

طراحی و ساخت یک محفظه‌ی احتراق ضربانی (پالس‌سوز)

با شیر آیرودینامیکی

اکبر غفوریان (استادیار)

حامد سعیدی (کارشناس)

پژوهشکده‌ی علوم و فناوری، دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

احتراق ضربانی^۱ سبب افزایش میزان انتقال حرارت به محیط احتراق می‌شود و افزایش کارایی، کاهش مصرف سوخت و کاهش آلودگی از مزایای این احتراق است. با ساخت یک نمونه‌ی ابتکاری محفظه‌ی احتراق ضربانی، به بررسی تجربی عوامل مؤثر بر فرکانس نوسان و دمای شعله پرداخته‌ایم. دستگاه آزمایش در دو پیکربندی «پیش‌مخلوط» و «انتشاری با جت متقابل سوخت» آزموده شد که به علت دامنه‌ی کاری وسیع‌تر و پایداری شعله‌ی بیشتر، آزمون‌ها براساس نمونه‌ی دوم تعریف و انجام شد. دستگاه آزمایش از قسمت‌های لوله‌ی ورودی جریان هوا، شیر آیرودینامیکی، لوله‌ی ورودی جت سوخت، محفظه‌ی احتراق، لوله‌ی اگزوز و مسیرهای تأمین‌کننده‌ی جریان تشکیل شده است. متغیرهای کلیدی آزمایش عبارت‌اند از: دبی جریان، نسبت تعادل و طول لوله‌ی اگزوز. از هوا به‌عنوان اکساینده و از پروپان به‌عنوان سوخت استفاده شده است. به کمک یک میکروفن و برد اخذ اطلاعات، فرکانس نوسان جریان و به کمک یک دبی‌سنج دبی سوخت و با یک نازل صوتی میزان هوا اندازه‌گیری شده است. نتایج حاصل از این آزمایش‌ها نشان می‌دهد که با افزایش دبی جریان و نسبت تعادل، فرکانس نوسان افزایش می‌یابد. تغییر لوله اگزوز نیز تأثیر به‌سزایی بر فرکانس نوسان‌ها دارد، به طوری که افزایش ۸۰ درصدی طول لوله اگزوز منجر به کاهش ۱۸ درصدی فرکانس نوسان می‌شود. این نتیجه نشان می‌دهد که سازوکار نوسانی جریان صرفاً آکوستیکی نیست، علاوه بر آکوستیک، آشفتنگی^۲، دینامیک جریان ورودی و انرژی آزاد شده نقش مهمی در تعیین فرکانس دارند.

مقدمه

تجربیات گذشته نشانگر آن است که احتراق ضربانی منجر به افزایش نرخ انتقال جرم، حرارت و گشتاور می‌شود.^[۱] این مسئله را می‌توان معیار اصلی بهبود عملکرد سیستم‌های احتراقی دانست که در نهایت منجر به ساخت محفظه‌های احتراق ضربانی شده است. در دو دهه‌ی اخیر استفاده از اینگونه محفظه‌های احتراق در توربین‌های گاز، خشک‌کن‌های صنعتی، نیروگاه‌های بخار و کوره‌ها با توجه به فوایدی چون افزایش نرخ انتقال حرارت تا ۵ برابر، افزایش کارایی حرارتی احتراق به ۴۰ درصد و کاهش تولید گازهای سمی اکسیدهای نیتروژن تا ۱/۳ برابر، مورد توجه قرار گرفته است.^[۲] محفظه‌های احتراق ضربانی یا به عبارت دیگر «پالس‌سوز»‌ها از سه قسمت عمده: ۱. شیر ضربانی؛ ۲. محفظه‌ی احتراق؛ ۳. لوله اگزوز تشکیل شده‌اند. در انواع رایج این سیستم‌ها هوا و سوخت با هم مخلوط، و به‌صورت نوسانی وارد محفظه‌ی احتراق می‌شوند. سپس توسط سیستم اشتعال محترق شده و از لوله اگزوز، که لوله‌ی بلند و باریکی است، خارج می‌شوند. تفاوت اساسی این سیستم‌ها با محفظه‌های احتراق عادی، ضربانی بودن احتراق آن است و لوله

اگزوز نقش تقویت‌کننده‌ی فرکانس نوسان را دارد. سازوکار ایجاد نوسان بدین صورت است که پس از ورود هوا و سوخت به محفظه‌ی احتراق (مرحله‌ی تنفس)، سیستم جرقه‌زن آنها را مشتعل می‌کند که در نتیجه موجب افزایش فشار محفظه می‌شود (مرحله‌ی انبساط) که در این مرحله وظیفه‌ی شیر نوسانی مسدود کردن نسبی کانال ورود هوا و سوخت است. در این حالت از یک طرف شعله رو به خفگی می‌رود، و از طرف دیگر بر اثر فشار موجود در محفظه گازهای حاصل از فرایند احتراق از لوله اگزوز خارج می‌شوند (مرحله‌ی تخلیه). این وقایع باعث خلأ نسبی در محفظه‌ی احتراق می‌شوند، و در این هنگام شیر باز شده و هوا و سوخت وارد محفظه می‌شوند و مجدداً مرحله‌ی تنفس تکرار می‌شود (شکل ۱). این چرخه در پالس‌سوزهای رایج بیش از ۱۰۰ مرتبه در ثانیه تکرار می‌شود. انواع مختلفی از پالس‌سوز تا کنون ساخته شده‌اند که از معروف‌ترین آنها می‌توان به پالس‌سوزهای «هلمهولتز»، «اشمیت» و «رجکی» اشاره کرد.

پالس‌سوزهای موجود به دو دسته‌ی عمده تقسیم می‌شوند: «پالس‌سوزهای با شیر مکانیکی» و «پالس‌سوزهای با شیر



شکل ۱. شمایی از مراحل یک چرخه‌ی احتراق نوسانی.

صنعت به سمت این موضوع معطوف شد. انگیزه‌ی استفاده از محفظه‌ی احتراق ضربانی بعد از معرفی موفقیت‌آمیز کوره‌های ضربانی که در سال ۱۹۸۲ توسط پلیس و گریفیتس صورت گرفت، شدت یافت.^[۳] پس از تحقیقات الهداد در سال ۱۹۸۳ مشخص شد که محفظه‌ی احتراق ضربانی، نرخ انتقال حرارت را حدود ۲ تا ۳ برابر نسبت به محفظه‌ی احتراق‌های رایج افزایش می‌دهد.^[۴] در سال ۱۹۸۴، انجمن آزمایشگاه‌های گاز آمریکا (AGAL) به این نتیجه رسید که تولید اکسیدهای نیتروژن (NOX) در جریان‌های گاز خروجی محفظه‌های احتراق ضربانی نسبت به تولید آن در محفظه‌های احتراق قدیمی حدود $\frac{1}{3}$ تا $\frac{1}{4}$ کاهش می‌یابد.^[۵]

در سال ۱۹۸۹ آقایان کنتفیلد و بلینز محفظه‌ی احتراق ضربانی را در یک توربین گازی کوچک استفاده کردند. بازده این توربین گازی با استفاده از محفظه‌ی احتراق ضربانی نسبت به نمونه‌های رایج در حدود ۴ درصد افزایش یافت.^[۶] در سال ۱۹۹۱ هونگو و سایتو محفظه‌های احتراق ضربانی دو قلو با شیرهای آیرودینامیکی را طراحی کرده و ساختند. این دو محفظه‌ی دو قلو در دو فاز متقابل عمل می‌کنند که به کاهش آلودگی صوتی می‌انجامد.^[۷]

بی (Bai) و همکارانش در سال ۱۹۹۳، مطالعاتی در زمینه‌ی تأثیر گردابه‌ها بر روی فرایند احتراق در محفظه‌ی احتراق ضربانی از نوع رجکی انجام دادند و در سیستم تزریق این محفظه‌ی احتراق تغییراتی ایجاد کردند. آنها نشان دادند که گردابه‌های ناشی از محصولات احتراق در پایین دست جریان رشد پیدا کرده و با هم ترکیب می‌شوند که این پدیده باعث افزایش نرخ محصولات احتراق شده که منجر به فرایند انتقال حرارت به صورت ضربانی می‌شود.^[۸] در همین سال بار (Barr) و کلر (Keller) اثرات پاشش مخلوط هوا و سوخت را به صورت جت حلقوی در محفظه‌ی احتراق یک نمونه‌ی ۱۵ کیلوواتی پالس سوز هلمهولتز به صورت نظری و تجربی مورد بررسی قرار دادند. تحقیقات آنها نشان داد که نرخ‌های کرنش المان‌های جریان، با نرخ‌های آزاد شدن انرژی و فاز آن ارتباط نزدیک دارد.^[۹] در این پروژه با ساخت یک نمونه‌ی ابتکاری محفظه‌ی احتراق ضربانی آزمایشگاهی، تأثیر عوامل مختلف بر فرکانس نوسان و دمای محفظه‌ی احتراق بررسی شده است.

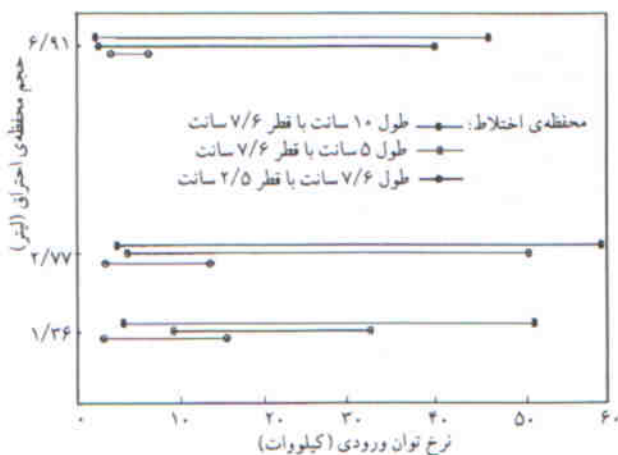
آیرودینامیکی، نوع اول خود به دو دسته شیر چرخشی^۳ و شیر پله‌یی^۴ تقسیم می‌شوند. در این سیستم‌ها شیر عمل قطع و وصل را توسط یک سازوکار کنترلی یا یک موتور دی‌سی انجام می‌دهد. در نوع دوم، یک شیر آیرودینامیکی که شبیه به یک نازل است با ناپایدار کردن جریان و انتقال فشار محفظه به بالادست جریان، عمل قطع و وصل را انجام می‌دهد. این نوع پالس سوزها طراحی پیچیده‌تری دارند، ولی از نظر ساخت کم هزینه‌ترند.

سازوکاری که بر عملکرد انواع محفظه‌های ضربانی حاکم است، براساس معیار رایلی قابل توجه است. این معیار بیان می‌کند که نوسانات ناشی از احتراق هنگامی به وجود می‌آیند که در یک میدان نوسانی، انرژی آزاد شده هم‌فاز با فشار محفظه، شود. از طرفی مدل‌سازی چگونگی وقوع فرایند در داخل اینگونه محفظه‌ها بسیار پیچیده‌اند. از جمله ویژگی‌های این فرایندها سه بعدی بودن جریان، گذرا بودن و آشفتگی میدان جریان، خواص فیزیکی متغیر، نوسانات فشار و تولید انرژی گذرا به مقدار زیاد است. بنابراین، به منظور درک بهتر عملکرد محفظه‌های ضربانی و ارتباط بین میدان جریان و نوسان‌های موج فشاری بیشتر از روش‌های تجربی استفاده می‌شود. مراحل طراحی، دستگاه آزمایش، شرح و نتایج آزمایش یک پالس سوز ابتکاری با شیر آیرودینامیکی در ادامه تشریح خواهد شد.

مروری بر نتایج تحقیقات انجام شده

برای اولین بار در سال ۱۷۷۷ هیگنز، هنگامی که موقعیت محوری شعله را در امتداد لوله تغییر داد، متوجه پدیده‌ی ناپایداری در احتراق شد.^[۱] در سال ۱۸۷۸ لرد رایلی اولین نظریه در زمینه‌ی ناپایداری احتراق را ارائه کرد.^[۱] یکی از معروف‌ترین مثال‌های احتراق نوسانی، موتور پالس جت موشک V-۱ (Buzz Bomb) است که آلمان‌ها از آن در جنگ جهانی دوم استفاده کردند. در سال ۱۹۳۴، هل اشمیت یک نمونه پالس سوز جدید را در آلمان اختراع و ثبت کرد.

اگر چه بررسی روابط حاکم بر احتراق ضربانی حدوداً از سال ۱۹۰۰ شروع شد، اما از اوایل سال ۱۹۷۰، با توجه به افزایش هزینه‌های سوخت و فکر استفاده‌ی صحیح از انرژی، توجه و علاقه‌ی



شکل ۳. منحنی‌های آماری برای محاسبه‌ی حجم محفظه‌ی احتراق.

بر مسئله‌اند که در هر مرحله از طراحی، نقض محدودیت‌ها باید بررسی شود.^[۳] اطلاعات آماری در زمینه‌ی طراحی محفظه‌ی احتراق ضربانی طبق نمودار شکل ۳ موجود است. با توجه به این نمودار و میزان دبی جریان مورد نظر، می‌توان حجم محفظه‌ی احتراق را به دست آورد. با توجه به دبی جریان ورودی، سه انتخاب کلی برای حجم محفظه‌ی احتراق وجود خواهد داشت. از آنجا که کاهش حجم باعث افزایش فرکانس نوسان‌های فشار می‌شود و به افزایش میزان انتقال حرارت می‌انجامد، حجم کوچک‌تر انتخاب شده است.^[۸]

دستگاه آزمایش

به منظور پدیده‌شناسی، یک نمونه‌ی ابتکاری محفظه‌ی احتراق ضربانی با محفظه‌ی استوانه‌ی طراحی و ساخته شده است. شکل ۴ طراحی شماتیک دستگاه آزمایش را نشان می‌دهد. مجموعه‌ی این سیستم از قسمت‌های مختلف زیر تشکیل می‌شود:

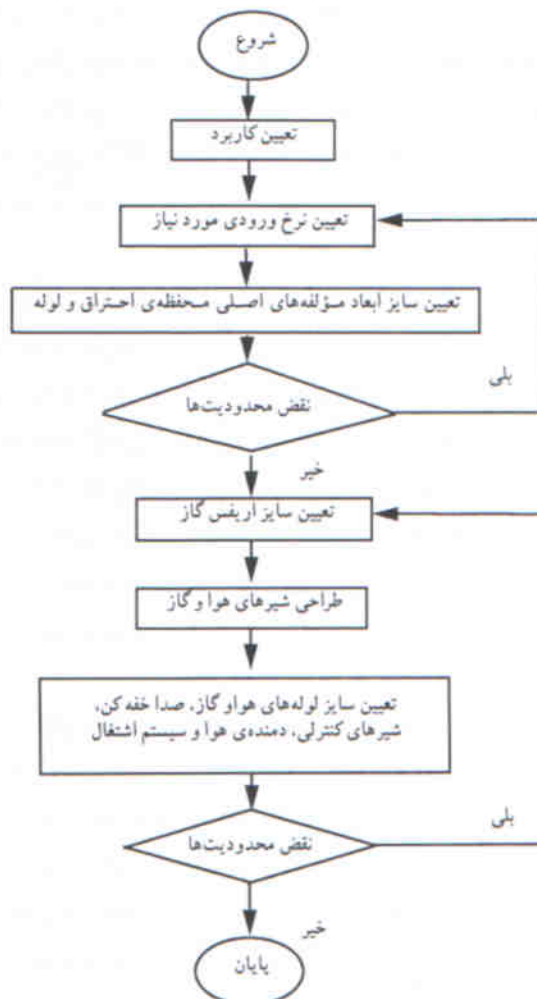
بدنه‌ی موتور

بدنه‌ی موتور متشکل است از قسمت‌های لوله‌ی ورودی هوا، لوله‌ی جت سوخت، شیر آیرودینامیکی، محفظه‌ی احتراق و لوله‌ی اگزوز. این بدنه به نحوی طراحی شده است که بتوان در راستای محور طولی اندازه‌ی لوله اگزوز را تغییر داد. قطر داخلی لوله‌ی ورودی هوا برابر ۲/۴۵ سانتی‌متر و طول آن برابر ۹/۵ سانتی‌متر است. شیر آیرودینامیکی محفظه‌ی احتراق در انتهای لوله‌ی ورودی هوا قرار دارد. این نازل همگرا - واگرا دارای قطر گلوگاهی برابر ۲ میلی‌متر و طول ۴/۵ سانتی‌متر است. قطر داخلی محفظه برابر ۵/۲ سانتی‌متر و طول آن ۳۶ سانتی‌متر است. نازل ورودی سوخت به صورت L شکل

مراحل طراحی

با توجه به پیچیدگی‌های بسیار سیستم‌های احتراق ضربانی، طراحی جزئی آنها بر روش‌های سعی و خطا مبتنی است. البته نتایج تجربی دیگران به طرح نمودارهایی آماری انجامیده که می‌تواند طراح را در تخمین کلی متغیرهای طراحی یاری کند.^[۳] در اینجا مختصراً به الگوریتم کلی طراحی و عوامل مهم مؤثر بر عملکرد سیستم اشاره می‌شود.

با توجه به نوع کاربرد وسیله و مواردی که قبل از انجام طراحی به عنوان ورودی دریافت می‌شود، می‌توان طرح‌های مختلفی ارائه کرد. در شکل ۲ فلوچارتی جهت طراحی نظام‌مند محفظه‌ی ضربانی نمایش داده شده است. براساس این فلوچارت، ابتدا باید کاربرد وسیله مشخص شود. سپس براساس آن، اطلاعات اولیه‌ی طراحی به عنوان ورودی مطرح شود. برپایه‌ی اطلاعات اولیه، اجزاء مختلف محفظه طراحی می‌شوند. باید توجه داشت که محدودیت‌هایی حاکم



شکل ۲. مراحل طراحی اولیه‌ی یک محفظه‌ی احتراق ضربانی.

می‌شود. همچنین از فشارسنج عقربه‌یی برای اندازه‌گیری فشار استفاده می‌شود. برای اندازه‌گیری دبی هوا از نازل صوتی به قطر ۱ میلی‌متر استفاده شده است. خطای این وسایل اندازه‌گیری در حدود ۵٪ است. به منظور اندازه‌گیری دبی سوخت از یک دبی‌سنج کالیبره شده استفاده می‌شود که خطای آن ۲٪ دبی حداکثر است.

سیستم اطلاعات برداری

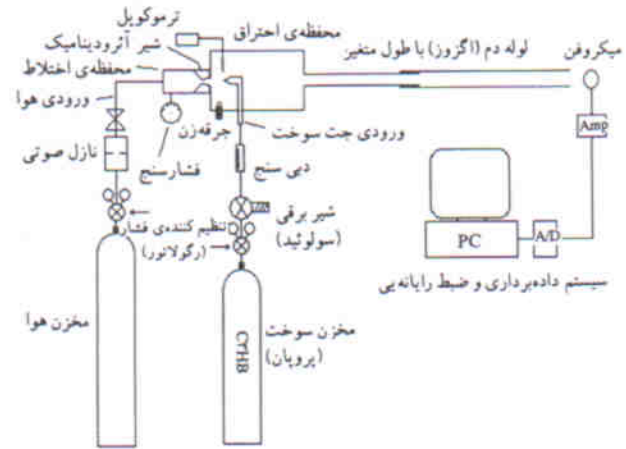
از یک میکروفن که در مقابل خروجی لوله‌ی اگزوز نصب شده است برای حس نوسان‌های فشار درون موتور استفاده شده است. با توجه به بالا بودن مقدار طول موج نوسان فشار نسبت به طول موتور، تفاوت چندانی بین فشار در انتهای لوله‌ی اگزوز و درون موتور وجود ندارد. میکروفن به یک آمپلی‌فایر یا حداکثر خروجی ۱۵ وات متصل بوده و ولتاژهای تقویت شده به یک کارت آنالوگ دیجیتال (A/D) و سپس به یک رایانه هدایت می‌شود. درون رایانه یک برد اخذ اطلاعات نصب شده است. همه‌ی این اطلاعات پس از دریافت با ویژگی‌های مورد نظر از قبیل فرکانس داده‌برداری و تعداد داده‌ها، در یک فایل ذخیره می‌شوند، و پس از اجرای عملیات انتقال تبدیل سری فوری (FFT) بر روی آنها، فرکانس‌های نوسان جریان مشخص می‌شود.

شرح آزمایش‌ها

دستگاه در دو پیکربندی «پیش‌مخلوط» و «انتشاری با جت متقابل سوخت» آزمایش شد که به‌علت دامنه‌ی کاری وسیع‌تر و پایداری بیشتر شعله، آزمون‌ها بر اساس نمونه‌ی دوم تعریف و انجام شد. مجموع آزمایش‌های انجام شده به دو دسته تقسیم شده‌اند. ابتدا آزمایش‌هایی به‌منظور دستیابی به محدوده‌ی عملکرد موتور، و سپس آزمایش‌هایی از قبل طراحی شده برای تغییر پارامترهای مؤثر بر عملکرد موتور و مشاهده‌ی تأثیر آنها انجام شد.

محدوده‌ی کاری موتور

به‌منظور تعیین محدوده‌ی کاری موتور لازم است روشن کردن موتور در کلیه‌ی شرایط ممکن شود. بنابراین با تغییر دبی‌های سوخت و هوا، و همچنین با تغییر هندسه‌ی دستگاه، محدوده‌ی عملکرد موتور شناسایی شد. با توجه به امکانات موجود، این موتور قادر است که در بازه نسبت تعادلی (Φ) برابر ۰/۵ تا ۱ روشن شود، و در این بازه مشاهده‌ی ضربانی بودن جریان میسر شد. همچنین دبی کل جریان ورودی بین ۰/۶۱ تا ۰/۸ گرم بر ثانیه قابل تغییر بود.



شکل ۴. طرح شماتیک دستگاه آزمایش و تجهیزات جانبی.

در فاصله‌ی ۴ سانتی‌متری ابتدای محفظه‌ی احتراق قرار گرفته است و سوخت را از رویه‌رو به جریان هوا تزریق می‌کند. اندازه‌ی لوله‌ی اگزوز بین ۱۱۰ تا ۱۹۵ سانتی‌متر متغیر است و قطر داخلی آن برابر ۳/۳ سانتی‌متر است.

سیستم اشتعال

به‌منظور روشن کردن موتور از یک مشعل دستی یا یک شمع استفاده می‌شود. در ابتدای محفظه‌ی احتراق یک سوراخ تعبیه شده است. ابتدا از این نقطه شعله وارد محفظه می‌شود و پس از روشن شدن موتور سوراخ بسته می‌شود. محفظه‌ی احتراق به‌نحوی طراحی شده است که نیازی به سیستم جرقه‌زن در حین کارکرد آن وجود ندارد و این از مهم‌ترین امتیازات این سیستم است.

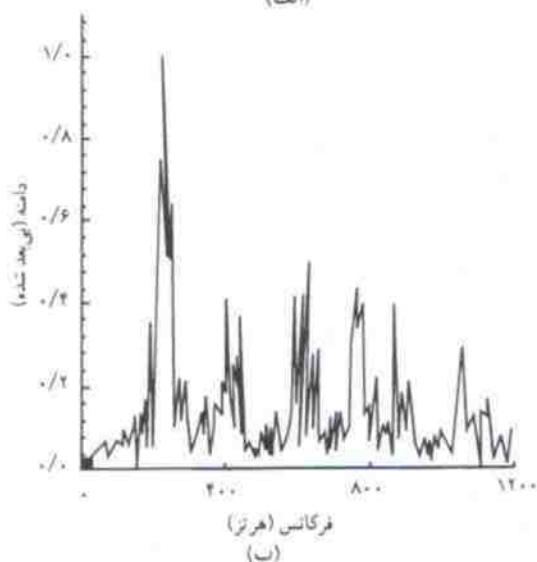
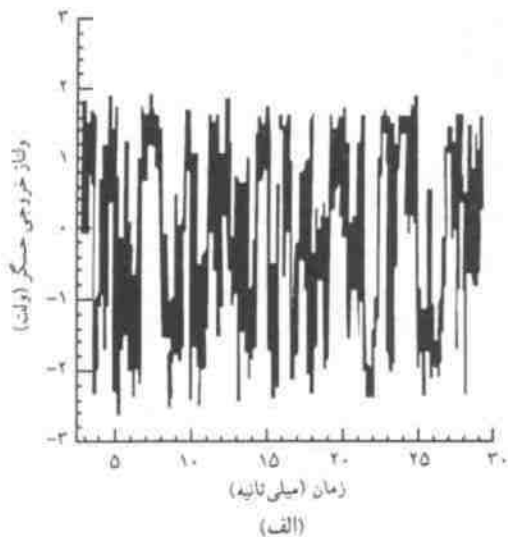
سیستم تغذیه‌ی سوخت و اکساینده

در این دستگاه از هوا به‌عنوان اکساینده استفاده شده است. هوای لازم از یک دستگاه کمپرسور موجود در آزمایشگاه تأمین می‌شود. خروجی کمپرسور در حدود ۵/۵ اتمسفر فشار دارد و از یک تنظیم‌کننده‌ی فشار برای کاهش و کنترل فشار تا حد لازم، استفاده شده است. هوا پس از عبور از تنظیم‌کننده‌ی فشار و دبی‌سنج وارد لوله‌ی ورودی جریان می‌شود.

از گاز پروپان به‌عنوان سوخت استفاده شده است. فشار گاز پروپان در کپسول حدود ۴ اتمسفر است. گاز پس از گذر از یک تنظیم‌کننده‌ی فشار و دبی‌سنج (روتامتر) وارد نازل سوخت می‌شود.

سیستم اندازه‌گیری

برای اندازه‌گیری دما در نقاط مورد نظر از ترموکوپل نوع K استفاده



شکل ۵. الف) نمودار موج فشار داخل محفظه احتراق؛ ب) نمودار فرکانس نوسانات فشار داخل محفظه احتراق پس از انجام عمل FFT بر روی موج فشاری.

کلیدی نتایج به‌طور دلخواه برای حالت دوم نوسان جریان (حالت غالب) رسم شده است.

تأثیرات دبی جریان و طول لوله آگزوز بر فرکانس نوسان جریان برای نسبت تعادل‌های مختلف در شکل ۶ نشان داده شده است. در قسمت الف این شکل مشاهده می‌شود که در نسبت تعالی برابر ۰/۵ با افزایش دبی جریان مقدار فرکانس به تدریج شروع به افزایش می‌کند. کاهش طول لوله آگزوز باعث افزایش مقدار فرکانس شده است. در قسمت‌های ب و ج نیز ملاحظه می‌شود که این روند در مورد نسبت تعادل‌های ۰/۶ و ۰/۷ نیز وجود دارد. پدیده‌ی فوق در مورد هارمونی‌های دیگر فرکانس نوسان جریان نیز صادق است. در شکل ۷ تأثیرات دبی جریان و نسبت تعادل بر فرکانس نوسان

برنامه‌ی آزمایش‌ها

طراحی آزمایش‌ها براساس تغییر متغیرهای کلیدی ورودی سیستم و متغیرهای مهم عملکرد انجام گرفت. دبی جریان، نسبت تعادل و طول لوله آگزوز به‌عنوان متغیرهای کلیدی ورودی سیستم و فرکانس نوسان و دمای محفظه احتراق به‌عنوان مهم‌ترین مشخصه‌های عملکرد سیستم تشخیص داده شدند. چون در پالس‌سوزها فرکانس نوسان مؤثرترین عامل در تعیین نرخ انتقال حرارت جریان خروجی و کارایی احتراق است، کلیدی‌ترین مشخصه‌ی سیستم، فرکانس است^[۱] و لذا آزمایش‌ها بر مبنای سنجش اثر متغیرهای کلیدی بر فرکانس سیستم بنا شده‌اند.

آزمایش‌ها به صورت ترکیبی از شش مقدار دبی جریان مختلف بین ۰/۶ تا ۰/۸ گرم بر ثانیه، سه لوله آگزوز با طول‌های ۱۶۵، ۱۱۰ و ۱۹۵ سانتی‌متر، و سه نسبت تعادل برابر با ۰/۵، ۰/۶ و ۰/۷ انجام شد. تعداد کل آزمایش‌ها برابر ۵۶ حالت است که برای اطمینان، هر آزمایش ۳ بار تکرار شد.

با عنایت به مطالب فوق، برنامه‌ی طراحی و انجام آزمایش‌ها به ترتیب زیر صورت گرفت: [۱۰-۱۲]

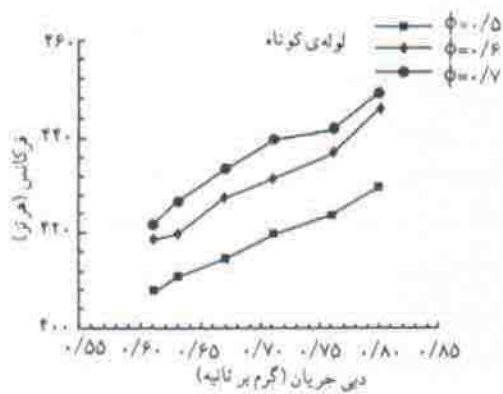
الف) ابتدا از طول لوله آگزوز ۱۱۰ سانتی‌متر استفاده شد. سپس در نسبت تعادل برابر ۰/۵ مقدار دبی جریان در شش گام مختلف افزایش داده شد. در هر دبی پس از روشن شدن موتور اطلاعات لازم ضبط شد. سپس با همین هندسه در نسبت تعادل برابر ۰/۶ و ۰/۷، و با همان شش دبی این عمل تکرار شد. در این مرحله در مجموع ۱۸ آزمایش انجام شد که هر کدام ۳ بار تکرار شد.

ب) در سری دوم آزمایش‌ها، طول لوله‌ی آگزوز به ۱۶۵ سانتی‌متر افزایش یافت و کلیه‌ی عملیات فوق تکرار شد.

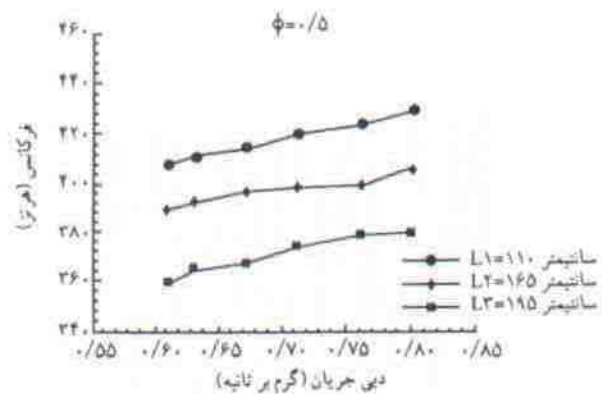
ج) در سری آخر آزمایش‌ها، طول لوله‌ی آگزوز به ۱۹۵ سانتی‌متر افزایش یافت و کلیه‌ی عملیات فوق تکرار شد.

نتایج

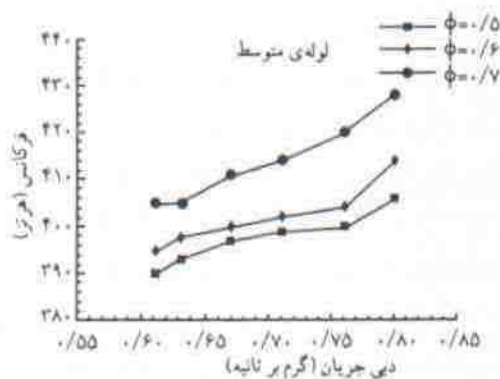
به کمک فشار اندازه‌گیری شده برای هر آزمایش یک منحنی به دست می‌آید که بیانگر شکل موج نوسانی فشار داخل موتور است. با انجام عملیات (FFT) روی هر یک از منحنی‌ها، نمودار دیگری به دست می‌آید که به کمک آن می‌توان فرکانس‌های تشکیل‌دهنده‌ی موج مورد نظر را به دست آورد. شکل ۵ نمونه‌ی از نتایج را نشان می‌دهد. به‌منظور بررسی تأثیر عوامل مؤثر بر فرکانس نوسان جریان، می‌توان نتایج به دست آمده از عملیات انتقال فوریه (FFT) و ضبط اطلاعات در حین انجام آزمایش‌ها را به صورت ترسیمی تهیه کرد.



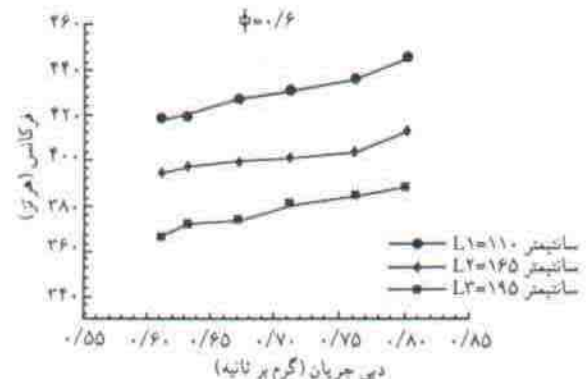
الف) لوله‌ی آگزوز کوتاه برابر ۱۱۰ سانتی متر؛



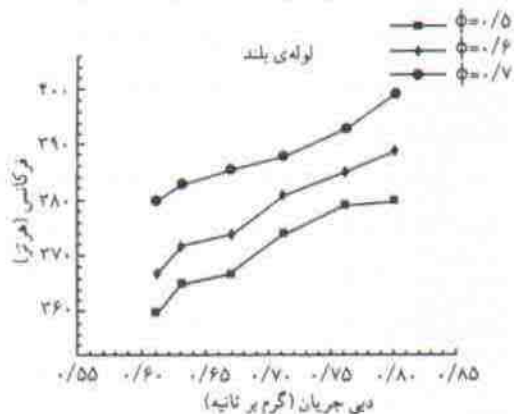
الف) نسبت تعادل برابر ۱۰/۵



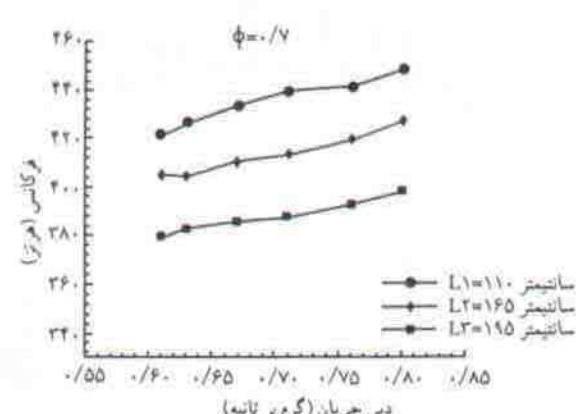
ب) لوله‌ی آگزوز متوسط برابر ۱۶۵ سانتی متر؛



ب) نسبت تعادل برابر ۱۰/۶



ج) لوله‌ی آگزوز بلند برابر ۱۹۵ سانتی متر؛



ج) نسبت تعادل برابر ۱۰/۷

شکل ۷. تأثیرات دبی جریان و نسبت تعادل بر فرکانس نوسان جریان.

شکل ۶. تأثیرات تغییر دبی جریان و طول لوله‌ی آگزوز بر فرکانس نوسان جریان.

نسبت تعادل‌های مختلف نمایش داده شده است. ملاحظه می‌شود که با افزایش دما مقدار فرکانس افزایش یافته است. افزایش نسبت تعادل و دبی جریان سبب افزایش دمای محفظه‌ی احتراق و فرکانس نوسان شده است. افزایش طول لوله آگزوز تأثیر چندانی در دمانداشت.

کلیه‌ی مشاهده‌های فوق به کمک فیزیک خاکم بر مسئله قابل توجیه است. با توجه به وابستگی فرکانس نوسان موج فشاری به سرعت انتشار صوت در محیط مورد مطالعه، کاهش و افزایش

جریان، برای طول لوله آگزوزهای متفاوت نمایش داده شده است. در قسمت الف شکل ۷ مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت تعادل، مقدار فرکانس افزایش می‌یابد. افزایش دبی در جریان نیز سبب افزایش تدریجی مقدار فرکانس می‌شود. همین نتایج برای طول لوله آگزوزهای بلندتر در قسمت‌های ب و ج نیز ملاحظه می‌شود.

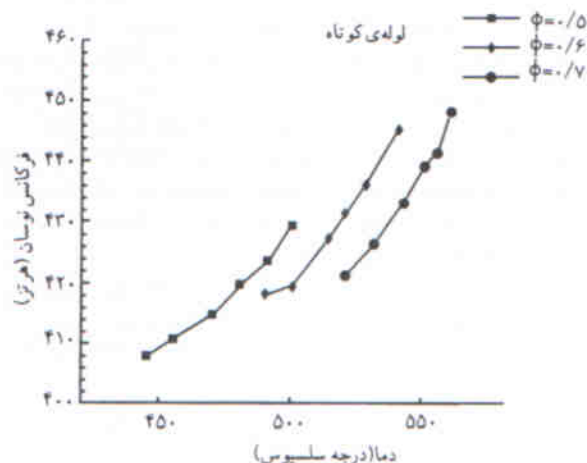
در شکل ۸ تأثیر دمای محفظه‌ی احتراق بر فرکانس نوسان جریان در طول لوله آگزوز کوتاه به کمک افزایش تدریجی دبی برای

احتراق و آکوستیک قسمت ورودی، محفظه‌ی احتراق و لوله‌ی اگزوز تأثیر به‌سزایی بر سازوکار نوسانی بودن جریان دارند، همان‌گونه که در تحقیقات انجام شده توسط سایرین در «رم جت‌ها» و «پالس سوزهای با شیر مکانیکی» نیز مشاهده شده است. [۱۳ و ۹]

نتیجه‌گیری

این تحقیق با هدف بررسی عوامل مؤثر روی فرکانس محفظه‌ی احتراق ضربانی صورت گرفت. با انجام ۱۶۸ آزمایش گوناگون و تغییر نسبت تعادل، دبی جریان ورودی و طول لوله‌ی اگزوز، تغییر فرکانس ضربانی مطالعه شد. به کمک نتایج به دست آمده از آزمایش‌ها نشان داده شد که افزایش دبی جریان و نسبت تعادل منجر به افزایش ناپایداری می‌شود. تغییر طول لوله‌ی اگزوز نیز تأثیر به‌سزایی در فرکانس ضربانی داشت، به طوری که افزایش ۸۰ درصدی طول لوله‌ی اگزوز منجر به کاهش ۱۸ درصد در فرکانس نوسان می‌شود.

نتایج حاصله نشان می‌دهد که سازوکار ضربانی بودن جریان صرفاً آکوستیکی نیست. علاوه بر آکوستیک، دینامیک جریان و میزان انرژی آزاد شده در محفظه‌ی احتراق نیز تأثیر به‌سزایی بر سازوکار نوسانی بودن جریان دارد. همچنین مشخص شد که احتراق نوسانی، قویاً از شرایط ورودی و شدت آشفتگی تأثیر می‌پذیرد. در نهایت مشاهده شد که دمای شعله با تغییر طول لوله‌ی اگزوز تغییر نمی‌کند و بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت دمای شعله از شرایط خروجی و آکوستیک سیستم تأثیر چندانی نمی‌پذیرد. اگر چه به شدت متأثر از شرایط ورودی و دینامیک جریان است.



شکل ۸. تأثیرات دمای استاتیک محفظه‌ی احتراق و نسبت تعادل بر فرکانس نوسان جریان برای لوله‌ی اگزوز کوتاه برابر ۱۱۰ سانتی‌متر.

دمای محفظه‌ی احتراق و نسبت تعادل (که با دما رابطه دارد) سبب کاهش و افزایش فرکانس می‌شود. چون فرکانس نوسان موج فشاری با طول محفظه نسبت عکس دارد و گلوگاه محفظه‌ی احتراق در حالت خفگی نیست، افزایش طول لوله‌ی اگزوز باید سبب کاهش فرکانس شود. چون با افزایش دبی جریان میزان انرژی حرارتی تولید شده در حجم ثابت افزایش می‌یابد، دمای محفظه‌ی احتراق افزایش می‌یابد و به دنبال آن نیز فرکانس نوسان افزوده می‌شود. همچنین به‌طور محسوسی با افزایش فرکانس نوسان‌ها، دامنه‌ی آنها کاهش می‌یابد که این مشاهده با معادلات حاکم بر جریان و تجربیات سایرین همخوانی کامل دارد. [۱۳ و ۹، ۷]

نتایج فوق همگی مؤید آن است که دینامیک جریان در محفظه‌ی

پانویس

1. pulse combustion
2. turbulence
3. rotary valve
4. flapper valve

منابع

1. Barr, P.K., Gunn, M.E., Kezerle, J.A., Bramlette, T.T., Keller, J.O., Roose, T.R., "Preface", *Combustion Sci. and Tech.*, **94**, pp i-ix (1993).
2. Smucrowicz, I., "Application of pluse combustion to drying process", <http://www.kat.lth.se/staff/lwona-S/> (March 2001).
3. Vishwanth, P.S., "Design recommendation for pluse combustor burners", *ASHRAE Transactions*, Nt-87-14-2 (1987).
4. Barr, P.K., Bramlette, T.T., Gunn, M.E., Kentfield, J.A.C. and Blenes, M.J.O., "Small gas turbine using a second-generation pluse combustor", *AIAA Journal of Propulsion and Power*, **6** (2), pp 65-69 (1989).
5. Hongo, I. and Saito, K., "Development of small twin-valveless pluse combustor: effect of injection system", *Combustion Sci. and Tech.*, **94**, pp 43-55 (1993).
6. Bai, T., Cheng, X., Daniel, B.R., Jagoda, J.I. and Zinn, B.T., "Performance of a gas burning rijke pluse combustor with tangential reactants injection", *Combustion Sci. and Tech.*, **94**, pp 1-10 (1993).
7. Keller, J.O. and Saito, K., "Measurments of the combusting flow in a pluse combustor", *Combustion Sci. and Tech.*, **5**, pp 137-163 (1987).
8. Maghami, E.G., Akbari, P. and Ghafourian, "Modelling the acoustic effects on droplet vaporization in a laboratory pluse combustor", *ASME FEDS 2000 Conference, FEDSM*

- 2000-11239, Boston, Massachusetts (June 2000).
9. Corliss, P.E., Creamer, K.S. and George, P.E., "Frequency and time-domain effects on the operation of valved pluse combustors", *ASHRAE Transactions*, NT-87-14-4 (1987).
10. Saeidi, H., Akbari, P. and Ghafourian, A., "Experimental study about parameters of a pluse combustor", *International Conference of Combustion and Interior Ballistics*, Saint Petersburg, Russia (July 2000).
۱۱. سعیدی، حامد. «طراحی و ساخت یک محفظه‌ی احتراق ضربانی با شیر آیرودینامیکی». پایان‌نامه کارشناسی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف (۱۳۷۹).
۱۲. جوهری، حوری. «بررسی تجربی عوامل مؤثر بر عملکرد یک محفظه‌ی احتراق ضربانی». پایان‌نامه کارشناسی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف (۱۳۷۸).
۱۳. جوهری، حوری، اکبری، پژمان، سعیدی، حامد، غفوریان، اکبر. «بررسی تجربی عوامل مؤثر بر عملکرد یک محفظه‌ی احتراق ضربانی». هشتمین کنفرانس سالانه انجمن مهندسان مکانیک ایران (ISME 2000)، دانشگاه صنعتی شریف، تهران اردیبهشت (۱۳۷۹).
14. Kailasanath, K., Gardner, J.H., Boris, J.P. and Oran, E.S., "Acoustic-Vortex interactions and low-frequency oscillations in axisymmetric combustors", *Journal of Propulsion and Power*, *ALAA*, 5(2) pp 165-171 (1989).