



# FLUJO SÓNICO

## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

$$C = (\gamma \cdot R \cdot T)^{1/2}$$

$$V=0$$



## FLUJO SÓNICO

### Perturbación producida por un cuerpo

$$C = (\gamma \cdot R \cdot T)^{1/2}$$

$$V=0$$

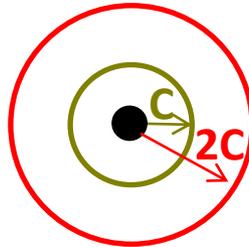


## FLUJO SÓNICO

### Perturbación producida por un cuerpo

$$C = (\gamma \cdot R \cdot T)^{1/2}$$

$$V=0$$

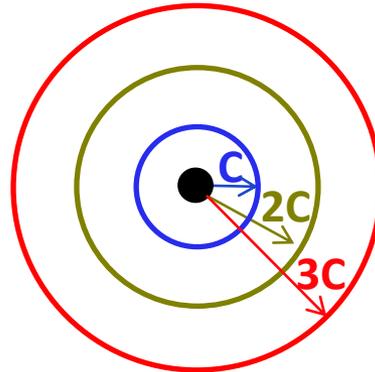


# FLUJO SÓNICO

## Perturbación producida por un cuerpo

$$C = (\gamma \cdot R \cdot T)^{1/2}$$

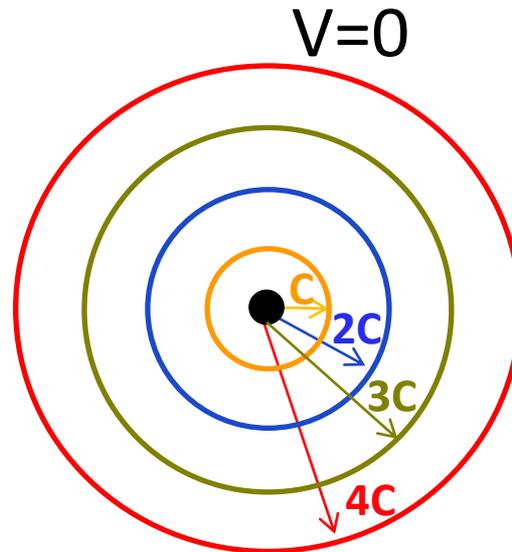
$$V=0$$



# FLUJO SÓNICO

## Perturbación producida por un cuerpo

$$C = (\gamma \cdot R \cdot T)^{1/2}$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

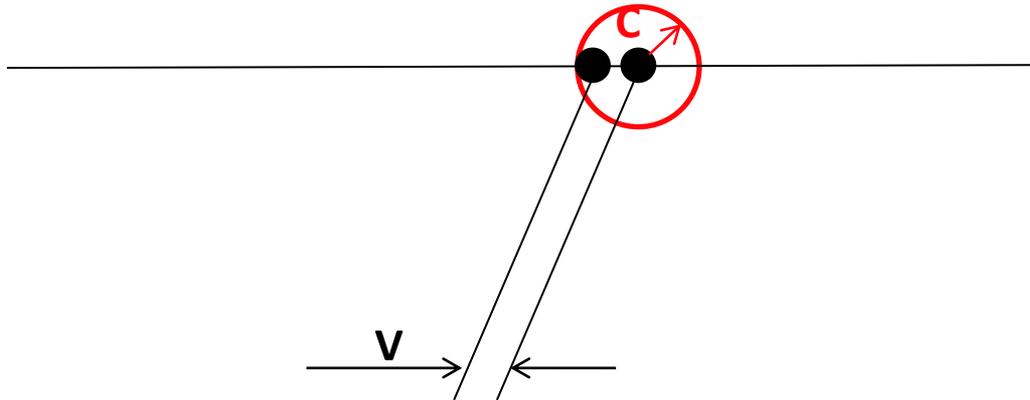
$$V < C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

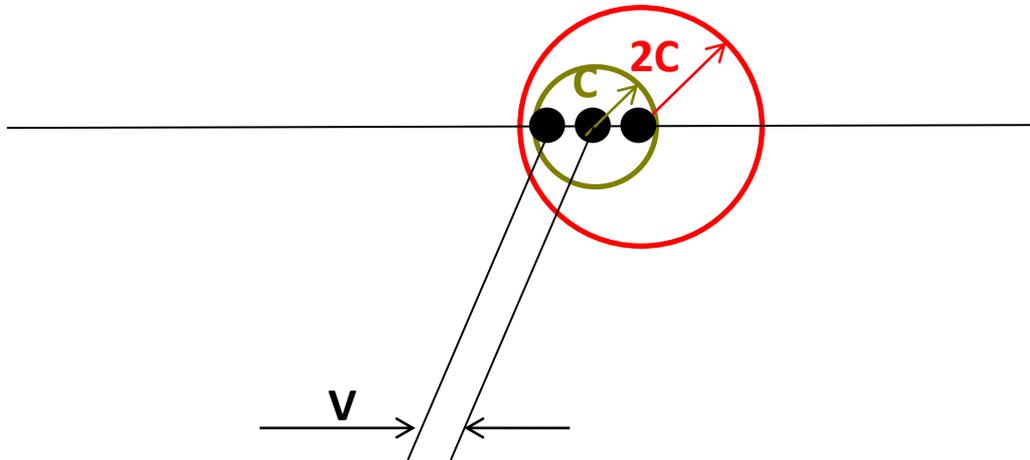
$$V < C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

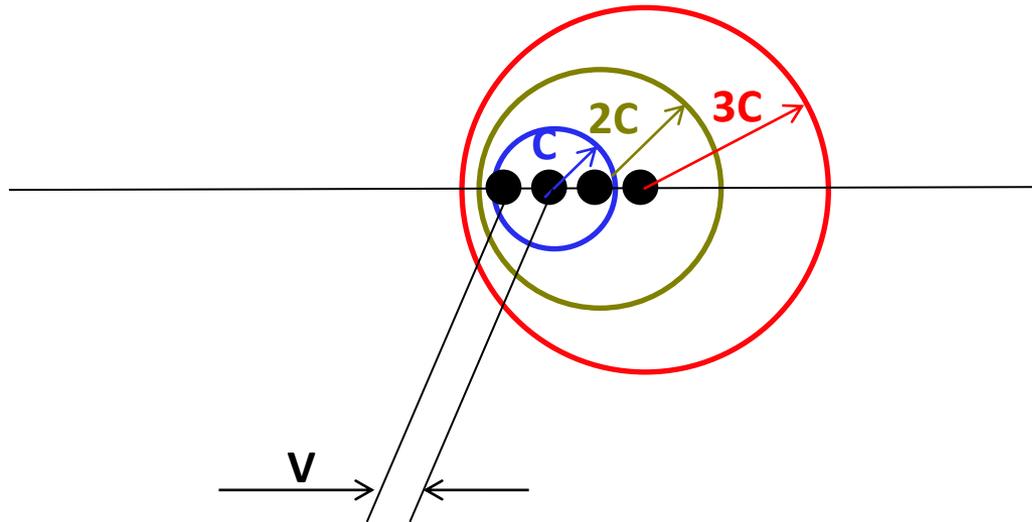
$$V < C$$



# FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

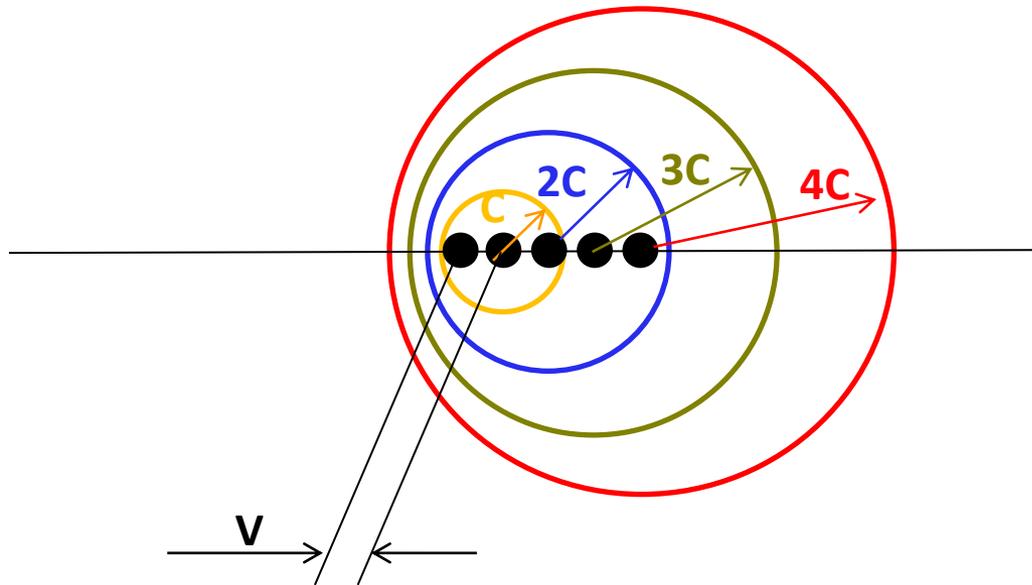
$$V < C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

$$V < C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

$$V < C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

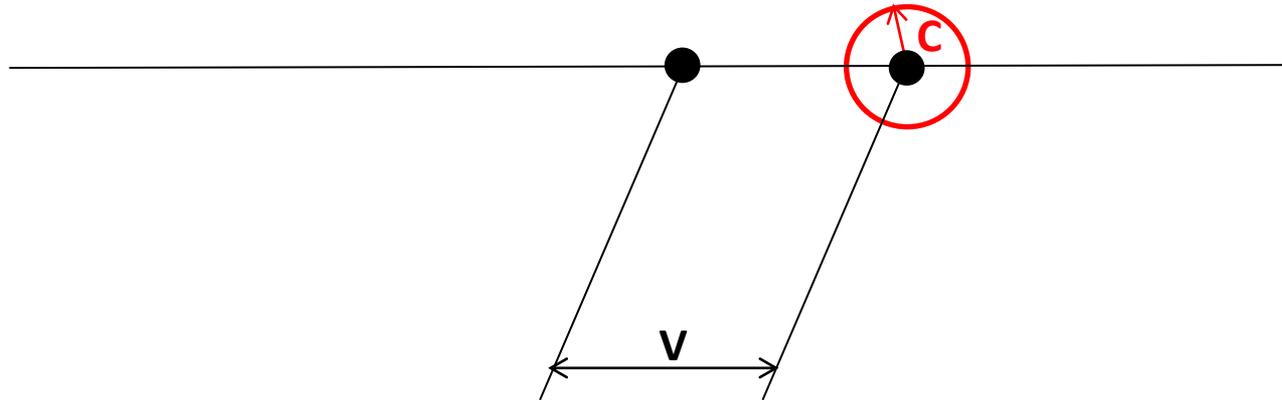
$$V > C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

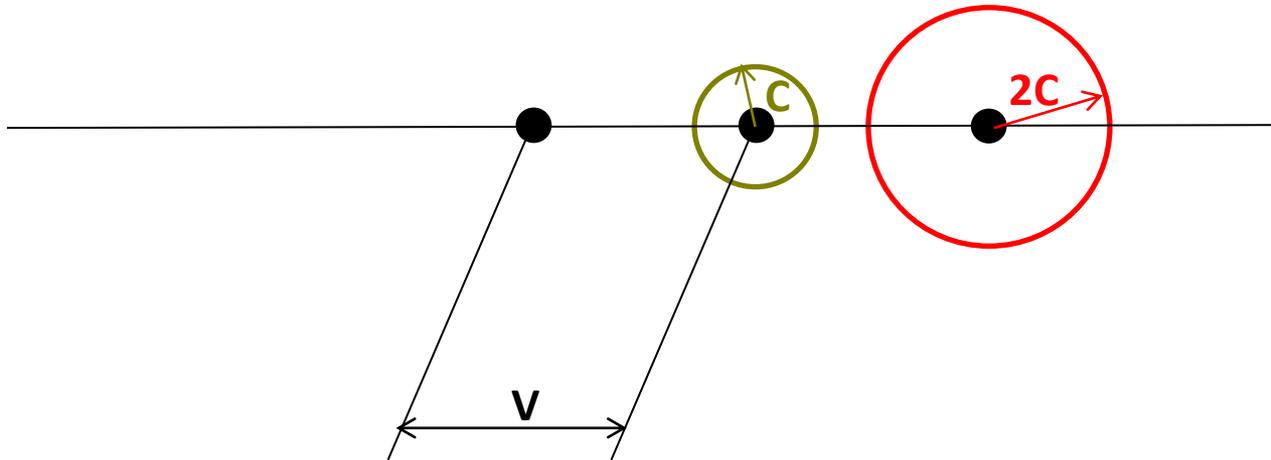
$$V > C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

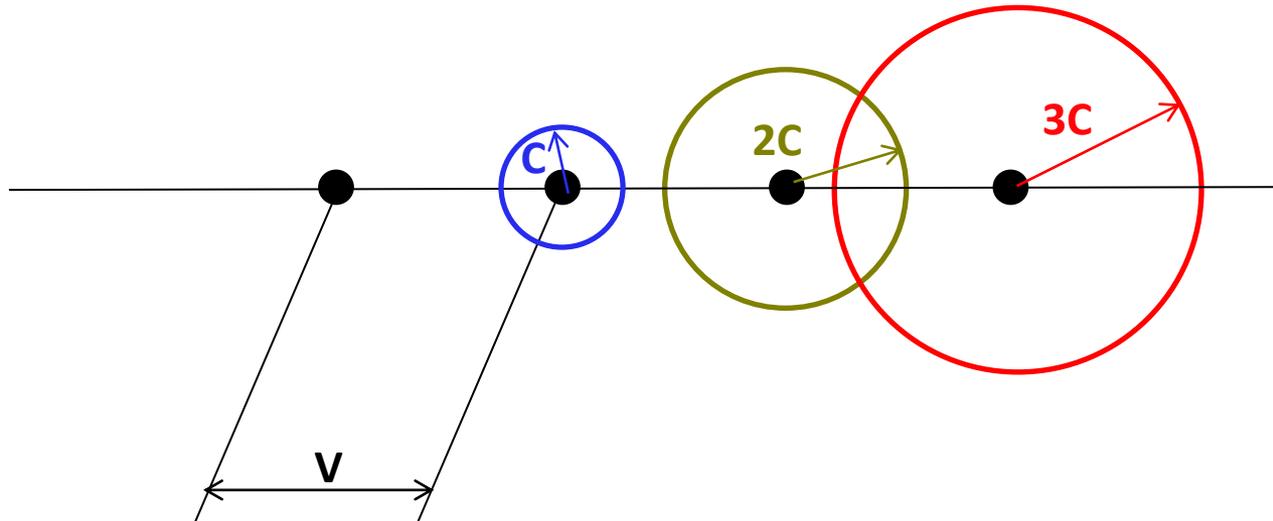
$$V > C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

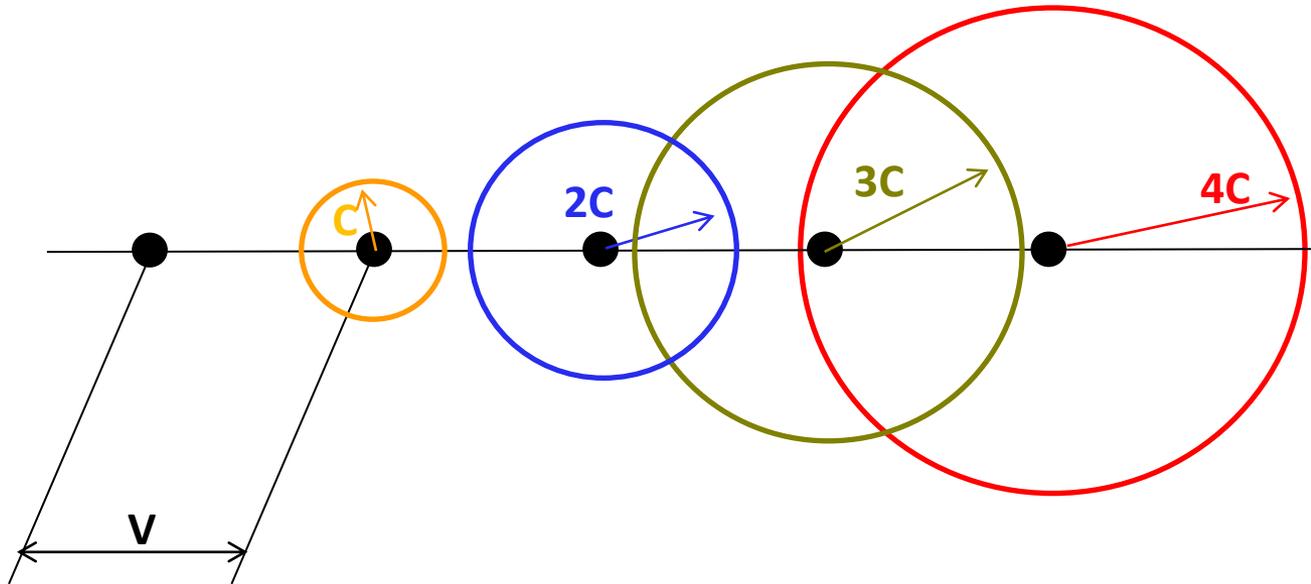
$$V > C$$



## FLUJO SÓNICO

Perturbación producida por un cuerpo

$$V > C$$

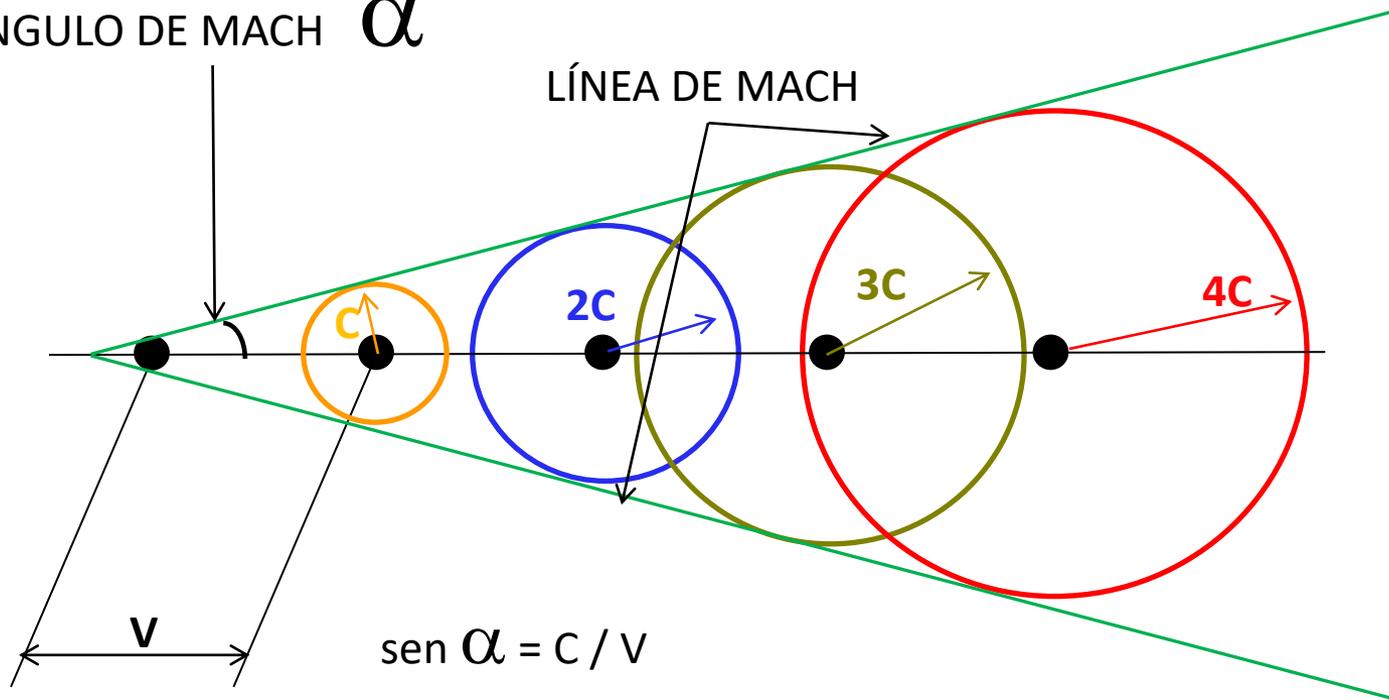


# FLUJO SÓNICO

## Perturbación producida por un cuerpo

$$V > C$$

ÁNGULO DE MACH  $\alpha$



$$\text{sen } \alpha = C / V$$

$$\text{sen } \alpha = 1 / M$$

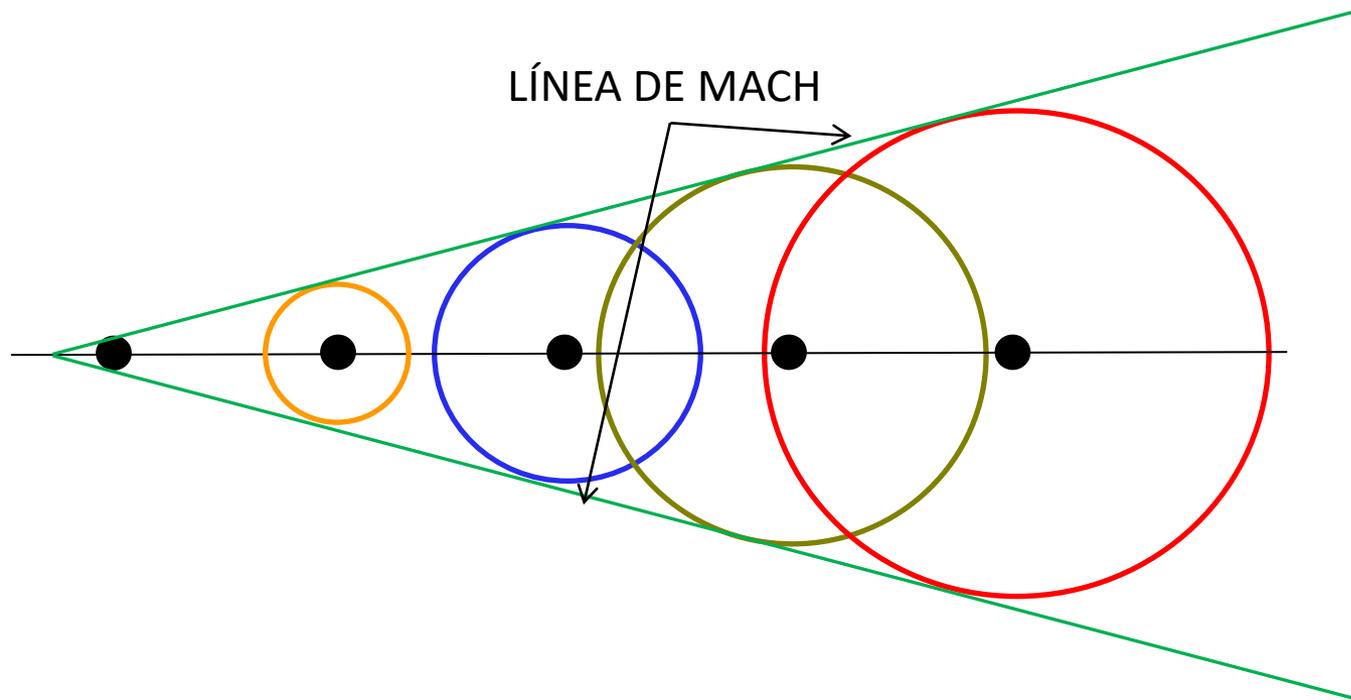
# FLUJO SÓNICO



## FLUJO SÓNICO

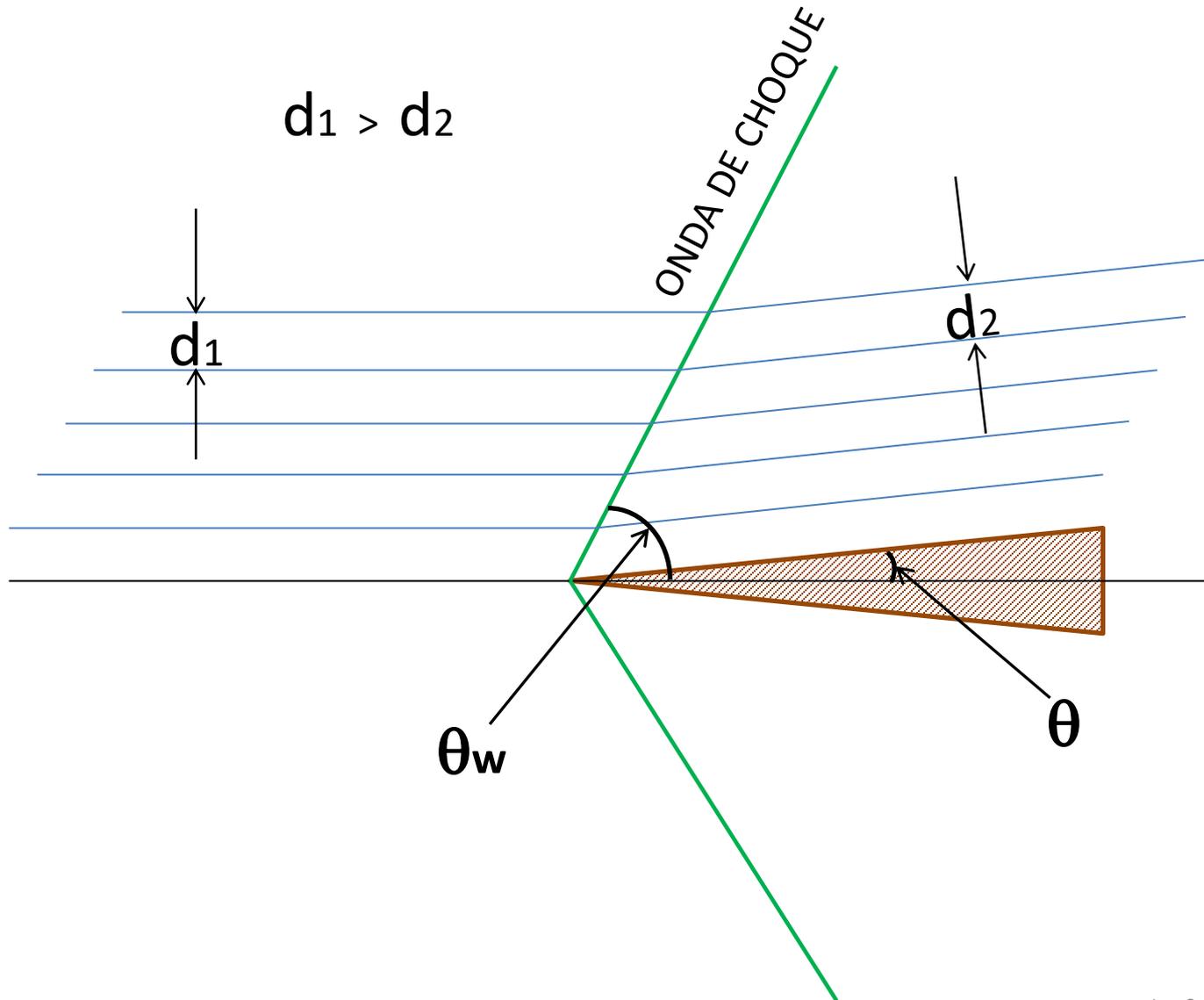
Perturbación producida por un cuerpo

$$V > C$$



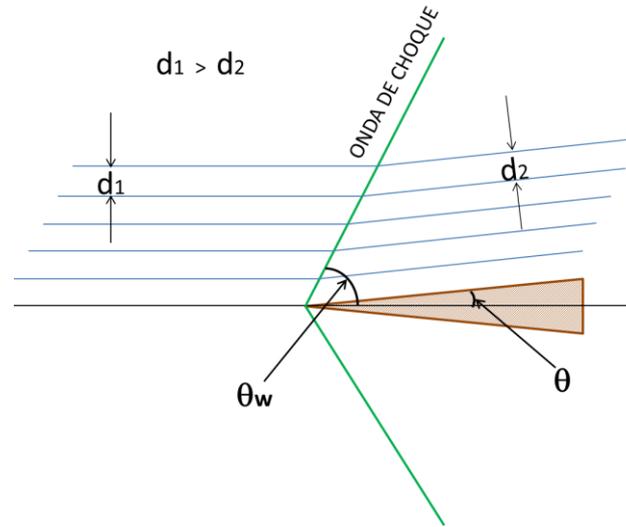
# FLUJO SÓNICO

## ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA



# FLUJO SÓNICO

## ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA



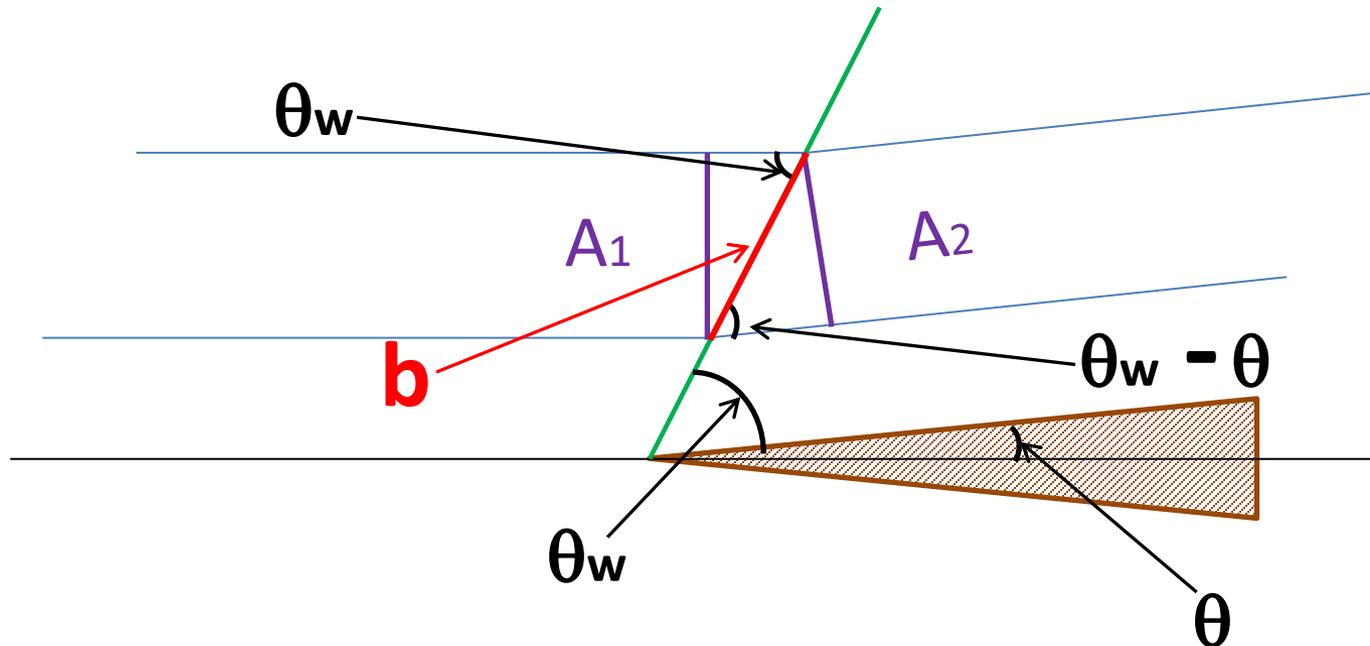
$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2$$

$$\rho_1 \cdot \text{Vol}_1 / t = \rho_1 \cdot A_1 \cdot l_1 / t = \rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot l_2 / t = \rho_2 \cdot \text{Vol}_2 / t$$

$$\rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2$$

# FLUJO SÓNICO

## ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA



$$A_1 = b \text{ sen } \theta_w$$

$$A_2 = b \text{ sen } (\theta_w - \theta)$$

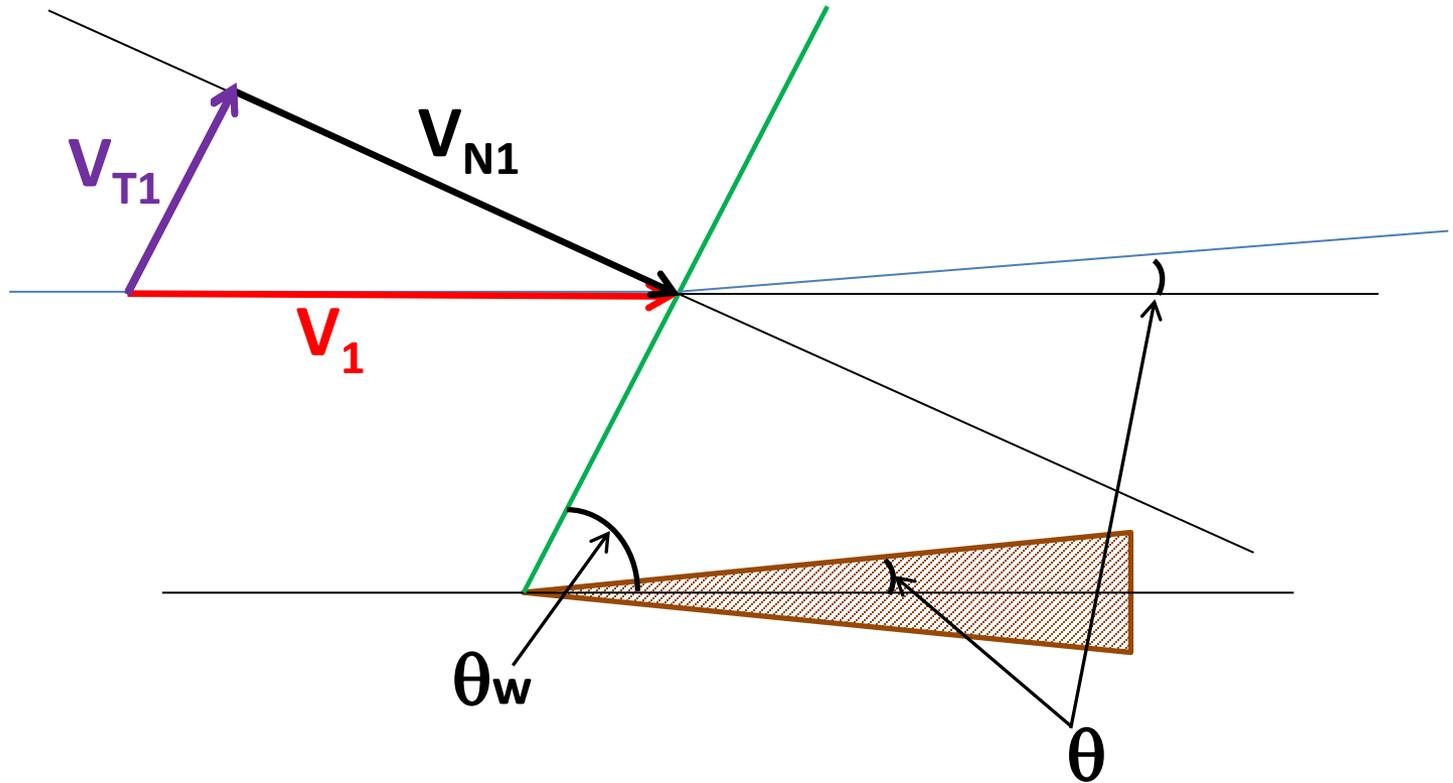
$$\rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2$$

$$\rho_1 V_1 b \text{ sen } \theta_w = \rho_2 V_2 b \text{ sen } (\theta_w - \theta)$$

$$\text{sen } \theta_w > \text{sen } (\theta_w - \theta)$$

# FLUJO SÓNICO

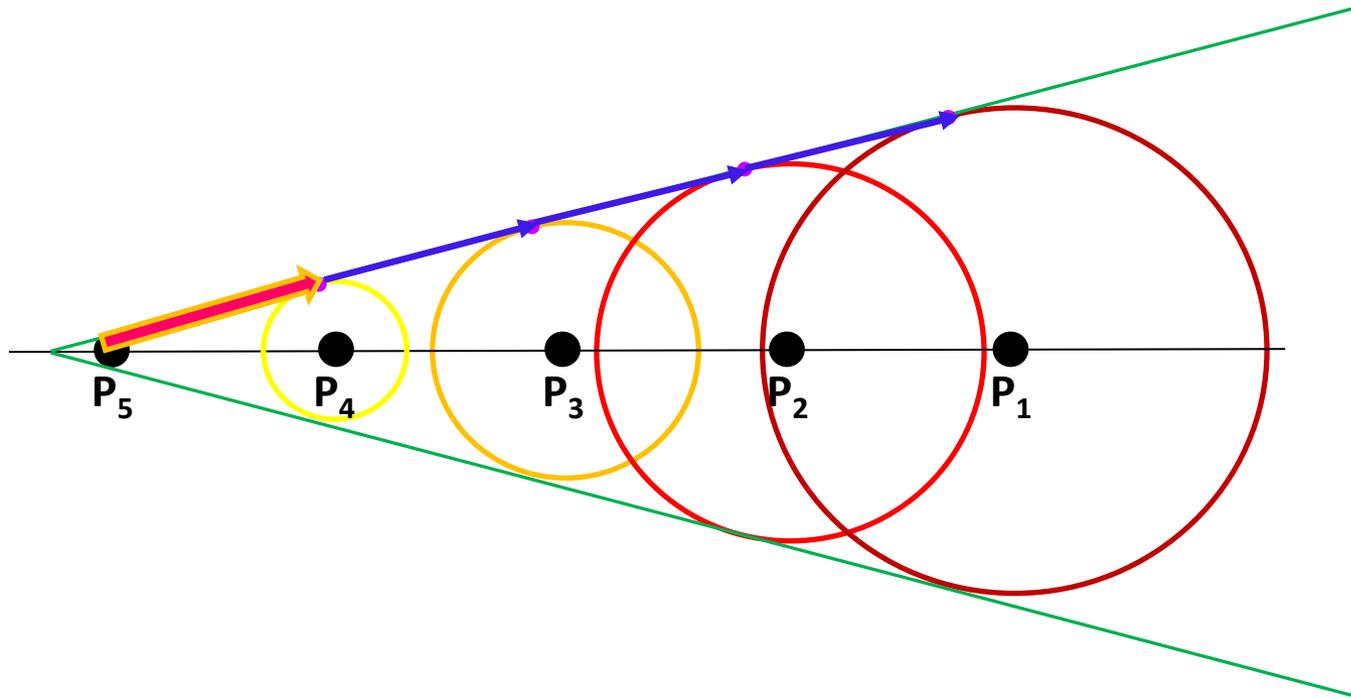
## ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA



## FLUJO SÓNICO

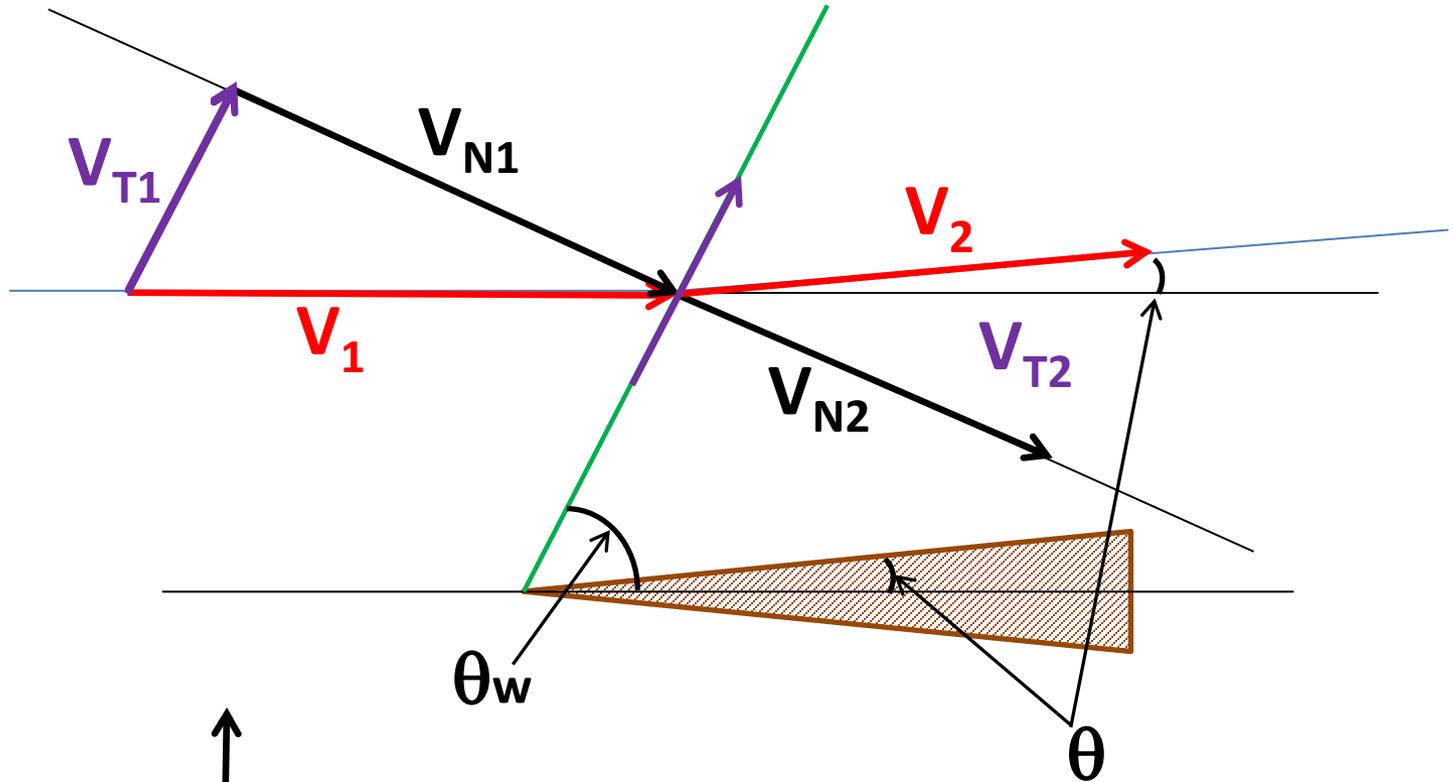
Perturbación producida por un cuerpo

$$V > C$$



# FLUJO SÓNICO

## ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA



$$|V_1| > |V_2|$$

$$|V_{N1}| > |V_{N2}|$$

$$|V_{T1}| = |V_{T2}|$$

## FLUJO SÓNICO

### ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA

$$\rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2$$

$$A_1 > A_2$$

$$V_1 > V_2$$

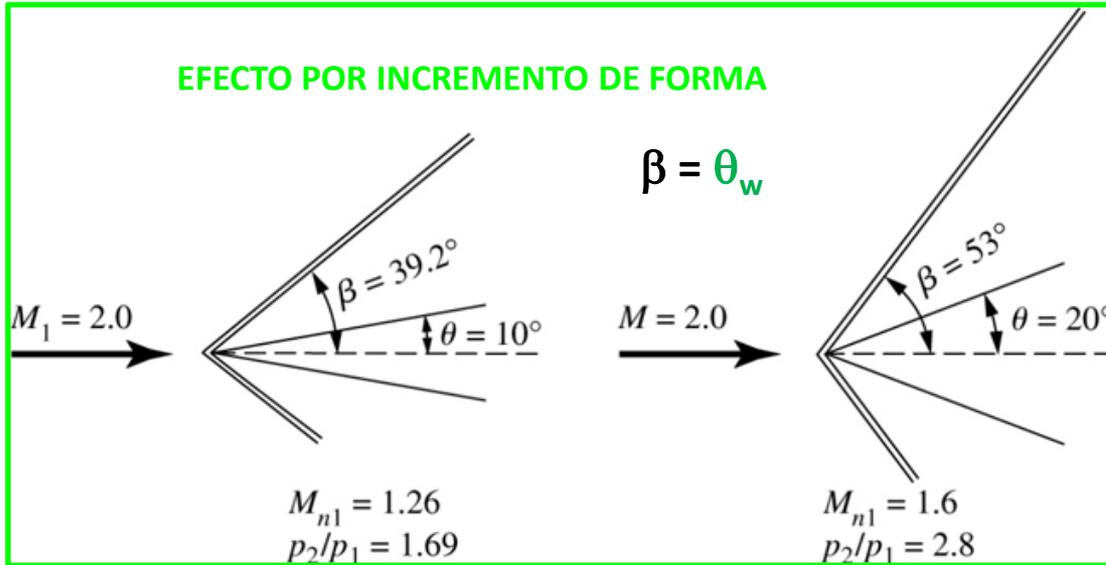
$$\rho_1 < \rho_2$$

- La presión (P) es superior detrás.
- La temperatura (T) es superior detrás.
- La densidad ( $\rho$ ) es superior detrás.
- La velocidad (V) es menor detrás.
- El Mach (M) es menor detrás.

# FLUJO SÓNICO

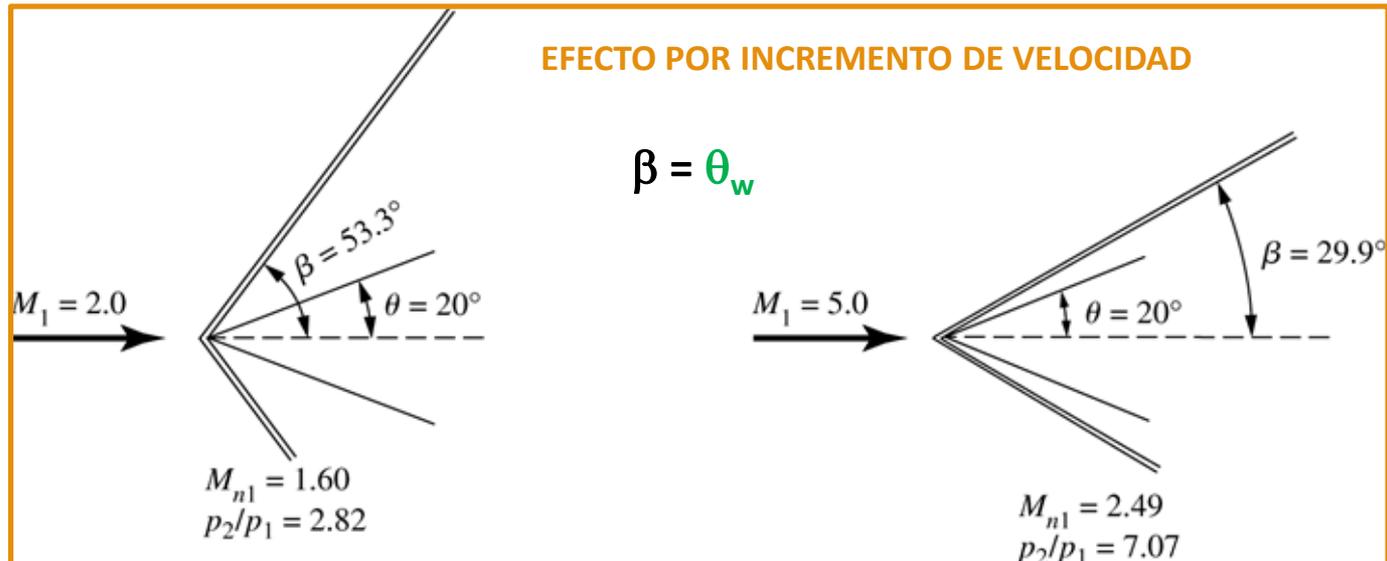
## ONDA DE COMPRESIÓN ONDA DE CHOQUE OBLICUA

### EFFECTO POR INCREMENTO DE FORMA



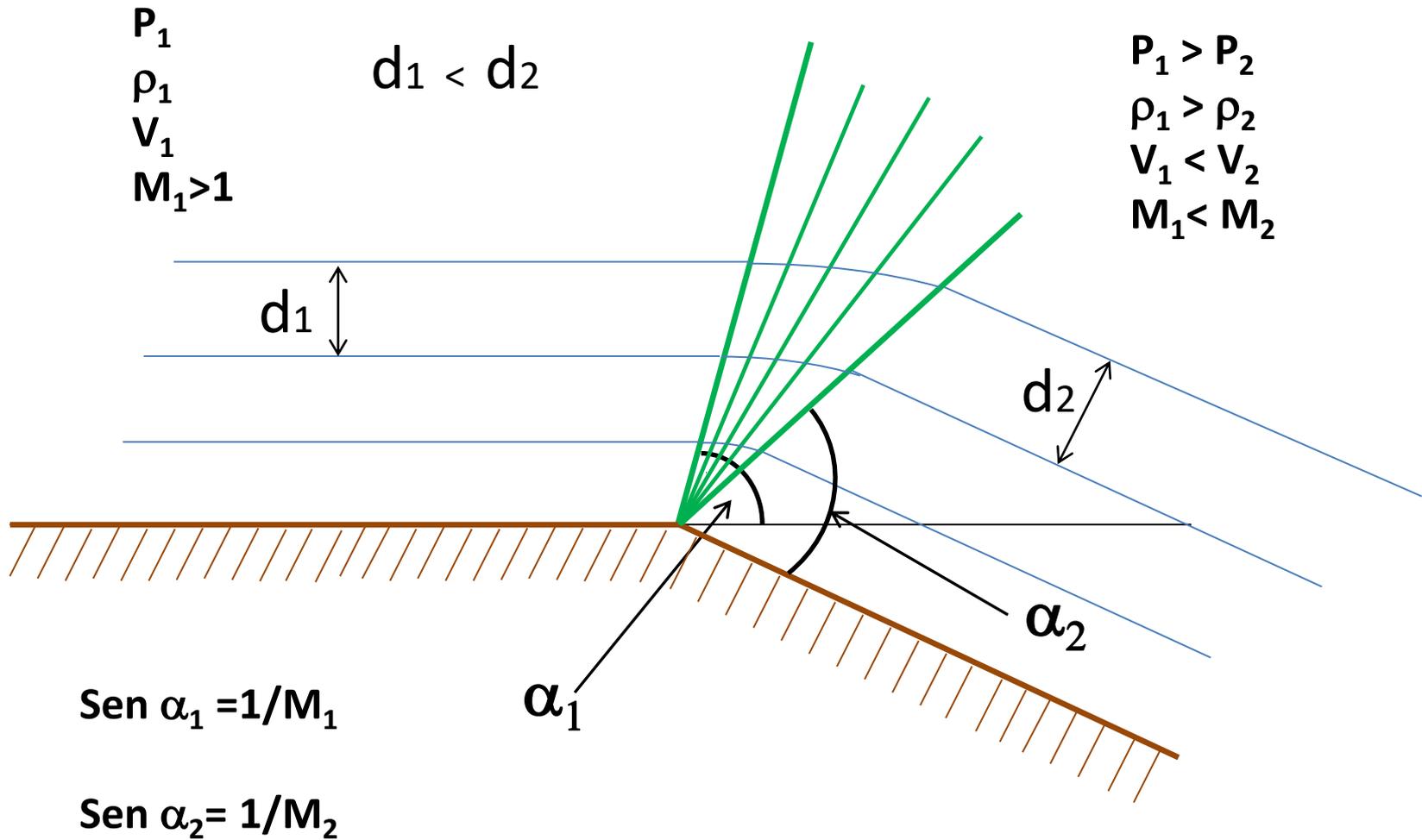
$$\left. \begin{array}{l} P_1 < P_2 \\ T_1 < T_2 \\ \rho_1 < \rho_2 \\ V_1 > V_2 \\ C = (\gamma R T)^{1/2} \\ M = V / C \\ M_1 > M_2 \end{array} \right\} f(\theta, V, C) \left. \begin{array}{l} M \\ \theta_w \end{array} \right\}$$

### EFFECTO POR INCREMENTO DE VELOCIDAD



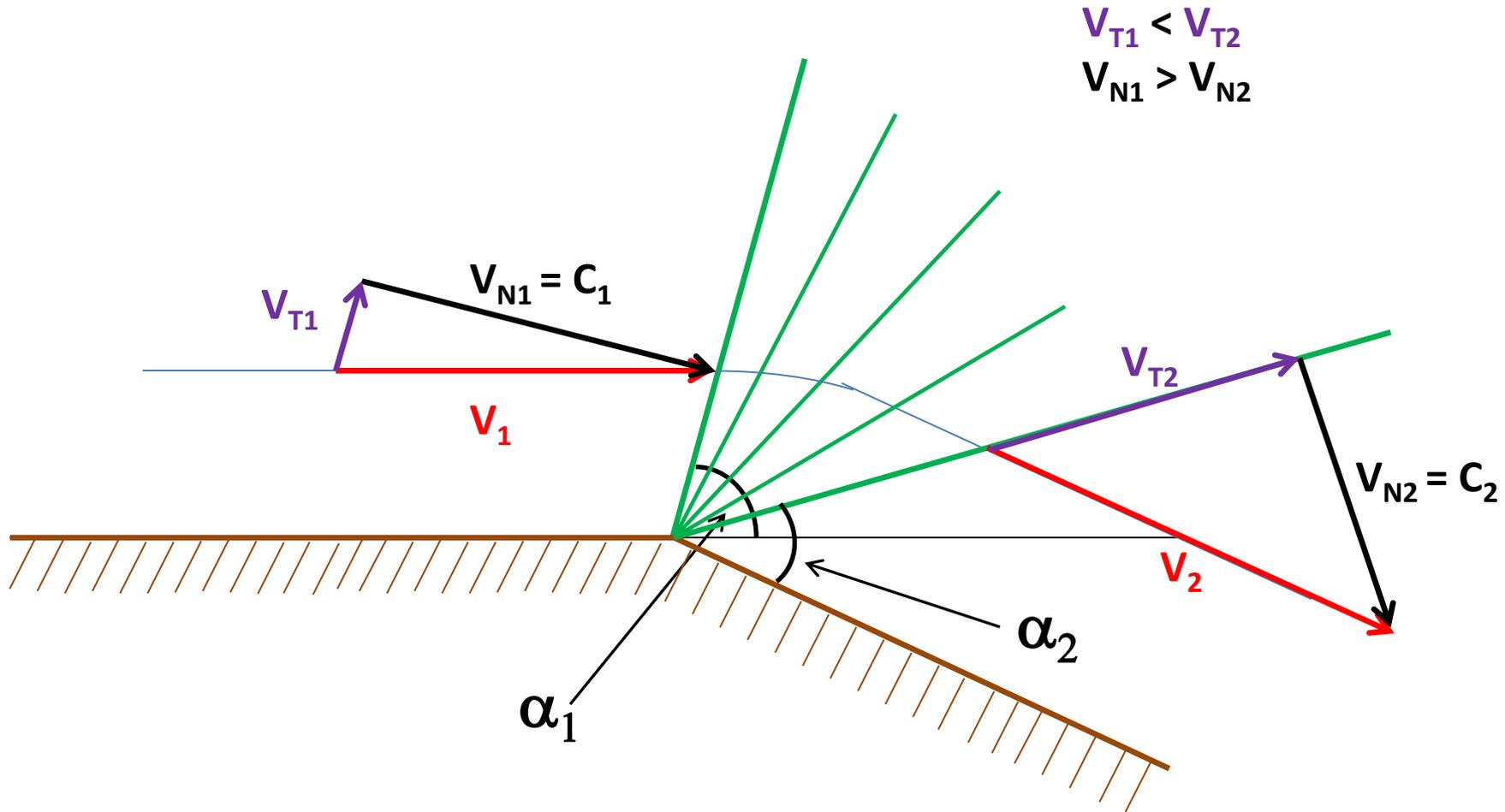
# FLUJO SÓNICO

## ONDA DE EXPANSIÓN



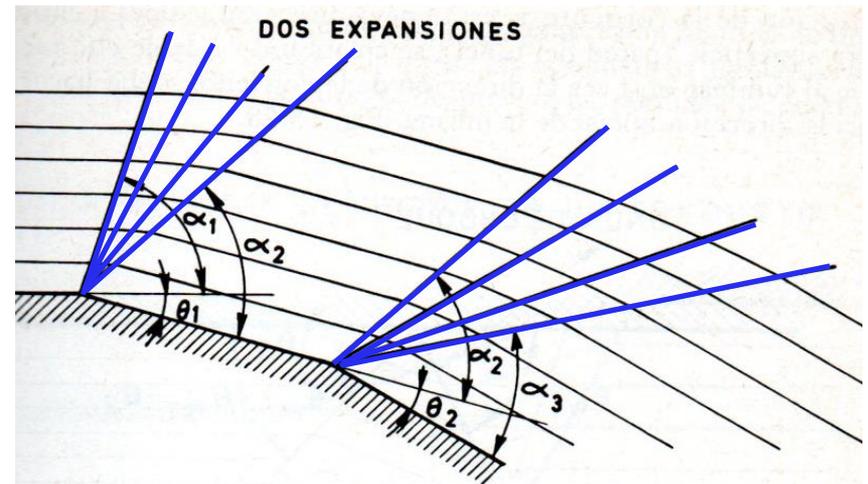
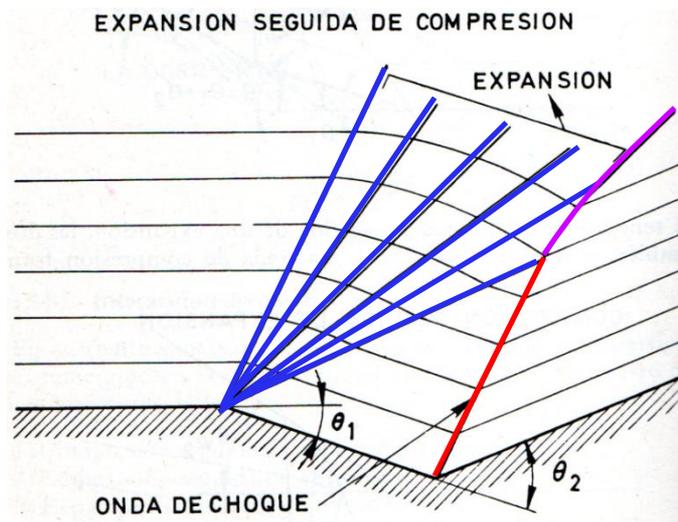
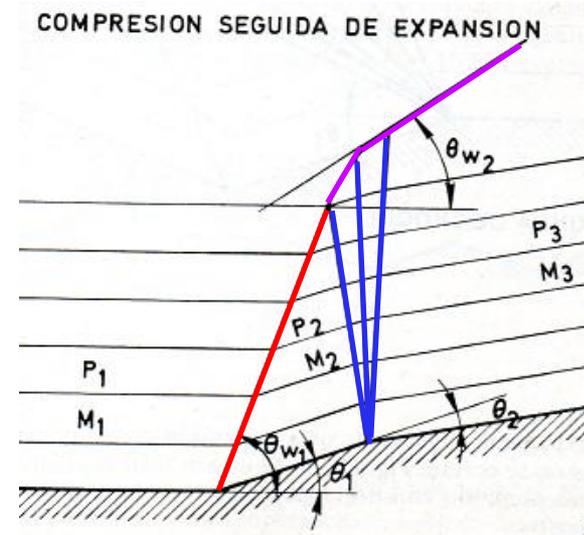
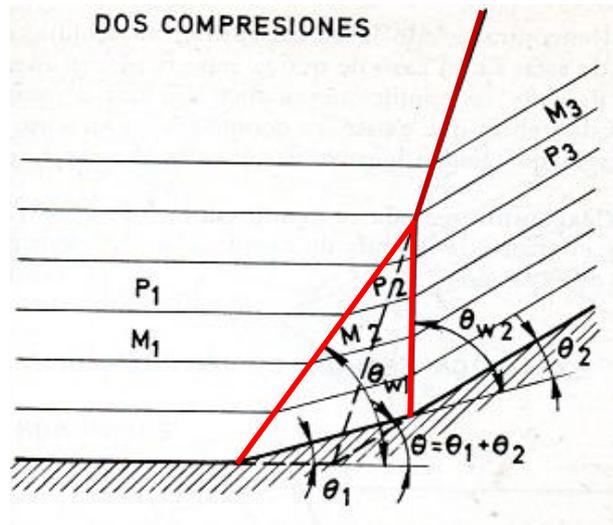
# FLUJO SÓNICO

## ONDA DE EXPANSIÓN



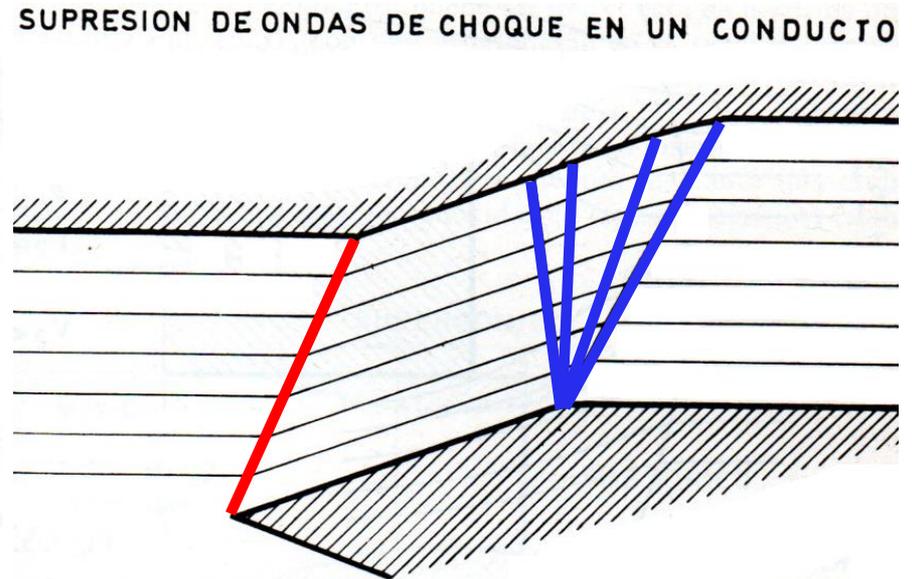
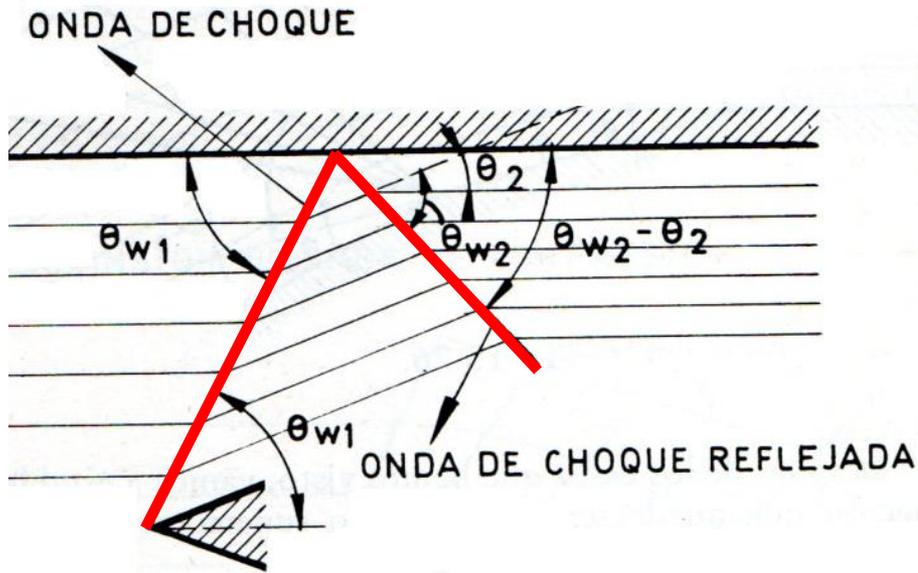
# FLUJO SÓNICO

## INTERACCIÓN DE ONDAS



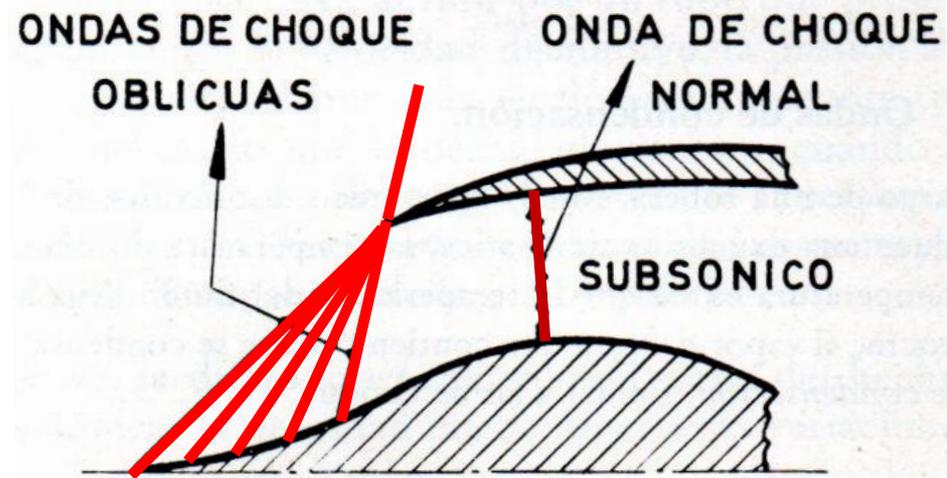
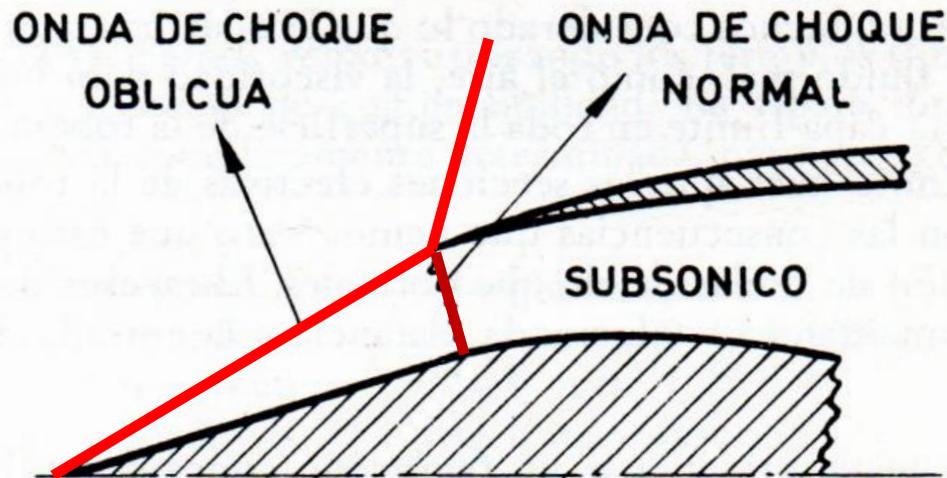
# FLUJO SÓNICO

## INTERACCIÓN DE ONDAS



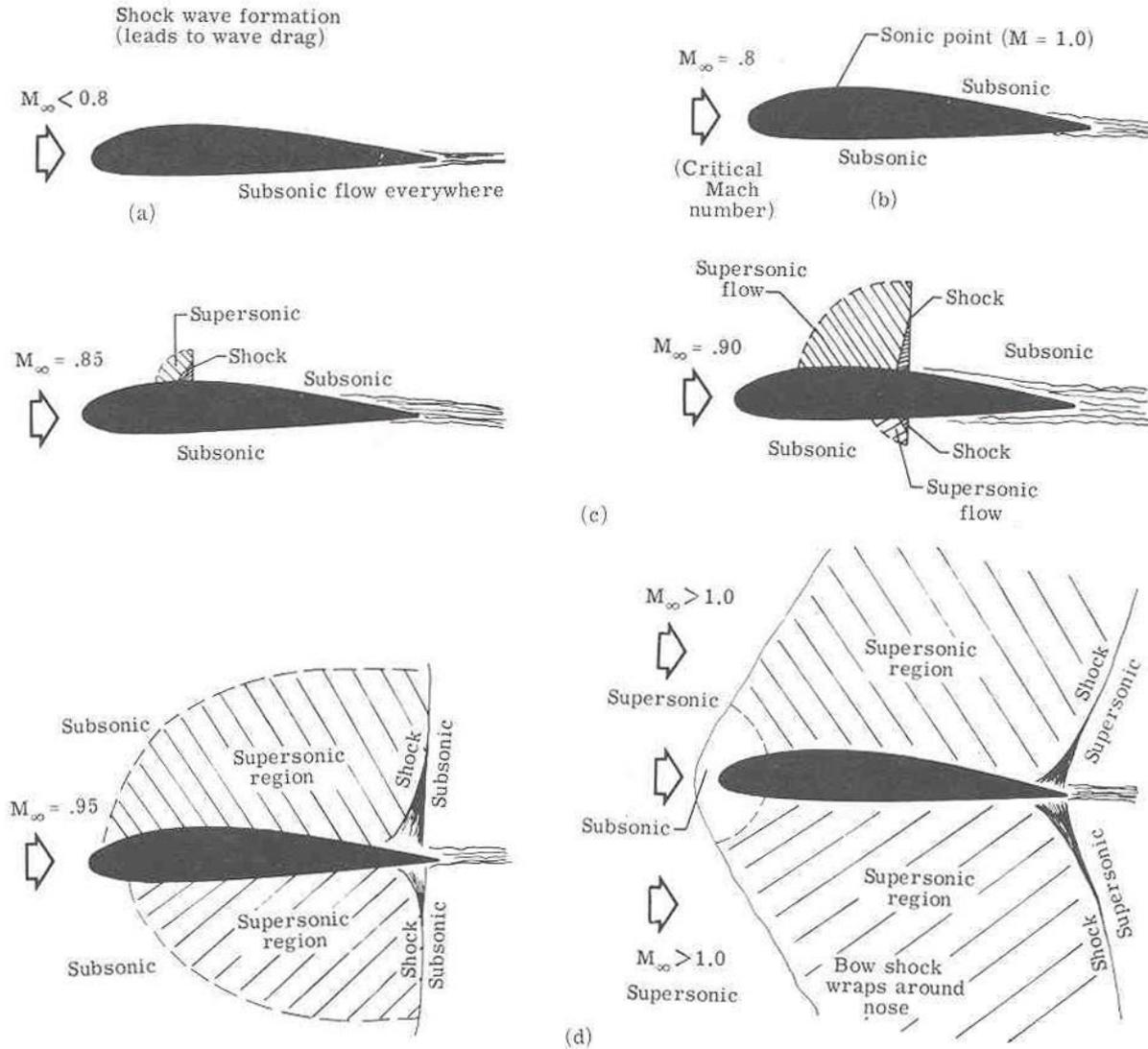
# FLUJO SÓNICO

## INTERACCIÓN DE ONDAS



# FLUJO SÓNICO

## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO



# FLUJO SÓNICO

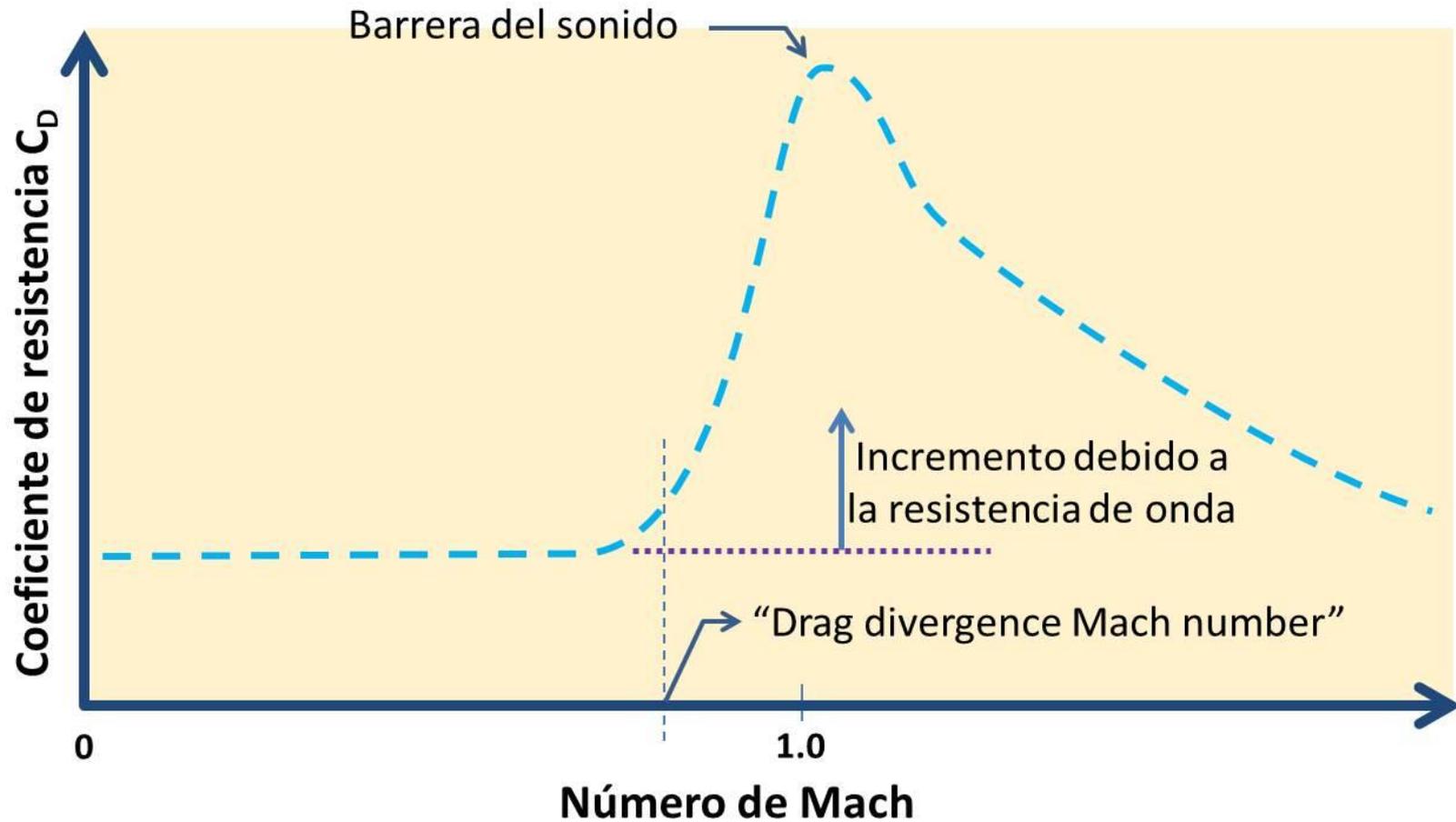
## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO

NATIONAL ADVISORY  
COMMITTEE FOR  
AERONAUTICS

LANGLEY  
AERONAUTICAL  
LABORATORY

# FLUJO SÓNICO

## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO

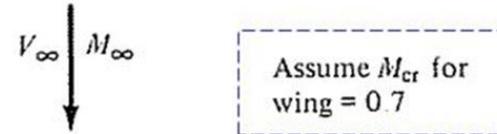


# FLUJO SÓNICO

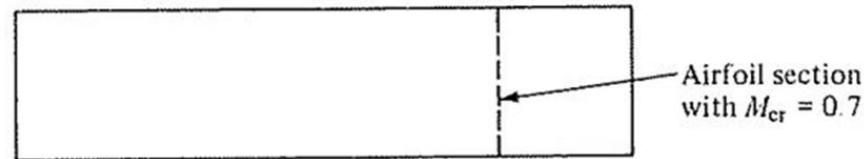
## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO

### SWEPT WINGS: SUBSONIC FLIGHT

- Recall  $M_{CR}$
- If  $M_\infty > M_{CR}$  large increase in drag



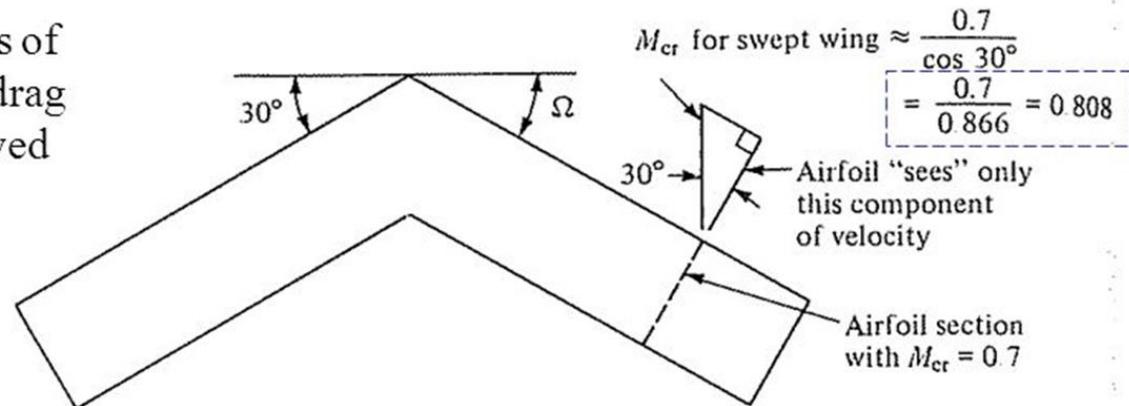
- **Wing sees component of flow normal to leading edge**
- Can increase  $M_\infty$



Now sweep the same wing by  $30^\circ$

(a)

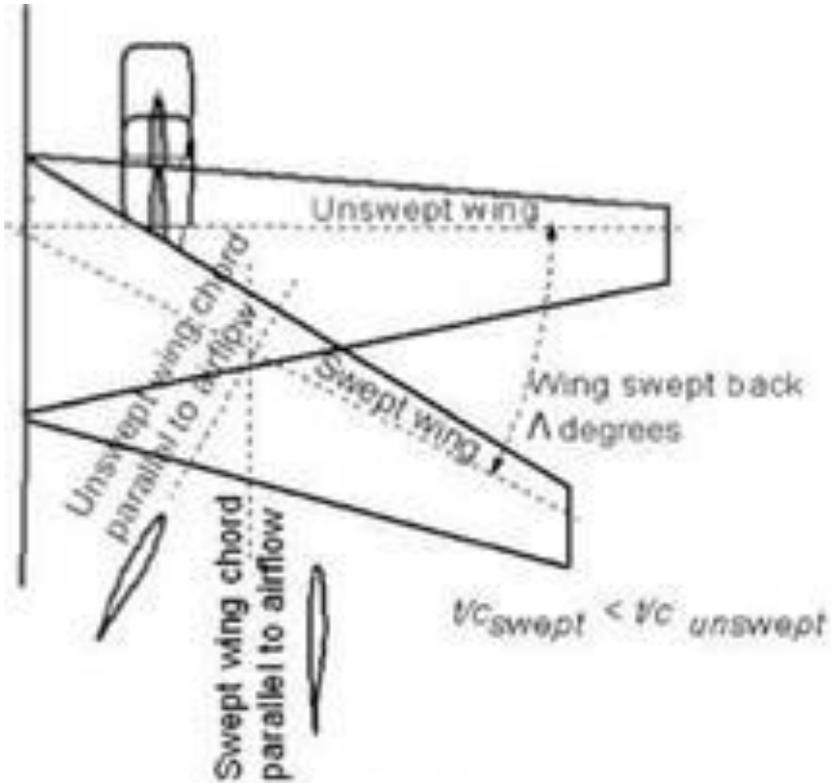
- By sweeping wings of **subsonic** aircraft, drag divergence is delayed to higher Mach numbers



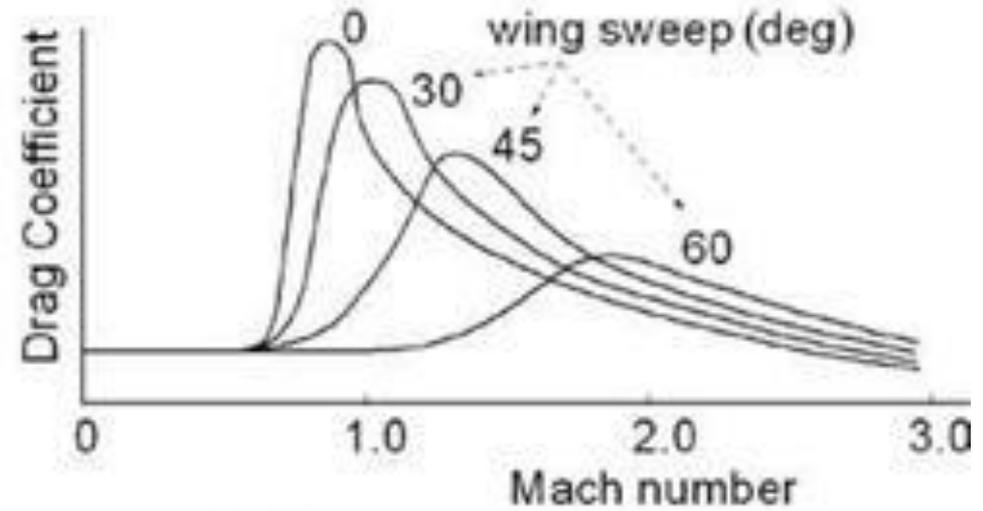
(b)

# FLUJO SÓNICO

## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO



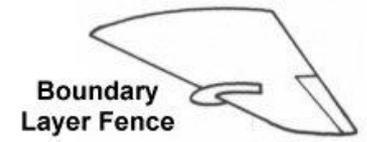
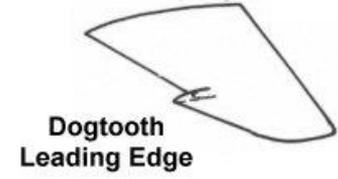
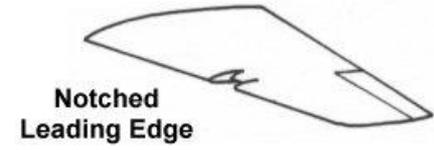
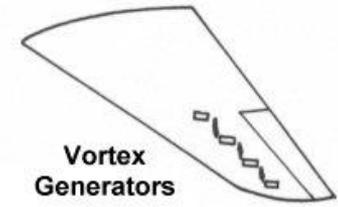
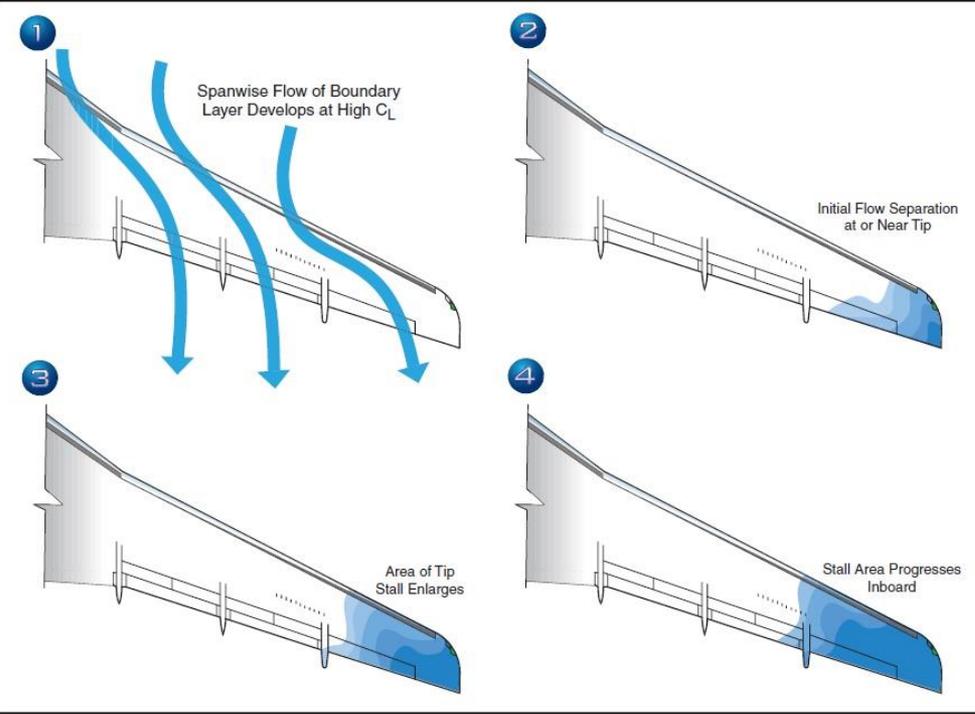
(a) Sweep definition



(b) Drag comparison

# FLUJO SÓNICO

## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO



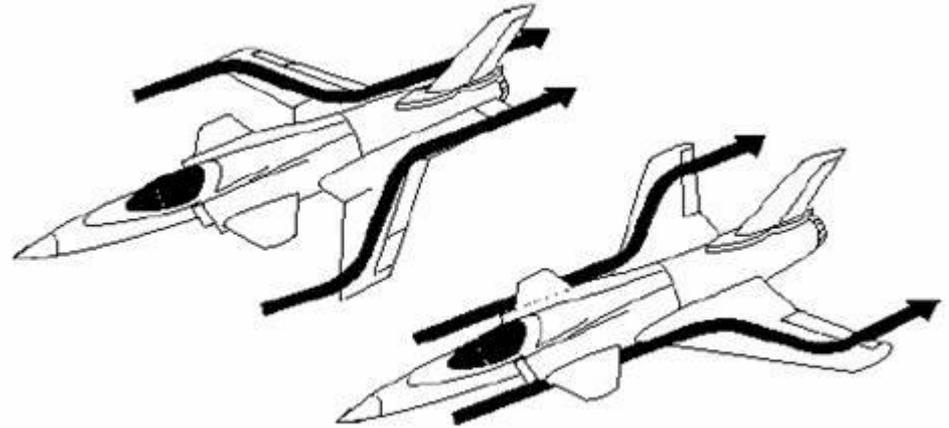
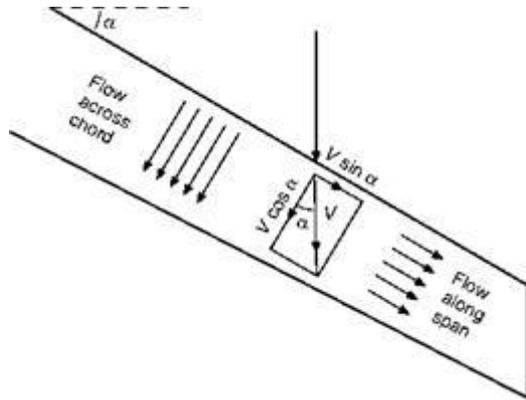
a) Vortilon

b) Pylon



# FLUJO SÓNICO

## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO



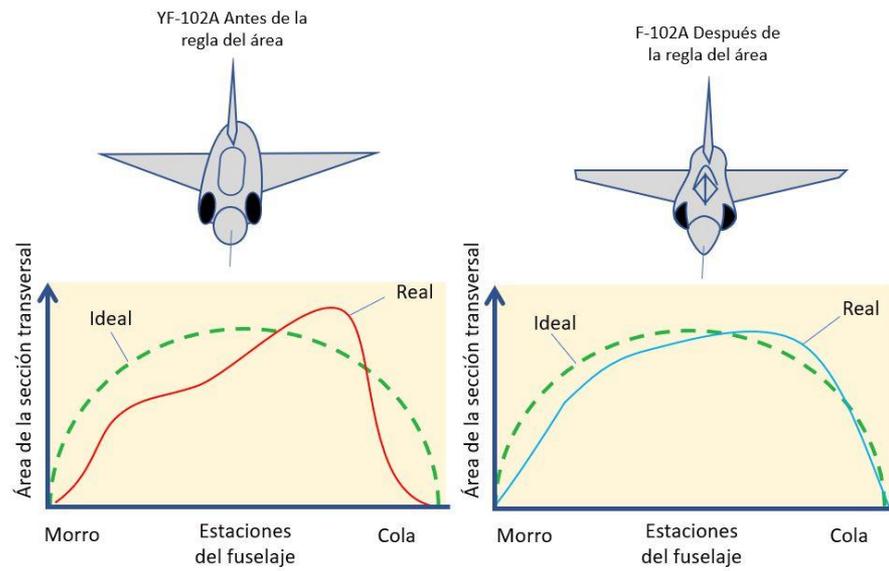
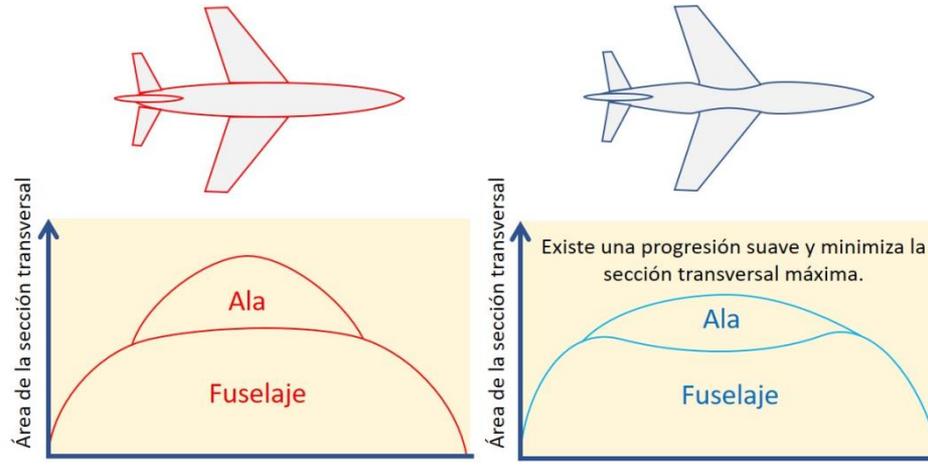
# FLUJO SÓNICO

## ONDAS DE CHOQUE EN VUELO TRANSÓNICO



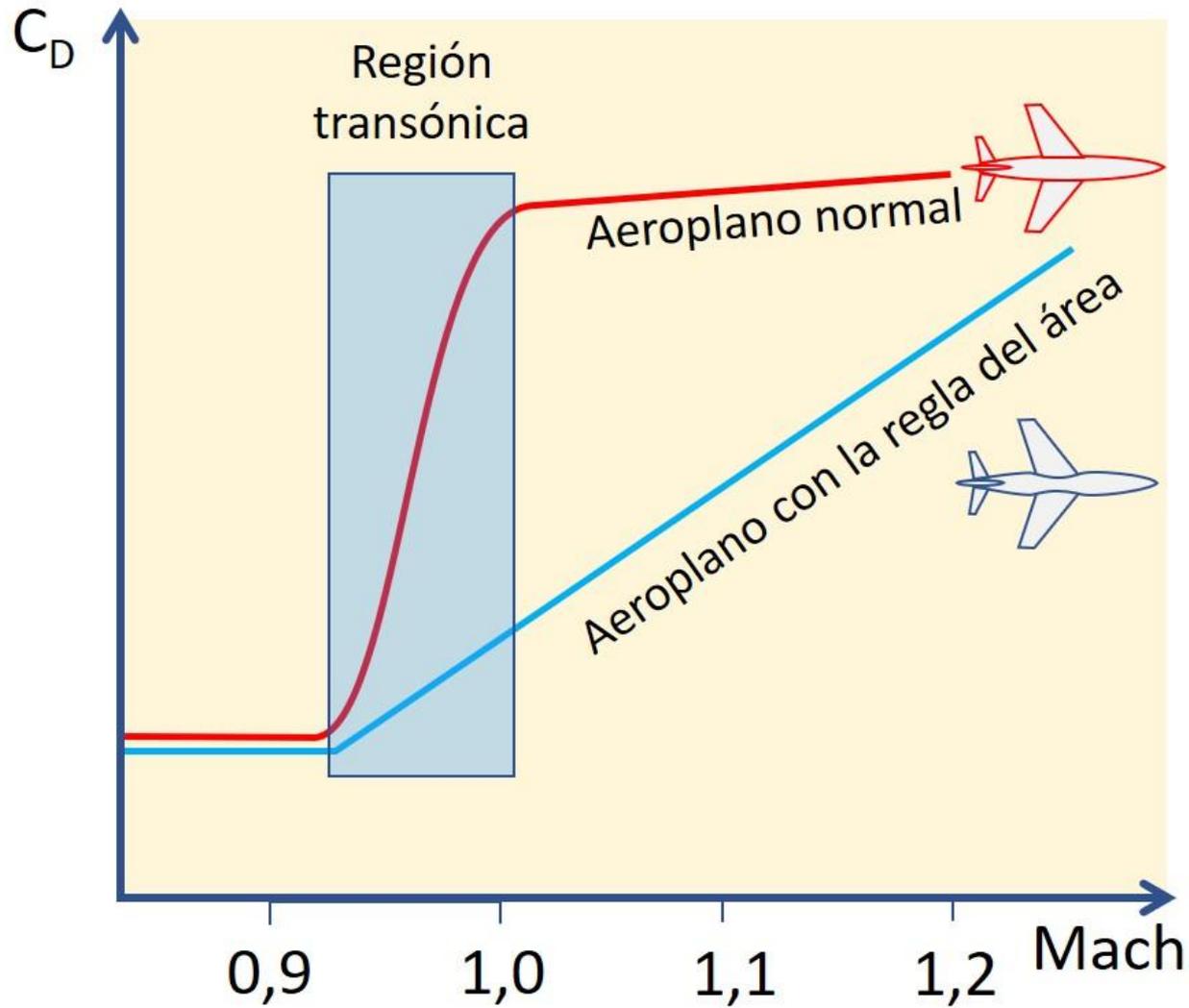
# FLUJO SÓNICO

## REGLA DEL ÁREA



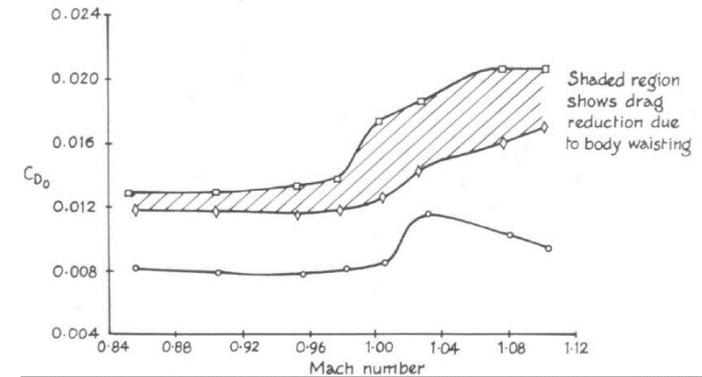
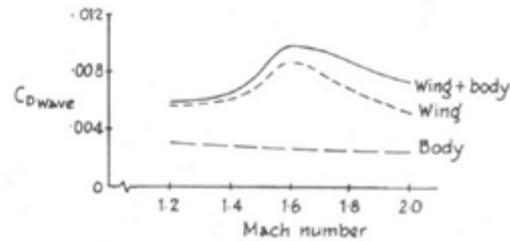
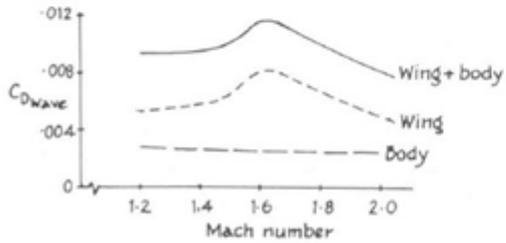
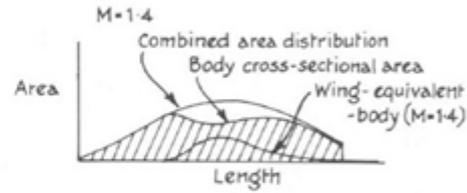
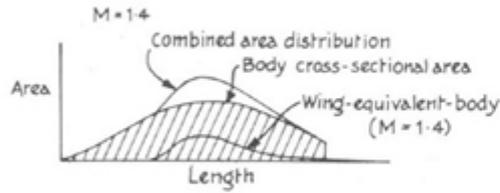
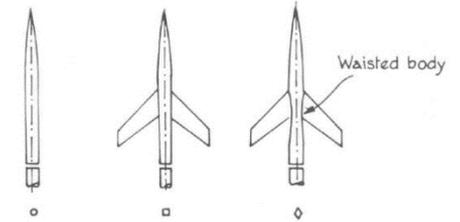
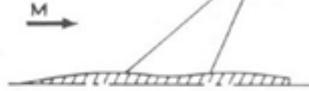
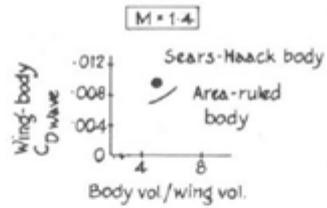
# FLUJO SÓNICO

## REGLA DEL ÁREA



# FLUJO SÓNICO

## REGLA DEL ÁREA



# FLUJO SÓNICO

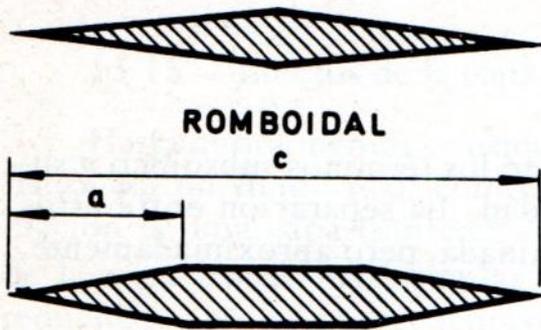
## VUELO SUPERSÓNICO

RÉGIMEN SUBSÓNICO:  $M < 0,75$

RÉGIMEN TRANSÓNICO:  $0,75 < M < 1,20$

RÉGIMEN SUPERSÓNICO:  $1,20 < M < 5$

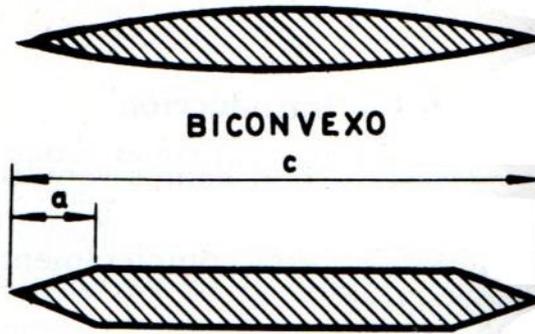
RÉGIMEN HIPERSÓNICO:  $5 < M$



ROMBOIDAL

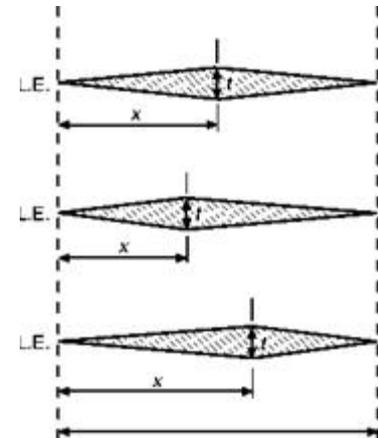
HEXAGONAL

$$a = \frac{c}{3}$$



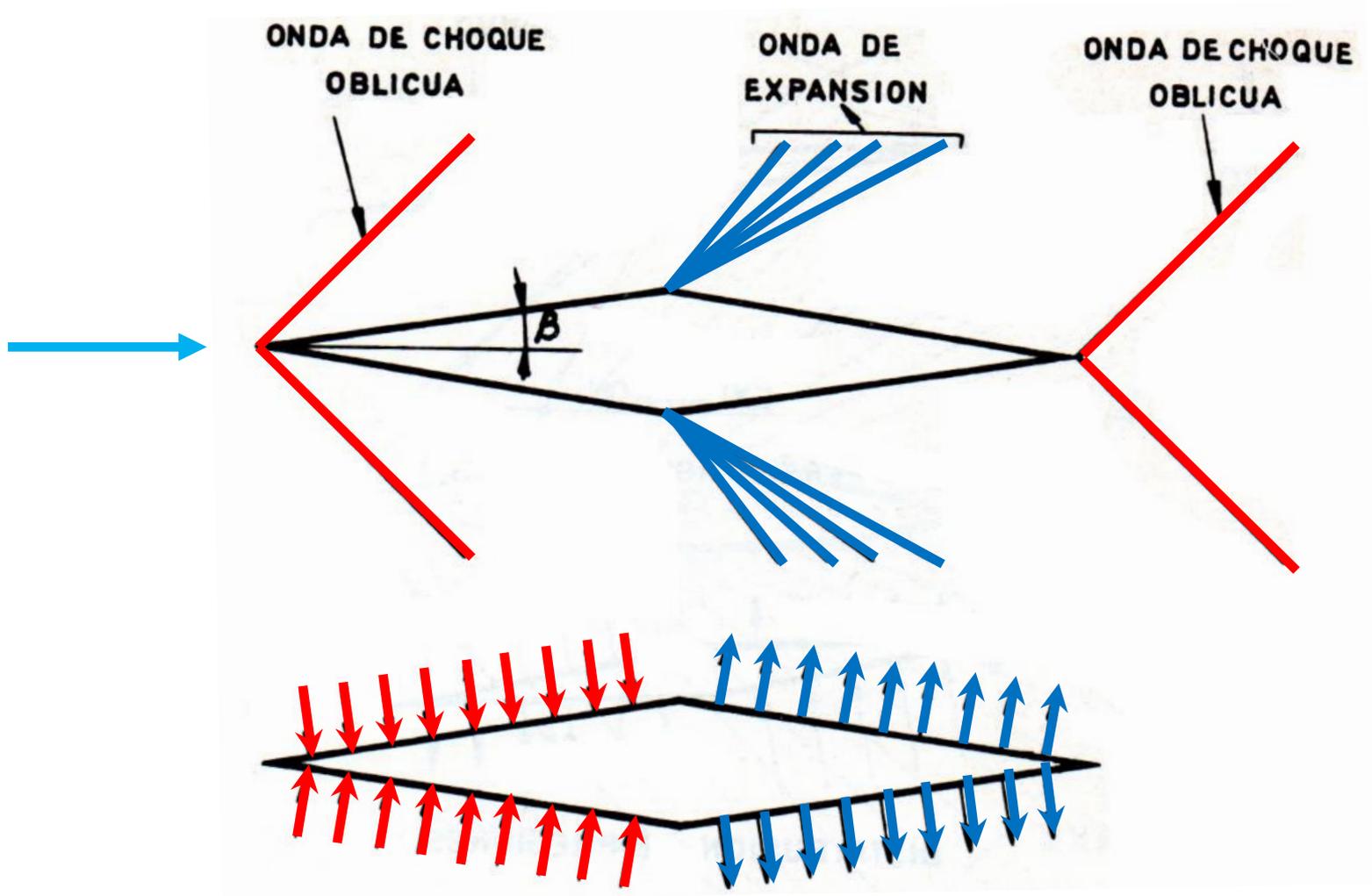
BICONVEXO

ROMBOIDAL MODIFICADO



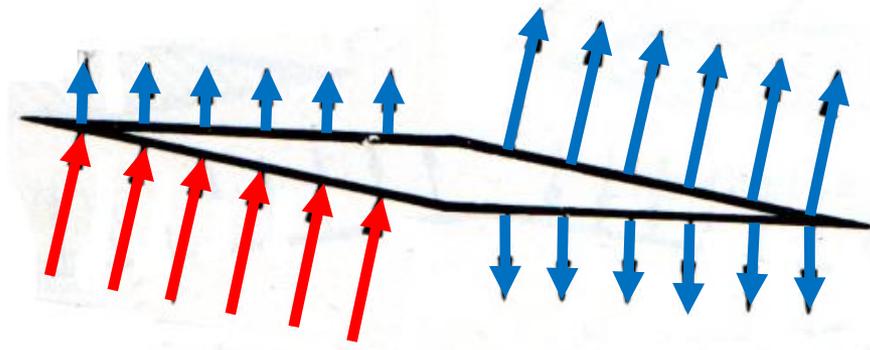
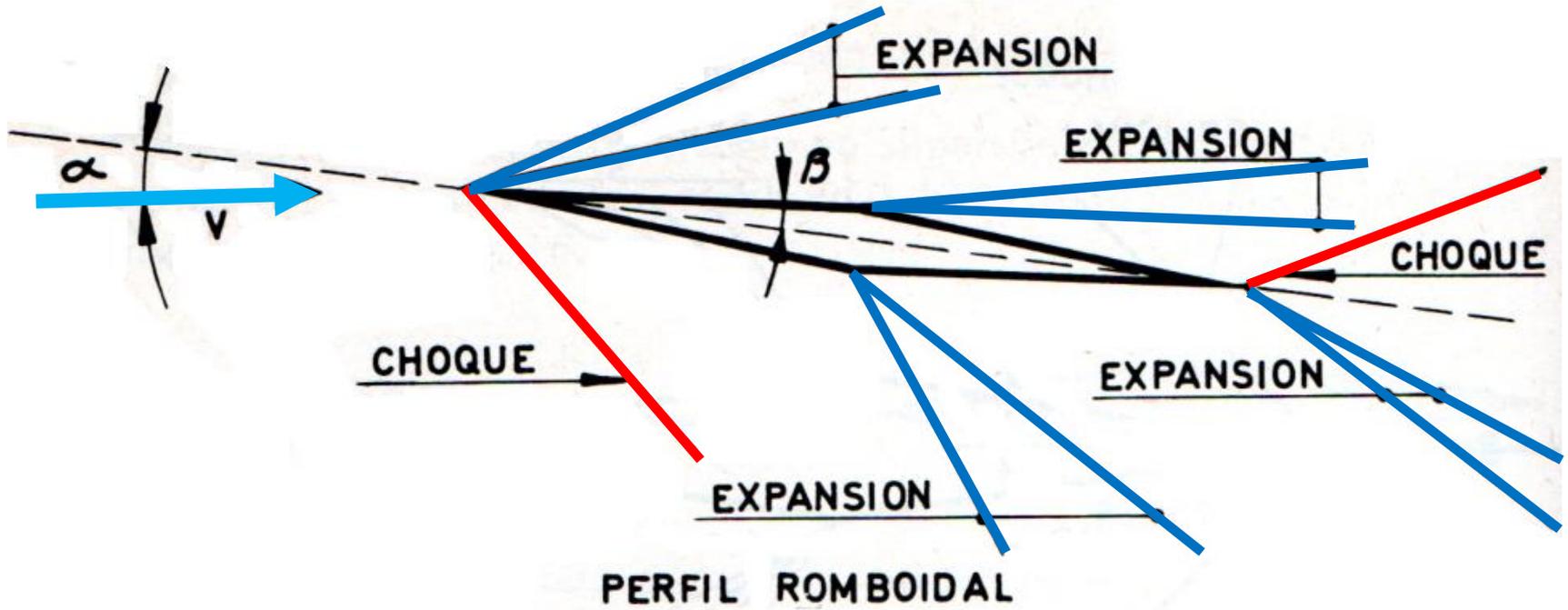
# FLUJO SÓNICO

## CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS



# FLUJO SÓNICO

## CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS



DISTRIBUCION DE PRESIONES

# FLUJO SÓNICO

## CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS

Se puede determinar que:

- 1) Todos los cambios de velocidad, presión y densidad, tienen lugar a través del diferentes tipos de ondas.
- 2) El tipo de onda y su intensidad dependen de la forma del cuerpo y del ángulo de ataque.
- 3) La sustentación es la fuerza perpendicular a la dirección de la corriente libre, y resulta de la componente en esa dirección originada por la distribución de presiones.
- 4) La componente de fuerza en dirección de la corriente libre es la resistencia.
- 5) En vuelo supersónico, existe una resistencia adicional denominada resistencia de onda.

# FLUJO SÓNICO

## Coefficientes de Sustentación y Resistencia del Perfil

Los coeficientes del perfil vienen dados por las siguientes expresiones:

Coeficiente de Sustentación:  $C_l = \frac{K \cdot \alpha}{(M^2 - 1)^{1/2}}$

Coeficiente de Resistencia:  $C_d = C_{do} + C_{dl} + C_{df}$

En donde:

Resistencia de Onda es:  $C_{do} = \frac{K \cdot (t/c)^2}{(M^2 - 1)^{1/2} \cdot 4 \cdot \alpha^2}$

Resistencia debida a la Sustentación es:  $C_{dl} = \frac{C_l^2}{(M^2 - 1)^{1/2}}$

Resistencia de Fricción es  $C_{df}$

En total:  $C_d = \frac{K \cdot (t/c)^2}{(M^2 - 1)^{1/2}} + \frac{4 \cdot \alpha^2}{(M^2 - 1)^{1/2}} + C_{df}$

En donde:

M = Número de Mach

t = Espesor máximo

t / c = Espesor máximo expresado en % de la cuerda

$\alpha$  = ángulo de ataque

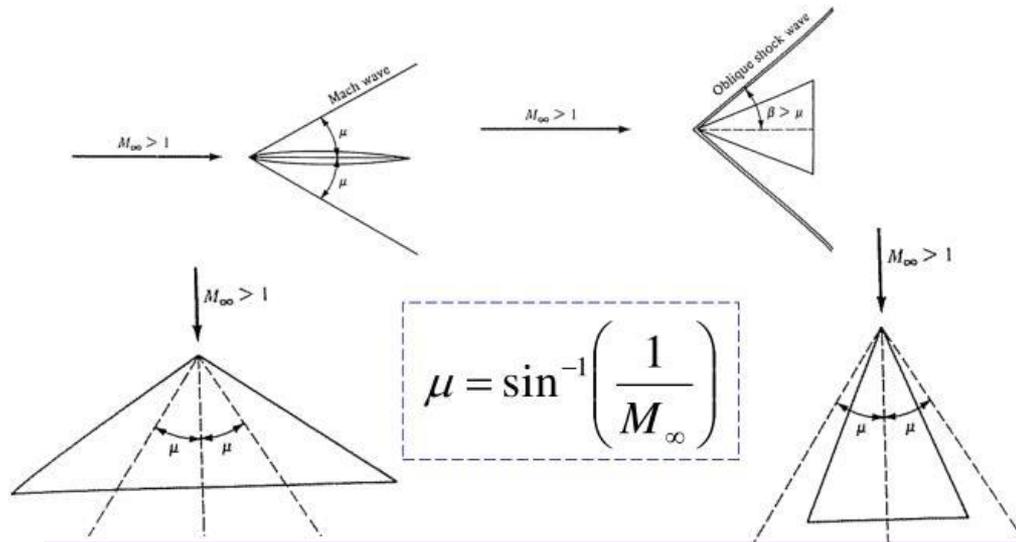
K = Constante que depende del tipo de perfil. En la tabla siguiente se dan los valores para diversos tipos de perfiles.

Tabla de Valores de K	
Tipo de perfil	K
Romboidal	4
Biconvexo	5,33
Hexagonal	6
Romboidal Modificado	2/a
( a ) Expresado en % de la cuerda	

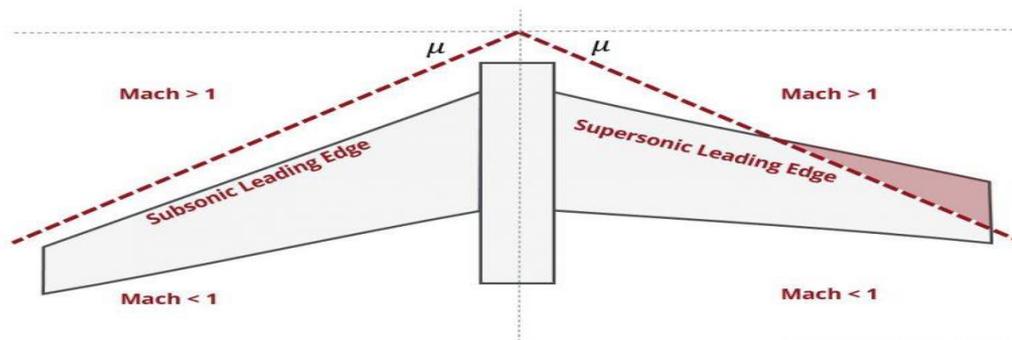
# FLUJO SÓNICO

## VUELO SUPERSÓNICO

### SWEPT WINGS: SUPERSONIC FLIGHT



- If leading edge of swept wing is outside Mach cone, component of Mach number normal to leading edge is supersonic  $\rightarrow$  Large Wave Drag
- If leading edge of swept wing is inside Mach cone, component of Mach number normal to leading edge is subsonic  $\rightarrow$  Reduced Wave Drag
- For supersonic flight, swept wings reduce wave drag



# FLUJO SÓNICO

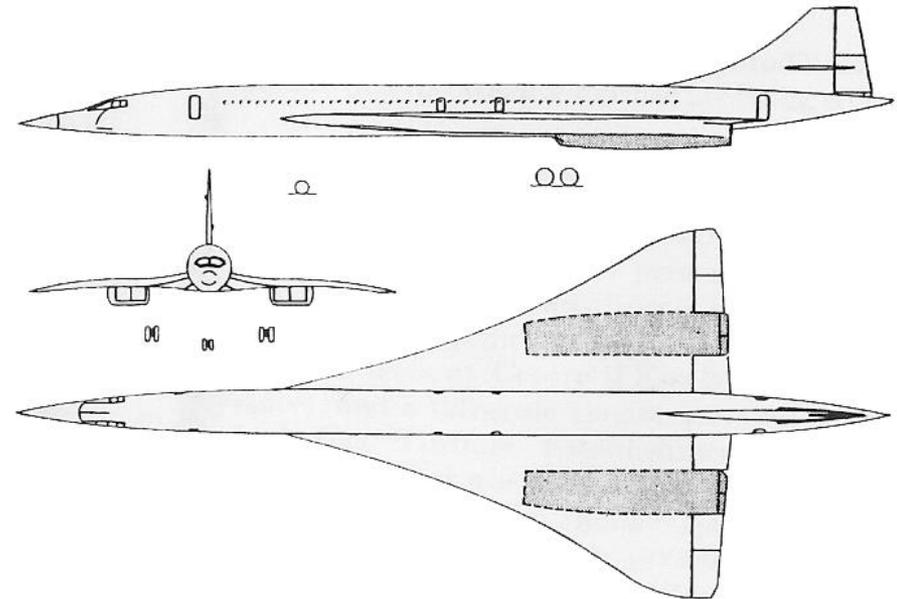
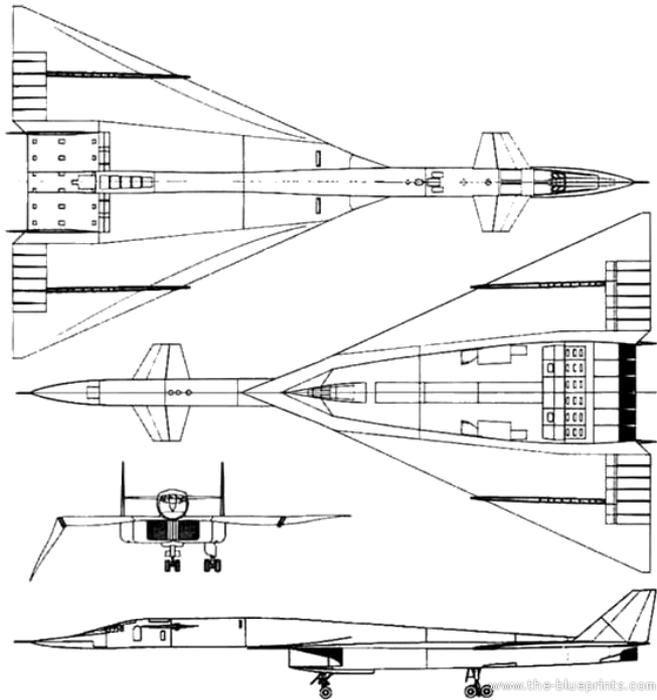
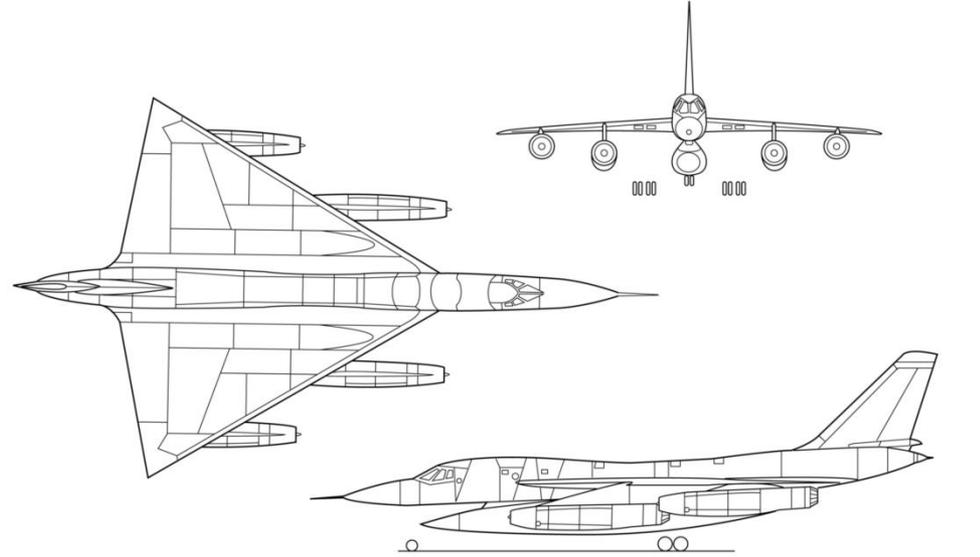
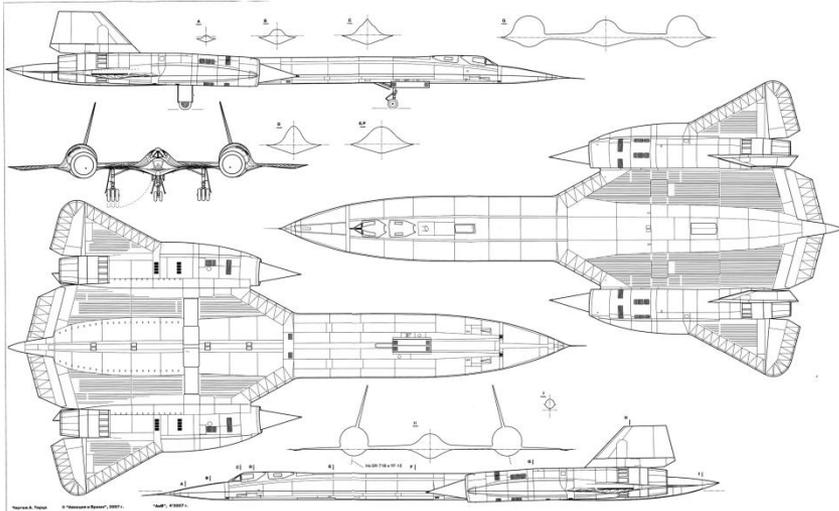
## VUELO SUPERSÓNICO

### CONFIGURACIÓN DEL AVIÓN SUPERSÓNICO

- 1) EL ALA TENDRÁ UN ALARGAMIENTO MUY PEQUEÑO Y FLECHA MUY ACUSADA.
- 2) LOS PERFILES QUE CONSTITUYEN EL ALA, TENDRÁN: UN BORDE DE ATAQUE MUY AGUDO (PARA EVITAR QUE SE FORMEN ONDAS DE CHOQUE DESPRENDIDAS); UN ESPESOR MUY PEQUEÑO Y SERÁN SIMÉTRICOS.
- 3) EL FUSELAJE DEBERÁ TENER RELATIVAMENTE POCAS SECCIONES Y MUCHA LONGITUD. LAS ONDAS QUE SE PUEDEN PRODUCIR SOBRE EL FUSELAJE, DARÁN UNA SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA APRECIABLES.
- 4) LAS SUPERFICIES DE COLA, ANÁLOGAMENTE AL ALA, TENDRÁN POCO ALARGAMIENTO, FLECHA ACUSADA Y PERFILES DEL MISMO TIPO QUE EL ALA.
- 5) LAS SUPERFICIES DE CONTROL SE MOVERÁN ENTERAS.
- 6) PARA MEJORAR LOS EFECTOS DE LA COMBINACIÓN ALA FUSELAJE SE GUARDARÁ LA REGLA DEL ÁREA.

# FLUJO SÓNICO

## VUELO SUPERSÓNICO



# FLUJO SÓNICO