

بررسی ناپایداری ترموآکوستیکی در محفظه احتراق حلقوی-استوانه‌ای

سمیه نصرتی شعار^{*}، عباس الکائی^آ، روح الله سبحانی^آ، محمدمهدی برجسته^آ، سعیدرضا زادسیرجان^آ

^آایران، تهران، مهندسی هوایی مپنا

* Nosrati.Somayeh@aero.mapnagroup.com

چکیده

محفظة احتراق موتور JT8D در شکست زود هنگام پره‌های طبقه سوم و چهارم توربین می‌تواند تاثیرگذار باشد. به این منظور به بررسی ناپایداری احتراق در محفظه احتراق JT8D پرداخته شد. زیرا مهمترین عامل ارتعاش در محفظه احتراق ناپایداری احتراق می‌باشد. بوجود آمدن ناپایداری حاصل از دینامیک احتراق در محفظه احتراق سیستم پیشران و توربین صنعتی چالش بزرگی برای طراحان در راه طراحی و توسعه محفظه احتراق محسوب می‌شود. ناپایداری احتراق علاوه بر اینکه بر عملکرد موتور و محفظه تاثیر می‌گذارد، منجر به صدای ناهنجار، خسارت و هزینه می‌شود. احتراق ناپایا سبب ایجاد امواج آکوستیکی در محفظه احتراق می‌شود، که این امواج به نوبه خود نرخ ورود جریان هوا و سوخت به محفظه را دستخوش تغییر می‌کنند. چنانچه میان امواج آکوستیک و نوسانات احتراقی ارتباط فازی مناسب برقرار شود، نوسانات خودانگیخته شروع به رشد می‌کنند. از آنجاییکه 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 ناپایداری می‌باشد. بررسی این پدیده می‌بایست از زوایای مختلف صورت گیرد. روشهای مدل‌سازی، حل عددی، مطالعه اثرات شرایط محیطی، ارائه روشهای کنترلی احتراق و در نهایت معرفی تستهای تجربی مورد نیاز برای بررسی ناپایداری احتراق، می‌بایست صورت پذیرد. نتایج بدست آمده از تست، تحلیل و شبیه‌سازی می‌توانند برای اعتبارسنجی یکدیگر بکار روند. به منظور درک بهتر از نحوه شکل‌گیری نوسانات ترموآکوستیکی در یک محفظه حلقوی-استوانه‌ای توربین‌گاز، تحلیل مودهای آکوستیکی با استفاده از نرم افزار کامسول و تحلیل یک بعدی صورت گرفت. برای بدست آوردن تجربی فرکانس نوسانات، محفظه احتراق JT8D میکروفون‌گذاری شدند. داده‌های حاصل از این تست، بیانگر اعتبار نتایج حل عددی و کد یک بعدی بود. در نتایج حل عددی مشاهده شد که شکل مودهای این محفظه در برخی فرکانسها نظم سه‌تایی به خود می‌گیرد. که این نظم موجب قویتر شدن نوسان در آن فرکانس می‌شود. در نهایت دو راه حل برای رفع این مشکل پیشنهاد گردید.

کلمات کلیدی: ناپایداری احتراق؛ تست آکوستیک؛ شبیه سازی عددی

۱- مقدمه

نوسانات فشار با دامنه کم همواره در محفظه احتراق وجود دارند. اگر دامنه نوسانات تحت تاثیر شعله و میدان آکوستیک افزایش یابد بطوریکه موجب تقویت هم شوند، ناپایداری احتراق در محفظه احتراق (صنعتی یا هوایی) بروز خواهد یافت. بروز ناپایداری احتراق همراه با نویز و ارتعاش است. گاهی این نوسانات به حدی می‌رسند که موجب تخریب جبران ناپذیر می‌شوند. این تخریبها بصورت تنش حرارتی، خستگی سیکل بالا و سیکل پایین خود را نشان می‌دهد. نوسان در تراست، کاهش عمر قطعات و پرتاب شعله به بیرون و یا برگشت شعله نیز از عواقب نوسانات حاصل از ناپایداری احتراق می‌تواند باشد.

بررسی ناپایداری احتراق به روشهای مختلفی امکان‌پذیر است. این روشها شامل روشهای تحلیلی، عددی و تست می‌باشد. بسیاری از پارامترهای مهم در عملکرد محفظه بصورت تحلیلی یا ترکیبی از تحلیل و تست بدست می‌آید. اگرچه برخی از واکنشهای محفظه احتراق به ناپایداری در تست ماژول محفظه بدست می‌آید اما رفتار کل سیستم با توجه به هرکدام از روشهای تحلیل و تست قابل پیش بینی نمی‌باشد. در صورتیکه نتایج این سه روش معادل هم باشند می‌توان از درستی نتایج بدست آمده اطمینان داشت. [۱] در بررسی ناپایداری احتراق در مرحله اول می‌بایست فرکانس نوسانات مشخص شود. محدوده فرکانس گاهی بیانگر نوع اتفاق نیز می‌باشد. پس از آن شکل مود مربوط به فرکانس مشخص می‌شود. شکل مودها نحوه نوسان را نشان می‌دهند. نوسانات می‌توانند محوری، عرضی و شعاعی باشند. نوسانات تا حدی رشد می‌کنند که به سیکل محدود برسند. پس از آن دامنه نوسانات محدود می‌شود. اگر نرخ اضافه شدن انرژی به نوسانات از نرخ مستهلک شدن انرژی در اثر فرآیندهای استهلاکی بیشتر باشد، دامنه نوسانات افزایش می‌یابند. با افزایش دامنه نوسانات، فرآیندهای افزایش انرژی و استهلاک انرژی به دامنه نوسانات وابسته می‌شوند و عملاً وقتی مقدار متوسط زمانی افزایش و کاهش انرژی با یکدیگر برابر می‌شوند دامنه نوسانات به مقدار حداکثر خود می‌رسد. در این وضعیت گفته می‌شود که نوسانات در شرایط سیکل محدود قرار گرفته است.

۲- بررسی ترموآکوستیک در محفظه‌های حلقوی-استوانه‌ای و حلقوی

برای توربین‌گازهای بزرگ، محفظه‌های استوانه‌ای و حلقوی صرفه اقتصادی کمتری دارند و محفظه‌های حلقوی-استوانه‌ای ارجحیت دارند. در موتور هوایی هر دو گونه محفظه بکار گرفته می‌شوند، اما محفظه حلقوی بیشتر کاربرد دارد. در واقعیت، تفاوت بین محفظه حلقوی-استوانه‌ای و حلقوی در بررسی ترموآکوستیک خیلی روشن نیست و در مدل‌های موردنظر ترکیبی از این دو در نظر گرفته می‌شود.

ناپایداری ترموآکوستیکی هنگامی رخ می‌دهد که مکانیزم پسخوراندی بین گرمای آزاد شده و میدان آکوستیک محفظه احتراق صورت گیرد. توربین‌های گازی که دارای محفظه‌های حلقوی-استوانه‌ای هستند مستعد چنین ناپایداریهایی هستند.

محفظة احتراقهای مجاور هم قبل از اولین ردیف توربین محدوده‌ای را ترتیب می‌دهند که محدوده ارتباط عرضی^۱ نامیده می‌شود. در صنعت توربین گاز به این موضوع پرداخته شده است. در زیرمجموعه [۲]، [۳] و [۴]، جنرال الکتریک [۵]، [۶]، [۷] و [۸] و آنسالدو انرژی [۹] به این موضوع پرداخته شده است. محفظه‌های حلقوی-استوانه‌ای به دلیل پخش شعله می‌بایست با یکدیگر ارتباط داشته باشند. در مراجع [۱۰] و [۱۱] توضیح داده شده است که چگونه وجود ناپایداری هیدرودینامیکی در ارتباط عرضی می‌تواند بر پایداری خطی و غیرخطی محفظه حلقوی-استوانه‌ای تاثیر بگذارد. آنها ابتدا فرض نمودند که ناپایداری وجود دارد. محاسبه برای ارتباط بین محفظه‌ها نیاز به دانش در پاسخ آکوستیکی محدوده ارتباط عرضی دارد.

برخی از مطالعات در این زمینه انجام شده است. در [۱۲] به یک مدل برای پاسخ آیروآکوستیک ارتباط بین محفظه‌ها اشاره شده است که بر اساس گسترش لایه برشی در محدوده ارتباط عرضی است. تاثیر نوسانات چگالی، جریان میانی و اتلاف در امپدانس مدل آکوستیک در این مرجع [۱۳] بررسی شده است. در توربین گاز واقعی جریان چوک شده در پایین دست محدوده ارتباط عرضی رفتار لایه برشی را اصلاح می‌کند. [۱۴]

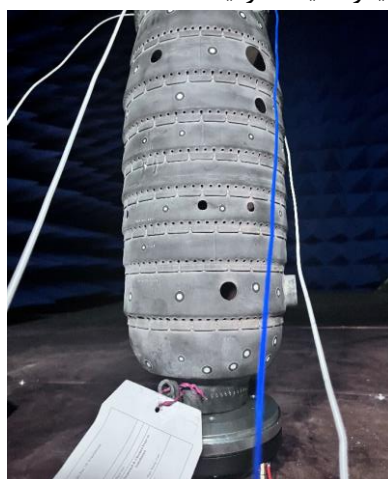
¹ Cross-talk area

۳- بررسی ترموآکوستیک در محفظه احتراق موتور JT8D

پره‌های طبقه سوم و چهارم توربین محفظه احتراق JT8D زودتر از زمان سرویس می‌شکنند. در مدرک [۱۵] به تاثیر محفظه احتراق بر پره‌های طبقه سوم و چهارم توربین در موتور JT8D اشاره شده است. به نظر می‌رسد رفتار ترموآکوستیک محفظه احتراق به گونه‌ای است که به این تخریب پیش از موعد کمک می‌کند. در اینجا به بررسی رفتار ترموآکوستیک این محفظه پرداخته شده است.

۳-۱- تست آکوستیک محفظه احتراق

برای بدست آوردن فرکانس نوسانات آکوستیکی در محفظه احتراق به روش تجربی، محفظه احتراق در یک اتاق ایزوله قرار داده شده و با کمک درایور صوتی در بازه‌های فرکانسی مختلف، تحریک می‌شود (شکل ۱). محفظه تحریک شده و توزیع نوسانات فشار به کمک میکروفون‌ها یا ترنسدیوسرهای فشار، اندازه‌گیری می‌گردد. پاسخ آکوستیکی محفظه احتراق JT8D بصورت سرد مورد بررسی قرار گرفت. میکروفون‌ها در ارتفاعات مختلف در محفظه موردنظر قرار گرفتند و نتایج موردنظر با یکدیگر مقایسه گردید.



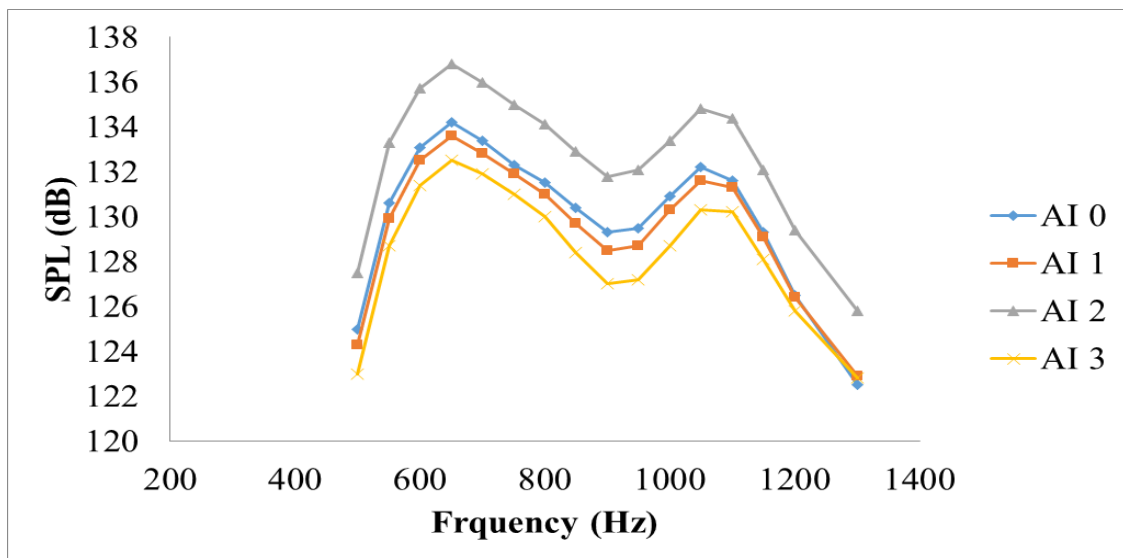
شکل ۱. بررسی محفظه احتراق با ۴ میکروفون

تعداد میکروفون‌های مناسب و کالیبره شده ۴ عدد بود که ۲ عدد از آنها از مدل 378C10 و دو عدد دیگر 378C20 بودند. مدل 378C20 که از نوع وقوع اتفاقی^۲ می‌باشد از دقت بالاتری برخوردار است. فرکانس نامی درایور انتخاب شده ۵۰۰ هرتز بود. با توجه به این عدد در طول تست سعی بر این بود که با احتیاط لازم فرکانسهای بین ۴۰۰ تا ۵۰۰ هرتز تست شود. چیدمان تست شامل ژنراتور سیگنال (برای تغییر فرکانس)، منبع تغذیه، آمپلی فایر، سیستم داده برداری و نرم افزار LABVIEW بود.

۳-۲- نتایج تست

نتایج این آزمون در شکل ۲ نشان داده شده است. این نتایج مربوط به یکی از آزمون‌هاست که در آن میکروفون‌ها در ارتفاع ۲۴ سانت از ورودی محفظه احتراق بود، می‌باشد.

² Incidence random

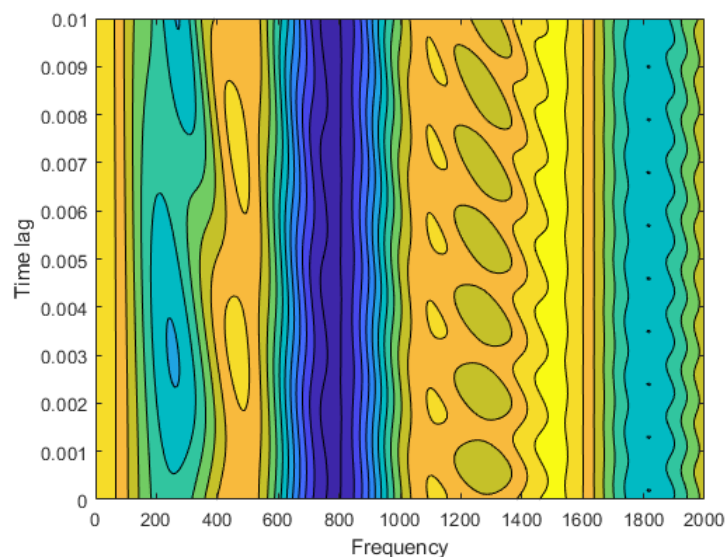


شکل ۲. تست آکوستیک محفظه احتراق با ۴ میکروفون در ارتفاع ۲۴ سانتی متر

۳-۳- روش تحلیلی

در روشهای تحلیلی معادلات دیفرانسیل جزئی حاکم بر مسئله به کمک روشهای حل معادلات دیفرانسیل از جمله روش جداسازی متغیرها حل می‌شود. این روش در هندسه‌های ساده که شرایط مرزی پیچیده‌ای ندارد قابل انجام است. اما در صورت پیچیدگی هندسه، حل عددی معادلات حاکم امکان تحلیل هر هندسه‌ای را فراهم می‌نماید. روش‌های ارائه شده در اینجا توسعه داده شده است [1].

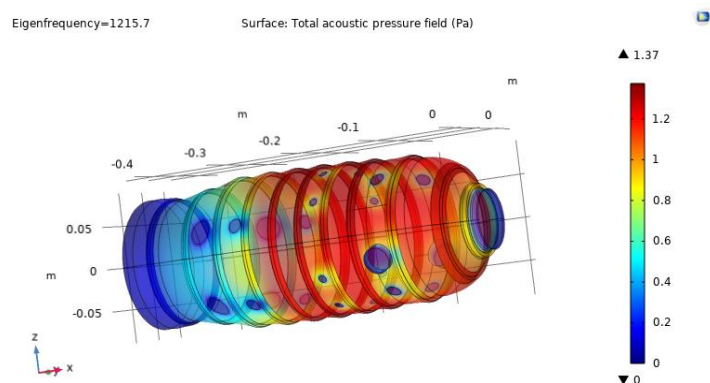
نمودار تاخیر زمانی که معادل زمان پاشش تا احتراق سوخت است نسبت به فرکانس در شکل ۳ نشان داده شده است. به موضوع تاخیر زمانی و تاثیر آن در بروز تاپایداری احتراق بسیار پرداخته شده است. همانطور که در شکل ۳ مشخص است مراکز کانتور که نمایانگر دترمینان صفر می‌باشند، در فرکانسهای حدود ۲۵۰، ۴۶۰، ۱۱۰۰ و ۱۲۷۰ هرتز هستند.



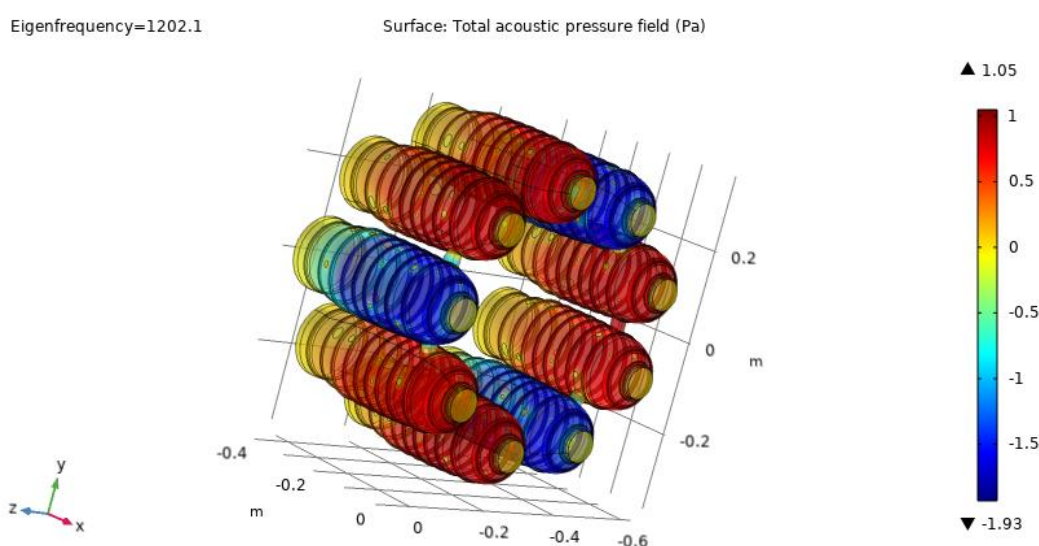
شکل ۳. نمودار تاخیر زمانی نسبت به فرکانس در محفظه احتراق JT8D

۴-۳- روش حل عددی

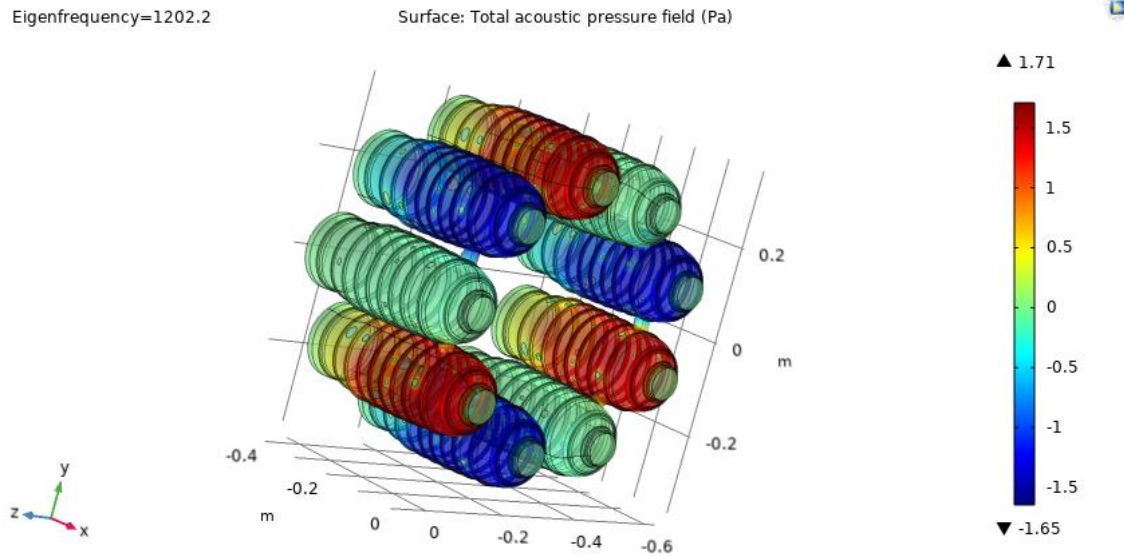
به منظور حل عددی محفظه مورد نظر جهت مدلسازی، ابر نقاط آن تهیه گردید. حل عددی مدل موردنظر با نرم افزار COMSOL صورت گرفت. در این بررسی هم حالت سرد و هم حالت گرم لحاظ شد. همچنین حل موردنظر برای تک محفظه و ۹ محفظه تکرار گردید. در صفحات ورودی و خروجی و سوراخهای رقیق سازی شرط مرزی نرم بکار گرفته شده است و دیگر صفحات سخت می‌باشند. شکل مود مربوط به محفظه احتراق تک برای مقایسه با نتایج تست و اعتبارسنجی آن در شکل ۴ نشان داده شده است. همچنین شکل مود محفظه احتراق کامل شامل ۹ محفظه در شکل ۵ و شکل ۶ نشان داده شده است. در محفظه احتراق ۹ تایی همانطور که ملاحظه می‌شود در محدوده یک فرکانس شکل مودهای مختلف صورت می‌گیرد که همه از یک خوشه یا چندتایی^۳ هستند. همچنین در ادامه تاثیر سازه و تداخل آن با میدان آکوستیک در محدوده یک فرکانس ویژه بررسی گردید. در نظر گرفتن سازه و تاثیر آن بر میدان آکوستیک نیز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. اما محاسبات مربوط به آن پر هزینه است. در فرکانس ۱۲۰۲ هرتز نظم سه تایی در شکل مود محفظه‌ها شکل می‌گیرد. به نظر می‌رسد این نظم سه تایی و طبیعت فشار-کشش آن به غالب شدن این مود در محفظه احتراق کمک کند.



شکل ۴. مود نیم طولی در محفظه احتراق گرم



شکل ۵. مود اول در محفظه احتراق گرم



شکل ۶. مود اول در محفظه احتراق گرم

۴- نتایج

در این بخش به بررسی نتایج حاصل از سه روش عددی، تحلیلی، تست و نتایج بدست آمده از ارتعاشات پره پرداخته شده است. همانطور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود فرکانس X_9 در حدود ۱۱۱۸ هرتز است. همانطور که نتایج در جدول ۲ نشان داده شده است فرکانس در حدود ۱۱۰۰ تا ۱۲۴۰ به کرات در روشهای مختلف تکرار شده است. می‌توان نتیجه گرفت این فرکانس در نوسانات محفظه احتراق و شفت N۱ در حالت Take off با در نظر گرفتن ۹ دور در دقیقه که در مدرک [۱۵] اشاره شده است، حاکم است. این شفت گرداننده طبقات دوم تا چهارم توربین است. شکل مود مربوط به فرکانسها در حالت طولی اتفاق می‌افتد. نظم سه تایی شکل مود محفظه‌ها موجب قویتر شدن نوسانات مربوط به مود موردنظر می‌شود.

جدول ۱. نتایج فرکانس بدست آمده برای دیسک و پره از گروه سازه برای طبقه سوم

فرکانس طبیعی (هرتز)	عدد مود	عدد نود	تحریک E.O
۸۳۵۲	۳۵	۱۳	X_{75}
۸۵۶۴	۳۷		
۹۵۱۷	۳۹		
۷۲۳۱	۳۰	۲۲	X_{66}
۷۶۲۴	۳۲		
۸۱۸۳	۳۴		
۸۴۸۱	۳۶		
۸۵۸۳	۳۸		
۱۱۱۸	۵	۹	X_9

جدول ۲. نتایج فرکانس بدست آمده از روشهای تست، حل عددی، تحلیل یک بعدی و فرکانس شفت موتور در حالت Take Off

حل عددی				کد یک بعدی	شفت موتور	تست		
محفظه ۹ گرم	محفظه ۹ سرد	محفظه ۱ گرم	محفظه ۱ سرد	یک محفظه	N1 (Hz)	۴۴ (cm)	۲۴ (cm)	۸ (cm)
-۱۱۵۷	-۵۶۵	۱۲۱۵	۵۹۰	۴۶۰		۶۵۰	۶۰۰	
۱۲۱۴	۵۹۰							
-۱۷۴۹	-۸۴۹	۱۷۸۴	۸۶۶	۱۱۲۷		۸۱۰	۸۱۰	
۱۷۸۴	۸۶۲							
۲۴۰۱	۱۱۶۶	۲۴۰۴	۱۱۶۷	۱۲۴۰	۱۲۳۳	۱۱۰۰	۱۱۰۰	۱۱۰۰

۵- پیشنهادات برای اصلاح

برای رفع مشکل موردنظر در این موتور دو راه حل غیرفعال پیشنهاد می‌شود. یک راه حل طراحی و نصب رزوناتور هلمهولتز برای دمپ نوسانات محفظه احتراق است. این راه‌حل در توربین گاز زمینی بکار گرفته می‌شود. از جمله در مرجع [۱۶] در توربین گاز GT11N2 نصب شده است. در این مرجع اشاره شده که نصب رزوناتورهای هلمهولتز موجب کاهش نوسانات و در نتیجه عدم شکست پره‌های توربین شده است. البته این توربین گاز زمینی است و محفظه احتراق آن سیلویی می‌باشد. همچنین پیشنهاد می‌شود همانگونه که دمپ‌هایی برای دمپ نوسانات مربوط به کروز شفت‌ها وجود دارد دمپر دیگری برای دمپ فرکانس ۱۲۳۳ در حالت Take off نیز در نظر گرفته شود.

۶- جمع‌بندی

در سیستم احتراق، شناسایی فرکانسهای طبیعی محفظه احتراق که در فرکانس نوسانات کوپل آکوستیک - احتراق شرکت می‌کند اهمیت بسیاری دارد. پیش‌بینی فرکانسها و شکل مودهای مربوط به آنها معمولاً با موفقیت انجام می‌شود اما دامنه مربوط به نوسانات براحتی قابل پیش‌بینی نمی‌باشد. در گام بعدی دامنه نوسانات پیش‌بینی خواهد شد. در کار حاضر به منظور بدست آوردن فرکانس حاکم بر نوسانات آکوستیکی، نتایج بدست آمده از تحلیل یک بعدی، شبیه‌سازی سه بعدی و همچنین تست آکوستیک محفظه احتراق برای اعتبارسنجی یکدیگر تطابق نزدیکی داشتند. فرکانس موردنظر در حدود ۱۲۰۰ هرتز است که با فرکانس ۹ برابر شفت N1 در حالت Take off معادل است. همچنین فرکانس ۹X که برای دیسک و پره طبقه سوم توربین بدست آمد ۱۱۱۸ هرتز است که با فرکانس بدست آمده اختلاف ۶ درصدی دارد. برای رفع این مشکل، دامنه نوسانات مربوط به این فرکانس می‌بایست کم شود. در حال حاضر دو روش نصب رزوناتور هلمهولتز به محفظه احتراق و یا نصب دمپر به محل نصب موتور پیشنهاد می‌شود. نصب دمپر احتمالاً با موانع کمتری مواجه خواهد بود.

مراجع

1. S. Nosrati, A. Elkaei, H. Pourfarzaneh, M.M. Barjasteh, S.R. Zadsirjan, "Acoustic analysis and stability map in an aerial combustor for cruise and take-off conditions", *Symposium on Thermoacoustics in Combustion*, 2023.
2. S. Bethke, W. Krebs, P. Flohr, B. Pradde, "Thermoacoustic properties of can annular combustor", *8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit*.
3. F. Farisco, L. Panek, J. Kok, "Thermo-acoustic cross-talk between cans in a can-annular combustor", *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, 2017, Vol. 9.
4. P.Kaufmann, W. Krebs, R. Valdes, U. Wever, "3D thermoacoustic properties of single can and multi can combustor configurations", *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2008.
5. K. Moon, H. Jegal, J. Gu, K. Kim, "Combustion-acoustic interactions through cross-talk area between adjacent model gas turbine combustors", *Combustion and Flame*, 2019.
6. K. Moon, H. Jegal, C. Yoon, K. Kim, "Cross-talk-interaction-induced combustion instabilities in a can-annular lean-premixed combustor configuration", *Combustion and Flame*, 2020.
7. H. Jegal, K. Moon, J. Gu, L. Li, K. Kim, "Mutual synchronization of two lean-premixed gas turbine combustors: Phase Locking and amplitude death", *Combustion and Flame*, 2019.
8. K. Venkatesan, A. Cross, C. Yoon, F. Han, S. Bethke, "Heavy duty gas turbine combustion dynamics study using a two-can combustion system", *Turbo Expo: Power For Land, Sea, And Air*, 2019.
9. G. Ghirardo, C. Di Giovine, J. Moeck, M. Bothien, "Thermoacoustics of can-annular combustors", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019.
10. A. Orchini, T. Pedergrana, P. Buschmann, J. Moeck, & N. Noiray, "Reduced-order modelling of thermoacoustic instabilities in can-annular combustors", *Journal of Sound and Vibration*, 2022.
11. T. Pedergrana, N. Noiray, "Steady-state statistics, emergent patterns and intermittent energy transfer in a ring of oscillators", *Nonlinear Dynamics*, 2022.
12. A. Orchini, "An effective impedance for modelling the aeroacoustics coupling of ducts connected via apertures", *Journal of Sound and Vibration*, 2022.
13. J. Saldern, A. Orchini, & J. Moeck, "A non-compact effective impedance model for can-to-can acoustic communication: analysis and optimization of damping mechanisms". *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2021.
14. A. Blonde, B. Schuermans, N. Noiray, "Experimental on the effect of cross-talk geometry on the whistling phenomenon in a two-can system", *Symposium on thermoacoustics in Combustion*, 2023.
15. B. Kierstead, Turbine Engine Combustion Section – JT8D Series Turbofan Engines. NE-16-22, FAA, 2016.
16. A. Beretta-Müller, J. Szwedowicz, "Blade resonant forced response excited by combustor acoustic", *TurboExpo*, 2015.