

تحلیل عددی و تجربی افزایش فشار در یک محفظه احتراق آزمایشگاهی

سید سینا طباطبایی منش^{*}، روح ا... طاهری نژاد^۲، علی سرداری^۳

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

۲- دکتری، دانشگاه گیلان، دانشکده مهندسی مکانیک

۳- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی مکانیک

*نویسنده مخاطب، shamsr.taher93@gmail.com

چکیده

هدف از این تحقیق، بررسی و شناسایی عامل افزایش فشار یک محفظه احتراق آزمایشگاهی در دو تست استاتیک و ارائه راهکار برای جلوگیری از آن می باشد. محفظه احتراق آزمایشگاهی مورد نظر این تحقیق، یک موتور پیشران فضایی چهار تکه می باشد که در طراحی آن از بالستیک داخلی موتور بوستر شاتل و سازه موتورهی مقیاس کوچک بوستر آریان پنج الگوبرداری شده است. ابتدا خلاصه ای از عوامل موثر در شکست موتورهی پیشران فضایی ارائه شده و سپس روش طراحی موتور مقیاس کوچک و پیش بینی عملکرد بالستیکی آن مورد بحث قرار گرفته است. در ادامه به موفقیت آمیز بودن اولین تست و شکست تست های دوم و سوم موتور و نتایج آن اشاره شده است. برای ارزیابی دلایل شکست موتور های دوم و سوم در تست استاتیک، عوامل احتمالی در پدیده شکست موتور مورد بحث و ارزیابی قرار گرفته و در نهایت دلیل اصلی شکست موتورها مشخص گردیده است. خطای انسانی در تعریف فرآیند مونتاژ قطعات گلوبی و در نتیجه بسته شدن مسیر خروج گازهای حاصل از احتراق موتور، مهمترین دلیل شکست در این پروژه بوده است.

کلیدواژه‌ها: افزایش فشار، موتور پیشران فضایی، محفظه احتراق

۱- مقدمه

شکست یک موتور پیشران فضایی در رسیدن به مأموریتش، اثر مستقیمی روی دو مقوله اقتصادی و علمی یک کشور می گذارد [1]. دلایل اصلی شکست را می توان در عوامل انسانی، عیوب طراحی، خرابی مواد، شرایط و محیط بیش از حد مجاز و ترکیبی از این موارد خلاصه نمود [2]. شکست یک موتور پیشران فضایی هم بوسیله خطای حین عملکرد یا عیب حین تولید ایجاد می شود. خطای انسانی مبنی بر استقلال فردی است و نیازمند حل در سطح فردی می باشد. عوامل انسانی دلیل ۸۰٪ تا ۹۰٪ تمام انواع حوادث در اغلب موارد می باشد. بدیهی است که خطای انسانی مهمترین عامل در خرابی ها و حوادث می باشند و آموزش و تحصیل می تواند از آن اجتناب کند [3]. با این حال عیوب تولید می توانند با تحلیل خرابی و لحاظ موارد توصیه شده بوسیله تحلیلگران حل شوند. خرابی یک موتور پیشران فضایی می تواند شامل خرابی بدنه، خرابی نازل، خرابی سازه، خفگی گلوبی، خرابی چسبندگی لاینر و خرابی آتشزنه باشد [1]. در سیستم جدایش موتورهی چند مرحله ای، شوک ناشی از انفجار پیچهای پیروتکنیک می تواند منجر به سوء کارکردهای مصیبت بار اجزاء آن شوند [4]. نتیجه این عیوب سوزش موتور از سربند یا ته بند، انفجار آن جایی نزدیک وسط بدنه و جدایش و پرت شدن سربند یا نازل خواهد بود [5]. از سوی دیگر موتورهی

پیشران فضایی در شرایط انبارداری و سرویس، تنش های حرارتی دینامیکی را تجربه می کنند که با گذشت زمان می تواند باعث احتمال خرابی های سازه های با پیامدهای فاجعه بار حین پرتاب شود [6]. بعضی از محققان روش های مختلف انجام یک تحلیل قابلیت اعتماد با مضمون تابع توزیع احتمال را با یکدیگر مقایسه می کنند. [7]. برای پایه ریزی قابلیت اساسی برای شناسایی زود هنگام خرابی حین فاز صعود از زمین از روشهای تخمین چند متغیره بهینه استفاده شده است که در آن تمرکز اصلی بر روی شرایط عیبی است که منجر به یک شکاف در بدنه موتور پیشران فضایی یا روی اتصالات آن می شود [8]. بسیاری از شکست های سازه ای موتور در تست های استاتیک اتفاق می افتد. لذا بارهای وارد بر سازه موتور باید با دقت بسیار زیاد در محاسبات استحکام و ستگی مورد توجه قرار گیرند [9].

موتور مورد نظر مقیاس ۱ به ۳۰ موتور پیشران فضایی بوستر شاتل فضایی می باشد که به منظور پروژه مدلسازی و کنترل نوسانات فشار آبرواکوستیکی طراحی، ساخت و تست گردید [10]. تست اول موتور با موفقیت انجام شد، اما تست های دوم و سوم بطور غیر منتظره ای با انفجار و شکست مواجه گردید. اما با شناسایی عامل شکست، تست های چهارم به بعد روند عادی خود را در پیش گرفت.

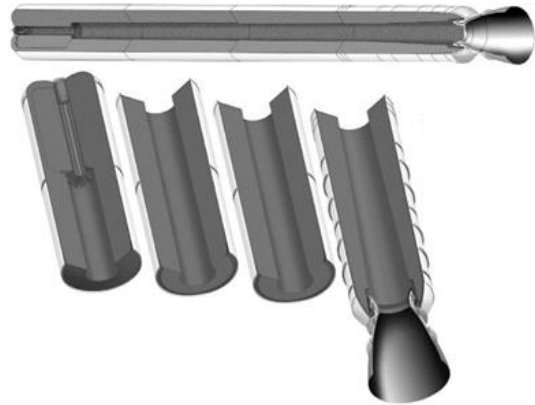
۲- بوسترهای پیشران فضایی شاتل

هر یک از موتورهی پرتابگر شاتل شامل چهار بخش با پیشران فضایی می باشد. تکه جلویی گرین پرتابگر شاتل دارای دو مقطع ستاره 11 پره در سمت سربند و مقطع استوانه ای توخالی و دو تکه میانی و تکه انتهایی دارای گرین مخروطی با شیب ملایم می باشند. شکل ۱ طرح گرین پرتابگر شاتل را نشان می دهد [11]. موتور پرتابگر شاتل فضایی با نرخ سرعت سوزش 9.347 mm/s در فشار متوسط 43 bar دارای طول 38442 mm و قطر 3710 mm با وزن کل سوخت موتور 502126 kg می باشد. این موتور از ابتدا تا انتهای سوزش، تراست متوسط 1180 tone را در زمان تقریب 123.6 s ایجاد می نماید [12]. در شکل ۲ نتایج حاصل از داده بردای فشار و تراست تست استاتیک موتور پرتابگر شاتل بطور هم زمان آورده شده است. در این شکل بجز بازه زمان صفر تا 40 s، تطابق بسیاری خوبی بین تراست و فشار وجود دارد [13].

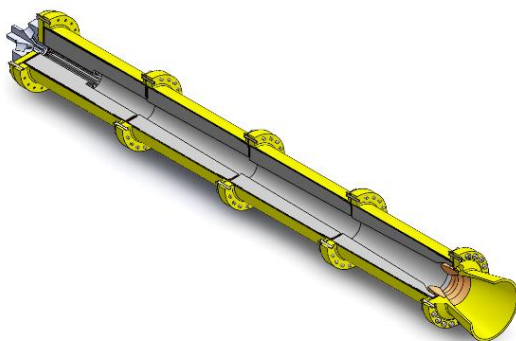
در ۲۸ ژانویه ۱۹۸۶، یکی از بوستر های پیشران فضایی شاتل فضایی چلنجر به فاصله کمی پس از پرتاب منفجر شد و جان ۷ سرنشین پروازی اش را گرفت. مشاهدات نشان می داد که قبل از انفجار شعله ای روی بدنه یکی از بوسترهای پیشران فضایی آن گسترش یافت. دلیل هوای سرد بین ۱- تا ۲- درجه سانتیگراد، اورینگها سخت تر شده و الاستیسیت خود را از دست دادند و باعث خرابی در آب بندی شدند [14].

$$P = \left(\frac{A_b}{A_t} a \rho_p c^* \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (1)$$

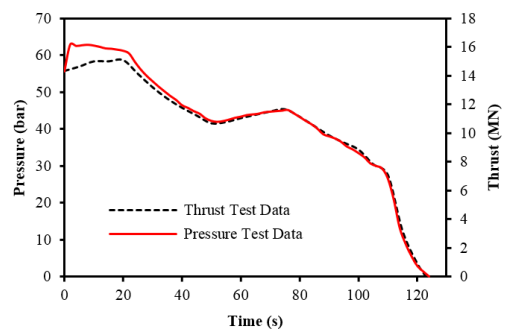
که در آن A_t سطح گلوبی نازل، ρ_p چگالی سوخت و c^* سرعت مشخصه گازهای حاصل از احتراق می باشد [21]. مقدار a و n عبارتند از ضریب و توان فشار که از تست سوزش سوخت در مشعل رشته ای یا همان بمب کرافورد بدست می آیند. برای سوخت پرتابگر شاتل $n = 2.499$, $a = 0.35$ و سوخت نمونه پروژه $n = 0.4726$, $a = 1.531$ لحاظ شده است. شکل ۴ مقایسه منحنی فشار- زمان حاصل برای داده های تجربی فشار بوستر شاتل با داده های فشار محاسبه شده از پیش بینی عقب روی گرین با ضرایب فشار هم برای شاتل و هم نمونه استفاده شده در مقیاس کوچک را نشان می دهد.



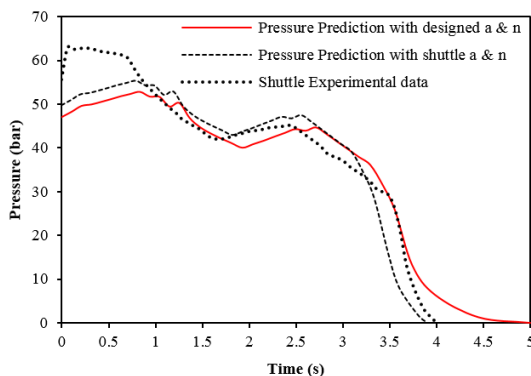
شکل ۱: پیکره بندی گرین اجزاء پرتابگر شاتل فضایی



شکل ۳: موتور مقیاس کوچک بوسترهای شاتل



شکل ۲: منحنی نمایش هم زمان نتایج داده برداری تراست و فشار از تست استاتیک پرتابگر شاتل فضایی



شکل ۴: پیش بینی منحنی فشار- زمان موتور مقیاس کوچک و پرتابگر شاتل فضایی

۴- تست استاتیک و نتایج آن

موتور مقیاس کوچک در سه فروند و سه روز مختلف با استفاده از استند مشابه شکل ۵ بصورت افقی در دمای نرمال تست استاتیک گردید. استند تست روی یک سکوی بتنی سوار گردیده است. سنسور اندازه گیری تراست روی سکوی مقابل موتور و سنسور اندازه گیری فشار روی بدنه موتور نصب شد. شکل ۶ نتیجه حاصل از اولین تست استاتیک موتور مقیاس کوچک و مقایسه آن با پیش بینی عملکرد را نشان می دهد.

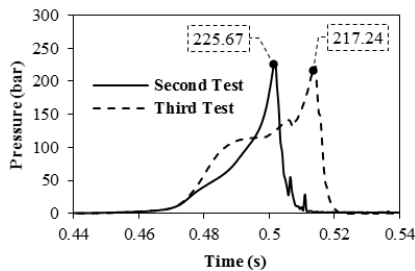
علی رغم اینکه اولین موتور مقیاس کوچک با موفقیت تست گردید و تنها اشکال آن وجود یک پیک فشاری حدود ۸۰ بار در مرحله گذرای شروع موتور بود، تست دوم تکرارپذیری آن بدلیل بالا رفتن پیک فشار مرحله گذرای شروع موتور تا ۲۲۵ بار با شکست در لحظه شروع به کار

۳- موتور مقیاس کوچک بوستر شاتل

پارامترهای بی بعد در طراحی موتور مقیاس کوچک با استفاده از اصول تشابه و تحلیل ابعادی به روش تئوری پی باکینگهام [15] انجام پذیرفت. این تئوری کاربرد متداولی در فرآیند طراحی حامل های فضایی دارد. دلیل اصلی استفاده از تئوری پی باکینگهام، پیش بینی رفتار حامل در مسیر حرکت می باشد [16]. همچنین مقیاس زنی در پیش بینی دینامیک کاوشگر مریخ که امکان تست با نمونه اصلی در آن وجود نداشت، مورد استفاده قرار گرفته است [17]. برای تشابه کامل بین موتور اصلی و مقیاس کوچک، باید تشابه هندسی، سینماتیکی و دینامیکی برقرار باشد. برای برقراری تشابه دینامیکی باید علاوه بر تشابه هندسی و سینماتیکی، مقیاس در وزن سوخت و تراست بین موتورهای مقیاس کوچک و مقیاس اصلی رعایت شود [18].

ابعاد گرین موتور مقیاس کوچک دقیقاً مقیاس 1:31 پرتابگر شاتل فضایی بوده و اتصال بین بخش های موتور جهت سهولت مونتاژ و دیمونتاژ از نوع فلنج انتخاب شده است [19]. شکل ۳ نمای سه بعدی موتور مقیاس کوچک طراحی شده با قطر بیرونی 122 میلیمتر، طول 1270 میلیمتر و قطر گلوبی 45 میلیمتر را نشان می دهد. برای ساخت موتور مقیاس کوچک از بدنه های استوانه ای جدارنازک آماده و جوشکاری آن به فلنجهایی که قبلاً تراشکاری و آماده شده، استفاده شده است. سازه موتور برای اطمینان از تحمل فشار عملکردی با فشار 80 bar تست هیدروستاتیک شد.

با استفاده از داده های محاسبه شده از عقب روی سطح سوزش A_b و معادله دی جرمی درون محفظه موتورهای پیشران فضایی با اغماض از وجود انباشتگی جرم درون محفظه [20]، فشار موتور عبارت خواهد شد از:



شکل ۷: منحنی فشار حاصل از تست موتورهای دوم و سوم

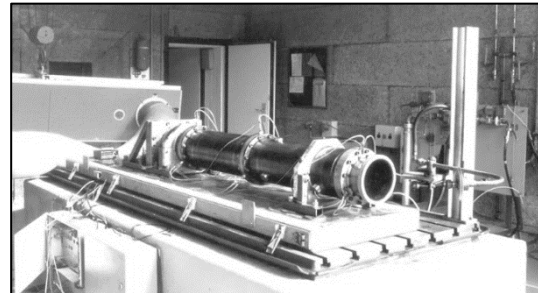
از جمله عوامل دخیل در محاسبات فشار بالستیک داخلی می توان به قطر گلوبی، عقب روی گرین، سرعت سوزش، سطوح سوزش، سرعت سوزش و چگالی موتور اشاره کرد. با توجه به اینکه موتور مهندسی معکوس در مقیاس ۱ به ۳۰ موتور بوستر شاتل فضایی می باشد، تمام پارامترهای فوق الذکر عیناً مشابه نمونه اصلی در نظر گرفته شده است و به جز مقیاس خوردن در قطر گلوبی و سطح سوزش، هیچگونه تغییری در آن داده نشده است. مقایسه سطوح سوزش و مقیاس اصلی کاملاً گواه بر انطباق صحیح طراحی می باشد. همچنین مطابق با شکل (۱)، منحنی های فشار زمان نیز در هر دو حالت با هم مطابقت دارند. لذا احتمال اشتباه در پیش بینی بالستیکی موتور منتفی می باشد.

درصد بار جامد بوستر شاتل و موتور های اول تا سوم با هم برابر بوده است. از سوی دیگر تست اول با وجود پیک فشاری اولیه بالا، موفقیت آمیز بوده است و در تست دوم و سوم نیز هم انرژی و هم ضریب حساسیت فشاری کاهش یافته است و انتظار تعدیل موتور در فشار اولیه و کارد می رود. از سوی دیگر محاسبات تئوری نیز نشان می دهد، تغییرات ضریب حساسیت فشاری تغییر چندانی در منحنی فشار زمان و پیک فشاری موتور ایجان نمی کند. لذا احتمال تأثیر این مورد در انفجار موتور بعید به نظر می رسد.

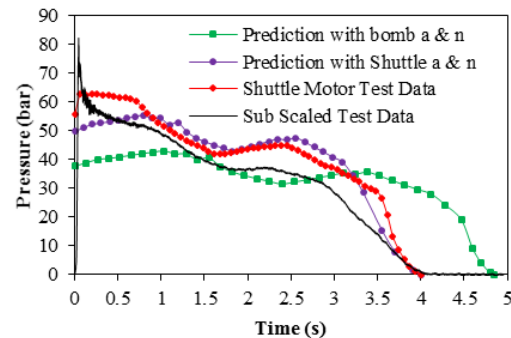
فشار داخل آتشزنه موتور در تست بین ۳۵۰ تا ۵۰۰ بار ثبت شده است و فشار ناشی از دمش محصولات آن در موتور نیز حدود ۴۰ بار در محاسبه و ۲۰ بار در تست دامی ثبت شده است. لذا اگر پیک فشار موتور در تست اول ۱۱۰ بار ثبت شده است، شاید بتوان گفت که فشار خود موتور بین ۷۰ تا ۹۰ بار می باشد. لذا برای اجتناب از نگرانی اثر آتشزنه، در تست دوم باروت ریز استفاده شد که فشار درون آتشزنه در این حالت ۲۰۰ بار و فشار درون موتور نیز ۱۶ بار ثبت گردید. همین آتشزنه نیز برای تست سوم استفاده شد. لذا ملاحظه می شود که آتشزنه نیز تعدیل یافته است و احتمال شکست از جانب آتشزنه نیز منتفی می باشد.

تنها عامل باقی مانده، تنگ شدن یا مسدود شدن گلوبی می باشد. چه عاملی می تواند وجود داشته باشد که باعث کم شدن سطح گلوبی شود. درون موتور به جز سوخت و عایق های انتهایی، هیچ ماده خارج شونده ای وجود ندارد. لذا باید یک پدیده مکانیکی در کاهش سطح گلوبی رخ دهد. قطر گلوبی موتور مقیاس کوچک مورد نظر در این پروژه ۴۵ میلیمتر می باشد. محاسبات نشان می دهد برای آنکه موتور بتواند پیک فشاری بالای ۲۰۰ بار را تجربه کند، بلید گلوبی از ۴۵ تا ۲۸.۵ میلیمتر کاهش یابد. شکل ۸ نتیجه محاسبات را نشان می دهد.

موتور و جدایش از محل اتصال فلنج بین بخش های اول و دوم گردید. جالب توجه آن است که در تست دوم برای تعدیل پیک فشاری تست اول، از سوخت معتدل تری استفاده شده و مقدار جرم شارژ آتشزنه کاهش یافته بود و سایر مراحل تولید و پیکره موتور دقیقاً مشابه به تست اول بود.



شکل ۵: استند تست استاتیک استفاده شده جهت ارزیابی موتور

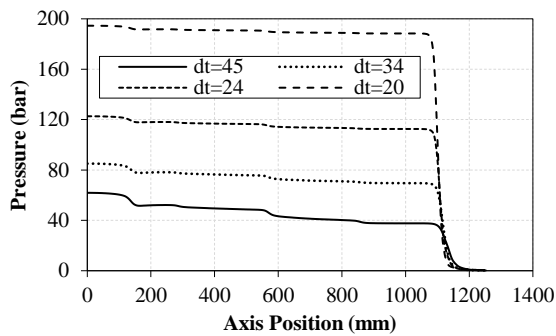


شکل ۶: منحنی فشار تست استاتیک اول موتور مقیاس کوچک و مقایسه با پیش بینی عملکرد

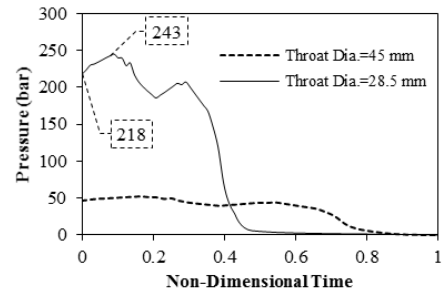
در تست سوم با توجه به بررسی های کارشناسی صورت پذیرفته، مقرر شد بار جامد مقداری کاهش یابد. اما متأسفانه تست سوم نیز دقیقاً مشابه با تست دوم با پیک فشار ۲۱۷ بار مواجه گشته و در عرض ۰/۰۴ ثانیه از محل اتصال فلنج بین بخش های اول و دوم و همچنین دوم و سوم جدا شد. شکل ۷ منحنی فشار تست دوم و تست سوم موتور را نشان می دهد.

۵- بررسی دلایل احتمالی شکست

علی رغم تست اول موفق موتور با یک پیک فشاری اولیه ۱۱۰ بار، موتورهای دوم و سوم، پیک فشاری بسیار بالایی حدود ۲۱۰ تا ۲۳۰ بار را تجربه نمودند. در این خصوص باید عوامل احتمالی موثر در پیک فشاری اولیه را بررسی نمود. فشار بیش از حد بدنه و شکست سازه موتور [9] می تواند ناشی از پدیده هایی باشد که عبارتند از: وجود یک تغییر شیمیایی مهم در سوخت، آسیب به موتور حین جابجایی، انسداد گلوبی نازل، اشتباه در پیش بینی بالستیکی و عقب روی گرین، انرژی بسیار بالای سوخت، و عملکرد نادرست آتشزنه [22]. ذیلاً هر یک از این عوامل ارزیابی خواهند شد.



شکل ۱۰: مقایسه کانتور فشار در طول موتور برای هر گلولی



شکل ۸: اثر قطر های مختلف گلولی بر منحنی فشار موتور

۶- حل عددی

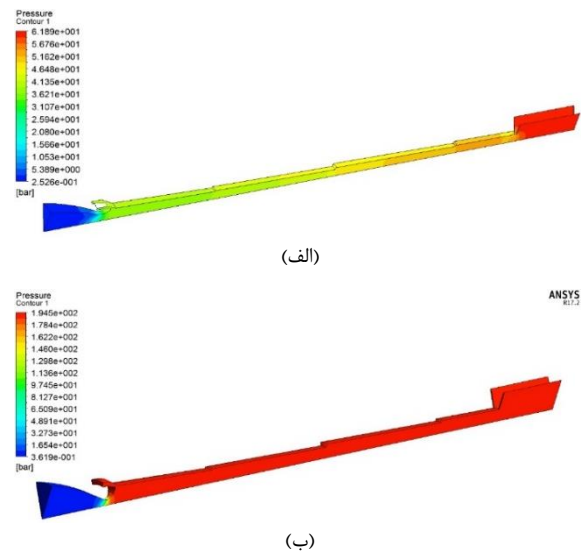
برای بررسی بیشتر، با استفاده از نرم افزار ANSYS-FLUENT، جریان بصورت سه بعدی حل شده است. در تحلیل CFD، احتراق لحاظ نشده و جریان بصورت داغ، ویسکوز، گاز ایده آل در نظر گرفته شده است. برای بررسی اثرات اغتشاش از مدل $k - \omega SST$ استفاده شده است. علی رغم اینکه بهره گیری از حل گذرا بهتر و دقیقتر می باشد، بدلیل محدودیت در فضای محاسباتی، از حل پایا استفاده و گام زمانی و معیار همگرایی به ترتیب 10^{-6} و 10^{-4} s در نظر گرفته شده است. خواص گاز شامل حرارت ویژه، هدایت گرمایی، ویسکوزیته و وزن مولکولی به ترتیب 1901 J/Kg.°K، $0.034 \text{ W/m}^{\circ}\text{K}$ ، $9 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s}$ و 28.23 Kg/Kmol لحاظ شده است. شکل ۱۰ نتایج کانتور فشار برای گلولی های به قطر 45 mm و 20 mm و شکل ۱۱ مقایسه کانتور فشار در طول موتور برای هر گلولی را نشان می دهد.

۷- بحث

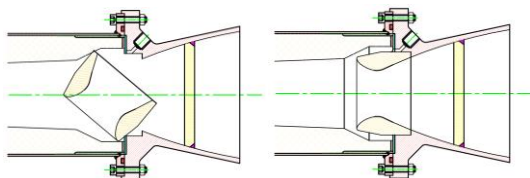
همانطور که از شکل ۱۱ مشاهده می گردد، با کاهش قطر گلولی، فشار موتور بطور ناگهانی افزایش یافته است. علاوه بر این در الگوی منحنی فشار، پله های کاهشی از سمت سر موتور به سمت نازل مشاهده می گردد. در بررسی های انجام شده در هر سه موتور بعد از تست مشاهده گردید که گلولی از جای خود خارج شده و درون موتور افتاده است. روند مونتاژ گلولی به این صورت بود که از چسب بین گلولی و بدنه فلزی نازل استفاده می شد. بعد از مونتاژ و خشک شدن چسب نیز نازل بصورت معلق در زوایای گوناگون قرار گرفته و هیچگونه جابجایی در گلولی قبل از تست مشاهده نمی شد. لذا گمان بر آن بود که بدلیل چسب بین گلولی فلزی و محل نشست آن در نازل بدلیل حرارت بالای موتور، پس از اتمام سوزش موتور، خاصیت خود را از دست داده و لذا گلولی از جای خود به درون موتور افتاده است.

نکته قابل تأمل آن است که بدلیل خطای تراشکار، انطباق گلولی با محل نشست آن در نازل که بصورت پرس طراحی شده بود، رعایت نشد و لذا در تست اول از خشن نمودن سطح نشست روی نازل برای ایجاد اصطکاک بالا و گیر قطعه گلولی همراه با آغشته سازی به چسب استفاده شد. اما در تست دوم و سوم فقط آغشته سازی گلولی به چسب بدون خشن نمودن سطح نشیمن نازل صورت پذیرفت و بدلیل ثابت شدن گلولی پس از خشک شدن چسب و عدم تحرک پذیری آن، انتظار آن می رفت با وجود جبهه شعله پر فشار پشت نازل، گلولی نه تنها از جای خود خارج نشود، بلکه در جای خود بی حرکت بماند.

اما واقعیت جز این بود. شوک ناشی از احتراق آتشزنه و برخورد موج فشاری آن به درپوش تراکم و ته بند موتور، باعث برگشت یک موج فشاری به درون موتور شده است و چون در موتور دوم و سوم از سمبه نشان کردن نشیمنگاه نازل استفاده نشده بود، موج فشاری برگشتی مطابق با شکل ۱۱ باعث در آمدن و چرخش گلولی از محل خود و مسدود یا نیمه مسدود شدن مسیر می گردد و در نتیجه فشار درون موتور بالا رفته و انفجار رخ می دهد.



شکل ۹: نتایج کانتور فشار برای قطر گلولی (الف) 45 mm و (ب) 20 mm



همانند تست موفق اول می ماند که آن هم با تغییری که در فرمولاسیون سوخت موتور تست سوم انجام شد، تعدیل خواهد یافت. طی یک تحلیل هندسی انجام شده، کوتاه کردن جزئی سر پره های بخش اول موتور می تواند باعث کاهش پیک فشاری و جابجایی آن به ثانیه های بعد از مرحله گذاری موتور شود.

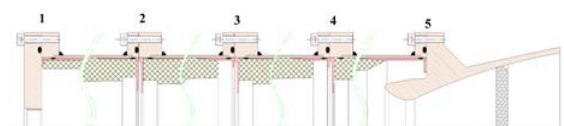
References

- [1] K. M. Pandey and P. Bose, "Structural Failure Analysis of Rocket Motor," *Journal of Environmental Research And Development*, vol. 6, no. 3, pp. 869-872, Jan-March 2012.
- [2] N. Srinivasan and G. Halada, "Engineering Disasters and Learning from Failure," State University of New York at Stony Brook, New York, 2005.
- [3] I. L. May and E. Deckker, "Reducing the risk of failure by better training and education," *Engineering Failure Analysis*, vol. 16, pp. 1153-1162, 2009.
- [4] J. Lee, D. H. Hwang and J. H. Han, "Study on pyroshock propagation through plates with joints and washers," *Aerospace Science and Technology*, vol. 79, pp. 441-458, August 2018.
- [5] M. McBurnett and A. Whitmore, "Rocket Autopsies; Part 1: Analysis of Motor Failures," *ROCKETS MAGAZIN*, pp. 12-15, December 2010.
- [6] D. H. Smith and S. Y. Ho, "Analysis of Measured Stress Data in a Solid Rocket Motor," *ANZIAM*, vol. 42, pp. 1305-1327, 2000.
- [7] V. Chabridon, M. Balesdent, J. M. Bourinet, J. Morio and N. Gayton, "Evaluation of failure probability under parameter epistemic uncertainty: application to aerospace system reliability assessment," *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, pp. 526-537, October 2017.
- [8] D. Gorinevsky, R. W. Mah and D. Timucin, "Early Detection of Solid Rocket Motor Case-Breach Failure," in *AIAA GN&C Conference*, 2007.
- [9] G. S. F. Center, "STRUCTURAL STRESS ANALYSIS," *PREFERRED RELIABILITY PRACTICES*, pp. 1-10, 1996.
- [10] R. Taherinezhad and G. R. Zarepour, "Design and Test of Sub Scaled Motor for Evaluation of Pressure Oscillations," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 18, no. 5, pp. 38-46, 2018.
- [11] R. S. FRY, "SOLID PROPELLANT TEST MOTOR SCALING," 2001.
- [12] M. R. Lara, "ATK Space Propulsion Products Catalog," ATK, 2008.
- [13] C. Ralston, "RSRM Design and Manufacturing Baseline," ATK, 2005.

(الف) (ب)

شکل ۱۱: مراحل خارج شدن گلوبی از جای خود بر اثر شوک آتش اولیه

زمان کارکرد موتور در تست دوم ۰/۰۴ ثانیه بوده و فشار در این مدت بلافاصله به مقدار پیک بین ۲۱۲ تا ۲۲۷ بار رسیده است. جدول (۲) فشار هر یک از سنسورهای ۱ تا ۵ را (شکل ۱۲) در این تست نشان می دهد. همانگونه که از این جدول ملاحظه می شود سنسورهای ۵ و ۶ فشار فشار حدود ۷۵ بار را نشان می دهد. اما سنسورهای ۱ تا ۳ فشار متفاوت بسیار بالایی را نشان می دهند. در واقع با بسته شدن گلوبی، موج فشاری در خلاف جهت خروج جریان شکل گرفته و در بخش های ۱ و ۲ موتور با موج فشار کارکرد طبیعی موتور جمع شده است.



شکل ۱۲: محل نصب سنسورهای فشار روی موتور مقیاس کوچک

زمان عملکرد موتور در تست سوم نیز ۰/۰۴ ثانیه بوده است. جدول ۱ داده های سنسور فشار در موقعیت های مختلف را نشان می دهد. در این موتور نیز فشار سنسورهای ۴ و ۵ حدود ۸۰ بار اما سنسورهای ۱ تا ۳ فشار پیک بسیار بالای حدود ۲۱۶ بار را نشان می دهند.

جدول ۱: داده های سنسور فشار در موقعیت های مختلف

موقعیت سنسور فشار					
تست	۱	۲	۳	۴	۵
اول	۱۱۷	۱۱۰	۱۰۷	۹۴	۹۱
دوم	۲۲۷	۲۱۲	۲۲۴	۷۷	۷۵
سوم	۱۱۲	۱۰۸	۱۰۳	۸۲	۸۰

۸- نتیجه گیری

نتیجه گیری کلی بحث فوق للذکر آن است که خروجی گلوبی از جای خود بدلیل شوک ناشی از عملکرد آتشنه باعث مسدود شدن جزئی یا کلی مسیر خروج جریان و انفجار موتور شده است. لذا گلوبی باید گیر مکانیکی با بدنه فلزی نازل داشته باشد تا این مشکل برطرف گردد. مطابق با جدول ۱، مقایسه بین پیک فشار ثبت شده توسط سنسورها و تغییرات خواص سوخت در تست اول و دوم نشان می دهد که کاهش فشار در سنسورهای ۴ و ۵ طبیعی می باشد و انتظار می رفت که سنسورهای ۱ و ۲ به ترتیب ۹۰، ۹۳ و ۱۰۰ بار را تجربه کنند اما موج فشاری بر خلاف جهت حرکت جریان این مقادیر را افزایش داده است. مقایسه بین داده های تست سوم با تست های اول و دوم نشان می دهد که موتور تست سوم تا ۰/۰۲ ثانیه اول مانند موتور تست اول کار کرده است اما از این ثانیه به بعد فشار بالا رفته و رفتار موتور تست سوم مانند موتور تست دوم شده است. نتیجه گیری کلی بحث فوق الذکر آن است که:

- ۱- خروجی گلوبی از جای خود بدلیل شوک ناشی از عملکرد آتشنه باعث مسدود شدن جزئی یا کلی مسیر خروج جریان و انفجار موتور شده است. لذا گلوبی باید گیر مکانیکی با بدنه فلزی نازل داشته باشد تا این مشکل برطرف گردد.
- ۲- با برطرف شدن مشکل انفجار موتور، فقط مشکل پیک اولیه موتور

- [14] A. J. McDonald, "Solid Rocket Motor Failure," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, pp. 1-8, 2010.
- [15] R. F. STEIDEL, V. CASTELLI, J. W. MURDOCK and L. MEIROVITCH, "Mechanics of Solids and Fluids," in *MARKS' STANDARD HANDBOOK FOR MECHANICAL ENGINEERS*, California, Berkeley, McGraw-Hill Companies, 1999, p. 79.
- [16] U. A. NIMIS, "METHOD FOR OBTAINING EMPIRICAL CORRELATIONS FOR PREDICTION CRACK PROPAGATION IN A BURNING SOLID PROPELLANT GRAIN," PENNSILVANIA STATE UNIVERSITY, 1988.
- [17] A. I. Moreno, A. Jarzabek, M. A. Gonza'lez and J. M. Perales, "Optimizing multidisciplinary scaled tests in terrestrial atmosphere for extraterrestrial unmanned aerial vehicle missions," *Aerospace Engineering*, vol. 230, no. 1, pp. 77-89, 2016.
- [18] M. Prévost, A. Le Quellec and J. C. Godon, "Thrust Oscillations in reduced Scale Solid Rocket Motors, A new configuration for the MPS of Ariane 5," in *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, 2006.
- [19] Y. Fabignon, J. Dupays, G. Avalon, F. Vuillot, N. Lupoglazoff, G. Casalis and M. Prévost, "Instabilities and pressure oscillations in solid rocket motors," *Aerospace Science and Technology*, vol. 7, pp. 191-200, 2003.
- [20] R. I. Reis, W. K. Shimote and L. C. Pardini, "Degradation in the nozzle materials of subscale motor in a static firing test," *UNIFA*, vol. 29, no. 1, pp. 17-26, 2016.
- [21] A. Parhi, V. Mahesh, A. Shaji, G. Levin, P. J. Abraham and V. Srinivasan, "Challenges in the development of a slow burning solid rocket booster," *Aerospace Science and Technology*, vol. 8, no. 4, p. 8, 2015.
- [22] F. M. Gomes, "Internal Ballistics Simulation of a Solid Propellant Rocket Motor," Covilha, 2013.