

شبیه‌سازی ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گاز

پیش مخلوط

نوذر اکبری^۱ و ناصر سراج مهدیزاده^۲

قطب علمی مهندسی هوا فضای محاسباتی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(تاریخ دریافت: ۱۳۸۶/۴/۱۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۸۷/۰۲/۱۵)

چکیده

در این مقاله، هدف بررسی ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گاز از نوع پیش مخلوط است. در ابتدا، مفاهیم اولیه ناپایداری در موتورهای توربین گاز طرح شده و سپس انواع مدهای فرکانس ناپایداری احتراق مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج به دست آمده از این تحقیق، کاملاً مشهود است که در هنگام ناپایداری احتراق، با توجه به نوع پیکربندی محفظه شبیه سازی شده، احتمال تحریک مدهای طولی بسیار بیشتر از مدهای عرضی است. بنابراین، مهمترین مدهای فرکانسی در هنگام ناپایداری احتراق، مود اول و أحياناً مود دوم نوسانات طولی است. با توجه به اهمیت مود اول، فقط مود اول فرکانس نوسانات طولی مد نظر قرار داده شده است. برای شبیه سازی ناپایداری احتراق از دیدگاه نوسانات، نسبت تعادل که در واقع یکی از مکانیزم های ناپایداری احتراق در محفظه‌های موتور توربین گاز می‌باشد، استفاده شده است. داده‌های به دست آمده از شبیه سازی با نتایج تجربی موجود مقایسه شده که رضایت بخش است.

واژه‌های کلیدی: ناپایداری احتراق، توربین گاز، ترموآکوستیک، نوسانات نسبت تعادل

Simulation of Combustion Instability in Premixed Gas Turbine Engines

N. Akbari and N. Seraj Mehdizadeh

Center of Excellence in Comp. Aerospace Eng., Aerospace Eng. Dep't., Amirkabir Univ. of Tech.

ABSTRACT

This paper describes an investigation of combustion instability mechanism in premixed gas turbines. First, the preliminary concept of combustion instability is reviewed and then all types of frequency modes of combustion instability are studied. The results show that combustion instability is excited at first longitudinal mode; therefore the first mode or probably the second mode of longitudinal wave are the most important modes. Consequently, in this investigation only first longitudinal mode is considered. This simulation is based on equivalence ratio oscillations, which is an important mechanism for gas turbine combustion instability. The results are validated according to previons analytical and experimental results and show good agreements.

Key Words: Combustion Instability, Gas Turbine, Thermo-acoustic, Equivalence Ratio Oscillations

۱- دانشجوی دکترا (نویسنده پاسخگو): a8129982@aut.ac.ir

۲- استادیار

۱- مقدمه

موضوع ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گازی پیش مخلوط، یک موضوع تقریباً جدید در جهان و همین طور در کشور ما می باشد. چند سالی است که مشغله ذهنی تعدادی از دانشمندان بزرگ علمی در شاخه احتراق گردیده است. در واقع آنها آخرین مرحله توسعه موتورهای توربین گازی را فائق آمدن بر مشکل ناپایداری در موتورهای توربین گازی می دانند. به علت اهمیتی که شناخت این پدیده در طراحی های راهبردی توربین گاز داراست و گستردگی بسیار وسیعی که موتورهای توربین گازی در صنعت هوافضا، چه در امور تجاری و چه در امور نظامی دارند، پرداختن به این موضوع می تواند برای هر کشوری جنبه حیاتی داشته باشد. لذا با توجه به این موضوع، در کشورهای پیشرفته تحقیقات بسیار وسیعی در حال انجام است. در مورد ناپایداری احتراق برای سیستم های پیشرانش مایع و جامد، در موتورهای موشک، پس سوزها و جت، کارهای ارزشمندی در دانشگاه های داخل صورت گرفته ولی تا به حال در مورد ناپایداری پیش مخلوط در موتورهای توربین گازی کار علمی بخصوصی انجام نگرفته است. از آنجایی که اخیراً رشد زیادی در راستای سرمایه گذاری علوم هوافضا در کشورهای در حال توسعه انجام گرفته شده و علاقه زیادی نیز برای خودکفایی در این مبحث اعلام گردیده، لذا مطالعه دقیق این موضوع اجتناب ناپذیر به نظر می رسد.

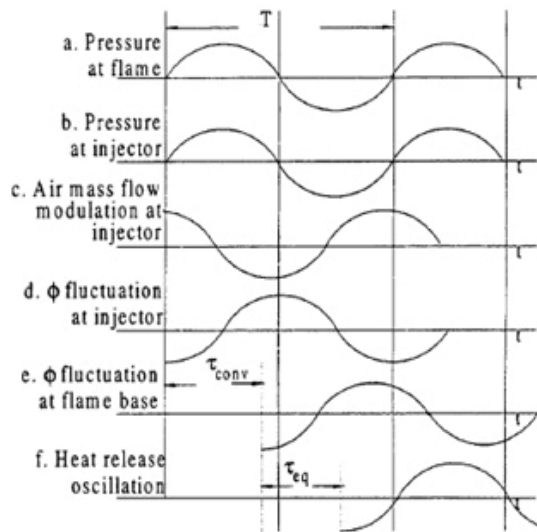
لیوون [۱] در باره ناپایداری ترموآکوستیکی در شرایط نسبت پایین سوخت و هوا، کارهای قابل توجه و ارزشمندی انجام داده است. او نشان داده است که عامل اصلی نوسانات در نرخ واکنش مواد اولیه نوسانات کوچکی هستند که در نسبت پایین سوخت و هوا ایجاد می شوند. در واقع این عاملی است که سیستم های محفظه احتراقی پیش مخلوط را به سمت ناپایداری ترمو آکوستیکی هدایت می کند. در کلیه مقالات نگاشته شده 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 و هوا می دانند. در خصوص بحث استدلالی ارائه شده در بالا، ناپایداری ترموآکوستیکی به این صورت قابل توضیح است که فشار نوسانی آکوستیکی در محفظه احتراق ابتدا باعث ایجاد نوسانات سرعت در سیستم و سپس به طور مشخص بر پارامترهای جریان از قبیل درجه حرارت و دانسیته تأثیر

می گذارد. این موارد برای جریان های با عدد ماخ پایین توسط بلوکساید^۱ [۲] آزمایش و تأیید شده است. همین طور مونگیا^۲ [۳] با توسعه دادن تکنیک اندازه گیری جهت تعیین نوسانات نسبت سوخت و هوا به طور تجربی نشان داد که این مسأله واقعیت داشته است و کوپلینگ نوسانات فشار با حرارت آزاد شده نوسانی در محفظه احتراق ایجاد می شود. مدل خطی انرژی حرارتی آزاد شده، که توسط پرکچیو^۳ [۴] ارائه شده است، حضور نوسانات نسبت سوخت و هوا را در ناپایداری ترموآکوستیکی تأیید می کند. هم چنین محاسبات انجام شده ایشان، برای نوسانات نسبت سوخت و هوا، با مقادیر تجربی هم خوانی خوبی نشان می دهد. ریچاردز^۴ [۵] نشان داده است که نوسانات ترموآکوستیکی را می توان با نوسانات نرخ سوخت کنترل کرد. جدا از تأثیری که دبی جرمی هوای ورودی و نسبت اختلاط با هم دارند، نوسانات سرعت نیز می تواند همین تأثیر را روی میدان جریان و کوپلینگ آن با جریان های پیچشی^۵ در لبه های پایدارکننده شعله داشته باشد.

در تحقیق حاضر، ابتدا مودهای فرکانسی طولی، عرضی و شعاعی، در هنگام ناپایداری احتراق برای محفظه نشان داده شده در شکل ۴، به دست آمده و سپس با مقایسه نتایج به دست آمده مشخص می شود که مودهای اول یا احیاناً مود دوم نوسانات طولی از مودهای ارجح در هنگام ناپایداری می باشند. لذا، با استفاده از مدل نوسانات نسبت تعادل، یک محفظه احتراق با ابعاد نشان داده شده در جدول ۱ و با فرض اینکه در هنگام ناپایداری فقط مود اول نوسانی ایجاد می شود، مورد مطالعه قرار می گیرد. با استفاده از مدل مزبور تأثیر فاصله سوخت پاش، سرعت مواد اولیه ورودی و نسبت تعادل بر فرکانس ناپایداری بررسی شده و نتایج با مقادیر تجربی و تحلیلی منابع و مراجع موجود مقایسه گردیده که نتایج به دست آمده از این مقایسه رضایت بخش است.

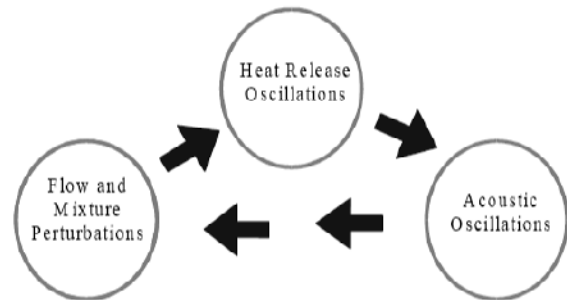
1- Bloxsidey
2- Mongia
3- Peracchio
4- Richards
5- Vortex Shedding

اختلالات فشاری در شعله و سوخت پاش تقریباً هم فاز می‌شود (شکل ۲-ب). با توجه به اینکه نوسانات سرعت با نرخ جریان جرمی ورودی هم فاز است و از سوی دیگر چون نوسانات سرعت با نوسانات فشار ۹۰ درجه اختلاف فاز دارد، بنابراین نوسانات نرخ جریان جرمی ورودی ۹۰ درجه با نوسانات فشاری اختلاف فاز خواهد داشت (شکل ۲-ج). نسبت تعادل ϕ با جریان جرمی هوای ورودی رابطه معکوس دارد، به گونه‌ای که این دو در فاز مخالف هم قرار می‌گیرند (شکل ۲-د). τ_{conv} (زمان جابه‌جایی^۳) زمانی است که طول می‌کشد تا مخلوط سوخت و هوا، در یک نسبت تعادل مناسب، به نزدیکی سطح شعله برسد (شکل ۲-ه). مخلوط مواد اولیه به محض برخورد با شعله مصرف نمی‌شود بلکه احتراق مخلوط مواد اولیه با تأخیر زمانی همراه است. این زمان تأخیر در شکل ۲-ف به صورت τ_{eq} ، نشان داده شده است.



شکل (۲): نمای شماتیکی برای محاسبات تحلیلی نوسانات نسبت تعادل [۸]؛ ۲-ا: نوسانات فشار آکوستیکی در داخل محفظه احتراق، ۲-ب: نوسانات فشاری در سوخت پاش، ۲-ج: نوسانات جریان جرمی هوای ورودی، ۲-د: نوسانات نسبت تعادل (ϕ') در سوخت پاش، ۲-ه: نوسانات نسبت تعادل در ابتدای شعله، ۲-ف: نوسانات حرارت آزاد شده.

۲- مکانیزم ناپایداری احتراق براساس نوسانات نسبت تعادل با توجه به اسناد و مدارکی که از ناپایداری احتراق در دسترس است، مشخص شده است که ناپایداری احتراق در اثر همگیری بین نوسانات ناشی از آزاد شدن انرژی حرارتی^۱ با آکوستیک محفظه، همراه با نوسانات نسبت سوخت به هوا در میدان ناپایای ترمو آکوستیکی می‌باشد (شکل ۱). اغتشاشات فشاری^۲، در یک سیستم محفظه احتراق موتورهای توربین گاز، همیشه وجود دارد، حتی اگر سیستم عملکرد پایداری داشته باشد. این اغتشاشات فشاری معمولاً به صورت نوسانات با دامنه کوچک، از نوع نوسانات آکوستیک کلاسیک، خودشان را نشان می‌دهند، به گونه‌ای که مهم‌ترین فاکتور مؤثر بر این نوسانات، هندسه محفظه احتراق است.



شکل (۱): شماتیک مکانیزم ناپایداری احتراق [۶].

به طور معمول بعضی از این اغتشاشات می‌توانند انرژی لازم برای نوسانات ناپایا را مهیا کرده و دامنه آنها را افزایش دهند. معمولاً نوسانات فشاری با دامنه بیشتر از ۵٪ فشار اصلی محفظه، می‌تواند باعث ناپایداری احتراق شود [۷]. چگونگی کوپلینگ نوسانات فشاری با حرارت آزاد شده نوسانی در مدل نوسانات نسبت تعادل را می‌توان به طور شماتیک در شکل ۲ به صورت زیر بیان کرد [۸]:

در شکل ۲-ا نوسانات فشار آکوستیکی نسبت به زمان، با پریود نوسانی T نشان داده شده است (فرض شده است که ضخامت ناحیه احتراق نسبت به طول موج نوسانات فشاری کوچک باشد). این نوسانات فشاری با انتشار به بالادست جریان به درون لوله ورودی نفوذ کرده و باعث ایجاد نوسانات فشاری در سوخت پاش، به صورت هم فاز با نوسانات فشار اصلی می‌شود. هرگاه عدد ماخ به اندازه کافی کوچک باشد،

3- Convective Time

1- Heat Release Fluctuation

2- Pressure Fluctuations

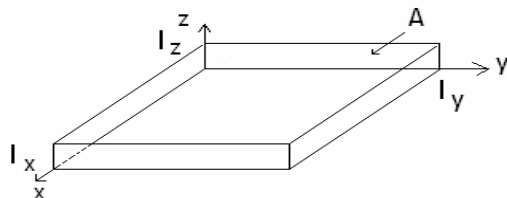
که در آن، k عدد موج است. فرض مناسبی که برای حل معادله هلمهولتز وجود دارد این است که مؤلفه عمود برگرادیان فشار ($\bar{\nabla} P_\omega$) روی دیواره‌ها، صفر باشد [۸].

یعنی:

$$n \cdot \bar{\nabla} P_\omega = 0. \quad (۳)$$

۴- پیکربندی یک محفظه برای مطالعه مودهای ویژه آکوستیکی

منظور از مودهای ویژه $P_\omega(x, y, z)$ در واقع مودهای آکوستیکی ویژه محفظه است، به شرطی که معادله هلمهولتز با شرایط مرزی معادله (۳) ارضا شود. معمولاً برای اشکال پیچیده حل عددی باید انجام شود تا بتوان مودهای ویژه را به دست آورد.



شکل (۳): شماتیک محفظه مستطیلی.

برای یک هندسه ساده از نوع محفظه مستطیلی (شکل ۳)، دامنه فشار $P_\omega(x, y, z)$ و فشار لحظه‌ای $P_\omega(x, y, z, t)$ در محفظه از رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$P_\omega(x, y, z, t) = P_\omega(x, y, z) e^{-i\omega t} = \bar{P} \cos(n_x \frac{\pi}{l_x} x) \cos(n_y \frac{\pi}{l_y} y) \cos(n_z \frac{\pi}{l_z} z) e^{-i\omega t}, \quad (۴)$$

که در آن، i نشان دهنده عدد مختلط، t زمان، \bar{P} فشار متوسط، ω سرعت زاویه‌ای، و در مختصات کارتزین (x, y, z) ترم‌های l_x, l_y, l_z به ترتیب ارتفاع، عرض و طول محفظه مستطیلی می‌باشد. برای مودهای (n_x, n_y, n_z) فرکانس تشدید (f) از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۰]:

$$f = \frac{\bar{c}}{2} \left[\left(\frac{n_x}{l_x} \right)^2 + \left(\frac{n_y}{l_y} \right)^2 + \left(\frac{n_z}{l_z} \right)^2 \right]^{1/2}. \quad (۵)$$

با فرض تحریک نوسانات طولی، معادله (۵) به معادله (۶) تبدیل می‌شود.

با توجه به توضیحات فوق، در صورت ارضای رابطه زیر، بین زمان تاخیر با پریود نوسانات فشاری، ناپایداری احتراق در محفظه پیش مخلوط ایجاد می‌شود:

$$\frac{\tau_{conv} + \tau_{eq}}{T} = n - 1/2, \quad (۱)$$

$$n = 1, 2, 3, \dots$$

از آنجایی که مقدار ترم τ_{eq} کوچک می‌باشد، لذا می‌توان از آن صرف نظر کرد [۸]. بنابراین رابطه (۱) را به صورت

$$\frac{\tau_{conv}}{T} = 0.5, 1.5, \dots$$

شده می‌توان به کمک روش‌های زیر مانع از ایجاد ناپایداری در محفظه احتراق موتورهای توربین گاز شد:

۱. انتخاب سطح مقطع ورودی مناسب برای هوا،
۲. انتخاب موقعیت مناسب برای سوخت پاش،
۳. کنترل زمان جابه‌جایی،
۴. سرعت مناسب جریان در لوله ورودی و
۵. انتخاب شرایط مرزی مناسب برای محفظه.

۳- مودهای نوسانی در ناپایداری احتراق

از آنجایی که ناپایداری احتراق ناشی از نوسانات فشاری است و این نوسانات رفتار مشابهی با نوسانات آکوستیکی کلاسیک دارند، لذا مودهای نوسانات ناپایداری احتراق نیز باید همانند مودهای نوسانات آکوستیکی باشند. این مودها عبارتند از مود طولی نوسانی و مود عرضی نوسانی. مود عرضی نوسانی خود شامل نوسانات شعاعی و نوسانات مماسی است. هر مود مماسی نیز به دو فرم موج ایستا و چرخشی ایجاد می‌شود. برای بررسی تأثیر نوسانات عرضی روی ناپایداری احتراق موتور توربین گازی، فرض می‌شود که جواب معادله هلمهولتز، معادله (۲)، ترم مختلط $P_\omega(x, y, z)$ باشد.

مهم‌ترین مشخصه آکوستیک این است که می‌تواند سیستم محفظه احتراق موتورهای توربین گازی پیش مخلوط را به سمت ناپایداری هدایت کند. مشخصه مودهای ویژه آکوستیکی به شکل محفظه و شرایط مرزی آن بستگی دارد [۹]. در حالت‌های عمومی برای یک محفظه با سطح مقطع A مودهای ویژه (P_ω) را می‌توان توسط حل معادله هلمهولتز به دست آورد:

$$\nabla^2 P_\omega + k^2 P_\omega = 0, \quad (۲)$$

دو مدل ذکر شده هنوز در مراحل اولیه بوده و نیاز به بررسی بیشتری دارند. در همه این مدلها محققین عامل اصلی ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گازی پیش مخلوط را همگیری نوسانات حرارت آزاد شده با نوسانات فشار آکوستیکی می‌دانند، که بر اساس معیار تحلیلی رایلی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{1}{T} \int_0^T \dot{Q}'(t) P'(t) dt > 0. \quad (۸)$$

در رابطه بالا $P'(t)$ اغتشاشات فشاری و $\dot{Q}'(t)$ حرارت آزاد شده نوسانی و T پریود نوسانات می‌باشد. اما تفاوت عمده مدل‌های استفاده شده در مکانیزم‌های متفاوت آنها می‌باشد. مثلاً در مدل نوسانات نسبت تعادل، مکانیزم ناپایداری احتراق را می‌توان مطابق شکل ۱ بدین گونه بیان نمود که: نوسانات حرارت آزاد شده می‌تواند باعث نوسانات آکوستیکی در محفظه احتراق شود. این نوسانات آکوستیکی ایجاد شده به بالادست جریان (لوله ورودی) منتقل شده و باعث نوسانات نسبت سوخت به هوای ورودی و یا نوسانات نسبت تعادل مواد اولیه ورودی به محفظه احتراق می‌گردد، این نوسانات نسبت تعادل باعث شدیدتر کردن نوسانات حرارت آزاد شده در محفظه و همین‌طور افزایش دامنه نوسانات آکوستیکی داخل محفظه احتراق می‌شود. از مزایای این مدل، نسبت به مدل تأخیر زمانی در این است که در این مدل سنیتیک احتراق نیز مد نظر قرار گرفته شده و دیگر اینکه اشکال عمده‌ای که در مدل تأخیر زمانی وجود دارد و آن ثابت در نظر گرفتن زمان تأخیر می‌باشد در این مدل مطرح نیست. جهت مقایسه دقیق‌تر این مدل‌های با مدل نوسانات نسبت تعادل می‌توان به مرجع [۷] مراجعه نمود. لذا با توجه به مزایای ذکر شده، استفاده از مدل نوسانات نسبت تعادل ارجحیت دارد.

در این قسمت با توسعه روش شبه‌سازی ناپایداری احتراق پیش مخلوط لیوون [۱۹] برای موتورهای توربین گازی پیش مخلوط فقیر^۵ LPM سعی شده است که اختلاف فاز نوسانات فشار و نوسانات حرارت آزاد شده تعیین گردد. کاربرد اصلی این شیوه در تعیین مرزهای ناپایداری در سیستم محفظه احتراق و تعیین فرکانس

$$f = \frac{\bar{c} NX}{2L}. \quad (۶)$$

برای محفظه‌های استوانه‌ای با شعاع a و طول l نیز مانند محفظه‌های مستطیلی، از معادله هلمهولتز دیفرانسیل گیری می‌شود. برای سادگی کار از مختصات استوانه‌ای (r, θ, z) استفاده می‌شود. با این سیستم مختصات، موده‌های آکوستیکی (m, n, q) ، که شامل مود طولی^۱ q ، مود مماسی^۲ n و مود شعاعی^۳ m می‌باشند، به دست می‌آیند و در نهایت می‌توان فرکانس‌های تشدید ناپایداری احتراق (f) در یک محفظه استوانه‌ای را به صورت رابطه زیر به دست آورد:

$$f = \frac{\bar{c}}{2} \left[\left(\frac{\beta_{mn}}{a} \right)^2 + \left(\frac{q}{l} \right)^2 \right]^{1/2}. \quad (۷)$$

ترم β_{mn} ریشه معادله $J'_n(\pi\beta_{mn}) = 0$ است که از جداول استاندارد مرجع [۱۲] برای توابع بسل به دست می‌آید.

۵- مدل‌سازی تحلیلی ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گاز پیش مخلوط

به طور کلی مکانیزم‌های گوناگونی، به عنوان عوامل کوپلینگ نوسانات حرارت آزاد شده و نوسانات فشاری، معرفی شده‌اند، که از آن میان می‌توان به مدل‌های زیر اشاره کرد:

- ۱) مدل تأخیر زمانی^۴: این مدل از قدیمی‌ترین مدل‌های استفاده شده در بررسی ناپایداری احتراق است. در ابتدا از این مدل برای بررسی ناپایداری موتورهای موشک استفاده می‌شد و اخیراً نیز در موتورهای توربین گازی مورد استفاده قرار گرفته است.
- ۲) مدل نوسانات نسبت تعادل: این مدل از سال ۱۹۹۹ به بعد مطرح شده و از مدل‌های مناسب با دقت بالا در بررسی ناپایداری احتراق است.
- ۳) مدل تداخل بین نوسانات آکوستیکی با تغییرات مساحت سطح شعله و
- ۴) مدل تداخل ورتکس با شعله.

1- Longitudinal
2- Tangential
3- Radial
4- Time Lag

5- Lean Pre-mixed

ترم‌های \bar{c}^2 و \bar{u} به ترتیب، مربع متوسط سرعت صوت و متوسط سرعت جریان ورودی به محفظه احتراق می‌باشند. با فرض نوسانات هارمونیک، میدان اغتشاشی سرعت (u') و نوسانات فشار آکوستیک (P') در هر ناحیه به فرم معادله (۱۰) به دست می‌آید [۱۳]:

$$P_j' = (D_j^+ e^{ik_j x/(1+M)} + D_j^- e^{-ik_j x/(1-M)}) e^{-i\omega t}, \quad (10)$$

$$u_j' = \frac{1}{\rho_j c_j} (D_j^+ e^{ik_j x/(1+M)} - D_j^- e^{-ik_j x/(1-M)}) e^{-i\omega t}.$$

در این روابط M عدد ماخ، $\bar{\rho}$ دانسیته متوسط و ضرایب D_j^\pm دامنه اغتشاشات آکوستیکی هستند که علامت آن جهت گسترده شده را نشان می‌دهد و اندیس j به ناحیه مورد نظر اشاره دارد. دامنه‌ها و فازهای این موج‌ها را می‌توان با استفاده از شرایط مرزی و شرایط انطباقی^۳ مناسب به دست آورد. لذا شرایط مرزی در انتهای جریان لوله ورودی خط سوخت و در نازل خروجی مورد نیاز است. این شرایط مرزی را می‌توان توسط رابطه امپدانس (Z) که به صورت رابطه (۱۱) تعریف می‌شود مشخص کرد.

$$Z = P' / u' \quad (11)$$

شرط مرزی امپدانس در نازل برای گازهای خروجی را می‌توان در هنگامی که نازل خفه^۴ شده است، با داشتن دانسیته متوسط ($\bar{\rho}$)، سرعت صوت متوسط، (\bar{c}) عدد ماخ جریان و نسبت گرمای ویژه (γ) از رابطه (۱۲) به دست آورد [۱۹].

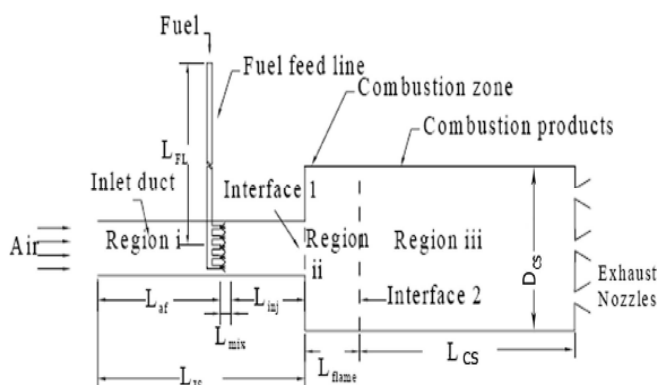
$$\frac{Z}{\rho c} = \frac{2}{(\gamma - 1)M}, \quad (12)$$

علاوه بر شرایط مرزی، دو شرط انطباقی برای مدل مورد نیاز است عبارتند از:

۱. شرط انطباقی بین نوسانات آکوستیک در خط لوله سوخت و جریان هوای ورودی به محفظه و
۲. شرط انطباقی بین نوسانات سوخت و هوا در ورودی به شعله و ناحیه محصولات احتراق.

در انژکتور سوخت شرط انطباقی اول توسط نسبت نوسانات نرخ جریان سوخت (\dot{m}'_f) به متوسط نرخ جریان سوخت

نوسانات است. علاوه بر آن به کمک این مدل عوامل مؤثر بر فرایندهای احتراقی، از قبیل آثار مستهلک شدن انرژی آکوستیکی در محفظه احتراق، آثار جریان اصلی، شرایط مرزی سیستم و آثار ناشی از نوسانات ϕ که از نوسانات جریان هوا و سوخت در جریان فرایند احتراق ناشی می‌شود، مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل (۴): شماتیک محفظه احتراق مدل شده.

شکل ۴ تصویر شماتیک از سیستم مدل مورد بحث را نشان می‌دهد. با پیروی از روشی که بر اساس آن یانگ^۱ و کیولیک^۲ [۱۳] مدل محفظه احتراق رم جت خود را توسعه دادند، این محفظه احتراق به سه ناحیه تقسیم می‌شود که عبارتند از:

- i. ناحیه لوله ورودی (L_{is}) و خط سوخت،
- ii. ناحیه احتراق (L_{flame}) که شامل ناحیه جریان چرخشی و محدوده شعله است و
- iii. ناحیه محصولات احتراقی (L_{cs}) که مابقی فضای محفظه احتراق را در بر دارد و شامل نازل خروجی هم می‌باشد.

نوسانات آکوستیکی در نواحی (i)، (ii) و (iii) که در بردارنده بخش ورودی، ناحیه احتراق و محصولات احتراق می‌باشند، به ترتیب با اندیس‌های IS، FL و CS مشخص شده‌اند. با ترکیب معادلات حاکم می‌توان معادله موج برای فشار آکوستیک را به صورت زیر به دست آورد:

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial}{\partial x}\right)^2 P' - \bar{c}^2 \frac{\partial^2 P'}{\partial x^2} = 0. \quad (9)$$

3- Matching

4- Choke

1- Yang

2- Culick

که در آن، ترم τ کل تأخیر زمانی است که وابسته به طول لوله پیش مخلوط و سرعت مواد اولیه بوده و در واقع مجموع زمان‌های تأخیر می‌باشد ($\tau = \tau_{eq} + \tau_{conv}$). لازم به توضیح است که K و ζ مقادیر ثابتی بوده و بر اساس مدل WSR به دست می‌آیند [۱۵]. مقدار ϕ' را می‌توان از رابطه زیر به دست آورد:

$$\frac{\phi'}{\phi} = \frac{\dot{m}'_f}{\dot{m}_f} - \frac{\dot{m}'_o}{\dot{m}_o}, \quad (17)$$

که در آن، \dot{m}'_o نوسانات نرخ جریان جرمی هوا و \dot{m}_o متوسط جریان جرمی هوای مصرفی می‌باشند. مجموع کل نوسانات جریان هوا و سوخت ورودی (\dot{m}') در میدان آکوستیکی به صورت رابطه (۱۸) تعریف می‌شود [۱۹]:

$$\dot{m}' = \bar{\rho}u'A + \rho'uA \quad (18)$$

معادلات (۹) الی (۱۷) به دستگاه معادلاتی به صورت $AX=0$ ختم می‌شود که A ماتریس ضرایب است. با حل این دستگاه معادلات بردار مجهولات X ، که شامل دامنه‌های نوسانات در مناطق نشان داده شده در شکل ۴ می‌باشد، به صورت زیر به دست می‌آید:

$$(D^+_{FL}, D^-_{FL}, D^+_{IS}, D^-_{IS}, D^+_{CS}, D^-_{CS}).$$

با مساوی صفر قرار دادن دترمینان دستگاه معادلات، مقادیر ویژه (سرعت زاویه ای $\omega_n = \omega_{n,r} + i\omega_{n,i}$)، که ترم‌های مختلط می‌باشند، بر اساس روش گرادیان^۴ به دست می‌آیند [۱۶]. در این روش دو مقدار متفاوت برای ω_n حدس زده می‌شود و، در صورت میل کردن دترمینان ضرایب ماتریس A به سمت صفر، بر اساس مقادیر حدس زده شده قبلی، مقادیر ω_n جدیدی به کمک روابط میان‌یابی به دست می‌آید. این عملیات آنقدر تکرار می‌شود تا مقدار دترمینان ماتریس A حداقل مقدار ممکن نزدیک به صفر را دارا شود. قسمت حقیقی ترم ω_n ، فرکانس نوسانات و قسمت موهومی نرخ رشد نوسانات را نشان می‌دهند. مثبت بودن ترم موهومی بیان‌کننده این است که دامنه نوسانات در حال رشد است و منفی بودن آن نشان‌دهنده میرا شدن نوسانات است [۱۷]. این سیستم شبه‌سازی شده در مقادیر ϕ حدود یک به بالا عموماً

درون سوخت پاش (\bar{m}_f)، با استفاده از معادله اوریفیس، به صورت زیر صورت می‌گیرد:

$$\frac{\dot{m}'_f}{\dot{m}_f} = \frac{\Delta P'_{or}}{2\Delta P_{or}}, \quad (13)$$

که در آن، منظور از $\Delta P'_{or}$ و ΔP_{or} به ترتیب افت فشار نوسانی سوخت در اوریفیس و افت فشار متوسط در اوریفیس است. شروط انطباقی دوم و سوم برای نوسانات آکوستیکی در ناحیه ورودی به شعله (ناحیه ۱) و ناحیه محصولات احتراق (ناحیه ۲) توسط انتگرال‌گیری از معادلات مومنتوم و انرژی، در شرایط بی دررو، در منطقه شعله تعیین می‌شود. با انتگرال‌گیری از معادله مومنتوم، روی ناحیه احتراق و با فرض اینکه فشار در طول صفحه احتراق تقریباً یکنواخت باشد (به علت ناچیز بودن سرعت عرضی)، معادله ساده شده و پس از خطی سازی آن، معادله زیر به دست می‌آید:

$$[A_2(P'_2 - P'_1) + 2\bar{m}(u'_2 - u'_1)] = 0, \quad (14)$$

که در آن، بالا \bar{m} مجموع متوسط دبی جرمی سوخت و دبی جرمی هوای ورودی به محفظه احتراق است. به طور مشابه با انتگرال‌گیری از معادله انرژی روی ناحیه حجمی احتراق و با به کار بردن تحلیلی که برای معادله مومنتوم انجام شد، می‌توان نشان داد که:

$$A_2(P'_2 \bar{u}_2 + \bar{P}_2 u'_2) - A_1(P'_1 \bar{u}_1 + \bar{P}_1 u'_1) = \frac{\gamma - 1}{\gamma} Q', \quad (15)$$

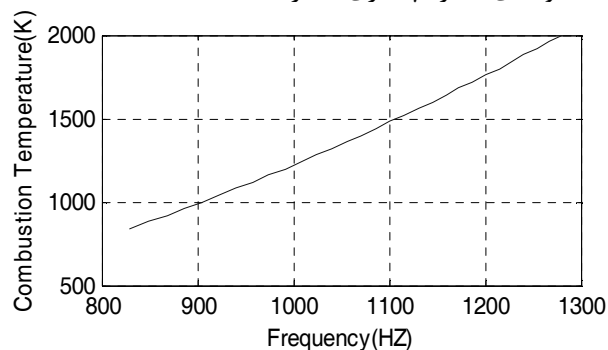
که در آن، A_1 سطح مقطع لوله ورودی جریان و A_2 سطح مقطع محفظه احتراق است.

برای مدل‌سازی حرارت آزاد شده نوسانی (Q') مطابق روش استیورگس^۱ [۱۳]، که برای پیش‌بینی مرز خاموشی شعله استفاده می‌شود، از مدل WSR^2 استفاده می‌شود. نرخ واکنش سینماتیکی در مدل WSR را می‌توان با نرخ واکنش کلی^۳ توصیف نمود [۱۴]. سپس، می‌توان رابطه بین نسبت نرخ حرارت آزاد شده نوسانی به نرخ حرارت آزاد شده متوسط (\bar{Q}) را می‌توان بر اساس نوسانات نسبت تعادل (ϕ') و نسبت تعادل متوسط ($\bar{\phi}$) به صورت رابطه زیر نوشت:

$$\frac{Q'}{\bar{Q}} = \kappa \zeta_2 \left. \frac{\phi'}{\phi} \right|_{Flamebase} e^{i\omega\tau}, \quad (16)$$

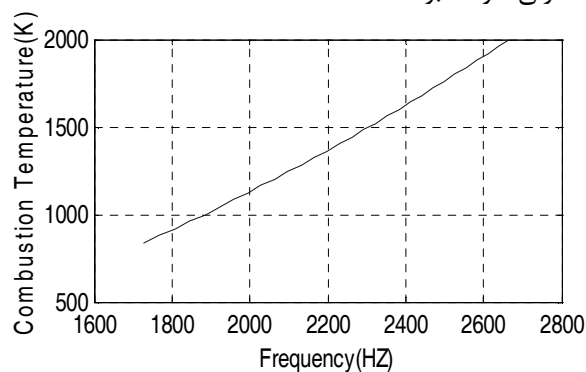
- 1- Sturgess
- 2- Well Stirred Reactor
- 3- Global

همان طوری که در شکل مشخص است، اگر دما کمتر از ۱,۰۰۰ کلوین باشد، فرکانس ناپایداری حتی کمتر از ۳۵۰ می‌باشد. در این نوع محفظه با روند افزایش درجه حرارت فرکانس ناپایداری نیز افزایش می‌یابد. به علت پایین بودن فرکانس نوسانات طولی احتمال اینکه در این فرکانس پدیده ناپایداری وجود داشته باشد بیشتر است. بنابراین احتمال میرا شدن آن در این محفظه نسبت به موده‌های دیگر ناپایداری کمتر است.



شکل (۶): ارتباط بین فرکانس مود اول نوسانات عرضی موج شعاعی و دمای محفظه.

در شکل ۶، همانند شکل قبلی، ارتباط بین فرکانس طبیعی سیستم با دمای محفظه نشان داده شده است. شایان ذکر است که در این حالت فقط مود اول نوسانات شعاعی در نظر گرفته شده است. حداقل فرکانس در دمای کمتر از ۱,۰۰۰ K حدود ۸۵۰ Hz می‌باشد که تقریباً دو برابر مود اول طولی، که حدود ۳۵۰ Hz بود، می‌باشد. از آنجایی که فرکانس در این مود بالاتر از مود اول طولی است، احتمال میرا شدن این مود نوسانی بیشتر از مود اول طولی خواهد بود.



شکل (۷): ارتباط بین فرکانس مود اول نوسانات عرضی مماسی و دمای محفظه احتراق.

پایدار می‌باشد و هر چه مقدار فوق از یک کمتر شود سیستم تمایل به ناپایداری پیدا می‌کند. معمولاً در ϕ نزدیک یا کوچکتر از ۰/۴ سیستم ناپایدار می‌باشد. جدول ۱ مقادیر پارامترهای استفاده شده در این محاسبات، را ارائه می‌کند. برای انجام محاسبات، کد کامپیوتری توسط نرم افزار MATLAB تهیه گردیده تا بتوان مدلسازی را برای حالت مختلف انجام داد. علت استفاده از نرم افزار MATLAB به این دلیل بوده که این نرم افزار دارای جعبه‌های ابزار مناسب برای حل معادلات می‌باشد. نتایج به دست آمده در بخش بعدی ارائه می‌شود.

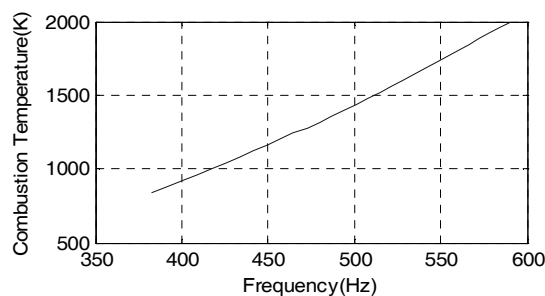
جدول (۱): ابعاد و اندازه‌های استفاده شده برای شبیه سازی ناپایداری احتراق.

$L_{af} = 0.15$ (m)	$T_{ic} = 300$ (K)
$L_{is} = 1$ (m)	$T_{fl} = 300$ (K)
$L_{product} = 0.47$ (m)	$\Delta P_{or} = 0.8$ (bar)
$D_{is} = 0.04$ (m)	$D_{cs} = 0.2$ (m)
$D_{fl} = 0.01$ (m)	$T_{Product} = (T_{ic} + T_{WSR})/2$ (K)

در جدول ۱ ترم‌های T_{is} دمای هوای ورودی، T_{fl} دمای سوخت ورودی به لوله جریان، T_{WSR} دمای متوسط محفظه [۱۴]، $T_{product}$ دمای محصولات احتراق، ΔP_{or} افت فشار در اریفیس است و ترم‌های L_{af} ، L_{is} ، $L_{product}$ ، $D_{combustion}$ ، D_{fl} ، D_{is} ابعاد محفظه نشان داده شده در شکل ۴ است.

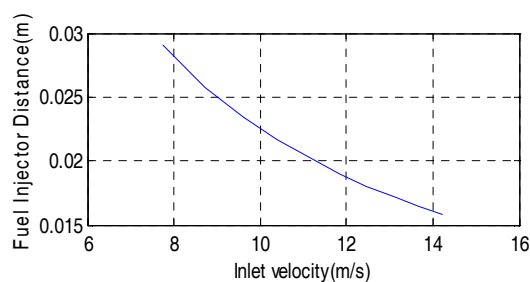
۶- تحلیل نتایج

در شکل ۵، ارتباط بین فرکانس طبیعی سیستم با دمای محفظه، در صورتی که فقط مود اول نوسانات طولی اجازه رشد داشته باشد، نشان داده شده است.



شکل (۵): ارتباط بین فرکانس مود اول نوسانات طولی و دمای محفظه احتراق.

بیشتر می‌شود. بر این اساس، رشد دامنه نوسانات آکوستیکی در این شرایط منتفی است. در شکل ۹ رابطه بین فاصله سوخت پاش تا محل ایجاد شعله (L_{inj}) نسبت به سرعت جریان ورودی به محفظه احتراق، در هنگام ناپایداری، نشان داده شده است. همان طور که در شکل مشخص است، با افزایش سرعت جریان ورودی، برای ناپایدار ماندن سیستم، ضروری است فاصله سوخت پاش کاهش یابد. گفتنی است که نقاط روی منحنی مربوط به جواب‌هایی هستند که در آنها قسمت موهومی مقادیر ویژه (ω) عدد مثبت شده است.

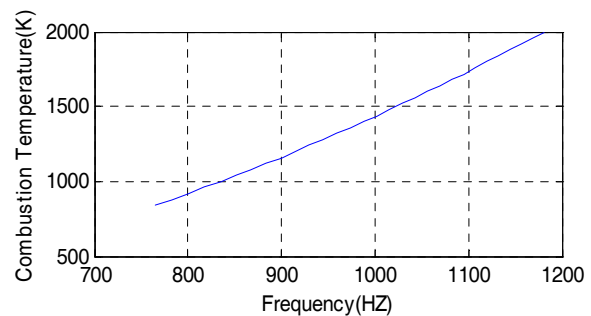


شکل (۹): رابطه بین سرعت جریان ورودی و فاصله سوخت پاش تا شعله.

این امر نشان دهنده ناپایداری سیستم می‌باشد. با توجه به این شکل مشخص است که در سرعت‌های ورودی کم فاصله سوخت پاش تا محل ایجاد شعله (L_{inj}) مقادیر بیشتری به خود اختصاص می‌دهد. علت آن این است که اختلاف فاز بین نوسانات حرارت آزاد شده با نوسانات فشار در محدوده $0.06 < \tau/T < 0.3$ قرار می‌گیرد.

در شکل ۱۰ ارتباط بین نسبت تعادل احتراق و فاصله سوخت پاش تا شعله (L_{inj})، در شرایطی که سیستم ناپایدار می‌باشد، نشان داده شده است. همان طور که از شکل ۱۰ بر می‌آید، در هنگام ناپایداری، هرگاه نسبت تعادل بالا باشد، مقدار L_{inj} کوچک خواهد بود و برای مواقعی که نسبت تعادل کوچک باشد، مقدار L_{inj} تقریباً باید بزرگ انتخاب شود. در واقع این دو ترم با همدیگر رابطه عکس دارند.

در شکل ۷، ارتباط بین مدهای فرکانسی سیستم با دمای محفظه، در صورتی که فقط مود اول مماسی از موج عرضی نوسانات موجود باشد، ارائه شده است. همان طور که شکل نشان می‌دهد، در حداقل دمای محفظه احتراق (حدود K ۸۰۰) فرکانس تشدید مود اول مماسی حدود ۱,۷۰۰ Hz است. از آنجایی که مقدار این فرکانس زیاد می‌باشد، بنابراین احتمال میرا شدن آن زیاد است. لذا احتمال اینکه این مود فرکانسی در هنگام ناپایداری وجود داشته باشد، ضعیف‌تر از مود اول طولی یا مود اول شعاعی است.



شکل (۸): ارتباط بین فرکانس مود دوم نوسانات طولی و دمای محفظه احتراق.

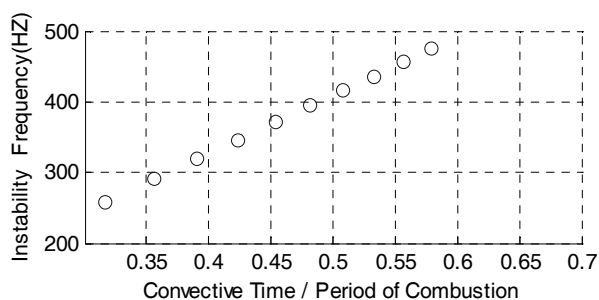
در شکل ۸، مود دوم نوسانات طولی نشان داده شده است، همانطور که مشخص است، حتی مود دوم نوسانات طولی در حداقل دما دارای فرکانس پایین‌تر از مود اول نوسانی عرضی است. با توجه به شکل‌های ۸-۵ می‌توان نتیجه گرفت که احتمال ایجاد مدهای نوسانی طولی در هنگام ناپایداری برای این محفظه احتراق، با ابعاد نشان داده شده در جدول ۱، بسیار بیشتر از نوسانات عرضی است. باید توجه شود که محفظه احتراق در نظر گرفته شده دارای نسبت طول به عرض نسبتاً زیادی است. مضافاً امواج نوسانی با فرکانس بالا، طول موج کمی داشته و سریعاً توسط عامل ویسکوزیته سیال میرا می‌گردند. لذا می‌توان نتیجه گرفت که تنها مدهای اول و دوم نوسانی طولی مطرح‌ترین مدهای فرکانسی می‌باشند.

همان طور که در توضیح شکل‌ها بیان شد، با افزایش دمای محفظه احتراق سیستم به سمت پایداری میل می‌کند، زیرا بالا رفتن دما باعث می‌شود اولاً فرکانس تشدید در این نوع محفظه‌های احتراقی افزایش چشم‌گیری داشته باشد، ثانیاً هرچه فرکانس نوسانات بالاتر رود، احتمال میرا شدن آن نیز

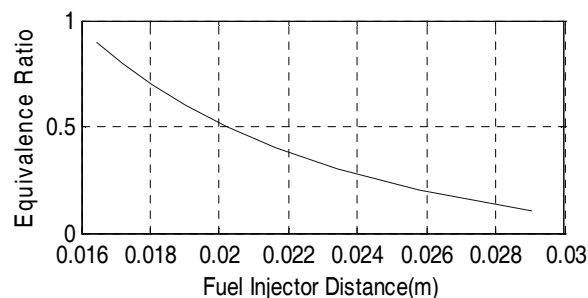
همانطور که در شکل ۱۱، مشاهده می‌شود، محدوده افزایش فرکانس ناپایداری از حدود ۴۰۰ هرتز با نسبت تعادل سوخت به هوای ۰/۶ شروع شده و تا فرکانس ناپایداری حدود ۴۴۰ هرتز در نسبت تعادل ۰/۸۵ رسیده است، که نشان دهنده تطابق مناسب نتایج عددی به دست آمده، با مدل ریاضی لیوون [۱۸] است. علت اینکه فقط این محدوده نسبت تعادل در این شکل مورد مقایسه قرار گرفته است، این است که محدوده واقعی عملکردی، فقط شامل محدوده نسبت سوخت به هوای فقیر است.

همچنین در شکل ۱۱ کاملاً مشخص است که در نسبت تعادل‌های بسیار پایین، فرکانس تشدید نیز بسیار کمتر شده است. این امر بیانگر این موضوع است که در نسبت تعادل‌های پایین، احتمال ایجاد ناپایداری بسیار بیشتر است. ولی در نسبت تعادل‌های بالا، فرکانس تشدید بسیار بیشتر است و لذا احتمال میرا شدن نوسانات آکوستیکی زیاد خواهد بود. علاوه بر این موضوع، همان طور که قبلاً بیان شد، در نسبت تعادل‌های حدود ۰/۱، هر سیستم احتراقی شرایط پایداری را داراست.

شکل ۱۲، رابطه بین فرکانس ناپایداری و $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$ را که در واقع اختلاف فاز بین نوسانات حرارت آزاد شده با نوسانات فشاری می‌باشد، نشان می‌دهد. همان طور که مشخص است، محدوده $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$ در هنگام ناپایداری بین ۰/۳-۰/۶ می‌باشد.

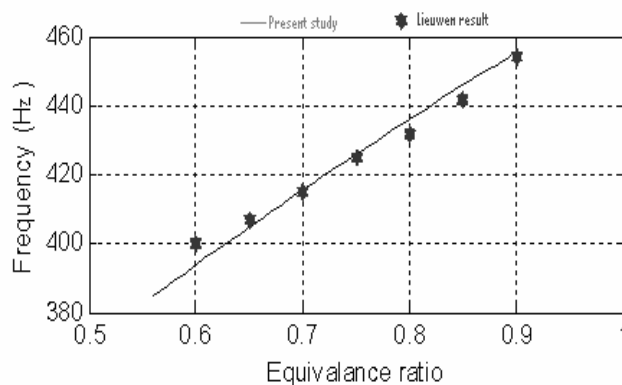


شکل (۱۲): رابطه $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$ و فرکانس ناپایداری احتراق در هنگام ناپایداری.



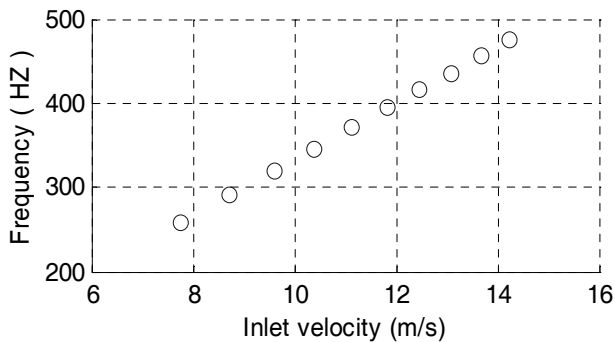
شکل (۱۰): ارتباط نسبت تعادل و فاصله سوخت پاش تا شعله در هنگام ناپایداری.

در شکل ۱۱ رابطه بین نسبت تعادل سوخت به هوا با فرکانس ناپایداری در محفظه احتراق مورد بررسی قرار گرفته است. همان طور که در شکل مشخص است، با افزایش نسبت تعادل به سمت ۰/۱، فرکانس ناپایداری در محفظه احتراق، به حداکثر مقدار خود، یعنی حدود ۴۵۰ هرتز، می‌رسد (خط ممتد در شکل ۱۱ ملاحظه گردد). این شکل بر اساس داده‌های مدل شبیه سازی شده، با در نظر گرفتن حرارت آزاد شده ناپایا تهیه شده است که با محاسبات انجام شده توسط لیوون [۱۹] (که در شکل ۱۱ بصورت ستاره مشخص شده است) مقایسه گردیده است.



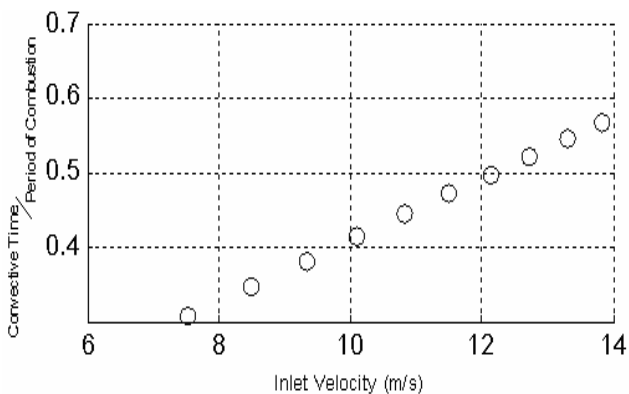
شکل (۱۱): در این شکل رابطه بین نسبت تعادل و فرکانس ناپایداری نشان داده شده است، نقاط نشان داده شده به صورت ستاره محاسبات انجام شده توسط لیوون [۱۹] و محاسبات انجام شده در این مقاله با خط ممتد در شکل نشان داده شده است.

مشاهده می‌شود، با افزایش سرعت مواد اولیه در جریان ورودی، فرکانس ناپایداری افزایش می‌یابد.



شکل (۱۴): رابطه بین سرعت مواد اولیه ورودی به محفظه با فرکانس ناپایداری.

شکل ۱۵ در واقع همان شکل ۱۲ است، ولیکن به جای فرکانس ناپایداری، سرعت ورودی را در هر کدام از نقاطی که سیستم ناپایدار شده، نشان می‌دهد. در این شکل مشاهده می‌شود که با افزایش سرعت جریان ورودی نسبت به زمان جابه‌جایی به پرورد احتراق افزایش می‌یابد.

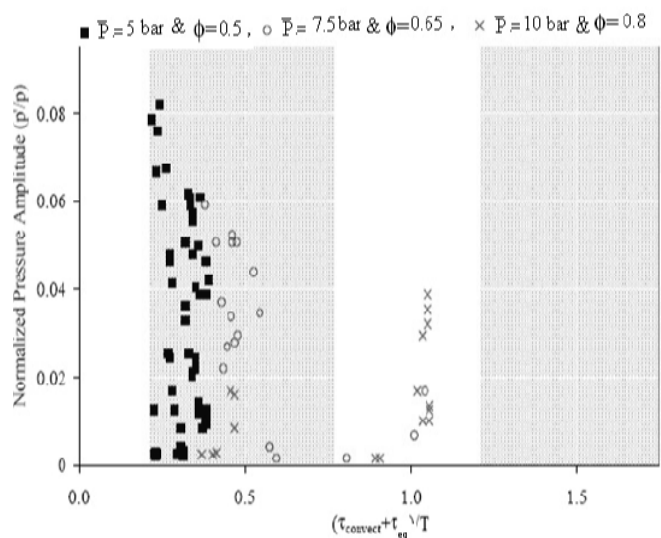


شکل (۱۵): رابطه بین سرعت مواد اولیه ورودی به محفظه احتراق با $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$.

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله هدف بررسی ناپایداری احتراق در موتورهای توربین گازی از نوع پیش مخلوط می‌باشد. برای این منظور ابتدا انواع مودهای فرکانسی در ناپایداری احتراق مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به اهمیت مود طولی نوسانی شبه‌سازی انجام شده بر این اساس بوده است. نتایج به دست آمده از شبه‌سازی انجام شده نیز

برای اعتبار دهی، مقادیر به دست آمده با مقادیر تجربی به دست آمده توسط لیوون [۲۰] در شکل ۱۳ مقایسه شده است.



شکل (۱۳): رابطه بین $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$ و دامنه نرمالایز شده فشار در هنگام ناپایداری احتراق [۲].

در شکل ۱۳ نقاط ضریب نشان دهنده تست‌های انجام شده در فشار متوسط ۱۰ بار و نسبت تعادل ۰/۸، نقاط دایره نشان دهنده تست‌های انجام شده در فشار ۷/۵ بار و نسبت تعادل ۰/۶۵، و نقاط مربع نشان دهنده تست‌های انجام شده در فشار ۵ بار و نسبت تعادل ۰/۵ است.

همان طور که شکل ۱۳ نشان می‌دهد، در مود اول نوسانات ترم اختلاف فاز بین نوسانات فشاری و حرارت آزاد شده، $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$ ، حدود ۰/۶-۰/۳ می‌باشد که دقیقاً با محدوده به دست آمده در این مدل شبه‌سازی شده، مطابقت دارد. هر کدام از نقاط مشخص شده در شکل ۱۳ بیان کننده وضعیتی است که محفظه احتراق دچار ناپایداری شده است. مود اول ناپایداری در محدوده ۰/۷-۰/۳ و مود دوم ناپایداری در حدود ۱/۷۵-۱/۲۵ می‌باشد. از آنجایی که در محاسبات انجام شده فقط مود اول ناپایداری طولی در نظر گرفته شده است، لذا مقادیر محاسبه شده با مقادیر تجربی به دست آمده توسط لیوون [۲۰] تطابق خوبی دارد.

در شکل ۱۴ ارتباط بین سرعت جریان ورودی، در هنگام ناپایداری احتراق، با فرکانس ناپایداری نشان داده شده است. هر کدام از نقاط مشخص شده در محدوده عملکرد $(\tau_{conv} + \tau_{eq})/T$ بین ۰/۶-۰/۳ می‌باشد. همان گونه که

- Instability in Lean Premixed Combustors”, The Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress, Stockholm, Sweden, ASME, 98-GT-502, 1998.
5. Richards, G.A. and Janus, M.C. “Control of Flame Oscillations with Equivalence Ratio Modulation”, J. Propulsion and Power, Vol, 15, No. 2, pp. 232-240, pp. 287, 1999.
 6. Keller, J.J. “Thermo Acoustic Oscillations in Combustion Chambers of Gas Turbines”, AIAA J., Vol. 33, No. 12, pp. 2280-2287, 1995.
 7. You, D. “A 3-D Linear Acoustic Analysis of Gas-turbine Combustion Instability”, Ph.D. Dissertation, College of Eng., Pennsylvania State Univ. 2004.
 8. Lieuwen, T. “A Mechanism of Combustion Instability in Lean Premixed Gas Turbine Combustor”, Transactions of ASME, Vol. 123, No. 1, 2001.
 9. Elsari, M. and Cummings, A. “Combustion Oscillations in Gas Fired Appliances: Eigen-Frequencies and Stability Regimes”, J. Applied Acoustics, Vol. 64, No. 1, pp. 565-580, 2003.
 10. Poinso, T. and Veynant, D. “Theoretical and Numerical Combustion”, Edwards, Philadelphia, 2005.
 11. Culick, F.E.C., “Combustion Instabilities in Liquid Fueled Propulsion System-an Overview”, AGARD Conf., No. 450, 1988.
 12. Pierce, A. “Acoustics: An Introduction to Its Physical Principles and Application”, Acoustic Society of America, New York, 1991.
 13. Sturgess, G. “A Hybrid Model for Calculating Lean Blowout in Practical Combustors”, AIAA, p. 96, 1996.
 14. Turns, S.R. “An Introduction to Combustion: Concepts and Application”, Second Ed., McGraw-Hill, New York, 2000.
 15. Fichera, A., Losenno, C., and Pagano, A. “Experimental Analysis of Thermo-acoustic Combustion Instability”, Applied Energy, Vol. 70, No. 4, pp. 179-191, 2001.
 16. Hoffman, J.D. “Numerical Methods for Engineers and Scientists”, McGraw-Hill, New York, 1992.
 17. Lieuwen, T. and Yang, V. “Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational, Experience, Fundamental Mechanisms and Modeling”, AIAA, p. 96 Massachusetts, 2006.
- اهمیت مودهای طولی را تأیید می‌کند. در نهایت نتایج به دست آمده به شرح زیر به اختصار ارائه می‌شود:
- ۱- فرکانس ناپایداری احتراق معادل با فرکانس تشدید در محفظه احتراق است، لذا تابعی از ابعاد محفظه و دمای محفظه احتراق می‌باشد، به طوری که با افزایش دمای محفظه احتراق فرکانس ناپایداری نیز افزایش می‌یابد،
 - ۲- در هنگام ناپایداری احتراق انواع مودهای آکوستیکی وجود می‌آید، در این محفظه مطرح‌ترین مودهای آکوستیکی قابل اندازه‌گیری مود اول و گاهی مود دوم نوسانات طولی می‌باشد. این امر به این علت است که این مودها دیرتر از همه مستهلک می‌شوند،
 - ۳- در هنگام ناپایداری احتراق با افزایش سرعت مواد اولیه ورودی به محفظه، فاصله سوخت پاش تا شعله باید کاهش یابد تا سیستم در حالت ناپایدار باقی بماند،
 - ۴- با توجه به پیکربندی محفظه احتراق استفاده شده در مدل شبیه‌سازی شده، اختلاف فاز بین نوسانات حرارت آزاد شده و نوسانات فشاری در محدوده به دست آورده شده توسط مقادیر تجربی لیوون مطابقت دارد و
 - ۵- در هنگام ناپایداری احتراق، با افزایش نسبت سوخت به هوا، سیستم محفظه احتراقی به سمت پایداری متمایل می‌شود و فرکانس نوسانات نیز افزایش می‌یابد. این امر نشان دهنده این موضوع است که نوسانات سریعتر میرا می‌شوند.
- ۸- مراجع**
1. Lieuwen, T., Torres, H., C. Johnson, and Zinn, B.T. “A Mechanism of Combustion Instability in Lean Premixed Gas Turbine Combustors”, The Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress, Indianapolis, Indiana, ASME, 99-GT-8, June, 1999.
 2. Bloxsidge, G.J. and Dowling, A.P. “Reheat Buzz An Acoustically Coupled Combustion Instability, Part 2 Theory”, J. Fluid Mech., Vol. 193, No. 2, pp. 445-473, 1988.
 3. Mongia, R., Dibble, R., and Lovett, J. “Measurement of Air-fuel Ratio Fluctuations Caused by Combustor Driven Oscillations”, The Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress, Stockholm, Sweden, ASME, 98-GT-502, 1998.
 4. Peracchio, A.A. and M.Proscia, W. “Non-linear Heat Release, Acoustic Model for Thermo-Acoustic

18. Culick, F.E.C. "Combustion Instability Instabilities, Mating of Chemical, Combustion and Combustor Dynamics", AIAA-31-78, 2000.
19. Lieuwen, T. and Zinn, B. "Theoretical Investigation of Combustion Instability Mechanism in Lean Premixed Gas Turbine", The 36th Aerospace Sciences Meeting, 1985.
20. Lieuwen, T. and Zinn, B. "The Role of Equivalence Ratio Oscillations in Driving Combustion Inst. in Low NOx Gas Turbine", The 27th Int. Combustion Symp., The Combustion Institute, pp. 1809-1816, 1998.

