

ANÁLISIS EXPERIMENTAL DE LA EFICIENCIA EN UN MOTOR DE COMBUSTIBLE SÓLIDO PARA COHETE SONDA

Lacruz Leonardo, Parco María Alejandra, Santos Rafael, Torres Carlos, Pérez José F.,

Benítez Pedro, Ferreira John, Marcano Vicente, Serrano Carlos,

Landaeta Andrew, Parada Enrique

MSc. Leonardo Lacruz, Investigador Principal Proyecto Cohete Sonda ULA, Comisión Rectoral Programa de Ciencias Espaciales-Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, en la Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, leonardolacruz@ula.ve;

MSc. María Alejandra Parco, Investigadora Principal Proyecto Cohete Sonda ULA, Comisión Rectoral Programa de Ciencias Espaciales-Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, en la Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, parcomaria@ula.ve;

PhD. Rafael Santos Luque, Profesor de la Escuela de Ingeniería Mecánica, Departamento de Ciencias Térmicas, Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2402920, rsantos@ula.ve;

PhD. Carlos Torres Monzón, Profesor de la Escuela de Ingeniería Mecánica, Departamento de Ciencias Térmicas, Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2402920, ctorres@ula.ve;

MSc. Pedro Rafael Benítez, Comisión Rectoral Programa de Ciencias Espaciales-LABONAC, Facultad de Ciencias Forestales Ambientales Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, prbe@ula.ve;

MSc. José Fernando Pérez, Profesor Departamento de Física, Facultad de Ciencias, Universidad de Los Andes; Coordinador del Laboratorio de Automatización e Instrumentación Científica, Facultad de Ciencias, Universidad de Los Andes, Sector la Hechicera Núcleo Universitario "Pedro Rincón Gutierrez, Edificio A, Facultad de Ciencias, Departamento de Física, Mérida 5101 Venezuela, Tel/fax 0274 2401267, d.lic.ciens@ula.ve

PhD. John Dwight Ferreira, Profesor Departamento de Física, Facultad de Ciencias, Universidad de Los Andes; Investigador Proyecto Cohete Sonda ULA, Coordinador General Comisión Rectoral Programa de Ciencias Espaciales-Coordinador Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, fjohn@ula.ve;

Prof. Vicente Marcano, Biólogo Aeroespacial, Coordinador Proyecto Cohete Sonda ULA, Comisión Rectoral Programa de Ciencias Espaciales-Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, en la Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, marcvin@ula.ve;

Ing. Mecánico Carlos Serrano, Proyecto Cohete Sonda ULA, Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, cceessrr@hotmail.com

Br. Landaeta Andrew, Estudiante Ingeniería Mecánica ULA, Proyecto Cohete Sonda ULA, Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, en la Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424,

Br. Parada Enrique, Estudiante Ingeniería de Sistemas, Proyecto Cohete Sonda ULA, Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, Universidad de Los Andes, La Hechicera, Núcleo Universitario Pedro Rincón Gutiérrez, Edif. CIAE-TELMAG, Mérida 5101, Venezuela, Tel/fax 0274-2401424, eparada@ula.ve

RESUMEN

El presente trabajo es un estudio experimental de la eficiencia de la combustión en un motor cohete de combustible sólido, perteneciente al programa de ciencias espaciales de la Universidad de Los Andes.

El objetivo principal fue la evaluación de la combustión en este motor, el cual utiliza granos de combustible sólido compuesto, del tipo tubular. Los granos están compuestos por Nitrato de Potasio como oxidante, y Sacarosa como combustible, en relación de masa 65/35.

Se emplearon tres granos con la misma configuración geométrica y composición química, con una variación de masa entre ellos, llevándose a cabo tres pruebas en estática para adquirir los datos de presión, siendo estos posteriormente filtrados con el método Savitzky-Golay, obteniéndose de esta manera las curvas presión versus tiempo, las cuales se emplearon para calcular la velocidad característica, haciendo uso del criterio de combustión cuasi-estática.

Finalmente, los valores de la velocidad característica calculados se compararon con el valor ideal para este tipo de combustible que se encuentra en trabajos similares, obteniéndose así la eficiencia de la combustión, también se pudo observar la relación entre las fluctuaciones de la presión interna y la eficiencia de la

combustión.

Palabras clave: Combustible sólido, Cohete sonda, velocidad característica de combustión, tobera, eficiencia de combustión.

EXPERIMENTAL ANALYSIS OF EFFICIENCY IN A SOLID PROPELLANT SOUNDING ROCKET MOTOR

ABSTRACT

This paper is an experimental study of the combustion efficiency in a solid propellant rocket motor, belonging to the space science program at the University of Los Andes. The main objective was the evaluation of combustion in the motor, which uses tubular grains of solid propellant composed. The grains are composed of Potassium Nitrate as oxidant, and Sucrose as carburant in mass ratio 65/35.

Three grains were used with the same geometric configuration and chemical composition, with a variation of mass between them. Three static tests were conducted in order to acquire the pressure data, subsequently leaked with the Savirzky-Golay method, obtaining the pressure versus time curves, which were used to calculate the characteristic velocity, based on the quasi-static combustion criterion.

Finally, the values of characteristic velocity calculated were compared with the ideal value for this type of propellant that is found in similar jobs, obtaining the combustion efficiency, also was able to observe the relationship between fluctuations in the internal pressure and the efficiency of combustion.

Key words: Solid propellant, sounding rocket, combustion characteristic velocity, nozzle, combustion efficiency.

I. INTRODUCCIÓN

Desde el año 2006, en la Universidad de Los Andes (ULA), se llevan a cabo investigaciones en el campo de la cohetería, enmarcadas en el programa de ciencias espaciales de la ULA, más específicamente enfocadas en el diseño y en la construcción de los cohetes sonda serie ULA, obteniéndose excelentes resultados en las pruebas de rendimiento aerodinámico, que incluyó el lanzamiento de 14 cohetes sonda, que alcanzaron la estratósfera [1].

Con la finalidad de mejorar el diseño y el desempeño de los cohetes sonda serie ULA, es necesario realizar estudios específicos de la cámara de combustión que permitan cuantificar la eficiencia de los motores [2].

El objetivo principal de este trabajo fue evaluar la eficiencia del motor del cohete ULA 1A, basado en datos experimentales de presión interna, que fueron filtrados con el método Savitzky-Golay de segundo orden, haciendo uso del programa MATLAB obteniéndose de esta manera la curva presión interna versus tiempo ($P-t$), empleada para calcular la velocidad característica de combustión (C^*) en el rango cuasi-estático de la curva $P-t$, el cual es un parámetro relacionado directamente con la eficiencia de la combustión [3].

Se utilizaron un motor cohete y tres granos de combustible sólido manufacturados en laboratorios de programa de Ciencias Espaciales de la ULA, llevándose a cabo tres pruebas en estática con la misma configuración geométrica de los granos y con la misma composición pero con diferencias de masa, haciendo uso de un banco de pruebas en estática vertical. Para adquirir los datos de presión se utilizó un transductor piezoeléctrico conectado a una tarjeta de amplificación de datos marca National Instruments, y ésta a una computadora.

Los valores de eficiencia obtenidos revelan que se pueden hacer mejoras en el diseño del motor objeto de estudio, ya que la eficiencia se puede elevar con respecto a estudios similares, también se pudo observar que a medida que hay una mayor presencia de fluctuaciones de la presión interna se ve disminuida en gran medida la eficiencia de la combustión.

II. DESARROLLO

2.1 Métodos y materiales.

2.1.1 Cámara de combustión

Para la realización del presente trabajo se utilizó un motor experimental tipo cohete de combustible sólido, basado en el motor del cohete sonda ULA 1A, manufacturado en el Centro de Investigaciones Atmosféricas y del Espacio de la Universidad de Los Andes. La cámara de combustión fue fabricada a partir de un tubo mecánico sin costura de acero AISI 1020; la tobera y la culata fueron fabricadas con acero AISI 1045, siendo éstas acopladas a la cámara de combustión mediante una rosca milimétrica.

En el centro de la culata del motor se perforó 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 perforó la toma roscada para acoplar el transductor de presión, cuya señal es enviada a un

sistema de adquisición de datos. En la figura 1, se observa detalladamente el plano de la tobera utilizada, la cual es una tobera convergente divergente, cuya función es acelerar los gases producto de la combustión del cartucho de combustible sólido, a fin de obtener el empuje del cohete sonda.

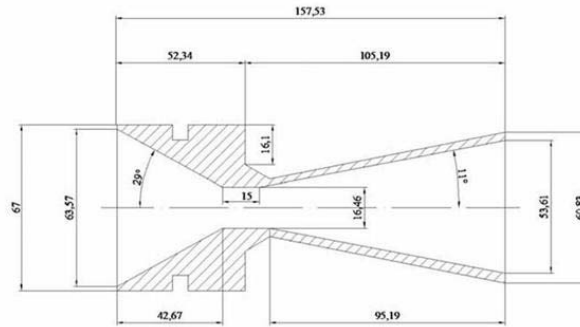


Fig. 1. Plano de tobera cónica convergente-divergente utilizada en el presente trabajo. Dimensiones en mm.

2.1.2 Combustible sólido

El combustible sólido está compuesto por Nitrato de Potasio (KNO_3) que actúa como agente oxidante (O) y Sacarosa ($C_{12}H_{22}O_{11}$), como agente carburante (C). Para la preparación se utilizó Nitrato de Potasio con una pureza de 99,3 %, el cual fue triturado, hasta obtener un tamaño de partícula promedio $\leq 100 \mu m$, esto se llevó a cabo con el propósito de hacer más eficiente el área de contacto entre los reactivos. Posteriormente se procedió a mezclar los reactivos en una relación 65/35 O/C, seguidamente se realizó el proceso de homogeneización, utilizando una máquina homogeneizadora de tambores excéntricos, este proceso tuvo una duración de 120 minutos.

Para la síntesis del combustible, se colocó la mezcla homogeneizada en un recipiente de acero inoxidable y se calentó en una plancha de calentamiento hasta $180 \text{ }^\circ\text{C}$, agitando la mezcla constantemente durante este proceso, hasta fundir la Sacarosa para obtener una pasta fluida de color dorado. Paso seguido, la pasta se vertió en moldes previamente preparados para obtener los granos de combustible con la geometría y las dimensiones deseadas, para ello se utilizaron moldes cilíndricos recubiertos internamente con capas de cartón de uso industrial, los cuales facilitaron el desmoldado del cartucho, además se empleó en el centro del molde un mandril cilíndrico y macizo de Aluminio, a fin de crear el orificio central del grano. Los granos presentaron una masa promedio de 368 gr, con un diámetro externo de 62 mm, diámetro interno de 17 mm y una lon-

gitud de 100 mm.

Luego de desmoldar los granos se conservaron al vacío con la finalidad de preservarlos de la humedad hasta el momento de su utilización, para este proceso se emplearon 3 cámaras desecadoras donde se colocaron los granos con sílica gel activada (SIGMA-ALDRICH) y, finalmente, se selló la tapa con grasa de vacío, para luego proceder a su evacuación empleando una bomba de vacío.

2.1.3 Iniciador de combustión

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 de aislante eléctrico, dentro del cual se coloca una mezcla compuesta por Pólvora Negra, Nitrato de Potasio y Sorbitol.

2.1.4 Sensor de presión

La presión es medida en la cámara de combustión utilizando un transductor piezoeléctrico marca Omega, modelo PX303-5KG5V con un tiempo de respuesta de 1 ms y 5 kpsi fondo de escala [4].

A fin de evitar un mal funcionamiento del transductor a partir de las altas temperaturas generadas por los gases de la combustión se empleó una interfaz de aceite, según lo recomendado por algunas publicaciones técnicas especializadas en el área [5, 6]. En la figura 2, se observa la disposición del transductor de presión en la culata del motor.

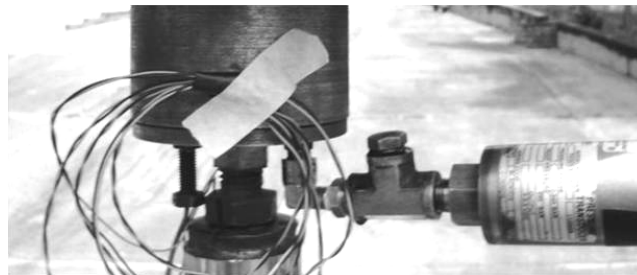


Fig. 2. Transductor de presión acoplado en la culata del motor donde también se observan los dispositivos que conforman la interfaz donde se coloca el aceite que protege al transductor de las altas temperaturas.

2.1.5 Sistema de adquisición de datos

Con el fin de reducir las perturbaciones causadas por fuentes electromagnéticas externas al sistema de

adquisición de datos se colocó la computadora en conjunto con el sistema de adquisición de datos en la base del banco de pruebas con una cubierta metálica (Jaula de Faraday). De esta manera, no fue necesaria la utilización de cables de conexión para el transductor de presión de gran longitud, que actuarían como antenas. Otra medida tomada en cuenta para minimizar el ruido externo fue el aterramiento de la estructura del banco de pruebas. Estos procedimientos se realizaron de acuerdo a lo reportado por Fry [6].

El sistema de adquisición de datos fue probado preliminarmente en condiciones similares a las que se llevaron a cabo las pruebas experimentales de combustión, con el objeto de verificar su correcto funcionamiento. La velocidad de adquisición de los datos se estableció en 500 muestras por segundo. Esta velocidad es la más conveniente para no saturar el transductor de presión utilizado [5], cuya velocidad máxima es de 1000 muestras por segundo. La velocidad de adquisición de los datos se puede configurar en la ventana de dialogo de Labview, contando también con la posibilidad de establecer una cuenta regresiva para la inicialización del programa de adquisición, lo cual permite al personal involucrado en las pruebas su resguardo y la estabilización del programa antes de la adquisición de los datos durante el proceso de combustión.

2.1.6 Banco de pruebas

El banco de pruebas vertical 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. En ella 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. En la figura 3, se muestra el banco de pruebas utilizado.

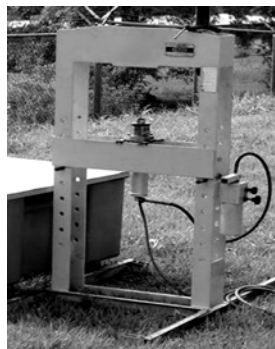


Fig. 3. Banco vertical para pruebas en estática, con el cual también se puede medir el empuje.

2.1.7 Pruebas en estática

Para ejecutar las pruebas en estática fue necesario preparar 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 minimizar los riesgos en todos los procesos involucrados en la preparación y ensamblaje del motor. 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. Previamente a la ignición del combustible, se llevó a cabo 'in situ', una prueba de verificación del sistema de adquisición de datos, con todos los sensores conectados al motor, para confirmar la ausencia de ruidos debido a fuentes externas y la correcta conexión de todos los elementos.

2.1.8 Tratamiento de datos experimentales

Los datos obtenidos se almacenaron en hojas de cálculo, los cuales se importaron desde el software MATLAB, donde se procedió a su limpieza utilizando filtros basados en métodos numéricos [7], específicamente el método de Savitzky-Golay de segundo orden, con el cual se buscó eliminar los ruidos por fuentes externas al fenómeno [8,9]. El universo de datos filtrados fue de 101 por ventana y se procedió a construir la curva $P-t$, para la estimación de C^* .

2.2.4 Velocidad característica

Para estimar la velocidad característica del combustible se empleó el método presentado por Fry [6], el cual contempla el establecimiento de un rango de tiempo, en el cual, la combustión es cuasi-estable. A partir de la curva $P-t$ se utiliza el área bajo la curva en el rango de combustión establecido. La determinación de la velocidad característica, despreciando los efectos de la erosión en la garganta a partir de la curva $P-t$ se obtuvo con la ecuación 1 [8], presentada a continuación:

$$C^* = \frac{A_g}{m_{tp}} \int_{t_a}^{(t_a+t_b)} P \cdot dt \quad (1)$$

Donde A_g es el área de garganta de la tobera, m_{tp} es la masa total de propelente y $\int_{t_a}^{(t_a+t_b)} P \cdot dt$ es

el área bajo la curva $P-t$ en el rango de combustión cuasi-estable, que va desde t_0 hasta $t_0 + t_b$.

La eficiencia de la combustión se obtuvo mediante la relación entre la velocidad característica estimada a partir de la curva $P-t$ y la velocidad característica teórica. Para la mezcla de Nitrato de Potasio grado reactivo con Sacarosa en una relación de peso 65/35 la velocidad característica ideal es $918,35 \text{ m/s}$ [3], con la cual se calculó la eficiencia de la combustión utilizando la ecuación 2.

$$\eta = \frac{C^*}{C^*_{ideal}} \quad (2)$$

2.2 Resultados

En la primera prueba en estática se obtuvieron lecturas de presión de variaciones significativas, tanto en el rango entre 0 y 0.5 s, así como también entre 3.2 y 3.7 s, como se puede observar en la figura 4. Para esta prueba el rango de combustión cuasi-estática se encuentra entre 0,542 y 3,342 s.

Para la segunda prueba en estática se obtuvieron lecturas de presión de variaciones de gran amplitud durante toda la prueba (fig. 5). Para esta prueba el rango de combustión cuasi-estática se encuentra entre 0,434 y 2,598 s.

Finalmente, en la tercera prueba en estática, se obtuvieron lecturas de presión de variaciones significativas en el rango entre 0.5 y 2 s, como se puede observar en la figura 6. Para esta prueba el rango de combustión cuasi-estática se encuentra entre 0,586 y 2,654 s.

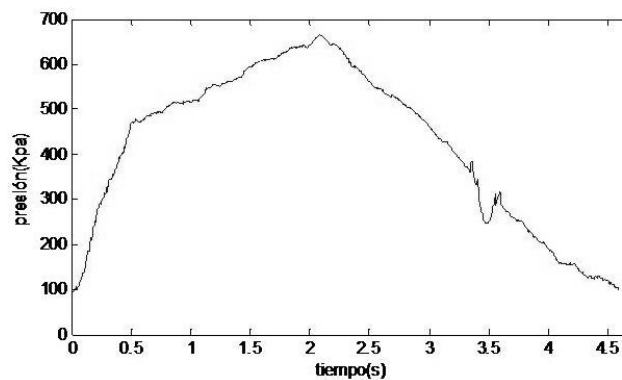


Fig. 4. Curva experimental presión versus tiempo prueba número uno.

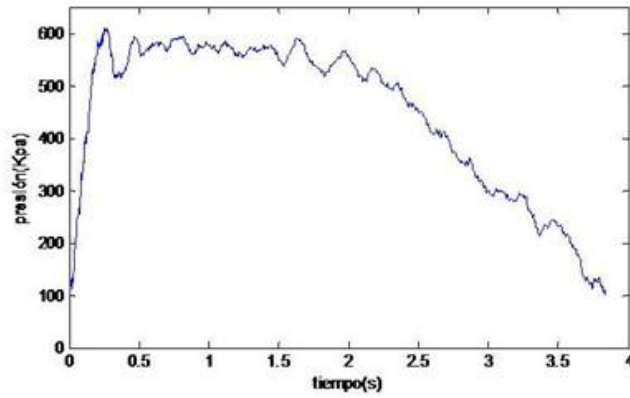


Fig. 5. Curva experimental presión versus tiempo prueba número dos.

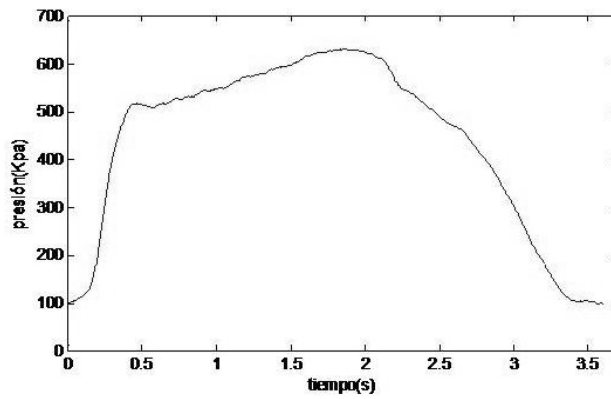


Fig. 6. Curva experimental presión versus tiempo prueba número tres.

Los resultados de la velocidad característica y la eficiencia de la combustión para las tres pruebas calculadas con las ecuaciones 1 y 2 respectivamente se resumen en la tabla I.

Tabla I. Parámetros para calcular la velocidad característica de la combustión a partir de la ecuación 1 y eficiencia de combustión a partir de la ecuación 2.

<i>prueba</i>	$t_o(s)$	$t_o + t_b(s)$	$M_p (gr)$	$C^*(m/s)$	$\eta(\%)$
1	0,542	3,342	388,4	893,8	97,3
2	0,434	2,598	375,6	714,8	77,8

3	0,586	2,654	340	779,8	84,9
---	-------	-------	-----	-------	------

2.3 Discusión de los resultados.

Como se puede observar en la tabla I no se encontró una correspondencia entre la masa de combustible y la velocidad característica, por lo que se podría decir que la velocidad característica podría estar influenciada por otras variables que hacen que la combustión disminuya su eficiencia.

La primera prueba, en la cual se dispuso la mayor masa de propelente, fue más eficiente que la segunda y la tercera prueba. La prueba número dos, además de constituir la de menor eficiencia en la combustión, presentó el mayor nivel de amplitud en las oscilaciones de presión, como se observa en la curva $P-t$ de la figura 5, por lo cual, las otras variables que influyen sobre la eficiencia de la combustión pueden estar relacionadas principalmente con el flujo de gases y el volumen efectivo de combustible, de las cuales se retroalimentaría el proceso de combustión y las oscilaciones de presión que se producen [10]. La tercera prueba, a pesar de disponer de menor masa que las demás, fue más eficiente que la segunda, además presentó menos oscilaciones de presión, tal como se observa en la figura 6.

Las curvas $P-t$ de las pruebas 1 y 3 presentan un comportamiento similar a las curvas Empuje versus tiempo obtenidas por Nazri y colaboradores [7], esta comparación se puede realizar debido a la relación lineal entre el empuje y la presión interna [9].

III. CONCLUSIONES

4.1 Las tres pruebas llevadas a cabo con el motor ULA 1A, muestran que existen deficiencias en el proceso de combustión del propelente. La prueba más eficiente fue la número uno, que alcanzó un 97%, este índice nos indica que hay un alto aprovechamiento de la energía entregada por el combustible, que se traduce en la eficiencia de la combustión que puede ser aumentada ajustando el tamaño de la cámara de combustión, de tal manera que el cartucho de combustible ocupe la totalidad del volumen disponible, lo cual evitará la formación de turbulencia en el flujo de gases durante su paso hacia la tobera.

4.2 La prueba número dos, demuestra la gran influencia de las oscilaciones de presión en el proceso de combustión, como se pudo observar, la prueba dos a pesar de poseer mayor masa que la prueba tres fue

menos eficiente, debido a las fluctuaciones de gran amplitud que se observan durante todo el proceso de combustión presente en dicha prueba.

4.3 Los resultados obtenidos representan un aporte importante para el mejoramiento en el diseño y desarrollo de los motores para los siguientes cohetes sonda serie ULA, se podría hacer un análisis del coeficiente de descarga de la tobera para evaluar la eficiencia de ésta en este motor.

4.4 Para estudios posteriores se recomienda medir 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 eficiencia de la combustión y los valores de frecuencia de las oscilaciones registradas, así como también, se podrían calcular otras variables con las cuales se podría describir mejor, el desempeño del motor.

IV. REFERENCIAS

- 1) Marcano Vicente, Benítez Pedro, La Rosa Carlos, Lacruz Leonardo, Parco María Alejandra, Ferreira John, Andressen Rigoberto, Serra Valls Alberto, Peñaloza Marcos, Rodríguez Lester, Cárdenas Julio Emerio, Minitti Vicente, Rojas Juan José. PROGRESOS ALCANZADOS EN EL PROYECTO UNIVERSITARIO COHETE SONDA ULA. Universidad, ciencia y tecnología, volumen 13, número 53, 2009, pp 305-316.
- 2) Mar Gudnason, M. CHARACTERIZATION OF POTASSIUM NITRATE - SUGAR ALCOHOL BASED SOLID ROCKET PROPELLANTS. Bachelor Thesis, Technical University of Denmark. August 2010.
- 3) Nizam Bin Dahalan, Mohammad Nazri Mohd, Wan Khairuddin Wan Ali, Rizalman Mamat, Mohd Shaiful Azman. PRESTACIONES DEL NITRATO DE POTASIO PARA LA PROPULSION DE MOTORES DE COHETES. Facultad de Ingeniería Mecánica, Universidad Tecnológica de Malasia, 2004.
- 4) General purpose 5 or 10 Vdc output pressure sensors PX303, technical specifications, disponible en formato pdf en la dirección electrónica: www.omega.com/Pressure/pdf/PX303.pdf
- 5) Nasa space vehicle design criteria (NASA SP-8041), CAPTIVE-FIRED TESTING OF SOLID ROCKET MOTORS. 1971.
- 6) R.S. Fry, SOLID PROPELLANT SUBSCALE BURNING RATE ANALYSIS METHODS FOR U.S. AND SELECTED NATO FACILITIES. Chemical propulsion information agency. 2002.

- 7) Mohammad Nazri Mohd, Wan Khairuddin Wan Ali, Md Nizam Dahalan. DEVELOPMENT OF SOLID ROCKET PROPULSION SYSTEM AT UTM. Jurnal Mekanikal. Vol 18, pp 111-121, 2004.
- 8) Prahalad N. Tengli, C.S. Ramesh, K. Viswanathan and R. Saravanan. FRECUENCY ANALYSIS OF INSTABILITY OBSERVED IN A LARGE SEGMENTED SOLID ROCKET MOTOR. Indian J. Sci. Res. 3(1), pp 65-71, 2012.
- 9) George Sutton, Oscar Biblarz. ROCKET PROPULSION ELEMENTS. Séptima Edición, 2001. JOHN WILEY & SONS, INC.
- 10) Cullick F. COMBUSTION INSTABILITIES: MATING DANCE OF CHEMICAL, COMBUS-TION, AND COMBUSTOR DYNAMICS. AIAA-2000-3178. Propulsion Conference and Exhibit 16-19 July 2000.

AGRADECIMIENTOS

Al vicerrectorado Administrativo de la Universidad de Los Andes, al Profesor Manuel Aranguren y a todo el personal del Vicerrectorado Administrativo ULA.

Al Laboratorio de Instrumentación y Automatización científica de la facultad de Ciencias de la ULA.

Al CDCHTA ULA, por su ayuda a través del financiamiento parcial del presente trabajo, con el proyecto código FO-702-10-02-B.