



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 1, pp. 67-76, 2026

<https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.6>

Journal Homepage: <https://www.jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Analytical Modeling of Airflow Partitioning in a Gas Turbine Combustion Chamber

Amirreza Ahmadi Tonekaboni and Masoud Eidi Attarzadeh *

School of Aerospace Engineering, College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 19 August 2025

Revised 10 October 2025

Accepted 13 October 2025

Available Online 26 October 2025

Keywords:

Combustion chamber

Analytical code

Aerodynamics

Air partitioning

Modeling

ABSTRACT

Gas turbines constitute some of the largest energy-generation systems. To reduce pollutant emissions from gas turbines, the combustion process must be conducted efficiently. One of the most effective methods to achieve this is to ensure optimal air partitioning within the combustion chamber, which promotes complete combustion and minimizes emissions. Accelerating the analysis of airflow partitioning enables designers to reach satisfactory solutions more quickly and to perform a greater number of iterative design evaluations. In this study, a one-dimensional MATLAB-based code was developed for rapid flow analysis. In addition to computing the air partitioning within the combustion chamber, the code computes thermodynamic parameters—such as pressure and temperature—inside the liner, as well as the pressure drops across the holes and within the combustion chamber, employing three different approaches. First approach: Assuming a constant pressure drop across the holes, the discharge coefficient is estimated based on literature values, and the corresponding mass flow rate is calculated. Second approach: While maintaining the assumption of a constant pressure drop across the holes and constant density, the discharge coefficients are determined through empirical correlations, from which the hole mass flow rate is obtained. Third approach: In addition to the assumptions of the second approach, the flow is treated as compressible, and the pressure drop within the liner is also calculated. The results indicate that, in comparison with the other approaches, the third approach offers not only satisfactory computational speed but also a higher level of accuracy.

* Corresponding Author's E-mail: eiattar@ut.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Ahmadi Tonekaboni and M. E. Attarzadeh, "Analytical modeling of airflow partitioning in a gas turbine combustion chamber," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 67-76, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.6>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)





مدل سازی توزیع جریان هوا در محفظه احتراق توربینی به روش تحلیلی

امیرضا احمدی تنکابنی^۱ و مسعود عیدی عطارزاده^{۲*}

*۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه جلوبرندگی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری های میان رشته ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران
۲- استادیار، گروه جلوبرندگی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری های میان رشته ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

توربین های گازی یکی از بزرگترین تجهیزات تولید انرژی هستند. برای کاهش آلاینده های گازی لازم است تا احتراق به خوبی انجام گیرد. یکی از راه های دستیابی به این امر، توزیع مناسب هوا در محفظه احتراق توربینی است که موجب می گردد تا احتراق به خوبی انجام گرفته و آلاینده ها به حداقل برسند. افزایش سرعت تحلیل توزیع هوا باعث می شود تا طراحان بتوانند با سرعت مناسب و تعداد دفعات تکرار بیشتری به پاسخ مورد نظر خود برسند. در پژوهش حاضر، یک کد یک بعدی مبتنی بر نرم افزار متلب جهت تحلیل سریع جریان توسعه داده شده است که در کنار توزیع هوای ورودی محفظه احتراق توربینی، پارامترهای ترمودینامیکی نظیر فشار و دما درون حلقه و همچنین افت فشار دو سر سوراخ و افت فشار محفظه احتراق توربینی را توسط سه رویکرد متفاوت محاسبه می کند. در رویکرد نخست، با فرض ثابت بودن افت فشار دو سر سوراخ میزان ضریب تخلیه توسط مراجع تخمین زده شده میزان نرخ جرمی عبوری محاسبه می گردد. در رویکرد دوم، با فرض ثابت بودن میزان افت فشار دو سر سوراخ و ثابت بودن چگالی، مقادیر ضریب تخلیه سوراخ ها توسط روابط تجربی به دست آمده و نرخ جرمی سوراخ تعیین می گردد. در رویکرد آخر علاوه بر مفروضات رویکرد قبل، جریان تراکم پذیر در نظر گرفته شده و افت فشار درون حلقه نیز محاسبه می گردد. نتایج حاصل از این پژوهش نشان داد رویکرد سوم نسبت به سایر رویکردها علاوه بر سرعت حل مناسب از دقت قابل قبولی نیز برخوردار است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۸ مرداد ۱۴۰۴
بازنگری ۱۸ مهر ۱۴۰۴
پذیرش ۲۱ مهر ۱۴۰۴
اولین انتشار ۰۴ آبان ۱۴۰۴

واژه های کلیدی:

محفظه احتراق توربینی
کد تحلیلی
آیرودینامیک
توزیع هوا
مدل سازی

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ediattar@ut.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Ahmadi Tonekaboni and M. E. Attarzadeh, "Analytical modeling of airflow partitioning in a gas turbine combustion chamber," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 67-76, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.6>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



۱ مقدمه

توربین‌های گازی به دلیل مزایای برجسته‌ای مانند نسبت بالای توان به وزن، واکنش سریع به تغییرات، سازگاری با سوخت‌های گوناگون و راندمان خوب، به یکی از مهم‌ترین منابع تولید انرژی تبدیل شده‌اند. این توربین‌ها هم در صنعت هوانوردی (پیشران) و هم در نیروگاه‌ها (تولید توان) کاربرد گسترده‌ای دارند. با وجود ایجاد قوانین جهانی مختلف برای کاهش کربن‌دی‌اکسید، همچنان بخش بزرگی از انرژی دنیا از سوخت‌های فسیلی و به‌ویژه از طریق توربین‌های گازی تأمین می‌شود [۱].

از آنجاکه فرآیند احتراق همیشه با تولید آلاینده همراه است، تحلیل و بهبود محفظه‌های احتراق توربین‌های گاز اهمیت زیادی دارد. برای تحلیل این محفظه‌ها سه رویکرد اصلی وجود دارد:

۱. رویکردهای تجربی (آزمایشگاهی): این رویکردها بسیار دقیق هستند و شرایط واقعی را بازسازی می‌کنند، اما هزینه بسیار بالا، زمان بر بودن و محدودیت‌های آزمایشگاهی از معایب این رویکرد هستند

۲. رویکردهای شبیه‌سازی عددی: این رویکردها در مقایسه با رویکردهای تجربی از محدودیت‌های کمتری برخوردارند اما هزینه محاسبات بالا و پیچیدگی‌های سخت‌افزاری دارند.

۳. رویکردهای تحلیلی: این رویکردها که بر پایه اطلاعات تجربی و روابط تحلیلی کار می‌کنند که علاوه بر اینکه نتایج قابل اعتمادی برای طراحی اولیه ارائه می‌دهند، از سرعت بالا، دقت خوب و هزینه کمی برخوردارند [۲].

محفظه‌های احتراق با وجود تفاوت در شکل ظاهری، معمولاً از سه بخش اصلی تشکیل شده‌اند: ناحیه اولیه، ناحیه ثانویه و ناحیه رقیق‌سازی [۳]. در این قسمت وجود سوراخ‌های بزرگ خنک‌کاری ناحیه اولیه، موجب ایجاد یک ناحیه بازچرخش مرکزی^۱ می‌گردد.

محل قرارگیری سوراخ‌های اصلی بخش اولیه بر طول ناحیه ناحیه بازچرخش مرکزی موثر بوده که می‌تواند در تثبیت شعله به‌صورت مستقیم موثر باشد [۴]. اگر سوراخ‌ها بسیار به چرخاننده^۲ نزدیک باشند طول این ناحیه کوچک شده و جت هوای ورودی منجر به خاموشی شعله می‌گردد و در صورت دور بودن منجر به کاهش چرخش این ناحیه می‌شود [۵].

تأثیر محل قرارگیری سوراخ‌های اصلی ناحیه اولیه و اثر آن بر ناحیه بازچرخش مرکزی می‌تواند با تثبیت شعله و یا برهم‌زدن یکنواختی آن به‌صورت غیر مستقیم بر روی شرایط دمایی و آلاینده‌های خروجی اثر بگذارد [۶]. میزان سوخت ورودی نیز نه

تنها می‌تواند بر روی شعله موثر باشد بلکه با تغییر در ناحیه بازچرخش مرکزی می‌تواند به‌طور مستقیم بر میدان جریان نیز اثر کنند [۷]. همچنین سوراخ‌های خنک‌کاری ناحیه اولیه علی‌رغم تأثیر مثبت می‌تواند بر روی ناحیه بازچرخش مرکزی اثر گذار باشند. تأثیر این سوراخ از آنجایی مهم می‌شود که علاوه بر موارد فوق، می‌تواند با تأثیر بر روی اختلاط هوا و سوخت بر روی کیفیت احتراق نقش بسزایی داشته باشد که این امر منجر به توزیع دمایی بهتر و کاهش آلاینده‌ها در خروجی محفظه می‌گردد [۸]. منطقه اولیه به وسیله گنبد^۳ از دماغه^۴ که تأثیر بسزایی در کنترل نرخ جریان ورودی به چرخاننده دارد، جدا می‌شود. چرخاننده وظیفه اختلاط سوخت با هوا را بر عهده دارد. تنظیم مناسب زاویه ورودی پره‌های این بخش، نه تنها باعث اختلاط بهتر هوا و سوخت می‌گردد بلکه منجر به کاهش آلاینده‌ها نیز می‌شود [۹]. وجود سوراخ‌های ریز بر روی دم علاوه بر خنک‌کاری این ناحیه می‌تواند بر روی شعله موثر باشد به‌طوری‌که افزایش تعداد سوراخ‌های این بخش می‌تواند باعث اختلاط بهتر هوا و سوخت گردد [۱۰] اما از طرفی به علت تداخل جت هوا با جریان بازگشتی از ناحیه بازچرخش مرکزی باعث کاهش چرخش در این ناحیه شده و می‌تواند پایداری شعله را تحت تأثیر قرار دهد [۱۱]. پارامترهای هندسی سوراخ‌های منطقه اولیه می‌تواند بر روی تولید محصولات احتراق نظیر کربن‌دی‌اکسید و همچنین تثبیت پایداری موثر باشند [۹]. در صورتی‌که سوراخ‌های این ناحیه بزرگ باشند، هوای زیاد باعث کاهش محدوده پایداری شعله شده و در صورتی‌که بیش از حد کوچک باشند قدرت نفوذ کم و زاویه نفوذ کاهش می‌یابد که می‌تواند بر روی آلاینده‌گی موثر باشد [۱۲]. تأثیر پارامترهای ترمودینامیکی نیز بر محفظه احتراق به گونه‌ای است که با تغییر فشار، نرخ جرمی عبوری از سوراخ تغییر کرده و به این ترتیب میزان تولید آلاینده‌هایی نظیر NO_x تغییر می‌نماید [۱۲].

پس از این ناحیه، منطقه ثانویه وجود دارد. هدف از این ناحیه فرصت دادن به گازهای محترق شده جهت تکمیل فرآیند احتراق است. تعداد و همچنین ابعاد هندسی سوراخ‌ها، افت فشار دو سر سوراخ، زاویه نفوذ جریان و نرخ جرمی هوای ورودی می‌تواند در کاهش آلاینده‌ها بسیار موثر باشد.

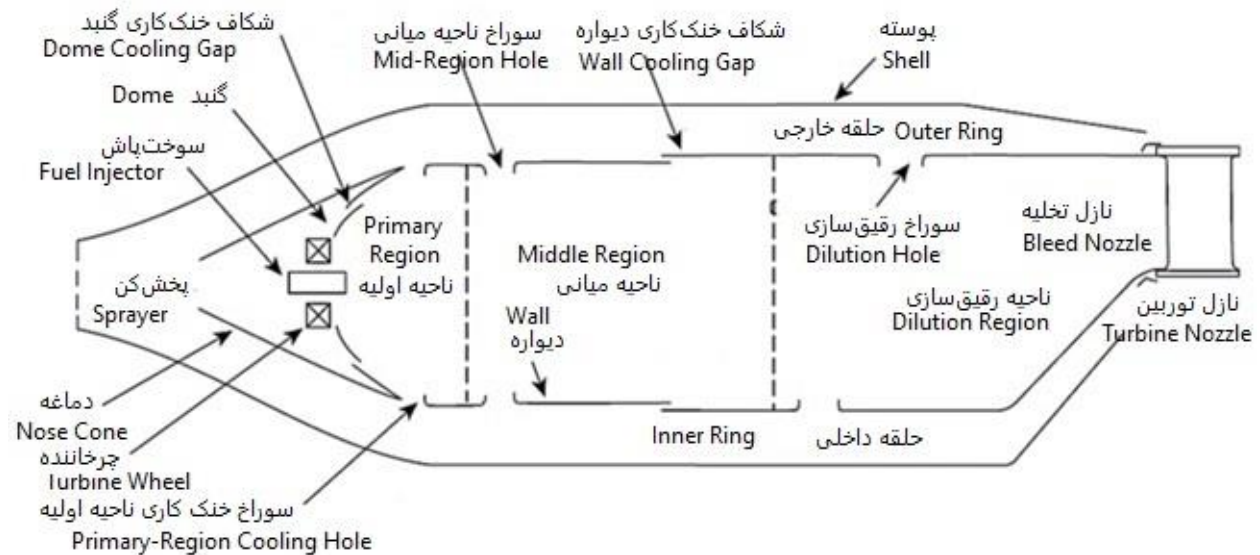
در ناحیه آخر نیز بخش رقیق‌سازی وجود دارد. وظیفه اصلی این بخش خنک‌سازی گازهای خروجی و در اختیار قرار دادن یک پروفیل دمایی کامل برای بخش توربین است. سوراخ‌های این بخش از آن جهت دارای اهمیت هستند که سرعت جت هوای ورودی به این ناحیه می‌تواند بر ایجاد گردابه‌هایی در این ناحیه موثر باشد که در نهایت

1. Central Recirculation Zone (CRZ)
2. Swirler
3. Dome
4. Snout

۲ رویکردشناسی

در ابتدا جریان هوا خروجی از کمپرسور وارد بخش پخش کن^۱ می‌شود. در این قسمت هوا به سه بخش تقسیم می‌گردد که مقداری از این هوا به حلقه بیرونی و مقداری از آن به حلقه درونی وارد شده و باقیمانده هوا به بخش دماغه وارد می‌گردد. هوای وارد شده به حلقه‌ها با توجه به مشخصات سوراخ و افت فشار دو سر سوراخ، وارد محفظه احتراق می‌گردد. شکل (۱) بخش‌های مختلف یک محفظه احتراق توربینی را نشان می‌دهد.

منجر به بی‌نظمی در توزیع دمای خروجی از محفظه احتراق گردد که بر روی عملکرد توربین موثر است [۱۳]. همچنین زاویه نفوذ جریان و نوع سوراخ نیز بر کاهش آلاینده‌گی موثر است [۹]. در نتیجه تحلیل آیرودینامیک محفظه احتراق نه تنها بر شعله و آلاینده‌گی موثر است؛ بلکه با توزیع دمای مناسب برای اجزایی نظیر توربین می‌تواند به افزایش عمر آن کمک کند. در این مقاله، یک کد تحلیلی یک‌بعدی به سه رویکرد تخمینی، نیمه تجربی و حل تحلیلی توسعه داده شده است که علاوه بر دقت مناسب از سرعت بالا برخوردار است. سپس نتایج هر بخش با حل عددی انجام شده در مرجع [۲] مقایسه شده و نتایج گزارش شده‌اند.



شکل ۱- طرح‌واره توزیع هوا در یک محفظه احتراق توربینی [۳].

Fig. 1. Schematic of a combustion chamber [3].

۱.۲ رویکرد اول

تخمین جریان با توجه به شرایط هندسی سوراخ در نظر گرفته می‌شود. در این حالت ضریب تخلیه همواره میزان مشخصی تعیین شده است. همچنین افت فشار دو سر تمامی سوراخ‌ها برابر در نظر گرفته شده و فشار سکون در تمام طول حلقه^۲ ثابت است. همچنین افت فشار ناشی از اصطکاک در حلقه لحاظ نشده‌است.

۲.۲ رویکرد دوم

در این رویکرد با کمک روابط تحلیلی، میزان افت فشار دو سر سوراخ برابر در نظر گرفته می‌شود. در این حالت با کمک روابط سیالات فشار

در این پژوهش سه مدل مورد بررسی قرار گرفته‌اند. رویکرد انجام شده در هر بخش در جدول (۱) بیان شده است:

جدول ۱- رویکردهای مورد بررسی توسط کد.

Table 1. Methods analyzed by the code.

| Method | C_d | $P_{tot\ liner}$ | ΔP_{holes} | Friction |
|--------|----------------|-----------------------|--------------------|----------|
| 1 | Constant | Constant | Constant | No |
| 2 | $f(\alpha, K)$ | $f(\dot{m}, u)$ | Constant | No |
| 3 | $f(\alpha, K)$ | $f(\dot{m}, \rho, u)$ | Constant | Yes |

1. Diffuser
2. Liner

۴.۳ نرخ جرمی عبوری از سوراخ

این رابطه را می توان از روابط مختلفی به دست آورد؛ اما رابطه (۶) پرکاربردترین رابطه می باشد که عبارت است از:

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2\rho(P - p_j)} \quad (6)$$

که در رابطه بیان شده، A مساحت سوراخ بر حسب m^2 ، ρ چگالی در قبل از سوراخ بر حسب $\frac{kg}{m^3}$ ، فشار جت عبوری از سوراخ بر حسب Pa و C_d ضریب تخلیه سوراخ است که به پارامترهای مختلفی نظیر شکل سوراخ، قطر و پارامترهای جریان سیال نظیر دما، فشار و چگالی آن است. دو رویکرد برای محاسبه ضریب تخلیه وجود دارد که عبارتند از:

۱.۴.۳ رویکرد تحلیلی

در این رویکرد می توان از انواع روابط تحلیلی متنوعی که بر پایه آزمایش های تجربی استخراج شده است استفاده نمود. یکی از این روابط عبارت است از [۳]:

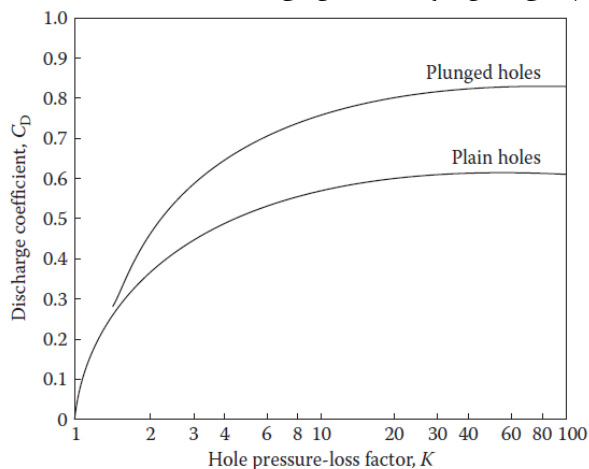
$$C_d = \frac{1.25(K - 1)}{(4K^2 - K(2 - \alpha^2))} \quad (7)$$

که در رابطه (۷) نسبت نرخ جرمی سوراخ به نرخ جرمی حلقه، μ نسبت فشار دینامیکی جت به فشار دینامیکی حلقه است که می توان از رابطه تجربی زیر آن را استخراج نمود [۴]:

$$K = 1 + 0.64(2\mu^2 + \sqrt{(4\mu^4 + 1.56\mu^2(4\alpha - \alpha^2))}) \quad (8)$$

۲.۴.۳ داده های تجربی

ضریب تخلیه را می توان از آزمایش های تجربی استخراج کرد. شکل (۲) یکی از این نمودارها را نشان می دهد.



شکل ۲- تأثیر نوع سوراخ و ضریب افت فشار بر ضریب تخلیه [۳].

Fig. 2. Influence of hole type and pressure-drop coefficient on discharge coefficient [3].

در هر نقطه از حلقه محاسبه می گردد؛ اما از اصطکاک صرف نظر شده است.

۳.۲ رویکرد سوم

در این رویکرد همانند قبل عمل می شود با این تفاوت که میزان ضریب تخلیه از طریق نمودارهای آزمایش تجربی ذکر شده در منبع [۲] محاسبه شده و مورد استفاده قرار می گیرند. همچنین افت فشار ناشی از اصطکاک شده است.

۳ معادلات حاکم

در تحلیل محفظه احتراق مهم ترین روابط فیزیکی که مورد بررسی قرار گرفته اند عبارتند از:

۱.۳ بقای جرم

این رابطه به صورت زیر نوشته و بیان می شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = \nabla \cdot v = 0 \quad (1)$$

این رابطه را برای جریان تراکم ناپذیر پایا می توان به این صورت نوشت:

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 \quad (2)$$

که در رابطه (۲)، ρ چگالی بر حسب $\frac{kg}{m^3}$ ، A سطح مقطع جریان عبوری بر حسب m^2 و u سرعت بر حسب $\frac{m}{s}$ است.

۲.۳ عدد ماخ

این مقدار، از رابطه زیر به دست می آید:

$$M = \frac{u}{c} = \frac{u}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (3)$$

که در رابطه (۳)، R ثابت جهانی گازها بر حسب $\frac{J}{kg.K}$ ، c سرعت صوت بر حسب $\frac{m}{s}$ و γ نسبت ظرفیت گرمایی ویژه گاز است.

۳.۳ دما و فشار سکون

که از رابطه (۴) و (۵) قابل محاسبه اند:

$$T_0 = T \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2\right) \quad (4)$$

$$P_0 = P \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2\right) \quad (5)$$

که در این رابطه P فشار استاتیک بر حسب Pa ، T دما استاتیک بر حسب K است.

$$P_{an,1} A_{an,1'} + \dot{m}_{an,2} u_{an,1'} + \int_{x_1}^{x_2} p_{an} \frac{dA}{dx} dx - \int_{x_1}^{x_2} 2FA_w p_{an} \frac{u_{an}^2}{2} dx \quad (11)$$

$$= P_{an,2} A_{an,2} + \dot{m}_{an,2} u_{an,2}$$

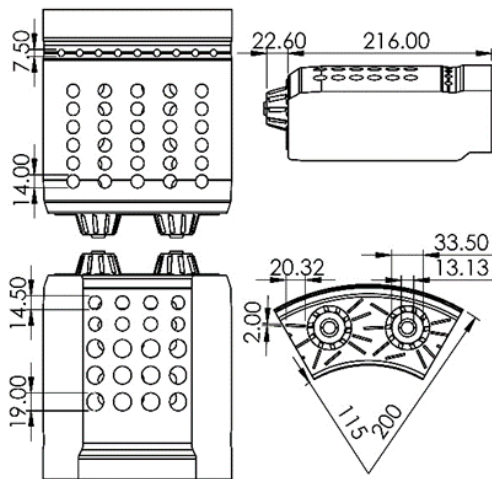
که در رابطه بالا A_w مساحت سطح خیس حلقه بر حسب F و m^2 ضریب اصطکاک است که از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$F = 0.0035 + 0.26 Re_{an,1}^{-0.42} \quad (12)$$

که در رابطه بالا Re عدد رینولدز جریان درون حلقه است.

۴ تعریف مسئله

هندسۀ مورد بررسی در شبیه‌سازی عددی قطاع ۶۰ درجه محفظه احتراق حلقوی است. این محفظه احتراق دارای مجموعاً ۱۲ سوخت‌پاش^۱ است که در این شبیه‌سازی جریان مربوط به دو سوخت‌پاش مجاور یک‌دیگر شبیه‌سازی شده است. جریان خروجی از کمپرسور، پیش از ورود به ناحیه احتراقی محفظه، وارد یک پخش‌کن می‌شود و پس از تقسیم‌شدن به دو بخش کلی، وارد ناحیه احتراقی می‌گردد. بخش اول، پیش از ورود به چرخانده‌های هوا، وارد پخش‌کن داخلی می‌شود و بخش دیگر هوا نیز به حلقه داخلی و بیرونی محفظه احتراق می‌رود. شکل (۴) ابعاد محفظه احتراق و شکل (۵) و شکل (۶) ترتیب نام‌گذاری سوراخ‌های خنک‌کاری محفظه را نشان می‌دهد.



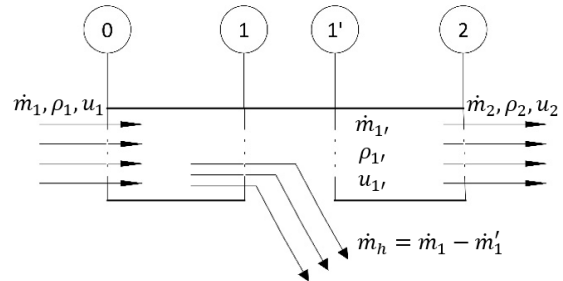
شکل ۴- مشخصات هندسی محفظه مورد بررسی (همه ابعاد به میلی‌متر) [۲].

Fig. 4. Geometric specifications of the investigated combustion chamber (All sizes in mm) [2].

1. Injector

۳.۵ معادله مومنتوم

شکل (۳) طرحواره حلقه درونی یا بیرونی یک محفظه احتراق را نشان می‌دهد.



شکل ۳- طرحواره قسمتی از حلقه بیرونی یا درونی محفظه احتراق

Fig. 3. Schematic of a section of the combustion chamber's outer or inner liner.

برای نوشتن معادله مومنتوم بین نقطه ۱ و ۲ محاسبات به سه دسته تقسیم می‌شوند. در بخش اول میزان نرخ جرمی محاسبه شده و مقدار باقی‌مانده هوا وارد بخش ۱ پریم می‌گردد. از آن جهت که نقطه‌ای که دقیقاً بعد از سوراخ قرار دارد دچار یک انبساط ناگهانی می‌شود لذا می‌توان نوشت:

$$P_{(an,1)} - P_{(an,1')} = 1.85 \frac{(\rho_{(an,1)} u_{(an,1)}^2)}{2} \left[\frac{\dot{m}_h}{1.36 \dot{m}_{(an,1)}} \right]^{(0.5 + 0.242 M_{(an,1)}^{2.21})} \quad (9)$$

که در رابطه بالا، $u_{(an,1)}$ سرعت قبل از سوراخ بر حسب m/s ، $\dot{m}_{an,1}$ نرخ جرمی درون حلقه قبل از سوراخ بر حسب kg/s ، $\rho_{an,1}$ چگالی قبل از سوراخ بر حسب kg/m^3 ، $M_{an,1}$ عدد ماخ جریان قبل از سوراخ، $P_{an,1}$ فشار درون حلقه قبل از سوراخ بر حسب Pa و $P_{an,1'}$ فشار دقیقاً پس از سوراخ بر حسب Pa است. با دانستن $P_{an,1}$ و می‌توان مقدار فشار $P_{an,1'}$ را محاسبه نموده و به کمک رابطه زیر عدد ماخ را درست پس از سوراخ به دست آورد:

$$\frac{\dot{m}_{an,1'}}{A_{an,1'}} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P_{an,1'}}{T_0^{0.5}} \frac{M_{an,1'}}{[1 + \frac{\gamma-1}{2}]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (10)$$

در نهایت با داشتن مقادیر فوق و ساده‌سازی معادله مومنتوم می‌توان میزان فشار در طول حلقه را با در نظر گرفتن افت فشار ناشی از اصطکاک سیال و دیواره به رابطه زیر رسید:

جدول ۲- مشخصات هندسی سوراخ‌های حلقه بیرونی.

Table 2. Geometric parameters of the outer liner holes.

| Row Number | Unit | Number of Holes | Diameter |
|------------|------|-----------------|----------|
| 1 | mm | 5 | 14 |
| 2 | mm | 5 | 14 |
| 3 | mm | 5 | 14 |
| 4 | mm | 5 | 14 |
| 5 | mm | 5 | 14 |
| 6 | mm | 5 | 14 |
| 7 | mm | 9 | 7.5 |

جدول ۳- مشخصات هندسی سوراخ‌های حلقه درونی.

Table 3. Geometric parameters of the inner liner holes.

| Row Number | Unit | Number of Holes | Diameter |
|------------|------|-----------------|----------|
| 1 | mm | 4 | 14.5 |
| 2 | mm | 4 | 14.5 |
| 3 | mm | 4 | 19 |
| 4 | mm | 4 | 19 |
| 5 | mm | 4 | 19 |

داده‌های ورودی برای این مسئله در جدول (۴) آورده شده است.

جدول ۴- شرایط مرزی و داده‌های ورودی مسئله [۲]

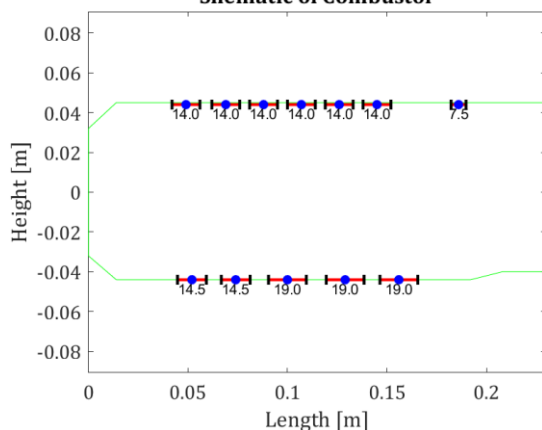
Table 4. Boundary Conditions and inputs [2]

| Boundary Conditions | Unit | Value |
|----------------------|------|---------|
| inlet mass flow rate | kg/s | 2.8 |
| operating pressure | kPa | 658.613 |
| Inlet temperature | K | 504 |

۵ اعتبارسنجی

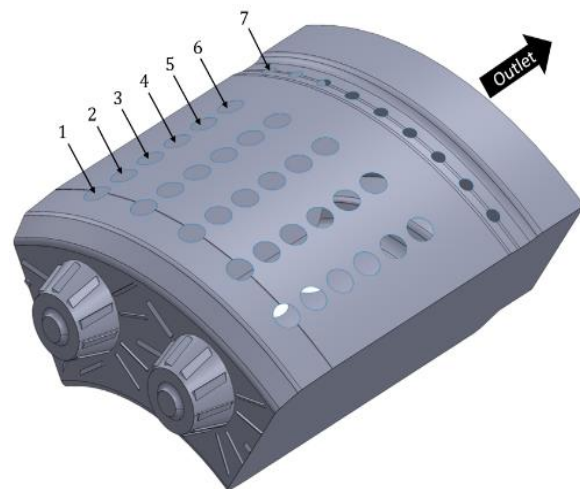
در این بخش نتایج حاصل از کد تحلیلی با نتایج عددی بررسی می‌شود. در شکل (۷) شماتیک کلی محفظه احتراق که توسط کد متلب بررسی شده نشان داده شده است.

Schematic of Combustor



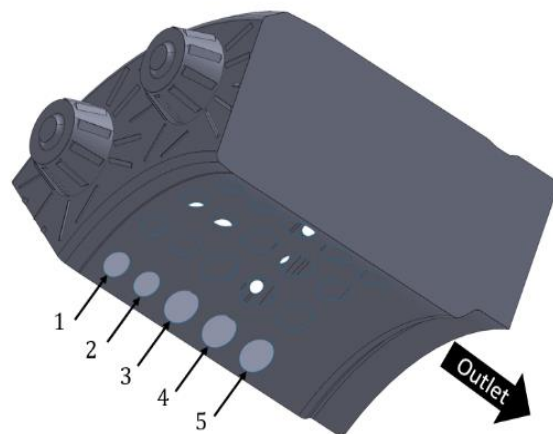
شکل ۷- شماتیک محفظه احتراق ترسیم شده توسط کد.

Fig. 7. Schematic of the combustion chamber generated by code.



شکل ۵- ترتیب شماره گذاری سوراخ‌های بیرونی محفظه احتراق توربینی.

Fig. 5. Numbering scheme for the outer combustion chamber liner holes.

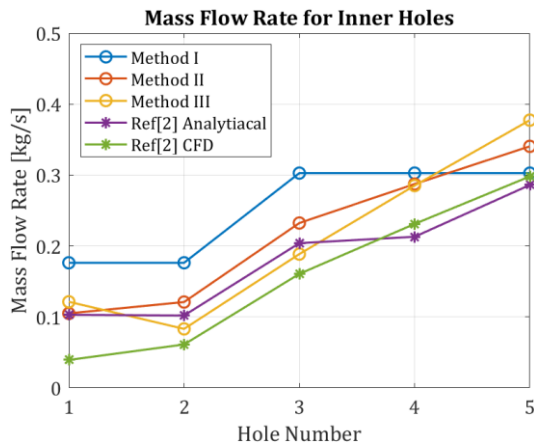


شکل ۶- ترتیب شماره گذاری سوراخ‌های بیرونی محفظه احتراق توربینی.

Fig. 6. Numbering scheme for the outer combustion chamber liner holes.

در روی حلقه خارجی به‌ازای دو سوخت‌پاش، شش ردیف پنج‌تایی سوراخ‌های ساده دایره‌ای وجود دارد. در ناحیه انتهایی این بخش نیز یک ردیف نه‌تایی سوراخ کوچک وجود دارد که موجب تعدیل دمای محصولات احتراق پیش از رسیدن به پره‌های توربین می‌شوند. بر روی حلقه داخلی نیز پنج ردیف چهارتایی سوراخ هوا وجود دارد که تمامی سوراخ‌ها در این بخش از نوع ساده می‌باشند. جدول (۲) مشخصات سوراخ‌های بیرونی و جدول (۳) مشخصات سوراخ‌های درونی را نشان می‌دهد.

شکل (۹) میزان هوای ورودی به حلقه بیرونی را نشان می‌دهد. میانگین خطا نسبت به شبیه‌سازی مرجع [۲] برای رویکردهای اول، دوم و سوم به ترتیب ۵۰ درصد، ۲۶ درصد و ۲۰ درصد است و خطای دقیق با مرجع به ترتیب ۱۰۰ درصد، ۴۷ درصد و ۲۶ درصد می‌باشد. رویکرد اول به دلیل تخمین اولیه دقت پایینی دارد، در حالی که رویکردهای دوم و سوم تقریب بهتری ارائه می‌کنند و رویکرد سوم به علت حل دقیق‌تر نتایج بهتری حاصل کرده است.

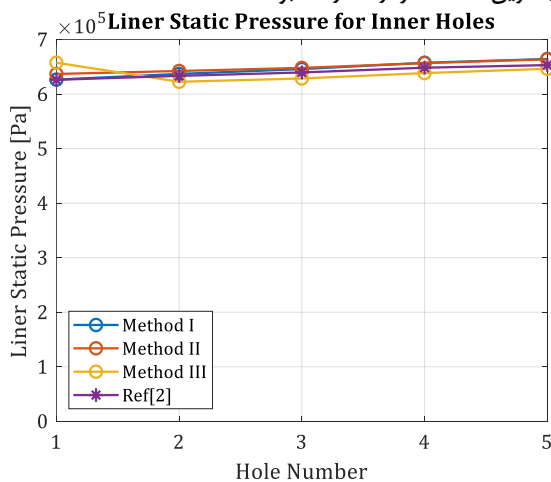


شکل ۹- توزیع هوا سوراخ‌های حلقه بیرونی.

Fig. 9. Airflow distribution of outer liner holes.

۶.۲ فشار استاتیک پشت سوراخ‌ها

شکل‌های (۱۰) و (۱۱) فشار استاتیک حلقه‌های بیرونی و داخلی را نشان می‌دهند که پس از سوراخ‌ها افزایش یافته و در انتهای حلقه به بیشینه می‌رسد. این افزایش بر اثر کاهش سرعت و سکون جریان است. به دلیل تغییرات اندک فشار، هر سه رویکرد نتایج مناسبی داشته و بیشترین خطا کمتر از ۴ درصد بوده است.



شکل ۱۰- توزیع فشار استاتیک پشت سوراخ‌های حلقه درونی.

Fig. 10. Pressure distribution behind the inner liner holes.

نتایج بخش تحلیلی نرخ جرمی ورودی از هر ردیف سوراخ بررسی شده و با مقادیر به‌دست‌آمده از کد مرجع [۲] در جدول (۵) مقایسه شده‌است. نتایج نشان می‌دهد خطای میزان هوای واردشده به سوراخ‌های بخش درونی برای رویکرد اول ۴۷ درصد، برای رویکرد دوم ۳۲ درصد و برای رویکرد سوم ۳۰ درصد نسبت به حل شبیه‌سازی مرجع است. برای حلقه‌ی بیرونی نیز خطاها به ترتیب ۳۲، ۲۲ و ۱۷ درصد محاسبه شده‌اند. روند کاهش خطا از رویکرد اول به سوم نشان‌دهنده بهبود دقت رویکرد سه نسبت به دو رویکرد دیگر در پیش‌بینی توزیع جریان عبوری است.

جدول ۵- اعتبارسنجی پژوهش حاضر با مرجع [۲].

Table 5. Model Validation against Reference [2].

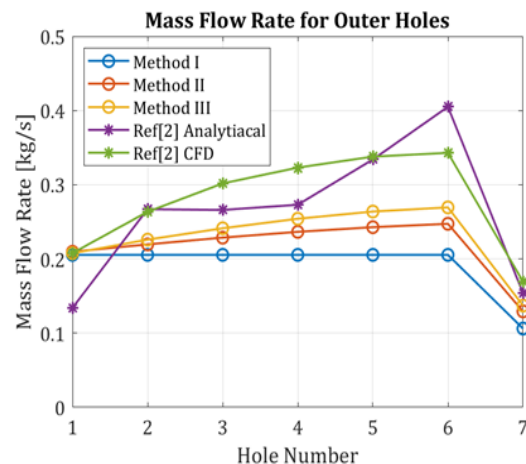
| | Inner Annulus | Outer Annulus |
|----------------|---------------|---------------|
| Unit | kg/s | kg/s |
| Analytical [2] | 0.88 | 1.80 |
| Numerical [2] | 0.79 | 1.94 |
| Method 1 | 1.3 | 1.3 |
| Method 2 | 1.08 | 1.51 |
| Method 3 | 1.05 | 1.6 |

۶ نتایج و بحث

نتایج شامل نرخ جرمی هوای عبوری از هر سوراخ، فشار استاتیک پشت هر سوراخ و عدد ماخ درون حلقه درونی و بیرونی می‌باشد.

۶.۱ نرخ جرمی هوا سوراخ‌ها

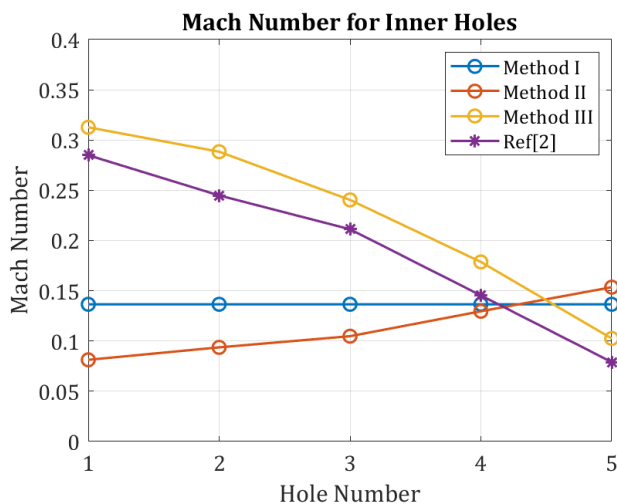
شکل (۸) میزان هوای ورودی به حلقه بیرونی را نشان می‌دهد. میانگین خطا نسبت به شبیه‌سازی مرجع [۲] برای رویکردهای اول، دوم و سوم به ترتیب ۷۰، ۲۶ و ۱۷ درصد است. در مقایسه با حل دقیق، این مقادیر به ترتیب ۷۰، ۳۵ و ۲۶ می‌باشند. رویکرد اول به دلیل تخمین اولیه دقت پایینی دارد، اما رویکردهای دوم و سوم تقریب بهتری ارائه می‌دهند و رویکرد سوم به دلیل حل دقیق‌تر، نتایج مناسب‌تری داشته است.



شکل ۸- توزیع هوا سوراخ‌های حلقه بیرونی.

Fig. 8. Airflow distribution of outer liner holes.

است. مقایسه رویکردها نشان داد که روش های اول و دوم با خطاهای بسیار بالای ۱۰۰ درصد و ۱۵۰ درصد تخمین مناسبی نداشتند، اما روش سوم با خطای حدود ۱۴ درصد، تخمین قابل قبولی از شرایط ارائه می دهد.



شکل ۱۳- توزیع عدد ماخ سوراخ های حلقه درونی.

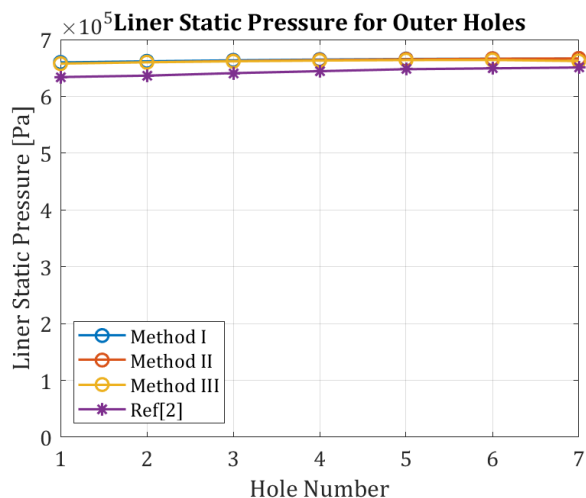
Fig. 13. Mach number distribution of inner liner holes.

۷ نتیجه گیری

در این پژوهش سه کد حل تحلیلی با تمرکز بر سرعت حل بالا و همچنین ساده سازی برابری فشار در دو سر هر سوراخ مورد بررسی قرار گرفت. باتوجه به اینکه کد بیان شده در مرجع [۲] از سرعت کمی برخوردار بود، کد بررسی شده در این پژوهش با حل زمان بسیار کمتر، عملکرد مناسبی نشان داده است.

نتایج حاصل از اعتبارسنجی حاصل از کد نشان داد که استفاده از رویکرد اول که همان تخمین مقادیر ضریب تخلیه برای سوراخ و فرض ثابت بودن فشار سکون در راستای طول لاینر مناسب نیست. نتایج حاصل از رویکرد دوم نشان داد این رویکرد نسبت به حالت اول نتایج بهتری ارائه داده است. خطای تقریبی ۳۲ درصد برای حلقه بالایی و ۲۲ درصد نسبت به شبیه سازی های انجام گرفته در مرجع [۲] نشان داد این کد پاسخ این کد تا حد مناسبی قابل استناد می باشد. نتایج حاصل از کد سوم و مقایسه آن با حل شبیه سازی نشان داد برای حلقه بالایی و پایینی میزان خطا در حدود ۳۰ و ۱۷ درصد برای حلقه بالا و پایینی می باشد. در نتیجه این کد خروجی نسبتاً مناسبی نسبت به رویکرد دوم نشان می دهد.

کد بیان شده در مرجع [۲] از سرعت کمی برخوردار بود، در نتیجه مزیت این رویکرد، ساده سازی مسئله و مقادیر ورودی، در کنار پاسخ سریعتر این کد به همراه دقت نسبتاً مناسب آن است.

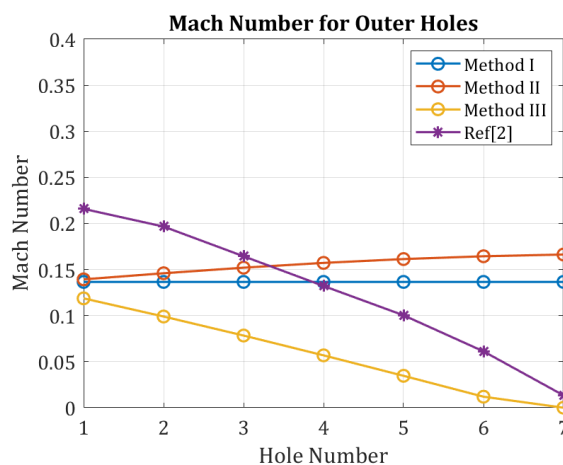


شکل ۱۱- توزیع فشار استاتیک پشت سوراخ های حلقه درونی.

Fig. 11. Static pressure distribution behind the outer liner holes.

۳.۶ عدد ماخ درون حلقه درونی و بیرونی

شکل (۱۲) نشان می دهد که با گذر جریان از سوراخ ها سرعت به تدریج کم شده و در نهایت به صفر می رسد. در رویکرد اول با خطای ۵۰ درصد به علت ثابت بودن پارامترها تخمین خوبی مشاهده نمی شود. در رویکرد دوم با خطای ۴۲ درصد نیز از آنجایی که تغییرات چگالی در محاسبات سرعت صوت مشاهده نشده است، روند مناسبی را نشان نمی دهد اما در رویکرد سوم داده ها مقدار خطا در حدود ۱۸ درصد تا حد مناسبی شرایط را ارضا می نماید.



شکل ۱۲- توزیع عدد ماخ سوراخ های حلقه بیرونی.

Fig. 12. Mach number distribution of outer liner holes.

شکل (۱۳) کاهش تدریجی سرعت پس از سوراخ ها را نشان می دهد. در حالیکه انتظار می رفت عدد ماخ در انتهای حلقه صفر شود، به دلیل خطای محاسباتی، عدد ماخ در انتهای حلقه درونی صفر نشده

- 133, no. 1, 2010, <https://doi.org/10.1115/1.4002004>.
- [8] C. D. Richards and G. S. Samuelsen, "The role of primary jet injection on mixing in gas turbine combustion," *Symposium (International) on Combustion*, vol. 23, no. 1, pp. 1071–1077, 1991, [https://doi.org/10.1016/S0082-0784\(06\)80366-8](https://doi.org/10.1016/S0082-0784(06)80366-8).
- [9] A. Shrivastava and V. K. Patel, "Effect of injection angle of primary and secondary holes on the mixing and combustion in a can type combustion chamber using CFD," *SN Applied Sciences*, vol. 1, no. 7, 2019, Art. no. 786, <https://doi.org/10.1007/s42452-019-0753-4>.
- [10] L. Yu, X. He, Q. Hong, Y. Guo, and P. Zhang, "Effect of primary hole parameters on combustion chamber performance within a slinger combustion chamber," *Applied Thermal Engineering*, vol. 216, 2022, Art. no. 119038, <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119038>.
- [11] C. D. Richards and G. S. Samuelsen, "The role of primary jets in the dome region aerodynamics of a model can combustion chamber," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 114, no. 1, pp. 20–26, 1992, <https://doi.org/10.1115/1.2906302>.
- [12] S. Gogineni, D. Shouse, C. Frayne, J. Stutrud, and G. Sturgess, "Combustion air Jet influence on primary zone characteristics for Gas-Turbine combustion chambers," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 18, no. 2, pp. 407–416, 2002, <https://doi.org/10.2514/2.5949>.
- [13] S. J. Stevens and J. F. Carrotte, "Experimental studies of combustion chamber dilution zone aerodynamics. II - Jet development," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 6, no. 4, pp. 504–511, 1990, <https://doi.org/10.2514/3.25463>.
- [14] A. Rezk, G. Younan, K. Kaddah "Jet discharge coefficient through openings for parallel flow," in *4th International Symposium on Air Breathing Engines*, 1979, <https://doi.org/10.2514/6.1979-7050>.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است

مراجع

- [1] O. Alšauskas, "World Energy Outlook 2024," International Energy Agency, 2024, <https://www.iea.org/reports/world-energy-outlook-2024>.
- [2] B. Konkavashvar, S. Tabe-Jamaat, S. B. Ajleh, and M. Eidi Attarzadeh, "Investigation of air distribution in a model engine combustion chamber using numerical and analytical methods," in *16th International Conference of the Iranian Aerospace Society*, 2016.
- [3] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd ed. CRC press, 2010, <https://doi.org/10.1201/9781420086058>.
- [4] J. Cai, F. Ichihashi, B. Mohammad, S. Tambe, Y. H. Kao, and S. M. Jeng, "Gas turbine single annular combustion chamber sector: Combustion dynamics," in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2012, <https://doi.org/10.2514/6.2010-21>.
- [5] G. Ding, X. He, Z. Zhao, B. An, Y. Song, and Y. Zhu, "Effect of dilution holes on the performance of a triple swirler combustion chamber," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 6, pp. 1421–1429, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.10.008>.
- [6] Y. An *et al.*, "Effects of inlet air holes on swirl flow characteristics and outlet temperature distribution in an axial swirl combustion chamber," *Case Studies in Thermal Engineering*, vol. 61, 2024, Art. no. 10, <https://doi.org/10.1016/j.csite.2024.105085>.
- [7] B. Mohammad, S. M. Jeng, and M. G. Andac, "Influence of the primary Jets and fuel injection on the aerodynamics of a prototype annular Gas Turbine combustion chamber sector," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol.