



Perchero

www.wuolah.com/student/Perchero

15402

MCPL1.pdf

Teoría 19-20



4º Motores Cohete



Grado en Ingeniería Aeroespacial



Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio
Universidad Politécnica de Madrid



Descarga la APP de Wuolah.
Ya disponible para el móvil y la tablet.





**KEEP
CALM
AND
ESTUDIA
UN POQUITO**

Parte III. Motores cohete de propulsante líquido.

WUOLAH

BURN Energy – Encender tu llama cuesta muy poco - #StudyOnFire

Capítulo 8. Introducción a los MCPL.

1. Introducción.

1.1. Tipos y aplicaciones.

→ Los MCPL son los sistemas de propulsión autónoma que se adaptan a un gran abanico de posibilidades. Son los motores termoquímicos de muy bajas prestaciones y son eficaces con potencias muy dispares, desde unos vatios hasta decenas de gigawatios. Como su nombre indica, trabajan con propulsantes líquidos, pasando desde unos depósitos a la cámara de empuje a través de un cierto sistema de alimentación, acelerándose los productos en una típica tobera convergente-divergente.

└ Problemas principales: Complejidad (Arquitectura y control) y almacenamiento.

→ Presentan aplicaciones muy variadas, tales como:

- Primeras etapas en lanzadores: {
 - Motores de impulso alto agrupados en pocas unidades.
 - Niveles de empuje elevados: $10^4 - 10^7 \text{ N}$
 - Presurización por turbobombas, E media y pc altas.
- Etapas espaciales y transferencia orbital: (Upper stage)
{
 - Motores de impulso elevado.
 - Niveles de empuje moderadamente altos.
 - Alimentación con TB o gas presurizado, E alto, pc moderada.
- Propulsión principal de naves espaciales:
{
 - Arquitectura compleja y carácter redundante.
 - Alimentación con gas presurizado.
 - Elevados intervalos de tiempo en el espacio.
- Maniobras de inserción, corrección:
{
 - I_T moderado o bajo
 - Círculo presurizado por gas caliente con hipergólicos.
 - pc bajas pero I_S altas.
- Maniobras en satélites y estaciones: (spin, de órbita, compensación...)
{
 - Círculos sencillos (Blown-down)
 - Actuaciones modestas e I_S bajos \Rightarrow Fidabilidad y precio ✓

1.2. Clasificación.

→ Los MCPL se clasifican casi universalmente según su sistema de alimentación:

Ⓐ Alimentación mediante gas presurizado / presurización pasiva.

→ Se trata de aquellos sistemas que no emplean ningún tipo de turbomachinery en la presurización.

Hay 2 tipos a su vez:

① Descarga libre (Blown-down): El propelente se descarga directamente mediante la apertura de la válvula de descarga. La presión de almacenamiento debe ser constante.

② Descarga controlada (Pressure-feed): El gas de presurización se almacena en un depósito aparte, suministrándose al depósito de propelente a través de un regulador. Presión de almacenamiento constante.

Ⓑ Alimentación mediante turbobombas / presurización activa.

→ Se trata de los sistemas que utilizan un ciclo de potencia para presurizar los propelentes almacenados.

① Ciclo abierto: Se descarta (infructuosa) una parte del fluido utilizado.

② Ciclo cerrado: La totalidad del gasto de propelente se desaloja por la CC principal.

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



1.3. Otras clasificaciones.

- (A) Según el nº de sustancias diferentes utilizadas: Monopropulsante - Bipropulsante - Tripropulsante.
- (B) Según la reactividad de la mezcla: Inertes - Hipergólicas (reacción desencadenada por simple contacto)
- (C) Según la nra del almacenamiento: Criogénicos - Almacenables.

2. Propulsantes líquidos.

→ Para misiones propulsivas exigentes, casi exclusivamente motores bipropulsantes; para misiones de baja exigencia propulsiva, monopropulsante.

2.1. Características.

→ A la hora de la elección de los propulsantes, las características más sobresalientes a tener en cuenta son:

- I. Punto de congelación bajo: El motor debe ser operativo { Con condiciones meteorológicas adversas.
En el espacio.
- II. Alta densidad: Propiedad vital: $\uparrow \rho_p \Rightarrow \downarrow V_{depósitos} \Rightarrow \uparrow \text{Mcp posible}$
 $\downarrow \text{costes de fabricación.}$
- III. Coeficientes de transporte: En general, se desean C_p , k , T_B y T_{desump} altos \Rightarrow Capacidad de refrigeración.
- IV. Precio y disponibilidad: { Precio \Rightarrow Vital.
Disponibilidad \Rightarrow Ámbito militar
- V. Estabilidad: { En ciertos casos, almacenaje varios años a la espera de ser utilizados.
Debe existir compatibilidad con los materiales de los tanques.
- VI. Propiedades de combustión: Fiabilidad + Tiempo de ignición corto.

2.2. Ejemplos.

A) Oxidantes.

- LOX - Liquid Oxygen:
 - Se utiliza en condiciones de cálculo ($T \sim 90 K$)
 - Ventajas: { No corrosivo y ✓ compatibilidad.
Estable y no hipergólico.
Buenas propiedades propulsivas
 - Inconveniente: • No se puede almacenar mucho tiempo.
- NTO - Nitrogen tetroxide:
 - N_2O_4
 - Ventajas: { Hipergólico con hidroxina.
Almacenable con facilidad.
 - Problemas: { Altamente tóxico.
Corrosivo \rightarrow Solución: Añadir un poco de $NO_2 \rightarrow MON$
- H_2O_2 - Hydrogen peroxide:
 - Utilidad: { Sustancia energética para precombustores (Clásico)
Monopropulsante (Actual)
 - Desventajas: • Instable \rightarrow Ignición espontánea.
- HNO_3 - Nitric acid
 - Oxidante clásico almacenable
 - Problema: Corrosión.
- LF₂ - Liquid Fluorine:
 - Ventaja: Excelentes características propulsivas.
 - Desventaja: Muy tóxico y corrosivo.

(B)

Reductores:

• RP-1 / Rocket Propellant:

Queroseno renombrado. \approx Aviación + Aditivos.

Destaca el metano (CH_4)

• LH₂ - Liquid hydrogen :

Ventajas: Altas características propulsivas / Alto L
Baja \bar{M}

• Bajísima T_B

Desventajas: • Alta fugacidad

• Bajísima densidad $\Rightarrow \uparrow \Delta v$ depósitos.

• N₂H₄ - Hydrazine:

• Sustancia hipergólica (HNO_3 y N_2O_4)

• Ventajas: Buenas características propulsivas (mono y bi-propulsante)

• Desventajas: • Mejorable estabilidad y compatibilidad.

• UDMH - Unsymmetrical

dimethylhydrazine

$(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$

• Derivado de $\text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow$ Habitualmente Aerozine 50

• Mejora la estabilidad con la temperatura.

• MMH - Monomethylhydrazine

• Mejora la estabilidad de la hidracina.

• Combinación de MCPL más habitual: MMH + NTO

4. Inventario de masas.

→ De forma general, el desglose de la masa de un motor cohete responde a la siguiente expresión:

$$M_i = M_{CP} + M_S + M_m + M_d + M_p$$

→ En el caso de que se esté analizando un escalón de un vehículo multietapa, la totalidad de la masa seca del vehículo hace las veces de carga de pago, luego:

$$r = \frac{M_{CP} + M_S + M_m}{M_i}$$

→ Por otra parte, se define el factor estructural de los depósitos, lo cual, unido a la expresión de la fracción de M_{CP} , nos permite obtener el delta de velocidad de la misión en función de las aptitudes del motor y del inventario de masas.

$$k = \frac{M_d}{M_p} \Rightarrow 1 = r + (1+k) \frac{M_p}{M_i} \Rightarrow \Delta v = I_{sp} \ln \left(\frac{1+k}{r+k} \right)$$

→ Es posible despejar la fracción de masa de carga de pago:

$$r = (1+k) \exp(-\Delta v / I_{sp}) - k$$

→ Existe otra magnitud interesante: la fracción de M_{CP} respecto a la masa seca inicial, q :

$$q = \frac{M_{CP}}{M_i - M_p} \Rightarrow \frac{M_p}{M_i} = \frac{1-q}{1+k-q} \Rightarrow \Delta v = I_{sp} \ln \frac{1+k-q}{k} \Rightarrow q = 1+k [1 - \exp(\Delta v / I_{sp})]$$

4.1. Modelo de masas de los depósitos.

→ Los depósitos de propulsante son vasijas a presión cuya masa depende de forma esencial de la ^{esta} n y cantidad de la sustancia que alberga, la presión de trabajo y el material del depósito. Con respecto a las características inherentes a las sustancias albergadas, en el caso de un MCPL bipropulsante, es usual que los depósitos del reductor y del oxidante difieran notoriamente. La masa de los depósitos se prede separar en sus dos componentes, es decir:

$$M_d = M_{dO} + M_{dF}$$

→ Cada depósito queda dimensionado con un **espesor** (proporcional a la presión de trabajo) y el **volumen** encerrado:

$$M_{d,F} = k_F \frac{M_F}{P_F} \equiv K_F M_F \quad ; \quad M_{d,O} = k \frac{M_O}{P_0} \equiv K_O M_O \quad \text{NOTA: Se han supuesto } P_d = \text{cste.}$$

→ Se puede definir un **factor estructural global** a partir de los dos anteriores como:

$$K = \frac{M_O K_O + M_F K_F}{M_O + M_F} = \frac{K_F + K_O (O/F)}{1 + (O/F)}$$

→ Introduciendo esto en la ecuación del cohete y asumiendo **(O/F)** como una incógnita:

$$\Delta v = I_{sp} \left(\frac{O}{F} \right) \ln \frac{1+K(O/F)}{r+K(O/F)}$$

→ La expresión anterior retiene una gran información: No es el I_{sp} lo que hay que optimizar, sino una cierta relación entre éste y las masas de los depósitos. Ello se ve reflejado en el siguiente supuesto: Si quisieramos minimizar la masa de los depósitos, servía interesante una relación de mezcla tal que la mezcla sea rica en el propulsante más denso; lo cual casi con toda seguridad comprometería el I_{sp} . Además de todo esto, es necesario tener en cuenta la influencia del peso molecular. (T1)

↳ Se vislumbra que el óptimo de Δv será el óptimo de I_{sp} desplazado hacia mezclas pobres en el componente más ligero.

• Ejemplo: O₂ y H₂ $K_O = 0,02$
 $K_F = 0,2$

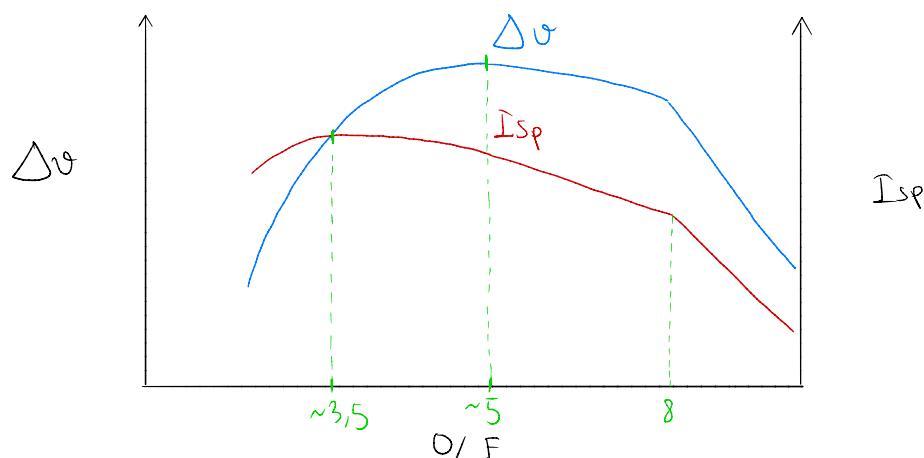
Parámetros: $C_E = 1,7$
 $r = 0,2$

$$\Delta v = I_{sp} \ln \frac{1+K}{r+K} = C^* C_E \ln \frac{1+K}{r+K} \approx \sqrt{\frac{R}{M}} T_c C_E \ln \frac{1+K}{r+K}$$

$$\text{Máximo } T_c \Rightarrow \frac{O}{F} = 8 \text{ (estaq.)} \Rightarrow \uparrow \bar{M}$$

$$\Rightarrow \text{Máximo } \Delta v \Rightarrow \frac{O}{F} \approx 5$$

$$\text{Máximo } I_{sp} \Rightarrow \frac{O}{F} \approx 3,5 \Rightarrow \uparrow \text{Volumen H}_2$$



Capítulo 9. Cámaras de empuje.

1. Cámaras de combustión.

1.1. Características. Regiones.

→ Pese a la simplicidad de su geometría - cuya definición requiere habitualmente de diámetro y longitud exclusivamente - la fenomenología que aparece en una cámara de combustión es altamente compleja.

→ Los **requisitos básicos** que se imponen en el diseño de una CC de un MCPL son los siguientes:

I. Rendimiento de combustión alto \Rightarrow Proporción adecuada de propulsantes.
Lugar apropiado.
Tiempo suficiente.

II. Pérdida de presión de remanso aceptable:

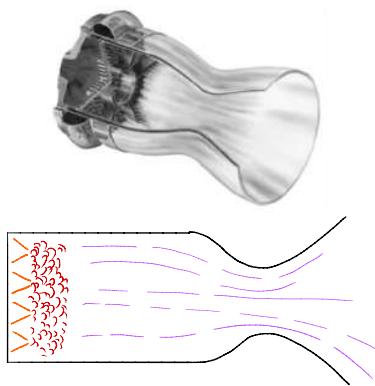
III. Durabilidad y resistencia a fallos.

IV. Ausencia de instabilidades de funcionamiento. (pogo)

V. Peso lo más bajo posible.

VI. Coste económico asumible.

→ La arquitectura habitual de una cámara de combustión de un MCPL asume la existencia de 3 regiones atendiendo a la fenomenología fluidodinámica:



(I) Región inicial (injection and atomization zone):

↳ La N_{2a} química de los propulsantes obliga a llevar a cabo un proceso de atomización que aurrete la superficie libre por unidad de volumen, agilitando en consecuencia el proceso de evaporación. Los inyectores juegan un papel vital, determinando la eficiencia de la atomización, evaporación y mezcla de los propulsantes.

↳ Zona extremadamente compleja a nivel fluidodinámico (gases vapor + líquido + P. combustión).

(II) Región de combustión intensa (rapid combustion zone)

↳ Tíene lugar un proceso de combustión no estacionario y con altas nivales de estratificación. Se combinan zonas de combustión con zonas de reactivos.

↳ Liberación de energía muy alta ($\sim 400 \frac{\text{MJ}}{\text{m}^3 \cdot \text{s}}$) y $\Delta \tau \sim 100$

↳ ΔT , $\Delta [\bullet]$, $\Delta \bar{v}$, ΔP del orden de la propia magnitud $\Rightarrow \uparrow \uparrow$ Turbulencia.

(III) Región de relajación (streamtube combustion zone)

↳ Zona con $\tau \sim 250 - 600 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ $\Rightarrow \downarrow t_R$ y además $\uparrow t_c$ ($\Delta T \ll T$)

↳ El flujo se estabiliza y es eminentemente axial.

1.2. Tiempo de residencia y longitud característica.

→ El **tiempo de residencia** constituye un parámetro llamado a revestir gran importancia al ser comparado con los tiempos característicos de los otros múltiples procesos que tienen lugar en la cámara de empuje:

$$t_R = \frac{L_c}{V_c} \quad \text{no} \quad \begin{cases} L_c \equiv \text{Longitud de la cámara.} \\ V_c \equiv \text{Velocidad media del fluido.} \end{cases}$$

→ Por otra parte, la velocidad media del fluido se puede deducir de la ecuación de continuidad; y además, aplicando la relación de $\dot{m} = f(p_c)$:

$$\dot{m} = \frac{\dot{m}}{f(L_c)} = \frac{p_c A_g}{p_c A_g} \Rightarrow t_R = \frac{1}{f(\delta) \sqrt{RT_c}} \frac{V_c}{A_g} \quad [V_c = L_c A_c]$$

$\uparrow A_c \Rightarrow \uparrow V_c \Rightarrow \uparrow t_R$ (Aumenta la sección $\Rightarrow \downarrow \delta$)
 $\uparrow L_c \Rightarrow \uparrow V_c \Rightarrow \uparrow t_R$
 $\uparrow A_g \Rightarrow \uparrow t_R$ (Aumenta el gasto)

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



→ Se define la longitud característica de la cámara como:

$$L^* = \frac{V_c}{A_g}$$

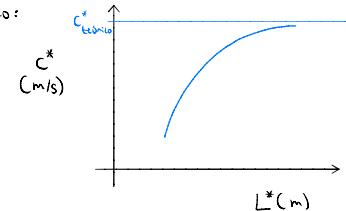
↳ Pese a la simplicidad de su definición, tiene una importancia vital en la eficiencia de combustión; puesto que en cierto modo representa la facilidad que se le da al propelente para completar el proceso de combustión.

↳ Si $L^* \rightarrow t_r$ y quizás $t_r < t_{químico} \Rightarrow$ Combustión incompleta (liberación de energía limitada).

→ Si bien no existe un máximo a la longitud (aunque tiende asintóticamente al resultado ideal), sí existe una longitud mínima que garantice un rendimiento de combustión adecuado:

$$L_{\min}^* = t_q J(\gamma) \sqrt{RT_c}$$

↳ t necesario para completar la reacción química.
Atomización → Evaporación → Mezcla → Combustión.



1.3. Eficiencia de combustión.

→ Tal y como se mencionó ligeramente en la parte I de la asignatura, una manera útil de medir el rendimiento de combustión es comparar los valores real y teórico del parámetro C^* . De hecho, se define la eficiencia de combustión como:

$$\overline{\epsilon}_B = \frac{C_{\text{real}}^*}{C_{\text{teórico}}^*}$$

→ Desarrollando la expresión anterior, sabiendo que $C^* \propto \frac{\sqrt{RT_c}}{J(\gamma)}$ y despreciando la influencia de $J(\gamma)$:

$$\overline{\epsilon}_B = \frac{J(\gamma_{\text{teórico}})}{J(\gamma_{\text{real}})} \sqrt{\frac{T_{c,\text{real}}}{T_{c,\text{teórico}}} \frac{M_{\text{teórico}}}{M_{\text{real}}}} \approx \sqrt{\frac{T_{c,\text{real}}}{T_{c,\text{teórico}}}}$$

↳ Siglo. físico. Cómo de bien se ha liberado el calor de la reacción

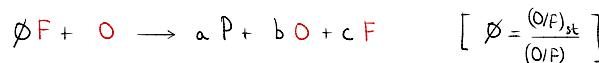
→ Resulta evidente que medir la T_c es algo muy complicado, por lo cual, en la práctica se acostumbra a usar la siguiente expresión alternativa:

$$\overline{\epsilon}_B = \frac{p_e A_g / \dot{m}}{C_{\text{teórico}}^*}$$

$\left\{ \begin{array}{l} p_e \Rightarrow \text{Se mide } p_s \text{ en la pared} + v^2/2 \\ \dot{m} \Rightarrow \text{Inyectores} \\ A_g \Rightarrow \approx \text{en frío.} \end{array} \right.$

1.4. Modelo de combustión.

→ Si bien en un diseño real existen multitud de parámetros y efectos a tener en cuenta, a nivel académico se considerará un modelo de combustión completa entre un oxidante y un reductor, cuyas proporciones vienen definidas por la relación de mezcla $\phi = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f}$.



→ Los coeficientes a , b y c se calculan en función de la riqueza de la mezcla, es decir, en función de ϕ , resultando:

$$a = 1 - \chi(1-\phi); \quad b = \chi(1-\phi); \quad c = \chi(\phi-1) \quad \text{con} \quad \chi(x) = \frac{1}{2}(|x|+x)$$

→ De aplicar la ecuación de la energía al proceso resulta:

$$\eta_B Q_{\text{comb}} = \max[\phi, 1] \left(1 + \frac{O}{F} \right) \left[\bar{C}_{p,F} (T_c - T_{ref}) - \bar{C}_{p,O} (T_e - T_{ref}) \right]$$

↳ Donde aparecen las magnitudes siguientes:

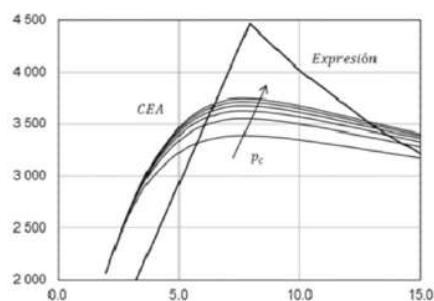
- Calor de combustión en composición esteñimétrica por ud. de \dot{m}_F : $Q_{\text{comb}} = \left(\frac{O}{F} \right)_{st} \Delta_f h_o + \Delta_f h_f - \left(1 + \left(\frac{O}{F} \right)_{st} \right) \Delta_f h_p$

• Calores específicos ponderados:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Productos:} \quad \bar{C}_{p,F} = \frac{a (\dot{m}_{F,st} + \dot{m}_o) C_{p,o} + b \dot{m}_o C_{p,O} + c \dot{m}_{F,st} C_{p,F}}{\phi \dot{m}_{F,st} + \dot{m}_o} \\ \text{Reactivos:} \quad \bar{C}_{p,O} = \frac{\phi \dot{m}_{F,st} C_{p,O} + \dot{m}_o C_{p,o}}{\phi \dot{m}_{F,st} + \dot{m}_o} \end{array} \right.$$

$$\text{Temperatura aparente de entrada: } \left(1 + \frac{\phi}{(\phi/F)_{st}}\right) \bar{C}_{p,R} T_e = h_o(T_{e0}) + \frac{\phi}{(\phi/F)_{st}} h_F(T_{eF})$$

→ La expresión para determinar T_c se puede llevar al extremo, suponiendo $T_e \approx T_{ref}$, lo cual nos da una primera aproximación sobre los valores con que se trabaja:



$$\eta_B \text{Qcomb} = \max(0, 1) \left(1 + \frac{\phi}{F}\right) \bar{C}_{p,p'} (T_c - T_e)$$

→ Para $\left(\frac{\phi}{F}\right)$ relativamente alejadas de $(\phi/F)_{st}$, la aproximación puede resultar buena cualitativa y cuantitativamente, especialmente si $\bar{C}_{p,p'}$ está bien estimado.

2. Sistema de inyección.

→ La misión del sistema de inyección es suministrar los propulsantes en la cámara, en la forma y condiciones más favorables posibles para producir la combustión entre oxidante y reductor. En el caso de inyección de líquidos en condiciones subcríticas, es necesario atomizar el líquido en gotas ($\phi \approx 25-75 \mu\text{m}$), lo que origina un flujo heterogéneo de cierta complejidad. En el caso de inyección gaseosa o líquidos supercríticos, el proceso de mezcla se produce en un flujo homogéneo.

2.1. Requisitos.

→ El sistema de inyección está formado por

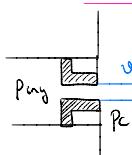
$\left. \begin{array}{l} \text{Líneas de suministro y distribución de los propulsantes.} \\ \text{Inyectores} \\ \text{Disposición (refrigeración, bafles ...)} \end{array} \right\}$

que deben garantizar:

- Suministro de los propulsantes en la cantidad adecuada.
- Buen funcionamiento en arranque, parada y régimen permanente (golpe de arriete).
- Uniformidad de variables fluidas en la cámara.
- Atomización y proceso de mezcla adecuados.
- Baja pérdida de presión de remanso.
- Contribución a la estabilidad del proceso de combustión.
- Contribución a la refrigeración de la cámara.

2.2. Tipos de inyectores.

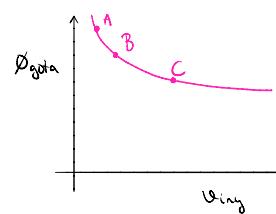
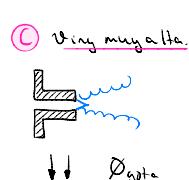
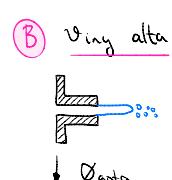
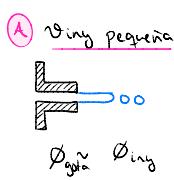
Previo: Relación velocidad de inyección - diámetro de gota.



→ Aplicando Bernoulli:

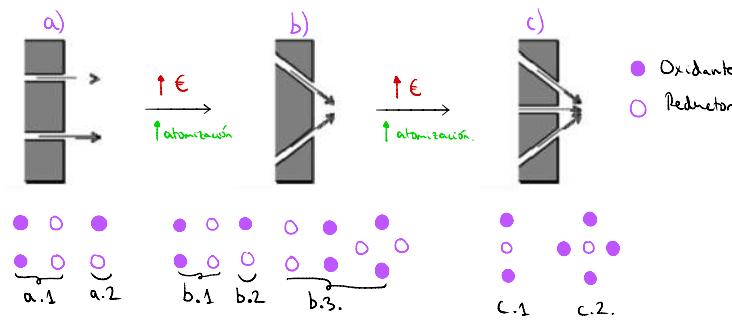
$$P_{inj} = P_c + \frac{1}{2} \rho v_{inj}^2 \rightarrow v_{inj} = \sqrt{\frac{2(P_{inj} - P_c)}{\rho}} \Rightarrow \text{La velocidad de inyección viene determinada por la diferencia de presiones entre inyector y cámara.}$$

→ El diámetro de gota es el parámetro que cuantifica el grado de atomización. Depende fundamentalmente de la velocidad de inyección, y se pueden dar los siguientes casos:

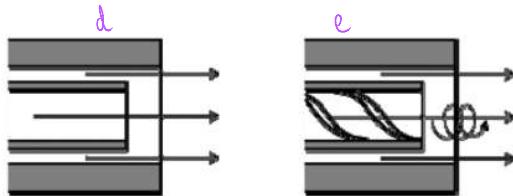


→ Existen multitud de tipos de inyectores: desde el denominado inyector simple hasta ciertos desarrollos notablemente complejos, a fin de mejorar las actuaciones del mismo (\downarrow pérdida de pt, \uparrow atomización).

A) Inyectores simples.



B) Inyectores coaxiales.



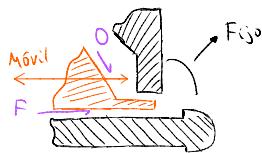
- Ventajas:
 - Mejora mezcla y atomización.
 - Si inyección heterogénea \Rightarrow Más ventaja.
 - Si se da giro (e) \Rightarrow Chorro divergente \Rightarrow ✓
 - Menor caída de presión para igual grado de atomización.

C) Inyector de impacto directo.



- Ventajas:
 - Tolerancias amplias.
 - Buena atomización.
 - Empuje / elemento alto.
- Desventajas:
 - Complejidad de fabricación.
 - Estudio de transmisión de calor complicado.
 - Mala compatibilidad de materiales.

D) Inyector de clavija / pintle.

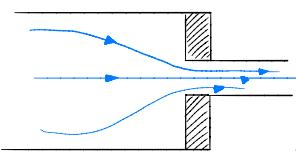


- Ventajas:
 - Inestabilidades inexistentes (no se tiene constancia).
 - Capacidad de funcionamiento a carga parcial.
 - Control de la relación de mezcla. (Al moverlo, actúa simultáneamente en O y F)
 - "Throttability": Dado que atomiza bien en cualquier circunstancia, admite distintos gastos.
 - Capacidad de regulación.

		VENTAJAS	INCONVENIENTES	APLICACIONES
	(a)	Favorece refrigeración. Los colectores son simples. No se presenta "blowpart".	Deficiente atomización. Deficiente mezclado.	Aerobee: sustainer, X-15, Pioneer
	(b.1)	Colectores simples. Buena atomización. Estabilidad. Ausencia de "blowpart"	Longitud de mezcla elevada	Titan 1º escalón, H-1, F-1, Vega: escalón espacial (AVUN)
	(b.2)	Colectores simples. Buena atomización.	"Blowpart". Tolerancias exigentes. Dificultades en carga parcial	Apollo LM Ascend engine, Delta, Casi todos los almacenables
	(c.1)	Buena atomización. Dirección axial del spray.	"Blowpart". Tolerancias exigentes. Dificultades en carga parcial	AGENA upper stage, Generadores de gas RP1/LOx
	(b.3)	Buena atomización. Dirección axial del spray.	"Blowpart", Tolerancias exigentes. Colector complicado.	Titan II(1), Titan I y II (2), Gemini IV (2)
	(d)	Baja caída de presión. Buena mezcla y atomización.	Estabilidad Precio Colectores complicados.	Muy utilizado por motores rusos. J-2, RL-10, M-1
	(e)	Baja caída de presión. Buena mezcla y atomización.	Estabilidad. Precio. Colectores complicados.	Muy utilizado por motores rusos. J-2, RL-10, M-1
	(f)	Sin problemas de tolerancias. Alto empuje por elemento. Capacidad de carga parcial	Compatibilidad. De materiales. Refrigeración. Complejidad.	Saturno IV (control), RCS Apollo (SE-48), Lance (booster)
	(g)	Funcionamiento a carga parcial. Ausencia de inestabilidades. Alto empuje por elemento. Facilidad de fabricación	Compatibilidad con las paredes. Precio.	Apollo LM descend engine, Lance (sustainer), Merlin C

2.3. Actuaciones de un inyector simple.

→ Considerese la situación de un inyector recto de geometría simple, con un orificio cilíndrico de diámetro D_i y longitud L_i . El área de la sección es $A_i = \pi \frac{D_i^2}{4}$ y la relación longitud-diametro $\Lambda = L_i/D_i$, siendo estos dos los parámetros más relevantes del inyector.



→ El líquido parte de una presión p_{iny} y una velocidad suficientemente baja, para posteriormente acelerarse por el orificio y alcanzar en su salida la presión de cámara. Se tienen en cuenta las siguientes hipótesis:

- No hay pérdidas por viscosidad.
- Velocidad uniforme a la salida.
- Velocidad despreciable en la línea de alimentación.

→ Aplicando estas hipótesis a la ecuación de Bernoulli entre la entrada y la salida del inyector:

$$p_{iny} + \frac{1}{2} \rho_i v_i^2 = p_c + \frac{1}{2} \rho_e v_e^2 \Rightarrow v_i = \sqrt{\frac{2 \Delta p_{iny}}{\rho_e}}$$

└ La caída de presión Δp_{iny} es imprescindible por 2 motivos:

(A) Δp_{iny} determina v_i , y a su vez, éste determina el grado de atomización, y con ello, la eficiencia de la mezcla y combustión.

(B) Para garantizar que no aparecen instabilidades en la cámara de combustión, el salto de presiones en el inyector debe superar un mínimo fijado en el 15-25% de p_c ($\Delta p_{iny} \approx 0.15 - 0.25 p_c$) $\Rightarrow (\Delta p_{iny})_{\min} \geq 0.15 p_c$

⊗ Coeficiente de descarga.

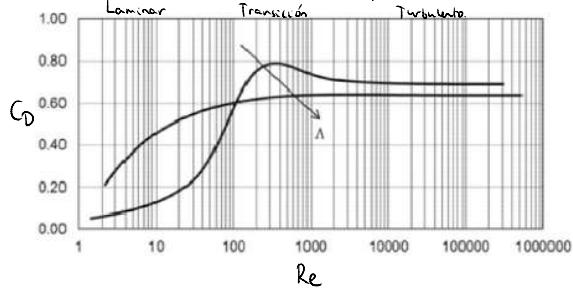
→ El gasto por el orificio en un caso ideal vale:

$$\dot{m}_i = \rho_e v_i A_i$$

→ Haciendo aplicación del análisis dimensional para retener la influencia de la viscosidad, se alcanza que el gasto masico real depende de:

$$\dot{m} = f(p_e, p_{iny} - p_c, \mu, D, L)$$

→ Haciendo aplicación de $v_{iny} = f(p_{iny} - p_c, p_e)$ y adimensionalizando de acuerdo al $T^M P_i$ de Buckingham:



$$C_D \stackrel{\text{def}}{=} \frac{\dot{m}}{\dot{m}_i} = f(Re, \Lambda)$$

→ Coeficiente de descarga / gasto adimensional

$$\dot{m} = p_e v_i C_D A_i \stackrel{\text{def}}{=} p_e v_i A_{i,\text{ref}}$$

Comentarios:

→ Para Re bajos \Rightarrow Flujo laminar $\rightarrow C_D$ crece con Re (\uparrow d capa límite)

→ Para Re moderados \Rightarrow Transición laminar-turbulento \rightarrow Gran influencia de la geometría del inyector.

→ Para Re altos \Rightarrow Flujo turbulento $\rightarrow C_D$ no depende del Re \Rightarrow Zona de funcionamiento normal.

3. Sistema de refrigeración.

→ La refrigeración en los MCPL es fundamental: por un lado, las T^* de combustión exceden con mucho las de trabajo de cualquier material de uso en la ingeniería y, ademas, deben soportar un flujo de calor $\approx 10 \text{ MW/m}^2$.

→ En un MCPL de tamaño no pequeño se dan simultáneamente todas las formas de transmisión de calor habituales en la ingeniería:

└ El flujo en la cámara de empuje y la tubería tiene n^* de Re altos, estableciéndose una capa límite viscosa turbulenta y una térmica, de espesor delgado, en las cuales se produce un flujo convectivo de calor que se transmite a la estructura.

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



→ Dicho calor conferido a la estructura se propaga en la misma por **conducción**, y además se encuentra habitualmente refrigerada mediante un flujo interno, apareciendo de nuevo la **convección**.

→ En los motores espaciales, una opción alternativa a esta refrigeración es la evaluación de calor en la tobera por **radiación**.

3.1. Previo: Transmisión de calor por convección.

→ El intercambio de calor entre una corriente fluida y las paredes circundantes está dominado por lo que ocurre en las capas límite térmica y viscosa. El flujo de calor en estos casos responde a la siguiente expresión:

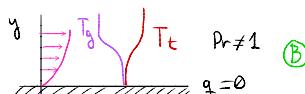
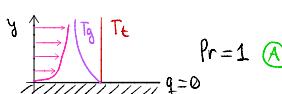
$$\dot{q}_p = h_g (T_{aw} - T_w) \quad \text{donde}$$

$$\begin{cases} \dot{q}_p = \frac{Q}{\text{Área}} (\frac{W}{m^2}) \\ h_g = \text{Coeficiente de convección} \\ T_{ap} = T^* \text{ adiabática de la pared.} \\ T_p = T^* \text{ de la pared en el punto de contacto con el fluido.} \end{cases}$$

→ La T^* adiabática de la pared es la T^* que alcanzaría la pared en el caso de que el flujo de calor fuese nulo.

→ Casos: **A** Fluido laminar ($Pr=1$) $\Rightarrow T_{aw} = T_{gl}$ (Remanso)

B Fluido turbulento ($Pr \neq 1$) $\Rightarrow T_{aw} = K T_{gl}$ ($K = \text{Coef. de recuperación}$)



→ Por qué, pese a suponer flujo laminar y adiabático, la T^* no es constante ($\Delta T \rightarrow \dot{q}$)?

→ El flujo de calor alimenta la pérdida por viscosidad en la capa límite: La T que gana es la \dot{q} que pierde.

→ Un análisis detallado de la capa límite y en particular del coeficiente de convección llevan a la definición del **número de Nusselt**:

$$Nu \stackrel{\text{def}}{=} \frac{h_g D}{k} = Re^m Pr^n f(\tau)$$

donde:

$$\begin{cases} D = \text{Diámetro hidráulico} = \frac{4 \cdot \text{Área}}{\text{Perímetro}} \\ Re = \frac{\rho v D}{\mu} \\ Pr = \frac{\mu C_p}{k} \\ m, n = \text{Exponentes empíricos.} \Rightarrow \begin{cases} m = 0,8 \\ n = 0,4 \end{cases} \\ \tau \equiv \Delta T \\ f(\tau) = \text{Relieve variación de las propiedades de transporte del fluido en la capa límite.} \end{cases}$$

3.2. Métodos generales de refrigeración.

→ Si bien es esencial conocer la física de la transmisión de calor en sus distintas vertientes, a nivel tecnológico existe un conjunto de métodos de evaluación de calor que también deben ser conocidos. En función del tipo de ciclo de motor y de las variables operativas, se utiliza alguno de los siguientes métodos:

(A) Refrigeración regenerativa (Regenerative cooling)

→ Consiste en utilizar uno de los propulsantes como refrigerante de la CC, haciéndolo pasar por tubos o canales, incorporándose más adelante a la cámara de combustión principal. Debe su denominación al hecho de que el calor transferido en la refrigeración no se pierde, sino que se incorpora al propulsante.

→ Se trata del método **más eficiente**, pero también presenta las siguientes **complejidades**:

- Pérdidas de carga en la zona de refrigeración \Rightarrow El sistema de alimentación tiene que dar más presión.
- Acoplamiento entre el flujo de refrigeración y el funcionamiento del motor.
- Presión en los canales de refrigeración muy alta \Rightarrow Diseño mecánico complejo \Rightarrow **precio**

(B) Sangrado de refrigerante (dump cooling)

→ Consiste en emplear una cantidad de propulsante en refrigerar la tobera mediante canales/camisas, siendo **posteriormente descartado**, aprovechando su energía descargándolo por algún tipo de boquilla contribuyendo al empuje.

(C) Refrigeración por película. (film cooling)

→ Se trata de emplear películas frías que protegen las paredes de la cámara o de la tobera.

Existen dos formas básicas de generar dichas películas frías:

- Distribuyendo los inyectores adecuadamente en la cámara: Mezcla pobre en la pared.
- Sangrado \approx dump cooling pero por el interior de la pared.

→ Existe una alternativa más eficiente, denominada **transpiration cooling**, que en lugar de emplear orificios discretos utiliza un material poroso que distribuya el gasto frío.

(D) Refrigeración ablativa (ablative cooling)

→ Consiste en la utilización de **materiales ablativos**, que absorben parte del calor de la tobera y además generan una película de material vaporizado de relativamente baja T^* . Es típico de MCPS pero también se utiliza en MCPL.

(E) Refrigeración por radiación. (radiation cooling)

→ Este método se basa en la evacuación de calor por radiación, lo que implica que la superficie radiante esté a muy alta T^* . Se emplea en zonas de baja carga térmica (extensiones de tobera) y su mayor inconveniente es el **peso** de un material que aguante tales extremas condiciones.

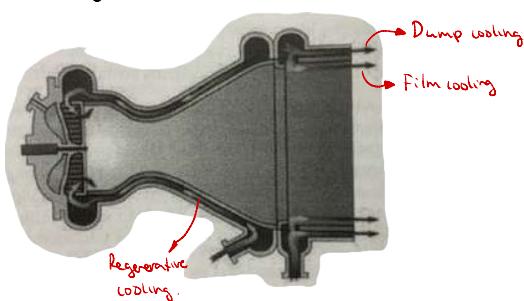
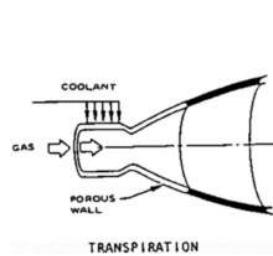
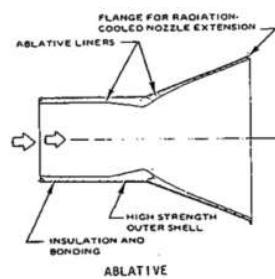


Figura 1: Regenerativa, dump & film cooling



Figuras 2 y 3: Transpiration & ablative cooling.



(*) Parámetros a tener en cuenta en la elección de un método u otro.

- Variables de operación: P_c , T_c , t_B , A_g , E , sistema de inyección.
- Tipo de ciclo: Determina las exigencias de refrigeración.
- Propulsantes presentes: Casi siempre se refrigeran con alguno de los propulsantes presentes. Suele utilizarse el reductor (Γ_k , c_p)
- Aspectos de diseño: Reusabilidad (ablative), fiabilidad, nº de encendidos, coste ...

3.3. Flujo de calor por convección en la tobera. Fórmula de Bartz.

→ El flujo de los productos de combustión en la tobera es un proceso muy particular y complejo: Comienza con la aceleración del flujo en la parte convergente (subsonico) seguido de una expansión supersónica en la zona divergente. Existe un Δp longitudinal, que reviste una gran importancia al determinar el espesor de la capa límite y con ello, el flujo de calor por convección.

→ Teniendo en cuenta las mencionadas particularidades, Bartz elabora una formulación adecuada del flujo de calor por convección en un conducto como el anterior, determinando una expresión analítica para el **coeficiente de convección** como función de los parámetros pertinentes:

$$h_g = C \left[\mu_{gt}^{0,2} c_p^{0,6} \right]^{0,8} P_c^{0,8} \cdot C^*^{-0,8} D_g^{-0,2} \left(\frac{A}{A_g} \right)^{-0,9} \quad \text{Siendo}$$

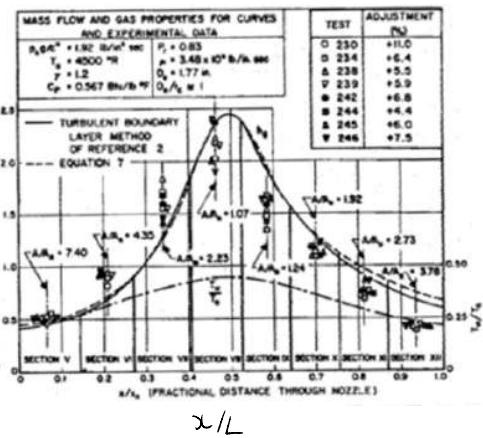
$C \equiv$ Factor de proporcionalidad.
 $[\cdot]_{gt} \equiv$ Evaluado en T_{gt}
 $\tau \equiv$ Expresión a continuación:

$$\tau = \frac{1}{\frac{1}{2} \frac{T_w}{T_{gt}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{0,2w}} \quad \text{Siendo}$$

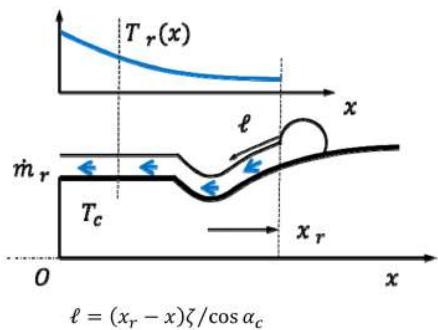
$T_w \equiv T^*_{\text{pared en contacto con el fluido}}$
 $w \equiv$ Exponente de la variación $\mu = f(T)$
 Γ_{gt} tiene en cuenta $T_w < T_{gt}$ válido
 $\hookrightarrow \uparrow p \Rightarrow \uparrow \Gamma_{gt}$

→ Influencia de parámetros en la fórmula de Bartz:

- Tamaño de la tobera: El flujo de calor escala como $D_g^{-0.2}$, luego en tuberías de menor tamaño es necesario evacuar más $q = \frac{Q}{S}$.
- Presión de cámara: El flujo de calor es prácticamente proporcional a p_c , luego en motores con p_c alta q es alto \Rightarrow exigencias a la refrigeración \rightarrow Mejor p_c moderado.
- Relación de áres: El flujo de calor es inversamente proporcional a $E(x)$ \Rightarrow Flujo máximo en la garganta (mismo f_T para todos D_g) h_g
- Propulsante: C_p , K y μ muy importantes.
- Tobera: Cercade la pared el propulsante está más frío \Rightarrow más denso (ω).



3.4. Modelo básico de refrigeración regenerativa.



→ La ecuación de la energía aplicada a un gasto masivo de refrigerante m_r que fluye a lo largo de una tobera con la pared a $T=T_c$ es:

$$\dot{m}_r C_{p,r} \frac{dT_r}{dx} = \Pr h_g (T_c - T_r)$$

Donde $\left\{ \begin{array}{l} T_r(x) \equiv T^a \text{ del refrigerante.} \\ l = (x_r - x) \cdot \zeta / \cos \alpha_c \rightarrow \text{Distancia recorrida por el refrigerante.} \\ \Pr \equiv \text{Perímetro mojado.} \end{array} \right. \begin{array}{l} \zeta \equiv \text{Geometría} \\ \alpha_c \equiv \text{Tobera.} \end{array}$

→ Introduciendo un cambio de variable en T^a , así como el valor del coeficiente h_g , la ecuación resulta:

$$\frac{d\Theta}{\Theta} = \frac{\zeta \pi}{(R/R_g)^{0.8} \cos \alpha_c} \frac{dx}{l} \quad \text{donde} \quad \left\{ \begin{array}{l} \Theta(x) = \frac{T_c - T_r(x)}{T_c - T_r(x_r)} \\ l = \frac{C_{p,r} \dot{m}_r}{1.74 \pi C [\mu^{0.02} C_p \Pr^{-0.6}] g \rho^{0.8} L^{0.8} C^{*-0.8} R_g^{0.8}} \end{array} \right.$$

→ Para integrar la ecuación se redifine x como:

$$\frac{x - x_r}{L'(x)} = \int \frac{\zeta \pi}{(R/R_g)^{0.8} \cos \alpha_c} \frac{dx}{l} \quad \Rightarrow \quad \Theta(x) = \exp \left(\frac{x - x_r}{L'(x)} \right)$$

↳ En general, se impone la condición de que la T^a del refrigerante se mantenga por debajo de un cierto valor T_{min} con su Θ_{min} asociado. Dado que la T^a es máxima en $x=0$, esta condición se expresa matemáticamente como:

$$\frac{x_r}{L'(0)} \leq -\ln \Theta_{min} \quad \Rightarrow \text{Si no se cumple} \quad \left\{ \begin{array}{l} \uparrow x_r \text{ (disminuir longitud refrigerada)} \\ \uparrow L'(0) \text{ ("Capacidad de refrigerar")} \end{array} \right.$$

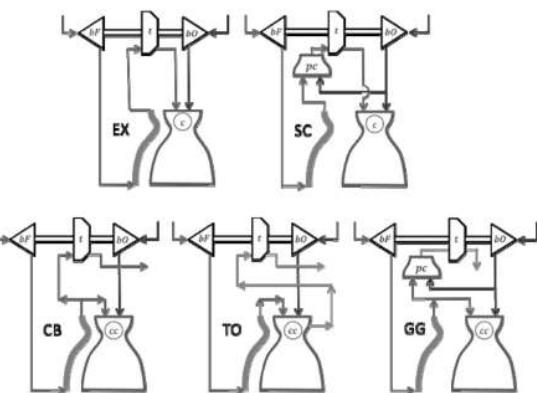
Capítulo 10. Sistema de alimentación por turbomáquinas.

1. Ciclos termodinámicos de potencia.

→ La potencia necesaria para la presurización de los propulsantes puede ser obtenida de distintas maneras. Una en particular es la utilización de un ciclo termodinámico, con el empleo de turbobombas para gases y/o líquidos. El uso de ciclos termodinámicos de potencia es una opción óptima desde el punto de vista del peso, siempre que la cantidad de propulsante presurizado sea muy alta.

→ La característica esencial de este tipo de motores es el tipo de configuración, ya sea ciclo cerrado o ciclo abierto; lo cual viene determinado por si se aprovecha o no en su totalidad los propulsantes. Los cerrados son los más eficientes, pero los abiertos son los más simples, baratos y fáciles de operar. Una segunda clasificación incluida en la anterior es si el sistema tiene o no una cámara de combustión adicional (generador de gas) o por contra extrae potencia de los gases de la cámara de combustión. En resumen, la clasificación de MPP alimentados por turbomáquinas es la siguiente:

- Ⓐ Ciclos cerrados:
 - I Con generador de gas:
 - Ciclo de combustión escalonada. (SC, staged combustion cycle)
 - II Sin generador de gas:
 - Ciclo expulsor (EX, expander cycle)
- Ⓑ Ciclos abiertos:
 - I Con generador de gas:
 - Ciclo generador de gas (GG, gas generator cycle)
 - II Sin generador de gas:
 - Ciclo de sangrado de refrigerante (CB, coolant bleed cycle)
 - Ciclo de sangrado de cámara de combustión (TO, combustion tap-off cycle)



1.1. Ciclos cerrados.

A Ciclo de combustión escalonada.

→ Se trata de un ciclo con generador de gas, el cual es alimentado con la totalidad del gasto de reductor y un poco de oxidante. Al manejar gastos notables con "poca" combustión deriva en un bajo ΔT , simplificando el diseño mecánico, en particular de la turbina.

→ Una vez salen los gases de turbina, se inyectan en la CC principal, conteniendo el exceso de reductor no quemado, los productos de combustión y, paralelamente, se inyecta el oxidante no inyectado en el precombustor. Existe un diseño alternativo, consistente en alternar los papeles de reductor y oxidante. Esta decisión se toma en función de los propulsantes empleados.

- Ventajas: {
 - Más alta eficiencia
 - Muy altas prestaciones (pc)
 - Reutilizabilidad ➡ Primeros escalones.
- Inconvenientes: {
 - Altos costes de desarrollo (ensayos)
 - Alta complejidad.

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



(B) Ciclo expulsor.

→ Se trata de un ciclo cerrado que utiliza la ganancia de entalpía del reductor en sus labores de refrigeración para mover la turbina. En este caso, se utiliza la totalidad del gasto de reductor en dicha evolución, y gracias al Δp de la bomba, alcanza posteriormente la cámara de combustión.

- Ventajas:
 - Muy alta eficiencia (Isp)
 - Ligereza y simplicidad de operación y control.
- Inconvenientes:
 - Sólo es posible con propulsantes criogénicos.
 - q̄ turbina limitado $\Rightarrow \downarrow p_e (7 - 10 \text{ MPa})$
 - Dificultades de almacenamiento

\Rightarrow Upper stages + motores espaciales.

1.2. Ciclos abiertos.

(A) Ciclo generador de gas.

→ En este ciclo se derivan parte de reductor y oxidante a una cámara de combustión auxiliar, en la que se produce la reacción química y la consecuente liberación de energía, empleada en mover las turbinas. Dado que el flujo sufre una fuerte caída de presión tras el proceso, no se puede incorporar al flujo principal, por lo que se ha de minimizar el gasto y por tanto, elevar la T^* en la CC auxiliar.

→ La única posibilidad para el gasto sangrado una vez ha salido de la turbina son báreas auxiliares: o bien una expansión en una turbina auxiliar ($\uparrow E$) o bien en la refrigeración de la turbina (dump / film cooling).

- Ventajas:
 - Fácil de controlar.
 - Presión del ciclo moderada.
- Desventajas:
 - Alto nº de componentes.
 - Eficiencia limitada (ciclo abierto).

\Rightarrow Motores desechables.

(B) Ciclo de sangrado de cámara de combustión (tap-off)

→ A grandes rasgos consiste en realizar un sangrado de los gases calientes a alta presión, directamente de la CC, para mover la turbina que mueve las bombas. Es similar al ciclo GG, careciendo de un generador auxiliar pero a cambio requiere un sistema de regulación en una zona muy caliente del motor.

→ El criterio de diseño será minimizar el gasto sangrado, así como la presión de salida de la turbina (\downarrow pérdidas). En otro respecto, el gasto sangrado se toma a una T^* menor de la de fin de combustión.

- Ventajas:
 - Más simple que el GG
- Inconvenientes:
 - Difícil encendido y control del motor.
 - Eficiencia limitada.

(C) Ciclo de sangrado de refrigerante

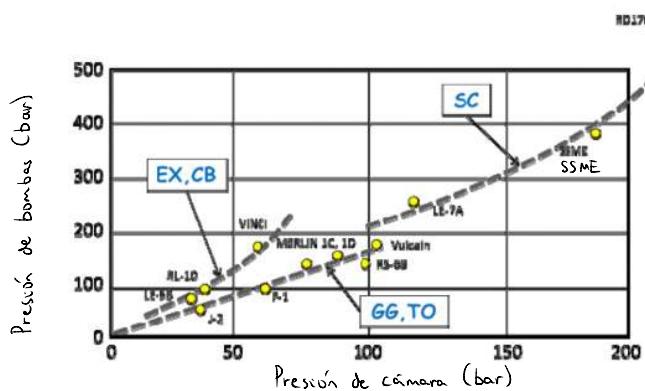
→ Se utiliza parte del reductor a la salida del circuito de refrigeración para alimentar la turbina, con un principio de funcionamiento similar al tap-off sin el inconveniente del manejo de fluidos a altas T^* .

→ Por razones obvias, al igual que el ciclo expulsor, está restringido al uso de propulsantes criogénicos. Con respecto a dicho ciclo, la diferencia principal (además y a consecuencia de ser abierto) es la posibilidad de expandir todo lo que deseemos, pues será descartado.

CICLO	VENTAJAS	INCONVENIENTES	EJEMPLOS
GENERADOR DE GAS	Simple. Precio razonable. Fácil encendido y control. Amplio rango de operación.	Ciclo abierto (impulso penalizado). Mayor número de elementos. No adecuado para reusable.	F-1, Vulcain, Merlin C y D
SANGRADO DE CAMARA PRINCIPAL (TAP-OFF)	Simple. Bajo costo. Pocos elementos. No necesita generador de gas.	Ciclo abierto (impulso penalizado). Arranque difícil y operación restringida. Válvulas calientes.	J2-S, BE-3
SANGRADO DE REFRIGERANTE	Simple. Pocos elementos. Bajo costo. No necesita generador de gas.	Ciclo abierto (impulso penalizado). Propulsantes criogénicos. Presión de cámara limitada.	LE-5A,B
EXPANSOR	Ciclo cerrado (altas prestaciones). Simple. Bajo costo. Alta fiabilidad. Eficiente, simple y ligero.	Presiones de cámara limitadas. Propulsantes criogénicos.	RL-10, RD-0146, Vinci
COMBUSTIÓN ESCALONADA	Ciclo cerrado (altas prestaciones). Presión de cámara elevada. Control de O/F y empuje. Aplicaciones reusables.	Muy complejo. Sensible a fallo. Alto costo de desarrollo y producción. Complejo diseño de turbomaquinaria.	RS-25 (SSME), RD-170,191, LE-7, Raptor

1.3. Análisis comparativo.

→ A fin de comparar los ciclos presentados, se incluyen por un lado la tabla comparativa de la página anterior y por otro la gráfica siguiente, donde se representa la presión de bombas en función de la de cámara para distintos motores:



Comentarios:

- Tendencia principal: Para $\uparrow p_c$ hay que $\uparrow p_{bomba}$
- No hay SC en bajas presiones ni GG o EX en altas.
- Los EX que comparten rango de p_c con los GG tienen presión a la salida de las bombas superiores.
- ¿Por qué? $\left\{ \begin{array}{l} p_c \text{ limitada ("energía de refrigeración limitada")} \\ \text{Tiene que vencer las pérdidas de refrigeración.} \end{array} \right.$
- Lanzadores: p_c altas \Rightarrow SC y a veces GG.
- Upper stages y espaciales: p_c poco relevante \Rightarrow EX y CB.

2. Elementos del ciclo generador de potencia.

2.1. Compresor y bomba.

→ Se trata de elementos cuya función es aumentar la presión de un fluido (gas y líquido respectivamente).

A Compresor.

→ Aplicando la ecuación de la energía a un gas compresible alejado de las condiciones críticas:

$$\tau_c = \frac{\dot{W}_c}{m_c} = h_{2t} - h_{1t} = C_p (T_{2t} - T_{1t})$$

→ Por otra parte, se define el rendimiento adiabático del compresor como:

$$\eta_c = \frac{\Delta h_{ideal}}{\Delta h_{real}} = \frac{h_{2st} - h_{1t}}{h_{2t} - h_{1t}} = \frac{(P_{2t}/P_{1t})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{2t}/T_{1t} - 1}$$

B Bomba.

→ La aplicación del 1º principio al líquido que atraviesa la bomba resulta en:

$$\tau_B = \frac{\dot{W}_B}{m_B} = (\Delta h_t)_{real} = h_{2t} - h_{1t}$$

→ Para calcular la variación de entalpia en el proceso ideal (isentrópico), es necesario aplicar la E.C. de Gibbs:

$$Tds = dh_t - dP_t/f_e \underset{\text{ideal}}{\stackrel{\uparrow}{\approx}} 0 \Rightarrow (\Delta h_t)_{ideal} = \frac{\Delta P_t}{f_e}$$

→ Definiéndose el rendimiento de la bomba como el cociente entre las potencias real e ideal que proporcionan el mismo ΔP_t :

$$\eta_B = \frac{(\Delta h_t)_{ideal}}{(\Delta h_t)_{real}} = \frac{\Delta P_t / f_e}{\tau_B}$$

NOTA: Usualmente, $\Delta(\frac{g^2}{2}) \ll \Delta P_t$

$$\therefore \Delta P_t \approx \Delta P_s$$

2.2. Turbina y turbina hidráulica.

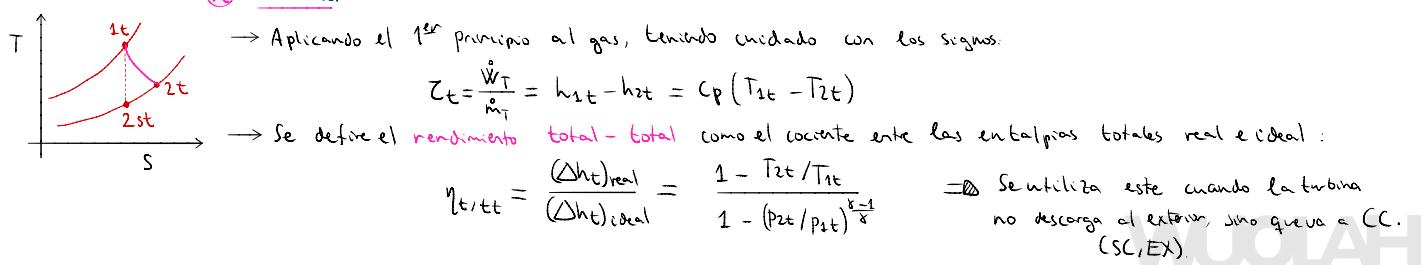
A Turbina.

→ Aplicando el 1º principio al gas, teniendo cuidado con los signos:

$$\tau_t = \frac{\dot{W}_t}{m_t} = h_{1t} - h_{2t} = C_p (T_{1t} - T_{2t})$$

→ Se define el rendimiento total-total como el cociente entre las entalpias totales real e ideal:

$$\eta_{t/tt} = \frac{(\Delta h_t)_{real}}{(\Delta h_t)_{ideal}} = \frac{1 - T_{2t}/T_{1t}}{1 - (P_{2t}/P_{1t})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \Rightarrow \text{Se simplifica este cuando la turbina no descarga al exterior, sólo gresa a CC. (SC, EX).}$$



→ Cuando la turbina descarga al exterior, puede ser conveniente emplear el rendimiento **total - estático** que evalúa el estado de salida a través de variables estáticas, teniendo en cuenta así la energía cinética de salida.

$$\eta_{t,ts} = \frac{h_{1t} - h_{2t}}{h_{1t} - h_{2s}} = \frac{1 - T_{2t}/T_{1t}}{1 - (P_2/P_{st})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

⇒ Se usa en ciclos que expanden totalmente (GG, TD, CB)

└ Por último, la relación entre ambos es:

$$\frac{\eta_{t,tt}}{\eta_{t,ts}} = 1 + \frac{1}{2} \frac{V_{2s}^2}{|I_{t,ideal}|}$$

(B) Turbina hidráulica.

→ Ocasionalmente, las turbinas que mueven las bombas son accionadas por el propio propelente líquido presurizado en etapas posteriores. Sin entrar en detalles:

$$\dot{W}_t = \dot{m}_t \eta_t \frac{\Delta P_t}{P_e}$$

2.3. Generador de gas.

→ Se analiza como una cámara de combustión, con la particularidad de que es habitual la existencia de valores dispares en la relación de mezcla. La ecuación de la energía resulta en la siguiente expresión:

$$\eta_g Q_{comb} = \max [0, 1] \left[1 + \left(\frac{O}{F} \right) \right] \bar{C}_{p,p} (T_c - T_e)$$

└ Donde: $\begin{cases} Q_{comb} = \left(\frac{O}{F} \right)_{st} \Delta_f h_o + \Delta_f h_f - \left(1 + \left(\frac{O}{F} \right)_{st} \right) \Delta_f h_p \\ \bar{C}_{p,p} = \frac{a (\dot{m}_{F,st} + \dot{m}_o) C_{p,p} + b \dot{m}_o C_{p,o} + c \dot{m}_{F,st} C_{p,F}}{\dot{m}_{F,st} + \dot{m}_o} \end{cases}$

$$[O F + O \rightarrow a P + b O + c F]$$

$$\begin{cases} a = 1 - \chi (1 - \phi) \\ b = \chi (1 - \phi) \\ c = \chi (\phi - 1) \end{cases}$$

④ Se ha supuesto $T_e = T_{ret}$.

2.4. Ecuación de acoplamiento.

→ La ecuación de acoplamiento relaciona la potencia suministrada por la turbina, la consumida por las bombas y las pérdidas mecánicas que se producen en la transmisión de potencia:

$$\dot{W}_t = \sum \dot{W}_{bi} + \dot{W}_{diss}$$

→ Introduciendo la definición del rendimiento mecánico:

$$\eta_{rec} = \frac{\dot{W}_t - \dot{W}_{diss}}{\dot{W}_t} \Rightarrow \sum \dot{W}_{bi} = \eta_{rec} \dot{W}_t$$

→ En el habitual caso de 2 bombas (O y F) de gastos \dot{m}_o y \dot{m}_F y una turbina con gasto \dot{m}_t :

$$\dot{m}_o Z_{BO} + \dot{m}_F Z_{BF} = \eta_{rec} \dot{m}_t Z_T$$

→ Introduciendo la definición del rendimiento de una bomba así como desarrollando Z_T con $\eta_{t,tt}$:

$$\dot{m}_o \frac{\Delta P_{BO}}{P_o \eta_{BO}} + \dot{m}_F \frac{\Delta P_{BF}}{P_F \eta_F} = \eta_{rec} \eta_{t,tt} \dot{m}_t C_p T_{ee} \left[1 - \left(\frac{P_{ts}}{P_{te}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

Análisis cualitativo:

→ A fin de realizar un análisis preliminar del comportamiento, se van a realizar las siguientes hipótesis simplificativas:

- Valor representativo del rendimiento de las bombas: $\eta_{BO} \sim \eta_{BF} \sim \eta_B$
- Valor representativo del salto de presión en las bombas: $\Delta P_{BO} \sim \Delta P_{BF} \sim \Delta P_B$
- Agrupación de los gastos: $\dot{m}_B = \dot{m}_o + \dot{m}_F$
- Densidad media: $\frac{1}{P_e} = \frac{1}{\dot{m}_B} \left(\frac{\dot{m}_o}{P_o} + \frac{\dot{m}_F}{P_F} \right) = \frac{1}{1 + (O/F)} \left(\frac{(O/F)}{P_o} + \frac{1}{P_F} \right)$

$$\Rightarrow \frac{\dot{m}_B}{\eta_B P_e} \frac{\Delta P_B}{\eta_{tB}} \approx \eta_{rec} \eta_t \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_B} C_p T_{te} \left[1 - \left(\frac{P_{ts}}{P_{te}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \Rightarrow \Delta P_B \approx P_e \eta_{rec} \eta_t \eta_B \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_B} C_p T_{te} \left[1 - \left(\frac{P_{ts}}{P_{te}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

La ecuación anterior relaciona las presiones a lo largo del circuito (incrementos y caídas) en función de la relación de gasto turbina-bomba, eficiencias y energía desplegada en la turbina ($C_p T_{te}$).

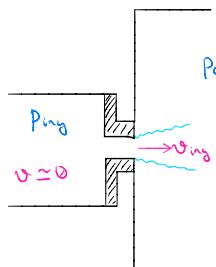
Dependencias:

$$\begin{cases} \uparrow P_e \Rightarrow \uparrow \Delta P_B \\ \uparrow \eta_{tB} \Rightarrow \uparrow \Delta P_B \\ \uparrow C_p T_{te} \Rightarrow \uparrow \Delta P_B \end{cases}$$

Un análisis más detallado tiene en cuenta el tipo de ciclo.

3. Análisis de ciclos. Determinación de la presión de cámara.

La presión de cámara de un MCPL es el resultado de la presión conseguida por el ciclo en el colector de inyección (P_{iny}) y la limitación impuesta por el área efectiva de garganta. Por tanto, la presión de cámara se obtiene aplicando las ecuaciones de Bernoulli y de continuidad como se indica a continuación:



$$\begin{cases} \text{Bernoulli: } P_{iny} + \frac{1}{2} P_e v^2 = P_c + \frac{1}{2} P_e v_{iny}^2 \Rightarrow v_{iny} = \sqrt{\frac{2(P_{iny} - P_c)}{P_e}} \\ \text{Continuidad: } \dot{m} = \frac{P_e A_g}{C_*} = P_e v_{iny} C_d A_{iny} = C_d A_{iny} \sqrt{2 P_e (P_{iny} - P_c)} \end{cases}$$

$$\begin{aligned} & \Rightarrow a \left(\frac{P_c}{P_{iny}} \right)^2 + \left(\frac{P_c}{P_{iny}} \right) - 1 = 0 \quad \text{donde } a = \left(\frac{A_g}{C_d A_{iny}} \right)^2 \frac{P_{iny}}{2 P_e (C_*)^2} \\ & \Rightarrow \frac{P_c}{P_{iny}} = \frac{-1 \pm \sqrt{1+4a}}{2a} \Rightarrow \text{Si: } \begin{cases} \downarrow A_g/C_d A_{iny} \\ \uparrow P_e \\ \uparrow C_* \end{cases} \Rightarrow \frac{P_c}{P_{iny}} \end{aligned}$$

A continuación se va a particularizar en los dos tipos de ciclo (cerrado y abierto):

3.1. Ciclos cerrados.

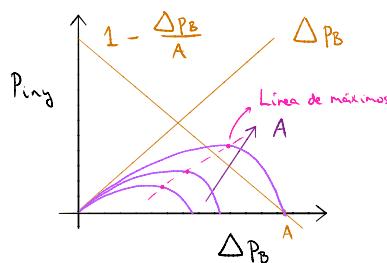
En un ciclo cerrado, la P_c es resultado de que una parte importante de los propulsantes pase por la turbina que alimenta las bombas. Por tanto, se le pide "seguir la pista" hasta la entrada de la turbina (P_{te}) y se supondrá que la de salida de la misma coincide con la de inyección ($P_{iny} = P_{ts}$):

$$\begin{cases} P_{te} = P_d + \Delta P_B - \Delta P_{ref} - \Delta P_{gg} \\ P_{ts} = P_{iny} \end{cases}$$

$$\Rightarrow \Delta P_B = \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_B} \eta_{rec} \eta_t \eta_B P_e C_p T_{te} \left\{ 1 - \left[\frac{P_{iny}}{P_d + \Delta P_B - \Delta P_{ref} - \Delta P_{gg}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}$$

$$\Rightarrow P_{iny} = (P_d + \Delta P_B - \Delta P_{ref} - \Delta P_{gg}) \left(1 - \frac{\Delta P_B}{A} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad A = \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}_B} \eta_{rec} \eta_t \eta_B P_e C_p T_{te}$$

Se trata de una sobresimplificación del sistema, sin tener en cuenta la más que posible existencia de dos propulsantes. Sin embargo, es suficiente para ver que la presión de inyección presenta un máximo con ΔP_B , cuya posición y magnitud vienen dadas por A:



ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



3.2. Ciclos abiertos.

→ Conceptualmente se trata de un análisis diferente, debido a que la presión de cámara puede aumentarse indefinidamente aumentando el gasto sanguíneo al generador de gas. Esto mejora el impulso específico de la turbina principal, pese a lo cual el impulso global se ve disminuido al incrementar cada vez una cantidad de propelente mayor.

→ Supóngase que el gasto náscico que atraviesa la turbina es $\dot{m}_T - \dot{m}_T'$, siendo \dot{m} el gasto total de propelente y \dot{m}_T' el sanguíneo al generador de gas. Se calcula el **impulso específico efectivo** como:

$$I_{sp} = \frac{E}{\dot{m}} = \frac{(\dot{m} - \dot{m}_T') I_{sp}^0 + \dot{m}_T' I_{sp}'}{\dot{m}} = I_{sp}^0 - (I_{sp}^0 - I_{sp}') \frac{\dot{m}_T'}{\dot{m}}$$

↑ Si $I_{sp}^0 > I_{sp}'$ es obvio que queremos $\dot{m}_T' \ll \dot{m}$.

↳ Si se desprecia el impulso residual frente al principal:

$$I_{sp} \approx I_{sp}^0 \left(1 - \frac{\dot{m}_T'}{\dot{m}}\right)$$

→ Planteando la ecuación de acoplamiento en este caso, se observa que la relación de expansión de la turbina es completamente independiente de la bomba:

$$\Delta P_B = \frac{\dot{m}_T'}{\dot{m}_B} \eta_{me} \eta_t \eta_B p_e c_p T_{ee} \left\{ 1 - \left[\frac{1}{\pi_{tc}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\delta}} \right\}$$

→ Definiendo el parámetro A' :

$$\Delta P_B = \tilde{p}_a \frac{\dot{m}_T'}{\dot{m}_B} A' \quad \text{donde } A' = \eta_{me} \eta_t \eta_B \frac{p_e c_p T_{ee}}{\tilde{p}_a} \left\{ 1 - \left[\frac{1}{\pi_{tc}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\delta}} \right\}$$

→ De modo que se puede escribir la presión de cámara fácilmente como:

$$P_c = P_d + \Delta P_B - \Delta p_i = P_d - \Delta p_i + \tilde{p}_a A' \frac{\dot{m}_T'}{\dot{m}_B} \approx \tilde{p}_a \frac{\dot{m}_T'}{\dot{m}_B} A'$$

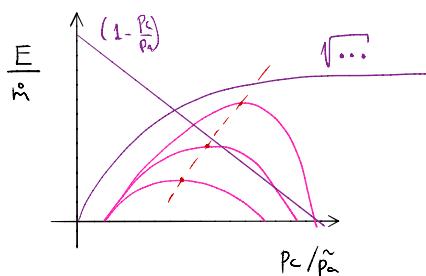
→ Despejando la relación de gastos náscicos e introduciéndolo en el impulso específico:

$$I_{sp} = I_{sp}^0 \left(1 - \frac{P_c}{\tilde{p}_a} \cdot \frac{1}{A'}\right)$$

→ Si la turbina se diseña para máximo impulso total ($P_s = \tilde{p}_a = P_a (h_{ADP})$):

$$I_{sp}^0 = C^* J^*(\chi) \sqrt{\frac{2\chi}{\delta-1} \left[1 - \left(\frac{\tilde{p}_a}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\delta}} \right]} \rightarrow I_{sp} = \left(1 - \frac{P_c}{\tilde{p}_a} \frac{1}{A'}\right) C^* J^*(\chi) \sqrt{\frac{2\chi}{\delta-1} \left[1 - \left(\frac{\tilde{p}_a}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\delta}} \right]}$$

↳ El impulso específico efectivo tiene un máximo con la presión de cámara:



Capítulo 11. Sistema de alimentación por presurización.

1. Tipos y descripción del funcionamiento.

→ Los MCPL que se emplean en misiones espaciales utilizan generalmente sistemas de presurización pasiva, es decir, los propulsantes y sustancias auxiliares se presurizan en tierra y la operación del sistema se reduce a la apertura y cierre de válvulas. Destaca que a raíz de los largos tiempos de viaje y las estrategias que optimizan la eficiencia de los encendidos, los propulsantes han de ser **almacenable**s, es decir, no han de sufrir cambios significativos a lo largo de su almacenamiento.

→ Aunque existen ciertos motores que emplean ambos, los dos sistemas más importantes de alimentación por presurización son los siguientes:

A) Sistema de descarga regulada: Se mantiene constante la presión de suministro mediante un regulador.
(pressure-fed systems)

B Sistema de descarga libre: Se deja que la presión de los depósitos caiga libremente.
(blown-down systems)

→ Propulsantes:

- { Bi-propulsantes: Reductor: Hidrazina y derivados (UDMH, MMH) + Oxidante: Tetróxido de nitrógeno \Rightarrow Hipergólicos.
- Mono-propulsantes: Hidrazina.

→ Hipergólicos

- Ventaja: Simplificación del arranque
- Inconveniente: Reductor y oxidante siempre separados.

→ Una característica importante de los MCPL presurizados es la **redundancia**. Habitualmente, todo el sistema de propulsión está duplicado, y además el suministro de propulsante se puede realizar por distintos caminos.

→ Las principales protagonistas de la arquitectura del motor son las válvulas, distinguiéndose entre:

- Válvulas reguladoras/Reguladores de presión: Son el alma del sistema, al determinar el comportamiento propulsivo del motor.
- Válvulas de servicio: Permiten la carga del sistema y su drenado (operaciones previas a la utilización.)
- Válvulas pirotécnicas: Establecen con seguridad la estanqueidad en las distintas partes del motor. Un sólo uso.
- Válvulas antirretorno: Aseguran la separación de los propulsantes hasta la cámara de combustión.

1.1. Comparación con turboalimentados.

CARACTERISTICA	PRESSURE-FED	PUMP-FED
Complejidad	Simple	Complejo
Impulso específico	Bueno	Algo mejor
Costo de desarrollo	Bajo	Alto
Riesgo de desarrollo	Bajo	Moderado
Tiempo de desarrollo	Corto	Largo
Fiabilidad	Alta	Baja
Numero de elementos	Algunos	Alto
Tolerancias	Moderadas	Altas
Arracques/Paradas	Cortos y Fáciles	Largos y difíciles
Rigidez del tanque	Alto	Bajo
Area frontal	Alta	Moderada
Tipo de fallo	Benignos	Catastrófico
Peso	Alto	Bajo

↑ Fiabilidad
Presurizados → Espacio no Modos de fallo benignos.
Arranques y paradas sencillos.

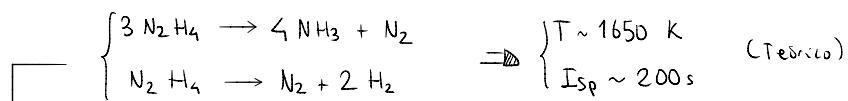
Turboalimentados. \rightarrow Primeras n etapas \rightarrow pc muy altas \Rightarrow I_{sp}

2. Combustión de la hidracina.

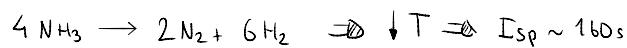
→ La hidracina presenta una cualidad interesante: Se puede utilizar tanto como monopropulsante como bipropulsante. Sin embargo, como bipropulsante es menos común, al existir derivados de mejores características (UDMH, MMH).



→ Cuando se utiliza como monopropulsante, se hace pasar a la sustancia por un catalizador en el que sufre una reacción de descomposición muy rápida. Ejemplos de dichos catalizadores son el óxido soportado por aluminio, nanofibras de carbono, o nitrato de molibdeno sobre aluminio. La reacción de descomposición genera N_2 y H_2 de acuerdo a las reacciones siguientes:

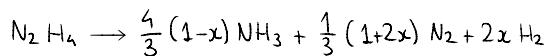


→ Problema: El amoniaco se descompone de forma endotérmica:

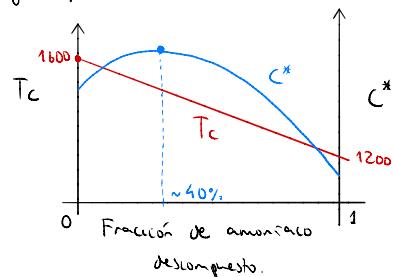


2.1. Descomposición del amoniaco.

→ La descomposición del amoniaco causa 2 efectos. En 1º lugar, disminuye la T^* de combustión (endotérmico) pero por otra parte, disminuye la masa molar media, mejorando el I_{sp} . Se puede plantear la reacción de descomposición parcial del amoniaco, con los resultados siguientes para T_c y I_{sp} :

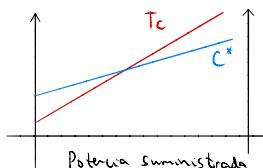


↳ Óptimo de I_{sp} : $x \approx 0,4$



2.2. Calentamiento electro-térmico.

→ Cuando hay suficiente energía eléctrica en el vehículo (parches solares/baterías) es posible incrementar las actuaciones del sistema calentando la hidracina previamente descompuesta (con $x=1$ en todo caso).



3. Modelo termodinámico del sistema de alimentación.

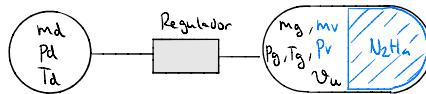
→ Los distintos procesos que se deben caracterizar a fin de conocer las actuaciones del motor son las siguientes:

- Procesos de transmisión de calor por conducción, convección y radiación.
- Flujo en válvulas, conductos y orificios: Efectos de viscosidad y golpe de arrête.
- Fenómenos de evaporación/condensación.
- Efectos reales en gases.

→ Para llevar a cabo la modelización se plantean las ecuaciones de conservación de la masa y de la energía, retaciendo los términos transitorios, tal y como se indica a continuación:

3.1. Modelo matemático.

→ Se considera un sistema compuesto por un tanque de propelente presurizado mediante la descarga de un gas contenido en un depósito separado.



→ La ecuación de la energía en su forma general se expresa como sigue:

$$\frac{d}{dt} \iint_{V_c} \rho (u + \frac{v^2}{2}) dw + \iint_{\Sigma_c} \rho (u + \frac{v^2}{2}) (\vec{n} \cdot \vec{v}) d\sigma = \iint_{\Sigma_c} \vec{n} \cdot (-p \vec{i} + \vec{e}') \cdot \vec{v} d\sigma - \iint_{\Sigma_c} \vec{q} \cdot \vec{n} d\sigma + \iint_{V_c} \rho f_m \cdot \vec{v} dw$$

→ Si tomamos como volumen de control el volumen de gas y vapor en el ullage, de modo que:

Término sólido despreciable + $h = u + \frac{p}{\rho}$ (entrada) + viscosidad nula + En Σ_w no trabaja $\vec{n} \cdot \vec{v}$ en el ullage

$$\frac{d}{dt} \iint_{V_u} \rho u dw + \iint_{\Sigma_u} \rho (h + \frac{v^2}{2}) (\vec{n} \cdot \vec{v}) d\sigma = - \iint_{\Sigma_l} \rho \vec{n} \cdot \vec{v} d\sigma - \iint_{\Sigma_u} \vec{q} \cdot \vec{n} d\sigma$$

$$\Sigma_c = \Sigma_u = \Sigma_e + \Sigma_w + \Sigma_l$$

→ Asumiendo variables uniformes en el volumen, se alcanza:

$$\frac{d}{dt} (m_g u_g + m_v u_v) - \dot{m}_g h_e - \dot{m}_v h_v = -p_T \dot{v}_u + \dot{Q}$$

→ Desarrollando los términos:

$$\dot{m}_g C_{v,g} T + \dot{m}_g C_{v,g} \dot{T} + \dot{m}_v C_{v,v} T + \dot{m}_v C_{v,v} \dot{T} - \dot{m}_g h_e - \dot{m}_v C_{p,v} T = -(p_v + p_g) \dot{v}_u + \dot{Q}$$

→ Asumiendo que la presión de vapor del propelente es constante, se puede derivar en la ecuación de estado:

$$p_v \dot{v}_u = \dot{m}_v R_v T + m_v R_v \dot{T} = \dot{m}_v (C_{p,v} - C_{v,v}) T + m_v R_v \dot{T}$$

→ Introduciendo este resultado en la ecuación de la energía:

$$\dot{m}_g (C_{v,g} T - h_e) + (\dot{m}_g C_{v,g} + m_v C_{p,v} + m_v R_v) \dot{T} = -p_g \dot{v}_u + \dot{Q}$$

$$\text{Reordenando: } \frac{\dot{T}}{T} \left(1 + \frac{m_v C_{p,v}}{\dot{m}_g C_{v,g}} \right) - \frac{\dot{m}_g}{\dot{m}_g} \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} - 1 \right) + (\gamma - 1) \frac{\dot{v}_u}{v_u} = \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} \quad \begin{array}{l} T \text{ sub: } \\ \dot{Q} > 0 \\ \dot{v}_u < 0 \end{array}$$

→ Por otra parte, aplicando la ecuación de continuidad aplicada al gas de presurización:

$$\frac{d}{dt} \iint_{V_u} \rho_g dw + \iint_{\Sigma_u} \rho \vec{v} \cdot \vec{n} d\sigma = 0 \Rightarrow \frac{d}{dt} \left(\frac{P_g}{R_g T} v_u \right) - \dot{m}_g = 0$$

$$\text{Desarrollando: } \frac{\dot{T}}{T} + \frac{\dot{m}_g}{m_g} - \frac{\dot{v}_u}{v_u} - \frac{\dot{P}_g}{P_g} = 0$$

→ La ecuación de continuidad junto con la de conservación de la energía constituyen un sistema de dos ecuaciones con (la priori) dos incógnitas (\dot{m}_g y \dot{T}). Operando con ellas, se alcanza:

$$\begin{cases} \frac{\dot{T}}{T} \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{v,g}} \right) = \left(\frac{\dot{v}_u}{v_u} + \frac{\dot{P}_g}{P_g} \right) \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} - 1 \right) - (\gamma - 1) \frac{\dot{v}_u}{v_u} + \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} \\ \frac{\dot{m}_g}{m_g} \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{v,g}} \right) = \left(\frac{\dot{v}_u}{v_u} + \frac{\dot{P}_g}{P_g} \right) \left(1 + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{v,g}} \right) + (\gamma - 1) \frac{\dot{v}_u}{v_u} - \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} \end{cases}$$

→ Temperatura y gasto másculo en función de los parámetros del proceso.

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



A) Sistema de presión regulada.

→ En el caso de un sistema de presión regulada, es razonable asumir que la presión del gas de presurización se mantiene constante ($P_g = 0$), luego el gasto masico de propelente no también lo será. Esto redundaría en que el volumen del vástago crecería a un ritmo constante y, suponiendo un volumen crucial despreciable:

$$\begin{cases} \dot{V}_u = \frac{\dot{m}}{P_p} \\ V_u(0) \approx 0 \end{cases} \Rightarrow V_u(t) = \frac{\dot{m}}{P_p} t \Rightarrow \frac{\dot{V}_u}{V_u} = \frac{1}{t}$$

→ Introduciendo la condición anterior y $P_g = 0$ en las ecuaciones de conservación:

$$\begin{cases} \frac{\dot{T}}{T} \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{v,g}} \right) = \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} - \gamma \right) \frac{1}{t} + \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} \\ \frac{\dot{m}_g}{m_g} \left(\frac{h_e}{C_{v,g} T} + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{v,g}} \right) = \left(\gamma + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{v,g}} \right) \frac{1}{t} - \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} \end{cases}$$

→ Las ecuaciones se pueden simplificar admitiendo $m_v \ll m_g$. Tras una cierta manipulación:

$$\begin{cases} \frac{\dot{T}}{T} \approx \left(1 - \frac{T}{T_e} \right) \frac{1}{t} + \frac{\dot{Q}}{m_g C_{p,g} T_e} \\ \frac{\dot{m}_g}{m_g} \approx \frac{T}{T_e} \frac{1}{t} - \frac{\dot{Q}}{m_g C_{p,g} T_e} \end{cases}$$

→ Casos particulares:
 Adiabático ($\dot{Q} = 0$) \Rightarrow Se integra fácilmente si $T_e = \text{cte}$, pero no lo es, pues el gas de presurización bajaría su T^2 según se expanda.
 Isotermo: ($\dot{T} = 0$) \Rightarrow Se obtiene el calor necesario para que sea isotermo y además: $\frac{\dot{m}_g}{m_g} \approx \frac{1}{t}$

B) Sistema de descarga libre.

→ En este caso no existe regulador de presión, luego el gasto de gas es nulo, modificándose las ecuaciones de forma apreciable:

$$\begin{cases} \frac{\dot{T}}{T} \left(1 + \frac{m_v C_{p,v}}{m_g C_{p,g}} \right) + (\gamma - 1) \frac{\dot{V}_u}{V_u} = \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} \\ \frac{\dot{T}}{T} - \frac{\dot{V}_u}{V_u} - \frac{P_g}{P_g} = 0 \end{cases}$$

└ Si se desprecia la masa de vapor respecto al gas, se observan 2 tendencias ya conocidas:

$$\begin{cases} \text{Si el proceso es adiabático } (\dot{Q} \ll m_g C_{v,g} T) \Rightarrow P_g = T^{(\gamma-1)} \\ \text{Si el proceso es isotermo} \Rightarrow P_g V_u = \text{cte} + \dot{Q} = (\text{const}) \end{cases}$$

C) Depósito de gas de presurización. (Sistema regulado)

→ Para analizar la evolución del gas de presurización en su depósito aguas arriba del regulador, es necesario adaptar las ecuaciones mediante una serie de simplificaciones:

$$\begin{aligned} \text{No hay vapor} &\Rightarrow m_v = 0 \\ \text{Volumen fijo} &\Rightarrow \dot{V}_u = 0 \\ \text{Gasto de gas} &\Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{m}_g \\ h_s \end{array} \right\} = C_{p,g} T \end{aligned} \Rightarrow \begin{cases} \dot{m}_g (C_{v,g} - C_{p,g}) T + m_g C_{v,g} \frac{\dot{T}}{T} = Q \Rightarrow \frac{\dot{T}}{T} = \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} - (\gamma - 1) \frac{\dot{m}_g}{m_g} \\ \frac{\dot{T}}{T} - \frac{\dot{m}_g}{m_g} - \frac{P_g}{P_g} = 0 \end{cases}$$

└ Evolución de la presión: $\frac{\dot{P}_g}{P_g} = \frac{\dot{Q}}{m_g C_{v,g} T} - \gamma \frac{\dot{m}_g}{m_g}$

$$\begin{cases} \left[\frac{P_g}{P_0} \right]_{T=\text{cte}} = - \frac{\dot{m}_g}{m_g} \\ \left[\frac{P_g}{P_0} \right]_{S=\text{cte}} = - \gamma \frac{\dot{m}_g}{m_g} \end{cases}$$

El descenso en el caso isotermo es menos acusado, pues el calor añadido añade un efecto rellenerador.

→ En un sistema regulado, la expansión del gas del depósito de presurización causa que este se enfríe, de forma que espontáneamente se genera una transmisión de calor desde el tanque hasta el depósito.

3.2. Dimensionado de un sistema regulado.

→ Los modelos presentados son simples, pero aún así su resolución implica el empleo de técnicas numéricas. Con la intención de llevar a cabo un dimensionado inicial de un sistema regulado, se pueden adoptar una serie de hipótesis plausibles que permitan la integración analítica.

→ Supóngase que la masa de vapor es nula y que la masa total de gas se puede descomponer, en cada instante, como la suma del contenido en el depósito más el del tanque:

$$m_v = 0; \quad m_g = m_{gD} + m_{gT}$$

→ La ecuación de la energía aplicada al volumen de gas es:

$$\frac{d}{dt} (m_{gD} u_{gD} + m_{gT} u_{gT}) = -p_T V_{gT} + \dot{Q}$$

→ Integrando la ecuación entre $t=0$ y t :

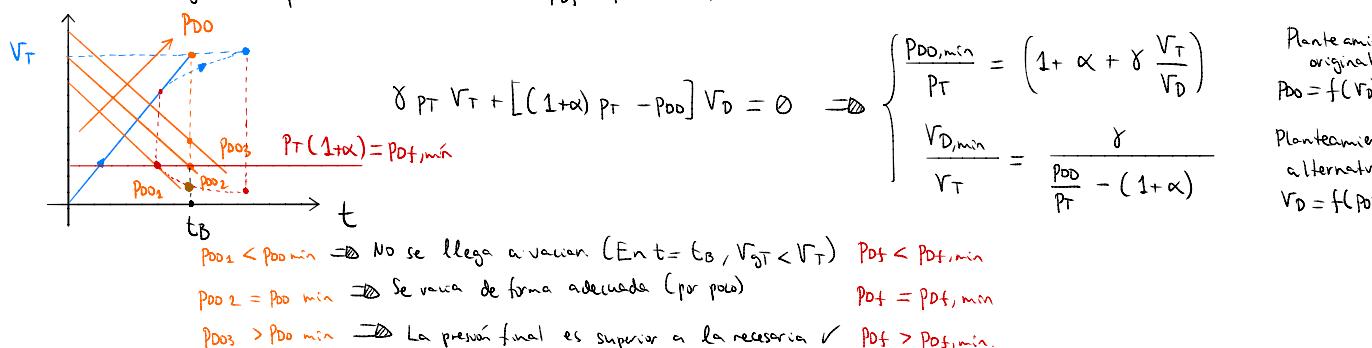
$$m_{gD} C_v T_{gD} + m_{gT} C_v T_{gT} - (m_{gD} + m_{gT}) C_v T_{0D} = Q_{ot} - p_T V_{gT} \quad \begin{array}{l} \text{Calor aportado} \\ \downarrow \\ m_{gD} C_v T_{gD} + m_{gT} C_v T_{gT} - (m_{gD} + m_{gT}) C_v T_{0D} \end{array} \quad \begin{array}{l} \text{Trabajo de} \\ \downarrow \\ \text{expansión} \end{array} \quad \begin{array}{l} \text{Para el caso isotermo no} \\ \text{quedo ahí} \end{array}$$

→ Aplicando la ecuación de estado de los gases ideales en ambos volúmenes:

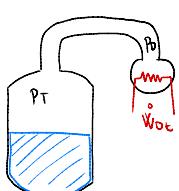
$$\frac{p_0 V_D}{\gamma-1} + \frac{p_T V_{gT}}{\gamma-1} - \frac{p_{0D} V_D}{\gamma-1} = Q_{ot} - p_T V_{gT} \Rightarrow \frac{p_0}{p_{0D}} = 1 - \gamma \frac{p_T}{p_{0D}} \frac{V_{gT}}{V_D} + (\gamma-1) \frac{Q_{ot}}{p_{0D} V_D}$$

→ La última ecuación indica una variación lineal con el tiempo de la presión en el depósito (al ser $p_T = \text{cte}$ $\Rightarrow \dot{p}_T = 0$) acompañada de un término de flujo de calor de compleja evaluación. Sin embargo, dado que el gas sufre un proceso de expansión, la suposición de evolución adiabática resulta más conservadora que la realidad, por lo cual el caso adiabático constituye una buena 1ª aproximación para el dimensionado del sistema.

→ Adoptando la hipótesis más pesimista ($Q_{ot} = 0$, adiabático) es posible dimensionar la presión del depósito mínima que para un volumen de depósito dado, permite llevar a cabo la misión; es decir; al cabo de un tiempo t_B , el volumen del gas en el tanque es el volumen total, y la presión final del depósito es justo la que permite al regulador funcionar correctamente ($p_{Df} = p_T \cdot (1+\alpha)$):



• Nota: Presurización por calentamiento (isobárico)



La ecuación de la energía aplicada en este caso particular resulta:

$$\gamma p_T V_{gT} + (p_D - p_0) V_D = (\gamma-1) Q_{ot} \Rightarrow p_0 = p_{0D} = p_T \Rightarrow \gamma p_T V_{gT} = (\gamma-1) Q_{ot}$$

→ Al final del proceso, el calor aportado por la resistencia eléctrica asciende al necesario para mantener el gas a presión cte (Q_{ot}) más el calor perdido por las paredes ($p=\text{cte}, \uparrow V \Rightarrow \uparrow T \Rightarrow \dot{q} \neq 0$)

$$\dot{W}_{ot} = \dot{q}_{WALL} + \frac{\gamma}{\gamma-1} p_T V_T$$

→ Que, en el caso de estar todo aislado, sería $\dot{q}_{WALL} = 0$.

3.3. Estimación de masas.

→ La masa del sistema de presurización está compuesta por la del propio gas de presurización más la de los depósitos que lo contiene. La masa del depósito, suponiéndolo esférico, es:

$$m_D = \pi D^2 e \rho_m$$

→ El depósito está dimensionando con un espesor que soporte la presión interna, lo cual nos da la siguiente relación:

$$\begin{aligned} P_{D0} \cdot A_p &= T_u \cdot A_{T_u} \Rightarrow \pi \frac{D^2}{4} P_{D0} = \pi D e T_u \Rightarrow e = \frac{1}{4} \frac{P_{D0}}{T_u} D \\ \Rightarrow m_D &= \frac{3}{2} P_{D0} V_D \frac{\rho_m}{T_u} \end{aligned}$$

→ De modo que la masa total del sistema de presurización vale:

$$m_{DG} = m_D + m_g = P_{D0} V_D \left(\frac{3}{2} \frac{\rho_m}{T_u} + \frac{1}{R T_0} \right)$$

$$\hookrightarrow \gamma \stackrel{\text{def}}{=} \frac{m_D}{m_g} = \frac{3/2}{M_g} \frac{R T_0}{T_u / \rho_m} \rightarrow \sim 2-10 \text{ kg depósito/kg gas.}$$

⊗ Dimensionando para una cierta misión.

→ Dado que ya habíamos obtenido una relación para el V_D mínimo (para un correcto funcionamiento y para una P_{D0}), resulta que el único parámetro de diseño es la relación de presiones inicial.

Adimensionalizando la masa total con $p_f V_f$ (que nos da una idea del ΔV de la misión), se obtiene:

$$\frac{(m_D + m_g)_{\min}}{p_f V_f} = \frac{\gamma M_g}{R T_0} (1 + \gamma) \frac{P_{D0}/p_f}{P_{D0}/p_f - (1 + \alpha)} \approx \frac{\gamma M_g}{R T_0} (1 + \gamma) \quad \boxed{\frac{P_{D0}}{p_f} \approx 10}$$

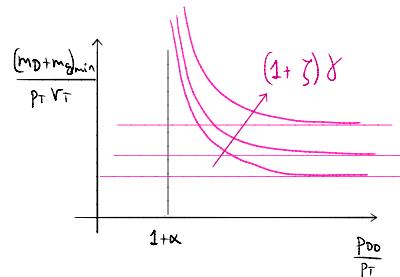
↪ Dada una misión ($p_f V_f$) tengo la masa total con la que tengo que cargar para un gas dado.

Gases de presurización típicos.

$\gamma (1 + \gamma)$	H ₂	He	Aire	C O ₂
Aluminio	1,1	1,4	2,6	3,1
Alero	1,8	2,4	6,4	4
Material compuesto	0,9	1,1	2,4	3

- Helio → El más habitual
 - Tipico: $\gamma \sim 10 \text{ kg/kg He}$
 - Alternativa: He supercrítico en depósito Dewar → $\gamma \sim 3 \text{ kg/kg He}$

- N₂ y aire → ✓ coste y disponibilidad.
- H₂ → Para LH₂



Capítulo 12. Motores cohete híbridos.

1. Introducción.

→ Los motores cohete híbridos (MCH) son sistemas termoquímicos que utilizan uno de los propulsantes en estado sólido y el otro en estado líquido; en general, reductor y oxidante respectivamente. Pese a que comparten numerosos elementos con los MCPS y MCPL, el proceso de combustión es completamente distinto.

→ Tanto en los MCPS como en los MCPL, la combustión es razonablemente homogénea en la cámara de combustión. Sin embargo, en los MCH, pese a que el suministro de oxidante (líquido) es controlado, en la zona de combustión no está controlado el aporte de reductor, estando dominado dicho suministro por la capa límite generada por el oxidante líquido en la superficie del sólido. En particular, el ritmo al que el propulsante sólido accede a la zona de combustión, determinado por la velocidad de recesión, está controlado por el flujo másculo de reactantes y productos.

→ El desarrollo de MCH es escaso debido fundamentalmente a la escasa velocidad de recesión del propulsante sólido, lo cual deriva en la necesidad de emplear grandes superficies y con ello se empeoran diversos parámetros de diseño. Pero, ¿qué causa la escasa velocidad de recesión?. Lo veremos en detalle pero esencialmente, el proceso de combustión y su ritmo están determinados por el suministro de oxidante, y el flujo de éste está limitado por diversas razones.

1.1. Características de los MCH.

→ Los MCH presentan las siguientes ventajas e inconvenientes:

(A) Seguridad:

La nº y disposición de los propulsantes utilizados dificulta la formación de mezclas explosivas \Rightarrow Fácilta

Manipulación

↳ No obstante, no está exento de riesgo (son "explosivos")

Almacenaje

(B) Actuaciones:

Presentan I_{sp} intermedios entre los MCPL y los MCPS, más cercanos al líquido \Rightarrow Alternativa a los MCPL.

↳ Impulso > MCPL también.
densidad

(C) Control:

Possibilidad de regular el nivel de empuje (no muy complejo) \Rightarrow $\frac{E_{max}}{E_{min}} \sim 10$

Possibilidad de reensendido.

(D) Compatibilidad:

En los MCPL, la baja densidad del reductor supone un problema \Rightarrow MCH: Reductor sólido \Rightarrow Sistemas más compactos.

(E) Almacenamiento:

Los oxidantes líquidos dan pocos problemas (los reductores más) \Rightarrow Almacenaje sencillo.

2. Propulsantes.

2.1. Oxidantes y reductores.

(A) Oxidantes: Los mismos que en MCPL: LOX, H₂O₂, N₂O₄, N₂O, HNO₃

(B) Reductores: Polímeros de buenas propiedades térmicas y combustión gaseosa, es decir

↳ PMMA, PE, HTPB (bien conocido)

con procesos de pirólisis
+
Sin formación de capas líquidas

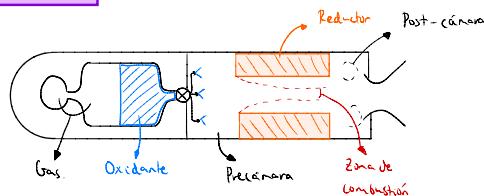
NOTA: Relación de mezcla variable en el tiempo.

→ Una importante particularidad de los MCH es la dificultad de mantener una relación de mezcla $\frac{O}{F}$ constante en el tiempo. Esto radica en que el suministro de reductor (sólido) está determinado por el comportamiento de la capa límite, la cual es de razonable complejidad.

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



3. Funcionamiento básico.

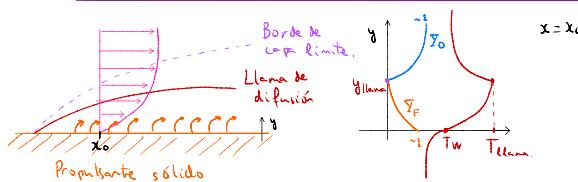


→ El oxidante (líquido) se inyecta en la **pre-cámara** de remanso, en la cual se atomiza y vaporiza. Posteriormente, ingresa en los **canales** formados por el propelente sólido, estableciéndose una **capa límite** en la superficie del sólido que crece aguas abajo y en la que suceden cosas muy relevantes. Se forma una **llama de difusión** (en contraposición con una premezclada) al suministrarse oxidante y reductor desde dos zonas distintas ricas en él. Dicha llama es la encargada de suministrar el calor necesario para la **pirólisis** del sólido. Al final del canal, se sitúa una **post-cámara** de mezclado, en la cual se completan los procesos reactivos y se mezclan productos con reactivos que no han reaccionado.

→ La **regulación** del motor se hace controlando el gasto de **oxidante**, y es la respuesta de los procesos que gobernan la pirólisis y combustión los que establecen las actuaciones del sistema a carga parcial.

→ Es característico de este tipo de motores que los parámetros propulsivos cambien durante el funcionamiento, en particular, la relación de mezcla (tiende a crecer), por lo que aunque no sea constante varía el empuje.

3.1. Estructura de la zona de combustión.



→ El flujo de oxidante en el canal genera una capa límite, en cuyo interior tiene lugar la descomposición del reductor (recesión) y el proceso de combustión. El combustible que accede al canal induce dos efectos. En primer lugar, un aumento de gasto masivo, que modifica el espesor de la capa límite; y en segundo lugar, un soplo, que modifica su estructura.

→ Oxígeno y reductor acceden a la zona de reacción de forma separada (llama no premezclada) y se consumen en proporción estacionaria. El calor liberado se emplea en precalentar los reactantes y eventualmente soportar energéticamente el proceso de cavitamiento y descomposición dentro del sólido.

→ Reynolds. { Si sólo es "alto" → Capa límite delgada que confina los procesos de reacción (Si la difusividad térmica y viscosa son similares)
Si es suficientemente alto → Capa límite turbulenta

→ Hipótesis simplificativas tomadas: { Velocidad de reacción infinita → Realidad para gastos altos → estudiar la cinética química
Transporte de calor por radiación despreciado → Si el flujo masivo es pequeño ojo.

4. Modelo de motor.

4.1. Velocidad de recesión.

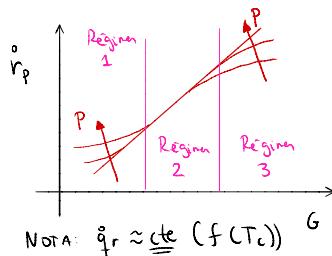
→ La velocidad de recesión constituye un aspecto fundamental de las actuaciones de MCH. El modelo más sencillo supone una ecuación de la energía aplicada a la superficie de combustión de la forma siguiente:

$$q_g + q_r = p_p v_p L_p$$

↓ Calor que llega desde el gas por convección y radiación

↳ Calor de descomposición/pirólisis del sólido.

→ Se observa en 1º aproximación que la velocidad de reacción crece con el calor aportado al combustible desde el flujo exterior. Como resulta lógico, el calor transportado por convección aumentará al hacerlo el flujo másico ($\text{kg/m}^2\text{s}$), de modo que se postula como dominador en el transporte de calor. De hecho, en función del flujo másico de la sección (Gasto/área), se definen 3 zonas de funcionamiento de la combustión:



Régimen 1: Flujo de calor por radiación dominante debido al escaso flujo másico.

↳ Si la presión es alta, el flujo de calor por radiación se acentúa $\Rightarrow \dot{r}_p^o$ para igual G

Régimen 2: El flujo másico es tal que el tiempo de residencia es mucho mayor que el tiempo de reacción, por lo que las llamas son muy delgadas y los componentes acceden a ella desde zonas distintas \Rightarrow Llamas de difusión.

Régimen 3: El flujo másico (~velocidad) es tal que los tiempos de residencia se hacen comparables a los de reacción (constantes), de modo que la llama no es de difusión. En este caso, el proceso está dominado por la crítica química.
↳ "No se completan" las reacciones. \Rightarrow Si $\dot{r}_p^o \Rightarrow$ Se acuerda la crítica
↳ \approx Régimen 2.

→ HIPÓTESIS: Nuestro motor funciona en régimen de difusión y además, se desprecia el \dot{q}_r por radiación.

→ Existe una ley analítica obtenida mediante experimentalización por Marxman para el régimen controlado por la difusión:

NOTA: $\dot{r}_p^o \sqrt{\frac{\text{MCPs: } 1 \text{ cm}}{\text{MCH: } 1 \text{ mm}}}$

$$\dot{r}_p^o = a G^n x^m$$

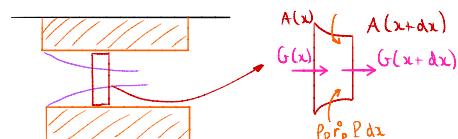
$$G = \frac{\dot{m}}{A}$$

↳ Capa límite turbulenta: $n=0,8$, $m=-0,2$

¿ Tiene sentido? $\left\{ \begin{array}{l} \uparrow G \Rightarrow \uparrow \dot{r}_p^o \text{ si tiene sentido (más } \dot{q}_r \text{ por convección)} \\ \uparrow x \Rightarrow \uparrow \delta \text{ (espesor capa límite)} \Rightarrow \downarrow \dot{q}_r \text{ convección (} \uparrow \text{distancia)} \Rightarrow \downarrow \dot{r}_p^o \\ (\text{A igual } G, \text{ lo cual es falso al} \\ \text{G crecer a lo largo del canal}) \end{array} \right.$

4.2. Aerodinámica interna.

→ Para obtener una 1º idea del muy complejo flujo en el canal, se va a plantear un modelo unidimensional y estacionario ($t \equiv$ Parámetro). Aplicando continuidad:



$$(G+dx)(A+dx) - GA = \dot{P}_p \dot{r}_p^o P dx$$

$$G dA + A dG = d(A G) = \dot{P}_p \dot{r}_p^o P dx$$



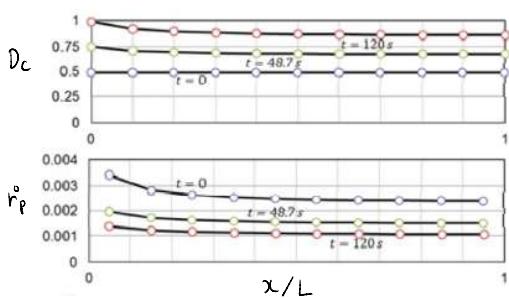
→ La evolución del perímetro y del área de paso con la coordenada normal de avance (y) es:

$$\frac{dP}{dy} = 2\pi N_c \quad \frac{dA}{dy} = P$$

→ De modo que tenemos mapeado $A=f(y)$, $P=f(y)$. Por último, para introducir el tiempo en el problema, se tiene en cuenta la definición de la velocidad de reacción:

$$\frac{dy}{dt} = \dot{r}_p^o(\bar{x}, t)$$

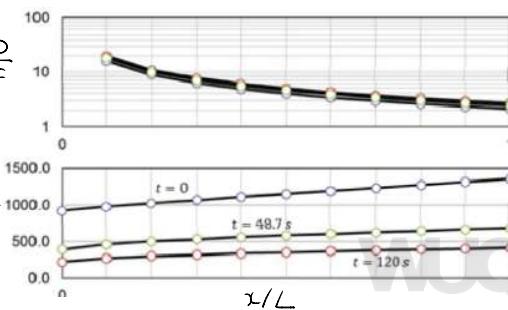
→ Las cuatro ecuaciones descritas en este apartado junto con la ley $\dot{r}_p^o = f(G, x)$ conforman un sistema de ecuaciones cerrado, que permiten obtener el diámetro hidráulico ($D_h = \frac{4A}{P}$), la velocidad de reacción, el flujo másico e incluso la relación de medida en función de la posición en el canal, para un instante de tiempo determinado.



$\cdot D_h$ crece con t (obvio) pero decrece a lo largo $\frac{O}{F}$ del canal ($\downarrow \dot{r}_p^o$)

$\cdot \dot{r}_p^o$ decrece con x al crecer la capa límite.

$\cdot \dot{r}_p^o$ decrece con t por $\uparrow A \Rightarrow \downarrow G$



$\cdot \frac{O}{F}$ baja mucho con x

$\cdot \frac{O}{F}$ crece con t pero casi no se aprecia.

$\cdot G$ crece con x y decrece con t (al crecer A)

Resolución analítica.

→ A fin de obtener una solución simple de forma analítica, se va a suponer que el área de paso no sufre grandes variaciones; de modo que la ecuación de continuidad se ve modificada. Si a esta se le introduce la ley de la velocidad de reacción y la definición del diámetro hidráulico:

$$A dG = \rho_p r_p^{\circ} P dx = 4 A \rho_p a G^n x^m \frac{P}{4A} dx$$

$$\begin{cases} \frac{dG}{G^n} = \frac{4}{D_c} \rho_p a x^m dx \\ G(x=0) = G_{ox} \end{cases} \Rightarrow G^{1-n} - G_{ox}^{1-n} = \frac{4}{D_c} \frac{1-n}{1+m} a \rho_p x^{m+1}$$

$$\hookrightarrow G = G_{ox} \left[1 + \frac{4}{D_c} \left(\frac{1-n}{1+m} \right) \frac{a \rho_p x^{m+1}}{G_{ox}^{1-n}} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

→ Se puede calcular el gasto máxido de reductor como: $G_F = \int_0^L \rho_p r_p^{\circ} P dx = G(L) - G_0$

→ Asumiendo que el flujo de oxidante es grande comparado con el de reductor ($G - G_0 \ll G_0$)

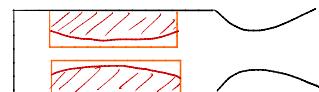
$$G_F \approx \frac{4}{D_c} \frac{a \rho_p G^n L^{m+1}}{1+m}$$

→ Se puede calcular una velocidad de reacción media imponiendo:

$$\rho_p r_{p,c}^{\circ} PL = A G_F \approx A \frac{4}{D_c} \frac{a \rho_p G^n L^{m+1}}{1+m} \Rightarrow r_{p,c}^{\circ} \approx \frac{a}{1+m} G^n L^m$$

Nota: Y al final, ¿Cómo cuán se comporta la velocidad de reacción?

$$\left\{ \begin{array}{l} \uparrow x \Rightarrow \uparrow G \Rightarrow \uparrow r_p^{\circ} \\ \uparrow x \Rightarrow \uparrow \delta \Rightarrow \uparrow q_{conv} \Rightarrow \uparrow r_p^{\circ} \end{array} \right\} \text{Hay un mínimo.}$$



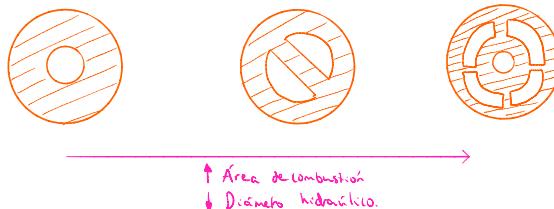
5. Consideraciones de diseño.

5.1. Geometría del propelente sólido.

→ Existen varias opciones a la hora de seleccionar y dimensionar la geometría del propelente sólido.

↪ Pequeño tamaño \Rightarrow Geometrías simples \rightarrow Canal circular simple.

↪ Gran tamaño \Rightarrow Gran gasto máxido necesario \Rightarrow Geometrías complejas con mejores propiedades propulsivas.



Cinemática de la superficie de combustión

→ Para caracterizar el funcionamiento del motor, se toma como valor característico la velocidad de reacción promediada a lo largo del tiempo y el tiempo de funcionamiento, definiendo el espesor de propelente:

$$\omega = \bar{r}_{p,med} \cdot t_B$$

→ Las relaciones obtenidas en el apartado anterior para la variación del perímetro y el área de paso se pueden integrar, usando como valor conocido los valores cuando se ha consumido la mitad de propelente:

$$\begin{cases} P_c(y) = P_{c,med} + 2\pi N_c \left(y - \frac{\omega}{2} \right) \\ A_c(y) = A_{c,med} + P_{c,med} \left(y - \frac{\omega}{2} \right) + \pi N_c \left(y - \frac{\omega}{2} \right)^2 \end{cases}$$

→ A partir del perímetro y el área de paso medios, se puede definir el diámetro hidráulico medio como:

$$D_{c,med} = \frac{4 A_{c,med}}{P_{c,med}} \approx \sqrt{\frac{4 A_{c,med}}{\pi N_c}} \quad [\text{No válido si la sección perimetral es muy alargada}]$$

→ Por otra parte, se puede calcular el valor final del área de paso, simplemente sumando $y = w$:

$$A_{c,f} = A_{c,med} + P_{c,med} \frac{w}{2} + \pi N_c \left(\frac{w}{2} \right)^2$$

→ Asumiendo la simplificación: $A_{c,med} = \pi N_c D_{c,med}^2 / 4$, $P_{c,med} = \pi N_c D_{c,med}$

$$A_{c,f} = \frac{\pi}{4} N_c D_{c,med}^2 \left(1 + \frac{w}{D_{c,med}} \right)^2$$

→ Se define la relación entre los diámetros hidráulicos entre el valor inicial y final:

$$\chi = \frac{D_{c,f}}{D_{c,i}} = \frac{1 + \frac{w}{D_{c,med}}}{1 - \frac{w}{D_{c,med}}}$$

→ Con este parámetro se puede conseguir otro ya anteriormente definido, el factor volumétrico θ :

$$\theta = 1 - \frac{A_{c,i}}{A_{c,f}} = 1 - \frac{1}{\chi^2} = \frac{2 \frac{w}{D_{c,med}}}{\left(1 + \frac{w}{D_{c,med}} \right)^2}$$

→ $\frac{w}{D_{c,med}}$ emerge como un parámetro clave del diseño: Valores próximos a la unidad maximizan la fracción de propulsante, pero compone el área de paso inicial.

5.2. Dimensionado del motor.

→ Se consideran las variables de operación en un punto intermedio representativo, en particular, uno que cumple:

$$w = r_{p,med} \cdot t_B \quad r_{p,med} \approx a' G_{red}$$

→ Dado que se conoce el valor que debe tener el empuje, se puede calcular el área de paso inicial, al ser conocido el valor del I_{sp} de los propelentes utilizados:

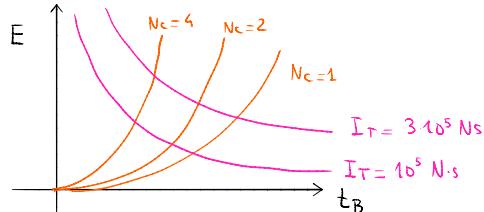
$$E = \dot{m} I_{sp} = G_{red} A_{c,med} I_{sp} \Rightarrow A_{c,med} = \frac{E}{G_{red} I_{sp}} \rightarrow D_{c,med} \approx \sqrt{\frac{4 E}{\pi N_c G_{red} I_{sp}}}$$

→ Aplicando la definición de $r_{p,med}$:

$$\frac{w}{D_{c,med}} = \frac{r_{p,med} t_B}{\sqrt{\frac{4 E}{\pi N_c G_{red} I_{sp}}}} \Rightarrow E = \frac{\pi}{4 a'} \frac{N_c I_{sp} r_{p,med}^{2+\frac{1}{n}}}{\left(\frac{w}{D_{c,med}} \right)^2}$$

└ La expresión anterior establece una relación entre el empuje y el tiempo de combustión, gobernada por una serie de parámetros que definen el motor. Matemáticamente, definen parábolas en el plano $E-t_B$.

└ Por otra parte, es posible representar el impulso total (definido por la misión) en dicho plano a la vez, resultando hipérbolas que representan misiones más ambiciosas al separarse del origen:



Comentarios:

Curvas de empuje: $\uparrow N_c \leftrightarrow \uparrow r_{p,med} \leftrightarrow \uparrow I_{sp} \leftrightarrow \downarrow \frac{w}{D_{c,med}} \Rightarrow \uparrow E$
 ↳ Motores de alto empuje $\Rightarrow \uparrow N_c$

Intersecciones de I_T con varios $E \Rightarrow$ distintas maneras de cumplir la misión.

ENCENDER TU LLAMA CUESTA MUY POCO



✳️ Longitud del motor.

→ Se trata de la última parte del dimensionado del motor. Considerando los gastos de oxidante y reductor:

$$\dot{m}_F = \rho_p r_{p,med} D_{c,med} L = \rho_p r_{p,med} \cdot \pi D_{c,med} N_c L \quad j \quad \dot{m} = A_{c,med} \cdot G_{med} = \frac{\pi}{4} D_{c,med}^2 N_c G_{med}$$

$$\hookrightarrow \dot{m} = \dot{m}_F \left[1 + \left(\frac{O}{F} \right) \right] = \frac{\pi}{4} D_{c,med}^2 N_c G_{med} = \pi D_{c,med} N_c \rho_p r_{p,med} L$$

$$\Rightarrow L = \frac{D_{c,med} G_{med}}{4 \rho_p r_{p,med} \left(1 + \left(\frac{O}{F} \right) \right)}$$

→ Suponiendo una combustión óptima sin residuos, el diámetro hidráulico final coincide con el **diámetro frontal del motor**, por lo que se cumple:

$$D_{motor} = D_{c,med} \left(1 + \frac{w}{D_{c,med}} \right) \sqrt{N_c} = \sqrt{\frac{4E}{\pi G_{med} I_{sp}}} \left(1 + \frac{w}{D_{c,med}} \right)$$

→ Con la longitud y el diámetro frontal se define un parámetro muy importante: la **esbeltez** del motor:

$$\frac{L}{D_{c,med}} = \frac{G_{med} / (\rho_p r_{p,med})}{4 \left(1 + \left(\frac{O}{F} \right) \right) \sqrt{N_c}} \left(1 + \frac{w}{D_{c,med}} \right)^{-1}$$

6. Análisis de actuaciones.

→ Como en todo sistema de propulsión controlado, el funcionamiento del motor viene determinado por la ley de control impuesta además de la respuesta ante ella del propio sistema (geometría del propelente sólido). En el caso de MCH, el control se realiza a través de la regulación del oxidante, y es habitual la operación a **gasto masivo de oxidante constante**, lo cual se consigue manteniendo constante el salto de presiones entre inyector y precamara.

→ Dado que la geometría del propelente sólido evoluciona con el tiempo, lo hará el gasto de reductor y por tanto, la relación de mezcla varía con el tiempo, según la relación expuesta a continuación:

$$\frac{O}{F} = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F} = \frac{\dot{m}_O}{A_c \cdot G_F} = \frac{\dot{m}_O}{A_c \frac{4}{D_c} \frac{\alpha_p G^n L^{n+1}}{1+m}}$$

→ Utilizando la aproximación: $G^n \approx G_0^n \approx \left(\frac{\dot{m}_O}{A_c} \right)^n$ y $D_c \approx \sqrt{N_c}$:

$$\frac{O}{F} \approx \frac{1-n}{\dot{m}_0} D_c^{2n-1} \quad n \approx 0.8 \Rightarrow A_l \uparrow t(y) \Rightarrow \uparrow D_c \Rightarrow \uparrow \frac{O}{F} \Rightarrow \frac{O}{F} \text{ crece con el avance del proceso}$$

→ A partir de ahora se van a retirar diversos parámetros variables del motor entre sus valores inicial y final, con ayuda de la función $\chi = \frac{D_{c,f}}{D_{c,i}}$

↪ Relación de mezcla: $\frac{(O/F)_f}{(O/F)_i} \approx \chi^{2n-1}$

↪ Velocidad de reacción: $r_p \sim G^n \sim G_0^n \sim \frac{1}{D_c^{2n}} \Rightarrow \frac{r_{p,f}}{r_{p,i}} \approx \chi^{-2n}$

↪ Flujos masivos: $\frac{G_{O,f}}{G_{O,i}} \approx \chi^{-2} ; \quad \frac{G_{F,f}}{G_{F,i}} \approx \chi^{-2n-1}$
↳ $\dot{m}_O = \text{cte}, \quad D_c^{-2}$

↪ Empieza: $\frac{E_f}{E_i} \approx \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_i} \approx \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_o} \frac{1 + \frac{1}{(O/F)_f}}{1 + \frac{1}{(O/F)_i}} \approx \frac{\chi^{-2n+1} + (O/F)_i}{1 + (O/F)_i} \approx \frac{p_{c,f}}{p_{c,i}} \quad \Rightarrow \text{Si } (O/F)_i \gg 1, \text{ más sensible.}$

