

# ANÁLISIS DE LOS PARÁMETROS DE DISEÑO PARA PROPULSORES HÍBRIDOS CON COMBUSTIÓN DE PARAFINA Y OXIDO NITROSO GASEOSO

APAZA VÁSQUEZ, ROGER<sup>1</sup> – DE SOUZA COSTA, FERNANDO<sup>2</sup>  
[1roger@lcp.inpe.br](mailto:roger@lcp.inpe.br) - [2fernando@lcp.inpe.br](mailto:fernando@lcp.inpe.br)

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão  
Dirección Rodovia Presidente Dutra, km 40, CEP: 12630-000, Tel: (012)3186-9357  
Cachoeira Paulista, SP – Brasil.

## RESUMEN

Los propulsores híbridos combinan el rendimiento de los cohetes a propulsión líquida con la simplicidad de los cohetes a propulsión sólida. Los híbridos utilizan las ventajas tanto de los sistemas de propulsión sólida como la de los líquidos. Estrictamente hablando, un cohete híbrido es aquel en que el combustible y el oxidante están almacenados en diferentes estados de la materia. Por ejemplo, un propulsor híbrido puede utilizar un combustible líquido y un oxidante sólido. Aunque la mayoría de las investigaciones utilizan un combustible sólido con un oxidante líquido o gaseoso. Similarmente a los cohetes de propulsión sólida, la fase sólida es denominada de grano propelente, a través de la cual es realizada un orificio cilíndrico a lo largo del grano. Este orificio cilíndrico sirve como cámara de combustión del motor cohete híbrido. La fase líquida perteneciente al oxidante es canalizada a través de la cámara de combustión por medio de un tanque presurizado o por el uso de bombas hidráulicas. Una vez que la quema es iniciada en la cámara de combustión del grano propelente (haciendo uso de un mecanismo de ignición o de una combinación hipergólica de combustible/oxidante), los gases de escape pasan a través de una tobera para conseguir un aumento en la velocidad de salida del flujo de gases y con ello producir su respectivo empuje. En este artículo se presenta un análisis de los principales parámetros de diseño generados en la combustión entre la cera de parafina y el oxido nitroso gaseoso dentro de los propulsores híbridos utilizando el software de equilibrio químico Cea-Nasa con estos datos obtenidos se tendrá un mejor entendimiento del comportamiento de la combustión generada por este par propelente, para luego realizar el diseño de un propulsor híbrido de grano cilíndrico monoperforado.

**Palabras claves:** propulsores híbridos, cera de parafina, oxido nitroso.

## 1.- INTRODUCCION

Los sistemas a propulsión híbrida utilizan la combinación de los sistemas a propulsión sólida y líquida. Tienen como característica principal el uso de propelentes en dos diferentes fases de manera conjunta. Una de las configuraciones tradicionales es utilizar al combustible como sólido y al oxidante como líquido o gas, en el caso de un motor híbrido inverso sería lo opuesto.

Un sistema de propulsión híbrida tiene varias ventajas explorables que lo vuelven un excelente candidato para sistemas de propulsión compactos. Entre las ventajas que tienen los sistemas de propulsión híbrida, podemos indicar, **seguridad:** el combustible de un motor híbrido por lo general es sólido lo cuál permite una fabricación segura del mismo, separado del oxidante, **regulable:** todo el rendimiento del motor cohete puede ser regulado ajustando la tasa de flujo del líquido oxidante. El flujo de combustible en los motores híbridos es ajustado por el oxidante que entra en contacto con el

combustible vaporizado. En el caso de abortar el funcionamiento del motor cohete solamente es necesario detener el suministro de oxidante, **estabilidad del grano:** las grietas en el grano propelente de combustible de un motor de cohete sólido puede dar lugar a inestabilidad, altas presiones y explosión. Los cohetes híbridos evitan estos problemas ya que la quema ocurre solamente donde hay una mezcla de combustible y oxidante (generalmente en la capa límite sobre la superficie del combustible), **temperatura:** un cohete sólido puede ser diseñado para operar en presiones máximas el cual puede ser inestable debido a las condiciones de temperatura ambiente. Esta limitación de diseño es reducida en un motor híbrido porque el efecto de la temperatura sobre la tasa de quema es pequeña, **costo:** el costo del desarrollo del motor, fabricación y transporte del propelente es reducido, **medioambiental:** existen ventajas medioambientales basados en los productos de los gases de escape. Los componentes peligrosos en los propelentes sólidos son el aluminio y el cloro los cuales no están presentes en un motor híbrido clásico. Las numerosas ventajas de una configuración de motor cohete híbrido hablan por sí mismos y han proporcionado el ímpetu para continuar investigando en el diseño de sistemas híbridos. Las desventajas de los motores híbridos son las siguientes, **tasa de regresión:** la tasa de regresión de un combustible de motores híbridos es baja debido a la velocidad en el cual se queman los combustibles poliméricos. Una baja tasa de regresión significa que el área superficial del grano combustible debe ser mayor, **eficiencia de combustión:** hay un menor grado de mezcla debido a la presencia de la llama difusiva entre el combustible vaporizado y el oxidante lo que crea una eficiencia menor de impulso. El rendimiento puede todavía ser mayor en comparación con los cohetes sólidos debido a un elevado impulso específico teórico, **razón de oxidante-combustible (O/C):** un cambio en la razón O/C sucede debido al crecimiento del diámetro del orificio cilíndrico en el grano combustible. Esto

genera una pérdida en el rendimiento debido al área superficial [1].

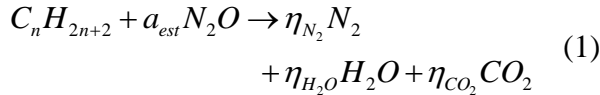
En este artículo es presentado una metodología y las variaciones de algunos parámetros para el diseño de propulsores híbridos con parafina y óxido nítrico. El análisis termoquímico de esta reacción es obtenida a través del software de equilibrio químico Cea-Nasa, finalmente con esta metodología es realizado un algoritmo computacional en Matlab para diseñar un propulsor de 400 N con un tiempo de quema de 15 segundos.

## 2.- METODOLOGIA

Los propelentes tienen ciertas características fisicoquímicas particulares las cuales dependen de las condiciones del estado en la que se encuentren. El  $N_2O$  es conocido como monóxido de dinitrógeno, en estado líquido tiene un punto de ebullición de  $-88.5\text{ }^\circ\text{C}$  a 1 atm, y es normalmente mantenido como líquido a una presión de cerca de 58.5 bar. Este tiene una masa molar de 44,01 g/mol el cual posee una densidad de 1222,8 kg/m<sup>3</sup> y 1,872 kg/m<sup>3</sup> en el estado líquido y gaseoso respectivamente. La presión y temperatura crítica del  $N_2O$  es de 7,25 MPa y de  $36,4\text{ }^\circ\text{C}$  respectivamente. Un motor de cohete híbrido que utiliza  $N_2O$  como oxidante tiene una adicional ventaja ya que el tanque de oxidante no necesita de un sistema de presurización debido a sus características de auto-presurización. El  $N_2O$  es un oxidante seguro que puede ser utilizado en aplicaciones de propulsión. La cera de parafina denominada n-eicosano ( $C_{20}H_{42}$ ) tiene una masa molar de 282 g/mol con una densidad de 789 kg/m<sup>3</sup> a  $20\text{ }^\circ\text{C}$ . Su presión y temperatura crítica es de 1,3 MPa y  $513\text{ }^\circ\text{C}$  [2]. Estudios experimentales han demostrado que la cera de parafina permite obtener valores más altos de la tasa de regresión en comparación con los combustibles convencionales utilizados en motores híbridos. Por tanto los combustibles de parafina permiten obtener valores de impulso específico (Isp, por sus siglas en inglés) y de densidad de impulso

específico mayores en comparación a los sistemas líquidos de combustibles hidrocarbonados.

La reacción química estequiométrica generada entre la cera de parafina  $C_{20}H_{42}$  y el óxido nitroso  $N_2O$  puede escribirse de la siguiente manera,



de acuerdo a la conservación de átomos tenemos,

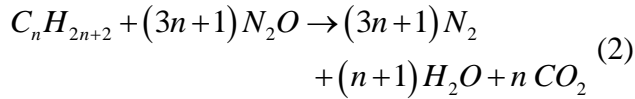
$$C: \eta_{CO_2} = n$$

$$H: 2n + 2 = 2\eta_{H_2O} \rightarrow \eta_{H_2O} = n + 1$$

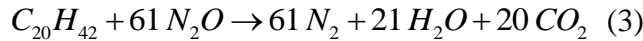
$$O: a_{est} = \eta_{H_2O} + 2\eta_{CO_2} \rightarrow a_{est} = 3n + 1$$

$$N: a_{est} = \eta_{N_2} \rightarrow \eta_{N_2} = 3n + 1$$

sustituyendo los términos  $\eta_{CO_2}$ ,  $\eta_{H_2O}$ ,  $\eta_{N_2}$  y  $a_{est}$  en la ecuación estequiométrica (1) tenemos,



en el caso de la cera de parafina  $C_{20}H_{42}$ , la ecuación estequiométrica general tiene la siguiente forma,



observando la ecuación (3), tenemos que la razón de oxidante-combustible estequiométrica en masa es,

$$(O/C)_{est} = \frac{m_{ox}}{m_{comb}} = \frac{61 \cdot 44}{1 \cdot 282} = 9,52 \quad (4)$$

La entalpia de formación de la cera de parafina es dada por la siguiente ecuación experimental [Karabeyoglu, 2005]

$$\Delta H_f^0 = -6,713n - 7,846 - C_s (298 - T_a) \quad (5)$$

donde  $\Delta H_f^0$  es la entalpia de formación molar de la parafina sólida en unidades de kcal/mol,  $n$  es el número de carbonos de la composición química de la parafina,  $C_s$  es el calor específico molar de la parafina sólida y  $T_a$  es la temperatura ambiente en unidades K.

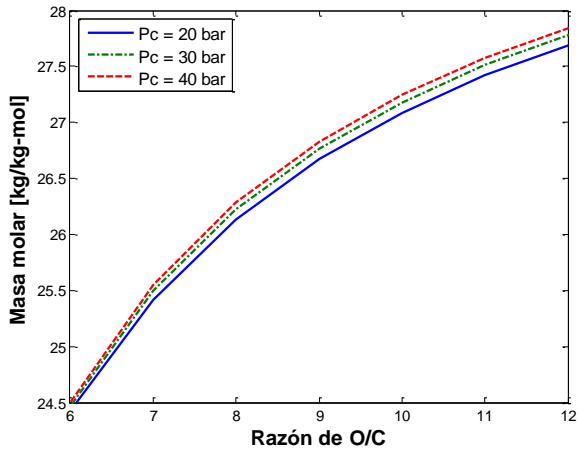
Algunos valores obtenidos para la cera de parafina con la ecuación (5), son resumidos en la Tabla 1,

**Tabla 1.** Entalpias de formación para diferentes parafinas sólidas a 298 K.

Cera de parafina	$\Delta H_{f,298}^0$ [kJ/mol]
$C_{20}H_{42}$	-594,572
$C_{25}H_{52}$	-735,007
$C_{30}H_{62}$	-875,443
$C_{35}H_{72}$	-1015,879
$C_{40}H_{82}$	-1156,315

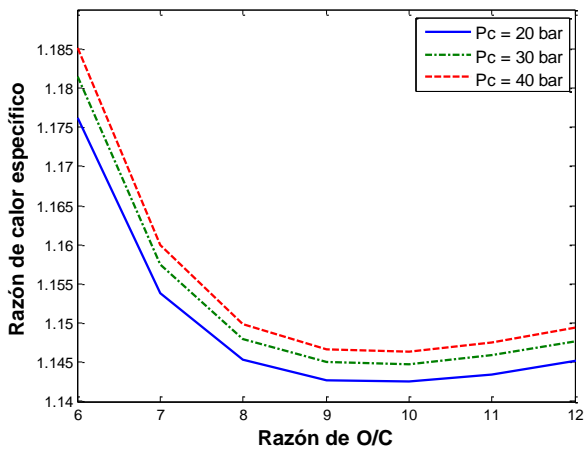
La temperatura máxima alcanzada por el óxido nitroso con diferentes ceras de parafina no tienen variaciones considerables en el caso de una combustión estequiométrica. Para calcular las características termoquímicas de los productos de la combustión de  $N_2O$  y  $C_{20}H_{42}$  utilizamos el programa de equilibrio químico Cea-Nasa con el cual obtenemos la temperatura, la masa molar y la constante de los gases,  $\gamma$ , en función de la razón O/C para diferentes presiones en la cámara de combustión.

La masa molar es un parámetro que influye en la velocidad de escape de los gases provenientes de la cámara de combustión la cual también se encuentra relacionada con el impulso específico.



**Figura 1.** Variación de la masa molar en relación a la razón de O/C para el par propelente  $N_2O-C_{20}H_{42}$ .

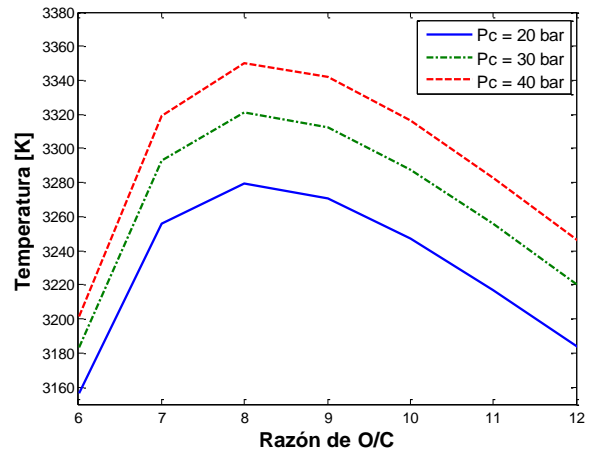
En la Figura 1, puede observarse el comportamiento de la masa molar y la razón de O/C para el par propelente  $N_2O-C_{20}H_{42}$  con diferentes presiones de operación en la cámara de combustión. Es claro notar que cuando la presión aumenta en la cámara de combustión la masa molar de los gases productos de la combustión también incrementa, pero esa variación es muy pequeña a bajas presiones.



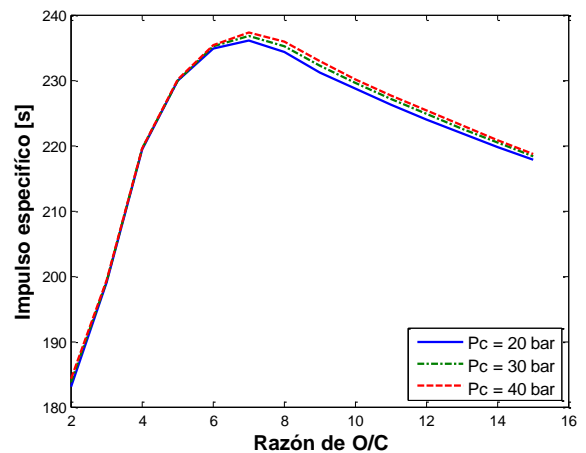
**Figura 2.** Variación de la razón de calor específico en relación a la razón de O/C para el par propelente  $N_2O-C_{20}H_{42}$ .

En la Figura 2, se observa como la razón de calores específicos varía en función de la razón O/C a diferentes presiones de operación.

La temperatura de la cámara es uno de los parámetros indicativos para el diseño de la cámara de combustión y sobre el tipo de sistema de refrigeración necesario para la cámara de combustión. En la figura 3 puede observarse como esta temperatura varía en función de la razón de O/C para diferentes presiones de operación. Es claro notar que cuando aumenta la presión de operación para un determinado O/C, la temperatura tiende a incrementar a temperaturas teóricas (temperatura de llama adiabática) elevadas.



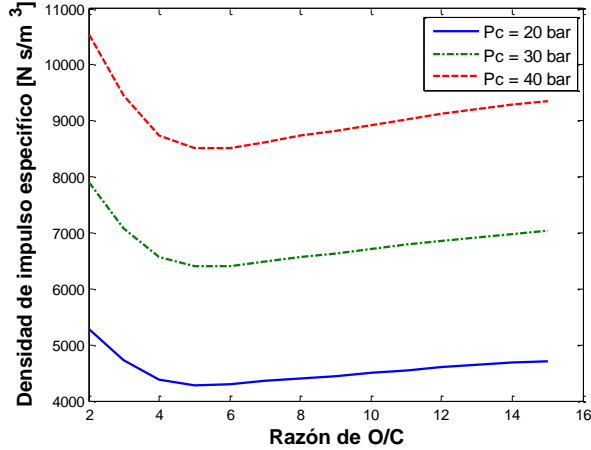
**Figura 3.** Variación de la temperatura en relación a la razón de O/C para el par propelente  $N_2O-C_{20}H_{42}$ .



**Figura 4.** Impulso específico y la razón de O/C para el par propelente  $N_2O-C_{20}H_{42}$ .

La figura 4 muestra el comportamiento del impulso específico para diferentes presiones. Como se puede observar no existe una gran

diferencia de valores numéricos para un determinado O/C a diferentes presiones.



**Figura 5.** Densidad de impulso específico y la razón de O/C para el par propelente  $N_2O-C_{20}H_{42}$ .

En la Figura 5, puede observarse el comportamiento de la densidad de impulso específico a diferentes presiones, este parámetro es un indicador de cuán compacto puede ser nuestro propulsor diseñado. Una densidad de impulso mayor indica que el volumen de nuestra cámara de combustión es pequeña.

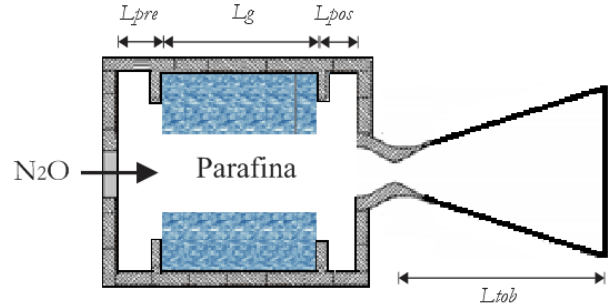
Un motor cohete a propulsión híbrida consta de los siguientes elementos: tobera cónica, pre-cámara de combustión, pos-cámara de combustión y sistema de inyección para el óxido nitroso gaseoso, tal como se muestra en la Figura 6. Para entender el comportamiento de un motor de cohete híbrido monoperforado, es conveniente iniciar con el análisis de la ecuación de conservación de masa [3],

$$\frac{\partial(\rho_{cam} V_{cam})}{\partial t} = \dot{m}_{comb} + \dot{m}_{ox} - \frac{P_{cam} A_g}{C^*} \quad (6)$$

Considerando que la  $\dot{m}_{ox}$  es constante en condiciones cuasi-estacionarias y definiendo que,

$$\frac{dV_{cam}}{dt} = A_q \dot{r} \quad (7)$$

donde  $V_{cam}$  es el volumen de la cámara de combustión,  $A_q$  es el área de quema del combustible y  $\dot{r}$  es la tasa de regresión del combustible.



**Figura 6.** Esquema de un propulsor a propulsión híbrida.

La masa de combustible por unidad de tiempo,  $\dot{m}_{comb}$ , que es suministrada en la cámara de combustión es,

$$\dot{m}_{comb} = \rho_{comb} A_q \dot{r} \quad (8)$$

donde  $\rho_{comb}$ , es la densidad del combustible.

La velocidad característica es función de las características del propelente y del diseño de la cámara de combustión, la cual es definida como,

$$C^* = \frac{P_{cam} A_g}{\dot{m}_{total}} \quad (9)$$

o también como,

$$C^* = \eta_{C^*} C_{teo}^* \quad (10)$$

donde  $\eta_{C^*}$  es un parámetro indicador de la eficiencia de combustión del motor cohete, esta eficiencia generalmente se encuentra entre valores de 92 a 99.5%, usualmente es mayor de 95%.

La velocidad característica teórica  $C_{teo}^*$  es definida como,

$$C_{teo}^* = \sqrt{\frac{RT_{cam}}{\gamma} \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (11)$$

Luego desde la ecuación (6) podemos escribir la ecuación para la presión de la cámara en función de la velocidad característica teórica y la eficiencia  $\eta_{c^*}$ ,

$$P_{cam} = \frac{\eta_{c^*} C_{teo}^*}{A_g} (\dot{m}_{ox} + \rho_{comb} A_q \dot{r}) \quad (12)$$

La razón entre las areas de salida y de garganta pueden estar relacionadas con el número de Mach de salida en la tobera, la cual es definida como,

$$\frac{A_s}{A_g} = \sqrt{\frac{1}{M_s} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_s^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (13)$$

Para determinar la presión de salida por la tobera, puede utilizarse la siguiente relación,

$$\frac{P_{cam}}{P_s} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_s^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (14)$$

El coeficiente de empuje,  $C_F$ , es un parámetro relacionado al diseño de la tobera, el cual es definido como,

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_{cam}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{(P_s - P_a) A_s}{P_{cam} A_g} \quad (15)$$

El flujo de combustible en función de la razón O/C puede escribirse de la siguiente forma,

$$\dot{m}_{comb} = \frac{\dot{m}_{total}}{1 + O/C} \quad (16)$$

Por definición tenemos que la razón O/C esta dada por,

$$O/C = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_{comb}} \quad (17)$$

Luego la tasa de regresión del combustible  $\dot{r}$  en función del flujo del oxidante por unidad de area es,

$$\dot{r} = a G_{ox}^n \quad (18)$$

donde  $a$  y  $n$  son la constante de la tasa regresión y el exponente de regresión, respectivamente. Además el flujo de oxidante por unidad de area es dado por,

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\pi R_p^2} = \frac{4\dot{m}_{ox}}{\pi d_p^2} \quad (19)$$

donde  $R_p$  y  $d_p$  son el radio y el diámetro de la perforación cilindrica perteneciente al grano de combustible, respectivamente. La variación temporal de algunos parámetros esta dado por,

$$d_p(t) = \left( a(4n+2) \left( \frac{4\dot{m}_{ox}}{\pi} \right)^n t + d_{p,i}^{2n+1} \right)^{\frac{1}{2n+1}} \quad (20)$$

donde  $d_p(t)$  es el diámetro del puerto del grano combustible en cualquier instante  $t$ ,  $a$  es el coeficiente de la tasa de regresión,  $n$  es el exponente de la tasa de regresión,  $\dot{m}_{ox}$  es la tasa de flujo de masa del oxidante,  $d_{p,i}$  es el diámetro inicial del puerto circular y  $t$  es el tiempo instantaneo de quema.

$$\dot{r}(t) = a \left( \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p(t)} \right)^n \quad (21)$$

donde  $\dot{r}(t)$  es la tasa de regresión en cualquier instante y  $A_p(t)$  es el area instantaneo del puerto perteneciente al grano cilindrico de combustible.

$$\dot{m}_{comb}(t) = \rho_{comb} A_{quema}(t) \dot{r}(t) \quad (22)$$

donde  $\dot{m}_{comb}(t)$  es el flujo de masa instantaneo de combustible,  $\rho_{comb}$  es la densidad del combustible y  $A_{quema}(t)$  es el area de quema instantaneo.

$$P_c(t) = \frac{C^*}{A_g} (\dot{m}_{ox} + \dot{m}_{comb}(t)) \quad (23)$$

donde  $P_c(t)$  es la presión de la cámara instantanea,  $C^*$  es la velocidad característica y  $A_g$  es el area de la garganta en la tobera.

La tasa de regresión para la combustión de  $N_2O$  gaseoso y  $C_{20}H_{42}$  no se encuentra disponible en la literatura, sin embargo fue obtenido una relación de la tasa de regresión para parafina y oxido nitroso líquido en el trabajo realizado por Karabeyoglu [4], el cual indica la siguiente relación,

$$\dot{r} = 0,488 G_{ox}^{0,62} [mm/s] \quad (24)$$

La tobera de un motor cohete es utilizado para expandir y acelerar los productos gaseosos producidos por la quema de propelentes así de esta manera los gases salen por la tobera alcanzando grandes velocidades en nuestro diseño seleccionamos una tobera cónica con una razón de expansión,  $\varepsilon$ , de 4. El area de la garganta en la tobera  $A_g$  puede ser calculado de la siguiente manera,

$$A_g = \frac{C^* \dot{m}_{total}}{P_c} \quad (25)$$

La razón de expansión esta definida como,

$$\varepsilon = \frac{A_s}{A_g} \quad (26)$$

donde  $A_s$  es el area de salida perteneciente a la tobera. Debido a que se utiliza una tobera de expansión cónica con un angulo médio de  $15^\circ$ , tenemos [5],

$$L_{tob} = \frac{(d_s - d_g)/2}{\tan 15^\circ} \quad (27)$$

donde  $L_{tob}$  es la longitud de la tobera,  $d_g$  y  $d_s$  son los diámetros de la garganta y de salida, respectivamente. La pre-cámara de combustión en motores híbridos tiene la función de vaporizar el oxidante y la pos-cámara de combustión tiene la función de mezclar los combustibles no quemados con el oxidante. La longitud de la precámara y la pos-cámara de combustión para este artículo fue adoptado como 0,5 veces el diámetro externo del grano combustible. La longitud de la cámara,  $L_{cam}$ , esta dada por,

$$L_{cam} = L_{pre} + L_{pos} + L_g \quad (28)$$

donde  $L_{pre}$ ,  $L_{pos}$  y  $L_g$  son las longitudes de la pre-cámara, pos-cámara y del grano combustible, respectivamente.

### 3.- DESARROLLO

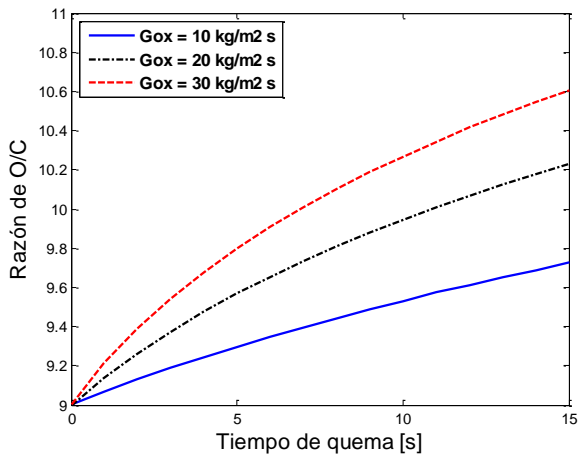
Para determinar la presión a la cual operará nuestro motor cohete, observamos la Figura 4 y la Figura 5, desde donde podemos indicar que el impulso específico no tiene variaciones considerables pero en el caso de la densidad de impulso específico vemos que hay una notable diferencia para un determinado O/C, con estas gráficas escogemos diseñar un propulsor compacto con una razón O/C = 9 el cual es cercano a la razón O/C estequiométrica, y la presión de operación seleccionada es de 30 bar en la cámara de combustión. El par propelente de  $N_2O$  y cera de parafina a una presión de 30 bar genera diferentes valores de temperatura, de razón de calores específicos y de masa molar en función de la razón O/C, através de las Figuras 1, 2 y 3 podemos obtener las siguientes relaciones,

$$M = 7 \times 10^{-6} (O/C)^6 - 4 \times 10^{-4} (O/C)^5 + 9,2 \times 10^{-3} (O/C)^4 - 8,88 \times 10^{-2} (O/C)^3 + 17,86 \times 10^{-2} (O/C)^2 + 3,04 (O/C) + 9,88 \quad (29)$$

$$\gamma = -1 \times 10^{-6} (O/C)^6 + 7 \times 10^{-5} (O/C)^5 - 1,9 \times 10^{-3} (O/C)^4 + 2,41 \times 10^{-2} (O/C)^3 - 15,92 \times 10^{-2} (O/C)^2 + 47,47 \times 10^{-2} (O/C) + 0,77 \quad (30)$$

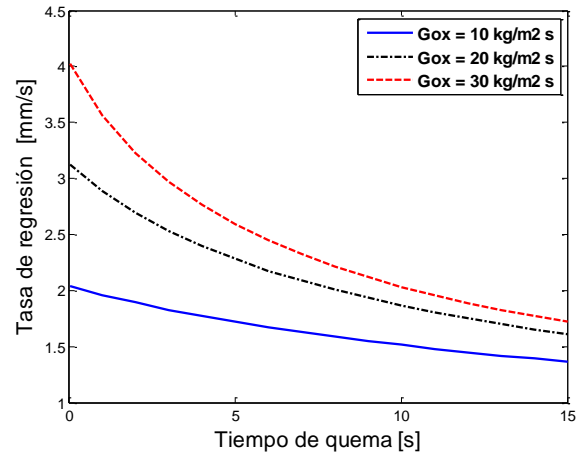
$$T = 1,9 \times 10^{-2} (O/C)^6 - 1,05 (O/C)^5 + 22,77 (O/C)^4 - 243,55 (O/C)^3 + 1278,1 (O/C)^2 - 2621,2 (O/C) + 3261,5 \quad (31)$$

Utilizando las ecuaciones (21), (22), (23) y (24) podemos verificar el comportamiento de algunas variables durante el tiempo de quema establecido de 15 segundos para distintos Gox.

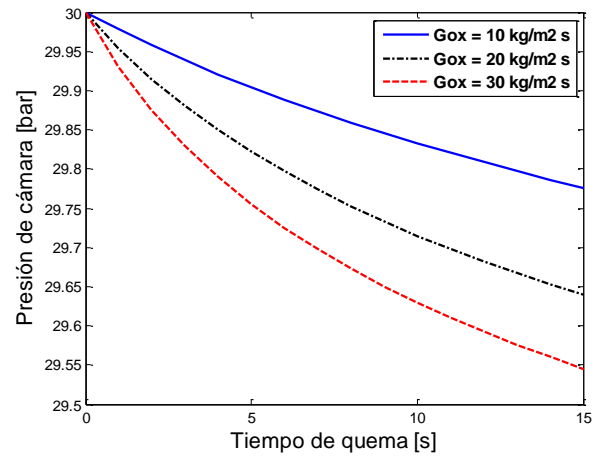


**Figura 7.** Comportamiento de la razón O/C durante el tiempo de quema

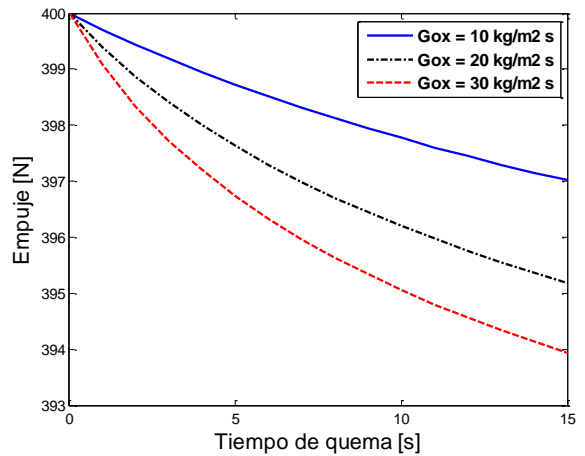
Las Figuras 7, 8, 9 y 10, muestran como la razón de O/C, tasa de regresión, presión de la cámara y el empuje, respectivamente varían con el tiempo de quema para diferentes Gox a una presión de cámara de 30 bar.



**Figura 8.** Comportamiento de la tasa de regresión durante el tiempo de quema.



**Figura 9.** Comportamiento de la presión de cámara durante el tiempo de quema.



**Figura 10.** Comportamiento del empuje generado durante el tiempo de quema.



Observando las Figuras 7, 8, 9 y 10 podemos indicar que cuando se tiene un Gox bajo tenemos un comportamiento más estable en comparación con valores más altos de Gox, debida a esta razón para nuestro diseño utilizaremos un Gox de  $10 \text{ kg} / \text{m}^2 \text{ s}$ .

Utilizando las ecuaciones anteriormente indicadas en la sección de metodología realizamos un algoritmo en Matlab, con el cual podemos obtener los siguientes resultados resumidos en la Tabla 2,

**Tabla 2.** Especificaciones del motor.

Parámetros de diseño	Valores
Empuje	400 N
Presión de operación	30 bar
Flujo de oxidante por unidad de área	$10 \text{ kg}/\text{m}^2\text{s}$
Razón O/C	9
Longitud del grano	2,33 cm
Diametro interno del grano	12.86 cm
Diametro externo del grano	17,78 cm
Razón de expansion de la tobera	4
Diametro de la garganta	1,02 cm

#### 4. CONCLUSIONES

Fue realizado un análisis termoquímico de la reacción entre el par propelente de oxido nitroso y la parafina utilizando el software Cea-Nasa, además de que fueron mostradas las variaciones de algunos parámetros de diseño para propulsores híbridos. También fue presentado la variación de algunos parámetros de diseño para un propulsor híbrido durante un determinado tiempo de quema haciendo uso de las ecuaciones de conservación obtenidas en este artículo en las cuales se considera un flujo de oxidante constante y condiciones cuasi-estacionarias para obtener estas gráficas fue realizado un algoritmo en Matlab.

Através de esta metodología presentada fue desarrollado un diseño preliminar de un propulsor híbrido de 400 N monopercorado para un tiempo de quema de 15 segundos.

#### 5. REFERENCIAS

- [1] KARABEYOGLU, A., M., CANTWELL, J., B., AND ALTMAN, D. (2001). **Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels.** 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE, July 8-11, Salt Lake City, Utah, USA.
- [2] KARABEYOGLU, A., M., CANTWELL, J., B., AND STEVENS, J. (2005). **Evaluation of homologous series of normal-alkanes as hybrid rocket fuels.** 41st AIAA/ASME/ASEE, July 10-13, Tucson, Arizona, USA.
- [3] HUMBLE, W.R., HENRY, N.G., AND LARSON J.W. (1995). **Space propulsion analysis and design**, First edition, Mcgraw-Hill, USA.
- [4] KARABEYOGLU, ZILLIAC. **Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels.** Journal of Propulsion and Power. Vol 20, N 6, Nov-Dec 2004.
- [5] YUASA, S. YAMAMOTO, K. HACHIYA, H. KITAGAWA, K. AND OOWADA, Y. **Development of a small sounding hybrid rocket with a swirling-oxidizer-type engine**, in Proceedings of the 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2001, AIAA Paper 2001-3537