‌نگهدارهای



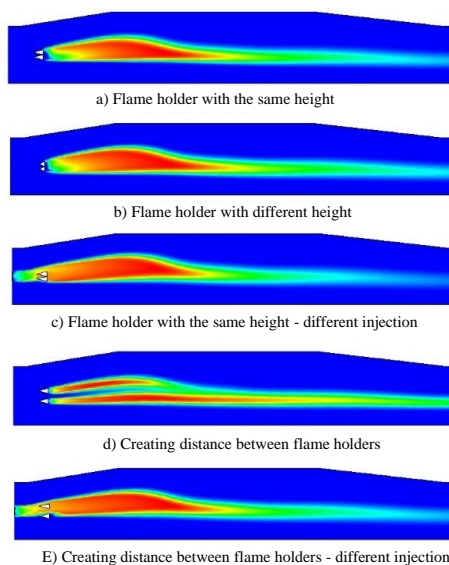
شکل ۱۷- حداکثر دما و دمای خروجی در حالات مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 17. Maximum and exit temperature for various flame holder positions and shapes.



شکل ۱۸- خطوط جریان اطراف شعله‌نگهدار.

Fig. 18. Streamlines around the flame holder.



شکل ۱۹- تفاوت شکل شعله در حالات مختلف شعله‌نگهدار.

Fig. 19. The flame shape for using different positions and geometries of flame holder.

استفاده از احتراق غیرپیش‌آمیخته بدون شعله‌نگهدار در این مسئله پیشنهاد نمی‌شود. ضمناً استفاده از دو شعله‌نگهدار همراه با تغییر محل تزریق سوخت اثر مطلوبی بر کاهش افت فشار و دمای خروجی دارد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Doustdar, "Spark ignition engines; Quasi dimensional simulation," *Imam Hossein Comprehensive University Publications*, 2021, (in Persian).
- [2] A. F. El Sayed, *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, CRC Press, 2017.
- [3] A. C. Conrado, P. T. Lacava, A. C. Pereira Filho, and M. de Souza Sanches, "Basic design principles for gas turbine combustor," in *10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*, Brazil, 2004.
- [4] A. Bayat, "Preliminary design and numerical simulation of ramjet combustion chamber," M.Sc. thesis, Department of Mechanical Engineering, Shiraz University, Shiraz, Iran, 2015, (in Persian).
- [5] C. P. Mark and A. Selwyn, "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, <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2016.04.001>.
- [6] Z. Vosoughi and S. Tabejamaat, "Design and simulation of a 30kw microturbine combustor fed by biofuel," in *9th Fuel & Combustion Conference*, Iran, 2022, (in Persian).
- [7] M. Bondaryuk and S. Lyashenko, "Translation of ramjet engines," *Ohio: Technical Information Center, Wright-Patterson Air Force Base*, 1960.
- [8] M. T. Schobeiri, *Gas Turbine Design, Components and System Design Integration: Second Revised and Enhanced Edition*, Springer Nature, 2019.
- [9] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, CRC Press, 2010.
- [10] M. N. Mohamed and R. Sivaprasad, "CFD simulation for the design of combustor in turbocharger test rig," in *AIP Conference Proceedings*, Tamil Nadu, India, vol. 2161, no. 1, 2019, <https://doi.org/10.1063/1.5127597>.
- [11] R. Marudhappan, C. Udayagiri, and K. H. Reddy, "Combustion chamber design and reaction modeling for aero turbo-shaft engine," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 91, no. 1, pp. 94-111,

استفاده از چند شعله‌نگهدار اثر مطلوبی بر روی افت فشار دارد؛ به گونه‌ای که در بهترین حالت کاهش ۱۷ درصدی در میزان افت فشار قابل مشاهده است. جابه‌جایی محل تزریق نیز در کاهش میزان افت فشار موثر بوده و محفظه‌های با تزریق متفاوت، افت فشار کمتری دارند. ضمن اینکه در این حالت شعله به‌طور کامل درون محفظه قرار گرفته و نسبت به سایر حالات شکل بهتری دارد.

در حالتی که تزریق سوخت از پشت شعله‌نگهدار انجام شده، ایجاد فاصله بین شعله‌نگهدارها باعث دو تکه شدن شعله می‌شود؛ درست برخلاف حالتی که تزریق سوخت از ناحیه ورودی انجام می‌شود. در این حالت افت فشار به حداقل رسیده و میزان احتراق ناقص کاهش محسوسی می‌یابد. شکل (۱۹) این موضوع را نشان می‌دهد. شایان ذکر است که ایجاد فاصله بین شعله‌نگهدارها و تزریق سوخت از ورودی محفظه باعث تسریع همگرایی مسئله می‌شود.

حداکثر دمای محفظه با استفاده از دو شعله‌نگهدار تغییر چندانی نمی‌کند؛ در حالی که دمای خروجی محفظه در بیشتر حالات کاهش می‌یابد. در ضمن به دلیل ایجاد رخنه در ناحیه شعله و ورود هوای پرسرعت به آن، حداکثر دما در حالتی که شعله‌نگهدارها با فاصله از یکدیگر قرار دارند، افزایش می‌یابد. لازم به تذکر است استفاده از دو شعله‌نگهدار تاثیر چندانی در بهبود سرعت خروجی ندارد.

به‌طور کلی در صورت به‌کار بردن دو شعله‌نگهدار، تغییر محل پاشش سوخت توصیه می‌گردد چرا که احتراق کامل بوده و سوخت ناقص خروجی حداقل مقدار خود را دارد. همچنین کمترین میزان دمای خروجی و بیشترین عدد ماخ نسبت به محفظه اولیه در این حالت رخ می‌دهد و در صورت اهمیت دو متغیر افت فشار و دمای خروجی نسبت به سایر متغیرهای احتراقی، استفاده از دو شعله‌نگهدار بسیار توصیه می‌شود.

نتیجه‌گیری

محفظه احتراق لوله‌ای با رعایت الزاماتی، می‌تواند در موتور رم‌جت مورد بهره‌برداری قرار گیرد. ضمن اینکه افزایش اندک طول محفظه به منظور پایداری بیشتر شعله پیشنهاد می‌شود.

یکی از اهداف استفاده از هوای ثانویه، ایجاد ناحیه گردش مجدد و به وجود آمدن گردابه جهت پایداری شعله و اختلاط مناسب سوخت و هوا می‌باشد. به دلیل سرعت و دبی بالای هوای ورودی، هوای ثانویه موفق به ایجاد گردابه نشده و صرفاً با کاهش دمای احتراق، از مساحت موثر محفظه می‌کاهد که نتایج حاصل از شبیه‌سازی نیز موید این مطلب می‌باشد. به همین دلیل استفاده از شعله‌نگهدار جهت ایجاد نواحی کم‌سرعت و به انجام رساندن فرآیند احتراق به شکل مطلوب در این مسئله ضروری است.

- [15] T. Inamura, M. Takahashi, and A. Kumakawa, "Combustion characteristics of a liquid-fueled ramjet combustor," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 17, no. 4, pp. 860-868, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.5817>.
- [16] J. Jafarian, "Conceptual design of liquid-fueled ramjet engine," B.Sc. thesis, Department of Mechanical Engineering, Imam Hossein University, 2008, (in Persian).
- [17] J. F. Lee, *Theory and Design of Steam and Gas Turbines*, McGraw-Hill, 1954.
- [18] ANSYS *Fluent Tutorial Guide*, 18th Release, ANSYS Inc., 2017.
- 2019, <https://doi.org/10.1108/AEAT-10-2017-0217>.
- [12] R. S. E. Mohammed, "Design and analysis of annular combustion chamber for a micro turbojet engine," *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 4, pp. 282-287, 2019, <https://doi.org/10.5281/zenodo.2643908>.
- [13] J. D. Mattingly, W. H. Heiser, and D. T. Pratt, *Aircraft Engine Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics(AIAA), 2002.
- [14] F. L. G. Dias, M. A. R. do Nascimento, and L. de Oliveira Rodrigues, "Reference area investigation in a gas turbine combustion chamber using CFD," *Journal of Mechanical Engineering and Automation*, vol. 4, no. 2, pp. 73-82, 2014, <https://doi.org/10.5923/j.jmea.20140402.04>.