

تدوین مدل مرتبه پایین ناپایداری ترموآکوستیک محفظه احتراق توربین گاز

سمیه نصرتی شعار^۱، عباس فخر طباطبایی^۲

شرکت مهندسی و ساخت توربین مینا(توگا)

تهران، بلوار میرداماد، نبش کجور شماره ۲۳۱ بخش شمالی، طبقه سوم، صندوق پستی ۱۵۸۷۵-۵۶۴۳

Nosrati.Somayeh @mapnaturbine.com*

چکیده

مدلسازی یک بعدی پدیده ناپایداری احتراق در یک محفظه احتراق توربین گاز مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. ناپایداری احتراق در محفظه احتراق توربین گاز بصورت نوسانات فشار با دامنه‌ای بیشتر از حد مجاز بروز می‌یابد. از آنجا که ناپایداری احتراق در یکی از فرکانس‌های آکوستیکی طبیعی محفظه احتراق رخ می‌دهد، شناسایی فرکانس‌های طبیعی آکوستیکی محفظه احتراق و شکل مودها، اولین گام در جهت تشخیص شرایط بروز پدیده هامینگ می‌باشد. در ابتدا، سیستم احتراق به زیر سیستم‌های پلنیوم، برنز، شعله و محفظه احتراق تقسیم می‌شود. معادلات پایستگی برای هر کدام از زیرسیستمها لحاظ می‌گردد. پس از نوشتن معادلات اختلالی برای بدست آوردن پاسخ فرکانس نوسانات، یک مساله مقدار ویژه بوجود می‌آید. در این نوشتار تحلیل این مساله با استفاده از یک کد صورت گرفته است. با استفاده از این تحلیل می‌توان اطلاعات پایه مورد نیاز در تحلیل ترموآکوستیک محفظه احتراق را ایجاد کرد. همچنین می‌توان از آن به عنوان شاخصی برای ارزیابی و پردازش نتایج تستهای محاسبه فرکانس رخداد هامینگ و اعتبار سنجی نتایج استفاده نمود. نتایج بدست آمده تطابق خوبی با نتایج منتشر شده و تست توربین گاز دارد.

واژه‌های کلیدی: ناپایداری ترموآکوستیک - کد یک بعدی - توربین گاز

۱- مقدمه

در بررسی پدیده هامینگ گام اول پیش‌بینی فرکانس نوسانات می‌باشد. سپس شکل مودهای مربوط به این فرکانس‌ها رسم می‌شود و در گام بعد پارامترهای موثر در آن، مورد کنکاش قرار می‌گیرد. در نهایت نتایج مدل پیاده شده با آنچه در واقع رخ می‌دهد مقایسه می‌شود و صحت و دقت مدل مورد بررسی قرار می‌گیرد. در پیش‌بینی فرکانس نوسانات در محفظه‌های ساده می‌توان از کد یک بعدی استفاده کرد. در کد یک بعدی می‌توان محفظه احتراق را قطعه قطعه در نظر گرفت و شرایط آکوستیکی را در مرز بین قطعات اعمال کرد. با استفاده از کد یک بعدی، محاسبات بسیار کمتری نسبت به روش‌های دوبعدی و سه بعدی خواهیم داشت، در عین اینکه جواب قابل قبولی نیز بدست خواهد آمد. پیش‌بینی فرکانس نوسانات اگر با نتایج تست مطابقت داشته باشد، می‌توان از درست بودن مسیر پیموده شده جهت تحلیل و حل این مساله مطمئن گردید. سپس با بررسی پارامترهای موثر بر فرکانس نوسانات و پایداری آنها می‌توان شرایط حاکم بر مساله را در جهت رفع این مشکل تغییر داد. کد یک بعدی توانایی پیش‌بینی فرکانس‌های ناپایداری و شکل مودهای ساده را دارد. مودهای ساده مودهایی هستند که تنها در یک راستا شکل می‌گیرند. در محفظه‌های استوانه‌ای، مود غالب ناپایداری بطور عمده طولی و در محفظه‌های دایروی مود غالب بطور عمده مماسی می‌باشد.

خروجی حاصل از بررسی پایداری منجر به پیش‌بینی فرکانس ناپایداری، پارامترهای موثر در ناپایداری و دامنه نوسانات می‌شود. می‌توان در دو حوزه فرکانس و زمان، بررسی را انجام داد. بیشتر بررسیها در حوزه فرکانس انجام می‌شود. مزیت

۱- کارشناس طراحی محفظه احتراق

۲- مدیربخش طراحی محفظه احتراق

فرکانس نسبت به زمان این است که در حوزه فرکانس می توان علاوه بر مود ناپایدار، مودهای تقویت شده و میراشده را نیز مطالعه نمود. در حوزه زمان نیز می توان زمانیکه چند ورودی مختلف داریم، همچون چند برتر، تحلیل پایداری را براحتی انجام داد. مشاهده امواج در حوزه فرکانس معمولاً مفیدتر است زیرا اطلاعات بیشتری را در بر می گیرد. حوزه زمان در مسائل پیچیده تر بکار می رود. این پیچیدگی به علت وجود مرز زمانی برای توصیف لحظه حد فاصل گذشته و آینده و همچنین به علت تفاوت تابع وزنی حاصل از امواج نا ایستا، که باعث تغییر دامنه موج از مکانی به مکان دیگر می شود، ایجاد می گردد.

ریچارد^۱ و همکاران مدلی برای بررسی ناپایداری در یک محفظه ساده بر اساس روش کنترل غیرفعال پیشنهاد کردند [۱]. در این روش ابتدا، امیدانس آکوستیکی هر زیر سیستم در نظر گرفته می شود. در ابتدای پلنیوم و انتهای محفظه احتراق شرایط مرزی قرار داده می شود. با داشتن شرایط مرزی مناسب از ابتدای پلنیوم تا شعله و از انتهای محفظه احتراق تا شعله محاسبات انجام می شود. در قسمت شعله با قرار دادن شروط مرزی مناسب: ۱- ثابت بودن فشار ۲- تناسب سرعت و چگالی، ماتریس تبدیل شعله بدست می آید. پس از انجام محاسبات نمودار دامنه و فاز سیستم نسبت به فرکانس رسم می شود. در نمودار دامنه و فاز نسبت به فرکانس، اگر دامنه سیستم مقداری بزرگتر از یک و تغییر فاز سیستم ۱۸۰ درجه باشد، سیستم ناپایدار است. در این مدل فرکانس ناپایداری و محدوده پایداری به دست می آید.

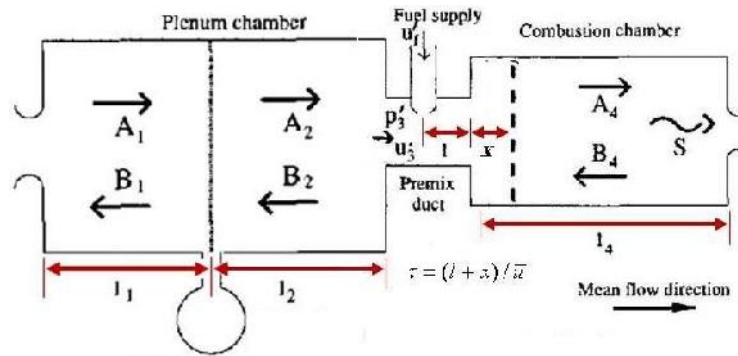
شوئرن و همکاران به بررسی سیستم ترموآکوستیک به صورت شبکه ای از المانهای آکوستیکی در یک ماتریس پرداختند [۲]. در این روش نیز تمامی ماتریسهای تبدیل با توجه به فرکانس مجهول، مشخص گردید. همچنین در مدل شعله تاخیر زمانی هم مجهول می باشد. می خواهیم با حل این ماتریس مرزهای پایداری را بیابیم. حاصل این کار یافتن فرکانس ناپایداری و تاخیر زمانی است که سیستم در آن از مرز پایداری عبور می کند. در جاییکه قسمت موهومی فرکانس مقدار مثبت داشته باشد سیستم ناپایدار است. پس در جائیکه قسمت موهومی برابر صفر گردد محدوده پایداری می باشد. حل این ماتریس به روشهای عادی و مستقیم میسر نیست. در نتیجه برای بدست آوردن ریشه های ماتریس در یک محدوده ای از فرکانس و تاخیر زمانی نمودار دترمینال ماتریس رسم می شود و سپس محدوده هایی که قسمت موهومی و حقیقی دترمینال ماتریس به سمت صفر میل می کند مشخص گردیده که محدوده جواب می باشد [۳].

در روش سوم که توسط داوولینگ مطرح گردیده، یک مدل مرتبه پایین کاربردی برای پیش بینی فرکانس و شکل مود نوسانات محفظه احتراق توربین گاز توسعه داده شده است [۴]. در مقاله حاضر با استفاده از این روش کدی مهندسی با نرم افزار MATLAB تهیه شده است. ابزار توسعه یافته علاوه بر تحلیل مهندسی ناپایداری احتراق در محدوده فرضیات مدل خطی، قابلیت کاربرد در مراحل مقدماتی طراحی و بهینه سازی محفظه های احتراق توربین های گازی را نیز داراست. به منظور اعتبارسنجی و اطمینان از صحت معادلات و مدل های بکار رفته در تدوین این کد، اطلاعات موجود از توربین RB211 با استفاده از این کد باز تولید شده است. مقایسه نتایج حاصل نشانگر قابل قبول بودن پاسخهای بدست آمده می باشد. سپس سیستم احتراق توربین گاز MGT-70 در این کد پیاده سازی شده است و فرکانس بروز هارمونیک محاسبه شده است. همچنین در محدوده وقوع هارمونیک یک مطالعه پارامتریک جامع به منظور شناسایی عوامل تاثیر گذار بر وقوع هارمونیک انجام شده است.

۲- مدلسازی محفظه احتراق

در مدل یک بعدی، دو محفظه بزرگ شامل پلنیوم و محفظه احتراق توسط داکت پیش مخلوط، که در آن سوخت به هوا اضافه می گردد، به یکدیگر متصل شده اند. اختلاف مشخصات ترمودینامیکی نواحی ۱ و ۲ در پلنیوم تنها ناشی از تغییر سطح مقطع جریان است [۴].

¹ Richards



شکل ۱ - نواحی مختلف مدل آکوستیکی محفظه احتراق

برای شروع محاسبات، مقادیر متوسط فشار، دما و دبی جرمی جریان در ورود به محفظه پلنیوم باید مشخص باشند. با استفاده از این مقادیر، سایر پارامترهای متوسط جریان در بخش اول و سپس در بخش‌های بعدی، قابل محاسبه خواهند بود. این محاسبات با استفاده از معادلات بقای جرم و انرژی برای بخش‌های مختلف توربین گاز قابل انجام است.

$$u(S \dots \bar{u}) = 0 \quad (1)$$

$$u \left[(S \dots \bar{u})(c_p \bar{T} + \frac{1}{2} \bar{u}^2) \right] = \bar{Q} \quad (2)$$

در این روابط \bar{Q} میزان متوسط حرارت آزاد شده بر واحد جرم گاز پیش مخلوط و S مساحت مقاطع مختلف داکت می باشد. در مقطعی که کاهش سطح وجود دارد، جریان آیزنتروپیک فرض می‌شود. در مقطع ورودی به محفظه احتراق که افزایش سطح وجود دارد فرض می‌شود که جدایش جریان اتفاق افتاده باشد و از رابطه ممنتوم استفاده می‌شود. وقتی مقادیر متوسط جریان در بخش‌های مختلف توربین گاز محاسبه گردید، مقادیر نوسانی متغیرهای جریان مورد توجه قرار می‌گیرد. در این مدل‌سازی نوسانات با فرکانس پایین مورد توجه می‌باشند که در آن فقط امواج طولی حامل انرژی آکوستیکی هستند. نوسانات با وابستگی زمانی e^{iSt} در نظر گرفته می‌شوند و معادلاتی اختلالی در متغیرهای جریان به ترتیب فشار، سرعت و چگالی، در تمام نواحی ۱ تا ۴ بصورت زیر نوشته می‌شوند.

$$p'(x, t) = e^{iSt} (A e^{-iSx/c(1+M)} + B e^{iSx/c(1-M)}) \quad (4)$$

$$u'(x, t) = \frac{e^{iSt}}{\dots c} (A e^{-iSx/c(1+M)} - B e^{iSx/c(1-M)}) \quad (5)$$

$$\dots'(x, t) = \frac{p'(x, t)}{c^2} - \frac{S \dots}{c_p} e^{iS(t-x/\bar{u})} \quad (6)$$

$$c_p T'(x, t) = \frac{p'(x, t)}{\dots} + \frac{Sc^2}{(x-1)c_p} e^{iS(t-x/\bar{u})} \quad (7)$$

$$= 2 f$$

در این روابط A و B مقدار دامنه امواج آکوستیک طولی پایین‌رونده و بالا‌رونده هستند. c سرعت صوت، f فرکانس نوسانات و l طول مقطع می‌باشد. با اعمال شرایط مرزی مناسب در محل‌های اتصال نواحی ۱ تا ۴، سیستمی از معادلات برای متغیرهای جریان نظیر دامنه امواج آنتروپی، حرارت آزاد شده و دامنه امواج بالا و پایین‌رونده (A و B) ایجاد می‌شود. باید توجه نمود که ابعاد مجاری پیش مخلوط (مجاری اتصال بین پلنیوم و محفظه احتراق) در مقایسه با c/\bar{S} کوچک فرض می‌شوند، به گونه‌ای که می‌توان جریان را در این داکت‌ها تراکم‌ناپذیر فرض نمود.

۳- شرایط جریان در عرض شعله

به منظور محاسبه پارامترهای جریانی مورد نظر در عرض شعله، که محل آزادسازی انرژی، فرم متوسط و نوسانی معادلات بقاء جرم، ممنتوم و انرژی به صورت زیر نوشته می شود:

$$\bar{\rho}_1 u_1' + \bar{u}_1 \rho_1' = \bar{\rho}_2 u_2' + \bar{u}_2 \rho_2' \quad (8)$$

$$p_1' + 2\bar{u}_1 \bar{\rho}_1 u_1' + \dots \rho_1' \bar{u}_1^2 = p_2' + 2\bar{u}_2 \bar{\rho}_2 u_2' + \dots \rho_2' \bar{u}_2^2 \quad (9)$$

$$\bar{\rho}_2 \bar{u}_2 \bar{H}_2 = \bar{\rho}_1 \bar{u}_1 \bar{H}_1 + \bar{Q} \quad (10)$$

$$\bar{\rho}_2 \bar{u}_2 [h_2' + \bar{u}_2 u_2'] = \bar{\rho}_1 \bar{u}_1 [h_1' + \bar{u}_1 u_1'] + Q' - (\bar{H}_2 - \bar{H}_1)(\bar{\rho}_1 u_1' + \bar{u}_1 \rho_1') \quad (11)$$

Where: $\bar{H} = \bar{h} + \frac{\bar{u}^2}{2}$; $h' = c_p T'$

۴- شرط مرزی

خروجی کمپرسور را می توان به عنوان یک ورودی چوک شده^۱ برای سیستم احتراقی در نظر گرفت. البته در شرایطی که جریان هوای ورودی توسط یک پلنیوم تامین شود (همانگونه که در مسئله مورد بررسی ما وجود دارد) می توان آنرا بصورت یک انتهای باز $p' = 0$ نیز مدل نمود. ضمن آنکه در این شرایط فرض می شود که اختلالات آنتروپی و ورتیسیتیه هم قابل اغماض هستند. M عدد ماخ می باشد. بر این اساس برای شرط مرزی ورودی می توان نوشت:

$$\frac{u'}{\bar{u}} + \frac{\rho'}{\bar{\rho}} = \frac{p'}{\bar{p}} - \frac{\rho'}{\bar{\rho}} + (x-1) \bar{M}_1 \frac{u'}{\bar{u}} = 0 \quad (12)$$

شرایط مرزی ورودی و خروجی را می توان مطابق اطلاعات جدول ۱ طبقه بندی نمود.

جدول ۱ - انواع شرایط مرزی در مقاطع ورودی و خروجی محفظه احتراق

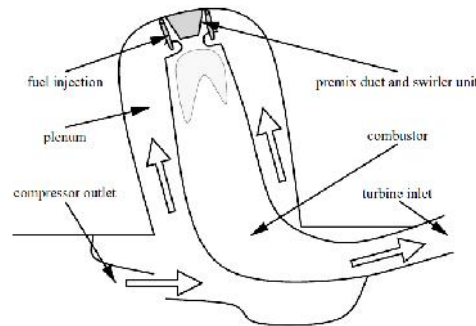
نوع	شرط مرزی	امپدانس آکوستیک
باز	$p' = 0$	$Z = 0$
بسته	$u' = 0$	$Z = \infty$
غیر انعکاسی		$Z = \pm 1$
خروجی چوک	ثابت m'	$2u'/\bar{u} + p'/\bar{p} - \rho'/\bar{\rho} = 0$

¹ Chocked inlet

در تحلیل خطی مورد استفاده در کد یک‌بعدی حاضر، به دنبال مقدار مناسب فرکانس مختلط جهت صفر نمودن دترمینان حاصل از دستگاه معادلات هستیم. این فرآیند در قالب یافتن هر دو مقدار حقیقی و موهومی فرکانس انجام می‌شود. به منظور حل ماتریس توسعه‌یافته و بدست آوردن صفرهای آن، از Optimization Toolbox در نرم‌افزار MATLAB استفاده شده است. در این روش، با قراردادن مقدار اولیه متناسب با محدوده مورد اشاره در مرجع [۴]، می‌توان نزدیک‌ترین فرکانسی که دترمینان ماتریس را صفر می‌کند، بدست آورد.

۵- اجرای کد بدون در نظر گرفتن شعله ($k=0$)

در ابتدا برای اطمینان از صحت نتایج، با استفاده از ورودی‌های ارائه شده در مقاله [۵] برای محفظه احتراق RB211 (شکل ۲) کد اجرا گردید و فرکانس‌های حاصل و شکل مودها با نتایج آن مقایسه شد. برای در نظر گرفتن شرایط گذار از ناپایداری به پایداری، دو حالت شعله خاموش و روشن مورد ارزیابی قرار گرفت.



شکل ۲ - محفظه احتراق RB211 [۳]

در جدول ۲ نتایج حاصل از حالت بدون شعله در قیاس با روش داوولینگ و فاجینی نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود، در فرکانس ۲۰۳ و ۲۸۹ هرتز، پاسخ‌های مرجع با نتایج بدست آمده انطباق خوبی دارد و درصد خطای پاسخ‌ها کم است. همانطور که پیش‌تر بیان شده است، شرط پایداری یا ناپایداری فرکانس‌ها علامت قسمت موهومی فرکانس می‌باشد و در صورتیکه علامت آن منفی باشد، نرخ رشد فرکانس مورد نظر مثبت و در نتیجه مود ناپایدار است.

جدول ۲ - مقایسه نتایج کد یک‌بعدی با استفاده از داده‌های RB211 بدون در نظر گرفتن شعله (شعله خاموش)

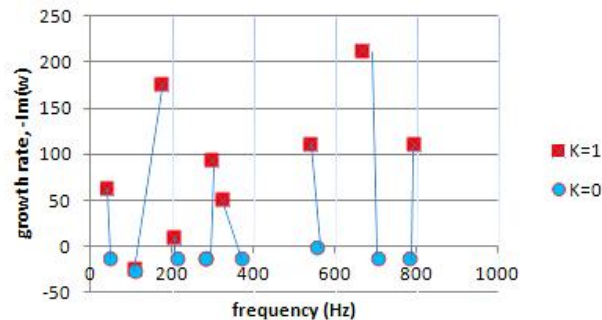
NO FLAME CASE ($K = 0$)					
Dowling and Stow [4]		Andreini and Facchini [6]		ID CODE	
Freq.(Hz)	Stability	Freq.(Hz)	Stability	Freq.(Hz)	Stability
30	STABLE	20	STABLE	46	STABLE
110	STABLE	100	STABLE		STABLE
		158	STABLE	136	STABLE
203	STABLE	213	STABLE	211	STABLE
289	STABLE	296	STABLE	280	STABLE
337	STABLE	333	STABLE	365	STABLE
416	STABLE	412	STABLE	458	STABLE

۶- اجرای کد با در نظر گرفتن اثر شعله ($k=1$)

به منظور در نظر گرفتن اثر شعله، می‌بایست ضریب شعله را برابر با یک قرار دهیم ($k=1$). همانطور که می‌توان در جدول ۳ مشاهده کرد، نتایج به دست آمده به نتایج حاصل از کار داوولینگ و فاچینی نزدیک است. فرکانس ۱۳۵ هرتز که توسط فاچینی بدست آمده است در کار داوولینگ و کد یک‌بعدی مشاهده نمی‌شود و فرکانس ۲۰۳ هرتز در کار داوولینگ پایدار، اما در فرکانس‌های متناظر بدست آمده از کد یک‌بعدی ناپایدار است.

جدول ۳ - مقایسه نتایج کد یک‌بعدی با استفاده از داده‌های RB211 با در نظر گرفتن شعله

FLAME CASE ($K = 1$)					
Dowling and Stow [4]		Andreini and Facchini [5]		1D CODE	
Freq.(Hz)	Stability	Freq.(Hz)	Stability	Freq.(Hz)	Stability
30	UNSTABLE	33	UNSTABLE	41	UNSTABLE
104	STABLE	116	STABLE	108	STABLE
		135	UNSTABLE		
168	UNSTABLE	177	UNSTABLE	175	UNSTABLE
203	STABLE	207	STABLE	205	UNSTABLE
300	UNSTABLE	286	UNSTABLE	298	UNSTABLE
312	UNSTABLE	337	UNSTABLE	325	UNSTABLE

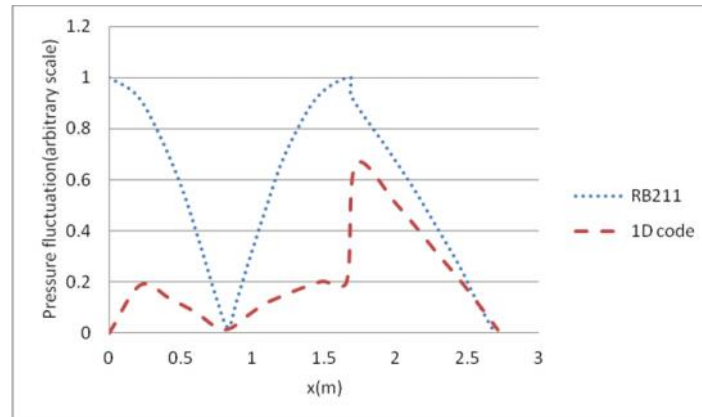


نمودار ۱ - تغییر فرکانس نوسانات و نرخ رشد آنها با لحاظ کردن و بدون لحاظ کردن شعله

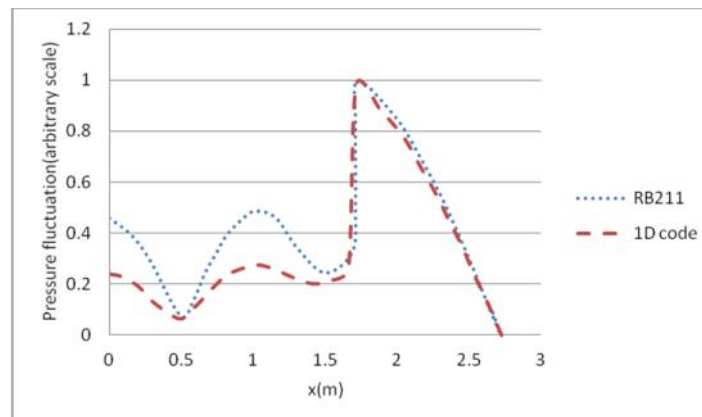
۷- بررسی شکل مود

دلیل اهمیت مطالعه شکل مود فرکانس‌های غالب آن است که بر اساس ساختار شکل مود، تشخیص نواحی که در آنها (بطور کیفی) دامنه نوسانات بیشتر از نواحی دیگر خواهد بود (که این قسمت‌ها در نزدیکی شکم شکل مود هستند) میسر می‌گردد. به عبارت دیگر، با بررسی شکل مود می‌توان تشخیص داد که در چه قسمت‌هایی از محفظه احتراق (برای مثال در ناحیه پلنیوم یا در بخش مشعل‌ها و یا در ناحیه پایین‌دست مشعل‌ها) دامنه نوسانات به بیشترین مقدار خود خواهد رسید. بر این اساس می‌توان قضاوت کرد که بهترین قسمت برای نصب یک سنسور فشار و یا یک میکروفون، جهت اندازه‌گیری نوسانات فشار، در کدام ناحیه محفظه خواهد بود. زیرا بدترین نقطه برای نصب یک سنسور فشار (یا میکروفون) در قسمت گره شکل مود غالب و بهترین محل برای نصب سنسور در بخش شکم مود غالب می‌باشد. همچنین از آنجاییکه در مدل خطی ارائه شده، امکان بررسی اثر برخی پارامترهای عملکردی (نظیر دما، فشار و دبی جریان ورودی به محفظه احتراق)، پارامترهای هندسی

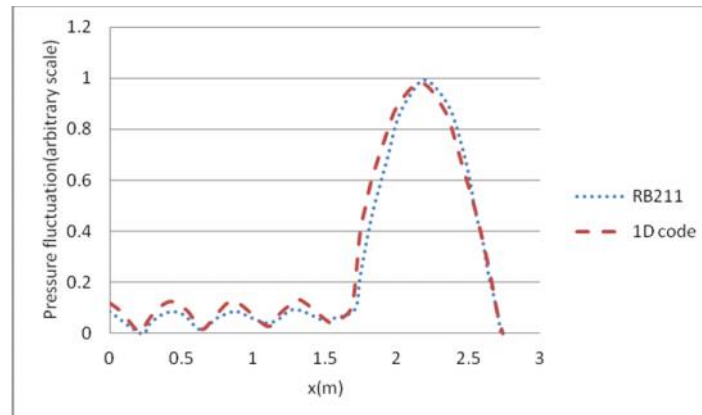
و ترمودینامیکی (مانند تاخیر زمانی) بر فرکانس موده‌های پایدار و ناپایدار و ساختار شکل مود آنها وجود دارد، لذا می‌توان با تغییر پارامترهای عملکردی، امکان تغییر موقعیت گره و شکم‌های موده‌های آکوستیکی غالب را بررسی نمود. شکل مودها در اشکال بعدی در قیاس با نتایج کار داوولینگ برای موتور RB211 نشان داده شده است. شکل‌های حاصل از کار داوولینگ در مرجع [4] و شکل‌های حاصل از پیاده‌سازی کد یک‌بعدی در ادامه مورد قیاس قرار گرفته است.



شکل ۳ - فرکانس ناپایداری ۱۰۴ هرتز و مقدار بدست آمده از کد یک بعدی ۱۰۸ هرتز



شکل ۴ - فرکانس ناپایداری ۱۶۸ هرتز و مقدار بدست آمده از کد یک بعدی ۱۷۵ هرتز

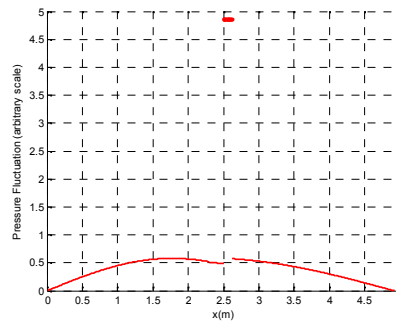


شکل ۵ - فرکانس ناپایداری ۳۹۶ هرتز و مقدار بدست آمده از کد یک بعدی ۳۹۲ هرتز

همانطور که در شکل‌های ۳-۵ ملاحظه می‌شود، حداکثر خطای بدست آمده در پیش‌بینی فرکانس برای رسم شکل مود، ۵ درصد است. دلیل این خطا را می‌توان عدم دسترسی به داده‌های دقیق داوولینگ دانست.

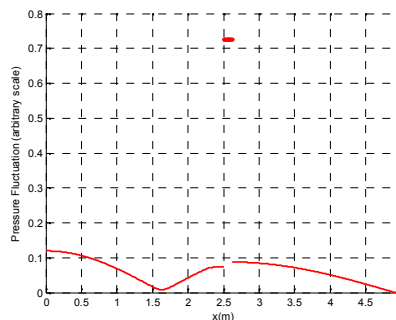
۸- بدست آوردن فرکانس‌های ناپایداری و رسم شکل مود برای محفظه توربین گاز MGT-70

با اعمال فرض‌ها و اجرای کد یک‌بعدی در محفظه احتراق توربین گاز، فرکانس‌های ناپایدار و پایدار (با توجه به علامت قسمت موهومی فرکانس، پایداری آن تعیین می‌گردد) بدست آمده و شکل مودهای مربوط به آنها رسم می‌شود. با توجه به نتایج به دست آمده از اعمال شرایط مرزی مختلف در مقاطع ورودی و خروجی، که شکل مود حاصل از آنها در شکل‌های ۸-۹ نشان داده شده است و بررسی میزان انطباق آنها با فیزیک مساله، و نیز با در نظر گرفتن نحوه اعمال شرط مرزی در مقاله هابسن، شرط مرزی باز در مقاطع ورودی و خروجی به عنوان مناسب‌ترین شرط مرزی در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که در مدلسازی‌های مشابه انجام شده از سه ترکیب شرط مرزی ورودی و خروجی استفاده شده است. شرط مرزی ورودی چوک و خروجی باز را داوولینگ [4] و فاچینی [5] در مدلسازی RB211 اعمال کرده‌اند. شرط مرزی ورودی و خروجی چوک را کامپا در تحلیل خود برای یک مدل ساده شده از محفظه توربین گاز صنعتی بکار برده است [7] و شرط مرزی ورودی و خروجی باز را هابسن [8] برای محفظه احتراق توربین گاز مشابه بکار برده است. در شکل‌های زیر، تاثیر استفاده از این دو ترکیب بر شکل مود و فرکانس نشان داده شده است.



شکل ۶ - $f = 69.905 - 8.12i$ مود اول طولی، شرط مرزی ورودی و خروجی باز

فرکانس ناپایداری احتراق در حدود ۷۱ می‌باشد که با مقدار ۷۸ هرتز که هابسن در مقاله ارائه کرده ۹ درصد متفاوت می‌باشد.



شکل ۷ - $f = 71.048 - 0.2i$ مود اول طولی، شرط مرزی ورودی چوک و خروجی باز

همانطور که ملاحظه می‌شود، در مود اول طولی فشار اختلالی از یک مقدار صفر (شرط ورودی باز) به مقدار ماکزیمم در خروجی پلنیوم دوم می‌رسد. سپس در برنر یک افزایش فشار اختلالی پله‌ای رخ می‌دهد و در نهایت در محفظه احتراق از مقدار ماکزیمم به صفر (شرط خروجی باز) می‌رسد. طول موج این مود تقریباً به ۱۰ متر می‌رسد.

۹- نتیجه گیری

در این مقاله یک مدل مرتبه پایین کاربردی برای پیش بینی فرکانس و شکل مود نوسانات محفظه احتراق توربین گاز توسعه داده شده و کدی مهندسی در نرم افزار MATLAB بر مبنای آن تهیه شده است. ابزار توسعه یافته علاوه بر تحلیل ناپایداری احتراق، قابلیت کاربرد در مراحل مقدماتی طراحی و بهینه‌سازی محفظه‌های احتراق توربین‌های گازی را نیز داراست. به منظور اعتبارسنجی و اطمینان از صحت معادلات و مدل‌های بکار رفته در تدوین این کد، اطلاعات تحلیلی و تجربی موجود از توربین RB211 با استفاده از این کد باز تولید شده و نتایج حاصل مورد قیاس قرار گرفته است. با توجه به تطابق نتایج، به منظور پیش بینی فرکانس ناپایداری در سیستم احتراق توربین گاز پیاده‌سازی گردید و فرکانس بروز هامینگ محاسبه شد. در ادامه اثر شرایط مرزی بر نحوه تغییر شکل مودها مورد بررسی قرار گرفت. با مقایسه نتایج حاصل از اجرای مدل حاضر برای توربین مورد بررسی، حداکثر میزان خطای پیش بینی فرکانس ناپایداری ۵ درصد بود که مقدار قابل قبولی می‌باشد.

مراجع

- [1]- Richards, G. A., Straub, D. L., Robey, E. H., "Passive Control of Combustion Dynamics in Stationary Gas Turbine, *Journal of propulsion and power*", Vol. 19, NO.5, pp. 795-810, 1993.
- [2] Schuermans, B., and Paschereit, C. O., "Investigation of Thermoacoustic Oscillations in Combustion Systems using an Acoustic Network Mode" *Acoustics of Combustion; EU-ROTHERM Seminar No. 67, Univ of Twente, Enschede, The Netherlands, July 2000.*
- [3]- Schuennans, B. H., and Polifke. W., "Modeling Transfer Matrices of Premixed Flames and Comparison with Experimental Results", *American Society of Mechanical Engineers, ASME Paper No. 99-GT-132, 1999.*
- [4]- Hubbard, S., and Dowling, A.P., "Acoustic Resonances of an Industrial Gas Turbine Combustion System", *ASME Paper No. 2000-GT-94, Munich, Germany, 8-11 May, (2000).*
- [5]- Lieuwen, T., and Yang, V., *Combustion instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experiences, Fundamental Mechanisms, and modeling*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, ISBN 1-56347-669-x-1, (2005).
- [6]- Andreini, A. Facchini, B. Mangani, L. Simonetti, F. "Development and Validation Of Tool For Thermoacoustic Instabilities Analysis In Gas Turbine Combustors", *ASME Paper No, GT2008-51248.*
- [7]- Campa, G., *Prediction Of the Thermoacoustic Combustion Instability in Gas Turbines*, 2011, PHD Thesis, Politecnico di bare.
- [8]- Hobson, D. E., Fackrell, J. E., Hewitt, G. "Combustion Instabilities in Industrial Gas Turbines-Measurments on Operating Plant and Thermoacoustic Modeling. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*", Vol. 122, No. 3, pp.420-428, 2000.