

# Aplicación para Motores-Cohete De Combustible Sólido

Andrés Felipe Vargas Hernández  
afvargash@academia.usbbog.edu.co

Daniel Eduardo Higuera Lozano  
dehiguera@academia.usbbog.edu.co

Diego Alejandro Cepeda Cuartas  
dacepedac@academia.usbbog.edu.co

Kevin Estiben Abreu Posada  
keabreup@academia.usbbog.edu.co

Laura Vanessa Torres Colmenares  
lvtorrec@academia.usbbog.edu.co

Sofia Calderón Herrera  
scalderonh@academia.usbbog.edu.co

**A rocket engine is the common name of a thermodynamic machine that is used for propulsion by means of a fuel in this case of solid state, for this project a digital application was designed which by means of the establishment of variables, a solution will be sought design of a solid rocket engine which uses Hydroxy-terminated as fuel and Ammonium Perchlorate as oxidant, for this it was necessary to carry out an investigation on the development of this type of propulsion machines, in order to thus provide the corresponding means for the realization of the respective programming and generation of the final result. Providing a solid rocket motor design, which is parameterized according to the conditions requested by each user of the program, thus providing an effective and adequate design, as presented below.**

## 1. Introducción

En el presente informe se encuentran los resultados referentes al desarrollo del proyecto de la aplicación para motores-cohete sólidos, durante su implementación se desarrolló la aplicación por medio digital del método de diseño de forma específica para motores que utilizan como combustible Polibutadieno Hidroxiterminado (HTPB) y como oxidante Perclorato de Amonio ( $\text{HN}_4\text{ClO}_4$ ). Generando como resultado una aplicación que puede desarrollar tres medios funcionales los cuales se basaran en la variación del diseño del motor de acuerdo a diferentes parámetros ingresados al sistema los cuales permitirán obtener un diseño específico que se ajuste a las características deseadas por el usuario, como bien puede ser el empuje, la presión de la cámara de combustión, tipo de geometría, progresión de quemado, así mismo basándose en los materiales de manufactura de la cámara y tobera, junto a las variables estructurales básicas del motor, brindando así una parametrización geométrica de la solución obtenida de forma sincrónica a través un diseño CAD para la obtención de los planos de ensamble y de las principales vistas generales.

## 2. Objetivos

### Objetivo General

- Diseñar una aplicación para la parametrización de un motor-cohete solido el cual usa Polibutadieno Hidroxiterminado (HTPB) junto a Perclorato de Amonio ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) para su combustión completa, así mismo, describir y caracterizar el funcionamiento de dicho motor, de acuerdo con parámetros variables que fundamenten su diseño.

### Objetivos Específicos

- Realizar el diseño de un motor-cohete sólido el cual cumpla con un funcionamiento teórico adecuado y trabaje con combustible Polibutadieno Hidroxiterminado (HTPB) y como oxidante Perclorato de Amonio ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ).
- Obtener un modelo de comprobación computacional el cual genere una aplicación que permita evaluar y aplicar las diferentes temáticas tratadas en Construcción de Motores I, para el diseño y parametrización de un motor-cohete sólido.
- Desarrollar una aplicación funcional la cual brindé la facilidad de obtención de un modelo propulsivo aplicable a proyectos de cohetaría experimental, donde se evalué las capacidades y parámetros de diseño de un motor-cohete sólido.
- Obtener los planos de ingeniería del motor-cohete sólido, en función de los parámetros ingresados en la aplicación.

### 3. Marco Conceptual

- **Combustión de Combustibles Poliméricos:** La matriz polimérica permite que se genere una acción catalizadora dada por la membrana de electrolito presente en el polímero, intercalando su membrana recubierta por el catalizador en capas micro porosas a través de la inyección de oxígeno el cual se suministra por medio de un canal de flujo a las capas del catalizador de cátodo y ánodo, haciendo que se genere una migración de protones y electrones. Evitando así la pérdida de masa en las reacciones termoquímicas de las células. Partiendo de un proceso llamado pirolisis el cual se da de forma endotérmica en la que el polímero se agrieta hasta descomponerse y generar vaporización, este parámetro también se define como la gasificación del combustible, y permite dar paso a la ignición la cual permite iniciar la mezcla del aire con el combustible, brindando que se encienda, ya sea por auto ignición o por la contribución de una llama para encender la mezcla. Es allí cuando el combustible gasificado reacciona con las partículas de oxígeno generando una llama visible que también se conoce como combustión llameante o en otros casos combustión sin llama donde esta no se hace visible.<sup>1</sup>

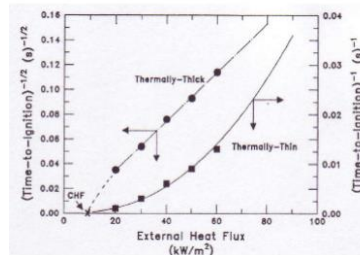


Figura 1. Tiempo de combustión de un combustible polimérico respecto al flujo externo.<sup>1</sup>

- **Termo-degradación de Polímeros:** Este fenómeno se da debido a las condiciones de calentamiento y a la temperatura a la cual se ve sometido el combustible polimérico, determinado por medio de un análisis el cual mostrará el porcentaje de degradación que se tendrá dentro del manejo de dicho combustible, dando como resultado una curva de pérdida de peso versus a la temperatura. Determinado por el rompimiento de la cadena principal afectando su peso molecular y viscosidad, todo ello en función de los ciclos de procesamiento que se le generen al combustible.<sup>2</sup>

$$\frac{1}{t_{ig}} = \frac{\pi}{4} \frac{q_e''}{K_{thin}}$$

Ecuación 1. Flujo de calor y parámetro de respuesta térmica.<sup>2</sup>

Como se muestra en la ecuación uno se puede parametrizar por medio del tiempo de ignición, el comportamiento del flujo de calor externo para identificar la variación en función el ciclo al cual se esté sometiendo el combustible.

- **Tipos de Motores Cohete:** Dentro de la categoría de motores cohete existen diferentes clasificaciones, difiriendo en función del tipo de reacción química exotérmicas del combustible.<sup>3</sup>

1. *De Combustible Líquido:* En este tipo de motores se mantienen combustibles líquidos dentro de los tanques previo al encendido, con el fin de transportarlos a la cámara de combustión bajo diferentes ciclos, dependiendo del tipo de combustible líquido que se esté utilizando, dando paso bien sea a un ciclo presurizado de los tanques, un ciclo expansor, a través de un generador de gas o por una combustión escalonada. <sup>4</sup>
  2. *De Combustible Sólido:* Son aquellos motores que funcionan a través de sustancias en estado sólido las cuales al mezclarse con un agente catalizados realizan su proceso de combustión y encendido que da función al motor. <sup>5</sup>
  3. *De Combustibles Híbridos:* Son aquellos que poseen capacidad para utilizar mezclas entre combustibles líquidos y sólidos, por medio de la distribución de secciones repartidas en el interior del motor, que permiten la combustión de ambos tipos de agentes produciendo un trabajo continuo entre las dos variaciones de sustancia. <sup>5</sup>
- **Ecuación del Cohete de Tsiolkovski:** Denominada del principio del cohete, la cual define que un aparato que puede acelerarse a sí mismo por medio de un empuje expulsando una parte de su masa a elevadas velocidades, en un sentido opuesto a la aceleración que se genera en consecuencia de la conservación de cantidad de movimiento. Recibe su nombre gracias al científico que realizó su publicación en el año de 1903. Establece que el incremento de velocidad es consecuencia de la acción del motor-cohete, la cual es proporcional al logaritmo de cociente entre la masa inicial y la masa final del cohete, definiendo que la constante de proporcionalidad igual al producto de la aceleración de la gravedad dada por el impulso específico que posee el cohete, dependiendo del parámetro del combustible utilizado. <sup>6</sup>

$$\Delta v = g I_s \left( \frac{m_i}{m_f} \right)$$

Ecuación 2. Ecuación del cohete de Tsiolskovski. <sup>6</sup>

Donde:

- $\Delta v$ : Velocidad del motor-cohete
  - $g$ : Gravedad
  - $I_s$ : Impulso específico del cohete
  - $m_i$ : Masa inicial
  - $m_f$ : Masa final
- **Balística Interna del Motor-Cohete:** La evaluación balística es una herramienta utilizada con el fin de estudiar las propiedades internas específicamente de los propelentes sólidos, los cuales son poseedores de altas prestaciones internas, donde se describe el comportamiento de dicho propelente sólido a diferentes condiciones de presión y granulometría del oxidante, las cuales brindan la determinación del riesgo ante varios parámetros en los cuales puedan ser utilizados estos tipos de motor-cohete que usan dicho combustible sólido, este parámetro de balística interna se rige a través de la Ley de Saint Robert. <sup>7</sup>  
Dicha Ley establece que las propiedades internas del motor-cohete están gobernadas tanto por la velocidad de combustión como de la velocidad en la que se descarga la masa de los motores, su adecuada aplicación permite el análisis balístico interno que predecirá el historial de tiempo de la cámara de presión en el motor, tales como:
    - Empuje
    - Velocidad ideal de escape
    - Límites de temperatura
    - Temperatura de la llama
    - Duración
  - **Fenómenos de Combustión y Quemado de Combustibles Sólidos en Motores-Cohete:** Este tipo de motores posee un grano que se forma especialmente a partir de la masa del propelente la cual se determina por un área específica dada por la ecuación 3. <sup>8</sup>

$$A_b = 2 \left( \frac{\pi}{4} (D_{gr}^2 - d_{core}^2) \right) + \pi d_{core} L_{gr}$$

Ecuación 3. Área de combustión del grano. <sup>8</sup>

En los granos se genera una combustión progresiva, es decir, que se genera una elevación en el quemado de forma proporcional al empuje y la presión en el proceso de combustión, dicho parámetro de quemado esta dado por un margen en el cual se tiene que  $\frac{\Delta s}{\Delta t} = P_c \gg P_{atm}$ . (8) Regidos por unos dispositivos encargados de la inicialización para un arranque rápido dentro de la cámara de combustión, bajo condiciones ambientes. Los dispositivos implementados en el proceso de combustión se conocen como **pyrogen** y pirotécnico, ya que se accionan a partir de la carga explosiva generada sobre el grano. De igual manera, es importante tener en cuenta parámetros como densidad del combustible, la velocidad de combustión del propelente, el tiempo de combustión, la web thickness, el coeficiente de áreas de flujo entre otras, (9) los cuales influyen en el proceso de combustión de granos en motores cohete, debido a la concentración que se da del solido dentro de la cámara de combustión.

La adecuada concentración de grano y un balance en la estructuración de parámetros genera el máximo rendimiento del motor-cohete, dando como resultado una combustión con flujo adecuado de productos de forma adiabática, con una combustión completa del propelente regida por la Ley de Gas Perfecto, lo cual a su vez determina que el flujo de productos no es rotativo sino que por el contrario es monodimensional, y una estabilidad en los parámetros de la tobera, permitiendo obtener el mejor provecho a la máquina.<sup>9</sup>

#### 4. Metodología

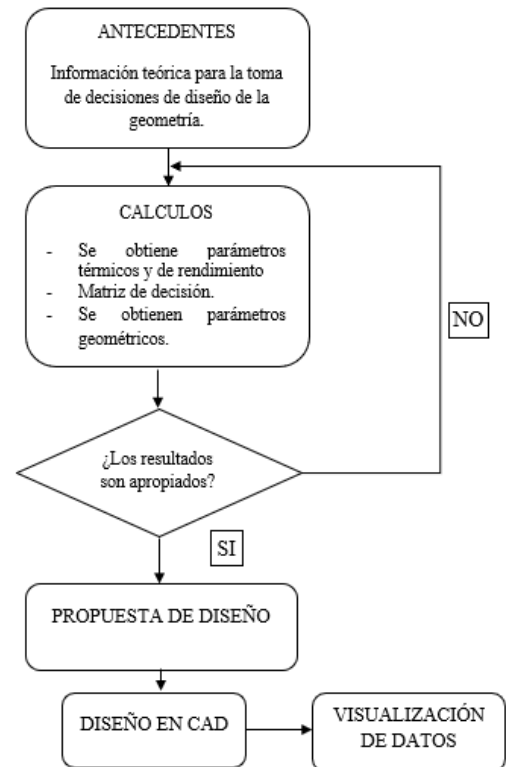
La estrategia implementada en el desarrollo del presente proyecto es la empírico-analítica, ya que esta metodología cumple con los requerimientos propuestos, como se presenta a continuación, donde se observa el procedimiento llevado a cabo. Se pretende presentar el diseño una aplicación que permita obtener el cálculo de motores-cohete sólidos, que estén fundamentados en el uso de como combustible Polibutadieno Hidroxiterminado (HTPB) y como oxidante Perclorato de Amonio ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ), a partir del estudio de documentación previamente publicada, que otorga los conocimientos teóricos necesarios para este desarrollo, así mismo, por medio de cálculos generados a través de modelos matemáticos que se relacionan estrechamente con la teoría y se verifican por medio de simulaciones computacionales.

Inicialmente, para el desarrollo del software es necesario definir y analizar las ecuaciones respectivas que proporcionaran el adecuado diseño del motor cohete en determinados parámetros, estos a gusto o necesidad del diseñador, dichas ecuaciones se encuentran en su respectivo orden en el anexo I del presente documento.

Seguido de ello, se tiene en cuenta que el diseño está basado en un prototipo ideal debido a las suposiciones que se toman para el desarrollo de las ecuaciones estipuladas, siendo las siguientes:

##### Cámara de combustión:

- No se toma en cuenta la entrega de energía y tasa de quemado por el accionamiento de la chispa.
- El flujo se desplaza en un solo eje a través de la sección longitudinal de la cámara.
- La tasa de quemado de combustible es constante a lo largo del tiempo.
- El sistema es adiabático, es decir, no existen perdidas o entrega de calor al ambiente.
- El material elegido ya cuenta con el respectivo recubrimiento y no existe expansión térmica que afecte el diseño.
- La reacción química del combustible es completamente homogénea.
- El combustible siempre será el mismo para todo diseño, siendo perclorato de amonio ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) como oxidante y polibutadieno hidroxiterminado (HTPLB) como combustible. Este tendrá como valores de gas requeridos y dicho gas cumplirá con la ley de los gases perfectos, los valores son expuestos en la tabla 1.



Parameter	Symbol	Value
Ratio of specific heats	$\gamma$	1.25
Molecular weight	$M$	23.7 g/mol
Heat capacity	$C_v$	1534 J/kg·K
Adiabatic flame temperature	$T_c$	2780 K
Characteristic velocity	$c^*$	1470 m/s
Burn rate coefficient	$a$	0.123
Burn rate exponent	$n$	0.287

Tabla 1. Propiedades del propelente en estado gaseoso. Tomado de: (10)

- La geometría del propelente se mantendrá constante independientemente del tipo de progresión de quemado.

#### Tobera:

- Cumple con la óptima expansión de tobera ( $P_e = P_a$ ).
- La presión a través del área de la garganta será la presión crítica y la velocidad del flujo será igual a la velocidad del sonido teniendo un Mach igual a 1.
- La presión de entrada a la tobera será igual a la presión de la cámara ya que se asume que no existen pérdidas dentro de la cámara.
- El proceso a través de esta será isentrópico y reversible. [11].
- El flujo no rota a través de la tobera y se expande de forma uniforme a lo largo de un solo eje.
- El ángulo de la sección convergente es estipulado como 30 grados debido a que se quiere un factor de corrección redondeado a 0.9.

Con dichas suposiciones estipuladas, se procede a realizar el programa estipulado teniendo en cuenta que este va a ser diseñado en la interfaz gráfica que proporciona el programa MATLAB conocida como “App Design”, la cual consta de una página de inicio, una ventana de ingreso de parámetros estrictamente necesarios para el diseño, otra ventana que mostrara las condiciones atmosféricas en ISA estándar, algunas propiedades calculadas del flujo, la curva de empuje-tiempo deseada, las dimensiones en milímetros de cada sección de la cámara, el grano y la tobera y, por último, una ventana la cual se hablará de ella más adelante.

Los parámetros necesarios de entrada son:

- La altitud máxima de vuelo, ya que esta permitirá saber las condiciones atmosféricas que se presentan en la altitud ingresada y la presión será necesaria para saber la presión del exhosto como se especificó en los parámetros de tobera.

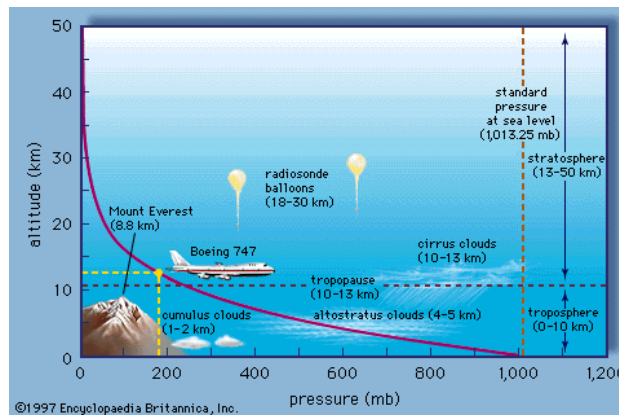


Figura 2. Pressure Altitude. Tomado de: (12)

- La presión de la cámara, debido a que en este caso la combustión no se presenta por un diferencial de presión si no por la temperatura máxima necesaria para la ignición del combustible. Esta presión será un parámetro base para todos los cálculos ya que, dependiendo de esta, se realizarán tanto cálculos de parámetros geométricos y de materiales tanto de la cámara de combustión como de la tobera como se muestra en las ecuaciones del anexo I.

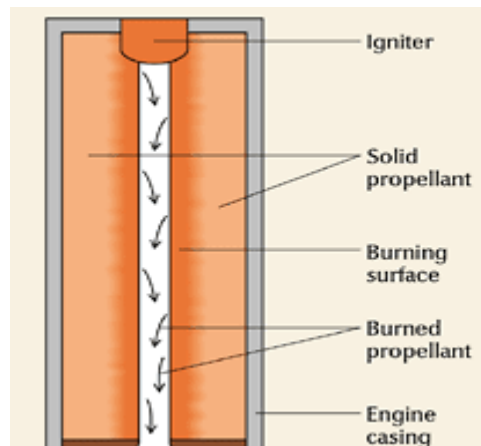


Figura 3. Cámara de combustión. Tomado de: (13)

- El empuje del motor, que es necesario para calcular el impulso total del motor, la masa necesaria de propelente de combustible, el área de quemado necesaria para lograr dicho empuje y demás parámetros por lo que se considera igual de importante que el valor de la presión.
- El impulso específico, que es la medida que especificará cuanta masa de combustible producirá 1 newton de fuerza en un segundo.
- La duración de quemado, que indicara cuanto tiempo durara el quemado del combustible hasta consumirse por completo y así, saber los parámetros geométricos del grano para que este tiempo se cumpla.
- El tipo de progresión de quemado, el cual indicara como se comportará el empuje desde un tiempo y empuje 0, hasta el tiempo el cual el empuje logra estabilizarse al empuje deseado, esto dependerá de la geometría transversal del propelente, más sin embargo esta no se tendrá en cuenta para el diseño de geometría del propelente debido a su complejidad, de igual forma en la figura 4 se exponen los tipos de geometría para cada curva.

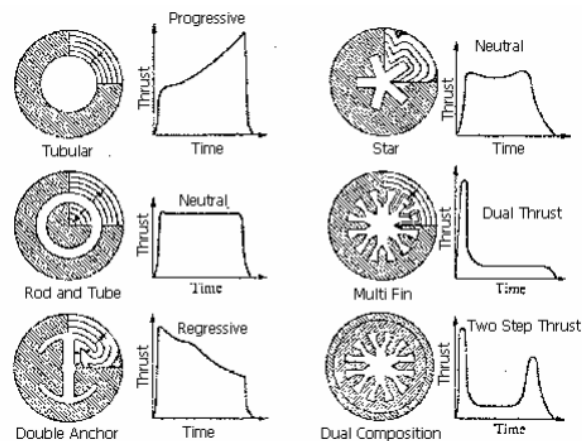


Figura 4. Tipos de geometría para curva Tiempo vs. Empuje deseada. Tomado de: (14)

- Diámetro interno de cámara, primordial para dar un parámetro inicial para el cálculo de espesor de pared y diámetros del propelente. Y;
- Angulo de divergencia de tobera, el cual será necesario para calcular la longitud divergente de la tobera.

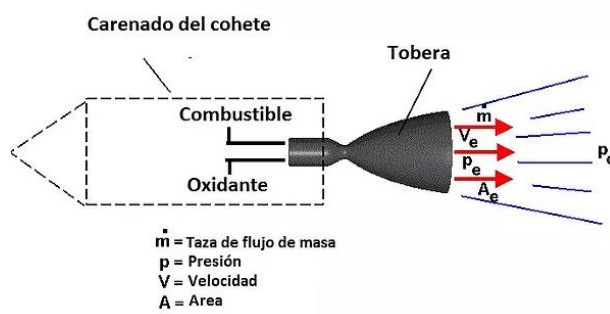


Figura 5. Tobera convergente-divergente. Tomado de: (15)

Una vez ingresados los parámetros el programa mostrara resultados con respecto a cada sección del cohete y seguido de ello, exportara los valores de dimensionamiento obtenidos por el programa a un archivo Excel elaborado específicamente con el fin de entrelazarlo a otro Excel y que este último, se entrelace con el programa de diseño Inventor. Para la inicialización adecuada del programa, se adjunta el manual de descarga y uso en el Anexo II.

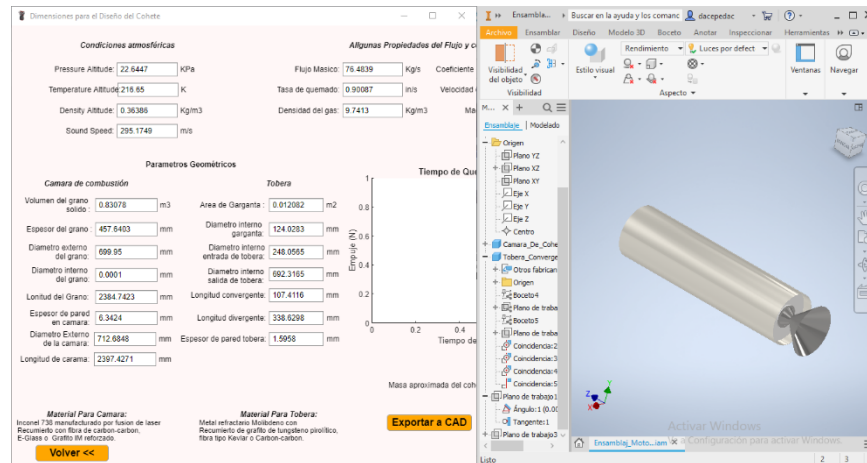


Figura 6. Interfaz y modelado en CAD del diseño.

## Referencias

- [1] Jagur-Grodzinski, J. (2007). Polymeric materials for fuel cells: concise review of recent studies. *Polymers for Advanced Technologies*, 18(10), 785-799.
- [2] Montes, J. M. Martínez Urreaga, J. Bento, A. (2014). Termodegradación y fotodegradación de polietilenos metalocénicos de alta densidad. Efecto de la incorporación de grupos polares y de un aditivo prodegradante.
- [3] Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2016). *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons.
- [4] McCulley J, Bath A, Whitmore S. Design and Testing of FDM Manufactured ParaffinABS Hybrid Rocket Motors. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2012
- [5] Sutton GP, Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. 7 th ed. New York: Jhon Wiley and sons; 2001.
- [6] Dvornychenko, V. N. (1990, December). The generalized tsolkovsky equation. In *Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium, 1990*.
- [7] Babuk, V. A., & Vasilyev, V. A. (2002). Model of aluminum agglomerate evolution in combustion products of solid rocket propellant. *Journal of Propulsion and Power*, 18(4), 814-823.

- [8] Knuth, W. H., Chiaverini, M. J., Sauer, J. A., & Gramer, D. J. (2002). Solid-fuel regression rate behavior of vortex hybrid rocket engines. *Journal of Propulsion and power*, 18(3), 600-609.
- [9] Risha, G., Boyer, E., Wehrman, R., Evans, B., & Kuo, K. (2003, July). Nano-sized aluminum and boron-based solid fuel characterization in a hybrid rocket engine. In *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit*.
- [10] S. Zhonggang, J. Shuwei, G. Yanhua, L. Yichen, C. Lili, and X. Fei, "Microstructure evolution and mechanical properties of Hastelloy X alloy produced by Selective Laser Melting," *High Temp. Mater. Process.*, vol. 39, no. 1, pp. 124–135, Jun. 2020, doi: 10.1515/htmp-2020-0032.
- [11] G. P. SUTTON and O. BIBLARZ, *Rocket Propulsion Elements.*, Seventh Ed. 2001
- [12] "Altitude | linear measurement | Britannica." <https://www.britannica.com/science/altitude> (accessed May 01, 2021).
- [13] R. Teja, my blog, (Mayo 03,2010).
- [14] R. Nakka and traduced by S. Garofalo, *Teoría sobre motores cohete de propelente sólido*.
- [15] J. P. Galindo, Empuje.

## Anexos

### Anexo I. Ecuaciones Requeridas para el diseño

#### 1. Impulso Total

$$I_t = F * t_b \quad [11]$$

$F$ = Empuje del motor

$t_b$  =Duracion de quemado

#### 2. Masa del combustible solido

$$m_b = \left( \frac{I_t}{I_s * g_0} \right) \quad [11]$$

$I_s$ =Impulso especifico

#### 3. Volumen requerido

$$V_b = \frac{m_b}{\rho_p} \quad [11]$$

$\rho_p$ =densidad del propelente solido

#### 4. Tasa de quemado

$$r = a * P_c^n \quad [11]$$

$P_c^n$ =Presión de cámara elevada a una constante conocida como exponente de la tasa de quemado

#### 5. Espesor mínimo del grano

$$t_g = r * t_b \quad [11]$$

#### 6. Coeficiente de empuje



$$C_f = \sqrt{\left(\frac{2k^2}{k-1}\right) \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]} \quad [11]$$

$k$ = Relación adiabática de calores específicos

**7. Densidad del combustible en estado gaseoso**

$$\rho = \frac{P_c}{RT_1}$$

$T_1$ =Temperatura máxima de ignición

$$R = \frac{R_u}{M} = \text{Constante del gas}$$

**8. Velocidad característica**

$$c^* = \frac{\sqrt{kRT_1}}{k \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad [11]$$

**9. Espesor de pared de cámara**

$$t_c = \frac{P_c * D_c}{\sigma_y - P_c}$$

$\sigma_y$  = Esfuerzo de fluencia del material

$D_c$  = Diámetro interno de cámara

**10. Diámetro externo de grano**

$$D_{ext,g} = D_c - 2 * 0.002 \quad [11]$$

**11. Diámetro interno de grano**

$$D_{int,g} = D_{ext,g} - 2 * t_g \quad [11]$$

**12. Área de quemado**

$$A_b = \frac{\pi}{4} (D_{ext,g}^2 - D_{int,g}^2) \quad [11]$$

**13. Longitud de grano**

$$L_g = \frac{V_b}{A_b} \quad [11]$$

**14. Diámetro externo de cámara**

$$D_{ext,c} = D_c + 2 * t_c$$

**15. Área de garganta**

$$A_t = \frac{F}{P_1 * C_f} \quad [11]$$

**16. Diámetro interno de garganta**

$$D_t = \sqrt{\frac{(4 * A_t)}{\pi}} \quad [11]$$

**17. Área de entrada a la tobera-sección convergente**

$$A_s = \frac{\pi}{4} (2 * D_t)^2$$

**18. Diámetro de sección convergente**

$$D_{inlet,n} = \sqrt{\frac{(4 * A_s)}{\pi}} [11]$$

**19. Velocidad de exhosto efectiva**

$$c_e = v_2 = l_s * go [11]$$

**20. Área de salida de tobera-sección divergente**

$$A_2 = \frac{A^*}{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{Pe}{Pc}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \frac{Pe^{\frac{k-1}{k}}}{Pc}\right)}} [11]$$

**21. Diámetro de sección divergente**

$$D_{outlet,n} = \sqrt{\frac{(4 * A_2)}{\pi}} [11]$$

**22. Longitud convergente**

$$L_{CT} = \frac{(D_{inlet,n} - D_t)}{2 * \tan(\beta)} [11]$$

$\beta$ = ángulo medio entre diámetro de entrada y garganta, en este caso siempre será 30°

**23. Longitud divergente**

$$L_{DT} = \frac{(D_{outlet,n} - D_t)}{2 * \tan(\alpha)} [11]$$

**24. Espesor de pared de tobera**

$$t_n = \frac{P^* * D_c}{\sigma_y - P^*}$$

**Anexo II. Manual de descarga y uso del software**

Link adjunto: <https://es.calameo.com/read/0044534831b71f7938bc0>

**Anexo III. Software**

Adjunto en la carpeta del mismo archivo descargado.