

تجزیه و تحلیل صدای حاصل از احتراق محفظه احتراق توربین گازی با سوخت هیدروژن / اتلین: بهینه‌سازی یادگیری ماشین

نجمه حاجی‌علی‌گل^{۱*}، مصطفی جمالی^۲

استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی همدان، همدان، n.hajialigol@hut.ac.ir
دانشجوی کارشناسی، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی همدان، همدان، Jamali.Mostafa79@gmail.com

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۱۶، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۳/۰۲/۲۴، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۲/۲۵)

چکیده: صدای احتراق غیرمستقیم که به‌عنوان یکی از منابع صدای محفظه احتراق شناخته می‌شود، در ناپایداری محفظه احتراق سهیم است. به‌منظور دستیابی به درک عمیق‌تر این نوع صدا، تحقیق حاضر به بررسی عددی صدای احتراق غیرمستقیم یا صدای آنتروپی در احتراق پیش‌مخلوط رقیق با سوخت هیدروژن/ اتلین پرداخته است. این تحقیق اطلاعات ارزشمندی در خصوص رفتار امواج آنتروپی و تأثیر آن‌ها بر دینامیک احتراق ارائه نموده است. این پژوهش به بررسی محفظه احتراق در دو حالت دیواره عایق و در معرض انتقال حرارت همرفتی پرداخته است. عواملی مانند قدرت آشفته‌گی ورودی، نسبت هم‌ارزی، و پیش‌گرم کردن مخلوط بررسی شد. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که بین متغیرهای تحت بررسی و پاسخ صوتی محفظه احتراق همبستگی وجود دارد. ملاحظه شد که افزایش نسبت هم‌ارزی و دمای مخلوط ورودی به پاسخ صوتی محفظه احتراق را افزایش می‌دهد. این نتایج نشانگر آن است که نسبت تعادلی بیشتر، و افزایش دمای ورودی، ایجاد و انتشار صدای آنتروپی را تقویت می‌کند. از سوی دیگر، این تحقیق نشان داد که افزایش شدت آشفته‌گی ورودی باعث از بین رفتن امواج آنتروپی می‌شود و صدای احتراق غیرمستقیم را کاهش می‌دهد.

کلیدواژه‌گان: هیدروژن، صدای احتراق، موج آنتروپی، احتراق پیش‌مخلوط، محفظه احتراق

مقدمه

در سال‌های اخیر، توجه به احتراق پیش‌مخلوط رقیق برای کاهش انتشار گازهای گلخانه‌ای و افزایش بازدهی حرارتی افزایش یافته است [۱]. با این حال، نوسانات ذاتی در احتراق پیش‌مخلوط رقیق می‌تواند منجر به صدای احتراق شود [۳،۲]. این نوسانات ناشی از نوسانات فشار به‌دلیل احتراق آشفته، محفظه‌های احتراق توربین گازی را تحت تأثیر قرار می‌دهد [۵،۴،۲]. ناپایداری‌های ترموآکوستیک ممکن است بر عملکرد احتراق تأثیر بگذارد و هزینه‌های تعمیر و نگهداری و خطرات بالقوه را افزایش دهد [۵،۴،۲]. به حداقل رساندن صدای احتراق برای رعایت مقررات و جلوگیری از آسیب بسیار ضروری است [۳،۲]. با وجود تحقیقات گسترده در زمینه تولید صدا، سوالاتی در مورد تفاوت بین شعله‌های احتراق پیش‌مخلوط و احتراق غیر پیش‌مخلوط، از جمله تراکم‌پذیری و ویژگی‌های طیفی باقی می‌ماند [۶-۱۳]. درک اثرات متناسب صدای احتراق مستقیم و غیرمستقیم در محفظه‌های احتراق توربین گازی نیز یک چالش تحقیقاتی است [۱۴]. پرداختن به این سوالات برای پیشبرد طرح‌های محفظه احتراق و کمک به راه‌حل‌های سازگار با محیط زیست ضروری است [۱۴،۱].

صدای احتراق از انتشار گرمای ناپایدار ناشی می‌شود که منجر به تولید صدای مستقیم حاصل از احتراق می‌شود [۶]. صدای غیرمستقیم ناشی از امواج آنتروپی و شتاب ناهمگونی‌های ترکیبی در طول انتقال به مرحله توربین‌ها و نازل‌ها است

[۱۴-۱۷]. درک کامل صدای احتراق برای مطالعه سیستم‌های احتراق مختلف بسیار مهم است [۶-۱۹]. بنابراین، تحقیقات، هم صدای احتراق مستقیم و هم غیرمستقیم را در توربین‌های گازی مورد بررسی قرار داده است [۱۴، ۱۷، ۱۹]. تحقیقات هوئت [۱۴]، تجزیه و تحلیل جامعی از موضوعات تحقیق ذکر شده، ارائه می‌دهد. تحقیقات محدود به طور خاص بر روی قله‌های طیفی مجزای صدای احتراق مستقیم تمرکز کرده‌اند. موتوکریشنان و همکاران [۲۰]، در یک مطالعه تجربی، نوسانات برانگیخته را در احتراق پیش‌مخلوط با هدف درک صدای احتراق مستقیم در این شعله‌ها بررسی کردند. دانشمندان تمایل دارند با کشف تولید صدای احتراق مستقیم و غیرمستقیم، درک جامعی از پدیده‌های صدای احتراق به دست آورند. این دانش می‌تواند به توسعه راه‌های موثر برای کاهش صدای حاصل از احتراق کمک کند. موتوکریشنان و همکاران [۲۰] طیف‌های موج مستقیم حاصل از احتراق پیش‌مخلوط را تجزیه و تحلیل کردند. آن‌ها دریافتند که ناپایداری‌های خودبخودی تنها در شعله‌های پیش‌مخلوط غنی از سوخت وجود دارند. در مطالعه اخیر شوچی و همکاران [۲۱]، شعله‌های آشفته هیدروژن-هوای پیش‌مخلوط رقیق مورد بررسی قرار گرفتند. محققان به این نتیجه رسیدند که صدای احتراق، پیک‌های دوگانه برجسته‌ای را حتی در نسبت‌های هم‌ارزی پایین نشان داد. در یک مطالعه تجربی که توسط واسمر و همکاران انجام شد، [۲۲، ۲۳]، همبستگی بین نوسانات در امواج آنتروپی و پارامترهایی مانند عدد استروهل، عدد رینولدز و مکان محوری موج به‌طور قابل توجهی نشان داده شد. به‌طور هم‌زمان، آنها یک فرکانس بحرانی را شناسایی کردند که می‌توانست باعث نابودی قابل توجه موج آنتروپی شود. تأیید تجربی بعدی این فرکانس بحرانی توسط حسینعلی‌پور و همکاران [۲۴] در بررسی تکامل امواج آنتروپی انجام شد.

پیلای و همکاران [۲۵] یک شعله آشفته هیدروژن را که توسط یک مشعل با چرخش کم پایدار شده بود را به صورت عددی مطالعه کردند. آن‌ها در شبیه‌سازی خود از مدل اغتشاشی LES استفاده کردند. فرکانس ناپایداری بدست آمده حاصل از شبیه‌سازی ایشان (۸۴۰ هرتز) با فرکانس اندازه‌گیری شده تجربی (۹۴۰ هرتز) تقریباً نزدیک بود. آمبروسیو و همکاران [۲۶] یک روش جدید را برای مطالعه صدای احتراق با ارزیابی محتوای انرژی آن معرفی کردند. یک الگوریتم که در آن سهم صدای احتراق را در طول زمان محاسبه کرد. هوئت و همکاران [۲۷] بر تولید صدا در توربین‌های گازی تمرکز کردند، جایی که نوسانات جریان شعله می‌تواند منجر به ناپایداری احتراق شود. مدلی با مفروضات جریان فروصوت رقیق با یک بعد، برای پیش‌بینی پراکندگی صدا، تولید صدای آنتروپی/گردابی در مطالعه ایشان توسعه داده شد. اعتبارسنجی در شبیه‌سازی‌های عددی، پیش‌بینی دقیق پراکندگی نویز را در تمام فرکانس‌ها نشان داد. پولیفکه و همکاران [۲۸] از روش ترکیبی LES/APE-RF برای بررسی آکوستیک شعله با سوخت متان به صورت پیش‌مخلوط شده با مقدار چرخش بالا استفاده کردند. کار آن‌ها اثربخشی روش ترکیبی LES/APE-RF را برای تجزیه و تحلیل احتراق غیرمستقیم نشان داد.

امروزه کاربرد سوخت‌های تجدیدپذیر برای استفاده در کشتی‌ها و صنایع هوایی گسترده‌تر شده است. این تحقیق از مدل فیلیمت^۱ و روش‌های شبیه‌سازی گردابه بزرگ^۲ استفاده کرده، و اطلاعات ارزشمندی در خصوص رفتار امواج آنتروپی و تأثیر آن‌ها بر دینامیک احتراق ارائه نموده است. یکی از مسائل مهم در مورد استفاده از سوخت‌های جدید مانند اتیلن و هیدروژن، صدای تولید شده و اثرات آن بر پایداری احتراق است. با مراجعه به بررسی ادبیات، به ندرت کار در مورد ارزیابی صدای احتراق سوخت‌های تجدیدپذیر یافت می‌شود. از این رو، این مطالعه حاضر به شبیه‌سازی احتراق پیش‌مخلوط با بکارگیری ترکیب سوخت هیدروژن/اتیلن می‌پردازد. شعله به کمک سرعت نوسانی برانگیخته می‌شود. دیواره محفظه احتراق به دو شکل عایق و در معرض انتقال حرارت همرفتی مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این مطالعه به بررسی صدای احتراق غیرمستقیم، تبدیل امواج آنتروپی به امواج آکوستیک، پرداخته می‌شود. تبدیل امواج آنتروپی به امواج آکوستیک، با استفاده از روش‌های پیشنهادی ماربل و کندل [۲۹] محاسبه می‌شود. این یافته‌ها می‌تواند به بهینه‌سازی شرایط عملکرد محفظه احتراق برای کاهش صدای

^۱ Flamelet

^۲ large Eddy Simulation

حاصل از احتراق و جلوگیری از مسائل ناپایداری کمک کند. درک جامع از ویژگی‌های صدای آنتروپی و ارتباط آن با پارامترهای عملیاتی مختلف، زمینه را برای بهینه‌سازی عملکرد محفظه احتراق، اطمینان از انطباق با محیط‌زیست و حفظ پایداری عملیاتی فراهم می‌کند.

محفظه احتراق مورد بررسی

محفظه احتراق مورد بررسی در شکل ۱ نشان داده شده است. این محفظه در مطالعه تجربی بالاچانداران و همکارانش [۳۰] مورد استفاده قرار گرفته است. در مطالعه تجربی بالاچانداران و همکارانش [۳۰]، مخلوط گاز قبل از ورود به محفظه احتراق از یک مجرای استوانه‌ای شکل به طول ۳۰۰ میلی‌متر و قطر داخلی ۳۵ میلی‌متر عبور می‌کند. همچنین در مطالعه تجربی صورت گرفته توسط بالاچانداران و همکارانش [۳۰]، به منظور ایجاد جریان یکنواخت، صاف‌کنندهایی در مسیر مخلوط گاز ورودی به کار گرفته شده است. به منظور پایدار کردن شعله، یک جسم مانع^۱ به صورت مخروطی شکل با قطر ۲۵ میلی‌متر در مرکز مجرا قرار داده شده است. محفظه احتراق مورد مطالعه مشعل از جنس کوارتز با قطر داخلی ۷۰ میلی‌متر و طول ۵۰۰ میلی‌متر است. هوا و سوخت (ترکیب اتیلن و هیدروژن) قبل از ورود به محفظه با یکدیگر به‌طور کامل مخلوط می‌شوند. همه ابعاد نشان داده شده در شکل ۱ به میلی‌متر است.

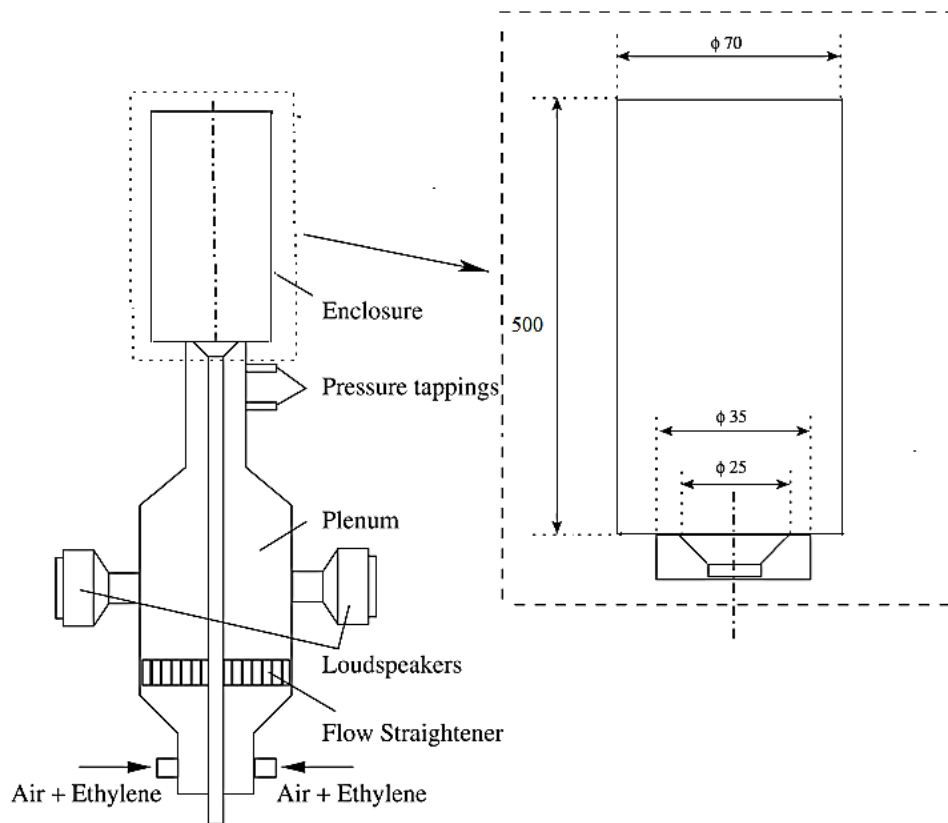


Figure 1- Combustion chamber schematic [30]

شکل ۱- محفظه احتراق مورد بررسی [۳۰]

¹Bluff-body

معادلات حاکم: معادلات پیوستگی، اندازه حرکت، انرژی و متغیر پیشرفت واکنش

شبیه‌سازی جریان واکنشی داخل محفظه احتراق، نیاز به حل معادلات بقا با توجه به فرآیندهای موجود و نوع مدل‌های مورد استفاده در آن دارد. از آنجایی که شعله در محفظه‌های احتراق توربین گاز مغشوش است، استفاده از یک مدل مناسب آشفته‌گی دارای اهمیت است. LES اگرچه از نظر محاسباتی گران است، اما قادر به پیش‌بینی صحیح اختلاط جریان آشفته و رفتارهای ناپایای شعله است. LES قادر به بررسی جریان‌های ناپایا و دینامیک ساختار شعله است و امروزه بیش از قبل برای مطالعه مسائل احتراقی در جریان آشفته مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳۱-۳۳]. بررسی‌های مطالعات گذشته نشان می‌دهد که LES می‌تواند پیش‌بینی دقیقی از دینامیک شعله مواجه شده با ناپایداری‌ها را ارائه نماید [۳۴، ۳۵]. در واقع، به دلیل ظرفیت این مدل برای پیش‌بینی جریان‌های واکنشی مغشوش ناپایا [۳۶، ۳۷]، LES اطلاعاتی را که قابل دستیابی با مدل‌های عددی سنتی نیستند را ارائه می‌دهد. از مکانیزم‌هایی که به‌طور بالقوه به‌وسیله LES قابل دستیابی هستند و برای صنعت از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردارند، می‌توان به تقابل شعله و آشفته‌گی، کوپل آکوستیک شعله و تمام مقیاس‌های بزرگ زمانی وابسته به ویژگی‌های سیال مثل اختلاط اشاره کرد.

برای جریان‌های تراکم‌پذیر از فیلترگیری جرمی فاو^۱، $\bar{f} = \overline{\rho f} / \bar{\rho}$ استفاده می‌شود؛ در نتیجه معادلات حاکم در LES با فیلترگیری از معادلات بقای جرم، اندازه حرکت، انرژی و متغیر پیشرفت واکنش در فضای مکانی حاصل می‌شوند. با فیلترگیری از معادله پیوستگی، رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j) = 0 \quad (1)$$

به‌طوری که u و ρ بیانگر مولفه‌های سرعت و چگالی می‌باشند. بالانویس‌های (-) و (~) نیز به ترتیب نشانگر فیلترگیری معمولی و فیلترگیری جرمی فاو هستند.

معادله اندازه حرکت به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(2(\bar{\mu} + \bar{\mu}_{SGS}) \left[\bar{\mathcal{S}}_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \bar{\mathcal{S}}_{kk} \right] \right) \quad (2)$$

معادله انرژی فیلتر شده نیز به‌صورت زیر است [۳۸]:

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \bar{h})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j \bar{h}) = \frac{D\bar{P}}{Dt} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\frac{\bar{\mu}}{Pr} + \frac{\bar{\mu}_{SGS}}{Pr_t} \right) \frac{\partial \bar{h}}{\partial x_j} \right) \quad (3)$$

معادله انتقال برای انرژی جنبشی اغتشاشی در مقیاس زیرشبکه جریان حل شود. مقدار لزجت گردابه‌ای با توجه به انرژی جنبشی اغتشاشی، در مدل تک معادله‌ای تعیین می‌شود [۳۹].

$$\mu_{SGS} = \bar{\rho} C_k \sqrt{k_{SGS}} \Delta \quad (4)$$

که در آن C_k ضریب ثابت و Δ پهنای فیلتر است. k_{SGS} نیز از حل معادله انتقال زیر بدست می‌آید [۳۹].

$$\frac{\partial (\bar{\rho} k_{SGS})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j k_{SGS}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} C_k \sqrt{k_{SGS}} \Delta \frac{\partial k_{SGS}}{\partial x_j} \right) = P_k - C_e \frac{\bar{\rho} k_{SGS}^{3/2}}{\Delta} \quad (5)$$

ثابت شده است که شعله آزمایشات بالاچاندران و همکارانش [۳۰] در رژیم فلیملت قرار دارد [۴۰]. با توجه به این مطلب و با در نظر گرفتن این‌که برای شبیه‌سازی عددی انجام شده از هندسه بالاچاندران و همکارانش استفاده شده است، در تحقیق

¹Mass-weighted Favre filtering

حاضر از مدل چگالی سطح شعله، که از انواع مدل‌های فلیمت است، به عنوان مدل احتراقی استفاده خواهد شد؛ چرا که توانایی آن در رژیم احتراقی فلیمت و نواحی واکنشی باریک به اثبات رسیده است [۴۱]. در مدل‌های فلیمت، با فرض یک واکنش کلی تک‌مرحله‌ای برگشت‌ناپذیر، معادله بقای گونه‌ها با یک معادله بقا برای متغیر پیشرفت b که بین یک برای واکنشگرها و صفر برای محصولات احتراق، تغییر می‌کند، جایگزین می‌شود:

$$b = \frac{Y_f}{Y_{fu}} \quad (6)$$

به طوری که Y_f کسر جرمی سوخت و Y_{fu} کسر جرمی سوخت در مخلوط نسوخته (واکنشگرها) است. معادله بقای متغیر پیشرفت واکنش به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{b})}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_j \tilde{b}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\frac{\bar{\mu}}{Sc} + \frac{\bar{\mu}_{SGS}}{Sc_t} \right) \frac{\partial \tilde{b}}{\partial x_j} \right) + \bar{\omega} \quad (7)$$

از آنجایی که ضخامت شعله پیش‌آمیخته کوچک‌تر از اندازه سلول محاسباتی مورد استفاده LES است، جبهه شعله بر روی شبکه محاسباتی حل نمی‌شود. بنابراین، شعله یک پدیده زیرشبکه باقی‌مانده که اندرکنش آن با آشفتگی زیر شبکه باید مدل شود. در اینجا به منظور مدل‌سازی جمله نرخ واکنش زیرشبکه، که در معادله متغیر پیشرفت واکنش ظاهر شده است، از مدل احتراقی چین‌خوردگی سطح شعله^۱ که برای اولین بار توسط ولر و همکارانش [۴۲] ارائه شد، استفاده شده است. در این مدل، شعله به صورت یک سطح چین‌خورده که مواد سوخته و نسوخته را از هم جدا می‌کند در نظر گرفته می‌شود. نرخ واکنش در این مدل از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\bar{\omega} = \bar{\rho}_u S_u \Xi |\nabla \tilde{b}| \quad (8)$$

در این رابطه ρ_u چگالی گازهای نسوخته، S_u سرعت سوزش شعله آرام و Ξ ضریب چین‌خوردگی شعله زیرشبکه می‌باشند. حرارت آزاد شده به کمک رابطه زیر بدست می‌آید:

$$Q = H_f \int \bar{\omega} dV = H_f \int \bar{\rho}_u S_u \Xi |\nabla \tilde{b}| dV \quad (9)$$

روش حل عددی و شرایط حاکم بر حل مسئله

به منظور حل معادلات حاکم، از حلگر XiFoam از بسته نرم‌افزاری اپن‌فوم^۲ استفاده شده است. XiFoam یک حلگر تراکم‌پذیر احتراقی پیش‌آمیخته (یا پاره‌ای پیش‌آمیخته) است. مدل احتراقی در این حلگر، مدل دو معادله‌ای $b-\Xi$ ولر [۴۳]، که از انواع مدل‌های فلیمت است، می‌باشد. لازم به ذکر است که در اپن‌فوم، معادلات حاکم با استفاده از روش حجم محدود^۳ گسسته می‌شوند.

در کار حاضر، انتگرال‌گیری زمانی با استفاده از روش پس‌رو مرتبه دوم ضمنی صورت گرفته است. به منظور کاهش نفوذ و پخش عددی از یک روش TVD^۴ برای جمله‌های جابجایی استفاده شده است. در این روش در نزدیکی تغییرات شدید و ناپیوستگی‌ها از روش بالادستی و در نواحی هموار از تقریب تفاضل مرکزی استفاده می‌شود. این تغییر توسط محدودکننده شار

^۱Flame Surface Wrinkling

^۲Open-Source Field Operation and Manipulation (OpenFOAM)

^۳Finite volume

^۴Total Variation Diminishing

سویی^۱ انجام می‌گیرد. جملات جابجایی در معادلات انرژی، ϵ و S_{ii} از روش TVD تقریب زده می‌شوند. هم‌چنین از تقریب تفاضل مرکزی برای جمله‌های نفوذی در معادلات بقای اندازه حرکت، انرژی و متغیر پیشرفت واکنش استفاده می‌شود. برای حل مسئله جفت‌شدگی میدان‌های سرعت و فشار از الگوریتم تصحیح PISO^۲، که یک روش تکراری است و برای شبیه‌سازی گذرا مناسب است، استفاده شده است. این الگوریتم به‌عنوان یک روش مبتنی بر فشار^۳ شناخته می‌شود.

شرایط اولیه و مرزی با توجه به کار تجربی بالاچاندان [۳۰] در نظر گرفته شده است. شرایط اولیه به صورت مواد اولیه با دمای ۳۰۰ کلوین (استفاده شده برای اعتبارسنجی حل) و متغیر پیشرفت واکنش ۱ است. شرط عدم لغزش برای دیواره‌ها اعمال شده است. سرعت در ورودی محفظه با رابطه $u_{in} = U_b(1 + A \sin(\alpha ft))$ اعمال شده است که در آن U_b سرعت میانگین^۴ ورودی حالت پایا است. f و A به ترتیب دامنه و فرکانس سرعت اعمالی خواهند بود. هم‌چنین باید محدوده فرکانسی دور از فرکانس رزونانسی محفظه (۱۰۰۰ هرتز) باشد. استفاده از تحریک سرعت ورودی به‌جای تحریک فشاری آکوستیکی در فرکانس‌های نه‌چندان بزرگ فرض درستی است که در برخی مطالعات عددی گذشته نیز مدنظر قرار گرفته و منجر به نتایج دقیقی نسبت به داده‌های آزمایشگاهی شده است. این به‌دلیل عدم تغییرات تابع توصیف شعله و نرخ آزاد شدن حرارت نسبت به نوسانات بخش فشاری موج آکوستیک است [۴۴]. از این‌رو، تابع توصیف شعله تنها تابعی از تغییرات سرعت ایجاد شده توسط موج آکوستیکی، خواهد بود. شرط مرزی فشار در ورود به‌صورت فشار ثابت اعمال شده است. در انتهای محفظه احتراق نیز دما و سرعت با شرط مرزی ورود-خروج^۵ در نظر گرفته شده‌اند. شرط مرزی خروجی فشار نیز به‌صورت امواج انتقال دهنده^۶ اعمال شده است. دیواره‌های محفظه احتراق در دو حالت آدیاباتیک و در معرض جریان همرفتی مورد بررسی قرار می‌گیرند. شرط مرزی آدیاباتیک برای دیواره‌ها یک شرط مرسوم برای محفظه‌های احتراق و در واقع همان شرط استفاده شده در کار تجربی بالاچاندان و همکارانش [۳۰] است. اما شرط مرزی دیواره در معرض جریان همرفتی، شرطی است که به فیزیک موجود در محفظه‌های احتراق نزدیک‌تر است و در مطالعات مربوط به پاسخ شعله و میدان دمایی آن مورد مطالعه قرار نگرفته است. از این‌رو در مطالعه حاضر اثر این شرط مرزی نیز بر پاسخ شعله و پاسخ دمایی محفظه احتراق مورد بررسی قرار می‌گیرد. ضریب انتقال حرارت همرفتی (h) و دمای جریان عبوری به ترتیب ۱۰۰ وات بر مترمربع در کلوین و ۳۰۰ کلوین در نظر گرفته شده‌اند [۴۵].

در این مطالعه، اثر تغییر پارامترهایی مانند نسبت هم‌ارزی، شدت آشفتنگی و دمای ورودی بر اضمحلال و پراکندگی موج آنتروپی، دامنه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای احتراق ناشی از امواج آنتروپی (صدای آنتروپی) در محفظه احتراق آدیاباتیک و در معرض انتقال حرارت همرفتی مورد بررسی قرار می‌گیرند. محدوده تغییرات در پارامترهای مورد بررسی در جدول ۱ آورده شده است. در این جدول بررسی‌های مورد مطالعه، شماره‌گذاری شده‌اند که این موارد در هر دو شرط مرزی گرمایی دیواره مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این قسمت، ابتدا نتایج مربوط به مورد اول به عنوان مورد مبنا در دیواره آدیاباتیک و در معرض انتقال حرارت همرفتی ارائه می‌شود. منظور از مورد مبنا، موردی است که اثر تغییرات پارامترهای یاد شده بر موج آنتروپی نسبت به آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. محورهای افقی این شکل‌ها، فرکانس است که به صورت $f = f / (U_b / D_c)$ (که بیانگر عدد اشتروهل^۷ است) بدون بعد شده است. منظور از D_c قطر محفظه احتراق و U_b سرعت متوسط جریان در ورود است.

¹ Sweby

² Pressure Implicit with Splitting of Operators

³ Pressure-based scheme

⁴ Bulk Velocity

⁵ Inlet outlet

⁶ wave Transmissive

⁷ Strouhal number

جدول ۱- شماره و پارامترهای مختلف مورد مطالعه

Table 1- Number and different parameters studied

Turbulence Intensity	ϕ Equivalence ratio	Inlet Temperature $T_{in}(K)$	Case Number
5	0.55	300	1
5	0.65	300	2
5	0.75	300	3
12	0.55	300	4
20	0.55	300	5
5	0.55	450	6
5	0.55	600	7

کیفیت شبیه‌سازی LES وابسته به درصدی از انرژی جنبشی اغتشاشی است که در شبیه‌سازی با این روش به طور مستقیم حل می‌شود. پوپ [۴۶] نتیجه گرفته است که در شبیه‌سازی به روش LES باید حداقل ۷۵ درصد از انرژی جنبشی اغتشاشی به طور مستقیم حل شود. این درصد به صورت رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$LES_{IQ} = \frac{k_{Resolved}}{k_{Total}} = \frac{k_{Resolved}}{k_{Resolved} + k_{SGS}} \quad (10)$$

در این رابطه، k_{Total} انرژی جنبشی اغتشاشی کل جریان، $k_{Resolved}$ انرژی جنبشی اغتشاشی حل شده به‌طور مستقیم و k_{SGS} انرژی جنبشی اغتشاش در مقیاس زیرشبکه است. در این مطالعه مشاهده شد که شبکه‌بندی با تعداد سلول ۱۴ میلیون می‌تواند معیار LES_{IQ} را با عددی نزدیک به ۹۰ درصد ارضا کند. از این رو، با این تعداد سلول می‌توان از استقلال حل از شبکه اطمینان یافت.

یادگیری ماشین و بهینه‌سازی: الگوریتم ژنتیک

الگوریتم‌های ژنتیک دسته‌ای از الگوریتم‌های جستجو و بهینه‌سازی هستند که از اصول انتخاب طبیعی و ژنتیک الهام گرفته شده‌اند. آن‌ها از روند تکامل طبیعی تقلید می‌کنند تا راه‌حل‌های بهینه برای مسائل پیچیده پیدا کنند. الگوریتم‌های ژنتیک اغلب برای حل مسائل بهینه‌سازی استفاده می‌شوند، مانند یافتن بهترین پارامترها برای مدل‌های یادگیری ماشین، بهینه‌سازی تخصیص منابع در لجستیک و تنظیم سیستم‌های پیچیده. هوش مصنوعی می‌تواند الگوریتم ژنتیک را با ارائه راه‌های هوشمندتر و کارآمدتر برای انتخاب، جهش و ترکیب مجدد افراد در جمعیت تقویت کند. در یادگیری ماشین و تجزیه و تحلیل داده‌ها، انتخاب مرتبط‌ترین ویژگی‌ها یا متغیرها می‌تواند عملکرد مدل را به‌طور قابل توجهی بهبود بخشد. تکنیک‌های هوش مصنوعی مانند یادگیری عمیق و یادگیری تقویتی می‌توانند به الگوریتم ژنتیک در تعیین خودکار ویژگی‌هایی که باید در یک مدل بگنجانند، کمک کنند و منجر به پیش‌بینی‌های دقیق‌تر شوند.

یکی از کاربردهای الگوریتم ژنتیک، بهینه‌سازی شرایط عملیاتی برای صدای حاصل از احتراق است. صدای حاصل از احتراق می‌تواند بر عملکرد، کارایی و ایمنی محفظه احتراق تأثیر بگذارد و همچنین باعث ایجاد مشکلات زیست محیطی شود. بنابراین، یافتن شرایط عملیاتی بهینه که صدای احتراق را به حداقل می‌رساند و در عین حال معیارهای دیگر مانند توان خروجی یا مصرف سوخت را به حداکثر می‌رساند، یک کار مهم و چالش برانگیز است.

انجام پس پردازش

بدست آوردن تغییرات موج آنتروپی در محفظه احتراق نیاز به انجام عملیات پس پردازش دارد. بعد از مطالعات صورت گرفته در این زمینه، در نهایت روش زیر برای انجام عملیات پس پردازش به عنوان روش‌های مناسب تشخیص داده شد.

تابع تبدیل فوریه سریع (FFT)^۱

یک تبدیل فوریه سریع، تجزیه یک رشته از مقادیر زمانی به مؤلفه‌هایی با فرکانس‌های متفاوت است [۴۷]. در کار حاضر برای به‌کارگیری روش فوق از دمای بالک در هر مقطع کمک گرفته شده است. تغییرات دمای بالک در هر مقطع در یک تناوب زمانی گرفته شد و سپس عملیات روی آن‌ها انجام شد. برای بکارگیری تابع همبستگی و مقایسه FFT مربوط به دسته داده‌ها، ابتدا دمای بالک در اولین مقطعی که جریان‌های چرخشی و تغییرات شعله در میدان حل وجود ندارند، به عنوان مقطع داده‌های مقطع پایه در نظر گرفته می‌شوند. دو دسته دیگر از داده‌ها در مقاطع دیگری در پایین دست ذخیره می‌شوند. برای درک بهتر مفهوم، شکل ۲ را در نظر بگیرید، مقطع اول، مقطعی در فاصله ۰/۰۳ متری از پایین دست آخرین نقطه جریان چرخشی است (بخش ۱ مشخص شده در شکل). اگرچه آخرین نقطه جریان چرخشی در شرایط مرزی مختلف (بخصوص با تغییر سرعت ورودی) تغییر می‌کند، اما مقطع اول، اولین محلی است که موج آنتروپی بطور کامل تولید شده و با اینرسی جریان و تحت اثرات میرایی آن حرکت خواهد کرد. این مقطع به عنوان مقطع پایه در نظر گرفته شده است و معیار مقایسه برای تغییرات موج در مقاطع دیگر است. بخش دوم و سوم به ترتیب در فواصل ۰/۱۵ و ۰/۳ متری از پایین دست مقطع اول هستند (بخش ۲ و ۳). عملیات پس‌پردازش بین مقاطع اول و دوم و هم‌چنین مقاطع اول و سوم انجام می‌شود. در کار حاضر از FFT به عنوان ابزاری برای تعیین کمی اضمحلال و پراکندگی امواج آنتروپی استفاده شده است. اضمحلال یک موج مکانیکی به معنای کاهش انرژی موج است.

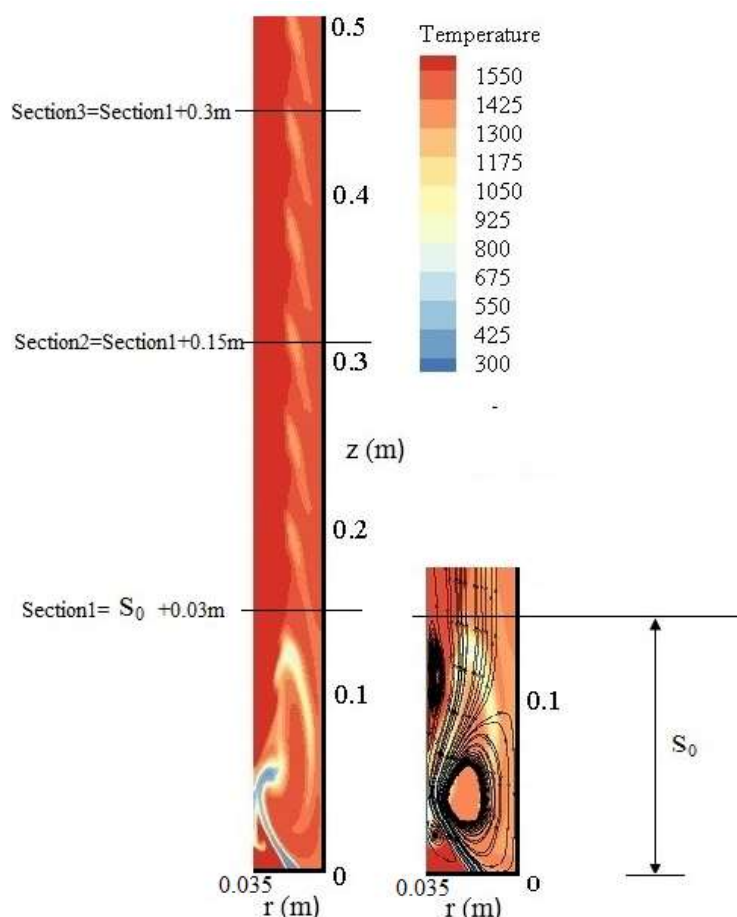


Figure 2- The considered sections for post-processing

شکل ۲- ناحیه چرخشی و میدان دمایی جریان حل شده و مقاطع در نظر گرفته شده برای انجام عملیات پس‌پردازش

^۱Fast Fourier Transform

$$\text{Dissipation} = \frac{A_{\text{FFT}}(T_{\text{avg}}(z_{\text{base}})) - A_{\text{FFT}}(T_{\text{avg}}(z_a))}{A_{\text{FFT}}(T_{\text{avg}}(z_{\text{base}}))} (f = f_a) \quad (11)$$

که در آن f_a و z_a به ترتیب مقطع طولی و فرکانس دلخواه می باشند.

موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای احتراق ناشی از امواج آنتروپی

امواج آنتروپی در گذر از یک مقطع با شتاب متوسط غیر صفر (مانند نازل یا طبقه‌ای از پره‌های توربین) می‌توانند به امواج آکوستیک تبدیل شوند [۴۸]. زمانی که یک موج آکوستیک ایجاد شود، به همه جهات- برای حالت یک بعدی به پایین دست و بالادست- منتشر می‌شود. بنابراین در حالت یک بعدی یک بخش از موج آکوستیک تولید شده به سمت بالادست منعکس می‌شود (موج آکوستیکی بازتاب شده) و بخش دیگر به سمت پایین دست گلوگاه حرکت می‌کند [۳].

در شبیه‌سازی عددی هندسه مورد مطالعه، دامنه امواج آکوستیکی تولید شده توسط یک نازل آدیاباتیک مفروض در انتهای محفظه احتراق محاسبه شده است. نازل مفروض مطابق با هندسه مورد استفاده لیکو و همکارانش [۴۸] با شعاع‌های ورودی و خروجی ۳۵ و ۴۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

دامنه امواج آکوستیکی بازتاب شده به درون محفظه احتراق P_1^- و انتقال یافته به خارج P_2^+ که صدای آنتروپی خوانده می‌شود- با توجه به نتایج تحلیلی ماربل و کندل [۲۹] که در روابط (۱۲) و (۱۳) ارائه شده‌اند، محاسبه شد. در علائم P_1^- و P_2^+ پانویس‌های ۱ و ۲ به ترتیب قسمت‌های بالادست و پایین دست گلوگاه نازل و بالانویس‌های + و - به ترتیب موج حرکت کننده به پایین دست و بالادست را نشان می‌دهند.

$$P_1^- = \frac{\frac{1}{2} M_1 \sigma}{1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M_1} \quad (12)$$

$$P_2^+ = \left(\frac{M_2 - M_1}{2} \right) \left(\frac{\frac{1}{2} \sigma}{1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M_1} \right) \quad (13)$$

در روابط بالا M عدد ماخ و σ قدرت موج آنتروپی است. قدرت موج آنتروپی در بررسی‌های تحلیلی صورت گرفته در این زمینه به صورت نسبت نوسانات آنتروپی به ظرفیت گرمایی ویژه فشار ثابت ($\sigma = \frac{S'}{c_p}$) شناخته می‌شود. برای هماهنگی با

ادبیات موضوع دو نسبت $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ به عنوان دامنه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای احتراق حاصل از امواج آنتروپی (صدای آنتروپی) بکار برده می‌شوند. هم‌چنین لازم بذکر است که در روابط (۱۱) و (۱۲) باید درصدی از موج آنتروپی که به عنوان باقیمانده موج ایجاد شده توسط شعله (σ) در انتهای محفظه وجود دارد در نظر گرفته شود.

نتایج و بحث پیرامون آن

در ابتدا، شبیه‌سازی تا حدی پیش می‌رود که از حالت گذرای اولیه خارج شده و یک حد پایدار برای نتایج به دست آید. حداقل ۱۴ دوره زمانی- منظور دوره تناوب سرعت ورودی است که به صورت سینوسی اعمال شده است- برای گرفتن نتایج و ارائه آن‌ها طی شد تا جایی که اثر تحریک تا آخرین نقاط در دامنه خروجی هم مشاهده شود. برای اعتبارسنجی مطالعه حاضر نتایج برای فرکانس ۱۶۰ هرتز با نتایج بالاچاندران [۳۰] مورد مقایسه قرار گرفت. تغییرات نسبت حرارت آزاد شده، اندازه تابع تبدیل

شعله و فاز آن برحسب دامنه در فرکانس ۳۱۰ هرتز در شکل ۳ نشان داده شده است. شکل ۳ تغییرات $\left| \frac{Q(f)}{\langle Q \rangle} \right|$ ، $|H|$ و فاز

مربوط تابع توصیف شعله برحسب دامنه در فرکانس ۳۱۰ هرتز را نشان می‌دهد. تغییرات $\left| \frac{Q(f)}{\langle Q \rangle} \right|$ بر حسب دامنه تا دامنه نزدیک به ۰/۱ خطی است و در دامنه‌های بزرگتر رفتار غیرخطی خواهد شد $|H|$ در فرکانس ۳۱۰ هرتز با افزایش دامنه کاهش پیدا می‌کند. این کاهش به صورت غیرخطی است. در فرکانس ۳۱۰ هرتز، مقدار فاز با افزایش دامنه، افزایش می‌یابد. با مقایسه این نتایج، مشخص می‌شود که شبیه‌سازی عددی پیش‌بینی خوب و قابل قبولی از نتایج تجربی دارد.

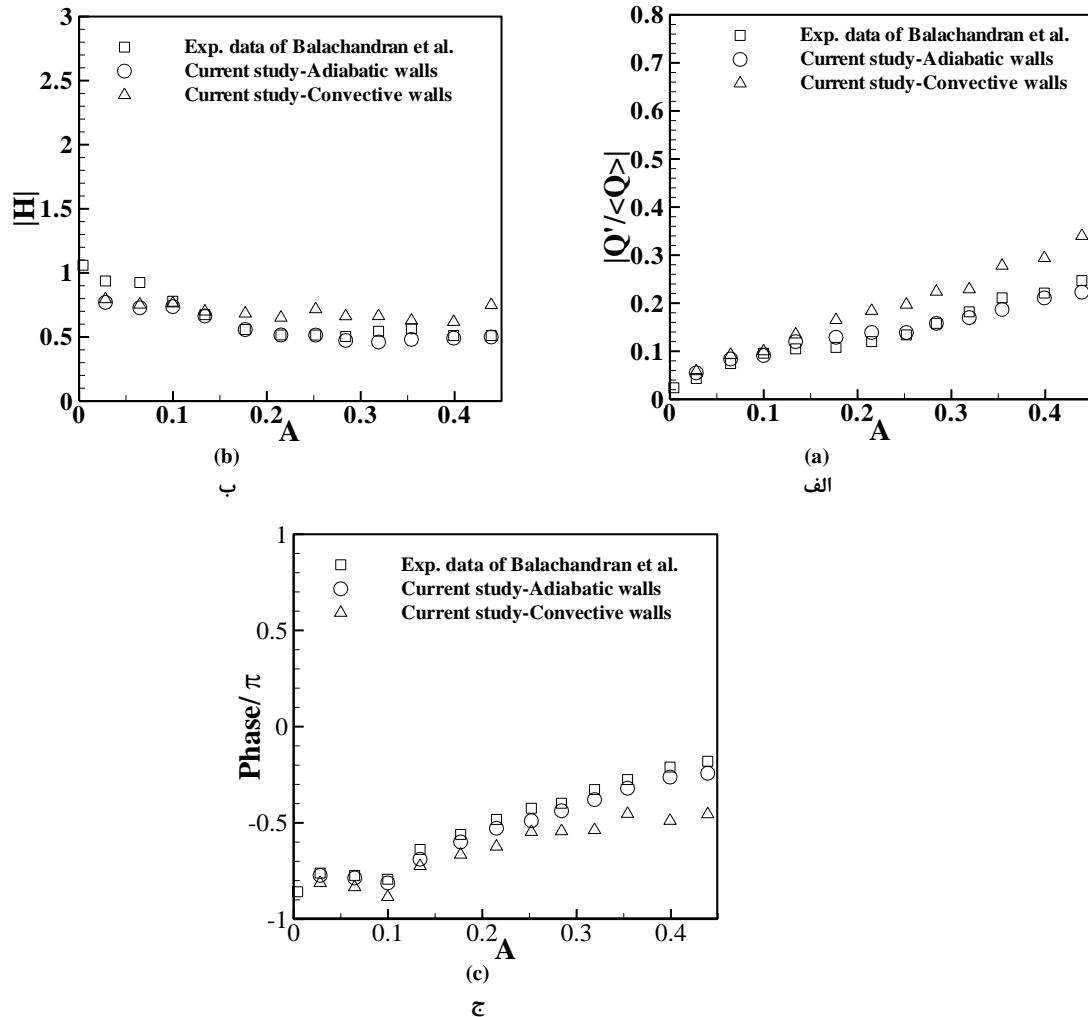


Figure 3- (a) Heat release ratio, (b) the flame transfer function and (c) phase of the flame transfer function versus the inlet excitation amplitude for frequency of 310 Hz

شکل ۳- اندازه نسبت حرارت آزادشده، اندازه تابع تبدیل شعله و فاز مربوط به آن برحسب دامنه تحریک ورودی برای فرکانس ۳۱۰ هرتز: الف- نسبت حرارت آزادشده، ب- اندازه تابع تبدیل شعله، ج- فاز مربوط به تابع تبدیل شعله

شکل ۴ نمودار FFT بدون بعد مربوط به مورد مینا (مورد شماره ۱) در محفظه احتراق آدیاباتیک و $A=0.2$ برای سه مقطع مورد بررسی را نشان می‌دهد. بیشینه مقدار FFT در مقطع اول به‌عنوان بدون بعدکننده در هر سه مقطع در نظر گرفته شده است. بیشینه FFT بدون بعد در فرکانس تحریک رخ می‌دهد. شکل ۴ نشان می‌دهد که با افزایش فاصله از بالادست جریان از مقدار بیشینه FFT بدون بعد، به‌دلیل اثر بیشتر جریان بر موج در حال حرکت، کاسته خواهد شد.

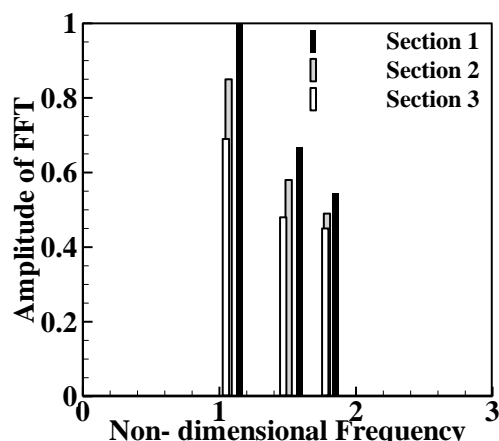
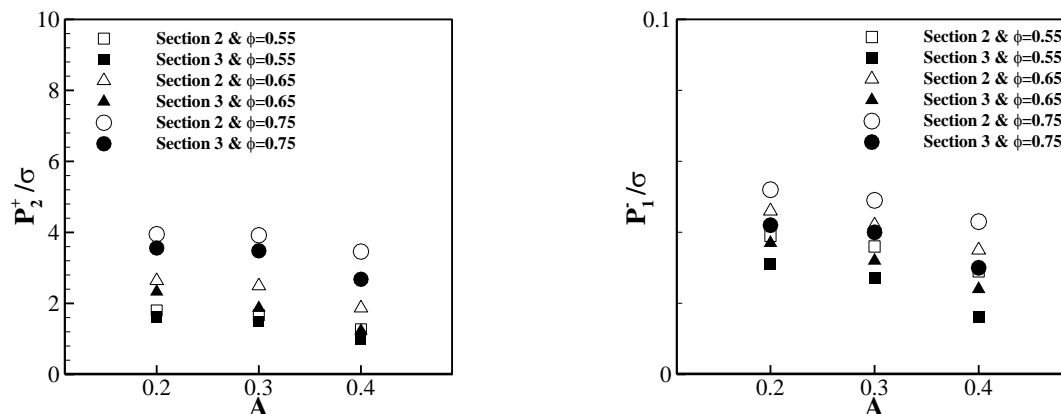


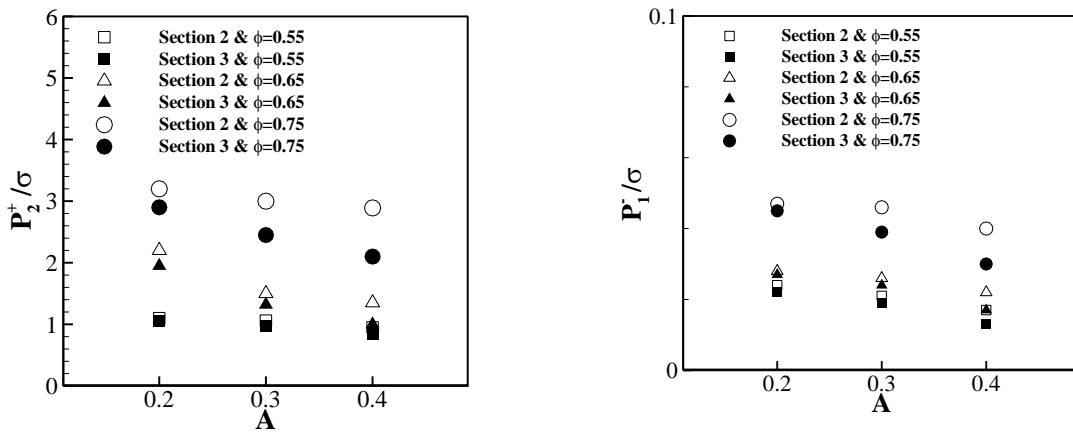
Figure 4- FFT diagram of the base case (case No. 1) at different sections and $A=0.2$ for adiabatic combustion chamber.

شکل ۴- نمودار FFT مورد مینا (مورد شماره ۱) در مقاطع مختلف و $A=0.2$ برای محفظه احتراق آدیاباتیک

شکل ۵ اثر نسبت هم‌ارزی بر دامنه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای آنتروپی در مقاطع و دامنه‌های مختلف بر محفظه احتراق آدیاباتیک و در معرض انتقال حرارت همرفتی را نشان می‌دهد. با دقت در شکل مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت هم‌ارزی از ۰/۵۵ به ۰/۷۵، مقادیر $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ افزایش می‌یابد. شدت اضمحلال موج آنتروپی با افزایش نسبت هم‌ارزی کاسته می‌شود که این عامل موجب باقی ماندن درصد بیشتری از موج آنتروپی در انتهای محفظه و ورود آن به نازل می‌شود. این عامل باعث افزوده شدن $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ با افزایش نسبت هم‌ارزی می‌شود. افزایش دمای احتراق ناشی از افزایش نسبت هم‌ارزی در محدوده مورد مطالعه موجب افزایش دمای خروجی نیز خواهد شد که به کاهش عدد ماخ به دلیل افزایش سرعت صوت منجر می‌شود. این تغییر موجب کاهش $\frac{P_1^-}{\sigma}$ و افزایش $\frac{P_2^+}{\sigma}$ مطابق روابط (۱۲) و (۱۳) خواهد شد. اما چنانکه مشاهده می‌شود، اثرات تغییر موج آنتروپی بر اثرات کاهش عدد ماخ غالب بوده و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ افزایش می‌یابد. با افزایش فاصله از بالادست جریان از $\frac{P_1^-}{\sigma}$ و $\frac{P_2^+}{\sigma}$ به دلیل اضمحلال بیشتر موج آنتروپی کاسته خواهد شد. افزایش دامنه تحریک نیز باعث افزایش درصد اضمحلال و به دنبال آن کاهش $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ در هر سه نسبت هم‌ارزی مورد بررسی خواهد شد. شکل ۵ نشان می‌دهد $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ در محفظه احتراق آدیاباتیک به دلیل درصد اضمحلال کمتر مقادیر بزرگتری نسبت به محفظه احتراق در معرض انتقال حرارت همرفتی دارد.



(الف) (a)



(ب) (ب)

Figure 5- The effect of equivalence ratio on entropy noise produced for various excitation amplitude, (a) the adiabatic combustor and (b) the thermally convective combustor

شکل ۵- اثر تغییر نسبت هم‌ارزی ورودی بر اندازه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای آنتروپی: (الف) محفظه آدیاباتیک و (ب) محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی

انتگرال حجمی ورتیسسته برای نسبت هم‌ارزی‌های مختلف در محفظه احتراق آدیاباتیک و در معرض انتقال حرارت همرفتی در شکل ۶ نشان داده شده است. شکل نشان می‌دهد در هر دو محفظه آدیاباتیک و در معرض انتقال حرارت همرفتی با افزایش نسبت هم‌ارزی، مقدار ورتیسسته کاهش می‌یابد. این تغییرات در ورتیسسته احتمالاً به دلیل افزایش لزجت سینماتیک و کاهش چگالی گازهای داغ با افزایش دمای ناشی از افزایش نسبت هم‌ارزی از ۰/۵۵ به ۰/۷۵ است. این شکل نشان می‌دهد که در هر مورد با افزایش دامنه تحریک ورودی، مقدار ورتیسسته افزایش می‌یابد. در واقع، افزایش دامنه موج ورودی منجر به افزایش نوسانات متغیرهای جریان آشفته شده و در نتیجه، ورتیسسته به‌عنوان نمود جریان آشفته افزایش می‌یابد. مقدار ورتیسسته برای محفظه آدیاباتیک کمتر از محفظه احتراق در معرض در جریان همرفتی است.

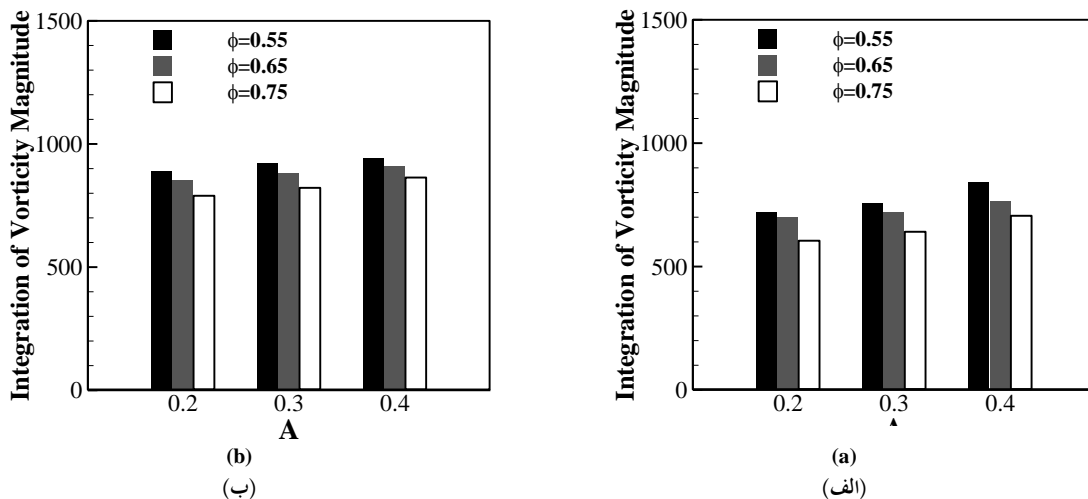


Figure 6- Volume integral of vorticity for different equivalence ratios: (a) adiabatic combustor and (b) the thermally convective combustor.

شکل ۶- انتگرال حجمی ورتیسسته برای نسبت هم‌ارزی‌های مختلف: (الف) محفظه آدیاباتیک و (ب) محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی.

اثر تغییر شدت آشفته‌گی ورودی بر $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ در مقاطع مختلف و دامنه‌های متفاوت در شکل ۷ نشان داده شده است. افزایش شدت آشفته‌گی از ۵ به ۲۰ درصد، به شدت بر میزان اضمحلال موج می‌افزاید. این افزایش میزان اضمحلال، باعث کمتر شدن $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ خواهد شد. بنابراین با افزایش شدت آشفته‌گی از $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ کاسته خواهد شد. همچنین، $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ با افزایش فاصله از بالادست جریان و افزایش دامنه کم خواهد شد. با دقت در شکل ۷ مشخص است که دامنه $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ در محفظه احتراق آدیاباتیک به دلیل درصد اضمحلال کمتر موج آنتروپی مقادیر بزرگتری نسبت به محفظه احتراق در معرض انتقال حرارت همرفتی دارد.

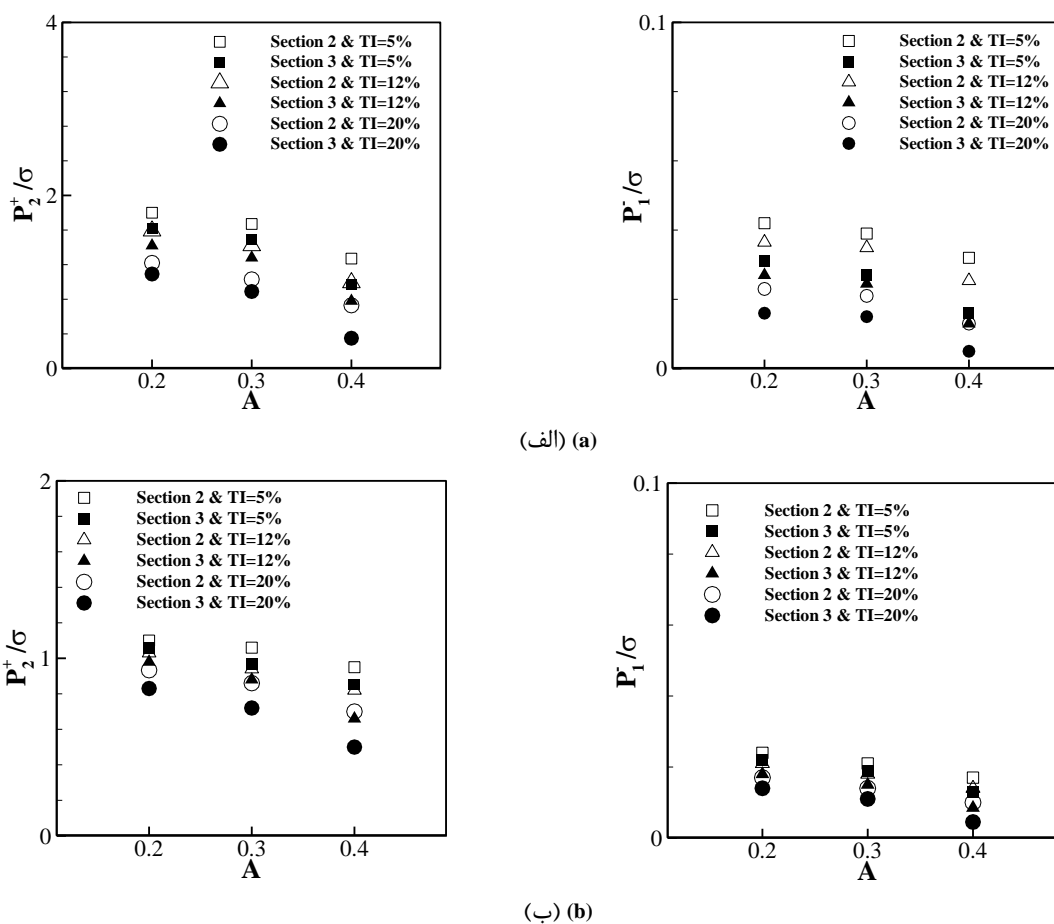


Figure 7- The effect of turbulence intensity on entropy noise produced for various excitation amplitude, (a) the adiabatic combustor and (b) the thermally convective combustor

شکل ۷- اثر تغییر شدت آشفته‌گی ورودی بر اندازه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای آنتروپی: (الف) محفظه آدیاباتیک و (ب) محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی

شکل ۸ انتگرال حجمی ورتیسسته برای شدت آشفته‌گی‌های مختلف مورد بررسی در محفظه احتراق آدیاباتیک و در معرض انتقال حرارت همرفتی را نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که در هر مورد با افزایش دامنه تحریک ورودی، مقدار ورتیسسته افزایش می‌یابد. با افزایش شدت آشفته‌گی که جریان آشفته را تقویت می‌کند، مقدار ورتیسسته افزایش می‌یابد. افزایش ورتیسسته با افزایش دامنه موج ورودی و شدت آشفته‌گی خود دلیل روشنی بر افزایش اختلاط آشفته‌گی و تخریب بیشتر موج است. مقدار ورتیسسته در محفظه احتراق آدیاباتیک نسبت به محفظه احتراق در معرض جریان همرفتی کمتر است.

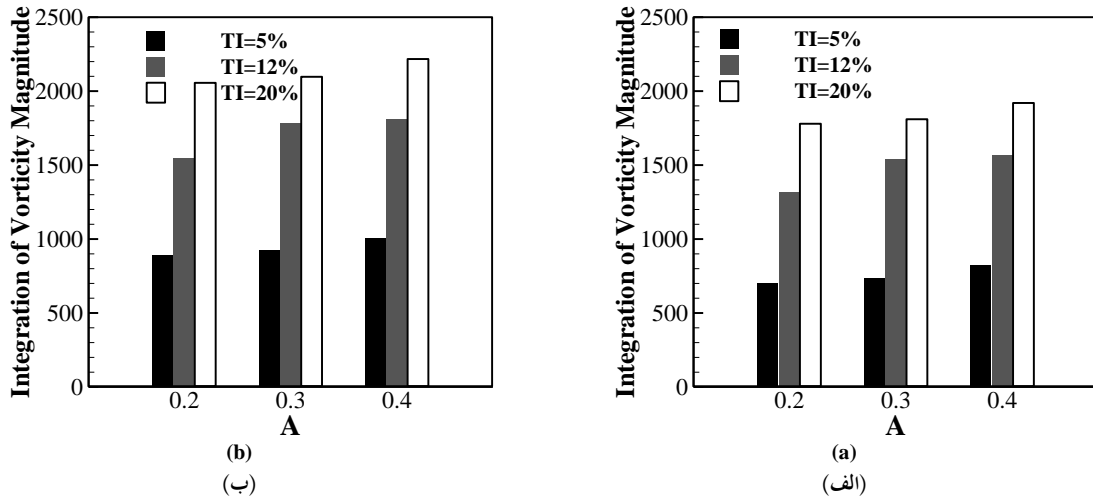
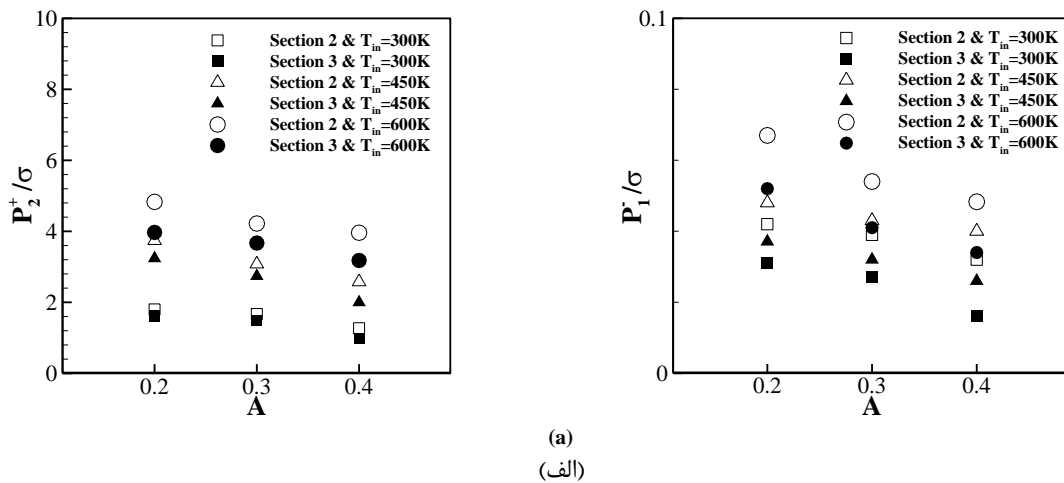


Figure 8- Volume integral of vorticity for different turbulence intensity: (a) adiabatic combustor and (b) the thermally convective combustor.

شکل ۸- انتگرال حجمی ورتیسیتیه برای شدت آشفتگی‌های مختلف: (الف) محفظه آدیاباتیک و (ب) محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی.

اثر افزایش دمای ورودی از ۳۰۰ به ۶۰۰ کلین بر $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ در مقاطع مختلف و دامنه‌های متفاوت در فرکانس تحریک در شکل ۹ نشان داده شده است. از شدت اضمحلال موج آنتروپی با افزایش دمای ورودی کاسته خواهد شد. این عامل باعث باقی ماندن درصد بیشتری از موج آنتروپی در هر دو مقطع خواهد شد. از این رو، با افزایش دمای ورودی، $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ افزایش می‌یابد. افزایش دمای ورودی به محفظه احتراق موجب افزایش دمای خروجی نیز خواهد شد که به کاهش عدد ماخ به دلیل افزایش عدد صوت منجر می‌شود. این تغییر موجب کاهش $\frac{P_1^-}{\sigma}$ و افزایش $\frac{P_2^+}{\sigma}$ مطابق روابط (۱۲) و (۱۳) خواهد شد. اما چنان‌که مشاهده می‌شود، افزایش باقیمانده دامنه موج در انتهای محفظه بر اثرات کاهش عدد ماخ غالب بوده و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ افزایش می‌یابد. $\frac{P_2^+}{\sigma}$ با افزایش فاصله از بالادست جریان و افزایش دامنه تحریک کم خواهد شد. $\frac{P_2^+}{\sigma}$ و $\frac{P_1^-}{\sigma}$ در محفظه احتراق در معرض انتقال حرارت همرفتی به دلیل درصد اضمحلال بیشتر موج آنتروپی، مقدار کمتری را نسبت به محفظه احتراق آدیاباتیک داراست.



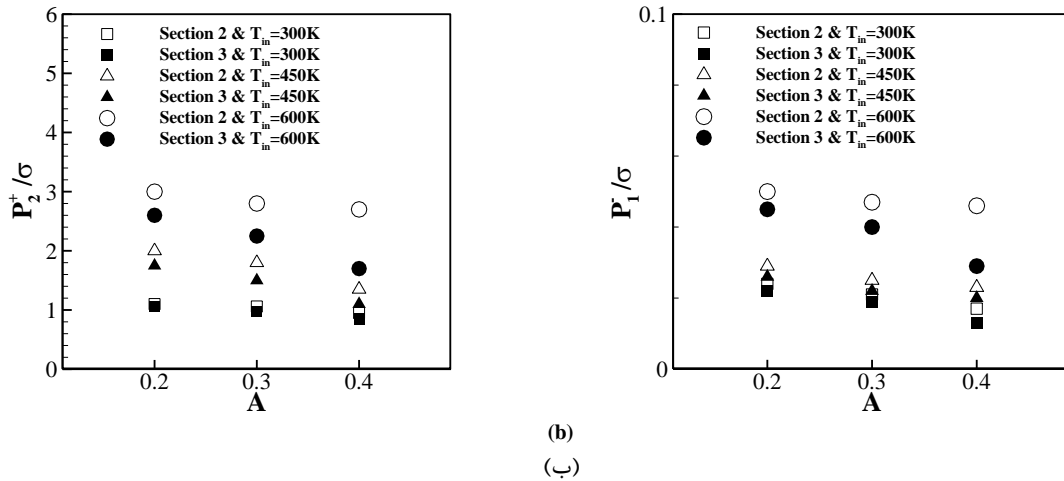


Figure 9- The effect of inlet temperature on entropy noise produced for various excitation amplitude, (a) the adiabatic combustor and (b) the thermally convective combustor

شکل ۹- اثر تغییر دمای ورودی بر اندازه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای آنتروپی: (الف) محفظه آدیاباتیک و (ب) محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی

انتگرال حجمی ورتیسسته برای دماهای مختلف ورودی در شکل ۱۰ نشان داده شده است. افزایش دمای ورودی، مقدار ورتیسسته را کاهش می‌دهد. با افزایش دامنه تحریک ورودی، ورتیسسته افزایش می‌یابد؛ مقادیر ورتیسسته برای محفظه احتراق آدیاباتیک به دلیل داشتن میدان دمایی بالاتر، کمتر است.

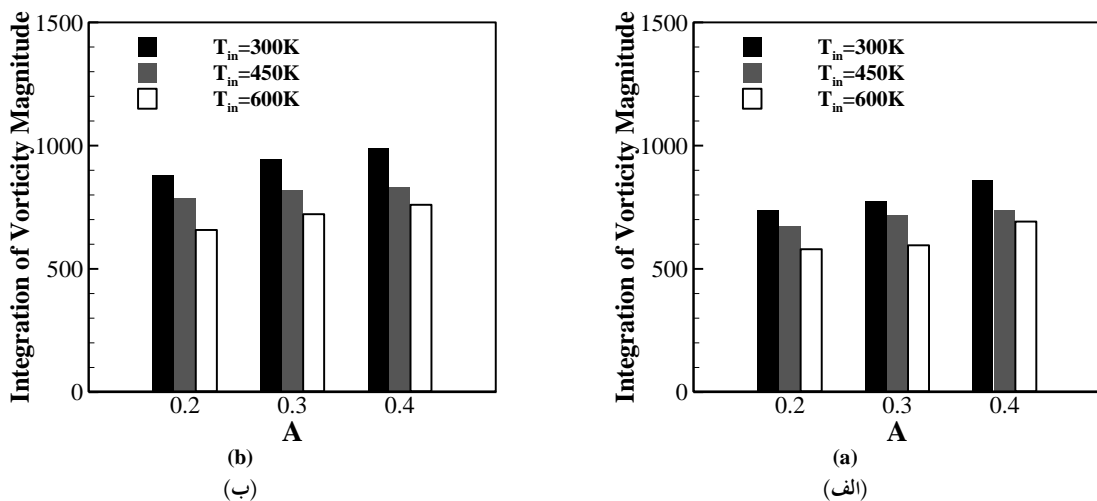


Figure 10- Volume integral of vorticity for different inlet temperature: (a) adiabatic combustor and (b) the thermally convective combustor.

شکل ۱۰- انتگرال حجمی ورتیسسته برای دماهای ورودی مختلف: (الف) محفظه آدیاباتیک و (ب) محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی.

پارامترهای ورودی دخیل در الگوریتم ژنتیک در جدول ۲ ارائه شده است. این پارامترها عبارتند از اندازه جمعیت، تعداد نسل‌ها، نرخ تقاطع، نرخ جهش، و روش انتخاب. الگوریتم ژنتیک، شرایط عملیاتی برای صدای احتراق غیرمستقیم را جستجو و

بهینه‌سازی می‌کند. حداقل صدای غیرمستقیم با استفاده از نسل‌ها محاسبه می‌شود، که تکرارهای الگوریتم ژنتیک هستند، که در آن راه‌حل‌های جدید ایجاد شده و مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. الگوریتم ژنتیک با ارزیابی تغییرات در مقدار تابع تناسب (تابع برازندگی)، فرآیند جستجو را خاتمه می‌دهد، و مقدار تابع تناسب (تابع برازندگی)، همان تابع هدف است، که مقدار خوب بودن یک راه‌حل را طبق برخی معیارها می‌سنجد. در این صورت، تابع تناسب (تابع برازندگی)، سطح صدای احتراق غیرمستقیم است، که باید به حداقل رسانده شود. پارامترهای ورودی برای الگوریتم ژنتیک، مانند اندازه جمعیت، کسر تقاطع، نسل، و در جا زدن نسل‌ها^۱ برابر با ۲۰، ۰/۸، ۱۰۰ و ۵۰ انتخاب می‌شوند. مقادیر بهینه برای صدای احتراق غیرمستقیم کمتر، در جدول ۳ ارائه می‌شود. این مقادیر، بهترین راه‌حل‌های پیدا شده توسط الگوریتم ژنتیک بعد از توقف آن هستند. آنها نشانگر شرایط عملیاتی هستند که کمترین صدای احتراق غیرمستقیم را برای هر مورد از دیوارهای عایق گرما و همرفتی تولید می‌کنند.

جدول ۲- دامنه متغیرهای ورودی

Upper Range	Lower Range	
300	0	Frequency
0.4	0	Amplitude
600	300	Temperature
20	5	Turbulence Intensity
0.75	0.55	Equivalence ratio

جدول ۳- بهینه‌سازی

Minimum value of indirect noise		Equivalence ratio	Turbulence Intensity	Temperature	Amplitude	Frequency (Hz)	
$\frac{P_2^+}{\sigma}$	$\frac{P_1^-}{\sigma}$						
3.6	0.041	15	18	325	0.4	300	Best value

نتیجه‌گیری

در این مطالعه، با تمرکز بر اثرات ترمو - هیدرودینامیکی، نحوه تأثیرگذاری احتراق پیش‌مخلوط H₂/اتیلن بر صدای احتراق بررسی شد. به منظور بررسی کمی اتلاف امواج آنتروپی، از مدل فلیملت و شبیه‌سازی گردابه بزرگ استفاده شده است. در ادامه، یافته‌های کلیدی مطالعه ارائه می‌شود:

- ۱- زمانی که محفظه احتراق در معرض انتقال حرارت همرفتی قرار گرفت، اضمحلال امواج آنتروپی نسبت به محفظه احتراق با دیواره آدیاباتیک افزایش یافت.
- ۲- افزایش شدت آشفستگی ورودی باعث از بین رفتن بیشتر امواج آنتروپی شد. این پدیده به دلیل افزایش برهم‌کنش‌ها در میان گردابه‌ها، افزایش تبادل انرژی در لایه‌های آبشاری، و تشدید اختلاط آشفته بود.
۳. شرایط واقعی، که با ترکیب سرمایش دیواره از طریق انتقال حرارت همرفتی و شدت آشفستگی ورودی قوی مشخص می‌شود، به نابودی قابل توجه موج آنتروپی منجر شد. این مسئله، پتانسیل کاهش قابل توجه موج آنتروپی در محفظه‌های احتراق واقعی را برجسته می‌سازد.

¹ Stall generation

۴. در حالی که افزایش دمای ورودی مخلوط سبب بهبود عملکرد احتراق شد، اما به دلیل کاهش اعداد رینولدز محلی و کاهش نفوذ حرارتی، به پایداری امواج آنتروپی کمک کرد. این پایداری می‌تواند به صدای حاصل از احتراق بالاتر و ناپایداری‌های قوی-تر، منجر شود.

۵. موج‌های آکوستیکی تولید شده تحت تأثیر تغییرات اتلاف موج قرار دارند. این مسئله بر اهمیت در نظر گرفتن نابودی موج آنتروپی در مدل‌های مرتبه پایین برای پیش‌بینی ناپایداری احتراق تأکید دارد، یعنی همان جنبه‌ای که تاکنون نادیده گرفته شده است.

۶. افزایش دامنه تحریک ورودی، آشفتگی را افزایش داده، و به نابودی بیشتر موج آنتروپی منجر می‌شود.

۷. موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای آنتروپی در محفظه‌های احتراق دارای اهمیت است. از این‌رو در مطالعه حاضر، اندازه موج آکوستیکی بازتاب شده و صدای آنتروپی با توجه به نتایج تحلیلی منتشر شده برای شرایط مختلف مرزی مانند نسبت هم‌ارزی، شدت آشفتگی و دمای ورودی در محفظه احتراق آدیاباتیک و در معرض جریان همرفتی بررسی شد. در واقع، تبدیل موج آنتروپی به آکوستیک عامل اثرگذاری امواج آنتروپی بر پایداری محفظه احتراق است. از این‌رو، برآوردی از دامنه موج احتمالی آکوستیکی تولید شده می‌تواند در فهم نسبی اثرات موج آنتروپی در شرایط مختلف محفظه مهم باشد.

منابع

- [1] T. C. Lieuwen, V. Yang, "Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2005.
- [2] T. C. Lieuwen, "Unsteady combustor physics," *Cambridge University Press*, 2012.
- [3] W. C. Strahle, "On combustion generated noise," *J Fluid Mech.*, vol. 49(2), pp. 399- 414, Apr 1971.
- [4] S. Candel, D. Durox, T. Schuller, N. Darabiha, L. Hakim and T. Schmitt, "Advances in combustion and propulsion applications," *Eur J Mech B Fluid.*, vol. 40, pp. 87- 106, June 2013.
- [5] S. Candel, D. Durox, S. Ducruix, A. L. Birbaud, N. Noiray, T. Schuller, "Flame dynamics and combustion noise: progress and challenges," *Int J Aeroacoustics.*, vol. 8(1), pp. 1- 56, May 2009.
- [6] M. S. Howe, "Contributions to the theory of aerodynamic sound, with application to excess jet noise and the theory of the flute," *J Fluid Mech.*, vol. 71(4), pp. 625- 73, March 1975.
- [7] J. F. Williams, M. S. Howe, "The generation of sound by density inhomogeneities in low Mach number nozzle flows," *J Fluid Mech.*, vol. 70(3), pp. 605- 22, June 1975.
- [8] F. E. Marble, S.M. Candel, "Acoustic disturbance from gas nonuniformities convected through a nozzle," *J Sound Vib.*, vol. 55(2), pp. 225- 43, July 1977.
- [9] N. A. Cumpsty, F. E. Marble, "Core noise from gas turbine exhausts," *J Sound Vib.*, vol. 54(2), pp. 297- 309, Feb 1977.
- [10] M. Muthukrishnan, W.C. Strahle, D.H. Neale, "Separation of hydrodynamic, entropy, and combustion noise in a gas turbine combustor," *AIAA J.*, vol. 16(4), pp. 320- 7, Jan 1978.
- [11] L. Rayleigh, "On the instability of jets," *Proc Lond Math Soc.*, vol. 1(1), pp. 4- 13, Aug 1878.
- [12] C. L. Morfey, "Amplification of aerodynamic noise by convected flow inhomogeneities," *J Sound Vib.*, vol. 31(4), pp. 391- 7, Sep 1973.
- [13] F. E. Marble, S. M. Candel, "Acoustic disturbance from gas nonuniformities convected through a nozzle," *J Sound Vib.*, vol. 55(2), pp. 225- 43, Oct 1977.
- [14] M. Huet, A. Giauque, "A nonlinear model for indirect combustion noise through a compact nozzle," *J Fluid Mech.*, vol. 733, pp. 268- 301, Nov 2013.

- [15] C. S. Goh, A. S. Morgans, "Phase prediction of the response of choked nozzles to entropy and acoustic disturbances," *J Sound Vib.*, vol. 330(21), pp. 5184- 98, June 2011.
- [16] S. M. Hosseinalipour, A. Fattahi, N. Karimi, "Investigation of the transmitted noise of a combustor exit nozzle caused by burned hydrogen-hydrocarbon gases," *Int J Hydrogen Energy.*, vol. 41(3), pp. 2075- 86, July 2016.
- [17] A. Giauque, M. Huet, F. Clero, "Analytical analysis of indirect combustion noise in subcritical nozzles," *J Eng Gas Turbines Power.*, vol. 134 (11), pp. 111202, Nov 2012.
- [18] M. Leyko, F. Nicoud, T. Poinsot, "Comparison of direct and indirect combustion noise mechanisms in a model combustor," *AIAA J.*, vol. 47(11), pp. 2709- 16, Dec 2009.
- [19] I. Duran, S. Moreau, "Solution of the quasi-one-dimensional linearized Euler equations using flow invariants and the Magnus expansion," *J Fluid Mech.*, vol. 723, pp. 190- 231, June 2013.
- [20] M. Muthukrishnan, W. C. Strahle, D. H. Neale, "Separation of hydrodynamic, entropy, and combustion noise in a gas turbine combustor," *AIAA J.*, vol. 16(4), pp. 320- 7, Apr 1978.
- [21] A. L. Pillai, S. Inoue., T. Shoji, S. Tachibana, T. Yokomori, R. Kurose, "Investigation of combustion noise generated by an open lean-premixed H₂/air low-swirl flame using the hybrid LES/APE-RF framework," *Combustion and Flame.*, vol. 245, pp. 112360, June 2022
- [22] D. Wassmer, B. Schuermans, C. O. Paschereit, J. P. Moeck, "An Acoustic Time-of-Flight Approach for Unsteady Temperature Measurements: Characterization of Entropy Waves in a Model Gas Turbine Combustor," *J Eng Gas Turbines Power.*, vol. 139, Feb 2017.
- [23] D. Wassmer, B. Schuermans, C. O. Paschereit, J. P. Moeck, "Measurement and modeling of the generation and the transport of entropy waves in a model gas turbine combustor," *Int J Spray Combust Dyn.*, vol. 9, pp. 299–309, June 2017. <https://doi.org/10.1177/1756827717696326>.
- [24] S. M. Hosseinalipour, A. Fattahi, H. Khalili, F. Tootoonchian, N. Karimi, "Experimental investigation of entropy waves' evolution for understanding of indirect combustion noise in gas turbine combustors," *Energy.*, vol. 195, pp. 116978, May 2020. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.116978>.
- [25] A. L. Pillai, S. Inoue, T. Shoji, S. Tachibana, T. Yokomori, R. Kurose, "Investigation of combustion noise generated by an open lean-premixed H₂/air low-swirl flame using the hybrid LES/APE-RF framework," *Combustion and Flame.*, vol. 245, pp. 112360, March 2022.
- [26] S. d'Ambrosio, A. Ferrari, Z. Jin, "Time-frequency analysis application to the evaluation of instantaneous combustion noise," *Fuel.*, vol. 122655, pp. 312, July 2022.
- [27] M. Huet, L. Geiger, "Modeling of indirect combustion noise through a stator," *Journal of Sound and Vibration.*, vol. 540, pp. 117296, Jan 2022.
- [28] W. Polifke, C. O. Paschereit, K. Dobbeling, "Constructive and destructive interference of acoustic and entropy waves in a premixed combustor with a choked exit," *Int J Acoust Vib.*, vol. 6(3), pp. 135- 46, July 2001.
- [29] F. E. Marble, S. M. Candel, "Acoustic disturbance from gas non-uniformities convected through a nozzle," *Journal of Sound and Vibration.*, vol. 55(2), pp. 225-243, Feb 1977.
- [30] R. Balachandran, B. O. Ayoola, C. F. Kaminski, A. P. Dowling, E. Mastorakos, "Experimental investigation of the nonlinear response of turbulent premixed flames to imposed inlet velocity oscillations," *Combustion and Flame.*, vol. 143(1-2), pp. 37-55, April 2005.
- [31] A.P. Dowling, "Nonlinear self-excited oscillations of a ducted flame," *J. of Fluid Mech.*, vol. 346, pp. 271–290, Jan 1997.
- [32] G. Febrer, Z. Yang, J. J. Mc Guirk, "A hybrid approach for coupling of acoustic wave effects and incompressible LES of reacting flows," in: *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit AIAA.*, pp. 2011-6127, June 2011.

- [33] H. J. Krediet, C. H. Beck, W. Krebs, S. Schimek, C. O. Paschereit, J. B. W. Kok, "Identification of the Flame Describing Function of a Premixed Swirl Flame from LES," *Combust. Sci. Technol.*, vol. 184, pp. 888-900, March 2012.
- [34] H. Pitsch, "Large-eddy simulation of turbulent combustion," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 38, pp. 453-482, May 2006.
- [35] G. Wang, M. Boileau, D. Veynante, "Implementation of a dynamic thickened flame model for large eddy simulations of turbulent premixed combustion," *Combustion and Flame.*, vol. 158 (11), pp. 2199-2213, June 2011.
- [36] S. Roux, G. Lartigue, T. Poinso, "Studies of mean and unsteady flow in a swirled combustor using experiments, acoustic analysis, and large eddy simulations," *Combustion and Flame.*, vol. 141 (1), pp. 40-54, Apr 2005.
- [37] L. Selle, L. Benoit, "Joint use of compressible large-eddy simulation and Helmholtz solvers for the analysis of rotating modes in an industrial swirled burner," *Combustion and Flame.*, vol. 145 (1), pp. 194-205, Jan 2006.
- [38] Poinso, D. Veynante, *Theoretical and Numerical Combustion*, Feb 2005.
- [39] A. Yoshizawa, and K. Horiuti, "A statistically-derived subgrid-scale kinetic energy model for the large-eddy simulation of turbulent flows," *Journal of the Physical Society of Japan.*, vol. 54, pp. 2834-2839, Sep 1985.
- [40] N. Swaminathan, G. Xu, A. P. Dowling, R. Balachandran, "Heat release rate correlation and combustion noise in premixed flames," *Journal of Fluid Mechanics.*, vol. 681, pp. 80-115, Oct 2011.
- [41] N. Peters, *Turbulent combustion*, 1st Edition, Cambridge University Press, U.K., Oct 2000.
- [42] H. G. Weller, G. Tabor, A. D. Gosman, and C. Fureby, "Application of a flame-wrinkling LES combustion model to a turbulent mixing layer," *Proceedings of the Combustion Institute.*, vol. 27, pp. 899-907, Oct 1998.
- [43] H. G. Weller, "The development of a new flame area combustion model using conditional averaging," Thermo-Fluids Section report TF/9307, Department of Mechanical Engineering, Imperial College of Science, Technology and Medicine, March 1993.
- [44] T. C. Lieuwen, *Unsteady combustor physics*, Cambridge University Press., 2012.
- [45] Arthur H. Lefebvre, *Gas turbine combustion*, CRC press, 1998.
- [46] B. Pope, *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, Cambridge. 2000.
- [47] G.B. Whitham, *Linear and nonlinear waves*, John Wiley & Sons, 2011.
- [48] M. Leyko, I. Duran, S. Moreau, F. Nicoud, T. Poinso, "Simulation and modelling of the waves transmission and generation in a stator blade row in a combustion- noise frame work", *Journal of Sound and Vibration*, vol 333 (23), pp 6090-6106, April 2014.

English Abstract

Numerical investigation of combustion noise in gas turbine combustor using hydrogen/ ethylene: machine learning optimization

Najmeh Hajjaligol*, Mostafa Jamali

¹Department of Mechanical Engineering, Hamedan University of Technology, Hamedan, Iran

*Corresponding author

(Received: 2024/04/04, Received in revised form: 2024/05/13, Accepted: 2024/05/14)

The field has long acknowledged the detrimental effects of entropy waves, including heightened NO_x emissions, combustion chamber instability, and noise production. Entropy oscillations, when accelerated, serve as a source of indirect noise, exacerbating the combustion chamber's instability. A computational study delved into the entropy noise within a lean-premixed H₂/ ethylene burner to better comprehend these phenomena. Utilizing flamelet and large Eddy Simulation, the study shed light on the behavior of entropy waves and their impact on combustion dynamics. It particularly examined how various thermal and fluid conditions affect entropy noise in both thermally convective and adiabatic combustion chambers, focusing on temperature. In-depth analysis was conducted on elements like the strength of inlet turbulence, stoichiometric ratio, and the preheating level of the unburned mixture. The findings revealed intriguing connections between these factors and the acoustic system response. Notably, an increase in equivalence ratio, and temperature led to a heightened auditory response, suggesting that such conditions foster the generation and spread of entropy noise. Conversely, the study found that high turbulence intensity at the amplifier negatively impacted the transmission of entropy oscillations, thereby reducing the auditory response. This suggests that intense turbulence can interfere with entropy wave propagation, lessening their potential to produce significant acoustic effects.

Keywords: Hydrogen, Combustion noise, Entropy wave, Premixed combustion, combustion chamber.