

Flow Regimes of Velocity



Professor : Luis A. Arriola
Aerospace Engineer, B.S, M.S, P.E.
Former U.S. ACTAinc Engineer



Introducción

- La era de vuelos tripulados exitosos comenzó el 17 de Diciembre de 1903 cuando Orville y Wilbur Wright volaron en su histórico Flyer I en Kill Devil Hills, North Carolina
- Esta era ha continuado hasta el presente con:
 - Aviones subsónicos
 - Aviones supersónicos
 - Aviones hipersónicos modernos de gran performance
 - Vehículos espaciales (para una entrada a la atmosfera a velocidad hipersónica)



Mach Number

Glenn
Research
Center

$$\text{ratio} = \frac{\text{Object Speed}}{\text{Speed of Sound}} = \text{Mach Number}$$

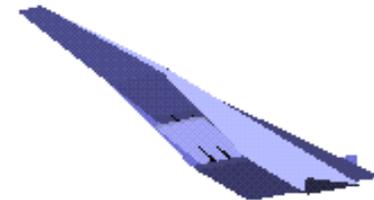


Subsonic
Mach < 1.0

Transonic
Mach = 1.0



Supersonic
Mach > 1.0



Hypersonic
Mach > 5.0

Missile
Launched
from
PMRF
Hawaii



PMRF Barking Sands – Kauai (Hawaii)

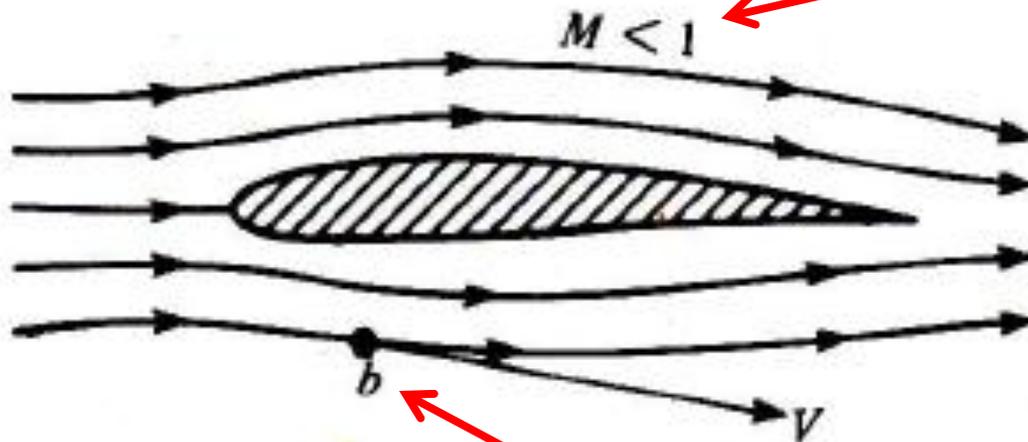
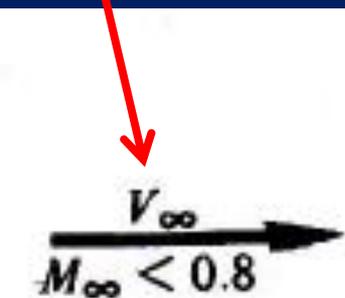


- Desde el siglo XX los vuelos espaciales tripulados han sido un gran impulso para el avance de la **DINAMICA DE FLUIDOS** en general y en particular para **FLUJO COMPRESIBLE**
- Los fundamentos de **FLUJO COMPRESIBLE** son aplicados frecuentemente a la **AERODINAMICA Y PROPULSION** orientados a aviones y misiles
- En este orden de ideas, ilustraremos diferentes regímenes de flujo compresible al considerar un objeto (airfoil or wedge) aerodinámico en un flujo
- Consideremos un punto arbitrario en el campo de flujo donde P , T , ρ , V , a , M son propiedades puntuales
- M_∞ es el **numero Mach free stream** ($M_\infty = V_\infty / a_\infty$)

SUBSONIC FLOW

- Aquel flujo donde $M < 1$ en cualquier punto y por supuesto la velocidad del flujo es menor que la velocidad del sonido en cualquier parte se define como flujo subsónico

Velocidad
Free Stream
 V_∞



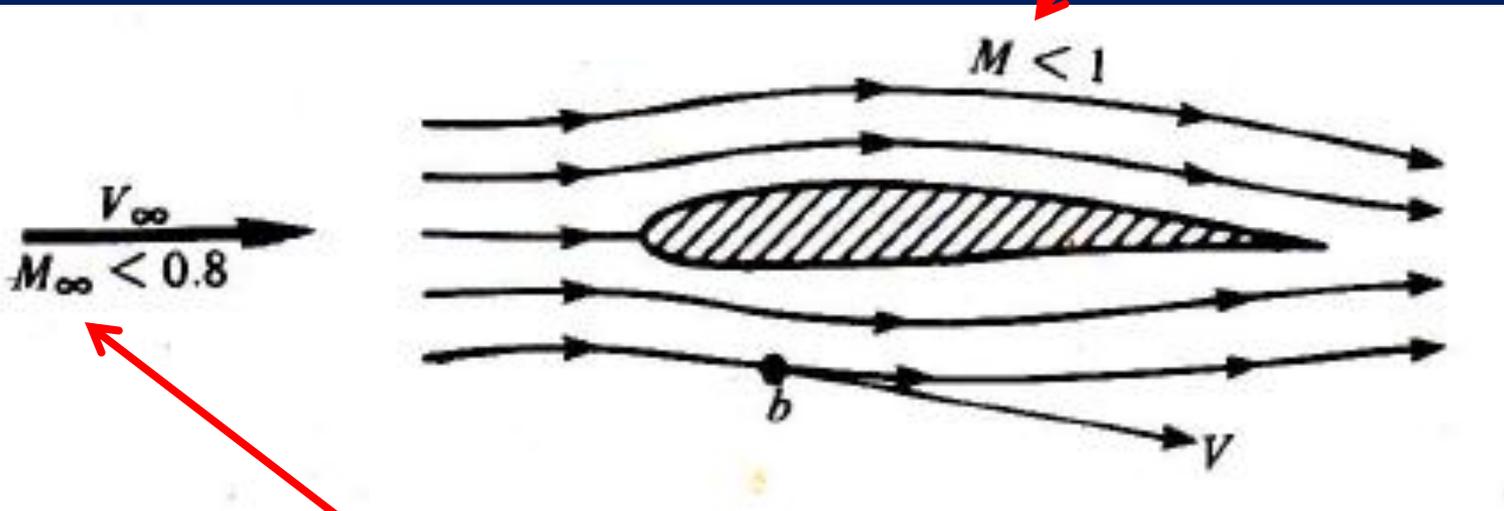
Aquí, el
Numero Mach
Local es menor
que uno ($M < 1$)
en todas partes

Numero Mach
Free Stream
 M_∞

Este flujo esta caracterizado por los STREAMLINES lisos
y por las propiedades que varían continuamente

SUBSONIC FLOW

A medida que el flujo pasa sobre el airfoil, el M y la V sobre la superficie superior se incrementan por encima de sus valores FREE STREAM

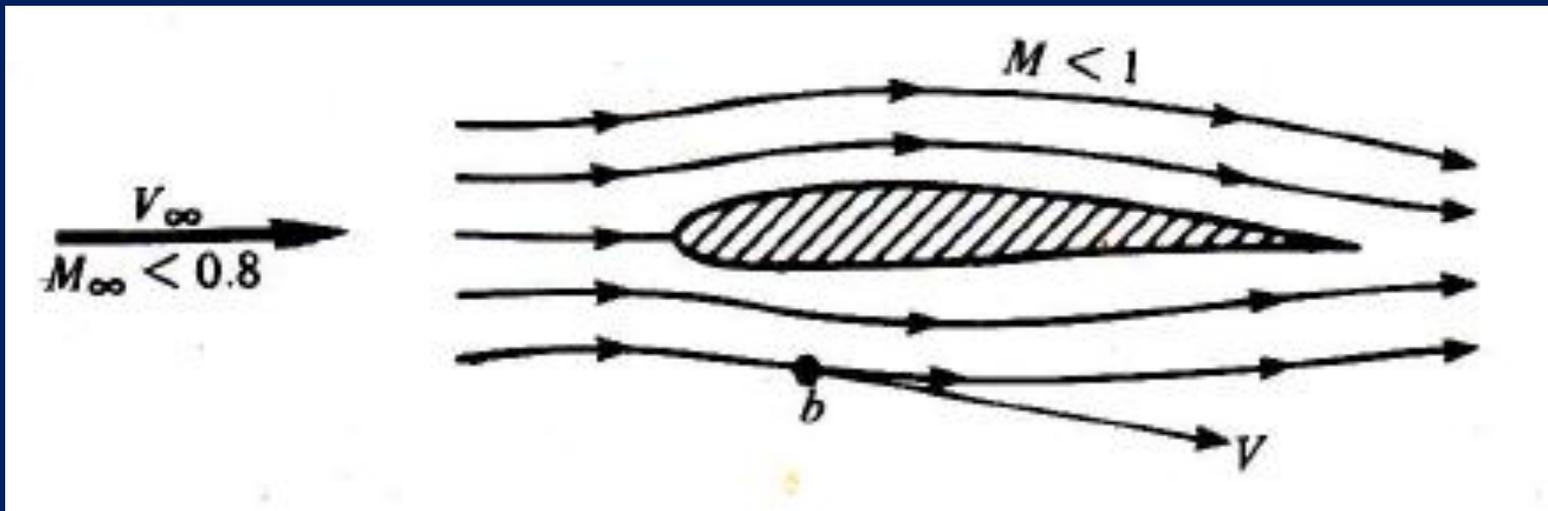


Sin embargo, si M_∞ es suficientemente menor que 1, el M local en cualquier parte se mantendrá subsónico

El flujo es advertido de la presencia del objeto

SUBSONIC FLOW

- Para airfoils de uso común, si $M_\infty \leq 0.8$, el campo de flujo es generalmente subsónico completamente

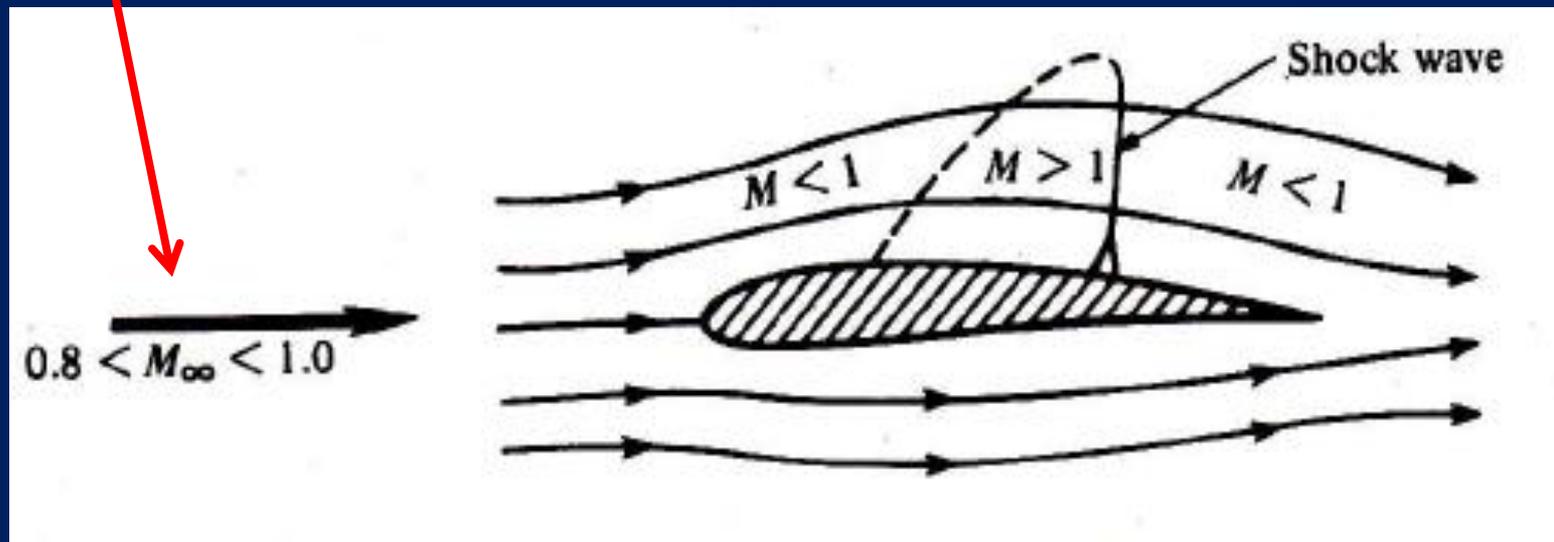


- Por esto, para el aerodinamista de aeronaves, el régimen subsónico está cómodamente identificado con un free stream donde $M_\infty \leq 0.8$

TRANSONIC FLOW

Aquí, si M_∞ se mantiene subsónico, pero es suficientemente cercano a 1

La expansión del flujo sobre la superficie superior del airfoil puede resultar en regiones localmente supersónicas.

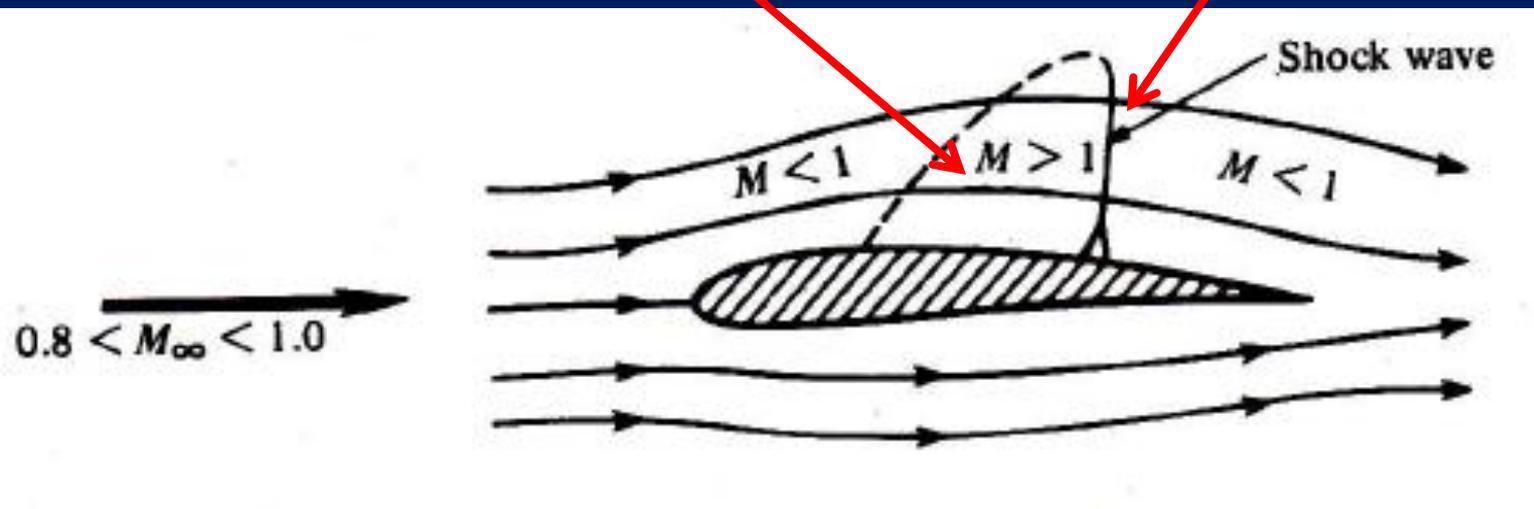


- Aquella región de flujo combinado es definido como FLUJO TRANSONICO

TRANSONIC FLOW

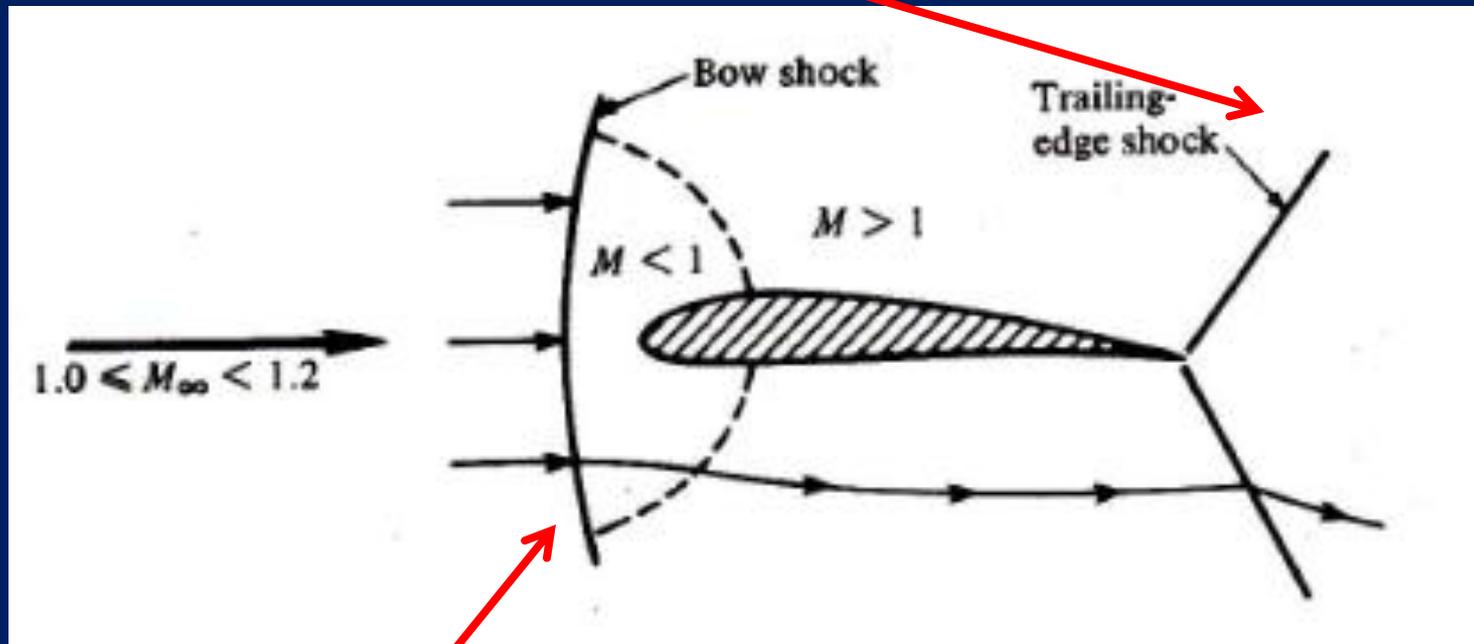
M_∞ es menor que 1 pero suficientemente grande para producir una **cavidad de flujo localmente supersónico**.

En la mayoría de casos, esta cavidad termina con una **onda de choque** en la cual hay una discontinua y algunas veces cambios drásticos en propiedades del flujo



TRANSONIC FLOW

Si M_∞ es incrementado a ligeramente mayor que 1, este modelo de shock se moverá al T.E. del airfoil



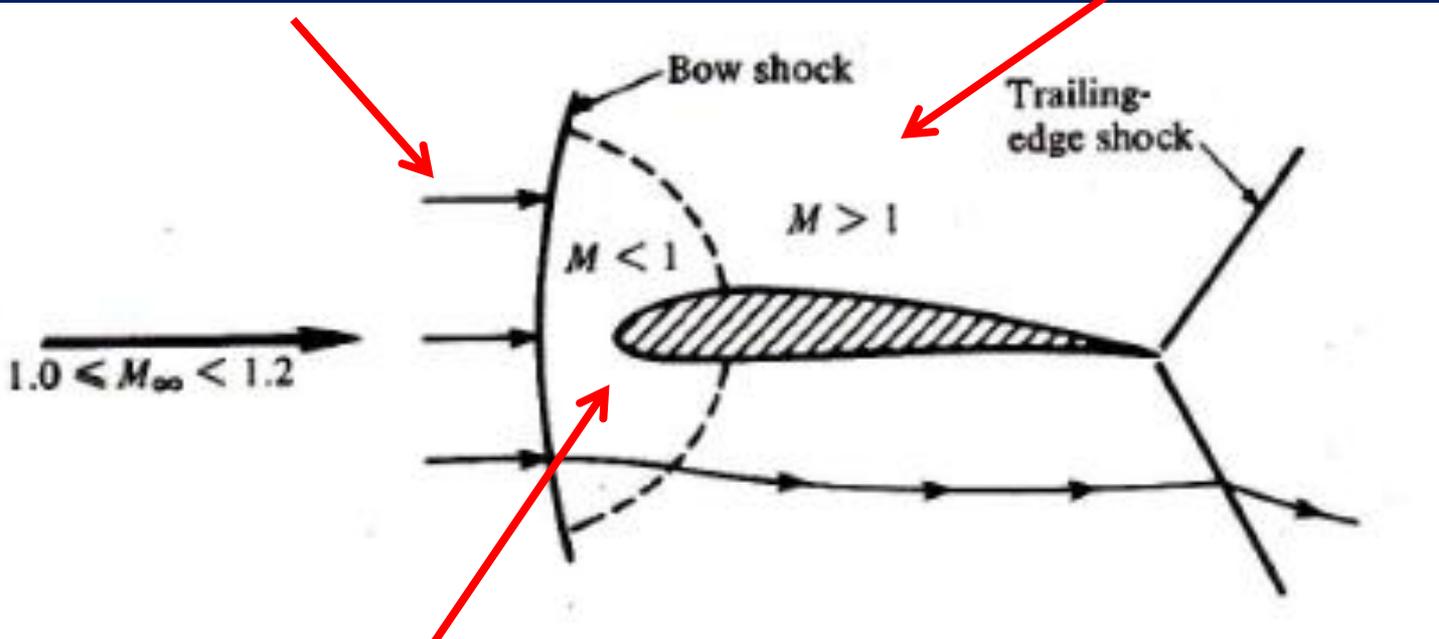
y un segundo shock wave aparecerá upstream (delante del airfoil) del L.E.

Este segundo shock es llamado BOW SHOCK

TRANSONIC FLOW

En frente del Bow Shock, los streamlines son rectos y paralelos con un numero mach free stream supersónico uniforme

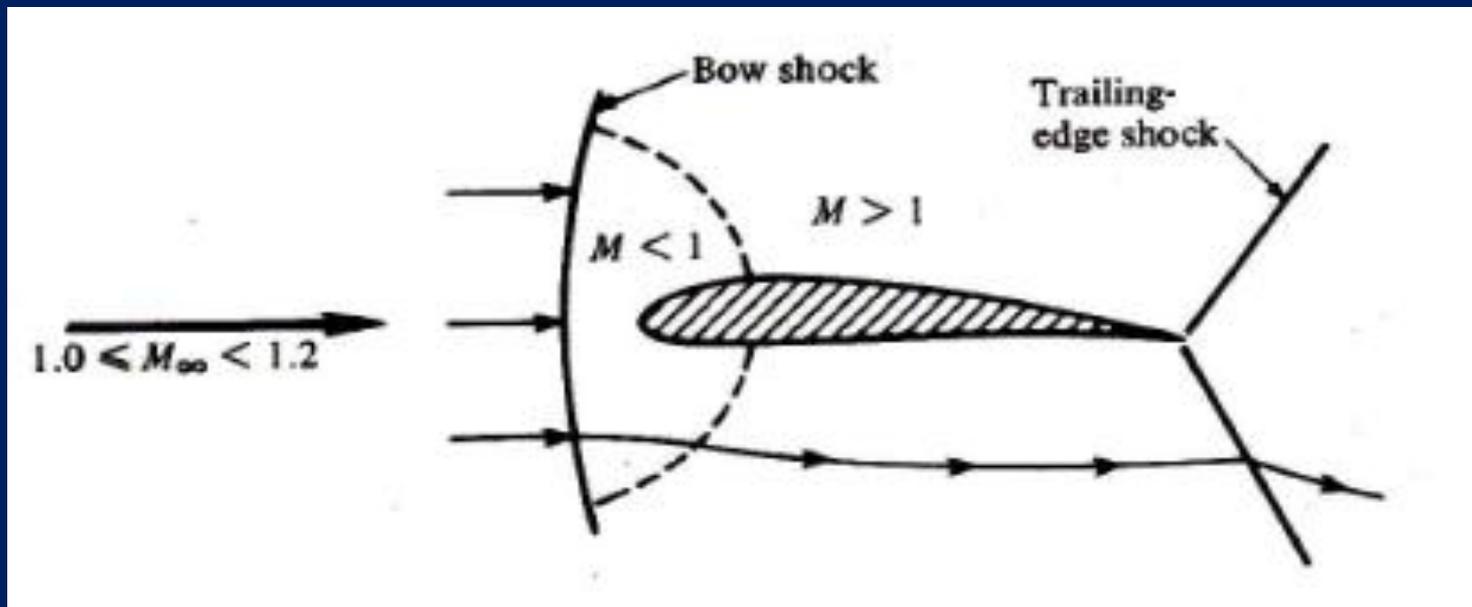
Por otro lado, una gran región supersónica nuevamente se forma a medida que el flujo se expanda sobre la superficie del airfoil y termina con un T.E. shock



Al pasar atreves de aquella parte del bow shock el cual es casi normal al free stream, el flujo se vuelve subsónico

TRANSONIC FLOW

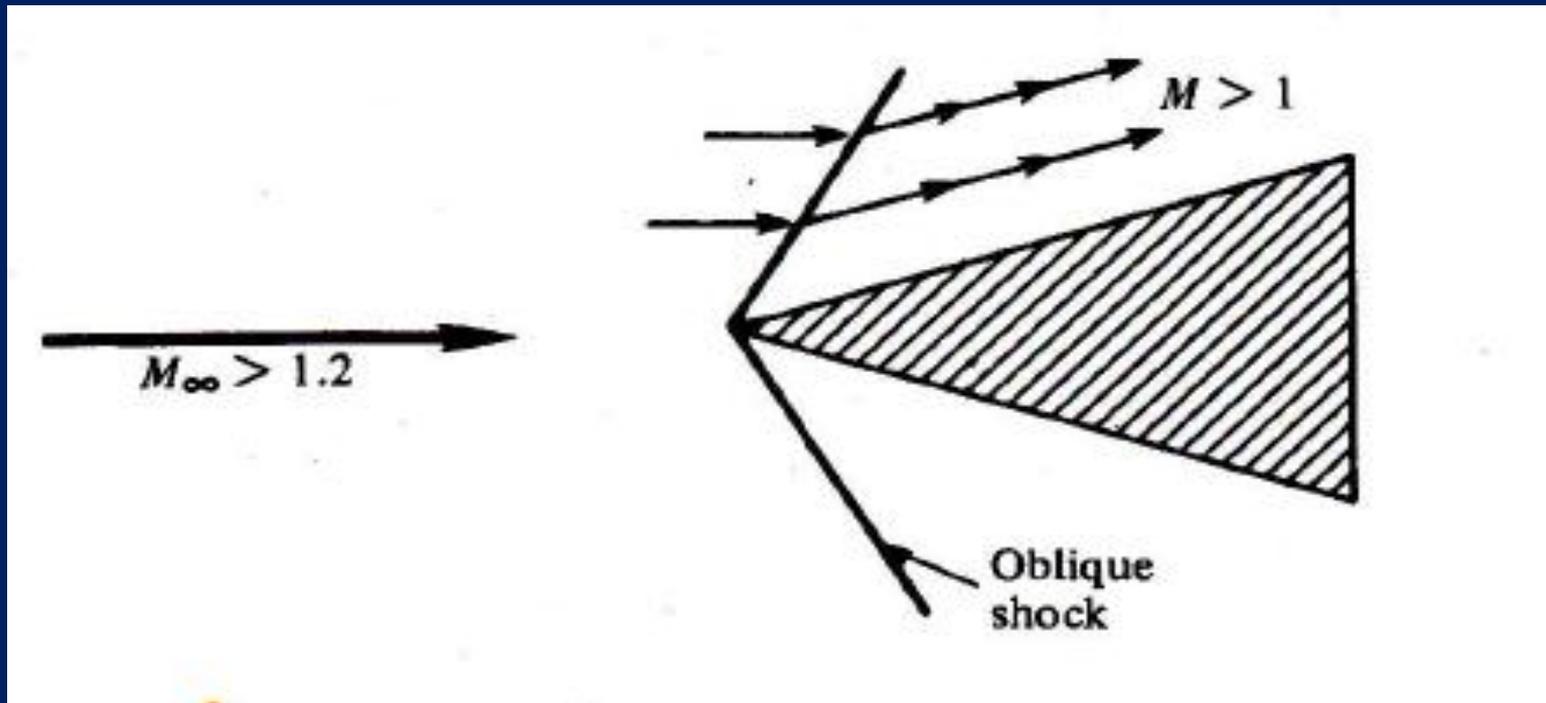
- Estos 2 modelos de flujo anteriormente descritos están caracterizados por regiones mixtas de flujo localmente subsónicos y supersónicos



- Estos flujos mixtos son definidos como FLUJOS TRANSONICOS y el numero Mach $0.8 \leq M_\infty \leq 1.2$ es cómodamente definido en este régimen

SUPERSONIC FLOW

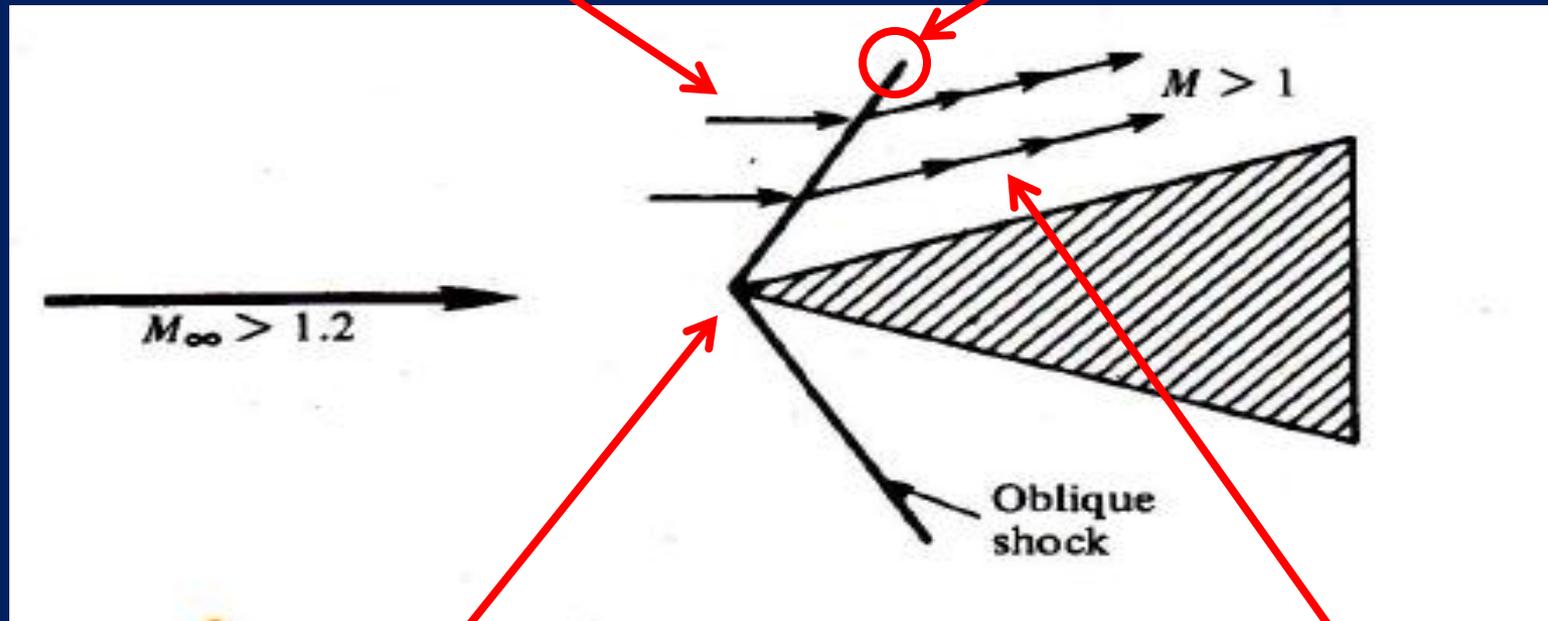
- Un campo de flujo donde $M > 1$ en cualquier parte es definido como SUPERSONICO
- Consideremos el flujo supersónico sobre el cuerpo WEDGE (forma de cuña)



SUPERSONIC FLOW

Delante de la onda de choque, las streamlines son rectas, paralelas y horizontales

A través de esta onda de choque, la dirección del streamline cambia discontinuamente

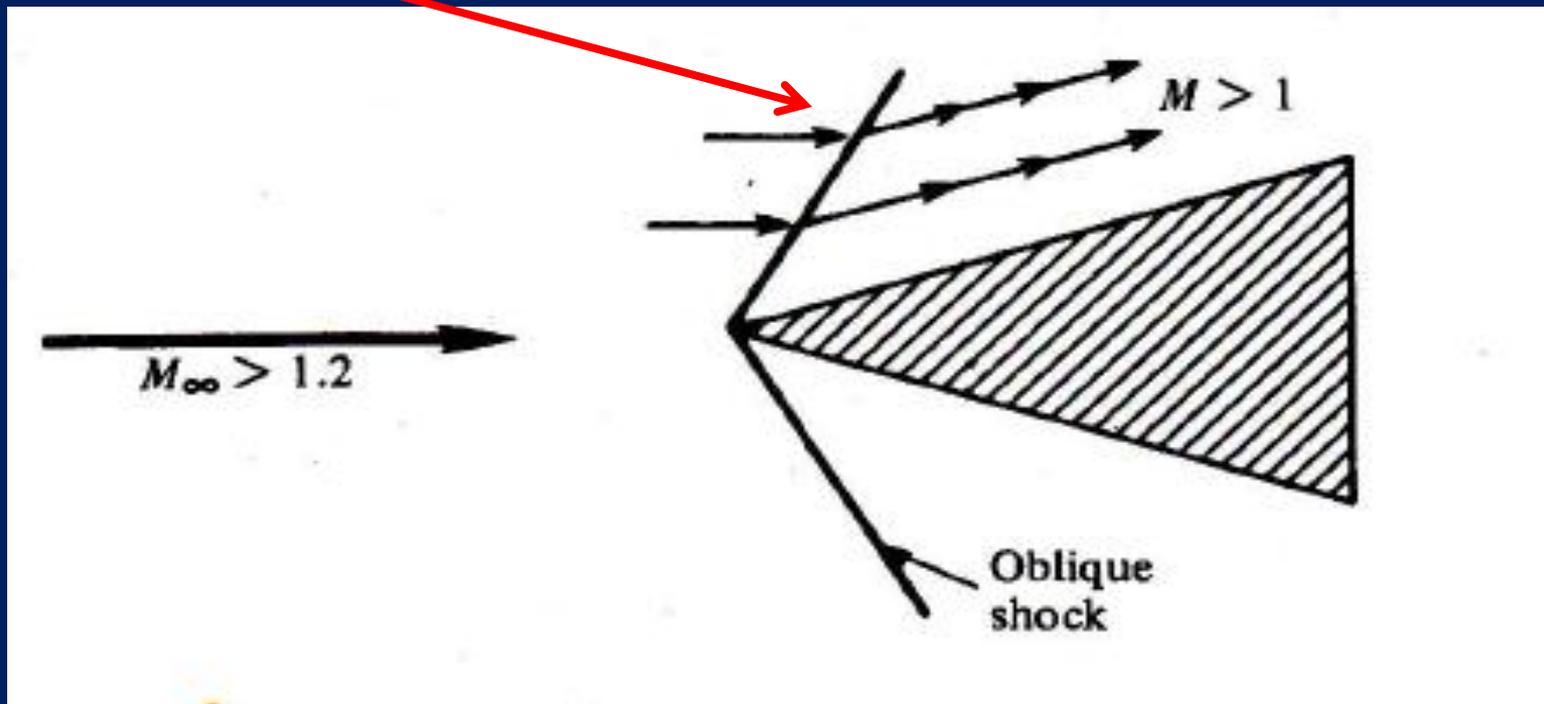


Una ONDA DE CHOQUE OBLICUA es adherida al extremo puntiagudo del wedge

Detrás de la onda, las streamlines se mantienen rectas y paralelas pero en dirección de la superficie del wedge

SUPERSONIC FLOW

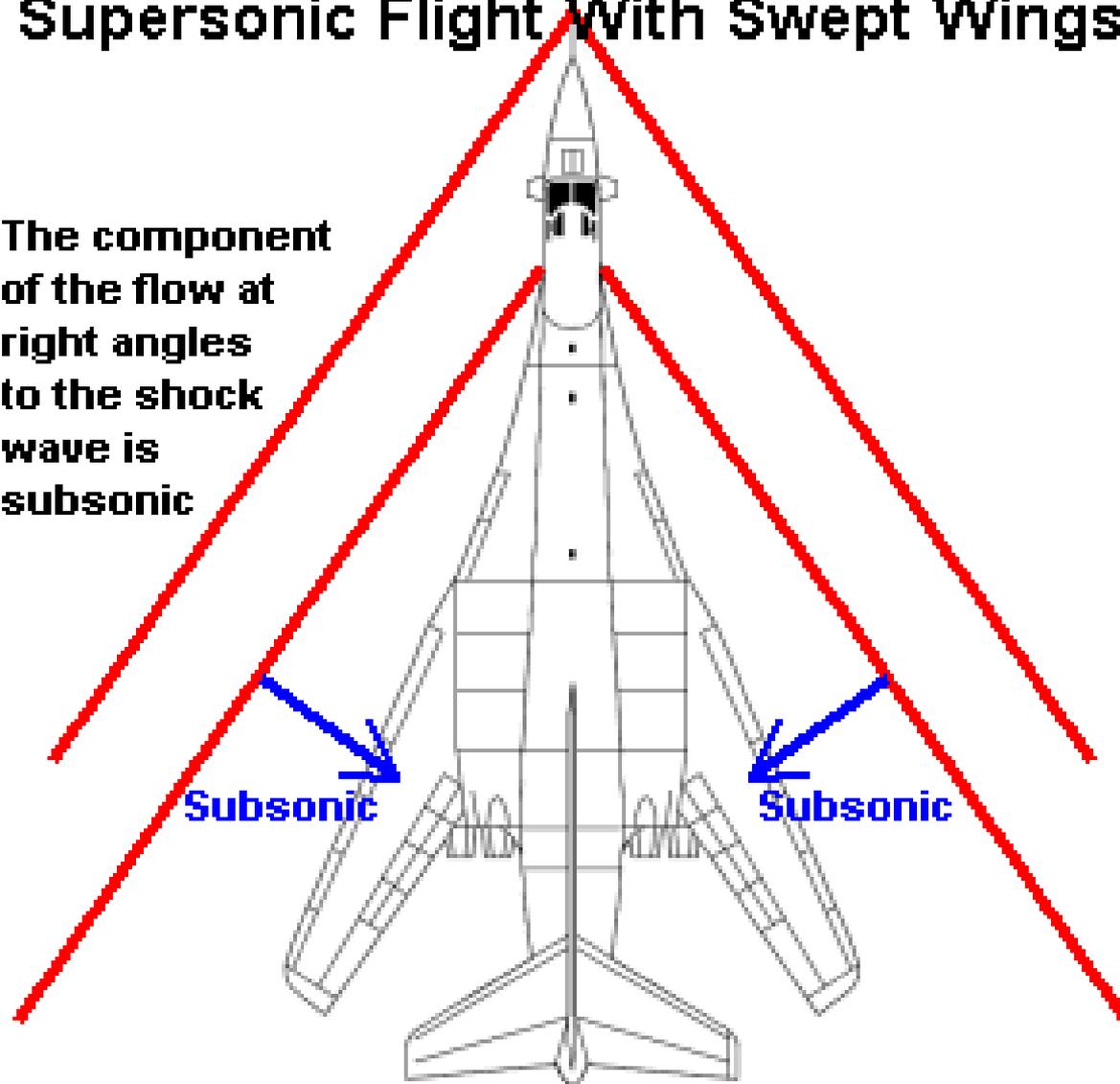
A diferencia del flujo subsónico del primer caso, el free stream uniforme supersónico 'NO es advertido' de la presencia del objeto hasta que la onda de choque sea encontrada



El flujo es supersónico en ambos lados, upstream y usualmente pero no siempre downstream

Supersonic Flight With Swept Wings

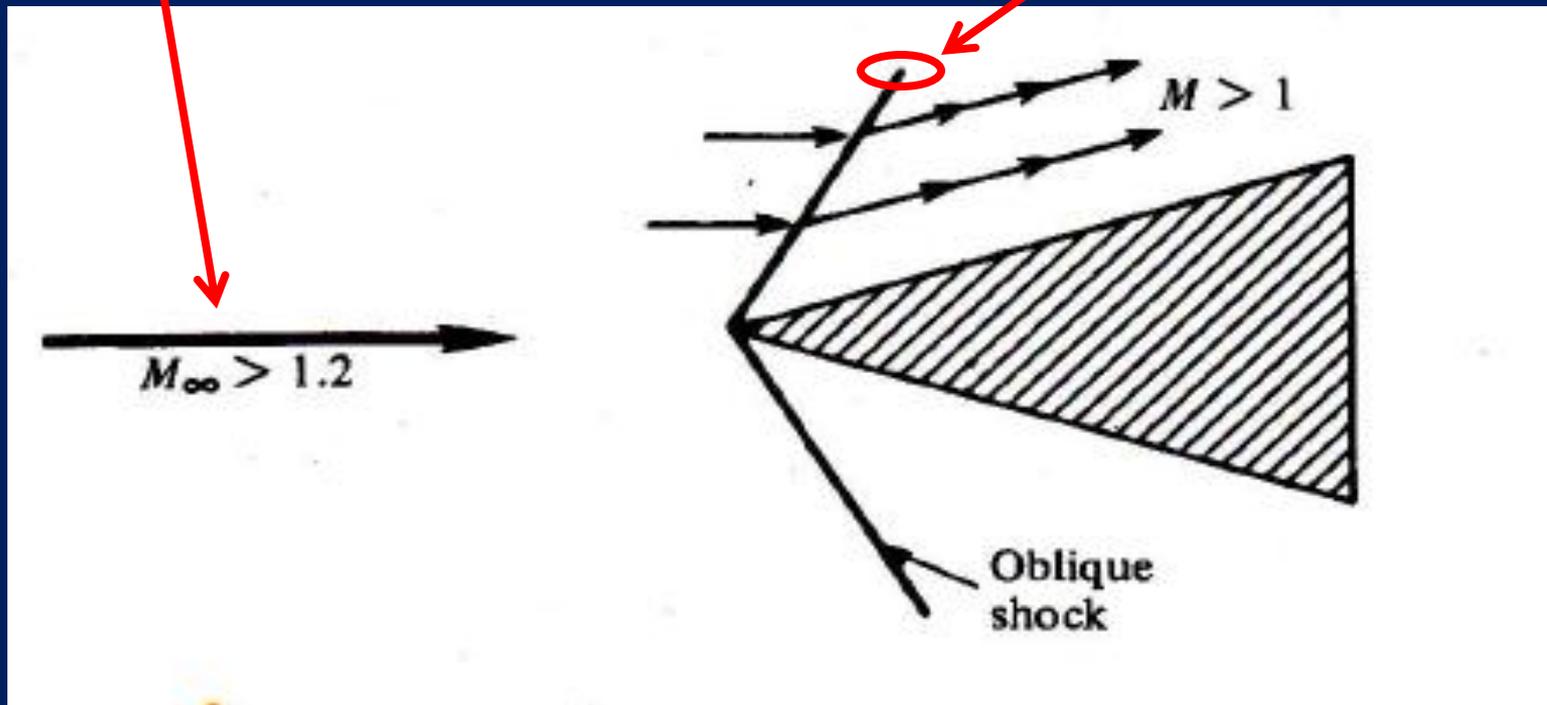
The component
of the flow at
right angles
to the shock
wave is
subsonic



HYPERSONIC FLOW

En la medida que M_∞ sea incrementado a velocidades supersónicas mas elevadas, los incrementos en propiedades del flujo (T, P, ρ) se vuelven mucho mas severas

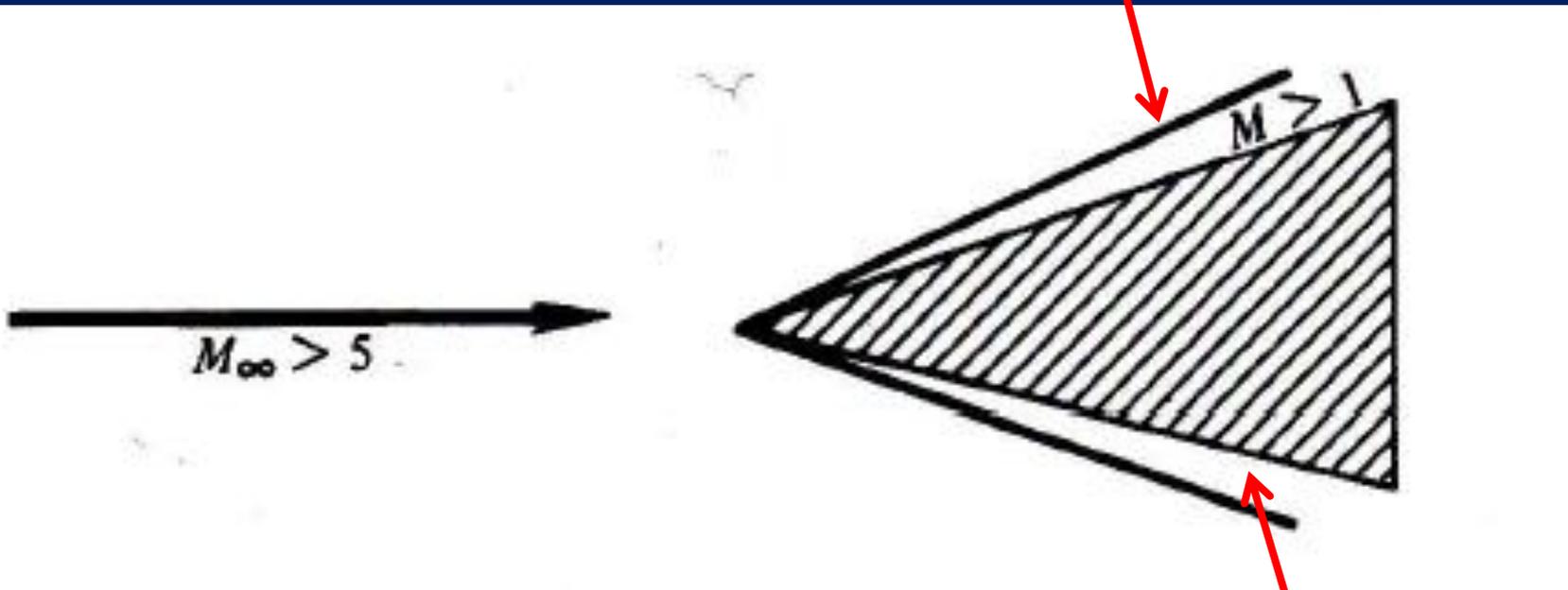
La T, P, ρ del flujo se incrementan casi explosivamente a través de la onda de choque



HYPERSONIC FLOW

Al mismo tiempo, la onda de choque oblicua se traslada mas cerca a la superficie

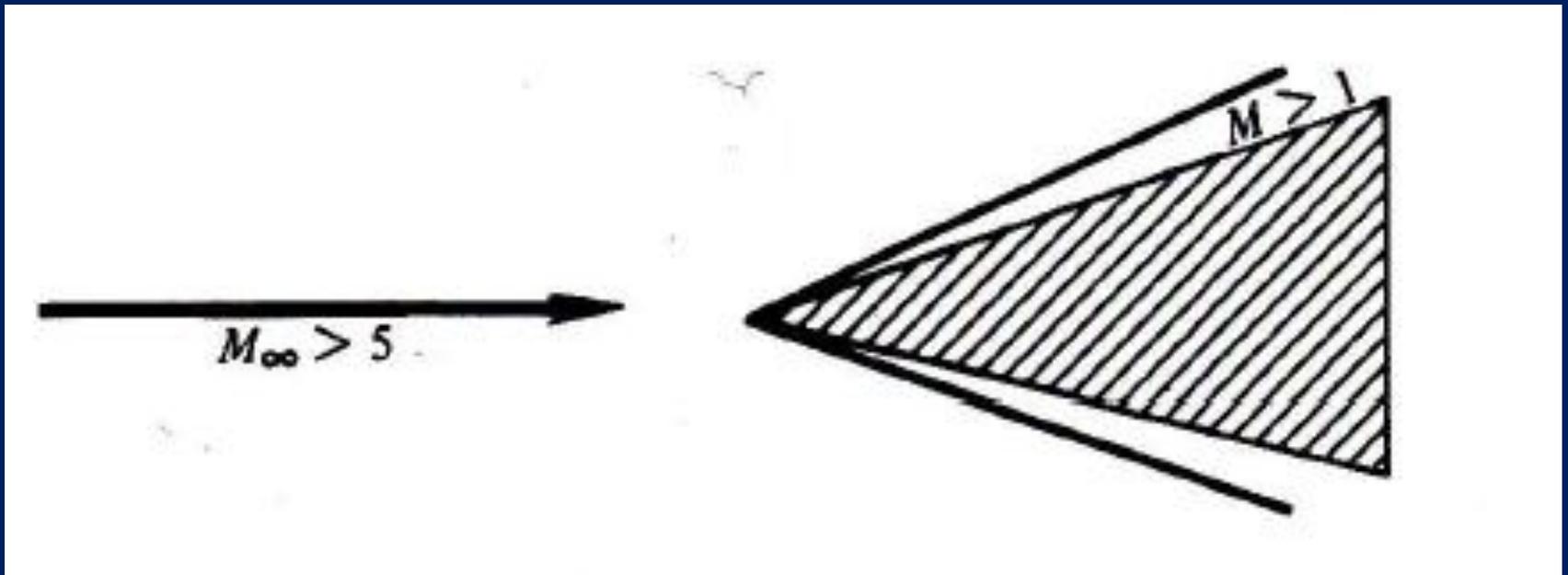
Para valores de $M > 5$, la onda de choque esta muy cerca a la superficie



El campo de flujo entre la onda de choque y el objeto (shock layer) se vuelve muy caliente

HYPERSONIC FLOW

- De echo, lo suficientemente caliente como para **disociar**, o, aun, **ionizar** el gas
- Estos son aspectos para tan alta temperatura que **el flujo reacciona químicamente !!**



- Por esta razón, al 'flow regime' para $M > 5$ se le da un nombre especial- **Hypersonic Flow**

Blunt Body – Detached Schock



HY-BOLT (Hypersonic Boundary Layer Transition)

- Agencia desarrolladora: NASA LANGLEY RESEARCH CENTER
- A WEDGE Shaped Payload (Forma de CUÑA)
Diseñado para atravesar la atmosfera y evaluar la Capa Limite (B.L)
- Podríamos conquistar algunos retos de vuelos hipersónicos si tendríamos un mejor manejo del flujo de aire

HY-BOLT

- A velocidades hipersónicas, la temperatura del flujo alrededor del avión o nave espacial es tan grande que afecta por decir casi todo!! Esto incluye:
 - Forma del vehículo
 - Material el cual esta hecho
 - Aun, la química de las moléculas en el flujo

HY-BOLT(Cont'd)

- Durante la re-entrada, el vehículo rápidamente se calienta debido a DISIPACION en la CAPA LIMITE (B L), de su alta energía (Cinética y potencial) por fricción con la atmosfera

HY-BOLT

- Conociendo

ρ_{∞}

V_{∞}

Nose
Radii

$h_{(T)}$

PUEDE SER

COMPUTADO

Flujo de Calor en el
Punto de Estanque
(Stagnation Point
Heat Flux (Q))

PROVIDING

Evaluación
Preliminar del
Entorno de
Calentamiento
del Vehículo

HY-BOLT

- Se realiza un AEROTHERMAL ANALYSIS usando CFD (con algún método como Marching Method or Method of Characteristics)
- Basado en los datos adquiridos de las variables de flujo (Presión y Temperatura, Mach, etc.) usando CFD, la forma de la superficie puede ser modelada para tener una gran reducción de disipación de calor en la Capa Limite

HY-BOLT



HY-BOLT



END

