

مطالعه تجربی وابستگی سرعت صوت پیشرا نه جامد به فشار به روش التراسونیک

ابراهیم عطایی^۱، حجت قاسمی^۲، ابراهیم زنجیریان^۳

۱ گروه پژوهشی شیمی، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، سازمان فضایی ایران

۲ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

۳ پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران

دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۴/۰۴

پذیرش مقاله: ۱۳۹۲/۰۷/۲۸

چکیده

به منظور دستیابی به نتایج دقیق نرخ سوزش پیشرا نه جامد به روش التراسونیک، باید روابط وابستگی به فشار سرعت صوت نمونه آزمایشی، در الگوریتم‌های تعیین ضخامت لحظه‌ای اعمال گردد. در این مقاله ضمن ارائه پیشینه‌جمعی بر روش التراسونیک و کاربری آن در اندازه‌گیری نرخ سوزش، به بررسی وابستگی سرعت صوت به فشار چندین ترکیب با پایه پلیمری HTPB (هیدروکسی ترمینتد پلی‌بوتادین) پرداخته شده است. نمونه‌های پلیمری با قطر و ضخامت حدود ۳۰ میلی‌متر در فشارهای متفاوت مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. با ثبت و سنجش زمان بین سیگنال‌های امواج التراسونیک ارسالی و اکوهای بازگشتی مربوط به نمونه آزمایشی، سرعت صوت در هر فشار تعیین گردیده است. محدوده فشارهای آزمایشی بین ۰ و ۱۰۰ بار بوده و تغییرات سرعت صوت برای پلیمر HTPB در دو فرآیند فشارگذاری و فشاربرداری ارزیابی شده است. نتایج حاکی از آن است که سرعت صوت نمونه‌های آزمایشی وابستگی فزاینده خفیف و خطی به فشار دارد. برای نمونه تغییرات سرعت صوت پلیمر HTPB در بازه فشارهای مذکور در حدود ۴۰ متر بر ثانیه برای مقدار میانگین ۱۶۲۰ متر بر ثانیه برآورد شده است. از دیگر موارد بررسی شده در این مطالعه، ارزیابی اثر فشار بر سرعت صوت ترکیبات مختلفی از HTPB با آمونیم پرکلرات و آلومینیم می‌باشد. در ادامه اقدام به انجام آزمایش‌هایی به منظور اثبات تکرارپذیری نتایج شده است. در این راستا عدم قطعیت نتایج سرعت صوت در دسته آزمایش‌های مشابه نیز محاسبه و ارائه گردیده است. عدم قطعیت به دست آمده برای HTPB خالص در حدود ۳٪ بوده که با توجه به مطابقت نتایج به دست آمده با نتایج دیگر محققان، مقدار قابل قبولی به شمار می‌رود.

کلیدواژه

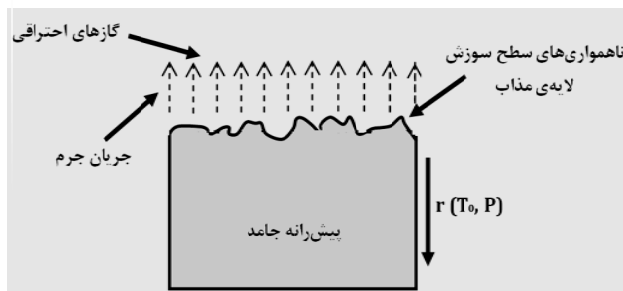
سرعت صوت، روش التراسونیک، پلیمر HTPB، نرخ سوزش.

مقدمه

تحلیلی متفاوتی برای تخمین نرخ سوزش ارائه شده است، اما این گونه روش‌ها قابلیت پیش‌بینی نرخ سوزش پیشرا نه‌هایی با فرمولاسیون جدید را ندارند. به این منظور برای پیشرا نه‌هایی با ترکیب شیمیایی جدید، اغلب از روش‌های آزمایشگاهی استفاده می‌شود [۲].

به منظور درک فرآیند احتراق پیشرا نه جامد، تعیین خصوصیات بالستیکی پیشرا نه از اهمیت بالایی برخوردار است. با آگاهی از مشخصه‌های بالستیکی پیشرا نه می‌توان عملکرد موتور موشک را پیش‌بینی نمود. یکی از مهم‌ترین این مشخصه‌ها نرخ جریان جرم پیشرا نه جامد بوده که مستقیماً از پارامتر نرخ سوزش (شکل (۱)) تعیین می‌شود [۱].

نرخ سوزش پیشرا نه جامد، \dot{r} ، تاثیر ژرفی بر طراحی و عملکرد موتور موشک پیشرا نه جامد می‌گذارد. تاکنون روش‌های



شکل ۱. جریان جرم و نرخ سوزش پیشرا نه جامد [۳]

۱. کارشناس ارشد، ebiataee@yahoo.com (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار، h_ghassemi@iust.ac.ir

۳. استادیار، ezanjirian@eri.ac.ir

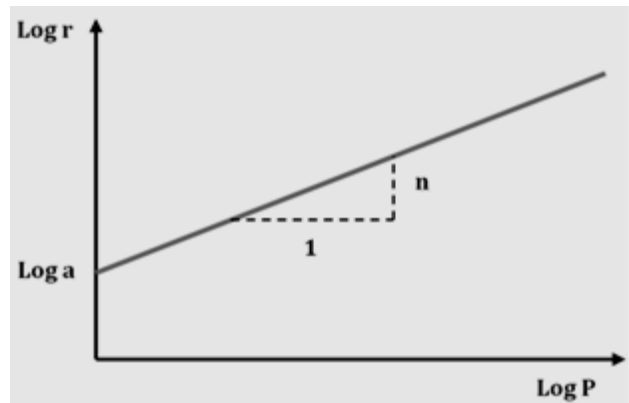
روش‌های دیگری مانند استفاده از آزمایش موتور کوچک^۶، محفظه‌های آکوستیکی^۷ نیز تاکنون مورد استفاده قرار گرفته‌اند. همچنین اخیراً از روش‌های غیرمخرب^۸ آزمایشگاهی به منظور تعیین نرخ سوزش پیشرانۀ جامد استفاده شده است. روش‌های غیرمخرب در واقع به روش‌هایی گفته می‌شود که در هنگام اندازه‌گیری نرخ سوزش، هیچ‌گونه مزاحمتی برای فرآیندهای احتراق ایجاد نشود. روش‌هایی مانند استفاده از امواج التراسونیک^۹، تابش اشعه ایکس^{۱۰}، میکروموج‌ها^{۱۱} و روش سنجش تغییر خصوصیات ماده با ضخامت^{۱۲}، از جمله مهم‌ترین روش‌های غیرمخرب اندازه‌گیری نرخ سوزش به‌شمار می‌روند [۶].

اندازه‌گیری به روش التراسونیک با شیوۀ پالس - اکو از جمله روش‌های جدید آزمایشگاهی در تعیین نرخ سوزش پیشرانۀ جامد به‌شمار می‌رود. این روش به مدت پنجاه سال از اولین تحقیقات تا به امروز مورد استفاده بوده است. مزیت اصلی روش التراسونیک محاسبه نرخ سوزش در بازه وسیعی از فشارها در طی یک آزمایش می‌باشد. این روش برای اولین بار توسط گروهی برای دستیابی به نرخ پسروری موتور هیبرید آزمایشگاهی در مرکز تحقیقاتی اسونسکا فلیگ موتور^{۱۳} کشور سوئد در سال ۱۹۶۴ مورد استفاده قرار گرفت [۷]. همچنین هو^{۱۴} در سال ۱۹۶۵ در دانشگاه پردیو مطالعاتی به منظور امکان‌سنجی اندازه‌گیری نرخ سوزش به روش التراسونیک انجام داد [۸]. تحقیقات توسط هیل^{۱۵} در موسسۀ پلی تکنیک ویرجینیا در سال ۱۹۶۷ و رایت^{۱۶} در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا در سال ۱۹۶۹ نیز جزء اولین مطالعات کاربردی التراسونیک در اندازه‌گیری نرخ سوزش پیشرانۀ جامد محسوب می‌شوند [۹ و ۱۰].

در فرانسه نیز از اواخر دهه ۷۰ تاکنون مطالعات گسترده‌ای پیرامون اندازه‌گیری نرخ سوزش به روش التراسونیک توسط دو تیم تحقیقاتی اونرا^{۱۷} و اسان‌پی‌ای^{۱۸} انجام شده است. نرخ سوزش پیشرانۀ، نرخ پسروری موتور هیبرید، حساسیت دمایی، تابع پاسخ پیشرانۀ و ... از جمله مهم‌ترین مطالعات التراسونیک در فرانسه محسوب می‌شوند. در حال حاضر تحقیقات اونرا توسط ترینیو^{۱۹} و کایوتی^{۲۰} در حال انجام است [۲۳-۱۱].

محققان در هلند در دهه ۸۰ در دو مرکز تحقیقاتی به انجام مطالعات التراسونیک در اندازه‌گیری نرخ پسروری موتورهای هیبرید و رمجت پرداختند. این مطالعات شامل تحقیقات کورتینک^{۲۱} و همکاران در دانشگاه دلفت، و همچنین ون‌دن‌برگ^{۲۲} و همکاران در مرکز تحقیقات ان‌تی‌او^{۲۳} می‌باشد [۲۹-۲۴].

نرخ سوزش به پارامترهای زیادی از جمله دمای اولیه پیشرانۀ و فشار محفظه احتراق وابسته می‌باشد. همان‌گونه که در شکل (۲) مشاهده می‌شود، نرخ سوزش پیشرانۀ جامد به شدت تابع فشار محفظه احتراق بوده و با رابطۀ مشهور سنت روبرت^۱ بیان می‌شود. در این رابطه n مؤلفه فشار و a ثابت نرخ سوزش می‌باشند [۳-۱].



شکل ۲. نرخ سوزش به‌عنوان تابعی از فشار [۲]

در طی هشت دهه گذشته از تکنیک‌های متفاوتی برای محاسبه نرخ سوزش پیشرانۀ جامد استفاده شده است. روش زمان‌بندی با سیم^۲ که توسط کرافورد^۳ در سال ۱۹۴۷ استفاده شد، جزء اولین روش‌های آزمایشگاهی در تعیین نرخ سوزش به‌شمار می‌رود. در این روش چند سیم درون مقدار کمی پیشرانۀ قرار داده شده و پیشرانۀ در محفظه‌ای با فشار معین می‌سوزد. با اندازه‌گیری فاصله بین دو سیم dx ، و زمان سوختن پیشرانۀ بین دو سیم مورد نظر dt ، نرخ سوزش از رابطه (۱) تعیین می‌شود [۳].

$$r = \frac{dx}{dt} \quad (1)$$

روش مذکور علیرغم سادگی به‌لحاظ آزمایشگاهی، برای هر آزمایش فقط یک مقدار نرخ سوزش در فشار آزمایشی را نتیجه می‌دهد. بنابراین برای دستیابی به نرخ سوزش در بازه فشارهای متفاوت نیاز به تکرار آزمایش می‌باشد تا بتوان تغییرات نرخ سوزش نسبت به فشار را به‌دست آورد. چنین کاری بسیار زمان‌بر می‌باشد [۳].

روش دیگری که در سال ۱۹۸۷ توسط ایشنریج^۴ استفاده گردید، عکس‌برداری از نمونه پیشرانۀ در حال سوزش از پنجره محفظه احتراق می‌باشد. با اینکه در این روش نسبت به روش قبل، داده‌های بیشتری به‌دست آمد، اما دقت آن کمتر می‌باشد. [۳]. بعداً این روش در دانشگاه پینسیلوانیا توسط کو^۵ نیز مورد استفاده قرار گرفت [۴ و ۵].

جدول ۱. موارد کاربردی روش التراسونیک در اندازه‌گیری نرخ سوزش (کاربردهای صنعتی و آزمایشگاهی) [۶ و ۶۷]

Country	Agency	Applications
France	ONERA/SNPE	Uncured propellant burning rate Propellant burning rate Temperature sensitivity Propellant response function Erosive burning Motor ballistics Small hybrid regression rate Motor insulator erosion
Netherlands	TNO/Delft University	Laboratory hybrid rocket regression rates Laboratory ramjet regression rates Oxidizer burning rates
Italy	University of Napoli	Small hybrid motor regression rate
United States	AEDC	Motor ballistics Motor insulator erosion
	Purdue U. and Virg. PI	Propellant burning rate
	PSU	Propellant burning rate Laboratory hybrid regression rates Propellant acoustic admittance
	UAH	Propellant steady/transient burning rate Propellant temperature sensitivity Propellant response function
	UIUC	Propellant steady/transient burning rate Propellant response function
	VPI	Propellant burning rate
	ATK	RSRM erosive burning
	Aerojet (ARC)	Propellant burning rate
	Lockheed Martin	Hybrid booster regression rate
India	Vikaram SSC	Small motors burning rate
Sweden	Svenska Flygmotor AB	Small hybrid motor regression rate
South Korea	Sungkyunkwan University/ Agency for Defense Development	Robust Measurement of Solid-Propellant Burning Rates Propellant burning rate
Japan	Japan Aerospace Exploration Agency	Propellant Burning Rate

گسترده‌ترین تحقیقات در زمینه تعیین نرخ سوزش توسط التراسونیک در مراکز تحقیقاتی و دانشگاه‌های مختلف آمریکا از دهه ۸۰ تا به امروز انجام شده است. از جمله مطالعات انجام گرفته توسط محققین دانشگاه پنسیلوانیا^{۲۴} از دهه ۸۰ تا سال ۲۰۰۰ میلادی [۳۳-۳۰] تعیین نرخ پسروری موتور هیبرید، نرخ سوزش و سنجش هدایت آکوستیکی پیشرانده می‌باشد. در دانشگاه‌های آلاباما هانسویل^{۲۵}، فردریک^{۲۶}، موسر^{۲۷} و سالوو^{۲۸} [۳ و ۵۳-۳۴] و ایلینویز^{۲۹} مرفی^{۳۰} و کرییر^{۳۱} [۵۴-۵۷] تحقیقات گسترده‌ای شامل اندازه‌گیری نرخ سوزش پایا و گذرا، حساسیت دمایی و تابع پاسخ پیشرانده از سال ۱۹۹۵ تاکنون انجام شده است. همچنین مطالعات مرتبط دیگری در چندین مرکز تحقیقاتی نظیر لوکهد مارتن^{۳۲} (نرخ پسروری هیبرید، ۱۹۹۶)، ای آرسی^{۳۳} (نرخ سوزش پیشرانده، ۲۰۰۳) و ... انجام شده است [۶].

مطالعات دیگری با هدف تعیین نرخ سوزش در برخی دیگر از کشورها نظیر هند (نرخ پسروری موتور، مرکز اس‌اس‌سی و ویکرام^{۳۴}، دهه ۹۰)، ایتالیا (نرخ پسروری هیبرید، دانشگاه ناپولی^{۳۵}، ۱۹۹۸)، کره جنوبی (نرخ سوزش پیشرانده، دانشگاه سونگ کیونگ‌وان^{۳۶}، ۲۰۰۴) و ژاپن (نرخ سوزش پیشرانده، آژانس هوافضایی ژاپن، ۲۰۱۰) نیز انجام شده است [۶۶-۵۸].

جدول (۱) کاربردهای التراسونیک پیرامون مبحث اندازه‌گیری نرخ سوزش را نشان می‌دهد. با توجه به اطلاعات ارائه شده در جدول می‌توان کاربردها را در دو دسته کلی تقسیم‌بندی نمود. ۱. کاربردهایی در محفظه‌های بسته و باز^{۳۷} که به‌منظور دستیابی به نرخ سوزش پیشرانده، خصوصیات سوزش نوسانی، حساسیت دمایی پیشرانده و ... انجام می‌گیرد. ۲. کاربردهایی در موتورهای موشک^{۳۸} که اغلب برای دستیابی به نرخ پسروری موتورهای هیبرید و رم‌جت انجام شده است.

به‌طور خلاصه، در روش التراسونیک نمونه معینی از پیشرانده با جرم و هندسه مشخص درون محفظه‌ای بسته با حجم مشخص به‌صورت کف سوز سوزانده می‌شود. در حین سوزش با ارسال و دریافت امواج التراسونیک به‌سمت پیشرانده در حال سوزش، داده‌های خام ضخامت پیشرانده در هر لحظه توسط سیستم داده‌بردار مربوطه ثبت می‌شود. هم‌زمان با آن فشار محفظه در هر لحظه توسط سنسور و سیستم داده‌بردار فشار ثبت می‌گردد. از تحلیل دو مجموعه داده مذکور و اعمال الگوریتم‌های پردازش سیگنال، می‌توان نرخ سوزش پیشرانده را نسبت به فشار تعیین نمود. تحلیل این داده‌ها بر معلوم بودن سرعت انتشار صوت در پیشرانده استوار است.

سرعت انتشار صوت درون یک جسم به عوامل متعددی وابسته است. فاصله بین ملکول‌های جسم از جمله مهم‌ترین پارامترهای اثرگذار در سرعت صوت می‌باشد. از این‌رو تمامی عوامل موثر در فاصله آزاد ملکولی یک جسم، در سرعت انتشار صوت درون آن نیز موثر است. از جمله مهم‌ترین این عوامل می‌توان به فشار محیط و دمای جسم اشاره نمود. جدول (۲) سرعت صوت اسمی چند پیشرانده معمول که توسط محققان با به‌کارگیری سیستم التراسونیک در فشار و دمای محیط به‌دست آمده را نشان می‌دهد.

جدول ۲. سرعت صوت پیشرانه‌های معمول به دست آمده

از روش التراسونیک [۶]

Material	Ultrasonic Frequency (MHz)	C (m/s) at 20 °c
HNF	۵	۲۵۳۲
Cured HTPB	۰/۲۵	۱۹۶۰
AP/HTPB/AL Uncured	۲/۲۵	۲۰۷۵
AP/HTPB/AL	۲/۲۵	۱۹۱۵
PMMA	۲/۵	۲۷۵۰

برای این کار موجود می‌باشد. اما از آنجایی که رابطه وابستگی مذکور باید برای بهینه نمودن مقادیر نرخ سوزش در الگوریتم‌های تعیین ضخامت به کار رود، اندازه‌گیری وابستگی به فشار باید در شرایط یکسان با آزمایش تعیین نرخ سوزش به روش التراسونیک انجام گیرد.

ترینیو و کوانترمان در مرکز تحقیقاتی اونرا در فرانسه در سال ۱۹۸۴ برای اولین بار اثر فشار را در سرعت صوت پیشرانه آزمایشی خود در نظر گرفتند [۱۱]. اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط این گروه از محققین به روش التراسونیک و پیشرانه انتخابی آن‌ها بر پایه رزین HTPB بوده است. همچنین به دنبال آن ماکوتو و همکاران در صنایع دفاع ژاپن در پی تحقیقات آزمایشگاهی خود برای تعیین نرخ سوزش، سرعت صوت را در پلیمر HTPB و چندین پیشرانه معمول با روش التراسونیک به دست آوردند [۵۳].

در ترکیب پیشرانه‌های جامد مرکب، پلیمر هم به‌عنوان بایندر و هم به‌عنوان سوخت وجود دارد. قوام و شکل اصلی پیشرانه و همچنین خصوصیات آن متأثر از خصوصیات رزین پلیمری آن می‌باشد. سرعت انتشار صوت در این پلیمرها یکی از این خصوصیات است. بنابراین تعیین وابستگی به فشار پلیمرهای گفته شده نیز از اهمیت بالایی برخوردار می‌باشد. می‌توان در قدم‌های اول به تعیین سرعت صوت پلیمر تشکیل دهنده پیشرانه جامد و نحوه تغییرات آن در شرایط مشابه با شرایط آزمایش گرم پرداخت [۵۸، ۶۸].

اصول اندازه‌گیری به روش التراسونیک

موج تولید شده توسط پراب التراسونیک، از یک سو به سمت نمونه جسم مورد نظر فرستاده می‌شود. این موج از داخل جسم عبور و به دلیل تفاوت زیاد آمپدانس‌های آکوستیکی جسم و محیط، از سطح پشتی آن انعکاس پیدا می‌کند. پژواک‌های (اکوهای) بازگشتی توسط پراب التراسونیک دریافت و به سیستم داده‌بردار منتقل می‌شوند. داده‌های مربوط به پژواک‌های موج التراسونیک فرستاده شده، به کامپیوتر منتقل و در آنجا ذخیره می‌شوند. با دانستن طول جسم E ، سرعت صوت بر طبق رابطه (۳)، با به کارگیری زمان رفت و برگشت موج ارسالی τ ، محاسبه می‌شود.

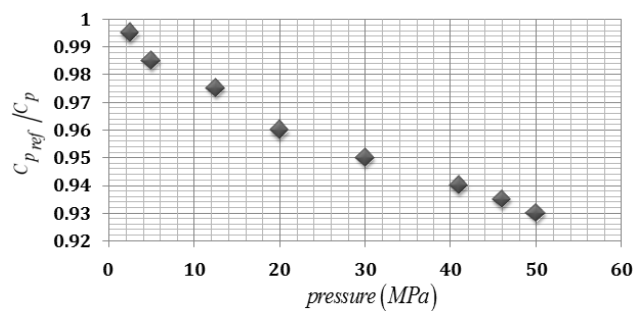
$$C_{sample} = \frac{2E}{\tau} \quad (3)$$

واضح است که رابطه (۳) در شرایطی که جسم و پراب التراسونیک در تماس مستقیم با یکدیگر می‌باشند برقرار است. از آنجایی که آزمایش در فشارهای بالا انجام می‌گیرد، برای جدا نمودن پراب از فشار بالای محفظه، از ماده‌ای میانی استفاده شده است. ماده‌ای میانی باید از جنسی انتخاب شود که اولاً تحمل فشارهای بالای

اغلب پیشرانه‌های بر پایه HTPB در شکل نهایی خود قابلیت ارتجاعی دارند. به این صورت که با فشار و کشش، تغییر طول قابل ملاحظه‌ای می‌دهند. از این رو انتظار می‌رود که سرعت صوت در آن‌ها با فشار تغییر کند. این موضوع برای پیشرانه‌های تهیه شده از این مواد نیز درست است. رابطه (۲) مدل ساده‌ای از وابستگی سرعت صوت به فشار و دما در پیشرانه را بیان می‌کند [۶].

$$\frac{C}{C_{ref}} = \left(1 - K_p \frac{P - P_{ref}}{p} \right) \times \left(1 + K_t \frac{T - T_{ref}}{t} \right) \quad (2)$$

K_p و K_t ، به ترتیب، معرف میزان حساسیت سرعت صوت به فشار و دما می‌باشند. این ضرایب برای هر خانواده از پیشرانه‌ها متفاوت و قابل تعیین است. شکل (۳) مقادیر $C_{p,ref}/C_p$ را برای یک نوع پیشرانه آلومینیم‌دار کامپوزیتی بر اساس تغییرات فشار نشان می‌دهد [۶].



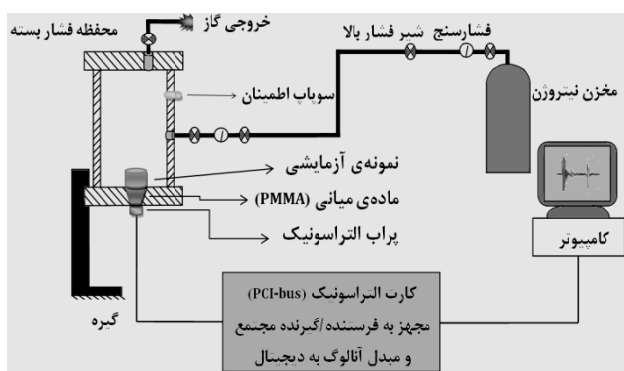
شکل ۳. تغییرات $C_{p,ref}/C_p$ نسبت به فشار [۶]

از آنجایی که در آزمایش اندازه‌گیری نرخ سوزش نمونه پیشرانه درون محفظه‌ای بسته می‌سوزد، فشار اعمالی بر پیشرانه در طول آزمایش متغیر است. تحلیل داده‌های التراسونیک به سرعت صوت پیشرانه جامد وابسته است بنابراین تغییرات سرعت صوت در طی مدت زمان آزمایش پارامتر مهمی محسوب شده و بنابراین اولین قدم برای تعیین نرخ سوزش، اندازه‌گیری وابستگی سرعت صوت پیشرانه جامد به فشار می‌باشد. لازم به ذکر است روش‌های متعددی

تجهیزات آزمایش

همان گونه که گفته شد، آزمایش های تعیین وابستگی سرعت صوت به فشار در پیشرانه جامد در واقع برای کالیبره کردن و اعمال این وابستگی در الگوریتم تعیین ضخامت لحظه ای در محاسبات پس آزمون تعیین نرخ سوزش انجام می شود. بنابراین با اینکه روش های ساده تری برای تعیین تابع وابستگی مذکور وجود دارد، باید انجام آزمایش ها در شرایط مشابه با شرایط آزمایش گرم (آزمایش نرخ سوزش) انجام گیرد. به این منظور کلیه آزمایش ها در دستگاه ساخته شده اندازه گیری نرخ سوزش انجام گرفته است. شکل (۵) طرحواره مجموعه آزمایشی مورد نیاز را نشان می دهد. مجموعه مورد نظر را از دیدگاه التراسونیک می توان به طور کلی در دو بخش بالادست و پایین دست پراب التراسونیک توصیف نمود. بالادست پراب شامل یک دستگاه الکترونیکی مجهز به فرستنده/گیرنده التراسونیک و مبدل آنالوگ به دیجیتال، پراب التراسونیک، کابل اتصال پراب و یک کامپیوتر برای ضبط و پردازش اطلاعات التراسونیک می باشد. پایین دست پراب شامل کلیه بخش های محفظه فشار نظیر بدنه اصلی محفظه، ماده میانی، نگهدارنده پیشرانه، گنج های فشار، سوپاپ اطمینان، شیر تخلیه گاز، مخزن نیتروژن و سیستم فشار گذاری می باشد.

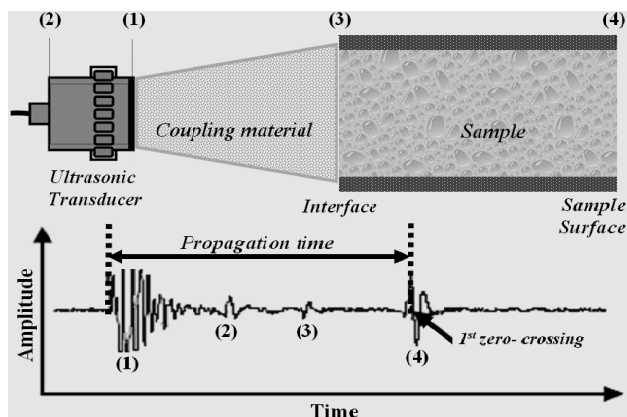
فرستنده/گیرنده التراسونیک مورد استفاده قابلیت تنظیم پارامترهای متعددی در خصوص پالس های ارسالی و نحوه نمونه برداری سیگنال های دریافتی را دارا است. از موارد مهم قابل تنظیم پهنای پالس، فرکانس نمونه برداری، فاکتور تاخیر، عرض پنجره نمایشگر و چند پارامتر دیگر می باشد [۶۹].



شکل ۵. طرحواره سیستم آزمایشی با دو بخش بالادست و پایین دست

فرکانس امواج تولیدی توسط پراب التراسونیک باید طوری انتخاب شود که این امواج بتوانند پیش از میرایی کامل، لااقل یک بار ضخامت نمونه آزمایشی را درنوردند. در کلیه آزمایش ها از یک پراب تک المانی با فرکانس ۱ مگاهرتز از نوع نرمال استفاده

محفظه را داشته و ثانیاً انتقال موج التراسونیک را به خوبی ممکن سازد. برای این منظور باید آمپدانس آکوستیکی ماده میانی برای تضعیف اکوی سطح مشترک، تا حد امکان به آمپدانس آکوستیکی پلیمر مورد نظر نزدیک باشد. شکل (۴) چیدمان اجزاء ضروری و نمونه پژواک های متناسب که در سیستم التراسونیک استفاده شده را نشان می دهد.



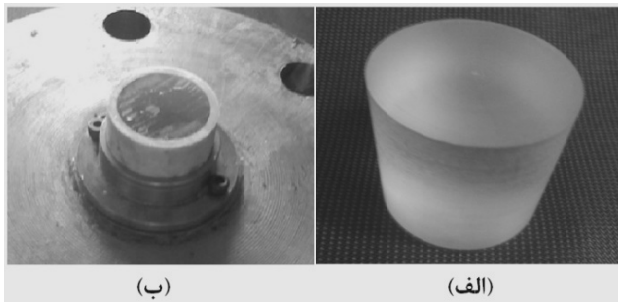
شکل ۴. چیدمان اجزاء ضروری و نمونه پژواک های متناسب با هر سطح

در صورت استفاده از ماده میانی و با معلوم بودن زمان رفت و برگشت موج ارسالی τ ، سرعت صوت در پلیمر از رابطه (۴) محاسبه می شود. در این رابطه، C_c و C_p به ترتیب سرعت صوت در نمونه آزمایشی و ماده میانی، E_c و E_p به ترتیب ضخامت های نمونه و ماده میانی می باشند.

$$C_p = \frac{(2E_p \times C_c)}{(\tau C_c - 2E_c)} \quad (4)$$

با ثبت سیگنال های مربوط به یک نمونه مورد آزمایش با ضخامت معین، می توان زمان سپری شده در یک رفت و برگشت موج را محاسبه کرد. این زمان با تعیین دقیق زمان ثبت شده برای پیک های رفت و برگشتی از نمونه به دست می آید. با استفاده از این زمان و ضخامت معلوم، به کمک معادله (۴) سرعت صوت به دست می آید. با اعمال فشار استاتیکی توسط گاز موجود در مخزن، هم سرعت صوت در پلیمر و هم ضخامت آن تغییر می کند. با احتساب ضخامت اولیه پلیمر، می توان سرعت صوت را در فشار اعمال شده به دست آورد. به دلیل کاهش ضخامت ناشی از اعمال فشار، سرعت محاسبه شده، سرعت واقعی صوت نیست. ولی این شرایط مشابه شرایطی است که در آن ضخامت نامعلوم یک نمونه در فشار مشخص اندازه گیری می شود. از این رو، می توان مقدار به دست آمده برای سرعت صوت را در الگوریتم محاسبه ضخامت به کار برد.

ماده میانی استفاده شده از جنس پلاکسی گلاس بوده و در کف محفظه فشار به کمک چسب سیلیکون محکم می شود. این جزء به صورت مخروطی ناقص با ابعادی مشخص قبلاً طراحی و ساخته شده است. نمونه آزمایشی همان گونه که در چیدمان نشان داده شده شکل (۴) نیز دیده می شود، از یک سمت در تماس با ماده میانی قرار می گیرد. اتصال این دو نیز از طریق ژل کوپلنت برقرار می شود.



شکل ۸ الف. ماده میانی مخروطی شکل با ضخامت ۲۵ میلی متر
ب. نگهدارنده نمونه آزمایشی

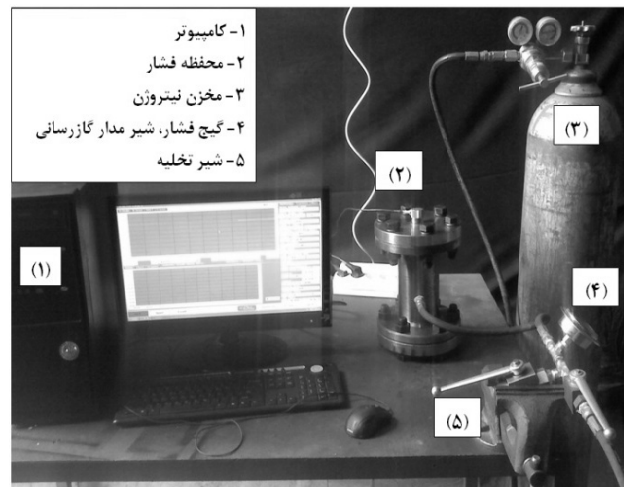
برای نگهداری نمونه آزمایشی قطعه نگهدارنده به گونه ای که در شکل (۸) نشان داده شده است، به کف محفظه فشار پیچ می شود. شکل (۸) الف ماده میانی و (۸) ب. نمونه آزمایشی محکم شده توسط قطعه نگهدارنده را نشان می دهد.

آزمایش ها و نتایج

• آزمایش های اولیه

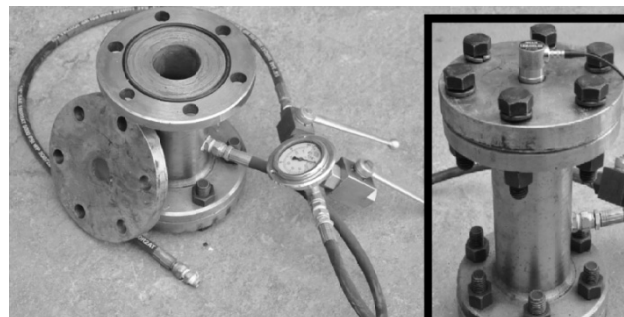
به منظور تعیین سرعت صوت پلیمر، ابتدا باید زمان یک رفت و برگشت موج التراسونیک ارسالی درون ماده میانی تعیین گردد. همچنین تاثیر رفتار قطعه ماده میانی در شرایط فشارگذاری بر زمان مذکور بررسی گردد. برای این منظور ابتدا آزمایشی روی قطعه ماده میانی انجام داده شده است. از نتایج این آزمایش زمان یک رفت و برگشت موج التراسونیک درون قطعه ماده میانی تعیین می شود. شکل (۹) نمونه سیگنال به دست آمده از پردازش داده های دریافتی مربوط به یک موج ارسالی به سمت قطعه ماده میانی با ضخامت ۲۵ میلی متر می باشد. بخش مترکم اول ناشی از عبور موج اولتراسونیک از مجاورت دریافت کننده به همراه چهار پژواک اولیه سطح قطعه در این شکل نشان داده شده است. از سیگنال مربوطه می توان زمان اولین پژواک سطح ماده میانی را به دست آورد. زمان مذکور برابر ۱۹ میکروثانیه می باشد.

شده است. پرآب مورد استفاده با مشخصه 1Z24N ساخت شرکت SIUI می باشد. قطر المان فعال درونی پرآب ۲۴ میلی متر است [۷۰].



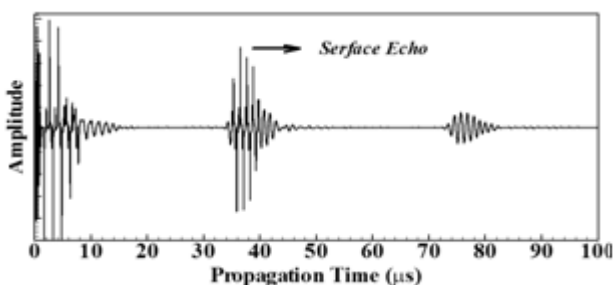
شکل ۶. نمای از سیستم آزمایشگاهی مورد استفاده

شکل (۶) سیستم آزمایشگاهی توضیح داده شده را نشان می دهد. مخزن نشان داده شده در شکل حاوی هوا با فشار بیشینه ۱۰۰ بار می باشد. نمایشگر کامپیوتر نشان دهنده نرم افزار داده بردار دستگاه اندازه گیری التراسونیک می باشد. به منظور انجام آزمایش ها باید بین پرآب و ماده میانی اتصال آکوستیکی برقرار شود. برای ایجاد اتصال آکوستیکی باید از نوعی مایع مخصوص که قابلیت گذردهی امواج التراسونیک را به خوبی فراهم می کند، استفاده نمود. این نوع مایع به ژل کوپلنت معروف می باشد. استفاده از ژل کوپلنت باعث خروج هوای بین سطوح اتصال مابین پرآب، ماده میانی و نمونه شده و بنابراین اتصال برقرار می شود. شکل (۷) نمای نزدیکی از محفظه فشار و طریقه اتصال پرآب التراسونیک به ماده میانی را نشان می دهد.



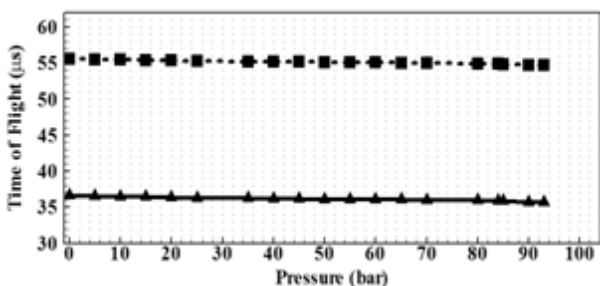
شکل ۷. محفظه فشار با ابعاد طول ۲۰۰ میلی متر و قطر ۶۰ میلی متر. ماده میانی درون قسمت کف محفظه قرار گرفته و پرآب التراسونیک از بیرون توسط ژل کوپلنت به آن متصل می شود

آمده است. بنابراین با توجه به رابطه (۳) سرعت صوت پلیمر HTPB در این شرایط $1592/4$ متر بر ثانیه به‌دست می‌آید.



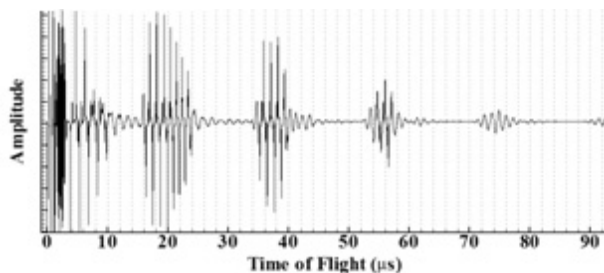
شکل ۱۱. سیگنال ارسالی موج التراسونیک به سمت پلیمر HTPB با طول $29/3$ میلی‌متر

در ادامه، آزمایش‌های اعمال فشار بر روی نمونه آزمایشی HTPB با ضخامت $29/3$ میلی‌متر انجام شده است. شکل (۱۲) زمان یک بار رفت و برگشت موج التراسونیک درون نمونه آزمایشی را نشان می‌دهد. نمودار بالایی داده‌های به‌دست آمده از آزمایش برای زمان یک رفت و برگشت موج در حضور قطعه ماده میانی می‌باشد. بنابراین مقادیر زمان یک رفت و برگشت موج درون نمونه آزمایشی از تفریق این زمان و زمان یک رفت و برگشت موج درون ماده میانی (اکوی سطح مشترک) به‌دست خواهد آمد.

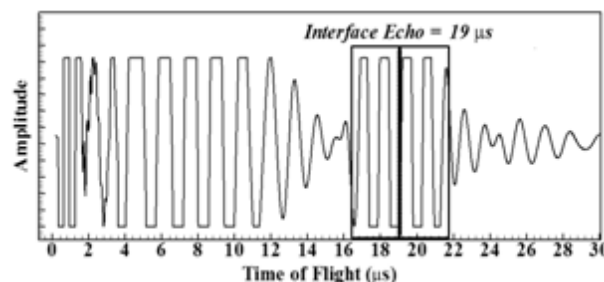


شکل ۱۲. زمان یک رفت و برگشت موج التراسونیک در پلیمر HTPB با طول $29/3$ میلی‌متر نسبت به فشار

نمودار پایین در شکل (۱۲) تغییرات زمان یک رفت و برگشت موج نسبت به فشار در پلیمر HTPB را نشان می‌دهد. بازه فشارها در این آزمایش‌ها بین ۰ تا ۹۳ بار می‌باشد. همان‌طور که انتظار می‌رود با افزایش فشار اعمالی بر روی نمونه، موج ارسالی از گاه‌گشت زمانی کمتری برخوردار می‌باشد. این نتیجه به وضوح در شکل (۱۳) نشان داده شده است. نمودار مذکور تغییرات زمان یک رفت و برگشت موج التراسونیک در نمونه آزمایشی را طی یک آزمایش فشارگذاری و فشاربرداری پی‌درپی نشان می‌دهد.



شکل ۹. سیگنال یک موج ارسالی به سمت ماده میانی با ضخامت ۲۵ میلی‌متر



شکل ۱۰. اکوی سطح مشترک ماده میانی و پلیمر HTPB در فشار ۸۰ بار. علت حضور پلیمر آزمایشی، یکسان بودن شرایط آزمایش با آزمایش گرم می‌باشد. برای تشخیص بهتر تقویت کننده روی مقدار بالاتری تنظیم شده است

شکل (۱۰) نمایش سیگنال ثبت شده در حالتی است که محفظه در حضور پلیمر آزمایشی، تحت فشار گرفته است. فشار اعمال شده در آزمایش مورد نظر ۸۰ بار بوده است. در این حالت نیز زمان مربوط به یک رفت و برگشت موج درون ماده میانی که در حقیقت همان اکوی سطح مشترک برای آزمایش‌های بعدی خواهد بود، ۱۹ میکروثانیه به‌دست آمده است. تحلیل‌های مذکور در شکل (۱۰) به‌وضوح دیده می‌شود. بنابراین می‌توان گفت که در بازه فشارهای ۰ تا ۱۰۰ بار تغییر شکل ماده میانی ناشی از فشار در مقایسه با نمونه پلیمری مقدار محسوسی نمی‌باشد. در نتیجه می‌توان زمان ۱۹ میکروثانیه را در محاسبات آزمایش‌های بعدی به‌کار برد.

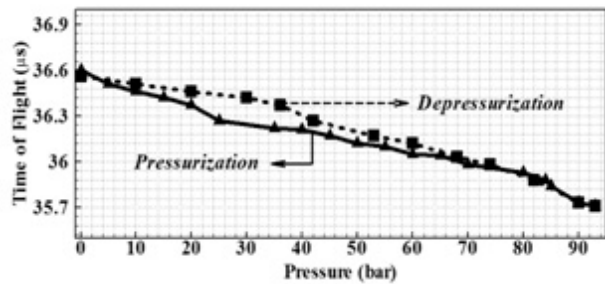
● اثر فشار بر سرعت صوت HTPB

شکل (۱۱) نمونه سیگنال به‌دست آمده از پردازش داده‌های دریافتی یک موج ارسالی به نمونه HTPB با ضخامت $29/3$ میلی‌متر می‌باشد. این آزمایش در شرایط دما و فشار محیط بدون حضور ماده میانی انجام شده است. فرکانس موج اولتراسونیک ۱ مگاهرتز بوده و این سیگنال با فرکانس ۱۰۰ مگاهرتز نمونه‌برداری شده است. بخش متراکم اول ناشی از عبور موج اولتراسونیک از مجاورت دریافت کننده به‌همراه دو پژواک اول سطح پلیمر در این شکل نشان داده شده است. با پردازش این سیگنال، زمان اولین پژواک از سطح پلیمر، $36/8$ میکروثانیه به‌دست

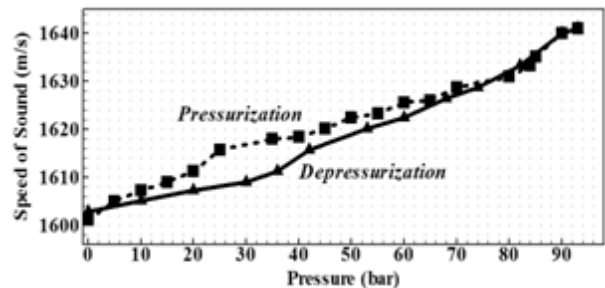
شکل (۱۴) سرعت صوت مربوط به دو نمودار شکل (۱۳) را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود بازه تغییرات سرعت صوت در ۹۳ بار فشار در حدود ۴۰ متر بر ثانیه می‌باشد و طبق انتظار روندی افزایشی دارد. از نمودار چنین نتیجه گیری می‌شود که میزان تغییرات سرعت صوت در مقایسه با مقدار میانگین سرعت صوت در حدود ۰/۰۳ بوده و بنابراین می‌توان با تقریب خوبی روند تغییرات را خطی در نظر گرفت. رابطه (۵) که از نتایج آزمایش‌ها استخراج شده است، بیانگر تغییرات خطی سرعت صوت HTPB نسبت به فشار می‌باشد.

$$C_{HTPB} = 0.38 P + 1600 \quad (5)$$

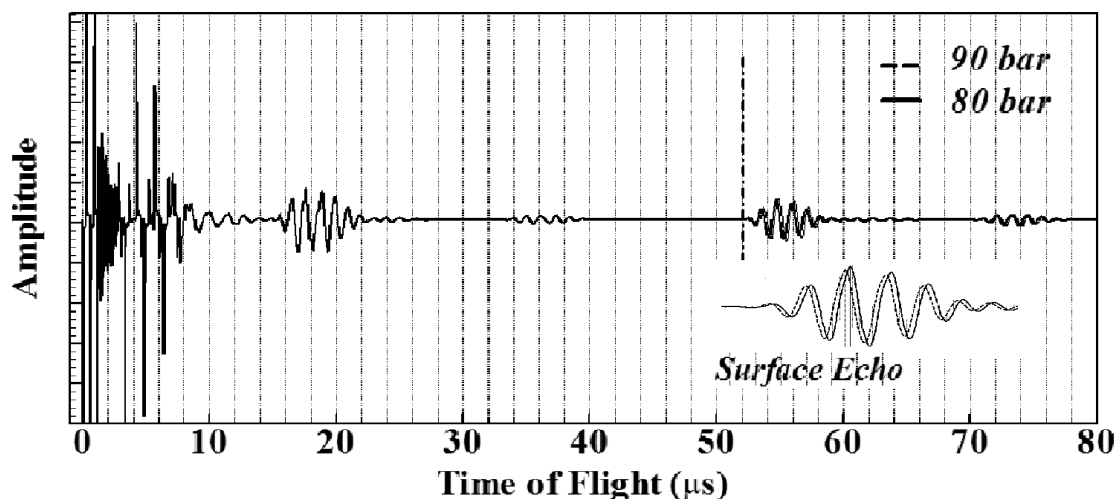
شکل (۱۵) نمونه سیگنال‌های به‌دست آمده از پردازش داده‌های دریافتی مربوط به یک موج ارسالی برای نمونه HTPB با طول ۲۹/۳ میلی‌متر در دو فشار ۸۰ و ۹۰ بار را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳. تغییرات زمان یک بار رفت و برگشت موج در پلیمر HTPB با طول ۲۹/۳ میلی‌متر نسبت به فشار



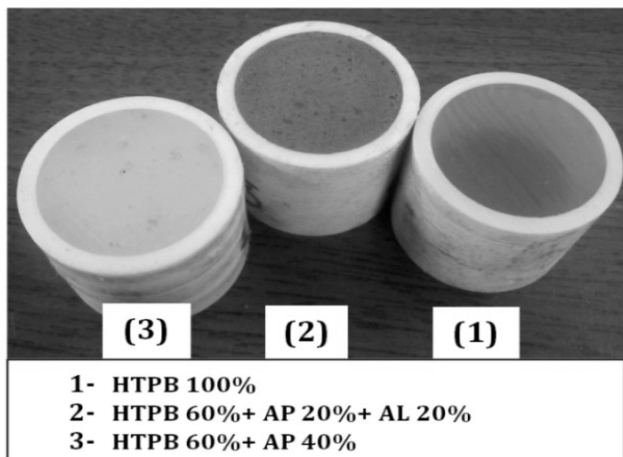
شکل ۱۴. تغییرات سرعت صوت پلیمر HTPB با طول ۲۹/۳ میلی‌متر نسبت به فشار



شکل ۱۵. مقایسه سیگنال‌های یک موج ارسالی یکسان به نمونه HTPB با طول ۲۹/۳ میلی‌متر در دو فشار ۸۰ و ۹۰ بار

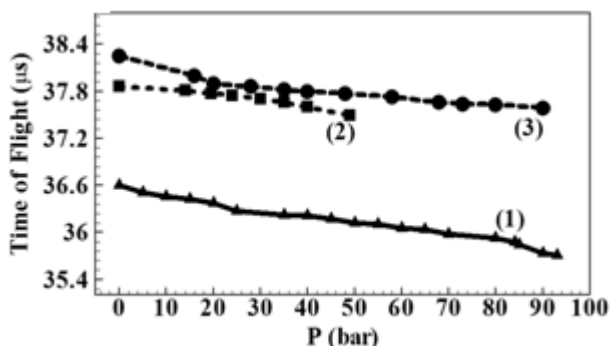
با انجام آزمایش‌های اولیه و همچنین مطالعات دیگر محققان در زمینه رفتار پیش‌راننده جامد مرکب با پایه پلیمری، نتیجه شد که رفتار این گونه مواد از عدم قطعیت برخوردار می‌باشد. برای بررسی این موضوع، رفتار سرعت صوت در پلیمر HTPB در سه مرتبه آزمایش فشارگذاری مورد بررسی قرار گرفت. نتایج به‌دست آمده همان‌گونه که در شکل (۱۶) نیز دیده می‌شود، وجود عدم قطعیت را تصدیق می‌کنند. سه نمودار دیده شده در شکل از آزمایش فشار بر روی قطعه پلیمری به طول ۲۹/۳ میلی‌متر انجام شده است. لازم به ذکر است که سه دفعه آزمایش با اختلاف زمانی ناچیز و تقریباً در شرایط محیطی یکسانی انجام شده است. اختلاف نقاط داده‌ها

دو سیگنال مذکور از فرستادن یک موج التراسونیک یکسان به سمت نمونه آزمایشی به‌دست آمده‌اند. از آنجایی که تغییر شکل (تغییر طول) ناشی از فشار اعمالی فقط در نمونه پلیمری می‌باشد، بنابراین دو سیگنال مربوطه تا زمان مربوط به اکوی سطح پلیمر برهم منطبق می‌باشند. به دلیل جابه‌جایی اکوی سطح پلیمر که ناشی از جابه‌جایی موقعیت سطح آن در شرایط فشارگذاری می‌باشد، زمان این اکو در دو سیگنال متفاوت است. بنابراین دو سیگنال مورد نظر از زمان اکوی سطح HTPB به زمان‌های بعدی دیگر بر هم منطبق نشده‌اند. این عدم انطباق و تفاوت زمان اکو ناشی از ۱۰ بار اختلاف فشار است.

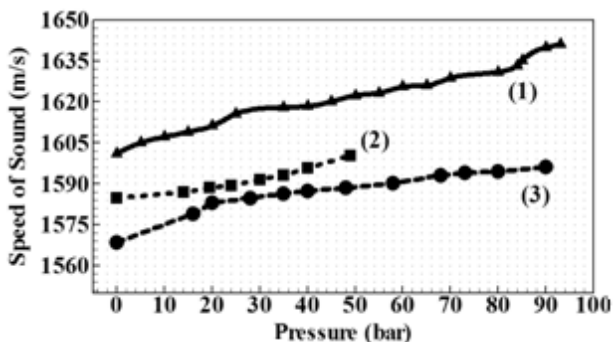


شکل ۱۸. پیشران‌های جامد با پایه پلیمری در طول‌های برابر

هر یک از نقاط در شکل (۱۹) بیانگر گاه‌گشت زمانی موج التراسونیک ارسالی توسط پراب می‌باشد. بر طبق انتظار با افزایش فشار محفظه، مقادیر زمان رفت و برگشت موج با کاهش همراه می‌باشند. کاهش مقادیر در نمونه یک با شدت بیشتری به چشم می‌خورد که این موضوع وابسته به خلوص نمونه پلیمری می‌باشد. تصور می‌شود هرچه نمونه آزمایشی از خلوص بالاتری برخوردار باشد، خاصیت ویزکوالاستیکی آن بالاتر و بنابراین تغییرات هندسه آن با فشار بیشتر نمایان شود.

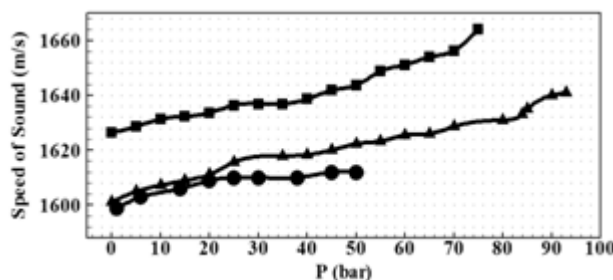


شکل ۱۹. تغییرات زمان یک رفت و برگشت موج ارسالی در سه پلیمر با ترکیب‌های متفاوت نسبت به فشار



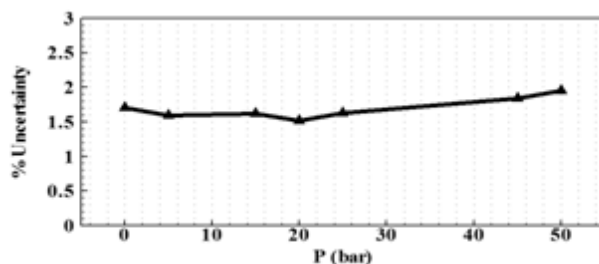
شکل ۲۰. تغییرات سرعت صوت در سه نمونه آزمایشی با ترکیب‌های متفاوت نسبت به فشار

در سه نمودار شکل مرتبط به فشار تانک می‌باشد. بیشینه فشارهای اعمالی در سه مرتبه به ترتیب ۹۳، ۷۵ و ۵۱ بار بوده است. شکل (۱۷) تغییرات عدم قطعیت در اندازه‌گیری‌های انجام گرفته را نسبت به فشار نشان می‌دهد.



شکل ۱۶. تغییرات سرعت صوت نسبت به فشار نمونه HTPB یکسان در سه مرتبه اندازه‌گیری با شرایط محیطی و آزمایشی برابر

همان‌گونه که در شکل (۱۷) مشاهده می‌شود می‌توان تغییر میزان عدم قطعیت را با تغییر فشار مقدار ناچیزی تلقی کرد. اما باید توجه داشت که در کلیه فشارهای آزمایشی مقادیر سرعت صوت از میزان ۲٪ عدم قطعیت برخوردار است.



شکل ۱۷. میزان و نحوه تغییرات عدم قطعیت در اندازه‌گیری سرعت صوت HTPB نسبت به فشار

• اثر فشار بر سرعت صوت ترکیباتی از HTPB با آمونیم پرکلرات و آلومینیم

شکل (۱۸) تصویر سه نمونه پلیمر آزمایشی با ترکیبات متفاوت را نشان می‌دهد. ترکیبات نمونه‌ها شامل درصدهای متفاوت از پودرهای آمونیم پرکلرات و آلومینیم با رزین HTPB می‌باشد. طول هریک از نمونه‌های آزمایشی ۳۰ میلی‌متر است. نمونه شماره ۱ شامل HTPB خالص می‌باشد. در نمونه شماره ۲ پودرهای آلومینیم و آمونیم پرکلرات به رزین HTPB اضافه شده است. نمونه شماره ۳ نیز شامل ترکیب آمونیم پرکلرات و HTPB است. آزمایش‌هایی با شرایط محیطی یکسان روی هریک از نمونه‌ها برای دستیابی به نحوه وابستگی سرعت صوت به فشار در آنها انجام شده است. شکل‌های (۱۹) و (۲۰) نتایج به‌دست آمده در این خصوص را نشان می‌دهد.

دستیابی به زمان رفت و برگشت موج در پلیمر آزمایشی تغییرات سرعت صوت ماده میانی در هر فشار بر طبق رابطه (۴) اعمال می‌گردید.

نتایج به دست آمده از آزمایش‌های این پژوهش همخوانی زیادی با نتایج گروه دیگری از محققان دارد. همان‌طور که مشاهده شد تغییرات سرعت صوت در نمونه پلیمری HTPB در صد بار افزایش فشار در حدود ۵۰ متر بر ثانیه در مقدار میانگین ۱۶۰۰ متر بر ثانیه بوده است. نتایج آزمایش‌های انجام شده بر روی پلیمر HTPB در دانشگاه آلاباما- هانتسویل نیز مقدار تغییرات ۵۰ متر بر ثانیه بوده با این تفاوت که مقدار میانگین سرعت صوت در حدود ۱۵۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد. اختلاف در مقدار میانگین سرعت صوت به علل متفاوت می‌تواند اتفاق بیفتد. نمونه فرآیند ساخت نمونه آزمایشی از جمله مهم‌ترین عوامل محسوب می‌شود. مدت زمان و دمای پخت متفاوت، فرآیند اختلاط متفاوت هر یک منجر به تغییرات جزئی در قوام و ساختار درونی نمونه پلیمری می‌شود. لذا این گونه مقایسه را باید تنها از نظر نحوه تغییرات کلی مقایسه نمود. از این دیدگاه نتایج به دست آمده با نتایج دیگر محققان کاملاً مشابه می‌باشد.

در کلیه آزمایش‌های انجام گرفته، نتایج به میزان جزئی از عدم قطعیت برخوردار می‌باشند. ماهیت پلیمری نمونه‌های آزمایشی و ساختار درونی آن‌ها باعث می‌شود تا نتایج در شرایط یکسان آزمایشی تفاوت داشته باشد. تغییر مکان اتصال مجدد در سطوح مشترک ماده میانی با پراب و نمونه آزمایشی باعث شده تا در هر بار اندازه‌گیری (حتی در شرایط کاملاً مشابه) نتایج با هم متفاوت باشند. این موضوع مسئله‌ایست که در عمل هیچ‌گاه نمی‌توان آن را به‌طور کامل برطرف نمود. لازم به ذکر است که عدم قطعیت در نتایج نباید با خطای آزمایشی اشتباه گرفته شود. همچنین برای توجیه بیشتر عدم قطعیت تا حدودی می‌توان به اثرات مزاحم ناخواسته اشاره نمود. تقریباً در اکثر روش‌های اندازه‌گیری اپتیکی و اسپکتروسکوپی به واسطه حضور نویز نتایج از عدم قطعیت برخوردار می‌باشند. نویزهای مذکور بر اثر امواج سرگردان و اثرات حرارتی و الکترونیکی دیگر اجزاء آزمایشی می‌باشند.

تشکر و قدردانی

پژوهش حاضر با پشتیبانی مالی پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی سازمان فضایی ایران انجام شده است. به این وسیله نویسندگان از کلیه مسئولین آن سازمان که در تأمین نیازمندی‌های سخت‌افزاری و مالی همکاری لازم را داشته‌اند تشکر و قدردانی می‌نمایند.

از آزمایش‌های انجام شده در این قسمت پیرامون جنس نمونه‌ها این نتیجه به دست می‌آید که تشخیص اکوی سطح در HTPB خالص راحت‌تر از نمونه‌هایی از ترکیب HTPB و AP می‌باشد. همچنین تشخیص اکوی سطح در نمونه‌های دارای سه جزء HTPB، AP و AL بسیار مشکل می‌باشد. به‌طور کلی هر چه نمونه آزمایشی متشکل از اجزاء کمتر و یا دارای خلوص بیشتری باشد، تشخیص اکوی مورد نظر آسان‌تر است. این امر می‌تواند به دلیل دانه‌بندی نمونه باشد. وقتی نمونه آزمایشی متشکل از چند جزء می‌باشد، هر جزء درونی ماده به میزان متفاوتی از جزء دیگر باعث انعکاس موج التراسونیک می‌شود. بنابراین دسته اکوهای بیشتری (نویز بیشتر) در سیگنال خروجی به وجود خواهد آمد. وجود نویز تشخیص اکوی مورد نظر را دشوار می‌نماید. همچنین اگر نمونه‌ها حاوی حباب‌های هوا باشد، این امر تشخیص اکو را به واسطه نبود اکویی واضح دشوار خواهد کرد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله به‌طور کلی وابستگی سرعت صوت نسبت به فشار در پلیمر HTPB و ترکیبات متفاوت آن با آمونیم پرکلرات و آلومینیم بررسی شد. سرعت صوت در تمامی نمونه‌ها با افزایش فشار روندی صعودی دارد. این موضوع به دلیل کاهش فاصله آزاد بین ملکولی در نمونه آزمایشی با افزایش فشار می‌باشد. با توجه به بررسی‌های انجام گرفته همان‌گونه که مشاهده شد، تغییرات سرعت صوت نسبت به فشار در پلیمرهای آزمایشی به‌صورت فزاینده خفیف می‌باشد. برای نمونه تغییرات سرعت صوت پلیمر HTPB در بازه فشارهای ۰ تا ۱۰۰ بار در حدود ۴۰ متر بر ثانیه مشاهده شد. از آنجایی که این میزان افزایش سرعت صوت در قیاس مقدار متوسط سرعت صوت در بازه فشار گفته شده، مقداری کوچک است، فرض خطی بودن روند تغییرات صحیح می‌باشد. بنابراین می‌توان در محاسبات پس‌آزمون نرخ سوزش، که برای دستیابی به داده‌های ضخامت لحظه‌ای پیش‌ران انجام می‌گیرد، رابطه $C(P)$ را به صورت $C(P) = aP + b$ با تقریب مناسبی در نظر گرفت. در رابطه مذکور مطابق با آن‌چه در رابطه (۵) دیده شد، مقادیر a و b ثابت می‌باشند. اما برای هر نمونه آزمایشی منحصر به فرد بوده و از انجام آزمایش‌های فشار باید تعیین گردد.

از آزمایش‌های اولیه مشاهده شد که تغییر سرعت صوت ماده میانی نسبت به فشار در قیاس این تغییر در پلیمرها بسیار ناچیز و در بازه فشارهای آزمایشی قابل اغماض می‌باشد. این موضوع باعث سهولت در محاسبه زمان یک رفت و برگشت موج التراسونیک در نمونه آزمایشی گردید. چرا که در غیر این صورت، باید برای

2. Sutton G., Biblarz O. 2000. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley and Sons. Canada. 7th ed.
3. Dauch. 1999. Uncertainty analysis of the ultrasonic technique applied to solid propellant burning rate measurement. M.S. Thesis The School of Graduate Studies. The Department of Mechanical and Aerospace Engineering. The University of Alabama in Huntsville. Huntsville. Alabama.
4. Razdan M. K., and Kuo. K. K. June 1980. Measurements and Model Validation for Composite Propellants Burning under Cross Flow of Gases. *AIAA Journal*. Vol. 18, No. 79-1172R. pp. 669-677.
5. Kamath H., Arora. R., and Kuo. K. June 1982. Erosive Burning Measurements and Predictions for a Highly Aluminized Composite Solid Propellant. 18th Joint Propulsion Conference. No. AIAA-82-1111. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Cleveland, Ohio.
6. R. A. Frederick Jr., J. C. Traineau. 2001. *Non-Intrusive Burning Rate Measurement Techniques*. University of Alabama in Huntsville. Huntsville. Alabama. & Office National d'Etudes Et de Recherches Aerospatiales. Chatillon, Cedex, France.
7. Ankarsward B. December 1964. *The Hybrid Rocket Engine*. Interavia, No. 12. pp. 1838-1840.
8. Ho P. J. August 1965. Feasibility Study of the Microwave and the Ultrasonic Techniques on the Continuous Measurement of Solid Propellant Burning Rates. M.S. Thesis Purdue University. Lafayette. Indiana.
9. Hale H. J. June 1967. The Demonstration of an Ultrasonic Technique to Measure Solid Propellant Burning Rates Under Actual Combustion Conditions. M.S. Thesis Virginia Polytechnic Institute. Blacksburg. Virginia.
10. Wright W. A. May 1969. Ultrasonic Thickness Monitoring Technique. *Aerospace Related Technology for Industry*, NASA SP-5075. pp. 69- 73.
11. J. C. Traineau, and Kuentzmann P. 1984. Ultrasonic Measurements of Solid Propellant Burning Rates in Nozzleless Rocket Motors. *AIAA Journal of Propulsion and Power*. Vol. 2, No. 3, 198. pp. 215-222.
12. J. C. Traineau, Prevost M., and Tarrin P. 1994. Experimental Low and Medium Frequency Determination of Solid Propellants Pressure-Coupled Response Function. *AIAA Paper* 94-3043.
13. Cauty F. September 1995. Measurement of Solid
1. Saint Robert
2. Timing Wire Method
3. Krawford
4. Eisenreich
5. Kuo
6. Small Motors
7. Acoustic Bombs
8. Non-Intrusive Techniques
9. Ultrasonic Waves
10. X-Ray Radiography
11. Microwave
12. Changes in Material Properties with Thickness
13. Svenska Flygmotor AB
14. Ho
15. Hale
16. Wright
17. ONERA
18. SNPE
19. Traineau
20. Cauty
21. Korting
22. Van den berg
23. NTO
24. Pennsylvania State University
25. University of Alabama in Huntsville
26. Frederick
27. Moser
28. Di Salvo
29. UIUC
30. Murphy
31. Krier
32. Lockheed Martin
33. Aerojet (ARC)
34. VikaramSSC
35. Napoli
36. Sungkyunkwan
37. Closed and Open Combustion Bombs
38. Rocket Motors

مراجع

1. Alain Davenas. 1993. *Solid Rocket Propulsion Technology*. Ancient Eleve de Ecole Polytechnique Technology and Research Director, SNPE, France. Pergamon Press.

- Review of ONERA's Experience. International Workshop on Combustion Instability of Solid Propellants and Rocket Motors. Politecnico di Milano.
24. Korting P. A. O. G., den Hertog E. H., and Schoyer H. F. R. April 1985. Determination of the Regression Rate of Solid Fuels in Solid Fuel Combustion Chambers by Means of the Ultrasonic Pulse-Echo Technique. Part 1. The Measurement Technique. Report LR-453. Report PML 1985-C-5. SFCC Publication No. 18, Delft/Rijswijk.
 25. Dijkstra F., Korting P. A. O. G., and van der Berg R. P. July 1990. Determination of the Regression Rate in Solid Fuel Ramjets by Means of the Ultrasonic Pulse Echo Method. *AIAA Paper*.
 26. Korting P. A. O. G., and Schoyer H. F. R. August 1985. Determination of the Regression Rate in Solid Fuel Ramjets by Means of Ultrasonic Pulse Echo Method. *Heat Transfer in Fire and Combustion Systems* pp. 347-353.
 27. Korting P. A. O. G., van der Geld C. W. M., Vos J. B., Wijchers T., Nina M. N. R., and Schoyer H. F. R. June 1986. Combustion of PMMA in a Solid Fuel Ramjet. *AIAA Paper* 86-1401.
 28. Elands P. J. M., Korting P. A. O. G., Dijkstra F., and Wijchers T. July 1988. Combustion of Polyethylene in a Solid Fuel Ramjet, A Comparison of Computational and Experimental Results. *AIAA Paper* 88- 3043, *AIAA/ASME/SAE/ASEE 24th Joint Propulsion Conference*. Boston.
 29. Merckx A. W., and van den Berg R. P. August 1986. Instantaneous Solid Fuel Regression Rate Measurements at More than One Location— An Ultrasonic Pulse Echo Multiplexer System. Report LR-501. Report PML 1986-C76, SFCC Publication No. 36. Delft/Rijswijk the Netherlands.
 30. Chiaverini M., Serin N., Johnson D., Lu Y. C., Kuo K. K., and Risha. G. A. July 1996. Thermal Pyrolysis of HTPB-Based Solid Fuels for Hybrid Rocket Motor Applications. *AIAA Paper* 96-2845.
 31. Chiaverini M., Gating G., Lu Y.C., Kuo K. K., Serin N., and Johnson D. 1995. Fuel Decomposition and Boundary layer Combustion Processes of Hybrid Rocket Motors. *AIAA Paper* 95-2686. San Diego. CA.
 32. Chiaverini M., Harting G. C., Lu Y. C., Kuo K. K., Serin N., and Johnson D. 1995. Combustion of Solid Fuel Slabs with Gaseous Oxygen in a Hybrid Motor Propellant Response Function at Low Frequency by Means of Ultrasonic Method. *Colloque CNES/ ONERA/CNRS sur les Ecoulements Propulsifs dans les Systèmes de Transport Spatial*. Bordeaux France.
 14. Seret J., Demarais J.C., Cauty F., and Dupont M. (ONERA). Dec 1992. Application of Thickness Measurement Techniques to the Determination of the Ablation Rate of Thermal Insulation. Operation of Segmented Solid Rocket Motors for Space Launchers. Proceedings of the 1st CNES-ONERA Colloquium. Chatillon. France. pp. 21-1.
 15. Cauty F., Demarais J. C., Erades C. h., and Caugant C. July 1997. Internal Insulation and Solid Propellant Behavior Measured by Ultrasonic Method on Solid Rocket Motors. *AIAA 97-2994*.
 16. Cauty F. 2000. Ultrasonic Method Applied to Full-Scale Solid Rocket Motors. *AIAA Journal of Propulsion and Power*. Vol. 16. No. 3. pp. 523-528.
 17. Cauty F., G. Louaze, and C. Erades. 2008. Ultrasound method: Towards the automation of the solid propellant burning rate determination. ONERA. DEFA/PSO. Chemin de la Huniere. 91761 PALAISEAU CEDEX. France.
 18. Cauty F., Demarais J. C., and Erades C. h. 1994. Determination of Solid Propellant Burning Rate Sensitivity to Initial Temperature by the Ultrasonic Method. *Non Intrusive Combustion Diagnostics* pp. 642-653.
 19. Cauty F. 1998. Non-Intrusive Measurement of an Energetic Material Regression Rate. *AGARD Conference Proceedings* 598. Advanced Non-Intrusive Instrumentation for Propulsion Engines.
 20. Cauty F., and Demarais J. C. July 1990. Ultrasonic Measurement of the Uncured Solid Propellant Burning Rate. International Congress of ICT. Karlsruhe.
 21. Cauty F., Demarais J. C., and Erades C. h. 1993. Determination of Solid Propellant Burning Rate Sensitivity to Initial Temperature by the Ultrasonic Method. International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, Scheveningen, The Netherlands. ONERA TP no. 1993-69.
 22. Cauty F. May 1995. Electronic Device for Ultrasonic Measurements (EDUM) of Regression Rates of Solid Materials. ONERA Report.
 23. Cauty F. 1997. Solid Propellant Combustion Response Function From Direct Measurement Methods: a

1998. Experimental Determination of Pressure Coupled Response Functions. *CPIA Pub 680* Vol. I. pp. 407-414.
43. Di Salvo, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. 1999. Direct Ultrasonic Measurements of Solid Propellant Combustion Transients. *AIAA Paper 99-2223*. 35th AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference Joint Propulsion Conference, Los Angeles, CA.
44. Di Salvo, M. D. Moser, R. A. Frederick Jr. and Dauch. 1999. Direct Ultrasonic Measurement of Solid Propellant Ballistics. *The Review of Scientific Instruments*. Vol. 70, No. 11.
45. Di Salvo, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. July 2000. Development of the Inert Gas Injection Modulated Motor for Response Function Measurements. *AIAA Paper 2000-3799*.
46. Di Salvo, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. Nov 2000. Effect of Oxidizer Particle Size on Response Function. *CPIA Pub 701*, Vol. I, pp. 615-626.
47. Di Salvo. 2001. Experimental Measurements of Solid Propellant Response Function. Ph.D. dissertation The University of Alabama in Huntsville. Huntsville. AL.
48. Mc Quade W., Dauch, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. July 1998. Determination of the Ultrasonic Burning Rate Technique Resolution. *AIAA Paper 98-3555*.
49. Mc Quade W. March 1998. Ultrasonic Instrument Development for Solid Propellant Burning Rate Measurement. M.S. Thesis. The University of Alabama in Huntsville.
50. R. A. Frederick Jr. Nichols J. S., and Rogerson J. 1999. Slag Accumulation Measurements in a Strategic Solid Rocket Motor. *Journal of Image Processing and Flow Visualization* Vol. 3. No. 2.
51. Dauch. 1999. Uncertainty Analysis of the Ultrasonic Technique Applied to Solid Propellant Burning Rate. M.S. Thesis. The University of Alabama in Huntsville.
52. Di Salvo, M. D. Moser, and R. A. Frederick Jr. July 1998. Experimental Determination of Pressure Coupled Response Function. *AIAA Paper 98-3553*.
53. Makoto K., R. A. Frederick Jr., and Marlow D.M. 2004. Ultrasonic Properties of Propellant Ingredients. *AIAA Journal of Propulsion and Power* Vol. 20, No. 1.
54. Krier H., Martin A. O., and Murphy J. J. 1997. Analogue. 1995. NASA Technical Reports. JANNAF CS/PSHS/EPTS and SPIRITS Joint Meetings. Huntsville. AL.
33. Chiaverini M., Serin N., Harting G. C., and Kuo K. K. June 1999. Pressure Correction of Ultrasonic Regression Rate Measurements of a Hybrid Slab Motor. *AIAA Paper 99-2319*.
34. Frederic-Thomas Dauch. 1999. Uncertainty analysis of the ultrasonic technique applied to solid propellant burning rate measurement. M.S. Thesis The School of Graduate Studies. The Department of Mechanical and Aerospace Engineering. The University of Alabama in Huntsville. Huntsville. Alabama.
35. R. A. Frederick Jr., J. C. Traineau. 2001. Non-Intrusive Burning Rate Measurement Techniques. Technical Report. University of Alabama in Huntsville. Huntsville. Alabama. & Office National d'Etudes Et de Recherches Aerospatiales. Chatillon, Cedex, France.
36. Dauch, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. 1999. Uncertainty Assessment of the Pulse-Echo Ultrasonic Burning Rate Measurement Technique. Technical Report. The University of Alabama in Huntsville Propulsion Research Center. Alabama.
37. Di Salvo R., R. A. Frederick Jr. and M. D. Moser. July 2000. Development of the Inert Gas Injection Modulated Motor for Response Function Measurements. *AIAA Paper* No. 2000-3799.
38. M. D. Moser, Dauch and Mc Quade W. August 1999. Surface Roughness Effects on Ultrasonic Burning Rate Measurements. National Heat Transfer Conference, Paper NHTC 99-0285.
39. Dauch, M. D. Moser, R. A. Frederick Jr. and Coleman H. W. Dec 1998. Uncertainty Assessment of Ultrasonic Measurement of Propellant Burning Rate. *CPIA Pub 680*. Vol. I. pp. 293-304.
40. Dauch, M. D. Moser, R. A. Frederick Jr. and Coleman H. W. 1999. Uncertainty Assessment of Ultrasonic Measurement of Propellant Burning Rate. *AIAA Paper 99-2224*. 35th AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference Joint Propulsion Conference, Los Angeles, CA.
41. Di Salvo, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. July 1998. Experimental Determination of Pressure Coupled Response Function. *AIAA Paper 98-3553*.
42. Di Salvo, M. D. Moser and R. A. Frederick Jr. Dec

- Nondestructive Evaluation* Vol 28.
63. Su-Kyun Jeon, Sung-Jin Song, Hak-Joon Kim, Sun-Feel Ko, Hyun-Taek Oh, In-Chul Kim, Ji-Chang Yoo, and Jung Yong Jung. 2010. Ultrasonic Signal Denoising for Robust Measurement of Solid-Propellant Burning Rates. *Journal of propulsion and power* Vol. 26, No. 3.
 64. Hyun-Taek Oh, Hak-Joon Kim, Sung-Jin Song, Sun-Feel Ko, In-Chul Kim, Ji-Chang Yoo, and Jung-Yong Jung. 2008. Investigation of Ultrasonic Methods for Measuring Burning Rates of Solid Propellants. *Journal of American Institute of Physics, CP975, Review of Nondestructive Evaluation* Vol 27.
 65. Louwers J., Gadiot G., Versluis M., Landman AJ., van der Meer T., and Roekaerts D. June 1998. Measurement of Steady and Non-Steady Regression Rates of Hydrazinium Nitroformate with Ultrasound. International Workshop on Measurement of Thermophysical and Ballistic Properties of Energetic Materials, Milano, Italy.
 66. K. Hasegawa, and K. Hori. 2010. Novel Burning Rate Measurement Technique for Solid Propellant by Means of Ultrasonics. *Combustion, Explosion, and Shock Waves* Vol. 46. No. 2. pp. 188–195.
 67. Cauty F. July 2004. The Ultrasound Waves: a Measurement Tool for Energetic Material Characterization. ONERA, Palaiseau, France. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11 – 14.
 68. Chiaverini M., Gating G., Lu Y.C., Kuo K. K., Serin N., and Johnson D. June 1999. Pressure Correction of Ultrasonic Regression Rate Measurements of a Hybrid Slab Motor. 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE. Joint Propulsion Conference and Exhibit 20-24.
 69. Optel Company. 2011. Instruction Manual Draft OPCARD 2.0 PCI-bus Ultrasonic Card with Integrated Pulser and Receiver. Optel catalog.
 70. Shantou Institute Ultrasonic Instruments Company. 2011. prob catalog. 77. Jinsha Road. Shantou 515041. Guangdong. China.
 - Precision Techniques for Measuring Burning Rates of Solid Propellants during Pressure Transients. 34th JANNAF Combustion Subcommittee Meeting, Vol. 2. pp. 225-236.
 55. Murphy J. J., Chai S., Brdar R., and Krier H. July 2000. Response Function Measurement Using Ultrasonic Technique in and Oscillating Burner. *AIAA paper* 2000-3797.
 56. Krier H., Murphy J. J., Brdar R., and Chai S. July 2000. Response Function Measurement Using an Ultrasonic Technique in an Oscillatory Burner. *AIAA Paper* 2000-3797.
 57. Murphy J. J. August 2000. Unsteady Solid Propellant Combustion: Theory and Experiment. PhD Thesis University of Illinois at Urbana Champaign.
 58. Deepak D., Jeenu R., Sridharan P., and Padmanabhan M. S. 1998. Determination of Pressure Dependence of Burning Rate in Solid Motors Using Ultrasonic Technique. *AIAA Journal of Propulsion and Power* Vol. 14 No. 3.
 59. Deepak D., Jeenu R., Sridharan P., and Padmanabhan M. S. 1998. Application of Ultrasonic Technique for Measurement of Instantaneous Burn Rate of Solid Propellants. *Defense Science Journal* Vol 48 No 2. pp. 197-204.
 60. Sung-Jin Song, Jin Hong Jeon, Hak-Joon Kim, In-Chul Kim, Ji-Chang Yoo, and Jung Yong Jung. 2006. Burning Rate Measurement of Solid Propellant Using Ultrasound- Approach and Initial Experiments. *Review of Quantitative Nondestructive Evaluation* Vol. 25.
 61. Sung-Jin Song, Hak-Joon Kim, Sun-Feel Ko, Hyun-Taek Oh, In-Chul Kim, Ji-Chang Yoo, and Jung Yong Jung. 2008. Measurement of solid propellant burning rates by analysis of ultrasonic full waveforms. *Journal of Mechanical Science and Technology*.
 62. To Kang, Hak-Joon Kim, Sung-Jin Song, Sun-Feel Ko, In-Chul Kim, Ji-Chang Yoo, and Jung Yong Jung. 2009. Uncertainty Analysis of Ultrasonic Methods for Measuring Burning Rate of Solid Propellant. *Journal of American Institute of Physics, CP1096, Review of*