



Original Research

Conceptual design of a conventional aero gas turbine combustor for soot and gaseous emissions reduction

Sajad Davari¹, Fathollah Ommi^{1*}, Zoheir Saboohi², Seyed Ehsan Hosseini^{3,4}

¹ Mechanical Engineering Department Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

² Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology of Iran, Tehran, Iran

³ Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

⁴ Pioneer Intelligence Design Origin Incorporation, Shiraz, Iran

ARTICLE INFO

Keywords:

Conceptual Design
Combustor
Soot
Gaseous Emissions
Aero Gas Turbine

ABSTRACT

In this research, a novel approach for the conceptual design of an aero gas turbine combustor aimed at reducing soot and gaseous emissions is presented. This method is based on the use of Chemical Reactor Network (CRN) models and detailed combustion process modeling to analyze how soot forms and oxidizes under various engine operating conditions. Initially, the primary dimensions of the combustor were determined, and flow and chemical reaction analyses were performed. Subsequently, the levels of pollutants were evaluated in different operational scenarios. The results show that the proposed model has a significant capability in reducing soot and gaseous pollutants such as NO_x and CO, while also maintaining the thermodynamic performance of combustion. Specifically, the comparison of the ICAO reference non-volatile Particulate Matter (nvPM) mass emission index and the predicted value in the take-off cycle were 70.8 mg/kg and 73.7 mg/kg, respectively (a 4.1% difference). Also, the particle number emission index was 4.02×10^{14} #/kg and 4.16×10^{14} #/kg, respectively (a 3.4% difference). Across all operational cycles, the difference between the predicted values and the ICAO reference values is within the range of 3.4% to 4.4%. This approach can be utilized as an effective tool in the future design of combustors to optimize efficiency and reduce the environmental impacts of aerial propulsion systems.



© 2025 Iranian Society of Engine, Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Noncommercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0 license). (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).

* Corresponding author

E-mail address: fommi@modares.ac.ir (F. Ommi)

Received 26 April 2025; Accepted 22 May 2025

E-ISSN: 2345-4121/ISSN: 1735-5214

Cite this article: Davari S, Ommi F, Saboohi Z, Hosseini SE. Conceptual design of a conventional aero gas turbine combustor for soot and gaseous emissions reduction. The Journal of Engine Research. 2025 May 22;72(1):1-14. doi: [10.22034/ER.2025.2058164.1090](https://doi.org/10.22034/ER.2025.2058164.1090)

طراحی مفهومی محفظه احتراق توربین گاز هوایی متعارف به منظور کاهش دوده و آلاینده‌های گازی

سجاد داوری^۱، فتح اله امی^{۱*}، زهیر صبحی^۲، سید احسان حسینی^۳ و^۴

^۱ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

^۲ پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

^۳ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

^۴ شرکت منشاء طراحی هوشمند پیشرو، شیراز، ایران

چکیده

در این پژوهش، یک روش نوین برای طراحی مفهومی محفظه احتراق توربین گازی هوایی با هدف کاهش دوده و آلاینده‌های گازی ارائه شده است. این روش مبتنی بر استفاده از الگوهای شبکه واکنشگرهای شیمیایی (CRN) و شبیه‌سازی دقیق فرآیند احتراق جهت تحلیل چگونگی تشکیل و اکسیدشدن دوده در شرایط مختلف عملکردی موتور است. ابتدا با تعیین ابعاد اولیه محفظه احتراق، تحلیل جریان و واکنش‌های شیمیایی انجام شده و سپس مقدار آلاینده‌ها در سناریوهای مختلف عملیاتی مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که الگوی پیشنهادی توانایی قابل توجهی در کاهش دوده و آلاینده‌های گازی نظیر NOx و CO داشته و در عین حال عملکرد ترمودینامیکی احتراق را نیز حفظ می‌کند. به طور خاص، مقایسه شاخص جرم ذرات غیرفرار (nvPM) مرجع ایکائو و مقدار پیش‌بینی شده در چرخه برخاست بترتیب ۷۰،۸ میلی‌گرم بر کیلوگرم و ۷۳،۷ میلی‌گرم بر کیلوگرم بوده است (اختلاف ۴،۱ درصد). همچنین، شاخص تعداد ذرات نیز بترتیب ۰،۲×۱۰^{۱۴} و ۱،۶×۱۰^{۱۴} عدد بر کیلوگرم گزارش شده است (اختلاف ۳،۴ درصد). در تمامی چرخه‌های عملیاتی، اختلاف بین مقادیر پیش‌بینی شده و مرجع ایکائو در محدوده ۳،۴ درصد تا ۴،۴ درصد قرار دارد. این رویکرد می‌تواند به‌عنوان ابزاری مؤثر در طراحی‌های آینده محفظه‌های احتراق به‌منظور بهینه‌سازی بازده و کاهش اثرات زیست‌محیطی سامانه‌های پیش‌رانه هوایی مورد بهره‌برداری قرار گیرد.

اطلاعات مقاله

کلیدواژه‌ها:

طراحی مفهومی
محفظه احتراق
دوده
آلاینده‌های گازی
توربین گازی هوایی



© 2025 Iranian Society of Engine, Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Non-Commercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0 license). (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).

* نویسنده مسئول

پست الکترونیکی: fommi@modares.ac.ir (فتح‌اله امی)

دریافت ۸ اردیبهشت ۱۴۰۴؛ پذیرش ۱ خرداد ۱۴۰۴

شاپای الکترونیکی: ۴۱۲۱-۲۳۴۵ / شاپای چاپی: ۵۲۱۴-۱۷۳۵

Cite this article: Davari S, Ommi F, Saboohi Z, Hosseini SE. Conceptual design of a conventional aero gas turbine combustor for soot and gaseous emissions reduction. The Journal of Engine Research. 2025 May 22;72(1):1-14. doi: 10.22034/ER.2025.2058164.1090

۱- مقدمه

طراحی محفظه احتراق توربین گازی با هدف افزایش بازده، کاهش افت فشار و انتشارات، توزیع یکنواخت دما و تضمین پایداری احتراق، فرآیندی پیچیده و چندرشته‌ای است که نیازمند تحلیل‌های عددی و تجربی زمان‌بر است. با تشدید مقررات زیست‌محیطی، تولیدکنندگان به ابزارهای بهینه‌سازی روی آورده‌اند تا ضمن کاهش هزینه‌ها، عملکرد را ارتقا دهند [۱-۳]. یکی از مهم‌ترین جنبه‌های زیست‌محیطی طراحی، کنترل ذرات دوده به‌عنوان بخش اصلی مواد ذرات غیرفرار (nvPM) است که در مراحل آغاز، رشد سطح، اکسیدشدن و تجمع شکل می‌گیرند و تحت تأثیر گونه‌هایی مانند استیلن و هیدروکربن‌های آروماتیک چند حلقه‌ای قرار دارند [۴].

در گذشته، انتشار دوده عمدتاً به دلیل اثرات مشهود آن بر کیفیت هوا مورد توجه بود و با مقیاس عدد دود (SN) اندازه‌گیری می‌شد. اما با شناسایی اثرات جدی دوده، به‌ویژه nvPM، بر سلامت انسان و عملکرد موتور، مقررات سخت‌گیرانه‌تری وضع شد. این ذرات، علاوه بر آسیب به محیط‌زیست، با انتقال حرارت تشعشی می‌توانند دمای قطعات موتور را افزایش و دوام آن‌ها را کاهش دهند. از این‌رو، کاهش دوده مستلزم توازن میان احتراق کارآمد و کاهش nvPM است. پژوهش‌های اولیه با تمرکز بر شعله‌های ساده، شرایط واقعی موتورهای توربین گازی و سوخت‌های هوانوردی را به‌طور کامل بازتاب نمی‌دادند.

پیشرفت‌های اخیر در زمینه قدرت محاسباتی و شبیه‌سازی احتراق، امکان شبیه‌سازی دقیق‌تر فرآیندهای پیچیده مانند تشکیل دوده در توربین‌های گازی را فراهم کرده است. این بهبودها به محققان اجازه می‌دهد تا شرایط پیچیده شعله و رفتار سوخت‌های هوانوردی، نظیر Jet-A، را در مطالعات و شبیه‌سازی‌های خود لحاظ کنند [۵-۱۳]. با این حال، پیش‌بینی انتشار دوده به دلیل پیچیدگی واکنش‌های پیرولیز و تغییرات زیاد نرخ تشکیل دوده در شرایط مختلف عملیاتی، همچنان چالش‌برانگیز است. الگوهای ساده‌شده مانند سیستم‌های دو معادله، اگرچه هزینه‌های محاسباتی را کاهش می‌دهند، اما ممکن است دقت را محدود کنند. یکی از رویکردهای مؤثر برای مقابله با این پیچیدگی‌ها، استفاده از شبکه‌های واکنشگر شیمیایی (CRN) است که فرآیندهای جریان و احتراق در توربین‌های گازی را شبیه‌سازی کرده و در عین کاهش تقاضای محاسباتی، روندهای اصلی در تشکیل دوده را ثبت می‌کنند و راه‌حلی عملی برای پیش‌بینی انتشارات در طراحی موتورهای هوایی ارائه می‌دهند [۱۴، ۱۵].

در تحقیقات اخیر، اثرات سوخت‌های هوایی پایدار (SAF) و ویژگی‌های انتشار آلاینده‌های هوایی به‌طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفته است. شریپ و همکاران [۱۶] تأثیر سوخت‌های ترکیبی حاوی جزء HEFA-SPK را بر کاهش انتشار ذرات غیرفرار (nvPM) از موتورهای V2527-A5 بررسی کردند؛ آنها نشان دادند که این سوخت‌ها، به‌ویژه در تنظیمات توان پایین، می‌توانند تا ۷۰٪ انتشار nvPM را کاهش دهند، که این کاهش به محتوای هیدروژن سوخت مرتبط است. جیانلی و استیونس [۱۷] با استفاده از یک موتور J85-GE-5 به ارزیابی روش‌های اندازه‌گیری انتشار ذرات از منابع مختلف پرداختند و دریافته‌اند که نوع حسگرها می‌تواند بر نسبت اندازه‌گیری کربن سیاه به کربن مرجع تأثیرگذار باشد. دلاوال و جانسدوتیر [۱۸] اثر nvPM بر اپیتلیوم برونش انسان را بررسی کردند و مشاهده کردند که تماس با این ذرات موجب افزایش نگرانی‌های بالقوه برای سلامت انسان می‌شود. ژانگ و همکاران [۱۹] یک الگوی پدیده‌شناختی برای پیش‌بینی اندازه ذرات دوده ناشی از احتراق RP-3 در محفظه‌های احتراق RQL ارائه دادند و نشان دادند که اندازه ذرات با توان موتور ارتباط S-شکلی دارد.

تریسی و همکاران [۲۰] با استفاده از شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، اختلاط و احتراق سوخت جت را در یک محفظه احتراق ساده‌سازی شده تحلیل کردند و به این نتیجه رسیدند که الگوهای شعله چرخشی (RFP) در مقایسه با شعله پیش‌آمخته (PFP) پیش‌بینی بهتری از توزیع دما و انتشار NOx داشتند. برینک و همکاران [۲۱] الگوی Pycaso را برای بررسی تأثیر حذف نفتالین و جایگزینی سوخت جت با سوخت زیستی بر کاهش انتشار آلاینده‌ها

در موتور CFM56-7B توسعه دادند؛ نتایج حاکی از کاهش ۳۵ درصد در تعداد ذرات دوده و کاهش ۵ درصد در NOx بود. گزارش‌های مشابهی نیز از دوردینا و همکاران [۲۲] در مورد ویژگی‌های انتشار nvPMP و عوامل تأثیرگذار، مانند نوع موتور و شرایط محیطی، در موتورهای CFM56-5B و PW4000 ارائه شده است. کانتین و همکاران [۲۳] یک الگو برای شبیه‌سازی تشکیل و رشد ذرات یخ در گازهای خروجی موتورهای CFM56-3 طراحی کردند و دریافتند که این ذرات بیشتر در لبه‌های جریان خروجی و با اختلاط با هوا رشد می‌کنند.

در حوزه اندازه‌گیری nvPMP، کوربین و همکاران [۲۴] به مطالعه روش‌های مختلف اندازه‌گیری پرداخته و قابلیت تطابق این روش‌ها با سوخت‌های SAF را بررسی کردند، که به‌عنوان گزینه‌های دقیق و قابل‌اعتماد شناسایی شدند. جونز و همکاران [۲۵] نیز تأثیر متغیرهای مختلف بر خواص nvPMP در گازهای خروجی را تحلیل کرده و اثربخشی الگوی ADSC در پیش‌بینی توزیع nvPMP را تأیید کردند. همچنین، هلو و همکاران [۲۶] به مطالعه تولید و اکسیدشدن دوده در یک مشعل Rich-Quench-Lean (RQL) با تغییر در موقعیت و سرعت هوای رقیق‌کننده پرداختند. یافته‌ها حاکی از آن است که رقیق‌سازی هوای افشانه‌ها، تشکیل دوده در منطقه مرکزی را کاهش داده و از گسترش آن به پایین‌دست جلوگیری می‌کند. اگر [۲۷] با استفاده از الگوی CRN-MOMIC توانست غلظت گونه‌های گازی و PAH را با دقت بالایی پیش‌بینی کند، اما عملکرد الگو در پیش‌بینی تنظیمات رانشی محدودیت‌هایی نشان داد.

این مقاله، رویکردی جامع و بهینه را برای طراحی محفظه‌های احتراق توربین گازی ارائه می‌دهد که از شبیه‌سازی دقیق جریان‌های داخلی و شبکه‌های شیمیایی به منظور تخمین دقیق انتشار آلاینده‌ها بهره می‌گیرد. نوآوری کلیدی این پژوهش، ترکیب شبیه‌سازی میدان جریان داخلی، استفاده از شبکه‌های واکنشگرهای شیمیایی پیشرفته است که امکان تحلیل جامع و کاربردی را فراهم می‌آورد. این رویکرد با کاهش هزینه‌ها و بهبود عملکرد محفظه احتراق، کمک می‌کند تا تولیدکنندگان در دستیابی به استانداردهای زیست‌محیطی و کاهش آلاینده‌ها موفق عمل کنند و به بهبود کیفیت هوای محیطی کمک نمایند.

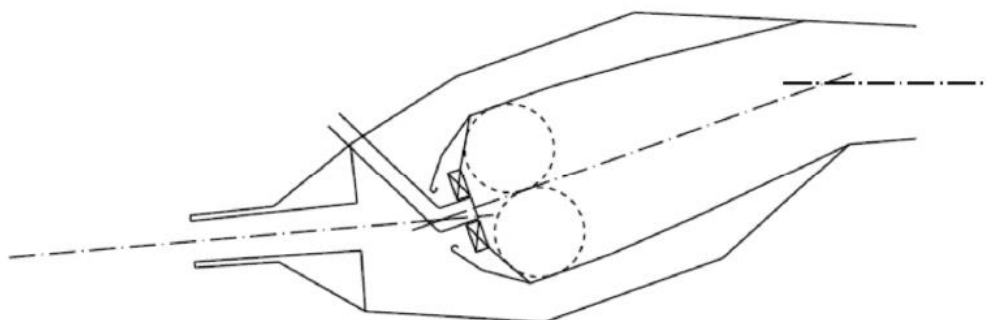
۲- مواد و روش‌ها

۲-۱- تعیین مقدماتی ابعاد محفظه احتراق

در طراحی بهینه محفظه احتراق، روش‌شناسی با تعیین ویژگی‌های هندسی پایه و مشخصات جریان آغاز می‌شود که نقش اساسی در تعیین متغیرهای ورودی دارد. این ورودی‌ها به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند: داده‌های ترمودینامیکی حاصل از چرخه موتور و محدودیت‌ها و متغیرهای فضای طراحی. با استفاده از این داده‌ها، ابعاد اولیه‌ای همچون قطر مرجع و مساحت برآورد می‌شوند. سپس محفظه احتراق به بخش‌های عملکردی مختلف تقسیم می‌گردد که شامل عناصر فراتر از اجزای فیزیکی مانند تقسیم جریان نیز می‌شود. یک روش تقسیم جریان می‌تواند نسبت جریان هوای کل را برای هر بخش محفظه مشخص نماید. همچنین، روش تحلیل تعادل شیمیایی برای محاسبه تغییرات دمای محوری در نواحی مختلف محفظه به کار می‌رود. در جدول ۱ بخشی از خروجی‌های بخش طراحی اجزا که قابل مقایسه با اطلاعات هندسی مستخرج از نقشه موتور CFM56-7B27 می‌باشند، ارائه گردیده است. آنچه در مرحله طراحی مفهومی محاسبه و انتخاب می‌شود، انتخاب‌های نهایی نبوده و در مراحل پیشرفته‌تر طراحی بنا به ملاحظات امکان تصحیح خواهند داشت. با استفاده از نتایج جدول ۱ و همچنین سایر خروجی‌های حاصل از طراحی اجزا، تولید هندسه دوبعدی محفظه احتراق توربین گاز در حالت طراحی مفهومی امکان پذیر خواهد بود. به طور معمول، شعاع ورودی و خروجی محفظه احتراق توربین گاز یکسان نیست و محور محفظه احتراق نسبت به محور اصلی توربین زاویه‌دار است. ابزار توسعه داده شده در این پژوهش توانایی در نظر گرفتن مورد مذکور را دارا است. شکل ۱ نمونه‌ای از خروجی بخش تولید هندسه دوبعدی حاصل از طراحی محفظه احتراق موتور CFM56-7B27 را نمایش می‌دهد [۲۸].

جدول ۱ مقادیر هندسی محاسبه شده محفظه احتراق موتور CFM56-7B27

| مقدار | متغیر |
|-------------|---------------------------------|
| 1.26E-1 (m) | قطر مرجع |
| 8.61E-2 (m) | قطر دیواره |
| 0.0803 (m) | طول شیپوره دیواره مستقیم |
| 0.1209 (m) | طول کل شیپوره |
| 0.0546 (m) | طول ناحیه اولیه |
| 0.0497 (m) | طول ناحیه ثانویه |
| 0.0769 (m) | طول ناحیه رقیق‌سازی |
| 0.0131 (m) | طول بخش گنبدی |
| 0.0298 (m) | طول دهانه |
| 0.2110 (m) | طول مشعل |
| 0.3205 (m) | طول محوری محفظه احتراق |
| 0.0812 (m) | ارتفاع شیپوره دیواره یکنواخت |
| 0.0252 (m) | ارتفاع دهانه |
| 0.0126 (m) | قطر اتمیزه کننده |
| 0.0146 (m) | شعاع تویی گرداننده |
| 0.0203 (m) | شعاع نوک گرداننده |
| 0.0828 (m) | ارتفاع ناحیه ثانویه |
| 0.0769 (m) | ارتفاع ناحیه رقیق‌سازی |
| 80 | تعداد سوراخ‌های ناحیه ثانویه |
| 122 | تعداد سوراخ‌های ناحیه رقیق‌سازی |



شکل ۱ نقشه دوبعدی حاصل از ابعاد محاسبه شده محفظه احتراق موتور CFM56-7B27

۲-۲- شبیه‌سازی واکنش‌های شیمیایی احتراق

با توجه به سطح اطلاعات موجود در مرحله طراحی مفهومی، رویکرد شبکه واکنش شیمیایی (CRN) برای تحلیل فرآیند احتراق با نرخ محدود مناسب به نظر می‌رسد. این رویکرد شبیه‌سازی نیازمند ورودی‌هایی از مشخصات هندسی (طول، سطح مقطع و/یا حجم مناطق احتراق)، داده‌های ترمودینامیکی شرایط عملیاتی و سازوکار احتراق واکنش‌های اولیه و خواص ترمودینامیکی گونه‌ها است. این رویکرد بر اساس تقسیم فضای داخلی محفظه احتراق به چندین منطقه، با حفظ

تغییرات کوچک متغیرهای فیزیکی و شیمیایی در هر منطقه، استوار است. هر منطقه می‌تواند با استفاده از یک یا مجموعه‌ای از واکنشگرهای شیمیایی آرمانی شبیه‌سازی شود. نوع واکنشگرها و اتصالات آن‌ها تابعی از میدان جریان و سرعت واکنش احتراق است. عدد بدون بعد دامکولر برای تعیین نوع واکنشگرهای CRN استفاده می‌شود. عدد دامکولر نشان‌دهنده نسبت زمان مشخصه جریان یا اختلاط به زمان مشخصه جنبشی است [۳۹]:

$$Damcoehler = \frac{\tau_{flow}}{\tau_{chem}} \quad (1)$$

در مطالعه فرآیند احتراق، اعداد دامکولر بزرگتر از یک به معنای کندتر بودن سرعت واکنش‌های شیمیایی احتراق نسبت به سرعت اختلاط جریان است. اگرچه، برای اعداد دامکولر کوچکتر از یک (اعداد نزدیک به صفر)، سرعت واکنش‌های شیمیایی بر فرآیند فیزیکوشیمیایی حاکم است. این رویکرد بر اساس تقسیم محفظه احتراق به مناطق مختلف و شبیه‌سازی هر منطقه با واکنشگرهای آرمانی PSR، PFR، MIXER استوار است. انتخاب نوع واکنشگر بر اساس عدد دامکولر تعیین می‌شود. در محفظه احتراق، سه منطقه اصلی شامل اولیه، ثانویه و رقیق‌سازی وجود دارد. منطقه اولیه با PSR شبیه‌سازی می‌شود، زیرا تلاطم بالا باعث می‌شود زمان اختلاط بسیار کوتاه‌تر از زمان واکنش باشد. منطقه ثانویه نیز به دلیل تلاطم بالا با PSR شبیه‌سازی می‌شود. در نهایت، منطقه رقیق‌سازی به دلیل جریان آرام با PFR شبیه‌سازی می‌شود.

برای بهبود شبیه‌سازی CRN، تعیین درصد سوخت تبخیر شده در زمان تأخیر اشتعال و استفاده از الگوی قطره‌ای ضروری است. بخشی از سوخت به صورت مایع باقی مانده و در شعله انتشار می‌سوزد، در حالی که بخش پیش‌مخلوط شده به دلیل عدم یکنواختی، با مجموعه‌ای از واکنشگرهای موازی الگو می‌شود. سطح عدم اختلاط سوخت و هوا با توزیع گاوسی حول میانگین نسبت هم‌ارزی فرض شده و متغیر اختلاط به‌عنوان نسبت انحراف معیار به میانگین تعریف می‌گردد. این متغیر تأثیر مهمی بر دقت نتایج الگوی CRN و انتشار آلاینده‌ها دارد [۳۰، ۳۱].

در این راستا روشی به منظور شبیه‌سازی تبخیر قطرات سوخت پاشش شده در محفظه احتراق ارائه شده است. وجود قطرات (عدم تبخیرشان) در احتراق و شعله پخش‌کننده تأثیر فراوانی در سطح آلاینده‌ها دارد. با توجه به این نکته که سوختن قطرات عامل اصلی افزایش آلاینده nVPM است، لذا در نظر گرفتن آن در شبیه‌سازی محفظه احتراق لازم و ضروری است. وجود قطرات در ناحیه شعله منجر به احتراق در حالت پخش‌کننده در کنار احتراق پیش‌آمیخته می‌گردد. فرض شده است که در اطراف هر قطره شعله پخش‌کننده وجود دارد و آن‌ها توسط شعله‌های پیش‌آمیخته از یکدیگر مجزا شده‌اند. این فرض الگو را ساده می‌کند. فرض دیگر این است که قطراتی که از اتمیزه کننده می‌آیند، تا زمان تأخیر اشتعال کاملاً تبخیر می‌شوند. زمان تأخیر اشتعال برابر است با [۳۲]:

$$\tau_{ignition} = 10^{-4} \frac{e^{\frac{21000}{RT}}}{\varphi} \quad (2)$$

که φ نسبت هم‌ارزی اختلاط و T دما بر حسب درجه کلون است که معادل دمای میانگین ناحیه اولیه در نظر گرفته می‌شود. در مرحله بعد بایستی ابعاد قطرات و درصد تبخیر آن‌ها تا پیش از زمان احتراق، محاسبه گردد. بعد از این مرحله، احتراق قطراتی که تبخیر نشده‌اند با احتراق پخش‌کننده الگو می‌شود. عموماً برای بیان ابعاد قطرات افشانه‌های مختلف، از بیان قطر متوسط ساتر استفاده می‌شود. الگوهای SMD تابعی از مشخصات فیزیکی سوخت، نوع افشانه، هندسه و جریان سوخت است. الگوی SMD اتمیزه کردن چرخشی فشاری برابر است با [۳۲]:

$$SMD = 2.25 \sigma_L^{0.25} \mu_L^{0.25} \dot{m}_L^{0.25} \Delta P_L^{-0.5} \rho_A^{-0.25} \quad (3)$$

که σ_L کشش سطحی سوخت (N/m)، μ_L گرانروی دینامیکی سوخت، \dot{m}_L شار سوخت (kg/s)، ΔP_L افت فشار سوخت در اتمایزر (Pa) و ρ_A چگالی گاز (kg/m³) می‌باشند. مقدار ΔP_L بر اساس عدد جریان افشانه (FN) تعریف می‌شود.

با پاشش سوخت توسط افشانه در واقعیت، بازه گسترده‌ای از قطرات با قطرهای مختلف ایجاد می‌گردد. شرایط کلی ابعادی این قطرات با بیان SMD مشخص می‌شود. به منظور مطالعه دقیق‌تر تبخیر قطرات، در کار تحقیقاتی حاضر توزیع قطر قطرات در نظر گرفته شده است. به منظور در نظر گرفتن توزیع یاد شده از معادله روسین راملر استفاده می‌شود [۳۲].

$$Q = 1 - e^{-\left(\frac{D}{X}\right)^q} \quad (4)$$

که Q بخشی از حجم کلی قطرات است که قطری کوچکتر از D دارند. متغیرهای X و q شاخص‌های مربوط به توزیع می‌باشند. متغیر q با توجه به بازه پخش قطر قطرات مقداری بین ۱٫۸ تا ۳ دارد و X برابر مقدار قطر قطره‌ای است که ۶۳٫۲٪ قطر قطرات از آن کوچک‌تر است. ابعاد نهایی قطرات در انتهای زمان تأخیر اشتعال با مشخص بودن قطر اولیه، با استفاده از معادله زیر محاسبه می‌گردد [۳۲]:

$$\frac{dD}{dt} = \frac{4k_g}{\rho_f C_{p,g} D} \ln(1 + B_M) \quad (5)$$

که B_M عدد اسپالدینگ است که با انتقال جرم تنظیم می‌شود. همچنین K_g ضریب هدایت گاز، ρ_f چگالی سوخت، $C_{p,g}$ گرمای ویژه گاز در فشار ثابت می‌باشند. تغییر نرخ دمای سطح قطره برابر است با [۳۲]:

$$\frac{dT_s}{dt} = \frac{\dot{m}_l h_{fg}}{m_D C_{p,f}} \left(\frac{B_T}{B_M} - 1 \right) \quad (6)$$

که B_T عدد اسپالدینگ است که با انتقال حرارت تنظیم می‌شود، همچنین h_{fg} گرمای نهان سوخت، m_D جرم قطره سوخت، $C_{p,f}$ گرمای ویژه سوخت در فشار ثابت می‌باشند.

با استفاده از روش بیان شده و مجموعه معادلات تشریح شده در این بخش، می‌توان ابعاد قطرات بعد از زمان تأخیر احتراق را محاسبه کرد. اطلاعات یاد شده به منظور محاسبه توزیع ابعاد جدید قطره پس از تبخیر مورد استفاده قرار می‌گیرد. با انتگرال‌گیری از توزیع جدید مقدار سوخت باقیمانده در حالت مایع محاسبه خواهد شد. فرض بر این است که سوخت باقی مانده در حالت مایع پس از زمان اشتعال، به صورت پخش‌کننده محترق می‌شود و بر پایه نسبت درست^۱ مقدار هوای مورد نیاز برای آن در شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود. سایر حجم سوخت که بخار شده است به همراه هوای باقیمانده در احتراق پیش‌آمیخته شرکت خواهند داشت. لازم به توضیح است که در احتراق پیش‌آمیخته غیریکنواختی سوخت و هوا بایستی در نظر گرفته شود. زیرا این پدیده تأثیر به‌سزایی در دمای شعله و آلاینده‌های منتشر شده دارد [۳۲].

مرحله بعدی الگوی توزیع آماری برای توزیع جرم در محدوده نسبت سوخت به هوا است. این نشان دهنده جریان غیر یکنواخت ناشی از اختلاط ناقص سوخت و هوا است. برای نشان دادن این پدیده، معمولاً فرض می‌شود که جریان ناحیه اولیه شامل تعداد زیادی گردابه کوچک است که نسبت سوخت به هوا در توزیع نرمال حول مقدار میانگین است. دوده عمدتاً در منطقه غنی تولید می‌شود و در ناحیه رقیق و نزدیک به استوکیومتری اکسید می‌شود. به منظور نشان دادن احتراق مخلوط غیر یکنواخت و گرفتن فیزیک فرآیند تشکیل دوده، یک توزیع آماری در محدوده وسیعی از نسبت سوخت به هوا که در آن دوده تولید و اکسید می‌شود، در نظر گرفته می‌شود. یکی از مهم‌ترین الزامات توزیع آماری برای پیش‌بینی دوده این است که توزیع باید شامل یک منطقه غنی باشد که در آن دوده عمدتاً تولید می‌شود و همچنین مناطق رقیق و نزدیک به درست برای اکسید شدن دوده کاربرد دارد. متغیر عدم اختلاط، نشان‌دهنده مقدار غیرهمگنی و پراکندگی نسبت هم‌ارزی در محفظه احتراق است و به‌وسیله یک عدد بی‌بعد ارزیابی می‌شود. متغیر عدم اختلاط (S) برابر نسبت انحراف معیار (σ) بر نسبت هم‌ارزی میانگین ($\bar{\varphi}$) تعریف می‌شود [۳۲]:

$$S = \frac{\sigma}{\bar{\varphi}} \quad (7)$$

¹ Stoichiometric

درجه عدم اختلاط یک توزیع فضایی نیست، این متغیر مقدار غیرهمگنی و پراکندگی نسبت هم‌ارزی در محفظه احتراق را با استفاده از یک عدد بی‌بعد نشان می‌دهد. هرچه درجه عدم اختلاط بیشتر باشد، مخلوط هوا و سوخت غیر همگن‌تر است. الگوی توزیع آماری با محاسبه نسبت هم‌ارزی کلی ناحیه اولیه شروع می‌شود. شار سوخت از ورودی چرخه و شار هوا از الگوی CFC پس از بخش‌بندی هوا تأمین می‌شود. منحنی عدم اختلاط تابعی از نسبت هم‌ارزی است. عدم اختلاط از نسبت هم‌ارزی کلی محاسبه شده به دست می‌آید. اکنون که نسبت هم‌ارزی کلی و انحراف استاندارد در دسترس هستند، تابع توزیع احتمال عادی (PDF) قابل دستیابی است. از آنجایی که توزیع عادی دارای محدوده بی‌نهایت است، $\pm 2/5$ از محدوده نسبت هم‌ارزی میانگین اعمال می‌شود. 98.8% درصد برای محدوده $\pm 2/5$ پوشش داده شده است. لازم به توضیح است که اگر حد ابتدای توزیع مقداری منفی بدست آید لازم است که مقدار آن برابر صفر فرض شود. زیرا متغیر نسبت هم‌ارزی میانگین همواره مثبت است.

تعداد نهایی واکنشگرهای انتخابی جهت شبیه‌سازی ناحیه اولیه محفظه احتراق در یک فرایند محاسباتی نهایی می‌گردد. برای این منظور در ابتدا بیشترین مقدار متغیر عدم اختلاط در میان شرایط کاری مختلف موتور مشخص می‌گردد. برای آن شرایط کاری انتخابی، شبیه‌سازی شبکه واکنشگرهای شیمیایی با تعدادهای مختلف از واکنشگرهای موازی برای ناحیه اولیه انجام می‌شود. در نهایت جرم سوخت و هوا در هر شاخه به الگوی شبکه‌های واکنشگر شیمیایی منتقل می‌شود [۳۰].

قبل از تکمیل الگوی شبکه واکنشگر شیمیایی، انتخاب سازوکار شیمیایی یا جایگزین سوخت مناسب برای پیش‌بینی تشکیل دوده ضروری است. این انتخاب باید سه معیار کلیدی را برآورده کند: ۱- جایگزین سوخت باید نمایانگر دقیق احتراق سوخت جت باشد. ۲- گونه‌های ضروری برای تشکیل دوده باید در آن گنجانده شود. ۳- سازوکار باید از لحاظ محاسباتی کارآمد باشد.

با توجه به تمرکز این تحقیق بر پیش‌بینی دوده در موتورهای توربین گازی هوایی، جایگزین سوخت نیازمند شبیه‌سازی احتراق سوخت جت است که شامل ترکیبات پیچیده هیدروکربنی است. توسعه چنین جایگزینی به دلیل تنوع ترکیبات سوخت چالش‌برانگیز بوده و جایگزین‌های عمومی مناسب محدود هستند. برای تحقق معیار دوم، واکنش‌های شیمیایی جایگزین باید گونه‌های لازم برای تشکیل دوده را شامل شوند تا CRN بتواند داده‌های جریان و گونه‌ای مورد نیاز برای ارزیابی دوده را فراهم کند. این گنجاندن برای پیش‌بینی دقیق دوده ضروری است. معیار سوم به کارایی محاسباتی مربوط می‌شود، زیرا سازوکارهای تشکیل دوده معمولاً شامل گونه‌های بنزنی جزئی هستند که تأثیر محدودی بر آزادسازی حرارت دارند اما برای تشکیل دوده اهمیت زیادی دارند. افزودن تعداد زیادی از این گونه‌ها ممکن است بار محاسباتی را افزایش داده و شبیه‌سازی را برای طراحی مفهومی دشوار سازد. از این‌رو، باید تعادل بین جزئیات و کارایی برقرار شود. با توجه به ادبیات، سازوکار توسعه‌یافته توسط گروه Dagaut انتخاب شده است که سوخت جت را به صورت ترکیبی از $n-74\%$ دکان، $n-15\%$ پروپیل بنزن و $n-11\%$ پروپیل چرخه‌وهگزان نشان می‌دهد و شامل 209 گونه و 1673 واکنش برگشت‌پذیر است. این سازوکار با ارائه جزئیات کافی برای محاسبه دوده و در عین حال حفظ پیچیدگی قابل مدیریت، رویکردی متعادل را فراهم می‌کند [۳۳].

در الگوی شبکه واکنشگر شیمیایی، گونه‌ها و خواص ترمودینامیکی هر واکنشگر محاسبه شده و سپس در الگوی ارزیابی دوده مورد استفاده قرار می‌گیرند. از آنجایی که دوده به طور مستقیم به‌عنوان یک گونه الگو نمی‌شود، تشکیل آن از طریق سازوکار اختصاصی تشکیل دوده استخراج می‌گردد. الگوی ارزیابی دوده، غلظت گونه‌ها و داده‌های ترمودینامیکی تمامی واکنشگرها در الگوی CRN را جمع کرده و از این داده‌ها برای محاسبه خواص دوده در هر واکنشگر بهره می‌برد. این رویکرد، الگوی CRN را قادر می‌سازد تا خواص ترمودینامیکی و جریان مورد نیاز را تأمین کرده و امکان ارزیابی دقیق تشکیل و رفتار دوده در کل شبکه را فراهم نماید.

۲-۳- اعتبارسنجی

برای صحت‌سنجی نتایج و ارزیابی دقت حل، محفظه احتراق تک‌حلقه‌ای تجاری موتور توربو فن CFM56-7B27 انتخاب شده است. این انتخاب به دلیل قابلیت اطمینان و تطبیق‌پذیری آن در شرایط مختلف عملیاتی صورت گرفته است. لازم به ذکر است که به دلیل پیچیدگی مسئله و اطمینان از صحت نتایج، در مرحله نخست، شبیه‌سازی دقیق محفظه احتراق و شبیه‌سازی NOx و CO انجام شده است. این رویکرد به منظور تحلیل دقیق رفتار حرارتی و شیمیایی احتراق، و همچنین بررسی گونه‌های شیمیایی مختلف در محفظه احتراق، مورد استفاده قرار گرفته است. داده‌های ورودی مورد نیاز برای شبیه‌سازی محفظه احتراق در شرایط عملیاتی مختلف در جدول ۲ ارائه شده است. همچنین، اطلاعات هندسی کلی مناطق محفظه احتراق با توجه به انواع واکنشگرهای آرمانی استفاده شده در ساخت شبکه واکنشگرهای شیمیایی (CRN) در جدول ۳ نمایش داده شده است. حالت برخاست (تنظیم قدرت ۱۰۰٪) به عنوان نقطه طراحی در نظر گرفته شده و شرایط صعود (تنظیم قدرت ۸۵٪)، فرود (تنظیم قدرت ۳۰٪) و آیدل (تنظیم قدرت ۷٪) به عنوان نقاط خارج از طراحی بررسی می‌شوند.

جدول ۲ متغیرهای ورودی در شرایط عملیاتی مختلف برای شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور CFM56-7B27 [۳۲]

| متغیر | برخاست | صعود | فرود | آیدل |
|--|--------|-------|--------|-------|
| نرخ جریان جرمی هوا (کیلوگرم بر ثانیه) | 44.5 | 39.1 | 20.9 | 12.1 |
| نرخ جریان جرمی سوخت (کیلوگرم بر ثانیه) | 1.28 | 1.04 | 0.35 | 0.12 |
| فشار کل ورودی (atm) | 28.6 | 24.5 | 11.2 | 5.5 |
| دمای کل ورودی (K) | 800 | 764 | 613 | 505 |
| دمای سوخت ورودی (K) | 309 | 308 | 305 | 300 |
| نسبت هم‌ارزی کلی | 0.42 | 0.39 | 0.245 | 0.144 |
| نسبت هم‌ارزی منطقه اولیه | 1.05 | 0.975 | 0.6125 | 0.36 |
| نسبت هم‌ارزی منطقه ثانویه | 0.8 | 0.743 | 0.467 | 0.274 |

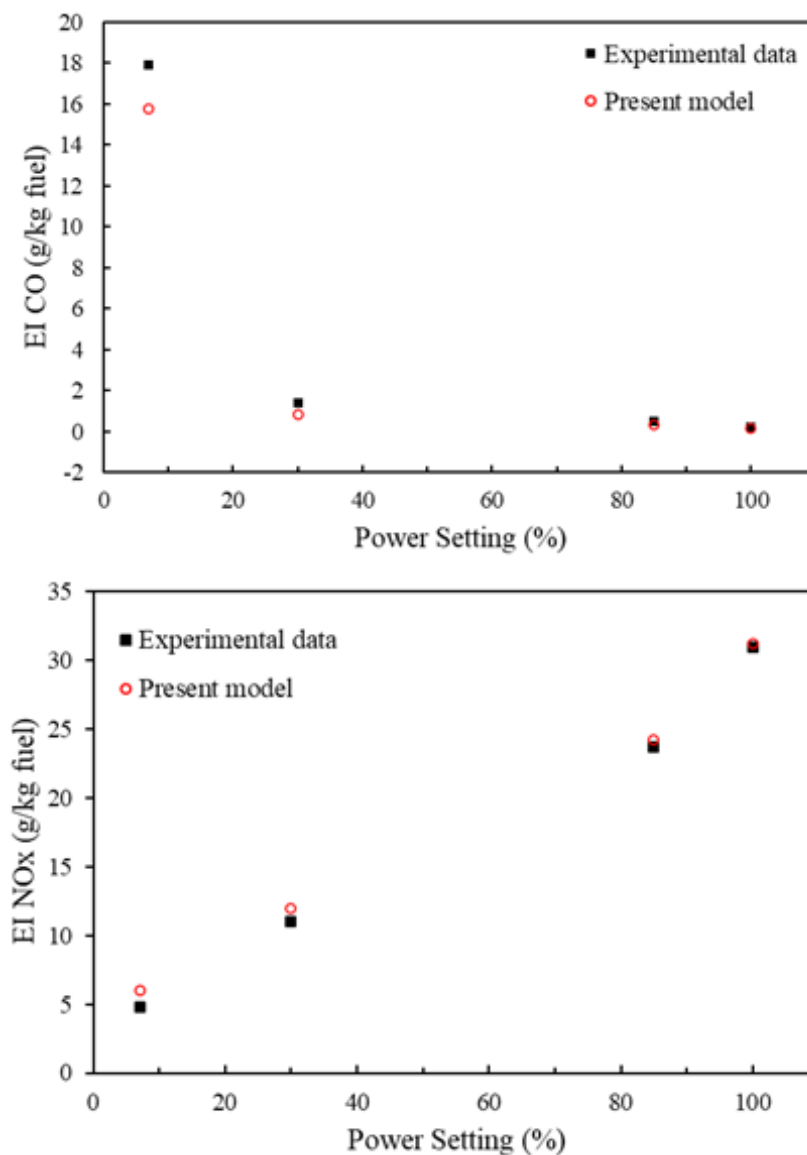
جدول ۳ داده‌های ابعادی کلی برای مشعل‌های موتورهای CFM56-7B27 [۳۲]

| حجم منطقه اولیه (cm ³) | حجم منطقه ثانویه (cm ³) | طول منطقه رقیق‌سازی (cm) |
|------------------------------------|-------------------------------------|--------------------------|
| ۹۴۶۶ | ۱۰۶۴۴ | ۶,۴۸ |

روش‌های پیشنهادی برای طراحی مفهومی محفظه احتراق به چهار دسته کلی تقسیم می‌شوند: ابزارهای شبیه‌سازی اجزا، شبیه‌سازی CRN و الگوی ارزیابی دوده. ابزارهای شبیه‌سازی اجزا برای تعیین مشخصات هندسی اولیه مشعل و محاسبه برخی از متغیرهای عملکردی مانند افت فشار و اعداد ماخ جریان در بخش‌های مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. این ابزارها اولین گام در روش جامع طراحی هستند. با توجه به هدف اصلی این مطالعه که بررسی انتشار آلاینده‌ها از محفظه احتراق است، این موضوع در ارائه نتایج این بخش مد نظر قرار گرفته است. شکل ۳ انتشار تخمین‌زده شده دو آلاینده NOx و CO را در موتور مورد مطالعه نشان می‌دهد که اختلاف قابل قبولی بین نتایج الگو و داده‌های واقعی مشاهده می‌شود. این تطابق نشانگر توانایی و دقت روش شبکه واکنشگرهای شیمیایی (CRN) در شبیه‌سازی واکنش‌های شیمیایی احتراق است. روند کلی انتشار آلاینده‌ها به‌طور کلی با داده‌های تجربی سازگار است. با این حال، دقت پیش‌بینی انتشار شاخص آلاینده NOx (EI NOx) در تنظیمات قدرت بالا نسبت به EI CO بیشتر است. این اختلاف نشان می‌دهد که الگوی CRN در شرایط بالا توانایی بهتری در پیش‌بینی دقیق تشکیل NOx دارد، در حالی که در پیش‌بینی CO بهبودهایی ممکن است مورد نیاز باشد، به‌ویژه در شرایط با تنظیمات قدرت پایین.

در شرایط توان پایین، منبع اصلی تولید CO به دلیل وجود مناطق محلی با دمای بالا و احتراق قطرات سوخت به روش انتشار یا مخلوط غیر یکنواخت سوخت-هوا است. در این مناطق، CO تولید شده عمدتاً در ناحیه اولیه ایجاد و بخشی از آن در ناحیه ثانویه به CO₂ اکسید می‌شود. در ناحیه رقیق‌سازی به دلیل عدم وجود شعله، آلاینده CO تولید نمی‌شود، مطابق با نتایج حاصل در ادبیات [۲۹، ۳۴].

آلاینده‌های NO_x عمدتاً در ناحیه اولیه تولید شده و مقدار NO بسیار بیشتر از NO₂ در این ناحیه است. توزیع تولید NO_x در شرایط زمین-آزاد با سایر شرایط متفاوت است؛ بخشی از NO تولید شده در این شرایط در نواحی ثانویه و رقیق‌سازی به NO₂ تبدیل می‌شود. در تمامی شرایط پروازی، بیشترین مقدار NO_x در ناحیه اولیه که دما بالاترین است، تولید می‌شود. با کاهش توان از حالت برخاست به زمین-آزاد، دما در ناحیه اولیه به دلیل کاهش فشار و نسبت هم‌ارزی مخلوط سوخت-هوا کاهش می‌یابد و این کاهش منجر به تفاوت چشمگیر در مقدار تولید NO_x می‌شود، همانطور که از نتایج داوری و همکاران پیشنهاد شده بود [۳۵].



شکل ۳ مقایسه شاخص‌های انتشار آلاینده‌های گازی پیش‌بینی شده و واقعی برای شرایط عملیاتی مختلف موتور CFM56

۲-۴- الگوی ارزیابی دوده

پیش‌بینی دقیق مقدار انتشار دوده می‌تواند به کاهش سایش موتور، بهبود بازده و کاهش انتشار آلاینده‌های مضر کمک کند. در این بخش پس از محاسبه NO_x و CO لازم است که دوده محاسبه شود. دوده به طور عمده از کربن جامد و دیگر گونه‌هایی همچون هیدروژن تشکیل می‌شود، اما برخلاف آلاینده‌هایی نظیر NO_x یا CO ، دوده به عنوان یک گونه شیمیایی منفرد شناخته نمی‌شود. بنابراین، در خروجی مستقیم الگوی شبکه واکنشگرهای شیمیایی نمی‌توان دوده را به طور صریح مشاهده کرد. [۳۶]

برای شبیه‌سازی فرآیند تشکیل دوده، مجموعه‌ای از معادلات غیرخطی نیمه‌تجربی استخراج می‌شود که توسط کتابخانه منبع‌باز SootLib حل می‌شوند. الگوی ارزیابی دوده این معادلات را برای تمامی واکنشگرها و مراحل زمانی در الگوی شبکه واکنشگرهای شیمیایی (CRN) حل می‌کند. ورودی‌های این الگو شامل خواص ترمودینامیکی جریان و غلظت گونه‌های شیمیایی بوده و خروجی‌ها شامل جرم دوده و تعداد ذرات دوده می‌باشند که به صورت شاخص‌های انتشار دوده گزارش می‌شوند. این روش امکان پیش‌بینی دقیق‌تری از تشکیل دوده در شرایط مختلف را فراهم می‌کند و نقش مهمی در ارزیابی اثرات زیست‌محیطی و بهینه‌سازی عملکرد احتراق دارد.

۳- نتایج و بحث

ویژگی‌های انتشار موتورهای هوایی در طول چرخه‌های عملیاتی مختلف به‌طور قابل‌توجهی متغیر است. این چرخه‌ها، شامل برخاست، اوج‌گیری، فرود و بیکاری، مراحل متمایزی از یک پرواز را تشکیل می‌دهند که در هر کدام تنظیمات نیروی رانش موتور، نرخ مصرف سوخت و پروفایل‌های انتشار متفاوتی دیده می‌شود. لازم به ذکر است که نتایج داده‌های استخراج شده در بخش محاسبات سریع شرکت مبدا طراحی هوشمند پیشرو (پیدوکو) به دست آمده است.

درک تفاوت‌های شاخص‌های انتشار ذرات غیرفرار (nvPM) در این مراحل برای ارزیابی دقیق اثرات زیست‌محیطی و اطمینان از انطباق با مقررات بین‌المللی اهمیت بالایی دارد. این شاخص‌ها شامل جرم انتشار ذرات (بر حسب میلی‌گرم بر کیلوگرم سوخت) و تعداد ذرات (بر حسب عدد بر کیلوگرم سوخت) است که هر دو به تنظیمات موتور و شرایط عملیاتی وابسته‌اند.

در چرخه برخاست، موتور با حداکثر یا نزدیک به حداکثر نیروی رانش عمل می‌کند و به دلیل دمای بالای احتراق و فشار زیاد، نرخ انتشار ذرات غیرفرار (nvPM) افزایش می‌یابد. شاخص جرم nvPM مرجع ایکائو 70.8 میلی‌گرم بر کیلوگرم و مقدار پیش‌بینی شده 73.7 میلی‌گرم بر کیلوگرم (اختلاف 4.1 درصد) است. شاخص تعداد ذرات نیز بترتیب 4.02×10^{14} و 4.16×10^{14} عدد بر کیلوگرم است (اختلاف 3.4 درصد). شدت احتراق عامل اصلی انتشار بالاست، و اختلافات جزئی به فرضیات شبیه‌سازی نسبت داده می‌شود.

در مرحله اوج‌گیری، موتور با قدرت بالا اما کمتر از برخاست عمل می‌کند. شاخص جرم nvPM ایکائو 44 میلی‌گرم بر کیلوگرم و مقدار پیش‌بینی شده 45.69 میلی‌گرم بر کیلوگرم (اختلاف 3.8 درصد) است. تعداد ذرات بترتیب 4.33×10^{14} و 4.51×10^{14} عدد بر کیلوگرم است (اختلاف 4.2 درصد). کاهش اندک انتشارات نسبت به برخاست، ناشی از کاهش تقاضای نیروی رانش است، در حالی که موتور همچنان در شرایط قدرت بالا عمل می‌کند.

در مرحله فرود، قدرت موتور کاهش می‌یابد و انتشارات nvPM به طور قابل‌توجهی کمتر از مراحل قبلی است. شاخص جرم nvPM مرجع ایکائو 1.7 میلی‌گرم بر کیلوگرم و مقدار پیش‌بینی شده 1.77 میلی‌گرم بر کیلوگرم (اختلاف 4.1 درصد) است. تعداد ذرات نیز بترتیب 7.10×10^{13} و 7.41×10^{13} عدد بر کیلوگرم است (اختلاف 4.4 درصد). این کاهش با کاهش سوخت‌سوزی و احتراق ملایم‌تر در فرود همخوانی دارد.

در حالت آرمانی، با کمترین تنظیم قدرت موتور، انتشار nvPM به حداقل می‌رسد. شاخص جرم nvPM مرجع ایکائو 0.7 میلی‌گرم بر کیلوگرم و مقدار پیش‌بینی شده 0.727 میلی‌گرم بر کیلوگرم (اختلاف 3.8 درصد) است.

تعداد ذرات بترتیب 2.66×10^{13} و 2.75×10^{13} عدد بر کیلوگرم است (اختلاف ۳,۴ درصد). احتراق ناقص در این تنظیم قدرت پایین عامل اصلی انتشار جزئی ذرات فوق‌ریز است. چهار چرخه عملیاتی برخاست، اوج‌گیری، فرود و آیدل پروفایل‌های متمایزی از انتشارات nvPM ارائه می‌دهند که با شرایط موتور در هر مرحله همخوانی دارد. اختلافات جزئی بین الگو و داده‌های ایکائو به عوامل محیطی و فرضیات شبیه‌سازی مرتبط است، اما عملکرد کلی الگو قابل اعتماد است. این توضیحات در جدول ۴ خلاصه شده است.

جدول ۴ شاخص‌های انتشار جرم و تعداد ذرات PM غیرفرار مرجع ایکائو و پیش‌بینی‌شده در طول چرخه‌های پروازی

| Flight Cycle | ICAO nvPM (mg/kg) | Predicted nvPM (mg/kg) | Percentage difference (%) | ICAO Particle # (#/kg) | Predicted Particle # (#/kg) | Percentage difference (%) |
|--------------|-------------------|------------------------|---------------------------|------------------------|-----------------------------|---------------------------|
| Take-off | 70.8 | 73.7 | 4.1 | 4.02E+14 | 4.16E+14 | 3.4 |
| Climb-out | 44.0 | 45.69 | 3.8 | 4.33E+14 | 4.51E+14 | 4.2 |
| Approach | 1.7 | 1.77 | 4.1 | 7.10E+13 | 7.41E+13 | 4.4 |
| Idle | 0.7 | 0.727 | 3.8 | 2.66E+13 | 2.75E+13 | 3.4 |

در تمامی چرخه‌ها، اختلاف بین مقادیر پیش‌بینی‌شده و مرجع ایکائو در محدوده ۳,۴ درصد تا ۴,۴ درصد قرار دارد. این ثبات، دقت بالای الگو پیش‌بینی را برای شرایط عملیاتی مختلف موتور، از برخاست با قدرت بالا تا آیدل با قدرت پایین، نشان می‌دهد. توافق نزدیک با مقادیر مرجع ایکائو، استحکام و اعتمادپذیری الگو را تأیید می‌کند. اختلافات جزئی مشاهده‌شده احتمالاً به فرضیات الگو در مورد عملکرد موتور، شرایط محیطی و خواص سوخت مرتبط است که ممکن است با استانداردهای ایکائو اندکی تفاوت داشته باشد.

۴- نتیجه‌گیری

دوده و گازی در محفظه احتراق توربین گازی هوایی ارائه شد. نتایج شبیه‌سازی و شبیه‌سازی‌های انجام‌شده نشان داد که روش پیشنهادی با دقت قابل قبولی قادر به پیش‌بینی روندهای انتشار آلاینده‌ها در شرایط عملیاتی مختلف موتور است. به طور خاص، مقایسه شاخص جرم ذرات غیرفرار (nvPM) مرجع ایکائو و مقدار پیش‌بینی‌شده در چرخه برخاست بترتیب ۷۰,۸ میلی‌گرم بر کیلوگرم و ۷۳,۷ میلی‌گرم بر کیلوگرم بوده است (اختلاف ۴,۱ درصد). همچنین، شاخص تعداد ذرات نیز بترتیب 4.02×10^{14} و 4.16×10^{14} عدد بر کیلوگرم گزارش شده است (اختلاف ۳,۴ درصد). در تمامی چرخه‌های عملیاتی، اختلاف بین مقادیر پیش‌بینی‌شده و مرجع ایکائو در محدوده ۳,۴ درصد تا ۴,۴ درصد قرار دارد که نشان‌دهنده دقت بالای الگو است. مقایسه نتایج با داده‌های مرجع ایکائو بیانگر کارایی بالای الگو در طراحی‌های اولیه و بهینه‌سازی سیستم‌های احتراقی به منظور کاهش اثرات زیست‌محیطی بود.

همچنین رویکرد توسعه داده شده، با فراهم آوردن امکان شبیه‌سازی دقیق فرآیندهای تبخیر، اختلاط و احتراق غیر یکنواخت، می‌تواند به عنوان ابزاری مؤثر در توسعه فناوری‌های نوین احتراقی در صنایع هوایی مورد بهره‌برداری قرار گیرد. در نهایت، استفاده از این روش در طراحی‌های آینده می‌تواند به تحقق اهداف پایداری و رعایت استانداردهای سختگیرانه زیست‌محیطی کمک شایانی نماید.

References

- [1] Lieuwen TC, Yang V, editors. Gas turbine emissions. Cambridge university press; 2013 Jul 8.
- [2] Rahmatinejad B, Rahimi Asiabaraki H, Azimpour Shishevan F. Investigation of the effect of AL2O3 nanofluid in M13NI engine cooling system. The Journal of Engine Research. 2023 Mar 21;70(1):47-65. doi: 10.22034/ER.2023.1975318.0 [In Persian]

- [3] Rahmatinejad B, Rahimi Asiabaraki H, Azimpour Shishevan F, Mohtadi Bonab MA. Experimental analysis of the effect of using aluminum oxide nanofluid in improving the heat transfer of XU7 engine radiator. *The Journal of Engine Research*. 2023 Jun 22;70(2):66-79. doi: [10.22034/ER.2023.2011671.1015](https://doi.org/10.22034/ER.2023.2011671.1015) [In Persian]
- [4] Choo KH, Lee S, Denney RK, Mavris DN. A semi-empirical model to predict aircraft soot emission in rich zone of RQL combustor. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air 2015 Jun 15* (Vol. 56697, p. V04BT04A050). American Society of Mechanical Engineers.
- [5] Saffaripour M, Zabeti P, Dworkin SB, Zhang Q, Guo H, Liu F, Smallwood GJ, Thomson MJ. A numerical and experimental study of a laminar sooting coflow Jet-A1 diffusion flame. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2011 Jan 1;33(1):601-8. doi: [10.1016/j.proci.2010.06.068](https://doi.org/10.1016/j.proci.2010.06.068)
- [6] Eberle C, Gerlinger P, Geigle KP, Aigner M. Numerical investigation of transient soot evolution processes in an aero-engine model combustor. *Combustion Science and Technology*. 2015 Dec 2;187(12):1841-66. doi: [10.1080/00102202.2015.1065254](https://doi.org/10.1080/00102202.2015.1065254)
- [7] Eberle C, Gerlinger P, Aigner M. A comparison of URANS and LES for soot predictions in an aero-engine model combustor. *Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV*; 2015.
- [8] Koo H, Hassanaly M, Raman V, Mueller ME, Peter Geigle K. Large-eddy simulation of soot formation in a model gas turbine combustor. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2017 Mar 1;139(3):031503. doi: [10.1115/1.4034448](https://doi.org/10.1115/1.4034448)
- [9] Moriai H, Kurose R, Watanabe H, Yano Y, Akamatsu F, Komori S. Large-eddy simulation of turbulent spray combustion in a subscale aircraft jet engine combustor—Predictions of NO and soot concentrations. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2013 Sep 1;135(9):091503. doi: [10.1115/1.4024868](https://doi.org/10.1115/1.4024868)
- [10] Mueller ME, Pitsch H. Large eddy simulation of soot evolution in an aircraft combustor. *Physics of Fluids*. 2013 Nov 1;25(11). doi: [10.1063/1.4819347](https://doi.org/10.1063/1.4819347)
- [11] Dupoirieux F, Bertier N. Methodology for the numerical prediction of soot formation in turbulent reactive flows and application to aircraft engine combustors. *International Journal of Sustainable Aviation*. 2016;2(1):15-33. doi: [10.1504/ijsa.2016.076055](https://doi.org/10.1504/ijsa.2016.076055)
- [12] Ghose P, Patra J, Datta A, Mukhopadhyay A. Prediction of soot and thermal radiation in a model gas turbine combustor burning kerosene fuel spray at different swirl levels. *Combustion Theory and Modelling*. 2016 May 3;20(3):457-85. doi: [10.1080/13647830.2016.1147607](https://doi.org/10.1080/13647830.2016.1147607)
- [13] Rafiei A, Shahbazian H, Sheikhzadeh GA. Numerical analysis of the effect of new matrix network structure technology to enhancement the internal heat transfer of gas turbine blades. *The Journal of Engine Research*. 2024 Nov 21;71(3):56-76. doi: [10.22034/ER.2024.2047115.1070](https://doi.org/10.22034/ER.2024.2047115.1070) [In Persian]
- [14] Moniruzzaman CG, Yu F. A 0D aircraft engine emission model with detailed chemistry and soot microphysics. *Combustion and Flame*. 2012 Apr 1;159(4):1670-86. doi: [10.1016/j.combustflame.2011.11.006](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2011.11.006)
- [15] Bisson J, Seers P, Huegel M, Garnier F. Numerical prediction of gaseous aerosol precursors and particles in an aircraft engine. *Journal of Propulsion and Power*. 2016 Jul;32(4):918-28. doi: [10.2514/1.B35943](https://doi.org/10.2514/1.B35943)
- [16] Schripp T, Anderson BE, Bauder U, Rauch B, Corbin JC, Smallwood GJ, Lobo P, Crosbie EC, Shook MA, Miake-Lye RC, Yu Z. Aircraft engine particulate matter emissions from sustainable aviation fuels: Results from ground-based measurements during the NASA/DLR campaign ECLIF2/ND-MAX. *Fuel*. 2022 Oct 1;325:124764. doi: [10.1016/j.fuel.2022.124764](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2022.124764)
- [17] Giannelli R, Stevens J, Kinsey JS, Kittelson D, Zelenyuk A, Howard R, Forde M, Hoffman B, Leggett C, Maeroff B, Bies N. Evaluation of methods for characterizing the fine particulate matter emissions from aircraft and other diffusion flame combustion aerosol sources. *Journal of aerosol science*. 2024 May 1;178:106352. doi: [10.1016/j.jaerosci.2024.106352](https://doi.org/10.1016/j.jaerosci.2024.106352)
- [18] Delaval MN, Jonsdottir HR, Leni Z, Keller A, Brem BT, Siegerist F, Schönenberger D, Durdina L, Elser M, Salathe M, Baumlin N. Responses of reconstituted human bronchial epithelia from normal and health-compromised donors to non-volatile particulate matter emissions from an aircraft turbofan engine. *Environmental Pollution*. 2022 Aug 15;307:119521. doi: [10.1016/j.envpol.2022.119521](https://doi.org/10.1016/j.envpol.2022.119521)
- [19] Zhang B, Hu X, Chang L, Yu Z, Cao Y, Zhong S, Xu Z, Zhu M, Chen L. A phenomenological model for predicting the size of soot primary particles emitted from an aero-engine combustor.

- Combustion and Flame. 2024 Feb 1;260:113259. doi: 10.1016/j.combustflame.2023.113259
- [20] Tracey TE, Sidey JA, Mastorakos E. A lab-scale Rich-Quench-Lean (RQL) combustor for stability and soot investigations. In 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting 2018 (p. 1880). doi: 10.2514/6.2018-1880
- [21] Brink LF. Modeling the impact of fuel composition on aircraft engine NOx, CO and soot emissions [Doctoral dissertation]. Cambridge (MA): Massachusetts Institute of Technology; 2020.
- [22] Durdina L, Edebeli J, Spirig C. Emission Characteristics Variability of Commercial Turbofan Engines: A 10-Year Study-A Public Report of the Project. AGEAIR II. 2023 [Internet].
- [23] Cantin S, Chouak M, Morency F, Garnier F. Eulerian-Lagrangian CFD-microphysics modeling of a near-field contrail from a realistic turbofan. International Journal of Engine Research. 2022 Apr;23(4):661-77. doi: 10.1177/1468087421993961
- [24] Corbin JC, Schripp T, Anderson BE, Smallwood GJ, LeClercq P, Crosbie EC, Achterberg S, Whitefield PD, Miake-Lye RC, Yu Z, Freedman A. Aircraft-engine particulate matter emissions from conventional and sustainable aviation fuel combustion: comparison of measurement techniques for mass, number, and size. Atmospheric Measurement Techniques. 2022 May 30;15(10):3223-42. doi: 10.5194/amt-15-3223-2022
- [25] Jones SH, Miake-Lye RC. Parameterization of H2SO4 and organic contributions to volatile PM in aircraft plumes at ground idle. Journal of the Air & Waste Management Association. 2024 Jul 2;74(7):490-510. doi: 10.1080/10962247.2024.2354820
- [26] El Helou I, Skiba AW, Mastorakos E. Experimental investigation of soot production and oxidation in a lab-scale rich-quench-lean (RQL) burner. Flow, Turbulence and Combustion. 2021 Apr;106(4):1019-41. doi: 10.1007/s10494-020-00113-5
- [27] Eker T. Soot emission prediction in RQL type aero engine combustor [Master's thesis]. Delft (Netherlands): Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering; 2022. Mentor: Gangoli Rao A.
- [28] Saboohi Z, Ommi F, Fakhrtabatabaei A. Development of an augmented conceptual design tool for aircraft gas turbine combustors. International Journal of Multiphysics. 2016 Mar 1;10(1). doi: 10.21152/1750-9548.10.1.53
- [29] Lefebvre AH. Gas turbine combustion. CRC press; 1998 Sep 1.
- [30] Saboohi Z, Ommi F. Emission prediction in conceptual design of the aircraft engines using augmented CRN. The Aeronautical Journal. 2017 Jul;121(1241):1005-28. doi: 10.1017/aer.2017.40
- [31] Saboohi Z, Ommi F, Akbari M. Multi-objective optimization approach toward conceptual design of gas turbine combustor. Applied Thermal Engineering. 2019 Feb 5;148:1210-23. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2018.11.082
- [32] Rezvani R. A conceptual methodology for the prediction of engine emissions [Doctoral dissertation]. Atlanta (GA): Georgia Institute of Technology; 2010.
- [33] Choo KH. A methodology for the prediction of non-volatile particulate matter from aircraft gas turbine engine. Georgia Tech Theses and Dissertations. 2019 Aug.
- [34] Davari S, Ommi F, Saboohi Z, Safar M. Experimental study of the effect of a non-oxygenated additive on spark-ignition engine performance and pollutant emissions. International Journal of Engineering, Transactions A: Basics. 2021;34(4):1035-45. doi: 10.5829/ije.2021.34.04a.30
- [35] Davari S, Ommi F, Saboohi Z. Investigating the Effects of adding butene, homopolymer to gasoline on engine performance parameters and pollutant emissions: empirical study and process optimization. Journal of The Institution of Engineers (India): Series C. 2022 Jun;103(3):421-34. doi: 10.1007/s40032-021-00780-x
- [36] Davari S, Hosseini SE. A review on the oxygenated fuels on engine performance parameters and emissions of spark ignition engines. OSF. 2025. doi: 10.31219/osf.io/r2e7f_v1