

طراحی مفهومی و بهینه سازی چندهدفه محفظه احتراق توربین گاز هوایی CFM56-3

مصطفی محمودی^{۱*}، مهدی جهرمی^۲، جاماسب پیرکندی^۳

۱- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالکاشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، mostafamahmoodi@mut.ac.ir

۲- استادیار، دانشگاه صنعتی مالکاشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، jahromi@iust.ac.ir

۳- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالکاشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، jpirkandii@mut.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۰۹، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۳/۱۲/۰۴، پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۲۷)

چکیده: در این پژوهش، طراحی مفهومی و بهینه‌سازی یک محفظه احتراق توربین گاز هوایی مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است. محفظه احتراق موتور مورد بررسی، CFM56-3 بوده و اطلاعات اولیه از نرم‌افزار گزرترب و مطالعات مشابه، استخراج شده است. در این پژوهش نحوه محاسبه مساحت و قطر مرجع مورد مطالعه قرار گرفته و نحوه انتخاب قطر مناسب ارائه شده است. در ادامه، بخش‌های مهم طراحی محفظه احتراق، شامل تقسیم‌بندی هوا، دیفیوزر، چرخاننده هوا، دمای شعله، تعداد و اندازه سوراخ‌های بخش‌های مختلف، بازده احتراقی و مقادیر آلاینده‌ها با استفاده از روش‌های شیمیایی و روش‌های نیمه‌تجربی، ارائه و اعتبارسنجی شده است. در ادامه، طراحی‌های صورت گرفته، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه NSGA-II و نرم‌افزار متلب به یک دیگر کوپل شده‌اند. بهینه‌سازی‌ها در این پژوهش برای ۴ هدف هم‌زمان و متعارض افزایش بازده احتراق، کاهش طول محفظه احتراق و کاهش آلاینده‌های مونوکسید کربن و ناکس صورت گرفته است. نتایج پژوهش حاضر نشان داده که در صورت استفاده از الگوریتم‌های چندهدفه و اعمال مناسب قیود عملکردی برای محفظه احتراق توربین‌های گازی، می‌توان عملکرد حرارتی را تا ۱/۵ درصد، طول محفظه احتراق را تا ۷/۸ درصد و آلاینده‌های تولیدی را متوسط تا ۶۴ درصد نسبت به طرح اولیه بهبود داد.

کلیدواژگان: طراحی مفهومی، محفظه احتراق، توربین گاز هوایی، آلاینده‌ها، بهینه‌سازی چندهدفه طراحی

مقدمه

محفظه‌های احتراق در موتورهای توربین گاز هوایی، نقشی کلیدی در کارایی و عملکرد کلی موتور دارند. طراحی این بخش‌ها نیازمند تلفیق دانش‌های چندهدفه مهندسی است، زیرا باید تعادل میان راندمان احتراق، کاهش آلاینده‌ها، و استحکام سازه‌ای و غیره در شرایط سخت کاری برقرار شود. در این مقاله، با تلفیق طراحی مفهومی و بهینه‌سازی طراحی چندهدفه، چگونگی دستیابی به طراحی‌های بهینه محفظه احتراق بررسی شده است. این رویکرد به مهندسان امکان می‌دهد تا با استفاده از ابزارهای مدرن، مفاهیم اولیه طراحی را با تحلیل‌های چندگانه ترکیب کرده و راه‌حلی جامع برای چالش‌های طراحی ارائه دهند. یکی از پرکاربردترین موتورهای مورد استفاده در صنایع هوایی جهان، موتور CFM56 ساخت شرکت جنرال الکتریک است. این موتور در هواپیماهای مسافربری ایرباس و بوئینگ کاربرد زیادی دارد. تا به امروز، نسخه‌های متنوعی از این موتور، معرفی و مورد استفاده قرار گرفته است. جدول ۱، مشخصات نسخه‌های مختلف این موتور به همراه کاربرد آن‌ها را نشان می‌دهد [۱].

جدول ۱- نسخه‌های مختلف موتور CFM56 [۱]

Table 1- Different CFM 56 engine versions [1]

Version	thrust (lb)	application
CFM56-3-B1	20000	B737-300/-500
CFM56-3-B2	22000	B737-300/-500
CFM56-3-C1	23500	B737-400
CFM56-3-B1-Deaerated	18500	B737-500

اصلی‌ترین مدل‌های طراحی محفظه احتراق، توسط سویر [۲]، لفور [۳] و متینگلی [۴] به ترتیب در سال‌های ۲۰۱۸، ۲۰۱۰ و ۱۹۸۵ ارائه شده است. روش‌های ارائه شده در تحقیقات فوق، اصلی‌ترین منابع طراحی محفظه احتراق توربین‌های گاز هوایی را تشکیل می‌دهند.

در سال ۲۰۰۴، کونرادو و همکاران [۵]، یک مدل کامل از طراحی مفهومی برای محفظه احتراق توربین‌های گاز ارائه دادند. در نهایت طرح پژوهش نیز با استفاده از نرم‌افزار دلفی^۱ برای یک محفظه احتراق نمونه، اعتبارسنجی شده است.

دستیابی به یک طرح جامع برای تحلیل آلاینده‌های محفظه احتراق، نیاز به در نظر گرفتن پدیده‌های پیچیده‌ای از جمله احتراق، انتقال حرارت، نوع سوخت و شرایط کاری موتور، اعم از فشار و دمای ورودی و پیش‌گرم دارد. لذا بررسی این مدل با استفاده از روش‌های طراحی و بدون شبیه‌سازی اهمیت بالایی دارد. رضوانی در سال ۲۰۱۰ [۶]، پژوهشی با موضوع فوق و تحت رساله دکتری انجام داده است. موتور بررسی شده در تحقیق فوق، CFM56 بوده و مطالعات برای این موتور اعتبارسنجی شده است.

در سال ۲۰۱۶، مارک و همکاران [۷]، طراحی و آنالیز یک محفظه احتراق حلقوی موتور توربوفن با بای‌پس پایین برای یک هواپیمای جت ترمینی صورت دادند. بعد از طراحی محفظه احتراق فوق، یک مدل هندسی با ابعاد طراحی شده ترسیم و با استفاده از نرم‌افزار انس‌سی‌اف‌ایکس^۲ مورد تحلیل قرار گرفته است. جهت مدل‌سازی احتراق در نرم‌افزار حاضر، از مدل نرخ اضمحلال گردابه^۳ بهره برده شده است. در نهایت با اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام شده با محاسبات، مشخصات هندسی طرح، جهت بهینه شدن شرایط آیرودینامیکی و انتقال حرارت، اصلاح شده است.

از آنجایی که طراحی مفهومی محفظه احتراق، توانایی بهینه‌سازی تعداد بیشتر از یک پارامتر هم‌زمان را نداشته و همچنین نیاز به بررسی تأثیر هم‌زمان برخی پارامترها روی عملکرد از اهمیت بالایی برخوردار است، استفاده از بهینه‌سازی‌های چندهدفه در سال‌های اخیر بسیار مورد اهمیت قرار گرفته است.

در سال ۲۰۱۷، صبحی و امی [۸]، رویکرد استفاده شده در تحقیق رضوانی را ادامه داده و طراحی مفهومی محفظه احتراق موتور توربین گاز هوایی فوق را با استفاده از رویکرد بهینه‌سازی چندهدفه انجام دادند. در این پژوهش، روش‌های متداول طراحی مفهومی محفظه احتراق، همراه با مدل سی‌آران^۴ نرم‌افزار کمکین^۵ و همچنین استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه گمولتی^۶ آبیج^۶ در متلب ترکیب شده است. متغیرهای بهینه‌سازی انتخاب شده در تحقیق حاضر، تعیین‌کننده مکان سوراخ‌های رقیق‌سازی ردیف اول و دوم و همچنین سطح مقطع آن‌ها است. در نهایت بهینه‌سازی‌های صورت گرفته، عملکرد محفظه احتراق جدید، منجر به کاهش ۱۸ درصدی آلاینده ناکس و ۱ درصدی آلاینده مونوکسید کربن شده است. بهینه‌سازی‌ها برای دو موتور CFM56 و E3 انجام شده است.

¹ Delphi

² Ansys CFX

³ Eddy dissipation model

⁴ CRN

⁵ Chemkin

⁶ gamultiobj

درک تأثیرات مستقیم پارامترهای مهم عملکردی محفظه احتراق موتورهای هوایی روی یکدیگر به دلیل پیچیدگی و غیرخطی بودن پدیده‌های درگیر و همچنین تعارض الزامات در فرآیند طراحی، با استفاده از روش‌های متداول طراحی امکان‌پذیر نیست [۸].

برای مثال، افزایش بازده احتراق، می‌تواند منجر به افزایش آلاینده مهم ناکس شود؛ کاهش طول محفظه احتراق و به تبع آن وزن، می‌تواند منجر به کم شدن محدوده کاری و همچنین فاکتور الگواناسب شود. خنک‌کاری دیواره‌های محفظه احتراق جهت افزایش عمر قطعه نیز می‌تواند منجر به پایین رفتن توان و عملکرد نامناسب در بخش‌های دیگر محفظه شود. در جدول ۲، تعدادی از تعارضات موجود آورده شده است.

جدول ۲- تعارضات الزامات طراحی محفظه احتراق [۸]

Table 2 - Combustion chamber design requirements conflicts [8]

Requirement in design	Conflicts
The highest combustion efficiency	No _x
The lowest pressure drop	Pattern factor, smoke, reverse flow in turbine
Wall cooling (long life)	Pattern factor, low power, CO and HC
The least amount of No _x and smoke	Stability, ignition, CO and HC
Simple structure, light weight and low cost	Wall temperature, pattern factor, contaminants
The smallest length and size	Work scope, pattern factor
The least number of fuel nozzles	Pattern factor, ignition, stability, pollutants

در مقاله‌ای که در سال ۲۰۲۲ توسط بریونز و همکارانش [۹]، تحت عنوان بهینه‌سازی چندهدفه طراحی اجزای یک محفظه احتراق کوچک، منتشر شد. هدف از بهینه‌سازی تحقیق حاضر، طراحی یک محفظه احتراق بدون خنک‌کاری با استفاده از شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی و ترکیب آن با الگوریتم‌های بهینه‌سازی بود. در این پژوهش شبیه‌سازی‌ها با استفاده از مدل آشفستگی رنژ و مدل احتراقی شعله غیرآدیاباتیک انجام گرفت. جهت بهینه‌سازی از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک چندهدفه استفاده شده است. در نهایت امر آن‌ها نتیجه گرفتند که با استفاده از بهینه‌سازی می‌توان به نتایج بهتری در کاهش آلاینده‌ها و بهبود عملکرد احتراق دست‌یافت. قیود استفاده شده جهت بهینه‌سازی در این پژوهش، حد دمایی، فشار و پارامترهای طراحی هندسی محفظه احتراق در نظر گرفته شد.

در سال ۲۰۲۴، مطالعه‌ای توسط تیم تحقیقاتی مارتینز [۱۰] در زمینه طراحی و تحلیل عددی محفظه احتراق حلقوی برای موتور CFM56 انجام شد. هدف این مطالعه بهینه‌سازی پارامترهای تزریق سوخت و ابعاد محفظه احتراق به منظور کاهش آلاینده‌ها و افزایش بازده احتراقی است. در این تحقیق، از شبیه‌سازی‌های عددی و مدل آشفستگی $k - \epsilon$ برای شبیه‌سازی فرآیند احتراق و تحلیل اثرات زاویه تزریق سوخت استفاده شده است. در نهایت پژوهش نتیجه شده که با تنظیم زاویه تزریق سوخت، می‌توان عملکرد احتراق را بهبود بخشید و آلاینده‌ها را نیز کاهش داد. هدف‌های بهینه‌سازی، شامل کاهش احتراق و افزایش بازده احتراق بوده و قید مسئله شامل شرایط عملیاتی و محدودیت‌های فضایی طرح است.

در سال ۲۰۲۱، کانکاشور و همکاران [۱۱]، مطالعه‌ای آزمایشگاهی با هدف بررسی اثر زاویه مخلوط اسپری بر توزیع دما در محفظه احتراق میکرو انجام دادند. موضوع بررسی آن‌ها بهبود توزیع دما و کاهش نقاط داغ در محفظه‌های احتراق کوچک بود. هدف‌های بهینه‌سازی، شامل کاهش دما در نقاط حساس و افزایش یکنواختی احتراق بوده و قیود مسئله، شامل محدودیت‌های دمایی و فشار در نظر گرفته شده است. در نهایت امر، آن‌ها نتیجه گرفتند که با تنظیم زاویه اسپری، می‌توان توزیع دما را بهبود داده و نقاط داغ را کاهش داد.

⁷ Pattern factor

⁸ RANS

در سال ۲۰۲۳، لیو و همکاران [۱۲] مطالعه‌ای با هدف استفاده از یادگیری ماشین در بهینه‌سازی طراحی محفظه‌های احتراق انجام دادند. این مطالعه، به تحلیل بهینه‌سازی چندهدفه برای بهبود عملکرد شعله و کاهش آلاینده‌ها در طراحی محفظه احتراق پرداخت. قیود مسئله بهینه‌سازی حاضر، محدودیت‌های دمایی و فشار عملیاتی بودند. در نهایت، آن‌ها نتیجه گرفتند که استفاده از یادگیری ماشین، می‌تواند فرآیند بهینه‌سازی را تسریع بخشیده و دقت بهینه‌سازی‌ها را افزایش دهد.

در سال ۲۰۲۴، التون و همکاران [۱۳]، مطالعه‌ای با عنوان روش‌شناسی بهینه‌سازی چندهدفه برای توربین‌های گاز میکرو که تحلیل سیستم و بهینه‌سازی را دربر داشت انجام دادند. در این پژوهش، بهینه‌سازی اجزای کلیدی توربین‌های گاز برای استفاده در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین انجام شده است. در این تحقیق، از روش‌های بهینه‌سازی چندهدفه با استفاده از الگوریتم تجمع ذرات و الگوریتم ژنتیک برای طراحی بهینه استفاده شده است. روش استفاده شده نشان داده که با بهینه‌سازی اجزای توربین و شرایط عملیاتی، می‌توان کارایی را تا ۱۵ درصد بهبود بخشید.

با مشاهده روند پژوهش‌های پیشین می‌توان مشاهده کرد که بهینه‌سازی چندهدفه طراحی محفظه احتراق، شاخه نسبتاً جدیدی بوده که تا به امروز موضوع مطالعات بسیاری از صنایع و پژوهشگران است. پژوهش‌های پیشین به‌خوبی رفتار چندهدفه سیستم‌های مختلف را بررسی کرده و گزارش کرده‌اند؛ با این حال، پژوهش‌های مرتبط در زمینه محفظه احتراق موتورهای هوایی که بیش از ۲ هدف طرح را مورد بررسی و بهینه‌سازی قرار داده باشند، بسیار کم انجام و یا منتشر شده است. لذا نیاز دست‌یابی به مدل بهینه‌سازی اعتبارسنجی شده که توانایی بررسی اهداف بیش از ۲ عدد و نمایش ارتباط مؤثر بین پارامترها و قیود را داشته باشد، به‌شدت احساس می‌شود. این پژوهش سعی دارد تا در ابتدا، تمامی مراحل طراحی مفهومی یک محفظه احتراق هوایی را برای یک موتور پرکاربرد انجام داده و سپس نحوه ترکیب طراحی با الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه را تشریح دهد. پس از ترکیب اهداف فوق با روش طراحی، نحوه تحلیل جبهه پارتو برای ۴ هدف بهینه شده هم‌زمان ارائه خواهد شد.

معادلات حاکم و روش طراحی

در این بخش، روش طراحی و تعیین ابعاد اولیه استفاده شده در پژوهش پیش‌رو ارائه خواهد شد. شکل ۱، بخش‌های مختلف یک محفظه احتراق هوایی متداول را نشان می‌دهد. همچنین سیستم توزیع هوا درون محفظه را می‌توان در شکل ۲، مشاهده کرد.

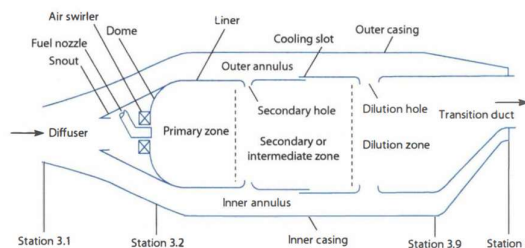


Figure 1- The main parts of the air gas turbine combustion chamber [4]

شکل ۱- بخش‌های اصلی محفظه احتراق توربین گاز هوایی [۴]

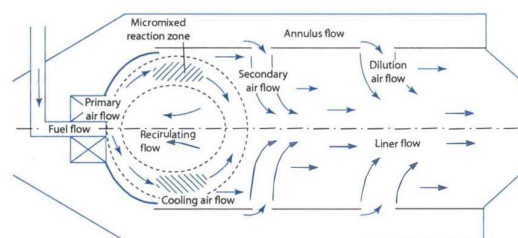


Figure 2- Splitting the flow inside the combustion chamber [4]

شکل ۲- تقسیم جریان درون محفظه احتراق [۴]

جهت تعیین قطر (D_{ref}) و مساحت مرجع محفظه احتراق (A_{ref})، روش‌های مختلفی ارائه شده است. در این پژوهش، روش آیرودینامیکی، شیمیایی، برگ^۹ و اودگرز^{۱۰} مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

- روش آیرودینامیکی [۳]:

$$A_{ref} = \left[143.5 \left(\frac{\dot{m}_3 T_3^{0.5}}{P_3} \right)^2 \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} \left(\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \right)^{-1} \right]^{0.5} \quad (1)$$

در رابطه بالا \dot{m}_3 ، T_3 و P_3 ، به ترتیب دبی، دما و فشار هوای ورودی به محفظه احتراق هستند. همچنین $\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$ نسبت افت فشار به فشار دینامیک یا مرجع و $\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$ نسبت افت فشار به فشار ورودی است.

- روش شیمیایی (احتراقی) [۳]:

$$\theta = \frac{P_3^{1.75} A_{ref} D_{ref}^{0.75} \exp\left(\frac{T_3}{b}\right)}{\dot{m}_3} \quad (2)$$

$$b = 245(1.39 + \ln \varphi_{pZ}) \quad 0.6 < \varphi_{pZ} < 1$$

با فرض پارامتر احتراقی بدون بعد (θ)، برابر با 73×10^6 که معادل بازده احتراقی ۹۹ درصد است و با استفاده از کوپل رابطه (۲) و (۸)، می‌توان مساحت و قطر مرجع را محاسبه کرد [۸]. φ_{pZ} نسبت هم‌ارزی ناحیه اولیه است.

- روش برگ [۱۴]:

این روش مستقیماً مساحت مرجع را محاسبه نکرده و با محاسبه مساحت لاینر و ارتباط بین این دو پارامتر، مساحت مرجع را محاسبه می‌کند [۱۴].

$$A_{fit} = 1.621 \times 10^{-2} \frac{T_3^{0.5} \dot{m}_{fuel}}{CPR} \left(\frac{P_3}{\Delta P_{3-4}} \right)^{0.5} \quad (3)$$

جهت استفاده از روش فوق، پارامتر نسبت فشار کمپرسور،^{۱۱} در ابتدای طراحی محفظه احتراق به‌عنوان ورودی خواهد بود.

- روش اودگرز:

پارامتر احتراقی اودگرز در دمای ۳۰۰ کلوین به‌صورت زیر بیان می‌شود [۱۵].

$$\log \Psi_{300} = -1.39 - 4.4n - 1.1D^* \quad (4)$$

مرتبه واکنش (n) در رابطه فوق، برای مخلوط‌های رقیق، برابر با ۲ برابر نسبت هم‌ارزی و برای مخلوط‌های غلیظ برابر با ۲ به‌روی نسبت هم‌ارزی خواهد بود. ثابت معادله (D^*) نیز مطابق با رابطه (۵) خواهد بود.

$$D^* = 0.736 - 0.0173 \left(\frac{P_3}{\Delta P_{3-4}} \right) \quad (5)$$

$$\frac{\Psi_{T_3}}{\Psi_{300}} = \left(10^{-3.054y - 1.205} \right) \left(T_3^{1.2327y - 1.205} \right) \quad (6)$$

$$D_{fit} = \left(\frac{4\dot{m}_f}{\pi \Psi_{T_3} P_3^n} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (7)$$

⁹ Bragg method
¹ Odgers-carrier method
¹ CPR

پارامتر γ ، برای مخلوط‌های رقیق برابر با نسبت هم‌ارزی و برای مخلوط‌های غلیظ، برابر با ۱ خواهد بود. \dot{m}_f در رابطه ۷ برابر با دبی سوخت ورودی جهت احتراق است. جهت ارتباط مساحت و قطر مرجع و همچنین مساحت لاینر برای محفظه احتراق های حلقوی، از دسته روابط زیر استفاده می‌شود. R_{av} در رابطه ۸، برابر با شعاع متوسط محفظه احتراق خواهد بود.

$$A_{ref} = 2\pi R_{av} D_{ref} \quad (۸)$$

$$A_{ft} = 0.7 A_{ref} \quad (۹)$$

طول ناحیه اولیه بین $\frac{2}{3}$ الی $\frac{3}{4}$ و طول ناحیه ثانویه، $\frac{1}{4}$ قطر لاینر خواهد بود [۴]. طول ناحیه رقیق‌سازی با افت فشار محفظه احتراق متغیر بوده و از طریق جدول ۳ و تابعی از فاکتور الگو محاسبه می‌شود. مقادیر متداول فاکتور الگو در محدوده ۰/۰۵ الی ۰/۸۵ قرار خواهند داشت که مقادیر نزدیک به ۰/۲ به بهینه‌ترین مقادیر خواهند بود [۳].

جدول ۳ - طول ناحیه رقیق‌سازی بر اساس افت فشارهای متفاوت [۵]

Table 3 - Dilution zone length based on different pressure drops [5]

$\Delta P_{3-4}/q_{ref}$	L_{DZ}/D_{ft}
15	$3.78 - 6 \times PF$
20	$3.83 - 11.83PF + 13.4PF^2$
30	$2.96 - 9.86PF + 13.3PF^2$
50	$2.718 - 12.64PF + 28.51PF^2$

مقدار هوای لازم برای خنک‌کاری از طریق رابطه (۳۴) محاسبه خواهد شد. مقدار هوای ورودی به ناحیه اولیه، ۲۰ الی ۲۵ درصد و میزان هوای ورودی به حلقه اطراف بین ۷۵ الی ۸۰ درصد خواهد بود. با فرض بیشینه نسبت هم‌ارزی ناحیه ثانویه برابر با ۰/۸، مجموع هوای ناحیه اولیه و ثانویه نیز برابر با نسبت هم‌ارزی کلی (φ_{gl}) به نسبت هم‌ارزی ورودی (φ_3) خواهد بود. مقدار هوای باقی‌مانده نیز درون ناحیه رقیق‌سازی ریخته خواهد شد. در صورت کم بودن مقدار هوای رقیق‌سازی، با تغییر نسبت هم‌ارزی ناحیه ثانویه، می‌توان مقدار مناسب را ایجاد کرد [۲].

مساحت (A_o) و قطر دهانه (D_o) دیفیوزر برحسب متر از طریق روابط (۱۰) و (۱۱) قابل محاسبه است. \dot{m}_{an} و A_{an} به ترتیب برابر با دبی ورودی به حلقه و مساحت حلقه خواهند بود.

$$A_o = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_{an}} A_{an} \quad (۱۰)$$

$$A_o = 2\pi R_{av} D_o \quad (۱۱)$$

زاویه و طول دیفیوزر نیز به صورت زیر قابل محاسبه است. افت فشار معمول دیفیوزر در هنگام طراحی، ۱ درصد است [۵].

$$\varphi = \tan^{-1} \left[\frac{\frac{\Delta P_{diff}}{P_3} A_3^2 P_3^2}{502.4 \left(1 - \frac{A_3}{A_o}\right)^2 \dot{m}_3^2 T_3} \right]^{\frac{1}{1.22}} \quad (۱۲)$$

$$L_{diff} = \frac{R_o - R_3}{\tan \varphi} \quad (۱۳)$$

پارامترهای مهم در طراحی چرخاننده، مساحت و قطر چرخاننده هوا است. جهت محاسبه پارامترهای فوق، ابتدا نیاز است تا افت فشار چرخاننده، مطابق با رابطه (۱۴) محاسبه شود. پارامترهای افت فشار محفظه احتراق و دیفیوزر مشخص بوده و افت فشار دهانه از طریق رابطه (۱۵) محاسبه می‌شود [۲].

¹ Snout
¹ Swirler

$$\frac{\Delta P_{sw}}{q_{ref}} = \frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}} - \frac{\Delta P_s}{q_{ref}} - \frac{\Delta P_{diff}}{q_{ref}} \quad (14)$$

$$\frac{\Delta P_s}{q_{ref}} = 0.25 \left(\frac{A_{ref}}{A_0} \right)^2 \quad (15)$$

افت فشارهای موجود در رابطه ۱۴ به ترتیب از سمت چپ بیانگر افت فشار چرخاننده، افت فشار محافظه احتراق، افت فشار دماغه و افت فشار دیفیوزر هستند. با داشتن افت فشار چرخاننده و حل معادله ۱۶، می توان مساحت این بخش را محاسبه کرد.

$$\frac{\Delta P_{SW}}{q_{ref}} = K_{SW} \left[\left(\frac{A_{ref}}{A_{SW}} \right)^2 \sec^2(\beta_{SW}) - \left(\frac{A_{ref}}{A_{ft}} \right)^2 \right] \left(\frac{\dot{m}_{SW}}{\dot{m}_3} \right)^2 \quad (16)$$

جهت محاسبه قطر چرخاننده هوا در این بخش، ابتدا باید قطر نازل سوخت درون آن مشخص شود. مقدار این قطر به طور مناسب بین ۰/۱ الی ۰/۱۵ قطر مرجع متغیر خواهد بود. با داشتن قطر داخلی و مساحت چرخاننده از طریق رابطه ۱۷ می توان قطر چرخاننده را محاسبه کرد [۲]. نسبت قطر چرخاننده به قطر لاینر ۳۰ درصدی مقدار مناسبی خواهد داشت [۲].

$$D_{SW} = \sqrt{\left(\frac{A_{SW}}{n_B} + \left(\frac{\pi}{4} D_{hub}^2 \right) \right) \frac{4}{\pi}} \quad (17)$$

n_B در رابطه ۱۷ تعداد تیغه های چرخاننده و D_{hub} قطر هاب چرخاننده است. تعداد تیغه های متداول چرخاننده برابر با ۸ الی ۱۶ است. جهت محاسبه دمای شعله، فرض شده که تغییرات دما بین نواحی مختلف محافظه احتراق، خطی باشد [۷]. دمای خروجی هر بخش از محافظه را می توان به صورت زیر بیان کرد.

$$T_{out} = T_{in} + \eta \Delta T \quad (18)$$

دمای وارد شده به محافظه در ابتدای محافظه احتراق به عنوان ورودی بوده و برای نواحی بعد از آن، دمای خروجی ناحیه پیشین قرار داده خواهد شد. بازده ناحیه چرخشی، اولیه، ثانویه و رقیق سازی نیز از طریق دسته روابط زیر قابل استحصال است [۵].

$$\eta_{RZ} = 0.56 + 0.44 \times \tanh[1.5475 \times 10^{-3} \times (T_3 + 108 \ln P_3 - 1863)] \quad (19)$$

$$\eta_{PZ} = 0.71 + 0.29 \times \tanh[1.5475 \times 10^{-3} \times (T_3 + 108 \ln P_3 - 1863)] \quad (20)$$

$$\log \log \frac{1}{\eta} = 0.911 \log \psi_{300} + 8.02\phi - 1.097 + D^* \quad (21)$$

پارامتر اختلاف دمای موجود در رابطه (۱۸)، بیانگر میزان اختلاف دمای هوای ورودی تا دمای آدیاباتیک شعله است. نمودارهای دمای آدیاباتیک شعله برای مخلوط سوخت های مختلف، دما و فشارهای مختلف موجود است. شکل ۳، تغییرات آدیاباتیک شعله را برای سوخت JP5 نشان می دهد.

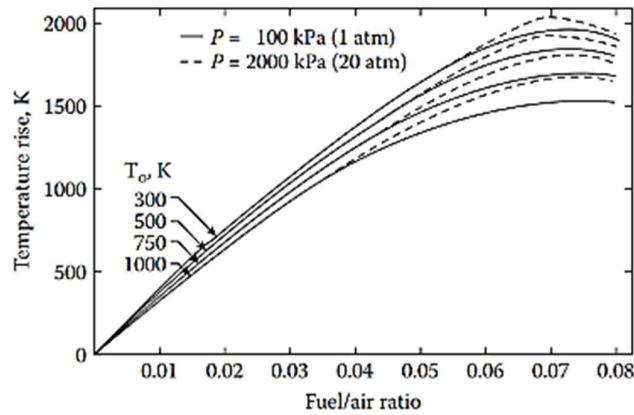


Figure 3- Adiabatic flame temperature changes (JP5 fuel) [3]

شکل ۳- تغییرات دمای آدیاباتیک شعله (سوخت JP5) [۳]

در قدم اول طراحی و تعیین تعداد و اندازه سوراخ‌های هر ناحیه، نیاز است تا دبی جریان ورودی به هر بخش از محفظه احتراق مشخص شود. روند طراحی سوراخ‌ها به‌ترتیب به شرح زیر است:

- تعیین مقدار نسبت تخلیه^۴ (B)

$$B = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_{ann}} \quad (22)$$

در رابطه بالا، \dot{m}_h برابر با دبی عبوری از سوراخ و \dot{m}_{ann} دبی ورودی به فضای اطراف لاینر و پوسته محفظه احتراق است.

- مقداردهی ضریب تخلیه سوراخ‌ها (C_d) در ابتدا برابر با ۰/۵
- محاسبه مساحت سوراخ‌ها برای هر ردیف با استفاده از رابطه (۲۳) (به‌طور متداول افت فشار سوراخ‌ها برابر با ۶ درصد در نظر گرفته می‌شود).

$$\frac{\Delta P_h}{P_3} = \frac{143.5 \dot{m}_h^2 T_3}{P_3^2 C_{d,h}^2 A_h^2} \quad (23)$$

- محاسبه نسبت اوریفیس^۵ و نسبت تخلیه به اوریفیس.

$$\alpha = \frac{A_h}{A_{an}}, \mu = \frac{B}{\alpha} \quad (24)$$

- محاسبه فاکتور افت فشار (K) بر اساس فاکتور افت مومنتوم (δ) بین ۰/۷۵ الی ۰/۹ [۵].

$$K = 1 + \delta^2 \left[2\mu^2 + \left\{ 4\mu^2 + \left(\frac{\mu^2}{\delta^2} \right) (4B - B^2) \right\}^{0.5} \right] \quad (25)$$

¹⁴ Bleed ratio

¹⁵ Orifice area ratio

- محاسبه ضریب تخلیه جدید سوراخ‌ها.

$$C_{d,h} = \frac{(K-1)}{\delta(4K^2 - K(2-B)^2)^{0.5}} \quad (26)$$

- مقایسه ضریب تخلیه سوراخ جدید و مرحله ۲ (حل تکراری تا نزدیک شدن این دو ضریب به یکدیگر ادامه خواهد داشت).
- محاسبه قطر سوراخ با استفاده از رابطه (۱۷) به‌زای تعداد سوراخ‌های مختلف.

$$d_h = 2 \sqrt{\frac{A_h}{\pi N_h}} \quad (27)$$

مجموع قطر سوراخ‌های هر ناحیه، باید مقداری کمتر از قطر لاینر داشته باشد تا سوراخ‌های فوق فضای مناسبی داشته باشند. A_h و N_h به‌ترتیب نشان دهنده مساحت و تعداد سوراخ‌ها است. جهت تعیین بازده احتراقی، از دو روش شیمیایی و اودگرز استفاده شده است. جهت تعیین بازده با استفاده از روش شیمیایی، نیاز است تا پارامتر θ در رابطه (۲)، با جای‌گذاری قطر و مساحت مرجع انتخاب شده محاسبه شود. بعد از محاسبه این پارامتر، با استفاده از شکل (۴)، می‌توان بازده را تعیین کرد.

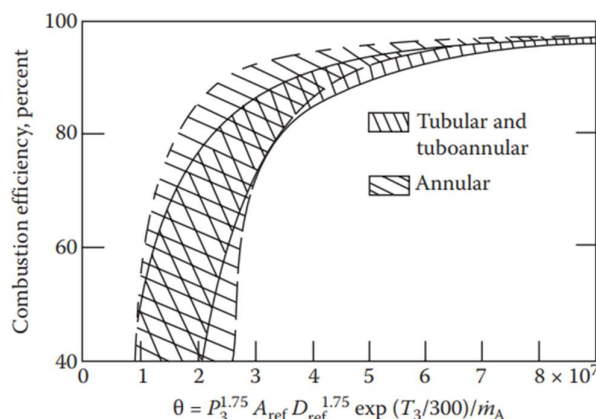


Figure 4- Changes in combustion efficiency compared to the reference parameter [3]

شکل ۴- تغییرات بازده احتراقی نسبت به پارامتر مرجع [۳]

بازده احتراقی با استفاده از روش اودگرز، برای مخلوط‌های رقیق از رابطه (۲۱) و برای مخلوط‌های غلیظ با استفاده از رابطه (۲۸)، محاسبه می‌شود [۲].

$$\log \log \left(\frac{1}{\eta} \right) = 0.911 \times \log \psi_{300} + \frac{8}{\phi_{pz}} - 1.097 + D_{ii}^* \quad (28)$$

جهت بررسی رفتار آلاینده‌های محفظه احتراق، در این پژوهش مطالعه دو آلاینده مهم ناکس و کربن مونوکسید مورد مطالعه قرار گرفته است. جهت محاسبه این پارامترها، از روابط نیمه‌تجربی ارائه‌شده توسط مراجع مختلف بهره‌برده شده است.

یکی از روابط نیمه تجربی ارائه شده جهت محاسبه این پارامترها، در هندبوک سوپر [۲] ارائه شده است (روابط (۲۹) و (۳۰) و (۳۱)).

جهت محاسبه آلاینده ناکس با استفاده از این روش؛ نیاز است تا زمان ماند گازهای داغ احتراقی درون محفظه احتراق طبق رابطه (۳۲) محاسبه شود.

$$\log[EI]_{CO} = 13.477 - 4.527 \log T_3 \quad (29)$$

$$EI_{NO_x} = 29 \left(10^{\frac{-9410}{T_g}} \right) P_3^{0.66} [1 - \exp(-250\tau)] \quad (30)$$

$$\tau = \tau_{pZ} + \tau_{sZ} \quad \text{when } \tau = \left(\frac{V \times P_3}{287.1 \times T \times \dot{m}} \right)_{zone} \quad (31)$$

در رابطه (۳۱)، بیانگر حجم نواحی اولیه و ثانویه، T بیانگر دمای ناحیه مرتبط و \dot{m} بیانگر دبی ناحیه مورد نظر بوده که در بخش تقسیم هوا مشخص شده است.

دسته روابط (۳۲) و (۳۳) نیز نحوه محاسبه آلاینده‌ها با استفاده از روش ارائه شده در تحقیق آلیر [۱۶] را نشان می‌دهند.

$$\frac{EI_{NO_x}}{P_3^{0.4}} = 0.16 \left(\frac{T_3}{100} \right)^4 - 3.82 \left(\frac{T_3}{100} \right)^3 + 32.7 \left(\frac{T_3}{100} \right)^2 - 120.4 \left(\frac{T_3}{100} \right) + 163.29 \quad (32)$$

$$EI_{CO} \times P_3 = 3.2 \left(\frac{T_3}{100} \right)^4 - 81.9 \left(\frac{T_3}{100} \right)^3 + 778.7 \left(\frac{T_3}{100} \right)^2 - 3286.6 \left(\frac{T_3}{100} \right) + 5253.3 \quad (33)$$

الگوریتم بهینه‌سازی NSGA-II

پایه و اساس الگوریتم فوق، الگوریتم ژنتیک بوده که در پیش‌بینی و یافتن جواب بهینه مسائل تک‌هدفه بسیار قدرتمند و کاربردی است [۱۷]. نسخه ابتدایی الگوریتم چندهدفه حاضر، به‌عنوان یکی از اولین تلاش‌ها برای پرداختن به بهینه‌سازی چندهدفه با استفاده از تکنیک‌های تکاملی پیشنهاد شد [۱۸]. ایده اصلی پشت این الگوریتم، استفاده از مفهوم تسلط برای طبقه‌بندی راه‌حل‌ها در رتبه‌های مختلف بر اساس نحوه مقایسه آن‌ها در چندین هدف است. این الگوریتم مراحل زیر را در فرآیند بهینه‌سازی خود اعمال می‌کند.

- مقاداردهی اولیه: در ابتدا جمعیتی از راه‌حل‌های کاندید، به‌صورت تصادفی یا از طریق برخی روش‌های اکتشافی ایجاد می‌شود.
- مرتب‌سازی غیرمسلط: در این بخش جمعیت به چندین لایه راه‌حل غیر مسلط تقسیم می‌شود. راه‌حلی بر دیگری تسلط دارد که حداقل در همه اهداف به همان اندازه خوب باشد و حداکثر در یکی از آن‌ها به‌شدت بهتر باشد. لایه اول یا همان جبهه پارتو اول، متشکل از راه‌حلهایی است که هیچ‌یک از اعضای دیگر جمعیت بر آن‌ها تسلط ندارند. جبهه دوم، متشکل از راه‌حلهایی است که تنها تحت سلطه آن‌هایی است که در جبهه اول و غیره هستند.
- انتخاب: انتخاب داده‌ها در این الگوریتم به‌روش تورنومنت^{۱۶} اعمال می‌شود، جایی که افراد از جبهه‌های غیر سلطه بهتر، مورد علاقه قرار می‌گیرند. با این حال، افراد در همان جبهه به‌طور خودسرانه انتخاب می‌شوند که منجر به امکان کاهش تنوع در آن جبهه می‌شود.
- ترکیب و جهش: در این بخش، عملگرهای ژنتیکی مانند ترکیب و جهش برای تولید فرزندان به کار می‌روند. این الگوریتم متکی بر ترکیب و عملگرهای جهش استاندارد است که در الگوریتم‌های ژنتیک برای کشف فضای راه‌حل استفاده می‌شود.

^{۱۶}Tournament

- جایگزینی: در نهایت امر، فرزندان با جمعیت والدین ادغام شده و این روند برای تعداد از پیش مشخص شده از نسل‌ها تکرار می‌شود.
 - نسخه دوم الگوریتم بهینه‌سازی حاضر، پیچیدگی محاسباتی فرآیند نسخه اول را به‌طور قابل توجهی کاهش می‌دهد. با به کارگیری الگوریتمی کارآمدتر، عملیات مرتب‌سازی در زمان $O(MN \log N)$ انجام می‌شود که این الگوریتم را برای اندازه‌های جمعیت بزرگ‌تر و اهداف بیشتر مناسب می‌کند. مزیت‌های این الگوریتم نسبت به نسخه پیشین خود به شرح زیر است [۱۹]:
 - نخبه‌گرایی: این الگوریتم آرشویی از بهترین راه حل‌های بدون تسلط یافت شده تاکنون را نگهداری می‌کند و تضمین می‌کند که راه حل‌های با کیفیت بالا در طول نسل‌های متوالی از بین نروند. در هر تکرار، جمعیت والدین و فرزندان با یکدیگر ترکیب شده و بهترین افراد از این مجموعه، ترکیبی برای نسل‌های بعدی را تشکیل می‌دهند.
 - فاصله ازدحام جمعیت: فاصله ازدحام، میزان متراکم بودن جواب‌ها را در یک ناحیه معین از فضای جواب اندازه‌گیری می‌کند. راه حل‌های با فواصل ازدحام بزرگ‌تر برای اطمینان از توزیع مناسب جبهه پارتو ترجیح داده می‌شوند. در واقع هنگامی که دو راه حل دارای رتبه یکسانی باشند، راه حل با فاصله ازدحام بالاتر ترجیح داده می‌شود؛ بنابراین تنوع داده‌های روی جبهه پارتو حفظ می‌شود.
 - انتخاب تورنومنت دودویی: این الگوریتم از فرآیند انتخاب مسابقات باینری استفاده می‌کند که در آن افراد بر اساس رتبه‌های غیر برتر و فاصله ازدحام جمعیت انتخاب می‌شوند. این نکته تضمین می‌کند که نه تنها راه حل‌های بهتر انتخاب می‌شوند، بلکه راه حل‌های متنوع نیز در سراسر جمعیت حفظ می‌شوند.
- به‌طور خلاصه در ابتدای شروع الگوریتم، جمعیت اولیه توسط کاربر تعیین می‌شود. نیاز است تا این جمعیت به‌نحوه‌ای تنظیم شود تا مقدار آن کافی بوده تا تمام فضای جستجو، توسط داده‌ها کاوش شود. در ادامه، جمعیت اولیه درون توابع هزینه قرار می‌گیرد. بعد از تعیین مقدار توابع با داده‌های تولید شده، از بین جمعیت تولید شده، به‌وسیله روش تورنومنت دودویی، بهترین‌ها انتخاب می‌شوند و با استفاده از روش تک نقطه‌ای زاد و ولد صورت می‌گیرد؛ بعد از تولید فرزندان جدید، با استفاده از انتخاب رندوم، جهش صورت گرفته و سپس جمعیت اولیه با فرزندان تولید شده و جهش یافته ترکیب می‌شود و با استفاده از مفهوم فاصله ازدحام جمعیت، بهترین جمعیت انتخاب می‌شود. این عملیات تا رسیدن به تعداد تکرارهای الگوریتم ادامه می‌یابد. شکل ۵، نحوه کار الگوریتم NSGA-II را نشان می‌دهد.
- در این پژوهش جهت بهینه‌سازی محفظه احتراق، ۴ هدف انتخاب شده است.
- بهینه‌سازی بازده احتراقی (رابطه (۲۸))
 - کمینه‌سازی آلایندگی ناکس (رابطه (۳۲))
 - کمینه‌سازی آلایندگی مونوکسید کربن (رابطه (۳۳))
 - کمینه‌سازی طول محفظه احتراق
- کمینه‌سازی طول محفظه احتراق، منجر به کاهش هزینه‌های ساخت و تولید مجموعه و همچنین کاهش وزن موتور خواهد شد، اما از آنجایی که کمینه‌سازی این پارامتر می‌تواند منجر به بالا رفتن دما در نواحی مختلف احتراقی شود، آلایندگی‌های بیشتری نیز تولید خواهد شد. لذا لازم است تا هم‌زمان بازده احتراق، آلایندگی ناکس و آلایندگی مونوکسید کربن در کنار آن بهینه شوند.

¹Crowding distance

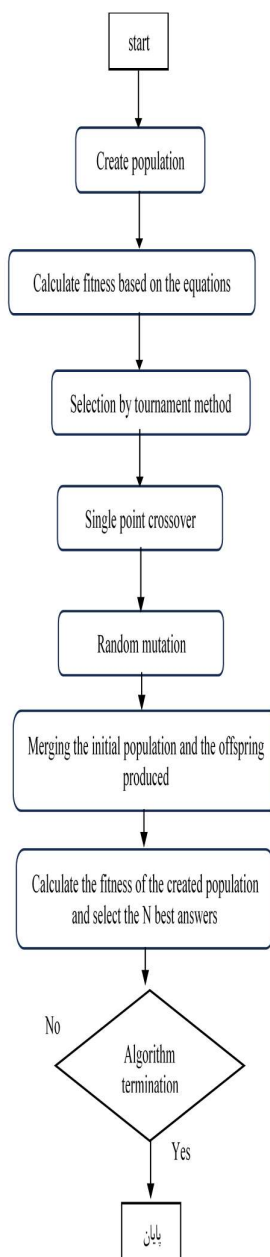


Figure 5- NSGA-II algorithm flowchart

شکل ۵- فلوجارت الگوریتم NSGA-II

قیود مسئله بهینه‌سازی

یکی از اصلی‌ترین بخش‌های هر مسئله بهینه‌سازی، قیود محدودکننده مسئله است. در صورت حذف قیود اساسی از مسئله، فضای جستجو بسیار بزرگ خواهد بود که این امر می‌تواند منجر به همگرایی بسیار دیر هنگام و یا جواب‌های غیرواقعی شود. قیود در نظر گرفته شده برای پژوهش حاضر را می‌توان به دو دسته قیود هندسی و قیود عملکردی دسته‌بندی کرد. قیود هندسی اعمال شده از پیشنهادات طراحان محفظه احتراق [۳]، [۴] و قیود عملکردی از منظر توانایی دستیابی انتخاب شده است.

قیود عملکردی پژوهش حاضر، دمای ورودی به محفظه احتراق و نسبت هم‌ارزی سوخت ناحیه اولیه انتخاب شده‌است. دلیل این انتخاب نیز توانایی تنظیم دما در ورودی محفظه احتراق با استفاده از روش‌های پیش‌گرمایش و یا غیره است. همچنین تغییرات این پارامتر می‌تواند منجر به کاهش و یا افزایش آلاینده، تغییر بازده احتراقی و همچنین تغییر طول محفظه احتراق شود. محدوده قید عملکردی دمای اعمال شده بین ۷۰۰ الی ۸۵۰ کلوین در نظر گرفته شده‌است. محدوده اعمالی، محدوده مناسب کاری دمای این نوع از محفظه احتراق است [۲۰،۲۱].

قیود هندسی اعمال شده مسئله، شامل طول ناحیه اولیه و قطر چرخاننده می‌شوند. باتوجه به پیشنهادات طراحی مراجع [۲۲]، محدوده مناسب این قیود به ترتیب برابر با $\frac{2}{3}$ الی $\frac{3}{4}$ قطر لاینر و $\frac{2}{10}$ الی $\frac{3}{10}$ قطر لاینر خواهد بود.

با توجه به مقید بودن نسبت هم‌ارزی ناحیه اولیه، دمای ورودی به محفظه، طول ناحیه اولیه و قطر چرخاننده، بسیاری از پارامترهای تأثیرگذار روی توابع هدف متغیر خواهند بود که در ادامه به صورت موردی به مهم‌ترین آن‌ها اشاره خواهد شد.

- مساحت و قطر مرجع (A_{ref}, D_{ref})
- مساحت و قطر لاینر (A_{ft}, D_{ft})
- حجم ناحیه اولیه (V_{pz})
- فاکتور الگو (PF)
-

روش حل مسئله بهینه‌سازی

جهت حل مسئله بهینه‌سازی پژوهش حاضر، از الگوریتم NSGA-II و نرم‌افزار متلب بهره برده شده‌است. تعداد جمعیت برابر با ۳۰۰ و تعداد تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی برابر با ۱۰۰ در نظر گرفته شده‌است. نرخ تولید ژن‌های مولود^۱ برابر با ۴۰ درصد و نرخ جهش برابر با ۵۰ درصد برای هر ژن در نظر گرفته شده‌است. الگوریتم حل حاضر بدین صورت عمل کرده که در ابتدای امر به تعداد جمعیت مشخص شده، داده تصادفی در محدوده قیود مشخص شده تولید خواهد شد. بعد از تشکیل جمعیت اولیه، مقدار توابع هدف برای هر ژن محاسبه خواهد شد. در ادامه با استفاده از روش غیرهمپوشانی^۲، بهترین جواب‌ها نسبت به یکدیگر پیدا شده و جبهه پارتو اولیه را تشکیل می‌دهند. در ادامه امر با توجه به نرخ زاد و ولد جمعیت و امکان جهش ژن‌ها، جمعیت ثانویه تولید شده و جبهه پارتو در تکرار دوم پیدا خواهد شد. با تکرار این عملیات به اندازه تعداد تکرارهای مجاز الگوریتم، جبهه پارتو که شامل بهترین جواب‌های هر ۴ تابع هدف هستند پیدا خواهد شد.

از آنجایی که تعداد اهداف مسئله حاضر ۴ عدد است. جبهه پارتو دویعدی را نمی‌توان به عنوان معیار تحلیل استفاده کرد. لذا بعد از اتمام حل و دستیابی به بهترین جواب‌های هر کدام از توابع هدف، نتایج به صورت سه‌بعدی استخراج و تحلیل شده است. نحوه کوپل بین طراحی مفهومی و الگوریتم بهینه‌سازی که در پژوهش حاضر مورد استفاده قرار گرفته است در شکل ۶ نشان داده شده است.

¹ Pattern factor	8
¹ Number of crossovers	9
² Mutation rate	0
² Non dominated sorting	1

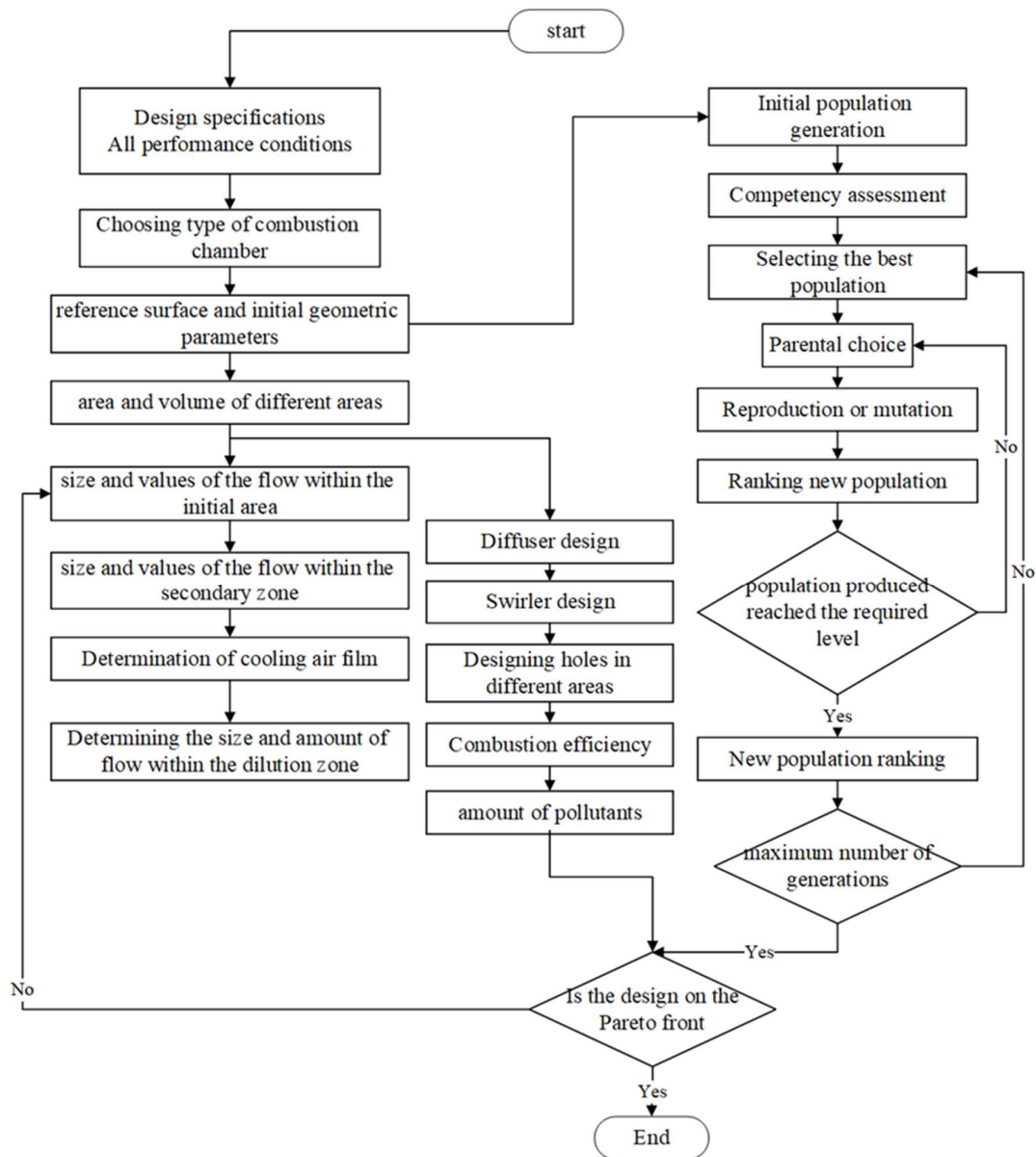


Figure 6- The coupling between conceptual design and multi-objective optimization of the present study

شکل ۶- کویپل بین طراحی مفهومی و بهینه‌سازی چندهدفه پژوهش حاضر

پارامترهای ورودی موتور CFM56

محفظه احتراق موتور مورد پژوهش در این طرح، CFM56 شرکت جنرال الکتریک بوده که کاربرد زیادی در هواپیماهای مسافری ایرباس و بوئینگ دارد. نوع محفظه احتراق این موتور حاضر از نوع حلقوی است. جهت تعیین شرایط اولیه طراحی موتور فوق، از مراجع مرتبط [۱] و [۲۳] و همچنین نرم‌افزار گزرتب^{۲۲} بهره برده شده است.

²² Annular

²³ GasTurb

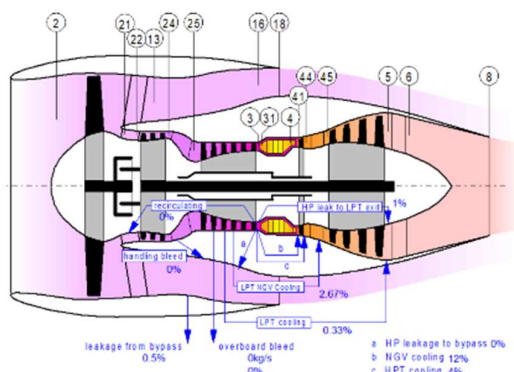


Figure 7- Schematic of different engine stations in GasTurb software

شکل ۷- طرح‌واره ایستگاه‌های مختلف موتور حاضر در نرم افزار گزترب

شکل ۸، جدول خروجی مشخصات تحلیل سیکلی تک نقطه را برای موتور فوق نشان می‌دهد. همچنین جدول ۴، مشخصات مورد نیاز برای طراحی محفظه احتراق را نشان می‌دهد.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s		
amb		288,15	101,325		FN =	99,72 kN
2	313,798	288,15	101,325	313,798	TSFC =	10,9815 g/(kN*s)
13	260,957	338,15	167,693	170,812	WF =	1,0951 kg/s
21	52,841	288,16	101,335	52,836	s NOX =	0,7837
22	52,841	288,16	101,335	52,836	Core Eff =	0,4233
24	52,841	369,92	221,113	27,436	Prop Eff =	0,0000
25	52,841	369,92	221,113	27,436	BPR =	4,9386
3	52,841	770,80	2447,503	3,578	P2/P1 =	1,0000
31	45,391	770,80	2447,503		P3/P2 =	24,15
4	46,486	1577,62	2325,127	4,740	P5/P2 =	1,4619
41	50,185	1522,97	2325,127	5,028		
43	50,185	1162,83	569,646		P16/P6 =	1,12360
44	53,355	1141,00	569,646		P16/P2 =	1,62621
45	53,355	1141,00	569,646	18,885	P6/P5 =	0,99000
49	53,355	862,60	148,131		A8 =	0,29330 m ²
5	53,355	862,60	148,131	63,145	A18 =	0,74236 m ²
8	53,936	861,65	146,650	64,441	XM8 =	0,75979
18	260,957	338,15	164,776	173,836	XM18 =	0,86335
Bleed	0,000	770,80	2447,503		WBld/w2 =	0,00000
					CD8 =	0,97863
					CD18 =	0,98728
Efficiency	isentr	polytr	RNI	P/P	PWX =	0,0 kW
Outer LPC	0,8901	0,8976	1,000	1,655	V18/V8_id=	0,71064
Inner LPC	0,9001	0,8934	1,000	1,000	WBld/w22 =	0,00000
IP Compressor	0,8776	0,8902	1,000	2,182	Wreci/w25=	0,00000
HP Compressor	0,8677	0,9026	1,621	11,069	Loading =	100,00 %
Burner	0,9995			0,950	e444 th =	0,82491
HP Turbine	0,8500	0,8273	3,281	4,082	WBld/w25 =	0,00000
LP Turbine	0,8713	0,8510	1,119	3,846	WHNGV/w25=	0,07000
HP Spool mech Eff	0,9900	Nom Spd	14324 rpm		WHcl/w25 =	0,06000
LP Spool mech Eff	1,0000	Nom Spd	4835 rpm			
P22/P21=1,0000	P25/P24=1,0000	P45/P44=1,0000			P6/P5 =	0,9900
					P16/P13 =	0,9826
hum [%]	war0	FHV	Fuel			
0,0	0,00000	42,769	Generic			

Figure 8- CFM56 motor single point cycle design specification table [1]

شکل ۸- جدول مشخصات طراحی سیکل تک نقطه موتور CFM56 [۱]

جدول ۴ - داده‌های ورودی طراحی محفظه احتراق

Table 4 - Combustion chamber design input data

parameter	unit (symbol)	amount
Inlet air flow rate	kg/s (\dot{m}_3)	45.39
Inlet air temperature	K (T_3)	770.8
Inlet air pressure	P ₃ (kPa)	2247.5
Inlet fuel flow rate	\dot{m}_f ($\frac{kg}{s}$)	1.095
Inflow speed	V ₃ ($\frac{m}{s}$)	109.82
Compressor outlet area	A ₃ (m ²)	0.0436
Turbine inlet area	A ₄ (m ²)	0.0404
Chamber pressure drop compared to inlet pressure	$\frac{\Delta P_{3-4}}{P_3}$	0.05
Combustion chamber reference dynamic pressure	$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_{ref}}$	45
The fuel-to-air ratio of the outlet chamber	f a ₄	0.028
Compressor pressure ratio	CPR	15

اعتبارسنجی روش طراحی حاضر

نتایج پژوهش حاضر در چندین بخش تعیین سطح و قطر مرجع، ابعاد نواحی محفظه احتراق، تقسیم هوا، طراحی دیفیوزر، چرخاننده، توزیع دما درون محفظه احتراق، بازده احتراق محفظه و آلاینده‌گی ارائه خواهد شد. روش طرح ارائه شده در پژوهش حاضر با استفاده از مراجع [۲] و [۷] اعتبارسنجی شده است. جهت اعتبارسنجی، روابط مراجع فوق، به صورت کد استخراج شده است تا در آینده بتوان از آن‌ها در مسئله بهینه‌سازی بهره برد. بعد از استخراج کد روابط طراحی مفهومی مراجع فوق، نتایج حاصله با خروجی محفظه احتراق طراحی شده توسط آن‌ها برای شرایط ورودی موتور طرح آن‌ها مقایسه شده است. از آنجایی که تعداد پارامترهای طراحی مفهومی بسیار زیاد بوده، در جدول ۵ و ۶، تعدادی از خروجی‌های کد، به عنوان نماینده اعتبارسنجی آورده شده است. بیشینه خطای روش طرح سوپر، برابر با ۸ درصد بوده که در محاسبه قطر چرخاننده رخ می‌دهد. همچنین بیشینه خطای روش مارک نیز برابر با ۱۴ درصد بوده که در دمای خروجی محفظه احتراق رخ می‌دهد. روش طرح‌های ارائه شده، نتایج و روند نزدیک به یکدیگر داشته و تنها تفاوت‌های جزئی در نحوه محاسبه دمای مناطق مختلف بین آن‌ها وجود دارد. لذا از آنجایی که طرح ارائه شده توسط سوپر خطای کم‌تری دارد، طراحی نهایی، بر اساس این مرجع پیش خواهد رفت.

جدول ۵- نتایج اعتبارسنجی مدل طراحی سوپر [۲]

Table 5 - Design model validation results Sawyer [2]

parameter	The main reference [2]	The current design method	Error (%)
Reference area	0.0881	0.0882	0.02
The length of the primary region	0.21	0.21	0.12
Length of the secondary region	0.14	0.14	-
The length of the dilution zone	0.364	0.373	2.5
Swirler diameter	0.084	0.078	7.8
Combustion chamber outlet temperature	1670	1707	2.5
Nox pollutant	94.4	96.22	1.9
Carbon monoxide pollutant	2	1.998	0.1

جدول ۶- نتایج اعتبارسنجی مدل طراحی مارک [۷]

Table 6 - Design model validation results Mark [7]

parameter	The main reference [2]	The current design method	Error (%)
Reference area	0.082	0.082	-
The length of the primary region	0.03	0.03	-
Length of the diffuser	0.0167	0.0017	1.6
The length of the dilution zone	0.069	0.069	-
Swirler diameter	0.0234	0.0223	2
Combustion chamber outlet temperature	1250	1453	14
Length of dome	0.033	0.0345	2.9
Length of recirculation zone	0.047	0.0458	2

نتایج طراحی مفهومی محفظه احتراق

در این بخش نتایج مربوط به طراحی مفهومی محفظه احتراق موتور حاضر مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. با توجه به روش طرح‌های ارائه شده، نتایج سطح و قطر مرجع محفظه احتراق با استفاده از روش‌های فوق، در جدول ۷ ارائه شده است. در هنگام انتخاب از بین روش‌های موجود، باید به این نکته توجه داشت که مقدار مساحت و قطر مرجع روش منتخب باید به اندازه کافی بزرگ باشد تا الزامات آیرودینامیکی و شیمیایی را در برگیرد. مقادیر مساحت و قطر مرجع روش برگ در جدول ۷، به اندازه کافی بزرگ هستند تا الزامات روش شیمیایی و آیرودینامیکی را رعایت کنند. لذا با در نظر گرفتن این نکته، می‌توان مشاهده کرد که مقدار مناسب قطر مرجع، ۰/۱۴۲ متر و مقدار مناسب برای قطر لاینر متناظر آن ۰/۰۹۹ متر خواهد بود.

جدول ۷- مساحت و قطر مرجع محفظه احتراق

Table 7 - Reference area and diameter of the combustion chamber

Parameter	Aerodynamic method	Chemical method	Bragg method	Odgers-carrier
Reference area (m^2)	0.2	0.044	0.21	0.259
Reference diameter (m)	0.136	0.025	0.142	0.096
Liner area (m^2)	0.141	0.031	0.147	0.181
Liner diameter (m)	0.095	0.021	0.099	0.122

جدول ۸- طول نواحی مختلف محفظه احتراق

Table 8 - The length of different areas of the combustion chamber

Parameter	Length (m)
Primary zone	0.0744
Secondary zone	0.05
Dilution zone	0.132

در ابتدای طراحی بخش تقسیم هوا، میزان هوای ورودی به ناحیه اولیه انتخاب می‌شود. مقدار متداول این پارامتر در توربین‌های هوایی بین ۱۵ الی ۲۵ درصد است. در ادامه طراحی این بخش، ابتدا میزان هوای خنک‌کاری از طریق رابطه (۳۴) محاسبه می‌شود.

$$\mu_{cool} = 0.1T_3 - 47\% \quad (34)$$

با فرض نسبت هم‌ارزی ناحیه ثانویه ۰/۸۵ در طراحی مفهومی، مجموع میزان هوای ناحیه اولیه و ثانویه در خروجی ناحیه ثانویه به قرار رابطه (۳۵) خواهد بود. هوای باقیمانده، در حلقه اطراف محفظه جاری شده و به درون ناحیه رقیق‌سازی می‌ریزد (مقدار این هوای باقیمانده برابر با ۵ درصد خواهد بود). تقسیم‌بندی هوا درون محفظه در شکل ۹ نشان داده شده است.

$$\mu_{PZ} + \mu_{SZ} = 48\% \quad (35)$$

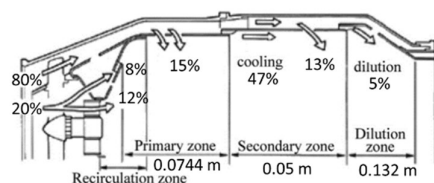


Figure 9- Air distribution inside the combustion chamber along with the dimensions of different areas

شکل ۹- الگوریتم طراحی محفظه احتراق پژوهش حاضر

با توجه به روش طراحی ارائه شده در بخش دیفیوزر، زاویه و طول دیفیوزر به ترتیب برابر با ۳۰ درجه و ۰/۰۲۳ متر خواهد بود. با فرض زاویه چرخش هوا درون چرخاننده ۶۰ درجه و استفاده از تیغه‌های صاف (ثابت تیغه‌ها برابر با ۱/۳)، تعداد تیغه‌ها برابر با ۱۰ و قطر نازل سوخت ۰/۱۵ برابر قطر مرجع، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} A_{sw} &= 0.0122 \text{ m}^2 \\ D_{\text{fuel nozz}} &= 0.0213 \text{ m} \\ D_{\text{hub}} &= 0.023 \text{ m} \\ D_{sw} &= 0.06 \text{ m} \end{aligned} \quad (36)$$

تغییرات دمای شعله بین نواحی مختلف محفظه احتراق با استفاده از دسته روابط ۱۸ تا ۲۱ و شکل ۳، در شکل ۱۰، نشان داده شده است.

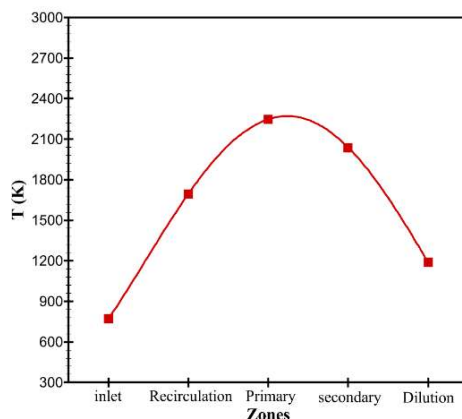


Figure 10- Flame temperature changes along the combustion chamber

شکل ۱۰- تغییرات دمای شعله در طول محفظه احتراق

جهت تعیین تعداد سوراخ‌های نواحی مختلف، از الگوریتم تکراری ارائه شده در دسته روابط ۲۲ الی ۲۷ استفاده شده است. اعداد فوق با ادامه الگوریتم تکراری تا رسیدن به ضریب تخلیه ثابت سوراخ حاصل شده است.

جدول ۹- تعداد و ابعاد سوراخ‌های طراحی

Table 9 - The number and dimensions of design holes

Location	Number of holes	diameter
Secondary zone	90	0.0045
Dilution zone	70	0.006
cooling	7	0.057

جهت تعیین بازده احتراقی با استفاده از روش شیمیایی، ابتدا پارامتر (θ) باید تعیین شود. مقدار این پارامتر با استفاده از رابطه (۲)، به صورت زیر خواهد بود.

$$\theta = 14.26 \times 10^8 \frac{\text{kg}^{0.75}}{\text{m.s}^{-3.5}}$$

با مشاهده شکل ۴، می توان نتیجه گرفت که بازده شیمیایی (احتراقی) با استفاده از این روش، تقریباً برابر با ۹۹ درصد است. در روش اودگرز پارامترهای تعیین کننده بازده به صورت زیر خواهد بود.

جدول ۱۰- پارامترهای معادله اودگرز جهت محاسبه بازده
Table 10 - Odgerz equation parameters to calculate efficiency

Parameter	Amount
Constant (n)	1.9
Ψ_{300}	2.13×10^{-10}
Ψ_{T_3}	6.66×10^{-11}
$\log(\log(\frac{1}{\eta}))$	-2.016

بدین صورت، بازده احتراقی با استفاده از روش اودگرز، برابر با ۹۷/۸ درصد خواهد بود.
جدول ۱۱، میزان آلاینده های روش نیمه تجربی ارائه شده در هندبوک سویر و جدول ۱۲، میزان همین آلاینده ها را با استفاده از روش آلیر نشان می دهد.

جدول ۱۱- میزان آلاینده کربن مونوکسید و ناکس (روش [۲])
Table 11 – The amount of carbon monoxide and Nox pollutants (method [2])

Parameter	amount	unit
Carbon monoxide pollutant	2.557	$g/kg \text{ fuel}$
The stay time of hot gases in the initial zone	1.43	ms
The residence time of hot gases in the secondary zone	0.11	ms
Retention time of hot gases	1.55	ms
No _x pollutant	29.34	$g/kg \text{ fuel}$

جدول ۱۲- میزان آلاینده کربن مونوکسید و ناکس (روش [۱۶])
Table 12 - The amount of carbon monoxide and NOx pollutants (method [16])

Parameter	amount	unit
Carbon monoxide pollutant	1.16	$g/kg \text{ fuel}$
No _x pollutant	22.5	$g/kg \text{ fuel}$

نتایج بهینه سازی چندهدفه

در ابتدای امر بررسی نتایج بهینه سازی چندهدفه، نیاز است تا همگرایی الگوریتم مورد استفاده بررسی شود. جهت بررسی همگرایی حل، تغییرات ۴ هدف مورد پژوهش با تعداد تکرارهای الگوریتم بهینه سازی، مورد بررسی قرار گرفته است. مقادیر استفاده شده جهت بررسی همگرایی، میانگین داده های جبهه پارتو در هر تکرار است. شکل ۱۱ و ۱۲، به ترتیب همگرایی حل را برای اهداف بازده - طول محفظه - آلاینده ها نشان می دهد.

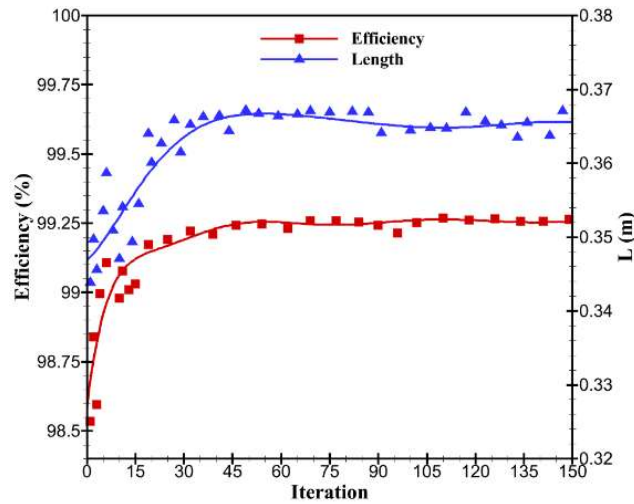


Figure 11- Convergence of the optimization algorithm solution for efficiency variables and combustion chamber length
 شکل ۱۱- همگرایی حل الگوریتم بهینه‌سازی برای متغیرهای بازده و طول محفظه احتراق

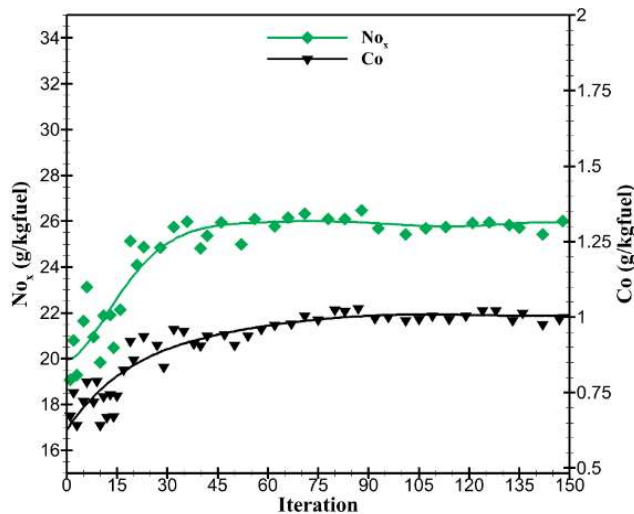


Figure 12- Convergence of optimization algorithm for NO_x and carbon monoxide pollutant variables
 شکل ۱۲- همگرایی الگوریتم بهینه‌سازی برای متغیرهای آلاینده ناکس و مونوکسید کربن

با مشاهده شکل ۱۱ و ۱۲ می‌توان مشاهده کرد که بعد از گذشت تقریباً ۶۰ تکرار حلقه الگوریتم بهینه‌سازی، میانگین داده‌ها تغییر زیادی نخواهد کرد و الگوریتم همگرا خواهد شد.

از آنجایی که نمایش هر ۴ هدف بهینه‌سازی به صورت هم‌زمان تحلیل داده‌های بهینه‌سازی را سخت و شناخت تناقض موجود بین اهداف را پیچیده می‌کند، لذا نتایج بهینه‌سازی صورت‌گرفته، برای ۳ هدف و در مجموع برای ۴ خروجی نشان داده خواهد شد. خروجی‌های فوق، جمعیت داده‌های الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه بعد از اتمام الگوریتم روی جبهه پارتو اول را نشان می‌دهند.

شکل ۱۳، جمعیت یافته شده روی جبهه اول پارتو را برای ۳ هدف بازده، طول و آلاینده ناکس نشان می‌دهد. با مشاهده شکل فوق، به‌خوبی می‌توان تأثیر این ۳ پارامتر و تعارضات بین آن‌ها را هم‌زمان مشاهده کرد. پیش از انجام بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم فوق و مشاهده روابط طراحی مفهومی، می‌توان مشاهده کرد که افزایش دمای هوای ورودی به محفظه

احتراق، منجر به افزایش بازده احتراقی می شود. دلیل این امر نیز پیش گرم شدن هوا و نزدیک شدن به دمای آدیاباتیک شعله است. حال با مشاهده شکل ۱۳، می توان مشاهده کرد که در صورتی که محدوده دمای قابل دست یابی در ورودی محفظه احتراق بین ۷۰۰ الی ۸۵۰ کلوین، نسبت هم آری نایحیه اولیه بین ۱ الی ۱/۴ و قیود محدود کننده هندسی مانند بخش قیود مسئله بهینه سازی باشند، بیشینه بازده، کمینه طول و کمینه آلاینده ناکس قابل دست یابی، به ترتیب برابر ۹۹/۳ درصد، ۰/۳۲ متر و ۱۰ گرم بر کیلوگرم سوخت خواهد بود. به عبارتی دیگر، دست یابی به مقادیر بهینه تر، با محدوده قیود فوق، امکان پذیر نخواهد بود.

افزایش بازده احتراقی محفظه فوق، منجر به افزایش طول و آلاینده ناکس تا ۰/۳۸ متر و ۳۰ گرم بر کیلوگرم سوخت خواهد شد. به عبارتی دیگر، افزایش بازده تا ۹۹/۳، منجر به افزایش طول محفظه احتراق تا ۱۹ درصد و افزایش ۳ برابری آلاینده ناکس می شود. دلیل این امر نیز بالا رفتن دمای ورودی و نیاز به فضای بیشتر برای احتراق و افزایش نرخ تولید آلاینده ناکس است. تمامی داده های نشان داده شده در شکل فوق، بهینه ترین شرایط را نشان می دهند. از آن جایی که شکل ۱۳، جبهه پارتوی اهداف فوق را نشان می دهد، تمامی جمعیت نشان داده شده روی جبهه، بهینه ترین شرایط را در محدوده کاری خود دارند. لذا در صورت انتخاب تنها یک پارامتر از ۳ پارامتر نشان داده شده، می توان محدوده مناسبی با دقت بالا از دو پارامتر دیگر یافت.

شکل ۱۴ نیز جبهه پارتوی اول را برای اهداف، بازده، طول و آلاینده مونوکسید کربن نشان می دهد. کمینه طول و بیشینه بازده قابل دست یابی، مانند شکل ۱۳ بوده و کمینه و بیشینه آلاینده مونوکسید کربن ۰/۲ و ۱/۳ گرم بر کیلوگرم سوخت خواهد بود. در صورت مقایسه دو شکل ۱۳ و ۱۴، می توان به این مهم دست یافت که محدوده بیشینه آلاینده مهم ناکس در ناحیه طول های ۰/۳۶۵ تا ۰/۳۸۵ متر رخ می دهد. بیشینه آلاینده مونوکسید کربن نیز در محدوده ۰/۳۵۵ تا ۰/۳۷۵ رخ می دهد. از آن جایی که بازده احتراقی در این نواحی تغییرات اندکی دارد، می توان نتیجه گرفت با شرایط ورودی موتور فوق و محدوده های قیدهای عملکردی و هندسی، طراحی و انتخاب طول این محفظه احتراق در مقادیر بین ۰/۳۵۵ تا ۰/۳۸۵ متری، اشتباه بوده و از منظر آلاینده گی توصیه نمی شود. دلیل کاهش آلاینده مونوکسید کربن در نواحی بعد از ۰/۳۷۵ متر با بررسی بیشتر ارتباط بین اهداف و قیود، در ادامه بررسی خواهد شد.

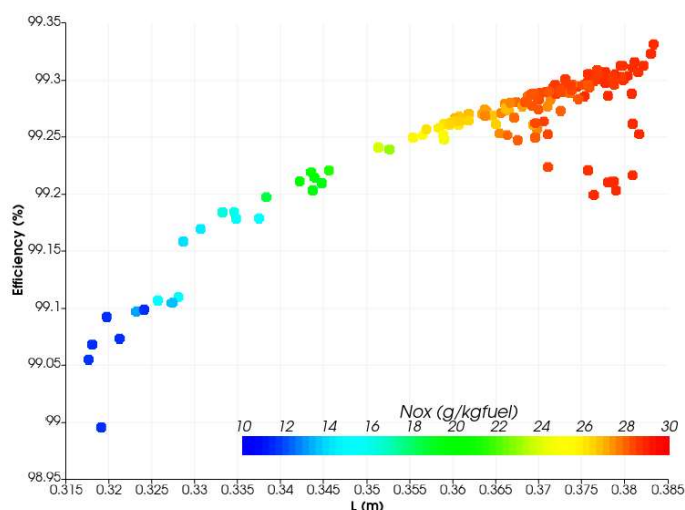


Figure 13- Pareto front of optimized objectives: efficiency (percentage) - length (meter) and Nox pollutant (g/kg of fuel)

شکل ۱۳- جبهه پارتو اهداف بهینه شده: بازده (درصد) - طول (متر) و آلاینده ناکس (گرم بر کیلوگرم سوخت)

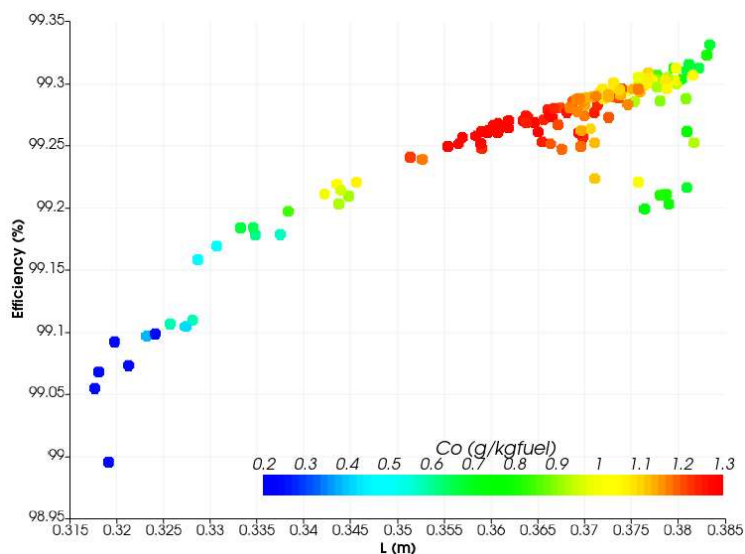


Figure 14- Pareto front of optimized objectives: efficiency (percentage) - length (meter) and Co pollutant (g/kg of fuel)
 شکل ۱۴- جبهه پارتو اهداف بهینه‌شده: بازده (درصد) - طول (متر) و آلاینده مونوکسید کربن (گرم بر کیلوگرم سوخت)

شکل‌های ۱۵ و ۱۶، جمعیت جبهه پارتوی اول را برای آلاینده‌های مونوکسید کربن و ناکس، یکبار برای طول و یکبار برای بازده نشان می‌دهند. جبهه پارتوی استخراج‌شده، دارای یک بیشینه برای آلاینده مونوکسید کربن بوده که مقدار آن تقریباً برابر ۱/۳ گرم بر کیلوگرم سوخت خواهد بود. در نقطه متناظر، آلاینده ناکس، مقداری تقریباً برابر با ۲۶ گرم بر کیلوگرم سوخت دارد. با مشاهده شکل ۱۶، می‌توان دید که بعد از عبور جمعیت از مقدار بازده ۹۹/۲ در صدی، میزان آلاینده مونوکسید کربن کاهش یافته و در نهایت آلاینده ناکس نیز تقریباً ثابت خواهد شد که دلیل این امر در ادامه مورد بحث قرار خواهد گرفت.

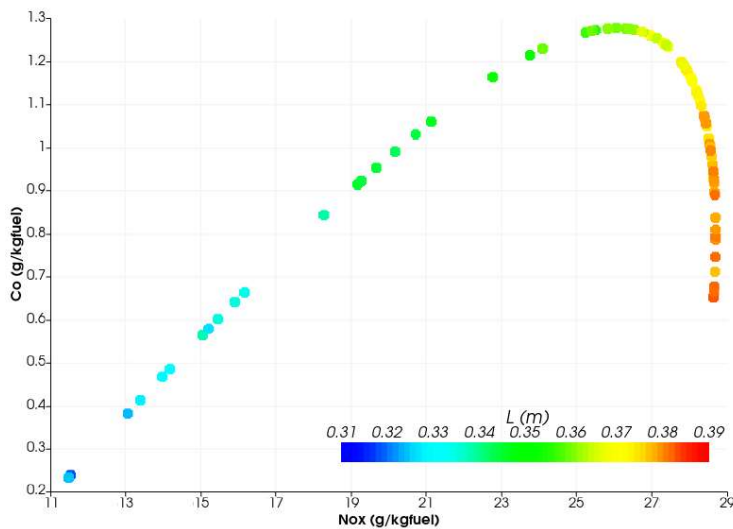


Figure 15- Pareto front of optimized objectives: No_x (g/kg of fuel) - Co (g/kg of fuel) and length (meter)
 شکل ۱۵- جبهه پارتو اهداف بهینه‌شده: آلاینده مونوکسید کربن (گرم بر کیلوگرم سوخت) - آلاینده ناکس (گرم بر کیلوگرم سوخت) و طول (متر)

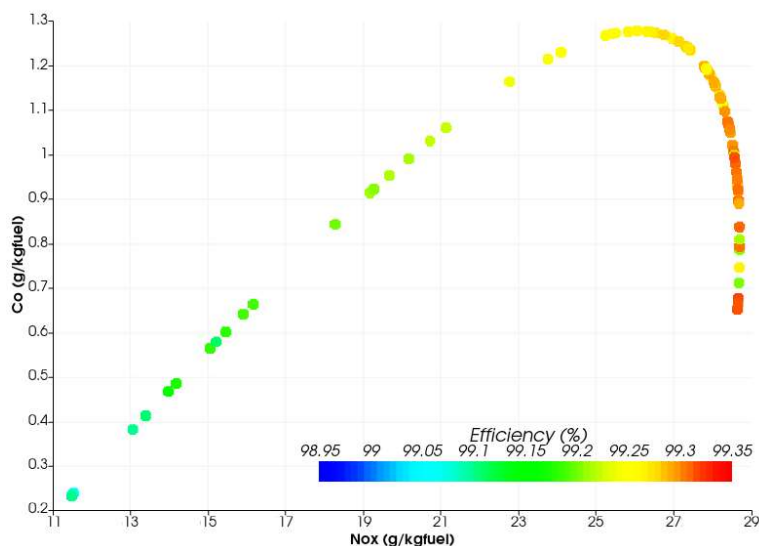


Figure 16- Pareto front of optimized objectives: No_x (g/kg of fuel) - Co (g/kg of fuel) and efficiency (percentage)

شکل ۱۶- جبهه پارتو اهداف بهینه شده: آلایندة مونوکسید کربن (گرم بر کیلوگرم سوخت) - آلایندة ناکس (گرم بر کیلوگرم سوخت) و بازده (درصد)

از آن جایی که مسیر تولید آلایندة مهم ناکس از طریق حرارت بالا است؛ با افزایش دمای هوای ورودی و دمای شعله، مقدار این آلایندة افزایش پیدا خواهد کرد. رفتار آلایندة مونوکسید کربن به دلیل مسیره های واکنشی مختلف، متفاوت خواهد بود. این آلایندة، علاوه بر دمای بالای شعله، به احتراق ناقص و خاموشی شعله نیز بستگی دارد. با توجه به این نکته که خاموشی محلی و یا احتراق ناقص، عموماً به دلیل برخورد شعله با دیواره ها رخ می دهد، لازم است تا روابط تجربی و نیمه تجربی گسترش داده شده برای این آلایندة، توانایی تشخیص این رفتار را داشته باشند.

جبهه پارتوی تولید شده توسط الگوریتم حاضر در شکل ۱۵ و ۱۶، نشان دهنده تعادل میان آنتالپی شار آلایندة های گازی، طول و بازده احتراقی محفظه است. همان طور که مشخص است، الگوریتم حاضر توانایی پیش بینی بیشینه و کمینه مقادیر آلایندة مونوکسید کربن را دارد. طبیعتاً در مقادیر پایین آلایندة ناکس و مونوکسید کربن، دمای ورودی به محفظه احتراق در نزدیکی حد پایین خود قرار دارد، لذا طول و بازده محفظه نیز در حد پایین خود قرار خواهند گرفت. افزایش میزان این آلایندة ها نشان دهنده افزایش دمای هوای ورودی و دیگر قیود اعمال شده به الگوریتم است، لذا در این نواحی مکانیزم اصلی تولید این آلایندة، مکانیزم حرارتی زلدویچ^۲ خواهد بود. این افزایش تا ناکس ۲۶ و مونوکسید کربن ۱/۳ گرم بر کیلوگرم سوخت ادامه خواهد داشت. با کاوش جمعیت جبهه پارتوی تولید شده درون این ناحیه، آلایندة مونوکسید کربن به دلیل تغییر فاز مکانیزم تولید خود که در رابطه ۳۳ رخ می دهد، تغییر مسیر داده و کاهش خواهد یافت. در این ناحیه تغییر فاز، بازده احتراقی همچنان بالا خواهد بود که این امر نشان دهنده مطلوب بودن شرایط عملکردی از منظر این دو هدف است. بعد از عبور جمعیت بهینه از ناحیه بیشینه مونوکسید کربن، میزان آلایندة ناکس نیز تقریباً ثابت خواهد شد و افزایش نخواهد داشت. در واقع این دو نمودار بیانگر این نکته هستند که در صورتی که هدف بهینه سازی، کمینه سازی آلایندة مونوکسید کربن و بیشینه سازی بازده حرارتی بود، بهترین محدوده روی جبهه پارتوی حاضر، بعد از عبور از پیک مونوکسید کربن بود. از آن جایی که جبهه پارتو تمامی جمعیت بهینه را نشان می دهد، کارکرد در بخش سمت کمینه جبهه، توجیه عملکردی بیشتری دارد. این موضوع، اهمیت در نظر گرفتن کوپل و هم زمان هدف های طراحی بیش از دو عدد را نشان می دهد.

² Zeldovich mechanism

از آنجایی که با تولید ۳۰۰ داده برای جمعیت اولیه بهینه‌سازی، ۱۴۰ عدد از این جمعیت روی جبهه پارتو اولیه نشانده شده و هیچ‌کدام از این جمعیت به‌طور قطع نسبت به یکدیگر برتری ندارند، به‌عنوان نماینده، ۱۰ کروموزوم به‌همراه توابع هدف متناظر در جدول ۱۳ فهرست شده است.

ترتیب کروموزوم‌ها و توابع هدف ارائه‌شده در جدول فوق، به شرح زیر است:

[نسبت هم‌ارزی ناحیه اولیه، طول ناحیه اولیه، قطر چرخاننده، دمای ورودی]

[آلایندگی مونوکسید کربن، آلایندگی ناکس، طول، بازده]

جدول ۱۳- نماینده‌های جبهه پارتو اول

Table 13 - Representatives of the first Pareto front

Number	Chromosome	Cost function
1	[798,0.03,0.0690,1]	[99.26,0.358,26,1.28]
2	[843,0.03,0.071,1]	[99.3,0.38,28.7,0.805]
3	[719,0.03,0.07,1]	[99.2,0.33,14.6,0.525]
4	[709,0.028,0.0698,1]	[99.08,0.327,13,0.37]
5	[728,0.031,0.075,1]	[99.9,0.34,16,0.65]
6	[850,0.03,0.0690,1]	[99.3,0.38,28.6,0.65]
7	[849,0.03,0.0696,1]	[99.3,0.38,28.6,0.67]
8	[835,0.03,0.07,1]	[99.3,0.375,28.5,0.98]
9	[839,0.0296,0.07,1]	[99.29,0.377,28.6,0.898]
10	[824.7,0.03,0.075,1]	[99.3,0.37,28.1,1.13]

با مشاهده بخش طراحی مفهومی محفظه موتور فوق می‌توان مشاهده کرد که بازده حرارتی محفظه برابر با ۹۷/۸ در صد محاسبه شد. این در حالی است که با مشاهده جدول ۱۳ و شکل ۱۳ می‌توان دید که در صورت استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی چندهدفه و تعیین صحیح محدوده عملکردی، می‌توان بازده را تا ۹۹ درصد رساند (۱/۵ درصد افزایش بازده حرارتی). این موضوع در زمینه آلایندگی‌ها و طول محفظه نیز صادق است، بدین‌صورت که با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی چندهدفه، می‌توان آلایندگی مونوکسید کربن، ناکس و طول محفظه کلی محفظه احتراق را که منجر به کاهش وزن و هزینه‌های عملکردی می‌شود را به ترتیب تا ۷۴ و ۵۵ و ۷/۸ درصد بهبود بخشید.

با توجه به این نکته که نسبت هم‌ارزی ناحیه اولیه به‌عنوان قید در محدوده ۱ الی ۱/۴ قرار داده شد؛ با مشاهده جدول بالا می‌توان دید که جبهه پارتو اول به‌دست آمده، تماماً دارای نسبت هم‌ارزی ناحیه اولیه برابر با ۱ هستند. نسبت هم‌ارزی‌های بالای این مقدار، منجر به دورتر شدن از شرایط بهینه خواهد شد. شکل ۱۷، تغییرات تمام توابع هدف مسئله حاضر را در فضای سه بعد نشان می‌دهد.

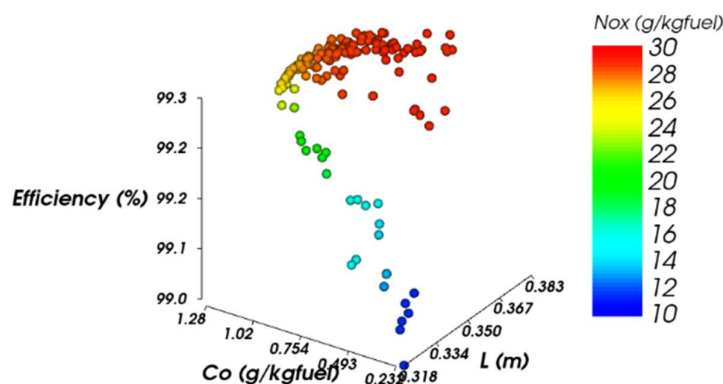


Figure 17- Pareto optimal front for all object of the present problem

شکل ۱۷- جبهه پارتو بهینه برای تمامی اهداف مسئله حاضر

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، طراحی مفهومی محفظه احتراق یک موتور توربین گاز هوایی مورد بررسی و مطالعه قرار گرفت. جهت بررسی، موتور CFM56 نسخه ۳ ساخت شرکت جنرال الکتریک مورد مطالعه قرار گرفته است. اهداف حاصل از این تحقیق، به صورت تیتروار عبارت‌اند از:

- محاسبه و انتخاب مساحت و قطر مرجع با استفاده از ۴ روش، آیرودینامیکی، شیمیایی، برگ و اودگرز و محاسبه آلایندگی و بازده با استفاده از مراجع مختلف
 - ارائه نقشه راه طراحی محفظه احتراق
 - بهینه‌سازی چندهدفه محفظه احتراق
 - ارائه جبهه پارتو قابل استفاده برای ۴ هدف بازده، طول محفظه احتراق و آلاینده‌ها
- نتایج طراحی برای محفظه احتراق موتور حاضر به صورت خلاصه عبارتند از:
- مساحت و قطر مرجع مناسب برای محفظه احتراق حاضر، ۰/۲۱ مترمربع و ۰/۱۴۲ متر خواهد بود.
 - بیشینه دمای شعله در محفظه احتراق در حدود ۲۲۰۰ کلوین است.
 - تعداد سوراخ‌های مناسب برای ناحیه ثانویه ۹۰، برای ناحیه رقیق‌سازی ۷۰ و برای خنک‌کاری محفظه، ۷ سوراخ مورد نیاز است.
 - بازده احتراقی محفظه روش شیمیایی، ۹۹ درصد و روش اودگرز ۹۷/۸ درصد خواهد بود.
 - میزان آلاینده ناکس روش سویر و آلیر، به ترتیب ۲۹/۳۴ و ۲۲/۵ گرم بر کیلوگرم سوخت خواهد بود.
 - میزان آلاینده مونوکسید کربن روش سویر و آلیر، به ترتیب برابر ۲/۵۶ و ۱/۱۶ گرم بر کیلوگرم سوخت خواهد بود.

نتایج بخش بهینه‌سازی محفظه احتراق موتور حاضر به صورت تیتروار عبارتند از:

- نسبت هم‌ارزی بهینه ناحیه اولیه جهت برآورده‌سازی تمامی اهداف حاضر ۱ خواهد بود و مقادیر بیشتر از آن روی جبهه اول پارتو قرار ندارند.
 - به‌طور کلی افزایش بازده احتراقی، منجر به افزایش طول محفظه احتراق خواهد شد که این امر مطلوب نخواهد بود.
 - افزایش بازده احتراقی منجر به افزایش آلاینده‌های تولیدی شده که این امر نیز مطلوب نخواهد بود.
 - کاهش آلاینده‌های احتراقی، منجر به کم‌تر شدن طول محفظه احتراق خواهد شد که این در راستای اهداف مسئله خواهد بود.
 - در بازه آلاینده ناکس بین ۱۱ الی ۱۹، مقدار آلاینده مونوکسید کربن دو برابر خواهد شد که می‌تواند به‌علت احتراق ناقص و یا کمبود اکسیدکننده رخ دهد. بیشینه مقدار آلاینده مونوکسید کربن در ناکس ۲۷ گرم بر کیلوگرم سوخت رخ داده که به‌علت دمای بالای احتراق و تجزیه دی‌اکسید کربن به مونوکسید کربن است. به‌طور هم‌زمان، طول محفظه احتراق ۰/۳۱ به ۰/۳۹ افزایش می‌یابد که نشان‌دهنده نیاز به زمان ماند بیشتر برای کاهش انتشار مونوکسید کربن در سطوح بالاتر ناکس است.
 - از منظر عملکردی، طراحی طول محفظه احتراق با شرایط ورودی موتور حاضر در محدوده ۰/۳۵۵ تا ۰/۳۸۵ به دلیل تولید آلاینده‌های بالا توصیه نمی‌شود.
- با استفاده از نتایج حاصله می‌توان نتیجه‌گیری کرد که استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی چندهدفه و ترکیب آن‌ها با طراحی مفهومی محفظه احتراق توربین گاز هوایی، می‌تواند باعث بهبود عملکرد از منظر بازدهی حرارتی، آلایندگی مونوکسید کربن، ناکس و همچنین طول محفظه احتراق به ترتیب تا ۱/۵، ۷۴، ۵۵ و ۷/۸ درصد شود. این نقشه راه می‌تواند طرح ارائه شده

توسط طراح را به‌طور قابل توجهی تا قبل از ورود به حوزه شبیه‌سازی و آزمایشات بهبود بخشد. همچنین جبهه پارتوی استخراج‌شده، می‌تواند محدوده مناسب عملکردی را برای هرکدام از اهداف مورد نظر طراح در وقت و زمان بسیار کم‌تر از طراحی نشان دهد. این امکان، می‌تواند طراح را به نزدیک‌تر شدن به جبهه پارتو با کم‌ترین تعداد تکرار طراحی مفهومی یاری دهد. همگرایی الگوریتم ارائه‌شده در زمان و تعداد تکرار مناسبی رخ داده و تحقیق حاضر برای اولین بار، طراحی مفهومی محفظه احتراق یک موتور توربین گاز هوایی را با بهینه‌سازی ۴ هدف هم‌زمان ترکیب کرده تا نقطه شروع و نقشه طرح مناسبی را به طراحان این سیستم پیچیده ارائه دهد.

منابع

- [1] D. Daniel " Off-Design Performance Prediction of the CFM56-3 Aircraft Engine," Ph.D. dissertation, Dept. Aerospace. Eng., Tecnico Lisboa Univ., Lisbon, 2015.
- [2] I. Sawyer, W. John , Sawyer's Gas Turbine Engineering Handbook . Norwalk, Connecticut: USA, 1985.
- [3] A. H. Lefebvre, D. R. Ballal, Gas Turbine Combustion, 3rd ed., CRC Press: Boca Raton, 2010.
- [4] J. D. Mattingly, Aircraft Engine Design, 3rd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [5] A. C. Conrado, P. T. Lacava, A. Carlos, P. Filho, M. De, and S. Sanches, Eds., BASIC DESIGN PRINCIPLES FOR GAS TURBINE COMBUSTOR, Thermal Sciences and Engineering, Dec. 03, 2004, Rio de Janeiro, Brazil.
- [6] R. Rezvani " A CONCEPTUAL METHODOLOGY FOR THE PREDICTION OF ENGINE EMISSIONS," Ph.D. dissertation, Dept. Aerospace. Eng., Georgia Univ., USA, 2010.
- [7] 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, pp. 97-107, June 2016.
- [8] Z. Saboohi " Conceptual Design of Conventional Gas Turbine Combustor Using Multi-Objective Optimization Approach," Ph.D. dissertation, Dept. Aerospace. Eng., Tarbiat Modares Univ., Tehran, 2017. (in Persian)
- [9] A. M. Briones, T. J. Erdmann, and B. A. Rankin, " On-Design Component-Level Multiple-Objective Optimization of a Small-Scale Cavity-Stabilized Combustor," Engineering for Gas Turbines and Power., vol. 144, no 3, Mar 2022.
- [10] P. Moreno and S. Lopez, " Design and Numerical Analysis of an Annular Combustion Chamber," Fluids., vol. 9, no.7 , p.161, Jul 2024.
- [11] B. Kankashvar, S. Tabejamaat, M. EidiAttarZade, S. M. Sadatakhavi, and M. Nozari, " Experimental study of the effect of the spray cone angle on the temperature distribution in a can micro-combustor," Aerosp Sci Technol., vol. 115, p.106799, Aug 2021.
- [12] C. Shao, Y. Liu, Z. Zhang, F. Lei, and J. Fu, " Fast Prediction Method of Combustion Chamber Parameters Based on Artificial Neural Network," Electronics., vol. 12, no.23, p.4773, Nov 2023.
- [13] L. Badum and B. Cukurel, " Multidisciplinary Design Methodology for Micro-Gas-Turbines—Part II: System Analysis and Optimization," Engineering for Gas Turbines and Power., vol. 126, no.10, Oct 2024.
- [14] S. bragg, " Application of reaction rate theory to combustion chamber analysis," DTIC document, 1953.
- [15] J. odgers and C. carrier, " Modelling of Gas Turbine Combustors; Considerations of Combustion Efficiency and Stability," Engineering for Gas Turbines and Power, 1973.
- [16] D. L. Allaire, I. A. Waitz, and K. E. Willcox, " A comparison of two methods for predicting emissions from aircraft gas turbine combustors," ASME Turbo Expo, March 2009.
- [17] J. H. Holland, Adaptation in Natural and Artificial Systems. The MIT Press, 1992.
- [18] N. Srinivas and K. Deb, " Multiobjective Optimization Using Nondominated Sorting in Genetic Algorithms," Evol Comput, MIT Press 1994.
- [19] K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, and T. Meyarivan, " A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II," IEEE Transactions on Evolutionary Computation., vol. 6, no. 2, pp. 182–197, Apr 2002.
- [20] H. Yolanda, " Applying Optical Diagnostics to Study Aircraft Gas Turbine Combustor Performance," NASA, 2019.
- [21] C.W. kauffman, " Effect of Ambient Conditions on the Emissions From a Gas Turbine Combustor," NASA, 1980.
- [22] J. D. Mattingly and D. T. Pratt, Aircraft Engine Design, 2nd ed, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [23] S. Vladimir, " TURBOFAN ENGINE MODEL FOR ESTIMATION OF THE FUEL CONSUMPTION FOR COMPENSATION OF AUXILIARY ENERGY SUPPLY," Nov 2011

English Abstract

Conceptual design and multi-objective optimization of CFM56-3 engine combustor

Mostafa Mahmoodi^{1*}, Mehdi Jahromi², Jamasb Pirkandi³

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, mostafamahmoodi@mut.ac.ir

2- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, jahromi@iust.ac.ir

3- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, jpirkandii@mut.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2025/12/29, Received in revised form: 2025/02/22, Accepted: 2025/03/17)

This study examines the conceptual design and optimization of an aerial gas turbine combustion chamber. The combustion chamber under investigation is based on the CFM56-3 engine, with initial data sourced from Gasturb software and similar studies. The method for calculating the reference area and diameter is explored, and a systematic approach for selecting the optimal diameter is presented. Key aspects of combustion chamber design, including air distribution, diffuser, flame stabilizer, flame temperature, the number and size of holes in various sections, combustion efficiency, and pollutant emissions, are analyzed using chemical and semi-empirical methods. Next, the designs were coupled using the multi-objective optimization algorithm NSGA-II and MATLAB software. Optimizations in this study were performed for four simultaneous and conflicting goals: increasing combustion efficiency, reducing the length of the combustion chamber, and reducing carbon monoxide and NOx emissions. The results of this study showed that if multi-objective algorithms are used and performance constraints are appropriately applied to the combustion chamber of gas turbines, thermal performance, combustion chamber length, and average emissions can be improved by 1.5%, 7.8%, and 64% , respectively, compared to the original design.

Keywords: Conceptual design, combustion chamber, air gas turbine, pollution prediction, multidisciplinary design optimization