

POSICIONAMIENTO DE NANO-SATÉLITES METEOROLÓGICOS EN ÓRBITA BAJA UTILIZANDO COHETES SONDA ULA

PARCO MARÍA ALEJANDRA^{1,2}, VICENTE MARCANO^{1,2*}, LEONARDO LACRUZ^{1,2},
JOHN FERREIRA¹, CARLOS LA ROSA^{1,2}, ANDREW LANDAETA¹, ENRRIQUE
PARADA¹, JULIO CESAR BARRETO³, JUAN JOSÉ ROJAS³, CARMEN USTÁRIZ³,
HELIANA HERRERA³, JOSÉ MONCADA³, JULIO EMERIO CÁRDENAS⁴

*Autor de correspondencia <marcvin@ula.ve>

¹ Comisión Rectoral para el Programa de Ciencias Espaciales, Edif. CIAE-TELMAG,
La Hechicera Universidad de Los Andes, Mérida 5101, Venezuela.

² Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio, Vicerrectorado Académico,
Universidad de Los Andes.

³ Centro de Investigaciones y Desarrollo Aeronáutico – Aviación Militar Bolivariana.
Base Aérea Mariscal Sucre, Maracay, Venezuela.

⁴ Instituto Nacional de Investigación Científica de la Fuerza Armada Nacional. Base
Aérea Generalísimo Francisco de Miranda, Caracas, Venezuela.

RESUMEN

Un nano-satélite es un satélite artificial miniaturizado con una masa total comprendida entre 1 y 10 kg, el cual es posicionado en órbita por medio de *cohetes* de una o más etapas de *combustible sólido* o combustible líquido. El Proyecto Cohete Sonda ULA, incluye el diseño y construcción de cohetes tipo sonda, de combustible sólido, los cuales pueden ser utilizados para múltiples propósitos de interés científico. Cada lanzamiento de estos cohetes sonda ha contribuido con la realización del objetivo final del Proyecto, el cual es el de posicionar en órbita baja (alturas comprendidas entre 150 y 200 Km sobre la superficie terrestre) un nano-satélite capaz de registrar y almacenar datos meteorológicos, y hacer reconocimiento geográfico por medio de cámaras digitales. Para ello es imprescindible contar con un cohete cuyo sistema de propulsión le permita

alcanzar dichas alturas. En este sentido, se proponen dos diseños preliminares de cohetes sonda ULA.

Palabras claves: Nanosatélite, combustible sólido, cohetes sonda.

INJECTION IN LOW EARTH ORBIT OF METEOROLOGICAL NANOSATELLITES BY SOUNDING ROCKET ULA

ABSTRACT

A nanosatellite is a very small artificial satellite having a total mass of 1-10 kg which is placed in terrestrial orbit by using liquid or solid propellant rockets. The Sounding Rocket ULA Project includes both design and construction of solid propellant rockets type-sounding which would be utilized for several purposes of scientific interest. During the recent history of the Sounding Rocket ULA Project, the launching have contributed with data and information required for the aim of the project which is placed in the low earth orbit (LEO, between 150-200 km of altitude) a nanosatellites able to record and storage meteorological data and carry out geographical exploration by digital camera. Two preliminary designs of Sounding Rocket ULA are proposal in this paper.

Key words: Nanosatellites, solid propellant, sounding rocket.

1. INTRODUCCION

Las Agencias de Investigación y Desarrollo Espacial, particularmente de Europa y Estados Unidos, coinciden con señalar la necesidad de adecuar los diseños de cohetes empleados para el posicionamiento de satélites e investigaciones de la atmósfera alta. Esta necesidad se fundamenta en el avance de la nanotecnología, la cual ha conducido a la fabricación de nanosatélites de masa promedio de 1 kilogramo, con una eficiencia y aplicaciones mayores que aquellas apreciadas en micro- o mini-satélites de una masa > 25 kg.

La fabricación de cohetes pequeños para el posicionamiento de nanosatélites es el tema principal en la discusión de los nuevos diseños, lo cual resulta más económico y seguro en el manejo tecnológico.

Por otra parte, otro problema serio constituye el uso de combustibles de alto impulso específico para alcanzar alturas superiores a los 100 km. Con la utilización de grandes vectores para el posicionamiento de satélites de peso > 1 tonelada, es necesario la utilización de grandes masas de combustible sólido, la mayoría basadas en perclorato de amonio. Particularmente el empleo de perclorato de amonio ha generado un impacto ambiental significativo, apreciado tanto en ríos, mares y aguas de consumo como en el daño que ocasiona al ozono ionosférico (Urbansky, 2002). El perclorato es de gran toxicidad y ofrece daños irreparables a las células tiroideas, ocasionando además alteraciones hormonales y morfológicas en órganos reproductivos femeninos. Los productos de descomposición tales como cloróxidos y halogenóxidos, destruyen las moléculas de ozono, aparte de ocasionar afecciones en las vías respiratorias, ojos y otros tejidos (Lamm *et al.*, 1999).

Recientemente, varios autores han mostrado las ventajas que comporta el uso de peróxido de hidrógeno y parafina para la fabricación de motores híbridos con el fin de posicionar nanosatélites en la órbita baja terrestre (de Souza y Vieira, 2008), en los cuales los productos de descomposición son básicamente agua y dióxido de carbono.

En este artículo se revisa brevemente las ventajas del uso de los motores híbridos respecto al uso de motores en base a perclorato de amonio para el posicionamiento de nanosatélites en el marco del proyecto universitario cohete sonda ULA.

1.1. Aspectos generales de los nanosatélites:

Un nano-satélite es un satélite artificial miniaturizado con una masa total comprendida entre 1 y 10 kg, el cual es posicionado en órbita por medio de *cohetes* de una o más etapas de *combustible sólido* o combustible líquido. Dentro de estos tipos de satélites se encuentra el CuboSat, el cual consiste en un satélite de dimensiones 10x10x10 cm y una masa no superior a 1,33 kg. Aunque su aplicación inicialmente fue

de carácter universitario, hoy en día se emplea con propósitos científicos y tiene uso militar por parte de agencias de inteligencia.

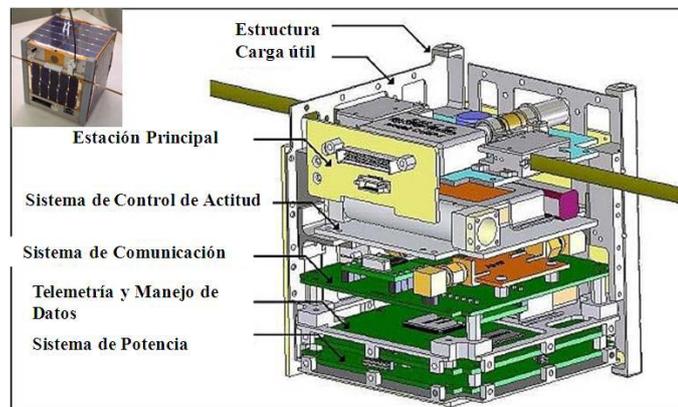


Figura 1. Diagrama esquemático de un CuboSat 1U.

1.2. Proyecto Cohete Sonda ULA:

El Proyecto Cohete Sonda ULA, incluye el diseño y construcción de cohetes tipo sonda, de combustible sólido, los cuales pueden ser utilizados para múltiples propósitos de interés científico, en los que se cuenta: biometereología, fotobiología atmosférica, aerobiología epidemiológica, neurofisiología aeroespacial, monitoreo de contaminación ambiental, mejoramiento de las telecomunicaciones y, a mediano y largo plazo, la colocación en posiciones suborbitales de nano-satélites.

Hasta la fecha, se han realizado cuatro pruebas de rendimiento aerodinámico: En Diciembre de 2006 se realizó la primera. A mediados del mes de Abril de 2007 se realizó la segunda, siendo lanzados en la Base Aeroespacial Capitán “Manuel Ríos” en el estado Guárico, dos cohetes tipo Serie ULA-1, dónde el cohete ULA-1A describió una trayectoria parabólica perfecta y alcanzó una altura promedio de 2 km. En Febrero de 2008 se llevó a cabo la tercera prueba; se lanzaron tres cohetes (dos de la Serie ULA-1 y uno de la Serie ULA-2) en el Centro de Adiestramiento Militar General “José Laurencio Silva”, alcanzando alturas máximas de aproximadamente 8 km. El cuarto lanzamiento de los cohetes sonda ULA-1 y ULA-2 se llevó a cabo el 26 de Noviembre de 2011 en el Centro de Adiestramiento Militar General "José Laurencio Silva", ubicado en El Pao, estado Cojedes. Los cohetes ULA-1, transportaban carga útil. El primero portaba una serie de sensores capaces de medir, durante su descenso, altura, presión y

temperatura atmosférica, porcentaje de vapor de agua, porcentaje de dióxido de carbono y humedad relativa. Asimismo, se realizaron mediciones de temperatura en la capa límite que se forma en la nariz del cohete durante el ascenso; datos sumamente importantes para el futuro diseño de los cohetes sonda ULA. La carga útil del Huyá consistía en una mezcla pirógena con la que se pretendía hacer experimentaciones de inducción de lluvia. El cohete supersónico sonda ULA-2 denominado Bicentenario, portaba sensores de presión diferencial y alcanzó la estratósfera a una altura aproximada de 20 Km (Marcano *et al.*, 2009; Parco *et al.*, 2012) (Figura 1).

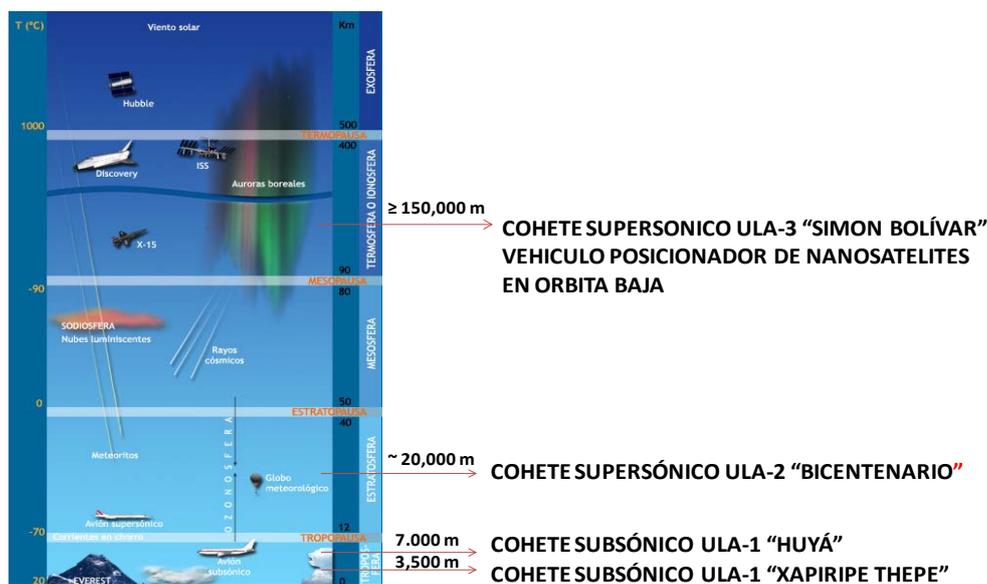


Figura 1. Distribución altitudinal de los Cohetes Sonda ULA

Cada lanzamiento de estos cohetes sonda ha contribuido con la realización del objetivo final del Proyecto Cohete Sonda ULA de combustible sólido, el cual es el de posicionar en órbita baja (alturas comprendidas entre 150 y 200 km sobre la superficie terrestre) un nano-satélite capaz de registrar y almacenar datos meteorológicos, y hacer reconocimiento geográfico por medio de cámaras digitales. Para ello es imprescindible contar con un cohete cuyo sistema de propulsión le permita alcanzar dichas alturas. En este sentido, se manejan dos diseños preliminares de cohete sonda ULA (Figura 3).

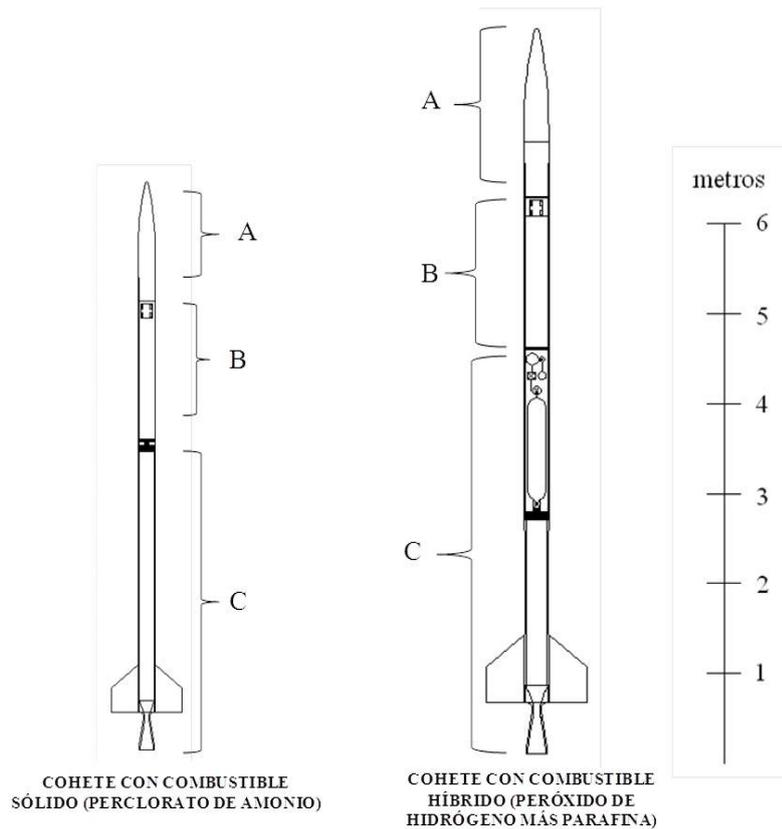


Figura 3. Representación esquemática comparativa de dos modelos de cohetes de diferente tipo de combustible. A= Nariz, B = Carga Útil, C = Motor.

MODELOS DE COHETES SONDA

A) Modelo de cohete sonda con combustible sólido en base a perclorato de amonio:

Uno de los reactivos oxidantes de mayor uso en la preparación de combustible sólido es el perclorato de amonio, debido a su alta formación de Δ calor (Ht), disponibilidad de oxígeno (34%), gravedad específica (1,73), estabilidad térmica, compatibilidad con aditivos y resinas endurecedoras y alto impulso específico (I_e 200-250 s) (Hendel, 1965, Cai *et al.*, 2008). Sin embargo, debido a su carácter altamente tóxico y a los productos de la combustión que incluyen cloróxidos los cuales son perjudiciales a la capa de ozono, se considera su uso inconveniente ante las actuales normativas y leyes de la República Bolivariana de Venezuela.

Otra desventaja constituye la disponibilidad y los altos costos del reactivo y los altos riesgos que implica tanto el proceso de síntesis como el almacenaje del mismo.

B) Modelo de cohete sonda con combustible híbrido en base a peróxido de hidrógeno y parafina:

La tecnología de cohetes híbridos se conoce desde el siglo pasado y se considera muy atractiva ante los combustibles en base a perclorato de amonio debido a su baja toxicidad, características de baja contaminación ambiental, requerimientos de manejo y almacenamiento seguros y bajo costos en las operaciones. Los sistemas de propulsión híbridos emplean dos fases: oxidante líquido y combustible sólido. La principal desventaja de este propelente ha sido los relativamente bajos niveles de empuje y la alta sensibilidad y detonación ante concentraciones iguales o superiores al 84% en agua, comparadas con la misma fuerza que el TNT a iguales cantidades (Williams *et al.*, 2004). Sin embargo, algunos autores han logrado impulsos específicos superiores a los aportados por aquellos elaborados en base a perclorato de amonio (e.g. *Ie* 250-320 s), empleando parafina con 10% de aluminio y peróxido de hidrogeno al 98% (de Souza y Vieira, 2010).

La Tabla 1 resume de manera comparativa las características más importantes de los propelentes híbridos y los elaborados en base a perclorato de amonio.

TABLA 1.

Tabla comparativa de vectores empleados para el posicionamiento de nanosatélites en órbita baja presentando diferente tipo de combustible.

COHETE CON COMBUSTIBLE SÓLIDO (PERCLORATO DE AMONIO)	COHETE CON COMBUSTIBLE HÍBRIDO (PERÓXIDO DE HIDRÓGENO MÁS PARAFINA)
1) Impulso específico: 200 seg <math>< I_c < 250 \text{ seg}^a</math>	1) Impulso Específico: 260 seg <math>< I_c < 320 \text{ seg}^b</math>
2) Sistema de propulsión ocupa menor volumen con respecto al fuselaje del cohete.	2) Sistema de propulsión ocupa mayor volumen con respecto al fuselaje del cohete.
3) Menor envergadura del fuselaje	3) Mayor envergadura del fuselaje
4) Menor costo en la fabricación del fuselaje y del motor	4) Mayor costo en la construcción del fuselaje y del motor
5) Toxicidad: Cancerígeno y afecta las glándulas tiroideas	5) Toxicidad: Baja toxicidad y no reviste mayor peligro al contacto
6) De manejo delicado durante su procesamiento debido al alto riesgo de contaminación y toxicidad.	6) De fácil manejo para concentraciones de peróxido de hidrógeno (H_2O_2) menores al 82% ^b
7) La materia prima requiere un almacenamiento en espacios controlados con los más altos niveles de seguridad. El producto final es muy estable, por lo tanto el nivel de seguridad no es extremo.	7) El combustible como producto final debe ser almacenado en un ambiente con alto nivel de seguridad. No debe ser sometido a impactos.
8) Ambiente: Los gases productos de la combustión son principalmente cloróxidos, los cuales destruyen las moléculas de ozono.	8) Ambiente: Es un combustible verde. Los gases productos de la combustión son agua y dióxido de carbono.
9) Disponibilidad: Materia prima de fabricación extranjera.	9) Disponibilidad: Materia prima de fabricación nacional.

^a NASA SPM-8064, 1971. P. 1-130

^b de Souza Costa y Vieira, J. of the Braz. Soc. of Mech. Sci. & Eng. 32, 502-509

Para garantizar la protección del satélite en el despegue, su expulsión del compartimiento de carga y su correcto despliegue en la órbita determinada se debe contar con la tecnología necesaria. Es por ello que se debe llevar a cabo una serie de experimentos previos a diferentes alturas con modelos del satélite. En la actualidad se cuenta con el respaldo del Vicerrectorado Administrativo de la ULA, el MPPCYT y FONACYT para ejecutar un proyecto cuyo propósito es construir un vector que facilite el posicionamiento de satélites en órbita baja a partir de la instalación de una fábrica en Borburata, estado Carabobo, para la construcción de nano-satélites.

AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan su agradecimiento al FONACIT y a la Aviación Militar Bolivariana. De igual manera, al Profesor Manuel Aranguren, Vicerrector Administrativo de la Universidad de Los Andes y a todo el personal que labora en dicha dependencia y a todo el personal del Centro de Investigación y Desarrollo Aeroespacial de la Aviación Militar Bolivariana por su apoyo durante las pruebas de rendimiento aerodinámico y de propulsión de los cohetes sonda ULA.

REFERENCIAS

NASA SP-8064, 1971. Solid propellant selection and characterization P. 1-130

MARCANO V., BENÍTEZ P., LA ROSA, C., LACRUZ, L., PARCO, M. A., FERREIRA, J., SERRA, V. A., PEÑALOZA, M., RODRÍGUEZ, L., CÁRDENAS, J. E., MINITTI, V., ROJAS, J. J., 2009. PROGRESOS ALCANZADOS EN EL PROYECTO UNIVERSITARIO COHETE SONDA ULA. Revista Universidad, Ciencia y Tecnología. 13: 305-316.

DE SOUZA COSTA, F. Y VIEIRA, R. 2010. Preliminary analysis of hybrid rockets for launching nanosats into LEO. J. of the Braz. Soc. of Mech. Sci. & Eng., 32: 502-509.

LAMM, S. H.; BRAVERMAN, L. E.; LI, F. X.; RICHMAN, K. PINO, S. HOWEARTH, G., 1999. Thyroid Health Status of Ammonium Perchlorate

Workers: A Cross-Sectional Occupational Health Study. *Journal of Occupational & Environmental Medicine*: 4: 48-260

PARCO, M., MARCANO V., LACRUZ, L., FERREIRA, J., LA ROSA, C., LANDAETA, A., PARADA, E., BARRETO, J. C., ROJAS, J. J., USTÁRIZ, C., HERRERA, H., MONCADA, M., CÁRDENAS: J. E., 2012. Logros alcanzados en el proyecto universitario Cohete Sonda: Cuarta Prueba de Rendimiento Aerodinámico y propulsión. *Memorias del Primer Congreso Nacional de Meteorología* (En imprenta).

URBANSKY E. T., 2002. Perchlorate as an Environmental Contaminant. *Environ. Sci. & Pollut. Res.* 9: 187-192.

WILLIAMS, G., MACKLIN, F., SARIGUL-KLIJN, M., SARIGUL-KLIJN, N., BENSON, J., 2004. Almost there: Responsive space. Paper number RS2-2004-A024, Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, USA.