



طراحی و تست موتور مقیاس کوچک جهت تحلیل نوسانات فشار

روح الله طاهری نژاد¹، غلامرضا زارعپور^{2*}

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت

*رشت، صندوق پستی 51665-315، zarepour@guilan.ac.ir

چکیده

تحلیل نوسانات فشار موتورهای موشک سوخت جامد با استفاده از تست‌های استاتیک به علت هزینه بالای آن‌ها در موتورهای با اندازه‌های بزرگ، بسیار محدود بوده و بررسی پارامترهای مختلف تقریباً غیرممکن می‌باشد. برای حل این مشکل، به طراحی موتور مقیاس کوچک برای موتور نمونه اصلی موردنظر پرداخته می‌شود. در این مقاله ابتدا روند طراحی یک موتور مقیاس کوچک چهار جزئی با نام 1881 با مقیاس 1:31 با الگوبرداری از پرتابگر شاتل فضایی و آریان 5 در مدل‌سازی و شبیه‌سازی مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. پارامترهای مدل‌سازی و طراحی موتور مقیاس کوچک با استفاده از روش پی باکینگهام به‌طور خلاصه ارائه و سپس مشخصات عملکردی و ابعادی و روش تحلیل داده‌ها نیز بیان گردیده است. برای ارزیابی موتور طراحی شده، سه تست موفق انجام شد و داده‌های فشار برحسب زمان و همچنین نوسانات آن‌ها مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که علی‌رغم استفاده از تئوری پی باکینگهام در مقیاس‌زنی موتور سوخت جامد، شیمی و سوزش سوخت متأثر از خطاهای بمب کرافورد و جریان واقعی محصولات احتراق بوده و در بیشتر موارد تصحیح خطا بین داده‌های سوخت از بمب کرافورد و آنچه در موتور به کار می‌رود، اجتناب ناپذیر است. از سوی دیگر وجود حجم خالی در ابتدای گرین و مابین بخش‌های میانی، نقش مهمی در نوسان‌سازی فشار داشته و پس از اتمام سوزش یا کوچک شدن، نوسانات نیز یکنواخت می‌گردند.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 25 آبان 1396

پذیرش: 20 اسفند 1396

ارائه در سایت: 23 فروردین 1397

کلید واژگان:

موتور مقیاس کوچک

نوسانات فشار

پی باکینگهام

سوخت جامد

Design and Test of Sub Scaled Motor for Evaluation of Pressure Oscillations

Roohollah Taherinezhad, Gholam Reza Zarepour*

Department of Mechanical Engineering, University of Guilan, Rasht, Iran

*P.O.B.51665-315 - Rasht, Iran, zarepour@guilan.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 16 November 2017

Accepted 11 March 2018

Available Online 12 April 2018

Keywords:

Sub scaled motor

Pressure oscillation

Buckingham's Pi

Solid propellant

ABSTRACT

Evaluation of pressure oscillation of solid rocket motors in actual conditions requires static tests. These tests have a large application in evaluation of motor various parameters effect on its operation. Using of these tests are very limited due to their high costs and so, evaluation of various parameters is nearly impossible. To solve this problem, sub scaled solid rocket motor must be designed. In this paper, designing process of space shuttle sub scaled solid boosters, called 1881, with scale 1:31 has been proposed. Space shuttle and ariane 5 boosters have been argued to modeling and simulation. Sub scaled motor modeling and design parameters using Buckingham's Pi theorem and then, operation and dimensional properties have been presented. Three tests for evaluation of designed motor were done successfully and pressure and thrust history and its oscillations have been evaluated. Results show that for facility of fitting and reduction of test cost in subscale motors, using of Tan-Cu in throat instead of graphite and flange design of joints are very useful. Despite of using Buckingham's Pi theorem in solid motor scaling, propellant chemistry and its burning rate are affected of Crawford bomb and real flow of combustion products and in many case, error correction between Crawford and motor data is inevitable. On the other hand, existence of empty volume in forward segments and others, plays an important role in pressure oscillations and after end of burning or reducing, oscillations will be uniform.

1- مقدمه

نوسانات فشار بالستیک داخلی موتور سوخت جامد یکی از دغدغه‌های فعلی طراح سیستمی صنایع هوافضای داخل کشور می‌باشد که تاکنون در قالب پدیده‌های ترموآکوستیک و آیروآکوستیک مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. در خارج کشور نیز طی چند دهه گذشته، تحلیل نوسانات فشار موتورهای سوخت جامد کالیبر بزرگ مانند موتورهای سوخت جامد پرتابگر شاتل فضایی و آریان 5 از اهمیت خاصی برخوردار بوده است [1].

ناپایداری‌های تراست ناشی از این نوسانات، می‌تواند باعث ارتعاشات مخرب لانچر و در معضی موارد انفجار سامانه شود [2]. به دلیل هزینه بالای ناشی از تعداد و تنوع تست‌های استاتیک و اهمیت زمان موردنیاز برای انجام تست موتورهای سوخت جامد با مقیاس اصلی، استفاده از موتورهای مقیاس کوچک باعث می‌شود تا ارزیابی رفتار این نوع موتورها آسان‌تر و کم هزینه‌تر باشد. در این راستا، پیکره‌بندی‌های مختلف با مقیاس 1:15 و 1:35 ساخته و تست شده است [3]. نرخ سوزش پارامتری تعیین کننده در پیش‌بینی عملکرد

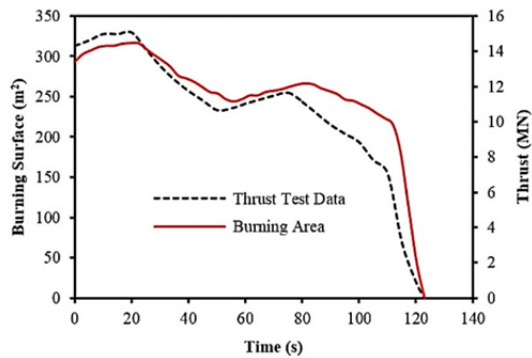


Fig. 2 Comparison between grain regression and thrust data from static test of space shuttle booster

شکل 2 مقایسه پیش‌بینی سطح سوزش موتور پرتابگر شاتل فضایی با تراست

منحنی عقب روی تفاوت‌های مشهودی دارد.

در "شکل 3" نتایج حاصل از داده برداری فشار و تراست تست استاتیک موتور پرتابگر شاتل به‌طور هم زمان آورده شده است. در این شکل بجز بازه زمان صفر تا 40 s، تطابق بسیاری خوبی بین تراست و فشار وجود دارد [11]. "شکل 4"، دامنه و رفتار نوسانات فشار تست استاتیک یکی از موتورهای پرتابگر شاتل را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد دامنه نوسانات بین 0.1- تا 0.1 بار متغیر می‌باشد [12].

2- تحلیل ابعادی و تشابه در موتور 1881

پارامترهای بی بعد در طراحی موتور 1881 با استفاده از اصول تشابه و تحلیل

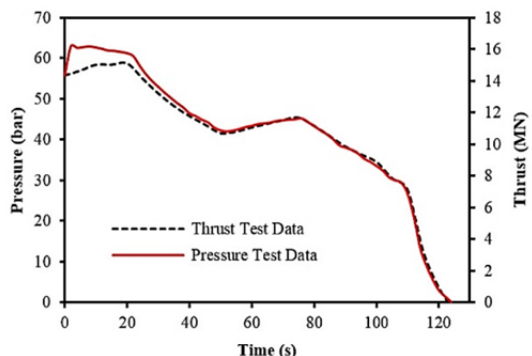


Fig. 3 Simultaneity Indication of pressure and thrust data from static test of space shuttle booster

شکل 3 منحنی نمایش هم زمان نتایج داده برداری تراست و فشار از تست استاتیک پرتابگر شاتل فضایی

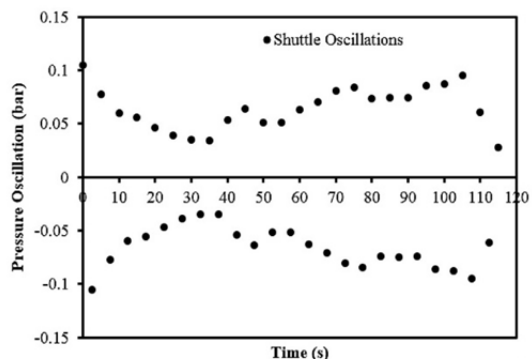


Fig. 4 Pressure Oscillations Amplitude and Behavior of space shuttle booster

شکل 4 دامنه و رفتار نوسانات فشار تست استاتیک یکی از موتورهای پرتابگر شاتل

موتورهای سوخت جامد است و هرگونه خطا در تعیین نرخ سوزش، به‌طور مستقیم بر پیش‌بینی تراست و زمان سوزش اثر می‌گذارد [4]. بهترین روش ارزیابی نرخ های سوزش، تست استاتیک تعداد مشخصی موتور با سوخت واقعی می‌باشد. اما به‌دلایل فرآیندی، هزینه کمتر و اطمینان بالاتر، موتورهای مقیاس کوچک مختلفی نوعاً با کالیبر بین 5 تا 15 سانتی‌متر برای ارزیابی بالستیکی به‌کار برده می‌شوند. استفاده از موتورهای مقیاس کوچک مزایای زیادی نسبت به ابزارهایی مانند بمب کرافورد دارد. زیرا اثرات نوسانات فشار، جریان‌های گردابی، جریان دو فاز، تابش و اثرات سوزش فرسایشی در بمب‌های کرافورد دیده نمی‌شود [5]. از سوی دیگر بسیاری از محققین از تست‌های مقیاس کوچک گاز سرد برای ارزیابی نوسانات فشار استفاده می‌کنند [6] و لذا اثرات واقعی جریان‌های گردابی حاصل از جریان‌های سطحی، حفره‌ها و شیارهای داخل گرین و احتراق سوخت جامد در آن‌ها دیده نمی‌شود. حتی در مواردی هم که سوخت جامد به‌کار گرفته شده [7]، پی‌کره‌بندی گرین، ابعاد و پارامترهای موثر در طراحی بالستیک داخلی رعایت نشده است. این مقاله مربوط به فاز طراحی موتور پروژه‌ای است که جهت مدل‌سازی و کنترل ناپایداری آیرودینامیکی موتورهای سوخت جامد به سفارش سازمان صنایع هوافضا در دانشگاه گیلان انجام شده است. در این پروژه از طرح موتور بوستر شاتل فضایی در طراحی موتور مقیاس کوچک که از این پس با نام موتور 1881 شناخته می‌شود، استفاده شده است. از جمله دلایل انتخاب این موتور می‌توان به دسترسی پذیری نقشه‌ها، اسناد، داده‌ها، به روز بودن و حجم انبوه مطالعات انجام شده در سایر دانشگاه‌های خارج از کشور در این موتور اشاره کرد. هر یک از موتورهای پرتابگر شاتل شامل چهار بخش با سوخت جامد می‌باشد. تکه جلویی گرین پرتابگر شاتل دارای دو مقطع ستاره 11 پره در سمت سریند و مقطع استوانه ای توخالی و دو تکه میانی و تکه انتهایی دارای گرین مخروطی با شیب ملایم می‌باشند. "شکل 1" طرح گرین پرتابگر شاتل را نشان می‌دهد [8].

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 می‌باشد. این موتور از ابتدا تا انتهای سوزش، تراست متوسط 1180 tone را در زمان تقریب 123.6 s ایجاد می‌نماید [9]. در "شکل 2" مقایسه بین تحلیل عقب روی سطح سوزش موتور پرتابگر شاتل با داده‌های تراست حاصل از تست استاتیک آن نشان داده شده است [10]. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، شکل منحنی تراست در واقعیت با شکل

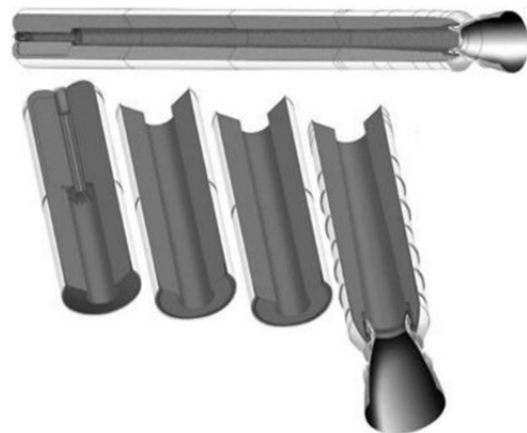


Fig. 1 Grain Configuration of Space shuttle booster segments

شکل 1 پی‌کره‌بندی گرین اجزاء پرتابگر شاتل فضایی

ابعادی ایجاد خواهند شد. روش تحلیل ابعادی برای مقیاس طراحی 1:31 پرتابگر شاتل فضایی با استفاده از تئوری پی باکینگهام [13] انجام خواهد شد. 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 [14]. همچنین مقیاس زنی در پیش بینی دینامیک کاوشگر مریخ که امکان تست با نمونه اصلی در آن وجود نداشت، مورد استفاده قرار گرفته است [15]. برای تشابه کامل بین موتور اصلی و 1881، باید تشابه هندسی، سینماتیکی و دینامیکی برقرار باشد. البته در این پروژه اتصال بخش های موتور به یکدیگر مانند موتور مقیاس کوچک سری LP آریان 5 بصورت فلنچی بوده و از طرح اتصال در موتور اصلی صرف نظر شده است. در موتورهای LP موقعیت اجزاء داخلی نسبت به سربند و نسبت طول به قطر مشابه نمونه اصلی بوده [16] و برای بررسی جریان گردابی از عایق های حرارتی الاستومری یا فلزی و یا ترکیب آن ها در پیشانی سوخت هر یک از بخش ها استفاده شده است [17]. تشابه سینماتیکی نیازمند آن است که موتورهای 1881 و مقیاس اصلی پرتابگر شاتل فضایی علاوه بر تشابه هندسی، مقیاس زمانی را نیز رعایت کنند. از این رو سرعت سوزش سوخت و به دنبال آن سرعت جریان در هر دو موتور یکسان خواهد بود. برای برقراری تشابه دینامیکی باید علاوه بر تشابه هندسی و سینماتیکی، مقیاس در وزن سوخت و تراست بین موتورهای 1881 و مقیاس اصلی رعایت شود [18].

برای تحلیل ابعادی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد، ابتدا تمام پارامترهای موثر باید در نظر گرفته شده و سپس با استفاده از تئوری باکینگهام، تعداد گروه های بی بعد تعیین خواهند شد. البته تعیین و لحاظ این پارامترها بستگی به دقت طراحی دارد [14]. جدول 1 مجموعه پارامترهای به کار گرفته شده در مقیاس زنی پروژه حاضر را نشان می دهد. در این پژوهش تعداد پارامترهای بالستیکی موتور 1881 مطابق با جدول 1 برابر $n = 34$ پارامتر و تعداد ابعاد اصلی تحلیل ابعادی این پارامترهای برابر $r = 4$ پارامتر زمان، مکان، دما و جرم در نظر گرفته شده است. بنابراین براساس تئوری باکینگهام، تعداد گروه های مستقل مورد نیاز برای توصیف این پدیده برابر $n - r = 30$ عدد می باشد. برای تعیین گروه های بی بعد با استفاده از

3- طراحی موتور 1881

با توجه به توضیحات قسمت های قبل و براساس اهداف این پروژه و تجهیزات و داده های موجود در منابع، مقیاس زنی موتور پرتابگر شاتل فضایی با فاکتور 1:31 انجام شده است. با استفاده از تفسیر جدول 2، پارامترهای مهم مقیاس زده شده در جدول 3 نشان داده شده است. به عنوان مثال با توجه به π_{16} ، زمان و ابعاد هندسی مقیاس خورده است، لذا سرعت سوزش مقیاس نمی خورد. همچنین با توجه به π_{25} ، از آن جا که فشار محیط در هر دو حالت مقیاس اصلی و کوچک ثابت است، لذا فشار درون محفظه 1881 نیز مانند نمونه اصلی خواهد بود.

همان طور که گفته شد، الگوی طراحی سازه موتور 1881 از طرح موتورهای مقیاس کوچک سری LP آریان 5 اتخاذ شده که در نمونه LP9 آن در "شکل 5" نشان داده شده است. به کارگیری نازل غوطه ور در موتور LP9 برای ارزیابی پدیده جریان گردابی ناشی از حفره نازل غوطه ور و نوسانات فشار آن بررسی شود [18]. با الگوبرداری از موتور LP9 و الزام تشابه هندسی، دماغه همگرایی نازل موتور 1881 مانند بوستر شاتل از نوع غوطه ور طراحی گردیده و جنس آن برای دستیابی به تکرارپذیری تست ها و جلوگیری از اتلاف وقت و صرف هزینه تراش کاری گرافیت در هر تست، از تنگستن- مس انتخاب شده است.

ابعاد گرین موتور 1881 دقیقاً مقیاس 1:31 پرتابگر شاتل فضایی بوده و اتصال بین بخش های موتور جهت سهولت مونتاژ و ديمونتاژ مانند نمونه های LP از نوع فلنچ انتخاب شده است [19]. "شکل 6 و 7" نمای سه بعدی مدل سازی و ابعاد موتور 1881 طراحی شده با قطر بیرونی 122 میلی متر، طول 1270 میلی متر و قطر گلوپی 45 میلی متر را نشان می دهد. عایق

جدول 1 پارامترهای موثر در مشخصات بالستیکی موتور سوخت جامد

ردیف	متغیر	بعد	عنوان	ردیف	متغیر	بعد	عنوان
1	L_N	L	طول نازل	13	T_{max}	$\frac{M \times L}{S^2}$	تراست حداکثر
2	D_{th}	L	قطر گلوپی نازل	14	I_{total}	$\frac{M \times L}{S}$	ایمپالس کل
3	D_{ex}	L	قطر خروجی نازل	15	$(I_{sp} \times g)$	$\frac{L}{S}$	ایمپالس ویژه در شتاب جاذبه
4	P_{ch}	$\frac{M}{L \times S^2}$	فشار متوسط موتور	16	A_b	L^2	سطح سوزش
5	P_{max}	$\frac{M}{L \times S^2}$	فشار حداکثر موتور	17	A_{port}	L^2	سطح پورت
6	t_b	S	زمان سوزش	18	r_b	$\frac{L}{S}$	نرخ سوزش
7	t_w	S	زمان عملکرد	19	w_b	L	وب گرین
8	L	L	طول موتور	20	V_p	L^3	حجم سوخت
9	D	L	قطر موتور	21	m_{datg}	$\frac{M}{S}$	نرخ جریان گاز
10	P_{ex}	$\frac{M}{L \times S^2}$	فشار خروجی نازل	22	m_p	M	وزن سوخت
11	V_{ex}	$\frac{L}{S}$	سرعت خروجی نازل	23	T_g	T	دمای گاز
12	T_{ave}	$\frac{M \times L}{S^2}$	تراست متوسط	24	R_g	$\frac{L^2}{S^2 \times T}$	ثابت گاز

جدول 2 نتیجه نهایی گروه‌های بی بعد به دست آمده از تحلیل ابعادی

Table 2 Final result of dimensionless groups obtained from dimensional analysis

گروه	متغیر	عنوان	گروه	متغیر	عنوان	گروه	متغیر
π_1	$\frac{L_N}{D_{th}}$	طول نازل به قطر گلولی	π_{11}	$\frac{T_{max}}{T_{ave}}$	تراست حداکثر به متوسط	π_{21}	γ_g
π_2	$\frac{D_{th}}{D}$	قطر گلولی نازل به موتور	π_{12}	$\frac{l_{total}}{T_{ave} \times t_b}$	ضربه کلی بی بعد	π_{22}	$\frac{\rho_p \times V_p}{m_p}$
π_3	$\left(\frac{D_{ex}}{D_{th}}\right)^2$	قطر خروجی نازل به قطر گلولی	π_{13}	$\frac{(I_{sp} \times g) \times m_p}{l_{total}}$	ضربه ویژه بی بعد	π_{23}	$\frac{T_{ini}}{T_g}$
π_4	$\frac{P_{ch}}{\rho_p r_b}$	فشار محفظه به گاز تولیدی	π_{14}	$\frac{A_b}{D^2}$	سطح سوزش به سطح مقطع موتور	π_{24}	$\frac{P_{ini}}{P_{amb}}$
π_5	$\frac{P_{max}}{P_{ch}}$	فشار حداکثر به محفظه	π_{15}	$\frac{A_{port}}{D^2}$	سطح پورت به مقطع موتور	π_{25}	$\frac{P_{amb}}{P_{ch}}$
π_6	$\frac{P_{ch}}{t_w}$	زمان عملکرد به سوزش	π_{16}	$\frac{r_b \times t_b}{w_b}$	عقب روی سوخت به وب گرین	π_{26}	$\frac{m_{datig}}{m_{datg}}$
π_7	$\frac{L}{D}$	طول به قطر محفظه	π_{17}	$\frac{w_b}{D}$	وب گرین به قطر موتور	π_{27}	$\frac{t_{ig}}{t_b}$
π_8	$\frac{P_{ex}}{P_{ch}}$	فشار خروجی نازل به فشار محفظه	π_{18}	$\frac{V_p}{LD^2}$	حجم سوخت به حجم موتور	π_{28}	$\frac{A_{totalig}}{A_{port}}$
π_9	$\frac{V_{ex}}{\sqrt{\gamma_g R_g T_g}}$	عدد ماخ خروجی نازل	π_{19}	$\frac{m_{datg}}{\rho_p \times r_b \times A_b}$	دبی جرمی بی بعد	π_{29}	$\frac{T_{ig}}{T_g}$
π_{10}	$\frac{T_{ave}}{P_{ch} \times D^2}$	ضریب تراست موتور	π_{20}	$\frac{R_g \times T_g \times \rho_p}{P_{ch}}$	معادله حالت گاز بی بعد	π_{30}	$\frac{P_{ig}}{P_{ini}}$

ضریب و توان فشار که از تست سوزش سوخت در مشعل رشته‌ای یا همان بمب کرافورد به دست می‌آیند. برای سوخت پرتابگر شاتل، $a = 2.499$ و $n = 0.35$ و سوخت نمونه پروژه $a = 1.531, n = 0.4726$ لحاظ شده است. "شکل 11" مقایسه منحنی فشار- زمان حاصل برای داده‌های تجربی فشار بوستر شاتل با داده‌های فشار محاسبه شده از پیش‌بینی عقب روی گرین با ضرایب فشار هم برای شاتل و هم نمونه استفاده شده در 1881 را

جدول 3 پارامترهای مورد نیاز برای مقیاس زنی موتور پرتابگر شاتل فضایی با فاکتور

Table 3 Required parameters for space shuttle motor scaling with scale 1:31

عنوان	واحد	پرتابگر شاتل فضایی	مقیاس کوچک
قطر موتور	mm	3710	119.67
طول موتور	mm	38442	1240
قطر گلولی	mm	1368	44.13
قطر خروجی درونی نازل	mm	3800	122.6
زمان عملکرد	s	123	3.96
زمان سوزش	s	110	3.54
فشار متوسط موتور	bar	45	45
فشار حداکثر موتور	bar	54	53
تراست متوسط	kN	15348.5	16
نسبت انبساط	-	7.72	7.72
وزن سوخت	kg	501700	16.84
سرعت سوزش در 43 بار	mm/s	9.347	9.347

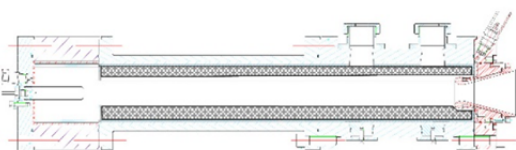


Fig. 5 Scheme of LP9 sub scaled motor for P230 Ariane 5

شکل 5 شماتیک موتور مقیاس کوچک LP9 موتور P230 آریان 5

پیشانی تمام تکه‌های سوخت با لاستیک بر پایه NBR پوشانده شده است. برای ساخت موتور 1881 از بدنه‌های استوانه ای جدار نازک آماده و جوش کاری آن به فلنج‌هایی که قبلاً تراش کاری و آماده شده، استفاده شده است. سازه موتور برای اطمینان از تحمل فشار عملکردی با فشار 80bar تست هیدروستاتیک شد.

"شکل 8" عقب روی سطح سوزش موتور 1881 با 36 گام زمانی یک میلی‌متری برای زمان‌های صفر، 1.25، 1.66، 2.16، 2.66، 3.16 و 3.64 ثانیه نشان می‌دهد. عقب روی سطح تکه جلویی در عرض 2 ثانیه به اتمام می‌رسد. این شکل، وجود حفره انتهایی سمت نازل و فضاهای خالی بین اجزاء گرین را به خوبی نشان می‌دهد.

برای شبیه‌سازی عقب روی گرین و سطوح سوزش در هر گام، از نرم‌افزار سالید ورکس 2015 در 36 گام زمانی استفاده شده است. مطابق با "شکل 9" سوزش سطح تکه جلویی موتور در لحظات اول اشتعال موتور، بیشترین نقش را در فشارسازی موتور ایفا می‌کند [20]. "شکل 10" مقایسه اطلاعات موجود در خصوص عقب روی سطح سوزش بین موتور مقیاس اصلی و نتایج حاصل از عقب روی سطح سوزش موتور 1881 را نسبت به زمان نشان می‌دهد. اختلافی که در این شکل مشاهده می‌شود، به دلیل خطا در شبیه‌سازی هندسی گرین نمونه اصلی و نمونه مقیاس می‌باشد. به عنوان مثال در موتور اصلی، گرین دارای انتهای گنبدی شکل و در موتور مقیاس، گرین دارای انتهای تخت می‌باشد. همچنین نتیجه نهایی شبیه‌سازی را باید در نتایج فشار- زمان حاصل از تست استاتیک جستجو کرد که در بخش‌های بعد ارائه خواهد شد.

با استفاده از داده‌های محاسبه شده از عقب روی سطح سوزش A_b و معادله دبی جرمی درون محفظه موتورهای سوخت جامد با اغماض از وجود انباشتگی جرم درون محفظه [21]، فشار موتور عبارت خواهد شد از:

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

که در آن A_t سطح گلولی نازل، ρ_p چگالی سوخت و c^* سرعت مشخصه گازهای حاصل از احتراق می‌باشد [22]. مقدار a و n عبارتند از

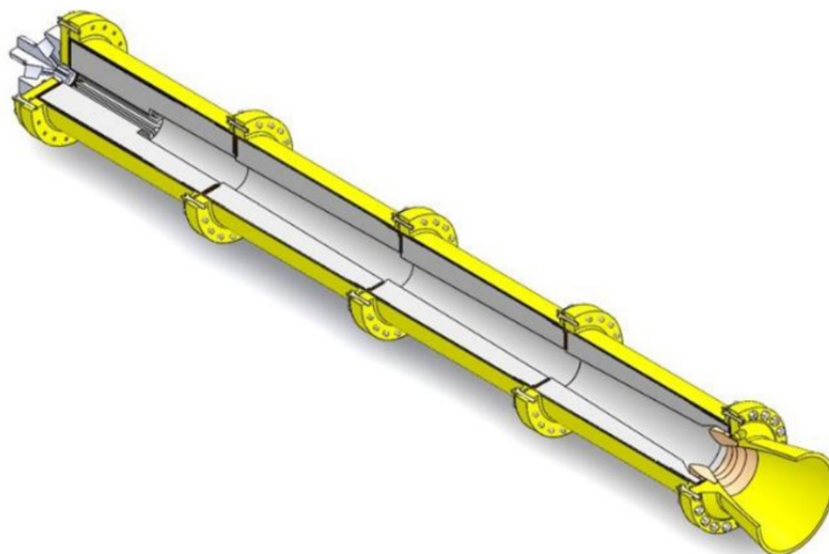


Fig. 6 3D scheme of 1881 motor design with scale 1:31

شکل 6 نمای سه بعدی برش خورده موتور 1881

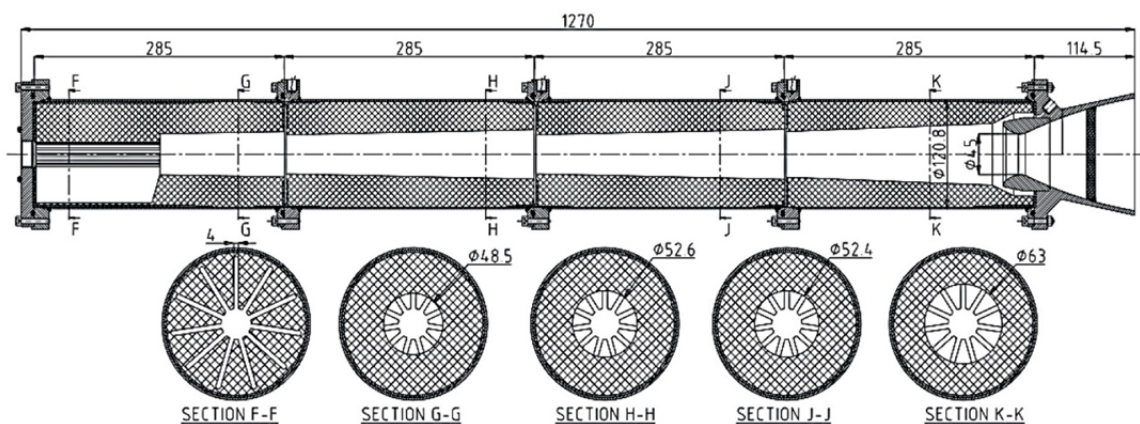


Fig. 7 2D dimensional sketch of 1881 motor design with scale 1:31

شکل 7 نمای ابعادی و دوبعدی برش خورده موتور 1881

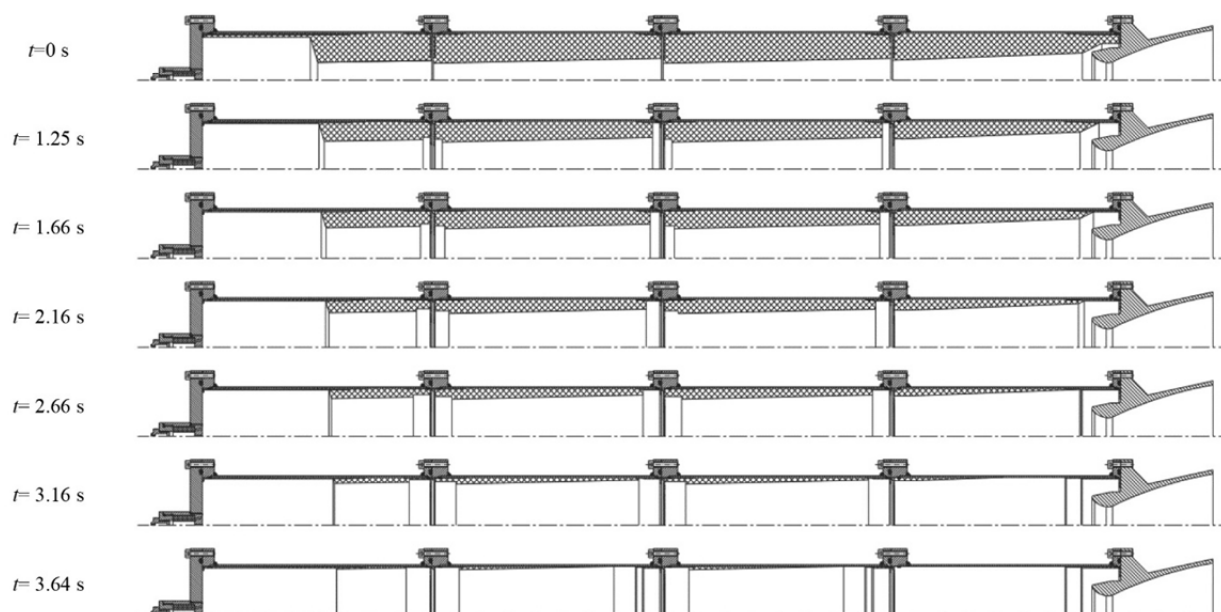


Fig. 8 Seven steps of grain regression for 1881 motor

شکل 8 هفت گام زمانی عقب روی گرین موتور 1881

دستور آتش شروع و تست استاتیک بدون هیچ گونه مشکل و صدمه ای به تجهیزات تست انجام شد. سازه موتور، گلوله، نازل و فلنج ها کاملاً سالم و بدون خوردگی یا گشادشدگی بود. اثری از عایق های محافظ پیشانی گرین تمام بخش ها بعد از تست دیده نشد.

"شکل 14 نتیجه حاصل از اولین تست استاتیک موتور 1881 و مقایسه آن با پیش بینی عملکرد به دست آمده از a و n سوخت های تولیدی و سوخت شاتل را نشان می دهد. همان طور که ملاحظه می شود زمان عملکرد موتور در تست استاتیک تفاوت محسوسی با پیش بینی عملکرد دارد. لذا برای دستیابی به منحنی مطلوب طراحی، باید ترکیب سوخت و به دنبال آن مقادیر a و n اصلاح گردد.

سرعت سوزش متناسب با تغییر فشار براساس قانون سنت روبرت عبارتست از [4] و [23]:

$$r_b = aP^n \quad (2)$$

برای اصلاح زمان عملکرد، فرض می شود که رابطه بین نرخ سرعت سوزش حاصل از بمب کرافورد با سرعت سوزش موتور خطی بوده و با ضریب افزایش F مطرح شود [24]:

$$r_b(\text{موتور}) = F \times r_b(\text{بمب کرافورد}) \quad (3)$$

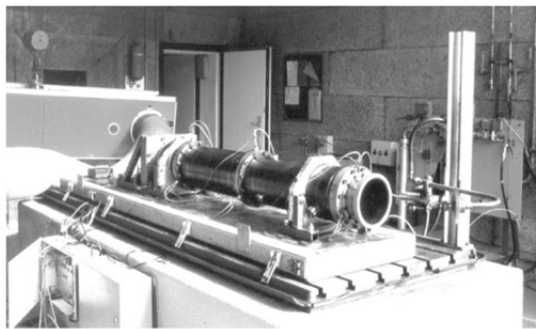


Fig. 12 Test stand used for firing of sub scaled solid motor

شکل 12 استند تست استاتیک استفاده شده جهت ارزیابی موتور

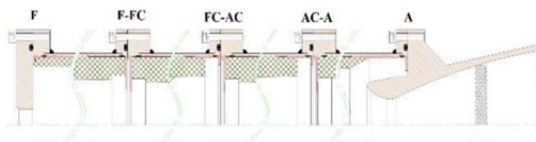


Fig. 13 Pressure sensor position on 1881 motor

شکل 13 محل نصب سنسورهای فشار روی موتور 1881

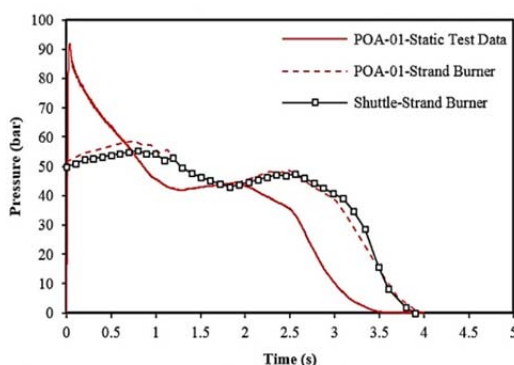


Fig. 14 Pressure result of first 1881 motor static test and comparison with performance prediction and pressure of shuttle

شکل 14 منحنی فشار تست استاتیک اول موتور 1881 و مقایسه با پیش بینی عملکرد بمب و بوستر شاتل فضایی

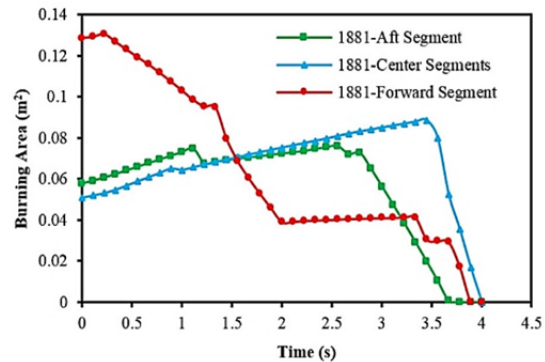


Fig. 9 Comparison of grain regression of 1881 motor

شکل 9 مقایسه عقب روی سطح سوزش بخش های مختلف گرین موتور 1881

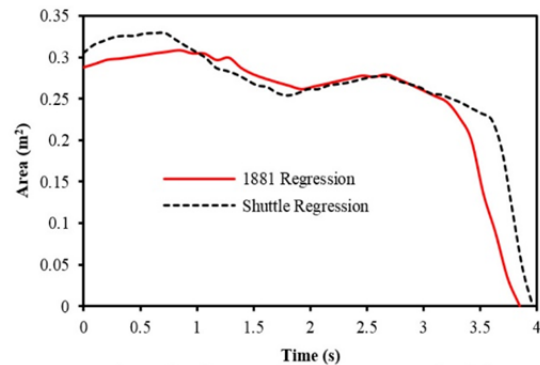


Fig. 10 Comparison of grain regression between space shuttle booster and 1881 motor

شکل 10 مقایسه عقب روی سطح سوزش بین موتور 1881 و موتور اصلی

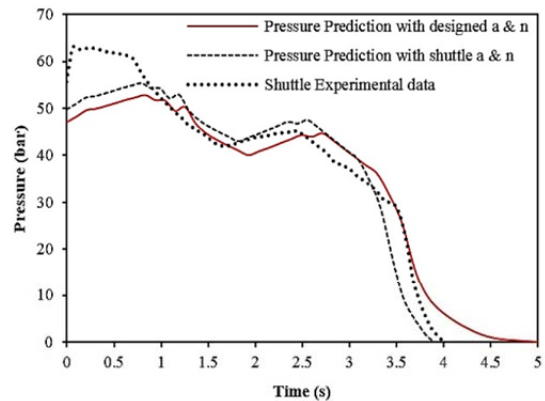


Fig. 11 Comparison of pressure prediction between space shuttle booster and 1881 motor

شکل 11 پیش بینی منحنی فشار- زمان موتور 1881 و پرتابگر شاتل فضایی

نشان می دهد.

4- تست استاتیک و نتایج آن

موتور 1881 در سه فروند و سه روز مختلف با استفاده از استند مشابه "شکل 12" به صورت 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 مطابق با "شکل 13" قابلیت نصب در محل های F، F-FC، FC-AC، AC-A و A را داشت. جهت داده برداری فشار، از سنسورهای نوع کیستلر 701 استفاده شد و سیگنال های فشار با پهنای 120-2400 Hz فرستاده شدند. داده برداری 10 ثانیه قبل از

جدول 4 موقعیت نصب سنسورهای فشار در تست فروند دوم و سوم
Table 4 Pressure sensor position for test 2 and 3

POA-03	POA-02	سنسور
F	FC-AC	P1
AC-A	AC-A	P2
FC-AC	-	P3

آشکاری با نوسانات سنسور P2 در موقعیت AC-A دارد. اما دامنه نوسانات سنسور P2 تطابق بسیار خوبی با دامنه نوسانات موتور شاتل در بیشتر بازه زمانی از خود نشان می‌دهد. در "شکل 18" نوسانات فشار تست موتور سوم در سه موقعیت P1، P2 و P3 نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود دامنه و رفتار نوسانی هر سه سنسور در بیشتر بازه زمانی بر یکدیگر منطبق بوده و همچنین تطابق بسیار خوبی با نوسانات موتور شاتل دارند. در "شکل 19"، مقایسه نوسانات هر دو تست دوم و سوم با یکدیگر نشان داده شده است. به استثنای نوسانات ثبت شده از سنسور P1 در تست دوم، دامنه نوسانات سنسور P2 از تست دوم با دامنه نوسانات تست سوم منطبق می‌باشد.

5- بحث و نتیجه‌گیری

در این مقاله، خلاصه‌ای از طراحی، ساخت و تست اولین موتور مقیاس کوچک 1:31 بوستر شاتل با استفاده از تشابه هندسی و دینامیکی و کاربرد تئوری پی‌باکینگهام مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت که در آن چهار تکه بودن سوخت، شکل گرین، عایق‌های انتهایی سوخت‌ها و غوطه‌وری نازل دقیقاً مشابه مقیاس اصلی رعایت گردید. در این تحقیق فقط به بررسی تشابه در عملکرد بالستیکی دو موتور پرداخته شد اما باید توجه داشت که عوامل دیگری همچون پارامترهای سازهای، سیر حرارتی و سوخت نیز در عملکرد موتور موثر است. به همین منظور می‌توان فرآیند تشابه بر روی این پارامترها نیز انجام داد تا طراحی موتور مقیاس کوچک با دقت بسیار بالاتری انجام پذیرد. البته انجام این کار پیچیدگی‌هایی همچون شناسایی تمام پارامترهای موثر را به دنبال خواهد داشت.

مشاهدات سازه فلزی بعد از تست نشان داد که قطر و شکل گلویی تنگستن مس، پروفیل خروجی نازل بدنه و فلنچ‌ها هیچ تغییری نکرده است و لذا قابلیت دارند تا در تست‌های بعدی مجدداً استفاده شود.

تحلیل داده‌های فشار زمان تطابق خوبی را بین نتایج تست با پیش‌بینی عقب روی سه‌بعدی انجام شده در طراحی بالستیک داخلی نشان می‌دهد. علی‌رغم پیش‌بینی سیر صعودی فشار از لحظه شروع تا حدود ثانیه 1، مقدار افزایش غیرطبیعی فشار هم در تست واقعی بوستر شاتل و هم در تست موتور مقیاس کوچک طراحی شده در این پروژه دیده می‌شود. اما در سایر لحظات اشتعال، تطبیق خوبی بین داده‌های تست استاتیک با پیش‌بینی عملکرد و نمونه اصلی شاتل وجود دارد. از دلایل اختلاف‌های موجود در نمودارهای فشار دو فروند تست می‌توان به تولید سوخت آن در دو روز مختلف، رفتار متفاوت بالستیکی داخلی موتور موتور، خطای سیستم داده برداری و ... اشاره کرد.

در داده‌های نوسانات هر دو موتور دوم و سوم، مشاهده می‌شود که نوسانات از ابتدای شروع به کار موتور تا زمان بی‌بعد حدود 0.2 (0.8 s) سیر نزولی دارند و پس از آن دامنه نوسانات تقریباً ثابت می‌شود. با رجوع به "شکل‌های 8 و 10" ملاحظه می‌شود که بخش اول موتور بیشترین سطح سوخت در ابتدای شروع به کار موتور را به محفظه تحمیل می‌کند و فضای خالی از سوخت آن، منشأ شکل‌گیری جریان‌های گردابی و اختلال جریان

برای تعیین ضریب F از نسبت زمان سوخت پیش‌بینی به موتور مطابق با شکل * استفاده می‌شود:

$$F = t_b / t_{b, \text{موتور}} \quad (4)$$

زمان سوخت موتور 1881 براساس قاعده نیمساز زاویه [25] حدود 2.5 s و در پیش‌بینی 3.1 s می‌باشد. لذا مقدار ضریب افزایش F برابر با 1.24 خواهد شد. از آن‌جا که سرعت سوخت خطی در پیش‌بینی عملکرد برابر 9.347 mm/s در نظر گرفته شده است، لذا برای دستیابی به الگوی موردنظر طراحی، مقدار سرعت سوخت خطی حاصل از بمب باید حدود 7.5 mm/s باشد. با دستیابی به سرعت سوخت جدید از بمب، نتایج پیش‌بینی عملکرد حاصل از بمب و تست استاتیک دوم موتور 1881 مطابق با "شکل 15" به‌دست خواهد آمد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، منحنی فشار-زمان حاصل از تست استاتیک دوم با تقریب بسیار خوبی با منحنی شاتل مطابقت دارد.

"شکل 16" نتایج داده برداری فشار در تست فروند دوم و سوم موتور 1881 با نام‌های POA-02 و POA-03 و مقایسه آن با داده‌های واقعی فشار شاتل در مقیاس زمانی 1:31 و همچنین مقایسه با پیش‌بینی عملکرد را نشان می‌دهد. جدول 4 محل نصب هر یک از سنسورهای فشار برای این دو تست را معرفی می‌کند.

نوسانات فشار در زمان بی‌بعد شده برای تست دوم مقایسه آن با نوسانات موتور شاتل در "شکل 17" نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود نوسانات ثبت شده توسط سنسور P1 در موقعیت FC-AC اختلاف

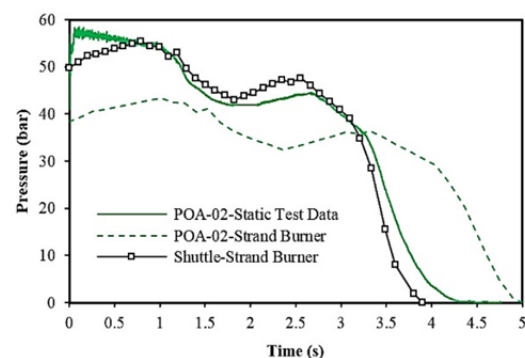


Fig. 15 Pressure result of second 1881 motor static test and comparison with performance prediction and pressure of shuttle

شکل 15 منحنی فشار تست استاتیک دوم موتور 1881 و مقایسه با پیش‌بینی عملکرد بمب و بوستر شاتل فضایی

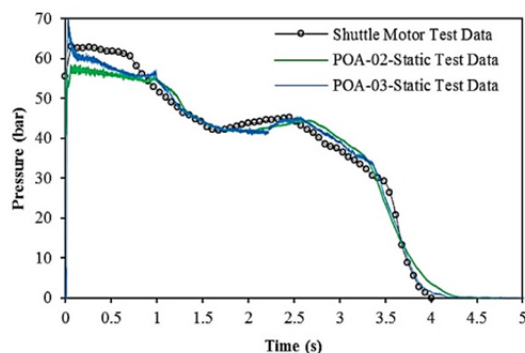


Fig. 16 Pressure result of two 1881 motors static test and comparison with performance prediction and pressure of shuttle

شکل 16 نتایج فشار حاصل از تست استاتیک دو فروند موتور 1881 و مقایسه آن با پیش‌بینی عملکرد و داده‌های فشار شاتل فضایی

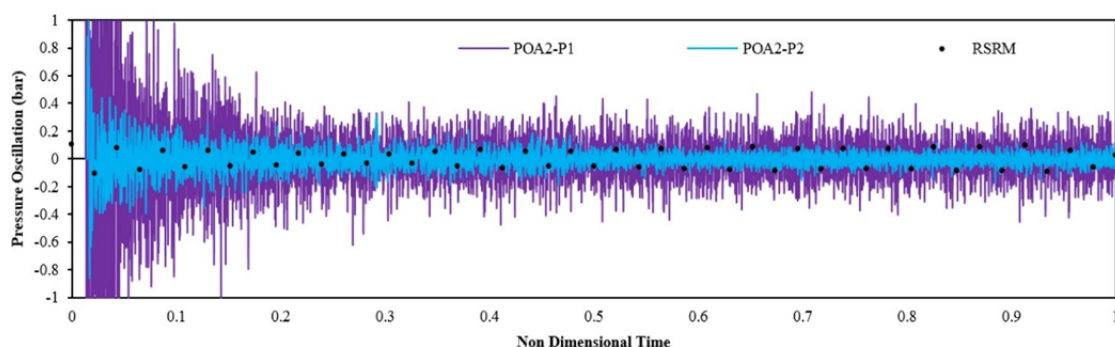


Fig. 17 Comparison of pressure oscillation for scaled test 1 and 2

شکل 17 مقایسه نوسانات فشار تست اول و دوم موتور مقیاس کوچک

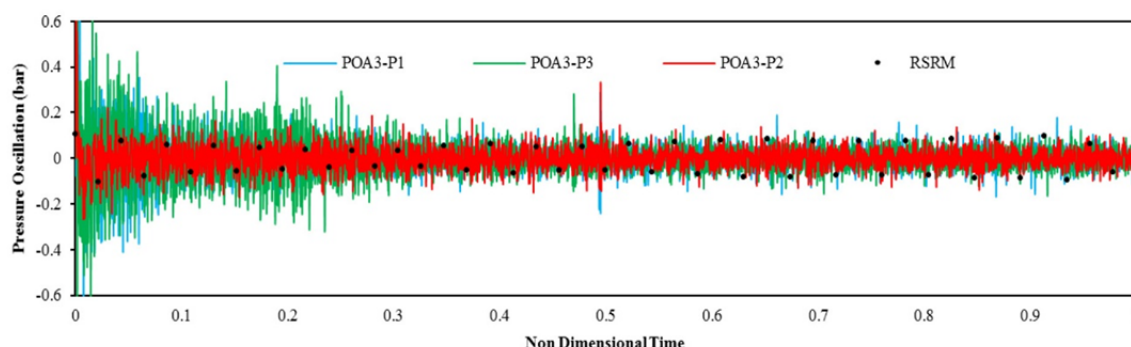


Fig. 18 Comparison of thrust oscillation for scaled test 1 and 2

شکل 18 مقایسه نوسانات تراست تست اول و دوم موتور مقیاس کوچک

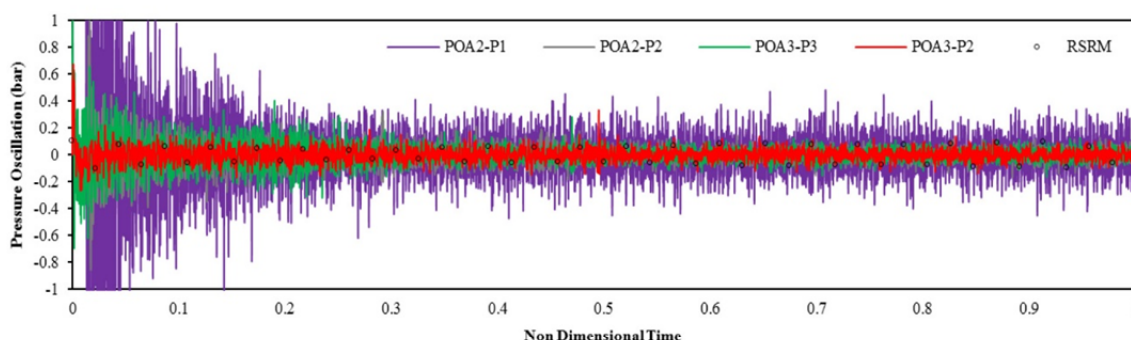


Fig. 19 Comparison of pressure oscillation for scaled motor test 1 and 2 and shuttle with non-dimensional time

شکل 19 مقایسه نوسانات فشار تست اول و دوم موتور مقیاس کوچک با نوسانات مقیاس اصلی موتور شاتل در زمان بی بعد

تقریباً یکسان می باشد. دلیل این اختلاف را می توان در خطای داده برداری حین تست و کالیبره کردن سنسورها قبل از تست جستجو کرد. به طور کلی می توان نتیجه گرفت که برای سهولت مونتاژ و کاهش هزینه های تست در موتورهای مقیاس کوچک، استفاده از گلولی تنگستن مس بجای گرافیت و طرح فلنچی اتصالات موتور بسیار مفید می باشد. همچنین علی رغم استفاده از تئوری پی باکینگهام در مقیاس زنی موتور سوخت جامد، شیمی و سوزش سوخت متأثر از خطاهای بمب کرافورد و جریان واقعی محصولات احتراق بوده و در بیشتر موارد تصحیح خطا بین داده های سوخت از بمب کرافورد و آنچه در موتور به کار می رود، اجتناب ناپذیر است. از سوی دیگر وجود حجم خالی در ابتدای گرین و مابین بخش های میانی، نقش مهمی در نوسان سازی فشار داشته و پس از اتمام سوزش یا کوچک شدن، نوسانات نیز یکنواخت می گردند. کالیبره بودن، دقت، موقعیت

احتراق می باشد و سوزش این بخش تا حدود $t=2$ s طول می کشد. همچنین مطابق "شکل 8" فضای خالی بین پیشانی گرین در تمام بخش ها تا زمان $t=2.66$ s نقش حفره مقابل جریان را بازی کرده و آن را مختل می کند. در هر دو تست دوم و سوم، نوسانات فشار گرفته شده از موقعیت AC-A تا ثانیه حدود $t=1.2$ s کمتر از موقعیت FC-AC می باشند و این نشان می دهد که بخش های جلویی موتور در معرض نوسان بیشتری نسبت به بخش های عقبی موتور قرار دارند.

مقایسه دامنه نوسانات فشار هر دو تست دوم و سوم در موقعیت AC-A به طور کامل و در موقعیت FC-AC از زمان بی بعد حدود 0.3 ($t=1.2$ s) تطابق خوبی با دامنه نوسانی موتور شاتل از خود نشان می دهند.

"شکل 19" نشان می دهد که به استثنای سنسور FC-AC در تست موتور دوم، رفتار و دامنه نوسانی ثبت شده از سایر سنسورها در هر دو موتور

نصب و خطای اندازه گیری سنسورها، در ثبت نوسانات فشار تأثیر مهمی دارند.

6- مراجع

- [12] F. S. Blomshield, C. J. Bicker, Pressure oscillations in shuttle solid rocket motors, *ALAA*, p. 10, 1977.
- [13] R. F. Steidel, V. Castelli, J. W. Murdock, L. Meirovitch, Mechanics of solids and fluids, *Marks' Standard Handbook for Mechanical Engineers*, California, Berkeley, McGraw-Hill Companies, p. 79, 1999.
- [14] U. A. Nimis, Method for Obtaining Empirical Correlations for Prediction Crack Propagation in a Burning Solid Propellant Grain, *AFIT/CI/NR 88-85*, MS Thesis, Pennsylvania State University, pp. 27-39, 1988.
- [15] Moreno, A. Jarzabek, M. A. Gonzalez, 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.
- [16] F. Vuillot, J. C. Traineau, M. Prevost, N. Lupoglazoff, experimental validation of stability assessment methods for segmented solid propellant motors, *The 29th ALAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Monterey, 1993.
- [17] J. Vétel, F. Plourde, S. Doan-Kim, Influence of inhibitor shape in small scale motors and cold gas set-up, *The 39th ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, 2003.
- [18] M. Prevost, A. Le Quellec, J. C. Godon, Thrust oscillations in reduced scale solid rocket motors, a new configuration for the MPS of ariane 5, *The 42nd ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, 2006.
- [19] Y. Fabignon, J. Dupays, G. Avalon, F. Vuillot, N. Lupoglazoff, G. Casalis, M. Prevost, Instabilities and pressure oscillations in solid rocket motors, *Aerospace Science and Technology*, vol. 7, pp. 191-200, 2003.
- [20] S. Gallier, F. Godfroy, Computational study of turbulence in a subscale solid rocket motor, *The 40th ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, Florida, 2004.
- [21] R. I. Reis, W. K. Shimote, 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.
- [22] Parhi, V. Mahesh, A. Shaji, G. Levin, P. J. Abraham, V. Srinivasan, Challenges in the development of a slow burning solid rocket booster, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, No. 4, p. 8, 2015.
- [23] D. R. Greatrix, Scale effects on solid rocket combustion instability behaviour, *Energies*, pp. 90-107, 2011.
- [24] Rajendra, L. Raman, S. K. Athithan, M. C. Uttam, Empirical methods to estimate the burn rate scale up factor from sub-scale to full scale solid rocket motors, *Defence Science Journal*, vol. 45, no. 1, pp. 43-45, January 1995.
- [25] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Vol. Eighth, Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2010.
- [1] Q. Zhang, Z.J. Wei, W.X. Su, J.W. Li, N.F. 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.
- [2] L. Parassouramin, Pressure oscillations in sub-scale solid rocket motors with a star-shaped grain, *ONERA Report*, Mauzac, 2012.
- [3] M. Prevost, J. Godon, O. Innegraeve, Thrust Oscillations in reduced Scale Solid Rocket Motors, part I: Experimental Investigations, *The 41st ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, 2005.
- [4] G. Gupta, L. Jawale, B. Bhattacharya, Various methods for the determination of the burning rates of solid propellants - an overview, *Central European Journal of Energetic Materials*, Vol. 12, No. 3, pp. 593-620, 2015.
- [5] M. R. Ghelichkhani, A. R. Mohammadi, M. M. Heidari, Burning rate Measurement of solid Propellant using Small-scale Motors, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 219-230, 2015. (in Persian فارسی)
- [6] G. Avalon, T. Josset, Cold gas experiments applied to the understanding of aeroacoustic phenomena inside solid propellant boosters, *The 42nd ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, 2006.
- [7] C. Cortopassi, E. Boyer, K. K. Kuo, date: A subscale solid rocket motor for characterization of submerged nozzle erosion, *The 45th ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, Colorado, 2009.
- [8] R. S. Fry, Solid Propellant Test Motor Scaling, *Chemical Propulsion Information Agency*, pp. 20-89, The Johns Hopkins University, CPTR 73, 2001.
- [9] M. R. Lara, ATK Space Propulsion Products Catalog, *A premier aerospace and defense company*, pp. 33-45, Thiokol, ITAR 125.4b13, 2008.
- [10] S. Ballereau, F. Godfroy, S. Gallier, O. Orlandi, J. Thepenier, Evaluation method of thrust oscillations in large srm - application to segmented srm's, *The 47th ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, 2011.
- [11] C. Ralston, Solid Rocket Motor Fundamentals, *RSRM Design and Manufacturing Baseline Course Briefing*, Introduction/ RSRM Overview, ATK Thiokol, 2005.