

# Análisis Experimental de las Oscilaciones de Presión Interna en un Motor de Combustible Sólido para Cohete Sonda

## Experimental Analysis of Internal Pressure Oscillations in a Solid Propellant Motor for Sounding Rocket

LACRUZ Leonardo<sup>1,2</sup>; PARCO María A.<sup>1,2</sup>; SANTOS Rafael<sup>3</sup>; TORRES Carlos<sup>3</sup>;  
FERREIRA John<sup>1,2</sup>; BENÍTEZ-DÍAZ Pedro<sup>4</sup>

<prbe@ula.ve>

<sup>1</sup>Comisión Rectoral para el Programa de Ciencias Espaciales, Universidad de Los Andes,

<sup>2</sup>Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, Universidad de Los Andes,

<sup>3</sup>Departamento de Ciencias Térmicas, Escuela de Ingeniería Mecánica, Universidad de Los Andes,

<sup>4</sup>Departamento de Botánica y Ciencias Básicas, Facultad Ciencias Forestales y Ambientales, Universidad de Los Andes.

### Resumen

*El presente trabajo es un estudio experimental que forma parte del proceso de caracterización de la cámara de combustión del motor del cohete sonda ULA-1A, desarrollado por el Programa de Ciencias Espaciales de la Universidad de Los Andes, Mérida, Venezuela. El motor del ULA-1A utiliza granos de combustible sólido compuesto por nitrato de potasio ( $KNO_3$ ), como oxidante, y sacarosa ( $C_{12}H_{22}O_{11}$ ), como combustible, en una proporción 65/35, con una configuración cilíndrica y una perforación longitudinal centrada, también cilíndrica. Se realizaron tres pruebas en estática, durante las cuales se midieron las variaciones de presión interna en la cámara de combustión. Las curvas presión versus tiempo ( $P-t$ ) se obtuvieron a partir de los datos filtrados, por el método Savitzky-Golay. Seguidamente, se utilizaron las transformadas de Fourier de tiempo corto (Short time Fourier transform) y la transformada rápida de Fourier (Fast Fourier transform), para identificar las frecuencias de oscilación de presión y las amplitudes de mayor orden de magnitud. Se encontró que la oscilaciones producidas por el motor son de baja amplitud y frecuencia ( $<50$  Hz), y que están muy por debajo de la frecuencias de resonancia axiales calculadas (1445 – 2914 Hz). Se llegó a la conclusión que la fuerza de empuje del motor es uniforme y que, durante el ascenso del vector, las vibraciones producidas por el motor no ponen en riesgo la integridad estructural del cohete.*

**Palabras clave:** cohete sonda, combustible sólido, presión interna, frecuencia acústica, oscilación de presión.

### Abstract

*The present work is an experimental study that is part of the characterization process of the combustion chamber of the engine rocket probe, ULA-1A, developed by the Space Science Program of the University of Los Andes, Merida, Venezuela. ULA-motor 1A employs grains of solid fuel composed of potassium nitrate ( $KNO_3$ ), as oxidizer, and sucrose ( $C_{12}H_{22}O_{11}$ ), as fuel, in a 65/35 ratio, with a cylindrical configuration and a centered longitudinal perforation, also cylindrical. Three static tests were performed, during which the internal pressure variations in the combustion chamber were measured. Pressure versus time curves ( $P-t$ ) were obtained from the filtered data, by the Savitzky-Golay method. Then, short time transforms of Fourier (Short Time Fourier Transform) as well as rapid transforms (Fast Fourier Transform) were used to identify the pressure oscillation frequencies and amplitudes of higher orders of magnitude. We found that the oscillations produced by the engine are of low amplitude and frequency ( $<50$  Hz), and are well below the calculated axial resonance frequencies (1445 - 2914 Hz). It is concluded that the thrust of the engine is uniform and that, during the rise of the vector, the vibrations produced by the engine does not threaten the structural integrity of the rocket.*

**Key words:** sounding rocket, solid propellant, internal pressure, acoustic frequency, pressure oscillation.

## 1 Introducción

Desde el año 2006 en la Universidad de Los Andes (ULA), se llevan a cabo investigaciones en el campo de la cohetaría, enmarcado en el Programa de Ciencias Espaciales de la ULA. Específicamente, se ha venido trabajando en el diseño construcción y pruebas de los cohetes sonda ULA 1 y ULA 2, obteniéndose excelentes resultados en cuanto al rendimiento aerodinámico, que incluyen el lanzamiento de 14 cohetes sonda, que han alcanzado alturas de hasta 20 Km, (Marcano y col., 2009).

Con la finalidad de mejorar el diseño y desempeño de los cohetes sonda serie ULA, se hace necesario un análisis de las oscilaciones de presión interna en la cámara de combustión. El objetivo principal de este trabajo es analizar las oscilaciones de presión interna durante el quemado del combustible en un motor experimental con características similares al utilizado en el cohete sonda ULA-1A.

Para realizar el análisis, se obtuvieron experimentalmente la curva presión interna versus tiempo ( $P-t$ ), y se analizaron las oscilaciones de  $P$  utilizando el programa MATLAB. A través de este programa se obtuvieron los espectrogramas de la curva  $P-t$ , así como también el espectro de densidad de energía (PSD por sus siglas en inglés), logrando identificar el valor de la frecuencia que corresponde a la amplitud de mayor orden de magnitud y el tiempo en que se presenta, con la finalidad de determinar si estas pueden causar una falla estructural del motor.

## 2. Metodología.

### 2.1 Cámara de combustión.

Para la realización del presente trabajo se utilizó una cámara de combustión con las mismas características del motor utilizado por el cohete sonda ULA 1A (Marcano y col., 2009), la cual se puede apreciar en la figura 1, fabricado a partir de un tubo mecánico sin costura de acero AISI 1020, adquirida a la empresa FERRUM ACEROS C.A., a la cual se acopla mediante una rosca la tobera y la culata, fabricadas ambas en acero AISI 1045. En la figura 2 se muestra un diagrama general que ilustra la ubicación de estas piezas.

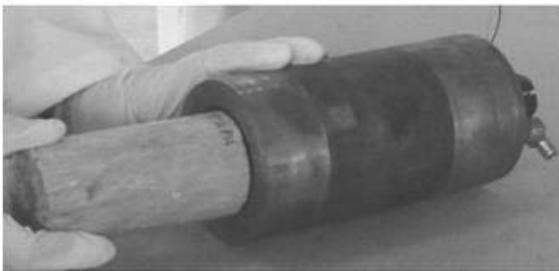


Fig 1. Cámara de combustión para combustible sólido basada en cohete sonda ULA 1A.

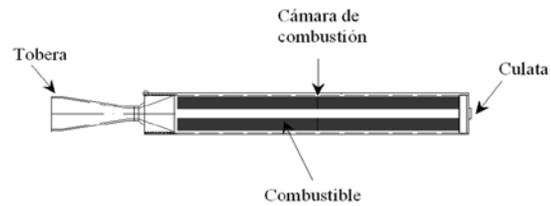


Fig 2. Diagrama general de un motor cohete de combustible sólido.

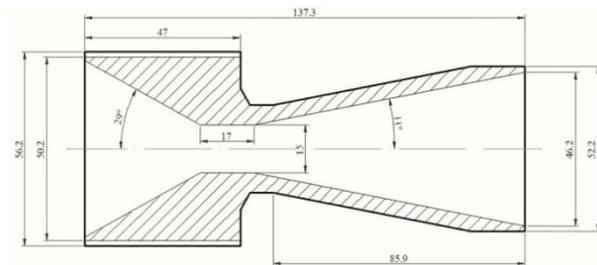


Fig. 3. Plano tobera utilizada en el presente trabajo. Dimensiones en mm.

En el extremo opuesto a la tobera, se acopla mediante rosca la culata de la cámara de combustión, la cual tiene las siguientes características: fabricada en acero (AISI 1045), diámetro externo 67 mm, altura 56,5 mm, rosca milimétrica paso 3. En el centro de la culata del motor se dispone un orificio roscado para colocar el iniciador de la combustión, el cual es alimentado y controlado por medio de una fuente de 14 VAC.

Además del iniciador, en una línea diametral se perforaron dos tomas roscadas opuestas entre ellas, cuya función es acoplar el transductor de presión y un termopar tipo K, como se observa en la figura 3.

### 2.2 Combustible sólido.

El combustible se preparó utilizando como agente oxidante Nitrato de Potasio ( $KNO_3$ ) de 99,3 % de pureza, triturándolo hasta obtener un tamaño de partícula promedio  $\leq 100 \mu m$ . Como combustible se utilizó sacarosa ( $C_{12}H_{22}O_{11}$ ), pulverizada de 99% de pureza. Oxidante y combustible (O/C), se mezclaron en una proporción 65/35, la cual es la proporción óptima según la bibliografía especializada (Dahalan y col, 2004), luego se homogeneizaron con una máquina de tambores excéntricos durante 120 min. Después de homogeneizada la mezcla se sometió a calentamiento, utilizando un recipiente de acero inoxidable y una plancha de calentamiento, hasta alcanzar aproximadamente  $180^\circ C$  y obteniendo de esta manera un fluido espeso color dorado.

Paso seguido el fluido se vierte en moldes previamente preparados, obteniendo un grano de combustible con las siguientes características promedio: masa 368 g, diámetro externo 62 mm, diámetro interno 17 mm y longitud 100 mm.

Luego de desmoldar los cartuchos se conservaron en un desecador al vacío, con la finalidad de preservarlos de la humedad hasta el momento de su utilización. En las tres prue-

bas se utilizó la misma formulación del combustible, las cantidades se muestran en la tabla 1.

Tabla 1. Masa de combustible utilizada en cada prueba.

PRUEBA	Mp (g)
1	388,40
2	375,60
3	340,00

### 2.3 Iniciador.

El iniciador de la combustión consiste en un elemento roscado, a través del cual pasan los cables de alimentación procedentes de una fuente de 14 VAC, que a su vez están conectados a un alambre resistivo encapsulado en un cilindro aislante eléctrico, dentro del cual se coloca una mezcla compuesta por pólvora negra,  $\text{KNO}_3$  y  $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$ .

### 2.4 Sensores de presión y temperatura.

Para medir la presión interna en la cámara de combustión se utilizó un transductor piezoeléctrico marca Omega, modelo PX303-5KG5V con un tiempo de respuesta de 1 ms y 5 kpsi de fondo de escala, protegido con una interfaz de aceite, según las recomendaciones de bibliografía especializada en esta área (NASA SP-8041). Para medir la temperatura en la culata se utilizó un termopar tipo K, con el par metálico expuesto y en contacto con los gases, con una velocidad de respuesta  $\geq 1$  ms. El transductor de presión y el termopar se conectaron al sistema de adquisición de datos. En la figura 4 podemos observar la disposición del transductor de presión y el termopar colocados en la culata del motor.



Fig. 4. Transductor de presión, termopar e iniciador dispuestos en la culata del motor.

### 2.5 Sistema de adquisición de datos.

El termopar tipo K se conectó a una tarjeta de amplificación de señal, la cual está basada en el circuito normalizado para los amplificadores AD595 (AD594/AD595 data-sheet), éste es un amplificador diferencial especializado para este tipo de termopar, el cual solo amplifica la señal principal proveniente del sensor y no el ruido asociado a fuentes externas, ya

que por ser diferencial anula el ruido. Dicha tarjeta se fabricó y se probó con la colaboración de los laboratorios de instrumentación científica y de electrónica de la Facultad de Ciencias de la Universidad de Los Andes, utilizando software especializado para el diseño del circuito.

Con el fin de reducir el ruido causado por fuentes electromagnéticas externas al sistema de adquisición de datos, se colocó el computador en la base del banco de pruebas con una cubierta protectora, con el fin de evitar cableados de gran longitud que pudiesen actuar como antenas.

Otra medida tomada en cuenta para minimizar el ruido externo fue el aterramiento de la estructura del banco de pruebas. Este procedimiento se realiza de acuerdo a lo reportado por Fry Ronald S. (2002). El sistema de adquisición de datos fue probado en las mismas condiciones en las que se llevaron a cabo las pruebas de combustión, con el objetivo de verificar su correcto funcionamiento.

La velocidad de adquisición de datos se estableció en 500 muestras por segundo, esta velocidad es la más conveniente para no saturar el transductor de presión utilizado, cuya velocidad máxima de adquisición es de 1000 muestras por segundo, esta se puede configurar en la ventana de diálogo de Labview, contando también con posibilidad de establecer una cuenta regresiva para la inicialización del programa de adquisición de datos, lo cual permite al personal involucrado en las pruebas su resguardo y la estabilización del programa antes de la adquisición de datos durante el proceso de combustión.

### 2.6 Banco de pruebas

El banco de pruebas consiste en una estructura de acero de 190 cm de altura, 90 cm de ancho, 25 cm de profundidad, con unas bases de 70 cm de profundidad, el motor es colocado verticalmente, apoyando su tapa o culata sobre la cabeza del pistón el cual es parte de un sistema hidráulico que permite ubicar el motor de manera conveniente para la colocación de los sensores, cuenta además con una guía en la parte superior del banco, cuya función es estabilizar y permitir el deslizamiento del motor durante las pruebas. La tobera se ubica en la parte superior del banco, lo cual permite el libre escape de los gases de combustión.

### 2.7 Pruebas en estática

Para ejecutar las pruebas en estática se elaboró un instructivo de seguridad, a fin de garantizar la integridad del personal y las instalaciones antes, durante y después de las pruebas de quemado, de igual manera se prepararon listas de chequeo para garantizar el éxito en todos los procesos involucrados en la preparación y ensamblaje del motor para la prueba de combustión.

El día previo a cada prueba se llevó a cabo a través de dichas listas de chequeo el despliegue y ordenamiento de herramientas, consumibles, disposición de elementos mecánicos, electrónicos y eléctricos en cada estación de trabajo dispuesta para ejecutar las pruebas de combustión, así como también

para la instalación del banco de pruebas y el chequeo del sistema de adquisición de datos. En cada prueba se procedió al ensamblaje del motor, siguiendo las listas de chequeo, colocando todos los elementos mecánicos y eléctricos necesarios, incluyendo los granos de combustible sólido.

Previo a la ignición de combustible se lleva a cabo una prueba de verificación del sistema de adquisición de datos en el sitio, con todos los sensores conectados al motor, para confirmar la ausencia de ruidos y la correcta conexión de todos los elementos.

### 2.8 Tratamiento de datos experimentales

Los datos obtenidos se almacenaron en hojas de cálculo, los cuales se importaron desde el software MATLAB, con el fin de depurarlos utilizando filtros basados en métodos numéricos (Culick, F. 2000), específicamente el método de Savitzky-Golay de segundo orden, con el cual se busca eliminar los ruidos generados por fuentes externas al fenómeno (Prahald N. 2012). Una vez filtrados los datos se utilizaron para construir la curva  $P-t$ , con el fin de analizar las oscilaciones de presión interna.

Mediante el uso del software MATLAB se obtuvo el espectrograma de cada curva  $P-t$ , con los cuales se identificaron los rangos de tiempo donde se presentan los mayores valores de frecuencia (Fabigon y col. 2003).

Después de identificar los rangos de tiempo donde se presentan los mayores valores de frecuencia, se procedió a obtener el espectro de densidad de energía (power spectral density (PSD), en inglés), basado en la transformada rápida de Fourier, con el que se logró cuantificar con mayor precisión la frecuencia correspondiente a la amplitud de mayor orden de magnitud ( $F_{max}$ ), para este fin se utilizó el software MATLAB. Dicho espectro resulta es una herramienta muy útil con el que se pudo comparar las  $F_{max}$  con los valores de frecuencia acústica de resonancia en el primer modo axial ( $F_{axialres}$ ), estimadas para el motor cohete (Prahald, 2012).

## 3. Resultados.

### 3.1 Primera prueba

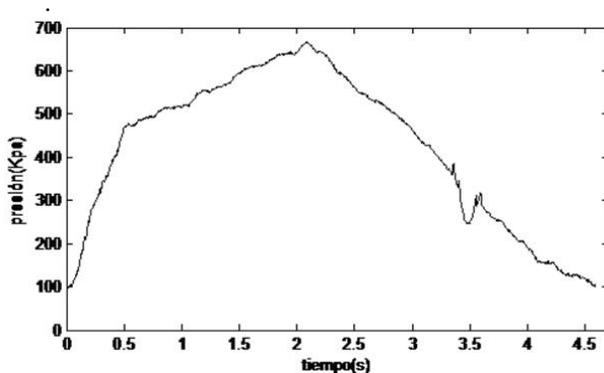


Fig. 5. Curva  $P-t$  prueba número uno.

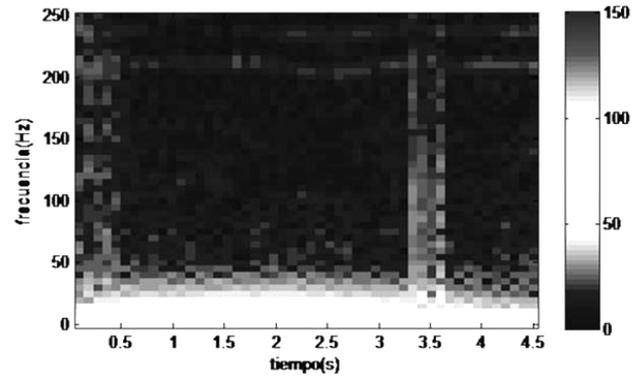


Fig. 6. Espectrograma curva  $P-t$  prueba número uno.

La curva  $P-t$  de la prueba 1 se presenta en la figura 5, el valor máximo de presión es de 666,58 kPa, el cual ocurre a los 2,08 s teniendo un tiempo total de lectura es de 4,59 s. El espectrograma de la curva  $P-t$  se presenta en la figura 6, aquí se observan dos rangos donde se presentan las frecuencias de mayor valor, entre 0,8 y 1 s y entre 3,35 y 3,65 s.

Para obtener valores más precisos de la frecuencia correspondiente a la máxima amplitud de los rangos de tiempo seleccionados se procede a la obtención de los PSD, presentados en la figura 7 y 8.

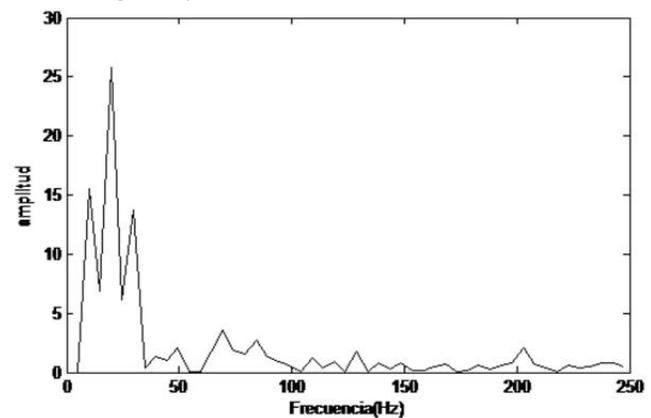


Fig. 7. PSD entre 0,8 y 1 s, prueba número uno.

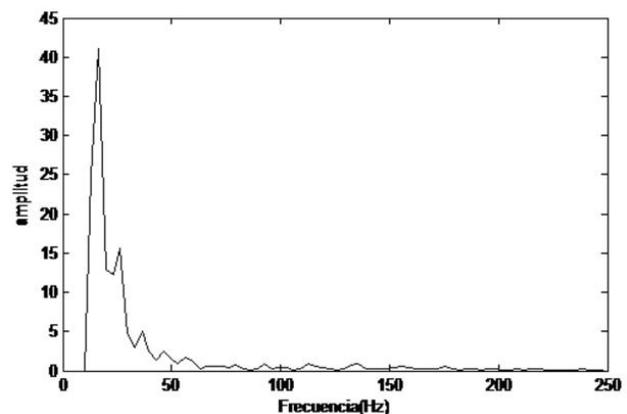


Fig. 8. PSD entre 3,35 y 3,65 s, prueba número uno.

Para el rango entre 0,8 y 1 s se obtiene una frecuencia de

27.79 Hz para la máxima amplitud, de igual manera para el rango entre 3,35 y 3,65 s se obtiene una frecuencia de 16.56 Hz.

### 3.2 Segunda prueba

La curva  $P-t$  de la prueba número dos se presenta en la figura 9, el valor máximo de presión es de 611,38 kPa, el cual ocurre a los 0,27 s, teniendo esta prueba un tiempo total de lectura es de 3,84 s.

El espectrograma de la curva  $P-t$  se presenta en la figura 10, los rangos de tiempo donde se identifican los mayores valores de frecuencia son el rango entre 0 y 0,5 s y entre 1 y 1,5 s.

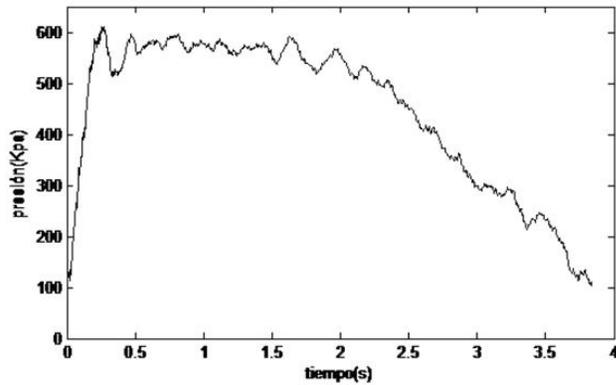


Fig. 9 Curva  $P-t$  prueba número dos.

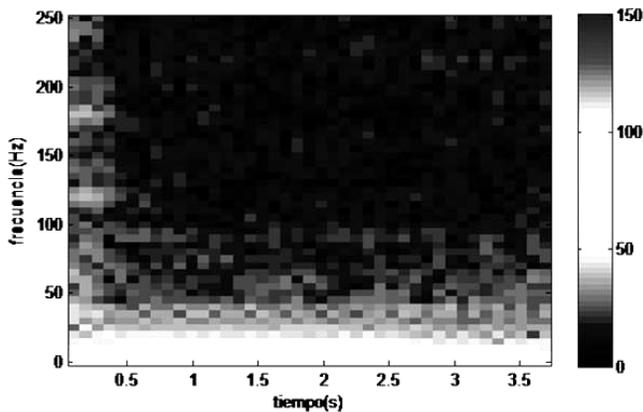


Fig. 10. Espectrograma curva presión versus tiempo, prueba número dos.

En las figuras 11 y 12 se presentan los PSD para los rangos entre 0 y 0,5 s y entre 1 y 1,5 s respectivamente.

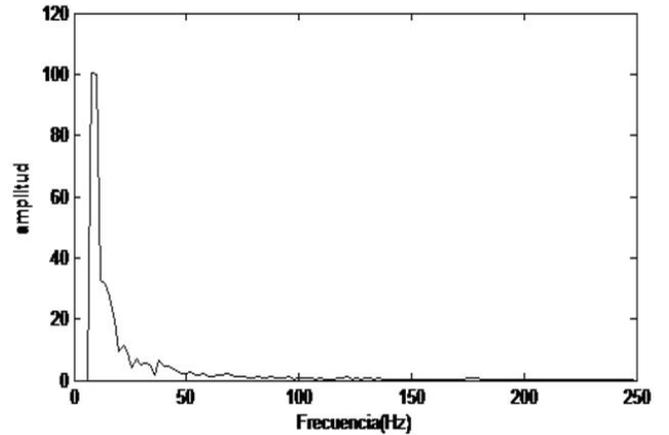


Fig. 11. PSD entre 0 y 0,5 s prueba número dos.

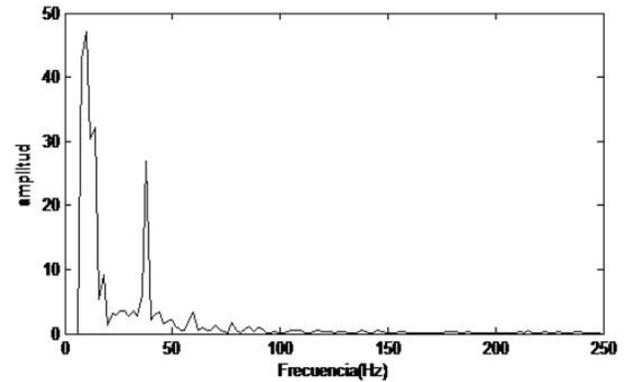


Fig. 12. PSD entre 1 y 1,5 s prueba número dos

Para el rango entre 0 y 0,5 s se obtiene una frecuencia de 7.97 Hz para la máxima amplitud. El rango entre 1 y 1,5 s se obtiene una frecuencia de 9.96 Hz para el máximo valor de amplitud.

### 3.2 Tercera prueba

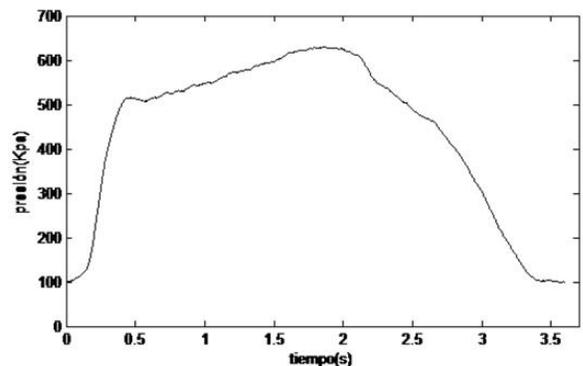


Fig. 13. Curva  $P-t$  prueba número tres.

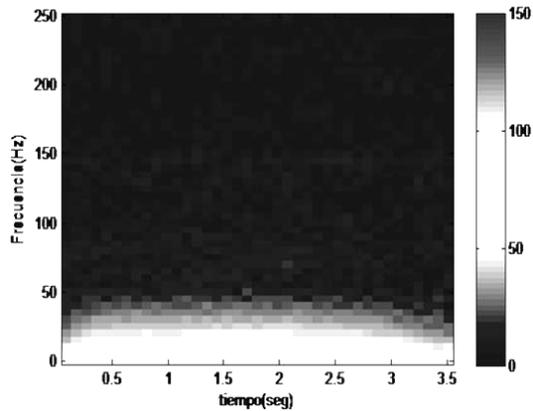


Fig. 14. Espectrograma curva presión versus tiempo, prueba número tres.

La curva  $P-t$  de la prueba número tres se presenta en la figura 13, el valor máximo de presión es de 630,14 kPa, el cual ocurre a los 1,88 s, teniendo esta prueba un tiempo total de lectura es de 3,60 s.

El espectrograma de la curva en la figura 14, el rango de tiempo donde se identifican los mayores valores de frecuencia es el rango entre 0,75 y 1,85 s.

La frecuencia que corresponde al máximo valor de la amplitud en el PSD es de 1.82 Hz, como se observa en la figura 15.

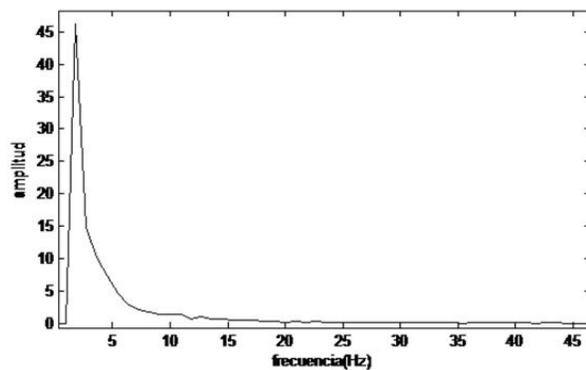


Fig. 15. PSD entre 0,75 y 1,85 s prueba número tres.

#### 4. Análisis de los resultados.

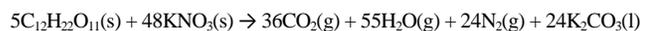
Con el fin de determinar si las frecuencias correspondientes a las máximas amplitudes, obtenidas a través de los PSD (Figuras 7, 8, 11, 12 y 15), pueden causar la existencia de resonancia acústica en el motor, es necesario calcular la *Faxialres*, empleando la ecuación 1.

Donde  $a$  es la velocidad del sonido en la mezcla de ga-

ses y  $L$  es la longitud de la culata.

Para calcular esta frecuencia se debe estimar ( $a$ ), haciendo uso de la ecuación 2.

Para hacer este cálculo, es necesario obtener el coeficiente de expansión térmica de la mezcla de gases ( $\gamma$ ) y el peso molecular ( $M$ ) y la constante universal de los gases ideales ( $R = 8,314 \text{ J/mol K}$ ). La temperatura correspondiente al instante en que se produce la  $F_{max}$  en cada caso, se muestran en la tabla 2. Los términos  $\gamma$  y  $M$  los calculamos a partir de la ecuación balanceada de la reacción entre  $\text{KNO}_3$  y  $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$  presentada por Kieran y colaboradores (2009), mostrada a continuación:



Tomando en cuenta la masa de combustible empleada en cada prueba y la estequiometría de la reacción, se determinó el número de moles de cada especie ( ), y el número total de moles ( ), presente en los productos de combustión así como también  $C_p$  (ecuación 4), haciendo uso de la tabla de calores específicos a presión constante en función de la temperatura presentada por Dahalan (2004).

Tabla 2. Temperatura medida en la culata del motor para las tres pruebas en los intervalos de tiempo analizados.

PRUEBA	INTERVALO TIEMPO (s)	T culata (K)
1	0,8 - 1	728,73
	3,35 - 3,65	1173,76
2	0 - 0,55	334,90
	1 - 1,50	632,10
3	0,75 - 1,85	570,05

Tabla 3. Resumen frecuencia axial acústica calculada para las tres pruebas en los intervalos de tiempo analizados.

PRUEBA	INTERVALO TIEMPO (s)	$F_{max}$ (Hz)	$F_{axialres}$ (Hz)
1	0,8-1	27,89	2166
	3,35 - 3,65	16,56	2914
2	0 - 0,55	7,97	1445
	1 - 1,50	9,96	2026
3	0,75 - 1,85	1,82	1936

Se puede observar que en las tres pruebas la  $F_{max}$  están muy por debajo de las  $F_{axialres}$ , por lo cual las oscilaciones de presión producidas en la cámara de combustión, se originan debido a variaciones instantáneas en la velocidad de combustión. Estas variaciones, son inducidas por la formación de vórtices en los cambios de sección entre la cámara de combustión y la tobera, influyendo considerablemente en la presión interna de la cámara, siendo este un ciclo que se retroalimenta hasta que se consume la totalidad del combustible (Prahald y col., 2012). Las oscilaciones observadas en las tres pruebas son de baja amplitud y frecuencias (<50 Hz), clasificándose como oscilaciones de presión uniformes (Barrere, 1992; Blomshield, 2006)

Al comparar  $F_{max}$  y  $F_{axialres}$  en las tres pruebas realizadas, se observa que existe un distanciamiento sustancial entre estas frecuencias, por lo cual se puede decir que las frecuencias que se presentan en estas oscilaciones de presión no producen una resonancia acústica en la estructura del motor.

## 5. Conclusiones.

Se puede concluir que la fuerza de empuje del motor es uniforme, debido a la relación directamente proporcional entre la presión interna y dicha fuerza, por lo cual durante el ascenso del cohete el motor no induce vibraciones de gran amplitud, representando esto una condición favorable para la integridad estructural de todo el cohete.

Los resultados obtenidos representan un aporte importante, que debe ser tomado en cuenta para el diseño de motores para las nuevas versiones de los cohetes sonda serie ULA.

Para estudios posteriores se recomienda medir de manera consecutiva la presión interna de la cámara de combustión y el empuje entregado por el motor, de esta manera se puede tener un valor más preciso de la frecuencia de las oscilaciones.

## Referencias

AD594/AD595 Data Sheet, disponible en formato pdf en la dirección web: [www.me.psu.edu/rahn/me462/AD594\\_5\\_c.pdf](http://www.me.psu.edu/rahn/me462/AD594_5_c.pdf)

Barrere, M., INTRODUCTION TO NONSTEADY BURNING AND COMBUSTION INSTABILITY, 1992, De Luca, L., Price, E.W. and Summerfield, M. (eds.), Nonsteady

Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, Progress in Astronautics & Aeronautics series, Vol. 143, AIAA Publications, Washington DC, pp 17-53.

Bin Dahalan N., Mohd Jaafar M., Wan Ali W., Mamat R., Shaiful Azman M., 2004, PRESTACIONES DEL NITRATO DE POTASIO PARA LA PROPULSION DE MOTORES DE COHETES, Facultad de Ingeniería Mecánica, Universidad Tecnológica de Malasia.

Cullick, F., 2000, COMBUSTION INSTABILITIES: MATING DANCE OF CHEMICAL, COMBUSTION, AND COMBUSTOR DYNAMICS, AIAA-2000-3178, Propulsion Conference and Exhibit.

Culick, F., 2006, COMBUSTION INSTABILITIES AND OSCILLATIONS IN SOLID PROPELLANT ROCKETS. JOINT PROPULSION CONFERENCE.

Fabignon Y., Dupays J., Avalon G., Vuillot F., Lupoglazoff N., Casalis G., Prévost M., 2003, INSTABILITIES AND PRESSURE OSCILLATIONS IN SOLID ROCKET MOTORS, Aerospace Science and Technology, Vol.7, pp 191-200.

Kieran F., Final Thesis Report, ACME, University of New South Wales 2009.

Marcano V., Benítez P., La Rosa C., Lacruz L., Parco M.A., Ferreira J., Andressen R., Serra Valls A., Peñaloza M., Rodríguez L., Cárdenas J.E., Minitti V., Rojas J.J., 2009, PROGRESOS ALCANZADOS EN EL PROYECTO UNIVERSITARIO COHETE SONDA ULA, Universidad, ciencia y tecnología, volumen 13, número 53, pp 305-316.

Mohd Ja'afar M., Wan Ali W., Mamat R., 2002, CHARACTERISTICS OF POTASIUUM NITRATE BASED SOLID ROCKET PROPELLAT.. 2nd World Engineering Congress, Malasia.

Nasa space vehicle design criteria (NASA SP-8041), 1971, CAPTIVE-FIRED TESTING OF SOLID ROCKET MOTORS.

Prahald, N., Tengli, C.S., Ramesh, K., Viswanathan and R. Saravanan., 2012, FREQUENCY ANALYSIS OF INSTABILITY OBSERVED IN A LARGE SEGMENTED SOLID ROCKET MOTOR., Indian J. Sci. Res., Vol. 3, Número1, pp 65-71.

R.S. Fry, 2002, SOLID PROPELLANT SUBSCALE BURNING RATE ANALYSIS METHODS FOR U.S. AND SELECTED NATO FACILITIES, Chemical propulsion information agency.

## **Agradecimientos**

A la comisión rectoral para el programa de ciencias espaciales de la Universidad de Los Andes (ULA). Al Profesor José Fernando Pérez y al Ingeniero Jonatan Berbesi del laboratorio de instrumentación científica de la facultad de Ciencias de la ULA. Al Ingeniero Jimmer Ramírez del laboratorio de electrónica, Facultad de Ciencias, ULA. A la ingeniera Ilvania Gutiérrez del LABONAC-ULA, y al Profesor Omar Jordan de la Universidad Nacional Experimental del Tachira por su apoyo para la realización de este trabajo. Este trabajo fue financiado parcialmente por el CDCHTA-ULA a través del Proyecto FO-702-10-02-B.