

## محاسبه عمر خستگی یک سازه تراست استند تحت اثر ارتعاشات موتورهای سوخت جامد

مجتبی حیدری<sup>۱</sup>، سعید محبوب مقدس<sup>۲</sup>، ابراهیم حریربافان<sup>۳</sup> و امیرعلاء الدین مطلبی<sup>۴</sup>  
Mojtaba.heidari@yahoo.com

### چکیده

به منظور سنجش دقت عملکرد موتور موشک‌ها و راکت‌ها آنها را در دستگاہی به نام تستر(تراست استند) آزمایش می‌کنند. در این مقاله یک شیوه جهت محاسبه اثرات ارتعاشات اتفاقی موتورهای سوخت جامد بر روی سازه تستر ارائه شده است. در ابتدا با استفاده از اطلاعات تراست زمان سه نوع موتور سوخت جامد توسط نرم افزار MATLAB نمودارهای PSD استخراج شده است. سپس سازه استندی که بر اساس اصول دینامیکی خاصی طراحی شده در Solid works مدل‌سازی و به نرم افزار ANSYS انتقال داده شده است. در ANSYS سازه آنالیز مودال شده و سپس تحلیل طیفی صورت گرفته است. PSD هر موتور جداگانه بر سازه اعمال شده و تنش حداکثر بدست آمده است. آنگاه توسط رابطه‌ای که از ترکیب منحنی گوس و رابطه ماینر استخراج شده، عمر خستگی سازه تخمین زده شده است. مقادیر PSD در فرکانس‌های اولیه سازه تأثیر زیادی در مقدار عمر خستگی سازه دارد و بر اساس حداکثر نیروی تراست موتور نمی‌توان در مورد اثرات ارتعاشی آن اظهار نظر کرد.

### کلید واژه:

تراست استند- تراکم طیفی قدرت- ارتعاشات اتفاقی - خستگی- موتور سوخت جامد

۱- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین (ع)

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین (ع)، Mahjoubmoghadass@yahoo.fr

۳- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین(ع)، Harirbafan.e@gmail.com

۴- کارشناس ارشد هوا فضا، مرکز تحقیقات قدر، Amiralaeddinmotallebi@yahoo.com

## ۱- مقدمه

جهت دستیابی به دقت عملکرد موتورهای توربوجت و توربوفن، موشک‌ها و راکت‌های سوخت جامد و مایع و شبیه‌سازی شرایط پروازی، آنها را در دستگاهی به نام تستر(تراست استند)<sup>۱</sup> آزمایش می‌کنند. تستر یک ابزار اندازه‌گیری دقیق است که مشخصات موتور از جمله شتاب، نیرو، گشتاور در سه جهت مختصات و فشار و دما در نقاط مختلف محفظه موتور و دهانه نازل توسط آن استخراج شده [۲ و ۱] و طراحان موتور جهت بهبود عملکرد موتور، بررسی نازل‌ها و گرین سوخت، محاسبه انحراف از محور بردار تراست<sup>۲</sup>، کالیبراسیون بردار کنترل تراست (TVC)<sup>۳</sup> و... از آن بهره می‌برند [۳]. در طراحی تسترها، اصولی به صورت علمی و تجربی جهت طراحی مناسب دینامیکی یک تستر مطرح شده است، تا تستر کمتر از ارتعاشات موتور اثر پذیرد [۴]. اما در مورد میزان این اثرپذیری و نحوه محاسبه آن کمتر عملی صورت گرفته است.

پژوهش‌های متعددی به صورت تحلیلی و تجربی بر روی روش‌های محاسبه پاسخ دینامیکی سازه استند و روش‌های بهبود آن صورت گرفته است [۵ و ۶]. کویلیون در سال ۱۹۶۶ با استفاده از یک لرزاننده به محاسبه فرکانس‌های طبیعی استند پرداخت و نشان داد که موتور در اندازه این فرکانس‌ها نقشی ندارد [۷]. رگسیدیل با استفاده از بازخورد نیروهای هیدرولیکی [۸] و فرست با یک میرا کننده خودتنظیم [۹] سعی در بهبود پاسخ دینامیکی استند داشتند. به علت پراکندگی و حجم گسترده اطلاعات، ناسا در سال ۱۹۷۱ از مجموع پژوهش‌ها، مونوگرافی تهیه کرد که در آن به تدوین کلی اصول طراحی استند و استخراج بهینه نتایج پرداخته شده بود. در این مونوگراف حد ایمن سازه از بارهای دینامیکی موتور، ۴ برابر حداکثر تراست موتور تعیین شده بود [۱۰]. با پیشرفت در زمینه تکنولوژی و محاسبه گر‌ها، استخراج دقیقتر نتایج و اصلاح اندازه‌ها با استفاده از تبدیل فوریه سریع (FFT)<sup>۴</sup> و توابع تراکم طیفی قدرت (PSD)<sup>۵</sup> بیشتر مدنظر قرار گرفت [۱۱، ۱۲ و ۱۳].

در سال ۱۹۹۲ آقای راینان و دیگر همکاران در مرکز تحقیقات آرنولد، تسترها را در چند قالب دسته بندی کرده و مجدداً اصولی را جهت طراحی هر قالب بیان نمودند [۱۴]. همچنین کالیبراسیون استند و کاهش اثرات متقابل موتور و سازه از دیگر مواردی بودند که مدنظر قرار گرفت [۱۵ و ۱۶]. اسپورتینگ استندی طراحی کرد تا با آن بتواند اثرات صوتی موتور را اندازه‌گیری کند [۱۷]. حتی به منظور سنجش موتورهای میکرو و نانو نیوتنی که در فضاپیماها و سفینه‌ها

کاربرد گسترده‌ای دارند، تسترهایی متفاوت با این قابلیت ساخته شد [۱۸ و ۱۹]. اما به طور کلی همه طراحان بر این مورد توافق دارند که تا می‌توان باید پاسخ دینامیکی سازه را ارتقاء داد. در این مقاله به محاسبه مقدار اثرپذیری سازه استند از ارتعاشات اتفاقی موتورهای سوخت جامد و نحوه محاسبه آن پرداخته شده و شیوه‌ای جهت محاسبه عمر خستگی آن ارائه می‌شود. در ابتدا با استفاده از اطلاعات تراست-زمان سه نوع موتور سوخت جامد توسط نرم افزار MATLAB نمودارهای PSD استخراج می‌شود. سپس سازه طراحی شده بر اساس اصول دینامیکی [۲۰] در Solid Works مدل‌سازی شده و توسط نرم افزار ANSYS، PSD موتورها بر روی سازه اعمال می‌شود تا تنش حاصل از ارتعاشات موتور بدست آید. سپس با استفاده از تابع تراکم گوس و رابطه ماینر عمر خستگی تستر تخمین زده می‌شود.

## ۲- محاسبه تابع تراکم طیفی قدرت (PSD)

عامل تحریک سازه تستر ارتعاشات موتور است. ارتعاشات موتور به صورت اتفاقی رخ می‌دهد. اثر ارتعاشات موتور بدین ترتیب خود را بر لودسل‌ها و دیگر دستگاه‌های اندازه‌گیر نشان می‌دهد که تحت اثر ارتعاشات موتور، مودهای استند تحریک شده پاسخ تحریک موتور بر روی لودسل‌ها و دیگر دستگاه‌های اندازه‌گیر اثر می‌گذارد. چون هدف استند تنها اندازه‌گیری اثرات موتور است لذا در این اندازه‌گیری‌ها به میزان پاسخ تحریک مودها، خطا وارد محاسبات می‌شود. هر چه PSD تحریک موتور در فرکانس‌های طبیعی سازه بخصوص در فرکانس‌های ابتدایی سازه بالاتر باشد میزان این خطا افزوده می‌شود. لذا باید تا حد ممکن فرکانس‌های اولیه سازه را از فرکانسهای قوی نمودار PSD دور کرد. برای بررسی اثرات ارتعاشات اتفاقی بر روی استند از تابع تراکم طیفی قدرت (PSD) تحریک خارجی (موتور) استفاده شده است.

بعد از انجام تست احتراق موتور، اطلاعاتی که حاصل می‌شود می‌تواند از جنس شتاب، نیرو و جابجایی باشد. بدین معنی که شتاب‌سنج‌ها، نیروسنج‌ها و یا کرنش‌سنج‌ها تعدادی داده در فواصل زمانی ثابت و یا معین از عامل تحریک دریافت کرده‌اند. این داده‌ها فضای نمونه را تشکیل داده و توسط آنها می‌توان تابع تراکم طیفی را محاسبه کرد. PSD می‌تواند از جنس شتاب، شتاب بر حسب g، سرعت، جابجایی و یا نیرو باشد.

PSD از روش‌های متفاوتی قابل محاسبه است [۲۱]. در روشی از این داده‌ها، تبدیل فوریه سریع FFT گرفته و سپس با استفاده از FFT، PSD محاسبه می‌شود. در روشی دیگر با استفاده از داده‌ها تابع

1 - Thrust Stand  
2 - Thrust Misalignment  
3 - Thrust Vector Control  
4 - Fast Fourier Transform  
5 - Power Spectral Density

نمودار PSD هر سه موتور با افزایش فرکانس افت کرده و تقریباً بعد از عبور از ۱۵۰ Hz ناچیز می‌شود. نمودارها نشان می‌دهند که در فرکانس‌های پایین تحریک موتور با اهمیت است. موتور شماره ۱ که تقریباً تراسستی معادل ۰/۱ تراسست دو موتور دیگر دارد، به نسبت نیروی تراسست، رفتار ناآرامتری دارد. همچنین موتورهای شماره ۲ و ۳ با افزایش فرکانس افت PSD بیشتری به نسبت موتور شماره ۱ دارند. این موارد، نشان می‌دهند که موتورهای کوچکتر به علت اینرسی کمتر فرکانس‌های تحریک به نسبت بالاتری دارند.

به طور کلی می‌توان گفت PSD هر سه موتور با افزایش فرکانس کاهش می‌یابد. لذا طراح سازه تستر برای تست این موتورها باید تلاش کند تا فرکانس‌های طبیعی سازه را تا حد ممکن افزایش دهد بخصوص فرکانس‌های طبیعی آن باید از ۱۵۰ Hz فراتر رود.

همانگونه که گفته شد موتور شماره ۲ در فرکانس حدود ۹۹۰ Hz یک افزایش در منحنی PSD دارد. با آزمایش‌های متعدد موتور شماره ۲ و استخراج PSD آنها مشخص شد که این اتفاق در همه آزمایشهای موتور ۲ رخ می‌دهد. لذا باید مورد توجه طراح چه از لحاظ سازه ای و چه از لحاظ دستگاه‌های اندازه گیر و میله استرات<sup>۹</sup> قرار گیرد. از آنجایی که فرکانس‌های اولیه بیشترین انرژی را جذب می‌کنند، هنگامی که فرکانس‌های اولیه سازه در این محدوده قرار گیرند این PSD مهمتر می‌شود.

شکل (۳) نمودار PSD موتور شماره ۲ را که با استفاده از FFT داده‌ها محاسبه شده، نشان می‌دهد. تفاوت چشمگیری بین دو نمودار وجود دارد. لذا انتخاب شیوه محاسبه PSD به منظور دستیابی به دقت در محاسبات با اهمیت است.

### ۳- پاسخ یک سیستم به ارتعاشات اتفاقی

برای محاسبه پاسخ سازه نیاز به تابع تراکم طیفی خروجی از سازه می‌باشد، در صورتی که تنها تراکم طیفی ورودی اغلب در دسترس است. برای محاسبه تابع تراکم طیفی قدرت خروجی PSD (اگر داده‌های ورودی شتاب باشد) از رابطه زیر می‌توان استفاده کرد:

$$r_{out} = Q^2 r_{in} \quad (1)$$

که Q نسبت انتقال‌پذیری<sup>۱۰</sup> می‌باشد [۲۴].

$$Q = \left| \frac{F_T}{F_0} \right| = \sqrt{\frac{1 + (2\zeta \omega/\omega_n)^2}{[1 - (\omega/\omega_n)^2]^2 + [2\zeta \omega/\omega_n]^2}} \quad (2)$$

خودارتباطی<sup>۷</sup> (خودهمبستگی) محاسبه شده و سپس با استفاده از تابع خودارتباطی تابع تراکم طیفی محاسبه می‌گردد. در روش دوم خصوصیات آماری داده‌ها نقش موثرتری در محاسبات PSD پیدا می‌کند. در این پژوهش در محاسبه PSD از روش دوم استفاده می‌شود.

برای محاسبه PSD از نرم افزار MATLAB استفاده شده و از الگوریتم یول والکر<sup>۸</sup> [۲۳ و ۲۲] پیروی شده است. در محاسبات، اطلاعات تراسست-زمان حاصل از آزمایش‌های احتراق ۳ نوع موتور سوخت جامد مدنظر قرار گرفته است. از آنجایی که هدف طراحی تراسست استند برای تست موتورهایی با بازه تراسست بین N ۵۰۰۰-۵۰۰۰ است موتورها به گونه‌ای انتخاب شدند که همه بازه مدنظر طراحی را در بر بگیرند.

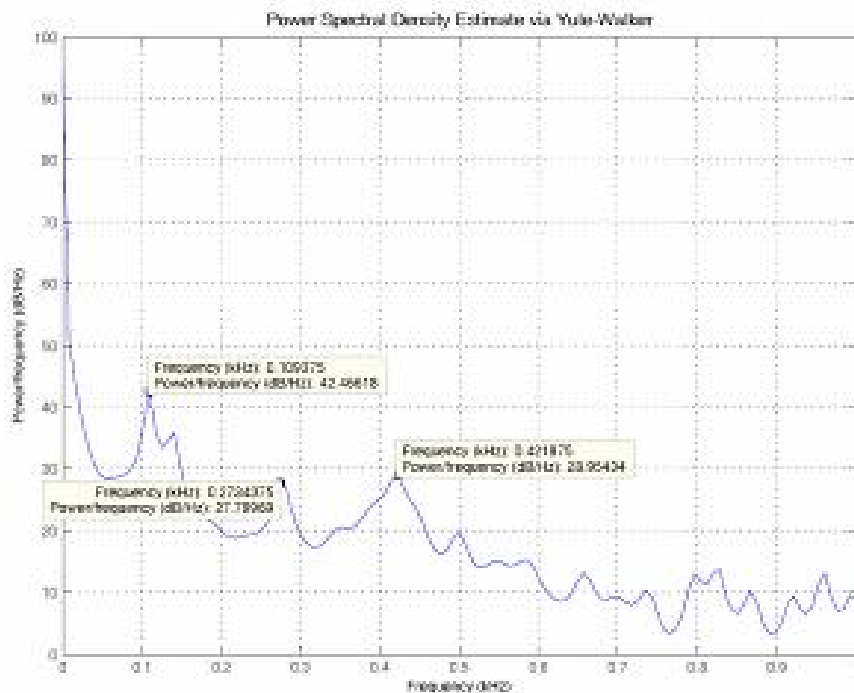
اطلاعات موجود خروجی لودسل نیروی تراسست با فرکانس داده‌برداری ۲۰۰۰ Hz بوده و توسط استندهای تک مؤلفه استخراج شده است. نسبت نیروی تراسست بزرگترین موتور به کوچکترین موتور تقریباً ۱۱ می‌باشد. موتورهای شماره ۱ تا شماره ۳ نامگذاری شده‌اند. شکل (۱) نمودار PSD این سه نوع موتور را به صورت لگاریتمی نشان می‌دهد. نمودارهای PSD بدست آمده از آزمایش‌های احتراق هر نوع موتور تشابه بسیار زیادی به هم دارند.

شکل (۲) نمودار PSD حاصل از آزمایش موتور دیگری از نوع شماره ۲ را نشان می‌دهد که با نمودار PSD نشان داده شده در شکل (۱) برای موتور شماره ۲ تشابه بسیاری دارد. از آن جمله می‌توان به قله بوجود آمده در نمودار در فرکانس حدود ۹۹۰ Hz اشاره کرد. شایان ذکر است که این دو آزمایش بر روی دو استند متفاوت انجام شده است که تمام ابزارهای اندازه‌گیر و ثبت کننده آن نیز متفاوت بوده اند. از این اتفاق می‌توان به دو نتیجه رسید:

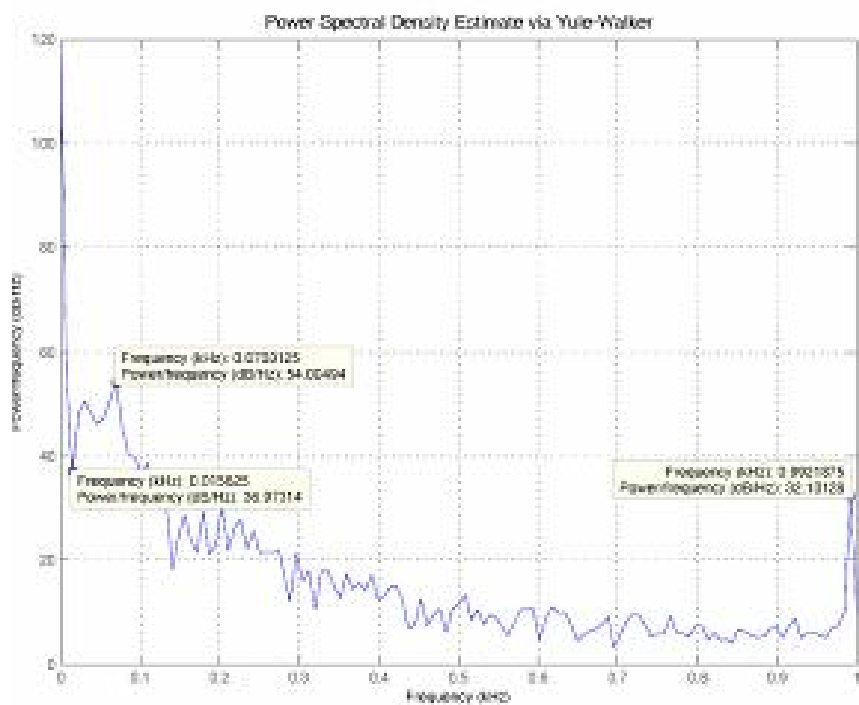
۱- کیفیت خوب ساخت موتورها

۲- به لحاظ آماری،

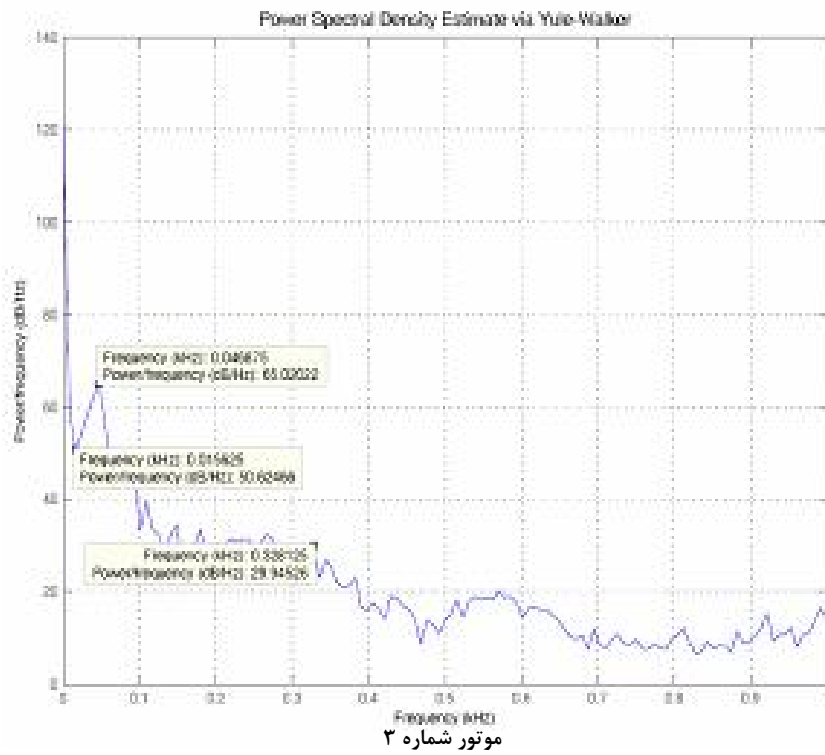
قابلیت تعمیم رفتار یکی از آنها به کل، که این موضوع مراحل کار بررسی اثرات موتورها را بر روی استند به مقدار قابل توجهی آسان می‌کند. در غیر این صورت ایجاد یک فضای آماری از نمودارهای PSD هر نوع موتور لازم می‌شد و از آنجایی که موتورهای سوخت جامد عملاً یکبار مصرف هستند و به دلیل خوردگی‌هایی که بر اثر حرارت بسیار زیاد شعله (در حدود ۲۰۰۰ درجه سانتیگراد) در نازل اتفاق می‌افتد نمی‌توان آنها را بازسازی کرد این عمل در جای خود وقت و هزینه زیادی را برای آزمایش‌های احتراق هر نوع موتور می‌طلبد.



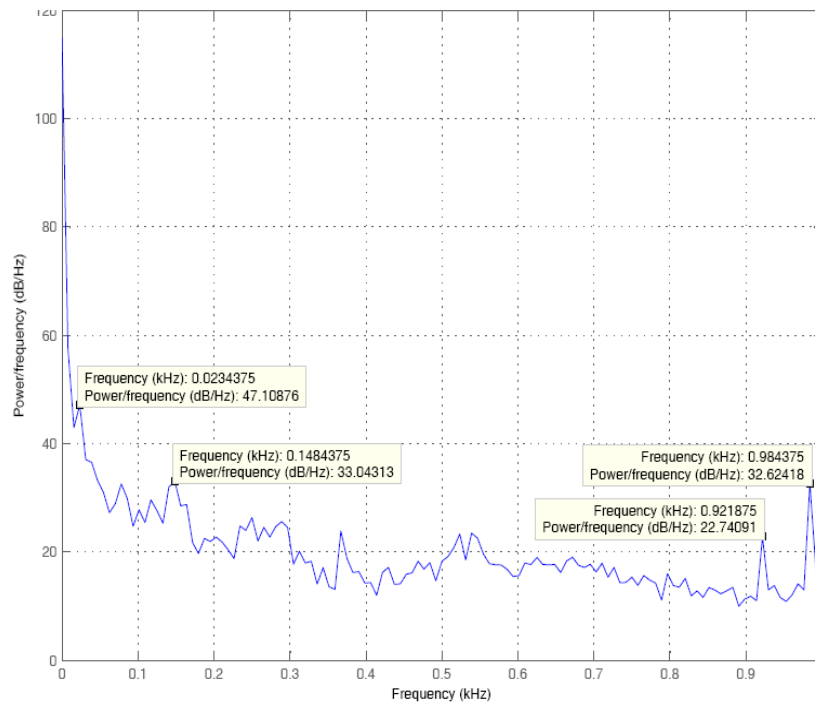
موتور شماره ۱



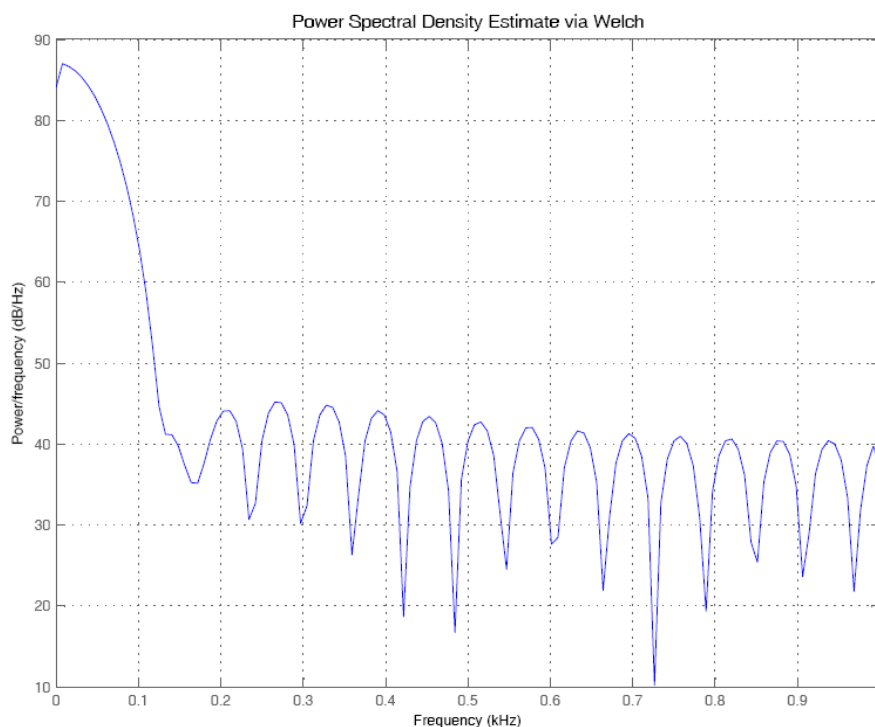
موتور شماره ۲



شکل (۱): نمودار PSD سه نوع موتور سوخت جامد



شکل (۲): نمودار PSD آزمایش دوم موتور شماره ۲



شکل (۳): نمودار PSD موتور شماره ۲، محاسبه شده با استفاده از FFT

برای هنگامی که میرایی قابل صرف نظر کردن باشد:

$$Q = \frac{1}{\left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2 - 1} \quad (۳)$$

و شتاب خروجی را می توان با استفاده از رابطه زیر بدست آورد: [۲۴]

$$G_{out} = \sqrt{\frac{\pi}{2}} P f_n Q \quad (۴)$$

که این مقدار همان RMS است. در اینجا P تابع تراکم طیفی قدرت ورودی در فرکانس طبیعی مد نظر،  $f_n$  فرکانس طبیعی و Q نسبت انتقال پذیری در فرکانس طبیعی می باشد. در رابطه (۴) هر کدام از فرکانس های طبیعی سازه را می توان قرار داد و میزان شتاب خروجی را محاسبه کرد.

برای محاسبه تنش تحت اثر ارتعاشات اتفاقی از رابطه (۴) ارتعاشات استفاده می شود. این رابطه همزمان میزان تحریک مود ارتعاشی تحت اثر ارتعاشات خارجی و میزان PSD محیط را بر سازه، ترکیب می کند و در نهایت شتاب خروجی که منجر به محاسبه نیرو و سپس تنش می شود، بدست می دهد.

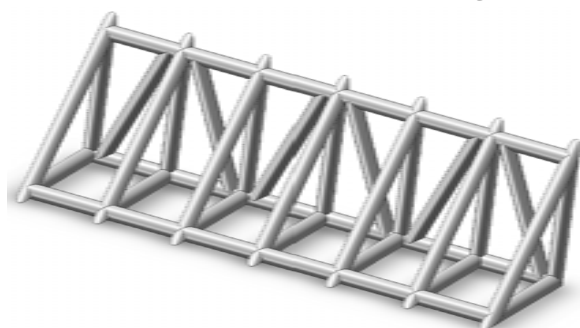
#### ۴- محاسبه حداکثر تنش دینامیکی تحت اثر ارتعاشات

##### اتفاقی موتور

یکی از الزامات طراحی سازه، داشتن پاسخ دینامیکی بسیار بالا است تا همانگونه که در نمودارهای PSD مشاهده شد از فرکانس های قوی نمودار دور شده و سازه از ارتعاشات مصون بماند. با این وجود باید میزان تنش ایجاد شده در سازه محاسبه دقیق شود.

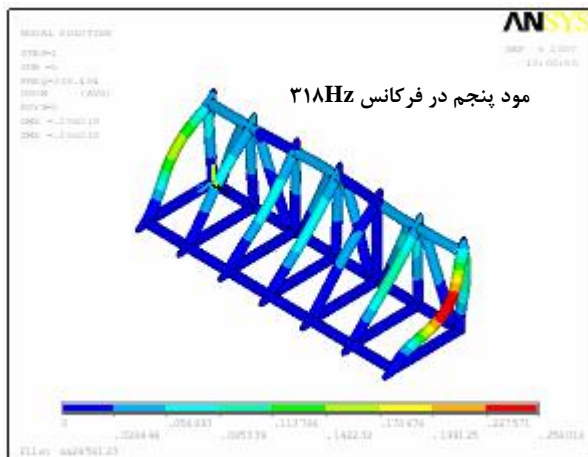
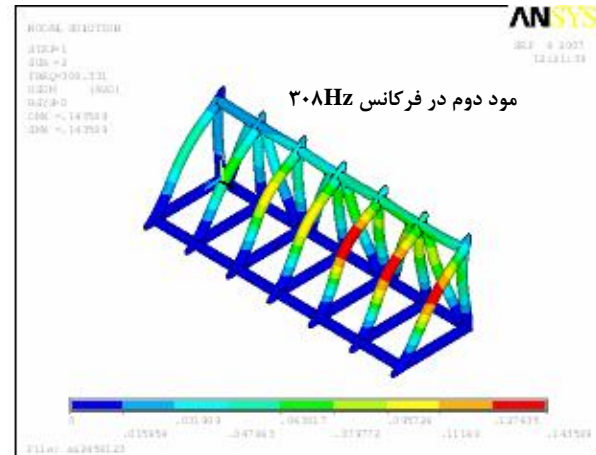
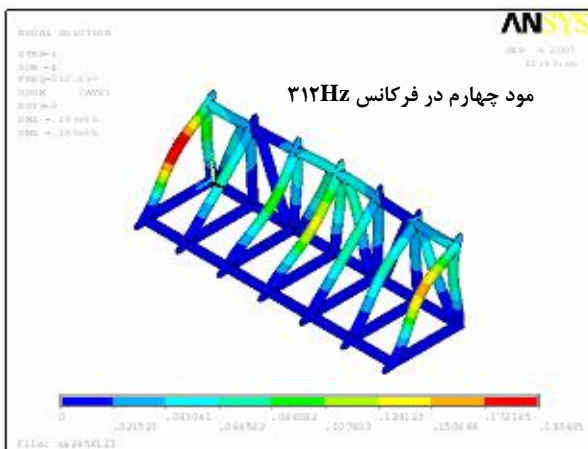
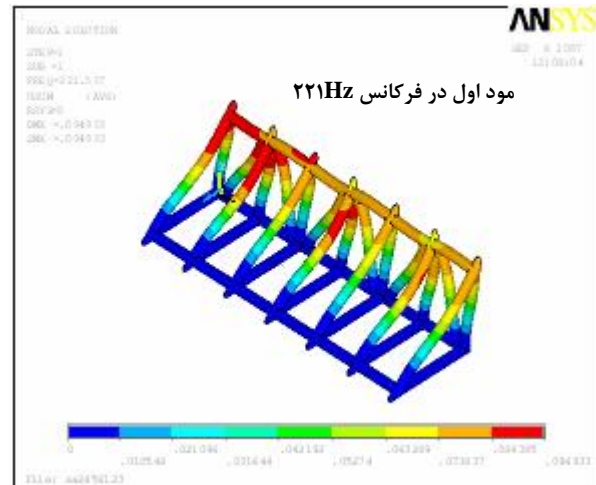
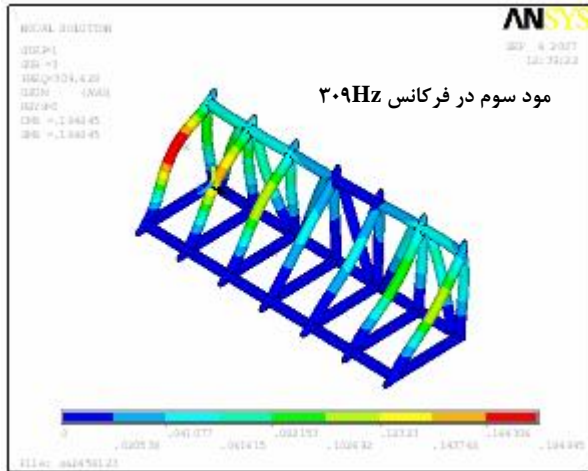
نمودارهای PSD محاسبه شده، توسط نرم افزار ANSYS بر روی سازه تراست استند اعمال می شوند.

سازه تراست استند که بر اساس اصول استاتیکی و دینامیکی خاصی طراحی شده است در Solid Works مدلسازی شده و به ANSYS انتقال داده می شود. این سازه در شکل (۴) قابل مشاهده است.



شکل (۴): سازه تستر مدل شده در نرم افزار Solid Works

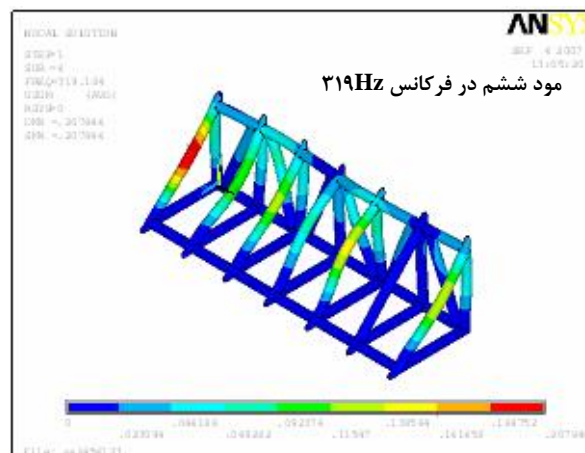
بعد از انتقال مدل، شرایط مرزی اعمال شده و مشخصات ماده بر اساس استاندارد st-37, DIN یا A 611 استاندارد ASTM وارد می شود. با استفاده از المان Solid-brick 8node 45 مش بندی انجام شده و در مجموع سازه به ۱۳۵۴۰۰۰ المان تقسیم شده حل مودال سازه انجام می شود. شش مود اول محاسبه شده (شکل ۵) و سپس به صورت مجزا گسترش داده می شوند.



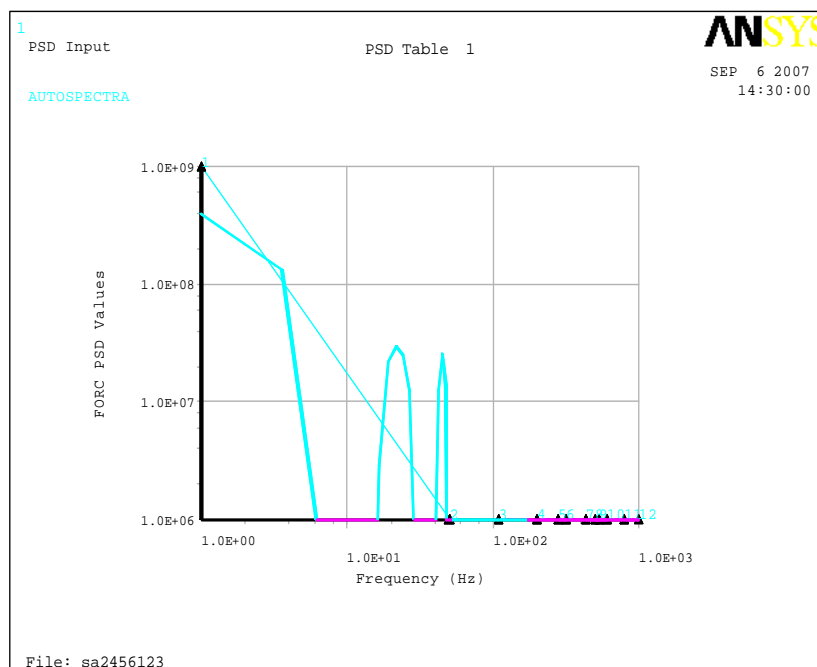
#### ۴-۱- تحلیل طیفی

در این مرحله PSD محاسبه شده از عامل تحریک بر روی سازه اعمال می‌شود. این عمل برای هر نمودار PSD به صورت جداگانه انجام می‌شود. تحلیل طیفی از نوع PSD نیرو و تحریک گره‌ای انتخاب شده و میرایی مقدار پیش فرض برابر ۱٪ در نظر گرفته می‌شود. سپس نمودار PSD به صورت نقطه دهی در فضای Log-Log به محیط ANSYS وارد می‌شود (شکل ۶) و محل و جهت PSD در دستگاه مختصات کارتزین بر روی سازه تعیین می‌شود. محل و جهت آن در راستای جهت لودسل و انتهای میله استرات بر روی سازه است.

توسط نرم افزار با توجه به جدول PSD وارد شده، برای هر جدول فاکتور مشارکت حساب شده و مودها ترکیب می‌شوند.



شکل (۵): مودهای ارتعاشی سازه تستر



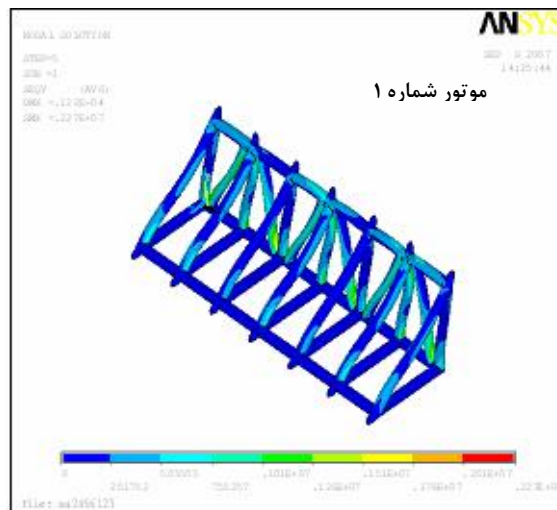
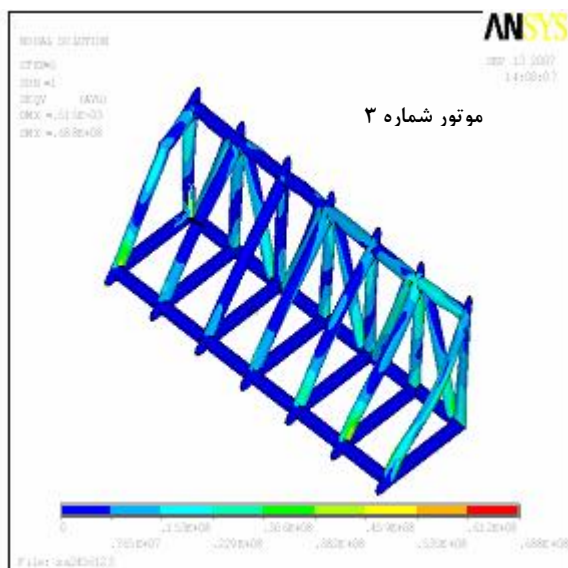
شکل (۶): نمودار PSD-فرکانس ورودی به ANSYS در فضای Log-Log برای موتور شماره ۱

۲/۲۷MPa، حداکثر تنش تحت اثر ارتعاشات موتور شماره ۲  
 ۴/۳MPa وحداکثر تنش تحت اثر ارتعاشات موتور شماره ۳  
 ۶۸/۸MPa می‌باشد و همانگونه که انتظار می‌رفت همه این تنش‌های حداکثر در مود اول سازه اتفاق افتاده است.

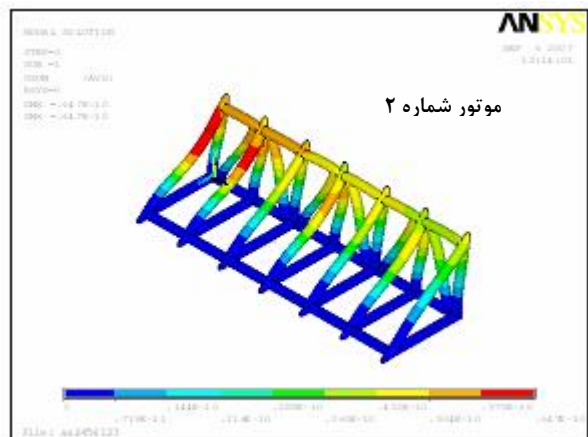
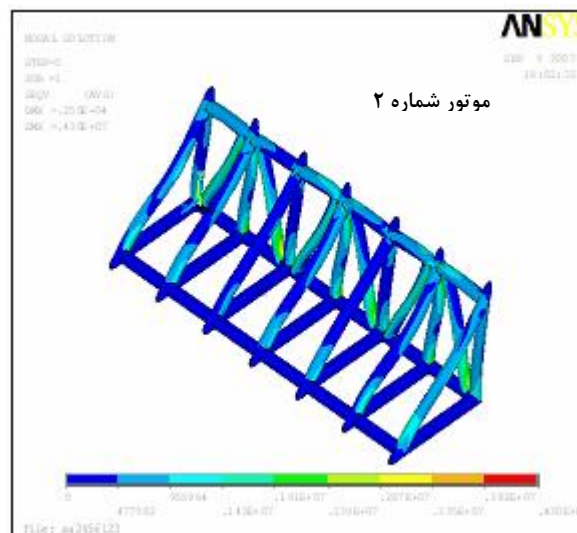
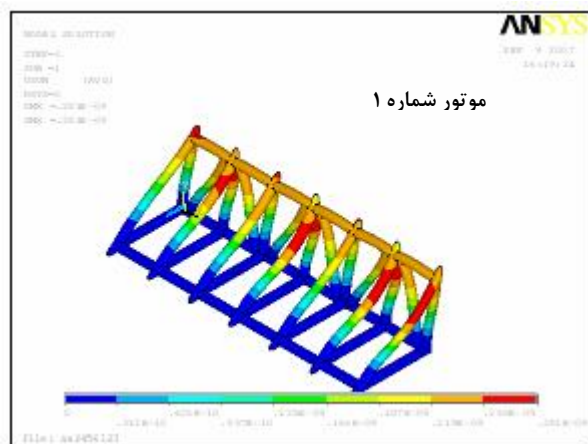
#### ۴-۲- نتایج

در شکل‌های (۸ و ۷) به ترتیب کانتورهای تنش و جابه‌جایی سازه تحت تأثیر ارتعاشات موتورهای ۱ تا ۳ نشان داده شده است. قابل ذکر است به دلیل نزدیکی نمودارهای PSD استخراج شده برای هر نوع موتور تنها یکی از آنها بر سازه اعمال شده است. همانگونه که نشان داده شده است حداکثر تنش تحت اثر ارتعاشات موتور شماره ۱





شکل (۷): کانتور تنش تحت تأثیر ارتعاشات موتورهای شماره ۱ و ۲ و ۳



به منظور محاسبه عمر خستگی تیر تحت اثر ارتعاشات اتفاقی از شیوه‌های متفاوتی استفاده می‌شود. در اینجا از شیوه ماینر<sup>۱۱</sup> استفاده می‌شود.

رابطه ماینر به صورت زیر است [۲۶]:

$$R_n = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \frac{n_4}{N_4} + \dots = 1.0 \quad (5)$$

$n_1$  تعداد دفعاتی است که در طول ارتعاشات اتفاقی، سازه به سطح تنش  $\sigma_1$  می‌رسد و  $N_1$  تعداد حداکثر دفعاتی است که سازه می‌تواند این سطح تنش را تحمل کند. این مقدار ( $N_1$ ) از نمودار خستگی بدست می‌آید. اگر مقدار  $R_n$  از ۱ تجاوز کرد بدین معنی است که سازه در طول این ارتعاشات دچار خستگی شده و شکست اتفاق می‌افتد.

#### ۱-۵- محاسبه عمر خستگی سازه

تنش‌های بدست آمده در بخش ۲-۴ مساوی با  $\pm\sigma$  یک انحراف معیار داده‌ها می‌باشند. لذا برای محاسبه  $\pm 2\sigma$  و  $\pm 3\sigma$  باید آنها را در اعداد ۲ و ۳ ضرب کرد. از آنجایی که ۳ برابر تنش‌های ایجاد شده از موتور شماره ۱ و ۲ پایین‌تر از حد منحنی خستگی فولاد St-37 است؛ لذا با قطعیت می‌توان گفت که این سازه، تعداد بسیار زیادی از آزمایش این دو موتور را تحمل می‌کند.

اما برای محاسبه خستگی سازه تحت تأثیر ارتعاشات موتور شماره ۳ از رابطه ماینر، تابع گوس و منحنی خستگی استفاده می‌شود. با استفاده از منحنی خستگی فولاد St-37 تعداد دور تا شکست برای  $1\sigma, 2\sigma, 3\sigma$  محاسبه شده است:

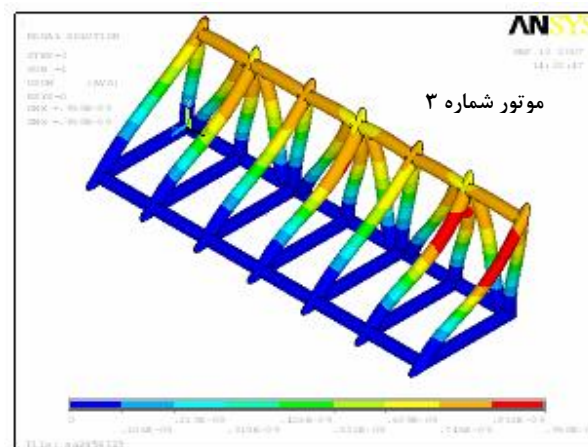
$$1\sigma = 68.8MPa \rightarrow 1252906$$

$$2\sigma = 137.2MPa \rightarrow 100583$$

$$3\sigma = 206.4MPa \rightarrow 20736$$

تعداد دور تا شکست

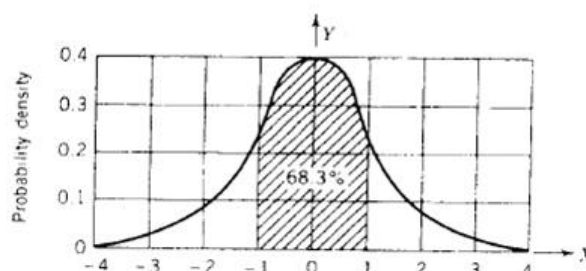
که این مقادیر N در رابطه ماینر می‌باشند. تعداد دفعاتی که بر حسب ثانیه این تنش‌ها اتفاق می‌افتند به صورت زیر محاسبه شده است. از آنجایی که این تنش‌ها در فرکانس اول سازه اتفاق می‌افتند لذا این فرکانس منظور می‌شود. T زمان کل ارتعاش موتور شماره ۳ بر حسب ثانیه است که مجهول فرض شده است:



شکل (۸): کانتور جابه‌جایی تحت تأثیر ارتعاشات موتورهای شماره ۱ و ۳

#### ۵- تخمین عمر خستگی تحت اثر ارتعاشات اتفاقی

در محاسبه خستگی، علاوه بر استفاده از ویژگی‌های فرکانسی سازه و تابع تراکم طیفی ارتعاشات اتفاقی از ویژگی‌های آماری ارتعاشات اتفاقی نیز که در اینجا تابع تراکم احتمال گوسی مدنظر است، استفاده می‌شود. تنش محاسبه شده، در جامعه آماری همان انحراف معیار داده‌ها خواهد بود. احتمال بروز این تنش بر اساس تابع توزیع احتمال گوسی (شکل ۹) [۲۵]،  $68/3\%$  خواهد بود و یا به عبارت دیگر  $68/3\%$  از زمان ارتعاشات، مقدار تنش از این میزان تجاوز نمی‌کند. بدین ترتیب  $27/1\%$  از زمان ارتعاشات، تنش بین  $\pm\sigma$  و  $\pm 2\sigma$  و  $4/33\%$  از زمان ارتعاشات، تنش بین  $\pm 2\sigma$  و  $\pm 3\sigma$  خواهد بود.



شکل (۹): توزیع گوسی با مقدار متوسط صفر [۲۵]

با استفاده از فرکانس طبیعی سازه و زمان کل ارتعاشات وارد بر سازه، تعداد دفعات تنش‌های وارد بر سازه محاسبه شده، سپس با استفاده از منحنی خستگی ماده مورد استفاده در سازه، عمر سازه تحت اثر ارتعاشات اتفاقی تخمین زده می‌شود.

- سازه تستری مناسب‌تر است که فرکانس‌های طبیعی دور از فرکانس‌های تحریک قوی (PSD) موتور داشته باشد.

- نمودارهای PSD استخراج شده از ۳ نوع موتور، نشان می‌دهد اغلب فرکانس‌های خطرناک موتور در محدوده پایین قرار دارند. لذا افزایش فرکانس‌های طبیعی سازه تستر راهکار مناسبی برای کاهش اثرات موتور است.

- تفاوت چشمگیری بین محاسبه PSD از روش FFT و تابع خودارتباطی وجود دارد.

- مقدار PSD در فرکانس اول سازه در مقدار تنش محاسبه شده نقش مهمتری نسبت به دیگر فرکانس‌ها دارد.

- بر اساس اندازه نیروی تراست موتور نمی‌توان در مورد اثرات ارتعاشی آن اظهار نظر کرد.

جدول (۱): مقایسه حداکثر نیروی تراست موتورهای با تنش ایجاد شده در سازه

نام موتور	نسبت حداکثر تراست موتورها به موتور شماره ۱	نسبت حداکثر تنش MPa	نسبت حداکثر تنش در سازه تحت ارتعاش موتورها به موتور شماره ۱	عمر خستگی
موتور شماره ۱	۱	۲/۲۷	۱	نامحدود
موتور شماره ۲	۷	۴/۳	۱/۹	نامحدود
موتور شماره ۳	۱۱	۶۸/۸	۳۰/۳	۸۴۷/۴ ثانیه

## ۸- مراجع

- [1] S. S. CHIN, "Missile Configuration Design", McGraw-Hill, 1961.
- [2] Eugene L. Fleeman, "Tactical Missile Design", AIAA, 2001.
- [3] NASA SP- 8114, "Solid Rocket Thrust Vector Control", December 1974.
- [4] D. P. Ankeney, C. E. Woods, "Design Criteria for Large Accurate Solid-Propellant Static Thrust Stands", U. S. NAVAL ORDANANCE TEST STATION, China Lake, California, June 1963.
- [5] H. A. Jessup, "Methods of Improving Frequency Response of Solid Propellant Rocket Motor Thrust Stands", CPIA No. 182, Bulletin of the 6th Meeting, Solid Propellant Rocket Static Test Working Group, pp. 17-30, Oct. 1968.
- [6] I. K. Strome, L.T. Usaf, "Evaluation of a Platform Vertical Single-Component Thrust Stand", AIFPL-TR.69.213, 1969.
- [7] A.J. Couvillion, N.G. Tinling, "Testing and Analysis of a Thrust Stand System", Technical Report NO.AFRPL-TR-66-343, 1966.

$$1\sigma \rightarrow n_1 = (221.5 \text{ cycles / s})(T(s))(0.683) = 151.2845T \text{ cycles}$$

$$2\sigma \rightarrow n_2 = (221.5 \text{ cycles / s})(T(s))(0.271) = 60.0265T \text{ cycles}$$

$$3\sigma \rightarrow n_3 = (221.5 \text{ cycles / s})(T(s))(0.0433) = 9.59095T \text{ cycles}$$

و با استفاده از رابطه ماینر:

$$R_n = \frac{151.2845T}{1252906} + \frac{60.0265T}{100583} + \frac{9.59095T}{20736} = 1$$

$$T = 847.4s$$

این مقدار به این معنی است که سازه تستر مدنظر با احتمال ۹۹/۷۳٪ به مدت ۸۴۷/۴ ثانیه آزمایش موتور شماره ۳ را تحمل کرده و بعد از آن دچار خستگی می‌شود.

## ۶- بحث بر روی نتایج

حداکثر تراست موتور شماره ۲ تقریباً هفت برابر حداکثر تراست موتور شماره ۱ است اما همانگونه که از نتایج قابل مشاهده است تنش بوجود آمده تحت اثر موتور شماره ۲ تقریباً دو برابر موتور شماره ۱ است. این اتفاق به این معنی است که گرچه اندازه تراست موتور بر حداکثر تنش ایجاد شده در سازه موثر است اما نمی‌توان بر اساس آن نظر قطعی داد. به همین ترتیب نسبت حداکثر تراست موتور شماره ۳ به موتور شماره ۲ تقریباً ۲ می‌باشد، در صورتی که از لحاظ نسبت تنش‌ها این مقدار ۱۶ است. با اعمال استاتیکی حداکثر نیروی تراست بر سازه، هیچکدام از تنشهای حاصل از ۵ MPa تجاوز نمی‌کند. لذا نمی‌توان تنها به قرار دادن ضریبی جهت فاکتور اطمینان سازه از بارهای دینامیکی اکتفا نمود. جدول (۱) مقایسه این مقادیر را نشان می‌دهد. آنچه که در این مقادیر نقش موثری دارد، منحنی PSD موتورها است.

## ۷- نتیجه گیری

به طور کلی می‌توان نتایج را به صورت زیر خلاصه کرد:

- طراحی و ساخت تستر پرهزینه و زمان‌بر است. لذا ۸۴۷ ثانیه زمان ناپذیری برای عمر یک تستر محسوب می‌شود. از این‌رو می‌توان اینگونه نتیجه گرفت که تستر مدنظر برای آزمایش موتورهای ۱ و ۲ مناسب بوده اما نمی‌توان موتور ۳ را با آن آزمایش کرد. بنابراین برای آزمایش موتور شماره ۳ باید تستر دیگری طراحی کرد و یا طرح سازه تستر تغییر داده شده و تقویت شود.

- [17] J. Spurling, R. Bustamante, S. Kim, N. Sarigul-Klijn, Nick Mcguire, "Design and Development of a Vertical Test Stand for Hybrid Propulsion Acoustic Signature Measurements", AIAA 2006-4409.
- [18] A. Jamison, A. Ketsdever and E.P.Muntz, "Gas Dynamic Calibration of a Nano-Newton Thrust Stand", Rev.Sci.Inst., Vol.73,No.10, pp.3629-3637, 2002.
- [19] N. Selden, A. Ketsdever, "Comparison of Force Balance Calibration Techniques for The Nano-Newton Range", Rev.Sci.Inst., Vol.74,No.12, pp.5249-5254, 2003.
- [۲۰] م. حیدری، س. محجوب مقدس، الف. مطلبی، م. غیاثوند، اصول دینامیکی طراحی یک سازه تراست استند و روشهای بهبود پاسخ دینامیکی آن، شانزدهمین کنفرانس سالیانه مکانیک، ۱۳۸۷.
- [8] Sam P. Ragsdale, "Alteration of Thrust Stand Dynamics Using Hydraulic Force Feedback", AEDC-TR-67-232, 1967.
- [9] Forrest B. Smith, Jr., Edward R. Feicht, "The Feasibility of a Closed Loop Multiple Component Rocket Thrust Stand", AEDC-TR-68-164 1968.
- [10] Nasa Space Vehicle Design Criteria, "Captive-Fired Testing of Solid Rocket Motors", NASA SP-8041, March 1971.
- [11] J. Pearson, R. E. Thaller and D. L. Banazak, "Test Report on Vibration Measurements on a Lightweight MHD Generator Channel", AFFDL-TM-77-4, September 1977.
- [12] C. J. Moening, F. J. Benedetti, "Vibration and Shock Data from The Athena Booster", Bulletin Shock and Vibration, 1985.
- [13] R. McAmis, "an Analysis Tool for Assessing Dynamic Response of a Rocket Motor" Sverdrup Technology, Inc. Arnold Air Force Base, Tennessee, AIAA-91-2424, 1991.
- [14] R. B. Runyan, J. P. Rynd, Jr., and J. F. Seely, "Thrust Stand Design Principles", AEDC Group, Arnold Air Force Base, Tennessee, AIAA-92-3976, 1992.
- [15] K. C. Wong, "Derivation of The Data Reduction Equations for The Calibration of The Six-Component Thrust Stand in the CE-22 Advanced Nozzle Test Facility", NASA TM-2003-212326, 2003.
- [16] Zack N. Brimhall, Joseph P. Atkinson, Daniel R. Kirk, and Henry G. Peebles, "Design of a Novel Six Degree of Freedom Solid Rocket Motor Test Stand", Florida Institute of Technology, Melbourne, FL, 32901, AIAA 2007-5331.
- [21] D.E.Newland, "Random Vibration and Spectral Analysis", McGraw-Hill Publisher, First Edition 1969.
- [22] S. M. Kay, "Modern Spectral Estimation: Theory and Application", Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1988.
- [23] S. L. Marple, Jr., "Digital Spectral Analysis with Applications", Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1987.
- [24] Dave S. Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment", John Willy & Sons, inc., Third Edition, 2000.
- [25] John E. Freund, Gary A. Simon, "Statistics", Prentice-Hall international Editions, Fifth Edition, 1991.
- [26] N. Michael Chun-Yung, "Airframe Structural Design", Lockheed Aeronautical Systems Company Burbank, California, 1988.