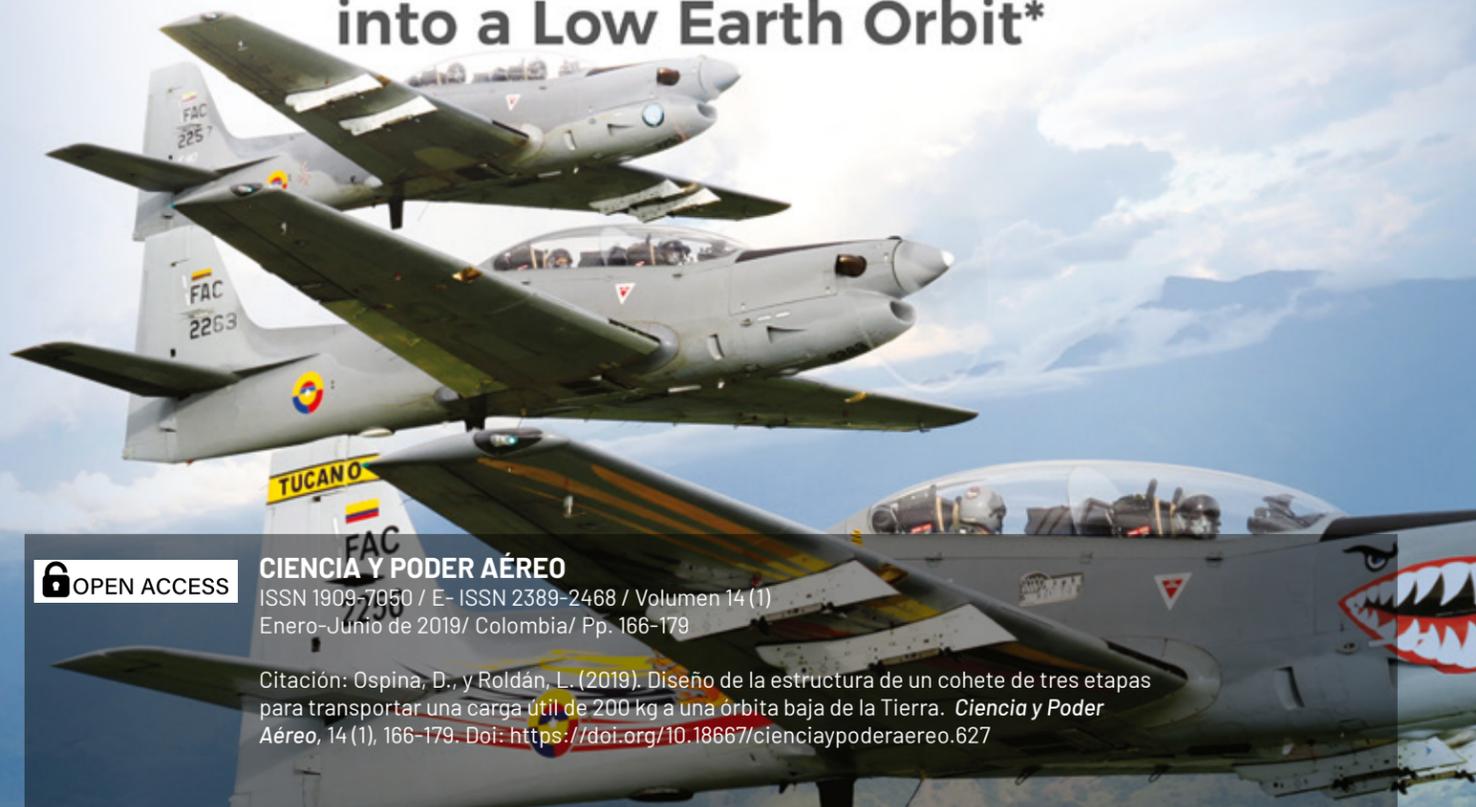




Technology and Innovation

Daimer Ospina Contreras  
Luis Carlos Roldán Torres  
Fundación Universitaria Los Libertadores

# Design of the Structure of a Three-stage Rocket to Transport a 200-kg Payload into a Low Earth Orbit\*



OPEN ACCESS

**CIENCIA Y PODER AÉREO**

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (1)  
Enero-Junio de 2019/ Colombia/ Pp. 166-179

Citación: Ospina, D., y Roldán, L. (2019). Diseño de la estructura de un cohete de tres etapas para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la Tierra. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (1), 166-179. Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderareo.627>

**Daimer Ospina Contreras**

Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria Los Libertadores con Maestría en Ingeniería y tecnología espacial. Su área de investigación es la Cohetería. Participa en el artículo como autor, siendo co-investigador del proyecto del cual se deriva el presente escrito.  
ingdaimerospina@hotmail.com  
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8411-7040>

**Luis Carlos Roldán Torres**

Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria Los Libertadores con Maestría en Ingeniería y tecnología espacial. Su área de investigación es la Ingeniería y tecnología espacial. Participa en el artículo como autor, siendo co-investigador del proyecto del cual se deriva el presente escrito.  
luis.roltant@outlook.com  
CvLAC: [https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod\\_rh=0000144483](https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0000144483)

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderareo.627>

\* Article of research, taken from the research project: "Conceptual and preliminary design of a three-stage solid-propellant rocket to carry a 200-kg payload into a low Earth orbit". Work carried out in the Semillero aeroespacial y cohetería research group, endorsed by the Fundación Universitaria Los Libertadores.

**ABSTRACT**

This article presents the conceptual design of the structure of a three-stage rocket capable of carrying 200 kg to low Earth orbits, developed in the project of grade of two students of aeronautical engineering from the Fundación Universitaria Los Libertadores. The design starts from the decision of how they are going to form the structure to protect three rocket engines inside, considering the force generated by the first one since this is the largest,

followed by the design of the profiles that make up the structure and selection of a lightweight material such as aluminum (Al) to support efforts up to 280 N/mm<sup>2</sup>, hence the calculation of total area, the required areas and moments of inertia, begins with the calculation of the stringer profile, followed by the bulkhead profile and even the rivet diameter obtaining dimensioning, structural distribution and the final configuration of the structure.

**KEY WORDS:**

Area, Bulkhead, Effort, Inertial Moment, Stringer, Thickness.

Tecnología e Inovação

Daimer Ospina Contreras  
Luis Carlos Roldán Torres  
Fundación Universitaria Los Libertadores

# Desenho da estrutura de um foguete de três etapas para transportar uma carga útil de 200 kg a uma órbita baixa da Terra\*



OPEN ACCESS

**CIENCIA Y PODER AÉREO**

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (1)  
Enero-Junio de 2019/ Colombia/ Pp. 166-179

Citación: Ospina, D., y Roldán, L. (2019). Diseño de la estructura de un cohete de tres etapas para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la Tierra. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (1), 166-179. Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.627>

**Daimer Ospina Contreras**

Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria Los Libertadores con Maestría en Ingeniería y tecnología espacial. Su área de investigación es la Cohetería. Participa en el artículo como autor, siendo co-investigador del proyecto del cual se deriva el presente escrito.  
ingdaimerospina@hotmail.com  
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8411-7040>

**Luis Carlos Roldán Torres**

Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria Los Libertadores con Maestría en Ingeniería y tecnología espacial. Su área de investigación es la Ingeniería y tecnología espacial. Participa en el artículo como autor, siendo co-investigador del proyecto del cual se deriva el presente escrito.  
luis.roltant@outlook.com  
CvLAC: [https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod\\_rh=0000144483](https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0000144483)

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.627>

\* Artículo de pesquisa, derivado do projeto de pesquisa: "Desenho conceitual e preliminar de um foguete de propulsor sólido de três etapas para transportar uma carga útil de 200 kg a uma órbita terrestre baixa". Trabalho realizado pelo grupo de pesquisa Grupo de Pesquisadores aeroespacial e Engenharia Espacial, atestado pela Fundação Universitária Los Libertadores.

**RESUMO**

O presente artigo apresenta o desenho conceitual da estrutura de um foguete de três etapas capaz de transportar 200 kg a órbitas baixas da terra, desenvolvido no projeto de pesquisa de dois estudantes de engenharia aeronáutica da Fundação Universitaria Los Libertadores. Parte do desenho começa desde a escolha de como formarão a estrutura para poder resguardar três motores foguete em seu interior, considerando a força geradora pelo pri-

meiro deles, já que este é o maior, seguido pelo design dos perfis que compõem a estrutura e seleção de um material leve como o alumínio (Al) para apoiar esforços de até 280 N/mm<sup>2</sup>, portanto o cálculo das áreas totais, as áreas requeridas e os momentos de inércia, iniciam-se com o cálculo do perfil stringer, seguido pelo perfil do anteparo e inclusive o diâmetro do rebite, obtendo o dimensionamento, a distribuição estrutural e a configuração final da estrutura.

**PALAVRAS-CHAVE:**

área, esforço, espessura, anteparo, momento de inércia, stringer.

Sección Tecnología e Innovación

Daimer Ospina Contreras  
Luis Carlos Roldán Torres  
Fundación Universitaria Los Libertadores

# Diseño de la estructura de un cohete de tres etapas para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la Tierra\*



OPEN ACCESS

## CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (1)  
Enero-Junio de 2019/ Colombia/ Pp. 166-179

Citación: Ospina, D., y Roldán, L. (2019). Diseño de la estructura de un cohete de tres etapas para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la Tierra. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (1), 166-179. Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.627>

### Daimer Ospina Contreras

Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria Los Libertadores con Maestría en Ingeniería y tecnología espacial. Su área de investigación es la Cohetería. Participa en el artículo como autor, siendo co-investigador del proyecto del cual se deriva el presente escrito.  
ingdaimerospina@hotmail.com  
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8411-7040>

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.627>

### Luis Carlos Roldán Torres

Ingeniero aeronáutico de la Fundación Universitaria Los Libertadores con Maestría en Ingeniería y tecnología espacial. Su área de investigación es la Ingeniería y tecnología espacial. Participa en el artículo como autor, siendo co-investigador del proyecto del cual se deriva el presente escrito.  
luis.roltant@outlook.com  
CvLAC: [https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurriculoCv.do?cod\\_rh=0000144483](https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurriculoCv.do?cod_rh=0000144483)

\* Artículo de investigación, derivado del proyecto de investigación: "Diseño conceptual y preliminar de un cohete de tres etapas de propelente sólido para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la Tierra". Trabajo realizado en el grupo de investigación Semillero aeroespacial y cohetería, avalado por la Fundación Universitaria Los Libertadores.

## RESUMEN

El presente artículo muestra el diseño conceptual de la estructura de un cohete de tres etapas capaz de transportar 200 kg a órbitas bajas de la Tierra, desarrollado en el proyecto de investigación de dos estudiantes de ingeniería aeronáutica de la Fundación Universitaria Los Libertadores. El diseño parte desde la selección de la forma en que se va a formar la estructura para poder resguardar tres motores cohete en su interior teniendo en cuenta la fuerza generada por el primero de ellos

ya que esta es la mayor, seguido del diseño de los perfiles que compondrán la estructura y la selección de un material liviano como el aluminio (Al) para soportar esfuerzos de hasta 280 N/mm<sup>2</sup>, de allí el cálculo de las áreas totales, las áreas requeridas y los momentos de inercia, se inicia con el cálculo del perfil stringer, seguido por el perfil mamparo e incluso el diámetro del remache obteniendo el dimensionamiento, la distribución estructural y la configuración final de la estructura.

## PALABRAS CLAVE:

área, esfuerzo, espesor, mamparo, momento de inercia, stringer.



Los textos publicados en esta revista están sujetos –si no se indica lo contrario– a una licencia de Reconocimiento 4.0 Internacional de Creative Commons. La licencia completa se puede consultar en [https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.es\\_ES](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.es_ES).

Aprobado evaluador interno: 15/08/2019  
Aprobado evaluadores externos: 28/08/2019

## INTRODUCCIÓN

Los cohetes son vehículos desarrollados para transportar una carga útil a distintas alturas desde la superficie de la Tierra. Estos vehículos funcionan basados en la propulsión a chorro, la cual ha sido estudiada desde hace varios siglos; sin embargo, no fue sino hasta mediados de la década de 1950 cuando se dio el apogeo de este medio de transporte. Los cohetes funcionan gracias a un motor, llamado motor cohete, el cual genera la propulsión necesaria para contrarrestar la fuerza de atracción gravitacional y elevar el cohete a la altura necesaria; no obstante, es muy difícil y arriesgado unir la carga a estos motores directamente, además de que es necesario la utilización de otros componentes y sistemas para hacer funcionar correctamente dichos motores. Por lo tanto,

se hace necesario el uso de una estructura resistente y liviana, no sólo para acoplar todo el sistema de propulsión, también los otros sistemas necesarios y la carga paga que se va a transportar. Uno de los sistemas más importantes en un cohete es la estructura, puesto que esta da forma y soporta las fuerzas generadas por la aceleración del cohete y las que el aire genera sobre el mismo; igualmente, resguarda y une los diferentes motores cohete o el sistema de propulsión que impulsa las diferentes etapas del vehículo.

El diseño de la estructura de un cohete es parte crucial en su diseño, ya que esta debe calcularse para resistir todos los esfuerzos que se puedan generar por acción propia del cohete o por factores externos; además, debe ser lo más liviana

posible para que esta demande la menor cantidad de empuje para elevarla junto con los demás sistemas. El tamaño de la estructura y la cantidad de componentes que la forman representan no sólo masa que se traduce a peso, también material que genera gastos económicos, por lo que el diseño de esta no debe ser solamente técnicamente posible, también económicamente viable.

El diseño de la estructura debe satisfacer varios requerimientos, entre los cuales están el dar la forma y configuración definitiva del cohete. Es decir, estar hecha de tal forma que cumpla el diseño para poder ubicar los otros sistemas dentro de ella. Sumado a cumplir con un tamaño específico, que estará condicionado al tamaño de los motores cohete y de los demás sistemas que estén

en el cohete. Se debe seleccionar el material, la forma y tamaño de los diferentes componentes, los cuales no generen mucho peso y resistan todos los esfuerzos que se lleguen a presentar.

Esta investigación se desarrolló con el propósito de poder construir el cohete que se diseñó en el territorio colombiano, por lo que es una prioridad que los materiales usados como materia prima sean de fácil acceso para la industria en Colombia y, además de ello, sea económicamente posible su desarrollo. Este proyecto estuvo basado en el estudio de la trayectoria de vuelo para un cohete con unas posibles características [1].

Para el diseño del cohete se determinó que este estaría formado por tres motores cohete que representarían cada una de las etapas, puesto que esta cantidad

permite optimizar el rendimiento del cohete. Los motores estarían puestos en serie, por lo que la longitud total de la estructura sería igual a la suma de las longitudes de cada uno de los motores. Al ser todos de un mismo diámetro, se optó por usar la misma técnica de construcción que la usada para construir el fuselaje de los aviones comerciales, la cual está formada por dos figuras principales: los *stringer's*, componentes encargados de soportar las cargas axiales generadas por los motores cohete, ubicados longitudinalmente y a los cuales irán ancladas las láminas que componen la piel de la estructura, y los mamparos, ubicados transversalmente y de forma cilíndrica, cuya función principal es reducir la deformación de los *stringer's* en forma de ondulado. Los cálculos se realizaron para secciones de un metro de longitud [1].

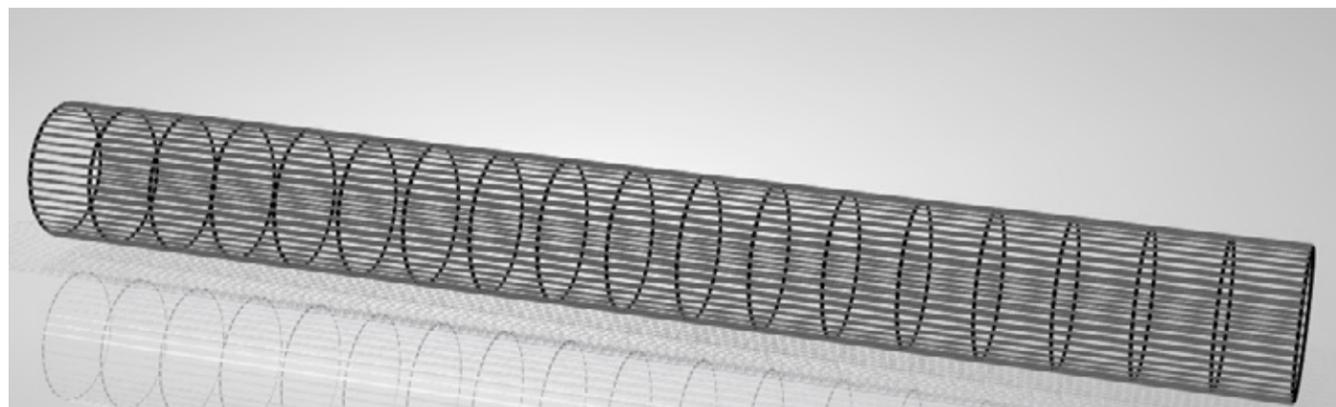


Figura 1. Estructura diseñada con mamparos y stringer's [1].



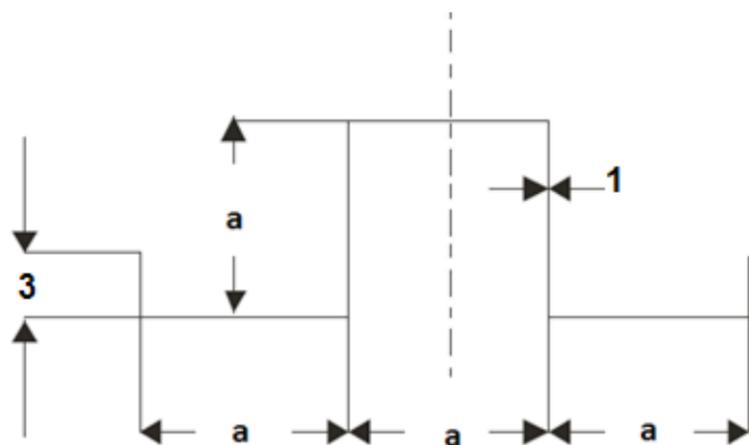


Figura 2. Perfil stringer [1].

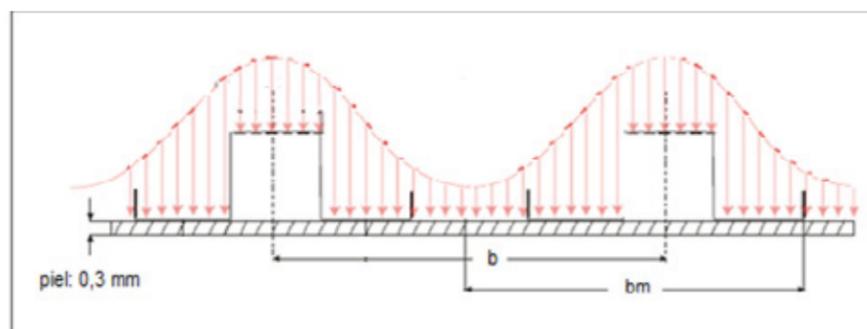


Figura 3. Distancias utilizadas para el cálculo del área total del stringer [4].

### STRINGER'S

Los stringer's dan la longitud total a la estructura y están conformados por un perfil en forma de "U", el cual permite tener una mayor área para distribuir el esfuerzo. En la figura 2 se puede observar la forma del perfil stringer, en el que los valores de  $a$  (14 mm) y el espesor (1 mm) se hallaron de forma iterativa al observar distintos problemas con el área requerida para el perfil, el área total del mismo y el diámetro del remache que une la piel y el perfil mamparo con el stringer. La cantidad de stringer's también se seleccionó teniendo en cuenta los anteriores parámetros, y reduciendo, en lo más que se pudiera, el número de los mismos para disminuir el peso de la estructura en su configuración final [1].

El área del perfil stringer ( $F_{str}$ ) estará dada por la sumatoria de las áreas que componen la figura del mismo, mediante la ecuación que se muestra a continuación [2].

$$F_{str} = 5ta + 2th \quad (1)$$

Donde  $t$  es el espesor del stringer,  $a$  es una medida de diseño y  $h$  es la altura de las aletas de punta. Sin embargo, el área total del stringer ( $F_{str\ bm}$ ) estará dada por la sumatoria entre el área del stringer y el área de la piel ( $F_{skn\ bm}$ ), que a su vez estará relacionada con la distancia entre líneas media de dos stringer ( $b$ ) y separación entre los puntos intermedios de dos stringer ( $b_m$ ).

$$F_{str\ bm} = F_{str} + F_{skn\ bm} \quad (2)$$

$$F_{skn\ bm} = tbm \quad (3)$$

$$b_m = \frac{1}{3} b \quad (4)$$

$$b = \frac{s_{tr}}{v_n} \quad (5)$$

Donde  $v$  es la periferia del motor cohete y es la cantidad de stringers que componen la estructura [2].

Para el cálculo del área requerida por el stringer ( $F_{req}$ ) se necesita tener en cuenta el factor de seguridad ( $Ju$ ) con el cual se realiza los cálculos y la fuerza máxima de empuje que soportara la estructura ( $p$ ), los cuales corresponden a 2 y 552023,1495 N, respectivamente [1]. Un factor importante que influye en esta área es el valor de la falla local al límite elástico ( $\sigma_{cripp}$ ), el cual está relacionado con el valor de la falla local al límite elástico con una elongación del 0.2 % ( $\sigma_{0.2}$ ), que depende del material seleccionado.

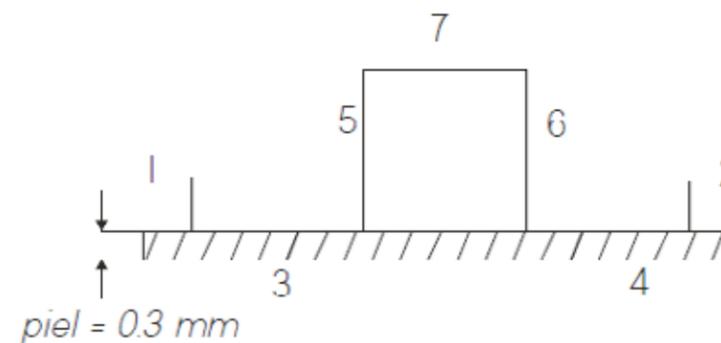


Figura 4. Distribución de los stringer con piel para el cálculo del momento de inercia [4].



Figura 5. Stringer [1].

Para el proyecto se determinó que el material a utilizar es el aluminio AL2024-T3, que cuenta con un  $\sigma_{0.2} = 280 \text{ N/mm}^2$  [3].

$$F_{req} = \frac{(P_{str}) (Ju)}{\sigma_{cripp}} = \frac{p \cdot (Ju)}{\sigma_{cripp}} \quad (6)$$

$$\sigma_{cripp} = 0.92, \dots, 0.94 \cdot \sigma_{0.2} \quad (7)$$

Donde  $n_{str}$  es la cantidad de stringer's de la estructura y  $P_{str}$  es la fuerza ejercida sobre estos. Obtenidos los dos valores estos. Obtenidos los dos valores de las áreas total y requerida por el stringer, se compara, puesto que se debe cumplir con la condición de:

$$F_{strbn} > F_{req} \quad (8)$$

Si esto no se cumple, se debe iterar los valores de  $a$  y del espesor hasta que se cumpla dicha condición [3].

Una vez se tenga el valor del área total que cumpla con la condición, se procede a calcular el momento de inercia del perfil. Para calcular el momento total de inercia ( $J_{stre}$ ) se toma el centroide del área stringer respecto a un eje neutro; el momento de inercia permite obtener una indicación de la rigidez de la pieza, es decir, la resistencia que pone está a flexionarse bajo cargas [3]. La forma escogida para los stringer fue de "U", conectando figuras simples, como rectángulos, entre sí. Así, el momento de inercia total será la sumatoria del momento para cada uno de sus componentes geométricos. El stringer se ha divi-

dido en siete rectángulos para facilitar su cálculo [4].

Para calcular el momento total de inercia se necesitan el área de cada sección del stringer ( $A_i$ ), la distancia del centroide hasta el eje neutro ( $z_i$ ), el momento de inercia de cada una de las figuras que componen el perfil stringer ( $J_{yi}$ ), la distancia desde el eje hasta el centro de gravedad de todo el stringer ( $Z_s$ ) y el momento de inercia respecto al perfil ( $\bar{Y}$ ) [3].

$$J_{str} = \bar{Y} \cdot (\Sigma A) (Z_s^2) \quad (9)$$

$$\bar{Y} = \Sigma J_{yi} + \Sigma A Z_i^2 \quad (10)$$

$$Z_s = \frac{\Sigma A_i z_i}{\Sigma A_i} \quad (11)$$

$$J_{yi} = \frac{bh^3}{12} \quad (12)$$

Posteriormente se calcula el diámetro del remache ( $t_{rem}$ ) que une la piel y el mamparo con el stringer mediante una fórmula empírica, en la que las unidades de la ecuación no coinciden con las unidades de medida, puesto que estas son tomadas por el autor como una aproximación; este dependerá de la fuerza de corte ( $Q$ ) generada por el empuje máximo que debe soportar la estructura, el espesor del stringer ( $t$ ) y el momento de inercia total del perfil  $J_{str}$ . [3]

$$Q = P_{str} Ju = \frac{P}{n_{str}} Ju \quad (13)$$

$$t_{rem} = \frac{t}{J_{str}} Q \quad (14)$$

Este diámetro debe ser menor al valor de  $a$  (ver Figura 2), puesto que el remache debe quedar dentro de las áreas horizontales para poder sujetar el stringer sin causar daño a este; de no ser así, se debe volver a iterar aumentando los valores de  $a$  hasta obtener una medida del diámetro de remache cercano a 1/3 o 1/2 del valor de  $a$ .

### MAMPAROS

Los mamparos son los encargados de dar la forma cilíndrica a la estructura y de unir esta con los motores cohete que llevan en su interior; los mamparos reducen la deformación de los *stringer's* en forma de ondulado. Los valores *b* y *c* de la figura 6 se determinaron de forma iterativa al realizar los diferentes cálculos; al no cumplirse con ciertos requisitos, se cambiaron las medidas hasta que *b* equivaliera a 8 mm y *c* a 16 mm [4].

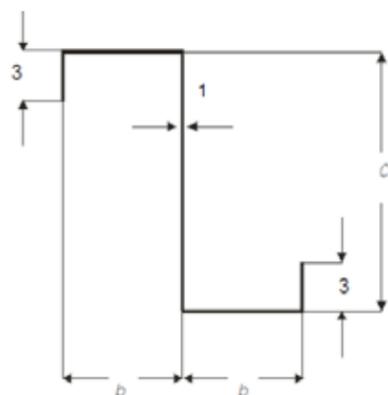


Figura 6. Perfil mamparo [4].

Al igual que con el *stringer*, se calcula el momento de inercia del perfil mamparo con la ecuación:

$$J_{mamp\ total} = \sum \frac{bh^3}{12} + (\sum A)(y^2) \quad (15)$$

Donde *y* corresponden a cada uno de los lados de los 5 rectángulos que forman la forma del perfil mamparo, mientras que *y* representan el área y la distancia de los centroides al eje neutro que atraviesa horizontalmente el perfil, partiéndolo en dos partes iguales de cada una de las figuras, respectivamente [3].

El espesor distribuido del mamparo con la piel (*S<sub>x</sub>*) representa el espesor que debe tener el mamparo unido a la piel entre dos stringer y se relaciona directamente con el espesor del mamparo (*S*).

$$S_x = S + \frac{F_{strbm}}{b} \quad (16)$$

El mamparo debe soportar el esfuerzo generado tanto por factores propios del cohete, como por factores ajenos a este. En la gráfica de Johnson [3] se puede

obtener un valor óptimo de esfuerzo de compresión crítica ( $\sigma_{crpp2}$ ) para cada mamparo.

Con esta gráfica se puede establecer el esfuerzo crítico al que va a someter el amparo y a qué punto se generaría una falla.

Para encontrar dichos valores es necesario conocer el valor de falla contra quiebre ( $\lambda$ ), el radio de inercia del perfil mamparo (*i*) y el esfuerzo de compresión ( $\frac{\sigma_{crpp}}{E}$ ).

$$\lambda = \frac{l}{i} \quad (17)$$

$$i = \sqrt{\frac{J_{str}}{F_{strbm}}} \quad (18)$$

$$\lambda' = \frac{\lambda}{\sqrt{C}} \quad (19)$$

$$\sigma_{crpp2} = 0,8 \times 10^{-3} \epsilon \quad (20)$$

$$n_{crpp} = \sigma_{crpp2} S_x \quad (21)$$

$$\frac{\sigma_{crpp}}{E} \quad (22)$$

Donde *C* tendrá valores de 4 o 2, tomándose el valor de 4 para una consideración pesimista acerca del diseño, mientras que *l* es la longitud de cada sección de la estructura, es decir, la distancia entre dos mamparos. El valor de  $\sigma_{crpp2}$  se halla al ingresar con el valor del esfuerzo de compresión a través de las curvas de la figura 7, hasta hallar el valor de  $\lambda'$  (línea continua) y salir en línea recta hacia la izquierda (línea punteada) [3].

El momento de inercia requerido para el perfil mamparo estará definido por:

$$J_x = \frac{n_{crpp} J_{str}}{v} \quad (24)$$

Donde *R* representa el radio del mamparo y es el módulo de elasticidad propio del material. Al igual que en el *stringer*, el momento de inercia total debe ser mayor que el momento requerido por lo menos el doble.

Se debe calcular también la cantidad de flexión de la estructura en sentido longitudinal antes de generar una falla (*J<sub>x</sub>*), con este valor y el valor de Thieleman (*Y*) se puede saber si la estructura necesitara refuerzos y en que forma se deben colocar.

$$J_x = \frac{n_{crpp} J_{str}}{v} \quad (24)$$

$$Y = \frac{J_x F_{mamp}}{J_{mamp\ total} S_x} \quad (25)$$

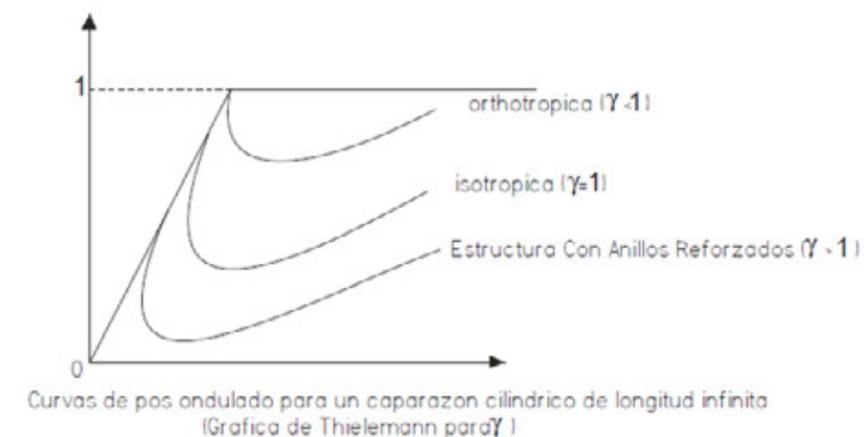


Figura 8. Curvas de post-ondulado [2].

La Figura 8 determina, según Thieleman, como debe ser reforzada la estructura, dependiendo del valor desarrollado por el mismo autor (*Y*); si se determina que la estructura es orthotropica, la estructura debe ser reforzada con *stringers* y mamparos; si es isotrópica, no debe ser reforzada [2].

Igualmente, se calculó la carga de ondulación crítica en láminas planas ( $\sigma_{KRB}$ ) y la carga de ondulación crítica en láminas curvas ( $\sigma_{KRR}$ ) y la tensión de ondulado ( $\sigma_{KRBR}$ ) [3].

$$\sigma_{KRB} \cong 3,64 \epsilon \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (26)$$

$$\sigma_{KRR} \cong 3,92 \epsilon \left(\frac{t}{R}\right)^{1,54} \quad (27)$$

$$\sigma_{KRBR} \cong \sigma_{KRB} + \sigma_{KRR} \quad (28)$$

Esto con el fin de saber a qué cargas se someterán las distintas láminas que componen cada uno de los componentes de la estructura (*stringer's*, mamparos y piel)

y la carga total si se llegara a ondular dichas láminas.



Figura 9. Mamparo [1].

Finalmente, se desarrolla la estructura, la cual estará compuesta por 45 *stringer* y 19 mamparos, con una longitud total de aproximadamente 18 metros y un diámetro máximo de 2.07 metros, obteniéndose la disposición final mostrada en la figura 1.

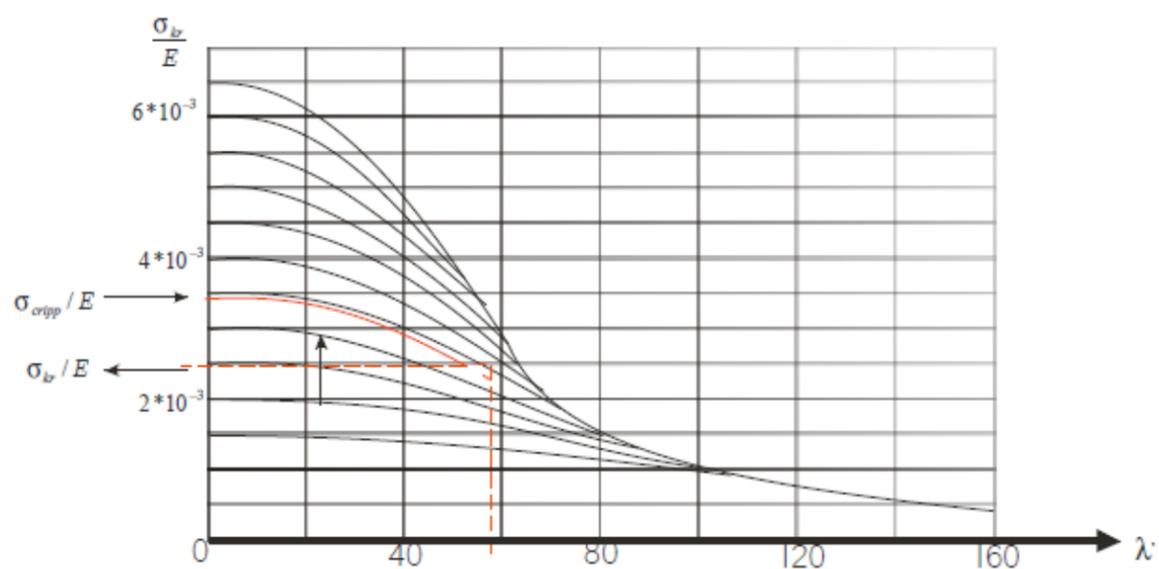


Figura 7. Valor óptimo de esfuerzo de compresión crítica. Fuente: Johnson [3].

## RESULTADOS

El diseño contemplado en el presente artículo es un diseño conceptual y preliminar, y aunque el modelo utilizado para el cálculo de la estructura es un modelo estático, se parte desde el empuje máximo generado por el primer motor cohete, el cual es uno de los parámetros dinámicos más relevantes para realizar el cálculo correspondiente de los diferentes componentes. Durante la realización de los cálculos se optó por usar un factor de seguridad de 2, con lo cual las condiciones de fatiga del material puede despreciarse. Sin embargo, para un diseño detallado se debe optar por usar un modelo dinámico, en el que las condiciones de fatiga y vibración no pueden ser despreciadas.

Tras el desarrollo del proyecto se obtuvieron los resultados que se muestran en las tablas 1 y 2, que son los de mayor interés para la investigación realizada.

**TABLA 1.**

Resultados stringer

PARÁMETRO	VALOR
$F_{strbm}$	120.21 mm <sup>2</sup>
$F_{reg}$	93.21 mm <sup>2</sup>
$J_{str}$	2458.13 mm <sup>4</sup>
$Q$	2453.36 N
$T_{rem}$	9.98 mm

Con estos resultados se puede decir que la estructura está debidamente diseñada para soportar y proteger el sistema de propulsión y carga paga del cohete; igualmente, las áreas calculadas son mayores que las requeridas y los esfuerzos que en esta actuarán son poco considerables con respecto a los que generarían una falla en la estructura.

Se espera que este proyecto sirva como aporte al desarrollo de futuras investigaciones y a una posible construcción de este vehículo para fines de interés nacional. El desarrollo del mismo se hizo como continuación de la tesis de maestría desarrollada por Jhonathan Murcia P. (MSC en CIENCIAS-Astronomía), "Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio Colombiano", con el cual se comparó, obteniéndose buenos resultados para un futuro diseño detallado.

**TABLA 2.**

Resultados mamparos

PARÁMETRO	VALOR
$J_{mamp\ total}$	1500.66 mm <sup>4</sup>
$J_{mampreq}$	975.61 mm <sup>4</sup>
$\sigma_{crpp2}$	60.16 N/mm <sup>2</sup>
$n_{crpp}$	114.66 N/mm
$Jx$	18.53 mm <sup>3</sup>
$\sigma_{KRB}$	1.40 N/mm <sup>2</sup>
$\sigma_{KRR}$	0.02 N/mm <sup>2</sup>
$\sigma_{KRBR}$	1.42 N/mm <sup>2</sup>

## RECOMENDACIONES

El peso es uno de los factores más críticos en el diseño de vehículos espaciales, es por ello que se debe elegir materiales muy ligeros y fáciles de obtener cuando se diseña la estructura de esos, ya que esta deberá soportar todos los posibles acontecimientos relacionados con la resistencia de materiales y que pueden ser generados por factores propios del vehículo o externos.

Todas las medidas y materiales deben ser calculados y escogidos para ser resistentes, disminuir peso y, si es posible, recursos económicos, pues un mal cálculo puede significar no solamente pérdidas millonarias, también de vidas y catástrofes no deseadas.



## REFERENCIAS

Ospina D., y Roldan, L.C. (2013). Diseño conceptual y preliminar de un cohete de tres etapas de propelente sólido para transportar una carga útil de 200 kg a una órbita baja de la tierra, *proyecto de grado, Ingeniería Aeronáutica*, Fundación Universitaria Los Libertadores, Bogotá D. C., Colombia.

Huba, O. (1999). *Manuscrito de cátedra parte 2*, Universidad de Aachen Instituto de Construcción Liviana.

Gravenhorst, (2017). *Manuscrito de cátedra sistemas de transporte espacial y propulsión espacial*, Bogotá D. C., Colombia.

Calderón O., y Murcia, J. (2009) Diseño conceptual y preliminar de un vehículo que transporta carga útil de una tonelada desde la superficie de la tierra a órbitas bajas, *tesis de grado en Ingeniería Aeronáutica*, Fundación Universitaria Los Libertadores, Bogotá D. C., Colombia.

Murcia, J.P., (2009) Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio Colombiano" [*tesis de maestría*], Facultad de Ciencias, Universidad Nacional de Colombia, Bogotá D. C., Colombia.