



# DISEÑO CONCEPTUAL DE UN COHETE SONDA PARA TOMA DE DATOS ATMOSFÉRICOS

## DESIGN OF A SYSTEM OF SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR SYSTEM TO TAKE ATMOSPHERICAL DATA

### JHONATHAN O. MURCIA PIÑEROS.

Ingeniero Aeronáutico.

Ms(c). Ciencias-Astronomía.

Docente Fundación Universitaria los  
Libertadores.

Co-investigador Grupo de Investigacio-  
nes en Ciencias Aeroespaciales GICA.

Email: jomurciap@libertadores.edu.co

### SERGIO N. PACHÓN LAITON

Ingeniero Aeronáutico.

Fundación Universitaria los Libertado-  
res.

Joven investigador Grupo de Investi-  
gaciones en Ciencias Aeroespaciales  
GICA.

Email: snpachonl@libertadores.edu.co

Fecha de recepción: 14 de abril de 2012

Fecha de aprobación: 7 de junio de 2012

### ABSTRACT

This paper presents the design of a system of solid propellant rocket motors to reduce the takeoff distance and speed during take-off of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) developed in the Research Group on Aerospace Sciences (GICA) in the program of aeronautical engineering at the Los Libertadores University. According to the parameters of conceptual and preliminary design of the aircraft, choose the type of propellant to drive the rocket motors, nozzle sizing and generate propulsive thrust needed for takeoff, taking into account the low accelerations must support the vehicle, available to its structural components, systems and subsystems.

### Key words

Sounding rocket, nozzle, rocket motor, solid propellant, flight path.



Imagen tomada de <http://nuestrocoledelcastillo.blogspot.com/2011/09/la-capa-de-ozono.html>

## RESUMEN

El presente artículo plantea el diseño conceptual de un vehículo tipo cohete sonda para la toma de datos de la atmosfera Colombiana a nivel estratosférico y realización de experimentos en áreas de estructuras aeroespaciales, biológicas, entre otras. disminuir la distancia de despegue y aumentar la velocidad durante el descolaje, de un Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT) desarrollado en el Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales (GICA) del programa de ingeniería aeronáutica en la Fundación Universitaria los Libertadores. De acuerdo a los parámetros de diseño conceptual y preliminar de la aeronave, se elige el tipo de propelente para impulsar los motores cohetes, dimensionar el ducto propulsivo y generar la fuerza de empuje necesaria para el despegue, teniendo en cuenta las bajas aceleraciones que debe soportar el vehículo, por disposición de sus componentes estructurales, sistemas y subsistemas.

### Palabras clave

Cohete sonda, motor cohete, tobera, propelente sólido, trayectoria de vuelo.

## INTRODUCCIÓN

Uno de los proyectos actuales del Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales GICA de la Fundación Universitaria Los Libertadores es el diseño conceptual, preliminar y lanzamiento de un cohete sonda para toma de datos en la atmosfera Colombiana. implementarse en misiones de reconocimiento. Esta aeronave lleva consigo un motor eléctrico que genera la fuerza de empuje necesaria para las maniobras básicas de vuelo, pero durante el despegue la longitud de pista requerida a una altitud de Bogotá es de 30m producto del empuje generado por la hélice. Para disminuir la distancia al despegue y que la aeronave pueda efectuar operaciones en pistas cortas, se propone la implementación de motores

cohetes químicos que generen la fuerza de empuje y aceleraciones necesarias durante la fase del descolaje para disminuir la longitud de pista requerida a una distancia inferior de 4m.

## ANTECEDENTES

Desde hace más de 60 años la historia de la humanidad dio un giro trascendental al dar comienzo a la denominada carrera espacial. Durante el periodo comprendido entre los años 1957 y 1975 grandes potencias como Estados Unidos y la ex Unión Soviética desarrollaron vehículos capaces de atravesar la atmósfera y llevar al hombre más allá de la frontera de la misma; los cohetes espaciales. La tecnología utilizada durante esta época deja un aporte fundamental en el desarrollo científico y social a nivel mundial, generando una integración entre países desarrollados para el fortalecimiento de la investigación y exploración del espacio exterior (Mattos, 2009).

Colombia, debido a sus problemas sociales y económicos, no le ha dado la importancia necesaria a la exploración espacial. Son pocas las personas e instituciones que se atreven a incursionar en este campo, por falta de recursos destinados a este tipo de investigaciones, la escasez de personal idóneo y a la difícil situación de orden público.

Un primer paso en el desarrollo espacial del país en el área de vehículos lanzadores de satélite es el cohete sonda, el cual es un pequeño cohete que lleva en su carga útil instrumentos para la toma de datos de la atmosfera terrestre, experimentación aerodinámica, estructural. Su vuelo es descrito mediante una trayectoria parabólica de manera suborbital, es decir no tiene la suficiente energía para entrar en órbita alrededor de la Tierra. Representan una forma económica de realizar investigaciones en el campo aeroespacial, recuperando el vehículo y la carga útil para posteriores lanzamientos.

La Fundación Universitaria Los Libertadores cuenta con trabajos de grado el área de diseño conceptual y

preliminar de un cohete portador de dos etapas para el transporte de carga útil desde la superficie de la Tierra a orbitas bajas, avances de diseños de motores cohetes sólidos y estudios del comportamiento dinámico y diseño de motores cohete iónicos para aplicaciones espaciales en maniobras de control y guía de satélites (Calderón & Murcia 2009; Escorcia, 2011; Robledo 2011).

## MISIÓN

El parámetro fundamental de diseño del cohete es la misión que va a realizar en vuelo. Para el análisis de la misión se recurre a las líneas bases (cohetes históricos que cumplen misiones similares y tienen similitudes en sus sistemas y subsistemas) determinando como parámetro discriminatorio el hecho de que el cohete debe ser de una etapa, de propelentes sólidos y sin control, debido a que tecnológicamente son asequibles al desarrollo de la academia e industria nacional. Se recopila información de más de 91 cohetes a nivel mundial desde los años 50s hasta la fecha que cumplen con estos requerimientos. Entre estos cohetes se destacan los cohetes sonda de Estados Unidos *Arcas*, *Astrobee* y *Loki*. Estos cohetes tienen diámetros inferiores a las 4.5" y longitudes que no superan los 3 m, alcanzando apogeos (máxima distancia vertical recorrida) del orden de los 100km como en el caso del *Loki* (Humble, Henry & Larson 1995).

Entre otros requerimientos de la misión se determina:

- El cohete debe ser recuperable y reutilizable.
- Su máxima capacidad de carga útil es de 2 kg.
- Transportar computadoras para la toma de datos de vuelo del cohete.
- Transportar una computadora que toma datos de la presión, temperatura y humedad de la atmosfera.

Establecidos los criterios de la misión y las líneas bases, se procede a diseñar y seleccionar los componentes del cohete.

## MASAS Y EMPUJE

Tsiolkovski definió que los cohetes adquieren la energía necesaria para su movimiento a partir de un sistema de motores cohete, los cuales permiten el desarrollo de grandes velocidades con la transformación de la energía química de sus propelentes en energía cinética de gases de escape mediante el direccionamiento en un ducto propulsivo (tobera). La expulsión de una cantidad significativa de masa en poco tiempo (flujo másico) es lo que hace posible que los cohetes generen altas velocidades, acompañadas de fuerzas de empuje, pero limitados a causa del poco tiempo que dura la combustión (Humble, Henry & Larson 1995). La ecuación que relaciona la masa y velocidad del sistema con su cantidad de movimiento lineal es:

$$P = mV \quad (1)$$

De acuerdo con lo anterior, la fuerza de empuje en motor cohete depende de la velocidad con la cual son expulsados los gases de escape y la cantidad de masa expulsada, que se obtiene con la integración de la ecuación (1). Integrando la fuerza de empuje en función del tiempo se encuentra que el cambio de velocidad ( $\Delta V$ ) del cohete depende de la velocidad de salida de los gases en la tobera ( $V_e$ ) y la relación de masa final con la inicial ( $M_f$ ):

$$\Delta V = -V_e \cdot \ln \left( \frac{M_f}{M_i} \right) \quad (2)$$

Implementado la ecuación (2) y analizando estadísticamente el comportamiento de las líneas bases como el cohete sonda Estado Unidense *Loki* se observa que la relación de masas  $R = \left( \frac{M_i}{M_f} \right)$  es del orden de 2.8 (Sutton & Biblarz 2010). Este parámetro es implementado en el cohete Sonda de los Libertadores teniendo en cuenta la distribución de masas de los sistemas y subsistemas del mismo, donde la masa inicial del cohete depende de la masa final más la masa del propelente ( $M_{prop}$ ):

$$(\Delta V) \quad (3)$$

La masa final del cohete es igual a la suma de la masa de la carga paga, en este caso del experimento de 2 kg, mas la masa de la estructura del cohete. Nuevamente en este ítem se recurre a las líneas Bases, donde se obtiene que la masa final del cohete sea de 7 kg. Aplicando la relación de masas se obtiene que la masa inicial sea de 20 kg, donde de la ecuación (3) se encuentra que la masa total de propelente es de 13 kg.

El sistema encargado de generar la propulsión y la fuerza de empuje necesaria para el vuelo del cohete sonda es el sistema motor cohete, que para este caso es de propelentes químicos en estado sólido, debido a la experiencia de los integrantes del grupo durante más de seis años con este tipo de propelentes. A partir de la masa inicial se determina la fuerza de empuje necesaria para el vuelo del cohete, la cual como mínimo debe ser de 1.2 veces la masa del cohete en ascenso vertical desde la superficie de la Tierra (Humble, Henry & Larson 1995), pero en el caso de los cohetes sonda este valor oscila entre 10 a 100 veces la masa inicial. Debido a que el vehículo transporta computadoras de vuelo, instrumentos electrónicos para la toma de datos y muy posiblemente cargas biológicas, se estima este valor máximo del orden de 30.

$$\frac{T}{W} \approx 30 \quad (4)$$

La relación empuje ( $T$ ) peso ( $W$ ) es proporcional a la relación de aceleración ( $a$ ) versus gravedad local ( $g_0$ ), nos indica el número de gravedades o fuerzas  $G$ 's que debe soportar el cohete durante el ascenso, dato fundamental para la estructura la cual debe soportar dichas aceleraciones sin sufrir daño alguno. Para este caso la fuerza de empuje al momento del despegue es del orden de 5800 N.

De la derivada de la ecuación (1) se encuentra que la fuerza de empuje por cantidad de movimiento lineal es determinada por el flujo másico ( $\dot{m}$ ) del sistema motor y la velocidad de los gases en la tobera.

$$T = \dot{m}V_e \quad (5)$$

El flujo másico es la cantidad de propelente que consume el sistema en función del tiempo de combustión ( $T_b$ ) o en otras palabras el tiempo que dura el motor encendido  $\dot{m} = M_{prop}/t_b$ . La velocidad de los gases de escape es proporcional a un parámetro de rendimiento termoquímico del propelente sólido, que se conoce como el impulso específico ( $I_{sp}$ ) y viene en unidades de segundos. Este parámetro depende de la temperatura de combustión y otras propiedades termodinámicas de los gases de combustión (Sutton & Biblarz 2010).

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0\dot{m}} = \frac{V_e}{g_0} \quad (6)$$

El propelente sólido es a base de caña de azúcar, este propelente presenta una ventaja frente a otro tipo de propelentes sólidos y es que los gases de combustión son menos contaminantes, pero esto se ve perjudicado en los valores del impulso específico, obteniendo como máximo valor de 136.5 s, de esta manera de la ecuación (6) se halla que la velocidad máxima de los gases de escape es de 1340 m/s, teniendo un tiempo de quemado del propelente sólido de 3 s, con un flujo másico constante de 4.3 kg/s. Reemplazando estos valores en la ecuación (2) se encuentra que la máxima velocidad ideal que puede alcanzar el cohete es del orden de 1400 m/s.

El propelente sólido tiene una densidad de 1.9 gr/cm<sup>3</sup>, si este se encontrará contenido en una estructura cilíndrica con diámetro de 3" y con una masa de 13 kg, se determina que la longitud que debe tener el motor cohete esta del orden de los 2 m, a partir del motor se empiezan a dimensionar los demás componentes del cohete.

## AERODINÁMICA DEL COHETE

El objetivo principal del diseño y análisis aerodinámico del vehículo es reducir las fuerzas de arrastre que este genera en su desplazamiento a través de la atmósfera, así como también producir la estabilidad durante el vuelo y garantizar la trayectoria seleccionada para la misión.

Los principales puntos de análisis de los componentes del vehículo son la punta, cuerpo, superficies de control y base de la estructura como se observan en la Figura 1.

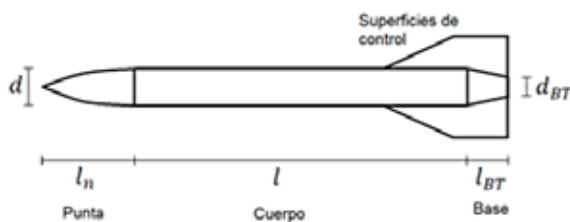


Figura 1. Componentes aerodinámicos y dimensiones de un cohete sonda.

En la determinación de la geometría de la punta del vehículo se tiene en cuenta las presiones de onda de choque (cuando el vehículo supera la velocidad del sonido) y la capacidad volumétrica. Se selecciona la geometría de ojiva la cual tiene un menor valor en los coeficientes de arrastre a velocidades supersónicas y permite un mayor volumen de carga.

Una razón de afinamiento  $l_n/d = 5$  (longitud de punta/diámetro) es utilizada para mejorar su desempeño. Así mismo el desempeño en vuelo aumenta cuando el área de exposición es menor, para esto el valor máximo de afinamiento del cuerpo del vehículo debe ser del orden de  $l/d = 25$  (Fleeman, 2006). Con el diámetro de 3" como valor constante, el dimensionamiento de la estructura resulta  $l_n = 15"$  y  $l = 75"$ .

Aerodinámicamente la base del cohete presenta el mayor valor de fuerzas de arrastre por el desprendimiento

del flujo laminar y aparición de zonas turbulentas de baja presión estática, para reducir este valor se implementa en su base una reducción de área cónicamente denominada *boattail* representada en la relación  $d_{BT}/d$ , considerando que para velocidades supersónicas (en este caso del orden  $M > 1$ ), se recomienda usar un ángulo  $> 10^\circ$  y una relación para lograr el mejor desempeño aerodinámico, es decir el menor arrastre. Siguiendo las consideraciones anteriores y realizando los cálculos respectivos se obtiene que y para un ángulo de  $10^\circ$ , como dimensiones del boattail.

Una vez el dimensionamiento se ha determinado, el coeficiente de arrastre del vehículo es calculado de la ecuación (7) denominado coeficiente de arrastre total, el cual considera el valor de los coeficientes para cada componente exterior del vehículo como lo son punta, cuerpo, base y superficies de control, además de combinar los coeficiente de arrastre que se presentan por fricción de la superficie y por la onda de choque cuando la velocidad es superior a la velocidad local del sonido.

$$(C_{D_0})_{\text{cuerpo}} = (C_{D_0})_{\text{friccion cuerpo}} + (C_{D_0})_{\text{base}} + (C_{D_0})_{\text{onda del cuerpo}} + (C_{D_0})_{\text{superficies}} \quad (7)$$

El resultado del coeficiente de arrastre total es usado para determinar la fuerza de arrastre que genera el vehículo en su desplazamiento y es calculada por medio de la ecuación (8).

$$D = C_D q S_{ref} \quad (8)$$

Donde  $(q)$  es la presión dinámica y  $(S_{ref})$  es el área transversal del cuerpo del vehículo, que en este caso es de  $0.0045 \text{ m}^2$ .

Implementado un código computacional desarrollado por el grupo que determina los coeficientes de arrastre totales del cuerpo de acuerdo a su geometría se obtiene la figura 2. Donde el mayor coeficiente de arrastre se presenta a numeros Mach inferiores a 0.03 y en la zona sónica donde el numer Mach es igual a 1.

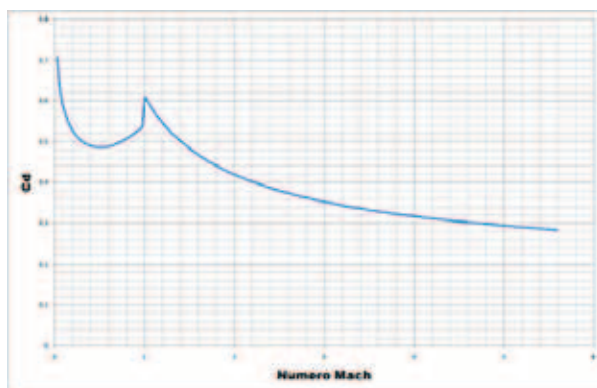


Figura 2. Coeficiente de arrastre en función del número Mach de vuelo.

## RESULTADOS ESPERADOS

Hasta el momento se obtiene una configuración parcial del cuerpo del cohete, la cual debe ser corroborada mediante un diseño preliminar y detallado del mismo, con la ayuda de simulaciones computacionales y pruebas de modelos a escala en túneles de viento.

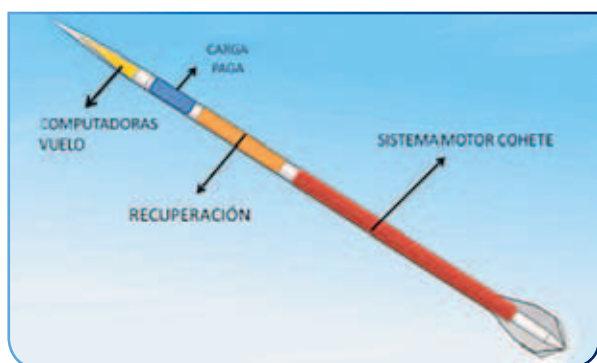


Figura 3. Distribución del cohete sonda.

La distribución interna de los sistemas del cohete sonda se observa en la figura 3, donde la estructura alberga al sistema motor cohete que genera el empuje, el sistema de recuperación accionado por paracaídas, la carga paga que en este caso es la sonda de toma de datos de la atmósfera y las computadoras de vuelo que

recopilan información de las velocidades, aceleraciones y posición del cohete en las tres dimensiones.

Integrando la ecuación (2) en un código computacional, donde se ingresan los datos de arrastres, fuerza de empuje, modelo atmosférico y gravitacional, se encuentra que la altitud máxima de vuelo que puede alcanzar este cohete es del orden de los 52.5 km, llegando a zonas mesosféricas donde ningún globo sonda meteorológico o avión consiguen llegar.

## RECONOCIMIENTOS

Los autores agradecen a los integrantes del grupo GICA, al Dr. Hernán Cerón por sus aportes a la investigación en el programa de ingeniería aeronáutica, a los semilleros de investigaciones del programa quienes apoyan los procesos investigativos.

## REFERENCIAS

- [1] Angelo, Joseph, "Rockets": Facts on File, 2006.
- [2] Calderón, Murcia, "Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada a orbitas bajas de la tierra." *Tesis de grado en ingeniería aeronáutica. Universidad Los Libertadores. Bogotá 2008.*
- [3] Calderón O., Murcia J., "Diseño conceptual y preliminar de un cohete portador para orbitas bajas," *Revista tecnoesufa*, 11:36-41, 2009.
- [4] Duque, Garzón & Roa., *Introducción general a la tecnología de la propulsión. Bogotá: Universidad nacional de Colombia, 2004. 917 p.*
- [5] Escorcia M., "Estudio dinámico de los parámetros generales de rendimiento en un motor cohete de propulsión iónica mediante el lenguaje computacional de tipo M," *Tesis de grado Libertadores, 2011.*
- [6] Fleeman E., "Tactical Missile Design", AIAA 2Ed, Virginia 2006.
- [7] Galindo D., Murcia J., "Diseño de cohetes atmosféricos", CICTA 2009, *Congreso Colombiano de ciencia y*

- tecnología aeroespacial, Cali – Colombia, Octubre 2009.*
- [8] Gravenhorst, A., 2007, “*Manuscrito de Cátedra Sistemas de Transporte Espacial y Propulsión Espacial*”, Bogotá.
- [8] Humble, R. Hery, G. & Larson W. “*Space Propulsion Analysis and Design*”, McG Hill, 3Ed, 1996.
- [9] Murcia J., “*Motores cohete químicos*”, *Revista coningenio*, 2:80-85, 2009.
- [10] Murcia J., “*Diseño conceptual de los motores cohete sólidos de primera etapa para un vehículo portador de satélites*”, *Revista coningenio*, 3:198-207, 2010.
- [11] Murcia J., Portilla G., “*Estudio de la trayectoria de vuelo para un cohete de tres etapas*”, CICTA 2010, *Congreso Colombiano de ciencia y tecnología aeroespacial*, Bogotá – Colombia, Octubre 2010.
- [12] Portilla, J., 2001, “*Elementos de Astronomía de Posición*”, Universidad Nacional de Colombia, Bogotá
- [13] Robledo J., “*Diseño conceptual de un motor cohete iónico para misiones espaciales*”, *Tesis de grado Libertadores*, 2011.
- [14] Sutton G., Biblarz O. “*Rocket Propulsion Elements*.” 8Ed, Wiley & Sons, 2010.

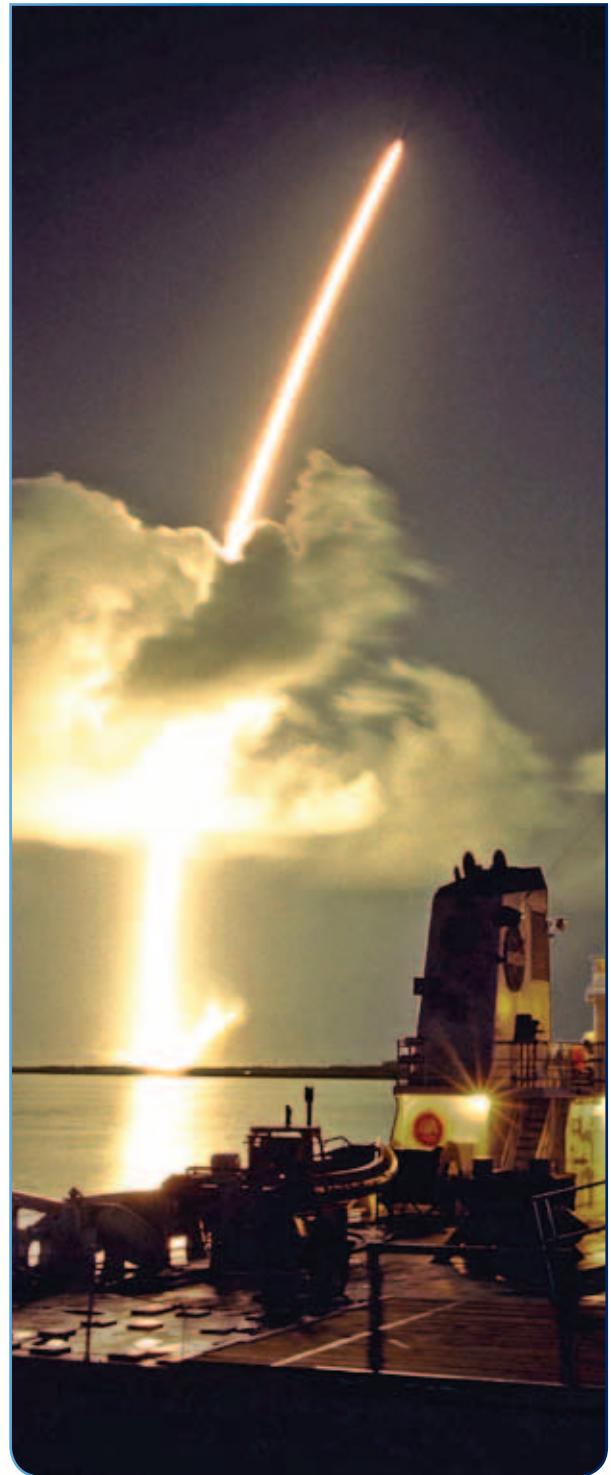


Imagen tomada de <http://observatorio.info/1997/10/la-cassini-hacia-venus/>