

Diseño conceptual y preliminar de un cohete portador para órbitas bajas.

Conceptual and preliminary design of a rocket carrier for low orbits

Fecha de recepción : Abril 18 de 2009
Fecha de aprobación: Mayo 29 de 2009

OCTAVIO H. CALDERÓN URREA.*
JHONATHAN O. MURCIA PIÑEROS.**

Resumen

El presente artículo plantea el diseño conceptual y preliminar de un cohete portador de dos etapas para el transporte de carga útil (satélites, sondas) de una tonelada a orbitas bajas de la tierra, acoplándose al desarrollo tecnológico de Colombia. Partiendo de la velocidad requerida, se desarrolla un algoritmo de diseño para la determinar el número de etapas y seleccionar los propelentes a utilizar en los motores cohete del vehículo propuesto.

Palabras clave: Cohete, cohetería, espacial, orbita, propelente, supersónico.

Abstract

The article presents the conceptual and preliminary design of a two-stage rocket for carrying payload (satellites, probes) to low earth orbits, coupled to technological development in Colombia. Based on the speed required, develops a design algorithm for determining the number of stages and the selection of propellants used in rocket engine of the vehicle proposed.

Key words: Orbit, propellant, rocket, rocketry, spatial, supersonic.

*Ingeniero Aeronáutico. Técnico en Línea de Aviones. Cadete Escuela Militar Aviación Marco Fidel Suarez. E-mail: octavio2023@hotmail.com

**Ingeniero Aeronáutico. Cand. Mag. Astronomía. Universidad Nacional de Colombia. E-mail: jomp13@msn.com
Director de Proyecto: Ing. Andres Gravenhost Y Aurelio Mendez

Introducción

El presente documento recopila la investigación realizada para el desarrollo de la tesis de grado en Ingeniería Aeronáutica, enfocando los conocimientos adquiridos durante el nivel de pregrado para el desarrollo de una futura carrera espacial colombiana.

Se plantea el diseño conceptual y preliminar de un cohete portador que sea capaz de competir a nivel mundial por el transporte de carga útil al espacio exterior, que promueva el desarrollo de una industria aeroespacial en Colombia, que motive el surgimiento e investigación de profesionales en el área del espacio, y que permita en un futuro no muy lejano la necesidad socio-política para explorar mas allá de las fronteras de la atmósfera.

Requerimientos de la misión

Son aquellas características específicas con las cuales va a ser diseñado el vehículo. Los requerimientos impuestos son:

- Transportar una carga útil de una tonelada de peso a una órbita LEO de 500Km.
- Generar la velocidad orbital necesaria para que la carga útil se encuentre rotando sobre la tierra a 500Km de altura.

El presente caso de estudio requiere del diseño conceptual y preliminar de un vehículo capaz de cumplir los anteriores requerimientos impuestos.

Para ello se selección un cohete portador como vehículo de transporte debido a que histórica y tecnológicamente es el único sistema de transporte capaz de llevar a cabo los requerimientos de la misión, y sus motores le permiten funcionar en condiciones sin atmósfera como es el espacio exterior desarrollando una gran velocidad. Su misión será transportar la carga útil desde Colombia al espacio, determinando una trayectoria tierra-orbita, la cual puede servir a la carga para su posicionamiento en orbitas circu-

lares bajas de la tierra (LEO), o para realizar una transferencia a orbitas lejanas (GTO).

Velocidad requerida

En los cohetes portadores se determina una trayectoria inicial en ascenso vertical para vencer la fuerza gravitacional, y durante el trayecto de vuelo se genera una curva parabólica de posicionamiento en órbita que le permite al vehículo adquirir la velocidad orbital necesaria para posicionar la carga útil [1].

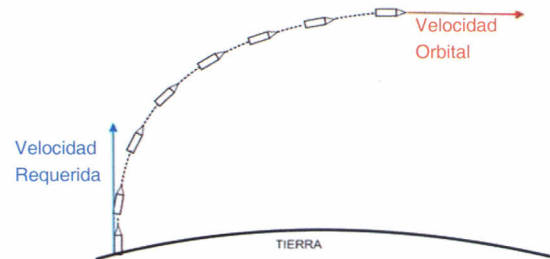


Fig. 1. Trayectoria de ascenso.

El cambio necesario de la velocidad de un cohete para una misión espacial específica con relación a su punto de salida adicionalmente con pérdidas (ej., fricción del aire durante un ascenso en atmósfera, pérdidas por gravedad y dirección,) se define como propulsión requerida o velocidad necesaria y se expresa en (1) como la sumatoria de la velocidad orbital (unidades m/s), perdidas por campo gravitacional (ΔV_{grav}) Resistencia del aire (ΔV_{resis}) y dirección del vehículo (ΔV_{dir}), menos la velocidad de rotación terrestre en el sitio de lanzamiento (ΔV_{rot}) [2]:

$$\Delta V = \Delta V_{orb} + \Delta V_{grav} + \Delta V_{resis} + \Delta V_{dir} - \Delta V_{rot} \quad (1)$$

$$\Delta V = 7613 + 1363 + 95 + 198 - 465.1$$

$$\Delta V = 8803 \text{ m/s}$$

Como resultado de la búsqueda de variables en tablas de misiones estadísticas, se obtiene que la velocidad a desarrollar por los motores cohete corresponda a 8803 m/s.

Motores cohete

El motor cohete es un conjunto de dispositivos que conforman un sistema de propulsión. Su mayor característica es que la masa propulsada como fuente de energía cinética se encuentra auto contenida en forma de energía química, siendo capaz de proporcionar la fuerza de empuje necesaria para generar un movimiento opuesto a la salida de los gases de escape mediante el principio físico de la tercera ley de Newton, acción y reacción: "A toda acción corresponde una reacción igual y en sentido contrario". Esta ley es equivalente al Principio de Conservación de momento para un sistema de partículas aislado, en este caso el sistema lo conforman el cohete, y los gases expulsados.

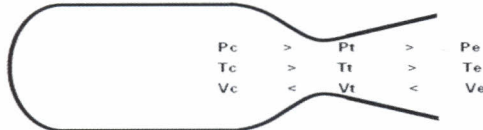


Fig. 2. Distribución de presión, temperatura y velocidad de los gases en un motor cohete.

El proceso químico que lo alimenta es la combustión de determinados propulsores que generan las partículas gaseosas a altas temperaturas y velocidades responsables del empuje, como se observa en la figura 2. Este tipo de propulsores contienen un combustible y oxidante en el vehículo (propelente), es decir un compuesto químico necesario para hacer quemar el combustible, sobre todo en el espacio por la carencia del oxígeno, y las altas velocidades que logra desarrollar.

El factor de selección para los motores cohete es el impulso específico que logran generar, gracias a las propiedades químicas de los pro-

pelentes. El impulso específico es determinado por la temperatura y la masa molecular del propelente, entre mayor sea el impulso específico del propelente tiene mayor energía química para transformarla en energía cinética, que de acuerdo a la misión es seleccionada en función del empuje o la velocidad a desarrollar como se observa en (2), donde el impulso específico (I_{sp}) esta dado en función de la fuerza de empuje (F), gravedad (g) y flujo másico (m), o en función de la velocidad de los gases (Ve)

$$I_{sp} = \frac{F}{mg} = \frac{Ve}{g} \quad (2)$$

Para órbitas muy cercanas a la tierra, y menores a 500 km de altura, los cohetes portadores utilizan dos etapas para alcanzar el objetivo de su misión. Estos cohetes portadores utilizan motores cohete de energía química. Como primera etapa del despegue se utilizan motores cohete de combustible sólido debido a que no se apagan fácilmente y liberan su energía rápidamente, para vencer a la fuerza gravitacional.

En las segundas etapas o etapas espaciales se utilizan de combustible líquido por su alto impulso específico, y porque se pueden apagar y encender. Debido a que los motores cohete de combustible líquido tienen un mayor impulso específico que los de propelente sólido, la velocidad generada por estos al vehículo es de alrededor del 75% de la velocidad total. Es decir que para este caso de diseño los LRM (liquid Rocket Motor) desarrollaran 6500m/s, de los 8803 m/s totales.

Con (3) del movimiento del cohete de Tsiolkovski, se determina la velocidad de salida de los gases en el ducto propulsivo, en función de la velocidad total del vehículo allada en la ecuación (1), y la determinación de masas iniciales (M_i) y finales (M_f) para cada etapa.

$$\Delta V = -Ve.Ln \left(\frac{M_f}{M_i} \right) \quad (3)$$

Para la primera etapa de combustible sólido o cohetes impulsores, se selecciona el propelente de mayor impulso específico que corresponde a la mezcla de nitrato de amonio, aluminio y polietilglicol, desarrollando 225s de impulso específico y una velocidad de los gases de 2205m/s. Para el sistema motor cohete de combustible líquido la mezcla seleccionada es hidrogeno y oxigeno líquido con un impulso específico de 425s desarrollando una velocidad en los gases de 4300 m/s. Con los datos obtenidos de velocidad en los gases de escape, se procede a dejar esta velocidad en función del número Mach (M_e) y la relación de calores específicos en cada gas (γ) para determinar la relación de expansión (ε) de (4), y así hallar las dimensiones del ducto propulsivo en el área de salida y área de tobera de cada sistema motor cohete.

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}} \quad (4)$$

Con la ecuación (4) se hallan las dimensiones de la sección convergente y divergente de las toberas tipo laval, en unidades de milímetros y se proceden a dimensionar en un programa CAD para obtener las figuras 3 y 4.

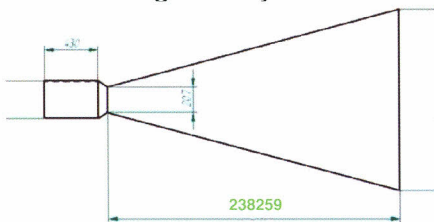


Fig. 3. Dimensiones tobera del motor cohete de combustible líquido.

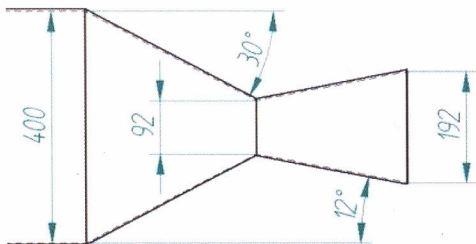


Fig. 4. Dimensiones tobera del motor cohete de combustible sólido.

Debido a que los sistemas motor cohete no solo se encuentran conformados por el ducto propulsivo (tobera) sino que también dependen de los sistemas de almacenamiento de los propelentes, se elijen las configuraciones estándar históricas más sencillas para su fabricación y funcionamiento.

De esta manera el sistema motor cohete de combustible líquido contiene tres tanques (fig. 5), una de presurización para mantener el flujo adecuado de oxigeno e hidrógeno a la cámara de combustión, y los dos de almacenamiento del oxigeno e hidrógeno líquidos. Para el caso del sistema motor cohete de combustible sólido (fig. 6), la misma cámara de combustión se encarga de contener en su estructura el propelente a utilizar.

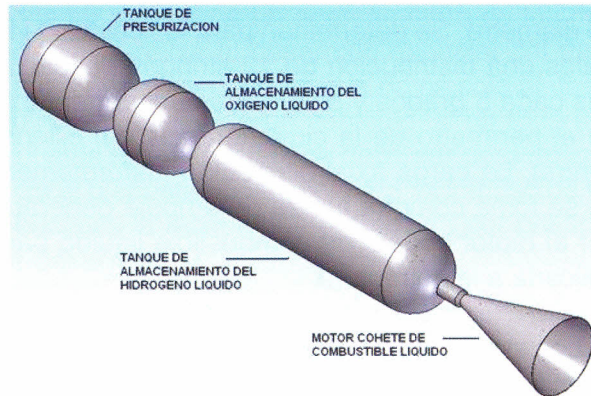


Fig. 5. Distribución sistema motor cohete de combustible líquido.

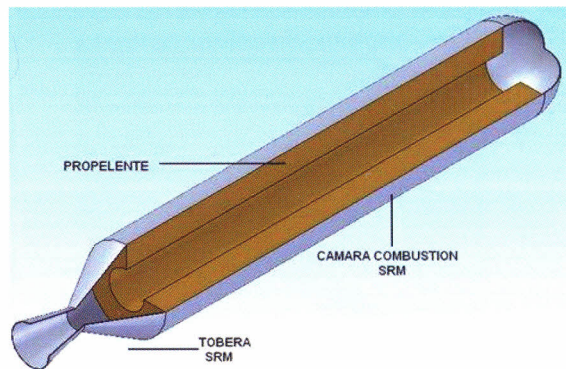


Fig. 6. Distribución sistema motor cohete de combustible sólido.

Estructura

El tipo de construcción utilizado para la estructura que integra el cuerpo de la segunda etapa, es decir la sección del motor cohete de combustible líquido y sus tanques, es de tipo anillos finales, stringers y mamparos.

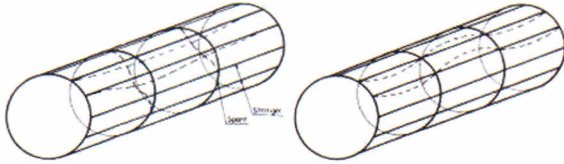


Fig. 7. Distribución de la estructura.

Se selecciona una forma cilíndrica, tipo fuselaje para la estructura de 12m de longitud y 1.5m de diámetro. Se determinan para los cálculos iniciales una distribución de 12 stringers, espaciados cada 5 grados y distribuidos uniformemente en el perímetro de la circunferencia del cilindro central. La carga axial distribuida uniformemente, se toma como la fuerza de empuje generada por el motor cohete de combustible líquido para aplicarla a la estructura.

Los stringers son determinados en materiales de aviación como el aluminio dural 2024 – T6, y se procede a realizar los análisis por elementos finitos para determinar la tensión máxima del perfil del stringer de cada sección, con la carga de la fuerza de empuje y corroborar el factor de seguridad para la sección diseñada.

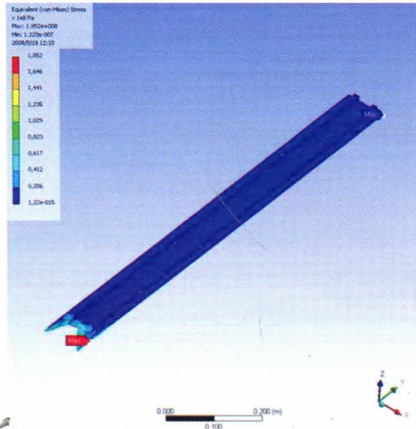


Fig. 8. Tensión equivalente stringer.

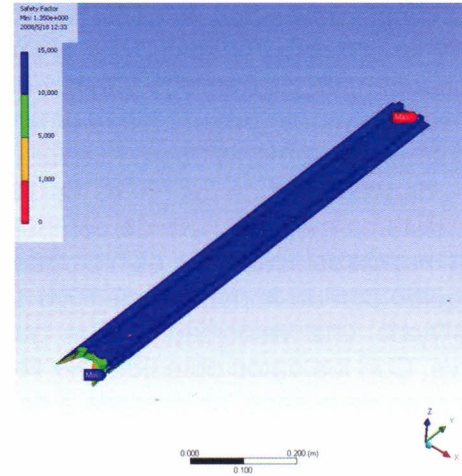


Fig. 9. Factor de seguridad stringer.

A continuación se observa la estructura diseñada, compuesta por 32 stringers distribuidos uniformemente alrededor del centro circular, y 15 mamparos. Con 12 metros de longitud y 1.5 metros de diámetro ideal para albergar los componentes del motor cohete de combustible líquido.

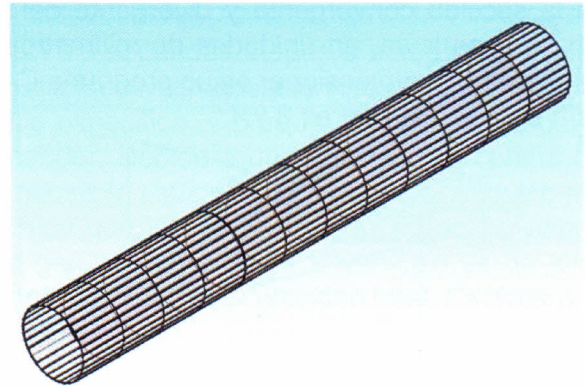


Fig. 10. Distribución final de la estructura.

Características del vehículo

Como disposición final de la investigación se ensambla la estructura diseñada con la disposición del sistema motor cohete de combustible líquido y los cuatro sistemas de motor cohete de combustible sólidos separados a 90°, para dar paso a la disposición final de un futuro cohete portador colombiano.

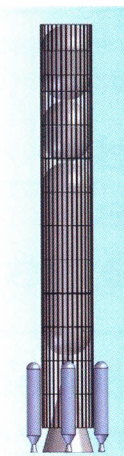


Fig. 11. Cohete portador.

En la fig. 11 Se observa el cohete portador más detalladamente. Como se puede ver no posee la punta, o el cono debido a que este es diseñado de acuerdo al volumen de la carga paga, a la distribución de los equipos de aviónica y a las consideraciones aerodinámicas del vuelo atmosférico, que se tienen en cuenta como pérdidas en (1).

Para finalizar, se obtienen los datos principales de todo el sistema del vehículo portador, y son enunciados en la siguiente tabla:

Tabla 1 Datos cohete portador.

Altura	13 m
Diámetro máximo	2m
Masa inicial	6232.8 kg.
Etapas	2
Carga paga	1000 Kg.(LEO 500 Km)
Combustibles	2 ETAPA LIQUIDO H_2/O_2 1 ETAPA SOLIDO $NH_4 NO_3 /$ Al/C_2H_4O
Fuerza empuje	2 ETAPA 60.76 KN 1 ETAPA 91.8 KN
Velocidad máxima	7613 m/s

Conclusiones

Una de las principales características del motor cohete es la velocidad que puede desarrollar producto de los gases de escape. Esta velocidad determina el mayor factor de empuje, sin necesidad de trabajar el motor cohete con presiones muy elevadas, lo importante es el diseño de la zona de expansión de la tobera. Entre más amplia sea mayor será la velocidad de los gases y

la fuerza de empuje, y menor la necesidad de aumentar la presión, y esto a su vez reduce el espesor y peso de la cámara de combustión.

Los cohetes a lo largo de la historia de la humanidad han sido utilizados para la exploración espacial. Estos vehículos no solamente cuentan con motores cohetes y estructuras disponibles para el vuelo espacial, sino que también cuentan con toda una gama de materiales y sistemas especializados para el rendimiento en ambientes extremos como lo es el espacio exterior. En esta investigación se determinó el desarrollo de los dos sistemas más significativos, el sistema de propulsión y el sistema estructural, para no extenderse demasiado, y debido a la dificultad de recopilar información de estos temas en el país.

El diseño conceptual y preliminar del cohete portador determina un acercamiento de los profesionales hacia el desarrollo espacial del país. Se debe tener en cuenta que no es solo el desarrollo y el diseño de un vehículo, si no toda una industria aeroespacial que debe ser desarrollada para el bienestar de la sociedad, el impulso de las ciencias y la tecnología, promovida por políticas de desarrollo.

Reconocimientos

Los autores agradecen a la universidad los Libertadores, al Ing. Andreas Gravenhorst y Aurelio Mendez.

Bibliografía

- KOELLE. Handbook of astronautical engineering 1 Ed. Unites States: Mc Graw Hill, 1965. 822 p.
- GRAVENHORST, Andreas. Sistemas de Propulsión Espacial y Transporte Espacial. Bogotá. p.14.
- 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.