

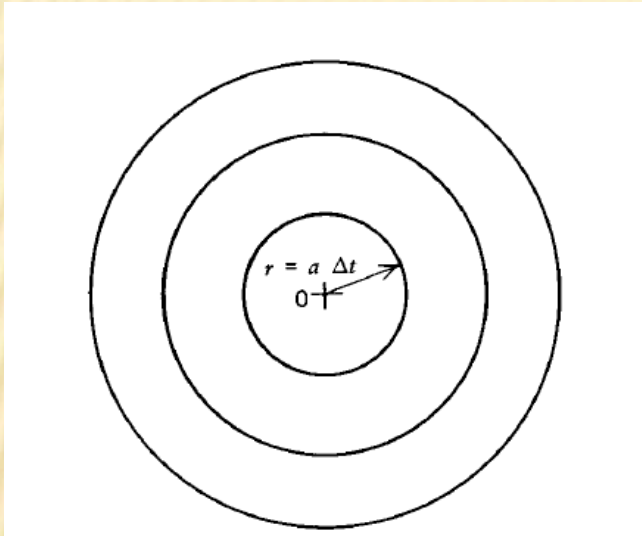
ONDAS DE CHOQUE

VUELO SUPERSÓNICO

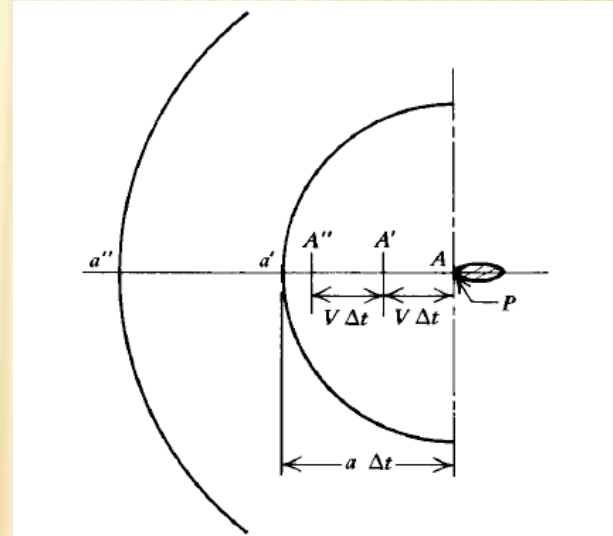
Federico Flores M.

TEORÍA

OBJETO MOVIÉNDOSE A VELOCIDAD SUBSÓNICA



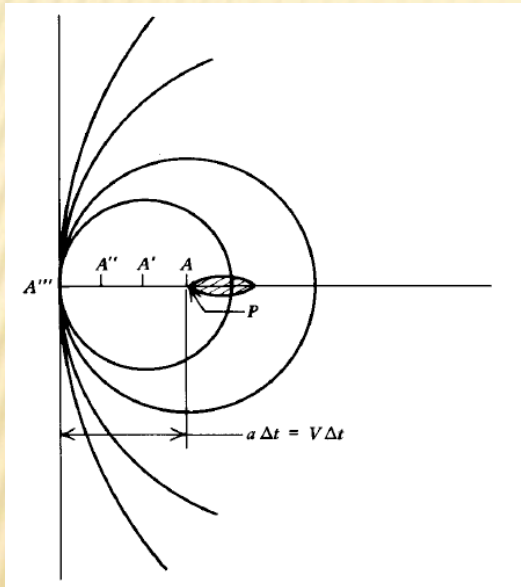
Propagación de ondas de sonido desde una fuente estacionaria.



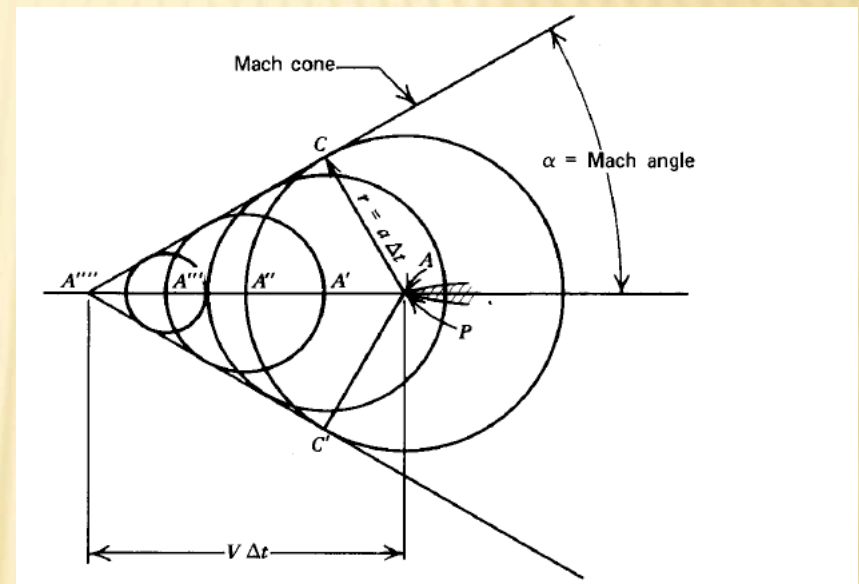
Perturbaciones de presión producidas por un cuerpo moviéndose a velocidad subsónica.

TEORÍA

OBJETO MOVIÉNDOSE A VELOCIDAD SUPERSÓNICA

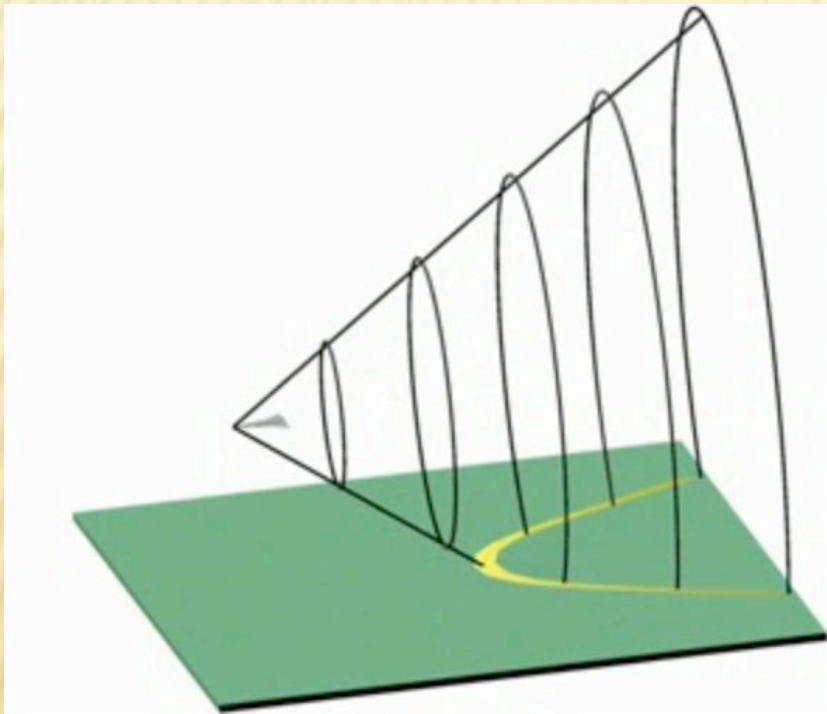


Perturbaciones de presión producidas por un cuerpo moviéndose a velocidad del sonido.



Perturbaciones de presión producidas por un cuerpo moviéndose a velocidad supersónica.

APLICACIÓN: VUELO SUPERSÓNICO



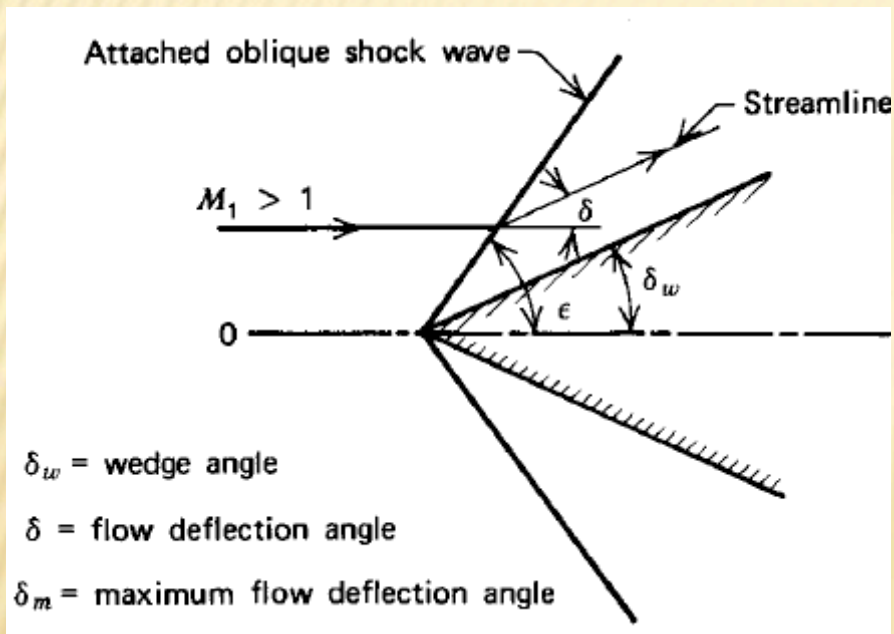
CASO PARTICULAR

AVIÓN DE COMBATE

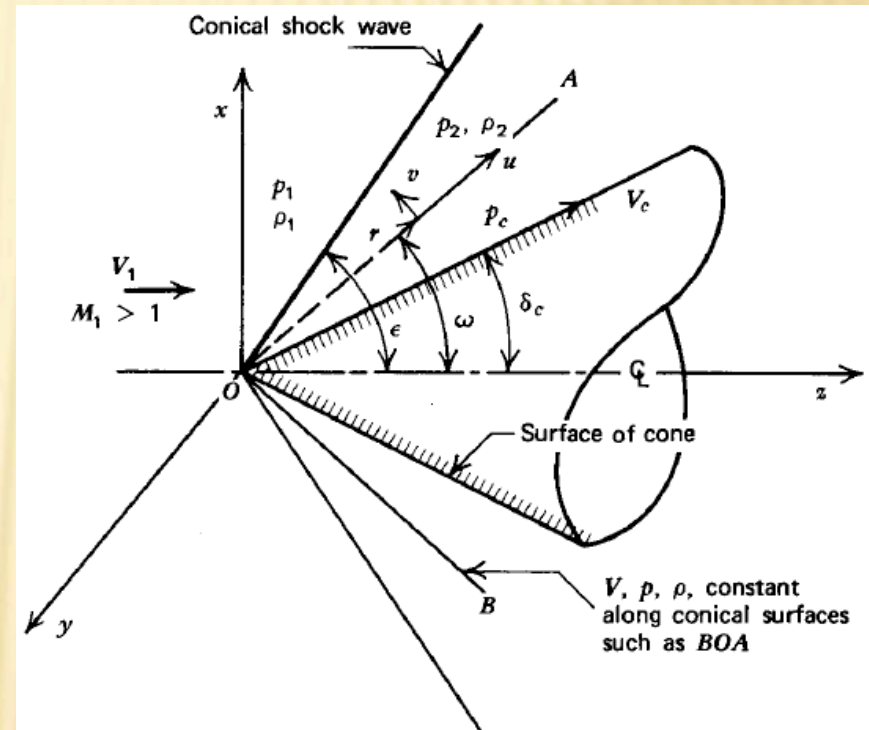


ALAS Y CABINA

FLUJO SUPERSÓNICO SOBRE UNA CUÑA



FLUJO SUPERSÓNICO SOBRE UN CONO



ONDAS DE CHOQUE OBLICUAS

1.- Continuidad: $\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 \quad \Rightarrow \quad \rho_1 V_{N1} = \rho_2 V_{N2}$

2.- Momentum: normal: $\rho_1 + \rho_1 V_{N1}^2 = \rho_2 + \rho_2 V_{N2}^2$

tangencial: $\rho_1 V_{M1} V_{T1} = \rho_2 V_{N2} V_{T2}$

3.- Energía: $h_1 + \frac{V_{N1}^2}{2} = h_2 + \frac{V_{N2}^2}{2} = cte$

4.- Ecuación de estado: $\rho = \rho(p, T) \quad h = h(p, T)$

Las ecuaciones son idénticas a las ecuaciones para una onda de choque normal, pero con V_{N1} y V_{N2} reemplazando a V_1 y V_2 .

Se concluye luego que todas las relaciones obtenidas para el caso de ondas de choque planas se aplican al caso de ondas de choque oblicuas, siempre y cuando se consideren las velocidades normales.

De igual manera, V_{N1} debe ser supersónica.

Además, dado que $V_{N2} < V_{N1}$ y que $V_{T1} = V_{T2}$ la velocidad V_2 que deja la onda de choque oblicua se deflecta con respecto a la dirección de V_1 . El flujo se deflecta entonces hacia la onda de choque.

ONDAS DE CHOQUE OBLICUAS EN UN GAS PERFECTO

Ecuación de estado: $p = \rho RT$ $h = c_p T$

Energía: $c_p T_1 + \frac{V_{M1}^2}{2} = c_p T_2 + \frac{V_{M2}^2}{2}$

Continuidad: $\rho_1 V_{M1} = \rho_2 V_{M2}$

Momentum: $p_1 + \rho_1 V_{M1}^2 = p_2 + \rho_2 V_{M2}^2$

Relaciones a través de la onda de choque:

Presión: $\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 \sin^2 \varepsilon - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}$

Densidad: $\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\tan \varepsilon}{\tan \beta} = \frac{V_{M1}}{V_{M2}} = \frac{(\gamma-1)M_1^2 \sin^2 \varepsilon}{2 + (\gamma-1)M_1^2 \sin^2 \varepsilon}$

Velocidad: $\frac{V_2}{V_1} = \frac{\sin \varepsilon}{\sin \beta} \left[\frac{2}{(\gamma+1)M_1^2 \sin^2 \varepsilon} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]$

Angulo de la onda de choque: ε

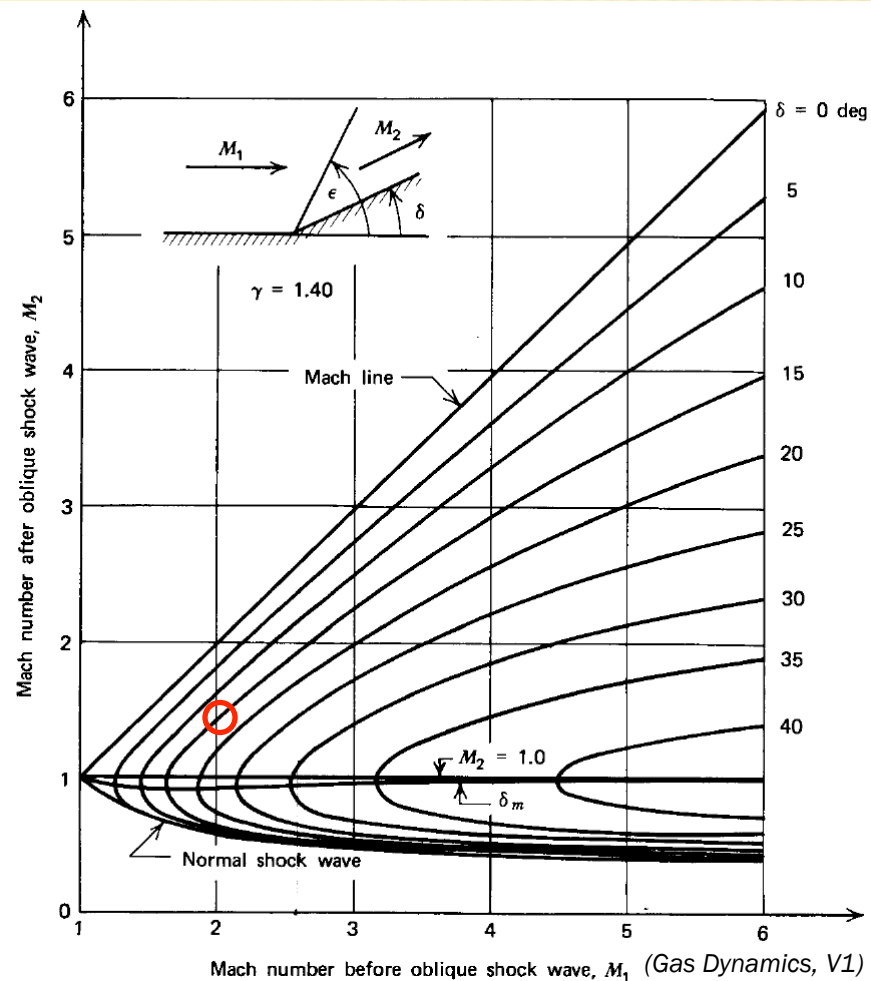
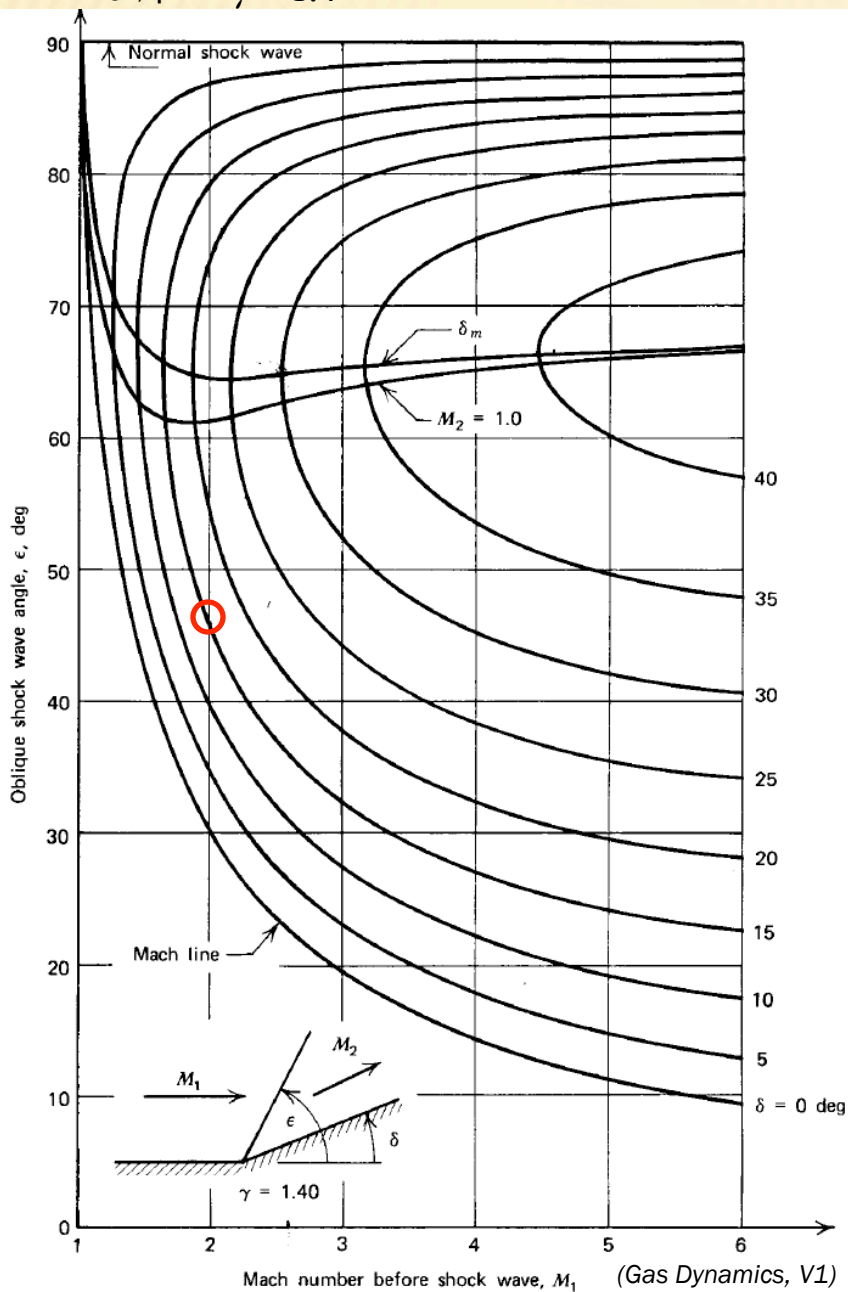
$$\frac{1}{\tan \delta} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \frac{M_1^2}{M_1^2 \sin^2 \varepsilon - 1} - 1 \right) \tan \varepsilon$$

Se resuelve para ε

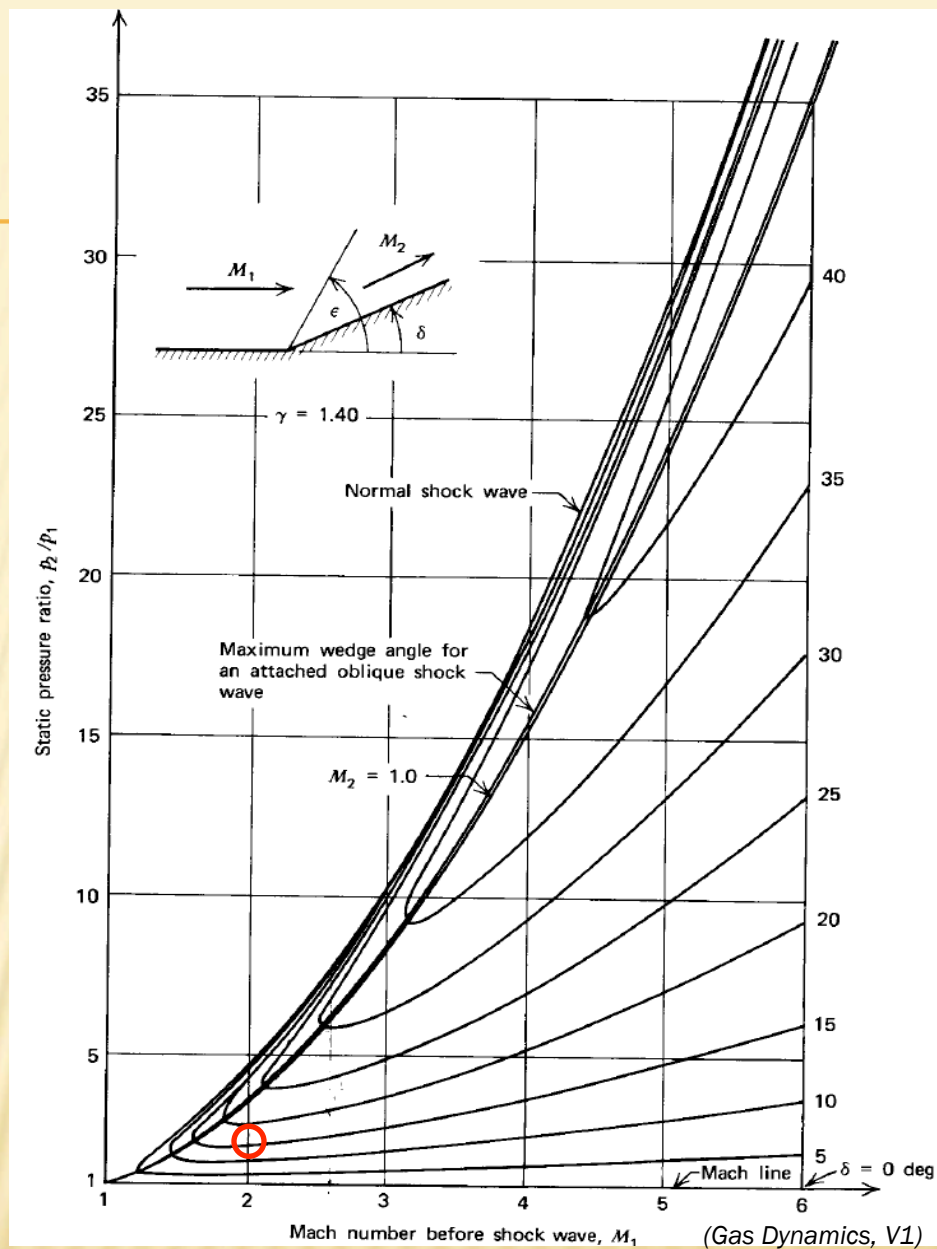
Número de Mach después de la onda de choque: M_2

$$\frac{\tan \varepsilon}{\tan \beta} = \frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{1}{M_2^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{2} \right)$$

Angulo de la onda de choque ϵ en función de el número de Mach inicial M_1 , para diferentes valores del ángulo de deflexión δ , para $\gamma = 1.4$

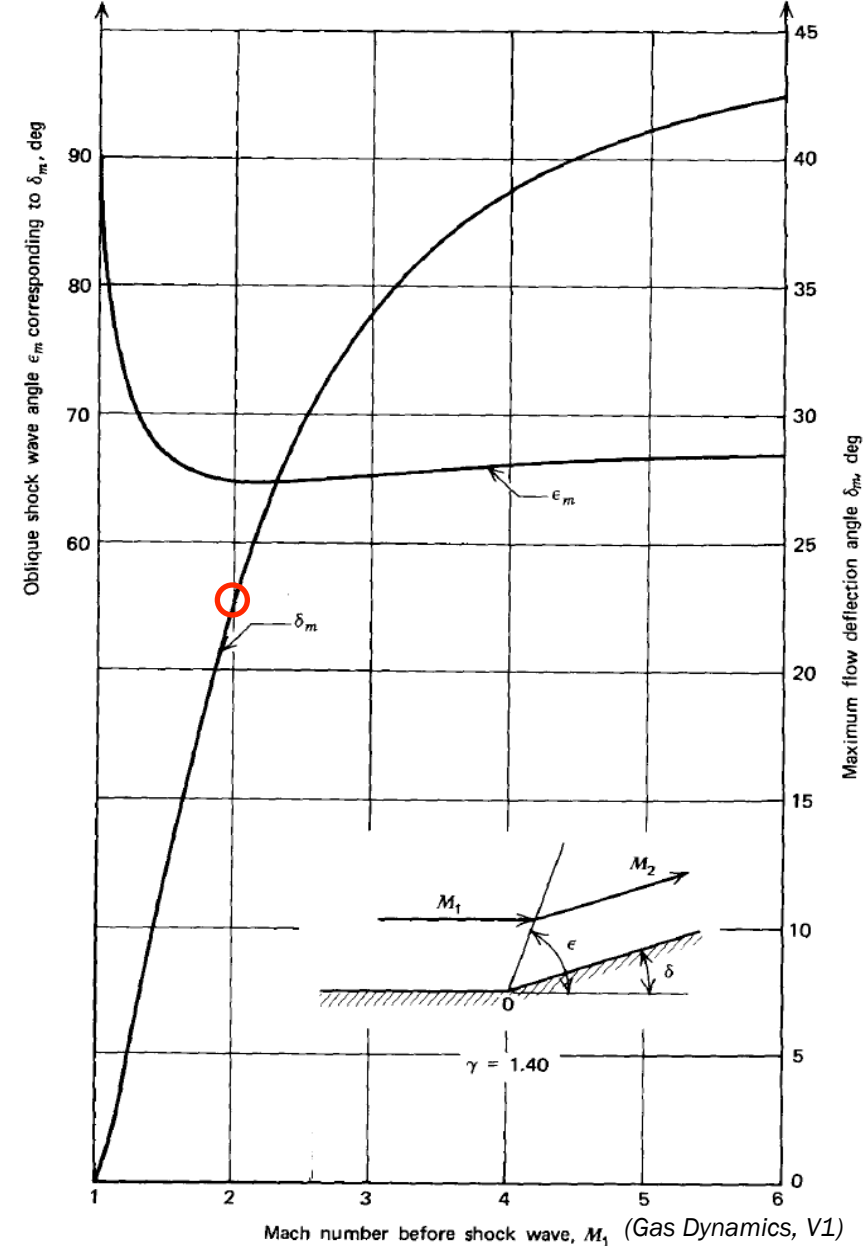
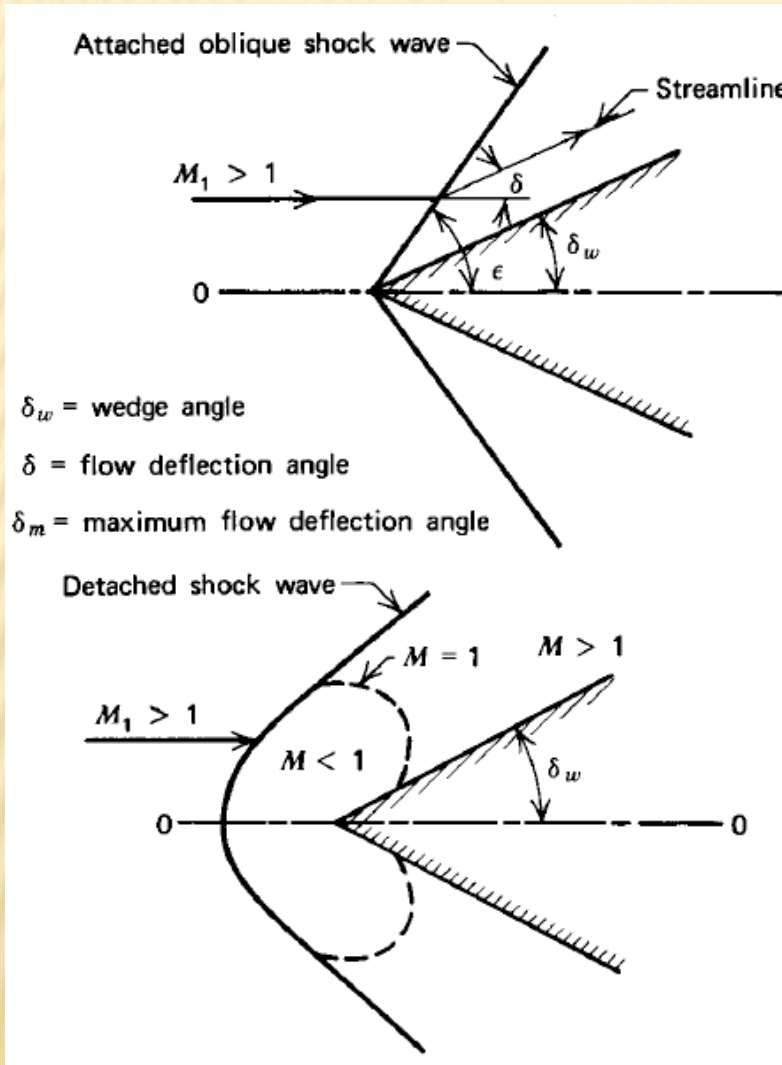


Número de Mach aguas abajo M_2 como función del número de Mach inicial M_1 , para diferentes valores del ángulo de deflexión δ , para $\gamma = 1.4$



Razón de la presión estática a través de una onda de choque oblicua p_2/p_1 como una función de M_1 número de Mach inicial para diferentes valores del ángulo de deflexión del flujo δ , para $\gamma = 1.4$

DESPRENDIMIENTO DEL FRENTE



Máximo ángulo de deflexión del flujo δ_m y el correspondiente ángulo ϵ_m de la onda de choque, para ondas de choque oblicuas como una función del número de Mach aguas arriba M_1 , para $\gamma = 1.4$

CASOS

$$\rho_1 = 1.0133 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

EJEMPLO DE CÁLCULO (Atmósfera estándar): $T_1 = 288.15 \text{ K}$

$$\gamma = 1.4$$

Dado el flujo supersónico ($M_1 = 2$) de aire sobre una cuña $\delta = 30^\circ$ $\left(\delta_w = \frac{30^\circ}{2} = 15^\circ \right)$, en condiciones de una atmósfera estándar, se puede calcular:

el ángulo de la onda de choque

$$\varepsilon = 45^\circ$$

el número de Mach aguas abajo

$$M_2 = 1.5$$

la presión estática del aire que fluye sobre la cuña

$$p_2 = 2.2 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

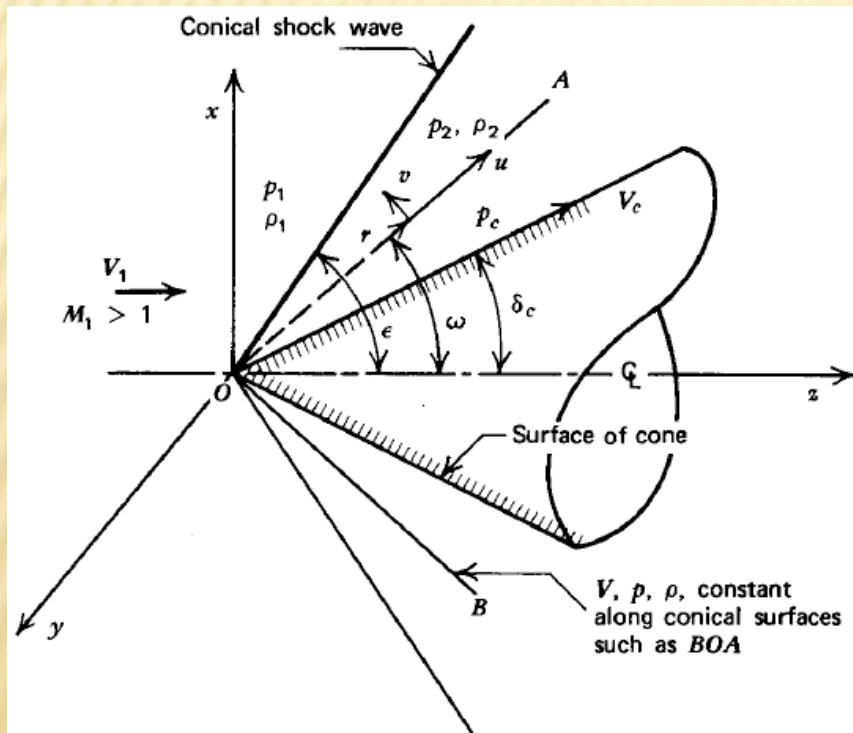
y la temperatura estática del aire.

$$T_2 = 365 \text{ K}$$

FLUJO SUPERSÓNICO EN TORNO A UN CONO

Teoría de Taylor-Maccoll

El análisis teórico del flujo supersónico sobre un cono con ángulo de ataque cero implica resolver las ecuaciones que describen un flujo estacionario axisimétrico en dos dimensiones. Soluciones numéricas de las ecuaciones diferenciales se han obtenido sólo para un número limitado de casos, con resultados teóricos en buen acuerdo con experimentos (túneles de viento supersónicos).



Supuestos:

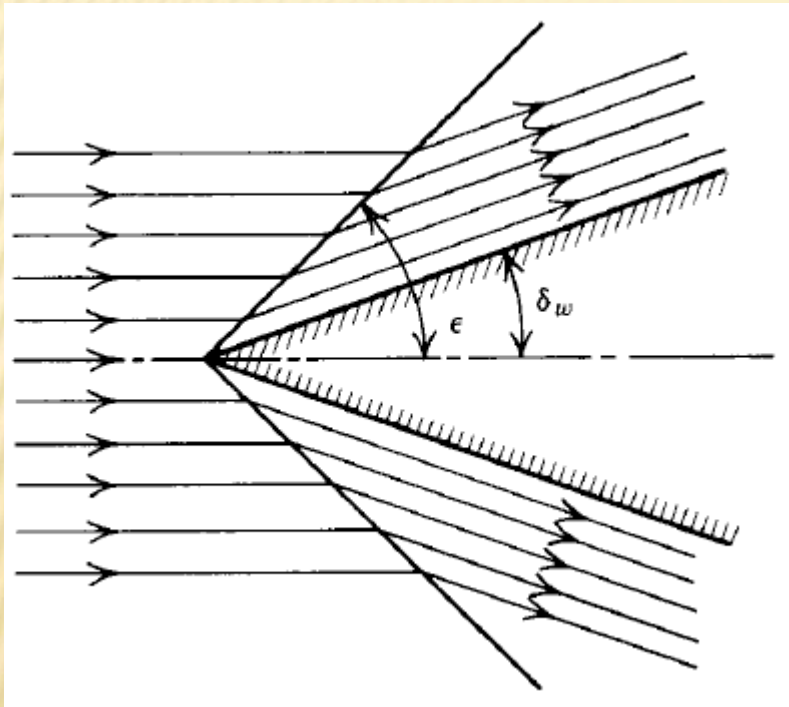
- 1.- El flujo es axisimétrico con respecto al eje del cono. Como consecuencia, la solución en cualquier plano que contenga al eje del cono es la misma que en cualquier otro plano. En particular se considera el plano yz .
- 2.- El flujo es estacionario e isoentrópico antes y después de la onda de choque. Ésta está en contacto con el vértice del cono.
- 3.- Como no aparecen longitudes características en el modelo físico, las variables espaciales y y z sólo pueden aparecer en la combinación y/z .

Para un sistema coordinado localizado en el vértice del cono, $y/z = \tan w$. Las propiedades del fluido, pueden, por lo tanto, variar únicamente con w , y son constantes a lo largo de cualquier rayo desde el vértice del cono.

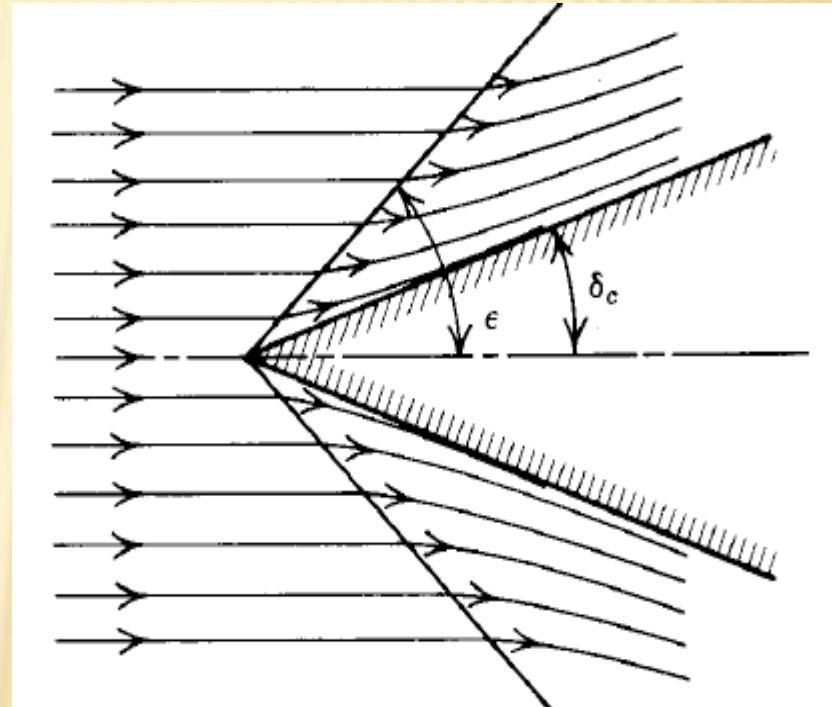
En consecuencia, la superficie de la onda de choque debe tener una configuración cónica simétrica.

Un flujo que cumple con estas condiciones se conoce como flujo cónico.

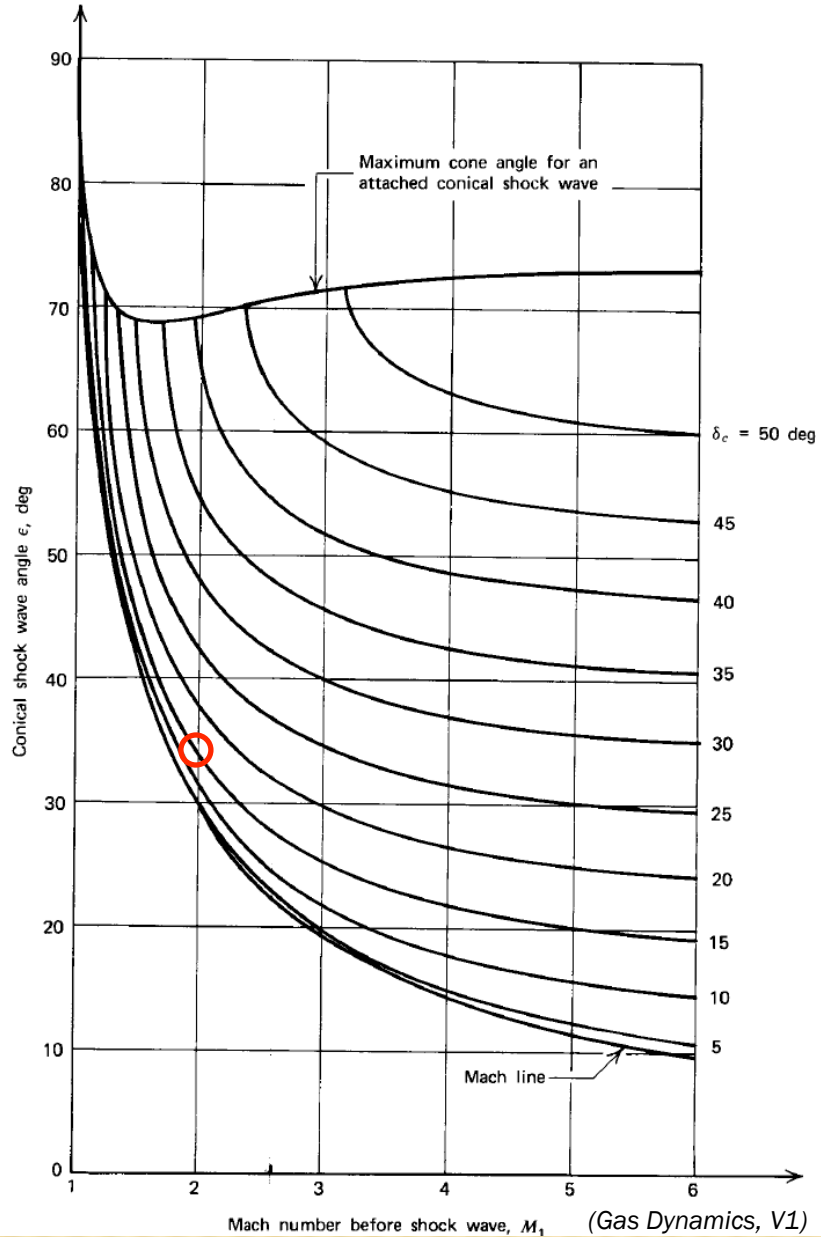
FLUJO SUPERSÓNICO EN TORNO A UN CONO



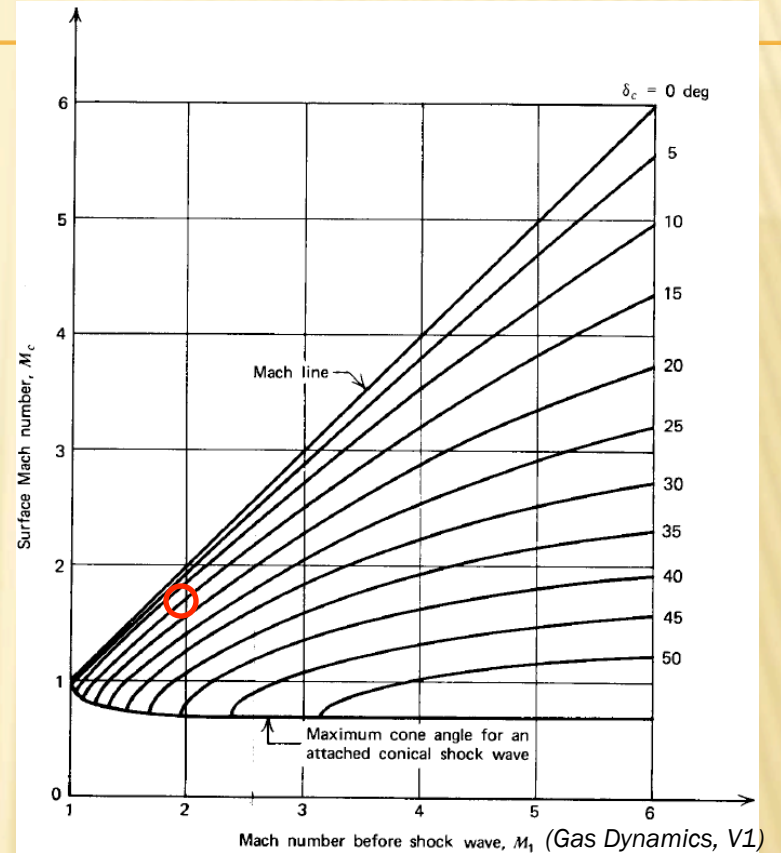
Flujo en torno a una cuña



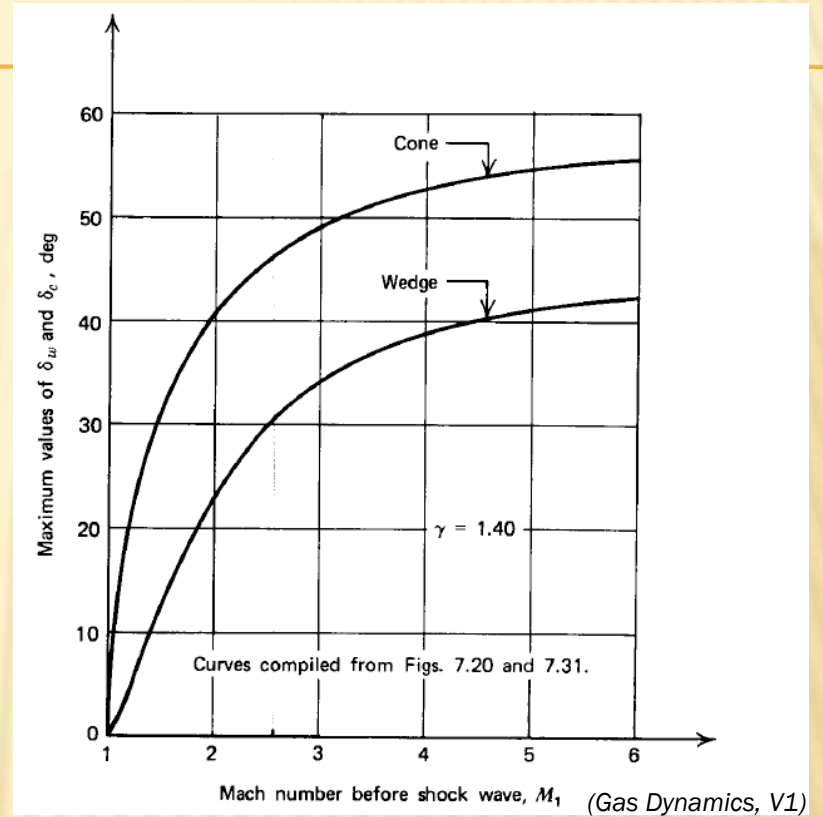
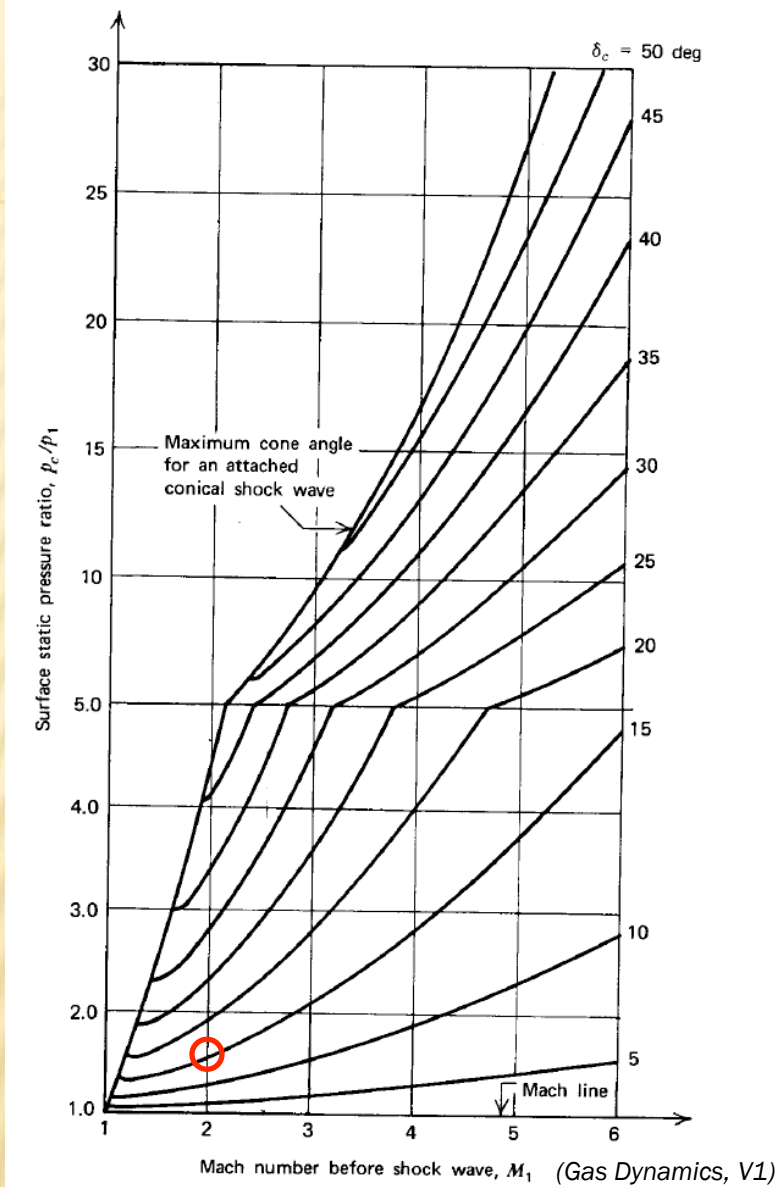
Flujo en torno a un cono



Ángulo de la onda de choque ϵ , para una onda de choque cónica en función de M_1 (número de Mach inicial), para diferentes valores de δ_c (ángulo del cono), para $\gamma = 1.4$



Número de Mach en la superficie del cono M_c para una onda de choque cónica, como función del número de Mach inicial M_1 , para diferentes valores del ángulo del cono δ_c , para $\gamma = 1.4$



Máximo valor del ángulo de la cuña δ_w y del ángulo del cono δ_c para una onda de choque ligada al cuerpo como una función del número de Mach inicial M_1 , para $\gamma = 1.4$.

Razón de presión estática p_c/p_1 en la superficie del cono, para una onda de choque cónica como función del número de Mach inicial M_1 para diferentes valores del ángulo del cono δ_c , para $\gamma = 1.4$.

CASO

EJEMPLO DE CÁLCULO

Dado el flujo supersónico ($M_1 = 2$) de aire sobre un cono $\delta = 30^\circ$ ($\delta_c = \frac{30^\circ}{2} = 15^\circ$) en condiciones de una atmósfera estándar, se puede calcular:

Atmósfera estándar: $\rho_1 = 1.0133 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$
 $T_1 = 288.15 \text{ K}$
 $\gamma = 1.4$

el ángulo de la onda de choque

$$\varepsilon = 34^\circ$$

el número de Mach aguas abajo (en la superficie del cono)

$$M_c = 1.7$$

la presión estática del aire que fluye sobre el cono

$$p_c = 1.6 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

y la temperatura estática del aire.

$$T_2 = 328 \text{ K}$$

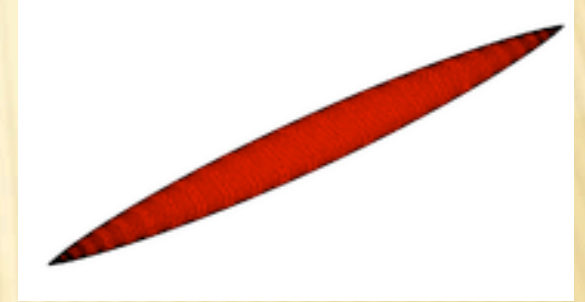
Comparando estos resultados con los obtenidos en el caso de la cuña:

$$\varepsilon = 45^\circ \qquad M_2 = 1.5$$
$$p_2 = 2.2 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \qquad T_2 = 365 \text{ K}$$

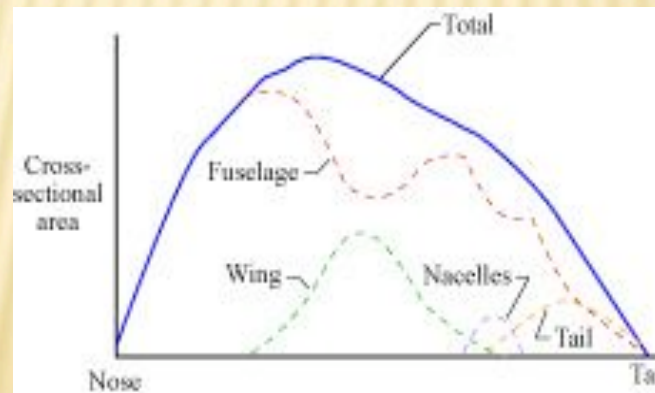
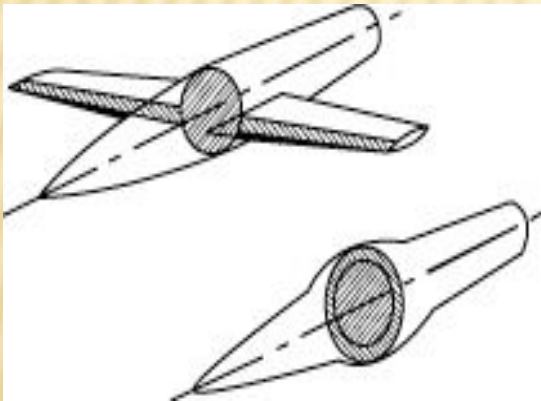
se observa que, para las mismas condiciones de flujo supersónico, la onda de choque ligada al cono es considerablemente más débil que aquella que se forma en el caso de la cuña, teniendo ambos el mismo ángulo.

TEORÍA DE LAS ÁREAS (WHITCOMB, 1952)

En esencia en la práctica, a velocidades transónicas, 0.8-1.2 Mach, el avión se comporta como un solo cuerpo y se observa la formación de un solo frente de choque. Luego de extensas mediciones experimentales se llegó a la conclusión que para reducir el arrastre aerodinámico que se genera al formarse esta onda de choque, es necesario que el área transversal que se interpone al flujo varíe a lo largo del cuerpo de la forma más suave posible. El ideal es un cuerpo de Sears-Haack (derecha)



Esto llevó al desarrollo de aviones con “cintura de avispa”, de tal forma de ubicar las alas de manera que se conserve el área efectiva, y evitar así el abultamiento generado por la presencia de las alas:



EFEECTO PRANDTL-GLAUERT

El fenómeno de Prandtl-Glauert se presenta como una caída súbita de la presión del aire y se considera como la causa de la famosa nube de condensación visible que aparece cuando un avión atraviesa la barrera del sonido.

Si la humedad del aire es suficiente esta caída de presión puede producir la condensación del vapor de agua presente en el aire (punto de rocío).

Sin embargo este fenómeno se puede observar también a velocidades sub o transónicas (maniobras con altas aceleraciones).



EFEECTO PRANDTL-GLAUERT



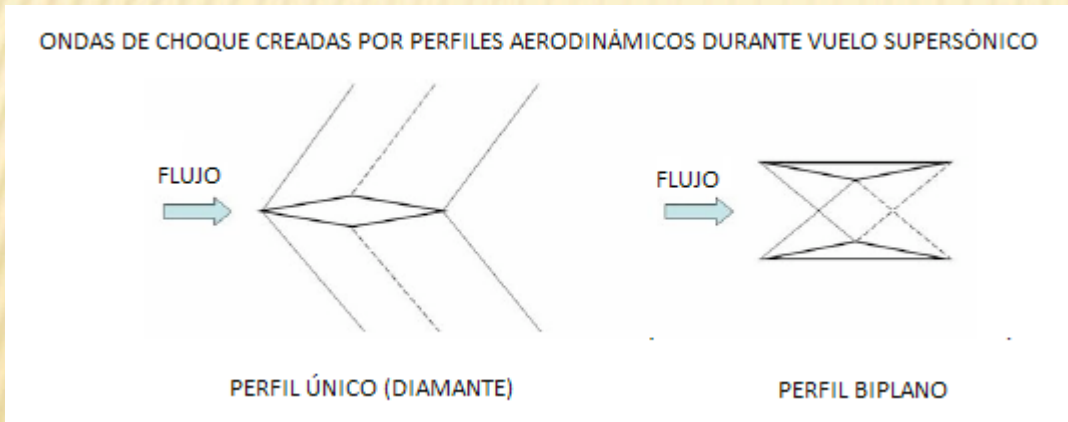
EFEECTO PRANDTL-GLAUERT

Particularmente evidente se hace en los lanzamientos espaciales, donde a los 50-55 segundos desde el lanzamiento, al alcanzar el transbordador una velocidad transónica, por lo general se puede apreciar la ocurrencia del fenómeno.



EN DESARROLLO: TRANSPORTE SUPERSÓNICO

Se intenta eliminar, mediante el uso de un ala biplana, la propagación de la onda de sonido asociada al vuelo supersónico. Este concepto, propuesto en los años 30 por el aerodinamista alemán Adolf Busemann, hasta ahora no ha podido ser implementado en ningún diseño funcional.



De esta forma es posible reducir hasta en un 85% las ondas de presión que se perciben en tierra (boom sónico).

Biplane is the cutting edge



SILENT SUPERSONIC TRANSPORT

Future Airplane Friendly to Environment

Institute of Fluid Science Tohoku University

2-1-1 Katahira Aoba-ku Sendai 980-8577

E-mail address: webmaster@edge.ifs.tohoku.ac.jp

<http://www.ifs.tohoku.ac.jp/edge/>

Flow Dynamics International Research Educational Base
21st Century COE Program



REFERENCIAS

Libros:

- Fluid Mechanics, Landau & Lifshitz.
- Gas Dynamics, Volumen 1 y 2, Zucrow & Hoffman.
- Theoretical Aerodynamics, Milne-Thomson.
- Supersonic Flows and Shock Waves, Courant and Friedrichs.
- Theory of Wing Sections, Abbott and Von Doenhoff.

Videos:

<http://www.youtube.com/watch?v=uQ2pkmlSOLM>

<http://www.youtube.com/watch?v=QX04ySm4TTk>

<http://www.youtube.com/watch?v=jZ3Hhdr8Ejl>

<http://www.youtube.com/watch?v=Gn5odETw3Yc>

<http://www.youtube.com/watch?v=annkM6z1-FE>

Internet:

<http://www.ifs.tohoku.ac.jp/edge/>

http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/Concept2Reality/area_rule.html

<http://en.wikipedia.org/wiki/Supersonic>