

REACCIONES DE COMBUSTION CON PROPELENTES SÓLIDOS EN MOTORES DE COHETE EXPERIMENTALES

Marcelo Vargas Lucana, Emanuel A. Coronado Villca

Carrera de Física, Universidad Mayor de San Andrés, Campus Universitario, Calle Andrés Bello y Calle 27 Cota Cota, Edificio FCPN, 1° piso, La Paz- Bolivia.

Keywords: Propelling, solid fuel, rockets

ABSTRACT

Low price materials are used to prepare chemical propelling systems for experimental rockets. The structures were designed as for sea level flights compensating the high altitude of La Paz where experiments were run. Such correction was done by means of increasing the dimensions of the engines' internal chamber.

Corresponding author: marcelovargasluc@hotmail.com

RESUMEN

Se presenta una alternativa para realizar experimentos, utilizando propulsión química y material a bajo costo. La estructura fue diseñada para simular el vuelo a nivel del mar y compensar la presión atmosférica de La Paz. Este cambio se logró aumentando de tamaño la cámara interna en el motor

INTRODUCCION

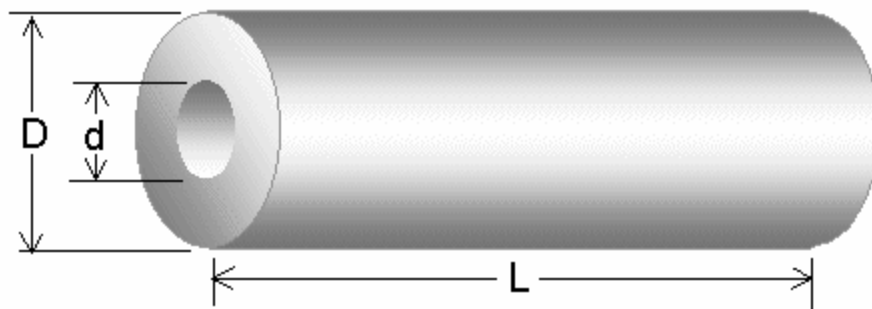
Varios procesos químicos y físicos ocurren en un motor cohete durante la combustión, comprender este proceso es lo suficientemente complejo. Estos procesos incluyen las reacciones químicas que ocurren durante la combustión, la forma en que se consume el propelente durante la combustión, el comportamiento del flujo de los gases de escape a medida que se forman en la superficie en combustión, como el flujo viaja a través de la cámara y sale a través de la tobera, la interacción entre los gases de escape y las partículas condensadas (humo).

SECCION EXPERIMENTAL, METODOLOGIA

Grano propelente

El grano propelente utilizado en los motores cohetes experimentales puede ser una composición simple, siendo la combinación de dos constituyentes principales: combustible y oxidante. Tal es el caso de los propelentes con bases de "azúcar". Los propelentes experimentales compuestos por otro lado, pueden tener una composición un poco más compleja y contener oxidantes de varios tipos, polímeros unificadores, y hasta metales como el aluminio o el magnesio.

Sin importar su composición, todos los propelentes son procesados en una forma geométrica similar, llamada grano propelente. Como regla, los granos propelentes son de forma cilíndrica para encajar perfectamente dentro del motor cohete con el fin de maximizar la eficiencia volumétrica. El grano puede consistir de un solo segmento cilíndrico (Figura 1), o puede consistir de varios segmentos. Generalmente, un núcleo central se extiende a través de todo el grano, para acrecentar el área de superficie del propelente expuesta a la combustión inicialmente. El núcleo puede tener una amplia variedad de formas como ser circular, estrella, cruz, hueso etc.



Es importante reconocer que el área de combustión de un grano propelente es un parámetro clave en determinar el rendimiento de un motor cohete. La función primaria de un grano propelente es producir los productos de la combustión a una relación de flujo prescrita definida por:

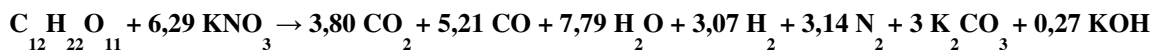
$$\dot{M} = A_b \rho_p r$$

Donde ρ_p es la densidad de la masa del propelente, A_b es el área de combustión, y r es la velocidad de quemado del propelente.

Combustion de propelente

Un motor cohete opera bajo el principio de convertir energía calórica, de las reacciones químicas, en energía cinética. En otras palabras, el calor liberado por la combustión del propelente provee la energía calórica, la alta velocidad de los productos de escape saliendo del motor ganan energía cinética. Por esto es que el escape experimenta un gran descenso de temperatura al fluir a través de la tobera, un requerimiento de la ley de la termodinámica llamada "conservación de la energía".

La combustión es simplemente una reacción química exotérmica. Para que este proceso comience se necesita una fuente de calor externa (ignitor) que provea la energía necesaria a un nivel umbral. Esta combustión está representada por una ecuación química. Por ejemplo, para un propelente 65% oxidante/35%combustible (KN/Sucrosa), la ecuación de la combustión está dada por (reactivos \rightarrow productos):



Con los compuestos simbolizados de esta manera:

Sucrosa	Sólido	$\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$
Nitrato de potasio	Sólido	KNO_3
Dióxido de carbono	Gas	CO_2
Monóxido de carbono	Gas	CO
Vapor	Gas	H_2O
Hidrogeno	Gas	H_2
Nitrógeno	Gas	N_2
Carbonato de Potasio	Líquido	K_2CO_3
Hidróxido de potasio	Líquido	KOH

Se forman pequeñas cantidades de otros compuestos, como KH , y CH_4 , pero pueden ser ignorados sin consecuencias.

La derivación de la ecuación de combustión completa es potencialmente el paso más complejo en el análisis de un motor cohete. El propelente es quemado, a una presión constante (asumida), y forma un conjunto de productos moleculares que se encuentran en equilibrio químico y termodinámico unos con otros. El primer paso es asumir que productos podrían ser producidos. Para propelentes que solo contengan carbono, oxígeno, hidrógeno y nitrógeno (C, O, H, N) existen (al menos) doce productos probables como ser: carbono, dióxido de carbono, monóxido de carbono, hidrógeno, vapor, oxígeno, nitrógeno, óxido nítrico así como productos disociados H, O, N y OH. Si el propelente contiene productos metálicos como potasio (K), sodio (Na), o aluminio (Al), o contiene cloro (Cl), resultara en productos de la combustión condensados (sólidos o líquidos), como el carbonato de potasio o equivalentes del sodio, óxido de aluminio o cloruro de potasio.

Teoría sobre toberas

La función primaria de una tobera es canalizar y acelerar los productos de la combustión producidos por el propelente de tal manera que maximice la velocidad del escape a la salida, a una velocidad supersónica. La tobera familiar de un cohete, conocida como convergente-divergente o Tobera de Laval, cumple con esta característica con una simple geometría. En otras palabras, lo hace variando el área seccionada transversalmente (o diámetro) de una manera exacta.

El análisis de la tobera de un cohete involucra el concepto de "Flujo de fluido compresible unidimensional constante de un gas ideal". Brevemente, esto significa que:

- El flujo del fluido (gases de escape + partículas condensadas) es constante y no cambia a lo largo del tiempo de combustión.
- El flujo unidimensional significa que la dirección del flujo es a lo largo de una línea recta. Para una tobera, se asume que el flujo se encuentra a lo largo del eje de simetría.
- El flujo es compresible. El concepto de fluido compresible es empleado generalmente para gases moviéndose a altas velocidades (generalmente supersónicas), en otro caso el concepto de flujo incompresible, es el utilizado para líquidos y gases moviéndose a velocidades inferiores a la del sonido. Un fluido compresible exhibe cambios significantes en densidad, un incompresible no lo hace.
- El concepto de gas ideal es una asunción simplificada, que nos permite usar una relación directa entre la presión, densidad y temperatura, que son propiedades que son particularmente importantes en el análisis del flujo a través de la tobera.

Las propiedades del fluido, como la velocidad, densidad, presión y temperatura, en un flujo de un fluido compresible, están afectadas por: Cambio del área seccionada transversalmente, fricción, pérdida de calor con los alrededores.

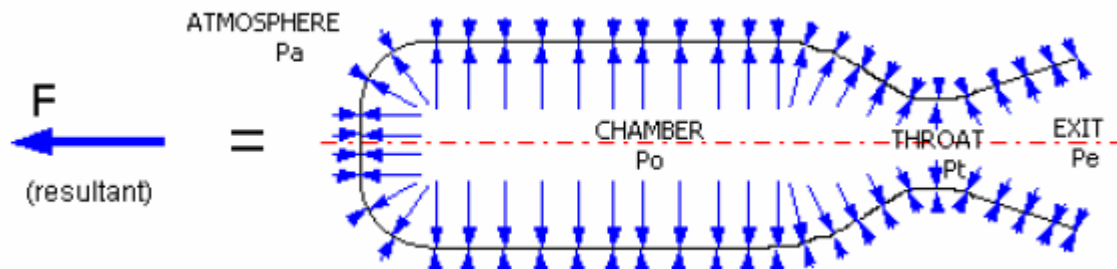
Empuje de un motor cohete

El empuje que genera un motor cohete es una clave fundamental en su rendimiento. Sin duda, este es el parámetro que mas debe tener en cuenta cualquier diseñador de motores cohete amateur. El empuje, que es la fuerza que el motor genera, es lo que propulsa al cohete hacia y mas allá del cielo.

El empuje es generado por la masa expelida (el escape) fluyendo a través de la tobera a una alta velocidad. La expresión para el empuje está dada por:

$$F = \int P \, dA = m \, V_e + (P_e - P_a) A_e$$

Donde el término de la izquierda en la ecuación representa la integral de las fuerzas de presión (resultante) actuando en la cámara y la tobera, proyectada en un plano normal al eje de simetría de la tobera, como se muestra en la siguiente figura 1.



La presión interna es más alta dentro de la cámara y decrece constantemente en la tobera hacia la salida. La presión externa (atmosférica) es uniforme sobre las superficies exteriores.

En el primer termino del lado derecho de la ecuación, m es la tasa de flujo de masa de los productos de escape y v_e es la velocidad de escape. El segundo término del lado derecho de la ecuación es el llamado empuje de presión, que es igual a cero para una tobera con una relación de expansión óptima ($P_e = P_a$), A_e es el área de salida de la tobera.

Considerando la continuidad (conservación de masa) en la garganta de la tobera, la ecuación de la fuerza puede ser reescrita como:

$$F = \rho^* A^* v^* V_e + (P_e - P_a)A_e$$

Esta expresión ahora puede ser modificada usando algunas de las ecuaciones que son:

- Relación de densidad de fluido (con $M=1$ en la garganta), ρ_0 / ρ

- Velocidad de flujo crítica (en garganta), v^*

- Velocidad de salida en tobera, v_e

- Ecuación de estado para un gas ideal, $P = \rho R T$

Entonces tenemos:

$$F = A^* P_0 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (P_e - P_a)A_e$$

Esta ecuación nos muestra que, si el termino de presión de empuje es cero, el empuje es directamente proporcional al área de garganta, A^* , y es casi directamente proporcional a la presión de cámara, P_0 .

Impulso total

Se necesita medir la salida total en términos de capacidad de propulsión. Lo esencial para esto es el impulso total del motor cohete, que incorpora el elemento esencial del tiempo, o la duración del empuje.

El impulso total es definido como la integral del empuje sobre la duración operativa del motor.

$$I_t = \int_0^{t_b} F dt$$

Y es representada por el área bajo la curva empuje-tiempo. Las unidades son las de fuerza multiplicadas por el tiempo, generalmente libras-segundo (lb-s) o Newton-segundo (N-s).

Presión de cámara

La presión de cámara que genera un motor cohete es de crucial importancia para la operación exitosa de un motor cohete. No solo la presión de cámara influencia fuertemente la tasa de combustión del propelente, la eficiencia

termodinámica y el empuje, sino que la presión de cámara carga estructuralmente las paredes del motor a un punto crítico.

Comprender la naturaleza de la generación de la presión de cámara y predecirla precisamente, es una de las claves para un satisfactorio diseño del motor cohete.

La presión generada es resultado de la combustión del propelente, por lo que los gases producidos intentan escapar a través de la tobera. Si la tobera es lo suficientemente pequeña, los gases no pueden escapar lo suficientemente rápido y la acumulación de gases en la cámara resulta en la presurización.

Teniendo el gráfico de la presión de cámara sobre la duración de operación de un motor cohete, puede verse que hay tres fases importantes de operación distintas. La curva de presión del motor cohete exhibe una conducta de estado constante y transitorio. Las fases transitorias son cuando la presión varía sustancialmente con el tiempo durante la ignición y fase de encendido, y completando (o casi completando) el consumo del propelente, cuando la presión cae al nivel ambiental. La variación de la presión de cámara durante la fase de combustión en estado constante está dada principalmente por la variación de la geometría del grano propelente (Área superficial de combustión) con su variación de tasa de combustión asociada. Otros factores que pueden jugar un rol, como ser, la erosión de la garganta de la tobera, y el aumento de la tasa de combustión erosiva.

RESULTADOS, DISCUSION

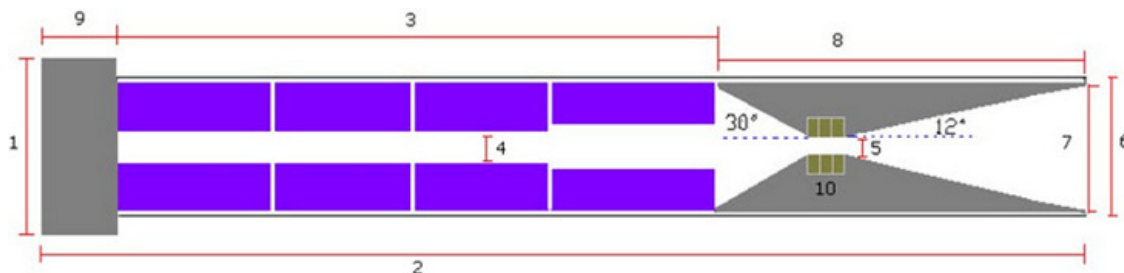
Diseño y funcionamiento de los motores Ae - 1a Y Ae - 1b

Como se menciona en la parte de la introducción, el propelente utilizado es: Sucrosa y Nitrato de Potasio. El propelente es moldeado, teniendo así cuatro granos de propelente como se muestra en la foto 1. Los granos de propelente son moldeados con un núcleo circular y a la vez revestidos con inhibidores.



Foto 1. Muestra los cuatro granos de propelente ya moldeados, los cuatro con un núcleo circular, tres con 1cm de núcleo y uno con 1.5cm de núcleo, además los granos de propelente tienen inhibidores.

Los granos de propelente son insertados dentro de un tubo PVC, juntamente con la tobera, la garganta de la tobera tiene un diámetro de 2cm debido a que este si el diámetro es muy pequeño habrá sobrepresurización y si este es muy grande los gases no obtendrán la suficiente velocidad para propulsar. Por último se sella con tapones en ambos extremos, uno de los tapones deberá tener una perforación para la salida de los gases, tal como se muestra en la foto2. El esquema 1, nos da una idea del motor-cohete.



Esquema 1. Se observa el diagrama del motor-cohete con los propelentes dentro del material PVC. 1) tapón hembra. 2) Largo del motor 53cm. 3) Largo del combustible 40cm. 4) Diámetro del núcleo del grano propelente 1cm. 5) diámetro de la garganta de la tobera. 6) diámetro externo del tubo 5.08cm aprox. 7) diámetro interno del tubo 5.04cm aprox. 8) largo de la tobera 10cm. 9) largo del tapón. 10) incrustaciones de acero.



Foto 2. Muestra el motor de cohete que contiene en su interior los cuatro granos de propelente y la tobera

Las características del motor-cohete son descritas en la tabla 1. Donde se observa las masas de los materiales y longitudes del motor **AE - 1A** y **AE - 1B**

Tabla 1. Muestra las características del motor **AE - 1A** y **AE - 1B**

DESCRIPCION DEL MOTOR AE -1A y AE - 1B	
Peso del motor (armado)	2120 gr.
Longitud del motor	53 cm,
Diámetro de garganta (tobera)	2 cm
Diámetro interno del tubo	5,08 cm,
Peso del combustible	1120 gr.
Segmentos	4 de 10 cm
Diámetro núcleo (propelente)	3 de 1cm y 1 de 1.5 cm
Longitud del combustible	40 cm.

Una vez elaborado el motor-cohete, se realizara el fuselaje, para realizar pruebas dinámicas de vuelo. Para la aerodinámica se utiliza el software SPACECAD., el cual nos permite hacer un diseño de nuestro personalizado de nuestro cohete (figura 1 y 2).

La aerodinámica en un cohete, es un factor sumamente importante, ya que nos permite maximizar el desempeño en vuelo, es decir, que con un diseño aerodinámico adecuado, podremos obtener un máximo de desempeño durante el vuelo del proyectil.

Entre otros factores estudiados sobre proyectiles subsónicos, previo a esto se estudio la forma ideal de los proyectiles y el comportamiento durante el transcurso de su vuelo. En nuestros experimentos, tomamos en cuenta varios diseños de proyectiles que se desplazan a velocidades subsónicas.

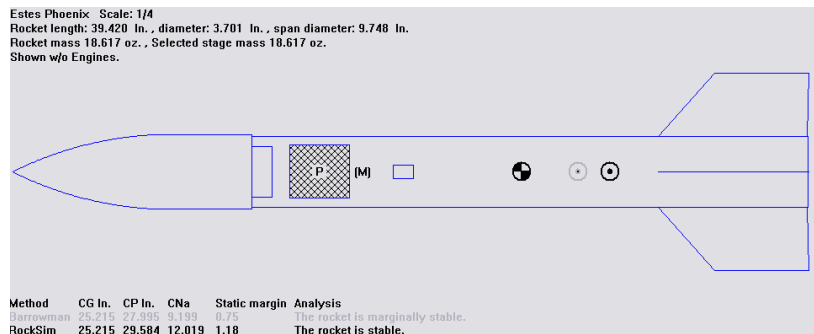


Figura 1. Nos muestra el centro de masa, centro de gravedad, el software también nos indica si el cohete será estable en el vuelo, etc. Para esto necesitamos las descripciones del motor que se pondrá en el fuselaje, masa de la ojiva, masa del tubo, largo del tubo, diámetro del tubo y masa de la carga útil.

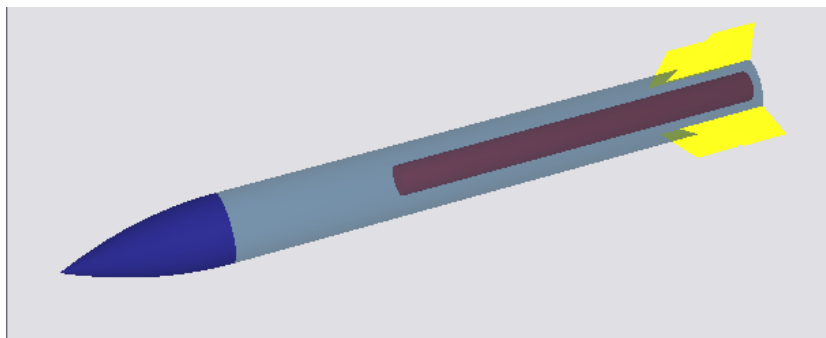


Figura 2. Nos muestra el cohete en 3D

Una vez que el motor AE-1A dentro del fuselaje se le puso el nombre de ASA-1A.

Funcionamiento

Prueba estatica motor-cohete (ae – 1a y ae – 1b)

Se realizaron dos pruebas estáticas de motor de cohete. La prueba estática del motor de cohete debe realizarse en un espacio alejado, la foto (3) muestra la combustión del motor AE-1A.

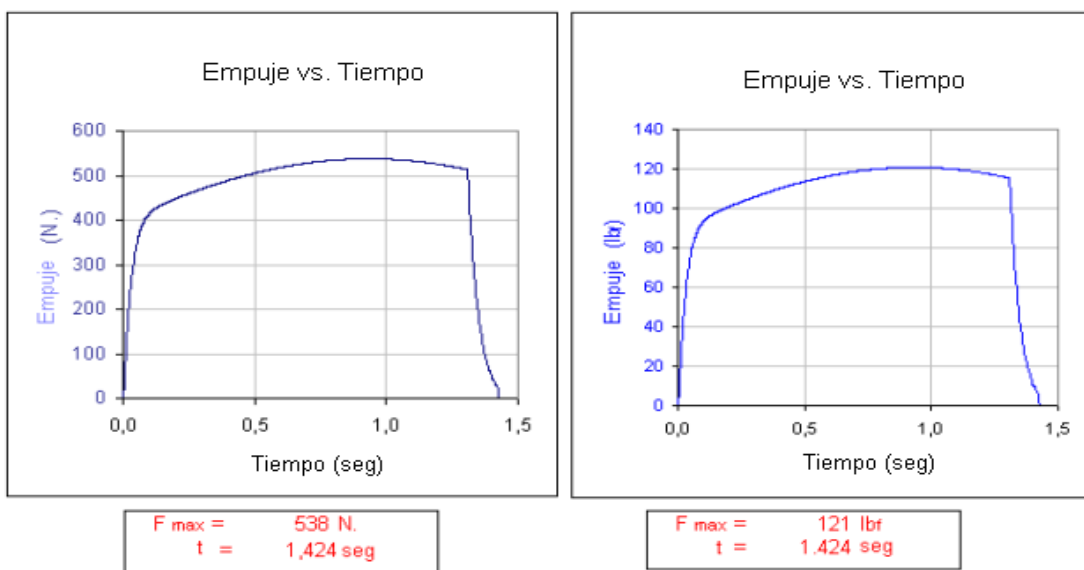
En las graficas 1 y 2 se muestran el funcionamiento ideal de los motores – cohete **AE – 1A** y **AE - 1B** que pueden diferir del funcionamiento real.

Los datos reales de los motores – cohete se los obtiene en las pruebas estáticas y se realiza una comparación con los datos ideales.

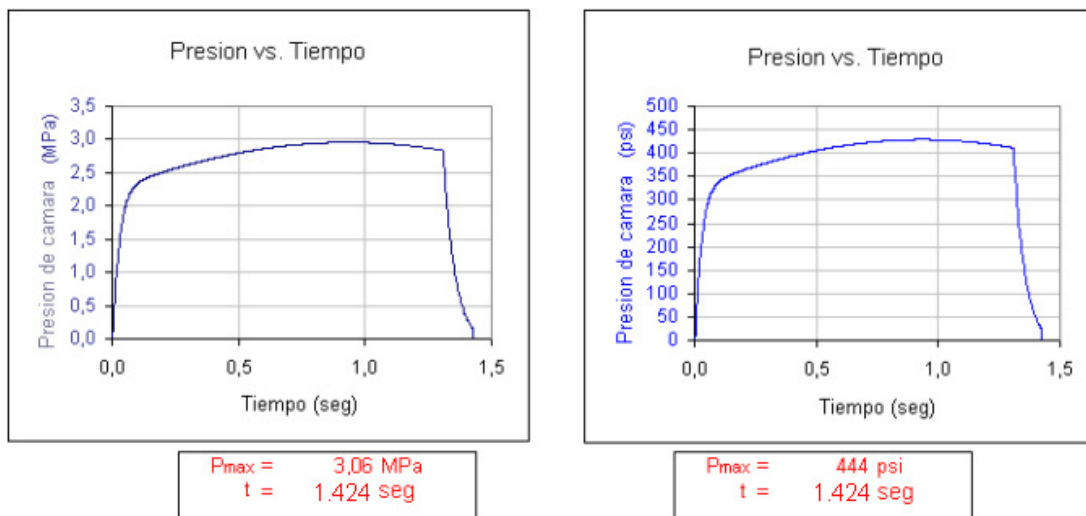
Los denominados datos ideales se obtienen con la ayuda de software o de cálculos previos. Para calcular el desempeño de nuestro motor, es decir, nos permite tener parámetros aproximados de desempeño que tendrá un motor-cohete y estos a su vez son tomados en cuenta, al momento de diseñar y probar un motor-cohete. Obviamente estos parámetros son considerados ideales, ya que el software no considera condiciones reales de ambiente (temperatura, presión atmosférica, densidad de aire, etc) en los que se realiza una prueba real.



Foto 3. Muestra la combustión del motor AE-1A, en una secuencia de fotografías. El funcionamiento exitoso del motor se dio por las modificaciones en el ultimo grano propelente y en el diámetro de la tobera ya mostrados en las características del motor.



Grafica 1. Muestra el empuje del motor en función del tiempo, esta grafica es el impulso del motor de cohete obtenido con la ayuda de software



Grafica 2. Muestra la presión en la cámara de combustión generada por el combustible obtenido con la ayuda de software

Prueba dinamica del cohete (asa-1a)

Cabe recalcar que este cohete contiene el motor AE-1A, es decir se le dio el nombre de ASA-1A al motor-cohete más el fuselaje.

Este párrafo presenta los detalles del vuelo de prueba *del cohete ASA – 1A*. El motor utilizado para propulsar el cohete ASA – 1A fue el motor-cohete de propelente sólido denominado AE-1A que fue probado con éxito.

Las metas de los distintos experimentos dinámicos que se realizaron con el cohete ASA – 1A comprendieron la verificación de los siguientes puntos:

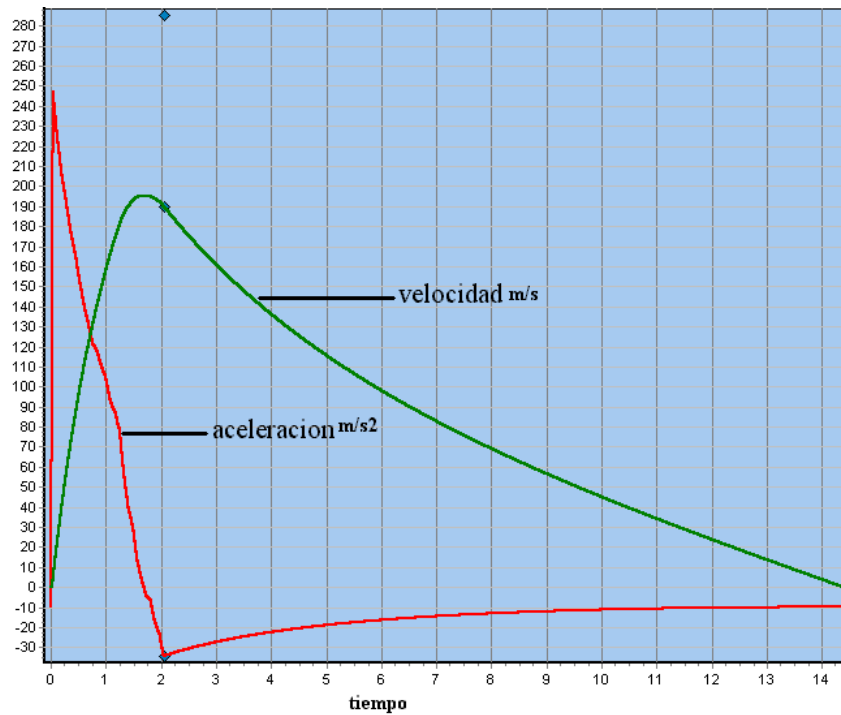
- Alcance horizontal máximo del cohete
- Prueba de estabilidad aerodinámica
- Velocidad máxima del proyectil



Foto 4. Muestra el cohete ASA-1A en la rampa de lanzamiento listo para la ignición.



Foto 8. Muestra una Secuencia fotográfica de vuelo del cohete ASA – 1A



Grafica 3. Muestra el desempeño del ASA – 1A en vuelo.

CONCLUSIONES

El producto se clasifica como no tóxico a una dosis de 5000 mg/kg, según la tabla de Williams publicada en el Manual de Técnicas de Investigación CYTED 1995 para productos naturales administrados por vía orogástrica a dosis única por vía oral en ratones Swiss albinos hembras, lo cual avala los resultados obtenidos.

REFERENCIAS

1. Morón FJ: Plantas medicinales y medicamentos herbarios. En: Morón FJ, Levy M. Farmacología general. La Habana : Editorial Ciencias Médicas; 2002.p. 195-205.
2. Morón, F, Villán J, Martínez M.J. REv. Cubana Med. Gen. 1991;7;276-84
3. Lock Sing, O.,R.,Diversidad Química del Género *Werneria*. Rev. Soc. Quim. Perú v. 72 n. 1Lima ene/mar. 2006
4. Cabrera, A.,L. Las Especies Argentinas del Género *Werneria* (Compositae, In: Notas del Museo de La Plata, Tomo XIII, botánica, N° 60, Instituto del museo de la Universidad Nacional de La Plata, república Argentina, 27de julio 1948. pp 49-61
5. Bonilla et al. Contribución al estudio químico biológico de la *Werneria dactylophylla*, rev. Soc. quim. Perú, 57,182-188,1991
6. OECD. Guideline no. 420 Acute oral toxicity – fixed Dose Procedure. Francia : Guideline for Testing of Chemicals, Inc.; 2007 (Actualizado 26 Jun 2007); citado 18 Nov 010) . Disponible en: <http://www.oecd.org>
7. OECD. Organization for Economic Cooperation and Development. Guidelines for testing of chemicals. Guideline no. 420: Acute oral toxicity class method, Paris; 2002; 5-6.
8. Repetto M. Toxicología Fundamental. Toxicología Experimental. Toxicidad Aguda. Tercera Edición. Editado por ENPSES-MERCIE GROUP, España; 2002; 295-298