

COHETES Y MISILES



JUDIT GONZÁLEZ GUTIÉRREZ

*GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL – ULE
CURSO 2014/2015*

COHETES Y MISILES

CONTENIDOS

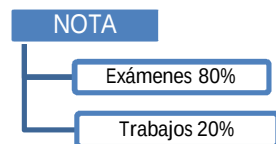
Bloque I

Motores cohetes y toberas

Bloque II

Leyes de guiado y navegación

CALIFICACIÓN



Habrá un parcial para la parte de motores cohete (eliminadorio)

FECHA (parcial):

FECHA (trabajo):

LIBROS

- Rocket Propulsion Elements (Bloque I)
- Missile Guidance and Control Systems (Bloque II)

TEMA 1 – INTRODUCCIÓN A LOS MOTORES COHETE

SIMILITUDES Y DIFERENCIAS ENTRE COHETE Y MISIL:

Los cohetes y misiles tienen en común que usan como propulsor el motor cohete.

Los misiles tienen un sistema de guiado especializado en alcanzar un blanco u objetivo, mientras que los cohetes no.

El MOTOR COHETE es un sistema propulsivo donde tanto el combustible como el oxidante van dentro del propio “vehículo” – ya que en el espacio no hay aire que actúe de oxidante, el motor cohete no necesita tomar el oxígeno de la atmósfera.

El motor cohete desarrolla más potencia para el mismo peso.

Hay una cámara de combustión que genera gases a alta presión y temperatura, estos gases son proyectados en una tobera para conseguir la propulsión.

APLICACIONES DE LOS MOTORES COHETE:

Hay dos aplicaciones cuando hablamos de motores cohete:

- CIVIL: el uso de los motores cohete se limita a enviar cargas de pago al espacio
- MILITAR: amplio uso. Normalmente traslada una cabeza de guerra a un destino.

EXPECTATIVAS/CURIOSIDADES:

En el periodo de 2015-2019 se prevé que los misiles moverán unos 66.000 billones de dólares, siendo las mayores compañías chinas.

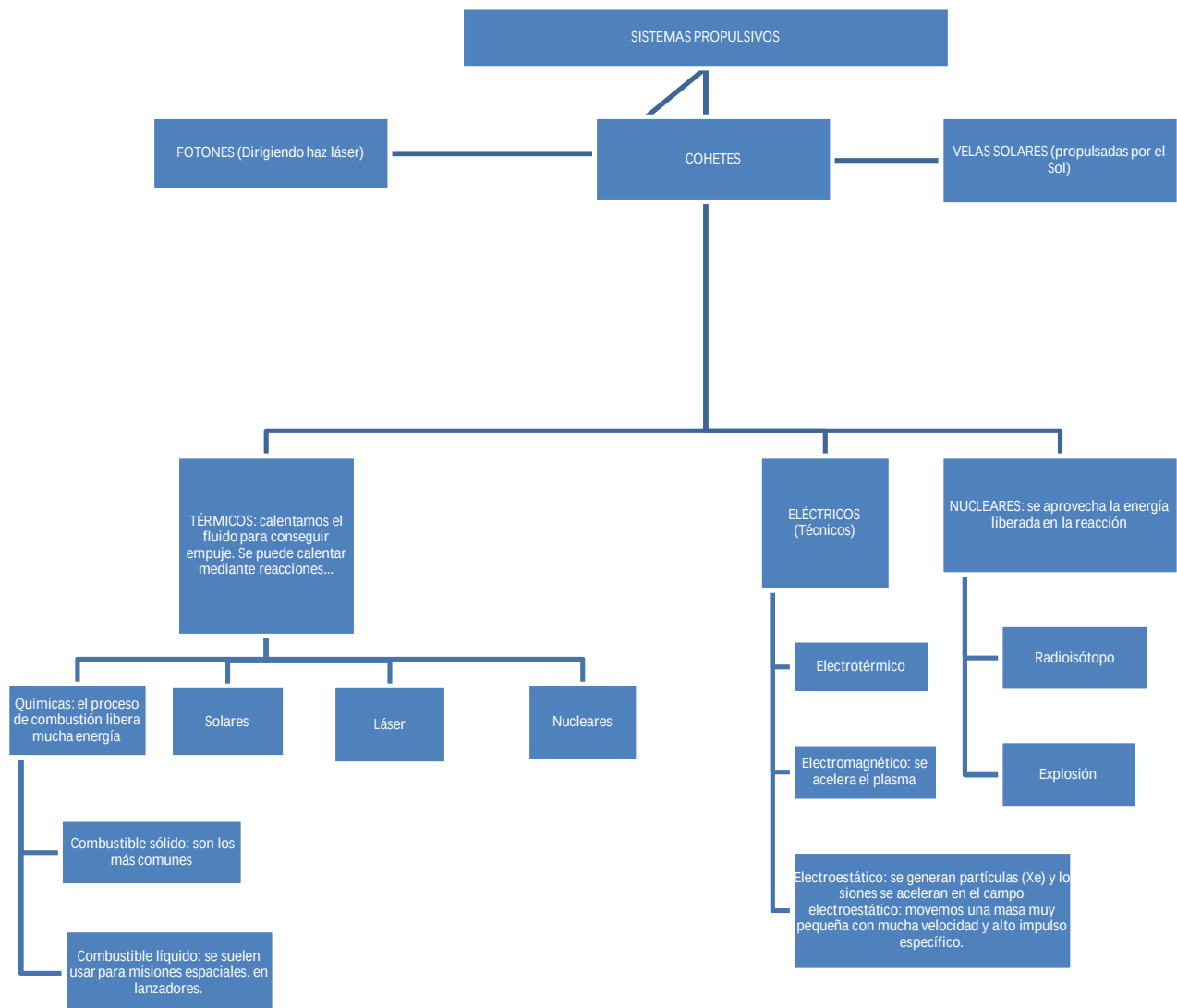
MBDA: consorcio europeo para la producción de misiles.

Iris –T: misil guía infrarroja, aire-aire.

En Rusia suele ser donde más lanzamientos se producen y usan lanzadores de la guerra. Son lanzamientos más económicos. Le siguen USA, China y Europa con el Arian 5 y el Vega como principales lanzadores.

El Arian 5 lanza dos satélites a órbita geoestacionaria en cada lanzamiento, por lo que supone un coste mayor que otros lanzamientos.

Israel e Irán también poseen lanzadores.



El combustible líquido debe estar almacenado, siendo su almacenaje y manipulación complicada.

En los cohetes eléctricos, el calor se proporciona normalmente a través de algún sistema eléctrico (batería, etc). Solo suelen usarse en misiones espaciales.

Los térmicos y nucleares se usan tanto en tierra como en el espacio.



Los químicos son los sistemas de mayor interés, pueden tener:

- combustible sólido
- combustible líquido
- combustible híbrido

El gas frío es un sistema que contiene gas frío que presurizado produce energía.

Los electrostáticos suelen usar Xe y los electrotérmicos hidracina; mediante energía eléctrica aceleran el fluido.

TEMA 2 – FLIGHT PERFORMANCE

DEFINICIONES Y FUNDAMENTOS

Veremos los principios fundamentales de los motores cohete y los sistemas propulsados por ellos.

Separaremos lo que sucede en el espacio de lo que sucede en la tierra.

PROPULSIÓN MEDIANTE MOTORES COHETE

Es compleja ya que son muchos los efectos y factores que hay que tener en cuenta, y son máquinas que trabajan muy exigidas.

Toda la ciencia de cohetes se apoya en:

- La mecánica: construcción, estructuras...
- Termoquímica: ya que la mayoría son térmicos, es decir, la propulsión se produce mediante una reacción.
- Química: para el desarrollo de los combustibles y el análisis de las reacciones que suceden en la cámara de combustión.

La tercera Ley de Newton (acción-reacción) es el principio fundamental de los motores cohete. La fuerza propulsora se obtiene expulsando el propulsor a grandes velocidades.

PRINCIPALES PARÁMETROS QUE NOS PERMITEN CARACTERIZAR MOTORES COHETE

- IMPULSO TOTAL, I_t

Es la integral de la fuerza de impulso (empuje) que se genera mediante todo el tiempo de operación:

$$I_t = \int_0^1 F dt$$

Es proporcional a la energía liberada por el propulsante.

- IMPULSO ESPECÍFICO, I_s

$$I_s = \frac{\int_0^1 F dt}{g \int \dot{m} dt}$$

Es una medida de calidad, nos mide cuánto gas nos ha costado generar este empuje.
Un impulso específico mayor indica mayor eficiencia y mayores prestaciones.

Es el impulso total por la unidad de masa de propulsor.
Se expresa en segundos en el SI.

Si el flujo másico y el empuje son constantes (sucede cuando despreciamos el arranque y la parada), entonces...

$$I_s = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} = \frac{F}{W}$$

- VELOCIDAD DE ESCAPE EFECTIVA, c

La velocidad a la que se produce la salida de los gases de la tobera no será constante ni de valor único.

Hay que tener en cuenta el rozamiento de los gases con la pared que nos resta velocidad.

El parámetro c es un valor medio de la velocidad equivalente a la que el propulsante es expulsado del vehículo.

$$C = I_s \cdot g_0 = \frac{F}{\dot{m}}$$

La diferencia entre el impulso específico y la velocidad efectiva es dividir o no entre la fuerza de la gravedad (g)

Ambos términos nos indican la calidad del sistema propulsivo.

Hay una velocidad c que coincide con la velocidad exacta a la que salen los gases.

En los cohetes de combustible sólido es difícil medir a qué velocidad se están expulsando los gases.

En los cohetes de combustible líquido, sabes lo que estás inyectando, pero en los sólidos sólo quemas pólvora. Al saber lo que estás inyectando, podrías medir la velocidad instantánea.

Lo normal es calcular I_s del empuje total y con el peso del combustible (diferencia entre el peso inicial y el final)

- RELACIÓN ENTRE MASAS, MR

Se puede aplicar tanto al vehículo completo, como solamente a una parte propulsiva (a una etapa)

$$MR = \frac{m_f}{m_0}$$

Siendo:

m_f la masa final una vez consumido todo el combustible

m_0 la masa inicial

m_p masa del fuel (propulsante)

Se puede aplicar a vehículos de una única etapa o a vehículos multi-etapa (la masa sería la suma de todas las etapas)

Si tenemos una única etapa y esta lleva carga de pago, formará parte de la m_f .

Normalmente, en los misiles tácticos, $MR \approx 60\%$. Una MR pequeña significa que llevamos poco combustible. En estos misiles es relativamente alta porque llevamos muy poco combustible en relación a todo el equipo, sensores, etc.

En lanzadores, para alguna de las etapas, $MR \approx 10\%$.

- RELACIÓN DE PROPULSANTE, τ

Siendo $m_0 = m_f + m_p \dots$

$$\tau = \frac{m_p}{m_0}$$

Cuando aplicamos esto a un sistema propulsivo, nos indica la calidad del diseño.

Buscamos un valor de τ muy alto, ya que nos interesa llevar mucho combustible.

Cuando se aplica a un cohete, m_0 suele ser la masa inerte (hardware, sistemas, el combustible...) pero normalmente lo que se analiza es el poder propulsivo, es decir, solamente el sistema cohete; y ahí no se tiene en cuenta la carga de pago (elementos de guiado, etc)

- RELACIÓN EMPUJE-PESO

Da la capacidad de aceleración que tiene el sistema, basándonos en el empuje que da. Se consiguen aceleraciones muy grandes con motores cohete.

$$\text{Relación empuje-peso} = \frac{\text{Empuje}}{W}$$

- RELACIÓN IMPULSO-PESO

$$\frac{I_t}{W_o} = \frac{I_t}{(m_f + m_p) \cdot g_o}$$

Siendo I_t el impulso total y W_o el peso total.

La relación impulso-peso nos interesa lo más grande posible.

EMPUJE

Es la fuerza producida por el sistema propulsivo sobre el vehículo. Se debe al cambio de la cantidad de momento del sistema; pero el momento de todo el sistema se mantiene, por ese motivo se realiza la propulsión.

El empuje se debe a la diferencia del aire que entra por el que sale.

$$F = \frac{dm}{dt} \cdot v_2 = \dot{m} \cdot v_2 = \frac{\dot{W}}{g_o} \cdot v_2$$

$$F = \dot{m} \cdot v_2 + (p_2 - p_3)A_2$$

p_3 es la presión ambiente del exterior

p_2 es la presión de la salida de la tobera al exterior

Cuando $p_2 = p_3$, estamos en el momento óptimo del motor cohete.

En cualquier motor cohete, al decrecer la presión atmosférica (al elevarnos) el empuje – y por tanto, el impulso específico- se incrementa (véase ecuación de empuje)

+ empuje → + impulso específico

Cuando la atmósfera desaparece, por mucho que aumentemos nuestra altitud ya no hay mejoría.

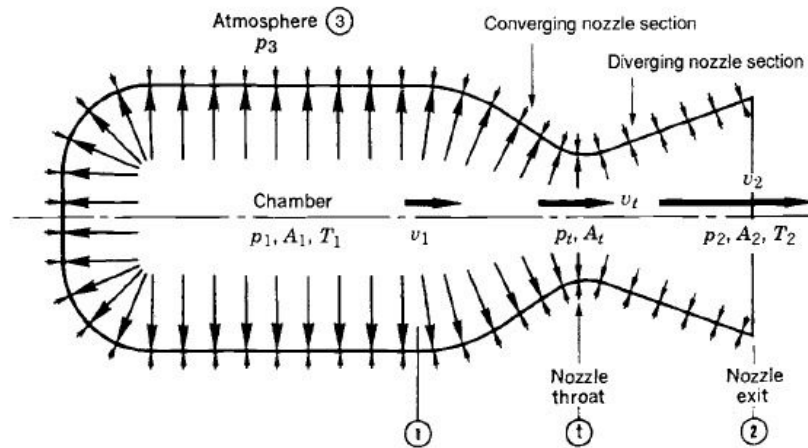
Por ejemplo, un cohete de combustible sólido tendría los siguientes impulsos específicos...

- 255 s (nivel del mar)

- 290 s (con cierta altura)

El empuje puede calcularse mediante la integración de todas las presiones que actúan en sentido normal alrededor de la tobera, y que se pueden proyectar.

El punto 1 es la cámara de combustión, p_t la presión en la garganta y p_2 la presión a la salida de la tobera.



VELOCIDAD EXHAUSTIVA (VELOCIDAD DE SALIDA EFECTIVA, C

$$C = I_s \cdot g_0 = \frac{F}{\dot{m}} \quad \text{siendo } \dot{m} \text{ el flujo másico.}$$

Si dividimos $F = \dot{m} \cdot v_2 + (p_2 - p_3)A_2$ entre $\dot{m}$, obtendríamos...

$$\frac{F}{\dot{m}} = C = v_2 + \frac{(p_2 - p_3)A_2}{\dot{m}}$$

Si tenemos la tobera adaptada, $C = v_2$, siendo v_2 la velocidad real de salida del gas. Siempre hablamos de velocidades medias, nunca instantáneas.

Cuando $p_2 = p_3$, C es máxima.

VELOCIDAD CARACTERÍSTICA, C*

$$C^* = \frac{p_t A_t}{\dot{m}}$$

Siendo p_t la presión en la garganta
 A_t el área de la garganta
 $\dot{m}$ el flujo másico

Se usa para comparar sistemas propulsivos iguales, donde cambiamos la cámara de combustión. Así, nos independizamos de las características de la tobera.

ENERGÍA Y EFICIENCIA

No se usan demasiado en el diseño pero nos sirven para ver las transferencias energéticas. La energía cinética de los gases que salen del motor es la que se convierte en fuerza de propulsión, así, a mayor potencia del chorro, mejor.

$$P_{\text{jet (chorro)}} = \frac{1}{2} \dot{m} v^2 = \frac{1}{2} \dot{m} g_o I_s^2 = \frac{1}{2} F g_o I_s = \frac{1}{2} F v^2$$

La potencia efectiva es una medida del uso de la masa, incluyendo su fuente de energía. Para cohetes químicos, la energía que se usa es la de la reacción, y la energía que podemos usar es todo el calor que se haya liberado.

$$P_{\text{chem}} = \dot{m} \cdot Q_R \cdot J$$

Siendo Q_R el calor liberado por la reacción.

La eficiencia de la combustión suele ser de un 94-99%.

La potencia del vehículo es la fuerza por la velocidad.

Para un cohete químico, del 100% que podríamos obtener, un 1% se pierde en la combustión (pérdidas del combustible, etc...) y un 2% se pierde a través de las paredes (calor), finalmente, queda el 97% como la energía que tiene el chorro.

De ese 97%...

- pérdidas de calor
- la energía cinética del chorro es un 40-70% del total que teníamos antes
- hay una parte de la velocidad que no es totalmente axial y no se aprovecha

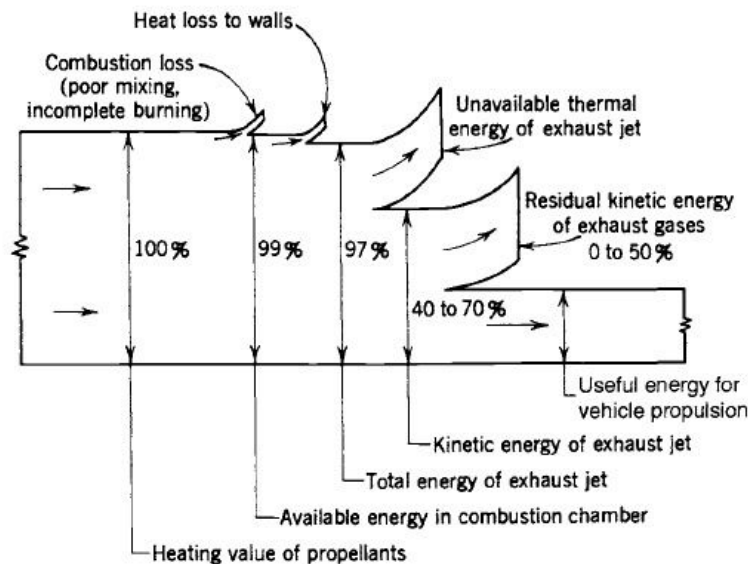


FIGURE 2-3. Typical energy balance diagram for a chemical rocket.

EFICIENCIA INTERNA

Es aquella que convertimos en cinética en el chorro.

$$\eta_{int} = \frac{\text{energía cinética del chorro}}{\text{energía química disponible}} = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v^2}{\eta_{combustión} \cdot P_{chem}}$$

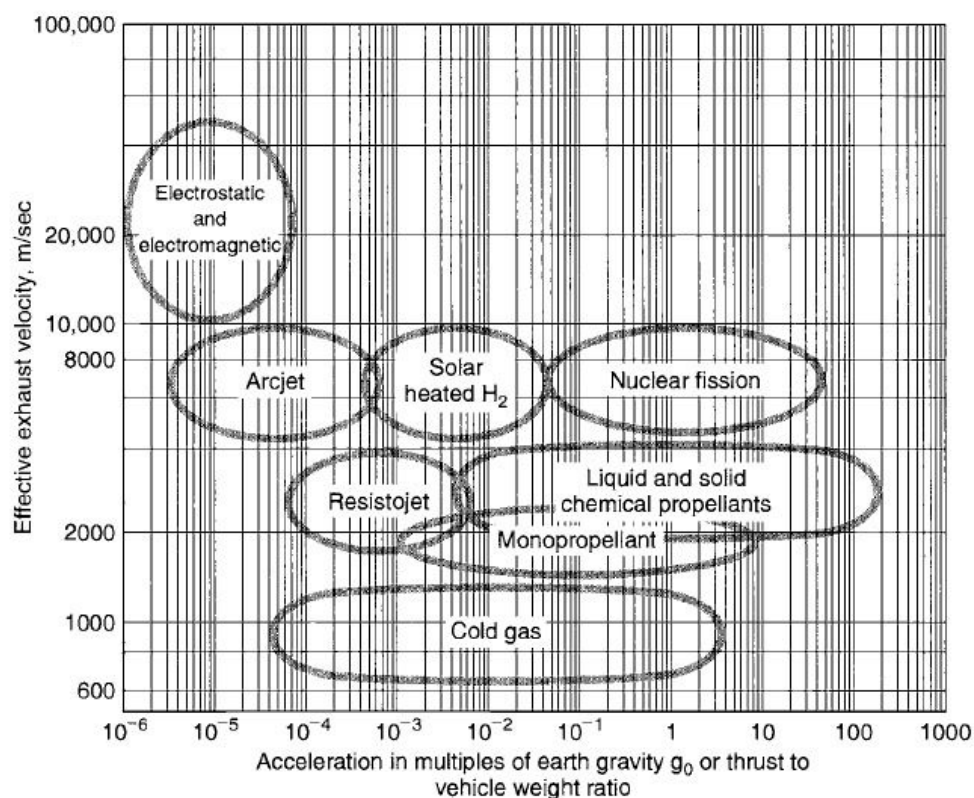
EFICIENCIA PROPULSIVA

Es cuánto de la energía que hay en el chorro es usada para mover el vehículo.

Cuando los gases son expulsados a la misma velocidad a la que viaja el cohete, la eficiencia es máxima.

$$\eta_p = \frac{\text{vehicle power}}{\text{vehicle power} + \text{residual kinetic jet power}} = \frac{F \cdot u}{F \cdot u + \frac{1}{2}\dot{m}(c-u)^2} = \frac{2\frac{u}{c}}{1 + (u/c)^2}$$

En la siguiente gráfica podemos ver que los sistemas químicos tienen un impulso específico menos y que los sistemas electrostáticos tienen un impulso específico mayor.



Tipo de motor	η_{int}	I_s (s)	V_2 (m/s)	$\dot{m}$ (kg/s)	P_{input} (kW)
Químico	0.7	300	2.9	0.036	225
Nuclear	0.5	800	7.8	0.013	838
Arc-electrotermal	0.4	600	5.8	0.018	785
Ion electroestático	0.65	2000	19.6	0.005	1612

TEMA 3 – MECÁNICA DEL VUELO DE LOS MOTORES COHETE

La propulsión mediante cohetes genera una fuerza que aplicada sobre el vehículo provoca una aceleración o deceleración que se oponga a lo que evite ese movimiento.

En la atmosfera tenemos que superar la fuerza que esta opone y la g; mientras que en el espacio solo hay que ir en contra de la g.

Por tanto, hay dos regímenes fundamentales:

- En atmosfera
- En el espacio

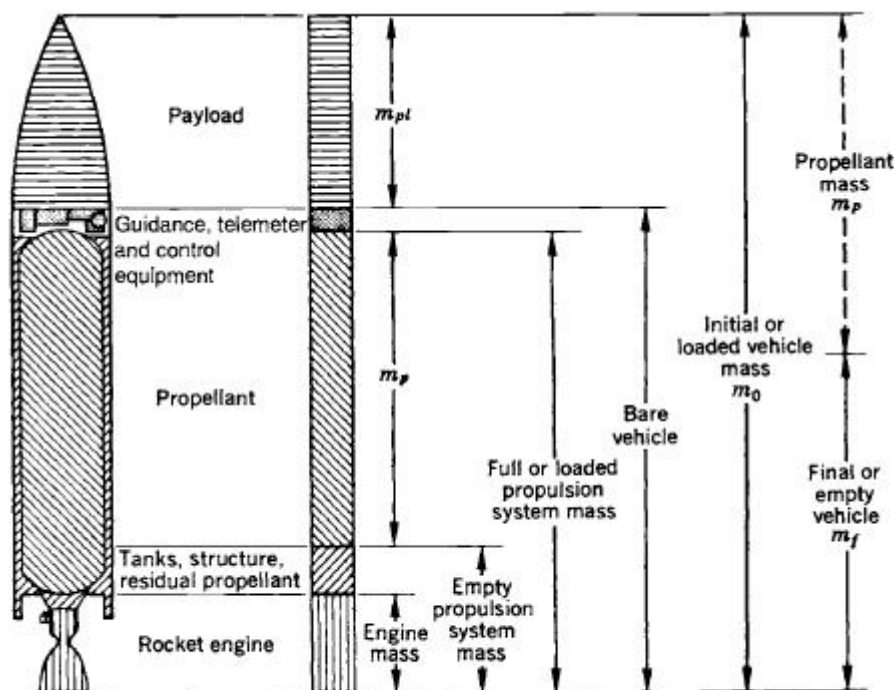


FIGURE 4-1. Definitions of various vehicle masses.

Nosotros nos referimos solo a m_p como la masa del combustible útil, la que se ha usado (no la que queda como residuo en tuberías, etc)

ECUACIÓN DE LOS COHETES – ECUACIÓN DE TSIOLKOVSKY

Es una de las expresiones más importantes en cohetes. Nos indica la cantidad de incremento de velocidad que podemos conseguir en nuestro vehículo en función de la velocidad característica y las cantidades de masa inicial y final.

$$u_p = c \cdot \ln \left(\frac{m_o}{m_f} \right)$$

También se puede escribir como:

$$e^{\frac{\Delta u}{c}} = \frac{1}{MR} = \frac{m_o}{m_f}$$

Cuánto mayor sea MR, más velocidad podremos conseguir
Como es importante, vamos a ver de dónde sale esta expresión:

$$\left. \begin{array}{l} MR = m_f/m_o \\ \tau = m_p/m_o \end{array} \right\} \text{ con la relación } \tau = 1 - MR$$

Cuando tengamos un flujo másico constante, sabiendo m_o , m_p y t_p ... podemos decir que:

$$m = m_o - \frac{m_p}{t_p} \cdot t \quad \rightarrow \text{ es el combustible que quemamos y por cuánto tiempo lo quemamos}$$

Si sacamos factor común a m_o ...

$$m = m_o \left(1 - \underbrace{\frac{m_p}{m_o}}_{\tau} \cdot \frac{t}{t_p} \right)$$

$$m = m_o \left[1 - (1 - MR) \frac{t}{t_p} \right]$$

m es la masa instantánea de nuestro cohete en cada momento.

Por Newton,

$$F = m \cdot a = m \cdot dv/dt$$

$$dv = F/m \cdot dt \quad \text{asumimos que } F \text{ es constante}$$

Si relacionamos el empuje con c ...

$$C = F/\dot{m}$$

Entonces,

$$\frac{c \cdot \dot{m}}{m} dt = du = \frac{F}{m} \cdot dt$$

→ Es el cambio en la velocidad

Con unos pequeños cambios obtenemos el cambio en la velocidad instantánea.

$$= \frac{c \cdot \dot{m} \cdot dt}{m_o \left(1 - \frac{m_p}{m_o} \cdot \frac{t}{t_p}\right)}$$

Si lo escribimos en función de ζ (que es la fracción de combustible)...

$$= \frac{c \cdot \frac{\tau}{t_p} dt}{1 - \frac{\tau}{t_p} \cdot t}$$

Si integramos esta expresión...

$$\Delta V = -c \cdot \ln(1 - \tau) + V_o$$

Siendo V_o la velocidad inicial y ΔV el incremento de velocidad que conseguimos (también se denomina U_p)

$$U_p = c \cdot \ln\left(\frac{m_o}{m_f}\right)$$

Si en lugar de utilizar U_p como valor a calcular, usamos la cantidad de combustible que necesitamos, aplicamos la exponencial a la fórmula:

$$m_o = m_f \cdot e^{\Delta u/c}$$

La relación de masas tiene un efecto logarítmico sobre la velocidad que vamos a conseguir. Al incrementar la carga de pago, disminuye logarítmicamente la velocidad que conseguimos.

Si queremos mandar una masa más lejos, necesitamos por ejemplo una $e^{0.8}$. Si queremos un incremento de velocidad, eso supone un incremento exponencial del combustible que queramos cargar. Esto nos limita y nos hace más caro el llevar cosas más lejos.

VUELO ATMOSFÉRICO

Sobre el vehículo actúan tres fuerzas fundamentales:

- aerodinámicas
- gravitacionales
- empuje

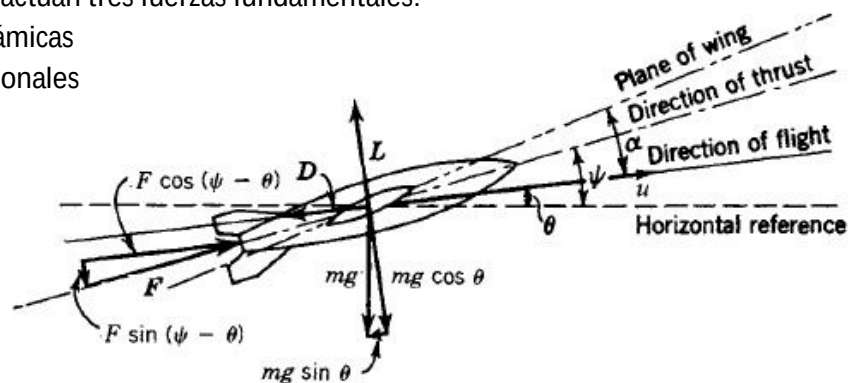


FIGURE 4-4. Two-dimensional free-body force diagram for flying vehicle with wings and fins.

En la figura, el ángulo α representa el ángulo de ataque (este ángulo está formado con las alas) y el ángulo θ la trayectoria del vuelo respecto a la horizontal.

Para escribir la trayectoria en las dos direcciones...

- En el sentido del vuelo...

$$m \left(\frac{du}{dt} \right) = F \cdot \cos(\psi - \theta) - D - m \cdot g \cdot \sin \theta$$

- En el sentido perpendicular...

$$m \cdot u \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = F \cdot \sin(\psi - \theta) + L - m \cdot g \cdot \cos \theta$$

Si el resultado de todo esto es cero, es que está en equilibrio $\rightarrow$ vuelo de crucero

Tenemos las siguientes relaciones básicas de movimiento, que son las ecuaciones para cualquier cuerpo que vuela en la atmósfera con una resistencia y densidad.

$$\begin{aligned} \frac{du}{dt} &= \frac{F}{m} \cdot \cos(\psi - \theta) - \frac{C_D}{2m} \cdot \rho \cdot u^2 \cdot A - g \cdot \sin \theta \\ u \frac{d\theta}{dt} &= \frac{F}{m} \cdot \sin(\psi - \theta) + \frac{C_L}{2m} \cdot \rho \cdot u^2 \cdot A - g \cdot \cos \theta \end{aligned}$$

En la ecuación de los cohetes no hemos tenido en cuenta ni las resistencias ni las pérdidas. Si estuviese bien integrado habría una resta de estos términos no tenidos en cuenta.

Más velocidad del sistema propulsivo (Δu) nos proporciona:

- menos pérdidas gravitatorias
- menos pérdidas de resistencia aerodinámica

Para la atmósfera no existe una solución única: varía la velocidad, la gravedad, etc. Por eso se dan estas fórmulas.

La velocidad (el Mach) aumenta mucho al entrar en transónico y luego disminuye hasta estabilizarse.

La C_D y la C_L dependen de la velocidad y de la densidad que va cambiando $\rightarrow$ de la combinación de todas estas variables depende la fuerza aerodinámica.

Para un vehículo sin alas:

$$\frac{du}{dt} = \frac{c \cdot \frac{\tau}{t_p}}{1 - \frac{\tau \cdot t}{t_p}} - g \cdot \sin \theta \cdot \frac{\frac{C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u^2 \cdot A}{m_o}}{1 - \frac{\tau_t}{t_p}}$$

La ecuación queda simplificada (esto ya no tiene mayor importancia)

La velocidad del vuelo puede calcularse integrando entre cero y t, igual que las fuerzas aerodinámicas se pueden calcular de forma gráfica.

Si podemos despreciar las fuerzas aerodinámicas y $V_0 = 0$ m/s, la velocidad al final, cuando se ha consumido todo el combustible será...

$$\begin{aligned} u_p &= -\tau \cdot \ln(1 - \tau) - \vec{g} \cdot t_p \\ &= -\vec{c} \cdot \ln(MR) - \vec{g} \cdot t_p \\ &= -\vec{c} \cdot \ln\left(\frac{1}{MR}\right) - \vec{g} \cdot t_p \end{aligned}$$

Según las prestaciones de nuestro sistema propulsivo, podremos realizar unas misiones u otras. Por ejemplo, no podemos mandar un sistema eléctrico al espacio, porque nos da $10^{-3}g$, es decir, no supera la fuerza gravitacional g.

Para realizar la inyección orbital (pasar de una órbita a otra) podríamos usar prácticamente cualquier tipo. Lo mismo sucede para correcciones en la trayectoria. Aunque en este último caso, los de combustible sólido no valen porque cuando comienza la combustión no para hasta que se acaba el combustible y no se puede controlar.

Para los misiles terrestres (tácticos), suelen usarse los sistemas químicos.

Químicos → tierra
Eléctricos → espacio

VEHÍCULOS MULTIETAPA

Permiten velocidades más altas, más carga de pago y mejorar la performance. Los lanzadores multietapa son los que más se usan, consisten en partir el sistema en dos o tres trozos, para poder ir lanzando partes cuando ya no se necesiten, así conseguimos una menor masa. Es rentable colocar hasta 3 etapas, a partir de ahí, no compensa lo que se gana con la complejidad que supone, ya que cada etapa tiene su combustible, su tobera, sus sistemas de alimentación...

Para n etapas, el incremento de velocidad final sería:

$$\Delta u_f = \sum_1^n \Delta u = c_1 \cdot \ln\left(\frac{1}{MR_1}\right) + c_2 \cdot \ln\left(\frac{1}{MR_2}\right) + c_3 \cdot \ln\left(\frac{1}{MR_3}\right) + \dots$$

MÉTODOS QUE MEJORAN LA ACTUACIÓN DEL VEHÍCULO MEDIANTE EL SISTEMA PROPULSIVO

- Aumentar c (velocidad de salida efectiva de los gases) y I_s (impulso específico) supone una mejora de la performance, ya que aumenta Δu .
- m_o/m_f tiene un efecto logarítmico, conseguir una masa final más pequeña mejora la performance y aumenta la Δu . Nos interesa quitar masa de estructura, etc, no del combustible.
- Reducir el tiempo del funcionamiento reduce las pérdidas gravitacionales, por ejemplo, se puede conseguir aumentando el empuje. Como la pérdida gravitacional es $g \cdot t$, cuánto menor sea el tiempo, menor pérdida habrá.
- Reduciendo la resistencia aerodinámica (relacionado con la estructura)
- Reducir la longitud de la tobera mejor la eficiencia porque será un vehículo más ligero.
- Si estamos realizando un lanzamiento nos interesa lanzarlo a favor de la órbita de la tierra para tener una velocidad favorable (inicial) a mayores. Así necesitamos un incremento de velocidad menor para lanzar el cohete. Otra opción es lanzar el cohete desde un avión y así se aprovecha la velocidad que lleva el propio avión.
- La resistencia siempre va a ser negativa, pero la sustentación puede compensar las fuerzas gravitacionales. Se compensan mediante las fuerzas aerodinámicas. Por este motivo, el cohete una vez que ha pasado la atmósfera y ya no va a tener pérdidas gravitacionales empieza a volar en horizontal.
- La eficiencia propulsiva es máxima cuando volamos a la misma velocidad que expulsamos los gases.

TEMA 4 – TEORÍA DE TOBERAS

La tobera siempre va a estar bloqueada, pero no adaptada. En el espacio (vacío) no podemos llegar a $P_s = P_{EXT}$ porque no hay presión exterior.

La tobera está bloqueada cuando $M=1$

Esta teoría se aplica para los sistemas propulsivos que usan la expansión de un gas para conseguir la fuerza propulsora: habrá una tobera que nos permita transformar la energía y la presión de los gases en alta velocidad.

TOBERA IDEAL

- Con ella podemos usar principios termodinámicos de forma matemática simple en ecuaciones de flujo isentrópico.
 - La T_T y la P_T permanecen constantes (isentrópico)
 - La T_T se mantiene pero la P_T no (adiabático)
- El flujo va a ser unidimensional (solo consideramos la bidimensionalidad con la relación de áreas)
- La diferencia entre una tobera real e ideal normalmente solo está entre el 1% y el 6% (muy poco)
- Asumimos las siguientes hipótesis:
 - Flujo homogéneo
 - Todas las especies usadas son gaseosas
 - El flujo de trabajo sigue las leyes de los gases perfectos
 - No hay fricción ➔ no hay pérdidas en la capa límite (isentrópico)
 - No hay ondas de choque ni discontinuidades en el flujo de la tobera.
 - Flujo adiabático (no hay transferencia de calor a través de las paredes de la tobera)
 - Flujo estacionario
 - Consideramos que los gases a la salida se mueven como el flujo, longitudinalmente.
 - Dentro de una sección: la velocidad (v), la densidad (ρ), la presión (P) y la temperatura (T) son constantes.
 - La composición del gas no cambia en la tobera (es la suposición “menos cierta” por las reacciones químicas) porque se establece un equilibrio químico.
 - Los combustibles almacenados están a temperatura ambiente, los criogénicos están en su temperatura de ebullición.

En cohetes se suele usar la K en vez de la γ para los gases. K y R toman valores muy distintos porque en los cohetes no se usa el aire como fluido.

El objetivo final de una tobera es acelerar a una velocidad lo mas alta posible los gases de los productos finales de la combustión (están a alta P y T).

RELACIONES ISENTRÓPICAS

La conservación de energía puede ser aplicada al flujo adiabático.
Para los gases ideales, la entalpía total es constante.

$$h_o = h + \frac{v^2}{2}$$

Si cambia, es por causa del cambio de velocidad:

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2}(v_2^2 - v_1^2)$$

$$\Delta h = C_p(T_1 - T_2)$$

Los cambios en las propiedades del gas, al final solo dependen de la relación de áreas:

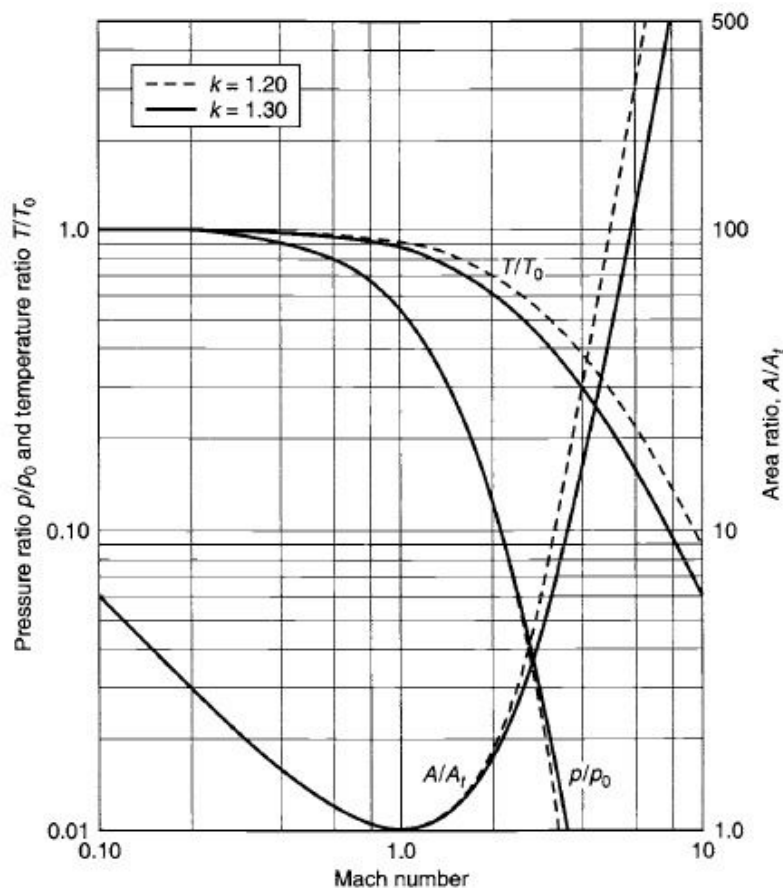


FIGURE 3-1. Relationship of area ratio, pressure ratio, and temperature ratio as functions of Mach number in a De Laval nozzle for the subsonic and supersonic nozzle regions.

Es un gráfico de resumen de las propiedades dentro de la tobera.

Considerando el cambio de entalpía por la velocidad en el flujo isentrópico...

$$v_2 = \sqrt{2J(h_1 - h_2) + v_1^2}$$

También se puede definir el Cp y expresarlo como...

$$v_2 = \sqrt{\frac{2K}{K-1}RT_1 \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right] + v_1^2}$$

$$v_2 = \frac{2K}{K-1} \frac{RT_o}{P_m} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]$$

Siendo P_m el peso molecular del compuesto, P_2 la presión de salida y P_1 la presión en la cámara de combustión.

El impulso específico se puede relacionar con la velocidad característica mediante g.

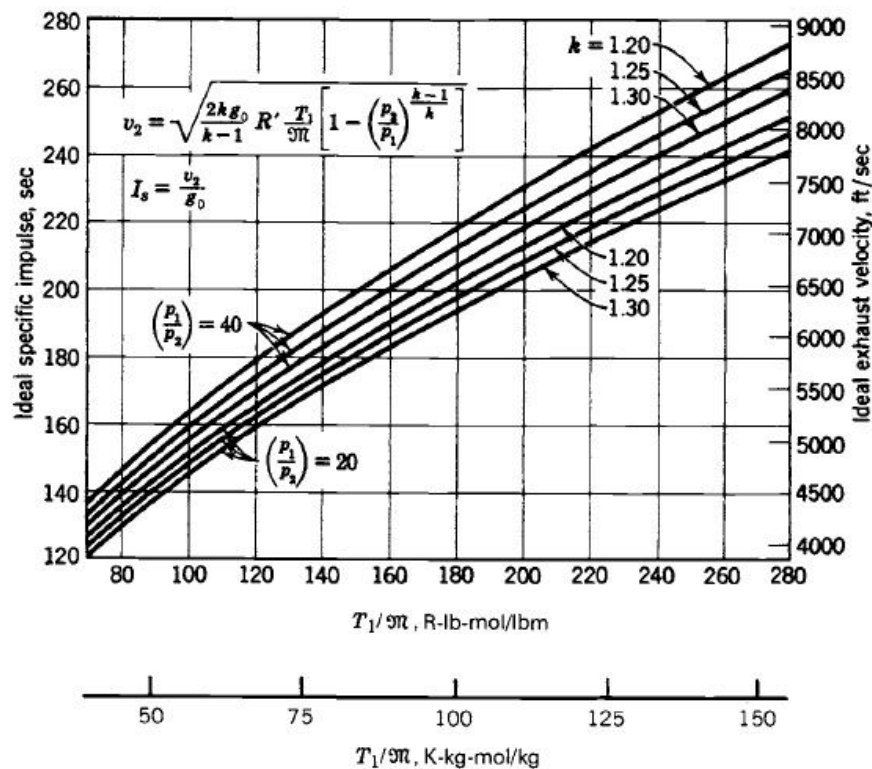


FIGURE 3-2. Specific impulse and exhaust velocity of an ideal rocket at optimum nozzle expansion as functions of the absolute chamber temperature T_1 and the molecular mass M for several values of k and p_1/p_2 .

Cuánto mayor sea la presión en la cámara, mayor será la relación de presiones y habrá más expansión.

Queremos un combustible muy denso sin quemarse, y que cuando se queme ocupe mucho volumen (para que tenga más presión y temperatura) y así obtener un empuje máximo (I_s elevado)

En el vacío (sin atmosfera), $P_2=0$, en este caso es cuando se produce el caso de máximo empuje que se puede tener.

El cambio de presión en la combustión no modifica mucho el impulso específico, pero sí lo hace el aumento de la temperatura. Una mayor presión significa una cámara muy robusta y pesada.

Consideramos el C_p constante.

A través de las ecuaciones de las isentrópicas, en un proceso adiabático la T_T del flujo permanece constante y por ello:

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2C_p}$$

Donde T_0 es la temperatura total y T , la temperatura estática.

Los cambios de temperatura total o de remanso solo dependen de la velocidad.

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{K-1}{K}} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^{K-1}$$

Esto es todo para un proceso isentrópico.

El coeficiente adiabático (K o gamma) y el calor específico (C_p) se mantienen constantes para gases ideales.

$$K = \frac{C_p}{C_T} = \frac{C_p}{C_p - R}$$

Siendo $R=C_p-C_v$

La relación entre la temperatura estática y el número de Mach sería:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{K-1}{2} M^2$$

Aplicando las relaciones isentrópicas...

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2\right)^{\frac{K}{K-1}}$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{K-1}}$$

La expansión del área para una tobera con el flujo isentrópico se puede expresar en términos del Mach para dos puntos X e Y.

$$\frac{A_Y}{A_X} = \frac{M_X}{M_Y} \sqrt{\left(\frac{1 + \left[\frac{K-1}{2} \right] M_Y^2}{1 + \left[\frac{K-1}{2} \right] M_X^2} \right)^{\frac{K+1}{K-1}}}$$

La relación entre áreas es lo mismo que hablar de la relación del Mach entre esos dos puntos.

Todas estas ecuaciones son importantes porque podemos saber los datos del gas con el número de Mach y los datos de remanso.

Los valores en la cámara de combustión de remanso y totales serán iguales.

En las toberas supersónicas sabemos que hay un área crítica para el M=1 (el de la garganta)

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \sqrt{\left(\frac{1 + \left[\frac{K-1}{2} \right] M^2}{1 + \left[\frac{K-1}{2} \right]} \right)^{\frac{K+1}{2(K-1)}}}$$

Normalmente, los puntos "cualquiera" de la tobera son el área crítica y el punto donde queramos calcular los datos.

Para conseguir la expansión del fluido, el área disminuye hasta la garganta y luego aumenta. Por tanto, la garganta tendrá el área mínima y la salida el área máxima.

$$\varepsilon = \frac{A_2}{A_t} = \frac{A \text{ salida}}{A \text{ garganta}} \rightarrow \text{Relación de áreas de la tobera}$$

Aplicando la tobera choqueada...

$$\frac{P_T}{P_1} = \left[\frac{2}{K+1} \right]^{\frac{K}{K-1}} \leftarrow \text{Parte convergente}$$

Normalmente, la temperatura en la tobera es la misma que en la cámara de combustión.

Para una tobera bloqueada, el flujo másico es:

$$\dot{m} = \frac{A_1 v_1}{v_T} = A_T P_1 K \frac{\sqrt{\left(\frac{2}{K-1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}}}}{\sqrt{K R T_1}}$$

El flujo másico a través de una tobera cohete es proporcional al área de la garganta y la presión de la cámara de combustión (P_1). Además, es inversamente proporcional a las propiedades del gas y la raíz de la temperatura.

Para una tobera supersónica, la relación entre el área de la garganta y otro punto aguas debajo de la zona convergente es:

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_t v_x}{V_x v_t} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}$$

Tener más salto de presiones nos obliga a incrementar la relación de áreas:

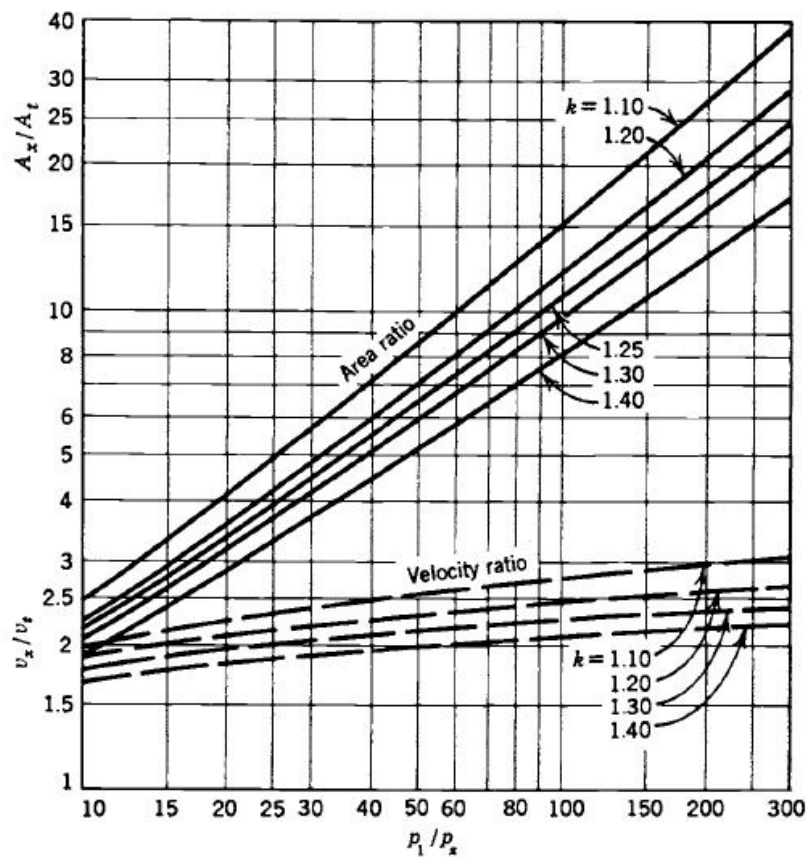


FIGURE 3-4. Area and velocity ratios as function of pressure ratio for the diverging section of a supersonic nozzle.

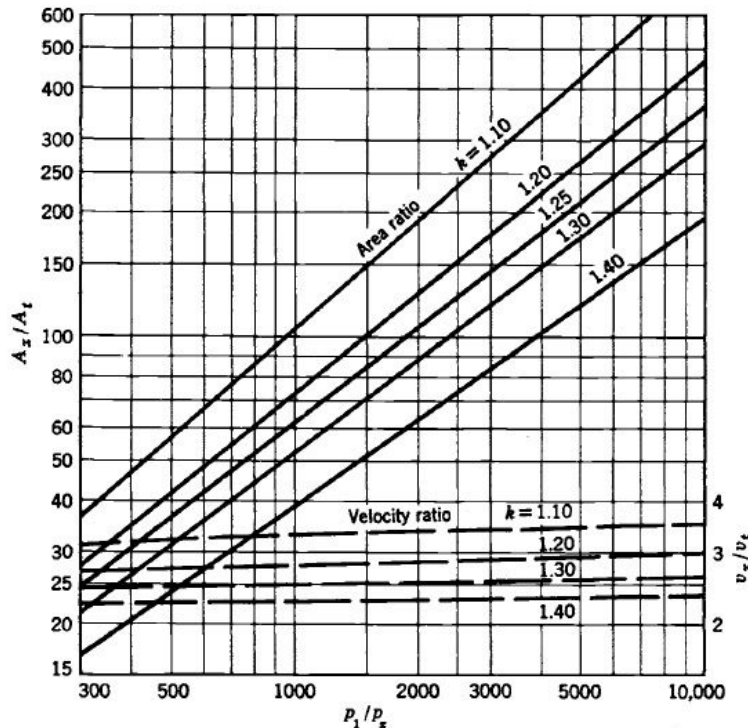


FIGURE 3-5. Continuation of prior figure of area ratios and velocity ratios, but for higher pressure ratios in a supersonic nozzle.

EMPUJE DE UNA TOBERA Y COEFICIENTE DE EMPUJE

Teniendo en cuenta lo que sucede en la tobera

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2$$

En función de las condiciones de la tobera...

$$F = \frac{A_t v_t v_2}{V_t} + (p_2 - p_3)A_2$$

Modificando la expresión llegamos a...

$$F = A_t p_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} + (p_2 - p_3)A_2$$

El empuje es proporcional a A_t (garganta) y a la presión de la cámara (P_1) y también es función de la relación de presiones de la tobera (P_1/P_2), de la K y de la presión de empuje.

Tener el doble de área supone duplicar el empuje, siempre que puedas mantener la presión constante (es difícil)

El coeficiente de empuje es

$$C_F = \frac{F}{A_T P_1}$$

Así que es únicamente función de lo que pasa en la tobera.

El C_F depende de la relación de áreas que define una tobera.

El C_F óptimo se consigue con $P_{\text{gases}} = P_{\text{ambiente}}$ y el máximo, operando en el vacío.

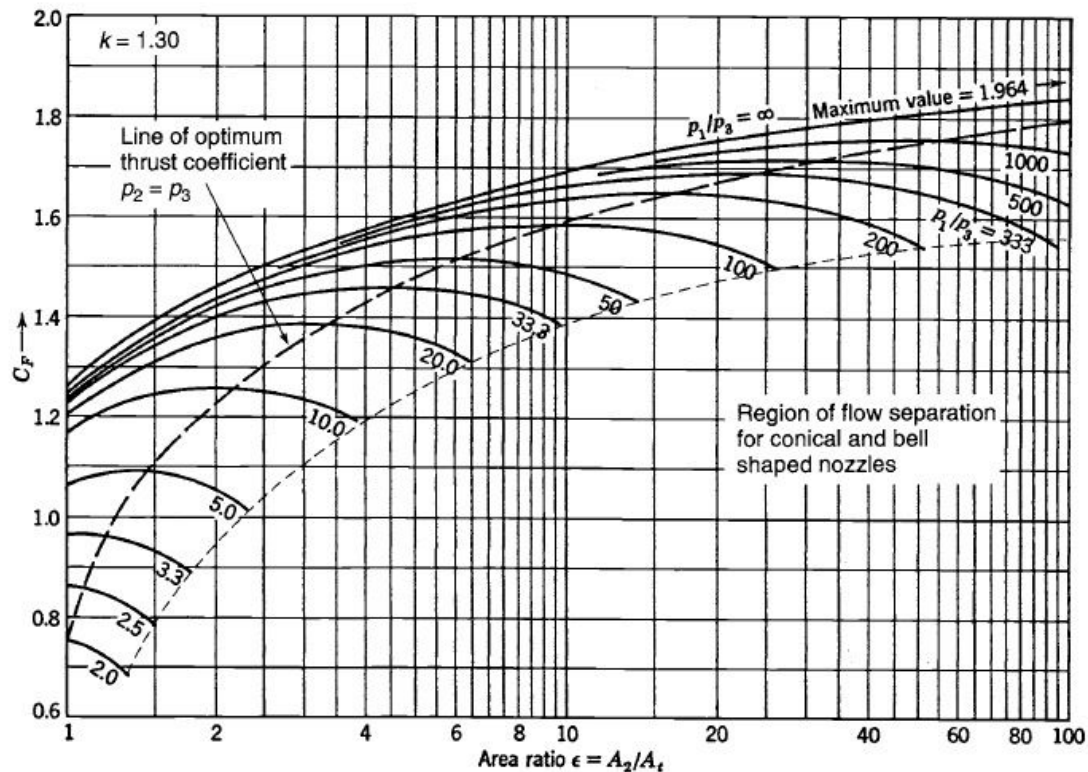


FIGURE 3-8. Thrust coefficient C_F versus nozzle area ratio for $k = 1.30$.

La velocidad característica ahora la podríamos escribir como:

$$c^* = \frac{P_1 \cdot A_T}{\dot{m}} = \frac{I_S \cdot g_0}{C_F} = \frac{c}{C_F} = \frac{\sqrt{KRT_1}}{K \sqrt{\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$$

Siendo C_F el coeficiente de empuje.

Por tanto, es función de las características del propulsante y el diseño de la cámara de combustión.

$$I_{esp} = \frac{c^* \cdot C_F}{g}$$

$$F = C_F \cdot \dot{m} \cdot c^*$$

EFFECTOS DE LA PRESIÓN EXTERNA EN LAS TOBERAS

- Tobera adaptada: $P_2 = P_3$
- Tobera subexpandida: $P_2 > P_3 \rightarrow$ podríamos haber seguido descargando flujo. Hemos usado un área de salida más pequeña que la óptima
- Tobera sobreexpandida: $P_2 < P_3 \rightarrow$ la relación de áreas es demasiado grande.

Para un área fija, hay un salto de presiones que nos da la descarga óptima.

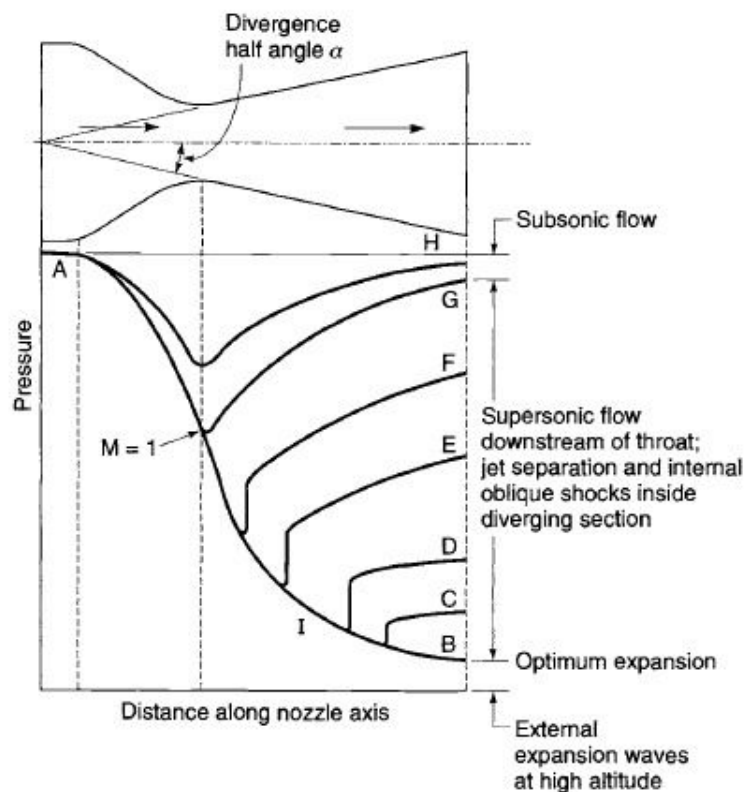


FIGURE 3-9. Distribution of pressures in a converging-diverging nozzle for different flow conditions. Inlet pressure is the same, but exit pressure changes. Based on experimental data from A. Stodala.

Normalmente se considera P constante.

Cuando estamos en el vacío, se da el caso de subexpansión, la P_{ext} es tan baja que no la podemos alcanzar. Se dan ondas de choque oblicuas a la salida del flujo.

Para toberas que trabajan a grandes alturas y se ensayan a nivel del mar, estamos también en ese caso.

Cuando la tobera esta sobreexpandida, las ondas de choque deflecan el flujo hacia afuera.

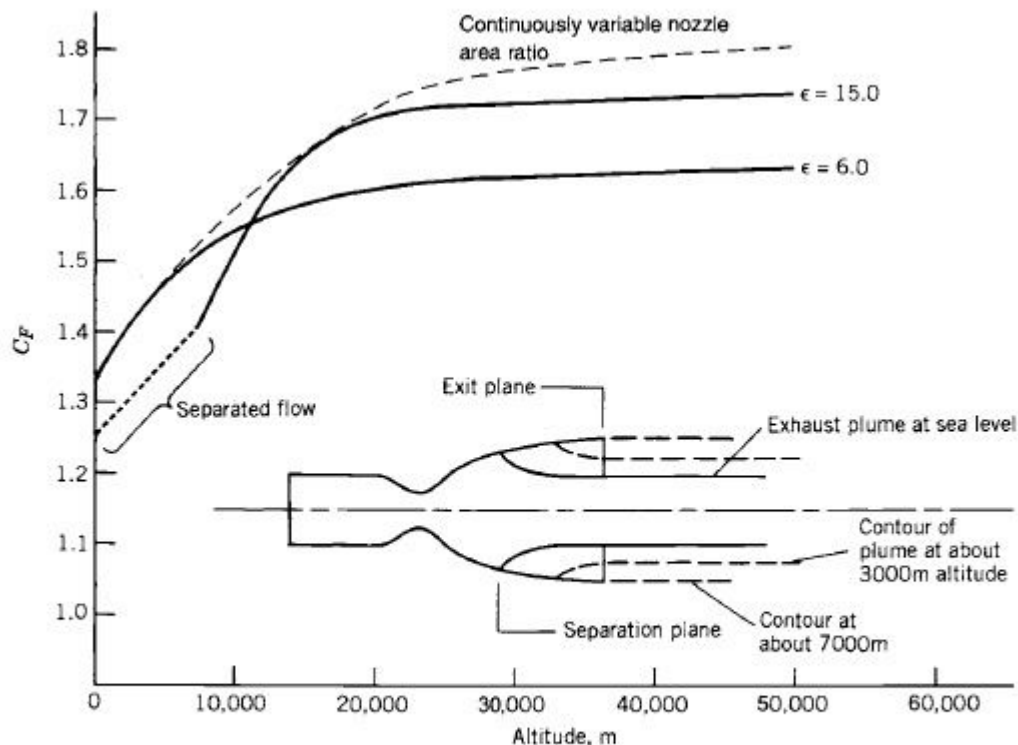


FIGURE 3-10. Thrust coefficient C_F for two nozzles with different area ratios. One has jet separation below about 7000 m altitude. The fully expanded exhaust plume is not shown in the sketch.

A medida que ganamos altura modificamos la tobera (es flexible supuestamente) ampliando, tendríamos siempre un empuje óptimo.

Antes del momento óptimo, tendremos la tobera sobreexpandida y luego subexpandida.

Lo más parecido a esta tobera es la tobera de dos áreas de salida.

Dependiendo de las condiciones a la que vaya a operar la aeronave se elegirá un tipo u otro.

TIPOS DE TOBERAS

Hay que saber una relación de áreas, que será la que nos determine la tobera.

La geometría que menos pérdidas nos va a suponer es la sección circular y es la que se usa.

Nos centraremos en la zona divergente (garganta-salida), ya que la parte convergente no da problemas.

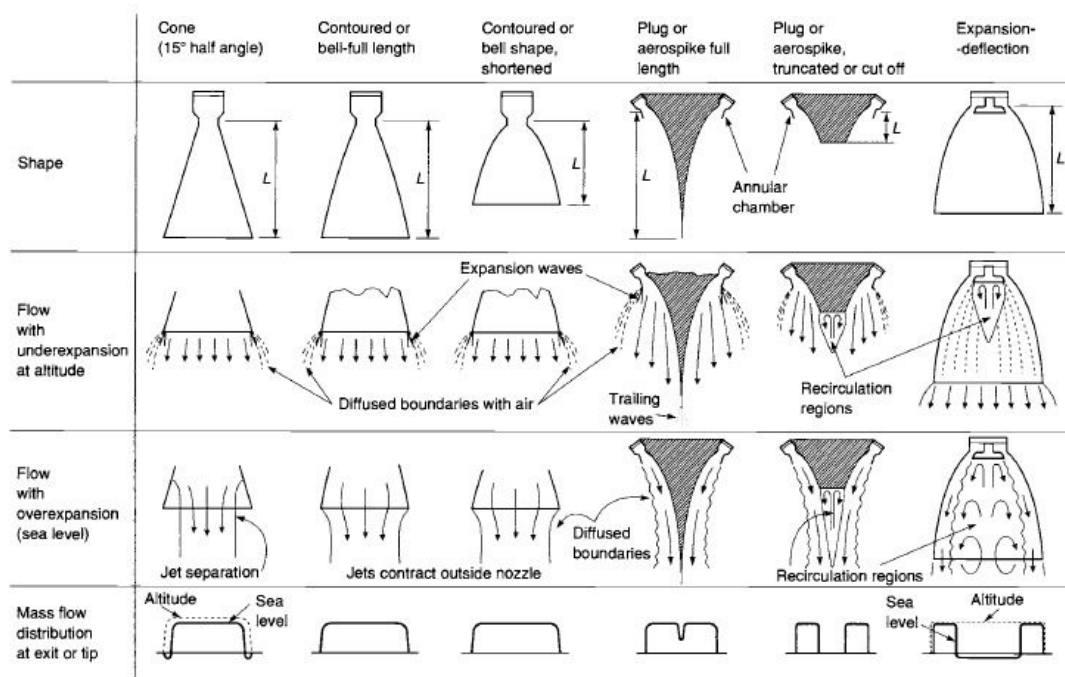


FIGURE 3-12. Simplified diagrams of several different nozzle configurations and their flow effects.

Vamos a ver los dos tipos principales:

- Tobera cónica
- Tobera de campana

TOBERAS CÓNICAS

Es el modelo más simple y antiguo. Se usa en pequeñas toberas.

Hay que aplicar una corrección λ que tenga en cuenta que si las paredes son cónicas, parte del flujo no sale en horizontal, si no siguiendo la forma de la pared de la tobera. Habrá mucha parte axial que proporcione empuje, pero también habrá una pequeña parte radial que no nos proporciona empuje.

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\alpha) \rightarrow \text{factor corrector}$$

Al crecer α , cada vez hay más componente radial y es más fácil que se desprenda el flujo.

Una tobera para $\alpha=0^\circ$ sería muy larga.

Se usa $\alpha=15^\circ$ para tener un buen compromiso entre peso, longitud y rendimiento.

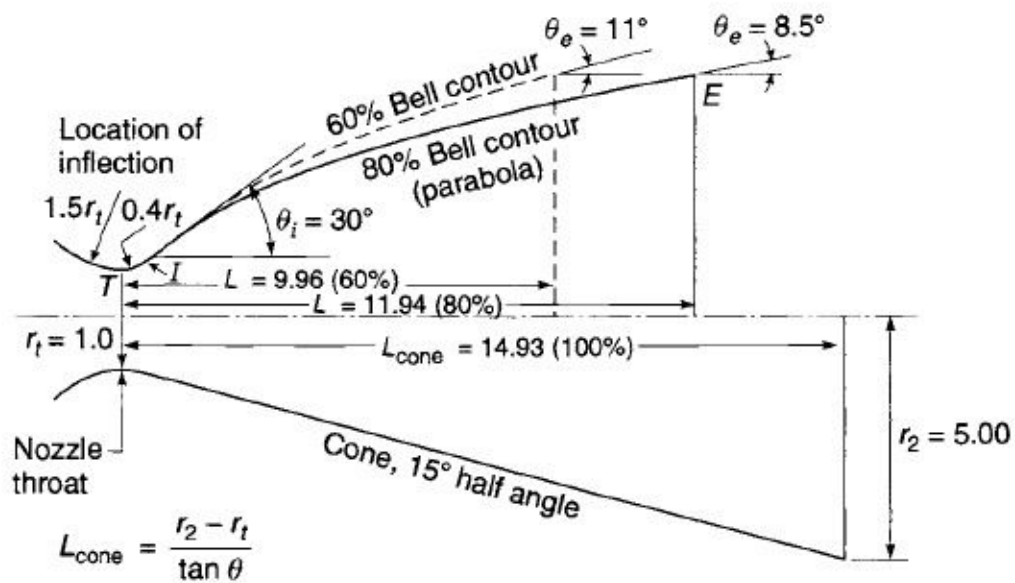
Tobera cónica $\rightarrow \alpha=15^\circ$

TABLE 3-3. Nozzle Angle Correction Factor for Conical Nozzles

Nozzle Cone Divergence Half Angle, α (deg)	Correction Factor, λ
0	1.0000
2	0.9997
4	0.9988
6	0.9972
8	0.9951
10	0.9924
12	0.9890
14	0.9851
15	0.9830
16	0.9806
18	0.9755
20	0.9698
22	0.9636
24	0.9567

TOBERAS DE CAMPANA

Es la tobera más habitual. La expansión es más eficiente que en las toberas cónicas porque después de la garganta abrimos mucho el área y luego lo hacemos más lentamente.



Onda de expansión = proceso isentrópico

Onda de choque: gran pérdida de P_t

La longitud de una tobera de campana, normalmente se da como el porcentaje en referencia a una tobera cónica de 15° .

Una tobera de campana del 75% al 85% de la longitud de una tobera cónica igual, consigue el mismo rendimiento y pierde un 20% de longitud (rindiendo lo mismo, es genial).

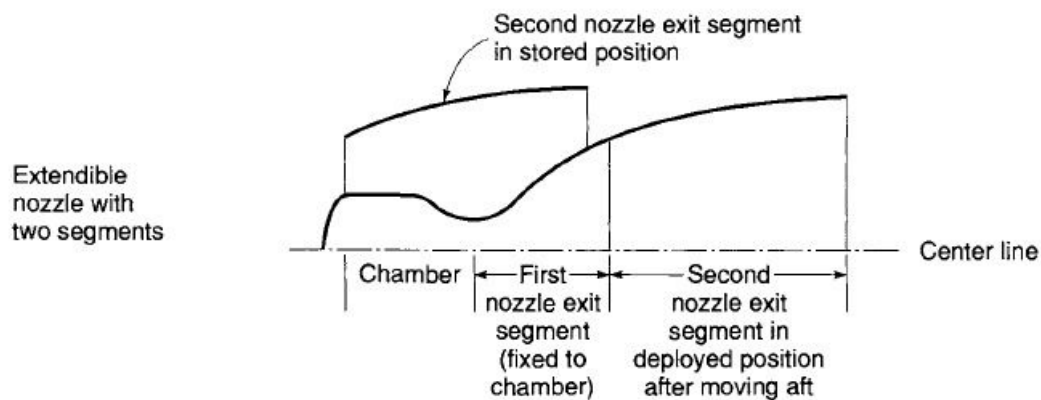
Este es el diseño más usado.

TOBERAS DE DOS PASOS O DOS TAMAÑOS

Una tobera con dos posiciones puede dar una mejor performance que una tobera convencional con una relación de área fijada. Al integrar en todo el tiempo de vuelo, se obtiene más performance que compensa su uso.

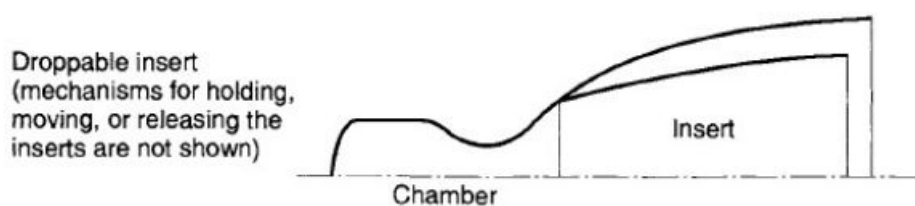
- Tobera extensible

Tienes más peso, más actuadores para cambiar la tobera... pero compensa.

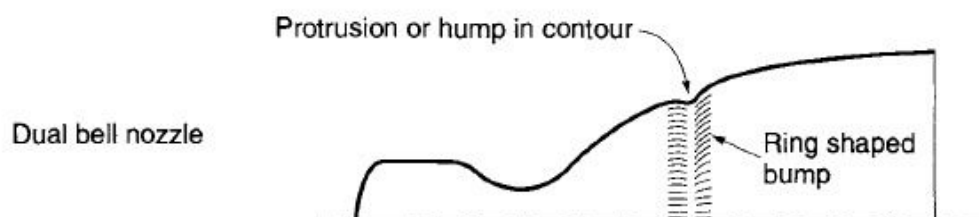


- Tobera lanzable

La parte 1 se pierde en cierto momento y sólo queda operativa la 2.



- Tobera de doble campana



A partir de lo rayado, en cierto momento del vuelo también es lanzada y solo queda operativa la campana más pequeña.

TOBERA REAL

El flujo es bidimensional pero axisimétrico.

La temperatura y la velocidad no son uniformes a lo largo de la sección, hay valores más altos en las regiones centrales y más bajos en la periferia.

La zona de Mach=1 normalmente es ligeramente curvada y está un poco aguas abajo de la garganta.

En la tobera real se van a producir pérdidas debido a:

- divergencia del flujo
- partículas sólidas o líquidas del combustible (en el gas) que no se tienen en cuenta
- flujo no estacionario y no homogéneo
- el flujo va más lento en la pared debido a la fricción
- el área de la cámara
- hay reacciones químicas que liberan y absorben gas, modificándolo (esto cambia la temperatura de remanso)
- habrá una menor presión y menor performance
- el flujo erosiona la tobera por lo que se incrementa el área de la garganta, sale más flujo y por tanto bajo la presión en la cámara de combustión
- la composición del gas no es uniforme y esto reduce la performance
- las propiedades del gas ideal pueden cambiar
- la operación de la tobera en sus puntos no óptimos no dará ni empuje, ni C_F , ni impulso específico óptimo.

➤ *CAPA LÍMITE EN LA TOBERA REAL*

Como el flujo es viscoso, se genera una capa límite cerca de las paredes y el flujo supersónico puede volverse turbulento.

Cerca de la pared, la temperatura es más fría (conducción) pero en algún punto la temperatura es mayor por la fricción (mayor y menor que el flujo en el medio de la tobera)

➤ *FLUJO MULTIFASE*

Cuando el combustible contiene partículas líquidas o sólidas...

- Si son muy grandes no se mueven a la velocidad del gas y no le dan calor y no están en equilibrio térmico.
- Si son pequeñas van a la velocidad del gas y hay un equilibrio térmico.

Para la tobera real hay factores de corrección que se aplican a la tobera ideal → así sabemos cómo funciona la real.

El peso del gas real suele ser mayor que el ideal → se usa el factor de descarga → la combustión incompleta hace que aumente la densidad, por lo que el gas cerca de la pared se enfría.

$$F_{REAL} = \tau_p \cdot c_i \cdot \dot{m}_i$$

TEMA 5 – COHETES DE PROPULSANTE SÓLIDO

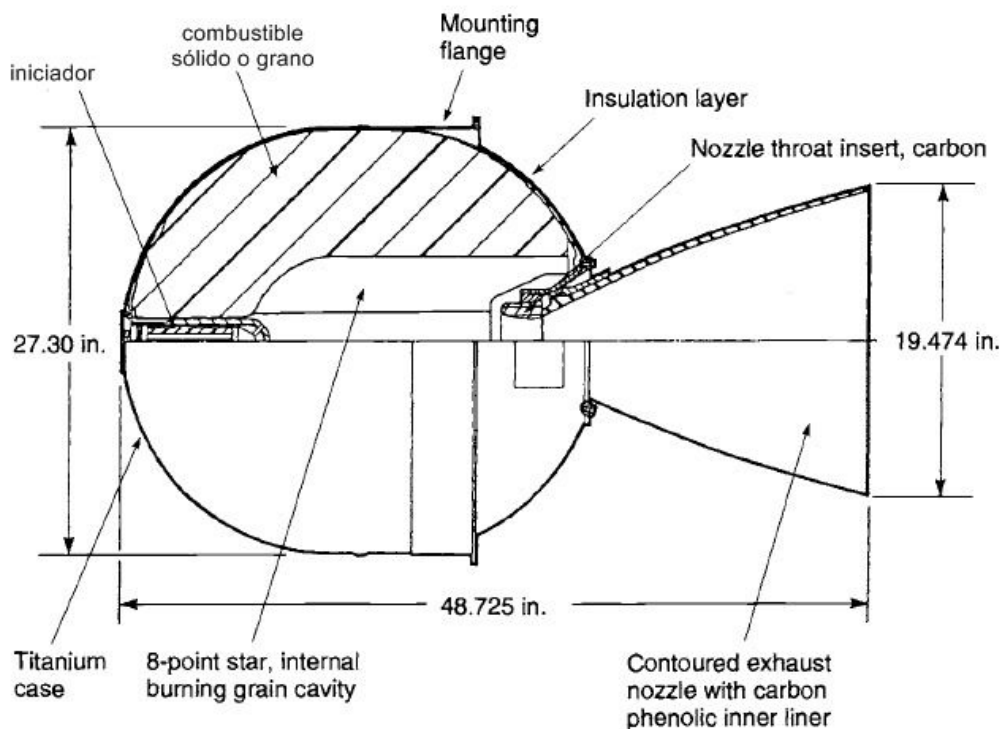
El combustible está contenido y almacenado en la misma cámara de combustión; a veces, ésta se sella herméticamente si va a estar mucho tiempo sin usarse (5-20 años)

Históricamente, los cohetes de combustible sólido no tienen partes móviles, pero algunos incluyen toberas móviles y actuadores vectoriales del empuje.

En comparación con los cohetes de combustible líquido, son mucho más simples y al poder almacenarse durante largos periodos de tiempo se puede usar “repentinamente” en caso de necesidad.

El sistema propulsivo de combustible sólido es el más sencillo en cuanto a conceptos de funcionamiento.

Las principales partes del sistema propulsivo son:



El iniciador es el componente eléctrico que proporciona la energía necesaria para iniciar la combustión.

Las capas de aislamiento se sitúan antes de la carcasa y mantienen el gas a alta presión.

El liner se sitúa antes del aislamiento y hace que el grano quede bien pegado, etc.

La tobera que acelera el flujo (es importante como unirla al resto del cuerpo).

El combustible supone el 82-95% del peso total del cohete.

Hay varios tipos de motores cohete que emplean el combustible sólido: boosters, misiles tácticos y balísticos, motores de alta altitud y motores generadores de gas (no se requiere mucho empuje, pero sí que sea rápido, por ejemplo, el caso de los asientos eyectables)

Category	Application	Typical Characteristics
Large booster and second-stage motors	Space launch vehicles; lower stages of long-range ballistic missiles (see Figs. 11-2 and 14-2)	Large diameter (above 48 in.); L/D of case = 2 to 7; burn time $t = 60$ to 120 sec; low-altitude operations with low nozzle area ratios (6 to 16)
High-altitude motors	Upper stages of multistage ballistic missiles, space launch vehicles; space maneuvers	High-performance propellant; large nozzle area ratio (20 to 200); L/D of case = 1 to 2; burn time $t = 40$ to 120 sec (see Fig. 11-3)
Tactical missiles	1. High acceleration: short-range bombardment, antitank missile	Tube launched, $L/D = 4$ to 13; very short burn time (0.25 to 1 sec); small diameter (2.75 to 18 in.); some are spin stabilized
	2. Modest acceleration: air-to-surface, surface-to-air, short-range guided surface-to-surface, and air-to-air missiles	Small diameter (5 to 18 in.); L/D of case = 5 to 10; usually has fins and/or wings; thrust is high at launch and then is reduced (boost-sustain); many have blast tubes (see Fig. 11-4); wide ambient temperature limits: sometimes minimum temperature -65°F or -53°C , maximum temperature $+160^{\circ}\text{F}$ or $+71^{\circ}\text{C}$; usually high acceleration; often low-smoke or smokeless propellant
Ballistic missile defense	Defense against long- and medium-range ballistic missiles	Booster rocket and a small upper maneuverable stage with multiple attitude control nozzles and one or more side or divert nozzles
Gas generator	Pilot emergency escape; push missiles from submarine launch tubes or land mobile cannisters; actuators and valves; short-term power supply; jet engine starter; munition dispersion; rocket turbine drive starter; automotive air bags	Usually low gas temperature ($< 1300^{\circ}\text{C}$); many different configurations, designs, and propellants; purpose is to create high-pressure, energetic gas rather than thrust

La simplicidad del motor cohete hace que no tengamos control sobre él: qué empuje se produce, cómo lo hace...

Las características del empuje y demás parámetros vendrán dadas por las características de la combustión, que a su vez depende de la geometría de la cámara, de las características del grano... Por tanto, todas las características del motor van a venir dadas por cómo se produce la combustión.

La combustión se producirá en perpendicular a la superficie y la velocidad de la combustión se denominará R .

Además de la formulación del combustible, la velocidad del combustible y la construcción, en la velocidad de combustión influyen:

- presión de la cámara de combustión
- temperatura inicial del combustible
- temperatura del gas de la combustión
- velocidad del gas paralelo a la superficie
- movimiento del motor: aceleración...

La velocidad a la que se produce la combustión indica la cantidad de gas que se está generando y por tanto, la que está saliendo.

$$\dot{m} = A_b \cdot r \cdot \rho_b$$

combustible
densidad del material

La masa propulsiva será:

$$m = \int \dot{m} dt = \rho_b$$

La cantidad de combustible que quemamos será la cantidad que puede entrar más la que está saliendo:

$$A_b \cdot r \cdot \rho_b = \frac{d(\rho_1 V_1)}{dt} + \frac{A_t \cdot \rho_1}{c^*}$$

Siendo V_1 el volumen de la cámara de combustión y el último sumando de la ecuación el gas que abandona la cámara de combustión.

La relación es 1:1000 para lo que ocupaba el combustible en relación a lo que ocupa después de la combustión.

El área de combustión A_b puede cambiar con el tiempo y solo depende de la geometría del grano.

El área de la garganta A_t se considera constante aunque los gases la van erosionando.

El volumen de la cámara de combustión irá aumentando pero a penas necesitaremos gas a mayores para llenarlo. Por tanto, el término $\frac{d(\rho_1 V_1)}{dt}$ se desprecia, ya que el cambio de volumen a penas se aprecia.

Entonces,

$$P_1 = k \cdot \rho_b \cdot r \cdot c^*$$

Donde r es la velocidad de la combustión y $k=A_b/A_t$

Mediante esta fórmula podemos saber la presión a la que se está operando en la cámara de combustión.

PARÁMETROS QUE INFLUYEN EN LA VELOCIDAD DE COMBUSTIÓN, R

➤ Relación con la presión

Es el término más importante. Cuando hablamos de una combustión, tomamos como valores estándar $T=294K$ y una presión de $1000 \text{ psia} = 6895 \text{ MPa}$.

Podemos aproximar la velocidad de la combustión como:

$$r = a \cdot p_1^n$$

Siendo n un parámetro que es característico del combustible y que indica en qué medida los cambios en la cámara afectan a la presión. Si por ejemplo, $n=1.2$, con un pequeño salto de presión, r aumentaría muchísimo.

El parámetro n siempre tendrá que ser menor de 1, ya que si fuese mayor que uno nunca tendríamos una combustión estable en la cámara de combustión ya que habría explosiones, etc.

La mayor parte de los combustibles cumplen esa ecuación que hemos acabamos de ver.

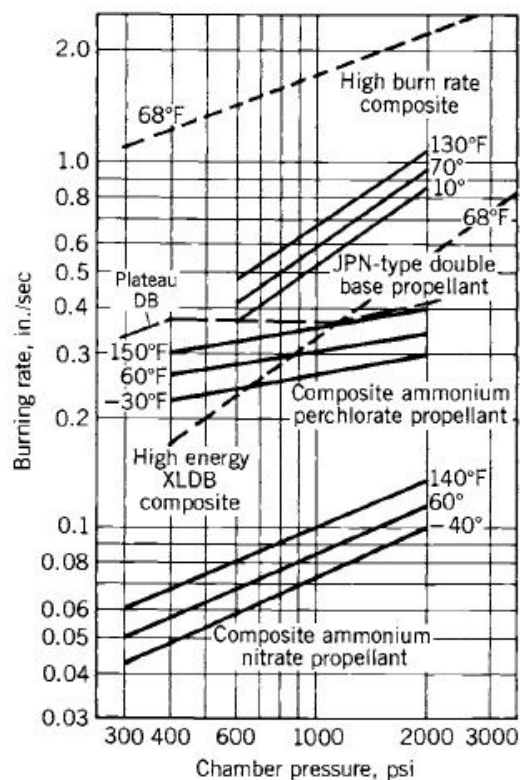


FIGURE 11-6. Plot of the burning rate versus chamber pressure for several typical solid rocket propellants, some at three different temperatures. A particular *double base* plateau propellant shows a constant burning rate over a fairly wide pressure range.

➤ Relación con la temperatura

Nos referimos a la temperatura antes de empezar la reacción. La temperatura establece cómo se produce la reacción.

A mayores temperaturas de inicio, mayores velocidades de combustión.

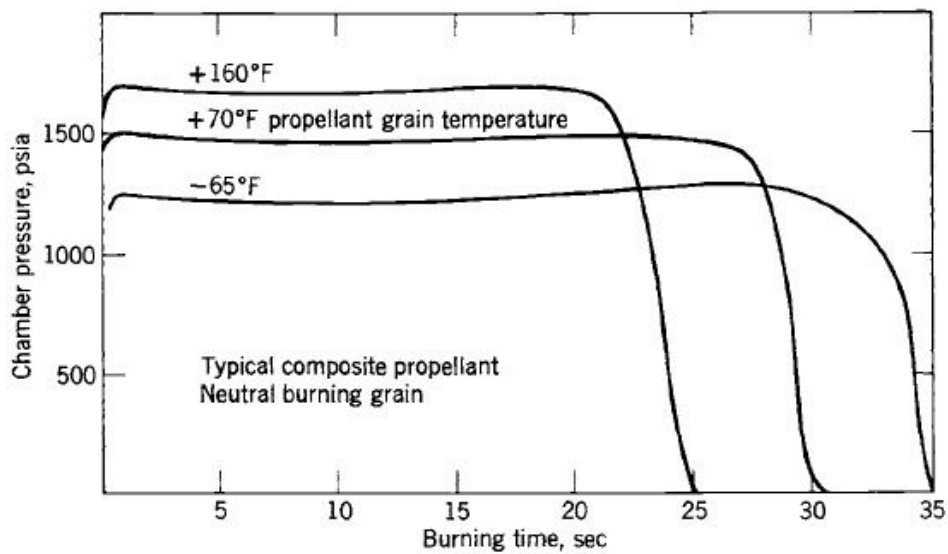


FIGURE 11-8. Effect of propellant temperature on burning time and chamber pressure for a particular motor. The integrated areas under the curves are proportional to the total impulse, which is the same for the three curves.

En la grafica vemos que cambiar la temperatura puede cambiar hasta un 30% la velocidad y la presión (dará un mayor empuje)

La temperatura debería ser axisimétrica en la cámara de combustión y esto se consigue con aislamientos que reporten la temperatura uniforme.

➤ Relación con la erosión

En la cámara hay gas a alta presión y temperatura, que además lleva una alta velocidad. Este gas erosiona la superficie y hace que la velocidad aumente todavía más.

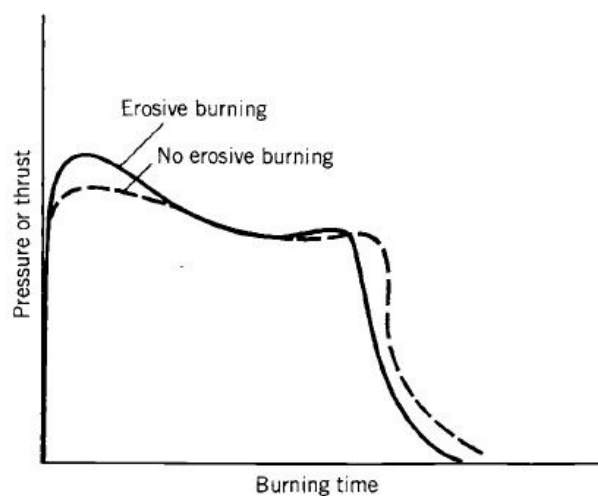


FIGURE 11-9. Typical pressure–time curve with and without erosive burning.

El impulso total se mantiene sea cual sea la velocidad de salida de los gases, ya que llevamos el mismo combustible, sólo que lo quemamos más rápido o más despacio.

Si ponemos la ecuación que veíamos antes en función de k (relación entre áreas) en vez de la velocidad de combustión (r), obtendríamos:

$$k = \frac{p_1^{(1-n)}}{\rho_b \cdot a \cdot c *}$$

Con una pequeña grieta, k crecería bastante.

Entonces,

$$p_1 = (k \cdot \rho_b \cdot a \cdot c *)^{\frac{1}{1-n}}$$

La variable n normalmente toma el valor 0.8, por lo que todo el exponente vale aproximadamente 5.

Cualquier cambio en k , en la densidad de la cámara de combustión o en la velocidad, produce un cambio en la presión de la quinta potencia.

CONFIGURACIONES DEL GRANO

Hay dos métodos para meter el grano en la carcasa:

- **CARTUCHO:** Introducimos el grano en la carcasa, ambos fabricados aparte. La carcasa debe ser desmontable.
- **COLADA:** Tenemos una carcasa en la que introducimos el grano líquido (fundido) y ese grano se somete a un curado que lo solidifica. De esta forma la carcasa puede ser más ligera y con menos puntos débiles.

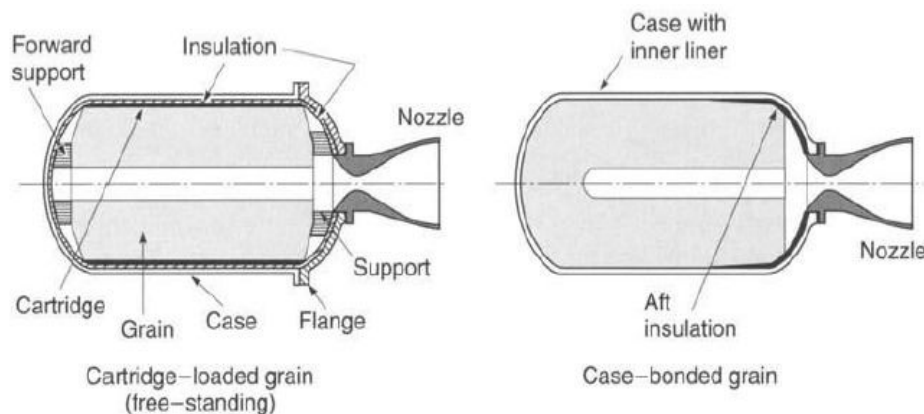


FIGURE 11-14. Simplified schematic diagrams of a free-standing (or cartridge-loaded) and a case-bonded grain.

TIPOS DE COMBUSTIÓN

La variación del área quemada nos variará los gases y por tanto, el empuje. Solo depende de la geometría. Habrá varios tipos de combustión según la forma de la cámara:

- COMBUSTIÓN NEUTRA: el área en combustión y el empuje se mantienen más o menos constantes.
- COMBUSTIÓN PROGRESIVA: la superficie y el empuje irán creciendo con el funcionamiento.
- COMBUSTIÓN REGRESIVA: el área en combustión y el empuje van disminuyendo durante la operación.

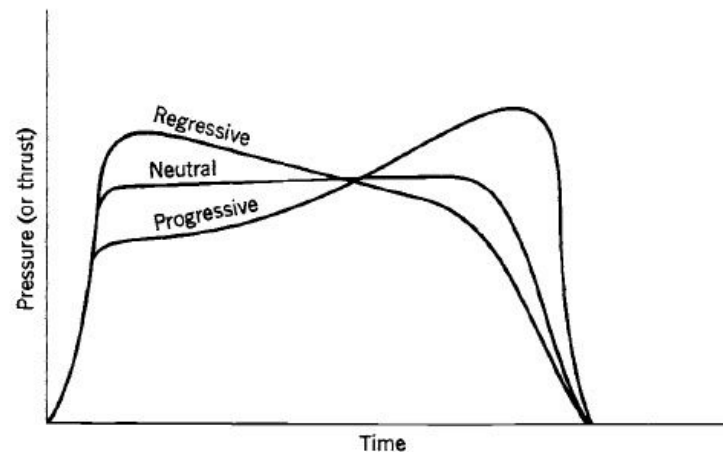
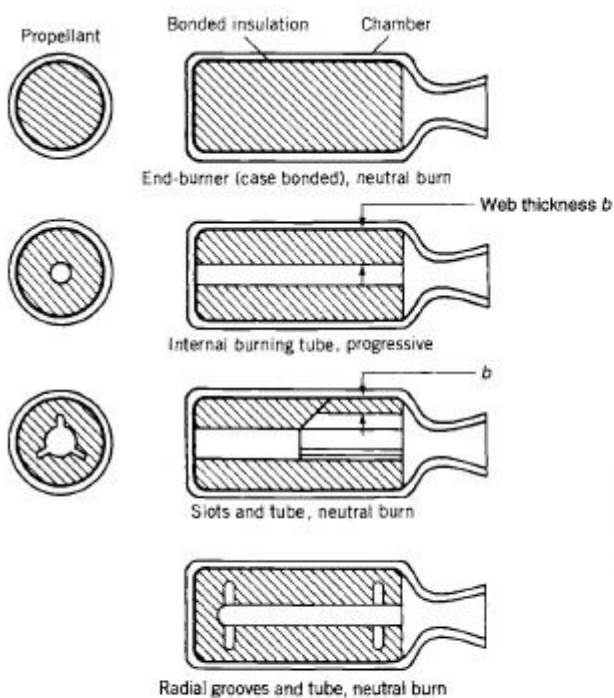


FIGURE 11-15. Classification of grains according to their pressure-time characteristics.



Con cámaras de combustión “tipo cigarro” conseguimos una combustión neutra.

Conseguimos una combustión progresiva mediante una perforación cilíndrica.

Con múltiples perforaciones podemos conseguir una combustión progresiva o regresiva.

El empuje neutro es habitual que se consiga mediante cámaras con forma de estrella.



FIGURE 11-16. Simplified diagrams of several grain configurations.

La combustión progresiva es la menos interesante ya que habrá problemas de presión al final.

El límite de deflagración nos marca la presión mínima que hay que tener en la cámara de combustión para tener una combustión autosostenida (que no se apague).

El diseño de la cámara de combustión debe cumplir que

$$P_1 > P_{\text{min deflagración}}$$

para que no se apague.

El liner se aplicaba en la parte más interna de la cámara y permite una correcta unión grano-aislamiento.

En la realidad, la configuración del grano varía con la longitud, por lo que serán difíciles de conseguir las cámaras de combustión ya que tienen que variar las áreas, etc.

Normalmente, hay que recurrir a hacer el motor por segmentos.

Conseguiremos diferentes empujes con diferentes cámaras.

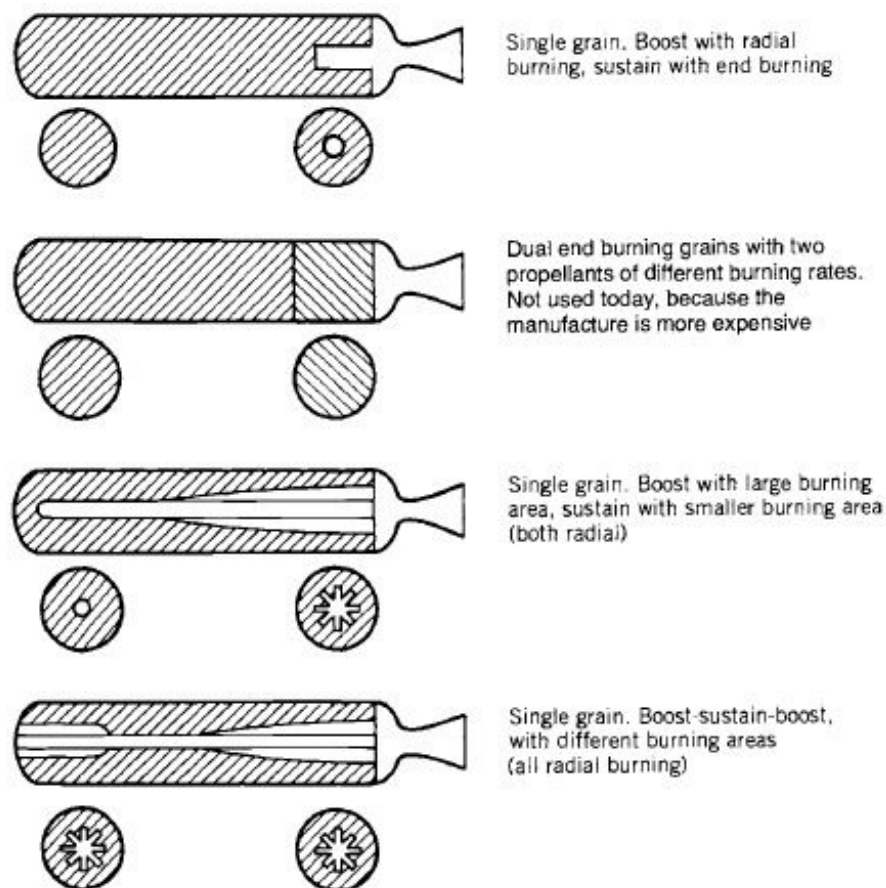


FIGURE 11-19. Several simplified schematic diagrams of grain configurations for an initial period of high thrust followed by a lower-thrust period.

En relación a los requerimientos del motor cohete...

Los requerimientos son el impulso, la curva empuje/tiempo deseada y la velocidad.

Lo que va a definir los requisitos del motor será...

- la misión que vaya a realizar
- la geometría, que se escogerá para que encaje con los requerimientos
- la integridad estructural del grano y el liner, que debe ser verificada para soportar las aceleraciones sin romperse, ya que las grietas en el grano son muy peligrosas (puede haber variaciones de presión)
- el combustible también se seleccionará en relación a los requerimientos
- el proceso de fabricación del grano debe de ser repetible y sencillo
- como las cavidades internas se modifican se debe verificar que la combustión no es inestable.

CLASIFICACIÓN DE LOS COMBUSTIBLES SÓLIDOS

La clasificación se puede hacer según diferentes criterios.

Tradicionalmente hay dos tipos, en función del tipo de grano:

➤ DOBLE BASE (DB)

Se usa una mezcla uniforme y homogénea como combustible. Normalmente se fabrican con nitrocelulosa (NC) que es fibrosa, y nitroglicerina. Además, se pueden añadir pequeños componentes que den alguna característica.

La nitrocelulosa y la nitroglicerina son explosivas y actúan como fuel-oxidante.

Añadir perclorato amónico o aluminio, aumenta la densidad y el impulso específico, pero tenemos más gases de la combustión.

➤ COMBUSTIBLES COMPUESTOS

Tienen el grano heterogéneo. Podemos distinguir los cristales del polvo (aluminio normalmente). Suelen estar compuestos por:

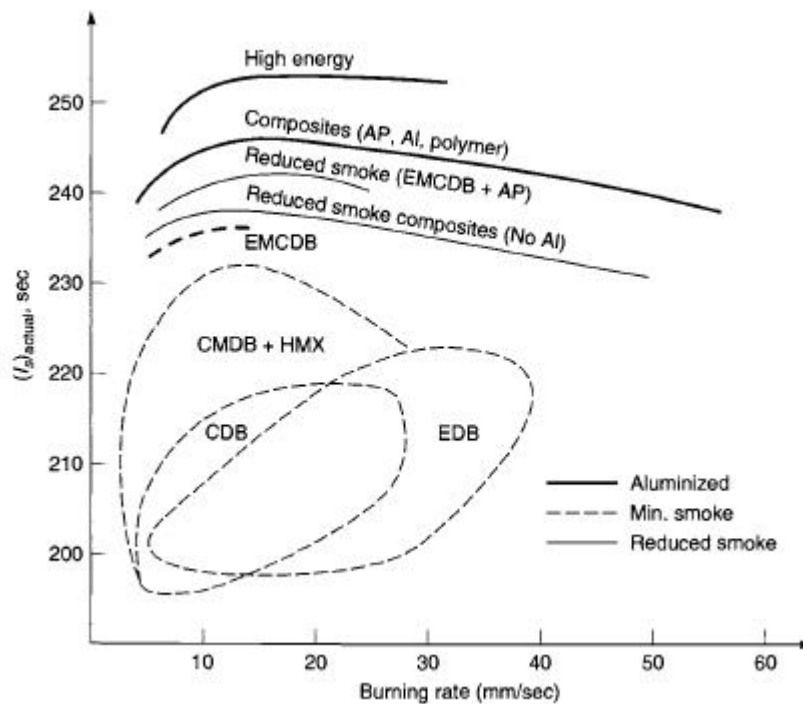
{ Oxidante → cristales
Matriz que lo mantienen todo unido → HTPB
Fuel → polvo

Dentro de los composites tenemos varias opciones de combustible usuales:

- 1- Un 60-72% de perclorato amónico (AP, actúa como oxidante), un 22% de aluminio y queda un 8-16% para la matriz plastificante. Los porcentajes son en peso.
- 2- A veces se añaden pequeñas cantidades de nitraminas (RDX, HMX, que son muy explosivas) y dan más performance al motor.
- 3- A veces, la matriz que se usa es un material energético en parte: la nitroglicerina.

- 4- Hay variantes que proporcionan alta energía: mantienen el aluminio y quitan toda la matriz para cambiarla por otro elemento explosivo, la nitroglicerina. Además, se quita algo de AP y se añade HMX (más explosivo)
- 5- Otra opción es usar nitrato amónico como oxidante, en lugar del perclorato amónico (AP). Si se añade mucho HMX, se genera poco humo y dan un impulso específico razonable. Mejoramos las prestaciones. Se denominan variantes de baja energía.

Lo que ocasiona el humo son las partículas metálicas; los combustibles que llevan aluminio generan más humos, al eliminar el aluminio eliminamos los humos.



Propellant Type	Advantages	Disadvantages
Double-base (extruded)	Modest cost; nontoxic clean exhaust, smokeless; good burn rate control; wide range of burn rates; simple well-known process; good mechanical properties; low temperature coefficient; very low pressure exponent; plateau burning is possible	Free-standing grain requires structural support; low performance, low density; high to intermediate hazard in manufacture; can have storage problems with NG bleeding out; diameter limited by available extrusion presses; class 1.1
Double-base (castable)	Wide range of burn rates; nontoxic smokeless exhaust; relatively safe to handle; simple, well-known process; modest cost; good mechanical properties; good burn rate control; low temperature coefficient; plateau burning can be achieved	NG may bleed out or migrate; high to intermediate manufacture hazard; low performance; low density; higher cost than extruded DB; class 1.1
Composite-modified double-base or CMDB with some AP and Al	Higher performance; good mechanical properties; high density (sp. gr. 1.83–1.86); less likely to have combustion stability problems; intermediate cost; good background experience	Storage stability can be marginal; complex facilities; some smoke in exhaust; high flame temperature; moisture sensitive; moderately toxic exhaust; hazards in manufacture; modest ambient temperature range; the value of n is high (0.8 to 0.9); moderately high temperature coefficient
Composite AP, Al, and PBAN or PU or CTPB binder	Reliable; high density; long experience background; modest cost; good aging; long cure time; good performance; usually stable combustion; low to medium cost; wide temperature range; high density; low to moderate temperature sensitivity; good burn rate control; usually good physical properties; class 1.3	Modest ambient temperature range; high viscosity limits at maximum solid loading; high flame temperature; toxic, smoky exhaust; some are moisture sensitive; some burn-rate modifiers (e.g. aziridines) are carcinogens
Composite AP, Al, and HTPB binder; most common composite propellant today	Slightly better solids loading % and performance than PBAN or CTPB; widest ambient temperature limits; good burn-rate control; usually stable combustion; medium cost; good storage stability; widest range of burn rates; good physical properties; good experience; class 1.3	Complex facilities; moisture sensitive; fairly high flame temperature; toxic, smoky exhaust
Modified composite AP, Al, PB binder plus some HMX or RDX	Higher performance; good burn-rate control; usually stable combustion; high density; moderate temperature sensitivity; can have good mechanical properties	Expensive, complex facilities; hazardous processing; harder-to-control burn rate; high flame temperature; toxic, smoky exhaust; can be impact sensitive; can be class 1.1; high cost; pressure exponent 0.5–0.7

Composite with energetic binder and plasticizer such as NG, AP, HMX	Highest performance; high density (1.8 to 1.86); narrow range of burn rates	Expensive; limited experience; impact sensitive; high pressure exponent
Modified double-base with HMX	Higher performance; high density (1.78 to 1.88); stable combustion; narrow range of burn rates	Same as CMDB above; limited experience; most are class 1.1; high cost
Modified AN propellant with HMX or RDX added	Fair performance; relatively clean; smokeless; nontoxic exhaust	Relatively little experience; can be hazardous to manufacture; need to stabilize AN to limit grain growth; low burn rates; impact sensitive; medium density; class 1.1 or 1.3
Ammonium nitrate plus polymer binder (gas generator)	Clean exhaust; little smoke; essentially nontoxic exhaust; low temperature gas; usually stable combustion; modest cost; low pressure exponent	Low performance; low density; need to stabilize AN to limit grain growth and avoid phase transformations; moisture sensitive; low burn rates
RDX/HMX with polymer	Low smoke; nontoxic exhaust; lower combustion temperature	Low performance; low density; class 1.1

Otra clasificación es en función de la cantidad (densidad) de humo que genere el sistema, lo cual está relacionado con el contenido en aluminio del combustible.

- Con humo
- Humo reducido
- Mínimo humo

En función de lo propensos que sean los materiales a producir detonaciones o no. Cuánto mayor sea la cantidad de combustible explosivo, mayor posibilidad de detonación.

En función del proceso de fabricación:

- Colada: mezcla sólida. Es un proceso mecánico. Se funde, se llena y se cura el grano.
- Extrusión: también es un proceso mecánico, se mezcla y mediante extrusión se introduce en el molde.

A partir de ahora, hablaremos fundamentalmente refiriéndonos a los combustibles DB (doble base)

RIESGOS ASOCIADOS AL COMBUSTIBLE SÓLIDO

- ➡ Ignición no intencionada: se pueden producir por corrientes, descargas electroestáticas (chispa o arco eléctrico), fuegos en la zona de almacenaje, impactos que liberan energía, absorción de energía mecánica de forma continuada (vibraciones), radiación nuclear...
- Los combustibles sólidos se pueden almacenar durante largos periodos de tiempo, pero no eternamente, ya que los materiales se deterioran, se pueden dar giertas en el grano y oxidación...

- ➡ Fallo de la carcasa: puede explotar por una sobrepresión, por cambios en el combustible, porque el motor no haya sido bien fabricado, por cambios químicos en el combustible, por el manejo inadecuado, por obstrucciones en la tobera; y la absorción de humedad si el sellado no fuese el adecuado podría estropear el combustible y por tanto, la carcasa.
- ➡ Detonación: la detonación es una combustión muy rápida y violenta, a mayor velocidad que la velocidad del sonido y hay energía en forma de ondas de choque. No hay que confundir con la deflagración que es una combustión rápida pero por debajo de la velocidad del sonido.
- ➡ Toxicidad: Hay combustibles que originan gases tóxicos, por ejemplo, el perclorato amónico libera cloros y se forma HCl, gas de cloro... (altamente tóxicos). También hay otros combustibles que liberan Flúor y Berilio (tóxicos también). El Cl es el que genera mayor problema en los combustibles sólidos.

INGREDIENTES DE LAS MEZCLAS DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

* OXIDANTES INORGÁNICOS

El perclorato amónico es el más usado y está en pequeños cristales de color blanco. Tiene una buena performance, calidad, uniformidad... La pega que tiene es que todos los oxidantes con perclorato producen compuestos del cloro tóxicos.

En algunos casos se usan nitratos: el nitrato amónico, que tiene menores prestaciones y menor coste. Además, son relativamente "no tóxicos". Se usan para motores de bajas prestaciones.

* OXIDANTES ORGÁNICOS O EXPLOSIVOS

Se usan en compuestos modificados de alta energía. En general generan pocos humos. Pueden ser...

- Nitraminas (explosivos muy potentes) como el HMX y el RDX.
- Nitrocelulosa: fibrosa
- Nitroglicerina: es un plastificante líquido energético. El problema es que es muy reactivo por separado (por golpes, etc), pero al mezclarse con nitrocelulosa se estabiliza.

Todos pueden ocasionar detonaciones.

* FUELS (COMBUSTIBLES)

El más usado es el polvo de aluminio. Supone entre el 14-20% del peso del motor. Durante la combustión, se oxida y da lugar al óxido de aluminio, lo cual es un problema porque a alta

temperatura está en estado líquido, pero en la tobera se solidifica y puede aglomerarse y crear depósitos.

El Boro es otra opción, es muy energético y más ligero que el aluminio, pero es difícil quemarlo con una buena eficiencia.

El Berilio es teórico, solo se han hecho experimentos. Mejora el impulso específico hasta 15 s y es más difícil quemarlo aún que el Boro. El berilio en polvo además, es altamente tóxico.

* BINDERS (MATRICES)

El binder es lo que genera la matriz y mantiene todo junto.

Se parte de monómeros y prepolímeros que acaban polimerizando y formando una estructura sólida (goma). Estas gomas están relacionadas con el coste, la capacidad de almacenamiento y las propiedades mecánicas y químicas del combustible.

El HTPB es el binder más usado, con poca cantidad une mucho.

Hay otros compuestos minoritarios en los combustibles como son los...

- * COMPUESTOS MODIFICADORES DE LA VELOCIDAD
Aceleran o deceleran la velocidad de la reacción, modificando la curva de empuje.
- * PLASTIFICANTES
Consiguen cambiar las propiedades mecánicas
- * CURADORES
Permiten que el binder solidifique y que se vuelva duro.

TAMAÑO DE LAS PARTÍCULAS

En la reacción, el tamaño de las partículas nos determina la superficie que puede reaccionar.

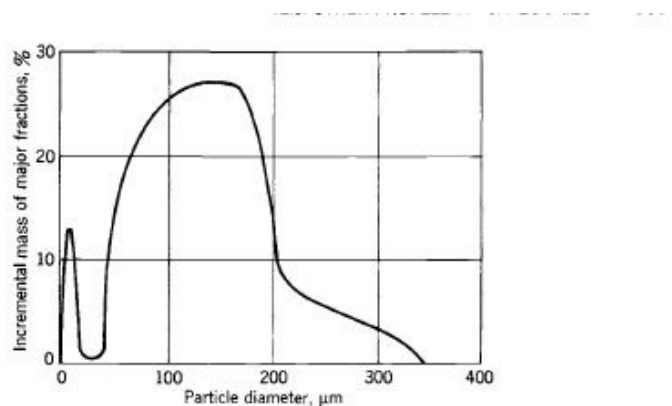


FIGURE 12-10. The oxidizer (AP) particle size distribution is a blend of two or more different particle sizes; this particular composite propellant consists of a narrow cut at about 10 μm and a broad region from 50 to 200 μm .

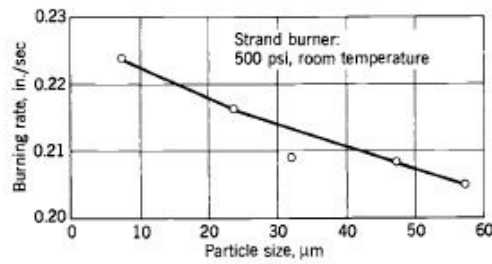


FIGURE 12-9. Typical effect of aluminum particle size on propellant burning rate for a composite propellant. (From NASA Report 8075, Solid Propellant Processing Factors in Rocket Motor Design, October 1971.)

TABLE 12-6. Typical Ingredients of Double-Base (DB) Propellants and Composite-Modified Double-Base (CMDB) Propellants

Type	Percent	Acronym	Typical Chemicals
Binder	30–50	NC	Nitrocellulose (solid), usually plasticized with 20 to 50% nitroglycerine
Reactive plasticizer (liquid explosive)	20–50	- NG - DEGDN - TEGDN - PDN - TMETN	- Nitroglycerine - Diethylene glycol dinitrate - Triethylene glycol dinitrate - Propanedial-dinitrate - Trimethylolethane trinitrate
Plasticizer (organic liquid fuel)	0–10	- DEP - TA - DMP - EC - DBP	- Diethyl phthalate - Triacetin - Dimethyl phthalate - Diocetyl phthalate - Ethyl centralite - Dibutyl phthalate
Burn-rate modifier	up to 3	- PbSa - PbSt - CuSa - CuSt	- Lead salicylate - Lead stearate - Copper salicylate - Copper stearate
Coolant		OXM	Oxamine
Opacifier		C	Carbon black (powder or graphite powder)
Stabilizer and or antioxidant	> 1	- DED - EC - DPA	- Diethyl diphenyl - Ethyl centralite - Diphenyl amine
Visible flame suppressant	up to 2	- KNO₃ - K₂SO₄	- Potassium nitrate - Potassium sulphate
Lubricant (for extruded propellant only)	> 0.3	C	Graphite Wax
Metal fuel ^a	0–15	Al	Aluminum, fine powder (solid)
Crystalline oxidizer ^a	0–15	- AP - AN	- Ammonium perchlorate - Ammonium nitrate
Solid explosive crystals ^a	0–20	- HMX - RDX - NQ	- Cyclotetramethylenetetranitramine - Cyclotrimethylenetrinitramine - Nitroguanidine

^a Several of these, but not all, are added to CMDB propellant.

OTROS USOS DE LOS COMBUSTIBLES SÓLIDOS

- ➔ Generadores de gas: generan gas, pero no empuje. Hay menores temperaturas de combustión. Suelen ser compuestos a partir de nitratos amónicos. Generan compuestos sin humos.
Se usan por ejemplo en los airbag.
- ➔ Propulsantes para motores de bajos humos: tienen un uso militar para evitar la detección. Hay que renunciar al aluminio. Serán doble base o doble base modificados con HMX y AN.
Contienen solo del 1% al 6% de aluminio.
- ➔ Iniciadores: tienen que liberar calor y gas muy rápido para llenar la cámara de combustión y transmitir al grano esa energía.
Queremos que necesiten poca energía para iniciarse.
La pólvora negra se usaba mucho antes.
Ahora se usan combustibles doble base con Boro (20-35%), nitrato potásico (65-80%) y el correspondiente binder.

DIFERENTES PROCESOS DE FABRICACIÓN

Si son composites se usan procesos de curado.

Si son DB se usan procesos más complejos. – mezclar nitroglicerina y nitrocelulosa da un sólido fuerte.

COMBUSTIÓN DE LOS MOTORES DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

El proceso de combustión en un motor cohete es un proceso muy eficiente por la alta P y T, por lo que se produce una gran aceleración de la reacción y se alcanza más o menos la combustión completa.

La combustión tiene una eficiencia del 90-95%.

Es un proceso altamente complejo y multidimensional, se generan muchos productos intermedios no lineales.

Para un combustible tipo doble base (nitrocelulosa + nitroglicerina) tenemos el siguiente tipo de llama que se ve en el dibujo: en la punta hay una zona muy luminosa donde tiene lugar la mayoría de la reacción. También hay una zona oscura que emite radiación no visible y después otra zona pequeña y nuevamente brillante que es la zona de combustión primaria.

También hay una zona de degradación donde el sólido en combustión se ha vuelto líquido por la alta temperatura. Esta degradación facilita la combustión.

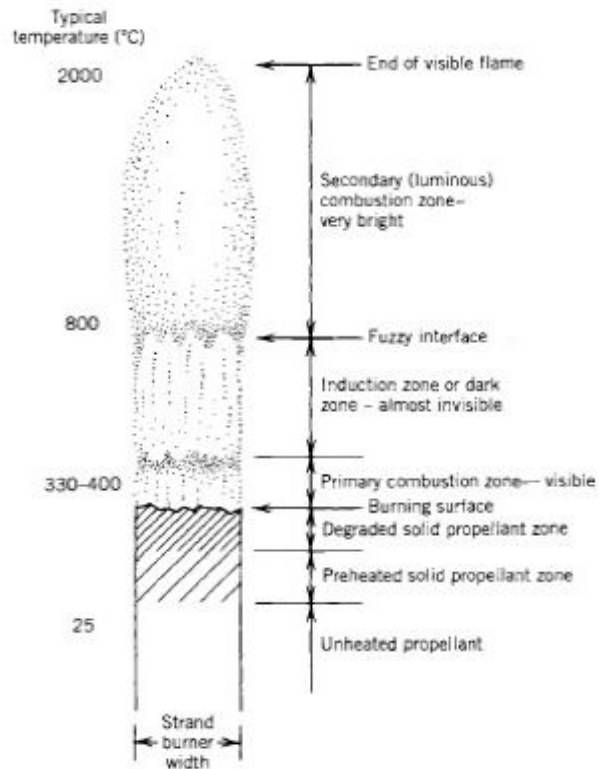


FIGURE 13-1. Schematic diagram of the combustion flame structure of a double-base propellant as seen with a strand burner in an inert atmosphere. (Adapted from Chapter 1 of Ref. 13-1 with permission of the American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA.)

La estructura de la llama es más irregular para composites y cuesta diferenciar las partes.

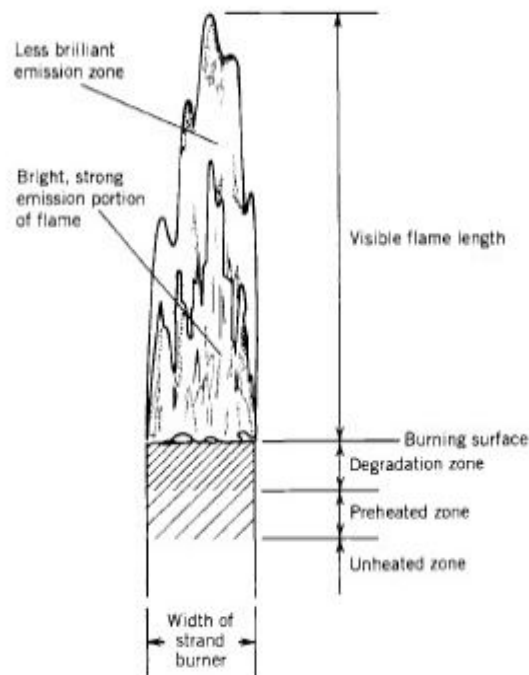


FIGURE 13-2. Diagram of the flickering, irregular combustion flame of a composite propellant (69% AP, 19% Al, plus binder and additives) in a strand burner with a neutral atmosphere. (Adapted from Chapter 1 of Ref. 13-1 with permission of AIAA.)

Hay una zona de llama visible que es donde se produce la combustión, la llama es entera brillante (el Al es el responsable), es una llama irregular y además no hay zona oscura.

En la zona de degradación el combustible está en forma gaseosa (evaporado) para facilitar que se produzca la combustión.

Hay otra zona de precalentado y finalmente está el combustible sólido.

Para que haya una combustión tiene que haber un inicio (ignición), es decir, al grano de combustible sólido le tiene que llegar gas a una presión y temperatura determinada para que se inicie la combustión y se mantenga.

La ignición dura fracciones de segundo.

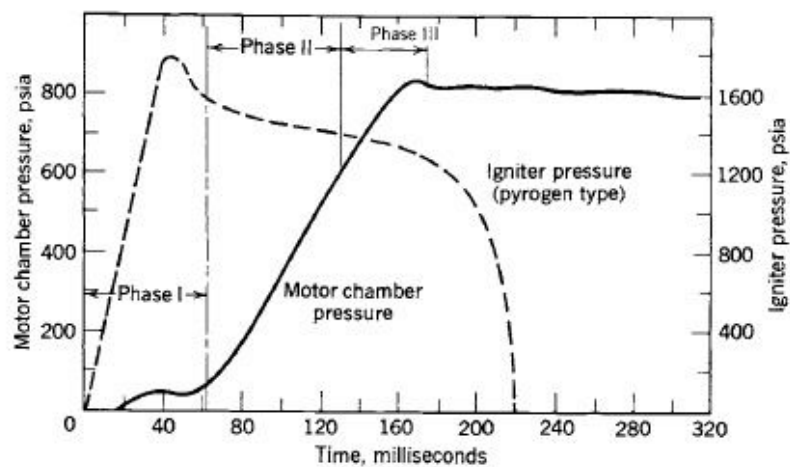


FIGURE 13-3. Typical ignition pressure transient portion of motor chamber pressure-time trace with igniter pressure trace and ignition process phases shown. Electric signal is received a few milliseconds before time zero.

FASE 1: es el periodo de retardo a la ignición. Es el tiempo que hay desde que el ignidor recibe la señal de que hay que actuar hasta que en el primer grano comienza la combustión.

FASE 2: es el tiempo que transcurre desde que se empieza la combustión hasta que se lleva todo el grano a combustión.

FASE 3: es el tiempo que pasa desde que entra todo en combustión hasta que se llega al equilibrio.

A veces hay un proceso de extinción de la llama, esto sucede cuando...

- nos hemos quedado sin combustible
- el combustible que queda no llega al límite de deflagración

Otras veces, somos nosotros los que necesitamos provocar un apagado porque...

- el vehículo ha llegado a la velocidad de vuelo que se quería
- como medida de seguridad en caso de incidente en vuelo

- para evitar la colisión de etapas
- en pruebas y desarrollo, para ver cómo va el combustible

¿Cómo se detiene la llama?

- 1- Es el proceso de extinción de la llama más importante. Mediante la despresurización rápida de la cámara: se incrementa de forma repentina el área de garganta o se abre una trampilla, etc. Se cae por debajo del límite de deflagración y la llama se apaga.
- 2- En fases de desarrollo, si queremos parar la llama inyectamos algún líquido que frene la combustión, agua por ejemplo.
- 3- Disminuyendo la presión en la cámara de combustión (P_1) para caer por debajo del límite de deflagración

INESTABILIDADES EN LA COMBUSTIÓN

Son peligrosas porque generan picos de presión, lo cual genera más velocidad que acaba causando una detonación.

Se producen por...

- Resonancias acústicas u oscilaciones debidas a la presión.
- Desprendimiento de vórtices, esto sólo ocurre en motores grandes con segmentos.

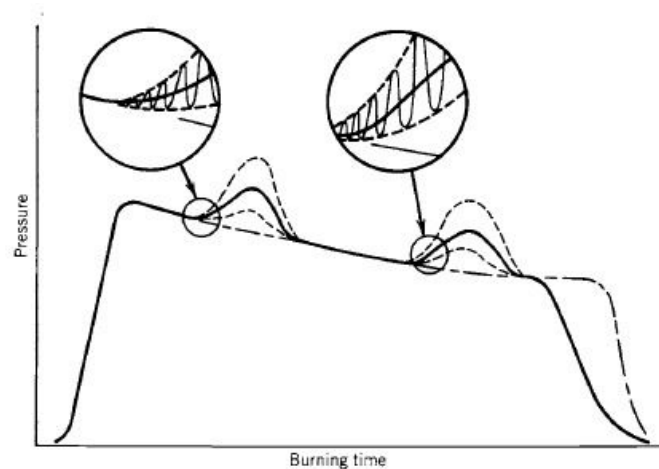


FIGURE 13-5. Simplified diagram showing two periods of combustion instability in the pressure-time history, with enlargements of two sections of this curve. The dashed lines show the upper and lower boundaries of the high-frequency pressure oscillations, and the dot-dash curve is the behavior without instability after a slight change in propellant formulation. The vibration period shows a rise in the mean pressure. With vibration, the effective burning time is reduced and the average thrust is higher. The total impulse is essentially unchanged.

COMPONENTES DEL COHETE DE COMBUSTIBLE SÓLIDO

- * CARCASA

Contiene el grano y soporta las altas presiones internas y las fuerzas de la maniobra de vuelo. La carcasa puede tener alas o aletas y ésta tiene que soportarlas.

Se usan tres tipos de carcassas:

- Carcassas *metálicas*: de aluminio, acero o titanio (aleaciones)
- Carcassas de *Materiales compuestos*: con fibras en una matriz
- *Combinaciones de las anteriores*: metálica recubierta de fibra de carbono.

Las estructuras se pueden analizar para sistemas cilíndricos. Los esfuerzos longitudinales serán la mitad de los tangenciales:

$$\sigma_{\theta} = 2\sigma_L = \frac{P_1 R}{d}$$

Siendo R el radio y d el espesor.

Por tanto, en las paredes del cilindro el grosor será el doble que en la punta esférica.

Para motores de gran tamaño, se necesitan varias piezas (segmentos) que luego se unen mediante medios mecánicos.

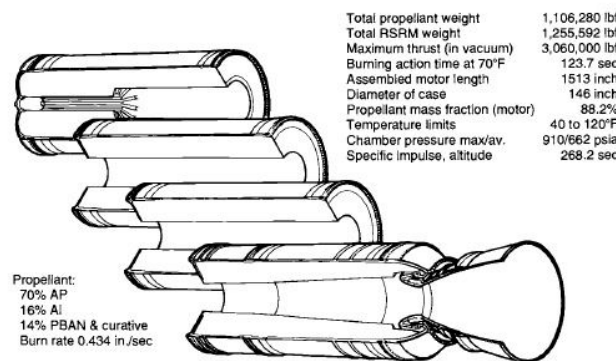


FIGURE 14-2. Simplified diagram of the four segments of the Space Shuttle solid rocket motor. Details of the thrust vector actuating mechanism or the ignition system are not shown. (Courtesy of NASA and Thiokol Propulsion, a Division of Cordant Technologies, Inc.)

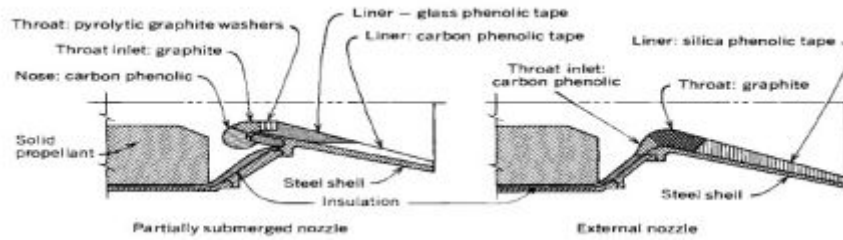
✱ TOBERA

Tendrán que resistir la temperatura y la erosión a la que están expuestas.

- *TOBERAS FIJAS*: son las más sencillas y las que se usan en misiles tácticos de corto alcance.

- *TOBERAS MÓVILES*: proporcionan capacidad de vectorización del empuje (por tanto, más control en vuelo) y se usan sobre todo en misiones espaciales.

- **TOBERAS SUMERGIDAS:** las toberas suelen ser sumergidas (dentro de la cámara de combustión). Es móvil y además ahorra longitud.



- **TOBERAS EXTENSIBLES:** hay dos relaciones de áreas y se optimiza el impulso específico.

- **TOBERA BLOST-TUBE-MOUNTED:** la cámara de combustión se ensancha hasta que se une la tobera. En los motores tácticos que tienen el diámetro limitado se desplaza el centro de gravedad.

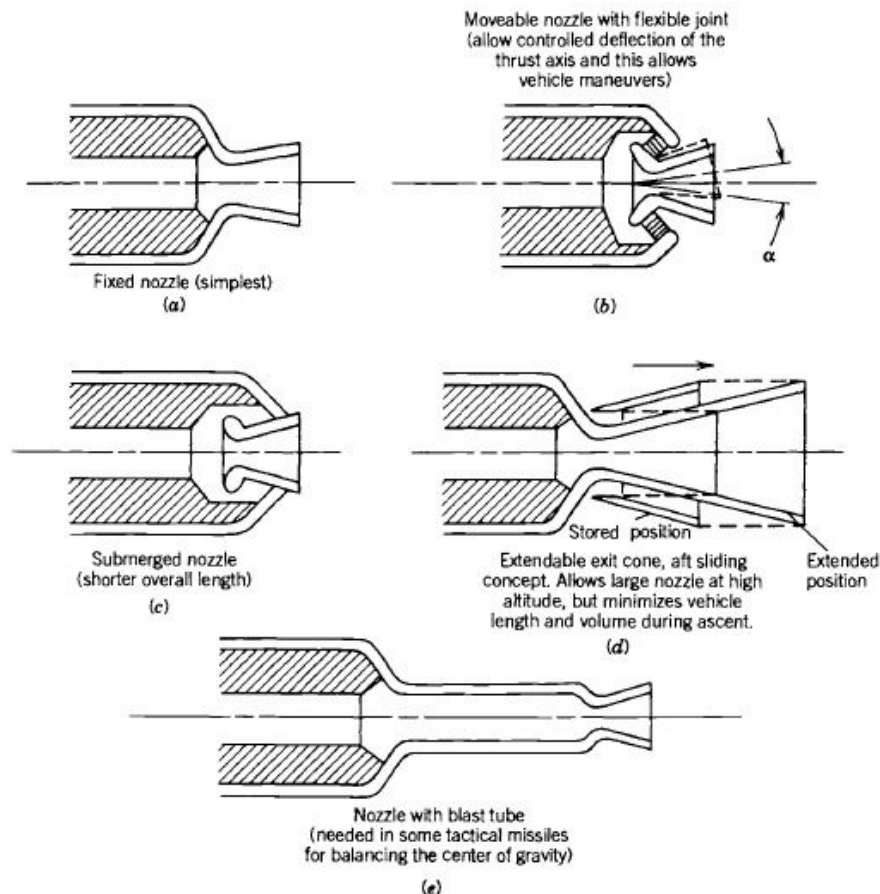
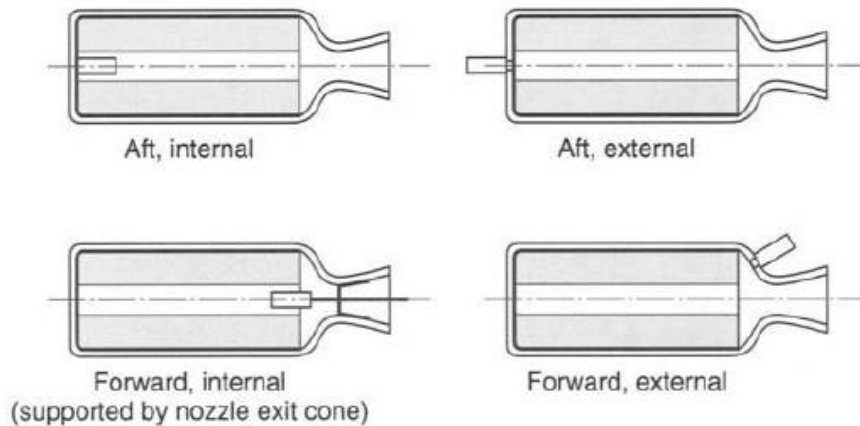


FIGURE 14-6. Simplified diagrams of five common nozzle configurations.

Normalmente, las toberas se hacen con materiales ablativos, así se autorrefrigeran (a veces se elimina material al ser ablativos). El diseño tienen que tener en cuenta que se puede dar esta eliminación del material en la garganta y esto puede causar una bajada de presión en la cámara.

* INICIADOR

Puede estar al final de la cámara de combustión (parte superior) y el propio flujo favorece la iniciación. También puede estar en la parte trasera, en la zona de la tobera; así, el propio gas elimina el iniciador cuando comienza la combustión.



- **IGNIDOR PIROTÉCNICO:** son pequeños pellets que se queman muy rápido. Usan combustibles sólidos explosivos. Hay varias etapas:

1 - Hay una señal eléctrica que libera energía en una cantidad muy pequeña. La pólvora pirotécnica es muy sensible a esto.

2 - Carga del booster: se inicia por el calor liberado antes

3 - Se inician los pellets y generan la combustión del grano

- **IGNIDOR PIROGÉNICO:** en lugar de haber una "cesta" con pellets, tenemos un motor cohete en miniatura.

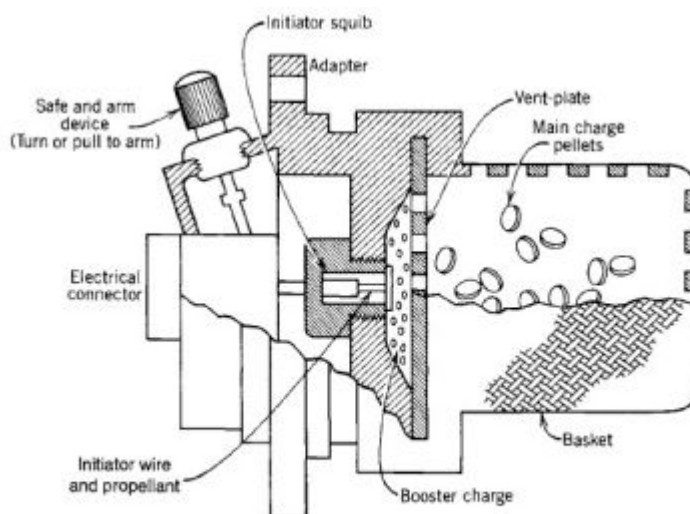


FIGURE 14-14. Typical pyrotechnic igniter with three different propellant charges that ignite in sequence.

TEMA 6 – COHETES DE PROPULSANTE LÍQUIDO

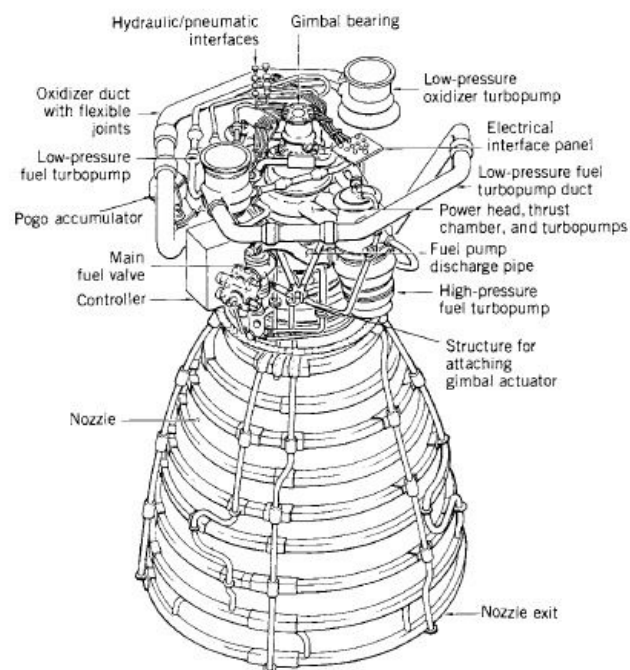
Un sistema de propulsión de combustible líquido tiene dos partes:

- Motor cohete propiamente dicho
- Tanques o depósitos: Conjunto de tanques que permiten el almacenamiento y entrega al motor.

Es mucho más complejo, tiene muchas más piezas móviles y proporciona prestaciones superiores a un cohete de combustible sólido.

Un motor cohete consiste en...

- Una o más thrust chambers, formadas por:
 - inyector
 - cámara de combustión
 - tobera
- Mecanismos de alimentación: sirven para introducir el combustible en el inyector
- Fuente de potencia: acciona los mecanismos
- Sistema de tuberías y mecanismos
- Sistema de control para regular el empuje y el flujo de combustible
- Sistema de vectorización del empuje (si lo hay)
- Estructura que permite transmitir el empuje desde las cámaras, etc al equipo



En la imagen vemos todos los mecanismos alrededor de la cámara de combustión.

Dentro del motor cohete de combustible líquido, los combustibles estarán en los tanques. El combustible es el fluido de trabajo y la fuente de potencia.

Hay 3 tipos de combustible, es decir, el combustible puede ser el...

- ➔ Oxidante: oxígeno líquido, ácido nítrico, tetraóxido de nitrógeno, etc.
- ➔ Fuel: keroseno, alcohol, hidrógeno líquido
- ➔ Compuestos químicos o mezclas donde la misma sustancia es oxidante y combustible, y se autodescompone, no necesita otras sustancias, por ejemplo, la hidracina.

Cuando hablamos de motores de combustible sólido, el propio grano del motor (DB o compuesto) contenía todos los ingredientes para la combustión; ahora al estar separado (excepto la hidracina) debemos saber cuál es la proporción de la mezcla combustible-oxidante. Se busca la relación que proporcione el máximo empuje específico.

Mixture ratio:

$$r = \frac{m_o}{m_f}$$

Hay que conseguir la misma mezcla en cualquier punto de la cámara de combustión.

CARACTERÍSTICAS DE LOS PROPULSANTES (nos interesa que las tengan)

- o Punto de congelación muy bajo: permite al cohete operar en condiciones frías en tierra y en el espacio
- o Alta densidad: nos interesa cuánta masa inyectamos por unidad de tiempo, si el combustible es más denso, entra más masa en menos tiempo.
- o Estabilidad: es un factor importante porque simplifica la logística. Además cuando pasa mucho tiempo desde que se hace hasta que se usa el cohete se evita la descomposición del propulsante que tenemos almacenado. Por ejemplo, los criogénicos, se evaporan de un 1-20% al día.
- o Transferencia de calor: queremos alta conductividad térmica y alto calor específico y que se descomponga a altas temperaturas. Nos interesa para refrigerar la tobera.
- o Presión de vapor baja: evitara fenómenos de cavitación en las bombas
- o Variación con la temperatura mínima: las propiedades físicas no deben variar mucho con la temperatura.

DISTINTOS TIPO DE PROPULSANTES QUE PODEMOS ENCONTRAR EN EL COMBUSTIBLE LÍQUIDO

- OXIDANTES

El oxígeno líquido y el tetraóxido de nitrógeno son los más importantes.

- FLÚOR

Es el oxidante más energético. Tiene una elevada densidad, pero es extremadamente tóxico y corrosivo. Proporciona el máximo empuje.

- OXÍGENO LÍQUIDO (LOX)

Es el que más se usa como oxidante. Se quema con una llama brillante y amarilla, cuando quema hidrocarburos.

Las mezclas típicas con LOX son:

LOX – Keroseno

LOX – Gasolina

LOX – H₂

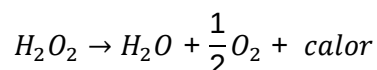
LOX – alcoholes

No es corrosivo ni tóxico.

El problema es que se evapora rápidamente y no se puede almacenar durante largos periodos de tiempo. Los sistemas deben estar bien aislados para no absorber calor y así reducir las pérdidas por evaporación.

- PERÓXIDO DE OXÍGENO (H₂O₂)

Puede usarse también como monopropelente, ya que se puede descomponer en agua y oxígeno liberando calor. La concentración debe ser del 70-99% en hidrógeno.



Se crea una mezcla hipergólica al mezclarlo con hidracina, es decir, no necesitamos aporte externo para que se produzca la reacción de combustión.

También se usa la mezcla H₂O₂-Keroseno.

El peróxido de oxígeno causa quemaduras y puede incendiarse y quemar madera, aceites, materiales orgánicos... Por ello es inestable y no se puede almacenar por mucho tiempo.

- ÁCIDO NÍTRICO (HNO₃)

No es el más importante, se usa con una concentración del 5-27% de NO₂ disuelto. Es altamente corrosivo y pocos materiales lo pueden almacenar.

Normalmente se mezcla con gasolinas, hidracinas, alcoholes... y la combustión es espontánea. Tiene una elevada densidad por lo que los tanques pueden tener un menor tamaño.

- TETRAÓXIDO DE NITRÓGENO (N₂O₄)

Es bastante importante junto con el oxígeno (que es el más importante de todos). Estos dos son los más habituales.

Elevada densidad.

Es el oxidante que se usa cuando se hacen mezclas hipergólicas → con 3 tipos de hidracinas: hidracina, MMH, UDMH.

Se puede almacenar de forma indefinida y tiene buena estabilidad, por eso se usa para controles de actitud como oxidante.

Da una mezcla hipergólica con muchos combustibles y puede entrar en ignición con muchos materiales comunes (peligroso).

Se usó junto con UDMH en motores rusos y junto con MMH para maniobras orbitales.

- COMBUSTIBLES

- *FUEL BASADO EN HIDROCARBUROS:*

Está siendo muy importante últimamente. Normalmente se combustionan con LOX donde la llama producida es amarilla y muy brillante. Dan buenas prestaciones.

Se puede almacenar en condiciones normales (no hay que criogenizarlos, ya son líquidos) y no es peligroso.

El RP-1 es un tipo de keroseno. Se usa junto con el LOX en muchos motores cohete actuales.

- *METANO (CH_4):*

Es una alternativa al keroseno y es sencillo de criogenizar (hacerlo líquido) y es un compuesto más denso que el hidrógeno líquido y tiene un coste menor. Da buenas prestaciones. Se le considera por esto una alternativa interesante el H líquido para vehículos lanzadores y controles de actitud; aunque no consigue dar las mismas prestaciones.

Tiene una característica llama azul.

- *HIDRÓGENO LÍQUIDO (H_2):*

Cuando se quema con LOX da prestaciones muy altas, un alto empuje específico → es lo que usan los cohetes de alto empuje.

Llama incolora.

Es un buen refrigerante.

Presenta las siguientes desventajas:

- tienen una alta densidad por lo que los tanques son muy grandes y ocupan mucho espacio
- la licuefacción del H_2 se produce a temperaturas muy muy bajas que limitan los materiales que se pueden usar en tanques, tuberías, bombas... Al tener una temperatura tan baja hay que aislar mucho para que no se evapore. El frío que se escapa del tanque puede dar hielo, se solidifica incluso el aire que hay alrededor y es peligroso para los lanzadores.
- la mezcla del H_2 con el aire es altamente "explosiva" (se provoca fácilmente la combustión) para un rango muy alto de proporción H_2-O_2 . Es muy fácil conseguir la inflamación. Lo es que da agua como producto (no es tóxico) y gas prácticamente invisible.

- *HIDRACINA (N_2H_4) Y SUS VARIANTES:*

Se puede usar como bipropelente la mezcla hidracina- N_2O_4 o como monopropelente.

Es tóxico, líquido incoloro y tiene un punto de congelación cerca de los 0°C. Sus vapores dan mezclas explosivas con el aire y se producen la ignición espontánea (en este sentido son peligrosas)

La ventaja es que la hidracina pura permanece estable y puede almacenarse durante largos periodos de tiempo (al igual que el N_2O_4 , por lo que es una buena mezcla)

Como monopropulsante, cuando se encuentra con impurezas o a altas temperaturas, se descompone y libera energía. Genera un producto muy tóxico, cancerígeno.

Variantes comunes de la hidracina:

- *Dimetilhidracina asimétrica (UDMH)*: es aún más estable que la hidracina, tiene una temperatura de solidificación a una temperatura más baja, por lo que hay menos riesgo de que se formen cristales y se bloqueen conductos o se solidifiquen.

Al quemarse con oxidantes da prestaciones levemente menores que la hidracina. Se usa en cohetes rusos y chinos y cohetes pequeños.

También es tóxica.

- *Monometilhidracina (MMH)*: se usa mucho en USA sobre todo en motores pequeños de control de actitud. Normalmente se usa con el oxidante N_2O_4 .

Tiene un rango de temperaturas mejor que la hidracina pura, es la hidracina más tóxica y se igniciona fácilmente con el aire.

La hidracina y sus derivados se usan para cohetes que van a operar muchos años después, por ejemplo, las sondas planetarias

TABLE 5-5. Theoretical Performance of Liquid Rocket Propellant Combinations

Oxidizer	Fuel	Mixture Ratio		Average Specific Gravity	Chamber Temp. (K)	Chamber c^* (m/sec)	η_R (kg/mol)	I_e (sec)		k
		By Mass	By Volume					Shifting	Frozen	
Oxygen	Methane	3.20	1.19	0.81	3526	1835			296	
		3.00	1.11	0.80	3526	1853		311		
	Hydrazine	0.74	0.66	1.06	3285	1871	18.3		301	1.25
		0.90	0.80	1.07	3404	1892	19.3	313		
	Hydrogen	3.40	0.21	0.26	2959	2428	8.9		386	1.26
		4.02	0.25	0.28	2999	2432	10.0	389.5		
	RP-1	2.24	1.59	1.01	3571	1774	21.9	285.4		1.24
		2.56	1.82	1.02	3677	1800	23.3		300	
	UDMH	1.39	0.96	0.96	3542	1835	19.8		295	1.25
		1.65	1.14	0.98	3594	1864	21.3	310		
	Fluorine	1.83	1.22	1.29	4553	2128	18.5	334		1.33
		2.30	1.54	1.31	4713	2208	19.4		365	
	Hydrogen	4.54	0.21	0.33	3080	2534	8.9		389	1.33
		7.60	0.35	0.45	3900	2549	11.8	410		
Nitrogen tetroxide	Hydrazine	1.08	0.75	1.20	3258	1765	19.5		283	1.26
		1.34	0.93	1.22	3152	1782	20.9	292		
	50% UDMH-50% hydrazine	1.62	1.01	1.18	3242	1652	21.0		278	1.24
	RP-1	2.00	1.24	1.21	3372	1711	22.6	289		1.23
		3.4	1.05	1.23	3290		24.1		297	
	MMH	2.15	1.30	1.20	3396	1747	22.3	289		1.23
Red fuming nitric acid		1.65	1.00	1.16	3200	1591	21.7		278	1.23
	RP-1	4.1	2.12	1.35	3175	1594	24.6		258	1.22
		4.8	2.48	1.33	3230	1609	25.8	269		
	50% UDMH-50% hydrazine	1.73	1.00	1.23	2997	1682	20.6		272	1.22
		2.20	1.26	1.27	3172	1701	22.4	279		
Hydrogen peroxide (90%)	RP-1	7.0	4.01	1.29	2760		21.7		297	1.19

Notes:
Combustion chamber pressure—1000 psia (6895 kN/m²); nozzle exit pressure—14.7 psia (1 atm); optimum expansion.
Adiabatic combustion and isentropic expansion of ideal gas.
The specific gravity at the boiling point was used for those oxidizers or fuels that boil below 20°C at 1 atm pressure.
Mixture ratios are for approximate maximum value of I_e .

Los monopropelentes y los propulsores de gas son casos especiales.

- MONOPROPELENTES

Los propulsores que actúan como monopropelentes son un solo compuesto que es capaz de reaccionar y autodescomponerse. Así solo hay que trabajar con un producto. Se pueden activar con temperatura o catalizadores.

-HIDRACINA

Se usa para generadores de gas o control de actitud. Con un catalizador sólido precalentado, es un excelente monopropelente.

- PROPULSANTES GAS

- GAS PRESURIZADO

No es un combustible ni un oxidante estrictamente, pero hay cohetes que usan un gas presurizado y es exitoso en el control de actitud.

El sistema a presión libera por una o más toberas el gas. Si además ese gas se calienta se pueden conseguir impulsos específicos mayores. Los impulsos específicos son bastante limitados, pero la simplicidad es máxima.

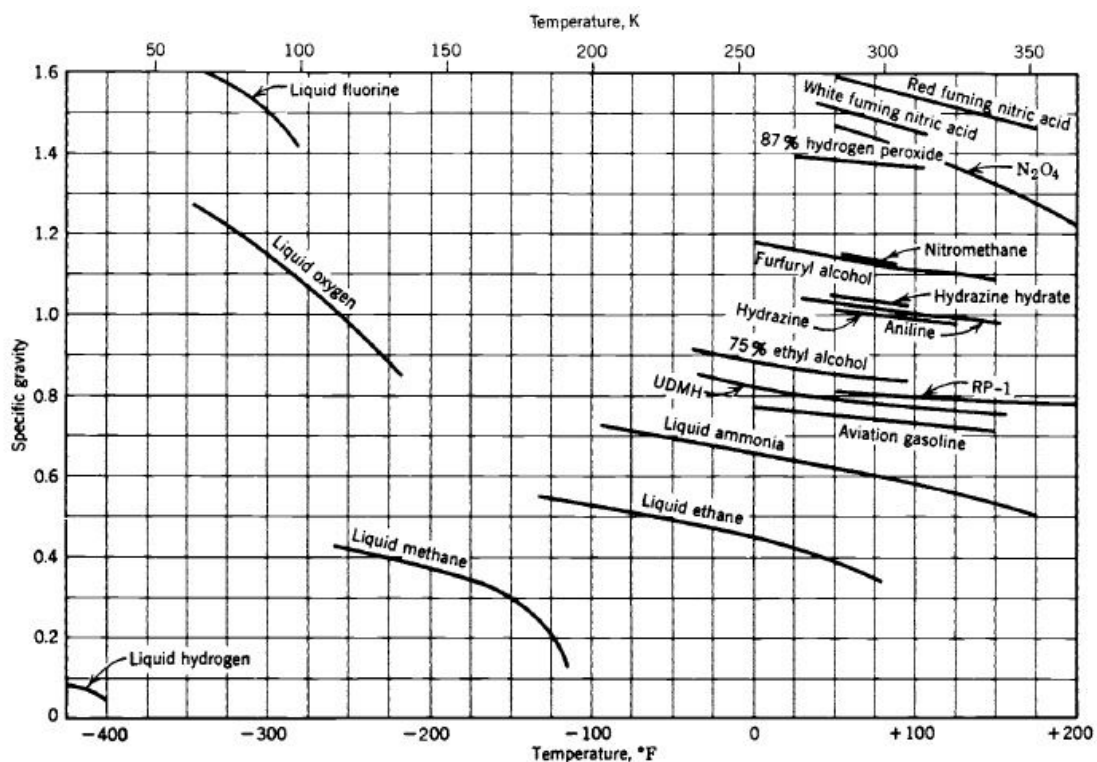


FIGURE 7-1. Specific gravities of several liquid propellants as a function of temperature.

TANQUES DE ALMACENAMIENTO DE PROPULSANTE

El combustible y el propulsante no es lo mismo. El propulsante es el combustible más el oxidante, o en casos especiales, el monopropelente.

Los propulsores por tanto se almacenan en dos tanques → uno para el combustible y otro para el propulsante. Además, hay al menos otro tanque con gas a alta presión que se usa para presurizar los otros tanques y facilitar su vaciado.

Hay diferentes formas para los tanques, las más usadas con la esfera y el cilindro.

El tanque esférico es difícil de rellenar pero es el más óptimo. En realidad el que más se usa es el cilíndrico con bordes esféricos.

La forma óptima es la esférica, pero hace difícil aprovechar otras zonas; los cilindros con medias elipses en los extremos es lo que mejor funciona.

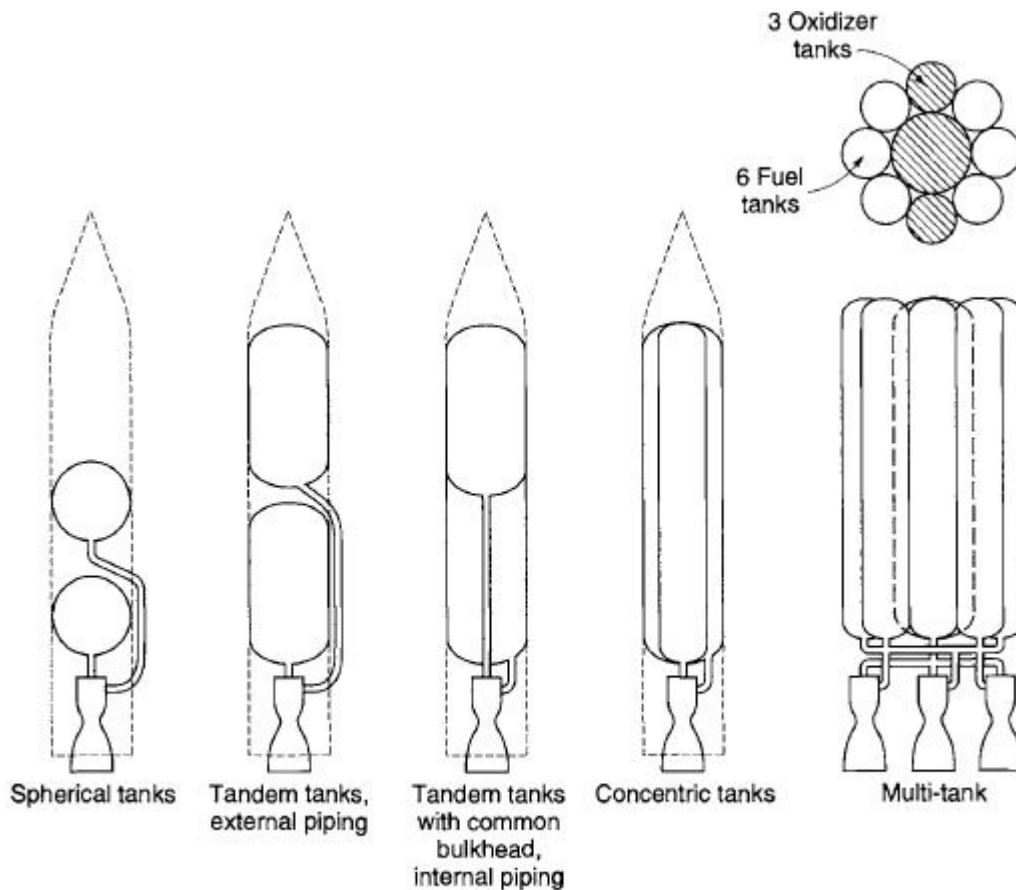


FIGURE 6-5. Typical tank arrangements for large turbopump-fed liquid propellant rocket engines.

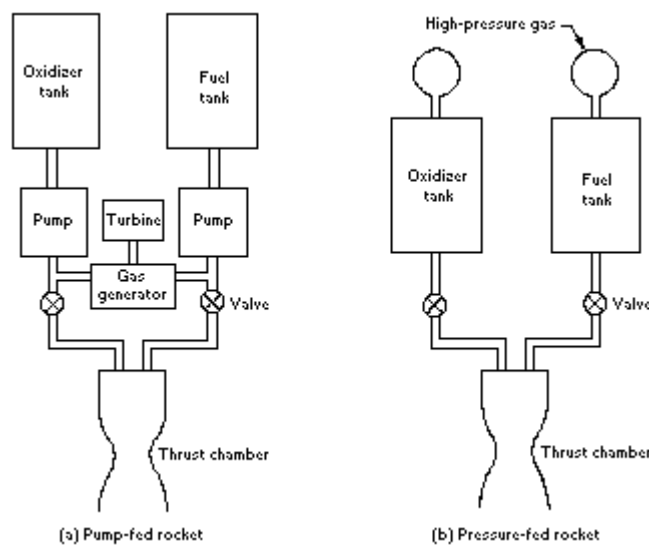
Los materiales que se usan para los tanques son:

- aluminio
- acero inoxidable
- titanio
- aleaciones de acero
- materiales compuestos que se están introduciendo últimamente ya que es

muy completo almacenar combustibles criogénicos, por tanto, se buscan materiales compuestos recubiertos de metales que eviten fugas, etc. Por ejemplo, la fibra de carbono.

Los propulsores criogénicos hacen muy difícil el almacenamiento porque se licuan muy por debajo de la temperatura externa. Por tanto, lo que hay alrededor del tanque del combustible solidifica y condensa, cargando al cohete con más peso.

Incluso con un buen aislamiento térmico, los combustibles criogénicos se evaporan en el depósito, por eso no pueden mantenerse en el depósito por mucho tiempo. Antes de cargar el tanque hay que vaciar el aire que tienen dentro y se suelen rellenar justo antes de usarse. Se suele poner espuma aislante sobre todo el tanque para aislar al máximo con el mínimo peso (la espuma pesa poco) para que el hidrógeno de dentro no se caliente.



SISTEMAS DE ALIMENTACIÓN

Los sistemas de alimentación que se usan para llevar el combustible a los inyectores son:

- Turbobombas: lo que lleva el combustible a la cámara de combustión.
- Sistemas presurizados: la inyección de gases lleva el combustible. Puede ser el gas del propio combustible. Pueden ser sistemas de presión no constante o de presión regulada.

El sistema de presurización de gas es la opción elegida cuando haya que mover poca masa de propulsante y cuando haya baja presión en la cámara de combustión. Los tanques hacen mucha masa inerte si se necesita mucha presión.

En las turbobombas, como las presiones son menores, el tamaño del tanque también lo es. Para grandes volúmenes de propulsante y presiones altas en la cámara de combustión son mejores las prestaciones de las turbobombas. Se reduce la presión del tanque de 10 a 40 veces.

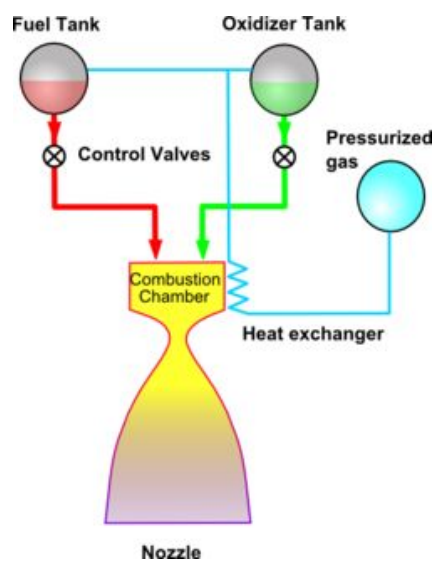
- SISTEMA DE ALIMENTACION DE GAS A PRESIÓN

Hay dos tipos habituales:

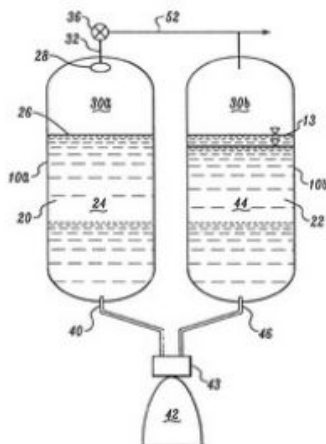
- Presión de gas regulada
- Blow-down: la presión del gas no es constante

- *Presión de gas regulada*: una vez que los tanques se han llenado, tenemos un gas a alta presión en otro tanque, y al abrir el paso de ese gas, a medida que baja el nivel de los propulsores, se sustituye por gas a cierta presión.

Una vez que el depósito está vacío, el gas limpia todo el sistema, empujando todos los restos de combustible. Así, usamos la totalidad del combustible. En cualquier momento de la operación tenemos la misma presión de alimentación y la misma capacidad de meter el combustible.



- *Blow-down*: tenemos tanques más grandes que solo están llenos parcialmente de combustible y oxidante. Se llenan completamente con gas a presión, que empuja el propulsante. Lo normal es que sea más ligero que el de presión regulada ya que ahorramos tanques y el sistema de presurización constante. Lo malo es que el gas cada vez va perdiendo presión, cada vez podemos inyectar menos combustible porque cuando se va consumiendo el combustible, el gas se expande.



- SISTEMA DE ALIMENTACIÓN CON TURBOBOMBAS

Los propulsores se presurizan mediante bombas activadas por turbinas, activadas a su vez por la expansión de un gas caliente. Las bombas presurizan los depósitos y a su vez las bombas de combustible que lo llevan hasta la cámara de combustión.

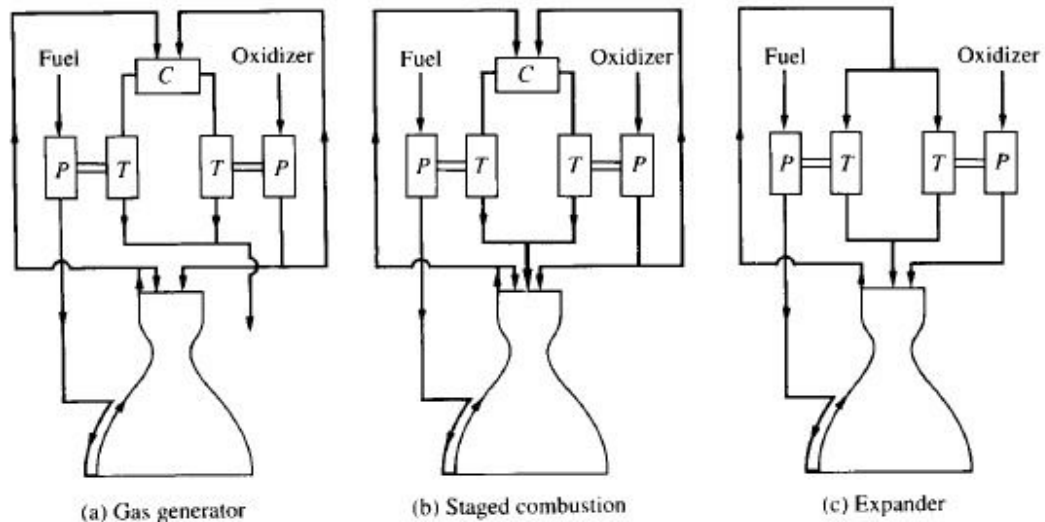


FIGURE 13.3 Turbopump systems for rockets; P = pump, T = turbine, and C = combustor.

Se quema una parte del combustible y del oxidante y los gases se usan para la turbina. Se usan en motores de gran potencia como los booster y los motores principales de grandes lanzadores de misiles y cohetes de gran alcance. Son más ligeros que otras alternativas y funcionan durante un largo tiempo.

También hay dos tipos fundamentales de clasificación:

En función del uso que se dé a los gases que activan las turbobombas...

- *Motores de ciclo abierto* (importantes): El gas se echa fuera del motor (por la borda) una vez expandido en la tobera, o se inyecta en la tobera lejos de la garganta, en una zona de baja temperatura.

- *Motores de ciclo cerrado*: el fluido se inyecta en la zona de alta presión de la tobera (antes de la garganta) para aprovechar toda su energía. Se consigue algo más de prestaciones. Se consiguen impulsos específicos superiores a los de los ciclos abiertos.

En función de lo que hacemos con los gases que han servido para activar la turbina:

- *Generador de gas*: los gases que van a utilizarse para activar la turbina proceden de un generador de gas independiente de la cámara de combustión. Es un ciclo simple y con presiones menores. Tiene menos masa inerte, menos impulso específico y menos coste. Los gases se pueden usar para refrigerar la tobera.

- *Ciclo de expansión*: el combustible que refrigera el motor (normalmente es el H) se calienta y se evapora; este flujo se usa para accionar una pequeña turbina de baja presión que será la que accione el _____

El fuel criogénico que se calienta y obtiene energía de la refrigeración de la cámara de

Es un ciclo cerrado.

- *Staged-combustión cycle*: el combustible que refrigera se quema con una parte del oxidante; los gases accionan las turbinas y desde ahí se inyecta en la cámara de combustión y acababa de quemarse con todo el combustible.

Es un ciclo cerrado.

En los ciclos cerrados todo el combustible pasa por la bomba.

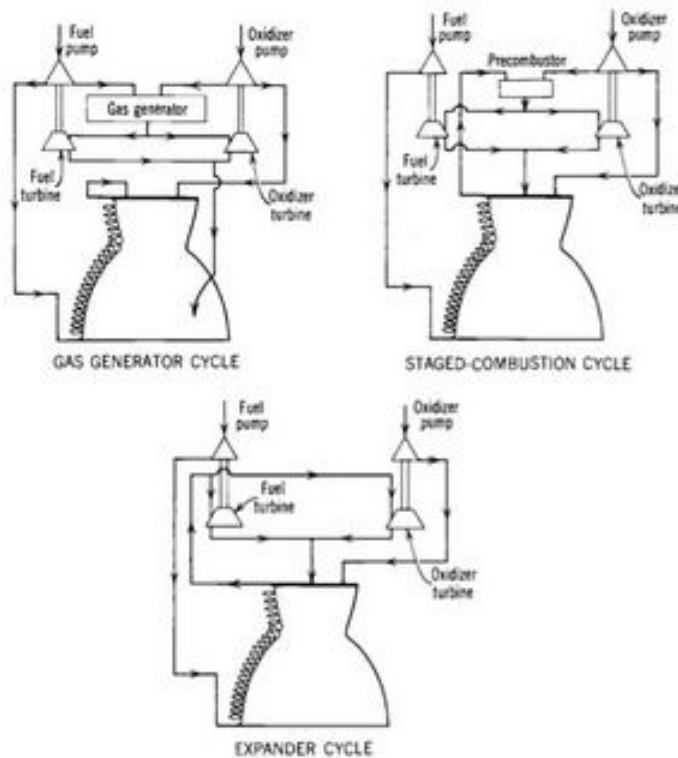


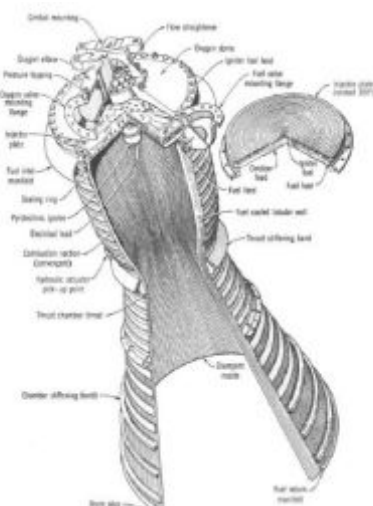
FIGURE 6-9. Simplified diagrams of three engine cycles for liquid propellant rocket engines. The spirals are a symbol for an axisymmetric cooling jacket where heat is absorbed.

THRUST CHAMBER

Es la cámara de inyección y es donde se produce la aceleración y combustión de los fluidos.

Los componentes principales son:

- inyectores
- cámara de combustión
- tobera supersónica
- donde se montan los cables, sistemas, etc.



A veces, además tienen:

- sistemas de ignición
- sistemas de control de empuje necesarios

❖ INYECTOR

Son los que introducen los propulsantes líquidos en la cámara de combustión. Se tiene que conseguir que el chorro se convierta en pequeñas gotas (atomización) y que se mezcle en las proporciones adecuadas combustible-oxidante en todas las partes de la cámara por igual.

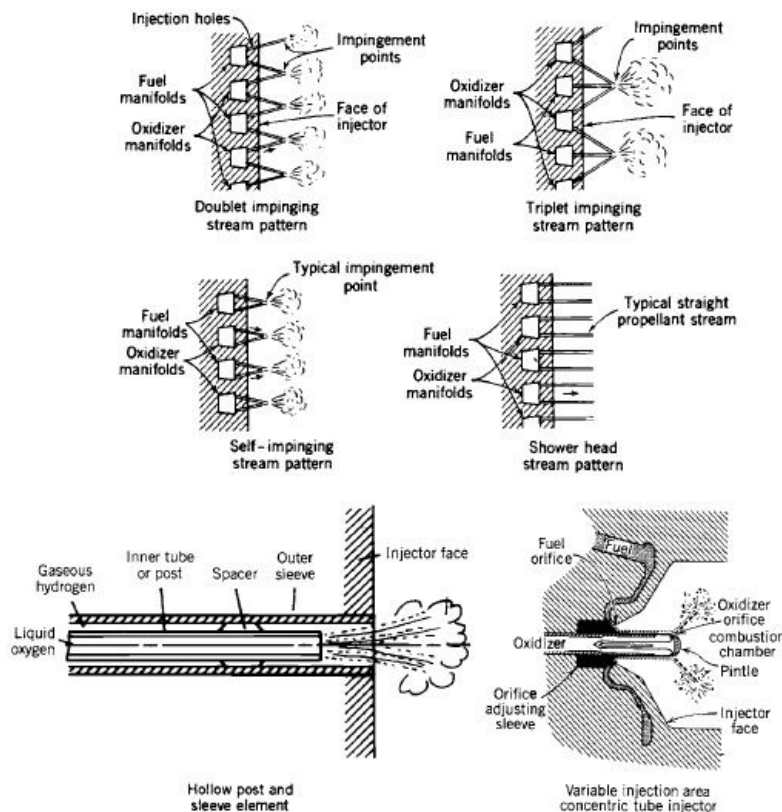
Hay dos diseños de inyector:

- *Impinging-stream type*: los más antiguos, que usan chorros de propulsante que pasan a través de agujeros. Hay pistas anulares en el plato, por las que están circulando combustible u oxidante, y en perpendicular a estas pistas se inyectan los chorros de combustible u oxidante. Al chocar los dos chorros se produce la atomización. Si los chorros son iguales, la mezcla es a partes iguales.

Son los inyectores que se usan para el RP-1 (oxígeno-hidrocarbuto)

- *Coaxial hollow*: los modernos tienen elementos inyectores cilíndricos que se insertan en el plato del inyector y generan un spray cónico, el mismo inyector consigue la atomización del chorro.

Son los inyectores que se usan con el oxígeno líquido y con H gaseoso. El tipo spray es que el más se usa.



Después de los inyectores está la cámara de combustión y la tobera.

❖ CÁMARA DE COMBUSTIÓN

Es la parte donde tiene lugar la mezcla y quemado de los propulsores. Suelen ser cilíndricas con inyector plano (plato) con tobera convergente-divergente.

El ancho y el largo de la cámara de combustión será el suficiente para que se produzca la atomización y la combustión, pesando lo mínimo posible y con la mínima caída de presión posible a través de las cámaras de combustión.

Está el problema de la transferencia de calor: la reacción de combustión libera mucha energía, por lo que se alcanzan altas temperaturas y la transferencia entre el flujo y las paredes de la cámara es importante. La transferencia de calor es máxima en la zona de la garganta.

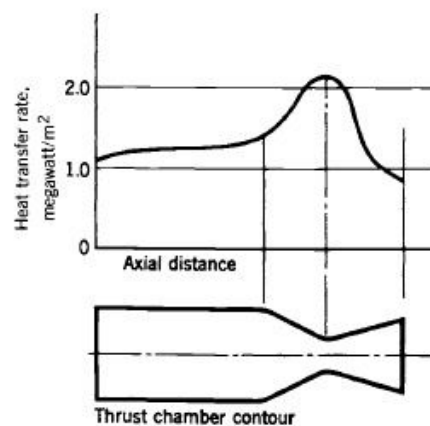


FIGURE 8-8. Typical axial heat transfer rate distribution for liquid propellant thrust chambers and solid propellant rocket motors. The peak is always at the nozzle throat and the lowest value is usually near the nozzle exit.

- Refrigeración de la Thrust Chamber:

Las temperaturas que se alcanzan no las resisten los materiales, por lo que hay dos métodos de refrigeración:

- 1.- equilibrio térmico en la tobera (steady-state method)
- 2.- Unsteady-heat transfer

1.- Equilibrio térmico: la temperatura es estacionaria, hay un equilibrio térmico. Para las toberas que trabajan en equilibrio térmico, hay dos técnicas de refrigeración:

- *Refrigeración regenerativa*: se construye una chaqueta de refrigeración en la tobera por dónde va el combustible criogénico a una temperatura muy baja, y este absorbe el calor. Es solo para motores muy grandes. Es una técnica muy efectiva cuando hay altas tasas de transferencia de calor, pero genera mucho peso.

- *Refrigeración mediante radiación*: se usa niobio o molibdeno como material de la tobera. El calor se emite al exterior mediante radiación por medio de

estos materiales. Funciona bien a bajas presiones (el material se va a deformar) y cuando hay bajas tasas de calentamiento.

2.- En la tobera no hay equilibrio térmico y la temperatura está aumentando durante la operación: son toberas de material ablativo (se funde lentamente) en su interior que absorbe el calor y es capaz de disiparlo. Cuando el material ablativo se funde, luego deja otro material nuevo y frío a la vista.

Se usa en motores de combustible sólido.

Para disminuir la cantidad de calor que llega a la cámara de combustión y a la tobera, se puede hacer...

- mediante la inyección de algún líquido más frío a través de las paredes de la tobera mediante pequeños orificios, generando una capa aislante.

- en el propio plato de inyectores se inyecta más combustible en el aro más exterior. No se quema todo el combustible y hay menos calor (porque este último aro está pegado a la pared)

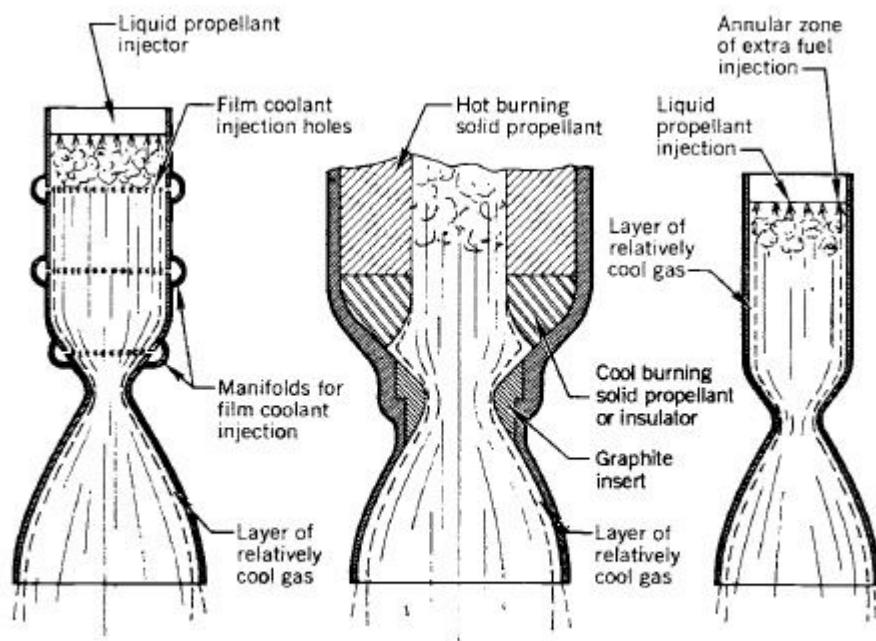


FIGURE 8-11. Simplified diagrams of three different methods of forming a cool boundary layer.

El sistema de las cámaras de combustión es especial si usamos sistemas de bajo nivel de empuje (monopropulsante y gas presurizado frío o caliente). En el caso de los sistemas de actitud, solo necesitamos pequeños impulsos que nos permitan corregir y modificar la actitud del vehículo.

Hay tres tipos de sistemas de bajo empuje:

- *Gas caliente*: alta eficiencia. El gas es almacenado y calentado. Libera calor y da buenas prestaciones.
- *Gas frío*: liberamos gases a presión. El impulso específico es más bajo.

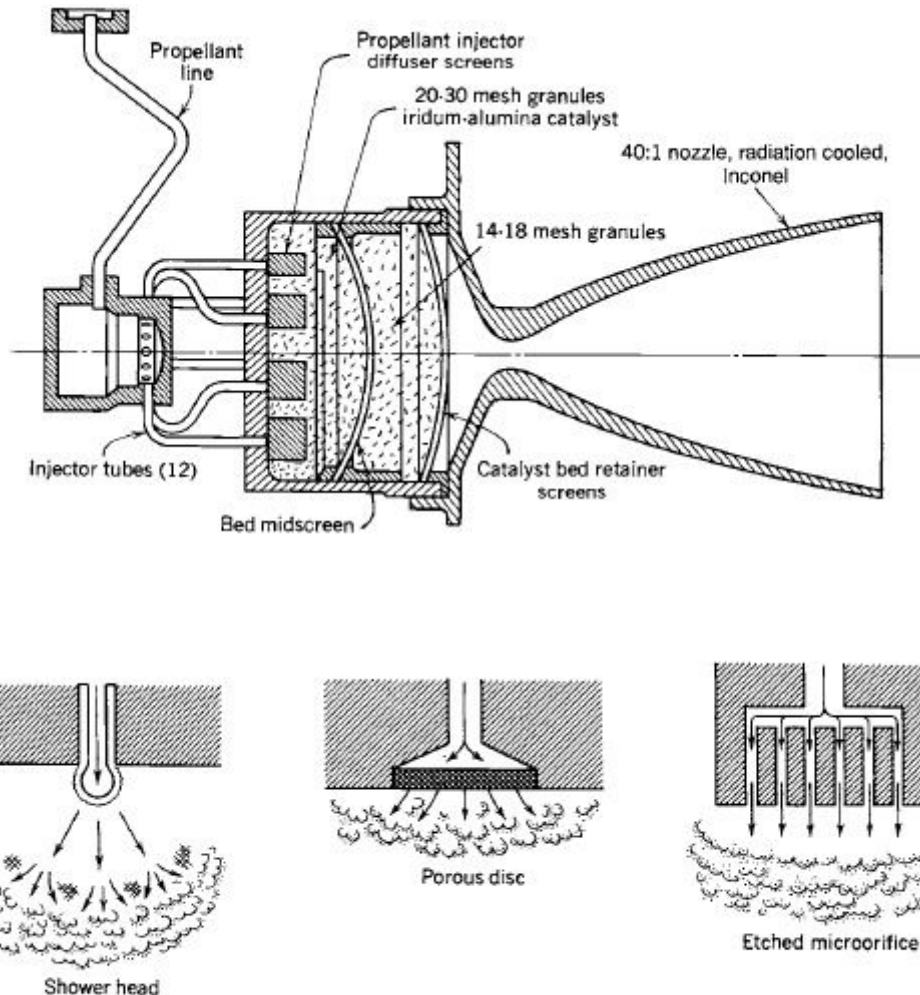


FIGURE 8-16. Typical hydrazine monopropellant small thrust chamber with catalyst bed, showing different methods of injection.

- *Monopropulsante*: se usa hidracina. Da impulsos razonables. Se usa iridio o cobalto como catalizador, que se pone encima del material poroso. Con estos catalizadores la hidracina se descompone liberando calor. Se usan estos sistemas cuando la simplicidad es importante.

❖ COMIENZO E IGNICIÓN DE LA COMBUSTIÓN

Se tiene que producir el arranque de la cámara de combustión en el menor tiempo posible. Tenemos que tener una combustión sostenida. Se comienza con una ignición con poco combustible y oxidante, y se va añadiendo más. Es un proceso más progresivo.

Cuando no estamos usando un combustible hipergólico, evitamos que haya demasiado combustible y oxidante en la cámara (así se evita la explosión) al añadir el combustible y el oxidante con un crecimiento progresivo.

A no ser que sea un combustible hipergólico, necesitamos una fuente externa para que comience la combustión y que el fuego sea autosostenido.

Hay 5 tipos de sistemas de ignición:

- *Chispa mediante bujía*: se usa con oxígeno-hidrocarburo y con oxígeno-hidrógeno. Está en el inyector. Permite múltiples reencendidos.

- *Ignición mediante cables calentados eléctricamente*.

- *Ignición mediante un dispositivo pirotécnico*: hay un pequeño cartucho de combustible sólido, que se quema en pocos segundos. Una descarga eléctrica comienza la ignición e inicia la combustión. Es un sistema habitual. Puede estar dentro del inyector o en la cámara de combustión. El problema es que este método solo se puede usar una vez, no permite reencendidos.

- *Uso de una cámara de precombustión*: se sitúa justo antes del inyector. En ella se quema un poco de combustible más oxidante y a través del inyector se lleva la mezcla pequeña ya en combustión a la cámara de combustión. También permite el reencendido del motor.

- *Ignición mediante el uso de un fluido auxiliar*: se inyecta una cierta cantidad de este fluido y se produce el arranque.

La combustión de los combustibles líquidos es muy eficiente, un 95-99.5% de eficiencia en la cámara de combustión. La mayor parte de pérdidas que se producen es porque no se consigue una buena mezcla (era lo que se usaba para refrigerar la cámara mediante película de combustible justamente)

ZONAS DE LA COMBUSTIÓN

En función de la presión y la temperatura, el combustible, el diseño... cambian las zonas de la cámara donde se producen los procesos.

Veamos esas zonas:

- *Primera zona*: inyección y atomización. Se vaporiza el combustible. La combustión es poco rápida porque el flujo aún no está caliente. Hay zonas en la cámara de combustión ricas en combustible y otras ricas en oxidante.

- *Zona de combustión-rápida*: el flujo está a la mayor temperatura. Es donde está habiendo el mayor número de reacciones y de combustión. Las gotas líquidas que podrían quedar se vaporizan por completo. Se mezclan las dos zonas, la rica en combustible y la rica en oxidante. La mezcla aumenta el volumen y la velocidad 100 veces con la que sale por la tobera.

- *Stream tube combustion zone*: en la zona rápida, la combustión no es completa, aun sigue aumentando la velocidad, la entalpía, etc. El tiempo de residencia es muy pequeño. La velocidad axial es grande. Se sigue produciendo reacción.

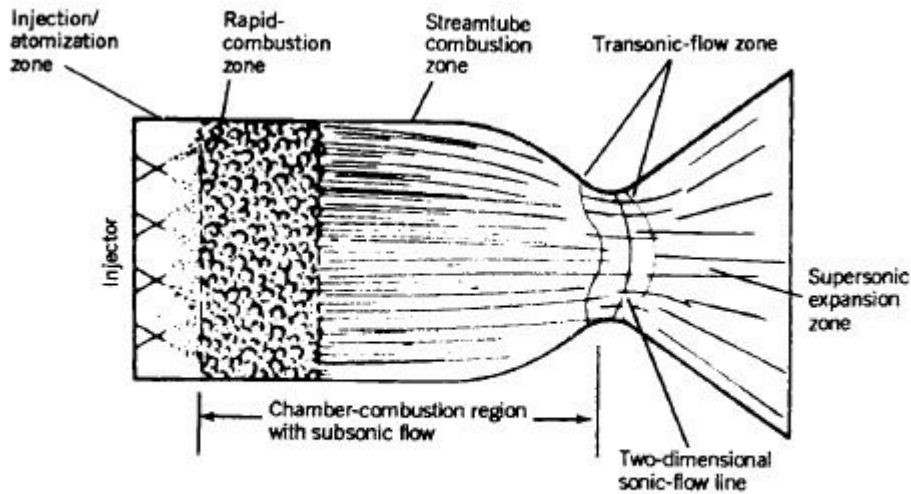


FIGURE 9-1. Division of combustion chamber into zones for analysis. (Reprinted with permission from Ref. 8-1, copyright by AIAA.)

TEMA 7 – MOTORES COHETE DE PROPULSANTE HÍBRIDO

Los motores cohete de combustible sólido tienen uno de los dos propulsores que intervienen en la reacción en fase sólida y el otro en fase líquida. Normalmente, el oxidante es el líquido y el combustible es el sólido.

Oxidante → líquido
Combustible → sólido

Aunque es raro, también se ha hecho al revés.

Como habíamos visto ya, el oxidante líquido más importante es el LOX.

Los combustibles híbridos solo han volado en vehículos experimentales, nunca han entrado en fase de producción.

VENTAJAS DE LOS MOTORES HÍBRIDOS

- Proporcionan mayor seguridad en cuando a explosiones y detonaciones se refiere, durante el almacenamiento, fabricación y operación. Hay menos riesgo de explosión porque el oxidante y el combustible van separados y además se puede controlar la combustión al tener una parte como combustible sólido.
- Capacidad de reencendido (se puede detener el funcionamiento parando el flujo de oxidante)
- Relativa simplicidad que permite motores más económicos respecto a los cohetes de combustible líquido, ya que los sistemas de bombas se puede obviar y si son necesarios, serán sencillos. Sin embargo, son algo más complejos que los cohetes de combustible sólido.
- Impulso específico mayor que los cohetes de combustible sólido.
- Densidad específica mayor que los cohetes de combustible líquido bipropulsores.
- Capacidad para poder modificar su empuje dentro de un cierto rango de valores.

DESVENTAJAS DE LOS MOTORES SÓLIDOS

- La mezcla que se consigue, y por tanto, el impulso específico, puede variar durante la aceleración.
- Menor densidad específica que los cohetes de propulsante sólido.
- La cámara de combustión es difícil de construir (en cuanto a geometría) por las cavidades que se necesitan para hacer llegar el oxidante al combustible, por lo que es muy común que queden remanentes que no sean capaces de entrar en combustión.

- Se dan inestabilidades en el proceso de combustión y variaciones en la presión de dentro de la cámara, que son de gran amplitud y baja frecuencia. Esto hace que sea difícil mantener una combustión homogénea.
- La dinámica interna es muy compleja (debido a la compleja cámara de combustión, etc) por lo que es muy difícil el proceso de diseño y escalado de estos motores.

APLICACIONES DE LOS MOTORES HÍBRIDOS

- Como booster de vehículos lanzadores o etapas superiores y para los sistemas de maniobras de satélites (se necesitan reencendidos, para esto también se usaban motores de propulsante líquido).
- Misiones de larga duración que requieren de combustibles que sean almacenables y no tóxicos.
- Solo se ha usado realmente en una nave tripulada alada, el Boeing.

PROPULSANTES ENSAYADOS PARA MOTORES HÍBRIDOS

Peróxido de hidrógeno (pureza 90-95%)
HTPB como combustible

El peróxido de hidrógeno puede permanecer almacenado durante varios meses y es económico. El HTPB se usaba como matriz en propulsores sólidos DB, es barato, fácil de obtener y no se autodegrada.

LOX como oxidante
HTPB como combustible

Se usa en motores grandes. El oxígeno líquido ha sido ampliamente usado en la carrera espacial ya que es seguro, da grandes prestaciones y tiene un precio bajo. Esta mezcla produce unos gases de escape a penas sin humos y no tóxicos.

N_2O óxido nitroso
HAN (hidroxi amonium nitrato)

Esta mezcla tiene características termodinámicas y una densidad específica interesante.

INESTABILIDAD DE LA COMBUSTIÓN

La inestabilidad en la combustión es una característica del combustible híbrido. Esta característica hace que se dificulte su desarrollo, ya que son propulsores muy propensos a producir inestabilidades.

Hay dos tipos de inestabilidad:

- Inestabilidad acústica: se produce por el propio proceso de combustión, ya que se dan altas presiones (de alta frecuencia)

- Inestabilidad no acústica: se producen porque el flujo es no homogéneo, esto está causado por inyectar el flujo por la parte superior de la cámara (no es capaz de distribuirse correctamente). Se producen turbulencias, etc.

Se está estudiando cómo se produce la combustión de los propulsores líquidos, para poder evitar los problemas que en ella surgen.

TEMA 8 – PROPULSIÓN ELÉCTRICA

Todos los tipos de motores que hemos visto hasta ahora proporcionaban un empuje elevado respecto a la masa del sistema y casi todos se podían utilizar para todas las aplicaciones.

Hay otro tipo de tecnología, la propulsión eléctrica, la cual, por su principio de funcionamiento consigue una eficiencia más alta (la cual está determinada por el impulso específico, para una cierta cantidad de combustible que empuje se obtiene)

Los motores de propulsión eléctrica usan muy poco combustible y generan mucho empuje porque expulsan el fluido de trabajo a velocidades muy elevadas.

Como se libera un gasto másico muy pequeño, aunque la velocidad de escape sea muy alta, el impulso específico es muy grande. Como la fuerza instantánea es muy pequeña, el empuje es pequeño y la aceleración también es pequeña.

Estos sistemas no se pueden usar en aplicaciones terrestres (misiles) ni en etapas que vayan a abandonar la tierra (no pueden vencer la g). Solo los usaremos en maniobras orbitales. Por ejemplo, para cambiar de órbita, se necesita impulsar durante mucho tiempo con poca velocidad, que es justamente lo que proporcionan los cohetes de propulsión eléctrica.

Los sistemas de propulsión eléctrica usan energía eléctrica para calentar o eyectar el material propulsante de la aeronave. La fuente de energía eléctrica es independiente del propulsante en sí mismo.

Habíamos visto que los propulsores químicos, cuando comenzaba la ignición, estaba en ellos contenida la energía necesaria para que se produjera toda la reacción. Sin embargo, en los eléctricos, tendremos que darle una energía externa al fluido y conseguir así la aceleración.

SUBSISTEMAS DE UN COHETE ELÉCTRICO

- FUENTE DE POTENCIA: Cualquier sistema que sea capaz de generar energía eléctrica. El único requisito es que sea capaz de proporcionar la cantidad de energía necesaria.
- DISPOSITIVOS DE CONVERSIÓN: transforman la energía eléctrica de la fuente en la forma de electricidad que necesita el combustible. Por ejemplo, los paneles solares proporcionan electricidad a cierto voltaje y éste habrá que adecuarlo al combustible.
- SISTEMA PROPULSIVO: Es el sistema de almacenamiento, medición y entrega del propulsante.
- CÁMARA DE EMPUJE (THRUSTERS CHAMBERS): Son sistemas en los que se convierte la energía que recibimos en energía cinética del propulsante. La energía cinética del propulsante proporciona el empuje necesario al sistema.

TIPOS DE SISTEMAS DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA

Fundamentalmente son tres:

- Electrotérmicos
 - Electroestáticos
 - Electromagnéticos
-
- **Sistemas de propulsión ELECTROTÉRMICOS:** el propulsante se calienta eléctricamente (con una fuente de energía eléctrica) y una vez calentado es expandido durante un proceso termodinámico en la tobera convergente-divergente (se acelera supersónicamente a través de ella) como en los cohetes de propulsante líquido. Si calentamos la hidracina (usada como monopropelente), aumentamos su performance.
 - **Sistemas de propulsión ELECTROESTÁTICOS:** la aceleración se genera por la interacción de campos electroestáticos que actúan sobre partículas con carga (si fuesen partículas neutras, el campo no las afectaría). Estas partículas con carga son iones atómicos, droplets (gotas de fluido) o coloides (partículas en suspensión). Con iones nos referimos a átomos a los que se les ha eliminado al menos un electrón. La partícula se acelerará en la dirección del campo. En este caso no se necesita tobera. El gasto másico es tan bajo que no se considera como fluido si no como átomos individuales.
 - **Sistemas de propulsión ELECTROMAGNÉTICOS:** la aceleración se genera por la interacción de un campo eléctrico y un campo magnético dentro de un plasma. El plasma es un gas a alta temperatura, con una densidad elevada y una carga eléctrica neutra, además de ser buenos conductores.

TABLE 19-1. Typical Performance Parameters of Various Types of Electrical Propulsion Systems

Type	Thrust Range (mN)	Specific Impulse (sec)	Thruster Efficiency ^b (%)	Thrust Duration	Typical Propellants	Kinetic Power per Unit Thrust (W/mN)
Resistojet (thermal)	200–300	200–350	65–90	Months	NH ₃ , N ₂ H ₄ , H ₂	0.5–6
Arcjet (thermal)	200–1000	400–1000	30–50	Months	H ₂ , N ₂ , N ₂ H ₄ , NH ₃	2–3
Ion engine	0.01–200	1500–5000	60–80	Months	Xe, Kr, Ar	10–70
Solid pulsed plasma (PPT)	0.05–10	600–2000	10	Years	Teflon	10–50
Magnetoplasma dynamic (MPD)	0.001–2000	2000–5000	30–50	Weeks	Ar, Xe, H ₂ , Li	100
Hall thruster	0.01–2000	1500–2000	30–50	Months	Xe, Ar	100
Monopropellant rocket ^a	30–100,000	200–250	87–97	Hours or minutes	N ₂ H ₄	

^aListed for comparison only.

^bSee Eq. 19-3.

APLICACIONES DE LOS SISTEMAS PROPULSIVOS ELÉCTRICOS

- Corregir órbitas y trayectorias en las órbitas de satélites
- Incrementar la velocidad de satélite en un campo gravitacional débil a cierta distancia de la tierra. Por ejemplo, en el caso de una elevación de órbita de un satélite LEO a una posición GEO. Ahora ya se usan para cambiar de la órbita de transferencia a la órbita final, se necesita más tiempo que con combustible líquido, pero el ahorro merece la pena.
- Pruebas espaciales y viajes interplanetarios.

El propulsante usado suele ser un gas noble, comúnmente el Xe.

Los sistemas propulsivos eléctricos demandan mucha energía eléctrica al satélite.

TIPOS DE MOTORES ELÉCTRICOS

- Resistojet
 - Arcojet
- } Motores Electrotérmicos
-
- Electroestático
 - electromagnético
 - Hall effect
 - MPD y PPT
- } Motores eléctricos no térmicos

MOTORES ELECTROTÉRMICOS

- RESISTOJET

Es un motor electrotérmico.

Es el tipo de motor eléctrico más sencillo. Se compone de una resistencia eléctrica que disipa potencia, liberando calor. Con este calor el combustible se calienta por convección (convección entre la resistencia caliente y el propulsante).

La potencia que proporcionan está entre 1W y varios kW. Uno de los satélites más grandes consume 15 kW aprox.

Los materiales limitan las temperaturas a unos 2700K, consiguiéndose así un impulso específico de unos 300s.

Cualquier gas se puede calentar por convección y luego acelerarse y conseguir empuje a través de una tobera.

Con hidrógeno se han conseguido los impulsos específicos mayores, pero su elevada densidad y otros motivos hacen que no se use.

Los motores de tipo resistojet usan habitualmente hidracina como monopropulsante, ya que con ayuda de un catalizador y el calor aportado por convección hacemos que la hidracina se degrade mucho más rápidamente. Con la hidracina conseguimos más eficiencia porque su propia degradación es exotérmica (expulsa calor) y necesitamos aportarle menos calor.

El resistojet es un dispositivo simple, fácil de controlar y con una corriente eléctrica baja es suficiente para calentar la resistencia y generar un empuje y una eficiencia (I_s) altos.

TABLE 19-2. Comparison of Electrical Propulsion Systems

Type	Advantages	Disadvantages	Comments
Resistojet (electrothermal)	Simple device; easy to control; simple power conditioning; low cost; relatively high thrust and efficiency; can use many propellants, including hydrazine augmentation	Lowest I_s ; heat loss; gas dissociation; indirect heating of gas; erosion	Operational
Arcjet (electrothermal & electromagnetic)	Direct heating of gas; low voltage; relatively simple device; relatively high thrust; can use catalytic hydrazine augmentation; inert propellant	Low efficiency; erosion at high power; low I_s ; high current; heavy wiring; heat loss; more complex power conditioning	High-thrust units need P_e of 100 kW or more. Operational
Ion propulsion (electrostatic)	High specific impulse; high efficiency; inert propellant (xenon)	Complex power conditioning; high voltages; single propellant only; low thrust per unit area; heavy power supply	Flown in satellites (DS1)
Pulsed plasma (PPT) (electromagnetic)	Simple device; low power; solid propellant; no gas or liquid feed system; no zero-g effects on propellant	Low thrust; Teflon reaction products are toxic, may be corrosive or condensable; inefficient	Operational
MPD Steady-state plasma (electromagnetic)	Can be relatively simple; high I_s ; high thrust per unit area	Difficult to simulate analytically; high specific power; heavy power supply	Several have flown
Hall thruster (electromagnetic)	Desirable I_s range; compact, relatively simple power conditioning; inert propellant (Xe)	Single propellant; high beam divergence; erosion	Operational

El impulso máximo que pueden generar depende de las temperaturas que pueden soportar los materiales y de la densidad específica del propulsante.

Escoger una buena presión en la cámara de combustión es importante, ya que si se escoge una demasiado elevada habrá muchas pérdidas por calor, se erosionará más rápido la tobera... Y todo esto producirá menos eficiencia, menos impulso específico.

- ARCOJET

Es un sistema poco importante.

También es un motor electrotérmico. La corriente fluye desde un cátodo hacia un ánodo de la thrust chamber. Esta corriente eléctrica pasa a través de un gas que ha sido ionizado. Por donde pasa la corriente, se alcanzan unos 20.000K.

Con este método se introduce más calor en el gas.

La chispa del arco eléctrico que se genera erosiona constantemente la tobera y hace que su vida útil sea limitada.

Tiene un impulso específico bajo, una baja eficiencia,

Para que salte la chispa del arco eléctrico tiene que haber mucha diferencia de potencial entre el cátodo y el ánodo.

El uso de hidracina también favorece en este caso el aumento de eficiencia.

MOTORES ELÉCTRICOS NO TÉRMICOS

Mediante las fuerzas de Coulomb o de Lorentz, es decir, mediante fuerzas electroestáticas o fuerzas electromagnéticas, conseguimos cierto empuje. Ahora ya no dependemos de una tobera ya que no es necesario tener una variación en el área para conseguir acelerar el gas.

- SISTEMAS ELECTROESTÁTICOS

Se usa la fuerza de Coulomb para acelerar un combustible compuesto por partículas cargadas.

Los propulsores más comunes tienen iones positivos y suelen ser átomos pesados. Es decir, se buscan átomos con el mayor peso atómico posible (se suele usar el Xe).

Por tanto, un paso importante es conseguir átomos con carga eléctrica, es decir, iones. Según el método que usan para conseguir los iones, los motores se clasifican en un tipo u otro.

Pueden ser:

- Motores que funcionan mediante un bombardeo de electrones
- Ion contact thrusters (motores de contacto iónico)
- Field admission thrusters (motores que funcionan por emisión de campo)

En cualquiera de los casos, comenzamos a expulsar partículas cargadas. Nuestro vehículo se cargará de carga negativa y a la vez que expulsa ésta, atrae la carga positiva del chorro de salida. Por ello, necesitan sistemas de neutralización del chorro de salida. Esto se consigue con otro chorro con la carga opuesta. A través del neutralizador se proporciona un chorro de electrones que apenas causa empuje (tienen muy poca masa al lado de los protones).

- *Motores que funcionan mediante un bombardeo de electrones*: se consiguen iones positivos del gas o del vapor (Xe o Hg) mediante el bombardeo que causan electrones emitidos de un cátodo caliente. En estos motores iónicos, la aceleración se consigue mediante

- *Motores de contacto iónico*: los iones positivos se obtienen haciendo pasar el propulsante vaporizado a través de unas rejillas de tungsteno, entre las cuales se crea un campo axial. Normalmente se usa el Cesio. Al atravesar las rejillas, se impulsan los átomos a alta velocidad.

- *Motores de emisión de campo*: los iones se obtienen a través de una fuente de metal líquido en un campo eléctrico alto. Se consigue micropropulsión. Un empuje bajo y un impulso específico alto.

De todos los vistos hasta ahora, los más operacionales e importantes en un futuro son el Resistojet, y los motores iónicos y de bombardeo de electrones.

- SISTEMAS ELECTROMAGNÉTICOS

Aceleran el gas propulsante que ha sido calentado por el plasma.

El plasma conduce la electricidad a una temperatura de unos 5000K. Cuando un conductor lleva corriente en perpendicular a un campo magnético, se genera una fuerza sobre el conductor que forma 90° con la corriente y con el campo.

No se necesita neutralización.

Tiene un empuje por unidad de área alto, ya que emitimos plasma que tiene mayor densidad que las mezclas iónicas usadas antes.

Básicamente, lo que hacemos en los sistemas electromagnéticos es:

- crear cierto volumen de plasma que es un gas que conduce la electricidad
- establecer cierta corriente que atraviese este plasma, lo conseguimos aplicando un campo eléctrico entre el polo positivo y el negativo
- acelerar el propulsante en la dirección del empuje debido a un intenso campo magnético.

Hay dos subtipos:

- Hall-effect (importante)
- MPD-magneto-dynamic-plasma y PPT-pulsed-plasma

- *Convencional Thrusters: MPD y PPT*

Están basados en la aceleración de Faraday. Un plasma conductor genera una corriente en la dirección del campo eléctrico aplicado, pero perpendicular al campo magnético.

Tanto en MPD como en PPT, un plasma conductor hace que circule a través de él una corriente eléctrica, y en perpendicular, un campo magnético.

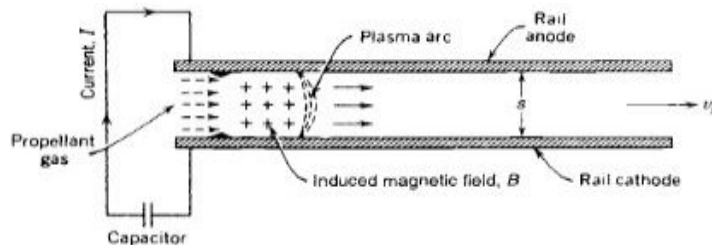
La dirección del empuje es en el sentido del producto vectorial del campo eléctrico y magnético.

Los MPD son solo experimentales.

Los PPT se han usado, son más sencillos porque su operación es intermitente (pulse).

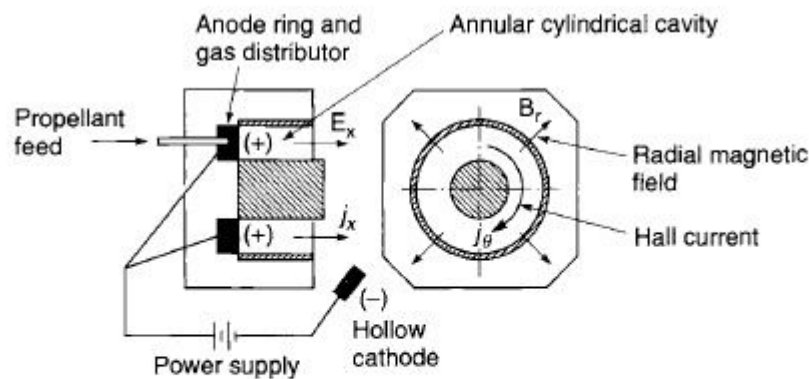
- Tipo ①: se inserta plasma en el seno de un campo magnético inducido más la corriente, así el plasma se acelera.
- Tipo ②: se usa teflón, parte de él se vaporiza al pasar la corriente eléctrica. Así se genera plasma y se acelera mediante un campo magnético autoinducido (autoinducido es que se genera por el hecho de que por él pase la corriente)

Proporcionan micropropulsión.



- Hall-effect

cuando la densidad del plasma es lo suficientemente pequeña y el campo es lo suficientemente grande, se genera el efecto Hall.



(b) Cylindrical Hall accelerator

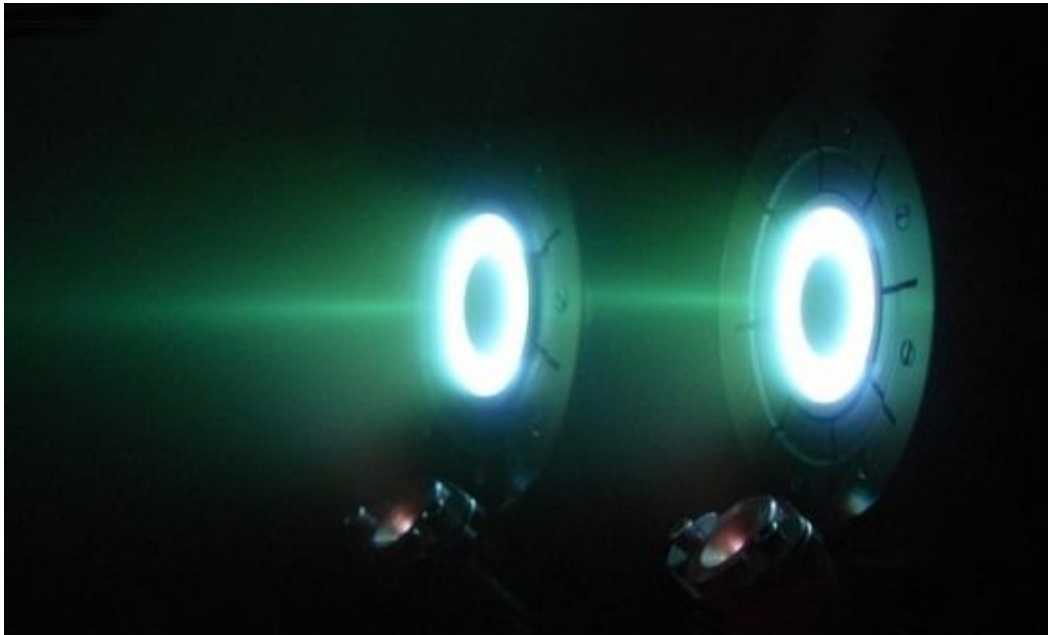
FIGURE 19-10. Linear and cylindrical Hall accelerator configurations showing how an applied axial field results in a transverse current that accelerates the plasma. The Hall current peaks when the external resistance is absent (i.e., shorted). The presence of any significant axial current density j_x represents an inefficiency in Hall devices.

Es un campo magnético radial.

Los propulsores Hall atrapan electrones en un campo magnético y luego utilizan los electrones para ionizar el propelente, y acelerar los iones de manera eficiente para producir impulso, y neutralizar los iones en la pluma.

Hay varios modelos en operación para satélites eléctricos de puesta en órbita y control de actitud.

Se suelen poner cuatro propulsores Hall en parrilla para generar más empuje.



TEMA 9 – THRUST VECTOR CONTROL

El objetivo siempre será alcanzar cierta posición con el lanzador o misil. Para corregir y modificar la trayectoria seguida necesitamos unos dispositivos.

Para controlar la aerodinámica del vehículo se usan unas aletas, que son unas superficies aerodinámicas. A veces, las aletas no son suficientes (en las fases primeras del vuelo con poca velocidad) o no sirven (en el espacio).

La otra opción son pequeños motores de control de actitud (en el espacio) o la vectorización del empuje.

La vectorización del empuje consiste en actuar sobre el sistema propulsivo y cambiar la dirección del empuje y que se así, se consiga un cierto empuje.

Cualquier sistema propulsivo químico puede usar vectorización.

FORMAS DE VECTORIZACIÓN

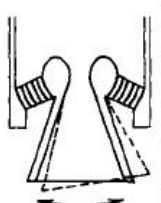
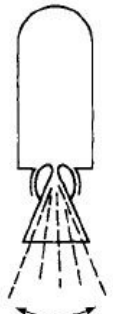
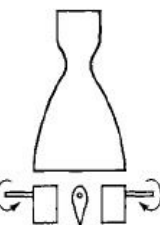
- PARA MOTORES DE UNA SOLA TOBERA

- Deflexión de la tobera o de la thrust chamber (mover alguno de estos dos componentes)

- Colocar cuerpos esbeltos aerodinámicos a la salida de la tobera que resistan el calor. Al crear cierto ángulo, se genera un momento y se deflece el chorro de salida de la tobera. Se usa en misiles de distancia corta.

- Introducir o inyectar fluido en la tobera por algún lateral para conseguir una distribución asimétrica del empuje.

- Dispositivos externos que no forman parte del propio sistema de propulsión.

Gimbal or hinge	Flexible laminated bearing	Flexible nozzle joint	Jet vanes
			
Universal joint suspension for thrust chamber	Nozzle is held by ring of alternate layers of molded elastomer and spherically formed sheet metal	Sealed rotary ball joint	Four rotating heat resistant aerodynamic vanes in jet
L	S	S	L/S

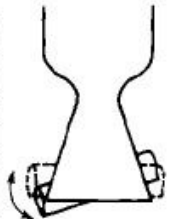
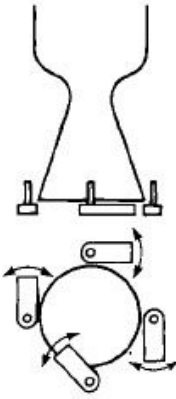
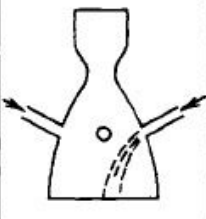
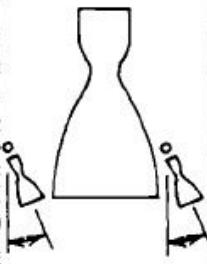
Jetavator	Jet tabs	Side injection	Small control thrust chambers
			
Rotating airfoil shaped collar, gimbaled near nozzle exit	Four paddles that rotate in and out of the hot gas flow	Secondary fluid injection on one side at a time	Two or more gimbaled auxiliary thrust chambers
S	S	S	L

FIGURE 16-3. Simple schematic diagrams of eight different TVC mechanisms. Actuators and structural details are not shown. The letter L means it is used with liquid propellant rocket engines and S means it is used with solid propellant motors.

La deflexión mecánica de la tobera para el combustible sólido es la de mayor eficiencia. Con la temperatura, la goma que permite el movimiento de la tobera se ablanda y hace que se mueva más fácilmente.

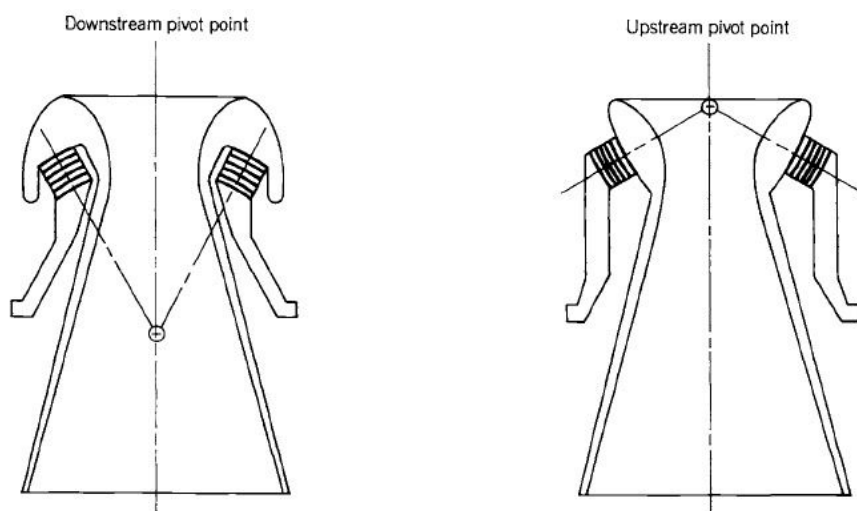


FIGURE 16-4. Two methods of using flexible nozzle bearings with different locations for the center of rotation. The bearing support ring is made of metal or plastic sheet shims formed into rings with spherical contours (white) bonded together by layers of molded elastomer or rubber (black stripes). Although only five elastomeric layers are shown for clarity, many flexible bearings have 10 to 20 layers. (Copied with permission from Ref. 16-1.)

En motores de combustible líquido, se usa un gimbal. Los actuadores están conectados a la tobera y a la thrust chamber y mueven el mecanismo.

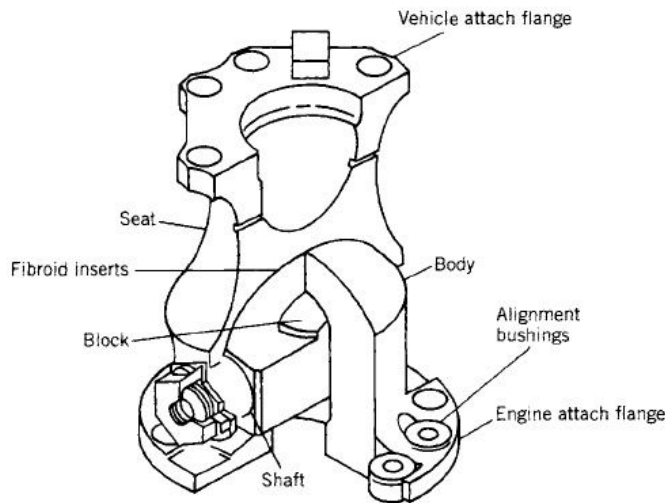


FIGURE 16-6. Gimbal bearing of the Space Shuttle main engine. (Courtesy of the Boeing Company, Rocketdyne Propulsion & Power.)

Tienen un peso razonable y no disminuyen el empuje que se genera.

- PARA MOTORES DE MÚLTIPLES TOBERAS O CÁMARAS DE COMBUSTIÓN

En este caso es más fácil vectorizar el empuje.

Hay varias opciones de conseguirlo:

- Tener gimbales sobre las cámaras de empuje o sobre las toberas para generar deflexiones del ángulo puede dar un cambio en el alabeo con una leve variación de estas deflexiones angulares. Normalmente se usan 4.

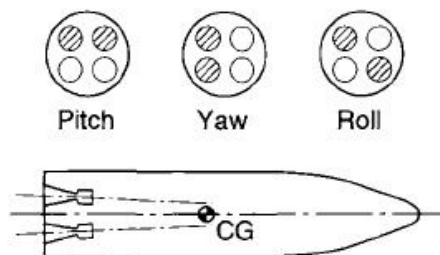


FIGURE 16-10. Differential throttling with four fixed-position thrust chambers can provide flight maneuvers. In this simple diagram the shaded nozzle exits indicate a throttled condition or reduced thrust. The larger forces from the unthrottled engines impose turning moments on the vehicle. For roll control the nozzles are slightly inclined and their individual thrust vectors do not go through the center of gravity of the vehicle.

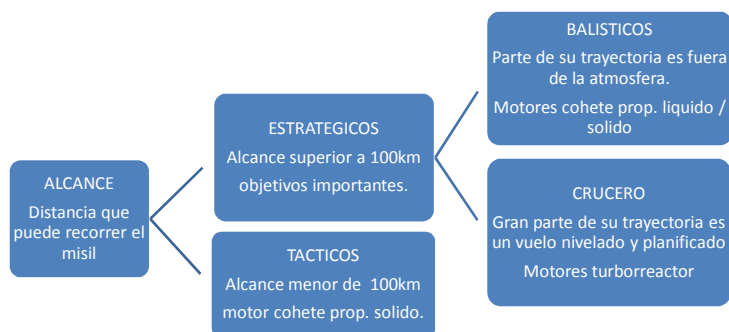
- Empuje diferencial: mediante la diferencia de estrangulamiento con 4 toberas o 4 cámaras de combustión fijas consigues varias configuraciones de vuelo.

Para vectorizar el empuje necesitas el motor encendido → problema

MISIL: CONCEPTO

- Un misil es un proyectil aéreo propulsado y guiado, cuyo objetivo es llevar la carga bélica al objetivo.
- Por lo general cuenta con los tres sistemas:
 - Guiado y control: para dirigir el misil hacia el blanco de la forma que tenga programada.
 - Propulsión: para moverse independientemente del vehículo lanzador
 - Destrucción: decide cuando es el momento de detonar la carga explosiva o autodestruirse.
- Los misiles, en general, se suelen caracterizar respecto otras armas por:
 - Precisión.
 - Autonomía.
 - Maniobrabilidad y velocidad.
 - Tecnología usada.

CLASIFICACION SEGÚN ALCANCE



BLANCO

LANZADOR



BLANCO



CLASIFICACION SEGUN LA SITUACION DE LAZADOR Y DEL BLANCO

SSM Surface-Surface Missile	SAM Surface-Air Missile	AGM Air-Ground Missile	AAM Air-Air Missile
- Lanzado desde tierra o superficie - Contra blanco en tierra o superficie	- Desde tierra o superficie - Contra blanco aéreo	- Desde aeronave - Contra blanco en tierra o superficie	- Desde aeronave - Contra blanco aéreo
- Anticarro - Crucero - Antibuque/antisubmarino	- Antiaéreo - Antimisil	- Anticarro - Antibunker - Antibuque - Crucero - Antirradar	- Sidewinder - Sparrow - AMRAAM - IRIS-T - Meteor
	- Mistral - Aspide	- Maverick - Harpoon - HARM - TAURUS-KEPD 350	

CLASIFICACION SEGÚN EL TIPO DE GUIADO

DOS TIPOS:

• RADAR (MW)

Radar – autoguiado

• el equipo radar esta en el misil.

• IN

Radar – teleguiado.

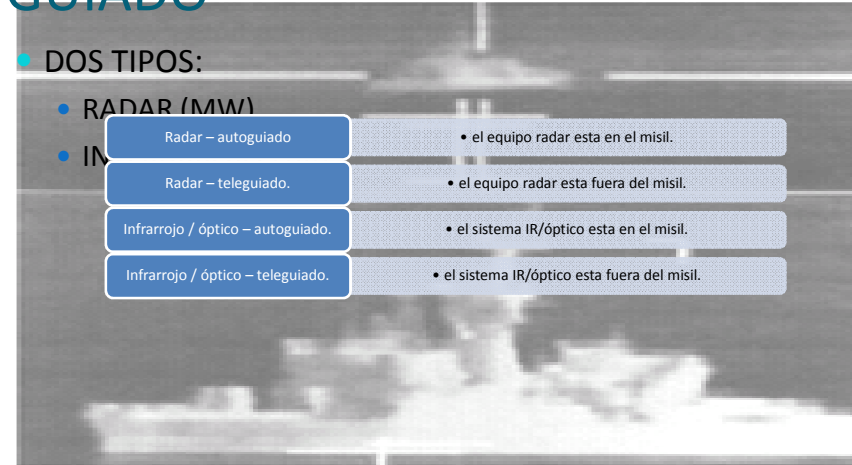
• el equipo radar esta fuera del misil.

Infrarrojo / óptico – autoguiado.

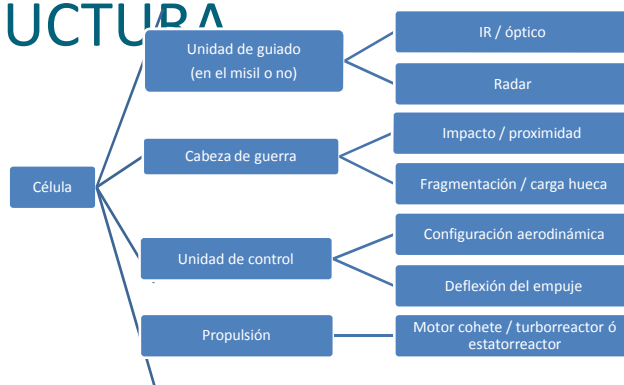
• el sistema IR/óptico esta en el misil.

Infrarrojo / óptico – teleguiado.

• el sistema IR/óptico esta fuera del misil.



ESTRUCTURA





QUE ES UNA EXPLOSIÓN, TIPOS

- Emisión repentina de una elevada cantidad de energía al medio.
- Tipos de explosiones:
 - Explosión mecánica
 - Explosión luminosa
 - Explosión química
 - Explosión nuclear
- Los efectos: gases ($\uparrow$ tpa y $\uparrow$ P), ruido y efectos mecánicos.



EXPLOSIVO, INICIACION, SENSIBILIDAD, CEBO

- Explosivo: sustancia que bajo una influencia externa de energía suficiente es capaz de producir una explosión.



EXPLOSIVO, INICIACION, SENSIBILIDAD, CEBO

- Sensibilidad, es la cantidad de energía mínima necesaria para iniciar la explosión.
- Algunos explosivos solo se pueden iniciar con otros explosivos.

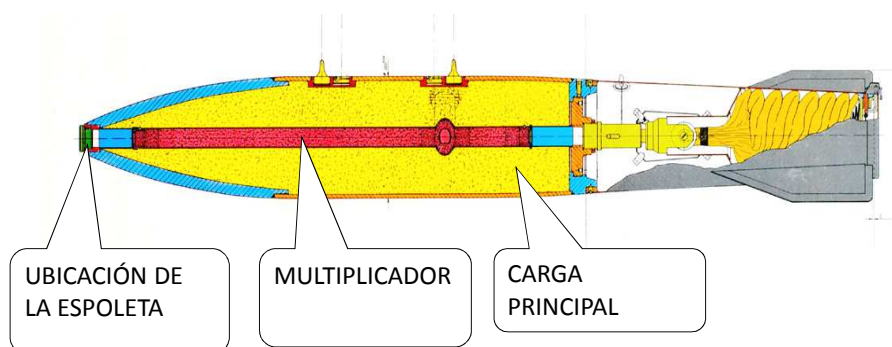
EXPLOSIVO, INICIACION, SENSIBILIDAD, CEBO

- Formas de aplicar energía al explosivo:
 - Mecánica: golpe, caída.
 - Eléctrica: chispa.
 - Térmica: llama, objetos incandescentes, mecha lenta.
 - Por onda de choque: una explosión cercana.
- → iniciador, espoleta, tren explosivo



CADENA EXPLOSIVA

- Dispositivo armado - asegurado



CARACTERÍSTICAS FUNDAMENTALES DE LAS REACCIONES EXPLOSIVAS

- Gases: 1000 litros por kg de explosivo aproximadamente.
- Calor: en forma de gases calientes, 2000-4000K.
- Duración de la explosión del orden de ms.
- No es necesario el oxígeno de la atmósfera para producirse.

DESCOMPOSICIÓN DE LOS EXPLOSIVOS

- Reacción de descomposición:
Explosivo(s) $\rightarrow$ gas + gas +... + energía
- Amatol 80/20 (Trilita y Nitrato Amónico)

$$2 \text{C}_6\text{H}_2\text{CH}_3(\text{NO}_2)_3 + 21 \text{NO}_3\text{NH}_4 \rightarrow$$

$$\rightarrow 14 \text{CO}_2 + 47 \text{H}_2\text{O} + 24 \text{N}_2$$
- Condiciones de funcionamiento $\rightarrow$ régimen de descomposición



TÉRMICA

- Acción prolongada sobre el explosivo de la temperatura ambiente. Almacenamiento.
- El explosivo puede exudar parte de su composición.
- Condiciones atmosféricas, humedad, incidencia de UV, variaciones extremas de tpa, impurezas, favorecen la descomposición térmica.



DEFLAGRACIÓN

- La reacción se propaga del exterior al interior del explosivo por capas.
- La reacción en cadena se mantiene debido a la conductividad del material.
- Velocidad de deflagración es mayor que la velocidad del sonido en el aire, pero menor que la velocidad del sonido en el explosivo



DEFLAGRACIÓN

- La presión atmosférica influye en la velocidad de la deflagración de la forma:

$$V = a \cdot p^n$$

- Donde:
 - V = velocidad de combustión
 - A = cte. según la tpa del propulsante
 - P = presión atmosférica
 - N = cte. según la composición del explosivo
- Los explosivos que trabajan en este régimen se denominan pólvoras propulsoras (motores cohete y cartuchería). La velocidad de avance de la combustión es menor de 2000m/s.



DETONACIÓN

- Es la reacción de descomposición del explosivo más violenta.
- El mecanismo de avance de la reacción es la onda de choque.
- Velocidad de avance es mayor de 2000m/s.
- Comienza en el punto de inicio y avanza en todas direcciones.



CLASIFICACIÓN DE LOS EXPLOSIVOS

- En función de su sensibilidad.
- Por su constitución física.
- Por su aplicación.
- Composición química.



CLASIFICACION GENERAL

- En función de su sensibilidad:
 - Explosivos primarios: elevada sensibilidad e inestables. En pequeñas cantidades. Iniciadores, estopines o cebos.
 - Explosivos secundarios: menor sensibilidad, mayor potencia y facilidad de manejo. Iniciación por un explosivo primario.
 - Explosivos terciarios: mayor insensibilidad, mezclas de Nitrato Amónico y combustible líquido.



POR SU CONSTITUCIÓN

- Explosivos puros: moléculas con propiedades explosivas.
- Explosivos de doble base: mezcla mecánica de dos explosivos puros.
- Mezcla explosivo(s) y sustancias no explosivas: modificar ciertas características.
- Mezclas de sustancias no explosivas.



POR SUS APLICACIONES, PROPULSORES, ROMPEDORES E INICIADORES

- Explosivos iniciadores.
- Explosivos rompedores: explosivos secundarios o terciarios, en régimen de detonación, con aplicaciones de destrucción.
- Pólvoras propulsoras: aquellos explosivos (solo secundarios), en régimen de deflagración, para propulsar algún tipo de dispositivo o arma.



POR SU COMPOSICIÓN QUÍMICA

- N/A



FACTORES QUE INFLUYEN EN LA EXPLOSIÓN

- Para una sustancia explosiva dada se pueden obtener diferentes resultados según una serie de factores.



PROPORCION DE INGREDIENTES

- En las aplicaciones reales no se usan explosivos puros.
- Energía y cantidad de gases producidos en la explosión variará.
- Homogeneidad de la mezcla.



CATALIZADORES, MODIFICADORES

- Catalizadores: en pequeñas cantidades, varían la velocidad de reacción aumentándola o disminuyéndola; se conserva integro durante todo el proceso.
- Los modificadores: corrigen o modifican alguna variable de la explosión o características mecánicas.



PRESIÓN Y TEMPERATURA AMBIENTE

- Temperatura inicial del explosivo = temperatura ambiente
- Temperatura final de los gases depende de la energía producida en la reacción
- Y
- de la temperatura inicial de los reactivos antes de la reacción.



PRESIÓN Y TEMPERATURA AMBIENTE

- En cartuchería, la temperatura del tubo puede influir sobre la presión de los gases.
- Velocidades en boca diferente según el tubo esté caliente o frío.

PRESIÓN Y TEMPERATURA AMBIENTE



PRESIÓN Y TEMPERATURA AMBIENTE

- En régimen de deflagración:

+ presión ambiente $\rightarrow$ + velocidad de reacción
- Si la velocidad de reacción es excesiva puede pasar a detonación



DENSIDAD DEL EXPLOSIVO

- Concentración de energía que se puede obtener del explosivo.
- Diferentes densidades según sea poroso o no.
- A mayor densidad e igualdad de peso, menor tamaño del dispositivo explosivo.



DENSIDAD DE CARGA

- Llenado del recipiente de explosivo.
- Recipiente vacío - recipiente completamente lleno.
- Modifica la fuerza del explosivo.

$$\Delta = \frac{w}{V}$$

w = masa del explosivo, en kg.

V = volumen del recipiente, en litros.



ATRAQUE

- Resistencia que pone el recipiente a la expansión de los gases producidos.



DIAMETRO DEL CARTUCHO

- Una vez aplicada la energía necesaria para la detonación es necesario un tamaño mínimo de la masa explosiva para que la reacción se autosostenga.

Tiempo → distancia → diámetro

TAMAÑO DEL GRANO

- Determina la duración de la reacción (deflagración).
- Debido a la superficie expuesta.
- + tamaño de grano $\rightarrow$ + duración de la deflagración



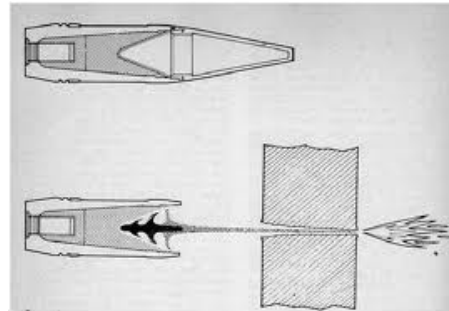
TAMAÑO DEL GRANO

- Variación de la superficie expuesta a medida que el grano se consume.

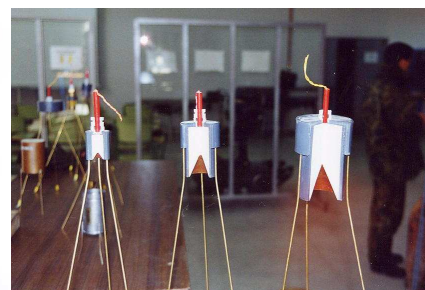


FORMA DE LA CARGA

- Emisión de gas se da en dirección perpendicular a la superficie en cuestión.
- Posibilidad de concentrar el efecto de la explosión en cierta dirección.



FORMA DE LA CARGA





EFECTOS DE LA EXPLOSIÓN

- Gases.
- Onda expansiva.
- Fragmentos .



GASES

- En torno 1000l/kg de explosivo (1 atm)
- Efecto rompedor

ONDA EXPANSIVA

- Gases acumulados alrededor del explosivo (100.000 atm)
Expansión muy rápida
Incremento súbito de la presión
- Expansión de todas direcciones, pérdida de energía y velocidad → estampido.
- Propiedades similares a las de cualquier onda mecánica.
- Expansión + succión.

ONDA EXPANSIVA



ONDA EXPANSIVA



FRAGMENTOS

- Carcasa del explosivo
- Objetos empujados
- Mayor alcance que la onda expansiva

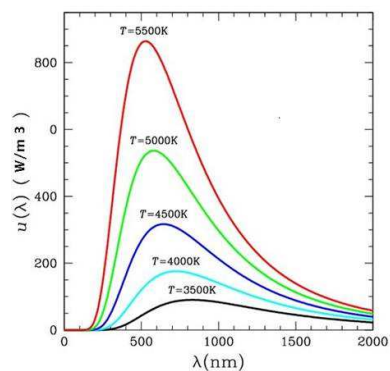
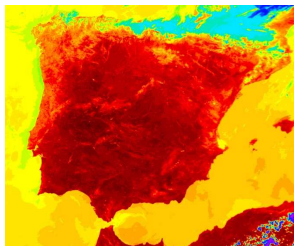


TECNOLOGIAS DE SEGUIMIENTO



INFRARROJO

- Energía térmica
- Franja anterior al visible (VIS)
- Objetos a $T > 0$ K
- Emisión propia o reflejada





FUNDAMENTO TEORICO IR

- Magnitudes en la emisión IR:
 - Intensidad
 - Longitud de onda
- Emisión:
 - + tpa $\rightarrow$ + intensidad
 - Espectro de radiación, según composición de cuerpo
- Espectro:
 - Continuo o discontinuo
 - Emisión o absorción



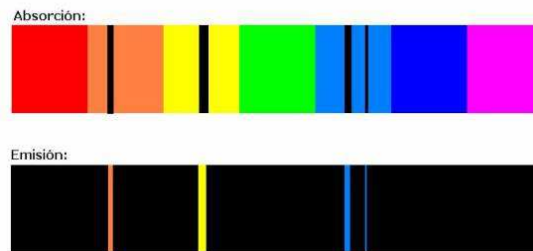
EMISION Y ABSORCION

- Mecanismos de transmisión de calor:
 - Conducción
 - Convección
 - Radiación
- Balance térmico:
 - Calor absorbido – calor emitido
 - Según material, conductividad térmica, superficie.

EMISION DISCRETA DE ENERGIA

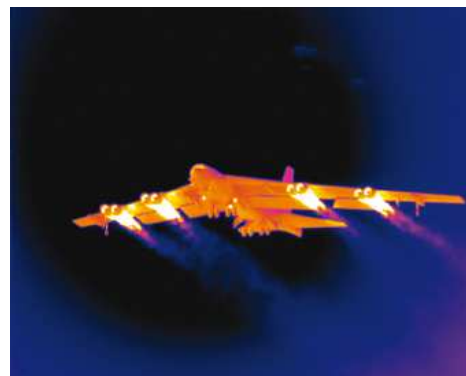
- La energía que emite o puede absorber un cuerpo tiene una energía característica propia.
- El espectro de energía es característico de cada átomo

Espectro de emisión y de absorción de un mismo elemento



EMISION DE ENERGIA IR POR UN AVION

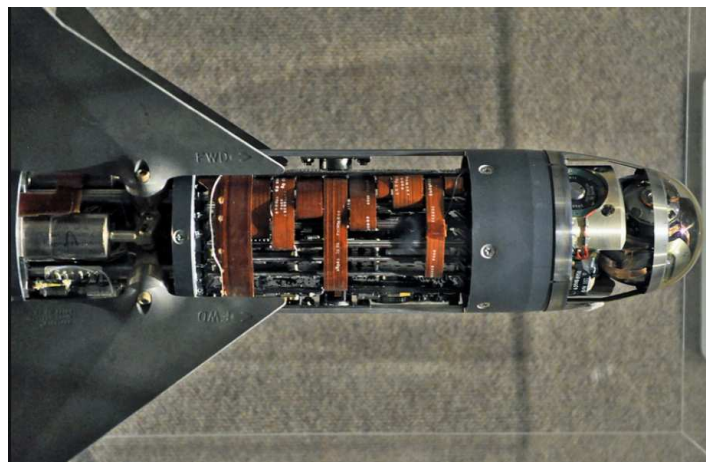
- Detección será más exitosa en chorro de gases y zonas calientes.
- La posición relativa del blanco influye.
- Atmosfera absorbe energía, alcance limitado.
- Contramedidas.



DETECTORES (1)

- Detectan la energía IR
- Determinar posición relativa.
- Seguimiento del blanco.
- Generar variables analizables por la electrónica de guiado.
- Parte óptica y parte electrónica.

DETECTORES (2)

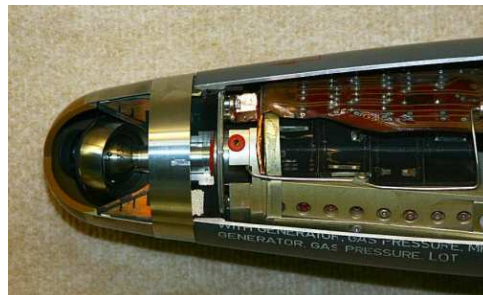


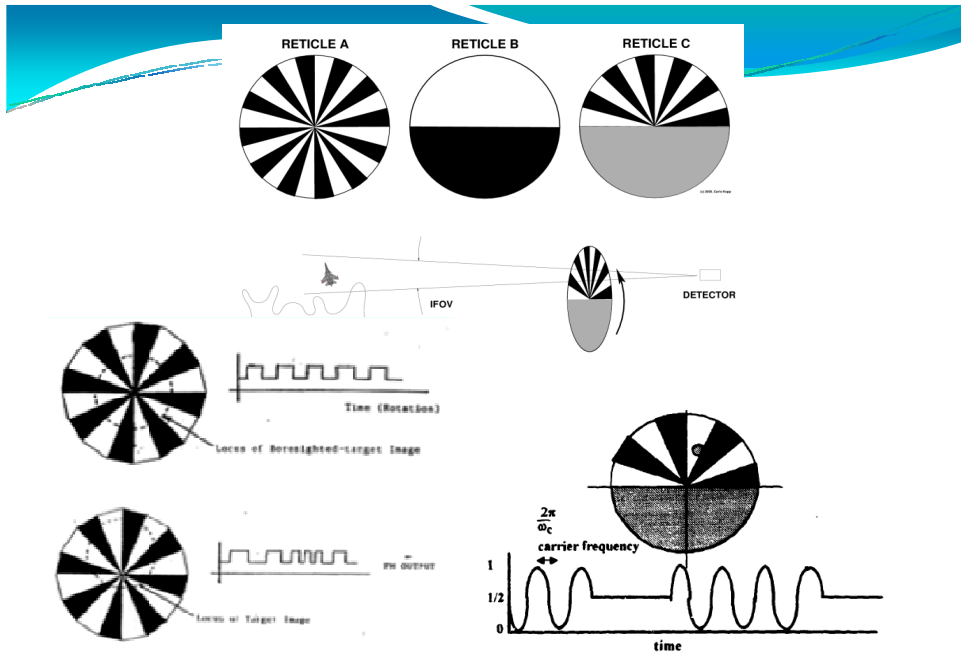
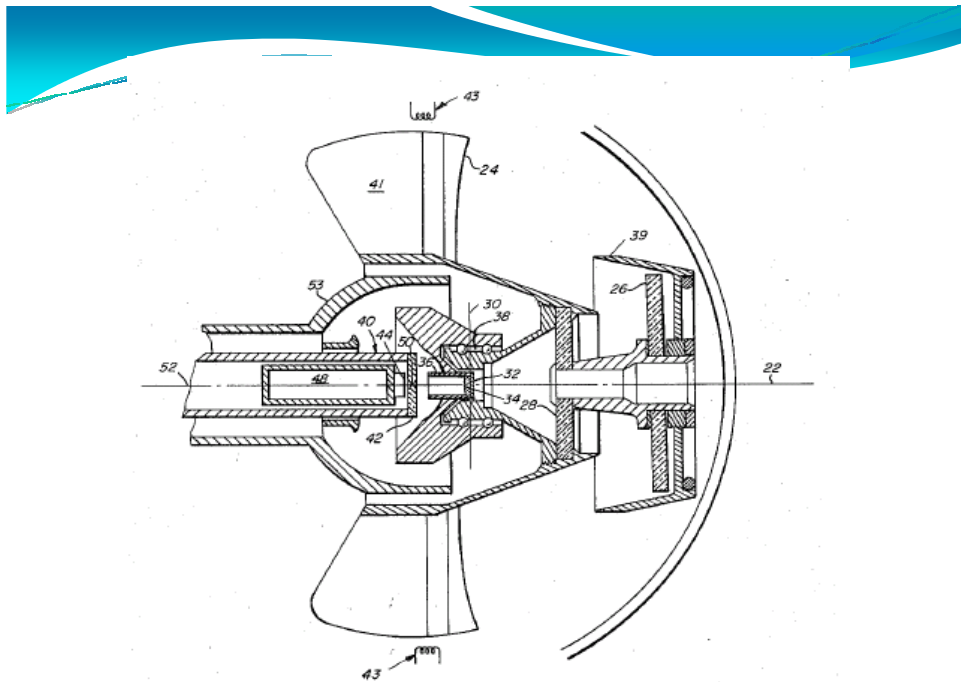
SENSOR

- Fuente de calor lejana → sensor muy sensible.
- Limitación de tamaño.
- Ruido térmico del propio sensor → refrigeración.
- Misiles autoguiados → domo.
- Sensores en vehículo lanzador → teleguiado.
- No determina la distancia al blanco.

EVOLUCION DE LOS SENSORES (1)

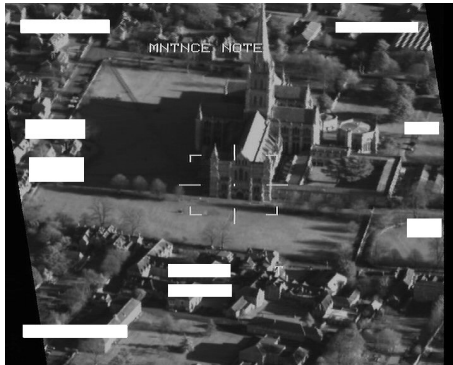
- Único sensor + retículo modulador
- Se genera una señal codificada
- Indica el error de apuntamiento al blanco





EVOLUCION DE LOS SENSORES (2)

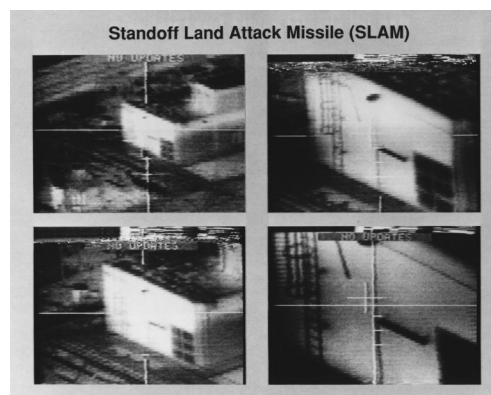
- Tipo CCD
- Reconocer silueta del blanco





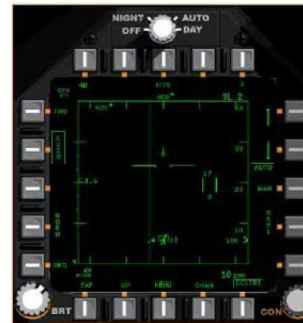
CONCLUSIONES GUIADO IR

- Sistema pasivo.
- Corto alcance (<40km).
- Difícil de detectar un misil con este guiado.
- Iluminación IR artificial con mala visibilidad.
- Complemento a otros sensores.
- Contramedidas.
- Contra-contramedidas...



RADAR - MW

- Franja entre radio e IR.
- Emisión - rebote - recepción.
- Determinar:
 - Distancia
 - Rumbo relativo
 - Velocidad relativa



FUNDAMENTO TEORICO MW

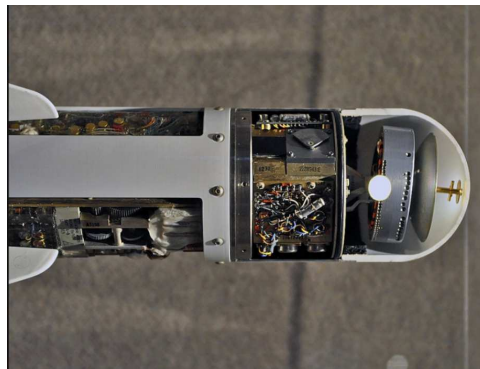
- Emisión artificial.
- La onda tiene que recorrer dos veces la distancia al blanco.
- Alcance hasta el horizonte, en función de la altura.
- La energía recibida depende de la superficie aparente del blanco (RCS).

FUNDAMENTO TEORICO MW

- Características de la señal:
 - Intensidad
 - Longitud de onda
 - Onda continua (CW) o pulsante (PW)

DETECTORES MW

- Emisor + receptor.
- Una o dos antenas.
- Antena en el misil, el lanzador o en ambos.
- Parte mecánica y parte electrónica.
- Limitación de tamaño y potencia eléctrica.
- Para largo alcance.



CONCLUSIONES GUIADO MW

- Se puede interceptar y perturbar.
- Sistema activo, se puede elegir los parámetros de onda mas interesantes según el blanco a detectar.
- Largo alcance.
- Se obtiene información de posición y velocidad.
- Requiere instalación mas compleja.
- Independencia de la meteorología.



SISTEMAS DE GUIADO

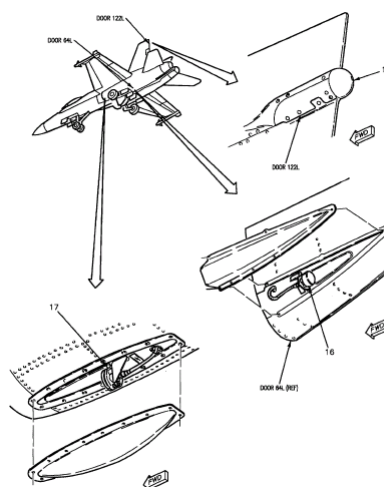
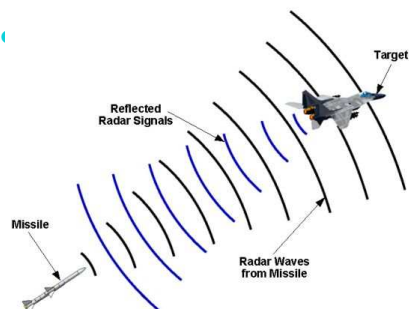


SISTEMAS DE GUIADO

- HOMMING
- Emisión de energía hacia el blanco y/o desde el blanco; se detecta el origen de emisión/reflejo.
- Se determina la línea de visión: LOS
- Según el tipo de sensor (activo o pasivo, posición), hay varios tipos.

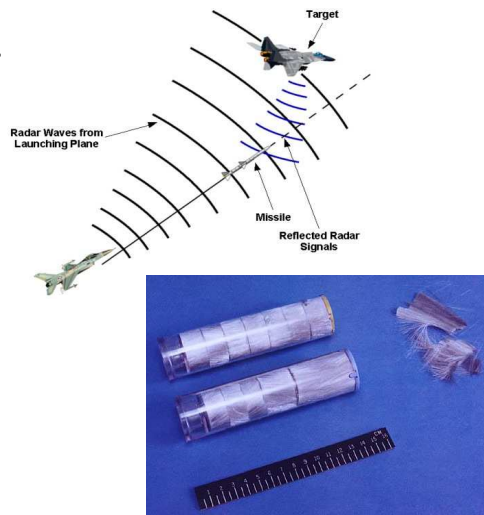
HOMMING ACTIVO

- El blanco no emite energía.
- Sensor en misil (emisor + receptor).
- Lanzador no interviene.



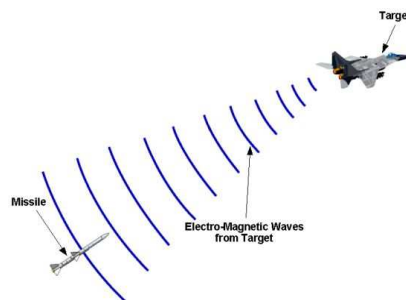
HOMMING SEMIACTIVO

- Blanco no emite energía.
- Emisor en el lanzador.
- Receptor en misil.
- Lanzador vulnerable/detectable.
- Misil mas sencillo.
- Combinación activo + semiactivo.
- Radar o laser.



HOMMING PASIVO

- Fuente energía el blanco.
- IR
- Radio/MW
- Difícil de detectar

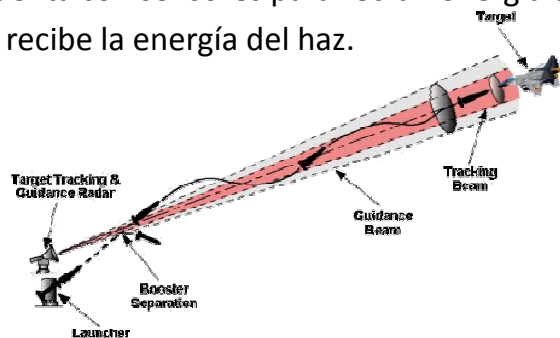


GUIADO LINE OF SIGHT

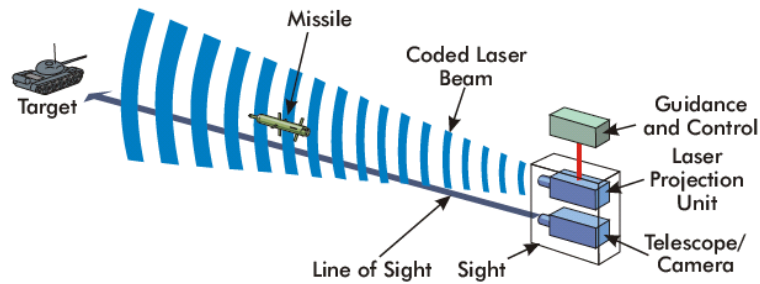
- Se define la L.O.S. entre lanzador y blanco.
 - Visualmente (<5km)
 - Radar
- Características:
 - Lanzador busca y sigue al blanco durante todo el disparo.
 - Participación activa del lanzador.
 - El misil no lleva ningún sensor para detectar el blanco.
 - El misil lleva sensores para recibir instrucciones o determinar su posición respecto la L.O.S.

L.O.S. BEAM RIDING

- El misil detecta su posición respecto la LOS y calcula la maniobra adecuada.
- El vehículo lanzador “dibuja” la LOS con haz radar o laser.
- El haz está modulado.
- El misil cuenta con sensores para recibir energía del haz.
- El blanco recibe la energía del haz.



L.O.S. BEAM RIDING



COMMAND L.O.S.

- El sistema de calculo de la trayectoria esta en el vehículo lanzador.
- Es necesario ver la posición del misil respecto la L.O.S..
- El misil lleva algún tipo de baliza, IR, radar.
- El lanzador recibe esa energía.
- El lanzador transmite la maniobra a realizar, cable, fibra óptica, MW.
- Detección por parte del blanco mas difícil.

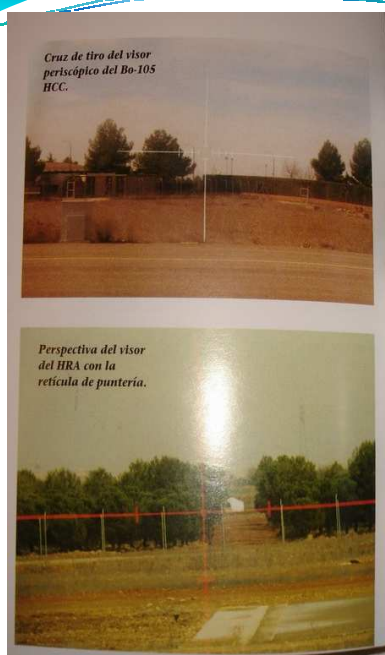


MANUAL C.L.O.S.

- Identificación y seguimiento del blanco: manual.
- El operador dirige el misil a lo largo del vuelo.
- Visores ópticos o IR.
- Bengala en la parte trasera del misil.
- Enlace de datos por cable.
- Sistema sencillo.
- Inmune a contramedidas.
- Operador entrenado.

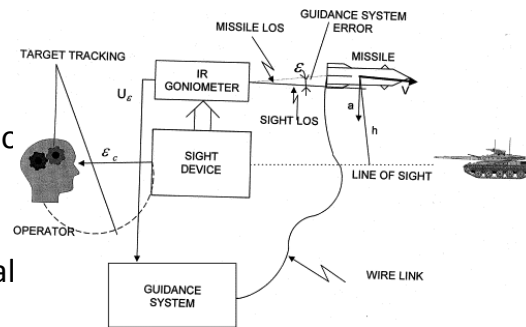


MANUAL C.L.O.S.



SEMIAUTOMATIC C.L.O.S.

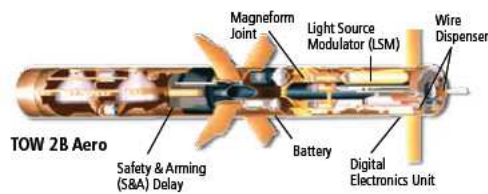
- Identificación y seguimiento: manual.
- Pilotado del misil: automático.
- Cámara paralela al visor del tirador.
- Vulnerable a contramedidas, bengal codificada.
- Instrucción mas sencilla



S.A.C.L.O.S.

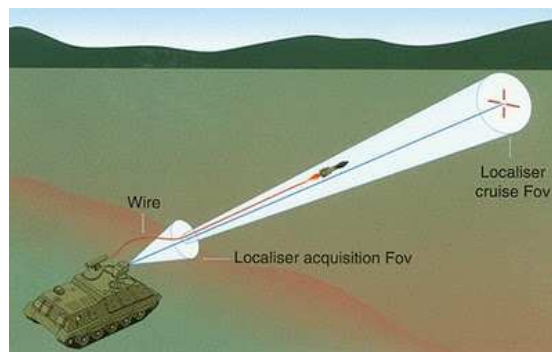


S.A.C.L.O.S.

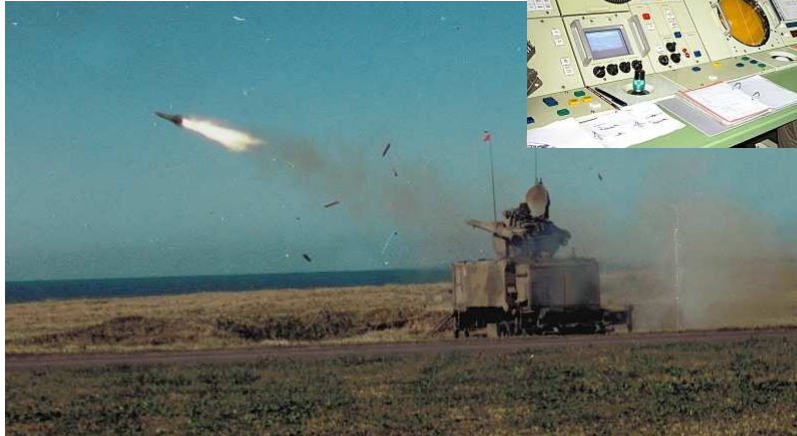


AUTOMATIC C.L.O.S.

- Tirador identifica y autoriza el disparo.
- Sistema detecta y sigue al blanco.



A.C.L.O.S.



C.L.O.S.



Múltiples disparos



Un solo vehículo lanzador

OTROS SISTEMAS DE GUIADO

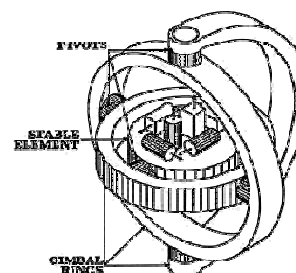
- Los sistemas homming y LOS requieren una serie de sensores que aporten información adicional.
 - Inercial
 - Sideral
 - Referencias terrestres
 - GPS
- La combinación de varios de estos sistemas proporciona información mas precisa y resistente a contramedidas.

INERCIAL

- Los misiles no llevan tubo pitot como los aviones.
- Para determinar la posición y velocidad, se mide continuamente la aceleración sufrida por el misil.
- Las condiciones iniciales son la posición y velocidad del vehículo lanzador.
 - Aceleración $\rightarrow$ velocidad
 - Velocidad $\rightarrow$ posición



(a) Strapdown



(b) Gimbaled

INERCIAL

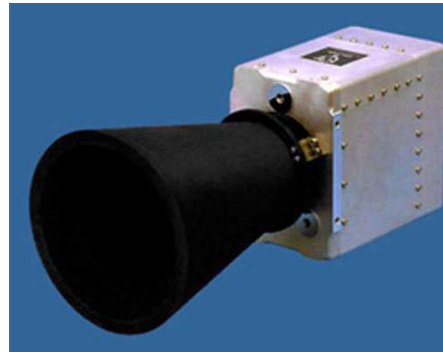
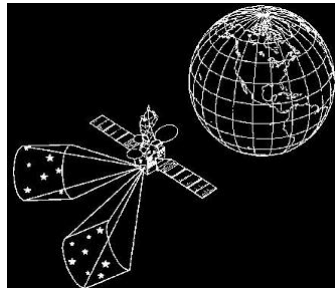


INERCIAL

- La unidad inercia del misil es el dispositivo mecánico/óptico/electrónico que mide la aceleración y giros sufridos por el misil para determinar su posición en el espacio.
- La unidad de control recibirá esta información y la comparará con la que debería tener según la situación relativa del blanco.

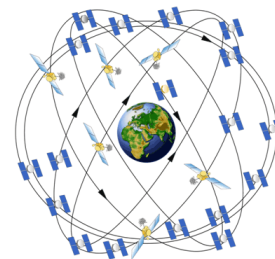
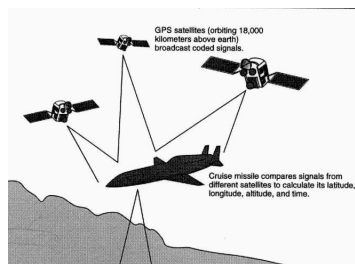
SIDERAL

- Star tracker
- Compara la imagen con una base de datos.
- Misiles balísticos en la fase del vuelo fuera de la atmosfera.



GPS

- Constelación de satélites en orbitas y posición conocidas con precisión.
- Emiten una señal sincronizada.
- El desfase en la recepción corresponde a la distancia a cada satélite.



COMBINACION DE SISTEMAS DE GUIADO

- Ningún sistema de guiado o navegación es capaz de aportar todos los datos necesarios para el misil/sistema de control.
- Se utilizan varios dispositivos para proporcionar datos complementarios.
- Ciertos misiles pueden obtener el mismo dato de diferentes fuentes:
 - Incrementar precisión.
 - Resistencia a contramedidas

¿DUDAS?



Misiles: Introducción

Diego Domínguez Fernández

Cohetes y Misiles

Grado en Ingeniería Aeroespacial

2014 / 2015

Introducción

Un misil es un proyectil autopropulsado que puede ser guiado durante toda o parte de su trayectoria, propulsado por cohete o motor de reacción.

- Generalmente los misiles son usados como arma y tienen una o más cabezas de guerra explosivas, aunque también pueden usarse otros tipos de arma en el misil.
- Los hay de tamaños y alcance muy variados, desde los misiles antitanque que pueden ser llevados y lanzados por una sola persona hasta los enormes misiles balísticos intercontinentales.



Introducción

Ciertos sistemas similares pueden ocasionar alguna confusión con sus nombres:

- «Misil» describe una munición autopropulsada guiada.
- «Cohete» describe una munición autopropulsada no guiada.
- Las municiones guiadas sin motor son conocidas como bombas guiadas.
- El término misil «misil balístico» puede aplicarse a una munición que sigue una trayectoria balística.
- «Misil de crucero» se refiere a munición que genera sustentación (se desplaza como una aeronave de ala fija).



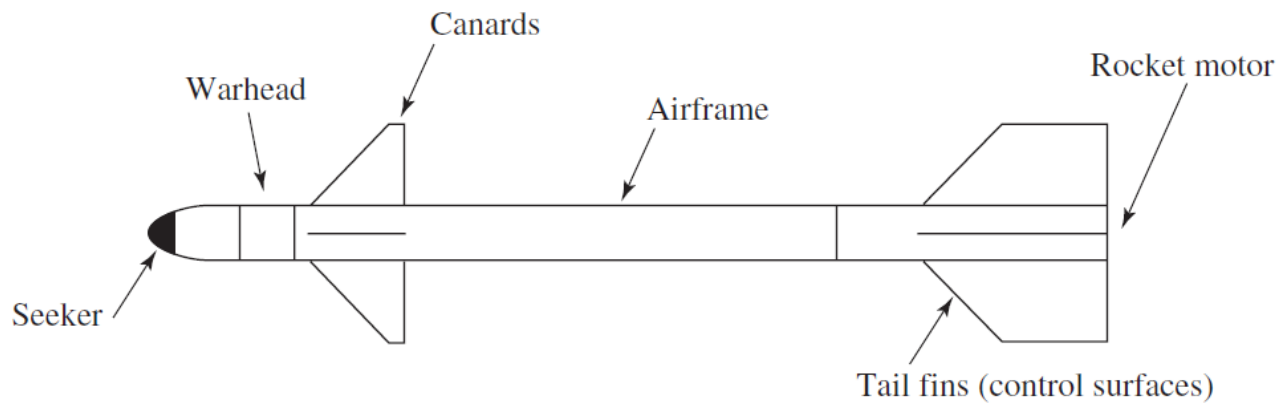
GBU-15 (*Guided Bomb 15*)



Introducción

De forma más específica, un misil guiado puede dividirse habitualmente en cuatro subsistemas:

1. **Fuselaje y superficies aerodinámicas:** El tipo y tamaño depende mucho de las características del sistema de guiado, el tamaño del motor o el de la cabeza de guerra.
2. **Guiado:** El tipo de guiado depende del motor, cabeza de guerra y amenaza. Más concretamente, la elección del tipo de guiado depende del sistema de armas que va a hacer uso de él en su conjunto, las características del blanco y otros factores.

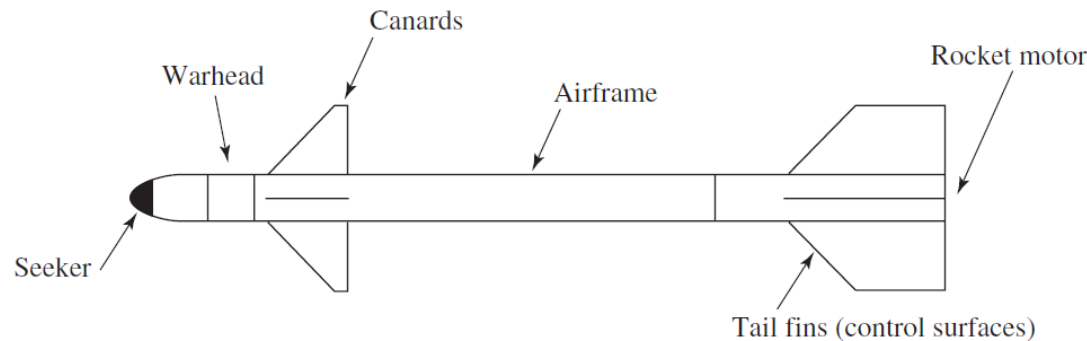


Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Introducción

De forma más específica, un misil guiado puede dividirse habitualmente en cuatro subsistemas:

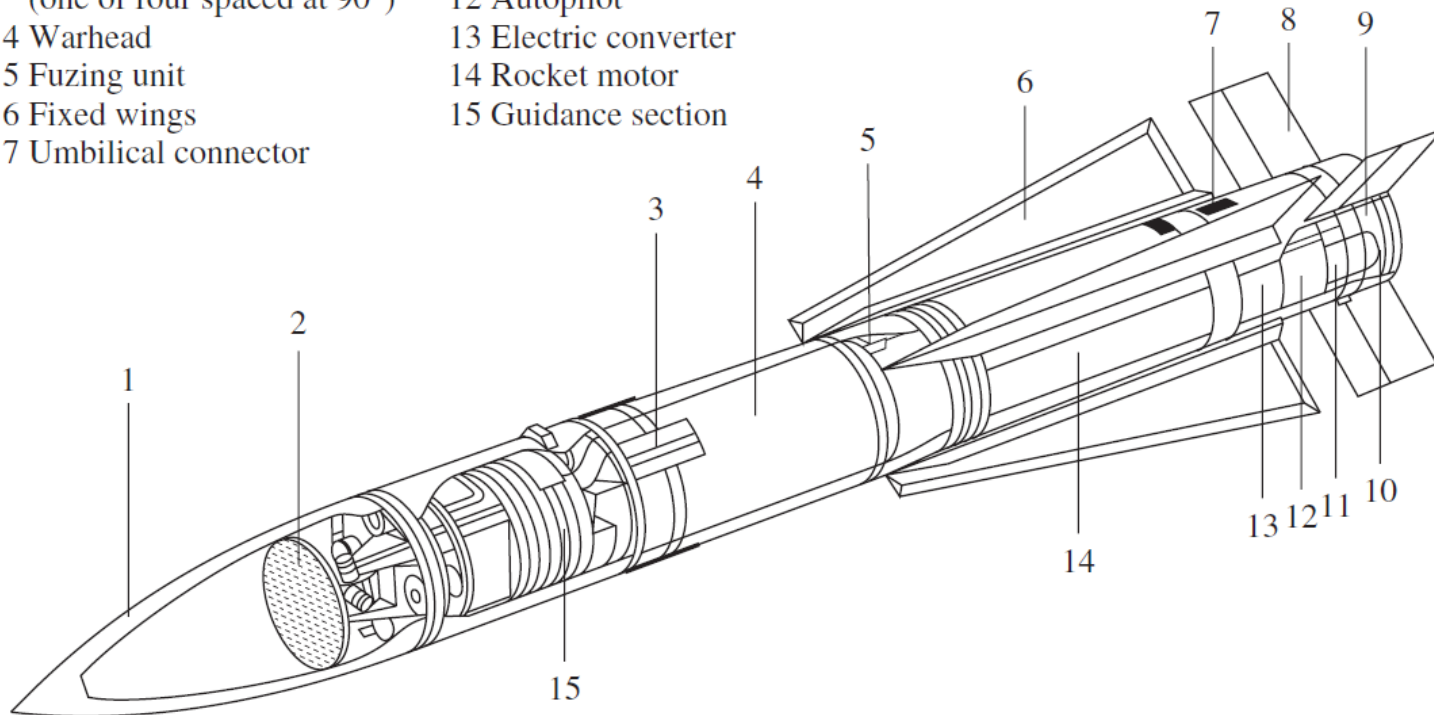
- 3. Motor:** Las características del motor dependen de los requisitos de guiado, la amenaza a abatir y las características de fuselaje y sistema de control.
- 4. Cabeza de guerra:** Dependiente de la amenaza y el tipo de guiado.



Habitualmente, el proceso de diseño es definir los requisitos de guiado (e.g. precisión, tiempo de respuesta, alcance...) en función de la amenaza, seleccionar un fuselaje y superficies de control que puedan proporcionar las prestaciones requeridas, dimensionar el motor en base a la amenaza y consideraciones estructurales y de fuselaje, y dimensionar la cabeza de guerra según el guiado y la estructura/fuselaje.

Introducción

- | | |
|--|---------------------------|
| 1 Radome | 8 Moving control fins |
| 2 Planar array active radar antenna | 9 Nozzle |
| 3 Proximity fuze antenna (one of four spaced at 90°) | 10 Rear detection antenna |
| 4 Warhead | 11 Hydraulic power unit |
| 5 Fuzing unit | 12 Autopilot |
| 6 Fixed wings | 13 Electric converter |
| 7 Umbilical connector | 14 Rocket motor |
| | 15 Guidance section |



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Diseño

Además de lo ya indicado hay otros factores básicos que afectan al diseño de cualquier sistema de armas. En general el diseño de cualquier misil se centra en ser capaz de alcanzar a la amenaza definida en un ambiente de operación dado, con la utilización de las más avanzadas capacidades y a un mínimo coste.

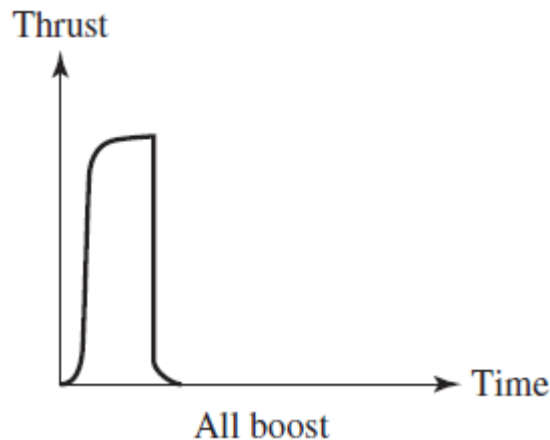
Una decisión clave en cualquier diseño de misil es la selección de un **sistema propulsivo**. Los factores clave al seleccionar un tipo de motor son:

- Incremento del calentamiento aerodinámico a medida que aumenta la velocidad de vuelo.
- Resistencia aerodinámica, que disminuye la velocidad del misil.
- Máxima altitud a la que debe operar el misil.
- Máximo y mínimo alcance de interceptación requerido.

Diseño

Los sistemas propulsivos empleados en misiles, pueden clasificarse en función de su modo de operación:

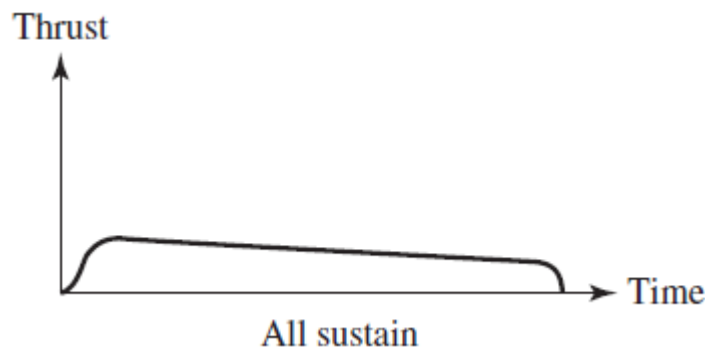
- **All-Boost:** Un motor de este tipo típicamente hará que el misil acelere rápidamente, originando una alta velocidad pico. Sin embargo esto ocasiona elevada resistencia, calentamiento aerodinámico y un breve tiempo de vuelo para un rango determinado. Es adecuado para ataque por la parte trasera y persecuciones desde la cola.



Diseño

Los sistemas propulsivos empleados en misiles, pueden clasificarse en función de su modo de operación:

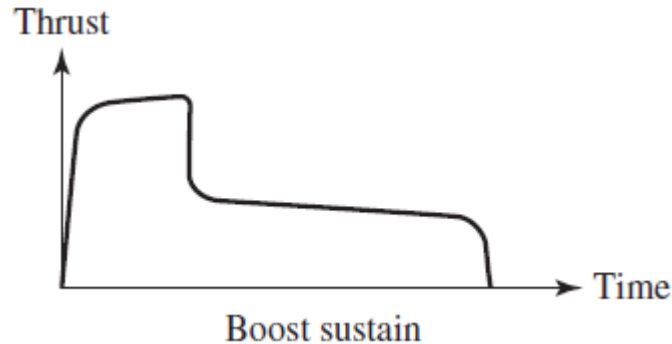
- **All-Sustain:** Un motor de este tipo experimenta aceleraciones más bajas, que resultan en una menor resistencia aerodinámica y mayor tiempo de vuelo para un cierto alcance. Como el motor opera durante un periodo prolongado, puede utilizarse para vencer a la gravedad en ataques de tipo búsqueda (*look-up engagement*) y para proporcionar la suficiente velocidad para realizar maniobras a elevadas altitudes.



Diseño

Los sistemas propulsivos empleados en misiles, pueden clasificarse en función de su modo de operación:

- **Boost-Sustain:** Representa el intento de combinar las mejores características de ambos diseños.



Diseño

La **amenaza** típicamente describe lo que el blanco puede hacer, en términos de prestaciones, que se traducen en lo que el misil tendrá entonces que ser capaz de hacer, en términos de prestaciones. Los factores más importantes de la amenaza son:

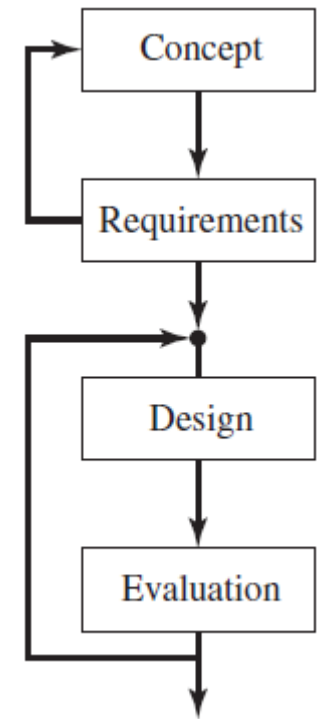
- La velocidad de acercamiento: Combinación de la velocidad del interceptación y el blanco.
- Altitud de “engagement”: Rango de altitudes en el que cabe esperar la operación del blanco.
- Rango para el “engagement”: Límite desde el cual puede lanzarse el misil.



Diseño

El desarrollo de los sistemas de un misil requiere que se involucren un amplio número de disciplinas y en general se desarrolla en cuatro fases:

- **Definición del concepto:** Se proponen uno o varios métodos de guiado y se examina la viabilidad y compatibilidad con los objetivos y limitaciones del sistema. Se adopta un concepto como opción base.
- **Requisitos:** Se formular requisitos para los subsistemas y componentes, en particular, capacidad del misil (aceleración tiempo de respuesta), función del sensor (seguimiento, iluminación) precisión o sistemas de control. Tras algunas iteraciones se inicia el diseño analítico.

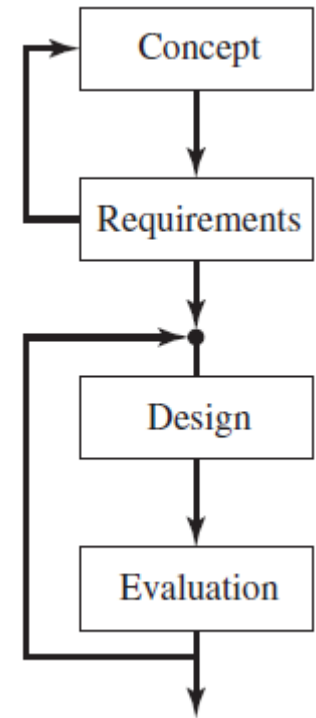


Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Diseño

El desarrollo de los sistemas de un misil requiere que se involucren un amplio número de disciplinas y en general se desarrolla en cuatro fases:

- **Diseño:** La ley de guiado es refinada y detallada, se diseña el piloto automático y los correspondientes controles de los actuadores. Se idea el sensor de seguimiento embarcado y el sistema de estabilización.
- **Evaluación:** Un proceso de evaluación mediante simulaciones inicialmente y ensayos después permite verificar el diseño, las prestaciones previstas, definir las zonas de efectividad y analizar resultados post-vuelo.



Introducción



Introducción

Algunos conceptos básicos:

- ***Detector – Seguidor***: proporciona información del blanco al misil.
- ***Buscador***: proporciona la velocidad angular de la línea misil–blanco, distancia al blanco, ángulo de línea de mira, etc.
- ***Navegación***: acción de determinar el propio vector de estado(posición, velocidad y altitud).
- ***Guiado***: acción de aplicar una cierta ley de variación en la dirección de un móvil para que, partiendo de una posición dada, alcance otro punto.

Clasificación misiles. Misión

Táctico

- Misiles que vuelan dentro de la atmosfera con alcance hasta 2000km.
- Pueden ser:
 - Aire / Aire
 - Superficie / Aire
 - Aire / Superficie
 - Superficie / Superficie
 - Balísticos

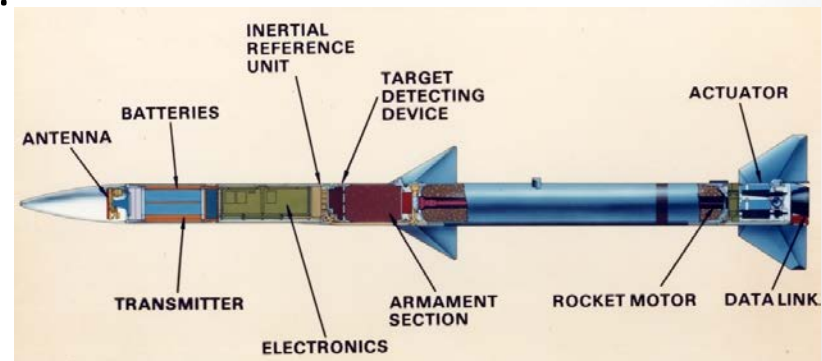
Estratégico

- Muy largo alcance
 - Inyectores
 - Balísticos(ICBM)
 - Crucero

Clasificación misiles. Misión

Misiles Aire-Aire

- Disparados desde una aeronave con el propósito de destruir a otra aeronave.
- Habitualmente propulsados por uno o más motores cohete, normalmente de combustible sólido, aunque en el momento hay motores de tipo estatorreactor (Meteor) finalizando el desarrollo y permiten mantener una velocidad media elevada.
- Suelen agruparse en dos categorías en función del alcance:
 - De corto alcance, también llamados “dogfight” o “dentro del alcance visual” (WVR). Tienden a usar guía por infrarrojos.
 - Medio o largo alcance, "más allá del alcance visual" (BVR). Cuentan con algún tipo de guía por radar.



Clasificación misiles. Misión

Misiles Aire-Superficie

- Un misil aire-superficie (air-to-surface missile, ASM) o misil aire-tierra (air-to-ground missile, AGM) es aquél diseñado para ser lanzado desde una aeronave militar y atacar objetivos en tierra, en mar, o ambos.
- Similares a las bombas guiadas pero disponen de alguna forma con un sistema de propulsión.
- Los dos sistemas de propulsión más comunes para los misiles aire-superficie son los motores cohete (corto alcance) y los motores a reacción (largo alcance).
- Algunos misiles aire-superficie soviéticos son propulsados por estatorreactores, proporcionándoles un largo alcance y una alta velocidad al mismo tiempo.



Clasificación misiles. Misión

Misiles Aire-Superficie

- El sistema de guiado para los misiles aire-superficie normalmente es mediante guía láser, guía infrarroja, guía óptica o mediante señales GPS. El tipo de guía depende del tipo de objetivo.
- Pueden ser activos, semi-activos y pasivos, además, los misiles de crucero se desplazan a un punto geométrico indicado.

Se definen varias subcategorías:

- Misiles guiados antitanque (ATGM) lanzados desde el aire (normalmente desde helicópteros) (FGM-148 [Javelin](#))
- Misiles de crucero lanzados desde el aire. ([AGM-129 ACM](#)) (Stand-off)
 - Stand-off: Se van a lanzar a muchas millas del objetivo, fuera del alcance del enemigo. Disponen de sistema inercial (INS) y GPS, fase final con guía infrarroja o tv.
- Misiles antibuque lanzados desde el aire. ([AGM-84 Harpoon](#))
- Misiles antirradiación. ([AGM-88 HARM](#))

Clasificación misiles. Misión

Misiles Aire-Superficie

- Algunos misiles se han desarrollado en versiones aire-tierra y tierra-tierra. Por ejemplo: Tomahawk, Penguin o AGM-84 Harpoon.



- Una de las ventajas de los misiles aire-tierra, es la distancia de uso. Esto permite a los pilotos lanzar el misil fuera de la cobertura de la defensa antiaérea enemiga.
- La mayoría de los misiles aire-tierra son del estilo dispara y olvida.
- Hay gran variedad de misiles, depende del blanco que queramos destruir.

Clasificación misiles. Misión

Misiles Tierra - Aire

- Un misil superficie-aire o misil tierra-aire es aquél diseñado para ser lanzado desde la superficie terrestre, por una persona (misil portátil) o una instalación (plataforma de misiles), y alcanzar a aeronaves en vuelo, como aviones o helicópteros.
- Se trata por tanto de un sistema antiaéreo.
- Pueden ser también de guiado activo, semi-activo o pasivos.

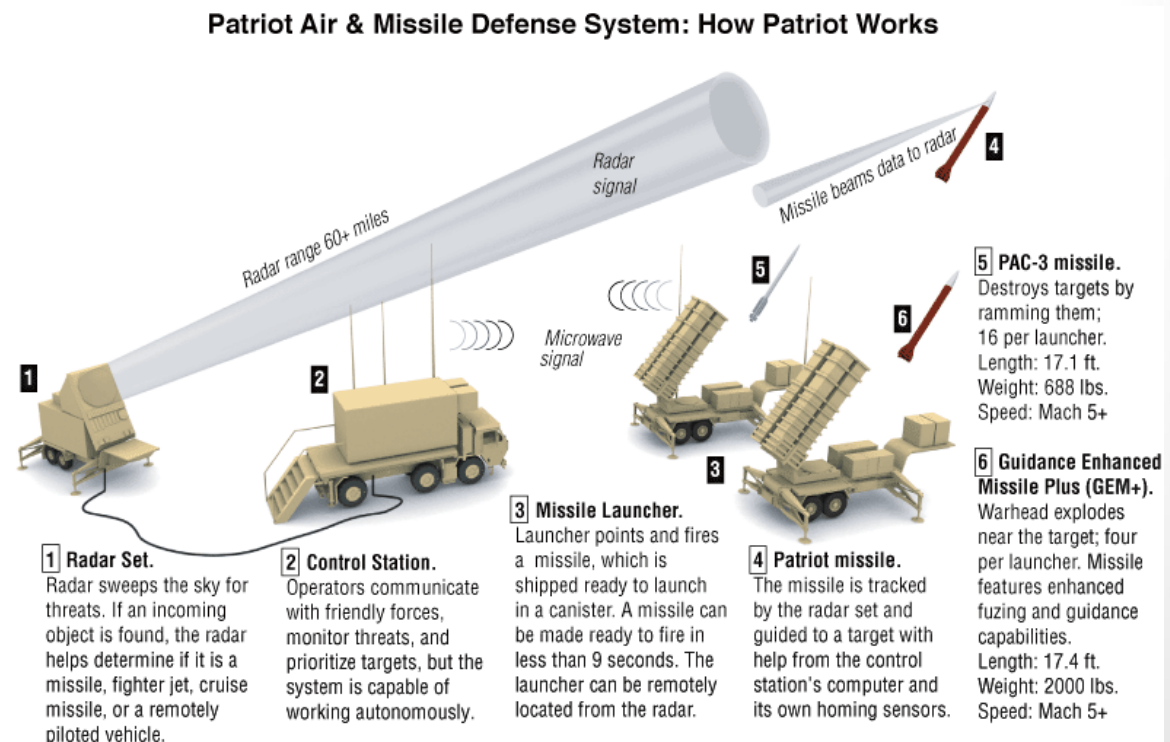


Clasificación misiles. Misión

Misiles Tierra - Aire

- Principalmente utilizan dos posibles sistemas de guiado:
 - **Por infrarrojos** (corto alcance): alcance máximo de 6,5 km y detectar a un posible objetivo a 10 km de distancia.
 - **Guiados por radar** (largo alcance): blancos a mucha mayor distancia. Suelen ser más grandes, debido a su mayor carga de combustible.

Como desventaja resultan más vulnerables; el conjunto de las armas y, en su caso, el vehículo que las porta resulta un blanco más fácil de localizar y difícil de mover.



Copyright © 2002 Raytheon Company

Clasificación misiles. Misión

Misiles de crucero

Misil que usa alas de sustentación y más comúnmente un sistema de propulsión por reactor para permitir un vuelo sostenido y largo alcance.

- Están diseñados para llevar una gran carga de explosivos convencionales o cabezas nucleares a cientos de kilómetros de distancia con una puntería excelente.
- La mayoría vuelan a velocidades sub-sónicas, baja cota para evitar ser detectados por los radares y navegación autónoma.
- Pueden ser clasificados por tamaño, velocidad (subsónica o supersónica) y alcance, y adicionalmente por método de lanzamiento terrestre, aéreo, desde buques o submarinos. A menudo se fabrican diferentes versiones del mismo misil para ser lanzadas desde diferentes plataformas.
- Los sistemas de guía pueden variar. Algunos de estos pueden estar equipados con una variedad de sistemas de navegación (navegación inercial, TERCOM o navegación por satélite).



Clasificación misiles. Misión

Misiles balísticos

Un misil balístico es un misil, generalmente sin alas ni estabilizadores, con una trayectoria predefinida que no puede ser modificada después de que el misil ha acabado su combustible, y que sigue por tanto a partir de ese punto una trayectoria balística.

- Para poder tener largos alcances los misiles balísticos deben ser lanzados a alturas muy elevadas y por lo general órbitas de baja altitud.
- Los misiles balísticos modernos tienen varias fases de cohetes y su rumbo se puede cambiar ligeramente entre una etapa y la siguiente.



Clasificación misiles. Misión

Misiles balísticos

Los misiles balísticos tienen un uso muy variado y se suelen dividir en varias categorías:

- intercontinentales (**ICBM**) son de gran alcance (más de **5500 km**).
- de lanzamiento submarino (**SLBM**).
- de alcance intermedio **IRBM** (Intermediate Range Ballistic Missile).
- de alcance medio **MRBM** (Medium Range Ballistic Missile).
- de corto alcance **SRBM** (Short Range Ballistic Missile).



Clasificación misiles. Misión

Misiles balísticos

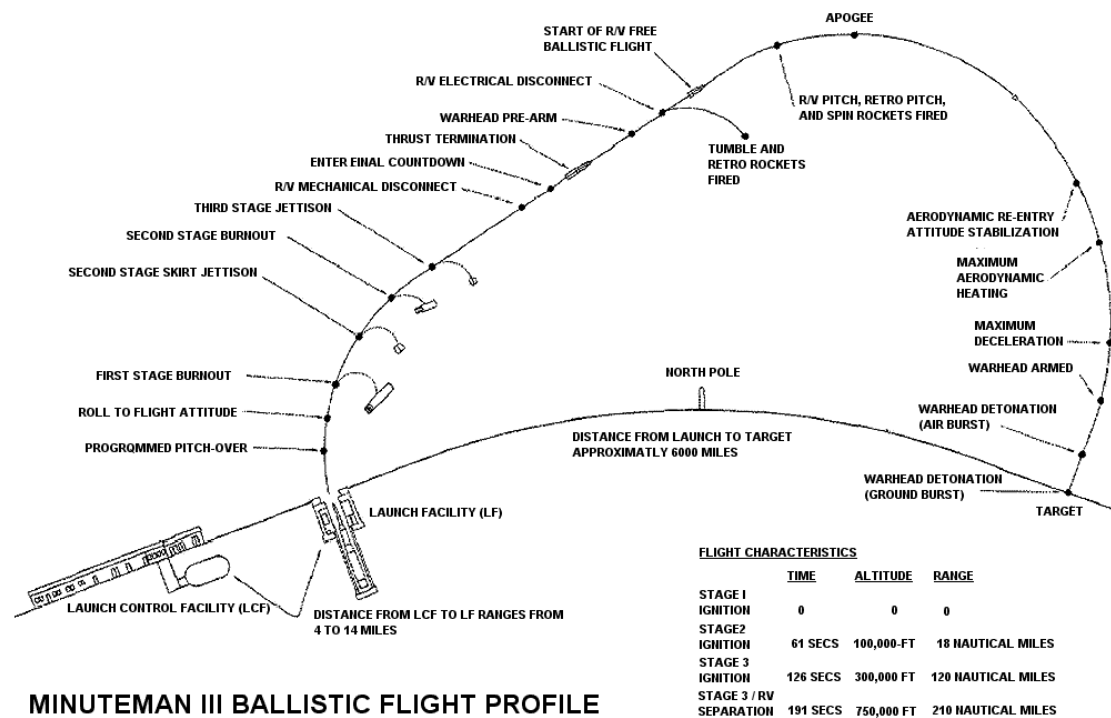
- Intercontinentales (ICBM) son de gran alcance (más de 5500 km).
 - Usa una trayectoria balística que implica un importante ascenso y descenso, incluyendo trayectorias suborbitales y parcialmente orbitales.
 - El alcance máximo de un ICBM está delimitado por los pactos de control de armas que prohíben vuelos orbitales o parcialmente orbitales.
 - Actualmente, sólo tres países tienen sistemas de misiles balísticos intercontinentales: EE.UU, Rusia y China. Francia dispone de IRBM de muy largo alcance y está finalizando el desarrollo de un ICBM de lanzamiento submarino. India se encuentra también en los estados finales de desarrollo de un ICBM propio.
 - En general, cualquier país capaz de colocar un ingenio en el espacio podría desarrollar un ICBM en breve periodo de tiempo.

Clasificación misiles. Misión

Misiles balísticos

- Intercontinentales (ICBM) son de gran alcance (más de 5500 km).
 - Por lo general, llevan VRMIs (MIRVs o Multiple Independently targetable Reentry Vehicle,) cada uno de los cuales, puede llevar varias ojivas nucleares en forma independiente y separada, permitiendo a un solo misil ICBM impactar en muchos objetivos en territorio enemigo, diferentes bases militares y ciudades, con un único lanzamiento.

Los nuevos misiles ICBM usan combustible sólido, que puede ser almacenado durante largo tiempo en las estaciones lanzadoras y estar listos para el lanzamiento en plazo muy breve.



Designación OTAN

La designación básica de cada misil se basa en un conjunto de letras, que siguen una secuencia. La secuencia indica lo siguiente:

- 1ª Letra: El entorno desde el que se lanzó el arma (Lanzador: **A**ir, **S**urface, **G**round)
- 2ª Letra: La misión principal del arma
- 3ª Letra: El tipo de arma

Ejemplos de designaciones de misiles:

- **AGM** - (A) Air-launched (G) Surface-attack (M) Guided missile
- **AIM** - (A) Air-launched (I) **Intercept-aerial** (M) Guided missile
- **ATM** - (A) Air-launched (T) **Training** (M) Guided missile
- **RIM** - (R) **Ship-launched** (I) Intercept-aerial (M) Guided missile

Designación OTAN

1ª Letra, El lanzador:

- **A Air**
- **B Multiple:** Capable of being launched from more than one environment
- **C Coffin or Container:** Stored horizontally or at less than a 45 degree angle in a protective enclosure and launched from the ground
- **F Individual or Infantry**
- **L Land or Silo**
- **M Mobile**
- **P Soft Pad:** Partially or unprotected in storage and launched from the ground
- **U Underwater:** Launched from a submarine
- **R Surface ship.**

Designación OTAN

2ª Letra, misión principal del arma u objetivo:

- **D Decoy:** Señuelos
- **E Special Electronic** Vehicles designed or modified with electronics equipment for communications, countermeasures, electronic radiation sounding, or other electronic recording or relay missions
- **G Surface Attack**
- **I Intercept-Aerial**
- **Q Drone**
- **S Space**
- **T Training**
- **U Underwater attack** Vehicles designed to destroy enemy submarines or other underwater targets, or to detonate underwater
- **W Weather** Vehicles designed to observe, record, or relay data pertaining to meteorological phenomena-

Designación OTAN

3ª Letra, El tipo de arma:

- **M** **Misil**
- **R** **Rocket.**
- **N** **Probe:** Sonda, vehículo instrumentado no-orbital para controlar y transmitir la información ambiental.
- **X** Experimental

References

- *George M. Souris. Missile Guidance and Control Systems.* Ed. Springer, 2004.
- *Alejandro Silva Rodríguez. Apuntes cohetes y misiles.* Universidad de León, 2014/2015.

Presentación a completar con las explicaciones dadas en clase, las referencias bibliográficas y web.

Control y Estabilidad

Diego Domínguez Fernández

Cohetes y Misiles

Grado en Ingeniería Aeroespacial

2014 / 2015

Introducción

Control y estabilidad son conceptos relacionados y por lo general opuestos:

- **Control:** capacidad del vehículo para modificar su trayectoria a voluntad.
- **Estabilidad:** capacidad del misil para mantener la trayectoria original frente perturbaciones (voluntarias o involuntarias).

Normalmente se cumple que a mayor control (maniobrabilidad) menor estabilidad y viceversa, esta característica se determina en el diseño del misil según el tipo de misión.

Introducción

El **control** de la aeronave se puede obtener de varias formas:

- *Control aerodinámico*: superficies móviles producen fuerzas o momentos de torsión.
- *Control por empuje*: desviando el empuje del motor cohete o motores cohete específicos.

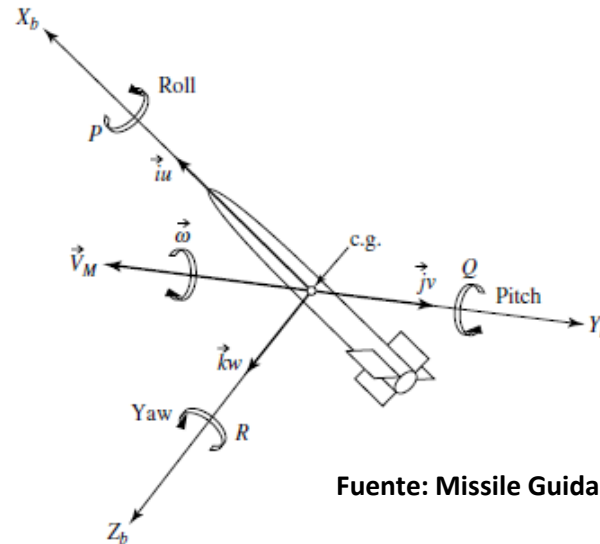
Es posible que el misil cuente con una combinación de ambos tipos de control.

La **estabilidad** del misil se puede obtener de varias formas:

- *Estabilidad natural*: el misil cuenta con superficies fijas colocadas adecuadamente para orientar al misil con la corriente de aire.
- *Estabilidad artificial*: el misil cuenta con sensores de la actitud que detectan una salida de la trayectoria involuntaria y realizan la maniobra correctiva adecuada (el misil tiene el control adecuado para ello).

Introducción

El misil al moverse por el espacio tiene seis grados de libertad: tres direcciones de traslación y tres rotaciones a lo largo y sobre los ejes cuerpo del misil (X_b, Y_b, Z_b).



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

De forma compacta, la traslación y rotación de un cuerpo rígido puede expresarse matemáticamente mediante las siguientes expresiones:

$$\text{Translation: } \sum \mathbf{F} = m\mathbf{a},$$

$$\text{Rotation: } \sum \boldsymbol{\tau} = \frac{d}{dt}(\mathbf{r} \times m\mathbf{V})$$

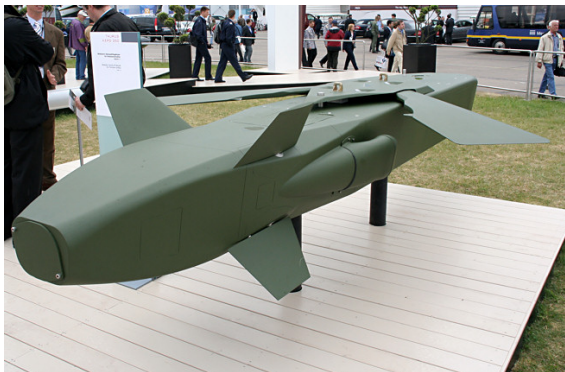
donde $\sum F$ es el sumatorio de fuerzas que actúan sobre el misil y $\sum \tau$ el torque neto aplicado.

Tipos de control

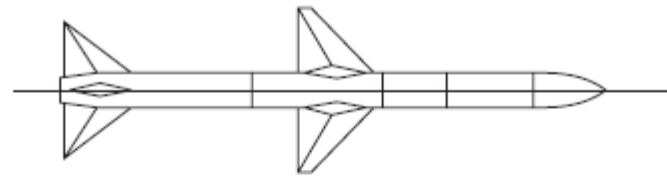
Control aerodinámico

Producen una fuerza o momento con la magnitud y orientación adecuado mediante la interacción de una superficie móvil con el fluido. El misil ha de estar dentro de la atmosfera, además la capacidad de mando de la superficie depende de la altitud de vuelo (o lo que es lo mismo de la densidad) y de la velocidad.

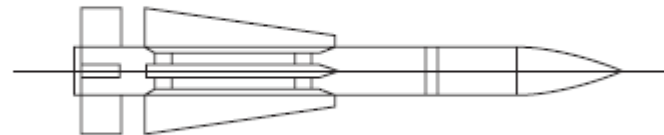
La mayoría de misiles aéreos utilizan algún tipo de control aerodinámico. En misiles balísticos, este tipo de control solo sería útil en la parte del vuelo atmosférico.



Wing control (e.g., Sparrow III AIM-7F):



Tail control (e.g., Phoenix AIM-54A):



Canard* (e.g., Sidewinder AIM-9):



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Tipos de control

Control mediante empuje

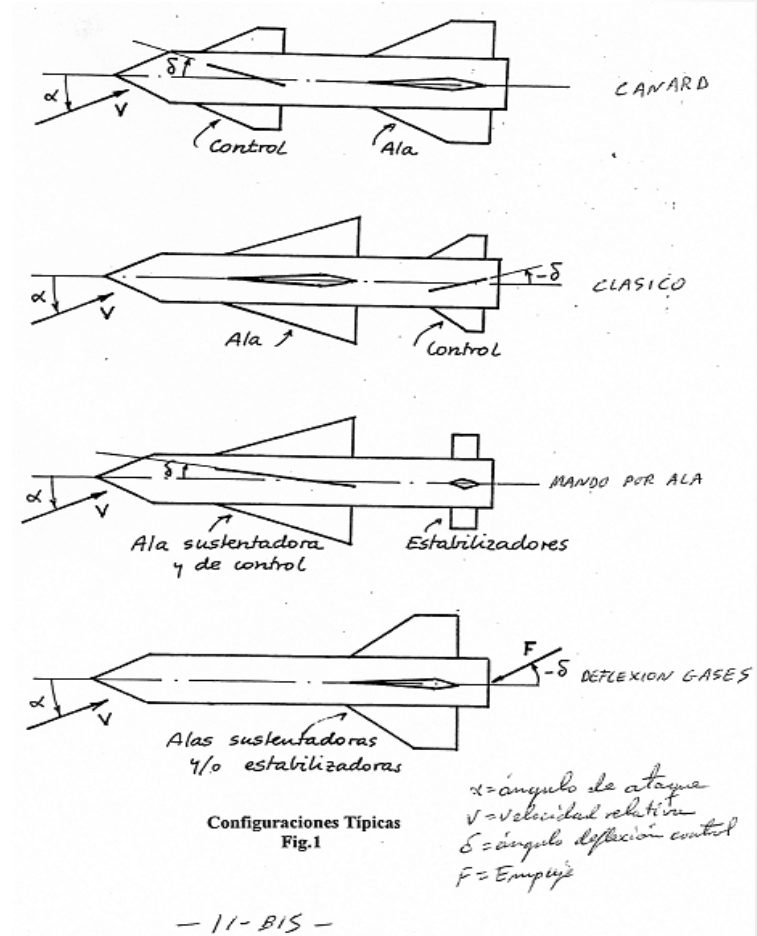
La fuerza y momentos de giro necesarios para maniobrar son producidos por motores cohete del misil, no depende del aire; por lo que el misil conserva la misma capacidad de maniobra independientemente de las condiciones de vuelo o atmosféricas.

Este tipo de control se utiliza en misiles aéreos que requieran una maniobrabilidad elevada en un corto espacio de tiempo (y distancia por lo tanto) así como en misiles balísticos pues permite maniobrar en cualquier fase de su vuelo.



Configuraciones típicas

- Control *canard*: Controles delanteros y superficies fijas sustentadoras detrás.
- Control *clásico*: Control en la parte trasera y alas sustentadoras delante de los mandos.
- Control *deflexión del ala*: Superficies sustentadora y de control en parte intermedia del cuerpo. Superficies fijas estabilizadoras detrás.
- Control *deflexión del chorro*: Control deflectando la dirección del empuje, sustentación por alas fijas y/o fuselaje.



Fuente: Apuntes Misiles II, P. Sanz-Aránguez

Configuraciones típicas

En general todas estas configuraciones tienen en común una colocación cruciforme en línea de las alas y estabilizadores:

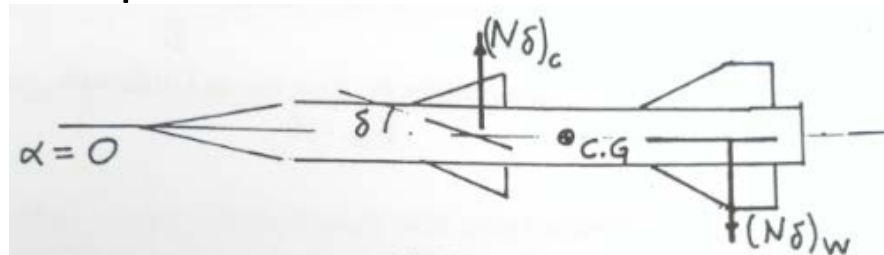
- Maniobra en cualquier sentido, máxima rapidez de respuesta.
- Desacoplamiento de cadenas de guiado en picado y guiñada.
- Comportamiento en balanceo mas asequible.
- Con los controles y alas en línea, el comportamiento es coherente a bajos y altos ángulos de ataque.

Configuraciones típicas. Comparación

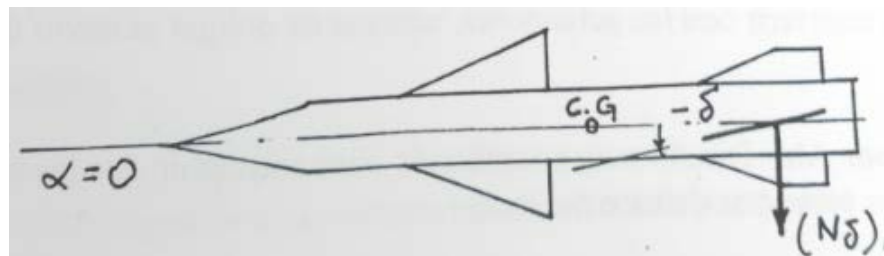
Rapidez de la respuesta dinámica.

Comportamiento por deflexión del mando:

- *Canard*. Por deflexión estela, debido al control, aparece fuerza en el ala del mismo orden y signo contrario. Se obtiene sustentación nula inicial, creciendo rápidamente con aumento ángulo de ataque. Respuesta intermedia.



- *Clásico*. Al deflectar control aparece en él sustentación inicial contraria a la deseada. Lenta respuesta dinámica puesto que comienza con retardo.

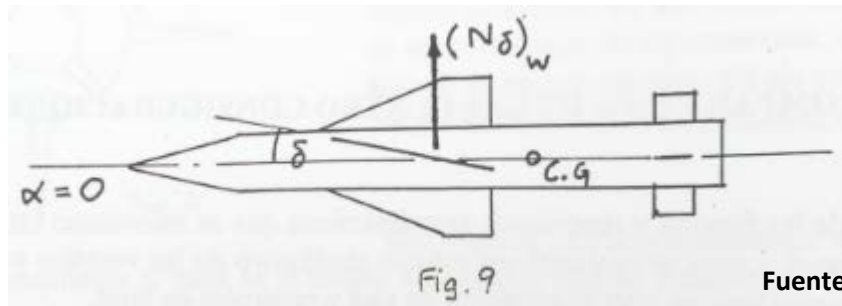


Configuraciones típicas. Comparación

Rapidez de la respuesta dinámica.

Comportamiento por deflexión del mando:

- *Mando por ala.* Al deflectar el ala se obtiene inmediatamente una sustentación inicial, positiva por tanto la respuesta dinámica es la más rápida de todas.



Fuente: Apuntes Misiles II, P. Sanz-Aránguez

- *Control por chorro.* Similar al clásico. Lenta y con retardo

Configuraciones típicas. Comparación

Realización mecánica:

- *Canard*. Simple toda la electrónica, controles y buscador por delante del motor y sin interferir con él. Se complica si exige control de alabeo.
- *Clásico*. Complicada, envío de cables por fuera del motor y actuadores que interfieren con la tobera.
- *Mando por ala*. Diseño muy complicado para conseguir que las alas y sus mecanismos estén por delante del motor.
- *Control por chorro*. Complicado. Interfieren actuadores con tobera.

Configuraciones típicas. Comparación

Momento de Charnela

Deben ser bajos para permitir el uso de servomotores pequeños al no exigir potencias elevadas:

- *Canard*. Momentos altos. Incidencia efectiva del flujo en los controles superior a la real: $i_e \approx \alpha + \delta$.
- *Clásico*. Momentos bajos. Incidencia efectiva menor que la real: $i_e \approx \alpha - \delta$.
- *Mando por ala*. Momentos muy altos. Incidencia efectiva muy alta como en el canard y además las fuerzas aerodinámicas en los controles (las alas) son muy altas
- *Control por chorro*. Momentos pequeños. Similar al control clásico.

Configuraciones típicas. Comparación

Angulo de ataque en vuelo

Interesan valores pequeños de ángulo de ataque en vuelo, pues las refracciones y errores en el radome serán menores, resistencia inducida menor y normalmente ventajas para el sistema de guiado:

- *Canard*. Ángulos de ataque mayores debido a la pérdida por la estela de los controles.
- *Clásico*. Mejor pues las alas no están en la estela de los controles.
- *Mando por ala*. Ángulo de ataque muy pequeño pues una gran parte de la sustentación se obtiene a partir de la deflexión del mando. El mejor de todos.
- *Control por chorro*. Similar al clásico si dispone de superficies sustentadoras. En caso contrario (como suele ocurrir) ángulo de ataque grande.

Configuraciones típicas. Comparación

Control de alabeo

- *Canard*. Control imposible si se utilizan sólo los canard puesto que $(C_N)_c \approx (C_N)_w$. Puede solventarse mediante el uso de Rolerones en las alas (ruedas dentadas libres) para evitar la velocidad de giro. Si se pretende control en ángulo de alabeo alerones en las alas.
- *Clásico*. Fácil por deflexión diferencial de controles.
- *Mando por ala*. Posible por deflexión diferencial de las alas. Estudio aerodinámico complicado.
- *Control por chorro*. Posible con dos o más toberas.

Configuraciones típicas. Comparación

Comportamiento en transónico

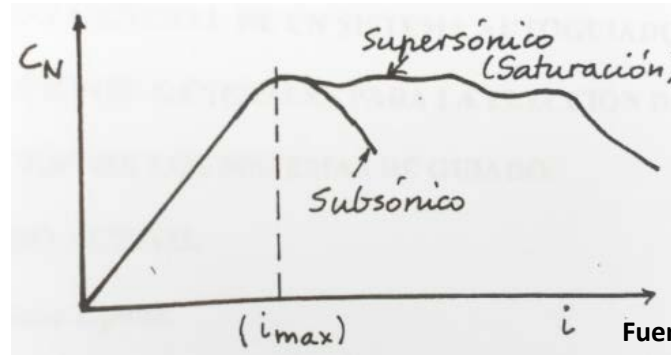
Máximo efecto de la deflexión de estela de unas superficies delanteras sobre las traseras es máximo en transónico:

- *Canard*. Superficies delanteras pequeñas y traseras grandes, por lo tanto la pérdida de estabilidad en transónico relativamente pequeña.
- *Clásico*. Superficies delanteras grandes, traseras pequeñas, por ello gran pérdida de estabilidad en transónico.
- *Mando por ala*. Similar o peor que el clásico.
- *Control por chorro*. Depende de los conjuntos de superficies aerodinámicas, si es único el comportamiento es bueno.

Configuraciones típicas. Comparación

Entrada en pérdida o saturación

La entrada en pérdida en subsónico, o la saturación supersónica, ocurren cuando una superficie sustentadora determinada está sometida a la incidencia efectiva máxima.



Fuente: Apuntes Misiles II, P. Sanz-Aránguez

- *Canard*. Los canards están sometidos a una incidencia efectiva $i_e \approx \alpha + \delta$, luego la pérdida se presentará normalmente en el control antes que en las alas. Entra en pérdida relativamente pronto. El comportamiento será más o menos bueno según el diseño.

Configuraciones típicas. Comparación

Entrada en pérdida o saturación

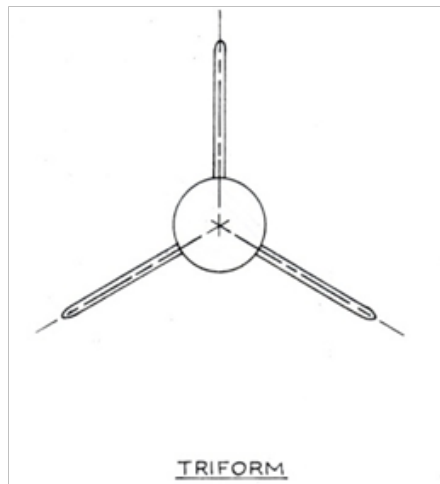
- *Clásico*. Los controles están sometidos a una incidencia efectiva $i_e \approx \alpha - \delta$, luego las alas entrarán normalmente en pérdida antes que los controles. La pérdida se presentará relativamente tarde lo que es favorable.
- *Mando por ala*. Las alas están sometidos a $i_e \approx \alpha + \delta$, por ello entran pronto en pérdida y por tanto el comportamiento es peor que los anteriores desde este punto de vista.
- *Control por chorro*. Superficies aerodinámicas no tienen ningún tipo de deflexión δ . Su comportamiento en cuanto a entrada en pérdida estará situado entre canard y clásico.

Configuraciones no típicas

Triforme

Presenta varias desventajas:

- Acoplamiento entre cadenas de pilotaje en picado y guiñada.
- Área total de las requerida prácticamente igual a una configuración cruciforme (no ahorra resistencia aerodinámica).
- No se ahorra peso. Aunque se ahorra un ala no se disminuye el peso, ya que la carga alar (por ala) es mayor que en configuración cruciforme, lo que requiere sujeciones más pesadas.



Configuraciones no típicas

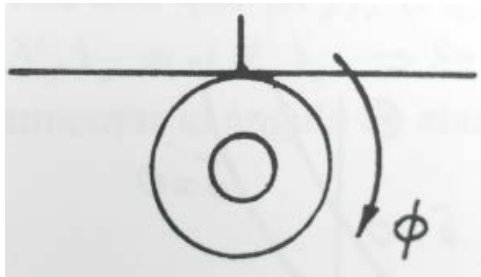
Mono-ala

Presenta varias desventajas:

- Para realizar una maniobra lateral exige un balanceo. Respuesta dinámica lenta.
- Configuración totalmente asimétrica, acoplamiento entre cadenas de guiado en guiñada, picado y balanceo.

Como ventaja:

Para largos alcances (misiles crucero) o exigencias de planeo grandes, con vuelo estabilizado horizontal de larga duración, y relativamente pequeñas exigencias de maniobra y rapidez de respuesta es la configuración indicada, con un ahorro de peso importante frente a la cruciforme.



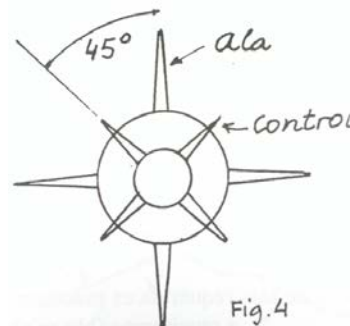
Configuraciones no típicas

Cruciforme “interdigita”

Se sitúan los controles girados 45° respecto a las alas.

Refiriéndose a una configuración Canard como ejemplo, la configuración es muy estable con pequeños ángulos de ataque, puesto que las alas quedan fuera de la estela de los controles. Cuanto más grande sea el ángulo de ataque, las alas entran en la estela de torbellinos de los controles, disminuyendo el ángulo de ataque efectivo del ala y tendiendo a hacerlo menos estable, o incluso inestable.

Comportamiento difícil de controlar. Normalmente el misil opera en ángulo de ataque grandes durante parte del vuelo, condiciones en las que debe tener comportamiento más predecible y manejable.



Configuraciones no típicas

Sin alas y control en cola

Es la configuración más sencilla, consta de una serie de superficies móviles (o superficie fija con parte móvil) situadas en la parte trasera del cuerpo del misil (por detrás del centro de gravedad).

La sustentación producida es en su totalidad debida al fuselaje; las aletas producen una sustentación en la dirección opuesta a la que se quiere maniobrar para que la sustentación del fuselaje produzca la maniobra.

Dado que el fuselaje produce muy poca sustentación, proporciona poca maniobrabilidad al misil, aunque se puede usar en combinación con control por desviación de empuje.



Configuraciones no típicas

Variantes del canard

En algunos diseños se puede acompañar las aletas móviles (canard) con aletas fijas que producen un efecto desestabilizante y multiplican el efecto del canard solo.



Estabilidad

Al igual que es necesario que el misil tenga capacidad para modificar su trayectoria a lo largo del vuelo, también lo es que el misil sea inmune a perturbaciones externas de su trayectoria, como ráfagas de viento, así como para reducir la carga de trabajo del sistema de control y actuadores asociados o simplificar el sistema.

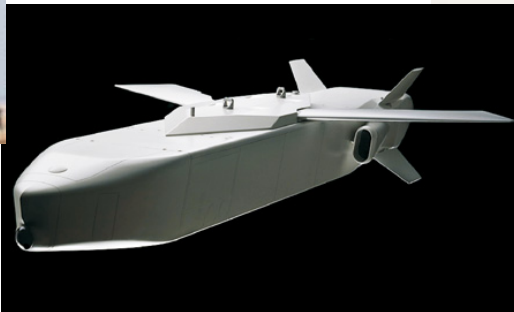
Cada uno de los tres ángulos que definen la orientación del misil (rumbo, elevación y alabeo) puede normalmente estudiarse y por lo tanto controlarse de forma independiente; así mismo, debido a la geometría del misil, suele haber poco acople entre ejes.

Los ejes de cabeceo y guiñada, a efectos de estudio, son iguales, ya que cada eje se puede calcular de manera independiente (se suele decir que son canales diferentes).

Estabilidad

Por lo general, de los tres ejes, dos suelen ser controlados y el tercero se estabiliza:

- Cabeceo y guiñada controlados, alabeo estabilizado; ej.: Sidewinder.
- Cabeceo y alabeo controlados, guiñada estabilizada; ej.: TAURUS.
- Cabeceo controlable, alabeo constante y guiñada estabilizada; ej.: MISTRAL, misiles anticarro antiguos.



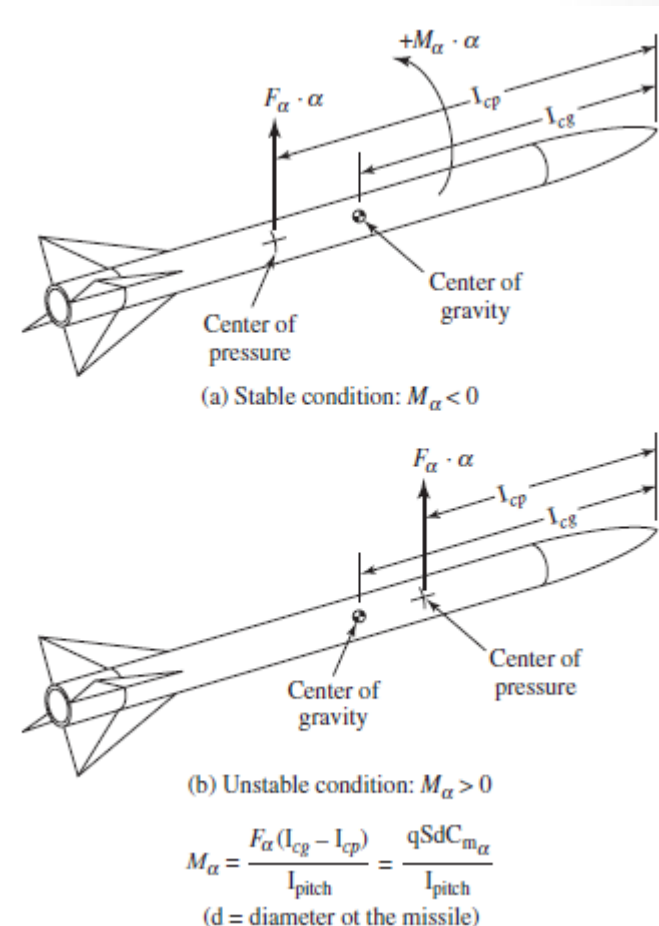
Estabilidad

La condición de estabilidad para un misil aerodinámico viene representada en la figura.

La cantidad M_α es una medida de la sensibilidad del diseño a los cambios en el momento de cabeceo con el ángulo de ataque.

Valores positivos pequeños de M_α y un diseño ligeramente inestable puede ser asumido, sin embargo un valor negativo elevado es preferible para la estabilidad del *autopilot* y los lazos de control de actitud.

Un M_α de valor cero o ligeramente negativo (diseño bastante estable) es la mejor solución de compromiso.

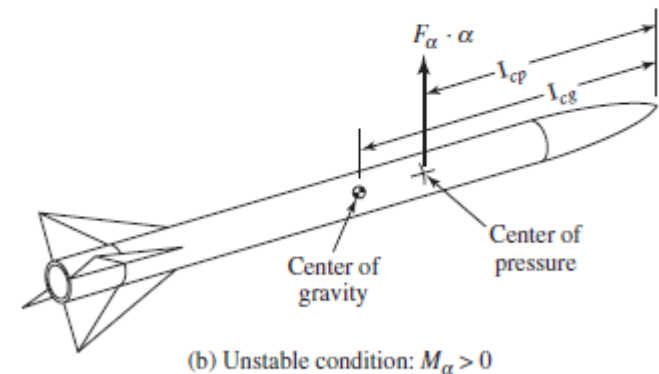
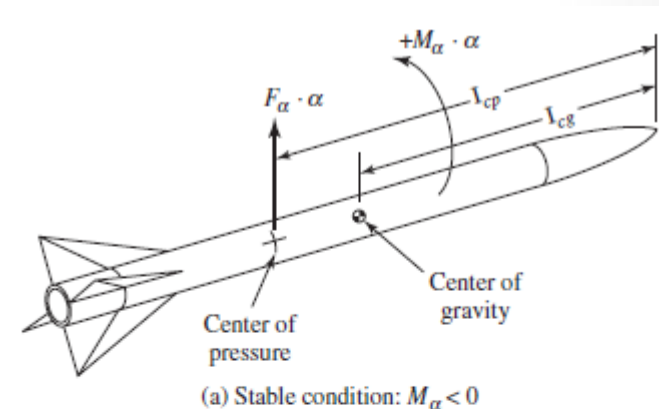


Estabilidad

Las condiciones de estabilidad por tanto para el misil pueden definirse en base a las posiciones del cp y el cg .

- Si el centro de presiones se encuentra por delante del centro de gravedad, el misil es estáticamente inestable.
- Si el centro de presiones se encuentra por detrás del centro de gravedad será estáticamente estable.
- Si ambos coinciden entonces el misil tendrá una estabilidad estática neutra.

La distancia entre el centro de gravedad y el centro de presiones se denomina margen estático.



$$M_\alpha = \frac{F_\alpha (l_{cg} - l_{cp})}{I_{pitch}} = \frac{q S d C_{m\alpha}}{I_{pitch}}$$

(d = diameter of the missile)

Autopilot

El Autopilot es un sistema de lazo cerrado que forma parte del sistema de control y guiado y que asegura que el misil desarrolle las aceleraciones comandadas y mantenga la estabilidad mediante la adecuada actuación de las superficies de control.

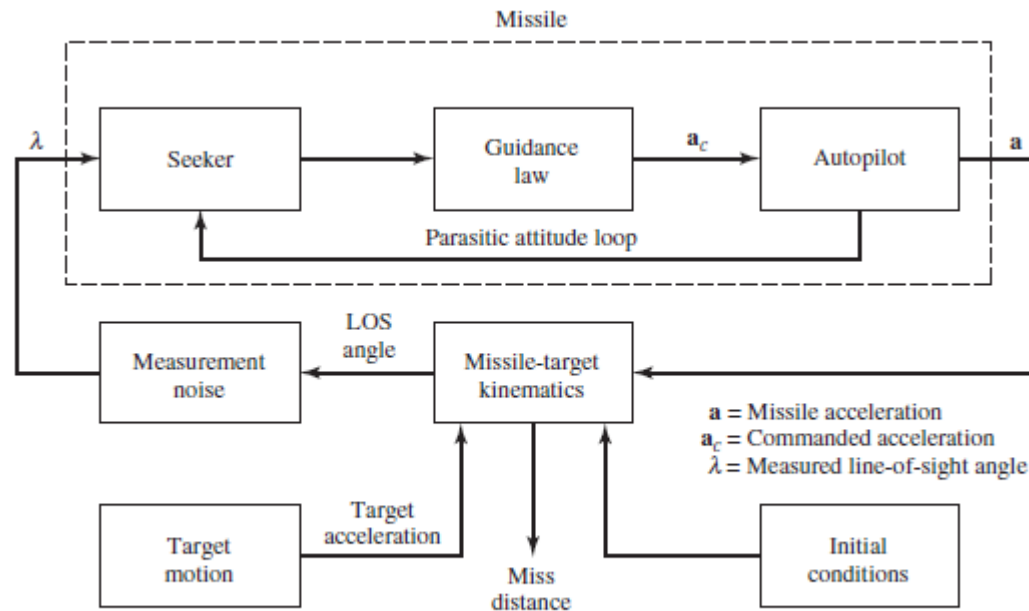


Fig. 3.22. Major subsystems of a missile guidance system.

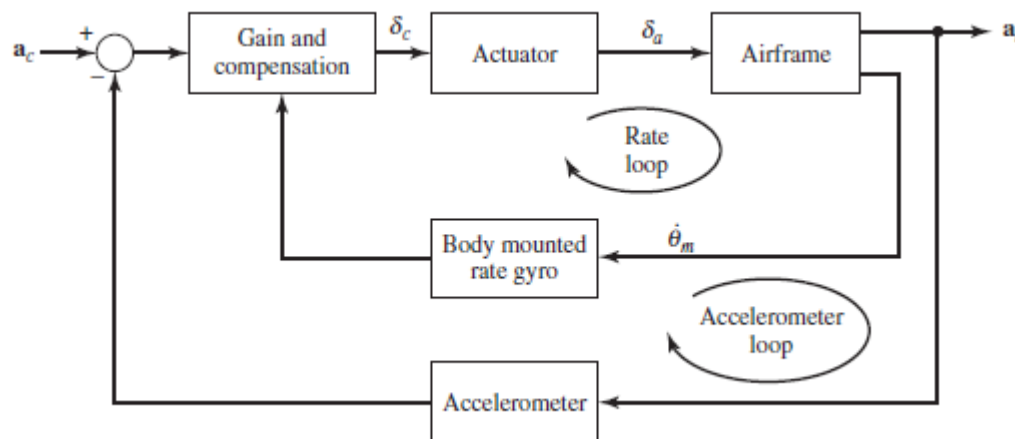
Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

El control del misil se realiza fundamentalmente mediante un sistema de autopilot para el alabeo y dos (esencialmente idénticos) para el cabeceo y guiñada.

Autopilot

Los requisitos y limitaciones del autopilot están muy relacionados con el diseño global, como características aerodinámicas y capacidades estructurales. En los autopilot de misiles es habitual diseñarlos de tal forma que estén limitadas las aceleraciones laterales para así prevenir tanto una saturación del ángulo de ataque como un fallo estructural.

En la figura se ilustra el diagrama de bloques de un autopilot genérico en el que se utilizan acelerómetros para el control de la aceleración lateral del misil.

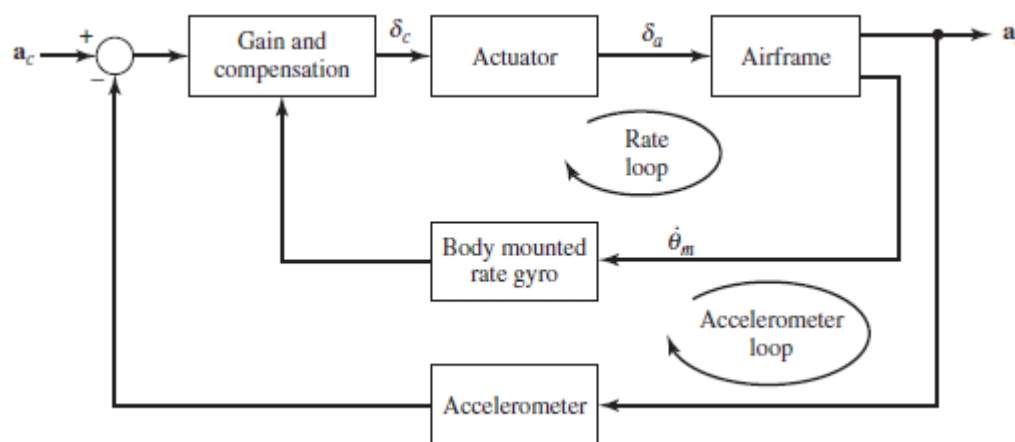


Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Autopilot

El control de la aceleración lateral se realiza de acuerdo con la ley de guiado de navegación proporcional, que requiere una aceleración lateral del misil proporcional a la velocidad a la que varía el ángulo que forma la *line-of-sight* (LOS) del misil.

Además los giróscopos montados en el misil permiten percibir la velocidad a la que gira, parámetro utilizado por el autopilot para modificar los parámetros de ganancia del control y amortiguar así la respuesta de periodo corto.



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

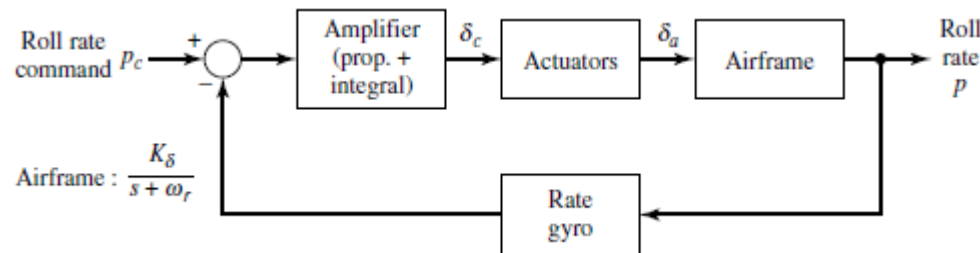
Autopilot

Autopilot alabeo

La función principal del autopilot para el alabeo es estabilizar el misil en dicho eje. Esto se realiza mediante un sensor capaz de percibir la tasa de giro y deflectar las superficies de control para contrarrestar las perturbaciones.

El alabeo del misil puede ser ocasionado por:

- Carga asimétrica de las superficies de control o de sustentación en vuelo supersónico (se produce cuando los ángulos de cabeceo y guiñada son diferentes).
- Perturbaciones atmosféricas, especialmente si el misil vuela próximo al suelo.



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

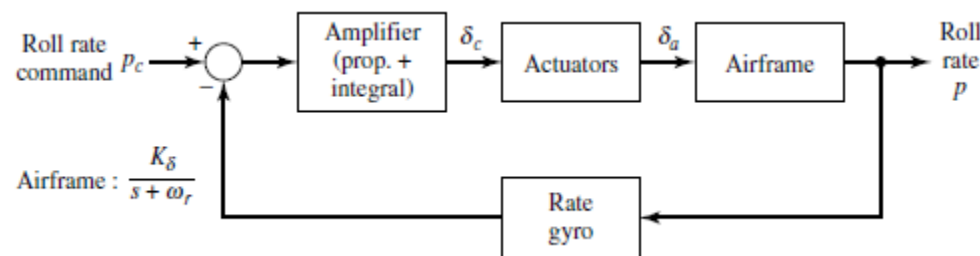
Autopilot

Autopilot alabeo

Es necesario evitar el alabeo del misil por dos razones fundamentales:

- Los retrasos en el sistema de guiado, cuando se gira a cierta velocidad, pueden hacer que las aceleraciones laterales para la corrección del rumbo se apliquen fuera del plano adecuado.
- Una velocidad de giro puede ocasionar que se pierda el blanco o la capacidad de control aerodinámico.

Cuando los misiles se lanzan desde una aeronave pueden comenzar el vuelo con una actitud diferente de su correcta orientación para el vuelo. Es habitual entonces que el misil deba girar tras el lanzamiento para alinear la polarización del iluminador y la antena frontal del misil.



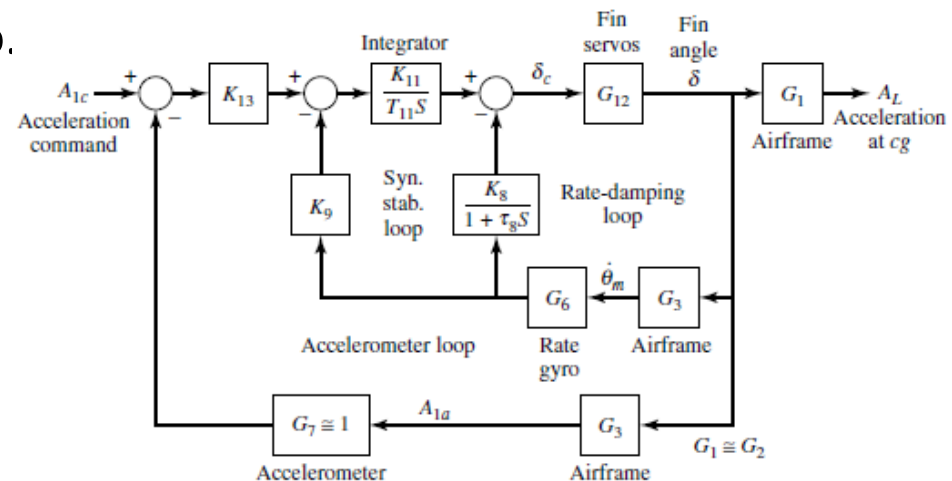
Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Autopilot

Autopilot cabeceo/guiñada

Como ya se indicó, en un misil cruciforme los autopilot para cabeceo y guiñada son esencialmente idénticos.

La variación de la presión dinámica con las condiciones de vuelo modifica las características del autopilot, desde un extremo de respuesta rápida con mínima estabilidad en condiciones de alta presión dinámica hasta el opuesto de respuesta relativamente lenta con una máxima estabilidad a baja presión dinámica. Este efecto puede minimizarse disponiendo de un selector de ganancia según la altura, antes del lanzamiento se configura la lógica a seguir en función de la altura del lanzador y del objetivo.



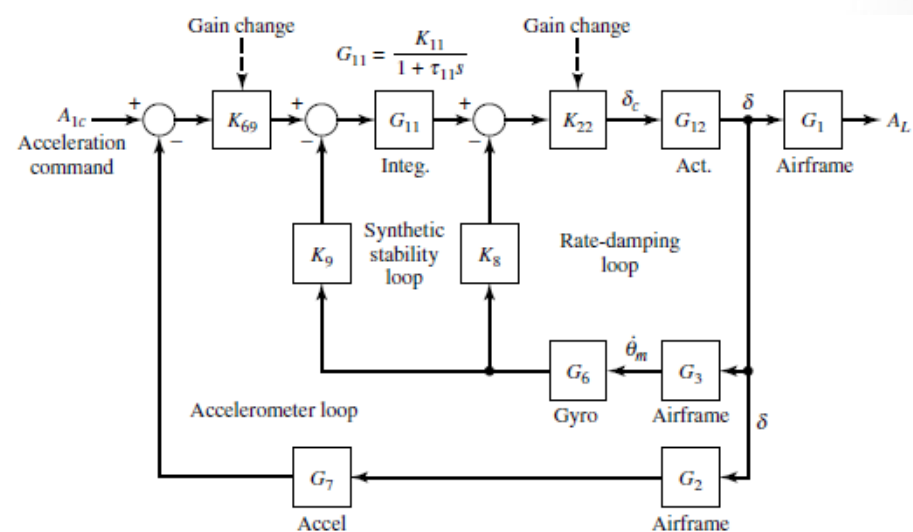
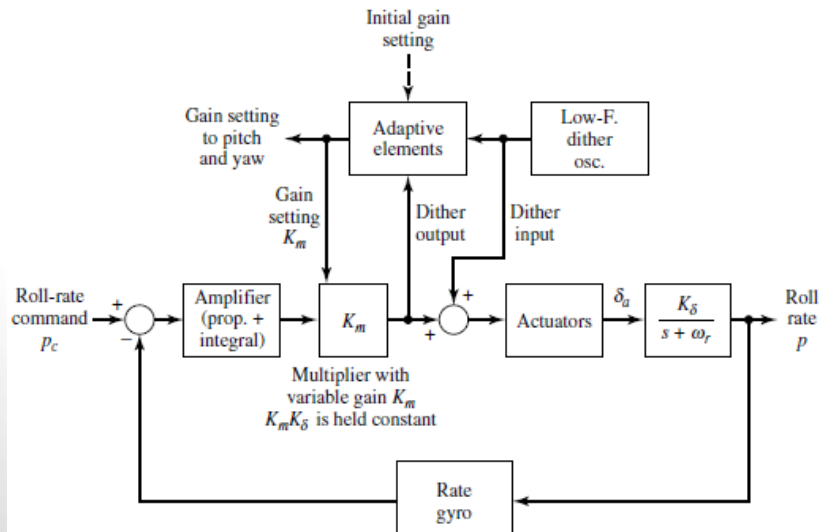
Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Autopilot

Autopilot adaptativo

Frente al diseño convencional se han desarrollado también lo que se conocen como sistemas adaptativos, que son aquellos con capacidad para cambiar sus parámetros de funcionamiento a través de un proceso interno de medida, evaluación y ajuste para adaptarse así a un ambiente cambiante.

Los sistemas auto-adaptativos proporcionan una buena estabilidad y polos de alta frecuencia en la función de transferencia para el control la guiñada y el cabeceo. Este tipo de sistemas permiten ampliar la envolvente de operación Mach-Altura y diseños más inestables.



Superficies de control y actuadores

El sistema actuador está formado por las superficies aerodinámicas de control (o bien la tobera) y los servomecanismos asociados y será el responsable de permitir que el misil modifique su actitud y por tanto su trayectoria.

Una gran variedad de servomecanismos han sido utilizados en los misiles: hidráulicos, neumáticos o eléctricos dependiendo del máximo momento que deben desarrollar. Son una parte crítica del misil y en buena medida limitan las prestaciones del piloto automático y por tanto del todo el sistema de guiado.

Superficies de control y actuadores

Los requisitos de los servos se desarrollan a partir una serie de consideraciones en el sistema de guiado, entre los que destacan:

- La necesidad de una respuesta en frecuencia lo suficientemente alta para permitir que el autopilot pueda estabilizar un diseño inestable actuando con la suficiente rapidez
- La necesidad de una rigidez elevada que impida una degradación de las prestaciones a elevadas deflexiones o ángulos de ataque.

Además se imponen otras restricciones en función del espacio disponible en la estructura o las condiciones de vuelo.

En misiles con duración de vuelo limitada un sistema hidráulico es una buena opción por prestaciones, peso y volumen. Los actuadores eléctricos ofrecen buenas prestaciones.



References

- *George M. Souris. Missile Guidance and Control Systems.* Ed. Springer, 2004.
- *P. Sanz-Aránguez. Apuntes Misiles II.* Publicaciones de la ETSIA - UPM, 2014/2015.
- *Alejandro Silva Rodríguez. Apuntes cohetes y misiles.* Universidad de León, 2014/2015.

Presentación a completar con las explicaciones dadas en clase, las referencias bibliográficas y web.

Guiado y Navegación. Misiles Tácticos

Diego Domínguez Fernández

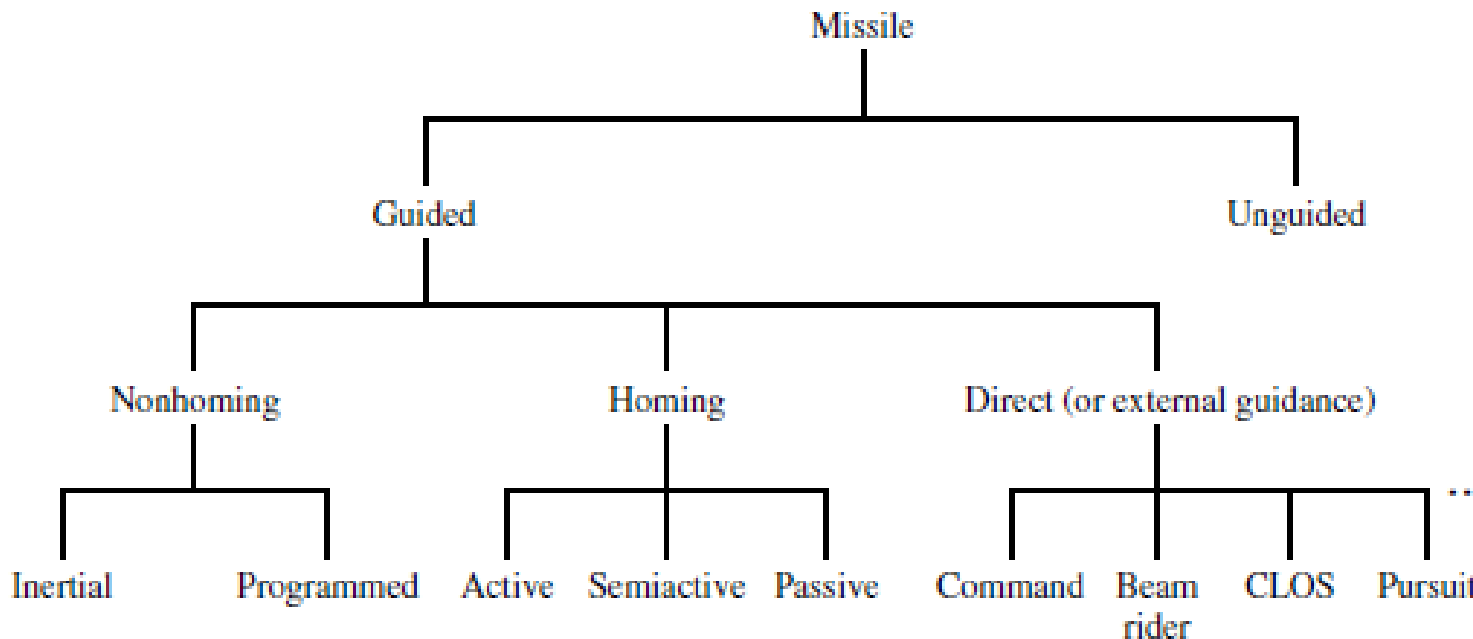
Cohetes y Misiles

Grado en Ingeniería Aeroespacial

2014 / 2015

Clasificación misiles. Guiado

Clasificación por forma operación del sistema de guiado



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Clasificación misiles. Guiado

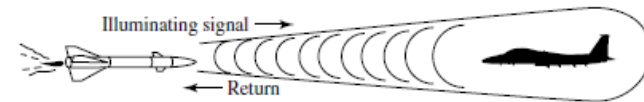
Clasificación por forma operación del sistema de guiado

1. Autoguiados (Homing)

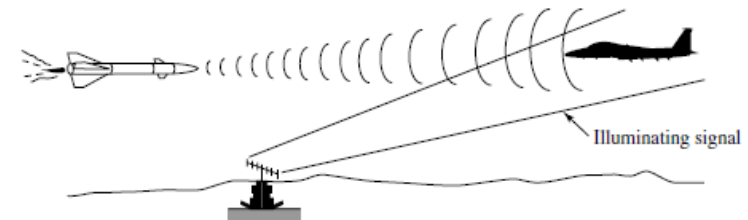
Se denomina autoguiados a aquellos misiles que elaboran por sí mismos las ordenes de guiado y control, para una vez lanzados dirigirse y alcanzar el blanco. Se pueden considerar de tres tipos:

- a. *Activos*: el misil ilumina y localiza a su objetivo por sí mismo, generalmente empleando un pequeño transmisor/receptor de radar localizado en la parte frontal.
- b. *Semi-Activo*: Desde la base de lanzamiento se ilumina y sigue al blanco con un haz de radiación que se refleja y es recibida y detectada por el misil.
- c. *Pasivos*: Depende de emisiones proporcionadas por el mismo objetivo y sobre las que no se tiene ningún control por el lanzador o misil

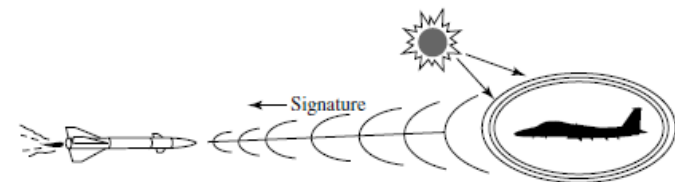
Active: Missile carries source of radiation onboard.



Semi-active: Missile uses external, controlled source of radiation.



Passive: Missile uses external, uncontrolled source of radiation.



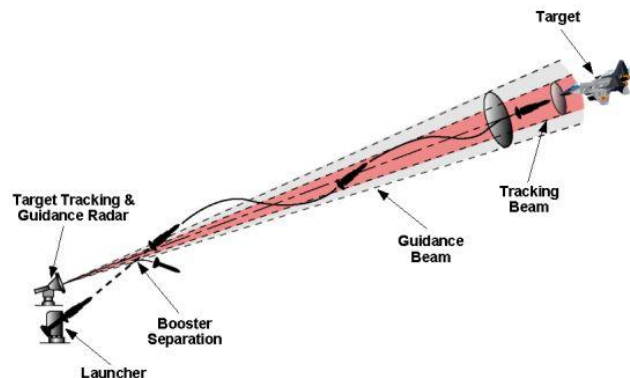
Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Clasificación misiles. Guiado

Clasificación por forma operación del sistema de guiado

2. Guiado externo o directo

- a. *Teleguiados*: En los sistemas de telemando la base sigue automáticamente al misil y al blanco con radares, conociendo sus posiciones y velocidades de manera continua. Las señales de los radares se procesan en la base para enviar automáticamente por radio las órdenes de maniobra al misil.
- b. *Haz director (beam rider)*: El blanco se sigue automáticamente con un radar (y en ciertos casos con un haz laser). El misil se mantiene dentro del haz, recibiendo la emisión y utilizándola para ordenarse a i mismo su mantenimiento lo más cerca posible del eje del haz.

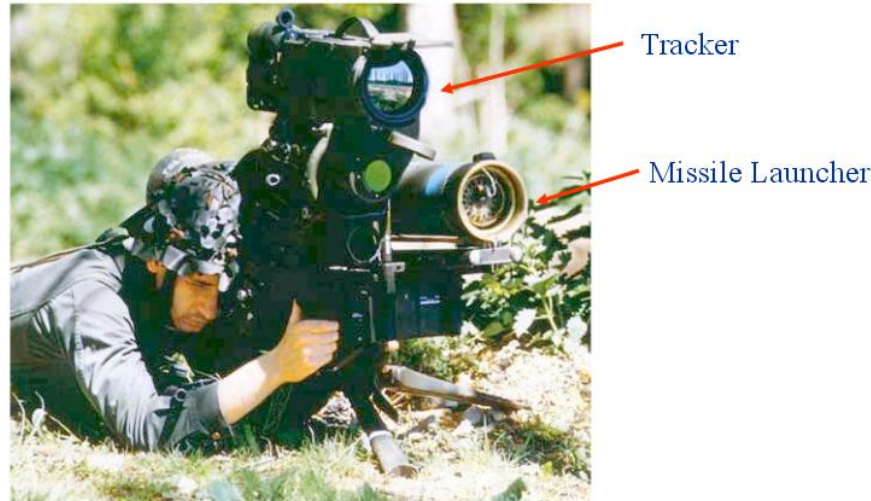


Clasificación misiles. Guiado

Clasificación por forma operación del sistema de guiado

2. Guiado externo o directo

- c. *Línea de mira (CLOS)*: Similar al haz director pero se sigue al blanco con la visual desde la estación de seguimiento (telescopio o cámara TV automática). La desviación angular de la posición del misil respecto a línea de mira se mide con un detector IR que capta la radiación emitida por unas bengalas en la cola del misil o el propio motor. Esta desviación se procesa en la base para enviar al misil (por radio o cable) la orden de maniobra.



Clasificación misiles. Guiado

Clasificación por forma operación del sistema de guiado

3. Sistemas autónomos

Capaces de operar sin recibir información del blanco (habituales de misiles estratégicos). Se pueden distinguir:

- a. Inercial:* El sistema de navegación y guiado inercial se basa en la utilización de sensores inerciales: giróscopos y acelerómetros. Los primeros proporcionan una referencia de actitud y los segundos miden aceleración. Los errores aumentan con el tiempo de vuelo, debiendo de actualizarse la posición cada cierto tiempo usándose en combinación GPS o referencia del terreno.
- b. Referencia del terreno:* por comparación con el relieve y características del terreno mediante radio altímetros, imagen o radar doppler.
- c. GPS:* Navegación basada en la recepción de señales GPS para seguir la ruta definida hasta el objetivo.

Clasificación misiles. Guiado

Clasificación por la radiación utilizada

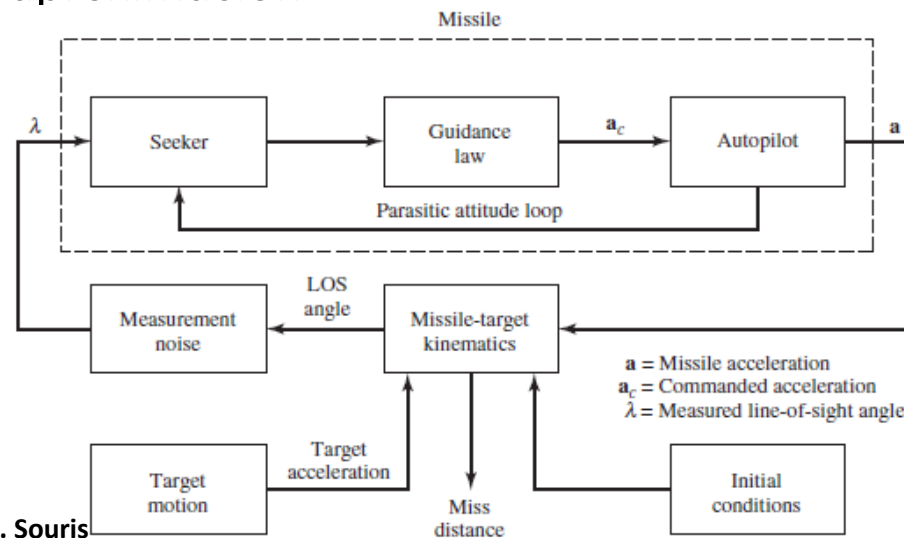
Los más habituales son:

- Infrarrojo: ya sea en el infrarrojo cercano o el infrarrojo térmico.
- TV: Guiado mediante la señal de TV en el espectro visible que capta la correspondiente cámara montada en el morro del misil y que sigue al blanco.
- Laser: Normalmente son de tipo semiactivo, un designador láser señala el blanco y el misil sigue el haz reflejado que detecta con un sensor laser
- Radar: Pueden operar en distintas frecuencias, siendo las más habituales las ondas milimétricas (94 o 60 GHz sistemas de tipo activo) o bien sistemas de frecuencia superior a la banda S, típicamente para radares de seguimiento y tiro bandas X (5-10 GHz) y K (10-36 GHz).
- Sonido: Únicamente experimental salvo en el caso de los torpedos.
- Ultravioleta: Como ayuda a la detección y adquisición del blanco en algunos misiles IR. No se emplea como única fuente de radiación por emitirse con una intensidad baja.

Unidad buscadora (*seeker*)

Las funciones principales del *seeker* son:

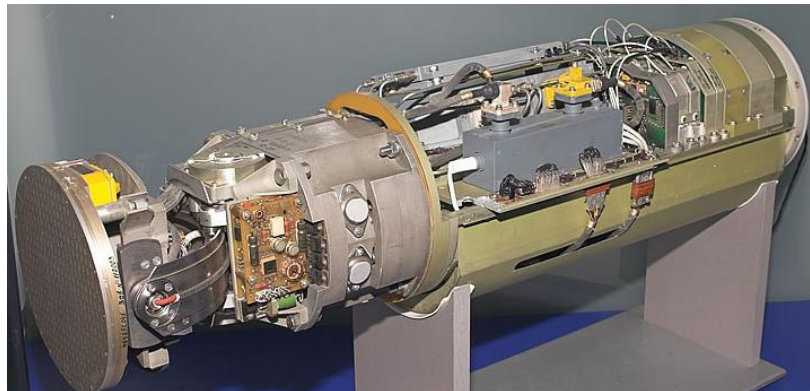
- Proporcionar las mediciones del movimiento del blanco requeridas para poder aplicar la ley de guiado.
- Seguir al objetivo con la antena u otro dispositivo capaz de recibir la energía radiada (radar, infrarrojo, laser u óptica).
- Seguir al objetivo de forma continuada tras la adquisición.
- Medir la velocidad de variación de la línea de visión (LOS).
- Estabilizar el *seeker* frente a los cambios de actitud del misil.
- Medir la velocidad de aproximación



Unidad buscadora (*seeker*)

El hardware típico de un *seeker* consiste en dos o tres cunas cardan sobre las cuales se montan giróscopos (convencionales o láser) y una antena. En los sistemas de radio frecuencia activos o infrarrojos pasivos lo más habitual es disponer de dos cunas cardan, una para las mediciones de azimut y otra para las de elevación.

Cada una de las cunas lleva asociada un servomecanismo que permite regular la orientación de la antena/receptor en respuesta a la señal de error medida en el seguimiento.



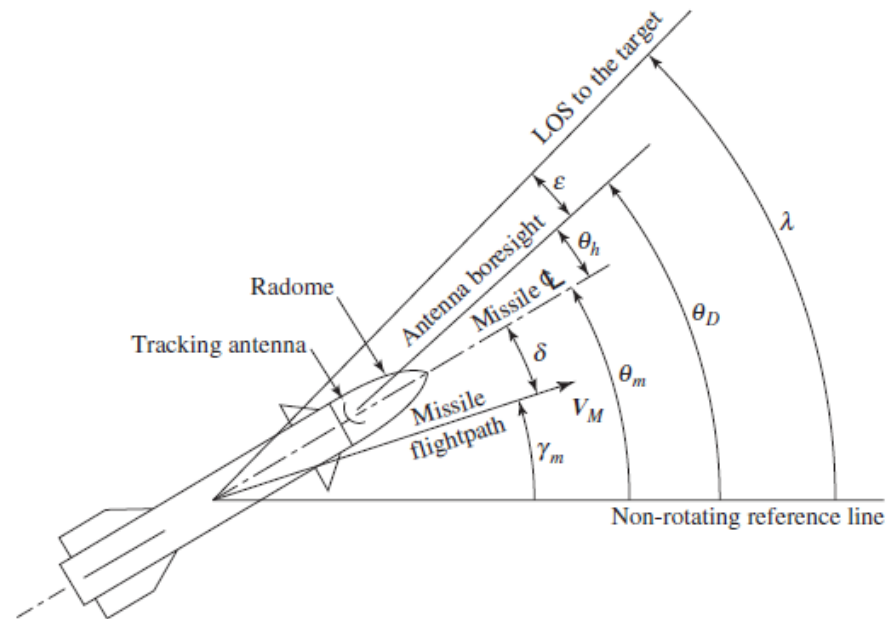
Unidad buscadora (*seeker*)

La medición fundamental obtenida de un sensor de guiado es la posición angular del blanco con respecto al eje central de la antenna o *boresight*.

Otra definición muy importante es la línea de visión o Line of Sight (LOS), λ , definida como el ángulo entre la línea que pasa por el blanco y el centro de la antenna y una línea de referencia en un sistema que no esté en rotación.

La posición angular del eje del misil (asiento) se define con respecto a la misma línea de referencia inicial

Al mismo tiempo la posición central de la antenna se define por el ángulo de la cuna θ_h



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Unidad buscadora (*seeker*)

Entonces, el ángulo de la LOS viene dado por

$$\lambda = \theta_m + \theta_h + \varepsilon$$

Donde ε es el error verdadero de apuntamiento de la antena. Puesto que el parámetro λ o su variación respecto al tiempo es el parámetro a medir para realizar el guiado, es necesario eliminar el movimiento del misil de los datos de medición del LOS. Así, es un requisito del subsistema del *seeker* mantener a la antena apuntando al blanco.

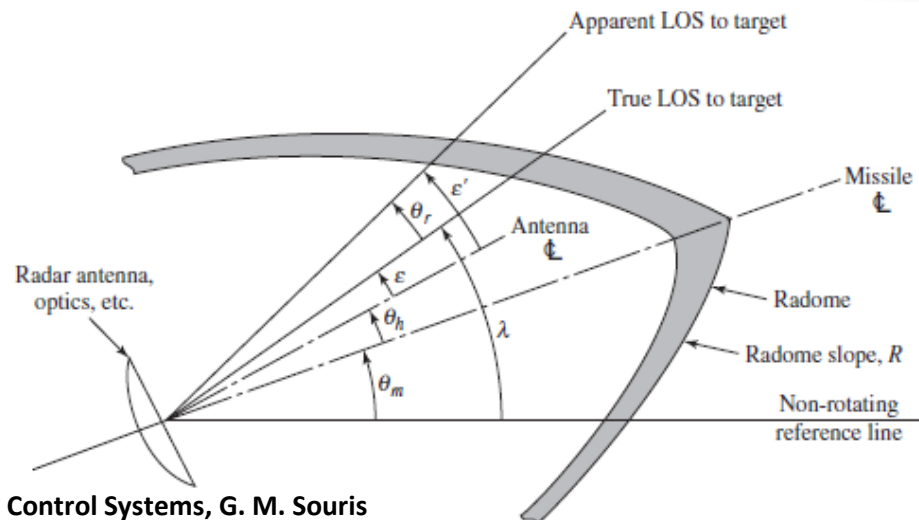
Unidad buscadora (*seeker*)

Otro aspecto importante con influencia en el *seeker* el radome, pieza que forma el morro del misil y cubre el seeker. Su forma es un aspecto importante del diseño del misil y además afecta de forma notable a la trayectoria que sigue la radiación electromagnética reflejada por el blanco en su camino hasta la antena.

Así el error angular por aberración (o refracción) es el resultado de la distorsión no lineal en la energía recibida al pasar a través de la cubierta protectora antes de llegar al receptor.

Esta distorsión produce un falsa señal de error en el apuntamiento de la antena ε' que se interpreta como un movimiento del blanco por parte del sistema de guiado.

El error por la aberración del radar es uno de los errores que contribuye en el error al impacto con el blanco.

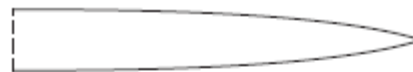


Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Unidad buscadora (*seeker*)

Independientemente de la naturaleza del sensor del seeker los requisitos para el domo protector son:

- Transmitir la energía con mínimas pérdidas.
- Tener la mínima resistencia aerodinámica.
- Transmitir la energía con la mínima distorsión. Específicamente, el cambio en la distorsión angular con la posición del *seeker* ocasiona problemas de guiado.
- Propiedades mecánicas adecuadas: suficiente resistencia, resistencia al choque térmico, resistencia a la erosión a alta velocidad, mínima absorción de agua.



1) Ideal aerodynamic with $(L/D) \cong 5$.



2) Ideal electromagnetically with $(L/D) \cong 1/2$.



3) Compromise radome with $(L/D) \cong 3$.

Unidad buscadora (*seeker*)

Sistemas Radar

En el uso de los sistemas radar cabe distinguir dos tecnologías fundamentales:

- PESA (*Passive Electronically Scanned Array*). El diseño tradicional y aún hoy mas habitual en la mayor parte de sistemas radar. Es un radar de antenas en fase en el que una fuente central de radiofrecuencia envía las señales a los emisores de estado sólido de la antena. La interferencia entre los diferentes emisores genera el haz emitido.
- AESA (*Active Electronically Scanned Array*). Último desarrollo. Radar de antenas en fase cuyo elemento transmisor y receptor del eco de la señal de radar enviada se compone de numerosos módulos independientes instalados en una superficie plana. Cada uno de los pequeños módulos emite su propio haz de energía en diferentes frecuencias.

Unidad buscadora (*seeker*)

Sistemas Radar

Un problema importante en el diseño de un sistema radar activo es disponer del espacio para el sistema de guiado (especialmente en aire-aire).

Considerando la ecuación de alcance del radar:

$$R_{max} = \left(\frac{P_t G^2 \sigma \lambda^2}{64 \pi^3 P_{min}} \right)^{1/4}$$

Donde: P_t es la potencia pico transmitida, σ la superficie eficaz al radar del blanco, G la ganancia de la antena, λ la longitud de onda empleada y P_{min} la potencia mínima requerida para la detección.

Además la ganancia de la antena es proporcional a su área e inversamente proporcional al cuadrado de la longitud de onda, con lo cual:

$$R_{max} = \left(\frac{P_t A^2 \sigma k^2}{64 \pi^3 P_{min} \lambda^2} \right)^{1/4}$$

Unidad buscadora (*seeker*)

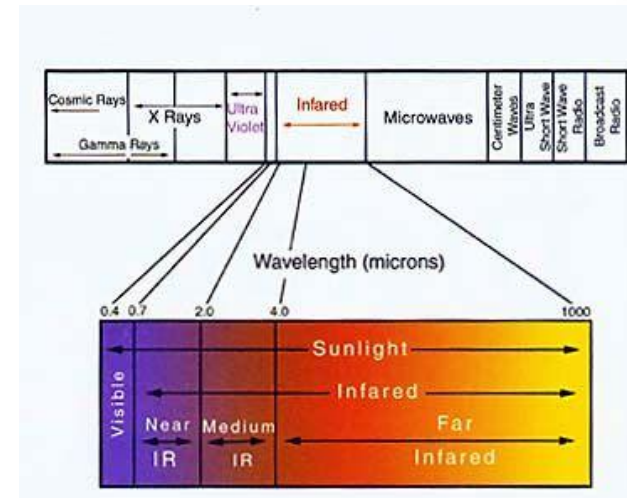
Sistemas IR

La emisión infrarroja ocupa la parte del espectro situada en longitudes de onda desde los 0.7 hasta los 1000 micrómetros. Cualquier cuerpo a temperatura superior al 0 absoluto emite radiación en la banda IR, la cantidad total de potencia térmica radiada por un cuerpo y su distribución a través del espectro dependerá de su temperatura y el material del que esté compuesto.

La detección de un blanco aéreo puede realizarse por las radiaciones de la tobera de escape y de los gases, lo que requerirá sensibilidad del sensor a la emisión en infrarrojo térmico entre 3 y 5 micrómetros.

Antiguamente sólo resultaban efectivos en lanzamientos desde la cola, donde podía apreciar con mayor facilidad la presencia de la estela y los motores.

La detección de blancos en tierra no calientes requiere de un sensor capaz de percibir radiación IR en longitudes de onda entre los 12 y 18 micrómetros.



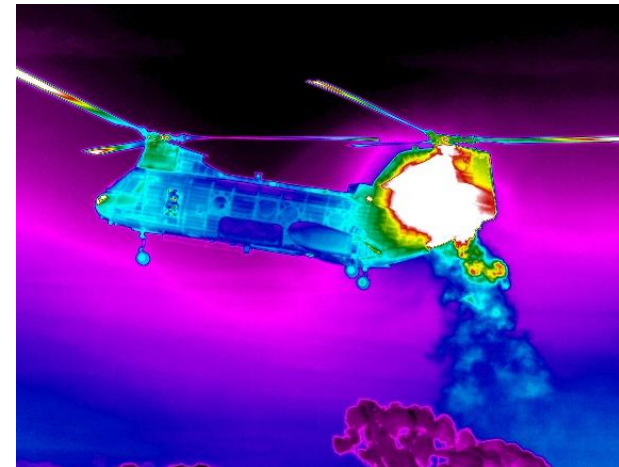
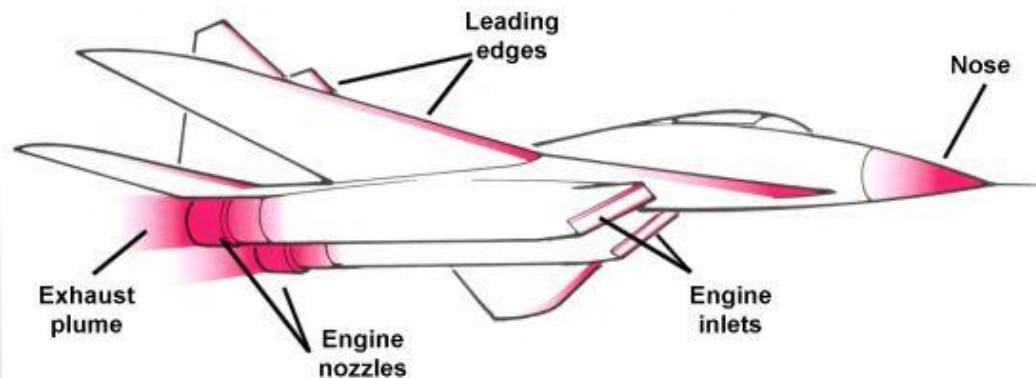
Unidad buscadora (*seeker*)

Sistemas IR

Visible



Near-infrared

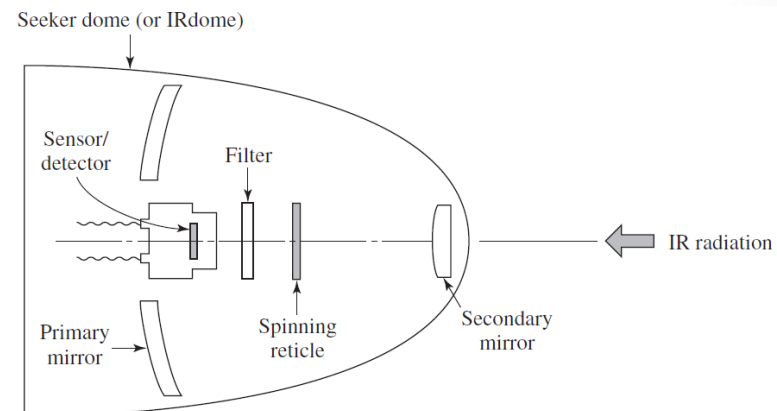


Unidad buscadora (*seeker*)

Sistemas IR

El buscador infrarrojo consta habitualmente de los siguientes componentes:

1. Una plataforma móvil que contiene los componentes ópticos para recoger y focalizar la radiación procedente del blanco.
2. Un sensor IR que convierte la radiación incidente en señales eléctricas.
3. La electrónica para el procesamiento de las señales que salen del sensor y convertirlas en comandos de guiado.
4. Un sistema de servos para el control de la posición de la plataforma.
5. Sistema de refrigeración del sensor.
6. Cubierta protectora.



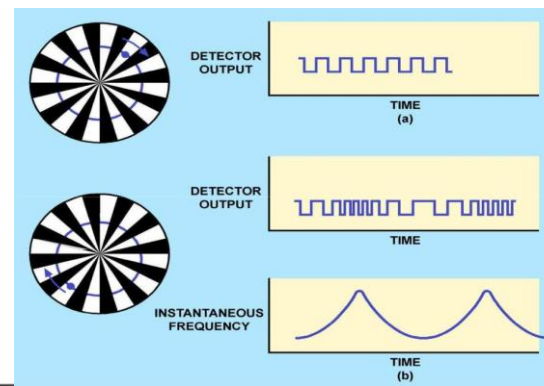
Unidad buscadora (*seeker*)

Sistemas IR

La radiación IR que atraviesa el domo y se refleja en los espejos que la focalizan atraviesa una retícula que gira. La retícula interrumpe periódicamente o modula la radiación procedente del blanco, la unidad de análisis proporciona una *imagen* bidimensional con el blanco y el fondo de escena.

El sistema puede emplear uno o varios detectores para percibir radiación IR en diferentes longitudes de onda.

Los desarrollos más modernos se basan en la utilización de imágenes obtenidas en el espectro IR mediante el uso de un sensor en dos dimensiones equivalente al CCD de las cámaras digitales. Requiere una capacidad de análisis de las imágenes muy superior.



Comparación sistemas autoguiado

Autoguiado activo

La energía que ilumina el blanco se genera en el misil. Cuando el sistema de guiado ha logrado bloquearlo el misil se dirige automáticamente a él, por lo que el lanzador puede retirarse o dejar de emitir.

- **Aplicación Aire-Aire.** El guiado del misil se puede utilizar en combinación con un radar exterior, que habitualmente será de mayor potencia, con una antena de mayores dimensiones y por tanto de mayor alcance. No hay límite al número de lanzamientos que puede realizar el interceptor.
- **Aplicación Aire-Superficie.** Utilizado principalmente contra blancos tácticos (tanques, buques). La limitada movilidad del blanco hace que el tiempo requerido para el lanzamiento no sea tan crítico. Normalmente será el lanzador quien localice el blanco. Las características de “firma radar” de un blanco en superficie son mucho más precarias que las de un blanco aéreo y no ha resultado factible su uso contra tanques hasta el desarrollo de radares de onda milimétrica.

Comparación sistemas autoguiado

Autoguiado activo

- **Aplicación Superficie-Aire.** La antena del misil se sincroniza con la del punto de lanzamiento, cuando el radar del misil ha bloqueado el blanco se produce el lanzamiento. Peso y volumen no críticos, pero el guiado activo limitado a menores alcances. Habitual en la fase final de los misiles anti aéreos de gran alcance pero con fase inicial-intermedia de guiado por telemando.
- **Aplicación Superficie-Superficie.** En sistemas de largo alcance se requieren otros medios de guiado hasta llevar el misil a una distancia del blanco que permita la operación del autoguiado activo.

Radiaciones utilizadas

La utilización de microondas es normal en sistemas terminales antiaéreos y antibuque: bandas C (4Ghz), X (6Ghz), K (15Ghz).

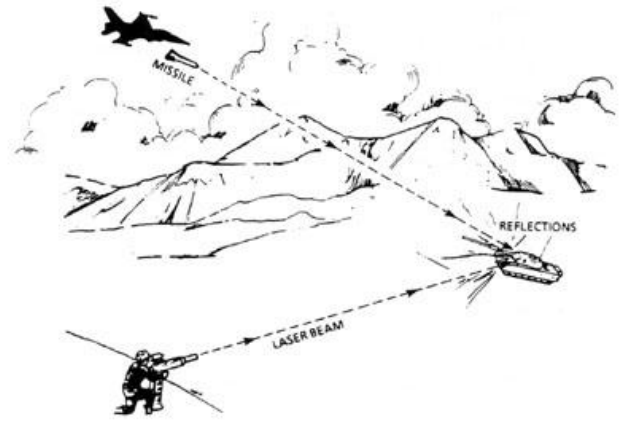
Contra blancos terrestres se precisan radares de onda milimétrica para discriminar el blanco con precisión.

Comparación sistemas autoguiado

Autoguiado semiactivo

Un sistema exterior ilumina el blanco, el misil consta de un receptor y una antena radar que recibe la energía reflejada en el blanco. Capacidad de alcance mayor que en los sistemas activos.

- **Aplicación Aire-Aire.** Sólo se puede atacar un blanco aunque sí se pueden lanzar múltiples misiles. Tras el lanzamiento el interceptor tiene una capacidad de maniobra limitada. Menor precisión al ser esta una función de la distancia desde la que se ilumina el blanco.
- **Aplicación Aire-Superficie.** No se contempla el radar semiactivo por la gran precisión que se requiere, sin embargo sí que es habitual la utilización de laser.



Comparación sistemas autoguiado

Autoguiado semiactivo

- **Aplicación Superficie-Aire.** La gran ventaja es el aumento de alcance pero con las limitaciones del número de blancos que se pueden seguir y la necesidad de mantener la iluminación.
- **Aplicación Superficie-Superficie.** La aplicación práctica más común es el autoguiado semiactivo láser similar el caso aire-superficie.

Radiaciones utilizadas

Para atacar blancos aéreos se utilizan radares de microondas normalmente en bandas S, C, X o K y contra blancos terrestres láser infrarrojo con longitud de onda de aproximadamente 1 micrómetro.

En el mar el uso de radiación laser resulta complejo por la absorción por el agua o superficies mojadas.

Comparación sistemas autoguiado

Autoguiado pasivo

Permite total independencia del avión u otra base de lanzamiento una vez efectuado el disparo. Su empleo se limita a blancos que emitan que producen una emisión adecuada. Las condiciones ambientales afectan a la emisión y normalmente se consiguen alcances relativamente cortos.

- **Aplicación Aire-Aire.** El más clásico es la detección de radiación IR emitida por toberas y motores, chorro de gases y fuselaje. La evolución de los receptores permitió pasar de detectores de la banda $3\mu\text{m}$ (metal caliente de toberas y turbina) a chorro de gases ($4\text{-}5\mu\text{m}$) y finalmente el propio fuselaje ($8\text{-}12\mu\text{m}$).
- **Aplicación Aire-Superficie.** Se distinguen cinco tipos.
 - Radiación IR
 - Radiación visible
 - Radiación de Onda Milimétrica (MMW)
 - Antirradar
 - Sonido

Comparación sistemas autoguiado

Autoguiado pasivo

- **Aplicación Superficie-Aire.** Guiado por infrarrojos de misiles de muy corto alcance.
- **Aplicación Aire-Superficie.** Son fundamentalmente dos los usos típicos: Para el guiado IIR de misiles anti-tanque y para la dispersión de sub-municiones inteligentes lanzadas por misiles tierra-tierra, capaces de guiarse con detección pasiva IIR o bien con radiómetro de radiación MMW.

Comparación sistemas autoguiado

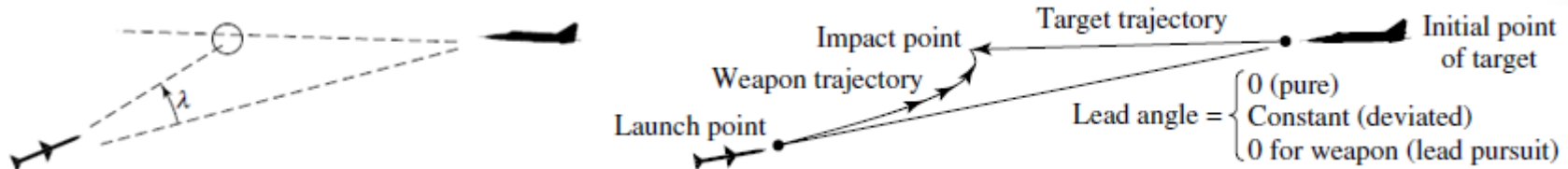
Resumen ventajas e inconvenientes

Tipo de sistema	Ventajas	Inconvenientes
Pasivo	• Independencia del lanzador tras el lanzamiento. • Simplicidad.	• Solo blancos de características específicas. • Efectos atmosféricos importantes. • Alcance relativamente corto.
Semi-Activo	• Largo alcance (transmisor de alta potencia). • Simplicidad en el misil. • Todo blanco. • Todo tiempo.	• Lanzador comprometido hasta el impacto. • Interferencias en el radioeléctrico.
Activo	• Independencia del lanzador. • Todo blanco. • Todo tiempo. • Alta precisión.	• Relativo corto alcance (transmisor pequeño). • Mayor complicación en el misil. • Interferencias en el radioeléctrico

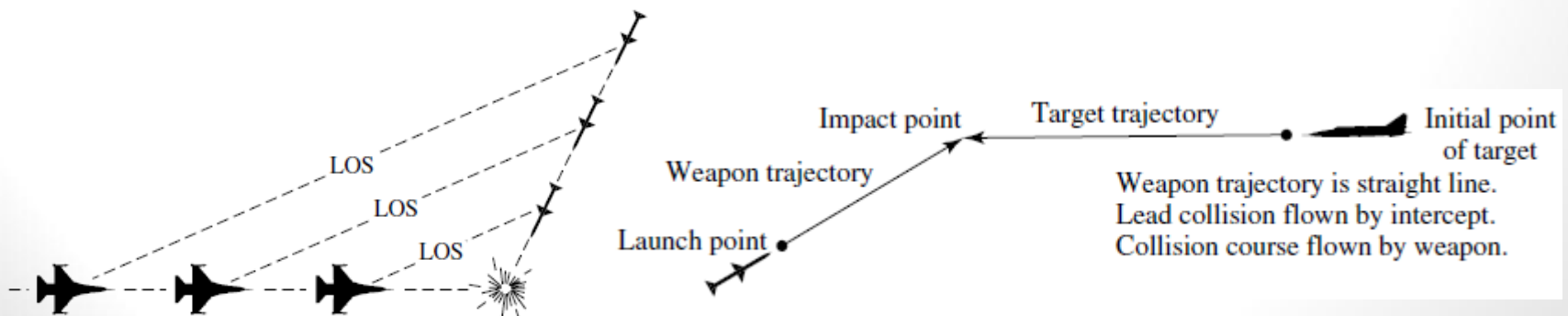
Leyes de Guiado

Las siguientes reglas de interceptación son posibles con misiles autoguiados:

- *Persecución*: El misil interceptador vuela directamente hacia el blanco en todo momento. En el caso de persecución con desviación el interceptor dirige su vector velocidad con un cierto ángulo fijo respecto al LOS entre misil y blanco.



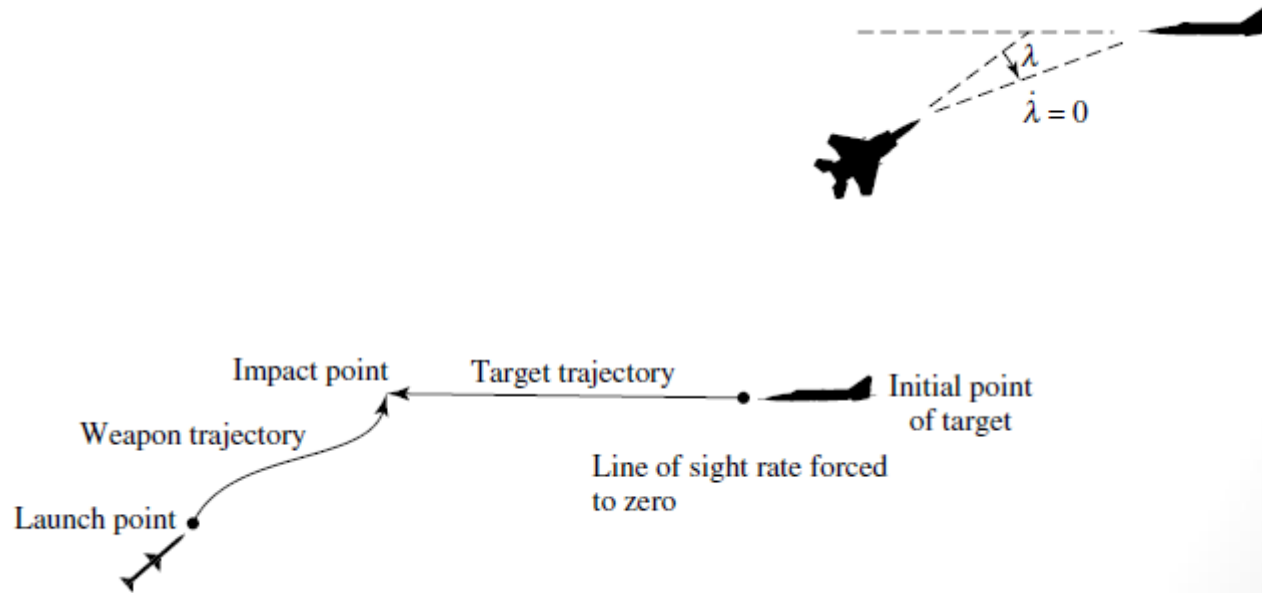
- *Colisión*: Si la velocidad y dirección del blanco no varía el misil sigue una trayectoria con rumbo fijo hasta el punto de colisión. Ventaja de minimizar el número de maniobras. Tiempo de vuelo constante.



Leyes de Guiado

Las siguientes reglas de interceptación son posibles con misiles autoguiados:

- *Navegación proporcional*: Básicamente trata de ajustar la trayectoria al curso de colisión instantáneo. El cambio en la dirección del vector velocidad del misil se realiza de forma proporcional a la velocidad angular a la que varía la LOS. Método más común.



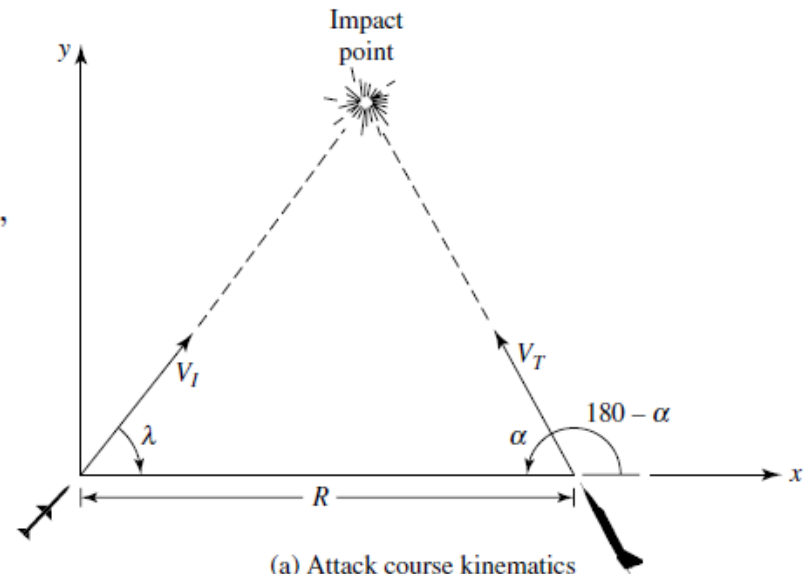
Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Los sistemas de guiado pueden utilizar diversos métodos o leyes para dirigir el misil a lo largo de una trayectoria o plan de vuelo para conseguir interceptar un blanco. La información necesaria sobre la trayectoria del blanco requerida por el sistema de guiado depende de la ley que se esté utilizando.

La cinemática de una acción de ataque se ilustra en la figura, y es la base para derivar las relaciones entre la velocidad del interceptor V_I , la velocidad del blanco V_T , el ángulo del interceptor λ , el ángulo del blanco α y la distancia entre interceptor y blanco R .

La velocidad de acercamiento será:

$$\frac{dR}{dt} = V_I \cos \lambda + V_T \cos(180 - \alpha) = V_I \cos \lambda - V_T \cos \alpha,$$



Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

$$\frac{dR}{dt} = V_I \cos \lambda + V_T \cos(180 - \alpha) = V_I \cos \lambda - V_T \cos \alpha,$$

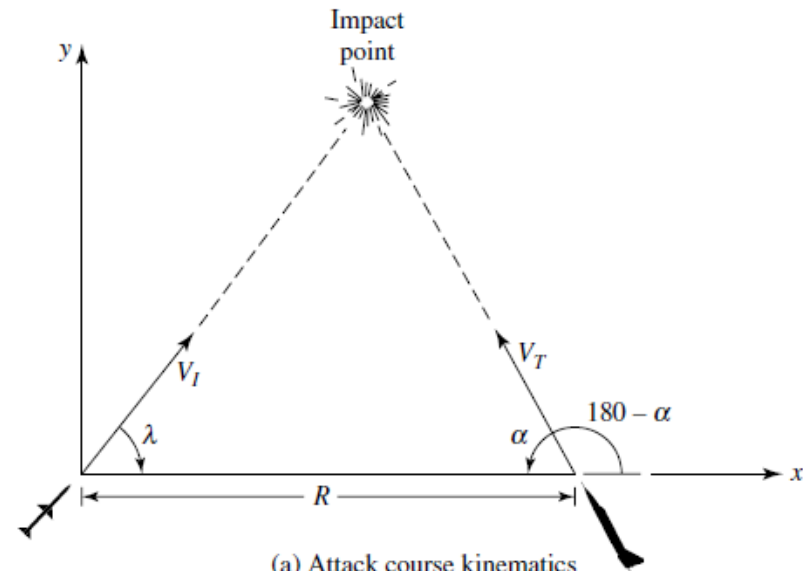
Los componentes de la velocidad ortogonales a R constan de dos partes:

1. La componente de translación.
2. La componente tangencial o de giro.

Eligiendo el interceptor como punto de referencia para la componente tangencial, la segunda componente puede escribirse como:

$$R \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) = V_I \sin \lambda - V_T \sin(180 - \alpha) = V_I \sin \lambda - V_T \sin \alpha$$

Las condiciones para los distintos tipos de trayectoria resultan de mantener como constante alguno de los parámetros en las ecuaciones.



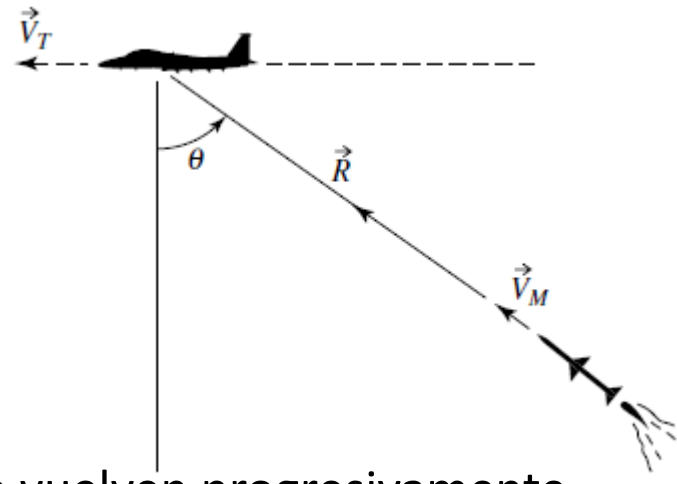
Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Persecución pura

El misil vuela directo hacia el blanco todo el tiempo. Así la dirección del misil se mantiene en todo momento en la LOS entre el misil y el blanco. Normalmente la situación acaba con una persecución por la cola. El misil está en giro constante.

El valor de λ será cero y por conveniencia se define un único ángulo θ que es la orientación de la LOS. Así las ecuaciones del movimiento en este caso serán

$$\frac{dR}{dt} = V_M - V_T \sin \theta,$$
$$R \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = -V_T \cos \theta,$$



Fundamentalmente dos desventajas:

1. Las maniobras requeridas por el misil se vuelven progresivamente más exigentes.
2. La velocidad del misil debe ser considerablemente mayor que la del blanco.

Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Persecución pura

Si el blanco trata de evadirse las aceleraciones exigidas al misil en la fase final pueden exceder la capacidad de maniobra aerodinámica del misil. Además el misil se encontrará perdiendo velocidad puesto que el empuje únicamente está activo durante parte del vuelo

La aplicación más favorable es contra blancos lentos o bien misiles lanzados desde la zona trasera del blanco.

Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Persecución con desviación

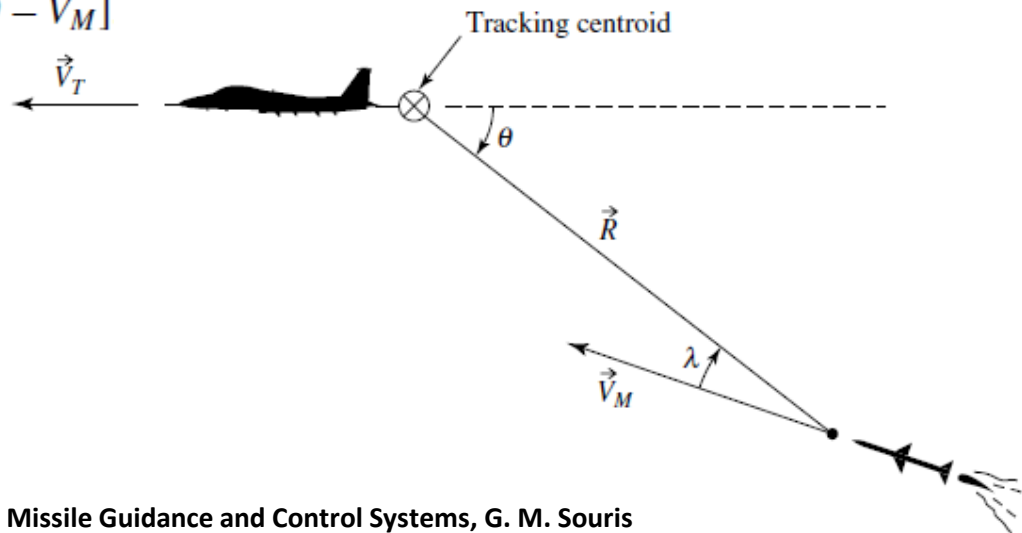
En la persecución con desviación la orientación del interceptador es un ángulo fijo (λ) por delante del blanco.

$$\frac{dR}{dt} = -V_M \cos \lambda + V_T \cos \theta,$$

$$R \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = V_M \sin \lambda - V_T \sin \theta,$$

Resolviendo para R y θ dados la velocidad del blanco y el misil se determina que la aceleración normal necesaria es:

$$a_n = -V_M \dot{\theta} / g = (V_M / g R) [V_T \sin \theta - V_M]$$



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Colisión pura

El rumbo de colisión pura es un vuelo del interceptor en línea recta de tal manera que resulte en una colisión contra el objetivo. Las ecuaciones adoptan la forma:

$$\frac{dR}{dt} = -V_M \cos \lambda + V_T \cos \theta,$$

$$\theta = \text{constant},$$

$$\lambda = \sin^{-1}(V_T \sin \theta / V_M),$$

$$R = R_o + \left(\frac{dR}{dt} \right) t.$$

La trayectoria puede generarse entonces de manera sencilla.

Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Navegación proporcional

La ley de navegación más ampliamente utilizada en misiles auto-guiados de corto y medio alcance por su simplicidad y facilidad de implementación.

La ley de navegación proporcional el vector velocidad gira proporcionalmente al giro de la línea de mira, tratando de mantener el paralelismo entre las LOS.

Esta relación puede ser expresada de la siguiente manera:

$$a_n = NV_c \left(\frac{d\lambda}{dt} \right)$$

Donde:

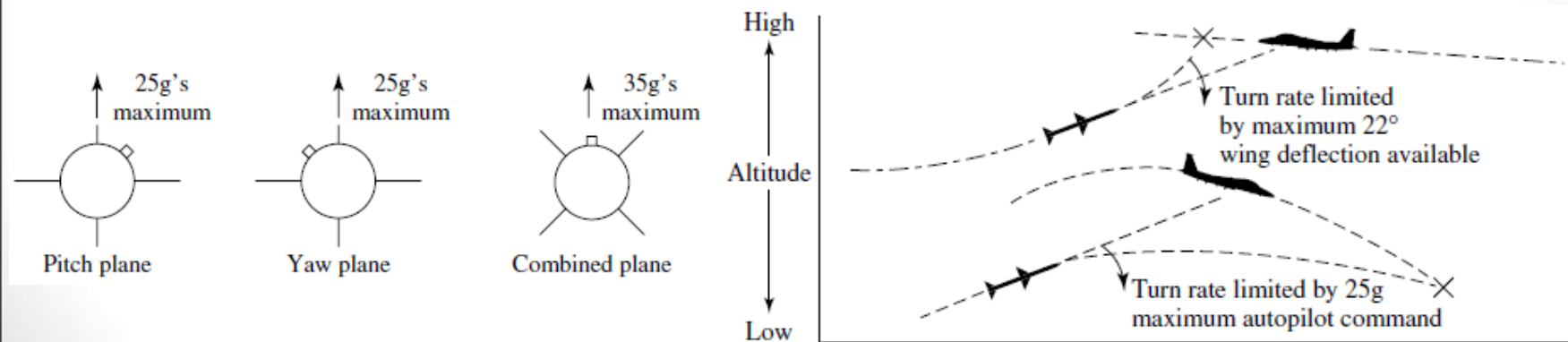
- a_n es la aceleración lateral requerida al misil
- N = Es la constante de navegación.
- V_c la velocidad de aproximación
- $d\lambda/dt$ la velocidad de giro de la LOS medida por la unidad buscadora.

Leyes de Guiado. Ec. fundamentales

Con independencia del método elegido para la realización del guiado el misil ha de ser capaz de desarrollar las g's suficientes para alcanzar el blanco.

A altitudes bajas la aerodinámica no es un factor limitante ya que es posible desarrollar maniobras que superan las limitaciones marcadas en el piloto automático. Sin embargo, a grandes alturas la capacidad de desarrollar las g's requeridas de maniobra será el factor limitante.

Otro factor que también tiene influencia sobre las máximas g's que será posible desarrollar por el misil es la actitud respecto del blanco.



Fuente: Missile Guidance and Control Systems, G. M. Souris

Sistemas telemando y haz director

El sistema por telemando se define por la condición de que la trayectoria del misil es consecuencia de la información transmitida al misil desde una fuente exterior.

Sistemas de guiado por telemando

Requieren de las siguientes operaciones:

- Seguimiento del misil, y del blanco si es móvil, desde el exterior.
- Cálculo de las desviaciones de la trayectoria nominal preestablecida para la colisión.
- Transmisión de órdenes al misil, cuyo sistema de control debe transformarlas en órdenes al sistema de mando, para modificar su trayectoria y dirigirse al blanco.

Además podría dividirse en dos categorías generales: seguimiento por radar y seguimiento óptico. A partir de los datos de distancia y ángulos medidos para blanco y misil se transmite al misil por radio la señal de error de la trayectoria. El sistema de control utiliza la información de amplitud y dirección del error para corregir.

Sistemas telemando y haz director

Sistemas de guiado por telemando

Además podría dividirse en dos categorías generales: seguimiento por radar y seguimiento óptico. A partir de los datos de distancia y ángulos medidos para blanco y misil.

- **Aplicación Aire-Aire.** Dadas las grandes exigencias dinámicas de la interceptación aire-aire este sistema no es adecuado.
- **Aplicación Aire-Superficie.** La opción más típica es el telemando sobre el seguidor TV del misil, que transmite al avión lanzador las imágenes del blanco que capta en vuelo.
- **Aplicación Superficie-Aire.** La más adecuada para este tipo de guiado. La forma más usual es utilizar dos radares aunque hay variantes como los sistemas con un único radar para el misil y blanco, en este caso el misil está equipado con un repetidor para facilitar el seguimiento. El misil debe permanecer en la visual de radar al blanco así que la trayectoria será similar al guiado por haz director.

Sistemas telemando y haz director

Sistemas de guiado por telemando

- **Aplicación Superficie-Superficie.** La aplicación más típica es la anti-tanque. En los escenarios típicos las contramedidas radioeléctricas suelen ser muy importantes y puesto que no suelen alcanzar velocidades supersónicas es habitual emplear la transmisión por cable. Esto permite enviar grandes cantidades de datos, por ejemplo de sensores IIR, con lo que el hombre no precisa tener una visión directa del blanco y puede hacer el seguimiento y envío de órdenes de forma oculta.

Radiaciones utilizadas

Se utiliza una amplia gama de frecuencias radioeléctricas para los sistemas radar de seguimiento. En el caso de seguimiento óptico radiación visible IIR e incluso MMW.

Sistemas telemando y haz director

Sistemas de guiado por haz director

Sistema que utiliza un haz dirigido, de forma que el eje del haz es una línea en la que se desea que se sitúe el misil a lo largo del vuelo. El equipo contenido en el misil puede determinar cuando el misil está en el centro del haz así como la dirección y magnitud del error cuando el misil se ha desviado del centro del haz.

La trayectoria cumple la condición de que el radar, el misil y el blanco están siempre alineados, independientemente de la aplicación.

El radar debe cumplir con dos especificaciones generales:

- Debe hacer el seguimiento continuo del blanco, en elevación y azimut.
- El haz debe contener información de coordenadas que pueda utilizar el receptor en el misil para guiarlo al centro del haz.

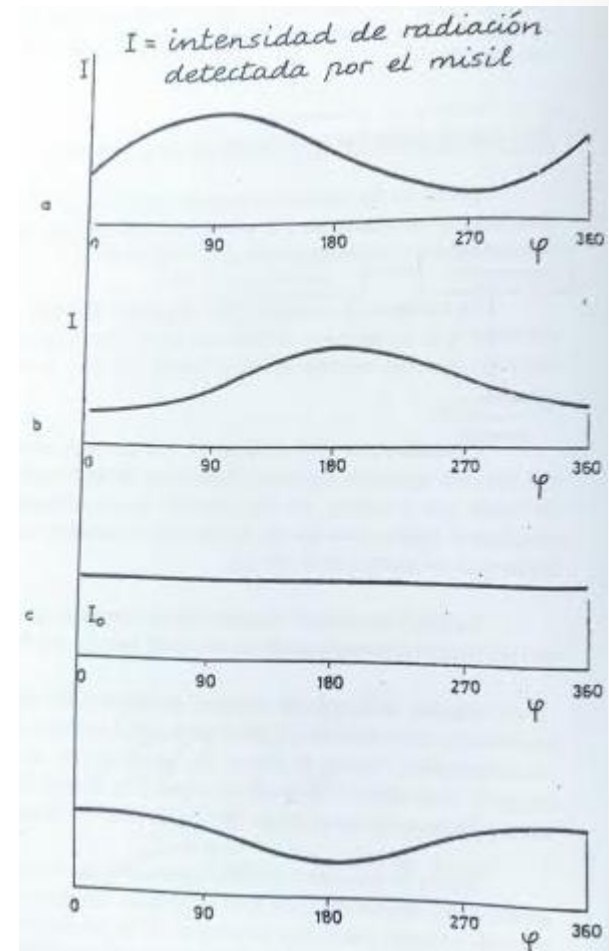
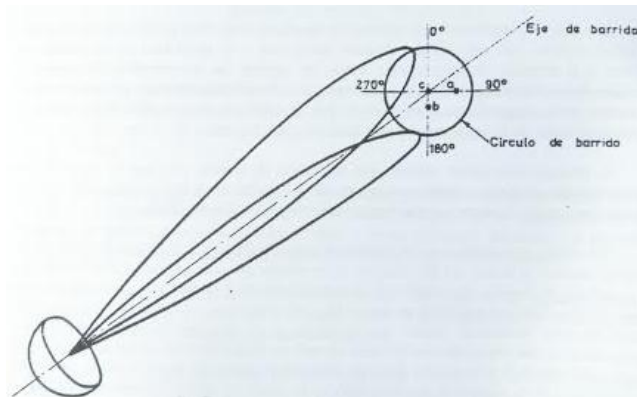
La rampa de lanzamiento debe estar orientada de forma que el misil se pueda lanzar siguiendo el eje del haz, ya que el misil carece de capacidad de orientación mientras se encuentre fuera del mismo.

Sistemas telemando y haz director

Sistemas de guiado por haz director

Hay varios métodos para introducir la información de coordenadas necesaria en el haz y detectarla.

En el caso de un haz radar con el barrido representado en la figura. El centro del haz está apuntado según un ángulo con el eje barrido, y el haz tiene un movimiento cónico de modo que el centro del haz describe la circunferencia de barrido. Si el receptor estuviera desplazado del eje la amplitud de la señal recibida estaría modulada a la frecuencia de barrido de la antena.

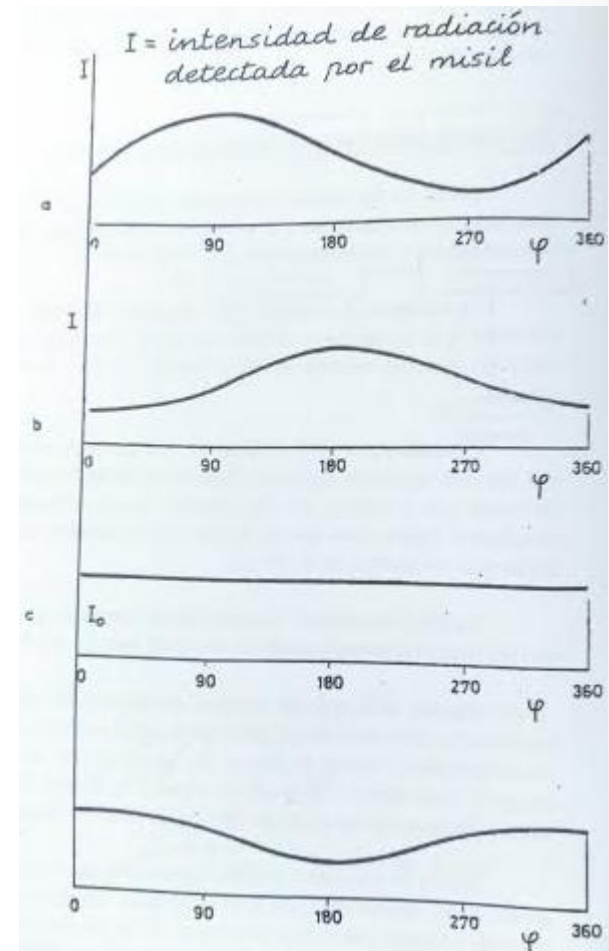
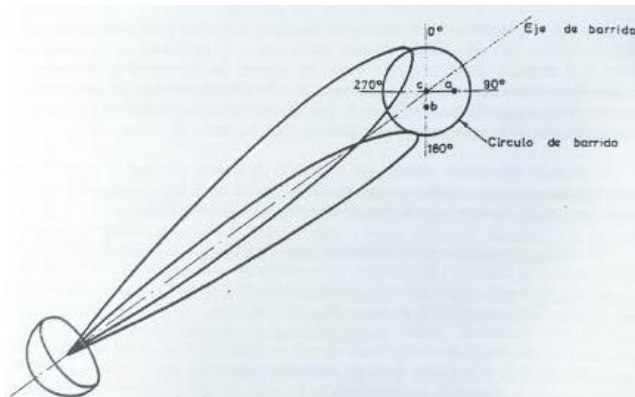


Fuente: Apuntes Misiles II, P. Sanz-Aránguez

Sistemas telemando y haz director

Sistemas de guiado por haz director

Cuando la antena del receptor se desplaza del eje de barrido al punto **a**, se produce una modulación sinusoidal de amplitud de la señal recibida, tal que el máximo de amplitud es a 90° . Análogamente, cuando la antena del receptor está en el punto **b** se obtiene una modulación reducida en amplitud y la amplitud máxima de la señal recibida es a 180° . En el punto **c**, con la antena del receptor en el eje de barrido, la señal recibida es constante y no hay modulación.



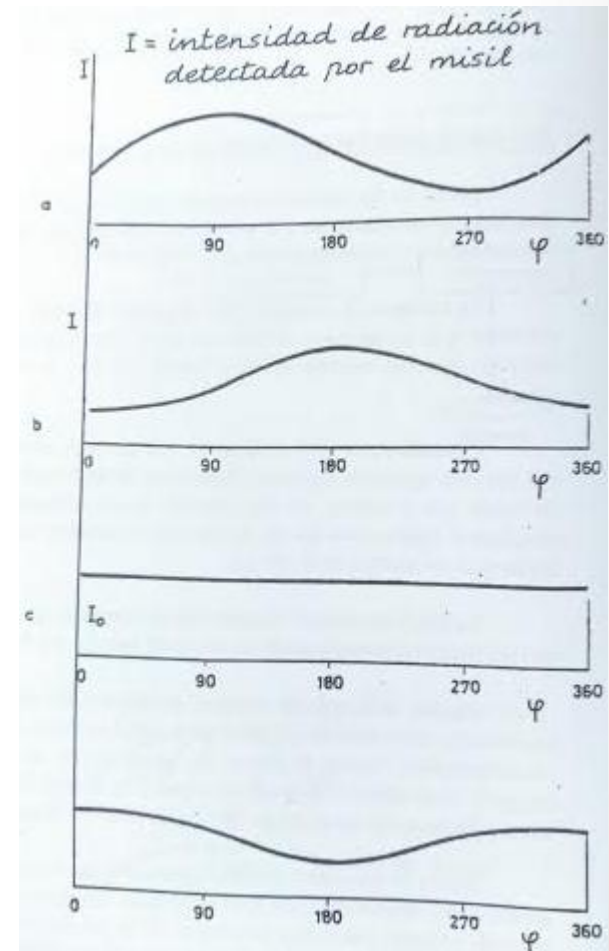
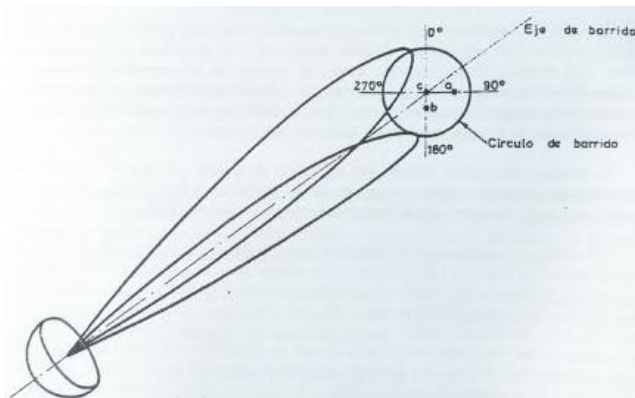
Fuente: Apuntes Misiles II, P. Sanz-Aránguez

Sistemas telemando y haz director

Sistemas de guiado por haz director

Para conocer la dirección y sentido del error se compara con una modulación de referencia. Comparando las fases de las modulaciones con al de referencia se obtienen las direcciones de los errores.

La utilización táctica de estos sistemas se limita a aplicaciones superficie-aire, debido al nulo comportamiento del haz radar en las proximidades del terreno que únicamente hace posible el uso de un haz director por laser.



Fuente: Apuntes Misiles II, P. Sanz-Aránguez

References

- *George M. Souris. Missile Guidance and Control Systems.* Ed. Springer, 2004.
- *P. Sanz-Aránguez. Apuntes Misiles II.* Publicaciones de la ETSIA - UPM, 2014/2015.

Presentación a completar con las explicaciones dadas en clase, las referencias bibliográficas y web.