

DISEÑO DE UN MOTOR COHETE PARA ETAPA SUPERIOR CON PROPELENTES LOX/CH4

A. Patanella^a, M. Actis^a

ajpatane@ing.unlp.edu.ar, mactis@ing.unlp.edu.ar

^aCTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>. cta@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

Este trabajo muestra el diseño preliminar de un motor de cohete a propulsores químicos LOX/CH₄, de alto impulso específico, y aplicable a etapas superiores de lanzadores, y la justificación del porque utilizar la combinación LOX/CH₄. La base de este diseño se aplicará luego al diseño de una etapa completa.

1. INTRODUCCION

La capacidad de transporte de carga útil de un vehículo lanzador y la órbita destino en relación a su peso es afectada por diversos parámetros, pero en general, el parámetro que más impacta es el impulso específico. Para una determinada presión fija, este parámetro difiere según la combinación de oxidante y combustible, por esta razón se asignan diferentes números a diferentes combinaciones de estos. Como característica importante, el número indica la eficiencia de los propelentes, cuanto más alto es el número, mayor es la eficiencia, por lo tanto menor será el peso de propelentes requerido para una determinada órbita y carga a transportar, por ende, menor será el peso del lanzador. [1].

$$I_s = \frac{F}{\dot{m}_{total}} = \frac{F}{\dot{m}_{ox} + \dot{m}_{fuel}}$$

$$R = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_{fuel}}$$

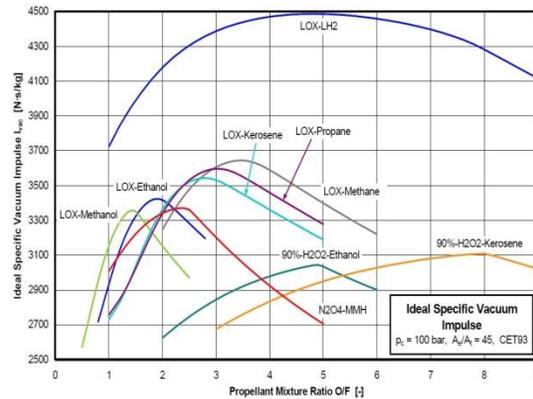


Figura 1. Impulso específico para diferentes tipos de combinaciones de propelentes.

El motor a LOX/CH₄ es uno de los motores actualmente en desarrollo por diferentes agencias espaciales. Su combustible, el metano, es el principal componente del gas natural, y es un recurso muy abundante en el Sistema Solar. Los científicos tienen pruebas de que hay metano en Marte, Titán, Júpiter y multitud de planetas y lunas, lo que facilitaría la recarga de combustible de las naves espaciales que partan de la Tierra hacia destinos lejanos. Además, la combinación de LOX/CH₄ permite

obtener un alto impulso específico, el más alto en comparación con otros propelentes convirtiéndolo en el motor de mayor impulso específico antes del LOX/LH₂.

La combinación LOX/CH₄, nueva en comparación con otras, es considerada como un sistema propulsor muy prometedor. Siendo un hidrocarburo ligero, la ventaja del metano en comparación con RP-1 es su disponibilidad en todo el mundo y su más alto ISP. Desde el punto de vista de la propulsión, la combustión del metano presenta una baja tasa de hollín y una buena capacidad para enfriar la cámara de empuje sin el riesgo de formación de grietas y depósitos de carbón y gomas.

En comparación con el combustible hidrógeno líquido a pesar de su bajo IPS, el metano presenta una densidad más alta 422 kg/m³ contra la del LH₂ de 70,8 kg/m³, y una alta presión de vapor.

Las temperaturas de ebullición, 90°K del LOX, 110°K para CH₄, en comparación con sólo 20,28°K para el hidrógeno, simplifica el diseño de la protección térmica de los tanques.

En la **Tabla 1** se exponen características de algunos motores Rusos propulsados con LOX/CH₄.

Engine	Launcher	Cycle	Fv (kN)	ISPv (s)	MR	Pc (bar)	Mass (kg)
RD-160			19,6	381	3,69	118	129
RD-169	Riksha	SC	167	351	3,4	147	215
RD-185	Riksha	SC	179	378	3,4	147	415
RD-167			353	379	3,4	167	570
RD-182	Riksha		902	353	3,4	172	1500
RD-190	Riksha	SC	1000	351	3,4	147	1470
RD-M			2000	340	NA	137	NA
RD-192			2138	356	3,5	257	3300

Tabla 1. Parámetros de motores Rusos a LOX/CH₄.

Si fijamos ciertos parámetros como ser el modulo del vector empuje, la presión de combustión, la relación de expansión y el tiempo de quemado del motor, podemos

ver en la **Tabla 2** como varían en forma aproximada los caudales máxicos, pesos y volúmenes de los propelentes para las cuatro combinaciones clásicas utilizadas de propelentes:

PROPELENTES	EMPUJE/PC	Tq	R=O/F	COMBUSTIBLE	OXIDANTE	TOTAL ETAPA
MMH/70%N ₂ O ₄ -30%N ₂ O ₂			1,9	3,2 kg/s	6,1 kg/s	9,34 kg/s
				1280 kg	2440 kg	3720 kg
				1418 litros	1626 litros	3044 litros
LOX/RP-1			1,9	3,09 kg/s	5,88 kg/s	8,97 kg/s
				1236 kg	2352 kg	3588 kg
				1498 litros	2022 litros	3520 litros
LOX/CH ₄		400 seg	3,5	1,77 kg/s	6,2 kg/s	7,99 kg/s
				708 kg	2480 kg	3188 kg
				1677 litros	2134 litros	3811 litros
LOX/LH ₂			5,5	1,01 kg/s	5,5 kg/s	6,5 kg/s
				404 kg	2200 kg	2604 kg
				5700 litros	1893 litros	7593 litros

Tabla 2. Comparación de masa y volúmenes para diferentes combinaciones de propelentes.

A partir de estas consideraciones a continuación se presenta el diseño preliminar de un motor para uso en etapas superiores en lanzadores.

2. DESARROLLO

Los parámetros básicos de partida para el diseño del motor son:

Parámetros para el diseño del motor	
Tipo de propelentes	Oxidante: LOX. Combustible: CH ₄ .
Sistema de alimentación	Mediante electrobombas
Presión absoluta en cámara de combustión	35 kg/cm ²
Empuje a tobera adaptada	3000 kgf
Altura de adaptación de tobera	85 km
Relación de mezcla másica R=O/F	3,2
Tiempo de quema nominal	400 seg
Diseño de cámara de empuje	Refrigerada + Radiativa

Tabla 3. Parámetros básicos para diseño del motor.

2.1. Análisis de parámetros básicos de diseño

Como objetivo al diseñar el motor se desea obtener el máximo impulso específico I_s con el objeto de optimizar la

masa requerida de propelentes de la etapa. Inicialmente se analiza la variación del impulsor específico en función de la relación de mezcla másica $R=O/F$ para la presión de 35 kg/cm².

Dadas las elevadas temperaturas que se alcanzan en la cámara de combustión de un motor de cohete, la performance de los propelentes no puede evaluarse solo con la energía de reacción, sino que es necesario tener en cuenta el pasaje de los productos de combustión por la tobera. Esto se logra mediante la consideración del impulso específico. A este se lo puede definir como el empuje que puede obtenerse de un cohete equivalente que tenga una variación de flujo de peso igual a la unidad, o sea, para dos cohetes de igual empuje, aquel que tenga mayor I_S será más liviano por requerir menor consumo de propelentes (\dot{m}) a igual tiempo de combustion.

La definición matemática del impulso específico I_S es:

$$I_S = \frac{F}{\dot{m}_{total}} = \frac{F}{\dot{m}_{ox} + \dot{m}_{fuel}}$$

y este viene relacionado a través de la relación de mezcla:

$$R = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} = \frac{\text{Caudal masico oxidante}}{\text{Caudal masico combustible}}$$

Por lo tanto, la selección de mezcla R juega un papel muy importante en el diseño del motor, ya que no solo nos permite variar la magnitud del I_S sino que también nos pone una restricción en lo que respecta a la temperatura de combustión T_c , y esta es una limitante debido a los materiales utilizados para la fabricación del motor y la capacidad de refrigeración de la cámara de empuje.

Por lo tanto, para igual relación de presión de combustión se puede variar el valor de R hasta obtener el máximo impulso específico a la temperatura de

combustión compatible con el diseño del motor.

En la **Figura 2** se pueden ver como varían I_S y T_c al variar R manteniendo la presión de combustión constante para nuestro diseño, tal como se aprecia el máximo impulso específico se obtiene para $R=3,5$.

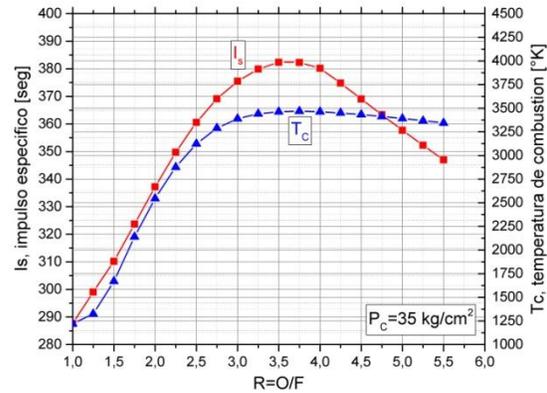


Figura 2. Variación del impulso específico y la temperatura de los gases en la cámara de combustión, con la relación de mezcla para tobera adaptada.

Por otro lado, el impulso específico y al igual que la temperatura de los gases de combustión también se incrementan con el aumento de la presión de combustión, lo cual se aprecia en la **Figura 3** en donde se mantuvo una relación de mezcla fija de 3,2 y se varió la presión de combustión desde 7,5 a 200 kg/cm².

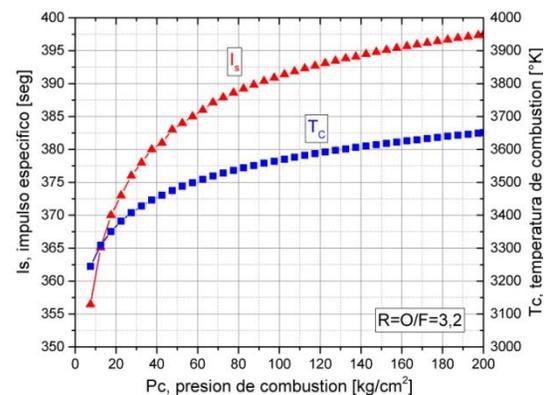


Figura 3. Variación del impulso específico y la temperatura de los gases en la cámara de

combustión, con el incremento de la presión de combustión.

Si se observa detenidamente la **Figura 3** se podrá apreciar que para la combinación de propelentes seleccionada y una $R=3,2$ la pendiente máxima con que crece el I_S es hasta los 60 kg/cm^2 de presión de cámara y después de esa magnitud el I_S aumenta pero con una pendiente más suave, esto nos dice que si se desea obtener un alto I_S se debería trabajar con presiones superiores a los 60 kg/cm^2 , lo mismo sucede con la temperatura de combustión con la excepción de que el cambio de pendiente se da en aproximadamente los 35 kg/cm^2 . Sin embargo, el incremento de presión de cámara trae aparejado el aumento de las tensiones, las dificultades de fabricación por tener que recurrir a materiales especiales, y en el caso de tratarse de un motor de etapa superior regenerativo de un empuje tan bajo, el aumentar demasiado la presión disminuye demasiado el tamaño de la cámara de empuje lo que también dificulta su fabricación, además de la imposibilidad de aplicar protecciones térmicas como el Zirconio en tan bajos diámetros. Si bien en nuestro caso se trata de un motor con refrigeración regenerativa en el cual tenemos muy marcado el efecto de la temperatura debido a la relación de mezcla que se utiliza, se diseña inicialmente con presión de combustión de 35 kg/cm^2 y $R = 3,2$ y posteriormente se analizará la posibilidad de trabajar con $3,5$ y presiones superiores.

2.2. Diseño del motor

A continuación se exponen algunas de las hipótesis y criterios utilizados para los cálculos, y los resultados hallados.

2.2.1. Diseño de la cámara de empuje

Las hipótesis para los cálculos son:

- Se supone, que previo a la combustión hay un mezclado ideal entre los propelentes, y que la combustión es completa.
- Además, se supone que la evolución de los productos de combustión es isoentrópica, por lo que dichos productos están en equilibrio energético y químico.
- La sustancia activa (productos de la combustión) es homogénea e invariante en composición a través del motor.
- El flujo de propulsores en la cámara y tobera es laminar y constante.
- Todos los gases de salida que dejan la tobera del motor tienen una velocidad dirigida axialmente.
- La velocidad del gas es uniforme a través de cualquier sección del eje de la tobera.
- Se considera como volumen de combustión al volumen contenido entre las secciones cilíndrica, convergente y garganta de la cámara de empuje, tal como se aprecia en la **Figura 4**.

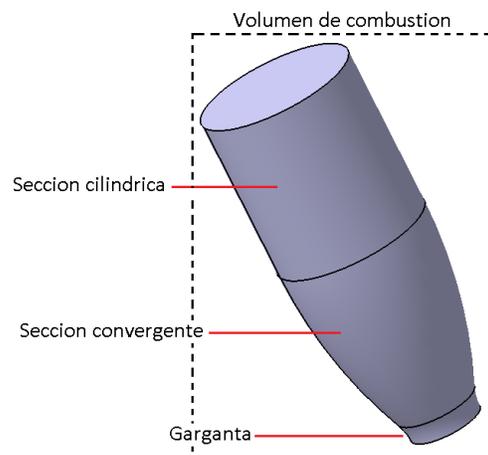


Figura 4. Volumen definido como cámara de combustión.

A continuación se exponen algunos criterios que se tuvieron en cuenta para el diseño.

La cámara de combustión del motor es un dispositivo donde se efectúa el proceso físico y químico de la combustión. [4]

Los aspectos generales del proceso de combustión en un motor cohete son bastantes conocidos y se aplican a casi todas las mezclas de propelentes usadas comúnmente. Aunque no ha sido posible estudiar el mecanismo exacto del proceso de combustión, ello no ha impedido el desarrollo exitoso de sistemas de inyección y combustión.

En general, en un sistema propulsor, para el caso de usar un motor bipropelente, o sea, oxidante y combustibles separados, tienen lugar los pasos descritos en los próximos párrafos según progresa el propulsante desde la cañería hacia la tobera de salida del motor:

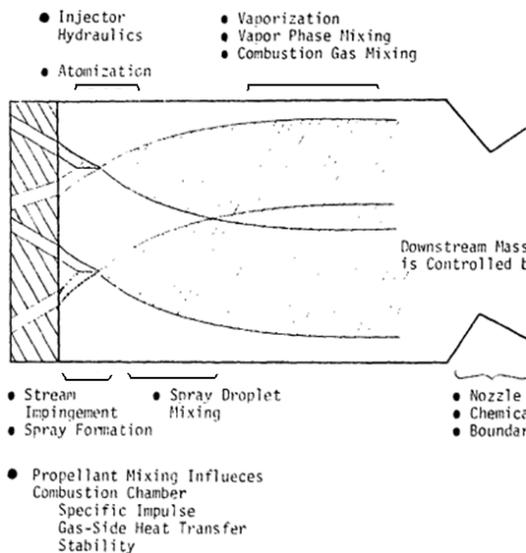


Figura 5. Evolución de los propelentes en la cámara de combustión.

La energía química en forma de combustible y oxidante son introducidos en la cámara de combustión por medio de los inyectores, o sea, cada propelente líquido se inyecta dentro de la cámara a

una determinada velocidad a través de agujeros o toberas de inyección, de los cuales hay innumerables diseños. Los chorros de propelentes o bien chocan entre si y forman una fina lluvia de gotitas, o bien entran en los gases calientes de la cámara de combustión en forma de un chorro o serie de gotitas. En todos los casos, sin embargo, deben evaporarse por el agregado de calor.

Luego se produce el proceso de combustión en el que se transforma la energía química en energía calórica.

La energía calórica de los gases es luego transformada parcialmente en energía cinética por medio de la aceleración de los gases a través de la tobera.

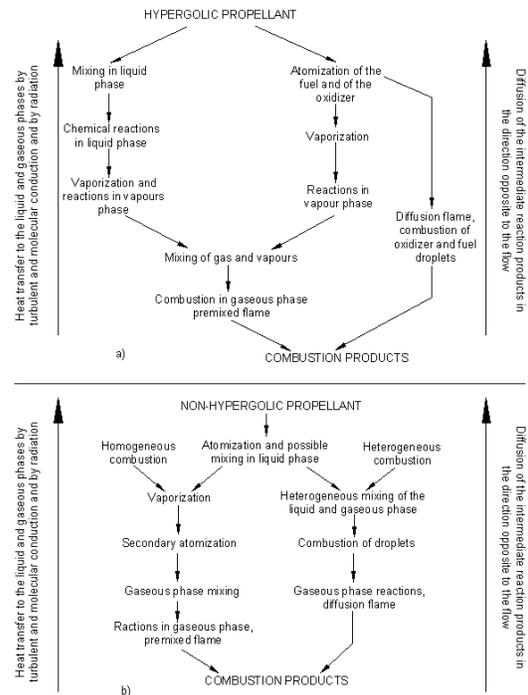


Figura 6. Representación esquemática del proceso de combustión en un motor de cohete. a) mezclas hipergólicas, b) mezclas no hipergólicas.

Por lo tanto, la primera operación que realiza el inyector es la de introducir el propulsante dentro de la cámara de combustión y prepararlo para una inmediata y completa combustión. Una de las características principales de la

cámara de combustión es permitir el mínimo de tiempo suficiente para que se produzca el quemado completo de los propelentes antes de que los gases productos de tal quemado entren en la tobera de salida, por lo tanto estos dos componentes básicos del motor son interdependientes.

Se deduce entonces que el problema básico es poder predecir el mínimo de volumen de la cámara y la configuración requerida para un motor de especificaciones dadas.

A altas velocidades, los gases dentro de la cámara (número de Mach > 0.2) producen pérdidas de energía, cuya magnitud no se debe despreciar. Estudios experimentales demuestran que las cámaras de combustión de áreas de sección recta (Figura 7) que se aproximen al valor de la de su sección de garganta, son de rendimiento menor en la transformación de energía térmica en energía cinética del chorro que las de cámaras con secciones rectas comparativamente mayores. Esto se puede apreciar en la Figura 8:

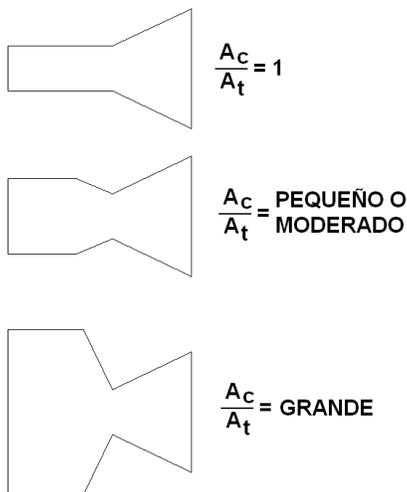


Figura 7. Diferentes geometrías de motores de cohetes con secciones rectas de la cámara de combustión.

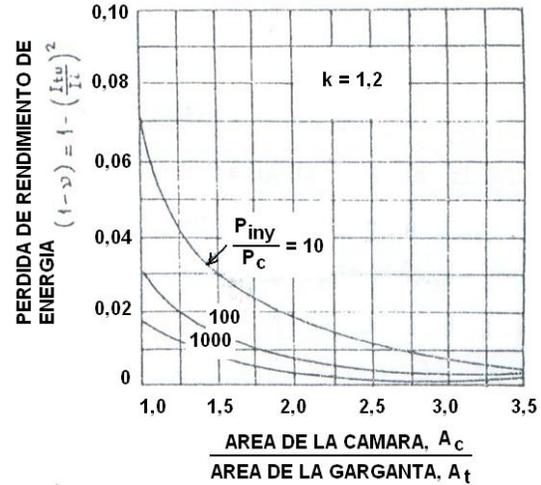


Figura 8. Perdida de rendimiento de energía utilizable en función de la relación de áreas.

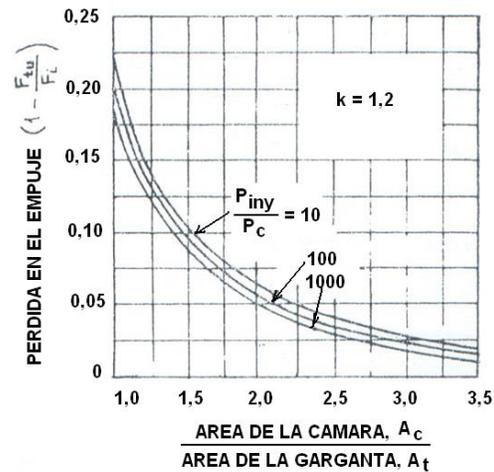


Figura 9. Perdida de empuje en función de la relación de áreas.

Las pérdidas en la energía disponible ocurren solamente en la cámara tubular, mientras que la conversión de energía térmica en la tobera se efectúa sin pérdida. Como la cantidad relativa de energía convertida en la tobera aumenta con el crecimiento de la relación entre la presión de entrada a la cámara y la presión de salida de la tobera, la pérdida de energía en la cámara será un porcentaje menor de la energía disponible total. Las pérdidas son debidas a la expansión no isoentrópica dentro de la cámara de combustión y son mayores para relaciones sucesivamente menores de

las secciones rectas de la cámara y garganta y para relaciones de presión P_c/P_e cada vez más bajas, como se ve en la **Figura 8** y **Figura 9**. Por ejemplo para una relación de secciones rectas $A_c/A_t =$

1 y una relación $P_c/P_e = 10$, la pérdida de energía es del 8%, pero para una relación de áreas de 2, la pérdida es del 1.7%.

Por lo tanto, como el complejo mecanismo de la combustión y de la liberación de energía química en las cámaras de empuje de los motores de cohetes con propulsores líquidos no es completamente conocido, el flujo de propulsante a través de la cámara de combustión puede ser sometido a un sencillo análisis considerando solamente las condiciones iniciales y finales al principio y al fin de la zona de combustión.

2.2.2. Diseño de la sección refrigerada de la cámara de empuje

El motor cohete regenerativo es una de las técnicas de refrigeración más usadas en motores cohetes a propulsores líquidos. En dichos motores, la región de la garganta de la tobera usualmente tiene el mayor flujo de calor y es por lo tanto la región con más dificultad de refrigerar.

En sistemas de refrigeración regenerativo, el refrigerante, generalmente el combustible, entra por pasajes ubicados a la salida de la tobera, pasando por la región de la garganta y saliendo cerca de la cara del inyector. Los canales de refrigeración pueden estar formados por tubos soldados a lo largo del motor o por canales fresados a lo largo de las paredes del motor. La sección transversal de los pasajes rectangulares suelen ser pequeñas

en la región de alto flujo de calor, esto es para incrementar la velocidad del fluido refrigerante en esa zona.

Para la refrigeración del motor se plantea utilizar canales rectangulares fresados a lo largo del contorno de la pared del motor y para el cierre de esto se selecciona electrodeposición de Niquel, tal como poseen números motores de diversas agencias, como por ejemplo el Vulcain.

En la **Figura 10** se observa un corte del motor, donde se muestran los canales de refrigeración. [2]

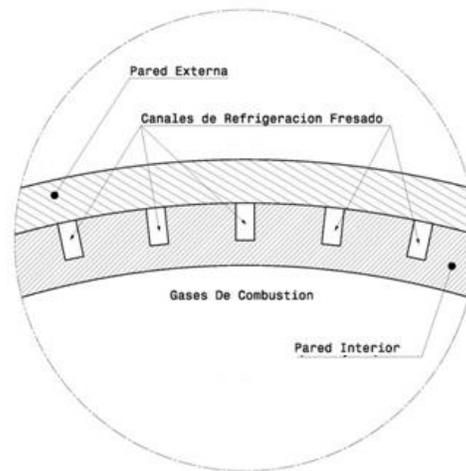


Figura 10. Corte de la cámara de empuje, canales de Refrigeración.

Desde el punto de vista de los propelentes y su capacidad de refrigeración, existen varios métodos que fueron adoptados y probados experimentalmente para la refrigeración de la cámara de empuje:

- Refrigeración total con el combustible.
- Refrigeración mediante ambos propelentes.
- Refrigeración total con el oxidante.

El más comúnmente utilizado es el primero (**Figura 11 a**) ya que normalmente los combustibles son menos corrosivos que los oxidantes y poseen mejores propiedades de refrigeración, sin embargo en los casos en que el caudal de combustible no es suficiente para

refrigerar la cámara de empuje, se recurre al segundo (**Figura 11 b**) o tercer método, a pesar de la capacidad de corrosión de los materiales, más aun a elevadas temperaturas, lo cual haría trabajar con aleaciones diferentes y compatibles con cada uno. No obstante, se debe tener en cuenta que también las propiedades de los propelentes son las que determinan su capacidad o no de refrigeración, según sea el caso.

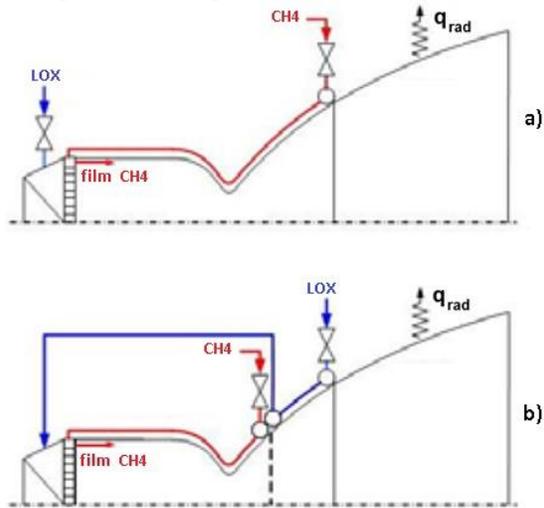


Figura 11. Corte de la cámara de empuje, canales de Refrigeración.

Para el diseño del motor se trabaja con el caso a) de la **Figura 11**, refrigerando regenerativamente hasta una relación de expansión de $\epsilon_{e-SL} = 6$ y de este punto hasta la expansión $\epsilon_e = 215,1$ se trabaja con expansión radiativa.

2.2.3. Resultados

Los parámetros más importantes resultantes del diseño del motor son los siguientes [3] [5]:

PARAMETRO	VALOR	UNIDAD
Caudal másico total consumido por el motor	8,1	kg/s
Empuje desarrollado por el motor a tobera	3000 (29,4)	kgf (KN)

adaptada		
Presión de salida de la tobera, a tobera adaptada	0,01 (0, 98)	kg/cm² (KPa)
Relación de mezcla ($R = O/F$)	3,2	--
Relación de expansión óptima (ϵ_e)	1:215,1	--
Diámetro de salida de la tobera	1,0785	m
Temperatura de los gases a la salida de la tobera	1138,6	°K
Diámetro de la garganta de la tobera	0,0735	m
Temperatura de los gases en la garganta de la tobera	3269,7	°K
Velocidad característica	1798,4	m/s
Impulso específico a tobera adaptada	370, 3	seg
Caudal másico de combustible	1,92	Kg/s
Densidad del combustible	429,37	Kg/m³
Caudal volumétrico de combustible	4,49 (0,00449)	litros/seg (m³/seg)
Caudal másico de oxidante	6,17	Kg/s
Densidad de oxidante	1162,9	Kg/m³
Caudal volumétrico de oxidante	5,3 (0,0053)	litros/seg (m³/seg)
Relación de expansión óptima para adaptación a nivel del mar (ϵ_{e-SL})	1:6	--
Empuje para tobera recortada a nivel del mar	2224,8 (21,8)	kgf (kN)
Relación de contracción de la cámara ($\epsilon_c = A_c/A_t$)	3,164	--
Temperatura de combustión	3435	°K
Eficiencia global	0,9553	--
Eficiencia de reacción	0,9769	--
Eficiencia de la tobera	0,9779	--

Tabla 4. Parámetros generales del motor.

La geometría resultante del diseño de la cámara de empuje se expone en la **Figura 12**.

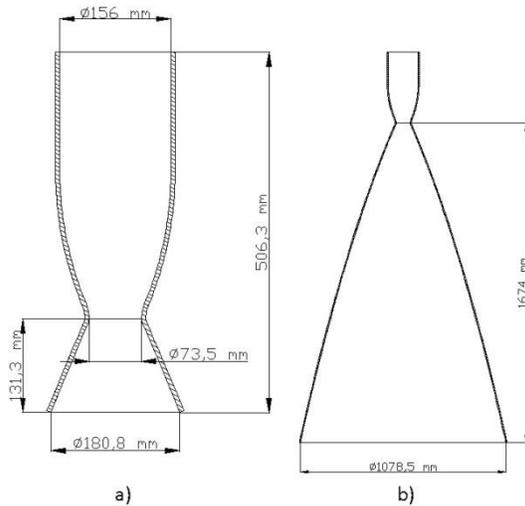


Figura 12. Dimensiones generales de la cámara de empuje para tobera adaptada: a) nivel del mar, $E=2224,8$ kgf; b) $P_e=0,01$ atm, $E=3000$ kgf.

En la **Figura 13** se expone el diseño de la cámara de empuje, donde se aprecia la sección refrigerada y la sección radiativa.

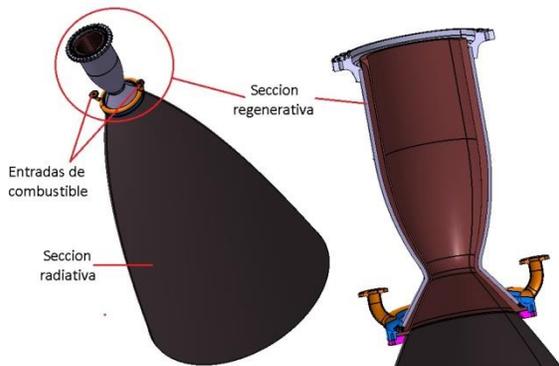


Figura 13. Cámara de empuje.

2.2.4. Conclusiones

Del análisis de los resultados se observa que:

- Se pudo obtener la geometría básica que permite el dimensionado de la cámara de empuje del motor.
- La combinación de propelentes LOX/CH₄ permite obtener un

motor de mayor impulso específico que con las demás combinaciones de propelentes, a excepción que con LOX/LH₂, lo que disminuye la masa de propelentes y los volúmenes que estos ocupan, lo que a su vez disminuye el peso de los tanques, permitiendo así optimizar la etapa del lanzador en que se aplique.

- Si se desea obtener un buen impulso específico se debe trabajar con presiones no inferiores a los 50 kg/cm^2 asegurando así pasar la brecha de cambio crecimiento brusco del I_s , siempre que sea compatible con el diseño y fabricación del motor.
- La geometría del motor revela la posible dificultad de aplicación de protecciones térmicas como ser Zr, punto a tener en cuenta durante el análisis térmico lo que impone restricciones, mas si se desea aumentar la relación de mezcla $R=O/F$.
- Todos los resultados obtenidos deberán ser validados mediante ensayos.

3. REFERENCIAS

- [1] Rocket Propulsion –Marcel Barrère, André Jaumotte, Baudouin Fraeijs De Veubeke, Jean Vandekerckhove – Elsevier Publishing Company – 1960.
- [2] Transferencia de calor – J. P. Holman – Octava Edición – Mc Graw Hill – 1998.
- [3] CEC76 (Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications CEC76).
- [4] Design of Liquid Propellant Rocket Engines – Dieter K. Huzel and David H. Huang – Segunda Edición – 1972.
- [5] Iter Blanket, Shield and Material Data Base – International Atomic Energy Agency Vienna – 1991.