



Dimensionamiento y Manufactura de Ignitor Pirotécnico para Motor de Propelente Líquido.

M.Sabatini, A.J. Patanela, J. Paladini

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900)
La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: matias.sabatini@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: PROPELENTE SÓLIDO, IGNITOR, MOTOR COHETE.

Resumen

A la hora de encender un motor cohete, es necesario suministrar la energía necesaria para iniciar la combustión del propelente, acción que es realizada por el ignitor. En el caso del motor actualmente en desarrollo en el Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), se utilizarán ignitores del tipo pirotécnico.

Un ignitor pirotécnico consiste en una pequeña carga de propelente sólido en una disposición similar a la utilizada en motores de ese tipo, con la diferencia de que no se utilizan toberas. Esto se debe a que el objetivo no es acelerar los gases de escape, sino que se busca utilizar la temperatura de la mezcla para encender el propelente líquido.

En este trabajo, se aborda el dimensionado de los ignitores pirotécnicos con el objetivo de encender los distintos motores en desarrollo por el CTA, desde 70Kgf hasta 2000Kgf. Se busca además desarrollar la metodología para confeccionarlos, con el objetivo de que estos puedan ser producidos dentro del laboratorio con buena repetibilidad en su funcionamiento. Para esto, se utilizarán métodos de cálculo teórico y numéricos en conjunto con ensayos de laboratorio.

Como propelente sólido, se seleccionó, en primera instancia, una combinación de Dextrosa y Nitrato de Potasio, conocido en el ámbito de la coherería amateur como “Candy”. La elección se debe al fácil acceso a la información sobre este propelente, que cuenta con múltiples ensayos publicados, lo cual ahorra una gran cantidad de tiempo en el estudio de sus propiedades.

Referencias:

- [1] Nakka, R. (1998), Investigation of Dextrose Monohydrate with regard to consideration as a possible Solid Rocket Propellant Fuel and Binder.
- [2] Nakka, R. (1999), Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate – Dextrose and Potassium Nitrate – Sorbitol Rocket Propellants.
- [3] Douglas, H. W. (1972). Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics.
- [4] Huang, K. H. (1967). Design of Liquid Propellant Rocket Engines.
- [5] Sabatini, S. G., Paladini, J. L., Patanella, A. J. (1999), “Ensayo y diseño de ignitor de motor cohete de propelente líquido basado en propelentes sólidos”, XII Congreso Argentino de Tecnología Espacial.