

علمی-پژوهشی

طراحی و ساخت لوله موج ضربه‌ای انعکاسی جهت مطالعه تجربی سینتیک احتراق

ترکیب طیف‌سنجی لیزری و لوله موج ضربه‌ای انعکاسی یکی از پرکاربردترین و مناسب‌ترین ابزارها جهت بررسی تجربی سینتیک احتراق می‌باشد. با استفاده از لوله موج ضربه‌ای، ثابت زمانی تأخیر احتراقی انواع سوخت و همچنین محصولات ناشی از فرآیندهای احتراقی قابل بررسی و تحلیل می‌باشد. جهت استفاده از لوله موج ضربه‌ای در مطالعات طیف‌سنجی مربوط به پدیده‌های احتراقی نیاز است زمان آزمایش حداقل ۱۰ میلی ثانیه در دسترس بوده و دما و فشار ترکیبات مورد بررسی در دما و فشار مشخص قرار گیرد. تأمین زمان آزمایش مورد نظر توسط لوله موج ضربه‌ای نیاز به طراحی لوله برای کارکرد در «شرایط طراحی» دارد. در این مقاله، در ابتدا اصول کارکرد طیف‌سنج لیزری و لوله موج ضربه‌ای انعکاسی با کارکرد در شرایط طراحی توضیح داده شده، روند طراحی مختصراً برای تأمین گاز با دمای سکون ۹۵۰ کلوین بررسی شده و نتایج تجربی حاصل از لوله موج ضربه‌ای ساخته شده با زمان آزمایش مورد نظر ارائه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: لوله موج ضربه‌ای انعکاسی، سینتیک احتراق، طیف‌سنجی لیزری

ایمان بهمن جهرمی^{۱*}، استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

کاوه قربانیان^۲، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

*نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

Design and Fabrication of a Reflected-Type Shock Tube for Experimental Investigations on Combustion Kinetics

Reflected-type shock tube, equipped with laser absorption spectroscopy, is one of the most applicable facilities for experimental investigations in combustion kinetics. Ignition delay time of a specific fuel, as well as the products of combustion can be studied with a reflected-type shock tube. However, a minimum test time of 10 ms for test gas in designed pressure and temperature is required to investigate the combustion kinetics. A shock tube at "tailored condition" should be designed to produce a minimum test time of 10 ms with steady temperature and pressure. In this study, after a short review of the basic principles of a reflected shock tube, its design procedure is presented with the designed stagnation temperature of 950K. Finally, the steady-state test time is measured to assure that the designed facility can provide the desired pseudo-steady thermodynamic conditions for combustion kinetic studies.

Keywords: Reflected Shock Tube, Combustion Kinetics, Laser Spectroscopy

I. Bahman-Jahromi^{1*}, Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

K. Ghorbanian², Professor, Department of Aerospace Eng., Sahri University of Technology

*Corresponding Author, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN
bahman@ari.ac.ir

مقدمه

اندازه‌گیری دقیق ثابت زمانی احتراق و همچنین بررسی محصولات احتراق همواره از موضوعات مهم و چالش برانگیز در بررسی فرآیندهای احتراقی است. امروزه با پیشرفت تکنولوژی ساخت لوله موج ضربه‌ای و افزایش کیفیت و دقت پارامترهای ترمودینامیکی جریان تولید شده و همچنین پیشرفت تکنولوژی طیف‌سنجی لیزری جهت شناسایی محصولات احتراق، گرایش جهانی به استفاده از این تجهیزات رو به افزایش است. امروزه لوله موج ضربه‌ای با طراحی مناسب قابلیت شبیه‌سازی مدل‌های احتراق در شرایط حجم-ثابت و فشار-ثابت را دارد [۱].

لوله موج ضربه‌ای انعکاسی توانایی افزایش دمای گاز مورد آزمایش بین ۶۰۰ تا ۳۰۰۰ کلوین و همچنین افزایش فشار گاز تا ۱،۰۰۰ اتمسفر را دارد [۲]. قطر لوله در طراحی لوله‌های موج ضربه‌ای از اهمیت به‌سزایی برخوردار است. با کاهش قطر لوله اثرات نامطلوب لایه مرزی افزایش می‌یابد. به عنوان مثال، در لوله‌های با قطر کمتر از ۵ سانتی‌متر اثرات لایه مرزی بر روی جریان سیال آنقدر زیاد خواهد بود که فرض جریان یک-بعدی دقیق نبوده و لوله موج ضربه‌ای عملاً کارایی مناسبی در مطالعات احتراق نخواهد داشت [۳ و ۱].

لوله‌های موج ضربه‌ای رایج زمان آزمایشی در حدود ۲ تا ۳ میلی‌ثانیه را در اختیار ما قرار می‌دهند که برای بررسی پدیده‌های احتراق سوخت کافی نمی‌باشد. برای انجام آزمایشات احتراق به حداقل ۱۰ میلی‌ثانیه زمان آزمایش نیاز است [۱]. بنابراین، جهت انجام آزمایش‌ها از لوله موج ضربه‌ای انعکاسی که در شرایط طراحی^۱ کار می‌کند، استفاده می‌شود [۱].

روش‌های مختلفی جهت بررسی مشخصات فرآیند احتراق در پشت موج ضربه‌ای انعکاسی از انتهای لوله وجود دارند. ساده‌ترین و متداول‌ترین ابزار، اندازه‌گیری فشار توسط سنسورهای فشار پیزوالکتریک است. به عنوان مثال، ثابت زمانی احتراق با این روش قابل اندازه‌گیری است. زمانی که فرایند احتراق شروع می‌شود، افزایش فشار ناگهانی در گاز پشت موج انعکاسی مشاهده می‌شود.

جهت شناسایی محصولات احتراق روش‌های متعددی وجود دارند. روش‌های «تابشی» از جمله این روش‌ها هستند که تابش از محصولات برانگیخته احتراق، به عنوان مثال OH و CH در ۳۰۶ و ۴۳۱ نانومتر، را بررسی می‌کنند [۴-۵]. روش دیگری که امروزه بسیار پرکاربرد و متداول است، استفاده از طیف‌سنجی جذبی لیزری است. این روش قابلیت شناسایی دقیق

انواع رادیکال‌های پایدار و ناپایدار در طول زمان را داشته و به این دلیل محبوبیت ویژه‌ای پیدا کرده است. اگر تشکیل هیدروکربن‌های بزرگ و یا دوده در سوخت‌های غنی^۲ مورد بررسی باشند، از تکنیک کروماتوگرافی گازی استفاده می‌شود [۲].

البته لوله موج ضربه‌ای انعکاسی، تنها برای مطالعه شیمی احتراق در فاز گاز به کار نمی‌رود. برای مطالعه سوخت‌هایی که در دمای محیط در فاز مایع هستند توسط لوله موج ضربه‌ای از دو روش می‌توان استفاده کرد. روش اول اینکه گاز مورد آزمایش را پیش گرم کنیم تا در فاز گاز قرار گیرد و سپس آزمایش را بر روی آن انجام دهیم [۶]. روش دیگر به این صورت است که از اسپری ذرات سوخت مایع استفاده کنیم [۷-۸]. در مقاله حاضر در ابتدا اصول روش اسپکتروسکوپی جذبی لیزری، به عنوان پرکاربردترین روش بررسی سینتیک احتراق، جهت بررسی محصولات احتراق معرفی شده و سپس فرآیند طراحی و ساخت لوله موج ضربه‌ای انعکاسی در شرایط طراحی و امکان دستیابی به زمان آزمایش مورد نیاز برای آزمایش‌های طیف‌سنجی به صورت تجربی بررسی می‌شوند.

روش اسپکتروسکوپی جذبی لیزری جهت شناسایی محصولات احتراق

روش اسپکتروسکوپی لیزری براساس مکانیک کوانتوم بنا نهاده شده است. براین اساس هر اتم یا مولکول در حالت‌های مشخص کوانتومی^۳ - سطح خاصی از انرژی - قرار دارد. انرژی درونی کوانتومی ترکیبی از سه انرژی چرخشی، ارتعاشی و الکترونی به صورت زیر است:

$$E_{tot} = E_{rot} + E_{vib} + E_{elec} \quad (1)$$

کوانتیزه بودن انرژی‌های درونی به معنی آن است که تغییر در حالات کوانتومی اتم یا مولکول منجر به تغییرات گسسته در انرژی درونی آن می‌شود. این تغییرهای سطوح کوانتومی ناشی از انتشار یا جذب انرژی فوتون‌ها می‌باشد. البته قوانین مکانیک کوانتوم مشخص می‌کنند که در چه حالت‌هایی جذب یا انتشار فوتون اتفاق می‌افتد.

انتشار فوتون زمانی اتفاق می‌افتد که اتم یا مولکول از سطح بالای انرژی به سطح پایین‌تر انرژی منتقل شود. جذب فوتون باعث انتقال اتم یا مولکول به سطح بالاتر انرژی خواهد شد. ارتباط بین دو دیدگاه ذره‌ای و موجی انرژی از طریق قانون پلانک بصورت زیر برقرار است:

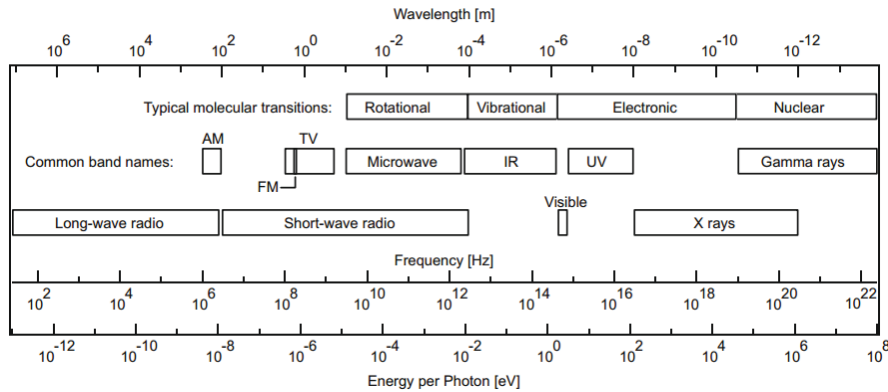
$$\Delta E = E_{upper} + E_{lower} = hv \quad (2)$$

2. Rich Fuels
3. Quantum States

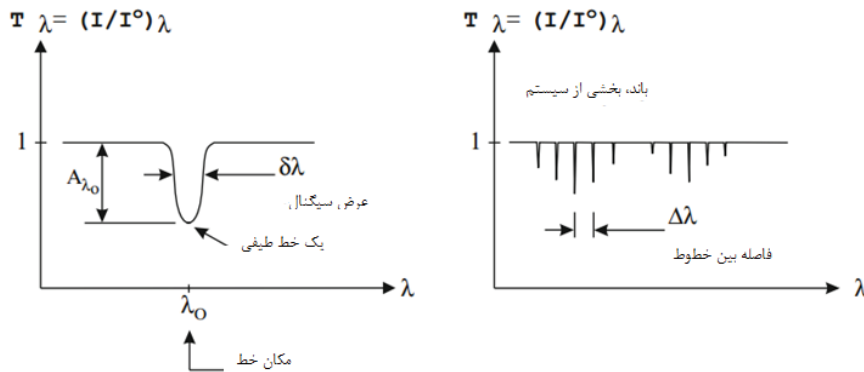
1. Tailored Condition

در رابطه فوق c سرعت نور و λ طول موج است. با توجه به رابطه (۱) انرژی درونی اتم یا مولکول می‌تواند به شکل انرژی ارتعاشی، چرخشی و یا الکترونی باشد که هریک از این منابع انرژی در محدوده مشخص فرکانسی قرار می‌گیرند. شکل ۱ محدوده فرکانسی هریک از منابع انرژی را نشان می‌دهد. در نمودارهای طیف جذبی خطوطی دیده می‌شوند (شکل ۲). این خطوط نشانگر انرژی‌های کوانتیزه شده جذب شده توسط اتم هستند.

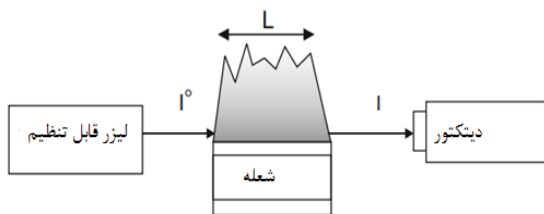
در رابطه فوق ΔE انرژی لازم برای انتقال از سطح انرژی کوانتومی اولیه به سطح انرژی ثانویه است که با جذب یا انتشار فوتون صورت می‌گیرد. در این رابطه ν فرکانس موج الکترو مغناطیس مربوطه و h ثابت پلانک است ($h=6.63 \times 10^{-34}$ Js). فرکانس با استفاده از رابطه پایه فیزیک موج با طول موج در ارتباط است:

$$c = \lambda \nu \quad (3)$$


شکل (۱): طیف الکترومغناطیس انرژی [۹].



شکل (۲): نمودار شماتیک طیف جذبی [۹].



I^0 = قدرت لیزر تابشی
 I = قدرت لیزر عبوری

شکل (۳): شماتیک اسپکتروسکوپی جذبی لیزری [۹].

اسپکتروسکوپی جذبی لیزری از قانون بیر پیروی می‌کند:

$$T_v = \left(\frac{I}{I^0} \right)_v = \exp(-k_v L). \quad (4)$$

علم اسپکتروسکوپی به تحلیل نمودارهای جذبی می‌پردازد. در این نمودارها سه پارامتر اصلی جهت تحلیل و مقایسه وجود دارند که عبارتند از: مکان خطوط، قدرت و یا دامنه خطوط و شکل کلی خطوط. مکان و فاصله خطوط، نوع مولکول و یا اتم را مشخص می‌کنند. این در حالی است که دامنه و عرض خطوط نشان‌دهنده مشخصات ترمودینامیکی مانند فشار و دما هستند. شکل ۳ شماتیک نصب تجهیزات اسپکتروسکوپی جذبی لیزری را نشان می‌دهد. در این روش از لیزر به عنوان منبع انرژی استفاده می‌شود. دلیل استفاده از لیزر این است که: ۱- نور لیزر می‌تواند فواصل طولانی به صورت پایدار منتشر شود و ۲- نور لیزر قابلیت تنظیم در فرکانس دلخواه با رزولوشن مناسب را دارد.

در رابطه بیر T_v جزء عبوری لیزر و k_v ضریب جذب طیفی می‌باشد. در رابطه (۴) L طول مسیر جذب می‌باشد. تجهیزات اسپکتروسکوپی لیزری برای اینکه قادر به تشخیص محصولات احتراق باشند نیاز به حداقل ۱۰ میلی ثانیه زمان دارند [۱]. در ادامه روند طراحی لوله موج ضربه‌ای با حداقل زمان آزمایش ۱۰ میلی‌ثانیه ارائه می‌شود که افزایش دما و فشار گاز به مقدار مورد نظر به صورت پایا خواهد بود.

طراحی لوله موج ضربه‌ای انعکاسی

هدف از این طراحی گرم کردن گاز درون لوله موج ضربه‌ای تا دمای دلخواه توسط موج ضربه‌ای و تولید گاز با دما و فشار ثابت برای زمان مشخص می‌باشد. شکل ۴ فیزیک حاکم بر امواج درون لوله شوک را نشان می‌دهد. همان‌گونه که در این شکل دیده می‌شود در لوله رانده^۲ (قسمت کم‌فشار لوله) از هوا و در لوله محرک^۳ (قسمت پرفشار) از ترکیب هلیوم و هوا استفاده می‌شود. با توجه به اختلاف قابل توجه ظرفیت گرمایی ویژه هوا و هلیوم، مشخصات ترمودینامیکی لوله محرک در نسبت فشاری مختلف این دو گاز، در بازه گسترده‌ای قابل تنظیم می‌باشد.

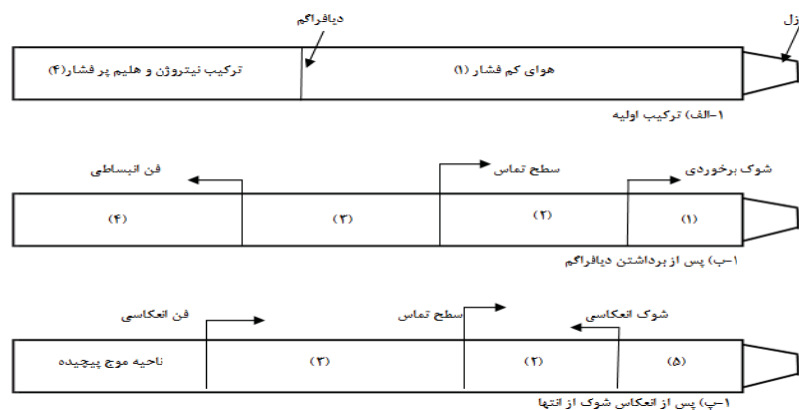
پس از انهدام دیافراگم، یک فن انبساطی به سمت قسمت پرفشار و یک موج ضربه‌ای و به دنبال آن سطح تماس با سمت قسمت کم فشار حرکت می‌کند. عبور موج ضربه‌ای باعث افزایش دمای گاز می‌شود. پس از برخورد موج ضربه‌ای برخوردی به انتهای لوله، یک موج ضربه‌ای انعکاسی تشکیل شده و به سمت سطح تماس حرکت می‌کند. از آنجا که سرعت در ناحیه ۵ (شکل ۴ پ) صفر می‌باشد، به عنوان یک مخزن گاز با دما و فشار زیاد عمل می‌کند که از این قسمت برای

آزمایش در دما و فشار مورد نظر استفاده می‌شود. جهت درک بهتر فیزیکی از حرکت امواج درون لوله، از نمودار مکان-زمان $(x-t)$ استفاده می‌شود. شکل ۵ فرایند مذکور را در نمودار مکان-زمان نشان می‌دهد.

با توجه به شکل ۵ پس از برخورد موج ضربه‌ای انعکاسی به سطح تماس در مرز نواحی ۵ و ۸ یک موج ضربه‌ای (در پاره‌ای از موارد فن انبساطی) تشکیل شده و در نتیجه زمان آزمایش از t_2 به t_1 تقلیل می‌یابد. این به آن معنی است که پس از برخورد موج ضربه‌ای انعکاسی به سطح تماس، موجی به سمت انتهای لوله منتشر می‌شود و باعث به وجود آمدن اغتشاش در فشار و دمای گاز ورودی به نازل می‌شود. یعنی عملاً زمانی که مشخصات ترمودینامیکی گاز یکنواخت است به زمان t_1 محدود می‌شود. هدف ما دستیابی به بیشترین زمان داده برداری ممکن است. بنابراین نسبت فشار و نسبت ترکیب هلیوم-هوا را به گونه‌ای در نظر می‌گیریم که فشار گاز در نواحی ۵ و ۸ یکسان شده و عملاً موج ضربه‌ای ناشی از برخورد موج ضربه‌ای انعکاسی و سطح تماس به یک موج ماخ ضعیف تبدیل شود (یعنی عملاً امپدانس آکوستیکی ناحیه ۲ و ۳ برای موج ضربه‌ای یکسان شده و موج بدون انعکاس از سطح تماس عبور می‌کند). این نسبت فشار و نسبت ترکیب گاز در قسمت پرفشار لوله را «شرایط طراحی» می‌نامیم. شرایط طراحی را با به کارگیری روابط دینامیک گاز به دست می‌آید.

برای برقراری شرط طراحی باید رابطه (۵) برقرار باشد.

$$\frac{\gamma_2}{a_2^2} \left[(\gamma_2 + 1) \frac{P_5}{P_2} + \gamma_2 - 1 \right] = \frac{\gamma_3}{a_3^2} \left[(\gamma_3 + 1) \frac{P_5}{P_2} + \gamma_3 - 1 \right] \quad (5)$$



شکل (۴): فیزیک حاکم بر امواج درون لوله موج ضربه‌ای انعکاسی.

$$\overline{P}_4 = P_{He} + P_{Air} \quad (10)$$

$$P_{He} = \chi \overline{P}_4 \quad (11)$$

$$P_{Air} = (1 - \chi) \overline{P}_4 \quad (12)$$

$$m_4 = 4\chi + 28(1 - \chi) \quad (13)$$

$$\overline{\gamma}_4 = \frac{\chi C_{P,He} + (1 - \chi) C_{P,Air}}{\chi C_{V,He} + (1 - \chi) C_{V,Air}} \quad (14)$$

$$a_4 = \left[\frac{\overline{\gamma}_4 RT_0}{m_4} \right]^{1/2} \quad (15)$$

با داشتن عدد ماخ موج ضربه‌ای تمامی مشخصات در زمان‌های مختلف درون لوله قابل دستیابی می‌باشد. هدف از این قسمت طراحی اینست که پدیده موجود شکل ۶ الف که امواج فشاری بین سطح تماس و انتهای لوله موج ضربه‌ای به صورت رفت و برگشتی وجود دارند، اتفاق نیفتد. با داشتن نسبت فشاری لوله موج ضربه‌ای و همچنین مشخصات ترمودینامیکی گازهای دو طرف دیافراگم، فیزیک امواج و همچنین دما و فشار گاز درون لوله در مکان‌ها و زمان‌های دلخواه قابل دسترسی می‌باشد. به عنوان مثال دمای گاز پشت موج ضربه‌ای انعکاسی که هدف نهایی ما از این طراحی می‌باشد از معادله (۱۲) به صورت زیر به دست می‌آید [۱۰]:

$$\frac{T_5}{T_1} = \frac{[2(\gamma_1 - 1)M_s^2 + (3 - \gamma_1)]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2} \times \quad (16)$$

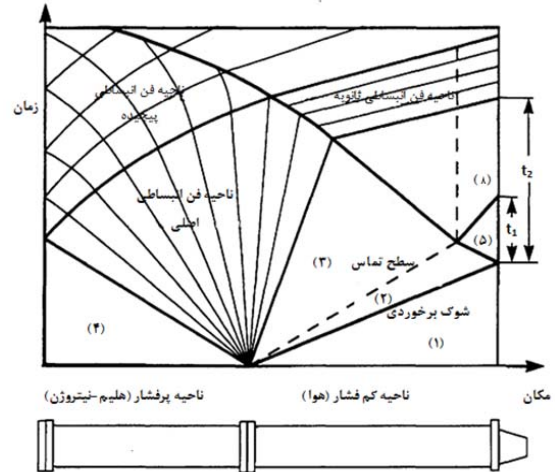
$$[(3\gamma_1 - 1)M_s^2 - 2(\gamma_1 - 1)].$$

فشار گاز پشت موج ضربه‌ای انعکاسی نیز از رابطه (۱۷) به دست می‌آید.

$$\frac{P_5}{P_1} = \left[\frac{\gamma_1 M_s^2 + 1(\gamma_1 - 1)}{(\gamma_1 + 1)} \right] \times \quad (17)$$

$$\left[\frac{(3\gamma_1 - 1)M_s^2 - 2(\gamma_1 - 1)}{(\gamma_1 + 1)^2 M_s^2 + 2} \right].$$

جهت بررسی زمان انجام آزمایش لازم است که ابتدا یک نسبت طول بهینه با توجه به محدوده دمایی مورد نیاز به دست آمده و سپس با بررسی فیزیک امواج درون لوله، می‌توان زمان انجام آزمایش برای سایر محدوده‌های دمایی و همچنین احیاناً گازهای مختلف در قسمت کم فشار لوله را به دست آورد. نسبت طول لوله محرک به طول لوله رانده بهینه لوله موج ضربه‌ای، به صورتی که حداکثر زمان تست برای جت با دمای دلخواه حاصل شود، را با استفاده از گزارش فنی ناسا به دست می‌آوریم [۱۱].



شکل (۵): نمودار مکان-زمان لوله موج ضربه‌ای.

جهت برقراری این رابطه (۵) در قسمت لوله محرک لوله موج ضربه‌ای از ترکیب مناسب هلیوم-هوا استفاده می‌شود. شایان ذکر است که برای هر قدرت موج ضربه‌ای و در نتیجه نسبت فشار $\frac{P_5}{P_2}$ و دمای سکون مورد نیاز در ناحیه ۵ یک و تنها

یک ترکیب مناسب هلیوم-هوا وجود دارد. در ادامه روابط دینامیک گازی برای به دست آوردن پارامترهای مورد نیاز در رابطه (۵) ارائه می‌شوند. معادله (۶) رابطه بین نسبت فشار دو طرف دیافراگم و نسبت فشار دوطرف موج ضربه‌ای حاصل را

$$\text{بیان می‌کند (} \alpha_{14} = \frac{\alpha_1}{\alpha_4} \text{ و } P_{21} = \frac{P_2}{P_1}, P_{41} = \frac{P_4}{P_1} \text{).}$$

$$P_{41} = P_{21} \left[1 - (P_{21} - 1) \alpha_{41} \left(\frac{\beta}{\alpha P_{21} + 1} \right)^{1/2} \right]^{-1/\beta} \quad (6)$$

در این رابطه:

$$\alpha = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \quad (7)$$

و همچنین،

$$\beta = \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \quad (8)$$

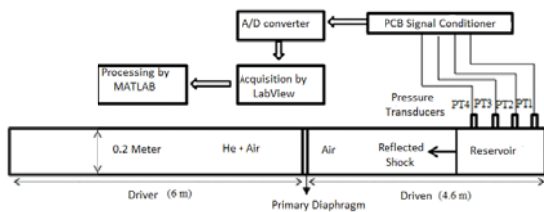
عدد ماخ موج ضربه‌ای برخوردی $M_{s1} = \frac{V_s}{a_1}$ با استفاده از معادله (۹) به نسبت فشار موج ضربه‌ای برخوردی بصورت زیر مرتبط می‌شود:

$$M_{31}^2 = \beta(\alpha P_{21} + 1) \quad (9)$$

مشخصات ترمودینامیکی ناحیه ۴ (لوله محرک) که ترکیب گازی هلیوم-هوا با درصد فشاری χ هلیوم است از روابط (۱۵-۱۰) به دست می‌آیند.

ساخت لوله موج ضربه‌ای و نتایج آزمایش

شکل ۷ مشخصات و ابعاد هندسی لوله موج ضربه‌ای ساخته شده به همراه سنسورها و سیستم داده‌برداری را نشان می‌دهد. چهار عدد سنسور فشار پیزوالکتریک مدل PCB 102B16 به صورت هم‌سطح^۴ بر جداره لوله نصب شده‌اند. این سنسورهای فشار جهت اندازه‌گیری فشار مخزن (P_5) و محاسبه سرعت موج ضربه‌ای و همچنین زمان آزمایش (زمان شبه-پایا بودن فشار ناحیه ۵) استفاده می‌شوند [۱۲]. به کارگیری ۴ عدد سنسور فشار برای اندازه‌گیری سرعت موج ضربه‌ای با هدف به حداقل رساندن عدم قطعیت داده‌ها صورت پذیرفته است. در بخش مربوط به عدم قطعیت داده‌ها این موضوع بیشتر مورد بررسی قرار می‌گیرد. سیگنال سنسورها ابتدا به تقویت‌کننده سیگنال^۵ مدل PCB478A03 رفته و سپس به کارت داده‌برداری ۲۴ بیت NI4499 با آهنگ داده‌برداری ۲۰۴ ks/s در هر کانال ارسال می‌شوند. همان‌طور که پیشتر نیز اشاره شد، نسبت طولی قسمت پرفشار لوله به قسمت کم‌فشار آن به گونه‌ای در نظر گرفته شده است که در شرایط مورد نظر انجام آزمایش ($T_i=950k$)، ابتدا و انتهای فن انبساطی در یک زمان به موج ضربه‌ای انعکاسی از انتهای لوله برخورد کنند. بیشترین زمان آزمایش در شرایط طراحی و نسبت طول بهینه به دست می‌آید (معادلات ۱۹-۱۸).



شکل (۷): مشخصات و ابعاد هندسی لوله موج ضربه‌ای ساخته شده به همراه سنسورها و سیستم داده‌برداری [۱۲].

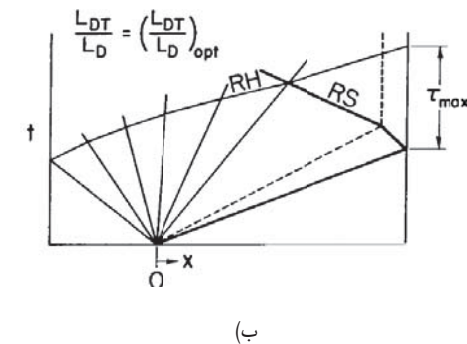
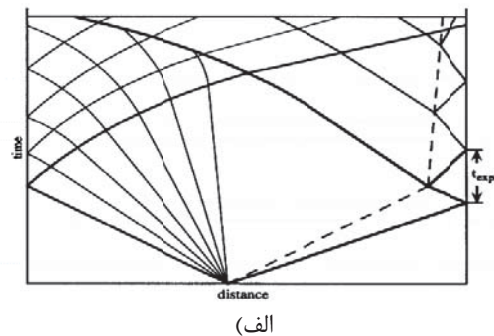
البته در عمل، زمان آزمایش از مقدار ذکر شده در معادله (۱۹) کمتر خواهد بود. دلیل این امر، پدیده‌های غیر ایده‌آل هستند که در طول آزمایش اتفاق می‌افتند [۱۳-۱۴]. از جمله این اثرات غیرایده‌آل می‌توان به پدیده‌های سه بعدی ناشی از انهدام دیافراگم و همچنین به وجود آمدن ناحیه تماس به جای سطح تماس اشاره کرد. البته مهمترین پدیده غیر ایده‌آل، رشد لایه مرزی پشت موج ضربه‌ای می‌باشد [۱۳]. این لایه مرزی به وجود آمده پشت موج ضربه‌ای باعث کاهش سطح مقطع لوله و در نتیجه افزایش سرعت سطح تماس می‌شود. این پدیده باعث تغییر در شرایط طراحی ایده‌آل لوله می‌شود. همچنین،

در این نسبت طول بهینه، موج ضربه‌ای انعکاسی، موج انبساطی گسترش یافته به سمت قسمت رانده و موج انبساطی انعکاسی در یک زمان به هم برخورد می‌کنند. شکل ۶ ب این موقعیت را به صورت شماتیک نشان می‌دهد. در این شکل با استفاده از نمادگذاری شکل ۶ ب، نسبت طول بهینه لوله رانده به لوله محرک از رابطه (۱۸) حاصل می‌شود [۱۱]. در این رابطه، LDT طول قسمت لوله رانده، LD طول لوله محرک، RS ضربه‌ای انعکاسی و RH نشان‌دهنده موج انعکاسی هستند.

$$\left(\frac{L_{DT}}{L_D}\right)_{opt} = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2}u_3 - a_4 + V_{RHe}\right)(u_3 + V_R)}{(u_3 + V_{RHe})\left(1 + \frac{V_R}{V_{ST}}\right)a_4} \times \left(1 - \frac{\gamma-1}{2} \frac{u_3}{a_4}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (18)$$

همچنین، حداکثر زمان آزمایش مطابق رابطه (۱۹) محاسبه می‌شود.

$$t_{opt} = L_D \left\{ \left[\left(\frac{V_R - V_{RHe}}{a_5} - \frac{V_{RHe}}{a_6} \right) \left(\frac{1 + \frac{V_R}{V_{ST}}}{u_3 + V_R} \right) - \left(\frac{1 + \frac{V_R}{V_{ST}}}{V_{ST}} \right) \left(\frac{L_{DT}}{L_D} \right)_{opt} \right] + \left(1 + \frac{V_{RHe}}{a_6} \right) \times \left[\frac{\left(1 - \frac{\gamma-1}{2} \frac{u_3}{a_4} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{a_4} \right] \right\} \quad (19)$$

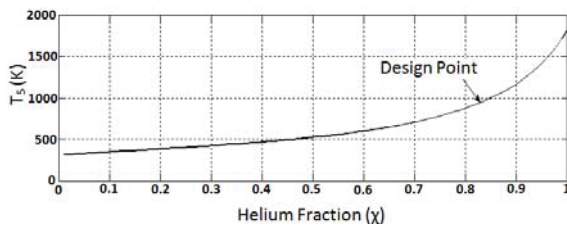


شکل (۶): الف) کارکرد لوله موج ضربه‌ای در شرایط غیر طراحی و ب) حالت بهینه جهت دستیابی به حداکثر زمان آزمایش [۱۱].

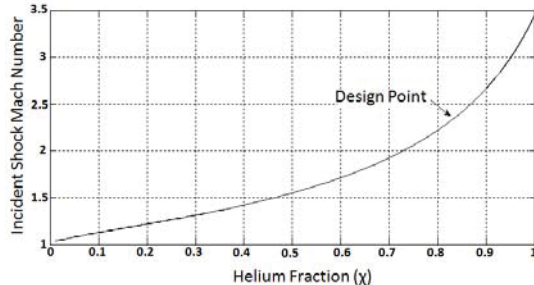
4. Flush Mount
5. Signal Conditioner

مخزن کم‌فشار را از هوای بیرون جدا می‌کند. این دیافراگم بسیار نازک، با برخورد موج ضربه‌ای منهدم می‌شود.

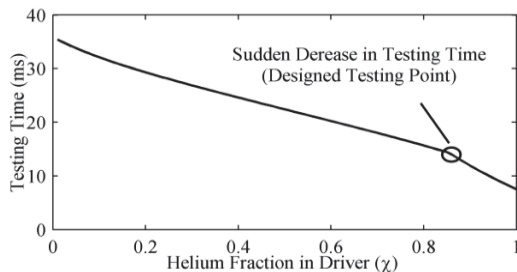
دیافراگم اصلی، قسمت پرفشار و کم‌فشار تونل را از هم جدا می‌کند. این دیافراگم از آلومینیوم گرمادیده^۶ ساخته شده و ضخامت آن با توجه به P_4 و جدول کالیبراسون (برای رسیدن به $M_S=2.3$ که فشار انهدام دیافراگم بر حسب ضخامت دیافراگم را نشان می‌دهد)، تعیین می‌شود [۱۹]. دو عدد تیغه چاقویی^۷ به صورت صلیبی در پشت دیافراگم قرار می‌گیرند. با تنظیم فاصله این تیغه با دیافراگم می‌توان به فشار P_4 مورد نظر رسید [۱۹]. زمان آزمایش پیش‌بینی شده در شرایط طراحی برای نسبت ترکیب‌های مختلف در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همان‌طور که از این شکل مشخص است برای ۸۳ درصد هلیوم، زمان آزمایش ۱۴ میلی‌ثانیه پیش‌بینی می‌شود.



شکل (۹): درصد ترکیب هلیوم (رابطه (۱)) برای برقراری شرط طراحی.

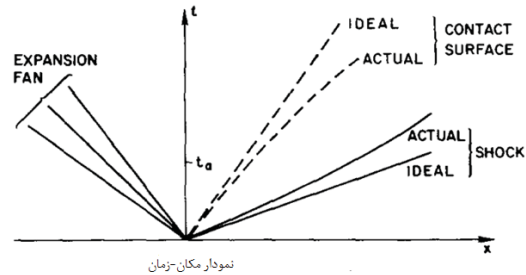


شکل (۱۰): عدد ماخ برحسب درصد هلیوم در شرایط طراحی.



شکل (۱۱): زمان آزمایش پیش‌بینی شده در شرایط طراحی برای نسبت ترکیب‌های مختلف.

لایه مرزی باعث کاهش سرعت موج ضربه‌ای می‌شود [۱۳]. شکل ۸ تأثیر به وجود آمدن لایه مرزی بر نمودار مکان-زمان امواج درون لوله را به صورت شماتیک نشان می‌دهد.



شکل (۸): تأثیر به وجود آمدن لایه مرزی بر نمودار مکان-زمان امواج درون لوله [۱۵].

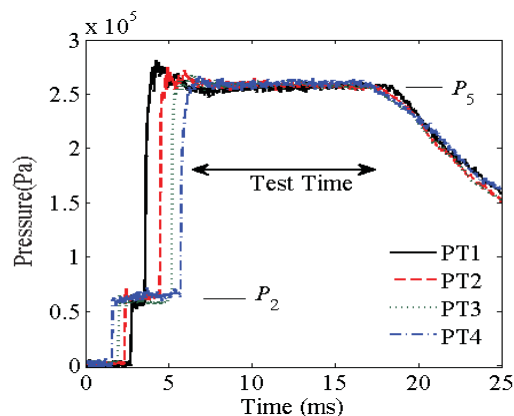
انجام آزمایش و نتایج

جهت انجام آزمایش باید گام‌هایی به ترتیب برداشته شود. ابتدا درصد هلیوم برای رسیدن به شرط طراحی در دمای سکون جت ۹۵۰ کلوین محاسبه می‌شود. اولین گام در طراحی انتخاب دمای سکون و فشار مورد نظر است. هدف در این پژوهش رسیدن به دمای سکون ۹۵۰ کلوین و فشار ۲۶۸ کیلوپاسکال می‌باشد. شکل ۹ درصد ترکیب هلیوم (با توجه به رابطه (۵)) تا (۱۶)) برای برقراری شرط طراحی را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل برای رسیدن به دمای ۹۵۰ کلوین باید ۸۳٪ هلیوم و ۱۷٪ هوا در قسمت لوله^۸ محرک بارگذاری شود. با توجه به رابطه (۱۶) می‌توان عدد ماخ مورد نیاز برای رسیدن به T_5 مورد نظر در شرایط طراحی را به دست آورد. شکل ۱۰ عدد ماخ برحسب درصد هلیوم در شرایط طراحی را نشان می‌دهد.

با توجه به شکل ۱۰ برای رسیدن به شرایط مطلوب دما در ناحیه ۵ (۹۵۰ کلوین)، موج ضربه‌ای با عدد ماخ ۲/۳ باید تشکیل شود. فشار ناحیه ۵ ($P_5=268kPa$) مشخص بوده و با استفاده از رابطه (۱۷) فشار ناحیه ۱ (P_1) تعیین می‌شوند. با دانستن مقدار M_S و P_5 ، با استفاده از رابطه (۱۷)، مقدار P_1 مناسب نیز به دست می‌آید. با داشتن M_S ، مابقی مشخصات بارگذاری از جمله P_4 محاسبه می‌شوند. نکته مهم اینکه جهت جبران اثرات لزجت، باید $\frac{P_4}{P_1}$ بیشتر از مقدار ایده‌آل در نظر گرفته شود تا موج ضربه‌ای با سرعت مورد نظر ($M_S=2.3$) جهت شرایط طراحی حرکت کند. مقدار فشار مناسب برای قرار گرفتن لوله^۹ موج ضربه‌ای در شرایط طراحی با استفاده از آزمایشات کالیبراسیون به دست می‌آید [۱۶-۱۸]. یک دیافراگم بسیار نازک، بین نازل و صفحه^{۱۰} انتهایی تونل قرار گرفته و گاز

- [3] Michael, J. and Sutherland, J., "The Thermodynamic State of the Hot Gas Behind Reflected Shock Waves: Implication to Chemical Kinetics", *Int. J. Chemical Kinetics*, Vol. 18, pp. 409-436, 1986.
- [4] Hall, J.M. and Petersen, E.L., "An Optimized Kinetics Model for OH Chemiluminescence at High Temperatures and Atmospheric Pressures", *Int. J. Chemical Kinetics*, Vol. 38, pp. 714-724, 2006.
- [5] Roose, T., Hanson, R., and Kruger, C., "A Shock Tube Study of the Decomposition of NO in the Presence of NH₃", *The Symposium (Int.) on Combustion*, pp. 853-862, 1981.
- [6] Gowdagiri, S., Wang, W., and Oehlschlaeger, M.A., "A Shock Tube Ignition Delay Study of Conventional Diesel Fuel and Hydroprocessed Renewable Diesel Fuel from Algal Oil", *Fuel*, Vol. 128, pp. 21-29, 2014.
- [7] Haylett, D., Davidson, D., and Hanson, R., "Second-Generation Aerosol Shock Tube: an Improved Design", *Shock Waves*, Vol. 22, pp. 483-493, 2012.
- [8] Campbell, M.F., Davidson, D.F., Hanson, R.K., and Westbrook, C.K., "Ignition Delay Times of Methyl Oleate and Methyl Linoleate behind Reflected Shock Waves", *The Combustion Institute*, Vol. 34, pp. 419-425, 2013.
- [9] Hanson, R.K., Spearrin, R.M., and Goldenstein, C.S., *Spectroscopy and Optical Diagnostics for Gases*, Springer, Switzerland, 2016..
- [10] Kirk, D.R., Creviston, D.O., and Waitz, I.A., "Aeroacoustic Measurement of Transient Hot Nozzle Flows", *J. Propulsion and Power*, Vol. 17, pp. 928-935, 2001.
- [11] Loubsky, W.J. and Reller Jr, J., "Analysis of Tailored-Interface Operation of Shock Tubes with Helium-Driven Planetary Gases", NASA TN D-3495, 1966.
- [12] Kastner, J., Samimy, M., Hileman, J., and Freund, J.B., "Comparison of Noise Mechanisms in High and Low Reynolds Number High-Speed Jets", *AIAA Journal*, Vol. 44, pp. 2251-2258, 2006.
- [13] Mirels, H., "Shock Tube Test Time Limitation Due to Turbulent Boundary Layer", *AIAA J.*, Vol. 2, pp. 84-93, 1964.
- [14] Belles, F. and Brabbs, T., "Contact-surface Tailoring in Real Shock Tubes", NASA TN D-3043, 1965.
- [15] Mirels, H., "Test Time in Low Pressure Shock Tubes", *The Physics of Fluids*, Vol. 6, pp. 1201-1214, 1963.
- [16] Jahromi, I. B., Ebrahimi, M., and Ghorbanian, K., "Reflected Shock Tube Experiments on Aeroacoustic Signature of Hot Jets", *J. Mech. Sci. and Tech.*, Vol. 31, pp. 3811-3820, 2017.
- [17] Bahman Jahromi, I., Ghorbanian, K., and Ebrahimi, M., "Experimental Study of the Noise Sources from a Hot Supersonic Jet Impinging on a Flat Plate at Initial Stages of Jet Formation", *Modarres Mech. Engineering*, Vol. 17, pp. 359-368, 2017.
- [18] Bahman Jahromi, I., Ghorbanian, K., and Ebrahimi, M., "Experimental Investigation on Acoustic Wave Generation Due to Supersonic Hot Jet Impingement on an Inclined Flat Plate", *J. Applied Fluid Mechanics*, Vol. 12, pp. 1063-1072, 2019.
- [19] Gaydon A.G. and Hurlle, I.R., *The Shock Tube in High-Temperature Chemical Physics*, Chapman and Hall, UK, 1963.

شکل ۱۲ فشار اندازه‌گیری شده توسط ۴ سنسور فشار PT1 تا PT4 را نشان می‌دهد. سرعت موج ضربه‌ای و عدد ماخ آن از این نمودار استخراج می‌شود. بر اساس این نمودار، زمان آزمایش برابر با ۱۱ میلی‌ثانیه به دست می‌آید. پیشتر گفته شد که زمان آزمایش ایده‌آل ۱۴ میلی‌ثانیه است. دلیل این کاهش زمان آزمایش، وجود پدیده‌های فیزیکی غیر ایده‌آل و اثرات لزجت است. با توجه به اینکه زمان آزمایش حدوداً ۱۱ میلی‌ثانیه‌ای، این تجهیزات برای انجام آزمایشات احتراق کاملاً مناسب می‌باشد.



شکل (۱۲): فشار اندازه‌گیری شده توسط ۴ سنسور فشار PT1 تا PT4.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، روند طراحی لوله موج ضربه‌ای انعکاسی برای استفاده در بررسی پدیده‌های احتراقی مورد بررسی قرار گرفت. جهت استفاده از لوله موج ضربه‌ای انعکاسی در بررسی پدیده‌های احتراق نیاز به کارکرد تجهیزات در فشار و دمای مشخص برای حداقل ۱۰ میلی‌ثانیه است. این در حالی است که زمان آزمایش لوله موج ضربه‌ای انعکاسی معمولی حدود ۲ میلی‌ثانیه است. در مقاله حاضر طراحی لوله موج ضربه‌ای انعکاسی با شرایط کارکرد در «شرایط طراحی» برای افزایش دمای گاز تا ۹۵۰ کلوین بررسی و نشان داده شده که با کارکرد لوله در شرایط طراحی، ۱۱ میلی‌ثانیه زمان آزمایش در دسترس است. همچنین، نشان داده شد که قابلیت استفاده از لوله موج ضربه‌ای انعکاسی برای اندازه‌گیری ثابت زمانی انواع سوخت و همچنین بررسی محصولات احتراق در کشور وجود دارد.

مراجع

- [1] Hanson, R.K. and Davidson, D.F., "Recent Advances in Laser Absorption and Shock Tube Methods for Studies of Combustion Chemistry", *Energy and Combustion Sci.*, Vol. 44, pp. 103-114, 2014.
- [2] Tranter, R., Brezinsky, K., and Fulle, D., "Design of a High-Pressure Single Pulse Shock Tube for Chemical Kinetic Investigations", *Review of Scientific Instruments*, Vol. 72, pp. 3046-3054, 2001.