

تحلیل و مطالعه تجربی نوسانات فشار در محفظه احتراق یک موتور سوخت جامد آزمایشگاهی

علی رضا محمدی^۱

فرهاد کریمی^۲

محمد فراهانی^۳

مهندسی هوافضا

پژوهشکده سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی، تهران

دانشگاه صنعتی شریف، تهران

(تاریخ دریافت: ۹۷/۸/۶؛ تاریخ پذیرش: ۹۸/۹/۱۲)

چکیده

هدف این پژوهش شناسایی فشار نوسانی در یک موتور سوخت جامد در مقیاس واقعی می‌باشد. به این منظور ابتدا اندازه‌گیری فشار نوسانی در یک موتور سوخت جامد در ابعاد آزمایشگاهی انجام شده و دستگاه داده‌برداری در این موتور آزمایش شده است. اهمیت نوسانات فشار به جهت تولید ارتعاشات در سازه موتور و محموله می‌باشد. بسامد نوسانات فشار در یک موتور سوخت جامد حول بسامد مد صوتی تغییر می‌کند و بسامد مد صوتی نیز با طول محفظه موتور سوخت جامد رابطه عکس دارد. بنابراین، در موتورهای طول کوتاه، این بسامد نوسانات شدیدتر خواهد بود. به عبارت دیگر می‌توان از یک دستگاه اندازه‌گیری فشار نوسانی در یک موتور سوخت جامد کوچک و مقیاس شده، با اطمینان بیشتری در یک موتور با ابعاد واقعی و بزرگ استفاده نمود. در این پژوهش از یک حسگر فشار پیزوالکتریک و دستگاه داده‌برداری با نرخ داده برداری بالا استفاده شده است. نوسانات فشار در این موتور حول بسامد ۱۰ kHz شدید می‌شود که نشان‌دهنده تطبیق بسامد مد صوتی و تولید گردابه است و با آنچه که با استفاده از روابط تحلیلی موجود محاسبه شده، تطابق قابل ملاحظه‌ای دارد. در انتها با استفاده از تحلیل بسامد سیگنال نوسانی، عملیات‌های مورد نیاز روی آن انجام شده است.

کلید واژگان: نوسانات فشار، مد صوتی، تولید گردابه، فشارسنج پیزوالکتریک، موتور سوخت جامد مقیاس شده

Analysis and Experimental Investigation of Pressure Oscillation in the Combustion Chamber of a Subscale Solid Rocket Motor

M. Farahani¹

F. Karimi²

A. Mohammadi³

Aerospace Engineering,

Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Centre

Sharif University of Technology, Tehran, Iran

(Received: 28/October/2018 ; Accepted: 03/December/2019)

ABSTRACT

This study aims to predict pressure oscillation in a full scale solid rocket motor from the measured data of a subscale one. Therefore, the oscillatory pressure in a subscale solid engine was measured using accurate and high resolution sensors and data acquisition system. The importance of this study is due to the roll of pressure fluctuations into the motor on generating vibrations in structure of the motor and its payload. The frequency of pressure oscillation in a solid rocket motor changes around the acoustic mode frequency which has inverse relation with the length of the motor combustor. Therefore, in the short-length motors the high frequency oscillations occur. In other words, a data acquisition equipment for a subscale solid rocket motor must be have high accuracy and resolution. In the present work, a piezoelectric pressure transducer and an accurate data acquisition system have been used. The frequency of pressure oscillation of the subscale motor was measured around 10 kHz that indicating coincidence of the acoustic mode frequency of vortex shedding and shows a good agreement with calculation using the existing analytical relation. In the end, the analysis of data was performed using proper signal processing tools such as FFT of oscillatory signals

Keywords: Pressure oscillation, Acoustic mode, Vortex shedding, piezoelectric pressure transducer, scale solid rocket motor

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): mfarahani@sharif.edu

۲- دانشجوی مقطع کارشناسی ارشد، و پژوهشگر: farhad.karimi@ae.sharif.ir

۳- دکتری، پژوهشگر: a_mohama@ae.sharif.ir

فهرست علائم و اختصارات

a	سرعت صوت (m/s)
f	بسامد (Hz)
k	ثابت تجربی سرعت همرفتی
L	طول محفظه (m)
m	تعداد گردابه
M	عدد ماخ
n	شماره مد
R	ثابت گاز ($J/kg-K$)
Sr	عدد استروهل
t	زمان (s)
T	دوره تناوب گردابه (s)
U	سرعت میانگین جریان (m/s)

علائم یونانی

α	زمان تاخیر نرمال شده
γ	نسبت گرمای ویژه
θ	دما (K)

زیرنویس‌ها

a	آکوستیک
v	گردابه

۱- مقدمه

در یک موتور سوخت جامد آنچه که در محفظه احتراق رخ می‌دهد هیچ‌گاه یک فرآیند پایا و یکنواخت نمی‌باشد. پدیده‌های مختلفی از قبیل تولید گردابه، عوامل بالستیک، ناپایداری‌های احتراق مربوط به وجود ذرات آلومینیوم در سوخت جامد و غیره در محفظه احتراق اتفاق می‌افتد که سبب تولید فشار نوسانی خواهد شد. از طرفی به دلیل این‌که نوسانات فشار می‌تواند سبب ناپایداری موتور شود پژوهش‌های متعددی به منظور بررسی آن انجام شده است [۱].

در طول احتراق، تولید گردابه در جریان داخلی موتور سوخت جامد می‌تواند منجر به تولید نوسانات فشار داخلی شود [۲]. این تولید گردابه می‌تواند در نقاط نوک تیز و جاهایی که پیوستگی وجود ندارد و همچنین به دلیل سرعت گاز داغ ناشی از سوختن ذرات جامد اتفاق بیفتد [۳]. می‌توان این‌طور در نظر گرفت که تولید گردابه یکی از مهم‌ترین منابع نوسانات فشار صوتی در موتور سوخت جامد می‌باشد. این رفتار نوسانی در اکثر موتورهای سوخت جامد

مشاهده شده است. همچنین زمانی که بسامد تولید گردابه بر بسامد طبیعی محفظه احتراق منطبق شود، نوسانات فشار شدید خواهد شد و به یک مقدار بیشینه می‌رسد [۴-۵].

یکی از مهم‌ترین دلایلی که باعث تشدید نوسانات فشار می‌شود، به هم پیوستن بسامد تولید گردابه و مد صوتی محفظه می‌باشد [۶]. به دلیل این‌که مدهای صوتی زیادی در موتور وجود دارد، نوسانات فشار به صورت تئوری باید بی‌شمار مولفه بسامد تشدید داشته باشد. از طرفی داده آزمایش‌های ایستا موتور سوخت جامد نشان داده است که حداکثر دو مد اول صوتی بر نوسانات فشار غالب خواهد شد [۳، ۷-۸]. در طول عملکرد اکثر موتورهای سوخت جامد نوسانات فشار اتفاق خواهد افتاد. به عنوان مثال موتور بوستر آریان ۵ و یا شاتل نوسانات فشار را در نیمه دوم عملکرد موتور تجربه کرده‌اند که در هر مورد بسامد نوسانات فشار نزدیک به مد اول صوتی طولی بوده است. با توجه به هندسه داخلی محفظه و نمودار فشار نوسانی می‌توان بازه‌های مختلف سیگنال ثبت شده را دسته‌بندی نمود و منبع هر کدام را تشخیص داد. به عنوان مثال در شروع عملکرد آتشزنه یکی از انواع نوسانات رخ خواهد داد که ناشی از تغییرات شدید و ناگهانی فشار می‌باشد و مابقی با توجه به هندسه موتور متفاوت خواهد بود [۹].

پیچیدگی پدیده‌هایی که در محفظه احتراق رخ می‌دهد و هم‌افزایی آن‌ها سبب می‌شود که تنها بتوان با بهره‌گیری از اندازه‌گیری‌های تجربی سیگنال نوسانی از چگونگی وقوع پدیده‌های مذکور اطلاع یافت. به عبارت دیگر اندازه‌گیری سیگنال نوسانی فشار از این جهت اهمیت پیدا خواهد کرد که استخراج آن با روش‌های تئوری و یا حتی شبیه‌سازی‌های عددی فعلی امکان‌پذیر نخواهد بود و یا جواب دقیقی نخواهد داد. شبیه‌سازی‌ها به منظور تخمین اولیه و استخراج مفاهیم اصلی می‌توانند مفید باشند [۱۰]. در واقع به خاطر هزینه و زمان بر بودن آزمایش‌های تجربی، ابتدا باید با روش‌های عددی در حد طراحی یک دید کلی از نوسانات داشت و یک پیش‌بینی انجام داد [۱۱]. حتی در کارهای تجربی نیز در دو آزمایش با یک موتور یکسان امکان تفاوت در سیگنال‌های نوسانی وجود دارد. به همین دلیل باید برآیند مجموعه‌ای از آزمایش‌ها را به عنوان جواب بررسی نمود.

صوتی در لوله و محفظه مطرح گردیده است. بعد از آن برّون و همکاران [۳] در سال ۱۹۸۱، فلاتا و وِن هورم [۱۵] در سال ۱۹۹۰ و اسکپیا و همکاران [۱۶] در سال ۱۹۹۴ این موضوع را بررسی کردند. فلاندرو [۱۷] با استفاده از یک تئوری خطی، پدیده‌ی تولید گردابه را مدل سازی نموده و برای تحلیل دستگاه‌های واقعی رابطه‌ای ارائه کرده است.

در مطالعه حاضر یک رابطه ساده و کاربردی تولید گردابه برای فهم و توضیح فیزیکی نوسانات فشار اندازه‌گیری شده در موتور آزمایشگاهی استفاده خواهد شد. بدین منظور مدل برگشتی صوتی بیان شده و رابطه آن استخراج می‌گردد. گام‌های تولید گردابه در مدل برگشتی صوتی به شرح زیر می‌باشد:

۱- یک لایه برشی^۱ در جریان بالادست^۲ تولید شده و زمانی که در حال حرکت به سمت جریان پایین‌دست^۳ می‌باشد، داخل یک گردابه می‌چرخد.

۲- گردابه مذکور به یک سطح برخورد می‌کند.

۳- یک پالس صوتی به واسطه برخورد گردابه تولید شده و به سمت بالا دست جریان برمی‌گردد.

۴- پالس صوتی به هندسه ایجاد لایه برشی می‌رسد و این لایه را در زمان مناسب دچار اختلال کرده تا گردابه ثانویه تولید گردد.

۵- یک گردابه جدید ایجاد شده و چرخش می‌کند و یک حلقه برگشتی ایجاد می‌شود. مدل‌سازی ریاضی این حلقه برگشتی را می‌توان به صورت زیر بیان کرد که در مرجع [۱۸] آمده است:

$$mT = \frac{L}{kU} + \frac{L}{a-U} + \Delta t \quad (2)$$

T زمان تناوب تولید گردابه و برگشت صوتی آن، L فاصله بین نقطه ایجاد لایه برشی و نقطه برخورد، U سرعت جریان آزاد داخل محفظه، a سرعت صوت داخل محفظه، m تعداد گردابه‌های تولید شده، k نسبت سرعتی که گردابه‌ها منتقل می‌شوند به سرعت جریان آزاد و Δt بازه زمانی کوچکی در نظر گرفته خواهد شد. ترم اول و دوم در معادله (۲) به

در این پژوهش روش اندازه‌گیری سیگنال فشار نوسانی در یک موتور سوخت جامد ارائه شده و کاربردهای آن بیان خواهد شد. ضمن این‌که نتایج آزمون تجربی یک موتور جدید و روش‌های نوین و مناسب تحلیل سیگنال فشار استفاده می‌شود. ابتدا اتفاقات فیزیکی مسبب تولید این فشار نوسانی بررسی خواهد شد و در بخش‌های بعدی به معرفی تجهیزات و سکوی آزمایش و الزامات مورد نیاز پرداخته شده و در نهایت به تحلیل نتایج اشاره می‌شود.

۱-۱- تئوری مد صوتی

اگر یک موتور سوخت جامد به وسیله یک استوانه با انتهای بسته مدل شود، بسامد مد صوتی طولی با رابطه (۱) تخمین زده خواهد شد [۱۲].

$$f_a = \frac{na}{2L} \quad (1)$$

که در آن، a سرعت صوت، n شماره مد و L طول محفظه می‌باشد. با توجه به این رابطه، بسامد مد صوتی با زمان سوزش تغییر می‌کند و علت آن هم تغییر هندسه سوخت جامد (تغییر طول) با احتراق سوخت می‌باشد. اهمیت این رابطه این است که بسامد نوسانات فشار حول بسامد مد صوتی تغییر می‌کند [۱۳]. تداخل بسامدهای مد صوتی طولی و تولید گردابه سبب اندرکنش پیچیده‌ای بین میدان جریان و فرآیند احتراق شده که پیش‌بینی نوسانات فشار موتور به صورت دقیق را حتی توسط کدهای کامپیوتری پیشرفته غیرممکن می‌کند. از این‌رو، داده‌های آزمایش تجربی ایستا یا پروازی موتور سوخت جامد برای تحلیل نوسانات فشار ضروری می‌باشد [۱۴].

۱-۲- تولید گردابه

همان‌طور که اشاره شد تولید گردابه در داخل محفظه احتراق می‌تواند سبب فشار نوسانی شود و معمولاً در موتورهایی که دارای موانعی در داخل محفظه هستند تولید می‌گردد. این گردابه تولید شده در محفظه موتور به ورودی نازل برخورد می‌کند و برمی‌گردد و یک حلقه صوتی تولید می‌نماید که در ادامه به صورت مفصل به آن پرداخته خواهد شد.

تولید گردابه به صورت تناوبی اولین بار توسط فلاندرو و جاکوبز [۶] در سال ۱۹۷۳ به عنوان یک منبع تولید انرژی

1- Shear layer

2 -Upstream

3- Downstream

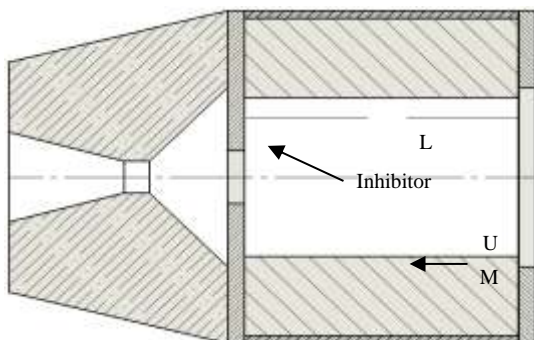
و توزیع گردابه استفاده می‌کنند. این مقادیر مجهول می‌باشند و به راحتی برای یک موتور سوخت جامد قابل پیش‌بینی نیستند. می‌توان نشان داد که این معادلات نیز به رابطه (۴) همگرا خواهد شد.

پارامترهای تجربی استفاده شده در رابطه (۵) را می‌توان از مراجع مرتبط به دست آورد. در جدول ۱ این مقادیر گردآوری شده است. مقادیر تجربی که بهترین هم‌خوانی با آزمایش‌های موتور سوخت جامد را دارد برابری با $\alpha = 0.25$ و $k = 0.185$ که در مرجع [۷] به آن اشاره شده است.

در شکل ۱ پارامترهای هندسی و عملکردی که در رابطه (۵) استفاده می‌شود، نشان داده شده است. اکنون که معرفی فیزیک پدیده‌های منجر به تولید نوسانات فشار صورت گرفت، می‌توان بیان نمود: زمانی که $f_v = f_a$ نوسانات فشار شدید شده و می‌تواند باعث ارتعاشات شدید پوسته موتور و دیگر قسمت‌ها شود.

جدول (۱): مقدار ثابت‌ها در مدل تجربی برگشت صوتی از مراجع مربوطه.

مرجع	استفاده	k	α	M	m
[۱۵]	موتور سوخت جامد	۰/۶	۰	-۰/۰۳ ۰/۱	۱-۴
[۲۰]	رم جت	۰/۶، ۰/۵	۰	۰/۴-۰/۳	۱-۲
[۱۹]	حفره	۰/۵۷	۰/۲۵	۱/۲-۰/۴	۱-۴
[۲۱]	حفره	۰/۵۷	۰/۲۵	۰/۳-۰/۲	۱-۵
[۱۳]	موتور سوخت جامد	۰/۵۷	۰/۲۵	۰/۳	---



شکل (۱): شماتیک موتور سوخت جامد آزمایشگاهی و پارامترهای هندسی برای بسامد گردابه.

ترتیب زمان سپری شده بین گام اول و دوم و گام سوم و چهارم مدل برگشت صوتی را بیان می‌کند. ترم سوم (Δt) بیانگر زمان تاخیر بین برخورد گردابه و تولید یک پالس صوتی می‌باشد که این همان زمانی است که بین گام دوم و سوم سپری می‌شود. یک ضریب تصحیح به صورت $\Delta t = \alpha T$ بیان می‌شود که α یک ثابت تجربی بی‌بعد می‌باشد و اگر $f = \frac{1}{T}$ در نظر گرفته شود و معادله (۲) بر حسب f حل شود داریم:

$$f = \frac{U}{L} \left\{ \frac{m - \alpha}{[M/(1 - M)] + 1/k} \right\} \quad (3)$$

که M عدد ماخ می‌باشد. با بسط دادن ترم اول در منفرجه رابطه (۳) و صرف‌نظر از جملات مرتبه بالا داریم:

$$f = \frac{U}{L} \left(\frac{m - \alpha}{M + \frac{1}{k}} \right) + O(M^2) \quad (4)$$

می‌توان در این جا عدد بی‌بعد استروهمال را برای حلقه برگشت، طبق رابطه (۵) تعریف نمود:

$$Sr = \frac{fL}{U} = \frac{m - \alpha}{(M + \frac{1}{k})} \quad (5)$$

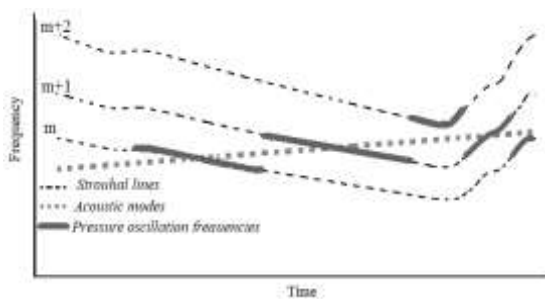
و در نهایت، بسامد تولید گردابه با رابطه (۶) بیان می‌گردد:

$$f_v = Sr \frac{U}{L} \quad (6)$$

که در آن، f_v در رابطه (۶) بیانگر بسامد تولید گردابه می‌باشد. معادله (۴) اولین بار توسط رُسیستر [۱۹] برای جریان هوا داخل یک حفره مربعی شکل پیشنهاد داده شد. حال باید دید که چگونه این مدل برای یک موتور سوخت جامد قابل استفاده است. جریان داخلی یک موتور سوخت جامد از خطوط جریانی تشکیل شده که در سطح سوزش سوخت تولید می‌شوند. این خطوط با چرخیدن، موازی محور محفظه خواهند شد. گردابه‌ها از یک محل خاص که در ادامه توضیح داده می‌شود، تولید شده و به یک سطح در پایین دست جریان و یا نازل برخورد خواهند کرد و m نشان‌دهنده تعداد این گردابه‌ها بین این مسیر می‌باشد.

برای پیش‌بینی بسامد تولید گردابه مدل‌های پیچیده تری نیز وجود دارد [۲۰] که پارامترهای بیشتری از جریان را نیاز خواهند داشت. این مدل‌ها دربرگیرنده معادله مشخصه پیچیده‌ای هستند که از دو ضریب انتقال نرخ رشد

صوتی از یک خط استروهاال به خط دیگری منتقل شود یک موج انفجاری^۶ (ضربه‌ای) ایجاد می‌شود [۲۲]. این مطلب به صورت شماتیک در شکل ۳ نشان داده شده است. اگر فشار نوسانی اندازه‌گیری شده را برحسب دامنه و بسامد تفکیک نماییم (نمودار تبدیل فوریه)، دامنه‌ی فشار نوسانی در یکسری بسامدها بیشتر از بسامدهای همسایه می‌باشد. این بسامد می‌تواند مربوط به مد صوتی، تولید گردابه و یا تطبیق این دو باشد. در واقع آن جایی که مربوط به انطباق این دو بسامد است، شدت نوسانات بیشتر است که در ادامه بیشتر به این بحث پرداخته خواهد شد و به رفتار هر کدام از این دو اشاره می‌شود.



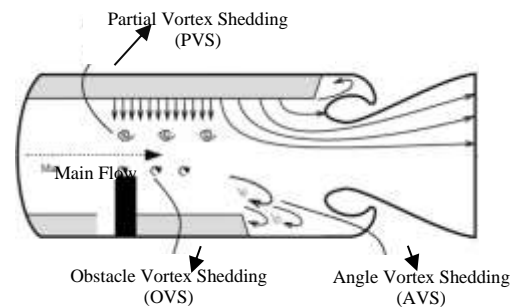
شکل (۳): تطابق بسامد مد صوتی و تولید گردابه.

اگر بخواهیم پارامترهای موثر در تولید گردابه را بررسی نماییم، بعد از تولید فشار در ابتدای احتراق، سرعت میانگین جریان داخلی (U) کاهش می‌یابد. با سوزش سوخت برای یک مقدار m ثابت، رابطه (۶) ابتدا به بسامد مد صوتی که با سرعت کمی در حال افزایش است، نزدیک و سپس از آن فاصله می‌گیرد و برای این که نزدیک بسامد مد صوتی باقی بماند، عدد صحیح m افزایش می‌یابد. برای مقدار جدید m نیز همین روند تکرار می‌شود و بدین صورت بسامد تولید گردابه در حوالی بسامد مد صوتی تغییر می‌کند و فقط در نقاط زمانی گسسته با آن برابر می‌شود و این نقاط، زمانی هستند که نوسانات فشار شدید می‌شود [۷]. به‌طور فیزیکی هم مدل صوتی به این امر دلالت دارد که تعداد گردابه‌ای که بین نقطه ایجاد و برخورد وجود دارد، با زمان سوزش افزایش می‌یابد [۱۳].

اگر نمودار کانتور برحسب بسامد و زمان برای فشار نوسانی اندازه‌گیری شده رسم شود، به‌خوبی می‌توان مدهای صوتی و تولید گردابه را مشاهده نمود و تغییرات بسامد

اکنون می‌توان به پدیده‌هایی که در موتور سوخت جامد باعث تولید گردابه می‌شوند اشاره نمود. عواملی که سبب تولید گردابه می‌شوند را به سه دسته کلی می‌توان تقسیم کرد [۱]:

- ۱- تولید گردابه به دلیل وجود تغییرات ناگهانی سطح گرین. به عبارت دیگر نقاط نوک تیز^۱
 - ۲- تولید گردابه به دلیل تشدید جریان اصلی و جریان احتراق^۲
 - ۳- تولید گردابه به دلیل وجود موانع در مسیر جریان اصلی^۳
- منابع تولید گردابه که در بالا به آن اشاره شد را می‌توان در شکل ۲ مشاهده نمود.



شکل (۲): تولید گردابه در محفظه احتراق.

اگر بخواهیم به‌صورت دقیق‌تر نگاه کنیم، با تحریک شدن مدهای صوتی بوسیله‌ی تولید گردابه است که نوسانات فشار شدید می‌شود (در واقع هر دوی این پدیده‌ها سبب نوسانات فشار می‌شوند ولی در زمان انطباق آن‌ها نوسانات شدید خواهد شد). حال اگر به‌صورت فیزیکی اتفاقات رخ داده را بررسی کنیم، در رابطه (۶) بسامد تولید گردابه با در نظر گرفتن m ثابت بر روی یک خط استروهاال^۴ حرکت می‌کند و با تغییر m به یک خط دیگر منتقل خواهد شد که به آن، افت بسامد گفته می‌شود^۵. همان‌طور که اشاره شد m بیانگر تعداد گردابه است و با گذشت زمان تعداد گردابه افزایش می‌یابد. حال اگر در نظر گرفته شود که نوسانات فشار در ۴ نقطه شدید خواهد شد، ممکن است هر کدام از آن‌ها مربوط به یک افت بسامد باشد. در واقع زمانی که بسامد مد

- 1 - Angle vortex shedding
- 2 - Partial vortex shedding
- 3 - Obstacle vortex shedding
- 4 - Strouhal Line
- 5 - Frequency Drop

قسمت‌ها، لانچر و محموله ایجاد نماید. این نوع ناپایداری به‌وسیله رفتار جریان گاز داغ که با نوسانات فشار و تشدید صوتی داخل محفظه ترکیب شده است، هدایت می‌شود [۲۵].

نوسانات فشار در آزمون‌های مختلف حتی برای یک موتور مشابه، می‌تواند متفاوت باشد. در واقع باید چندین آزمایش از یک موتور و داده‌های فشار نوسانی برای تحلیل ارتعاشات موتور موجود باشد. بنابراین، اگر تعداد کافی داده آزمایش تجربی از فشار نوسانی یک موتور در دسترس باشد، با استفاده از یکسری توابع نیرو^۱ ارتعاشات موتور را می‌توان استخراج نمود [۱۳].

اندازه‌گیری فشار نوسانی به منظور بررسی ناپایداری در موتورهای سوخت جامد یکی از ملزومات می‌باشد. در واقع یکی دیگر از کاربردهای اندازه‌گیری فشار نوسانی استخراج پاسخ کوپل فشار در محفظه و تعیین پایداری موتور است. یکی از دلایل ناپایداری در موتورهای سوخت جامد تولید گردابه در داخل محفظه می‌باشد که در حالت غیرخطی بودن نوسانات باعث تولید ناپایداری خواهد شد [۲۶].

معمولاً فشار نوسانی فقط در یک نقطه از موتور و آن هم در یک آزمایش ایستا اندازه‌گیری می‌شود. پس این اندازه‌گیری باید از دقت بالایی برخوردار باشد که آن هم به کیفیت دستگاه داده برداری و ویژگی حسگر مربوطه وابسته است. برای اندازه‌گیری فشار نوسانی از حسگرهای پیزوالکتریک استفاده می‌شود. این حسگرها که برای اندازه‌گیری تغییرات فشار طراحی شده‌اند، تنها به ترم اختلالی فشار حساس هستند و آنچه که ثبت می‌نمایند، نوسانات فشار می‌باشد. دیافراگم کوچک از ویژگی‌های این حسگرهاست که همین موضوع سبب شده پاسخ بسامدی بالا و زمان عکس‌العمل سریعی داشته باشند.

همان‌طور که اشاره شد در این آزمایش از یک موتور سوخت جامد در ابعاد آزمایشگاهی استفاده شده است. استفاده از این موتور علاوه بر این‌که باعث کم‌تر شدن هزینه‌های آزمایش تجربی شده، شرایط پیچیده‌تری را در اندازه‌گیری نوسانات فشار ایجاد کرده است. در واقع بسامد نوسانات فشار در یک موتور با محفظه کوچک‌تر، بیشتر از موتورهای بزرگ‌تر خواهد بود و دلیل آن هم رابطه (۱)

صوتی و انتقال از یک خط استرومال به دیگری را مشخص کرد. این موضوع در نوسانات فشار اندازه‌گیری شده در آزمایش پروازی موتور EAP نیز مشخص است [۲۲]. در تحلیل بسامد سیگنال فشار نوسانی این موتور چهار قله وجود دارد که هر کدام مربوط به یک m مشخص می‌باشد و تطبیق دو بسامد مد صوتی و تولید گردابه را نشان می‌دهد. موضوع اشاره شده در داده‌های اندازه‌گیری شده در پژوهش حاضر نیز در بخش نتایج مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت.

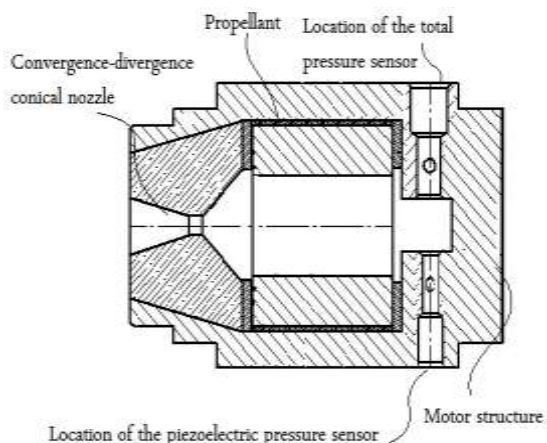
در بالا به چگونگی تولید فشار نوسانی اشاره و به فیزیک آن پرداخته شد. اهمیت فشار نوسانی و نقاط پیک آن زمانی مشخص می‌شود که استخراج پاسخ سازه به این تحریک‌ها مدنظر باشد. در واقع پدیده تشدید بین قسمت‌های گوناگون موتور در بسامدهایی نزدیک به مد صوتی می‌تواند به صورت قابل توجهی پاسخ سازه در وسیله پرتابه را تقویت کند. به همین دلیل این بسامدها و مقادیر دامنه فشار نوسانی اهمیت پیدا کرده و اندازه‌گیری می‌شود. درواقع نوسانات فشار به عنوان یک نیروی تحریک کننده است که باعث ارتعاشات موتور می‌شود. همین موضوع یکی از مهم‌ترین دلایلی است که اهمیت اندازه‌گیری و مطالعه نوسانات فشار در موتورهای سوخت جامد را نشان می‌دهد.

بررسی داده‌های آزمون‌های پروازی در موتورهای سوخت جامد که در آن‌ها فشار و شتاب نوسانی با یکدیگر مقایسه گشته است، نشان‌دهنده‌ی اثرات متقابل سازه و پیشران می‌باشد. در واقع این ارتباط برای پیش‌بینی دقیق پایداری یک موتور سوخت جامد اهمیت پیدا خواهد کرد. همچنین تحت شرایط خاصی، با استفاده از توابع نیرویی که صرفاً بر پایه‌ی اندازه‌گیری فشار در آزمایش‌های زمینی است، می‌توان نیروهای وارد بر موتور در عملکرد پروازی را پیش‌بینی نمود [۲۳].

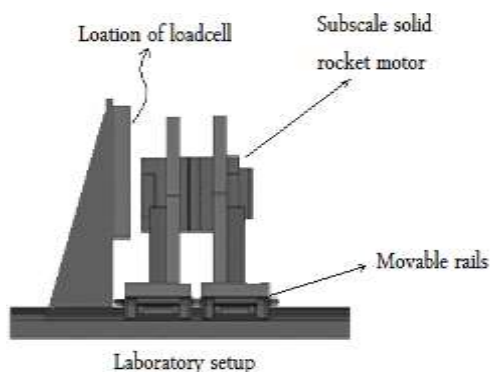
از طرفی تراست با فشار رابطه مستقیم دارد و استخراج فشار نوسانی و بسامدهای تحریک آن به معنی دست یافتن به بسامدهای تشدید تراست نوسانی موتور خواهد بود. اگر نتایج آزمون‌های ایستایی موتورهای سوخت جامد بررسی و بسامد فشار و تراست نوسانی مشاهده شود، می‌توان دریافت که بسامدهای غالب در هر دو در یک بازه بسامد قرار گرفته اند [۲۴]. به عبارت دیگر فشار نوسانی منجر به تراست نوسانی خواهد شد که می‌تواند محیط دینامیک ناپایداری برای دیگر

موتورها از درون می‌سوزد و در زمان آزمایش، طول محفظه ثابت می‌باشد و فقط قطر داخلی آن افزایش می‌یابد. موتور طوری طراحی شده است که در آزمایش امنیت کامل داشته باشد و به همین دلیل جدار ضخیم است. از یک نازل مخروطی همگرا-واگرا که آن هم جدار ضخیم می‌باشد، استفاده شده است.

استند آزمایش استفاده شده به صورت شماتیک در شکل ۵ مشاهده می‌شود. موتور آزمایشگاهی روی پایه مورد نظر ثابت خواهد شد و پایه روی ریل‌های تعبیه شده قرار دارد. با روشن شدن موتور و ایجاد تراست ریل‌ها به راحتی حرکت کرده و موتور به لودسل نیرو وارد می‌کند. استند مربوطه طوری طراحی شده است که امکان نصب حسگرهای مورد نظر به راحتی صورت گیرد.



شکل (۴): ساختار موتور آزمایشگاهی.



شکل (۵): شماتیک استند آزمایش.

۲-۲- دستگاه داده برداری

همان‌طور که قبلاً اشاره شد، به منظور اندازه‌گیری فشار نوسانی باید از حسگری استفاده شود که به تغییرات فشار

می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود بسامد با طول رابطه عکس دارد. این موضوع نشان می‌دهد که اگر حسگر و دستگاه داده برداری در این شرایط و بسامد بالا به خوبی عمل کند، در موتور واقعی با ابعاد بزرگ‌تر قطعاً عملکرد بهتری خواهد داشت. به عبارت دیگر استفاده از یک موتور آزمایشگاهی از دو جهت مناسب‌تر می‌باشد: اول این که باعث کاهش هزینه خواهد شد و دوم این که شرایط سخت‌تری از آزمایش واقعی برای مجموعه داده برداری فراهم می‌آورد.

موضوع اشاره شده در بالا به خوبی در نتایج آزمایش موتور بوستر آریان ۵ و مقایسه فشار نوسانی این موتور با موتورهای مقیاس شده از آن مشاهده می‌شود. مطلب قابل توجه دیگر این است که علاوه بر این که انجام آزمون با موتور مقیاس شده آزمایشگاهی، کارایی حسگر و دستگاه داده برداری را بر ما آشکار می‌کند، می‌توان از نتایج آن برای موتورهای سوخت جامد با ابعاد واقعی نیز بهره برد. این کار مشروط بر مقیاس صحیح موتور آزمایشگاهی از روی موتور واقعی می‌باشد، که در این صورت با استفاده از آنالیز ابعادی و عدد بی بعد استرومال و با داشتن بسامد نوسانات فشار در موتور آزمایشگاهی، می‌توان بسامد نوسانات فشار در موتور با ابعاد واقعی را نیز استخراج نمود [۲۷].

۲- روش‌ها

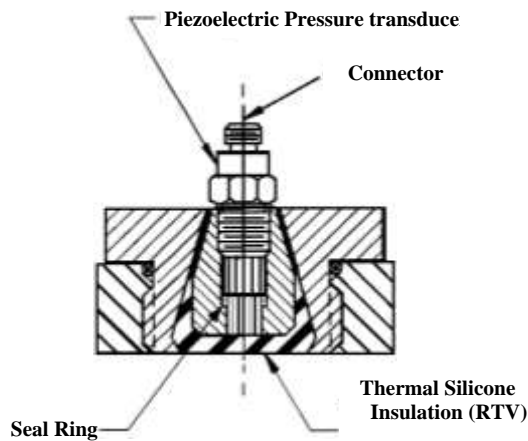
در این قسمت ابتدا به تجهیزات استفاده شده در آزمایش پرداخته خواهد شد و سپس به فرآیند انجام آزمایش اشاره می‌شود.

۲-۱- موتور آزمایشگاهی و استند آزمایش

آزمایش انجام شده با استفاده از یک موتور سوخت جامد استوانه‌ای در ابعاد آزمایشگاهی صورت گرفته است. سوخت این موتور یکنواخت بوده و یک گرین استوانه‌ای آن را تشکیل داده است. موتورهای مقیاس شده وسیله‌های مناسبی برای مطالعه نوسانات فشار و شناختن گردابه‌های تشکیل شده ناشی از ناپایداری جریان در موتورهای سوخت جامد بزرگ می‌باشند. شماتیک این موتور در شکل ۴ مشاهده می‌شود.

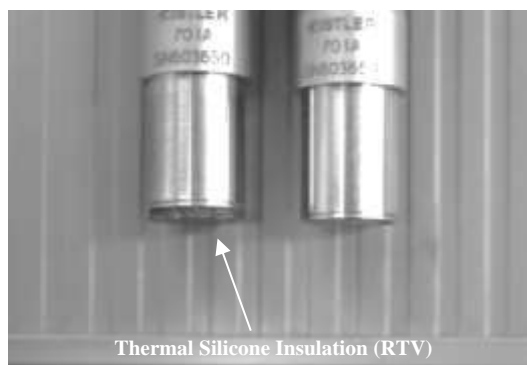
حسگر فشار پیزوالکتریک بر روی موتور آزمایشگاهی نصب خواهد شد. همان‌طور که مشاهده می‌شود پیشرانه این

های زیاد و حرارت های بالا مقاومت کند و از سطح دیافراگم محافظت نماید. این عایق در رطوبت هوا شروع به پخت می کند و به توده ای با چسبندگی بالا و قابلیت کشسانی مطلوب تبدیل می شود. در شکل ۶ نحوه نصب حسگر و اعمال عایق نشان داده شده است.

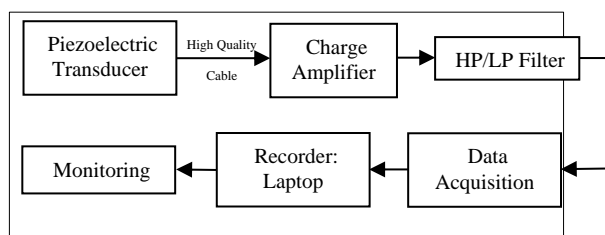


شکل (۶): نحوه نصب حسگر فشار پیزوالکتریک.

در شکل ۷ حسگر فشار پیزوالکتریک استفاده شده در آزمون مشاهده می شود. یکی از حسگرها دارای عایق حرارتی می باشد و دیگری بدون عایق است. در شکل ۸ دستگاه و مسیر داده برداری فشار نوسانی و تجهیزات استفاده شده به صورت شماتیک مشاهده می شود.



شکل (۷): حسگر پیزوالکتریک استفاده شده با و بدون عایق حرارتی.



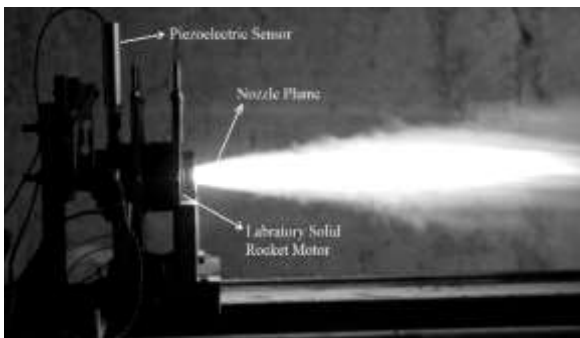
شکل (۸): مسیر و دستگاه داده برداری نوسانات فشار.

حساس باشد. حسگر پیزوالکتریک چنین ویژگی دارد و به خوبی می تواند فشار اختلالی را دریافت و ثبت نماید.

در اندازه گیری فشار نوسانی، دامنه فشار اختلالی می تواند مقادیر بسیار کمی و در حد چند هزارم بار داشته باشد. به همین علت است که حسگر باید به تغییرات حساس باشد. علاوه بر این موضوع، ممکن است سیگنال فشار، نوسانات شدید با بسامد بالایی داشته باشد که در این حالت پاسخ بسامدی و زمان تاخیر حسگر اهمیت زیادی پیدا خواهد کرد. حسگر استفاده شده در این پژوهش از پاسخ بسامدی بالایی برخوردار است. به همین جهت سیگنال ثبت شده توسط این حسگر با اطمینان بالایی صحیح خواهد بود. فشار وارد شده بر دیافراگم (که روی المان اندازه گیری کریستال کوارتز قرار دارد) عمل می کند و فشار توسط المان پیزو به بار الکتریکی (شار) تبدیل خواهد شد. دیافراگم بر روی بدنه حسگر که هر دو استیل ضدزنگ می باشند جوش کاری شده است. مدل حسگر استفاده شده Kistler ۸۰۱ AV می باشد و تا ۲۵۰ bar بار فشار را تحمل می کند. بسامد طبیعی این حسگر ۷۰ kHz می باشد. در نتیجه می تواند بازه ی بسامد گسترده ای را اندازه گیری نماید. حساسیت حسگر ۸۰ pC/bar- است و همان طور که قبلا بیان شد خروجی حسگر بار (شار الکتریکی) می باشد.

به منظور حفاظت حرارتی و ارتعاشی حسگر پیزوالکتریک در اتصال به موتور سوخت جامد باید ملاحظاتی را رعایت نمود. دیافراگم این حسگر برای اندازه گیری فشار نوسانی باید در تماس با جریان گاز داغ داخل محفظه باشد. دمایی که این دیافراگم می تواند تحمل کند بسته به حسگرهای مختلف متفاوت خواهد بود. معمولا دمای عملکرد این حسگرها بین ۱۵۰ تا ۲۰۰ °C می باشد به همین دلیل باید از عایق حرارتی استفاده شود که هم حسگر را از نظر حرارتی و ارتعاشی محافظت کند و هم فشار نوسانی گاز داغ به دیافراگم حسگر منتقل شود. عایق حرارتی وجود دارد که حالتی سیلیکونی دارد و بعد از اعمال بر نقطه مورد نظر، در دمای اتاق پخت می شود. علاوه بر این توانایی انتقال فشار نوسانی به بهترین شکل ممکن را دارد. بدین منظور می توان از نوع خاصی از چسب های حرارتی سیلیکونی^۱ استفاده نمود. این چسب می تواند در مقابل تنش

1- RTV silicone rubber



شکل (۹): عملکرد موتور سوخت جامد آزمایشگاهی.

آزمایش‌ها در فشار و دمای محیط صورت گرفته است و سوخت قبل از آزمون نیز در شرایط دمایی محیط نگه‌داری شده است. دمای گاز خروجی موتور در حدود 3500 K و فشار داخل محفظه احتراق در بیشترین مقدار خود به 50 bar می‌رسد.

همان‌طور که قبلاً بیان شد، نوسانات فشار باعث ارتعاشات پوسته موتور می‌شود. همچنین ارتعاشات هم بر نوسانات فشار می‌تواند تاثیرگذار بوده و این دو باهم هم‌افزایی دامنه نوسان داشته باشند. در این جا باید توجه کرد که موتور آزمایشگاهی مورد استفاده جدار ضخیم است و ارتعاشات آن نمی‌تواند تاثیر چندانی بر فشار اختلالی بگذارد.

به منظور اطمینان از داده‌برداری صحیح و تکرارپذیر بودن نوسانات فشار، ۳ آزمون با شرایط یکسان انجام شد و داده‌برداری صورت گرفت. در هر ۳ آزمون انجام شده نتایج و فشار نوسانی به‌طور قابل ملاحظه‌ای شبیه یکدیگر بوده است. در قسمت بعدی به بررسی داده‌ها و نتایج آزمایش پرداخته خواهد شد.

۳- یافته‌ها

بعد از این‌که داده برداری به‌صورت صحیح انجام گرفت، به دنبال بررسی داده‌ها و نتایج حاصل خواهیم بود. در شکل ۱۰ نمودار فشار کل و نوسانات فشار برحسب زمان مشاهده می‌شود. همان‌طور که اشاره شد حسگر پیزوالکتریک اختلالات فشار را ثبت می‌کند و نمودار فشار کل با حسگر فشار معمولی (استرین گیج) ثبت شده است. دو قله که در نمودار فشار نوسانی مشاهده می‌شود به خاطر افزایش ناگهانی و کاهش آنی فشار می‌باشد. به عبارت دیگر به خاطر

قبل از انجام آزمون‌های گرم روی موتور آزمایشگاهی، ابتدا با استفاده از یک مولد فشار نوسانی و به‌صورت گاز سرد، اثر این عایق حرارتی بر جریانی که توسط حسگر فشار پیزوالکتریک ثبت خواهد شد، سنجیده می‌شود. ضخامت عایق در نظر گرفته شده حدود 1 mm می‌باشد و با استفاده از قالب طراحی شده، عایق موردنظر بر روی دیافراگم حسگر اعمال می‌شود. نتایج این آزمایش نشان می‌دهد که عایق می‌تواند باعث کاهش دامنه نوسانات فشار به میزانی ناچیزی شود که مقدار آن قابل چشم پوشی می‌باشد ولی بسامد نوسانات تغییری نمی‌کند.

همان‌طور که در بالا اشاره شد، به منظور ثبت سیگنال با بسامد بالا به کارت داده برداری نیاز هست که نرخ داده برداری آن مناسب باشد. کارت داده برداری استفاده شده مدل Advantech USB-4711 می‌باشد که دارای نرخ داده برداری 150 kHz است. خروجی این کارت به کامپیوترهای معمولی برای ذخیره‌سازی منتقل خواهد شد. در این آزمایش، نرخ داده برداری 45 kHz برای هر حسگر بوده است.

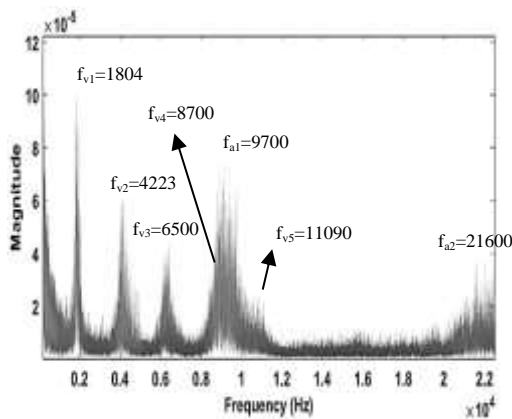
همان‌طور که در قسمت‌های قبلی اشاره شد، خروجی حسگرهای پیزوالکتریک بار الکتریکی می‌باشد و باید به وسیله تقویت‌کننده‌ی جریان مخصوص به ولتاژ تبدیل شود. ورودی کارت‌های داده برداری ولتاژ می‌باشد و به همین دلیل برای ثبت سیگنال‌های نوسانی باید از تقویت‌کننده‌های مخصوص هر حسگر استفاده شود. علاوه بر این نیاز است تا به‌صورت سخت‌افزاری یکسری از سیگنال‌هایی که به‌صورت نویز توسط حسگر دریافت می‌شود حذف گردد. دستگاه استفاده شده بدین منظور، قابلیت فیلتر کردن سیگنال ورودی و تنظیم بسامد داده برداری را نیز دارد. علاوه بر آن، می‌توان با توجه به ظرفیت حسگر پیزوالکتریک، شار ورودی آن را نیز تنظیم نمود.

۳-۲- فرآیند انجام آزمایش تجربی

پس از آماده‌سازی و مونتاژ موتور آزمایشگاهی و قرارگیری آن روی استند، اتصالات مربوطه نصب می‌گردد. بعد از جرقه زدن آتش‌زنه، نوسانات شدید فشار مشاهده می‌شود. بعد از آن سوخت اصلی موتور شروع به سوزش می‌کند و تراست تولیدی باعث جابه‌جایی موتور در جهت محوری روی استند می‌شود (شکل ۹).

زمان سوزش است که برای سادگی در محاسبات، این پارامترها ثابت فرض می‌شوند. به همین دلیل اگر نمودار سه‌بعدی تبدیل فوریه بر حسب زمان رسم شود، بسامدهای مذکور با زمان تغییر می‌کنند که قابل چشم پوشی می‌باشد. علاوه بر زمان، برخی پارامترها در طول موتور نیز ثابت نخواهند بود. به عنوان مثال عدد ماخ در نزدیکی ورودی نازل افزایش خواهد یافت که سبب زیاد شدن سرعت جریان می‌گردد.

در نمودار تبدیل فوریه سریع، بسامدهایی که نوسانات فشار در آن‌ها شدید می‌باشد، کاملاً مشخص است. به منظور تشخیص مد اول صوتی محفظه، با استفاده از رابطه (۱) و تعریف سرعت صوت (رابطه (۷)) می‌توان تخمینی از حدود آن به دست آورد (رابطه (۸)) و در نمودار تبدیل فوریه سریع (شکل ۱۱) آن را با مقدار واقعی تطبیق داد. در جدول ۲ پارامترهای مورد نیاز برای محاسبه بسامد مد صوتی آورده شده است.



شکل (۱۱): نمودار تبدیل فوریه سریع فشار نوسانی.

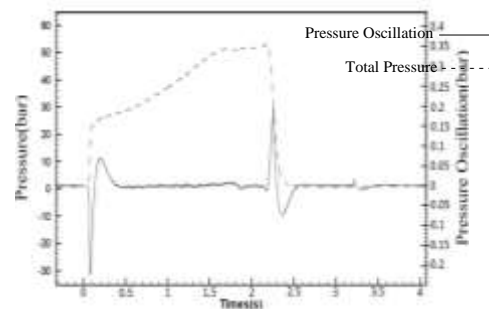
$$a = \sqrt{\gamma R \theta} \quad (۷)$$

$$f_n = \frac{n\sqrt{\gamma R \theta}}{2L} \quad (۸)$$

جدول (۲): پارامترهای سوخت به منظور استخراج بسامد صوتی.

پارامتر	مقدار
γ	۱/۱۶۶
R(J/kg.K)	۳۲۰
$\theta(K)$	۳۳۰۰
$f_1(Hz)$	۱۰۶۶۰
$f_2(Hz)$	۲۱۳۳۰

این‌که در لحظه شروع احتراق، فشار ناگهانی به ۳۰ bar می‌رسد، این تغییر ناگهانی به صورت یک پیک ظاهر می‌گردد. بعد از آن، تغییرات فشار حول همان مقدار ادامه پیدا می‌کند و سپس با کاهش آنی فشار از ۵۰ bar به صفر، یک پیک دیگر ثبت می‌شود.



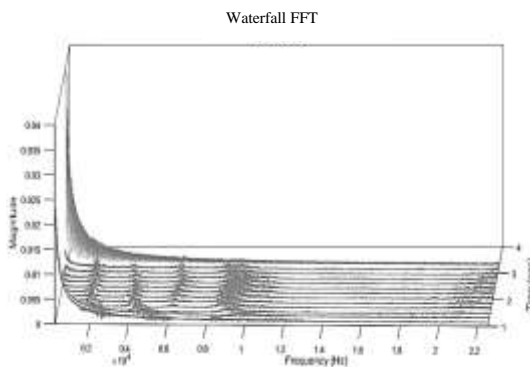
شکل (۱۰): نوسانات فشار موتور آزمایشگاهی بر حسب زمان.

۴- بحث

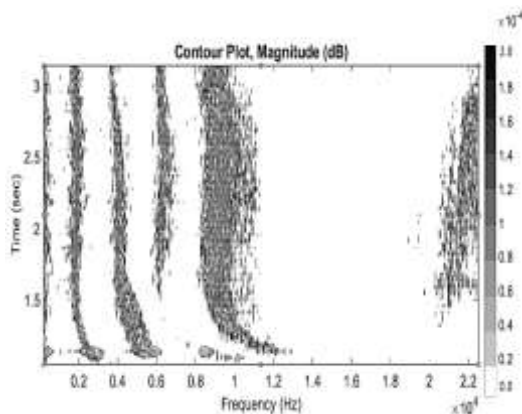
چنانچه نمودار تبدیل فوریه سریع ۱ فشار نوسانی (که موج‌های نوسانی فشار را بر حسب دامنه و بسامد آن تفکیک می‌کند) استخراج شود، می‌توان محل تطبیق بسامد مد صوتی محفظه با بسامد تولید گردابه را مشاهده نمود و با مقادیر محاسبه شده مقایسه کرد. در واقع این بسامدها نقاطی هستند که نوسانات فشار تشدید خواهد شد و نقطه بحرانی نیروهای ارتعاشی موتور به حساب می‌آیند. علاوه بر این، بسامدهایی از مد صوتی و تولید گردابه که بر یکدیگر منطبق نشده‌اند نیز قابل رویت خواهد بود. در شکل ۱۱ نمودار تبدیل فوریه سریع نوسانی مشاهده می‌شود. در این نمودار بسامدهای تولید گردابه و صوتی نشان داده شده‌اند. گاهی ممکن است بسامدهای مد صوتی به تنهایی نیز از اهمیت بالایی برخوردار باشند. در واقع زمانی که دامنه نوسانات فشار ناشی از مدهای صوتی زیاد باشد، حتی اگر بر بسامد تولید گردابه هم منطبق نگردد ممکن است برای طراحی ارتعاشی موتور اهمیت داشته باشد. در ادامه هر کدام از این بسامدها محاسبه شده و به بسامد متناظر خود در نمودار تبدیل فوریه سریع، نسبت داده خواهد شد. نکته دیگری که باید به آن توجه کرد ثابت نبودن پارامترهای دخیل در محاسبه بسامدهای صوتی و تولید گردابه در طول

۱۱ kHz می‌باشد و بسامد تولید گردابه زمانی که تعداد گردابه تولیدی ۴ و ۵ باشد، به ترتیب برابر ۹ kHz و ۹ kHz است. مقادیر این بسامدها که از داده‌های اندازه‌گیری شده استخراج گشته است، در شکل ۱۱ مشخص شده‌اند و همچنین مقادیر محاسبه شده با استفاده از روابط موجود در جدول‌های ۲ و ۴ آورده شده‌اند که با یکدیگر هم‌خوانی قابل قبولی دارند.

علاوه بر مد اول، می‌توان مد دوم صوتی محفظه احتراق را در نمودار شکل ۱۲ مشاهده نمود که بسامد آن حدود ۲۱ kHz می‌باشد و با رابطه (۱) هم‌خوانی دارد. اگر کانتور فشار نوسانی (برحسب زمان و بسامد) هم رسم شود، مد اول و دوم صوتی و همچنین بسامد های تولید گردابه را می‌توان مشاهده نمود (شکل ۱۳).



شکل (۱۲): نمودار Waterfall FFT فشار نوسانی.



شکل (۱۳): کانتور فشار نوسانی.

به‌منظور حذف داده‌های اضافی، از فیلتر بسامد استفاده می‌شود. شکل ۱۴ سیگنال فشار نوسانی موتور را نشان می‌دهد با این تفاوت که موج‌هایی با بسامد کمتر از ۵۰۰

باتوجه به ابعاد موتور آزمایشگاهی که طول آن حدود ۵۲mm می‌باشد، بسامد مد اول صوتی برای محفظه استخراج شده که حدود ۱۰ kHz است. همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، در محدوده ۱۰ kHz نوسانات شدید فشار وجود دارد. می‌توان نتیجه گرفت که این محدوده بیانگر مد اول صوتی می‌باشد. در ادامه بسامد تولید گردابه نیز محاسبه می‌شود که منطبق بر بسامد صوتی ارائه شده در جدول ۲ می‌باشد. بنابراین، در این بسامد نوسانات غالب فشار پدید آمده است.

در جدول ۳ پارامترهای مورد نیاز برای محاسبه بسامد تولید گردابه آورده شده است. همچنین مقادیر محاسبه شده بسامد تولید گردابه در موتور آزمایشگاهی در جدول ۴ گردآوری شده است.

جدول (۳): پارامترهای سوخت به‌منظور استخراج بسامد تولید گردابه.

پارامتر	مقدار
α	۰/۲۵
k	۰/۸۵
M	۰/۰۵۵
U(m/s)	۶۱

جدول (۴): مقادیر عدد استروهال و فرکانس تولید گردابه برای m های مختلف.

m	Sr	f_v (Hz)
۱	۰/۴۲	۱۸۳۷/۶
۲	۰/۹۹	۴۲۸۷/۸
۳	۱/۵۵	۶۷۳۸/۱
۴	۲/۱۲	۹۱۸۸/۳
۵	۲/۶۹	۱۱۶۳۸/۵

همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، در محدوده بسامد ۹-۱۱ kHz که بسامد تولید گردابه بر بسامد مد صوتی منطبق شده است (باتوجه به داده های جدول ۳ و جدول ۴) نوسانات غالب فشار وجود دارد و دارای دامنه و بازه‌ی بسامد وسیعی است. در واقع بسامد مد اول صوتی

در این بخش علاوه بر این که سیگنال فشار نوسانی موتور مذکور نمایش داده شد، تحلیل‌های بسامد لازم نیز روی آن صورت گرفت و بسامد های غالب استخراج گردید.

۵- نتیجه گیری

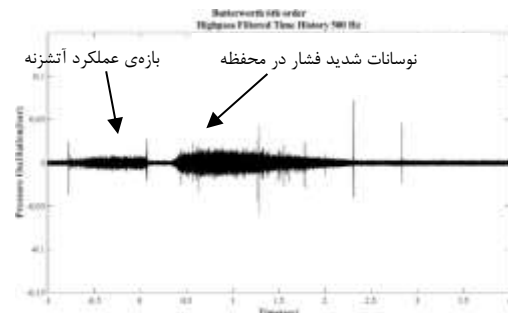
نوسانات فشار در موتورهای سوخت جامد از اهمیت بالایی برخوردار است و اندازه‌گیری آن جزء نیازهای طراحی و ساخت این موتورها می‌باشد. پدیده‌های مختلف فیزیکی که در داخل محفظه رخ می‌دهد، می‌تواند موجب نوسانی شدن فشار شود و تولید گردابه از مهم‌ترین آنهاست. فرکانس تولید گردابه حول فرکانس مدهای صوتی محفظه احتراق تغییر می‌کند و در نقاط گسسته‌ای با آن برابر می‌شود. زمانی که این دو فرکانس برهم منطبق شوند، نوسانات فشار به بیشترین مقدار خود می‌رسد و در این نقاط است که ارتعاشات شدیدی به موتور و اجزاء آن وارد می‌کند. در واقع گفته می‌شود که یکی از مهم‌ترین دلایل پرداختن به بحث نوسانات فشار، اثری است که بر ارتعاشات موتور می‌گذارد.

به خاطر هم‌افزایی شدید بین مدهای صوتی و تولید گردابه و همچنین اثر ارتعاشات بر نوسانات فشار، فرآیندی که در داخل محفظه احتراق رخ می‌دهد پیچیده است. از این رو پیش بینی این نوسانات به صورت دقیق، حتی با کدهای کامپیوتری پیشرفته ممکن نیست. به این خاطر است که اندازه‌گیری فشار اختلالی اهمیت پیدا خواهد کرد. این اندازه‌گیری تجهیزات خاصی مثل حسگر پیزوالکتریک، دستگاه داده برداری دقیق و دستگاه تقویت کننده‌ی جریان نیاز دارد تا داده‌های صحیح و واقعی استخراج شوند.

در این کار با استفاده از یک موتور آزمایشگاهی سوخت جامد و تجهیزات اشاره شده، نوسانات فشار اندازه‌گیری و مدهای صوتی محفظه و بسامد تولید گردابه استخراج گشته‌است. با تحلیل داده‌های ثبت شده، نقاطی که نوسانات فشار شدید می‌باشد، از لحاظ زمانی و بسامد شناسایی شد و بیان گردید که در این نقاط نوسانات فشار باعث ارتعاشات شدید موتور می‌شود.

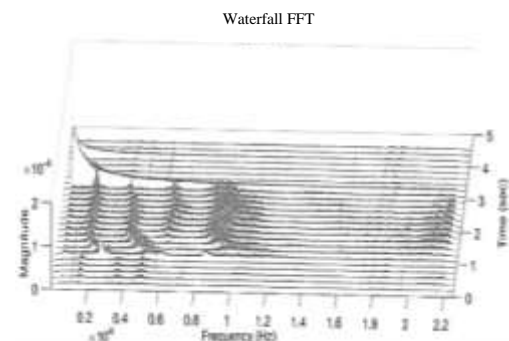
از روندی که در این کار انجام شده است می‌توان در موتورهایی با ابعاد واقعی نیز بهره برد و چه بسا در این‌گونه موتورها با محدودیت‌های کمتری (به لحاظ نرخ داده برداری و به خاطر پایین بودن بسامد نوسانات) مواجه باشیم.

Hz حذف شده‌اند. در واقع با استفاده از یک فیلتر بالاگذر که یک تابع تبدیل می‌باشد، سیگنال‌هایی که بسامد کمتر از ۵۰۰ Hz داشته‌اند، صفر شده‌اند. بعد از آن نمودار سه بعدی تبدیل فوریه سریع داده های فیلتر شده رسم می‌شود (شکل ۱۵). در واقع با اعمال فیلتر و حذف نویز سیگنال، امکان تحلیل ساده‌تر و دقیق فراهم خواهد شد.



شکل (۱۴): فشار نوسانی بعد از فیلتر سیگنال.

در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که نوسانات فشار در این موتور آزمایشگاهی در حدود ۰/۰۲ bar می‌باشد. همان‌طور که قبلاً هم اشاره شد، اندازه‌گیری این مقدار با حسگر فشار معمولی امکان‌پذیر نیست و اگر هم باشد به دلیل این که فشار کل در حدود ۴۰ bar است، داده ثبت شده دقت لازم را نخواهد داشت. در شکل ۱۴ بازه عملکرد آتشزنه و موتور مشخص شده است. در زمانی که آتشزنه شروع به کار می‌کند نیز نوسانات نسبتاً شدید فشار ثبت شده است. موضوع دیگری که در نمودار شکل ۱۵ مشاهده می‌شود، ثابت نبودن بسامد صوتی و همچنین تولید گردابه برحسب زمان است. در واقع به خاطر عواملی مثل تغییر سرعت جریان داخل موتور، تغییر عدد ماخ و یکنواخت نبودن خواص گاز داغ در حین کارکرد موتور، این تغییر بسامد در طول زمان عملکرد مشاهده می‌شود.



شکل (۱۵): نمودار Waterfall FFT فشار نوسانی بعد از فیلتر سیگنال.

۶- مراجع

11. Richard, Julien, Thierry Morel, and Franck Nicoud. "Effect of the fluid-structure interaction on solid rocket motors instabilities", *European Journal of Computational Mechanics*, Vol. 21, No. 3-6, pp. 337-350, 2012.
12. F. Blomshield. "Lessons learned in solid rocket combustion instability", In 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, pp. 5803, 2007.
13. Dotson, K. W., J. M. Womack, and P. J. Grosserode. "Structural dynamic analysis of solid rocket motor resonant burning", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, pp. 347-354, 2001.
14. Derr, R. L., H. B. Mathes, and J. E. Crump. "Application of Combustion Instability Technology to Solid-Propellant Rocket Motor Problems", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 9, No. 5, pp. 293-294, 1972.
15. FLATAU, ALISON, and W. VanMoorhem. "Prediction of Vortex Shedding Responses in Segmented Solid Rocket Motors", 26th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, pp. 2073, 1990.
16. Scippa, Sergio, Philippe Pascal, and F. Zanier. "Ariane 5-MPS- Chamber Pressure Oscillations Full Scale Firings Results Analysis and Further Studies", 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, pp. 3068, 1994.
17. A. Flandro, G. A. "Vortex Driving Mechanism in Oscillatory Rocket Flows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 3, pp. 206-214, 1986.
18. Nomoto, H., and F. E. C. Culick. "an Experimental Investigation of Pure Tone Generation by Vortex Shedding in a Duct", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 84, No. 2, pp. 247- 252, 1982.
19. J. E. Rossiter. "Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds", *Aeronautical Research Council, Ministry of Aviation, Reports and Memoranda*, 1964.
20. Jou, Wen-Huei, and SURESH MENON. "Modes of Oscillation in a Nonreacting Ramjet Combustor Flow", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.6, No. 5, pp. 535-543, 1990.
1. Ballereau, S., Godfroy, F., Gallier, S., Orlandi, O., Thepenier, J., Robert, E. and Cesco, N. "Evaluation method of thrust oscillations in large SRM-application to segmented SRM's", In47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, pp. 6054, 2011.
2. Culick, F. E. C., and V. Yang. "Prediction of the stability of unsteady motions in solid-propellant rocket motors", pp 719-779, 1992.
3. Brown, R. S., R. Dunlap, S. W. Young, and R. C. Waugh. "Vortex shedding as a source of acoustic energy in segmented solid rockets", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 18, No. 4, pp.312-319, 1981.
4. Stella, F., and F. Paglia. "Pressure oscillations in solid rocket motors: Numerical study", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 1, pp. 53-59, 2011.
5. D Wang, Dapeng, Yuzhuo Yang, Weipeng Fan, Xiaochang Li, and Ye Gao. "Simulation of pressure oscillations in a combustion chamber under periodic inlet disturbances", *Acta Astronautica*, Vol. 152, pp. 859-871, 2018.
6. Flandro, G., and H. Jacobs. "Vortex generated sound in cavities", In *Aeroacoustics Conference*, pp. 1014, 1973.
7. Dotson, K. W., S. Koshigoe, and K. K. Pace. "Vortex shedding in a large solid rocket motor without inhibitors at the segment interfaces", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 2, pp. 197-206, 1997.
8. Blomshield, Fred, C. Bicker, Fred Blomshield, and C. Bicker. "Pressure oscillations in shuttle solid rocket motors", In 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, pp. 3252, 1996.
9. Laureti, Mariasole, Giacomo Rossi, Bernardo Favini, and Fabio Paglia. "P80 SRM Pressure Oscillations Reconstruction", In2018 Joint Propulsion Conference, pp. 4789, 2018.
10. Zhang, Qiao, Zhi-jun Wei, Wan-xing Su, Jun-wei Li, and Ning-fei Wang. "Theoretical modeling and numerical study for thrust-oscillation characteristics in solid rocket motors", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 2, pp. 312-322, 2012.

25. French, Ainslie D., Mario Panelli, Giuseppe Di Lorenzo, Antonio Schettino, and Fabio Paglia. "Combustion Instability and Pressure Oscillation Numerical Simulation in a Solid Rocket Motor", In 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, pp. 4952, 2017.
26. Zhang, Qiao, NingFei Wang, JunWei Li, WanXing Su, and Yan Zhang. "Effect of the head cavity on pressure oscillation suppression characteristics in large solid rocket motors", Science China Technological Sciences, Vol. 58, No. 7, PP. 1250-1262, 2015.
27. Prevost, Michel, Jean Claude Godon, and O. Innegraeve. "Thrust oscillations in reduced scale solid rocket motors Part I: experimental investigations", In 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, pp. 4003, 2005.
21. Heller, H. H., and D. B. Bliss. "Aerodynamically Induced Pressure Oscillations in Cavities", Physical Mechanisms and Suppression Concepts, Defense Technical Information Center, Air Force Flight Dynamics Lab., 1975.
22. M. Bellini. "Launcher/spacecraft coupled loads analysis", Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook, European Space Agency, ECSS, pp. 156-159, Noordwijk, The Netherland, 2013.
23. Dotson, Kirk, and Brian Sako. "An investigation of propulsion-structure interaction in solid rocket motors", In 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, pp. 4183, 2004.
24. Kim, Jinhyeong, Seoryong Park, Wonjong Eun, Sangjoon Shin, and Soogab Lee. "Vibratory loads and response prediction for a high-speed flight vehicle during launch events", International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 17, No. 4, pp. 551-564, 2016.