

بررسی تجربی اثر تأخیر زمانی بر تغییرات دامنه نوسانات فشاری احتراق پیش مخلوط نوذر اکبری^{*۱}

۱- دانشگاه هوایی شهید ستاری، دانشکده مهندسی هوا فضا

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۸/۲۷

دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۱۰/۰۹

چکیده

هدف از این کار پژوهشی بررسی اثر تأخیر زمانی بر تغییرات دامنه نوسانات تجربی در محفظه احتراق پیش مخلوط می‌باشد. برای این منظور یک محفظه احتراق پیش مخلوط ساخته شد. از خصوصیات این محفظه، می‌توان به داشتن قابلیت مشاهده ناپایداری و اندازه‌گیری متغیرهای جریان به‌طور هم‌زمان اشاره کرد. اساس کار انجام شده شامل مشاهدات تجربی و مقایسه نتایج به دست آمده با روش تحلیلی رایلی می‌باشد. از آنجایی که تأخیر زمانی یکی از پارامترهای اساسی در پیش‌بینی ناپایداری ترموآکوستیکی می‌باشد، در این پژوهش، اثر این معیار به‌طور تجربی بر روی محفظه احتراق ساخته شده مورد بررسی قرار گرفت که نتایج به‌دست آمده با معیار تحلیلی رایلی بسیار موفقیت‌آمیز بود.
واژه‌های کلیدی: ناپایداری ترموآکوستیک - معیار رایلی - محفظه احتراق پیش مخلوط

Investigation of The Effect of Time Lag on Pressure Oscillations Amplitude Change in Premix Combustion

Abstract

The aim of this research is investigation of the effect of the time lag on amplitude of experimentally oscillatory in premixed combustion chamber. A pre-mixed combustion chamber was built for this purpose. Simultaneous Combustion chamber instability monitoring and flow parameter measurement is one of the important characteristics of this combustion chamber. This research is based on experimental observation and comparison of the visualisations to the results of Rayleigh's criterion. Since time lag is the most important parameter for anticipating thermo acoustic instability; in this work, the effect of Rayleigh's criterion on a combustion chamber is investigated experimentally. The results has a good agreement with Rayleigh's criterion

Keywords: *Thermo acoustic instability, Rayleigh's criterion, premixed combustion chamber*

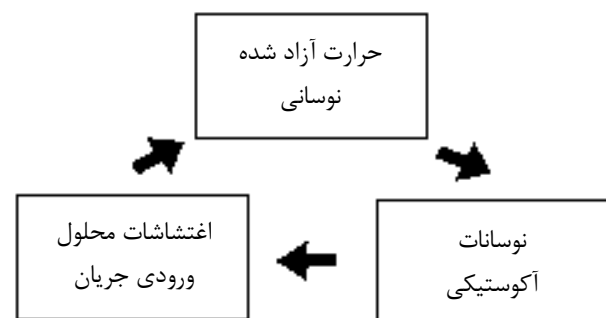
مقدمه

محققین تلاش‌های بسیار زیادی جهت تولید محفظه‌های با NOx کم در موتورهای توربین گازی انجام دادند که منجر به استفاده از محفظه‌های جدیدی گردید [۱]. در این نوع محفظه‌ها ابتدا سوخت و اکسیدکننده در لوله پیش‌مخلوط جریان کاملاً مخلوط می‌شوند و سپس مخلوط سوخت و هوا وارد محفظه احتراق می‌گردد. در این نوع محفظه‌ها دمای احتراق به طور مناسبی کاهش یافته تا از ایجاد NOx حرارتی جلوگیری به عمل آید. اگر چه تکنولوژی پیش‌مخلوط با نسبت سوخت به هوا فقیر، میزان انتشار NOx را به طور قابل‌قبولی کنترل می‌کند، ولیکن نوسانات فشاری ایجاد شده در اثر احتراق باعث بروز مشکلاتی می‌شود [۱]. اغتشاشات فشاری در یک سیستم محفظه احتراق موتور توربین گازی همیشه وجود دارد؛ حتی اگر سیستم عملکرد پایداری داشته باشد.

این اغتشاشات در شرایط پایدار معمولاً به صورت نوسانات با دامنه کم خودشان را نشان می‌دهند که به نام نوسانات آکوستیک کلاسیک شناخته می‌شوند [۲]. به طور معمول بعضی از این اختلالات می‌تواند انرژی لازم برای نوسانات ناپایا را مهیا کرده و دامنه آن‌ها را افزایش دهند. نتایج نشان می‌دهد که نوسانات فشاری با دامنه بیشتر از ۵٪ فشار اصلی محفظه احتراق می‌تواند نشان‌دهنده ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گازی باشد [۳]. در هنگام ناپایداری احتراق معمولاً دو پدیده مهم زیر قابل مشاهده است:

۱. افزایش بیش حد حرارت آزاد شده
۲. نوسانات فشاری با دامنه بزرگ

با توجه به مطالب فوق ناپایداری ترموآکوستیکی در واقع هم‌گیری بین نوسانات آکوستیک محفظه و نوسانات حرارت آزاد شده ناپایا در محفظه احتراق می‌باشد [۴]. (شکل (۱))



شکل ۱- شماتیک مکانیزم ناپایداری احتراق

لیوون در مرجع [۵] در رابطه با ناپایداری ترموآکوستیکی، در شرایط نسبت سوخت به هوای فقیر، کارهای قابل توجه و ارزشمندی انجام داده است. او نشان داد که عامل اصلی نوسانات در نرخ واکنش مواد اولیه نوسانات کوچکی هستند که در نسبت سوخت به هوا ایجاد می‌شود. در واقع این عاملی است که سیستم‌های محفظه احتراقی پیش‌مخلوط را به سمت ناپایداری ترموآکوستیکی هدایت می‌کند. در کلیه مقالات نگاشته شده توسط لیوون در مورد فرایندهای احتراقی با نسبت اختلاط سوخت به هوای فقیر، عامل اصلی نوسانات نرخ حرارت آزاد شده در محفظه احتراق را نوسانات نسبت سوخت به هوا اعلام کرده است. نوسانات موجود در نسبت اختلاط سوخت به هوا به سمت پائین دست جریان، محلی که احتراق در آن انجام می‌شود، هدایت می‌شوند؛ در آنجا کوپلینگ بین نوسانات ناشی از انرژی حرارتی آزاد شده با آکوستیک محفظه باعث ایجاد ناپایداری احتراق می‌شود. این مکانیزم در مقالات فوق به نام مکانیزم نوسانات نسبت تعادل معرفی شده است. در ارتباط با این مکانیزم ارائه شده فرض می‌شود که فشار نوسانی آکوستیکی در محفظه احتراق ابتدا باعث ایجاد نوسانات دبی جرمی در سیستم و سپس به طور مشخص بر متغیرهای جریان از قبیل درجه حرارت و دانسیته تأثیر می‌گذارد. این فرضیات قبلاً نیز برای جریان‌های با عدد ماخ پائین توسط کیولیک [۶] آزمایش و تأیید شده بود.

ویژگی این پژوهش شامل: (۱) طراحی و ساخت یک محفظه احتراق پیش‌مخلوط با طول لوله بلند همراه با میز کار و سیستم تغذیه پیش‌ران می باشد؛ (۲) به‌جای استفاده از ترانس‌دیوسرهای پیزوالکتریک فشاری که هزینه بسیار بالایی داشته و به خاطر تحریم کشورهای سازنده، امکان تهیه آن مقدور نمی باشد، از میکروفون استفاده شده و همان نتایج به دست آورده شده است؛ (۳) مقایسه نتایج تجربی به دست آورده شده با معیار تحلیلی رایلی است که نتیجه مقایسه رضایت‌بخش می‌باشد.

دستگاه مورد آزمایش

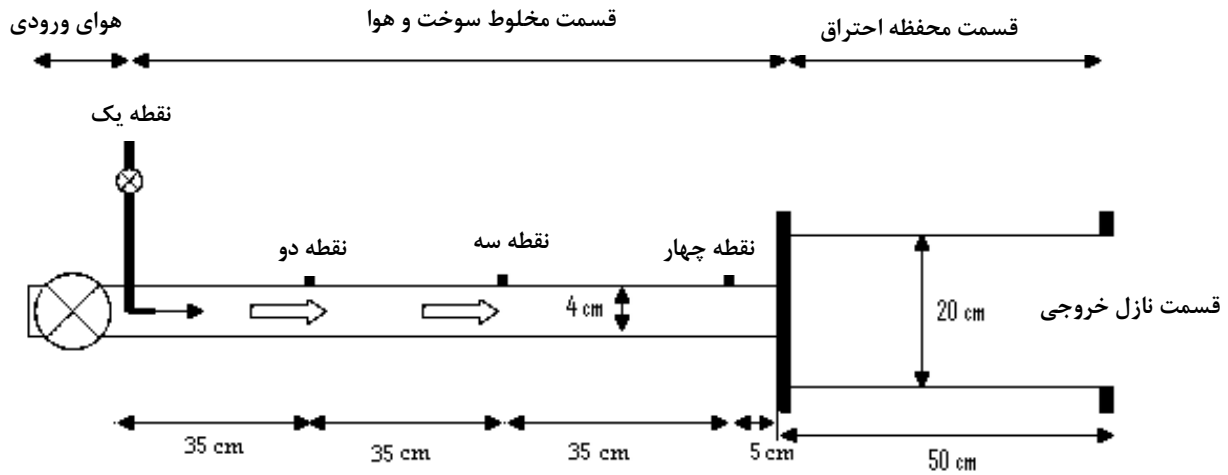
برای انجام آزمایشات تجربی در محفظه‌های احتراق LPM لازم است که محفظه احتراقی از نوع پیش‌مخلوط مانند شکل (۲) طراحی و ساخته شود.

این دستگاه شامل اجزاء زیر می‌باشد:

۱. قسمت هوای ورودی
۲. قسمت اختلاط سوخت و هوا
۳. قسمت محفظه احتراق
۴. قسمت خروجی گازها سوخته شده

نحوه عملکرد این محفظه احتراق به این صورت است که

ابتدا سوخت توسط سوخت‌پاش‌های معمولی به‌طور شعاعی در مرکز لوله هوای ورودی پاشیده می‌شود. سپس در لوله ورودی (لوله پیش‌مخلوط) جریان سوخت و هوا به طور کامل با هم مخلوط می‌شوند. مخلوط سوخت و هوا وارد محفظه احتراق شده و احتراق در آن انجام می‌پذیرد.

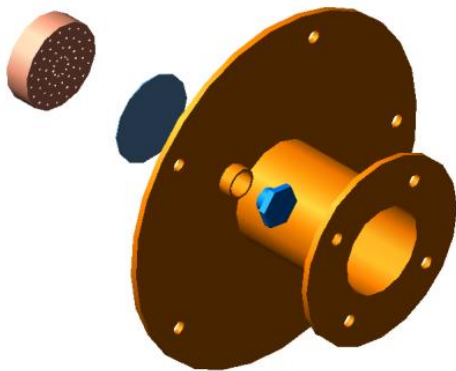


شکل ۲- شماتیک محفظه احتراق مورد آزمایش

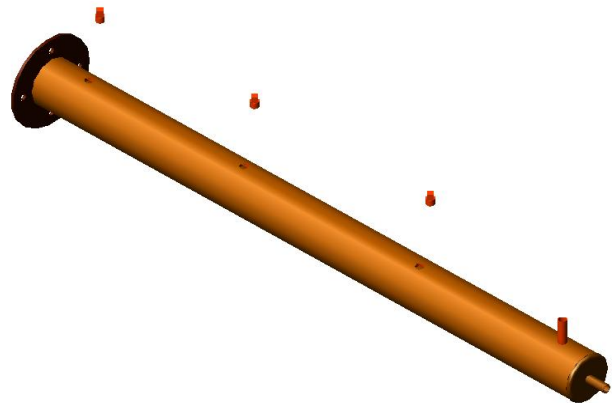
این دستگاه به صورتی طراحی شده است که قابلیت انجام چندین آزمایش را دارا باشد. طول کل دستگاه ۱۶۰ سانتی‌متر است که توسط چهار پایه فلزی به ارتفاع ۲۰ سانتی‌متر از میز کار قرار گرفته است. طول کل قسمت ورود ۱۱۰ سانتی‌متر بوده و همان‌طور که شکل (۳) نشان می‌دهد، مقطع دایروی دارد. قطر مقطع لوله ورودی ۴ سانتی‌متر و ضخامت دیواره آن ۲ میلی‌متر می‌باشد.

یک توری و مقطع استوانه‌ای سوراخ‌دار جهت پایدار نگه داشتن شعله در انتهای لوله پیش‌مخلوط قرار گرفته شده است. (شکل (۴))

ضخامت مقطع استوانه‌ای ۲ سانتی‌متر بوده و همان‌طور که در شکل (۵) نشان می‌دهد، تعداد ۶۰ سوراخ با قطر ۲ میلی‌متر در آن تعبیه شده است.



شکل ۴- تصویر سه بعدی مقطع انتهایی ناحیه ورودی پیش مخلوط



شکل ۳- نمای سه بعدی مجرای ورودی جریان سوخت و هوا

یابد و فاصله محل پاشش سوخت تا شعله قابل تنظیم باشد. بدین وسیله امکان بررسی تأثیر اندازه طول لوله ورودی پیش مخلوط در ناپایداری احتراق مهیا می‌گردد.

باید توجه کرد که دبی جرمی سوخت و هوای ورودی هیچ گونه نوساناتی همراه خود به محفظه وارد نکنند. علت آن این است که این نوسانات سوخت و هوا می‌تواند در فرکانس ناپایداری مشاهده شده تأثیر بگذارد. لذا برای این منظور در هنگام تزریق سوخت و هوا به لوله ورودی از نازل‌های استفاده شده که شرایط خفگی جریان را در ورودی ایجاد کند.

به منظور امکان ایجاد مشاهده شعله در محفظه احتراق پنجره‌ای از جنس کواتز ساخته شده است. ضخامت شیشه کواتز انتخابی باید طوری باشد که توانایی تحمل دمای بالا را به خوبی داشته باشد.

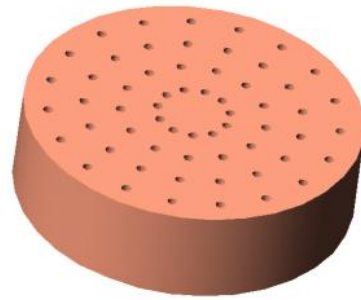
مقدار دبی سوخت مصرفی توسط شیر مخصوصی، که از نوع جریان یک طرفه بوده و قابلیت تنظیم مقدار دبی عبوری با دقت زیاد را به محفظه احتراق دارد، کنترل می‌شود. علت انتخاب این نوع شیر در مسیر سوخت مصرفی، ایمنی بالای این نوع شیرها در مصارف احتراقی می‌باشد.

برای شروع آزمایش لازم است که ابتدا دستگاه گرم شود، سپس بعد از انجام تنظیمات اولیه ضروری است که دستگاه ساخته شده مدت زمانی کار کند تا به دمای پایدار برسد. سپس آزمایشات مورد نظر در رابطه با ناپایداری احتراق انجام گیرد.

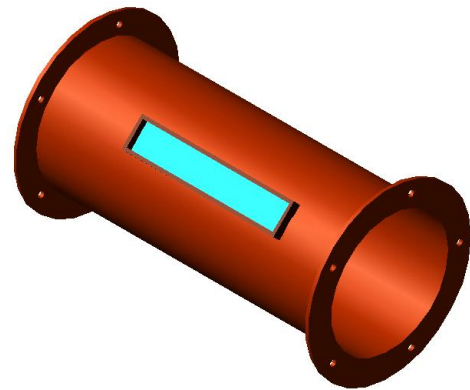
تمامی این وسایل اندازه‌گیری از شرکت معتبر آزمون متمم تهیه شده است. این دستگاه شامل وسایل اندازه‌گیری زیر است:
۱- دبی‌سنج‌های گازی (مدل AZM-LZB)، که برای اندازه‌گیری دبی سوخت و دبی هوای مصرفی استفاده می‌شود، محل‌های نصب آن در لوله ورودی جریان هوا و سوخت می‌باشد.

۲- فشارسنج (مدل MXG)، که محل‌های نصب آن‌ها در روی لوله‌های سوخت و هوای ورودی به سیستم محفظه احتراق می‌باشد.

۳- میکروفون (مدل BEHRIGER c1-u)، که قابلیت اندازه‌گیری فشار دینامیکی آکوستیکی سیستم احتراقی و سطح فشار صوت^۱ ایجاد شده را داشته باشد، این میکروفون در انتهای محفظه احتراق، محلی که گازهای سوخته شده از محفظه خارج می‌شوند، نصب می‌شود. لازم به ذکر است که میکروفون طوری باید نصب شود که اولاً نوسانات سازه‌ای محفظه تأثیری بر آن نداشته باشد، ثانیاً در معرض مستقیم

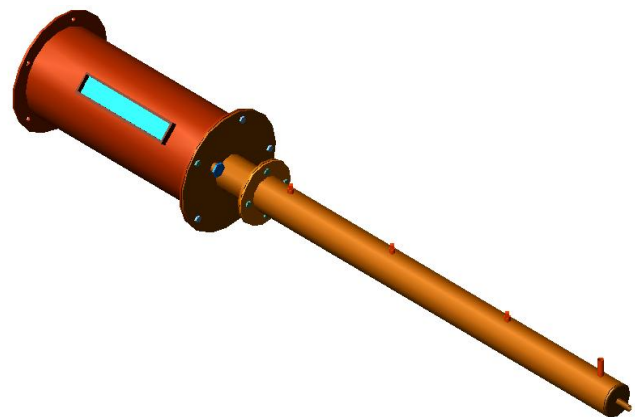


شکل ۵- مقطع استوانه‌ای آخرین قسمت ناحیه پیش اختلاط



شکل ۶- مقطع استوانه‌ای محفظه احتراق مورد آزمایش

هر یک از چهار قسمت این وسیله (ورودی سوخت و هوا، ناحیه اختلاط، محفظه احتراق (شکل (۶)) و مقطع خروجی (دود) به گونه‌ای طراحی شده است که قابلیت تغییر ابعاد را دارا باشد (شکل (۷)).



شکل ۷- نمای سه بعدی دستگاه تست ناپایداری احتراق

در هنگام آزمایش هوای متراکم شده از لوله ورودی وارد سیستم می‌شود. در قسمت هوای ورودی مشخصات دستگاه طراحی شده طوری مهیا شده که طول لوله پیش‌مخلوط تغییر

نوسانات آکوستیکی ایجاد شده در اثر ناپایداری نیز توسط میکروفون اندازه‌گیری می‌شود. میکروفون‌ها معمولاً از درصد خطای بسیار کمی برخوردار هستند. بیشترین خطای تولید شده توسط آن‌ها در فرکانس‌های کمتر از ۳۰ هرتز و بیشتر از ۱۲ کیلوهرتز بوده و هم‌چنین در این حالات خطا بیشتر در دامنه ظاهر شده و در فرکانس خطای قابل توجه‌ای ایجاد نمی‌شود [۷]. از آنجایی که این آزمایشات به دقت بسیار بالایی نیاز داشت، سعی شد میکروفونی برای این منظور تهیه شود که حتماً تأییدیه کالیبراسیون را داشته باشد. برای این که از کالیبره باقی ماندن میکروفون در تمامی آزمایشات انجام شده مطمئن شویم در مراحل مختلف، دقت آن به روش زیر ارزیابی گردید.

نحوه اندازه‌گیری دقت این میکروفون به این صورت انجام گرفت که ابتدا توسط نرم‌افزار صوتی Cool Edit سیگنالی با دامنه فشاری ۸۰ هرتز و فرکانس ۲۰۰ هرتز نشان داده شده در شکل‌های (۸) و (۹) تولید شده است. شکل (۸) نشان‌دهنده موج نوسانات تولید شده بر حسب دامنه نوسانات فشاری بی‌بعد شده در مدت زمان داده‌پردازی ۰/۱ ثانیه می‌باشد و شکل (۹) نمودار DFFT برای موج نشان داده شده در شکل (۸) می‌باشد، که نشان‌دهنده دامنه نوسانات بر حسب دسیبل و فرکانس نوسانات بر حسب هرتز می‌باشد.

گازهای داغ خروجی قرار نگیرد. برای این منظور میکروفون توسط سیمی از سقف در محل مناسبی نزدیک خروجی گازها نصب شده است.

۴- کارت داده‌برداری با سرعت انتقال داده‌برداری ۵۰ کیلو هرتز در ثانیه (مدل PCI-1710)

۵- کامپیوتر برای پردازش اطلاعات

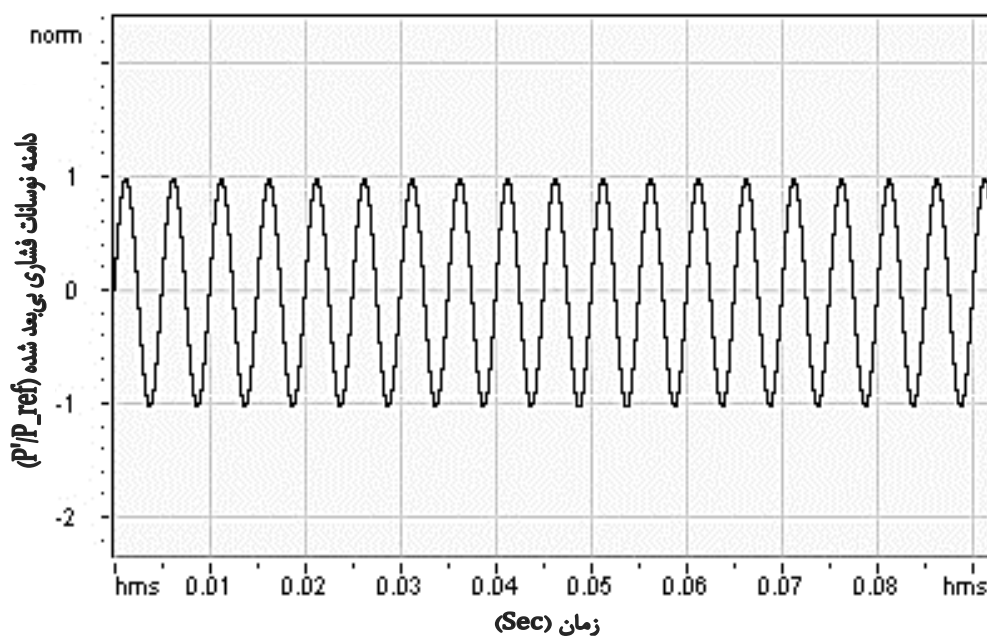
۶- نرم‌افزارهای مربوطه جهت پردازش اطلاعات

۷- ترموکوپل‌های جهت اندازه‌گیری دمای محفظه احتراق و هوای ورودی

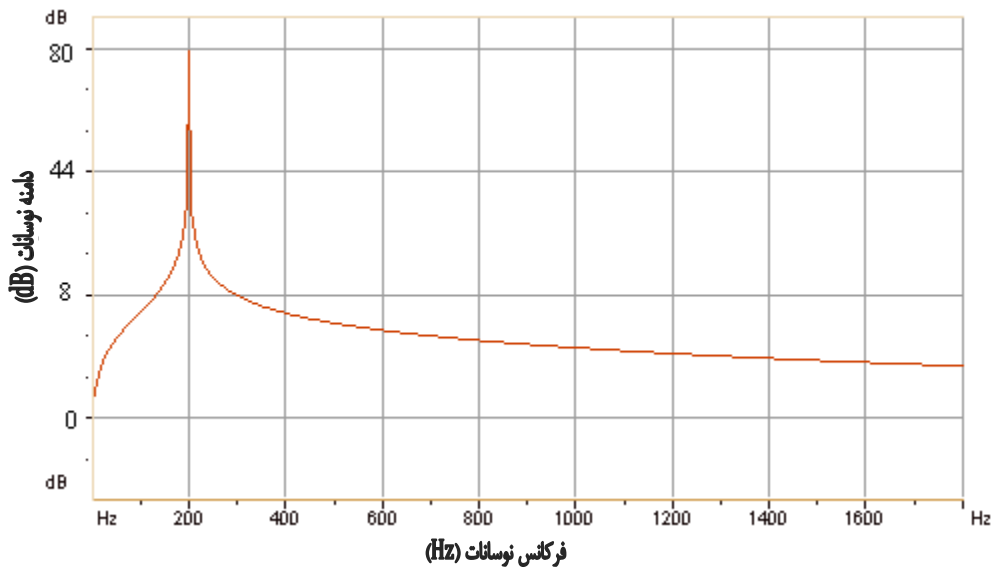
پیش‌بینی شده است که این دستگاه قابلیت تغییر پارامترهای جریان از قبیل دما و دبی جرمی را داشته باشد.

در این آزمایش از گاز پروپان به عنوان سوخت و از هوا به عنوان اکسیدکننده استفاده شده است. فشار هوای ورودی در سیستم توسط کمپرسوری از نوع رفت و برگشتی مهیا می‌گردد. در هنگام آزمایش، فشار متوسط را می‌توان توسط فشارسنج معمولی اندازه‌گیری کرد. در هنگام آزمایش لازم است فشار مخزن کمپرسور ثابت بماند.

برای اندازه‌گیری دبی سوخت و هوا از روتامترگازی استفاده می‌شود. این دستگاه‌ها می‌توانند دبی جرمی را با دقت ۰/۲ درصد تعیین کنند. علت استفاده از روتامترگازی پایین بودن دبی جرمی سوخت و هوای مصرفی می‌باشد.



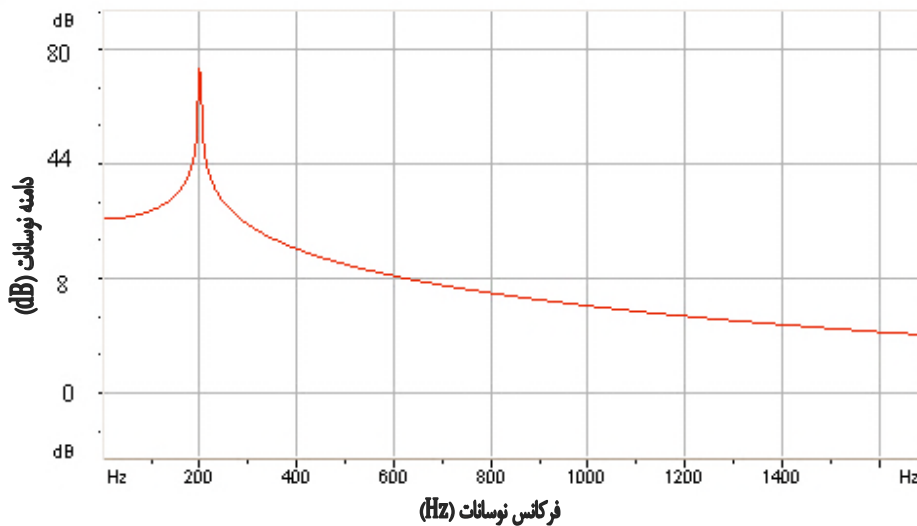
شکل ۸- دامنه موج تولید شده توسط نرم‌افزار Cool Edit



شکل ۹- نمودار DFFT سیگنال تولید شده

محاسبه می‌شود و وقتی از دقت میکروفن اطمینان کامل حاصل شد، آزمایشات مربوطه انجام می‌شود. توسط این سیستم آزمایشگاهی، آزمایشات زیادی در رابطه با اثر دبی جرمی هوای ورودی همراه با تغییرات نسبت اختلاط سوخت و هوا و طول لوله پیش مخلوط بر ناپایداری احتراق انجام گرفته شده است. این تجهیزات آزمایشگاهی نصب شده قادر است که نسبت دامنه نوسانات فشار به فشار مرجع (۲۰ میکرو پاسکال) و فرکانس نوسانات را به دست آورد. جدول ۱ محدوده تغییرات ایجاد شده در شرایط عملکردی را نمایش می‌دهد. به ازای هر تغییر فیزیکی در شرایط عملکرد محفظه، رفتار نوسانات فشاری ثبت و تحلیل می‌شود.

این صوت ایجاد شده توسط میکروفون به کارت دیتابرداری منتقل می‌شود. بعد از ذخیره‌سازی توسط نرم‌افزار پردازش صوتی مانند نرم‌افزار Matlab و Cool Edit پردازش می‌شود (شکل ۱۰). مقدار فرکانس و دامنه به دست آمده با مقدار ثبت شده (شکل‌های (۸) و (۹)) مقایسه و به عنوان مبنای کالیبراسیون میکروفون در نظر گرفته شد. همان‌طور که در شکل (۱۰) نشان داده شده است مقدار فرکانس تغییر خاصی نمی‌کند؛ ولی دامنه نوسانات مقداری کاهش نشان می‌دهد. این مقدار کاهش در دامنه نوسانات نشان‌دهنده مقدار خطای میکروفون در نظر گرفته شده و به عنوان مبنای اندازه‌گیری ثبت می‌شود. قبل از هر آزمایش ابتدا مقدار خطای میکروفون



شکل ۱۰- نمودار DFFT سیگنال تولید شده

جدول ۱- محدوده شرایط عملکردی و طول مقطع ورود

نسبت تعادل	۰/۷-۱/۵
فشار محفظه احتراق	۱ (atm)
سرعت جریان ورودی	۱۰-۲۵ (m/s)
طول ورود لوله	۵-۱۱۰ (cm)
دبی جرمی مخلوط ورودی	۴-۲ (gr/s)

معرفی معیار رایلی

انرژی مورد نیاز برای ناپایداری از هم‌گیری بین فرایند آکوستیک و احتراق در محفظه مهیا می‌شود. اولین کسی که این پدیده را تعریف کرد رایلی بود. او این پدیده را به صورت زیر تعریف کرد:

اگر حرارت به هوایی که فشرده شده است وارد گردد، یا از هوا که رقیق شده دریافت شود، نوسانات تقویت می‌شوند. از طرف دیگر اگر به هوای رقیق شده گرما اضافه گردد و از هوای متراکم حرارت دریافت شود نوسانات میرا گشته و دامنه نوسانات کاهش می‌یابد.

یکی از پرکاربردترین فرم‌های ریاضی معیار رایلی مربوط به ارتباط مستقیم انرژی حرارتی به انرژی مکانیکی حرکت آکوستیکی می‌باشد، که توسط کیولیک [۶] به دست آمده است. در این فرمولاسیون ریاضی، کیولیک از رابطه بین موده‌های عمود به سطح آکوستیکی و نوسانات انرژی حرارتی در طول یک سیکل بهره جسته است. معیار رایلی هم‌چنین از نقطه نظر ترمودینامیکی نیز اثبات شده است. یکی از اشکال معیار رایلی، فرم انتگرالی مطابق رابطه (۱) است:

$$R = \int_0^T p'(t)q'(t)dt \quad (1)$$

شاخص مثبت معیار رایلی نشان‌دهنده افزایش نوسانات فشاری ناشی از نوسانات حرارتی می‌باشد. شاخص منفی معیار رایلی نشان‌دهنده استهلاک یا کاهش نوسانات فشاری است.

معیار به‌دست آمده توسط رایلی، جهت تشخیص ناپایداری ترموآکوستیکی در سیستم‌های پیچیده از قبیل کوره‌ها، رجیک تیوب، موتورهای توربین گاز قابل استفاده می‌باشد. از این معیار می‌توان به طور وسیع جهت به دست آوردن اطلاعات مقدماتی سیستم احتراقی، استفاده می‌شود. این امر به این علت است که

این معیار از سادگی و آسانی زیادی جهت استفاده در مقاصد عملی تحت کنترل شرایط آزمایشگاهی برخوردار است.

رجیک تیوب اصولاً یک خودنوسان کننده آکوستیکی است که از یک لوله سیلندری دوسر باز و یک منبع انرژی حرارتی استفاده می‌کند. هرگاه منبع انرژی در نیمه پایینی رجیک تیوب قرار گیرد، باعث تحریک آکوستیکی خود به خود می‌شود. در حالی که اگر منبع انرژی در نیمه بالایی قرار گیرد، باعث کاهش دامنه نوسانات فشاری می‌شود. این موضوع را می‌توان توسط فشار آکوستیکی و موده‌های سرعت در لوله بیان کرد. از آن جایی که دو انتهای لوله باز است، نخستین مود آکوستیکی فشار در صورتی اتفاق می‌افتد که در دو انتهای ورودی و خروجی گره فشار تشکیل گردد. در این حالت بیشینه فشار در مرکز لوله می‌باشد. سرعت آکوستیکی ۹۰ درجه اختلاف فاز با فشار آکوستیکی دارد؛ به صورتی که در مود اول سرعت آکوستیکی، گره در وسط لوله و شکم در دو انتهای لوله قرار می‌گیرد، در این شرایط سرعت در نیمه پایینی مثبت و نیمه بالایی لوله منفی می‌باشد. به این نکته باید توجه کرد که در مود اول، فشار آکوستیکی در سرتاسر لوله مثبت است.

اگر فرض شود که حرارت آزاد شده ناپایا از منبع حرارتی هم‌فاز با سرعت آکوستیکی تغییر کند، شاخص رایلی در نیمه پایینی لوله مثبت و در نیمه بالایی منفی خواهد بود. بنابراین باعث تقویت نوسانات ترموآکوستیکی در رجیک تیوب به صورت خود تحریک می‌شود. هر منبع حرارتی، از قبیل تور سیمی الکتریکی تولیدکننده حرارت، وقتی به صورت عمود بر لوله نصب شود، حرارت منتقل شده به لوله باعث ایجاد نیروی شناوری^۲ و حرکت دادن جریان به سمت بالا می‌شود. حضور میدان آکوستیکی باعث اضافه شدن سرعت نوسانی آکوستیکی ناشی از نیروی شناوری خواهد شد.

همان‌طور که اشاره شد، به‌طور اساسی هم‌گیری مثبت نوسانات فشار و حرارت آزاد شده نوسانی، در یک پریود از سیکل نوسانات، طبق رابطه رایلی تقویت نوسانات را در پی دارد [۱] در مطالعه ناپایداری نوسانی خطی، اغتشاشات مربوطه را می‌توان به صورت نوسانات هارمونیک (قسمت حقیقی توابع مختلط) در نظر گرفت:

$$p' = \text{Re}\{Pe^{j(\omega t - \alpha)}\} \quad (2)$$

$$q' = \text{Re}\{Qe^{j(\omega t - \beta)}\} \quad (3)$$

$$0 < \tau < \frac{T}{4} \quad (7)$$

$$\frac{3T}{4} < \tau < \frac{5T}{4}$$

محدوده آزمایش شده در این کار تحقیقی به علت بلند بودن طول لوله پیش مخلوط در محدوده نشان داده شده در رابطه (۸) می باشد.

$$\frac{43}{4} < \tau.f < \frac{45}{4} \quad (8)$$

شکل (۱۱) نمایش دهنده نقاطی است که در آن نقاط سیستم ناپایدار شده است. نمودار بازه‌های حوزه ناپایدار معیار رایلی و مقادیر به دست آمده از داده‌های ثبت شده به صورت تجربی در طول آزمایشات می باشد. این نمودار در شرایطی رسم شده که سوخت پاش در موقعیت اول نشان داده شده در شکل (۲) باشد.

در این نمودار و نمودار بعدی یعنی شکل (۱۲) مقادیر به دست آمده از روش تحلیلی رایلی با مقادیر تجربی به دست آمده در این تحقیق مقایسه شده است که نتایج کاملاً هم پوشانی دارند.

مقدار زمان تأخیر جابجایی (τ) بر اساس معیار پوتنم به صورت زیر تعریف می شود [۸]:

$$\tau = \frac{L_{inj}}{\bar{u}} \quad (9)$$

در رابطه بالا عبارات L_{inj} و \bar{u} به ترتیب فاصله سوخت پاش تا محفظه احتراق و سرعت متوسط ورودی جریان به محفظه احتراق می باشد.

همان طور که در قسمت قبل اشاره شد. مطابق رابطه رایلی (رابطه ۱) سیستم محفظه احتراق وقتی ناپایدار می شود که نسبت $\frac{\tau}{T}$ (اختلاف فاز بین نوسانات فشار و نوسانات حرارت آزاد شده) در محدوده مقادیر مشخصی قرار گیرد. این محدوده، مقادیر $\frac{\tau}{T}$ در رابطه ۱۲ نشان داده شده است.

در این قسمت مقادیر $\frac{\tau}{T}$ را برای هریک از آزمایشات انجام شده در محدوده عملکردی جدول ۱ به دست آورده و با مقدار به دست آمده از رابطه رایلی مقایسه می شود.

در روابط بالا P و Q دامنه‌های نوسانات فشار و حرارت آزاد شده، ω فرکانس، α و β زوایای فاز نوسانات فشار و حرارت آزاد شده می باشند که می توان نشان داد معادله (۱) در صورتی ارضا می شود که رابطه زیر برقرار باشد [۶]:

$$0 < \alpha - \beta < \pi \quad (4)$$

بررسی تجربی محدوده‌های ناپایداری با استفاده از معیار رایلی

همان طور که در قسمت پیش گفته شد، ناپایداری‌های ترموآکوستیک در نتیجه ایجاد فرآیند هم‌گیری بین گرمای آزاد شده توسط واکنش احتراقی و فشار آکوستیک به وجود می آیند. در این بخش، با استفاده از روابط رایلی، نشان داده می شود که محفظه احتراق طراحی شده فازهای پایدار و ناپایدار معیار رایلی را ارضا می کند. فرم انتگرالی معیار رایلی که بیانگر شاخص رایلی می باشد، به وسیله یک رابطه انتگرالی بازنویسی می شود.

ناپایداری احتراق وقتی اتفاق می افتد که نوسانات فشاری با نوسانات حرارت آزاد شده هم فاز گردد. برای فشار و حرارت آزاد شده نوسانی روابط زیر را می توان نوشت:

$$\dot{q}'(t) = \bar{q} \sin \omega(t - \tau) \quad (5)$$

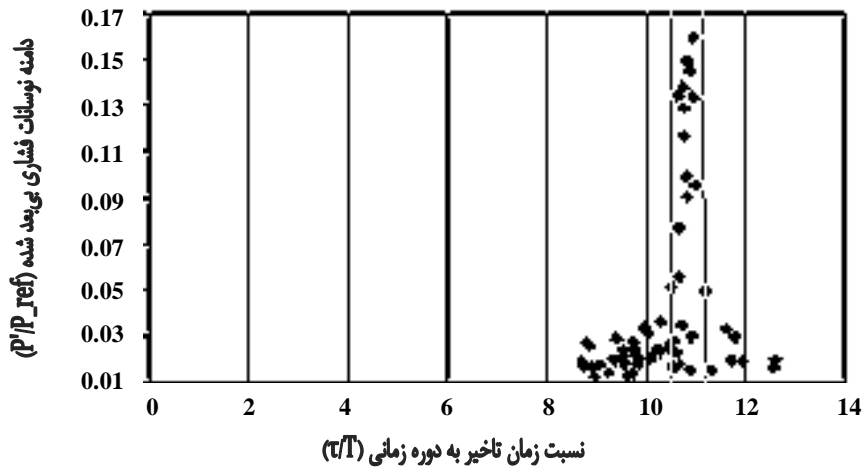
$$p'(t) = \bar{p} \sin(\omega t)$$

پس از جایگزینی آن‌ها در معادله رایلی، معادله زیر به دست می آید:

$$\bar{p}\bar{q} \int_t^{t+\frac{2\pi}{\omega}} \sin(\omega t) \sin \omega(t - \tau) dt = \bar{p}\bar{q} \frac{\pi}{\omega} \cos \omega \tau > 0 \quad (6)$$

در رابطه (۶) ترم‌های \bar{q} ، \bar{p} و ω به ترتیب فشار، حرارت متوسط و مشخصه فرکانس می باشد. برای ایجاد ناپایداری احتراق مطابق رابطه رایلی زمان تأخیر جابجایی (τ) باید در رنج زیر واقع گردد، به این معنی که در این شرایط، معیار رایلی مثبت گردد.

$$0 < \tau < \frac{T(2n-1)}{4} \quad n = 1, 2, 3, \dots$$



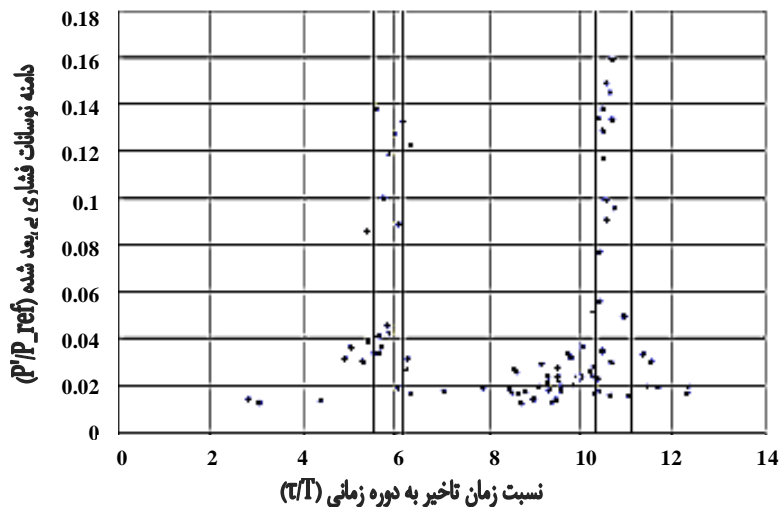
شکل ۱۱- حوزه ناپایداری معیار رایلی با خطوط مستقیم درفاصله بین نقاط ۱۰/۷۵ الی ۱۱/۲۵ نشان داده شده است و مقادیر به دست آمده از آزمایشات که بصورت نقطای نمایش داده شده است.

به دست آورده شده است.

همان طور نقاط نشان داده شده در نمودار (۱۲) بیان می کند با تغییر پیکربندی محفظه احتراق ترم نسبت زمان تأخیر به دوره زمانی نوسانات تغییر کرده و در محدوده عملکردی دیگری از معیار رایلی قرار گرفته است. این محدوده دارای حدود زیر می باشد:

$$\frac{23}{4} < \tau.f < \frac{25}{4}$$

نمودار شکل (۱۲) برای دو پیکربندی با طول لوله پیش مخلوط متفاوت رسم گردیده شده است که نشان دهنده تأثیر طول لوله پیش مخلوط در بازه معیار رایلی می باشد. در این نمودار مقدار تئوری رایلی توسط خطوط مستقیم درفاصله بین نقاط ۱۰/۷۵ الی ۱۱/۲۵ و ۵/۷۵ الی ۶/۲۵ نشان داده شده است و نقاط نمایش داده شده در نمودار (۱۲) نقاط ناپایدار شده سیستم می باشد که به صورت تجربی در این کار پژوهشی



شکل ۱۲- حوزه ناپایداری معیار رایلی با خطوط مستقیم درفاصله بین نقاط ۱۰/۷۵ الی ۱۱/۲۵ و ۵/۷۵ الی ۶/۲۵ نشان داده شده است و نقاط نمایش داده شده مقادیر تجربی است که در این کار پژوهشی به دست آورده شده است.

نتیجه‌گیری

مراجع

کار پژوهشی انجام شده نشان‌دهنده نتایج بررسی‌های تجربی انجام شده در رابطه با ناپایداری ترموآکوستیک برای محفظه‌های پیش مخلوط در موتورهای توربین گازی می‌باشد. نتایج به دست آمده نشان‌دهنده وابستگی تغییرات دامنه نوسانات فشاری ایجاد شده به نسبت زمان تأخیر τ/T در محفظه می‌باشد. سپس نشان داده شد که ناحیه‌های ناپایداری را می‌توان با محاسبه عبارت τ/T توسط روابط رایلی به دست آورد. فرض اساسی که در این مقاله انجام گرفته شده و نتایج بر اساس این فرضیه به دست آمده است، این است که در هنگام ناپایداری احتراق اندرکنش بین حرارت آزاد شده نوسانی و فشار نوسانی آکوستیکی با نوسانات نسبت تعادل اتفاق می‌افتد. با توجه به نتایج به دست آمده می‌توان نشان داد که جهت جلوگیری از ناپایداری احتراق طراحی محفظه احتراق باید به طوری اصلاح گردد که عملکرد آن در خارج از محدوده τ/T ناپایدار باشد. این موضوع را با انتخاب مناسب طول لوله پیش مخلوط یا انتخاب موقعیت مناسب سوخت‌پاش و کنترل زمان تأخیر جابه‌جایی می‌توان انجام داد.

پانوش

- 1-Sound Pressure Level
- 2-Bouyancy

1. Lieuwen, T., and Yang, V. "Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational, Experience, Fundamental Mechanisms and Modeling", Massachusetts, AIAA (2006)
2. Akbari, N, Mehdizadeh, N S; R "Thermo-Acoustic Instability Simulation in Gas Turbine", Journal of Mechanics, Vol.25, No.4, pp. 279-289 December, 2009
- ۳- اکبری، ن، سراج مهدیزاده، ن، ابراهیمی، ر. " مطالعه تجربی ناپایداری احتراق در محفظه‌های پیش مخلوط موتور توربین گازی "نشریه علمی پژوهشی مکانیک و هوا فضا، جلد ۴، شماره ۴، ص ص. ۱-۱۳، زمستان، ۱۳۷۸
4. Akbari, N, Mehdizadeh, N S, and Ebrahimi; R. "Analytical of Experimental Investigation of Frequency of Oscillation Modes in Combustion Chambers of Gas turbine", Journal of Aerospace Engineering, Vol.223, No. G6, pp. 741-747 September,(2009).
5. Lieuwen, T. "A Mechanism of Combustion Instability in Lean Premixed Gas Turbine Combustor", Transactions of ASME, Vol.123, January, pp. 182-189 (2001)
6. Culick F.E.C., "Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engine: Fundamentals and Control", California Institute of Technology, 28-29 October (2002)
7. Akbari, N, Mehdizadeh, N S, and Ebrahimi "Experimental Study of Equivalence Ratio Influence on Thermo-acoustic Instability in Gas Turbines" Int. Symp. on Heat Transfer in Gas Turbine Systems 9-14 August, 2009, Antalya, Turkey
8. Lieuwen T.; "Experimental Investigation of Combustion Instability in a Gas Turbine Combustor Simulator", Journal of Propulsion and Power, AIAA-99-0712, 1999