



# MASTER DE CALIDAD EN LA INDUSTRIA AERONAUTICA Y ESPACIAL

---

## Módulo 3: Conocimientos de Aeronaves

Sergio Esteban Roncero  
Profesor Ayudante de Ingeniería Aeroespacial  
Escuela Superior de Ingenieros  
Universidad de Sevilla



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación general de los vehículos aeroespaciales.
  - Clasificación general de los sistemas de propulsión.
  - Infraestructuras terrestres.
  - Tráfico aéreo.
  - Industria aeronáutica.
  - Mercado aeronáutico.
  - Actividad espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - Industria Aeronáutica.
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales

- La clasificación de los vehículos aeroespaciales puede hacerse siguiendo distintos criterios.

- **Aeronaves**

- Aerostatos
  - Aerodinos
    - Aviones
    - Aeronaves de ala giratoria
  - Aerodeslizadores



- **Vehículos Espaciales**

- Satélites / Estaciones orbitales
- Sondas Interplanetarias
- Módulos de descenso

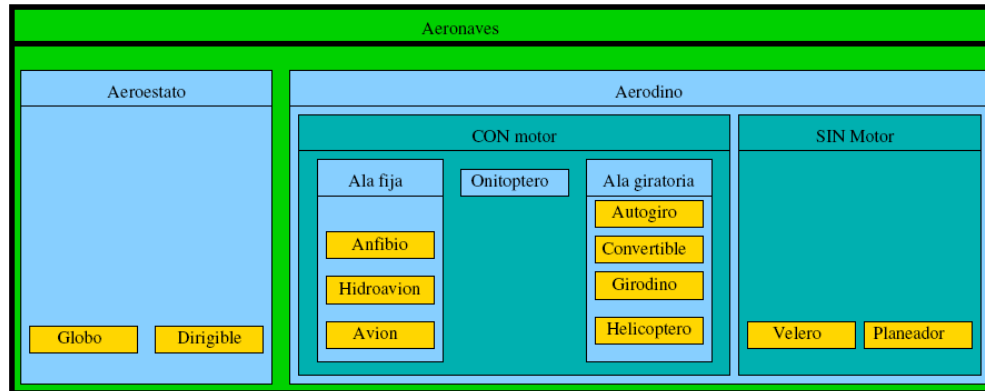


- **Vehículos Cohetes**

- Lanzadores
- Misiles



# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales



- Clasificación de los vehículos aeroespaciales
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
  - **Vehículos Cohetes**

- **Aerostatos**
  - **Globos**
  - **Dirigibles**
- **Aerodinos**
  - Sin Motor
    - Veleros
    - Planeadores
  - Con Motor
    - Aeronaves de ala fija
      - Anfibios
      - Hidroaviones
      - Aviones
        - Baja velocidad
        - Subsónicos
        - Supersónicos
        - Hipersónicos
    - Aeronaves de ala rotatoria
      - Autogiro
      - Convertibles
      - Girodino
      - Helicópteros
    - Ornitóptero
- **Aerodeslizadores**

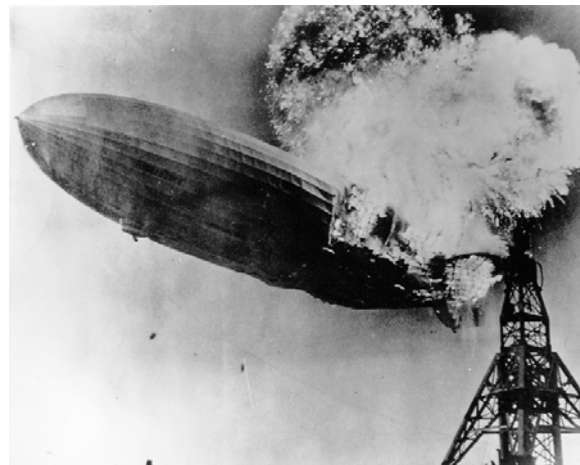
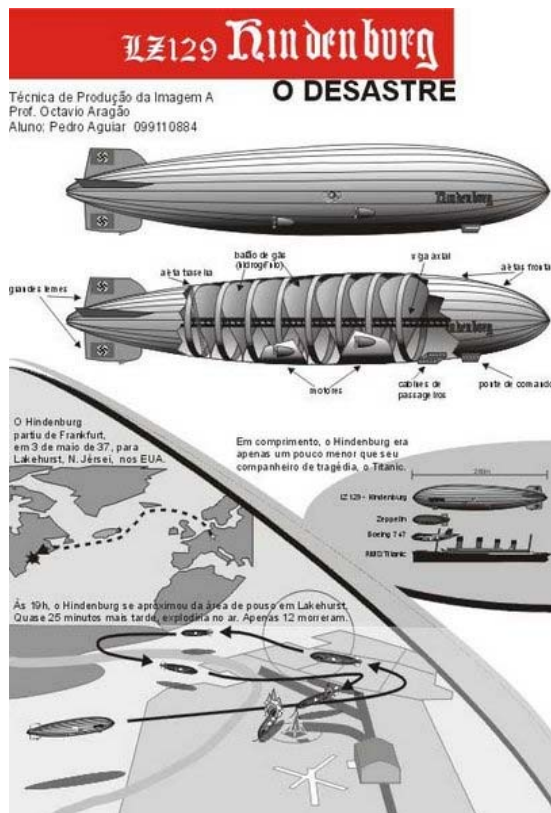
# Aerostatos - Globos

- Un aerostato es una aeronave provista de uno o más recipientes llenos de **un gas más ligero que el aire atmosférico**, lo que la hace **flotar** o **elevarse** en el seno de este.
- El aerostato o aeróstato es una aeronave no propulsada que se sirve del principio Arquímedes para volar.
  - *"Un cuerpo sumergido total o parcialmente en un líquido experimenta una fuerza ascendente igual al peso del líquido desplazado"*
- Compuestos por:
  - una bolsa que encierra una masa de gas más ligero que el aire.
  - Estructura sólida (barquilla) o se le puede "atar" cualquier tipo de cuerpo.
- No tienen ningún tipo de propulsor: se "**dejan llevar**" por las corrientes de aire (controlar su elevación).
- Usos comunes:
  - Aeronavegación deportiva, turística y lúdica.
  - Meteorología – globos estratosféricos.
  - Anuncios publicitarios



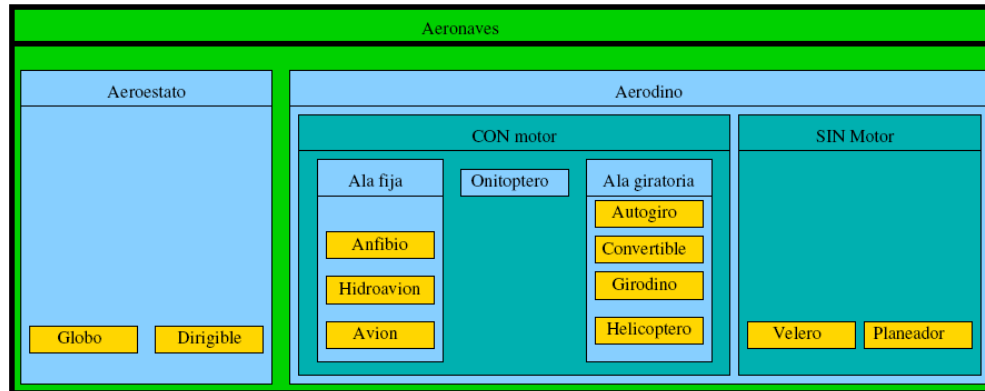
# Aerostatos – Dirigíveis

- Un dirigible es un **aerostato con propulsión** y con **capacidad de maniobra** para ser gobernado libremente como una aeronave.
- Su forma suele ser de globo alargado ovalado para **ofrecer menos resistencia aerodinámica** en el avance.
- Como gas sustentador para el globo se suele usar **gas helio**.





# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales

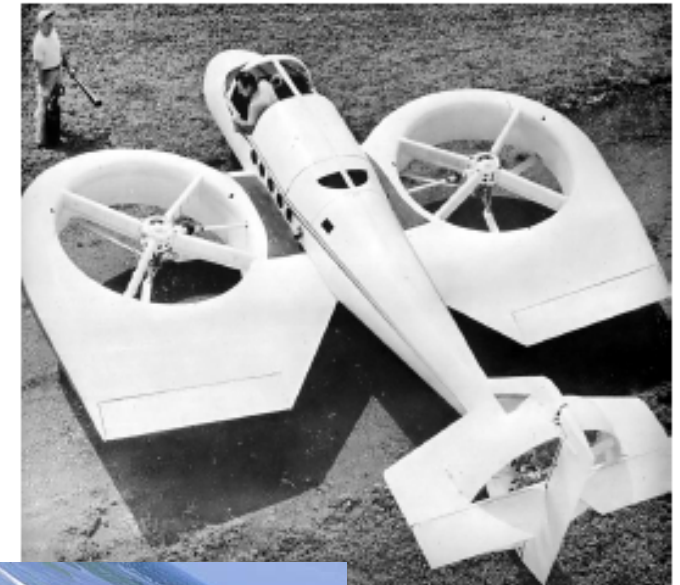


- Clasificación de los vehículos aeroespaciales
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
  - **Vehículos Cohetes**

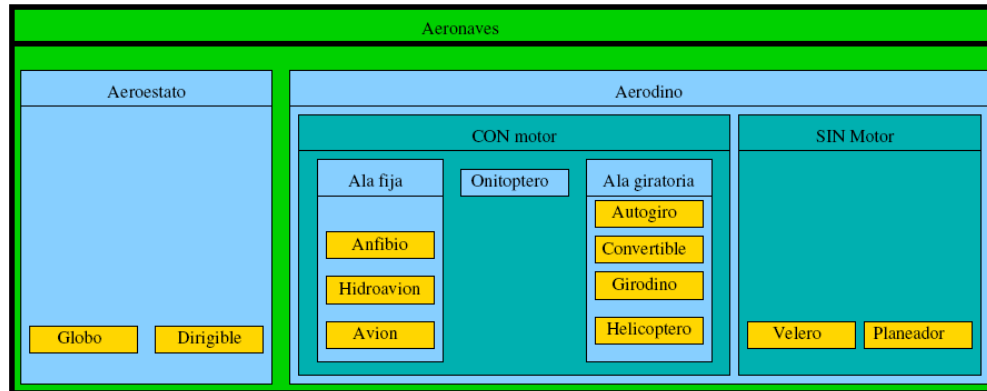
- Aerostatos
  - Globos
  - Dirigibles
- **Aerodinos**
  - Sin Motor
    - Veleros
    - Planeadores
  - Con Motor
    - Aeronaves de ala fija
      - Anfibios
      - Hidroaviones
      - Aviones
        - Baja velocidad
        - Subsónicos
        - Supersónicos
        - Hipersónicos
    - Aeronaves de ala rotatoria
      - Autogiro
      - Convertibles
      - Girodino
      - Helicópteros
    - Ornitóptero
- Aerodeslizadores

# Aerodinos

- Aerodinos: aeronaves más pesadas que el fluido en el que se mueven.
- Generan fuerzas sustentadores mediante el desarrollo de fuerzas fluidodinámicas generadas mediante alas fijas o alas giratorias.
- Dos grandes grupos:
  - aeronaves de ala fija.
  - aeronaves de ala giratoria.



# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales



- Clasificación de los vehículos aeroespaciales
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
  - **Vehículos Cohetes**

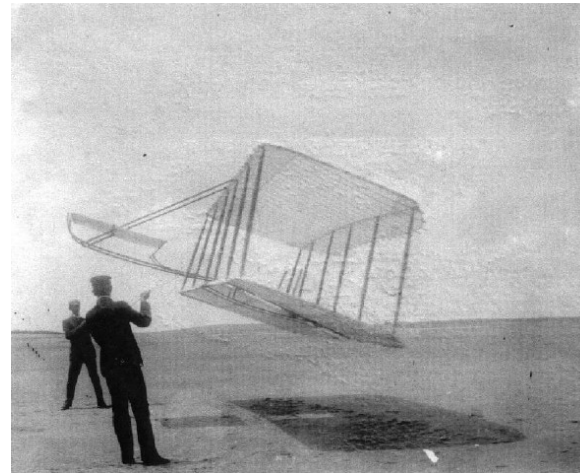
- Aerostatos
  - Globos
  - Dirigibles
- **Aerodinós**
  - **Sin Motor**
    - **Veleros**
    - **Planeadores**
  - Con Motor
    - Aeronaves de ala fija
      - Anfibios
      - Hidroaviones
      - Aviones
        - Baja velocidad
        - Subsónicos
        - Supersónicos
        - Hipersónicos
    - Aeronaves de ala rotatoria
      - Autogiro
      - Convertibles
      - Girodino
      - Helicópteros
    - Ornitóptero
- Aerodeslizadores

# Aviones sin Motor

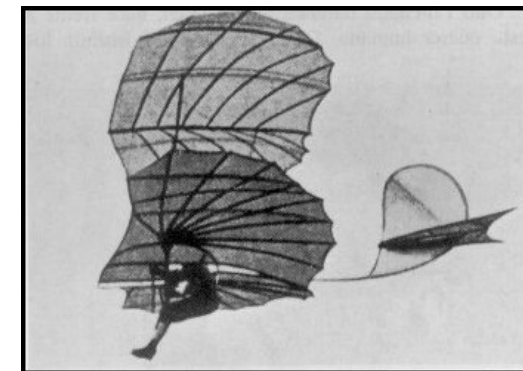
- El **velero o planeador** es una nave más pesada que el aire, de notable superficie alar, carente de motor y cuyas fuerzas de sustentación y traslación provienen únicamente de la resultante general aerodinámica.



Octave Chanute



Hermanos Wright



Otto Lilienthal

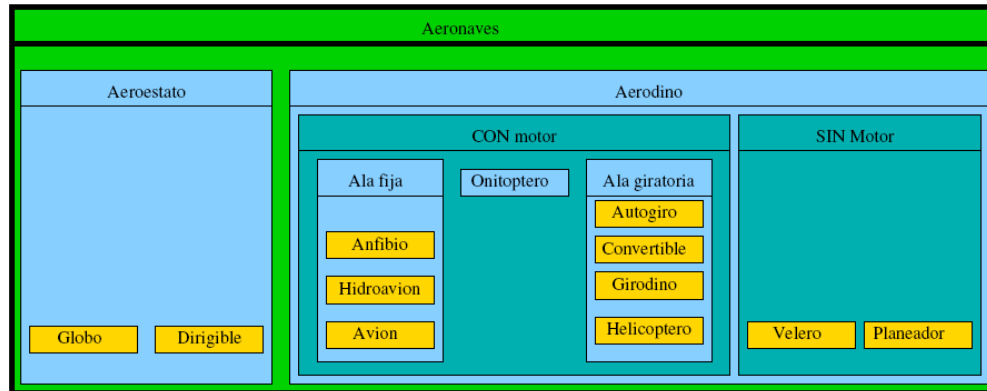


# Parapentes y Alas Delta

- El parapente y el ala delta es una modalidad del vuelo sin motor mucho más cercana al vuelo de un pájaro:
  - Se trata de conseguir **despegar, volar y aterrizar** con un **ala flexible** por tus propios medios.
    - El despegue se realiza a pie, normalmente desde el borde de una ladera encarada al viento.
    - El piloto se sienta en un arnés, unido a la vela o ala delta.
  - El piloto usa un casco y dispone de un paracaídas de emergencia, y generalmente un varioaltímetro, GPS y equipo de radio.



# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales

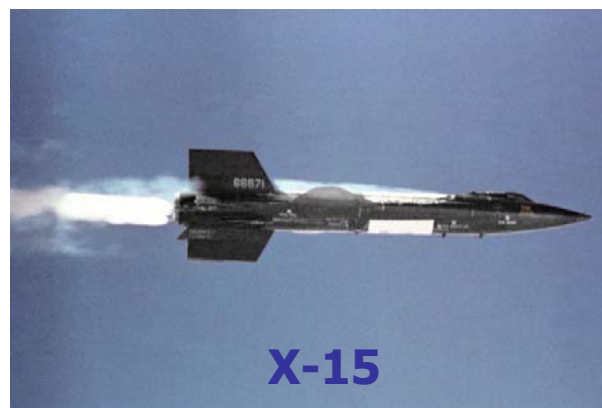


- Clasificación de los vehículos aeroespaciales
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
  - **Vehículos Cohetes**

- Aerostatos
  - Globos
  - Dirigibles
- **Aerodinós**
  - Sin Motor
    - Veleros
    - Planeadores
  - **Con Motor**
    - **Aeronaves de ala fija**
      - **Anfibios**
      - **Hidroaviones**
      - **Aviones**
        - **Baja velocidad**
        - **Subsónicos**
        - **Supersónicos**
        - **Hipersónicos**
    - Aeronaves de ala rotatoria
      - Autogiro
      - Convertibles
      - Girodino
      - Helicópteros
    - Ornitóptero
- Aerodeslizadores

# Aviones

- Avión o aeroplano, es un **aerodino** de **ala fija**, o aeronave más pesada que el aire, provisto de alas y un cuerpo de carga capaz de volar, propulsado siempre por uno o más motores



# Hidroaviones

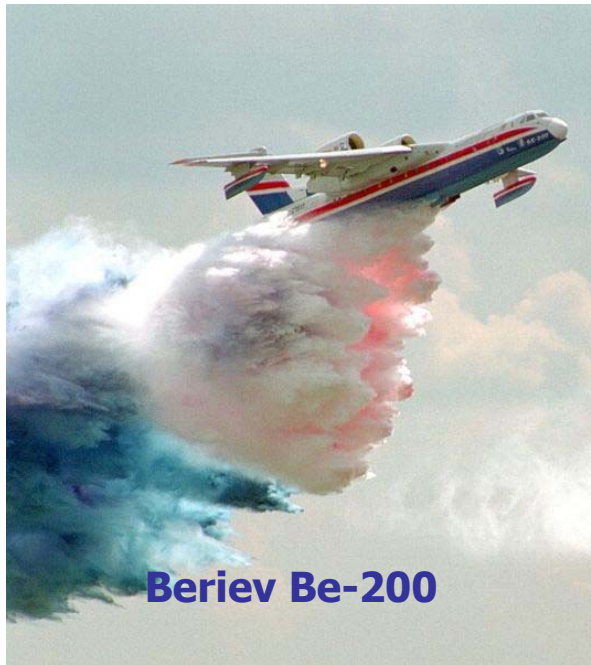
- Un hidroavión es un avión que lleva, en lugar de ruedas, uno o varios flotadores para posarse sobre el agua.
  - Capaz de despegar desde y aterrizar en el agua (o amerizar).





# Anfibios

- Un aeronave anfibia es aquella que **puede aterrizar** tanto en **tierra, hierba** o en **agua**.
- Las aeronaves anfibas verdaderas, aunque fueron muy comunes en los 40, hace ya mas de 40 años que no se construyen.



Beriev Be-200



Canadair CL-215



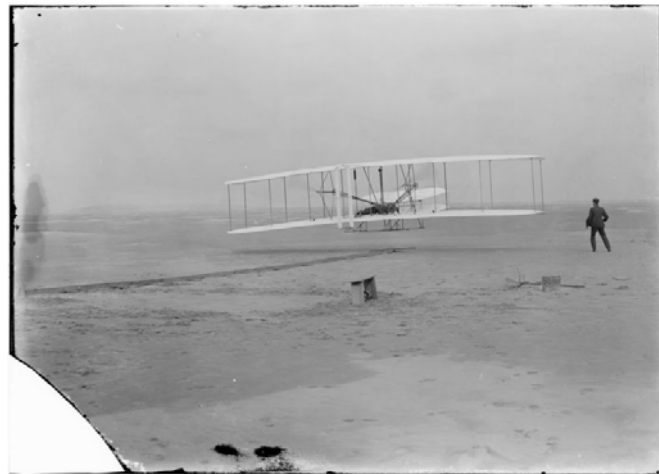
Dornier Do X



PBY Catalina

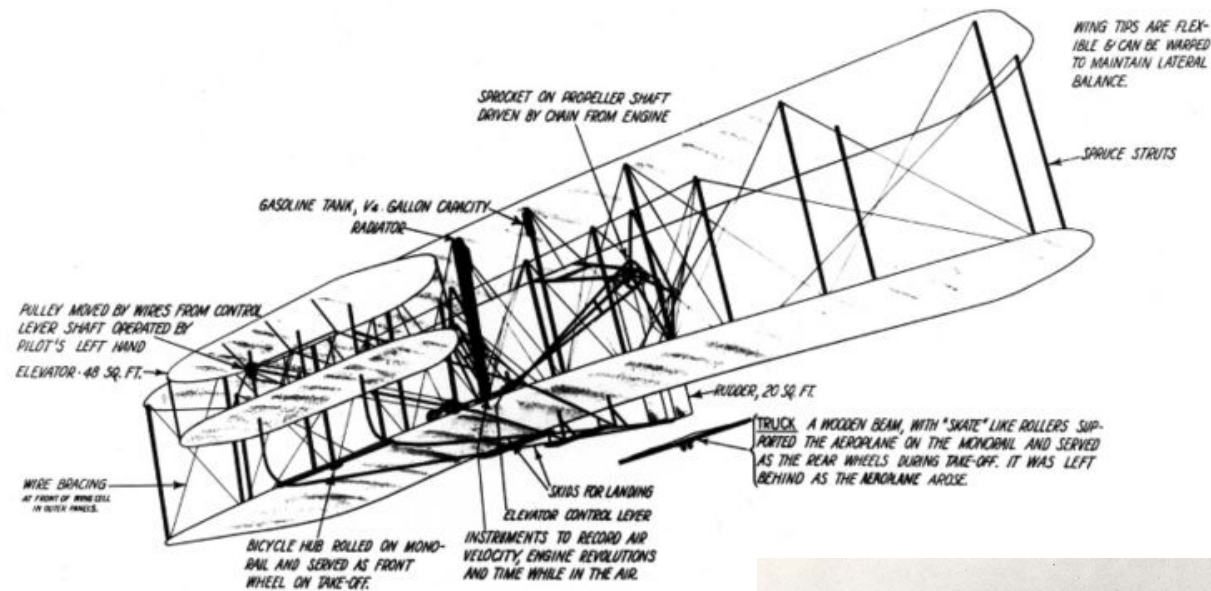
# Aviones – baja velocidad – I

- Aviones de baja velocidad en las que la propulsión suele ser mediante propulsores de hélice:
  - Primer vuelo de los hermanos Wright el 11 de diciembre de 1903
  - El vuelo de motor de baja velocidad se ha convertido en una actividad muy asequible al público en general
    - Avionetas
    - Paramotor
    - Ala delta con motor



# Aviones – Wright Flyers

## Wright Flyer II



WING SPAN, 40 FT. 4 IN. - CHORD, 6 FT. 6 IN.  
 OVERALL LENGTH, 21 FT. 9 1/2 IN. - HEIGHT, 9 FT. 3 3/4 IN.  
 WING DROOP (ANTI-DIHEDRAL), 10 INCHES  
 WEIGHT, 605 POUNDS (WITHOUT PILOT).  
 WING AREA, 510 SQ. FT. - AIR SPEED, 51 MILES PER HOUR  
 WING LOADING, 1.46 LB. PER SQ. FT.  
 POWER LOADING, 62 1/2 LB. PER HORSE POWER (WITH PILOT)  
 REVOLUTIONS PER MIN: ENGINE, 1025; PROPELLERS 356  
 (REDUCTION, ABOUT 3 TO 1)

PILOT LAY PRONE WITH HEAD FORWARD, HIS LEFT HAND OPERATING THE ELEVATOR LEVER, HIS HIPS IN A SADDLE. SHIFTING THE HIPS SIDeways PULLED WIRES ATTACHED TO THE SADDLE BY WHICH THE WING TIPS WERE WARPED AND THE RUDDER TURNED (A DOUBLE ACTION FROM ONE MOVEMENT) THUS CONTROLLING BALANCE AND DIRECTIONAL STEERING.



## Wright Flyer II

# Aviones Subsonicos

Messerschmitt Me 262



B 787



A 380

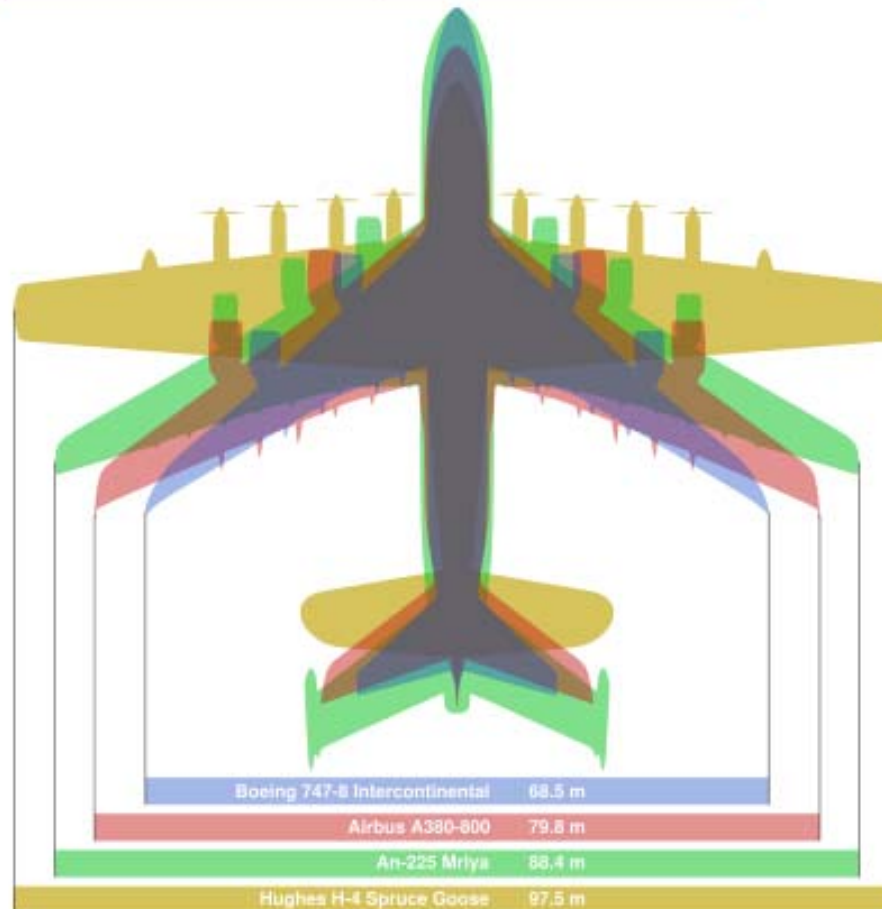
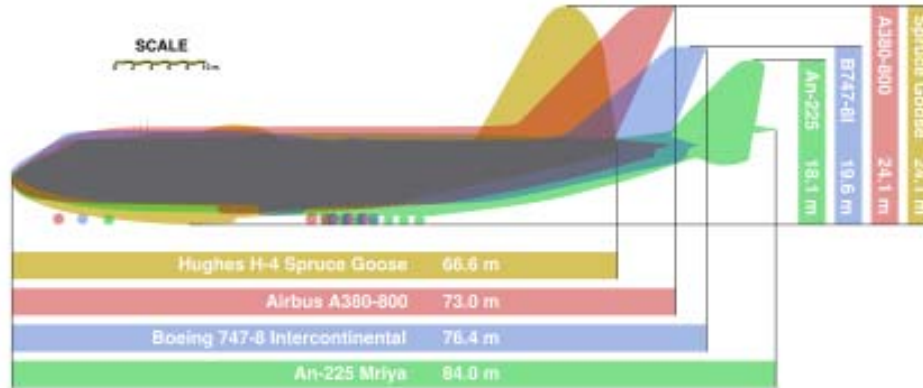


B 737



B 747

# Comparativas del tamaño de los aviones



# Avión Supersónico - I

- Un **avión supersónico**, es un avión capaz de **pasar la barrera del sonido** (Número Mach).
- Es **1947** el piloto norteamericano **Chuck Yeager** rompe por primera vez la velocidad del sonido en su **avión-cohete Bell X-1**, demostrando que es posible viajar más rápido que el sonido.
- El **Tupolev Tu-144** es un avión supersónico construido por el fabricante ruso Tupolev.
  - El primer vuelo de un prototipo del Tu-144 se llevó a cabo el 31 de diciembre de 1968 cerca de Moscú, **dos meses antes que el Concorde**.
  - El Tu-144 cruzó por primera vez la barrera del sonido el 5 de junio de 1969 y el 15 de julio de 1969 se convirtió en el primer transporte comercial que excedió el Mach 2.
- Grandes problemas medioambientales

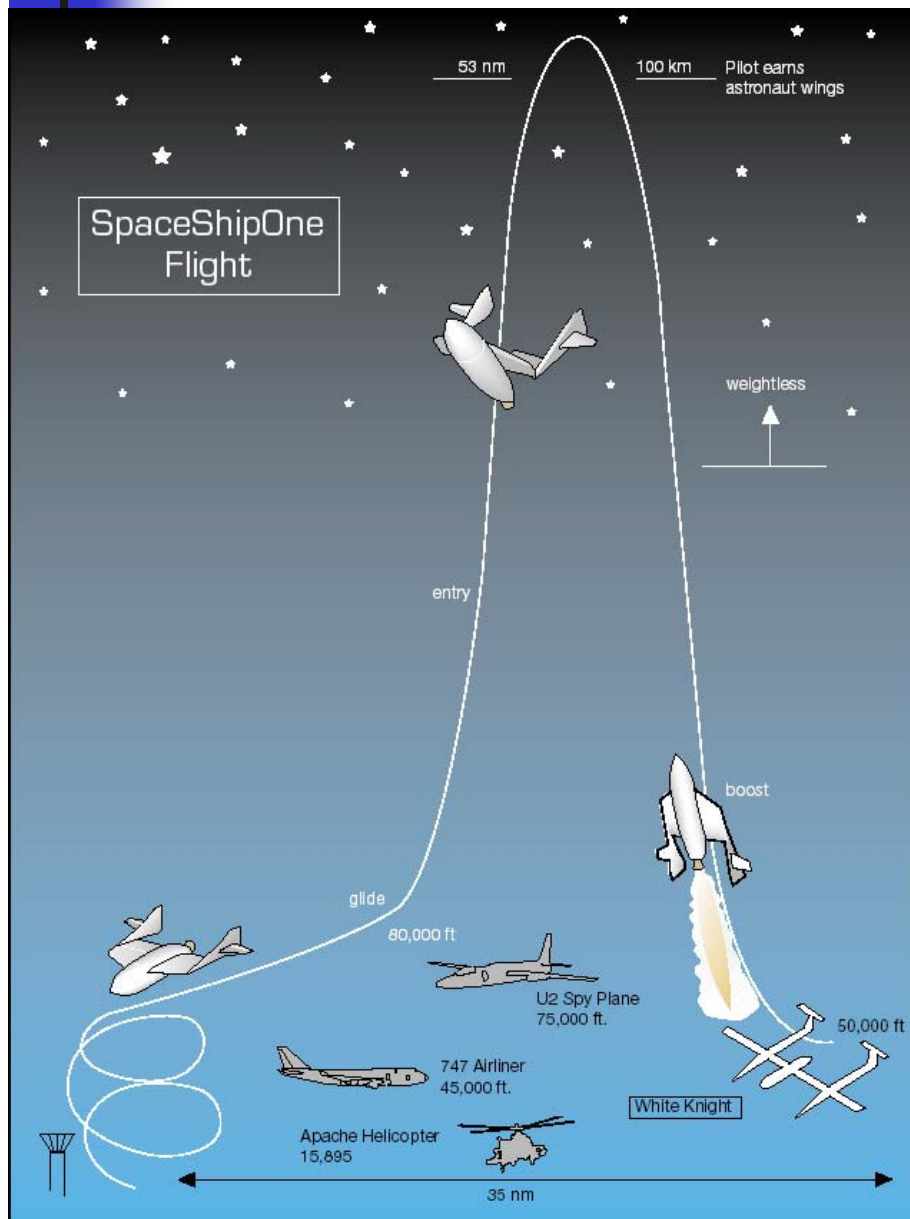


# Avión Supersónico - II

- Lockheed SR-71 (Blackbird) :
  - Avión de **reconocimiento estratégico** de largo alcance de **Mach 3**.
- **SpaceShipOne**: El 4 de octubre de 2004, el SpaceShipOne consiguió alcanzar el espacio por segunda vez en 15 días, consiguiendo con ello ganar el premio **Ansari X-Prize**, dotado con 10 millones de dólares, y proclamarse el **primer vehículo espacial tripulado de capital privado** con una velocidad máxima de **Mach 3.09**.



# Avión Supersónico - III



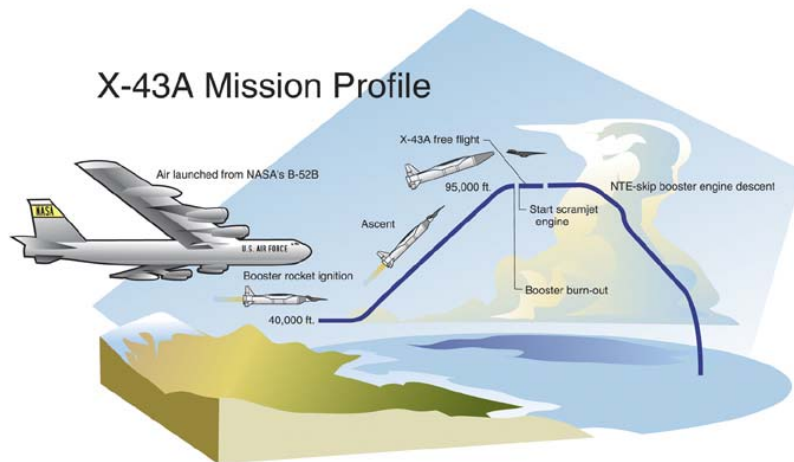
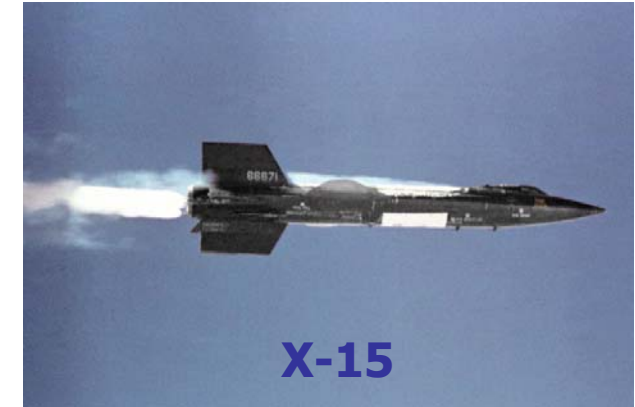
SpaceShipOne and White Knight





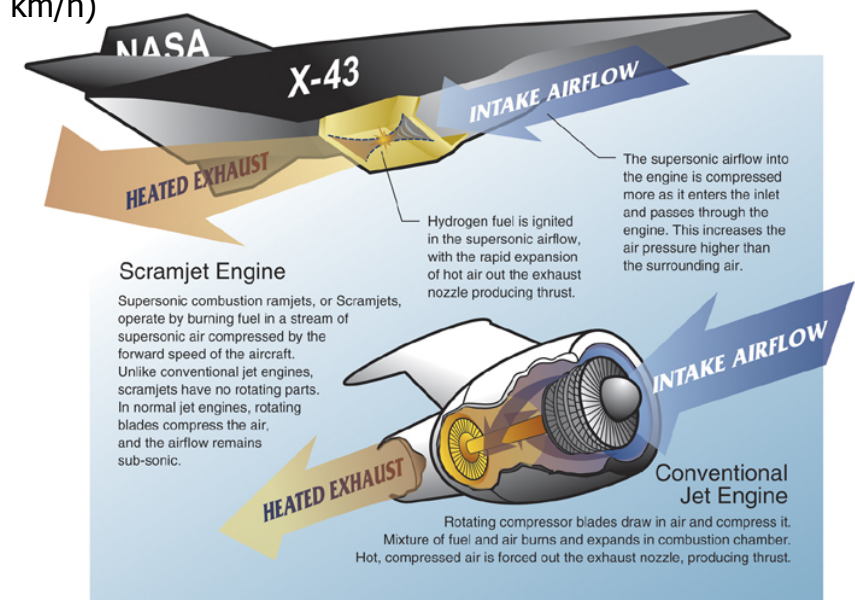
# Aviones Hipersónicos - I

- Aviones hipersónicos son aquellos cuya **velocidades son superiores a 5 veces la velocidad del sonido** ( $\sim 6120$  km/hr).
- Los aviones hipersónicos son conocidos como **aviones cohete**
  - usan un cohete como propulsión, a veces junto con un reactor.
  - pueden alcanzar velocidades mucho más altas que las aeronaves de tamaño similar
  - durante periodos de funcionamiento más cortos, típicamente sólo unos minutos.
- Antecedentes
  - **X-15:**
    - Avión cohete de la década de los 70 que estableció varios records de velocidad (Mach 8  $\sim 7274$  km/h) y de altura (107960).
  - **X-43A Hyper - X**
    - 23 de marzo del 2004 supero velocidades de Mach 9.6 (11200 km/h)



NASA Dryden Flight Research Center Graphics Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/graphics/index.html>  
created March 23, 2004 by Dave Faust

X-43A Mission Profile

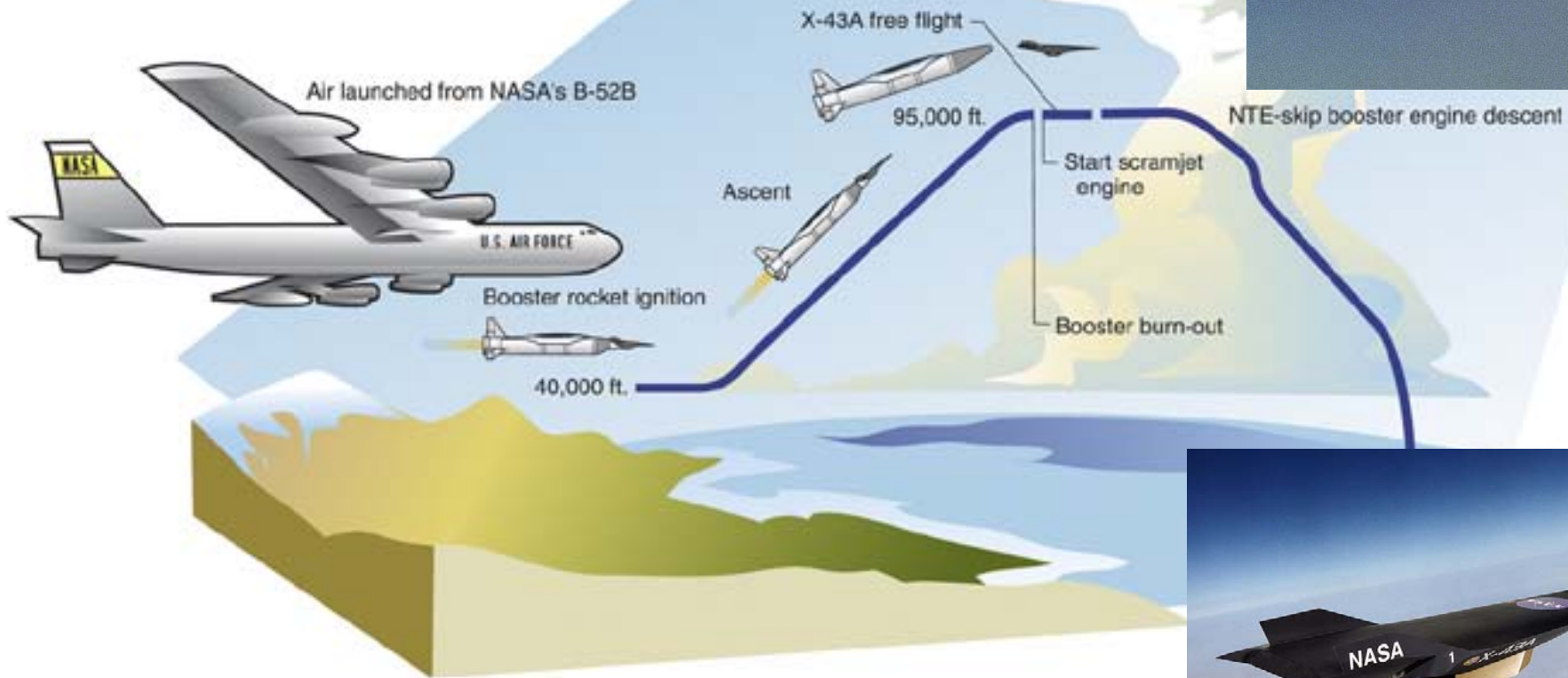


NASA Dryden Flight Research Center Graphics Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/graphics/index.html>  
created March 23, 2004 by Dave Faust

X-43A engine comparison

# Aviones Hipersónicos – II (X-43A)

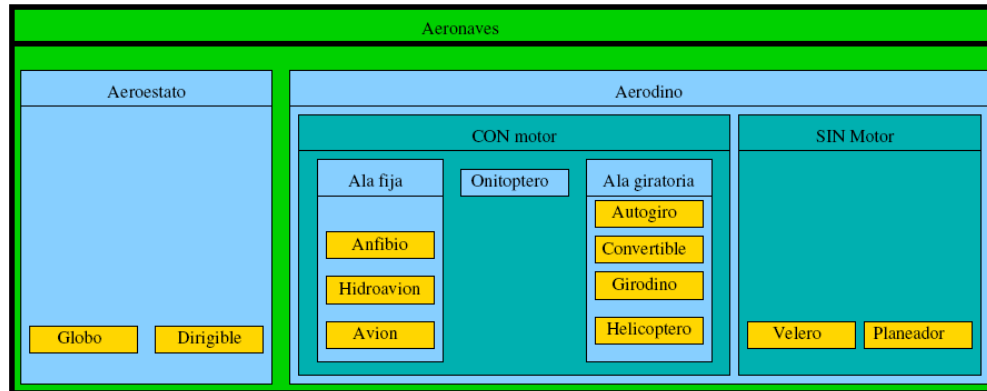
## X-43A Mission Profile



NASA Dryden Flight Research Center Graphics Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/graphics/index.html>  
created March 23, 2004 by Dave Faust

X-43A Mission Profile

# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales

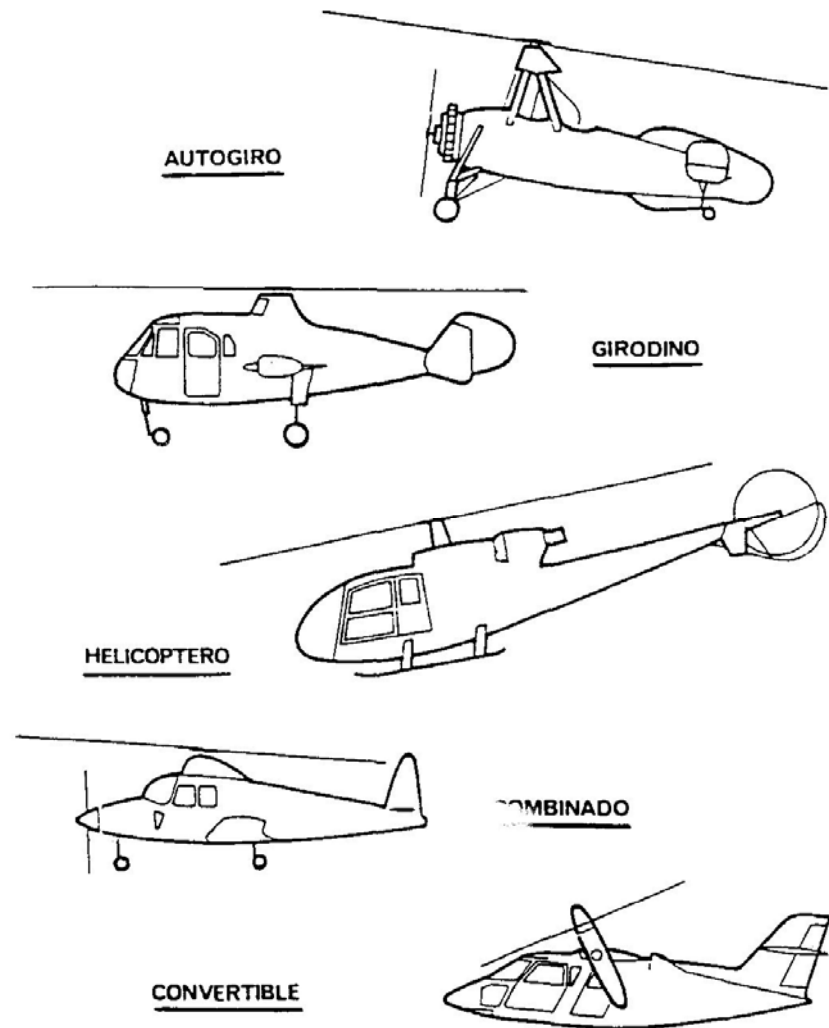


- Clasificación de los vehículos aeroespaciales
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
  - **Vehículos Cohetes**

- Aerostatos
  - Globos
  - Dirigibles
- **Aerodinos**
  - Sin Motor
    - Veleros
    - Planeadores
  - **Con Motor**
    - Aeronaves de ala fija
      - Anfibios
      - Hidroaviones
      - Aviones
        - Baja velocidad
        - Subsónicos
        - Supersónicos
        - Hipersónicos
    - **Aeronaves de ala rotatoria**
      - **Autogiro**
      - **Convertibles**
      - **Girodino**
      - **Helicópteros**
    - Ornitóptero
- Aerodeslizadores

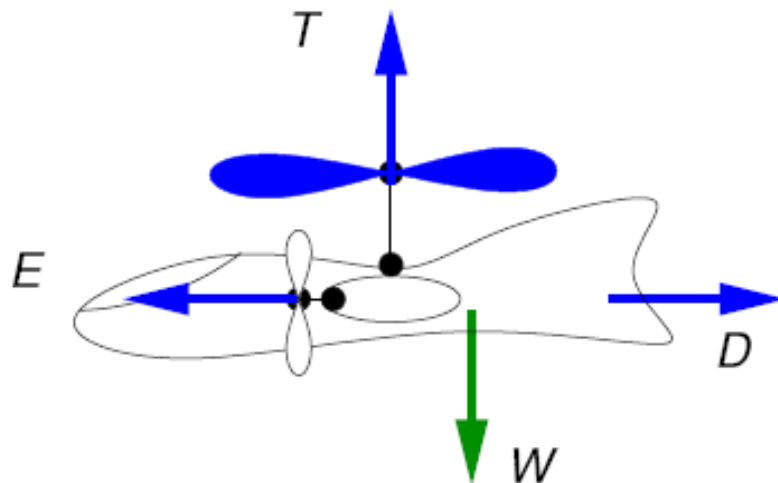
# Aeronaves de ala giratoria

- Una **aeronave de alas giratorias** es un **aerodino** en el que **las fuerzas de sustentación** se logran mediante **el giro de alas** (o palas) alrededor de un eje:
- Se clasifican en:
  - Autogiro
  - Girodino
  - Helicóptero
  - Convertibles
    - Alas inclinadas (tilt-wing)
    - Rotores inclinados (tilt-rotor)



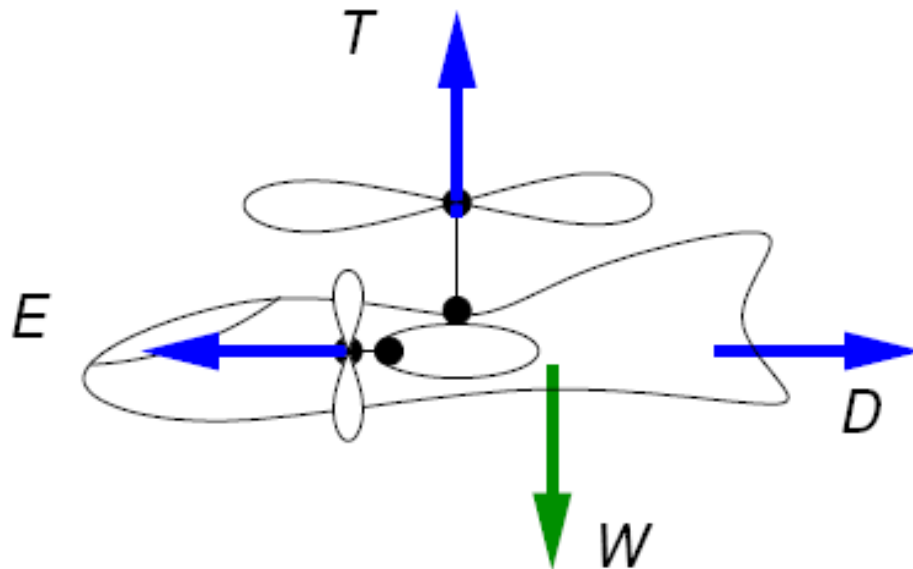
# Autogiro

- Dispone de un **dos sistemas de alas giratorias**.
  - Uno de ellos es **accionado por un motor y proporciona el empuje necesario** para vencer la resistencia al avance.
  - El **otro sistema de alas giratorias no consume potencia y proporciona sustentación mediante el proceso de autorrotación** por el cual es el aire en el que comunica energía a las alas giratorias.
- Esta aeronave no tiene capacidad de realizar vuelo estacionario o a punto fijo.



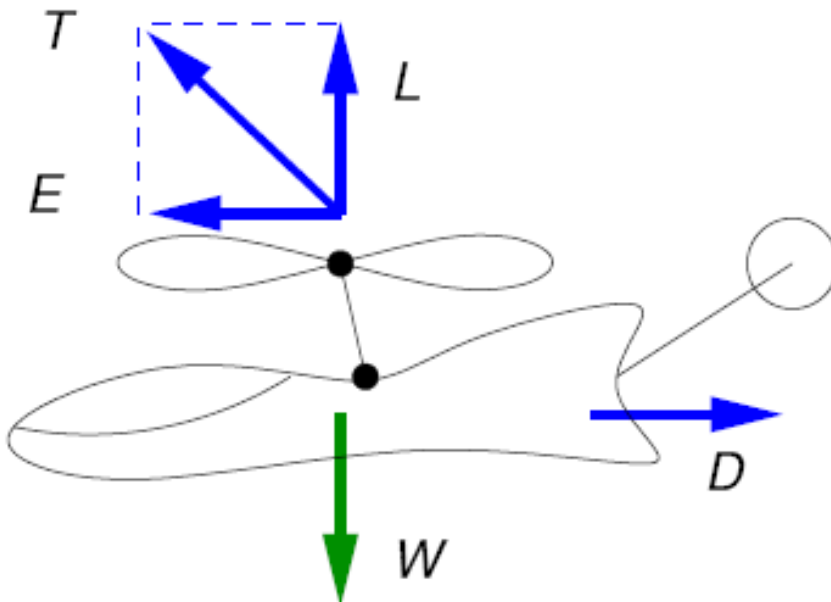
# Girodino

- Dispone también de **dos sistemas de alas giratorias**.
- Ambos sistemas son **accionados mediante un motor**:
  - Uno de los sistemas es el principal responsable de **generar la sustentación**.
  - El otro **genera el empuje** necesario.



# Helicópteros

- Dispone también de dos sistemas de alas giratorias y también accionados por un motor.
  - El sistema de alas giratorias (**rotor principal**) es el responsable de crear la **sustentación** y a su vez es el responsable de crear el **empuje necesario** para el vuelo.
  - El otro sistema de alas giratorias (**rotor antipar**) se encarga de proporcionar el par necesario para **contrarrestar el par que crea el rotor principal**.
- Existen configuraciones especiales dónde no existe rotor antipar (NOTAR) o dónde coexisten varios rotores principales.



Bell 206B Jet Ranger III



# Helicópteros según motores



Lynx



Chinook



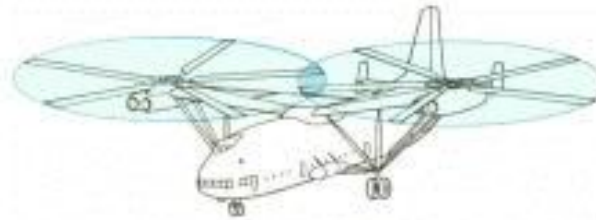
- Monorrotos
- Birrotos.
- Entrelazados.
- En tandem.
- Multirrotos.



Ka-25



HH-43



V-12



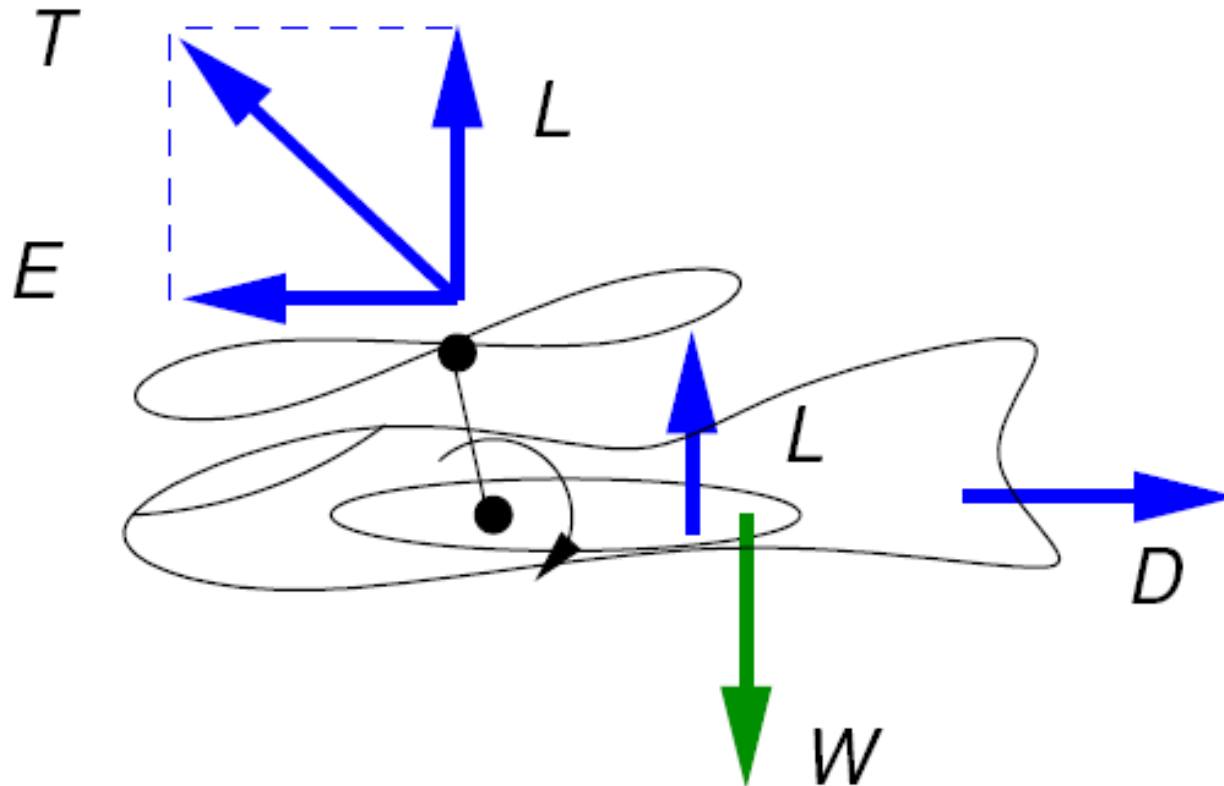


# Helicópteros según motores



# Convertibles

- **Único sistema de alas giratorias** para proporcionar **sustentación y empuje**.
  - El cambio de funcionalidad lo consigue mediante el **cambio de orientación**.
- Despegue
  - las alas giratorias proporcionan el empuje en dirección vertical, tracción, colocando las alas giratorias en un plano ligeramente horizontal.
- Vuelo en crucero
  - las alas giratorias se reorientan ocupando un plano ligeramente vertical y generando un empuje horizontal y una sustentación.
- La sustentación en vuelo de crucero proviene del sistema de alas giratorias y de alas fijas.

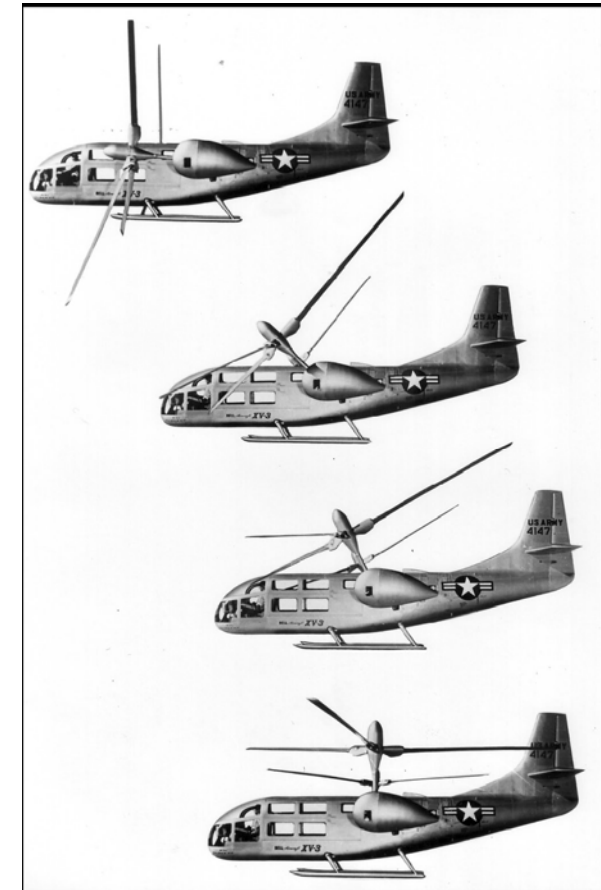


V22 - Osprey



# Convertible - Rotor inclinable

- Rotor inclinable (tilt-rotor) convertible con rotores inclinables montados en alas.
  - Despegue y aterrizaje: rotores producen tracción vertical.
  - Crucero: los rotores se inclinan para producir el empuje necesario.
  - Presentan considerables velocidades de avance (550 km/h).
  - Dificultades aeroelásticas en el proceso de conversión.
  - Incremento de peso y de complejidad mecánica.



Bell XV-3

# Convertible - Ala inclinable

- Ala inclinable (tilt-wing): convertible con alas inclinables en las que se han montado hélices propulsoras
  - Vuelo en avance: hélices proporcionan el empuje.
  - Vuelo vertical: se inclina el ala para permitir que las hélices proporcionen sustentación.
  - Dificultades asociadas a entrada en pérdida en el proceso de conversión que dificultan el pilotaje.
  - Incremento de peso y de complejidad mecánica.
  - El eje de rotación se encuentra sobre el cuerpo de la aeronave. Respecto los rotores inclinables representa una simplificación que permite ahorrar peso y ganar sencillez.



**Canadair CL-84**

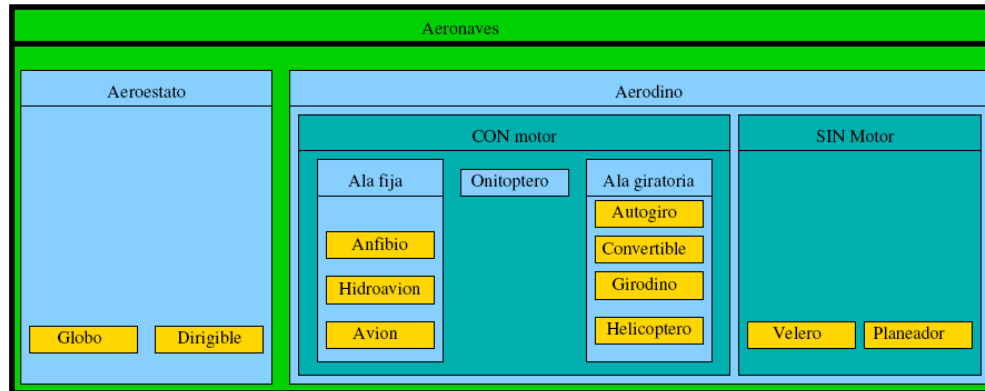


**Hiller X-18**



**Vertol 76 VZ-2**

# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales



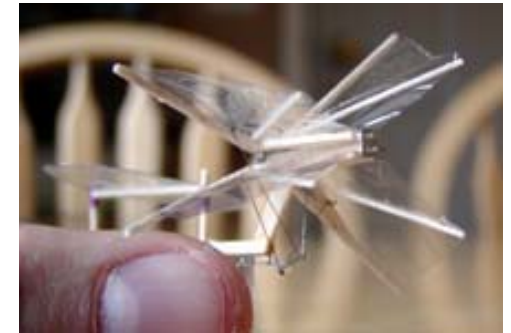
- Clasificación de los vehículos aeroespaciales
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
  - **Vehículos Cohetes**

- Aerostatos
  - Globos
  - Dirigibles
- **Aerodinos**
  - Sin Motor
    - Veleros
    - Planeadores
  - **Con Motor**
    - Aeronaves de ala fija
      - Anfibios
      - Hidroaviones
      - Aviones
        - Baja velocidad
        - Subsónicos
        - Supersónicos
        - Hipersónicos
    - Aeronaves de ala rotatoria
      - Autogiro
      - Convertibles
      - Girodino
      - Helicópteros
    - **Ornitóptero**
- Aerodeslizadores

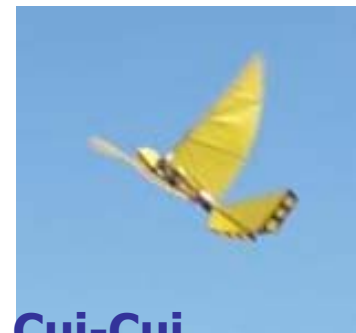
# Ornitóptero

- Aerodino que obtiene su fuerza sustentadora del **movimiento batiente de sus alas** de forma **análoga a como lo hacen las aves**
  - su nombre que en griego significa "con forma de pájaro".

Schmid 1942 Ornithopter



UTIAS Ornithopter



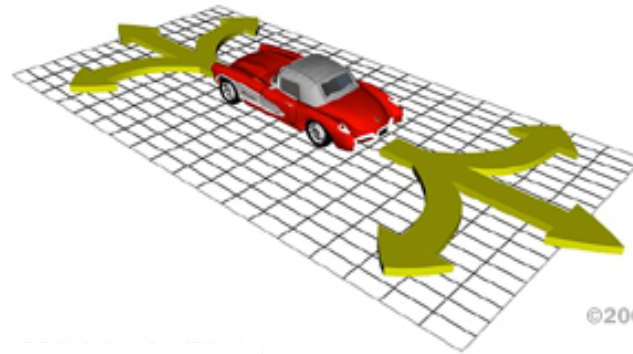
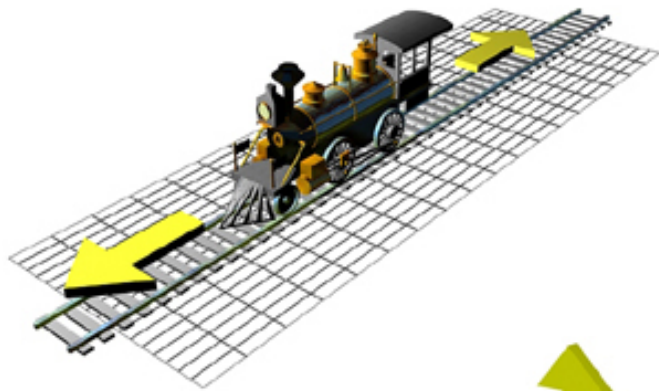
Cui-Cui



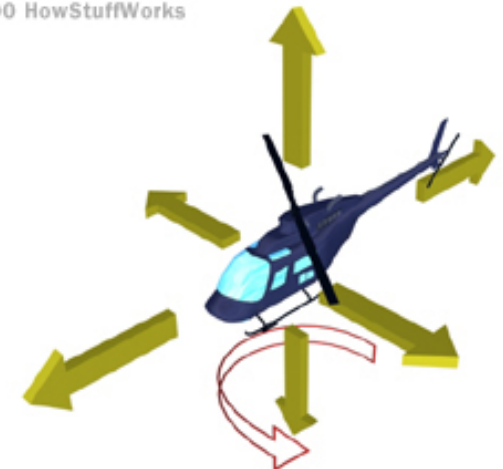
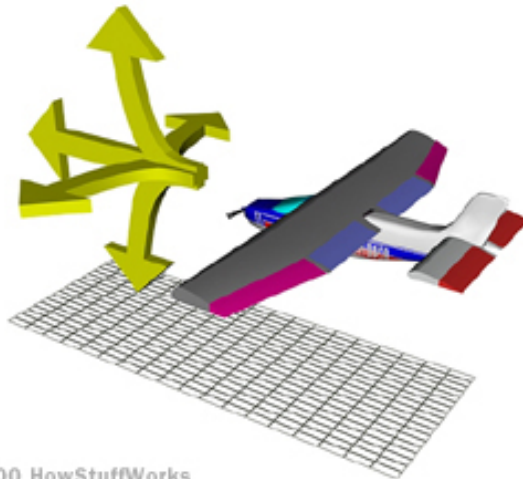
Phenix

# Características Operacionales Aeronave

- Mayor capacidad de maniobrabilidad.



©2000 HowStuffWorks



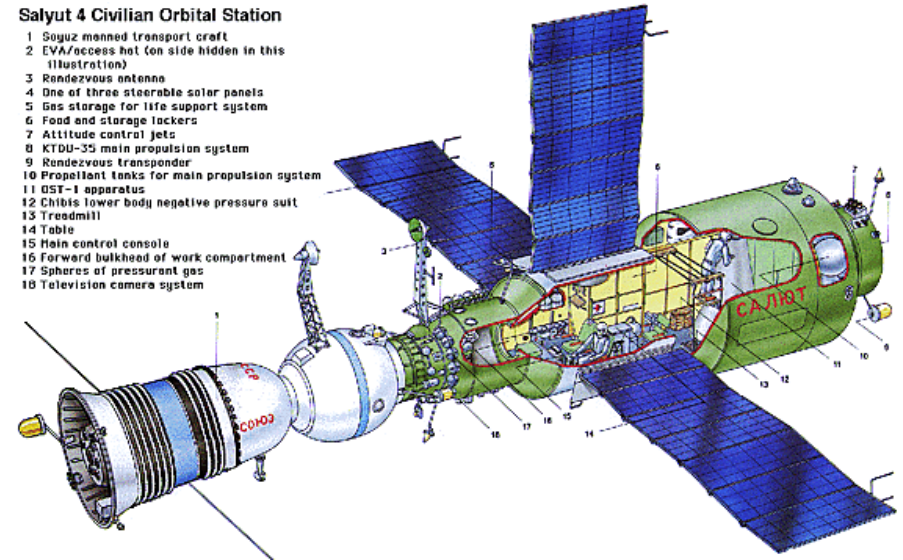
# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales

- **Clasificación de los vehículos aeroespaciales**
  - **Aeronaves**
  - **Vehículos Espaciales**
    - **Satélites / Estaciones orbitales**
    - **Sondas interplanetarias**
    - **Módulos de descenso**
  - **Vehículos Cohetes**



Salyut 4 Civilian Orbital Station

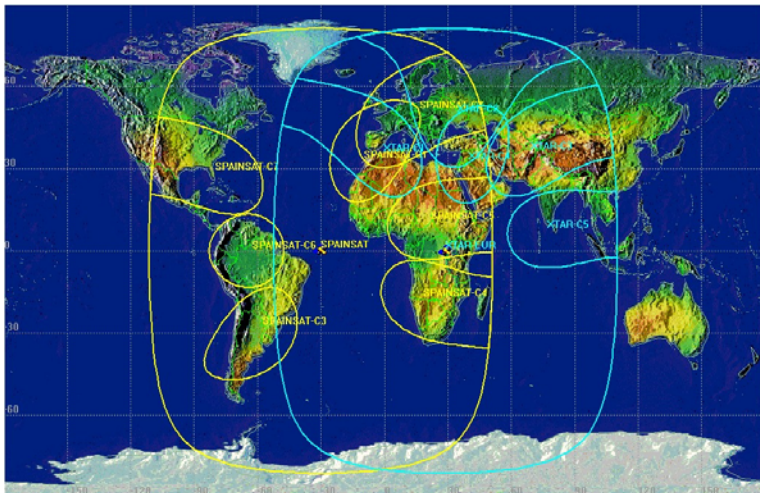
- 1 Soyuz manned transport craft
- 2 EVA/access hot (on side hidden in this illustration)
- 3 Rendezvous antenna
- 4 One of three steerable solar panels
- 5 Gas storage for life support system
- 6 Food and storage lockers
- 7 Altitude control jets
- 8 KTDU-35 main propulsion system
- 9 Rendezvous transponder
- 10 Propellant tanks for main propulsion system
- 11 DST-1 apparatus
- 12 Chibis lower body negative pressure suit
- 13 Treadmill
- 14 Table
- 15 Main control console
- 16 Forward bulkhead of work compartment
- 17 Spheres of pressurant gas
- 18 Television camera system



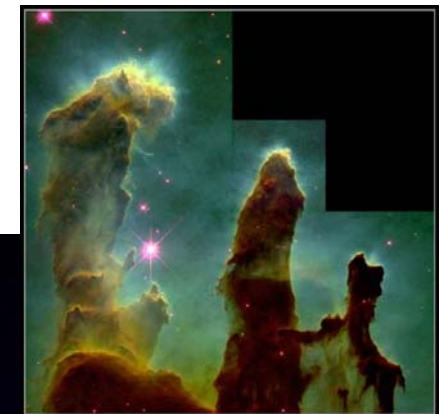


# Satélites Artificiales

- Un satélite artificial es un satélite creado y puesto en órbita por el ser humano.
  - **Satélites de telecomunicaciones:** estos satélites se utilizan para transmitir información de un punto a otro de la Tierra, en particular, comunicaciones telefónicas, datos o programas televisados.
  - **Satélites de observación terrestre:** estos satélites observan la Tierra, con un objetivo científico o militar. El espectro de observación es extenso: óptico, radar, infrarrojo, ultravioleta, escucha de señales radioeléctricas.
  - **Satélites de observación espacial:** estos satélites observan el espacio con un objetivo científico. Se trata en realidad de telescopios en órbita. En estos satélites el espectro de observación también es amplio. El telescopio espacial Hubble es un satélite de observación espacial.
  - **Satélites de localización:** estos satélites permiten conocer la posición de objetos a la superficie de la Tierra. Por ejemplo, el sistema americano GPS, el sistema ruso GLONASS o el futuro sistema europeo Galileo.



Hubble



# Estación Espacial

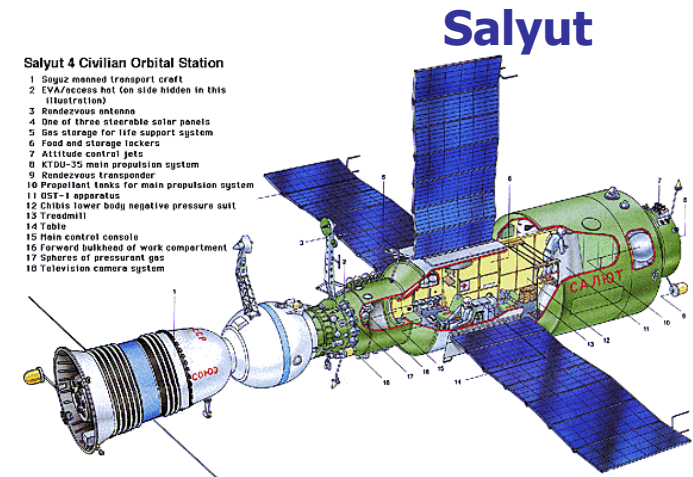
- Una **estación espacial** es una estructura artificial diseñada para ser habitada en el espacio exterior, con muy diversos fines.
- Se distingue de otra nave espacial tripulada por su **carencia de propulsión principal**, en lugar de eso, **otros vehículos son utilizados como transporte desde y hacia la estación**; y por su carencia de medios de aterrizaje.
  - Salyut 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7...
  - MIR
  - Skylab
  - Estación Espacial Internacional



MIR



Skylab



Salyut

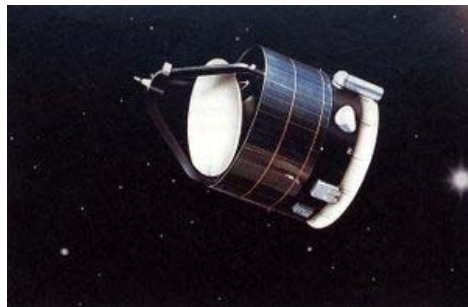


ISS

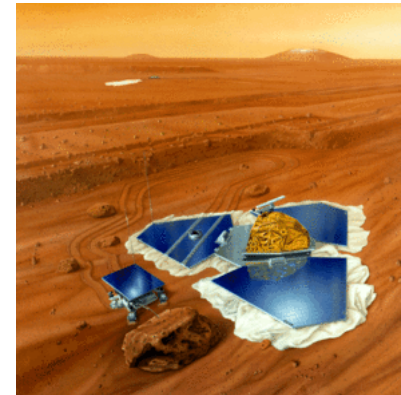
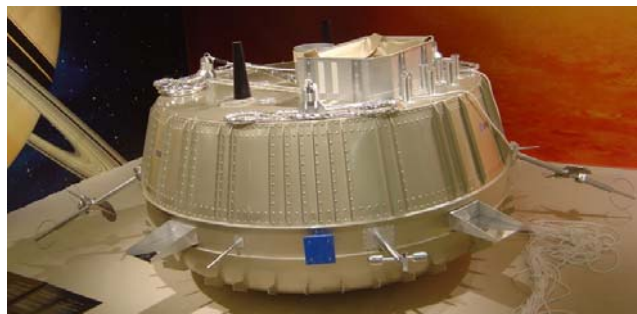
# Sonda Interplanetaria - I

- Una **sonda espacial** es un dispositivo que se **envía al espacio** con el fin de **estudiar cuerpos de nuestro Sistema Solar** como planetas, satélites, asteroides o cometas.
  - Giotto: misión no tripulada de la ESA, que estudió el cometa Halley. El 13 de marzo de 1986, Giotto se aproximó a 596 km de él.
  - Mars Pathfinder: La Mars Pathfinder fue la primera de una serie de misiones a Marte que incluyen rovers (vehículos robóticos de exploración).
  - Huygens: La sonda Huygens, fabricada por la Agencia Espacial Europea (ESA) y llamada así por el astrónomo holandés del siglo XVII Christiaan Huygens, (descubridor de la luna Titán del planeta Saturno), es una sonda de entrada a la atmósfera de Titán transportada como parte de la misión Cassini/Huygens
  - Voyager 1: La sonda espacial Voyager 1 se lanzó el 5 de septiembre de 1977 desde Cabo Cañaveral con un cohete Titan IIE-Centaur a un órbita que la hizo alcanzar su objetivo Júpiter antes que su "sonda hermana" Voyager 2, lanzada 16 días antes.

Giotto



Huygens



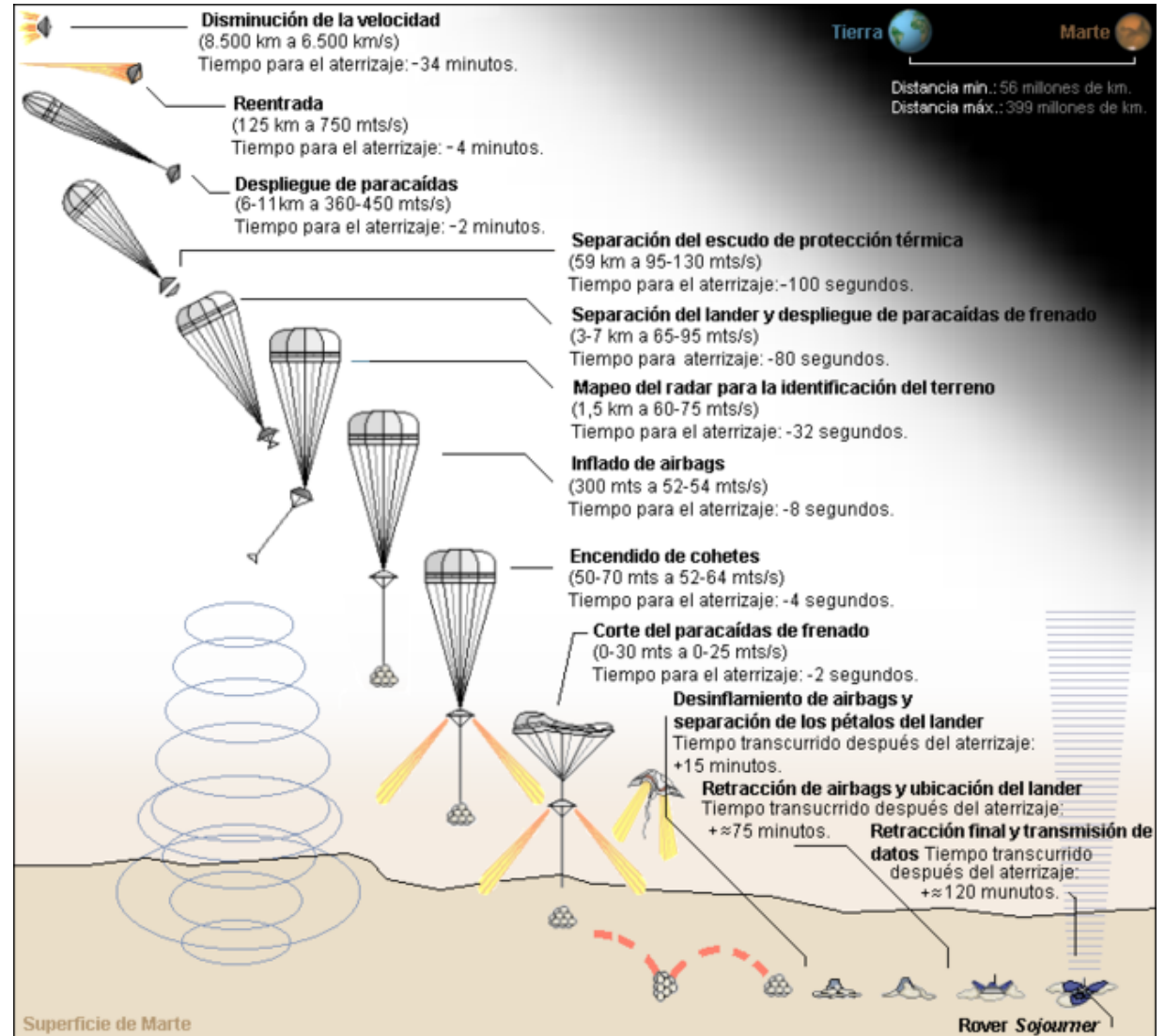
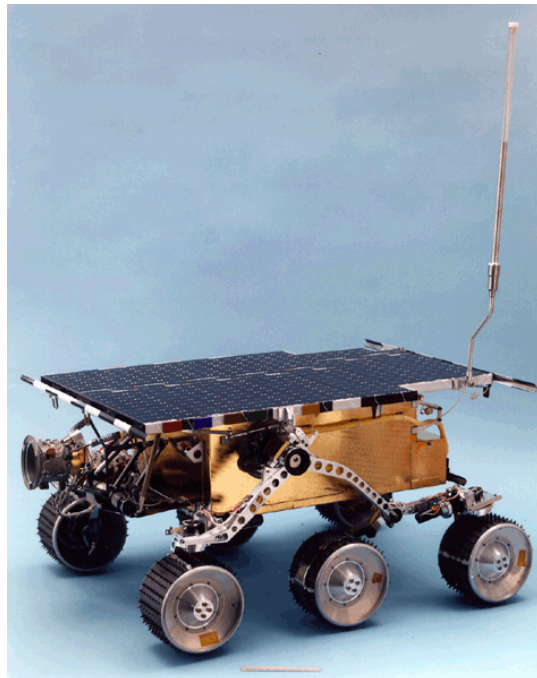
Mars Pathfinder

Voyager 1

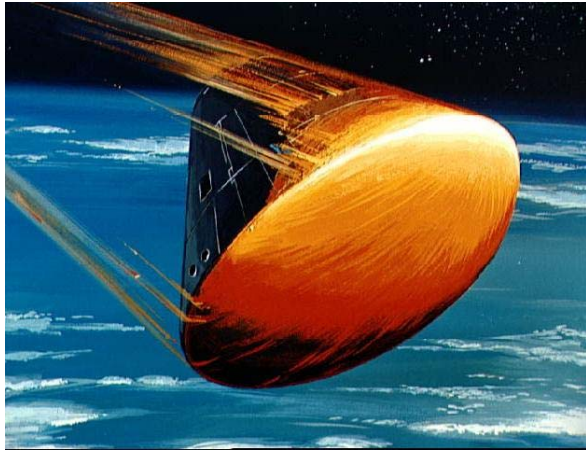


# Sonda Interplanetaria – II

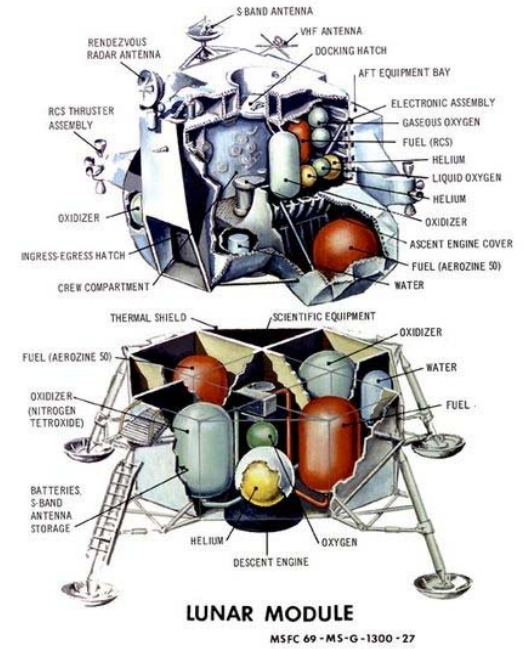
## Mars Pathfinder



# Módulos de descenso



**ApoLO Command Module**



**Lunar Earth Module**

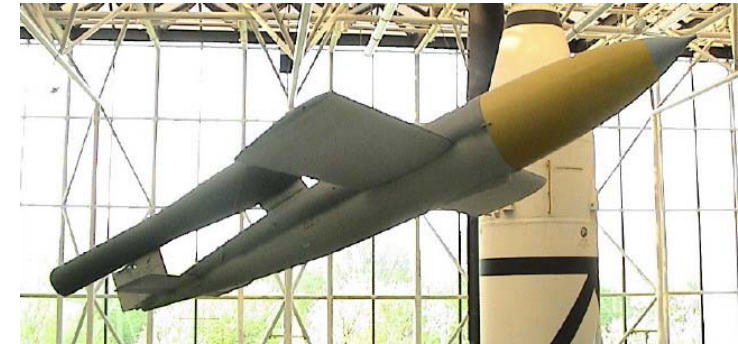


**Soyuz**

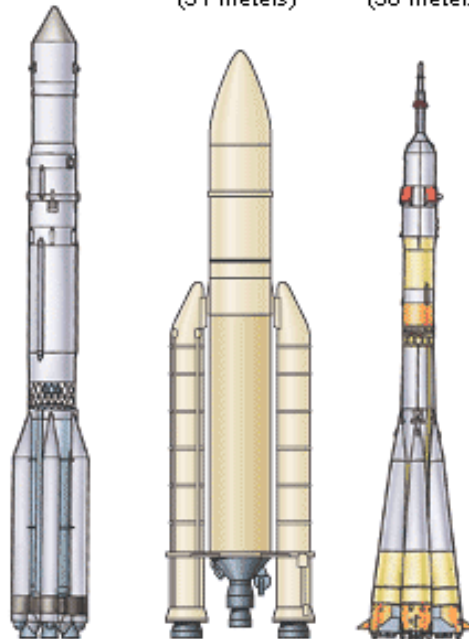
# Clasificación General de los vehículos aeroespaciales

## ■ Clasificación de los vehículos aeroespaciales

- **Aeronaves**
- **Vehículos Espaciales**
  - **Satélites / Estaciones orbitales**
  - **Sondas interplanetarias**
  - **Módulos de descenso**
- **Vehículos Cohetes**
  - **Lanzaderas.**
  - **Misiles**



<b>Proton</b> Russia 180 feet (55 meters)	<b>Ariane 5</b> European Space Agency 167 feet (51 meters)	<b>A Class</b> (Soyuz-U) Russia 165 feet (50 meters)
--	--	--



# Lanzaderas - I

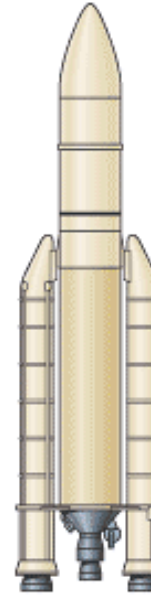
## Saturn V



**Proton**  
Russia  
180 feet  
(55 meters)



**Ariane 5**  
European Space Agency  
167 feet  
(51 meters)



**A Class**  
(Soyuz-U)  
Russia  
165 feet  
(50 meters)



## CZ-2F

	Delta II 792X	Delta III	Delta IV Medium	Delta IV Medium+ (4,2)	Delta IV Medium+ (5,2)	Delta IV Medium+ (5,4)	Delta IV Heavy
			4-m fairing (Delta III)			5-m fairing	
			Stretched Delta III second stage tanks			Modified Delta III second stage	
			RL10B-2			RL10B-2	
			Common booster core				
				2 GEM 60s	RS-68 main engine	4 GEM 60s	
LEO	4,971 kg (10,960 lb)	8,292 kg (18,280 lb)	8,120 kg (17,900 lb)	10,430 kg (23,000 lb)	7,980 kg (17,600 lb)	11,475 kg (25,300 lb)	23,040 kg (50,800 lb)
GTO	1,799 kg (3,965 lb)	3,810 kg (8,400 lb)	4,210 kg (9,285 lb)	5,845 kg (12,890 lb)	4,640 kg (10,230 lb)	6,565 kg (14,475 lb)	13,130 kg (28,950 lb)

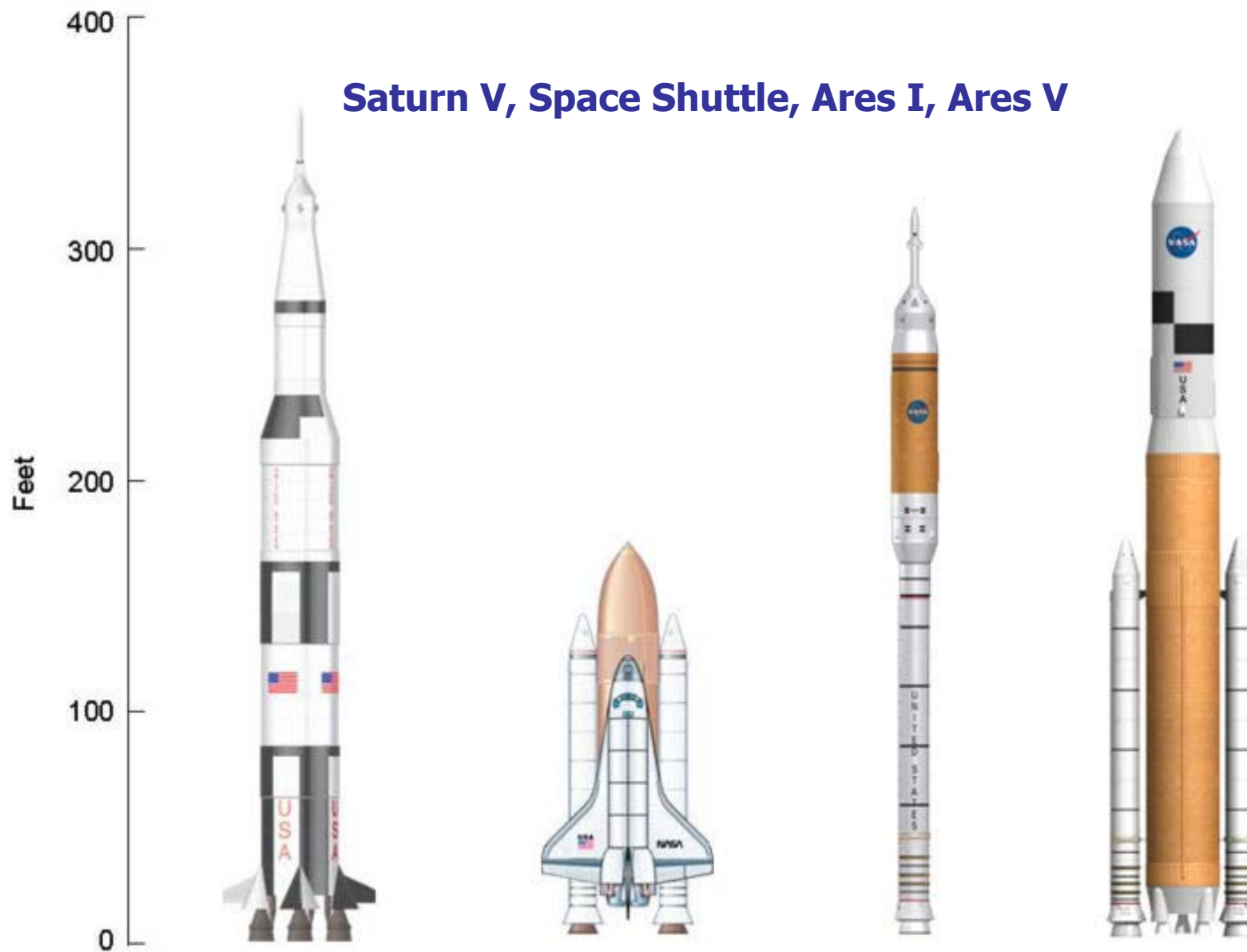
## Pegasus



## Delta



# Lanzaderas - II

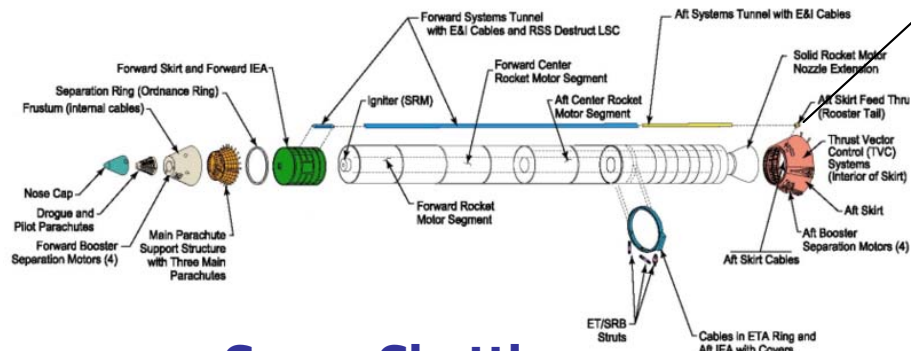




# Lanzaderas - III



**Space Shuttle External Tank**



**Space Shuttle y Solid Rocket Booster**

# Lanzaderas - IV

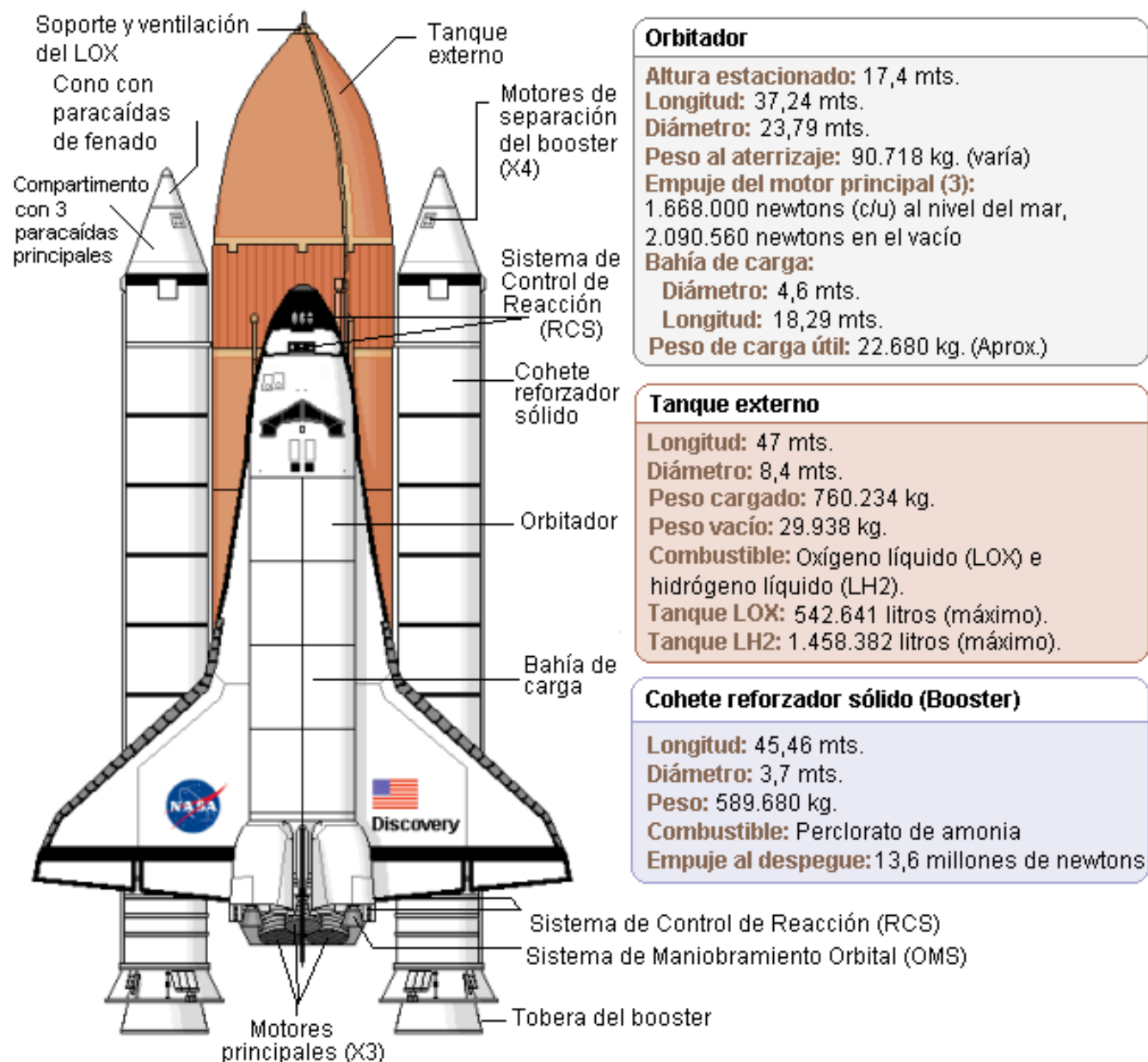
## Buran y lanzadera Energia



**Transbordador Espacial y SRB y ET**

# Sapace Shuttle - I

## Configuración del Transbordador Espacial



# Space Shuttle - II

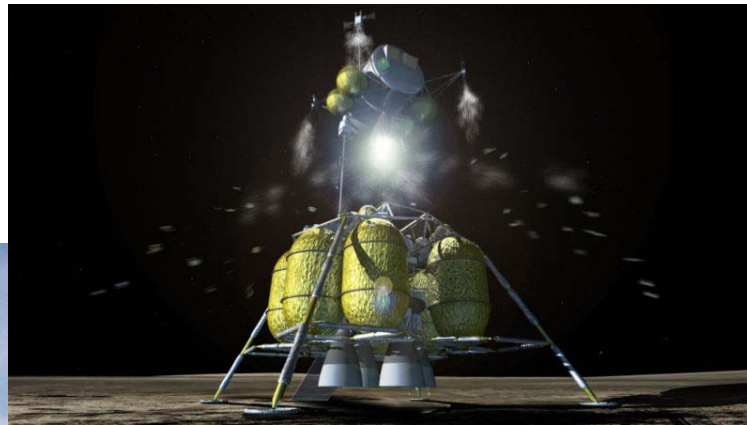


# ¿Futuras Lanzaderas?



**Kliper**

**Lunar Surface Access Module**



**X-33**

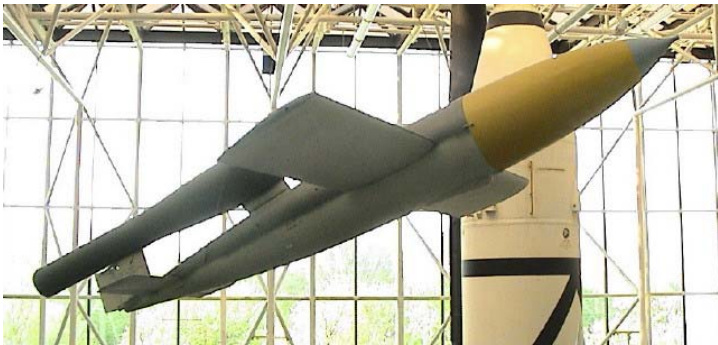


**X-38**



# Misiles

- Un misil es un **proyectil autopropulsado**, que **puede ser guiado hacia su objetivo** durante **toda o parte** de su **trayectoria**.
  - **Misiles balísticos.**
    - Son misiles que se **autopropulsan solo en la parte inicial de su trayectoria** y que no usan su aerodinámica para variar su rumbo (porque su movimiento está gobernado por las leyes de la balística).
  - **Misiles de crucero**
    - Estos misiles **se propulsan a lo largo de toda su trayectoria**
      - logran grandes distancias.
    - En esencia **vuelan como los aviones**, usando alas y alerones que les permiten maniobrar en vuelo.
    - El primer precursor de estos artefactos fue la **bomba volante V-1**.



V-1



Tomahawk



V-2



# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - **Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.**
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - Industria Aeronáutica.
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- El sistema de propulsión de cada vehículo será el adecuado al régimen de vuelo y/o a la misión que deba desempeñar. Una clasificación general clásica, con fines meramente introductorios es la siguiente:

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**

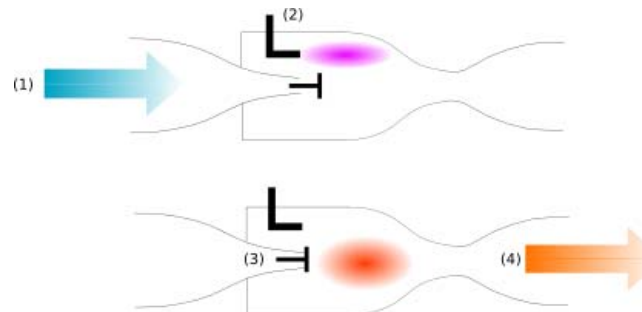
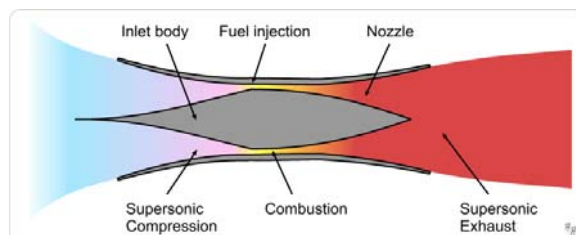
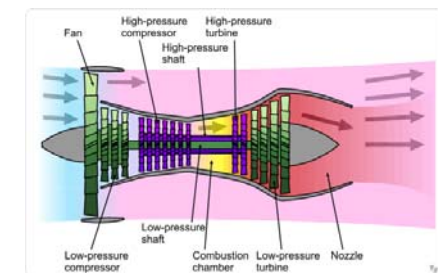
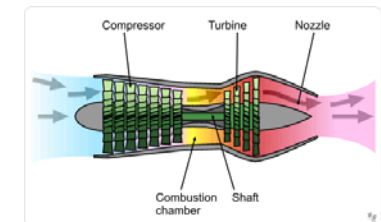
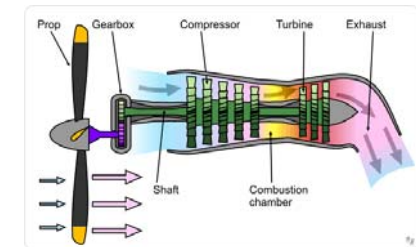
- Motor alternativo + Hélice
- Turboeje + Hélice

- **PROPULSIÓN POR CHORRO**

- Aerorreactores
  - Turborreactores (con o sin postcombustor)
  - Turbofanos (con o sin postcombustor)
  - Estatorreactores
  - Pulsorreactores
- Motores cohete
  - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
  - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
  - MC Nucleares (termonucleares)

- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**

- Turbohélices



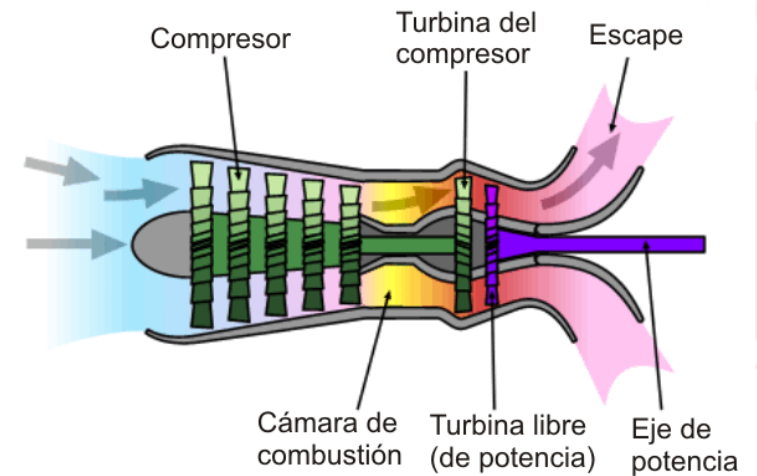


# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices

# Turboeje + Hélice

- Un motor turboeje es un **motor de turbina de gas** que **entrega su potencia a través de un eje**.
- Es similar al motor turbohélice pero, a diferencia de éste, no mueve directamente una hélice.
- Normalmente es utilizado como motor de aviación para propulsar helicópteros.

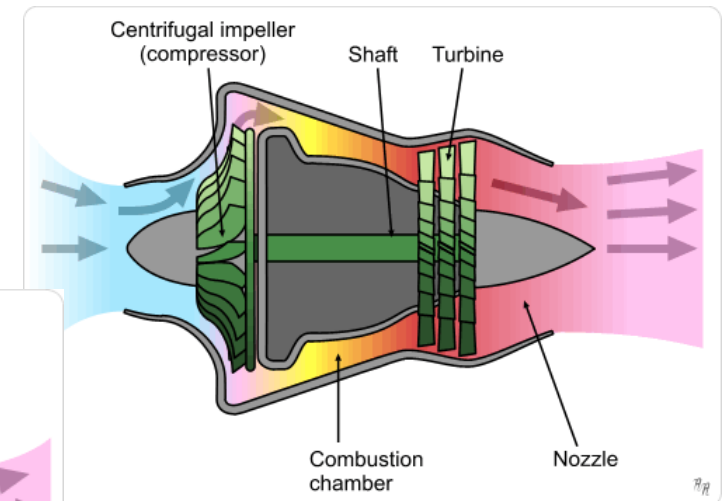
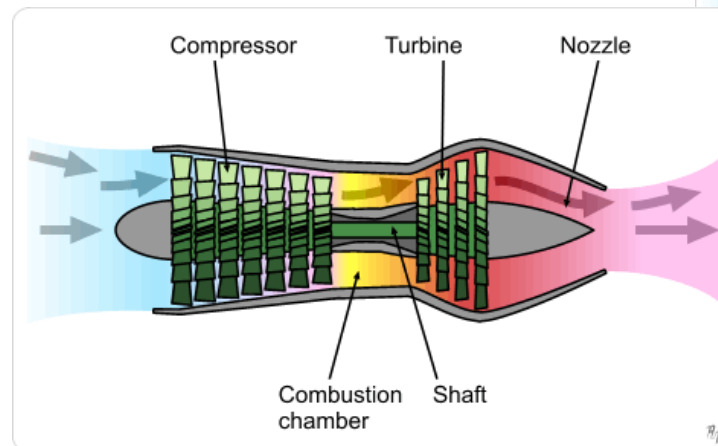


# Clasificación General de los sistemas de propulsión

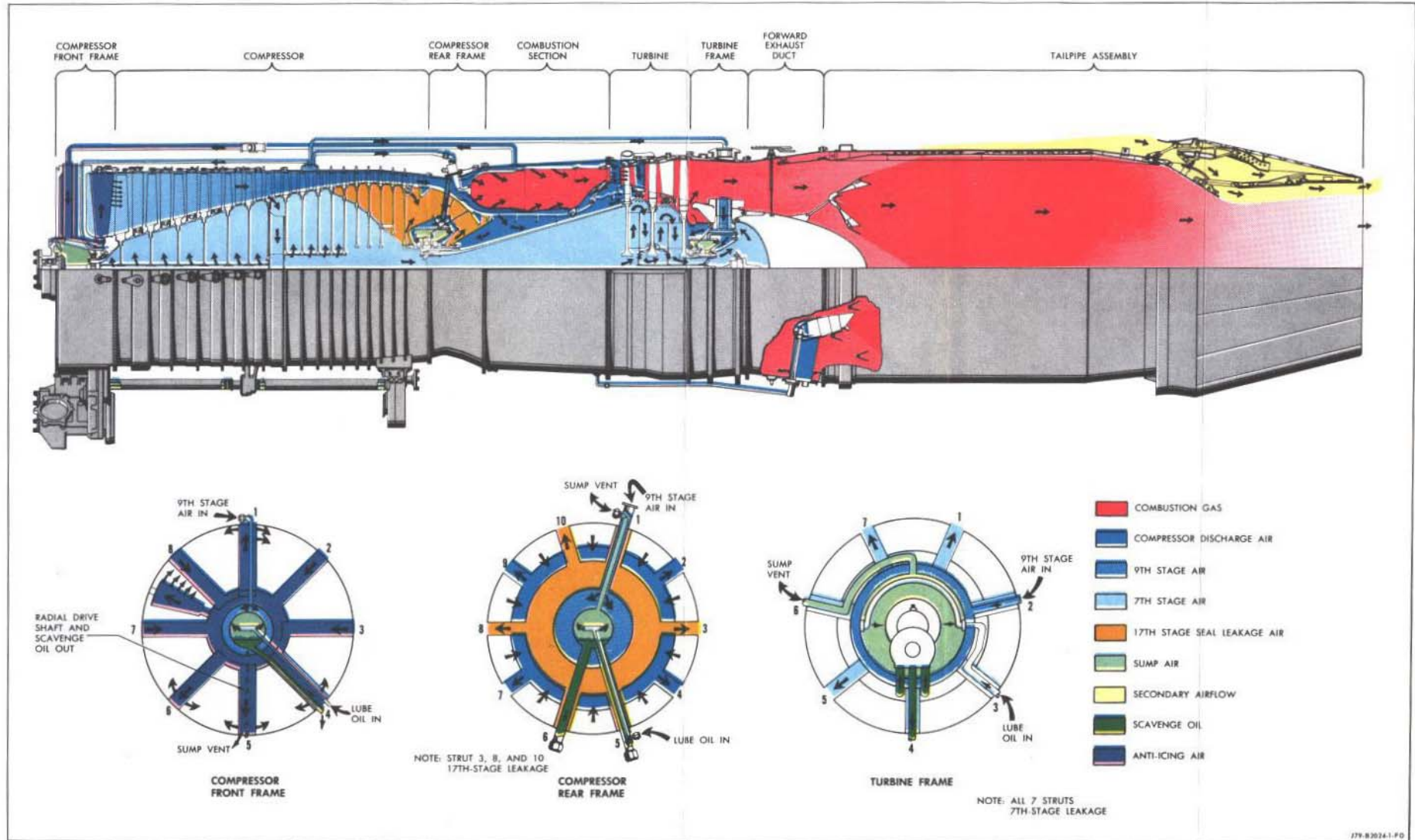
- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices

# Turboreactor

- Tipo de **turbina de gas**, que a diferencia de los motores de ciclo alternativo que tienen un funcionamiento discontinuo (explosiones), tiene un **funcionamiento continuo**.
- Consta de las mismas fases que un motor alternativo: admisión, compresión, expansión y escape.
- Los **gases** generados por la **turbina de gas**, al ser expelidos, **aportan la mayor parte del empuje** del motor.
- Los turbojet fueron los **primeros motores a reacción empleados en la aviación comercial**.
  - Elevada sonoridad
  - Bajo rendimiento de combustible

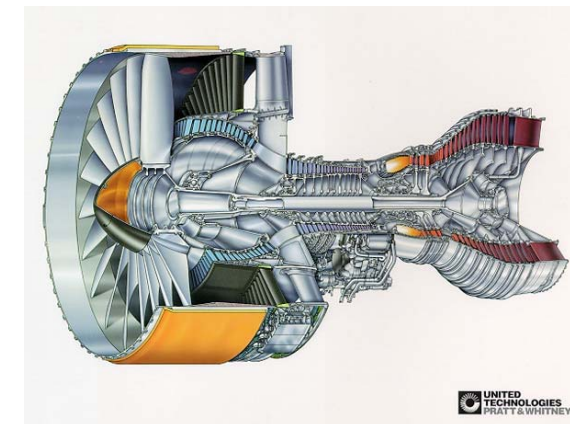
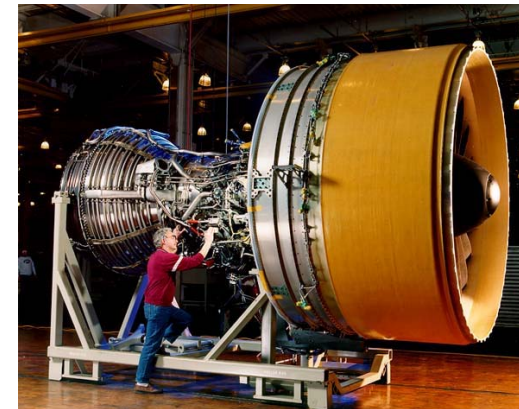
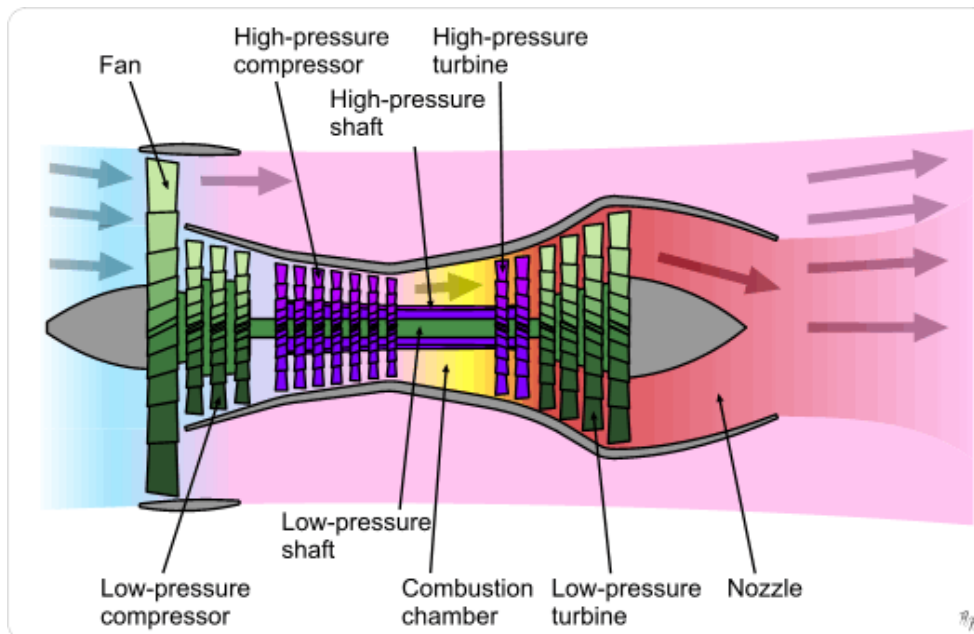


# Turboreactor



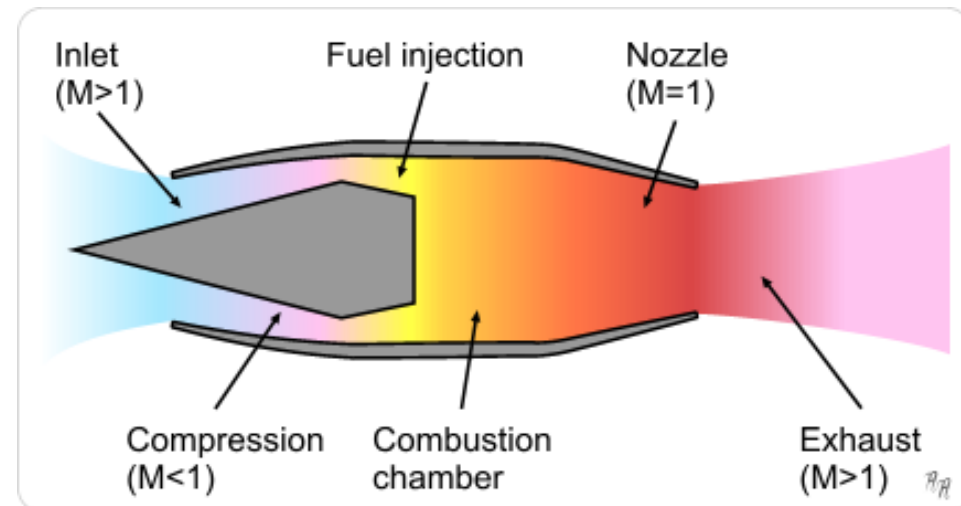
# Turbofan

- Los motores de aviación tipo **turbofan**, son la **nueva generación** de **motores a reacción** que **reemplazo** a los motores **turboreactor**.
- Se caracterizan por tener un **ventilador** (fan) en la **parte frontal del motor** desde el cual el aire se divide en dos tipos: Aire de bypass y aire primario.
- Este tipo de motores tiene las ventajas de
  - **consumir menos combustible** (aerokerosene JPA1)
  - **más económico para el operador**
  - **contaminan menos el aire**
  - **reducen la contaminación sonora.**



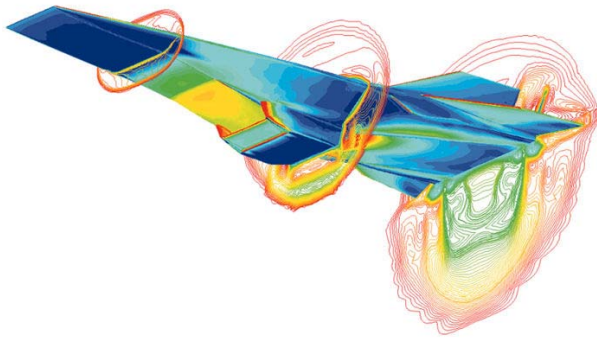
# Estatorreactor

- Motor a reacción que carece de compresores y turbinas (**Ramjet**).
- La **compresión** se efectúa debido a la **alta velocidad** a la que ha de funcionar.
- El aire ya comprimido, se somete a un proceso de combustión en la cámara de combustión y una expansión en la tobera de escape.
- El **régimen de trabajo** de este motor es **continuo**.

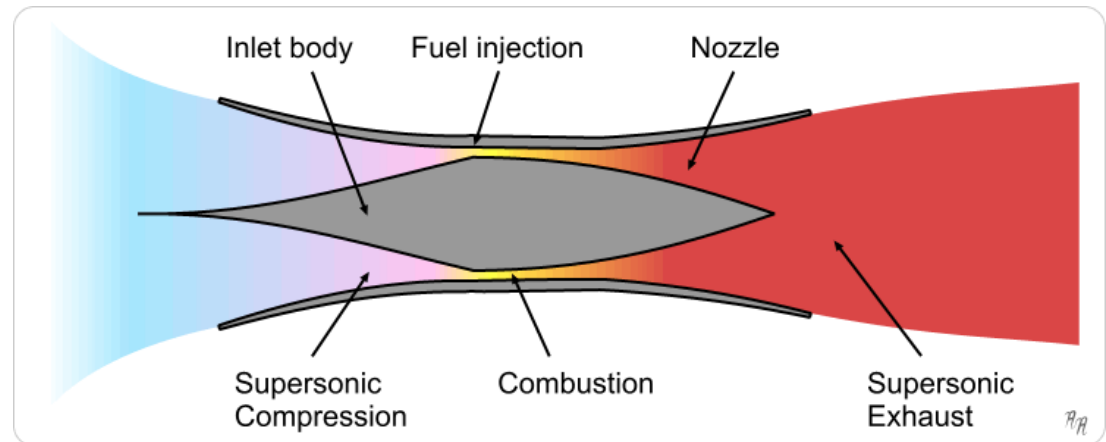


# ScramJet - I

- Scramjet (**supersonic combustion ramjet**) es una variación del estatorreactor(ramjet) con la gran diferencia que la **entrada del flujo en el combustor es supersónica**.
- En velocidades elevadas es necesario el hacer la combustión de forma supersónica para maximizar la eficiencia del proceso de combustión
- Se prevee que con los scramjets podamos volar a velocidades entre Mach 12 y Mach 24 (orbital velocity).

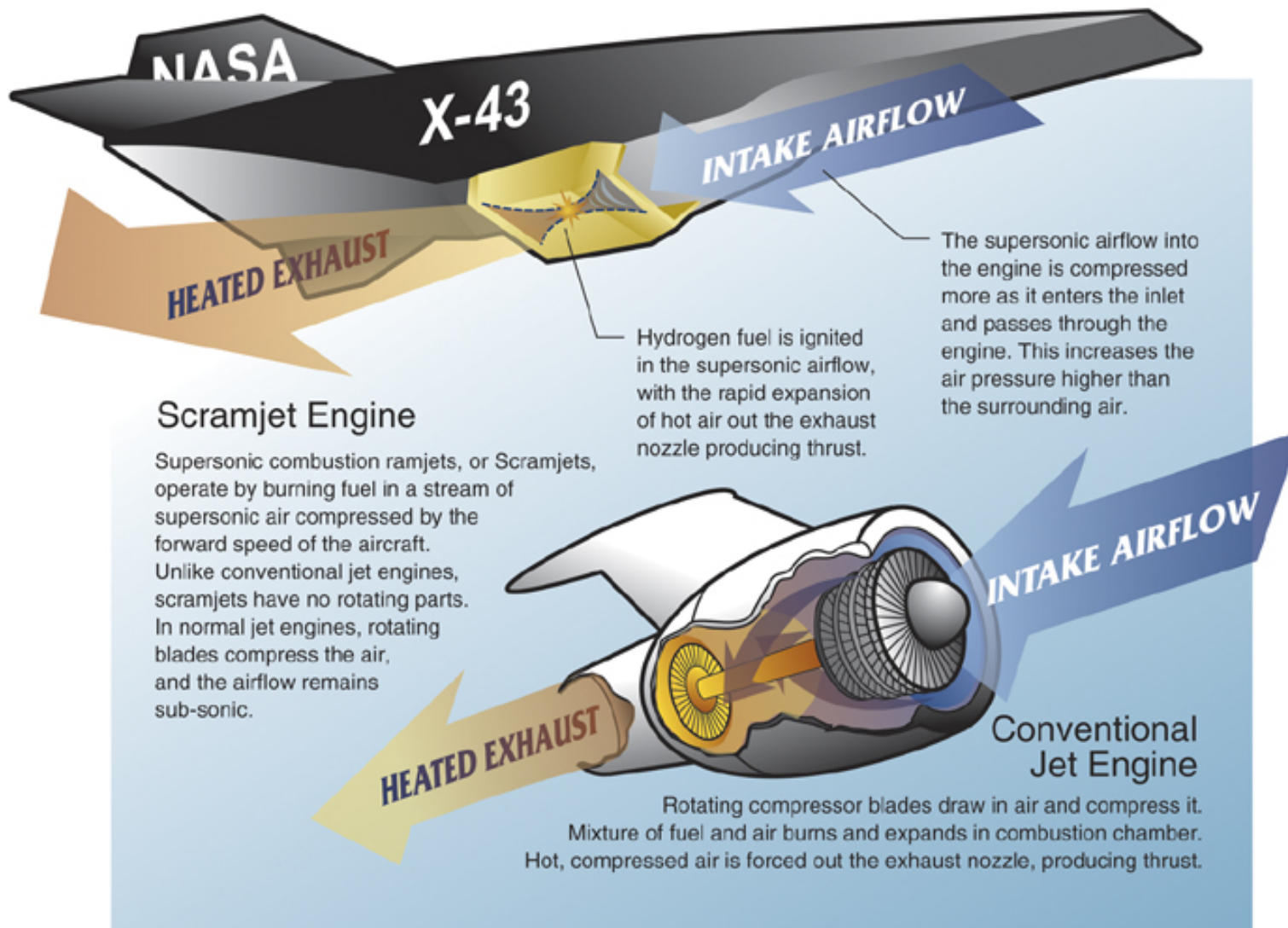


Dryden Flight Research Center ED97 43968-01  
NASA HYPER-X AT MACH 7: This computational fluid dynamic (CFD) image is of the Hyper-X vehicle at the Mach 7 test condition with the engine operating.





# ScramJet – II (X-43A)



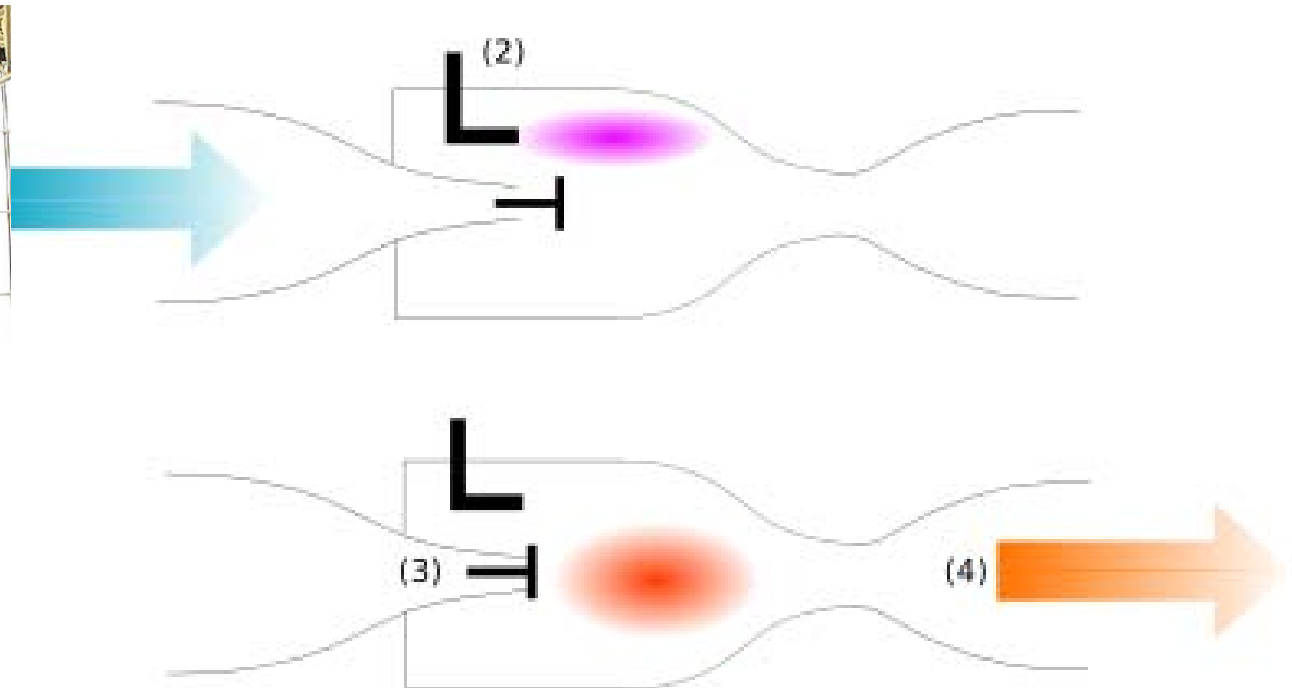
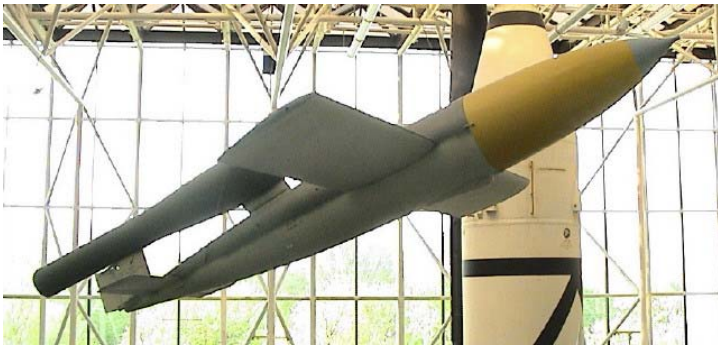
NASA Dryden Flight Research Center Graphics Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/graphics/index.html>  
created March 23, 2004 by Dave Faust

X-43A engine comparison



# Pulsoreactores

- Un pulsorreactor es un reactor nacido en Alemania creado por Paul Schmidt en 1938.
  - Fue el primer reactor fabricado en serie para fines bélicos de la historia.
- El modelo Argus I diseñado para propulsar la bomba voladora V1
  - Empuje máximo de unos 400 kg y autonomía era de unos 35 minutos de funcionamiento, (la vida útil del sistema de válvulas empleadas en la admisión).
  - Debido al desgaste por las tremendas presiones que el mismo manejaba, las láminas de admisión de las válvulas terminaban por destruirse causando la paralización del reactor.



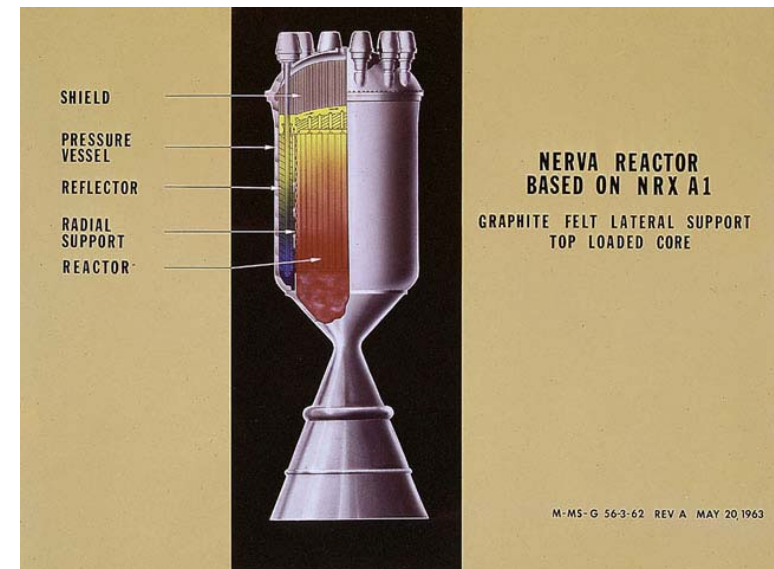
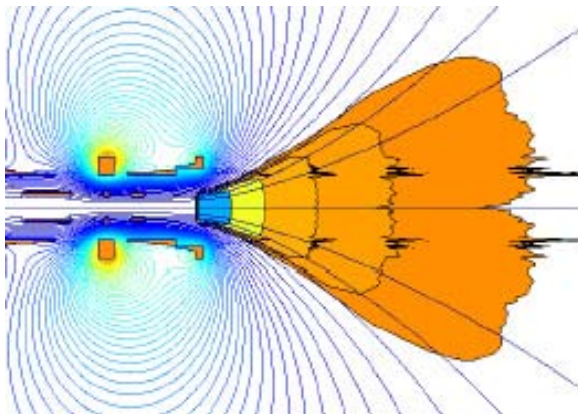
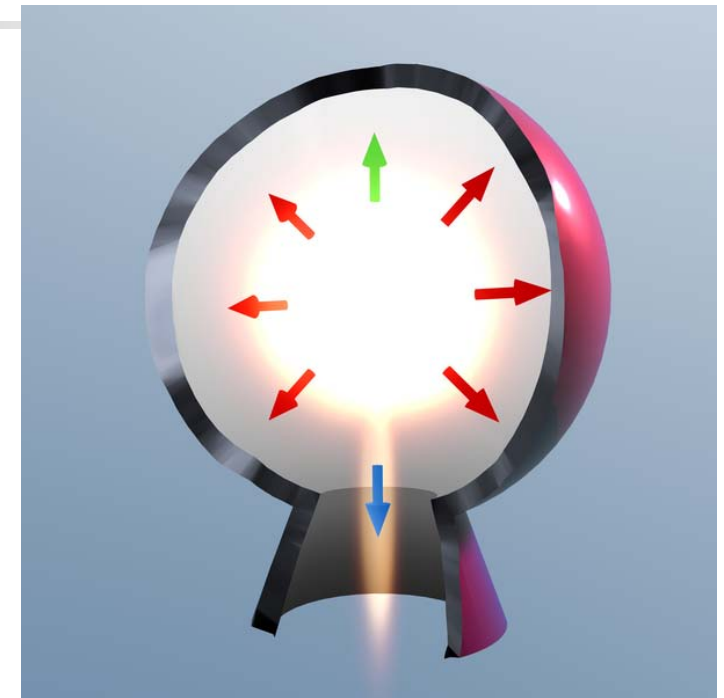
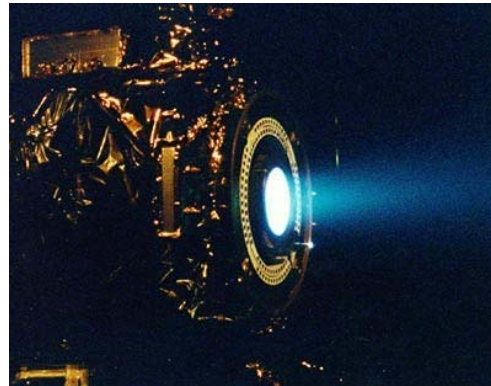
# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices

# Motores Cohete - I

## ■ Tipos de Cohetes

- Químicos
- Eléctricos
- Nucleares



# Motores Cohete - II

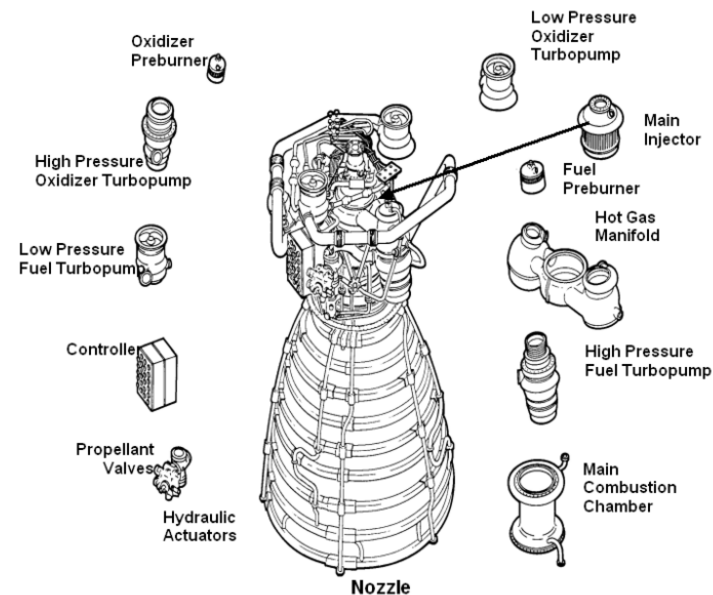


## ■ Ventajas de los motores de cohete

- Es el motor **más potente** en relación a su peso
- **No tiene partes móviles** lo que lo hacen muy resistente
- **No requiere lubricación** ni enfriamiento
- Es el **motor más fiable** en cuanto a fallos mecánicos
- Su **reacción es instantánea**
- **No pierde potencia con el uso** y siempre es la misma aún después de miles de usos
- **No utiliza oxígeno atmosférico** por lo que la altitud no afecta su potencia
- Es el **más sencillo de los motores** en su funcionamiento
- No solo **no contamina**, sino que el cohete de peróxido de hidrógeno **produce oxígeno**

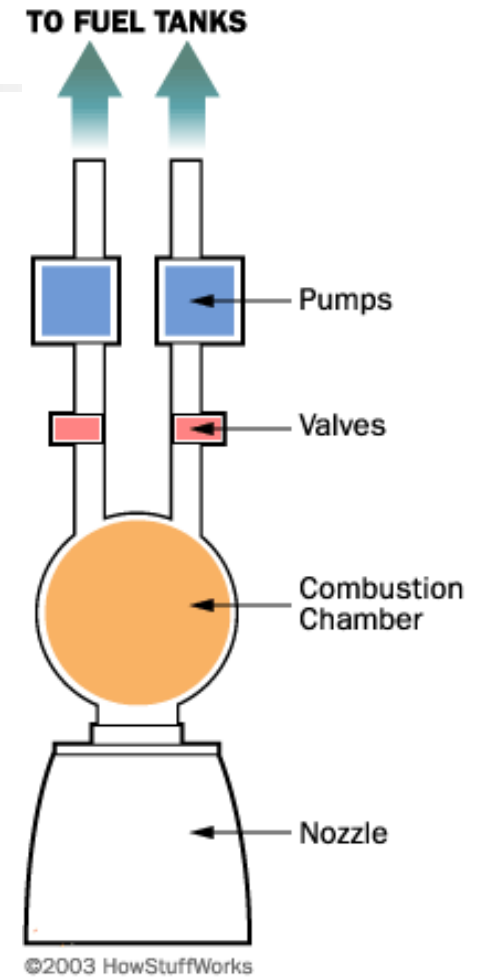
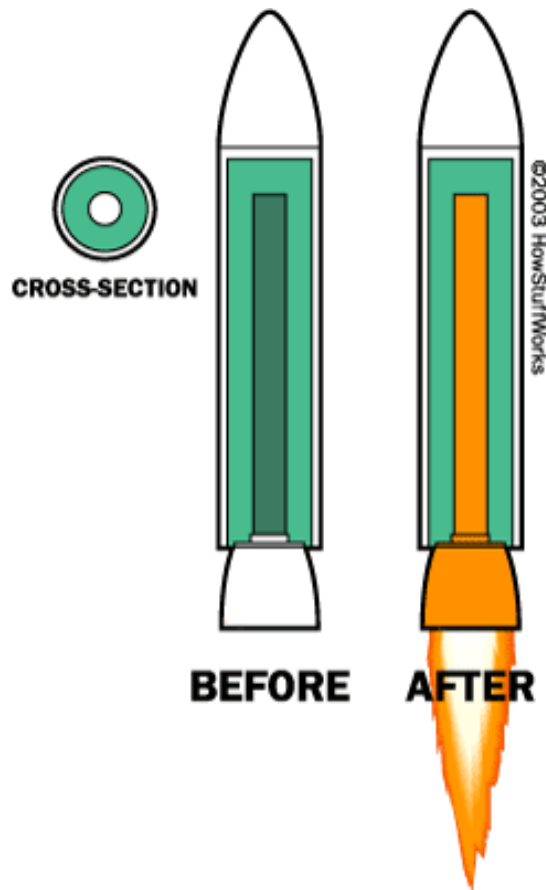
## ■ Desventajas de los motores de cohete

- Es el motor que **más combustible consume**
- Es el motor que **más ruido produce**, ya que es el único que su escape es supersónico
- En los motores de propergol sólido, **una vez comenzada la reacción esta no se puede detener**

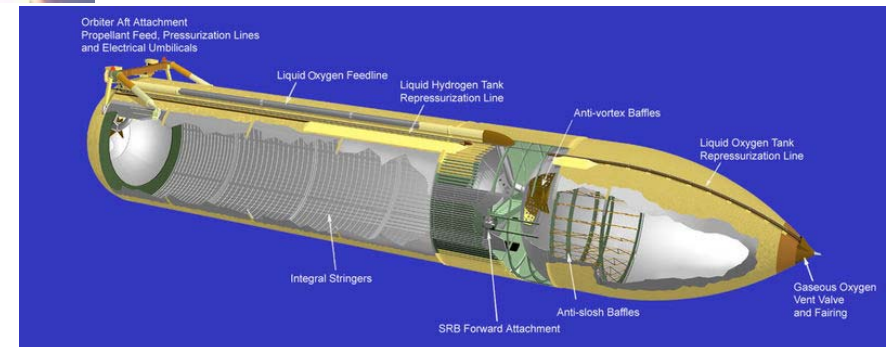


# Motores Cohetes

## Cohetes químicos líquidos



## Cohetes químicos sólidos



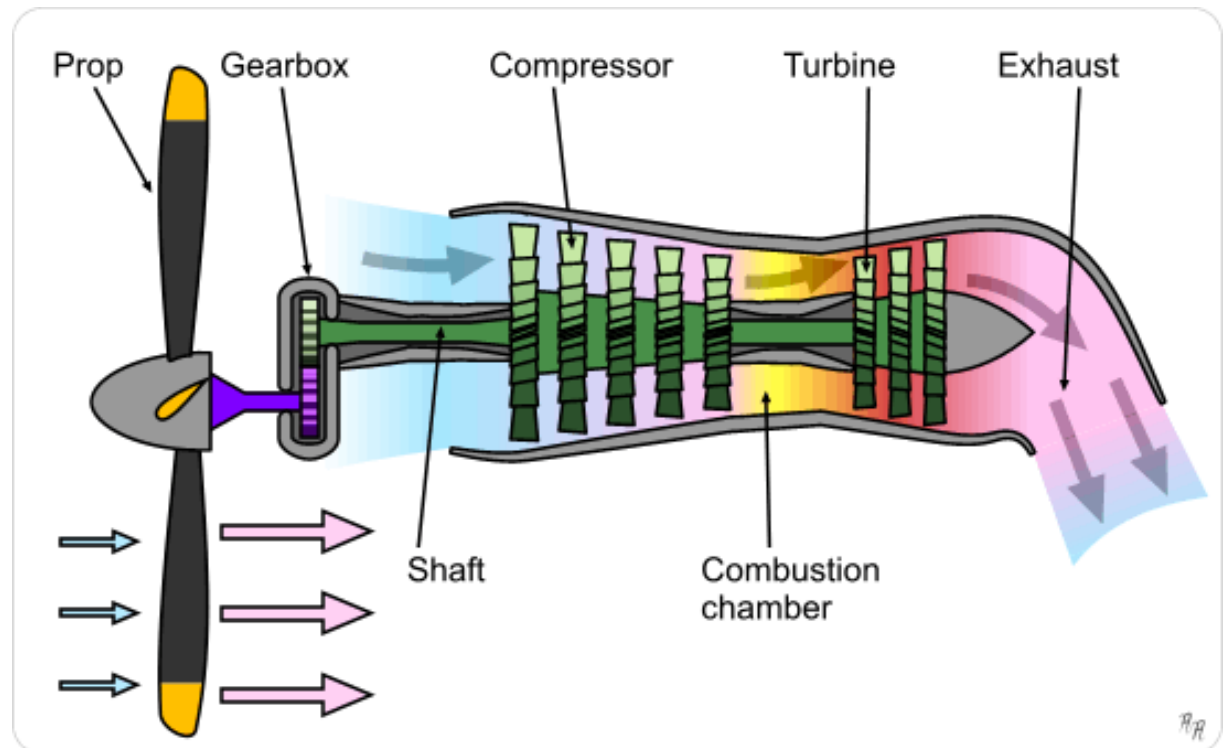


# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices

# Turbohélice

- Los **gases de la turbina** se **emplean** en su totalidad para **mover una hélice** que genera el empuje necesario para propulsar la aeronave.
- Presentan una **gran economía de funcionamiento** aunque **no permiten alcanzar velocidades muy elevadas** por lo que su uso se limita a **pequeñas aeronaves o aviones de tipo regional** que no han de cubrir grandes distancias.
- También se utilizan en **aviones de carga y transporte militares** como el Lockheed C-130 'Hercules' o el nuevo Airbus **A400M**







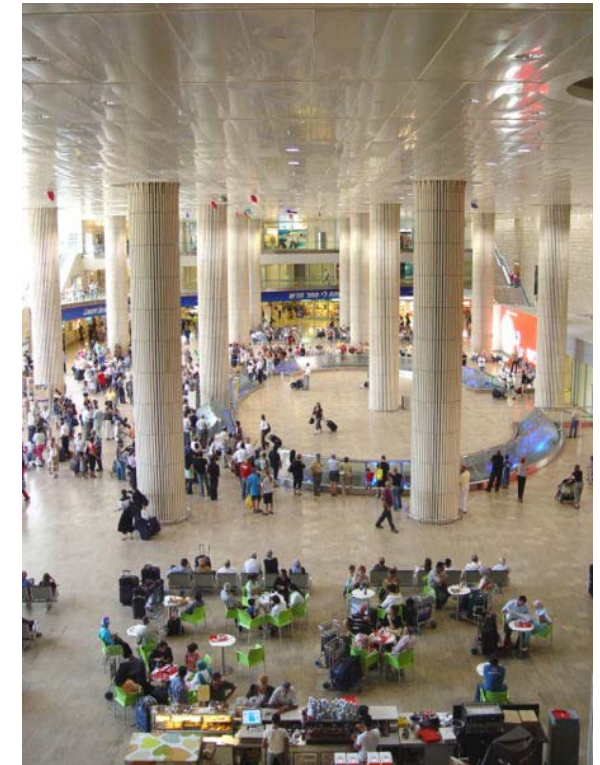
# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - **Infraestructuras Terrestres.**
  - Tráfico Aéreo.
  - Industria Aeronáutica.
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Infraestructuras terrestres.

- Las aeronaves requieren para su operación de unas infraestructuras terrestres. Los elementos más relevantes se resumen a continuación en función del tipo de vehículo.
  - **AERONAVES**
    - Aeropuertos (transporte aéreo) / Aeródromos (fines restringidos)
    - Ayudas a la navegación aérea
    - Centros de inspección y mantenimiento
  - **VEHÍCULOS ESPACIALES**
    - Bases de lanzamiento
    - Centros de control
    - Estaciones de seguimiento



# Infraestructuras terrestres.

- Infraestructuras Terrestres
  - **AERONAVES**
    - Aeropuertos (transporte aéreo) / Aeródromos (fines restringidos)
    - Ayudas a la navegación aérea
    - Centros de inspección y mantenimiento
  - **VEHÍCULOS ESPACIALES**
    - Bases de lanzamiento
    - Centros de control
    - Estaciones de seguimiento

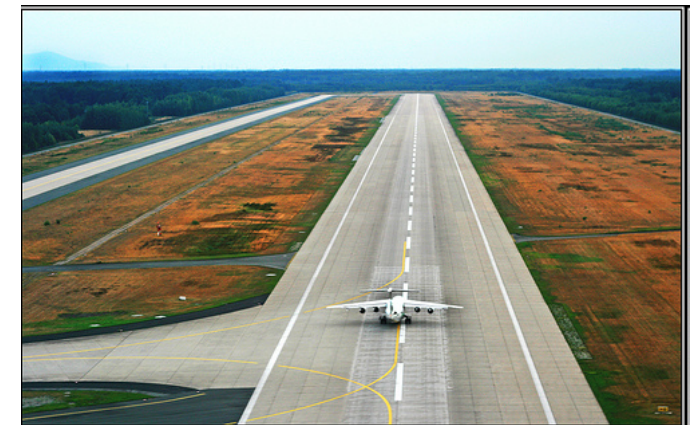
# Aeropuerto / Aeródromo

- Un **aeródromo** es un **área definida de tierra, agua o hielo destinada total o parcialmente a la llegada, salida y movimiento en superficie de aeronaves** de distintos tipos con llegadas y salidas nacionales e internacionales.
- Un **aeropuerto**, es un **aeródromo** en el que **existen** de modo **permanente instalaciones y servicios con carácter público** para asistir de modo regular al tráfico aéreo, permitir el aparcamiento y reparaciones del material aéreo y recibir o despachar pasajeros o carga.
- Las infraestructuras aeronáuticas se dividen en cuatro grandes áreas:
  - Lado Aire.
  - Lado Tierra.
  - Zona Industrial.
  - Sistema de control de vuelo y navegación aérea.



# Infraestructuras aeronáuticas

- El **lado aire** lo forman el área de operaciones:
  - **Pistas de vuelo**
  - **Calles de rodadura:**
    - Una rodadura o pista de rodaje (del inglés taxiway) es la calle de un aeródromo en la cual el avión pueda moverse a o desde un hangar, terminal, pista de aterrizaje, u otra instalación. A menudo son una superficie dura tal como asfalto u hormigón, aunque los aeródromo más pequeños y menos importantes utilizan a veces grava o hierba.
  - Plataformas de estacionamiento de aviones.



# Infraestructuras aeronáuticas

- El **lado tierra**: es el área terminal.
  - Se compone de **edificios de pasajeros y carga, urbanizaciones y accesos.**
- **Zona Industrial**: es el **área de apoyo y servicios.**
  - Contiene las áreas modulares, hangares, talleres mayordomías...
- **Sistemas de control de vuelo y navegación aérea**:
  - Comprende desde la **torre de control** hasta cualquier tipo de instalación destinada a aquellos fines.





# Infraestructuras terrestres.

- Infraestructuras Terrestres
  - AERONAVES
    - Aeropuertos (transporte aéreo) / Aeródromos (fines restringidos)
    - Ayudas a la navegación aérea
    - Centros de inspección y mantenimiento
  - VEHÍCULOS ESPACIALES
    - Bases de lanzamiento
    - Centros de control
    - Estaciones de seguimiento

# Centros de Control y Bases de Lanzamiento - I



**Johnson Space Center**



**Centre Spatial Guyanais**



**Kennedy Space Center**

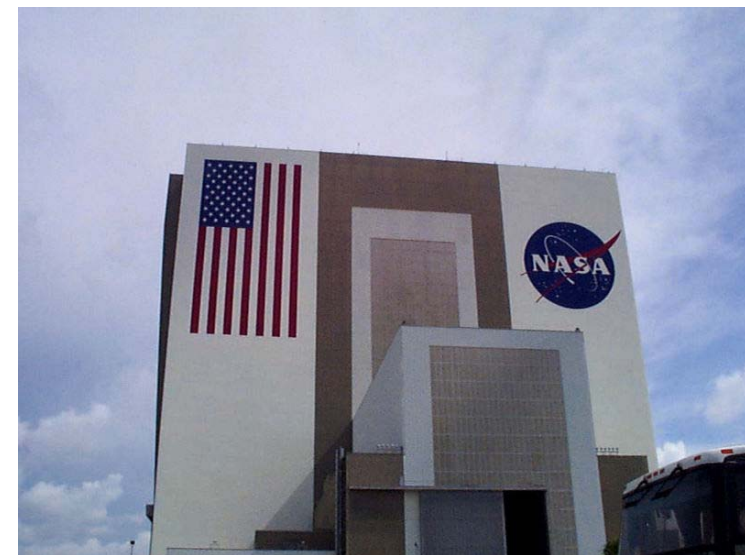


**Tanegashima Space Center**





# Centros de Control y Bases de Lanzamiento - II



# Mission Control Center



**JSC Flight Control Room**



**Space Shuttle Mission Control Center**



**Russian ISS Flight Control Room**

# Estaciones de seguimiento



- Madrid Deep Space Communications Complex: Robledo de Chavela en Robledo de Chavela (cerca de Madrid), España
- Goldstone Deep Space Communications Complex cerca de Barstow, California
- Canberra Deep Space Communications Complex cerca de Canberra, Australia





# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - **Tráfico Aéreo.**
  - Industria Aeronáutica.
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Tráfico Aéreo.

- La utilización del sistema Espacio Aéreo / Aeropuertos requiere de una ordenación que es proporcionada por los sistemas de GESTIÓN DEL TRÁFICO AÉREO, que atienden principalmente a las siguientes áreas:
  - Control del tráfico aéreo
  - Operaciones: capacidad aérea, retrasos, tiempos de vuelo
  - Seguridad de vuelo



# Contenido

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - **Industria Aeronáutica.**
    - **Diseño y desarrollo aeronáuticos.**
    - **Ensayos aeronáuticos.**
    - **Producción.**
    - **Mantenimiento**
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

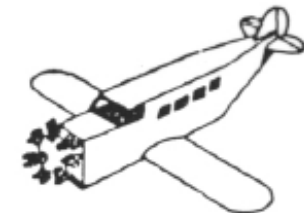
- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - **Industria Aeronáutica.**
    - **Diseño y desarrollo aeronáuticos.**
    - **Ensayos aeronáuticos.**
    - **Producción.**
    - **Mantenimiento.**
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Industria Aeronáutica - I

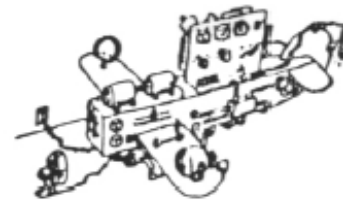
- DISEÑO Y DESARROLLO AERONÁUTICOS: El diseño y desarrollo de una aeronave es una actividad multidisciplinar.
- A grandes rasgos las disciplinas involucradas son las siguientes:

- Física del vuelo
- Propulsión
- Estructuras
- Sistemas de avión
- Aviónica
- Producción

**La belleza está en los ojos a través de los que la observan**  
**"Dream airplanes" – C. W. Miller**



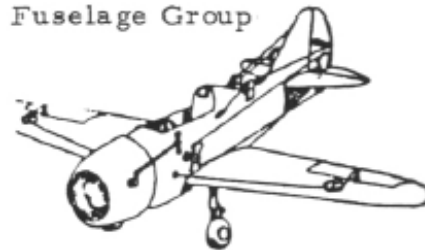
Fuselage Group



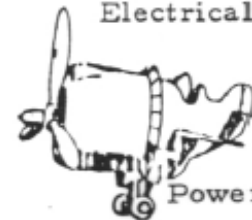
Electrical Group



Equipment Group



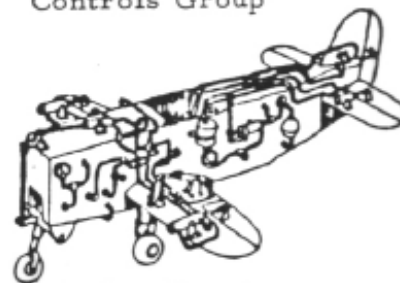
Controls Group



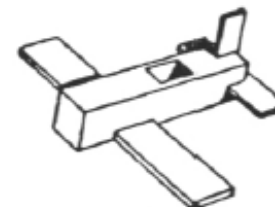
Power Plant Group



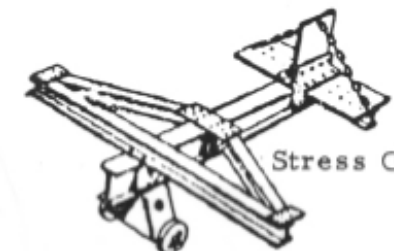
Aerodynamics Group



Hydraulics Group



Loft Group



Stress Group

Production Engineering Group



# Desafío Multidisciplinar

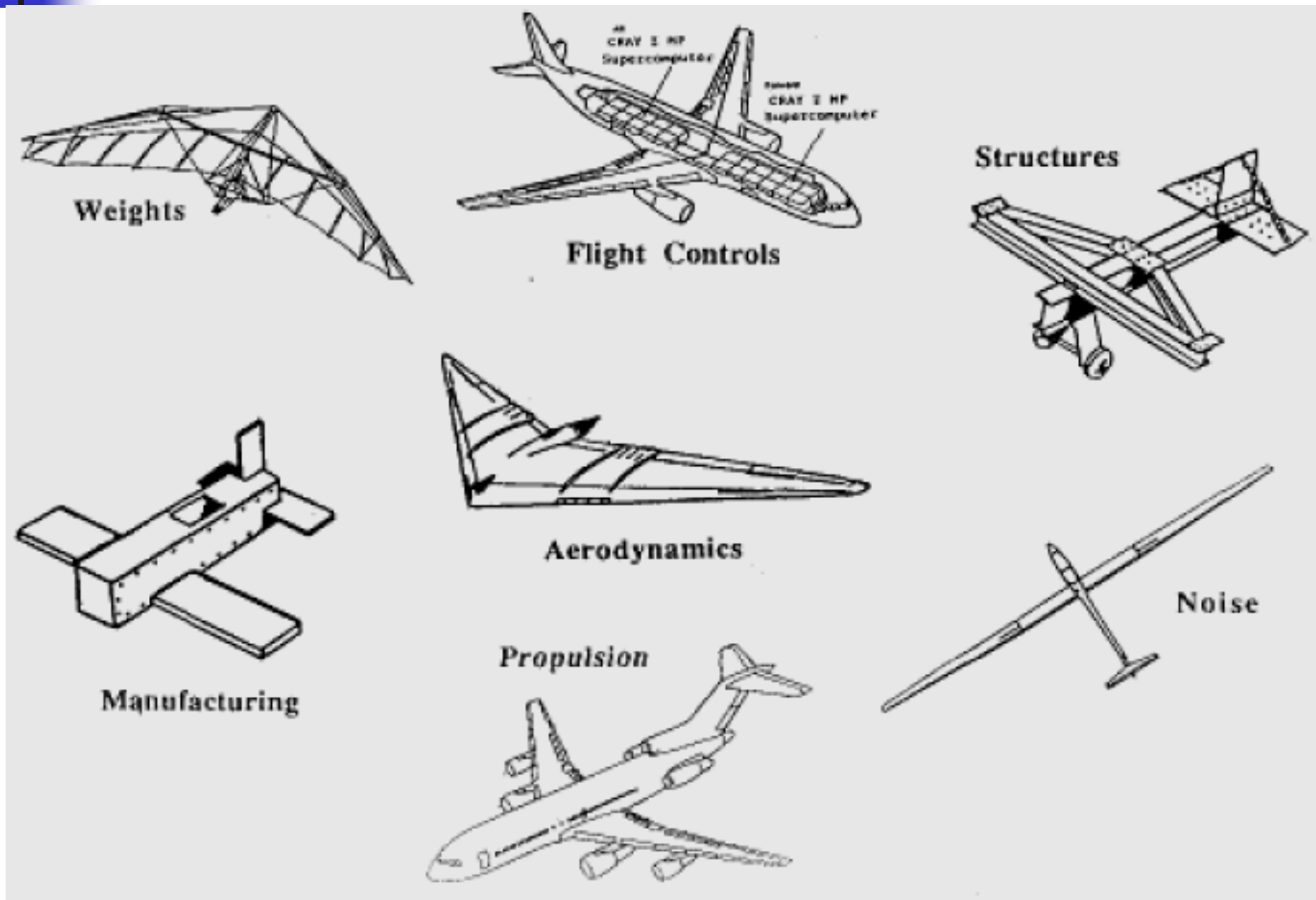


Figure 4. One can only make one thing best at a time.



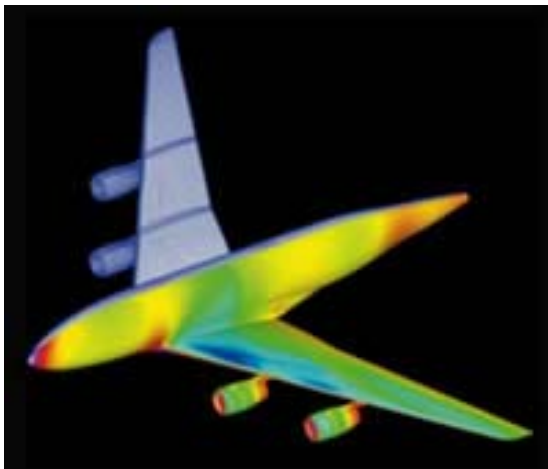
# Contenido

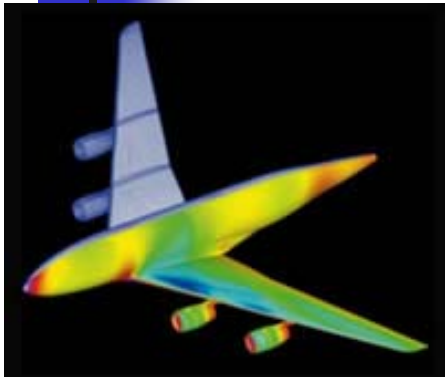
---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - **Industria Aeronáutica.**
    - **Diseño y desarrollo aeronáuticos.**
    - **Ensayos aeronáuticos.**
    - **Producción.**
    - **Mantenimiento.**
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Ensayos Aeronáuticos

- Un aspecto fundamental del diseño y desarrollo de una aeronave es la necesidad de llevar a cabo ensayos experimentales, lo cual requiere de una infraestructura adecuada.
- Los tipos de ensayos más relevantes se indican a continuación.
  - CFD – Computer fluid dynamics
  - Ensayos en túneles aerodinámicos
  - Ensayos estructurales
  - Ensayos en vuelo





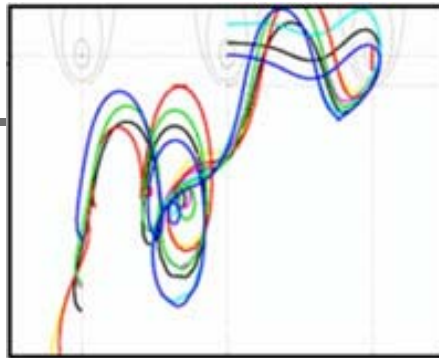
Numerical Aerodynamics



Aeroelasticity



Experimental Wake Analysis



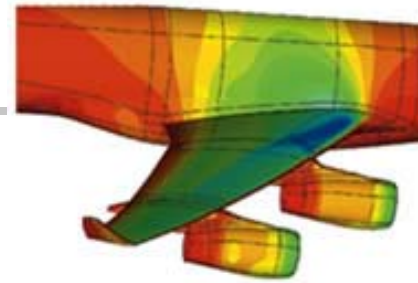
Control Laws



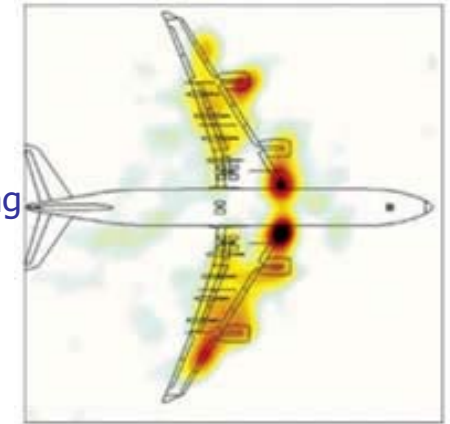
Prevention of Lightning Strikes



Drag Reduction  
Wind Tunnel Tests



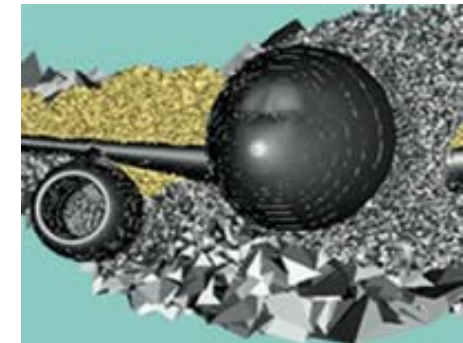
Aerodynamics-Structure Coupling



Noise reduction



Strength of Materials and Structures



Drag Reduction  
Numerical Simulation



# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - **Industria Aeronáutica.**
    - **Diseño y desarrollo aeronáuticos.**
    - **Ensayos aeronáuticos.**
    - **Producción.**
    - **Mantenimiento**
  - Mercado Aeronáutico.
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Industria Aeronáutica

- PRODUCCIÓN
  - Fabricación
  - Montaje
  - Certificación
- MANTENIMIENTO



**Planta de Ensamblaje Final A400M Sevilla**





# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - Industria Aeronáutica.
  - **Mercado Aeronáutico.**
  - Actividad Espacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Mercado Aeronáutico

- Mercado Aeronáutico
  - Aviación general:
    - deportiva, privada.
    - Particulares, clubes de vuelo.
  - Aviación comercial:
    - transporte aéreo, aerolíneas.
    - depende de la ruta y de la carga de pago.
  - Aviación militar:
    - cazas, bombarderos, transportes,...







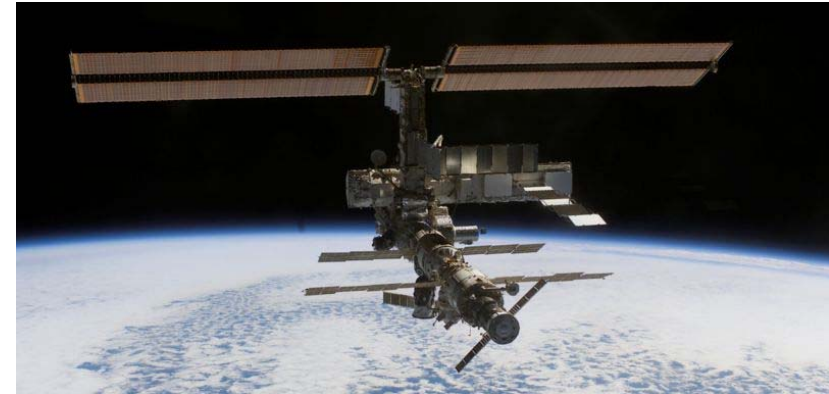
# Contenido

---

- **Descripción del entorno aeroespacial.**
  - Clasificación General de los Vehículos Aeroespaciales.
  - Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.
  - Infraestructuras Terrestres.
  - Tráfico Aéreo.
  - Industria Aeronáutica.
  - Mercado Aeronáutico.
  - **Actividad Espacial.**
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

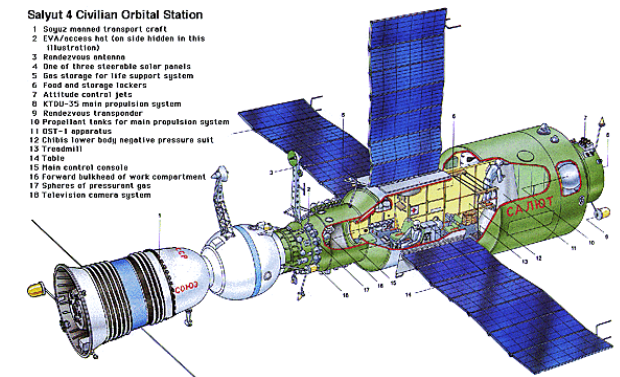
# Actividad Espacial

- Actividad Espacial
  - Actividad comercial
    - telecomunicaciones
    - observación de la Tierra
    - GPS, Galileo
  - Investigación científica
    - plataformas orbitales
    - sondas espaciales
  - Misiones tripuladas
    - Viajes orbitales.
    - Misiones a la Luna
    - Estaciones espaciales



Saljut 4 Civilian Orbital Station

- 1 Soyuz manned transport craft
- 2 EVA/access hat (on side hidden in this illustration)
- 3 Rendezvous antenna
- 4 Dne of three steerable solar panels
- 5 Gas storage for life support system
- 6 Food and storage lockers
- 7 Attitude control jets
- 8 RTDU-25 main propulsion system
- 9 Rendezvous transponder
- 10 Propellant tanks for main propulsion system
- 11 DST-1 apparatus
- 12 Chibis lower body negative pressure suit
- 13 Treadmill
- 14 Table
- 15 Main control console
- 16 Forward bulkhead of work compartment
- 17 Spheres of pressurant gas
- 18 Television camera system





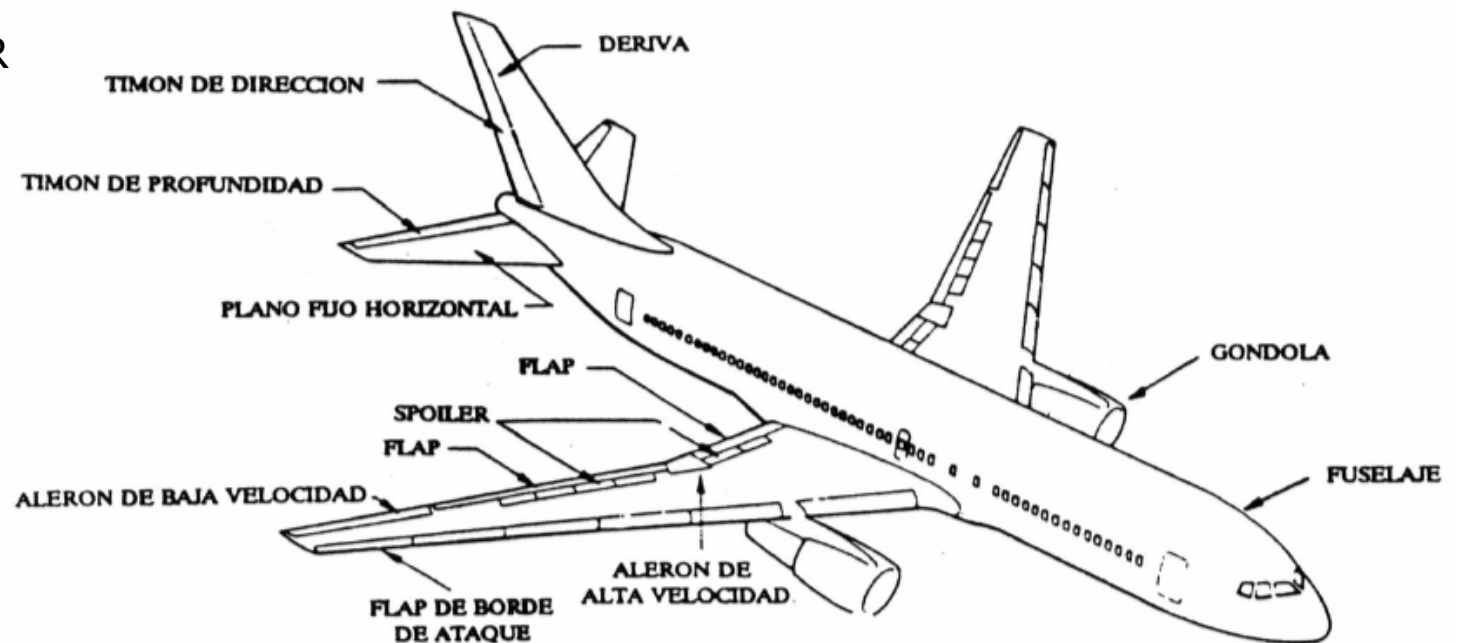
# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- **Aviones.**
  - **Descripción general de los aviones**
    - **Configuración general**
    - **Mandos de vuelo**
    - **Estructura**
    - **Sistemas y equipos de a bordo**
    - **Instrumentos de a bordo**
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

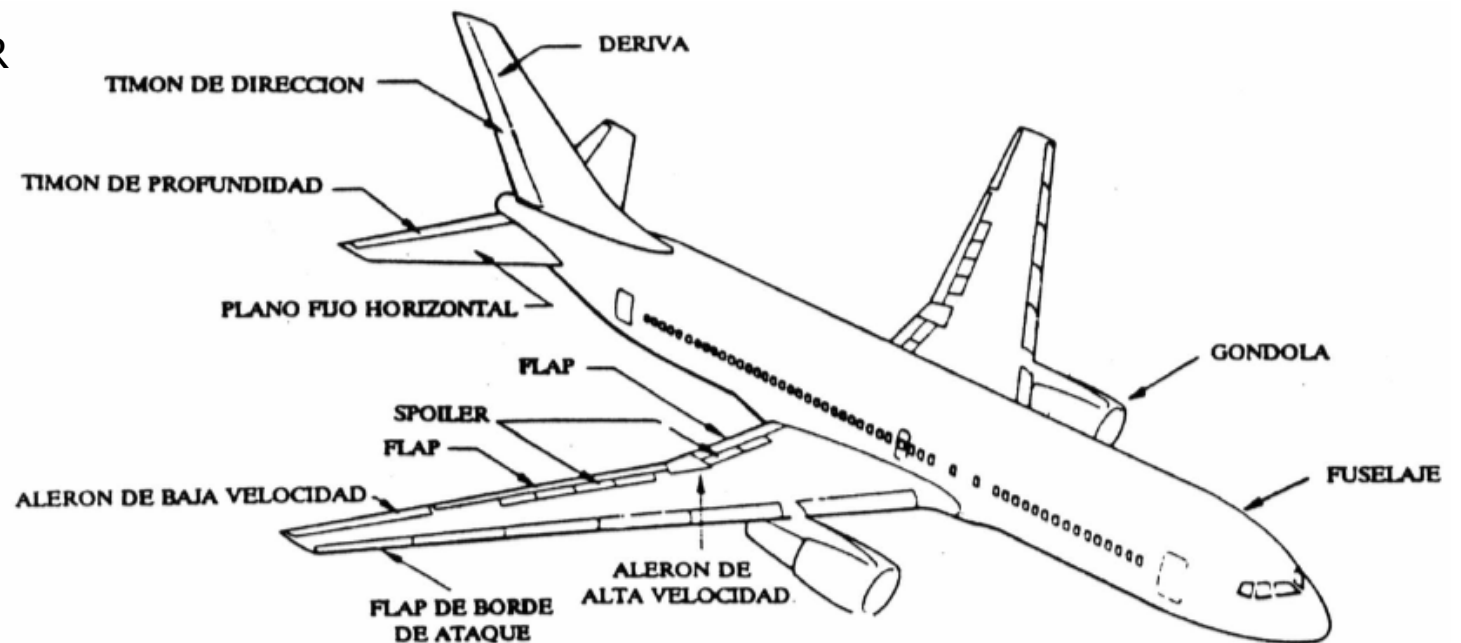
# Configuración General Aviones - I

- FUSELAJE
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO



# Configuración General Aviones - I

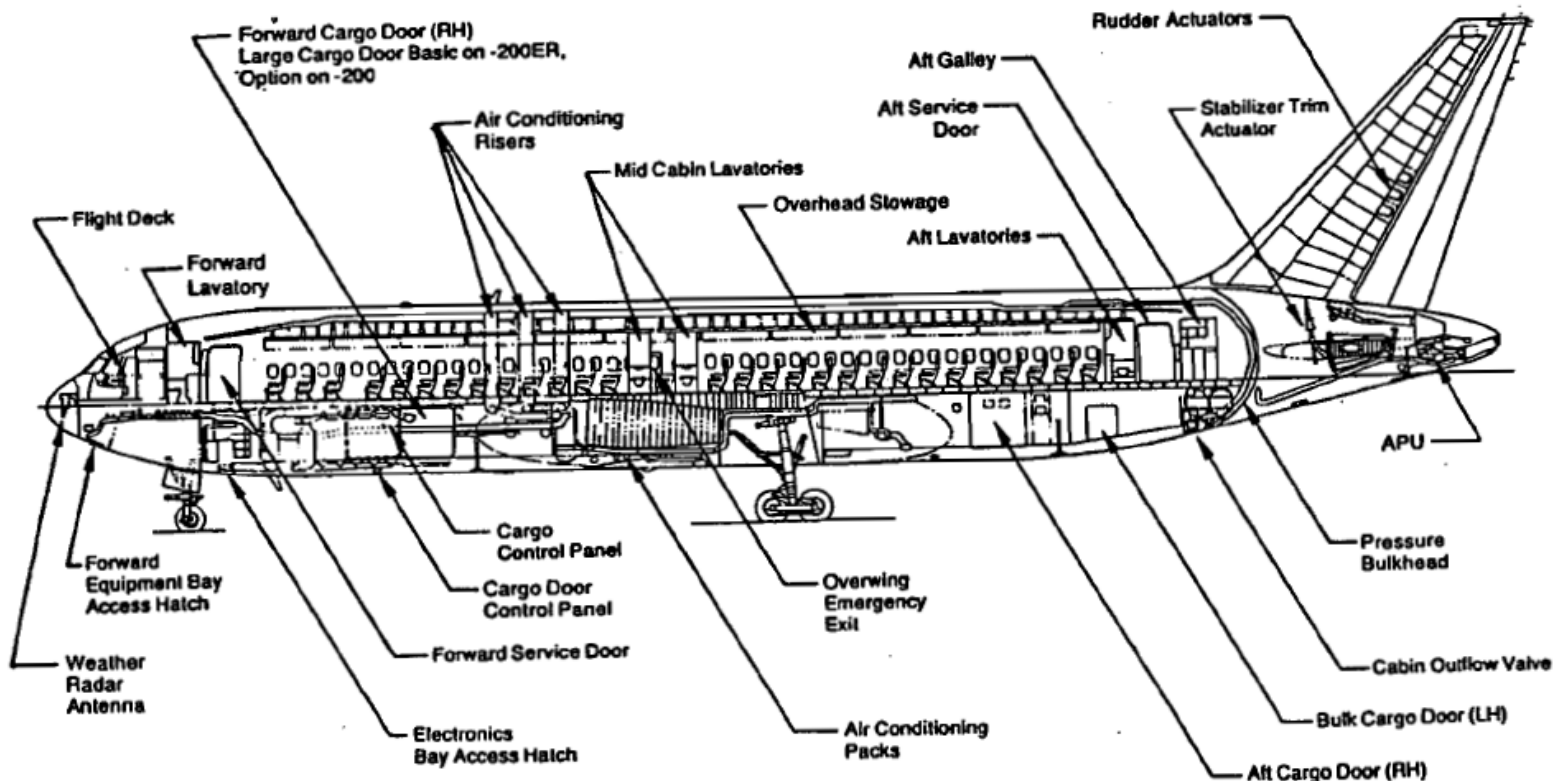
- **FUSELAJE**
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO



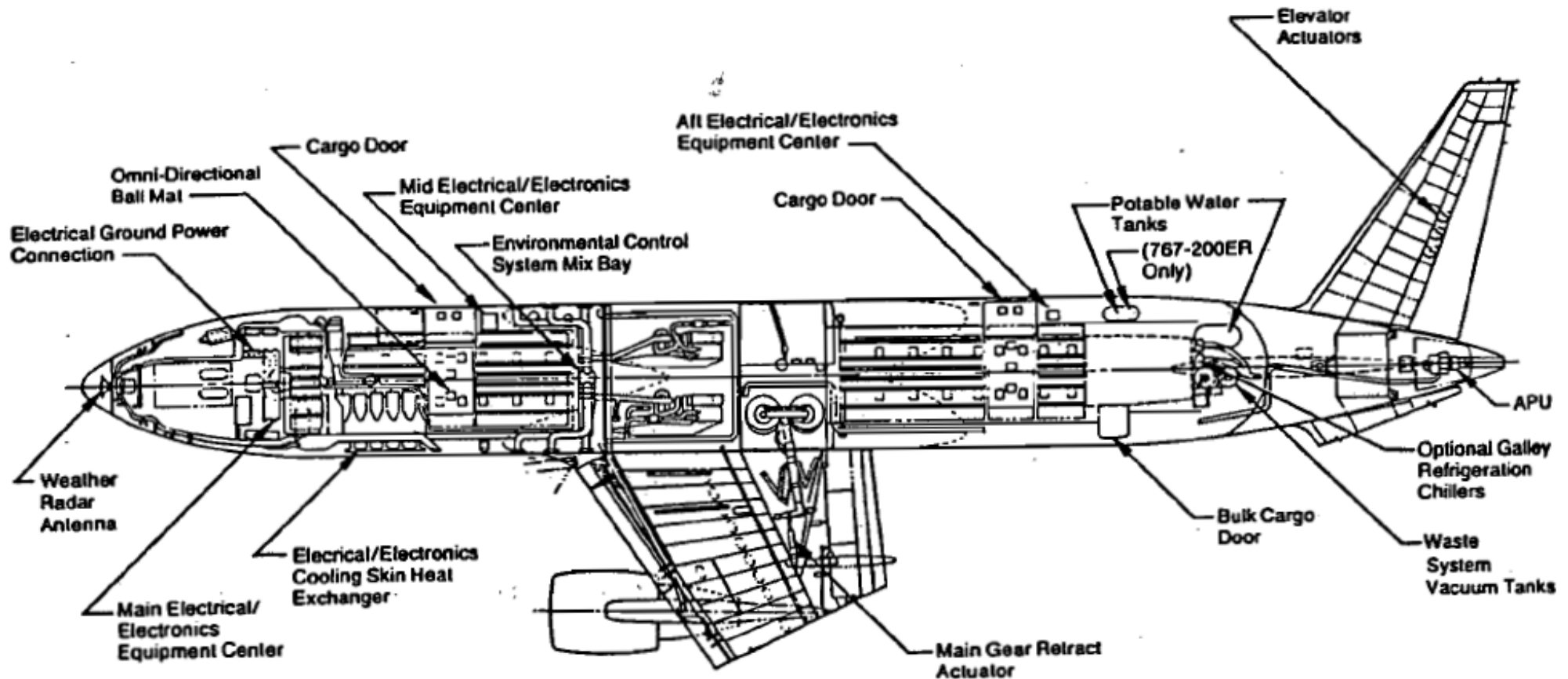
# Configuración General Aviones - II

## ■ Fuselaje:

- Cuerpo central del avión. Alberga y protege la carga de pago, cabina de tripulación y diversos sistemas y equipos.
- Actúa como estructura central del avión, a la que se le acoplan las demás.



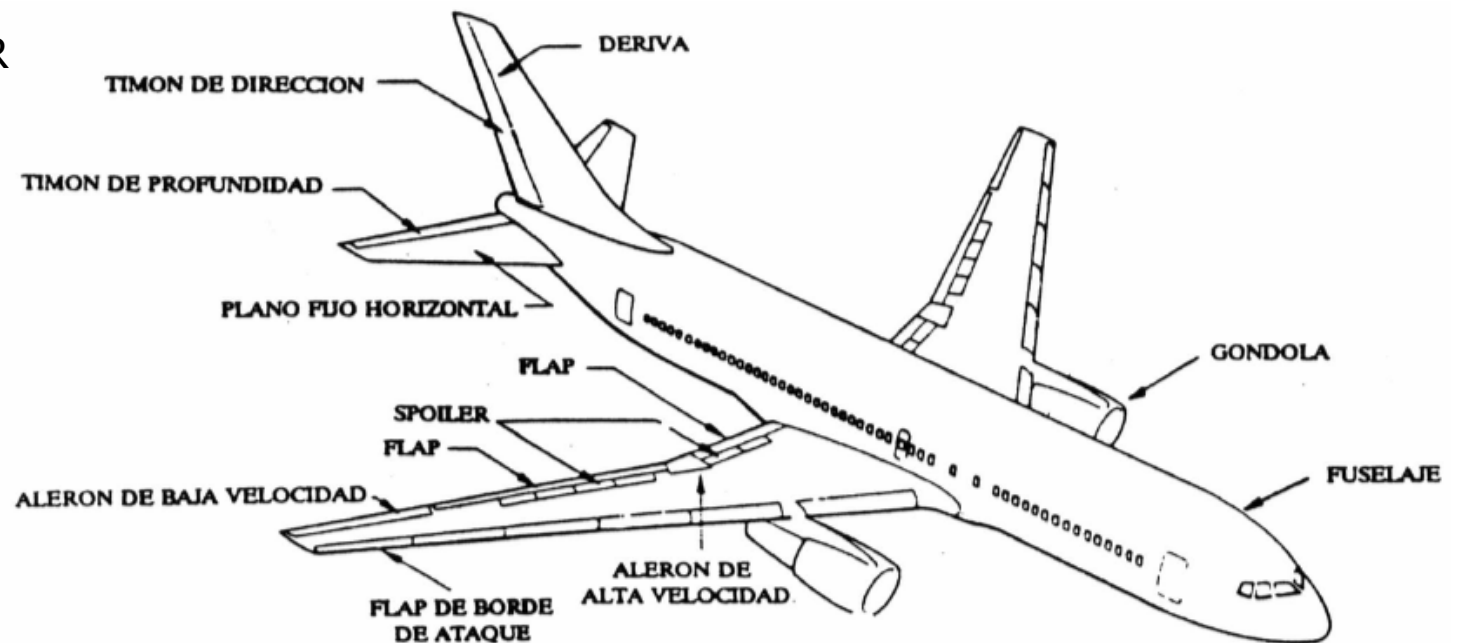
# Configuración General Aviones - III



Plan View

# Configuración General Aviones - I

- FUSELAJE
- **SUPERFICIES SUSTENTADORAS**
  - **Ala**
  - **Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)**
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO





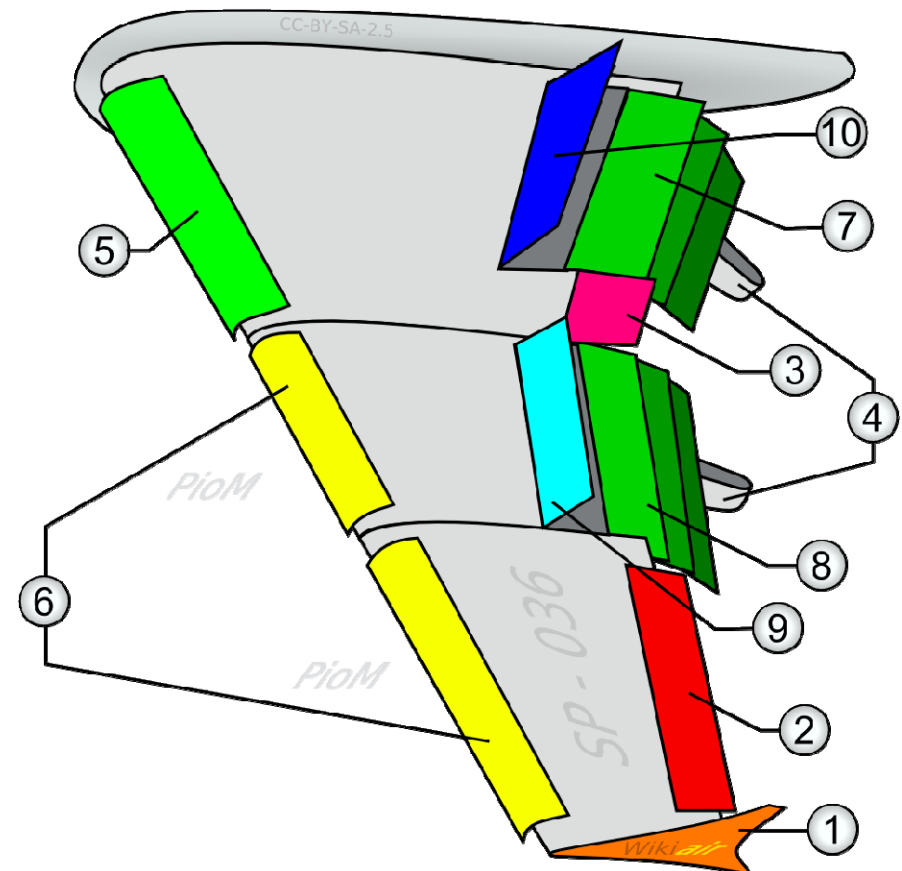
# Configuración General Aviones - IV

## ■ Ala:

- Elemento que genera la mayor contribución a la fuerza de sustentación.
- Puede contener los depósitos de combustible, el tren de aterrizaje y el grupo motopropulsor.
- Partes: borde de ataque, borde de salida, intradós, extradós

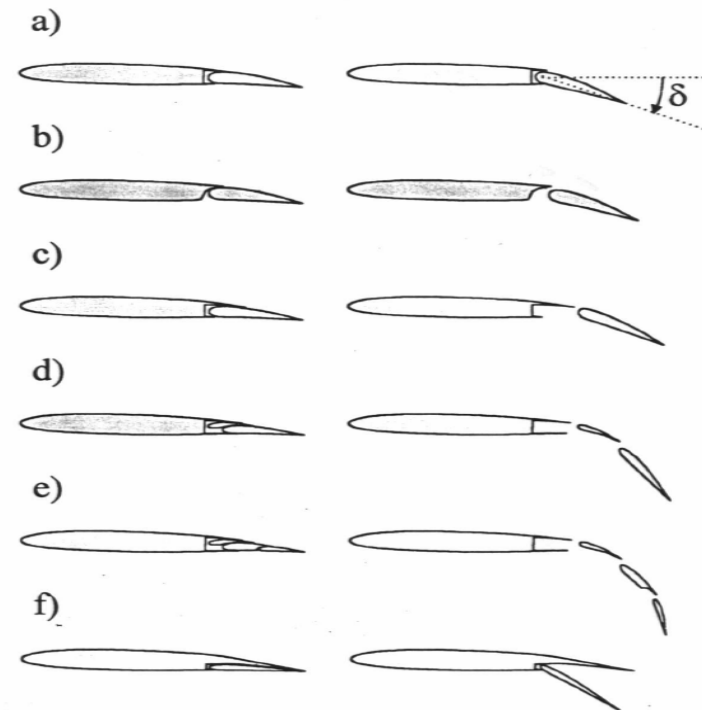
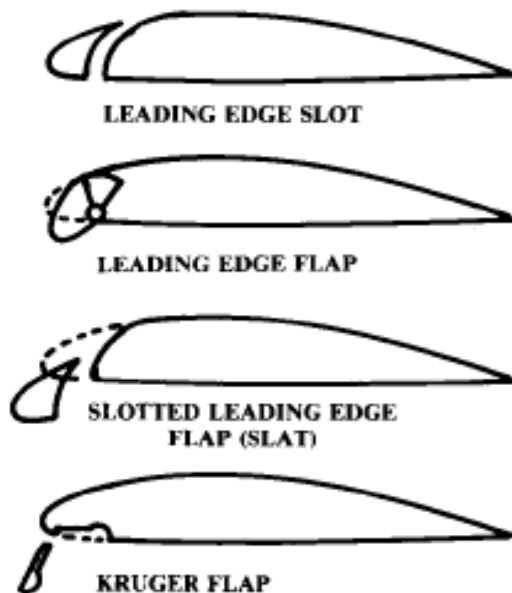
## ■ Dispositivos que alberga:

- Winglets (1): su misión es reducir la resistencia inducida del ala ya que evita la conexión entre intradós y extradós.
- Alerones (**aleirons**): se encargan de controlar el movimiento del avión de balance
  - Alerón de baja velocidad (2)
  - Alerón de alta velocidad (3)
- Dispositivos hipersustentadores
  - Flaps de borde de salida (7, 8)
  - Flap de borde de ataque (5)
  - Slats (6)
- Spoilers (frenos) (9 y 10).



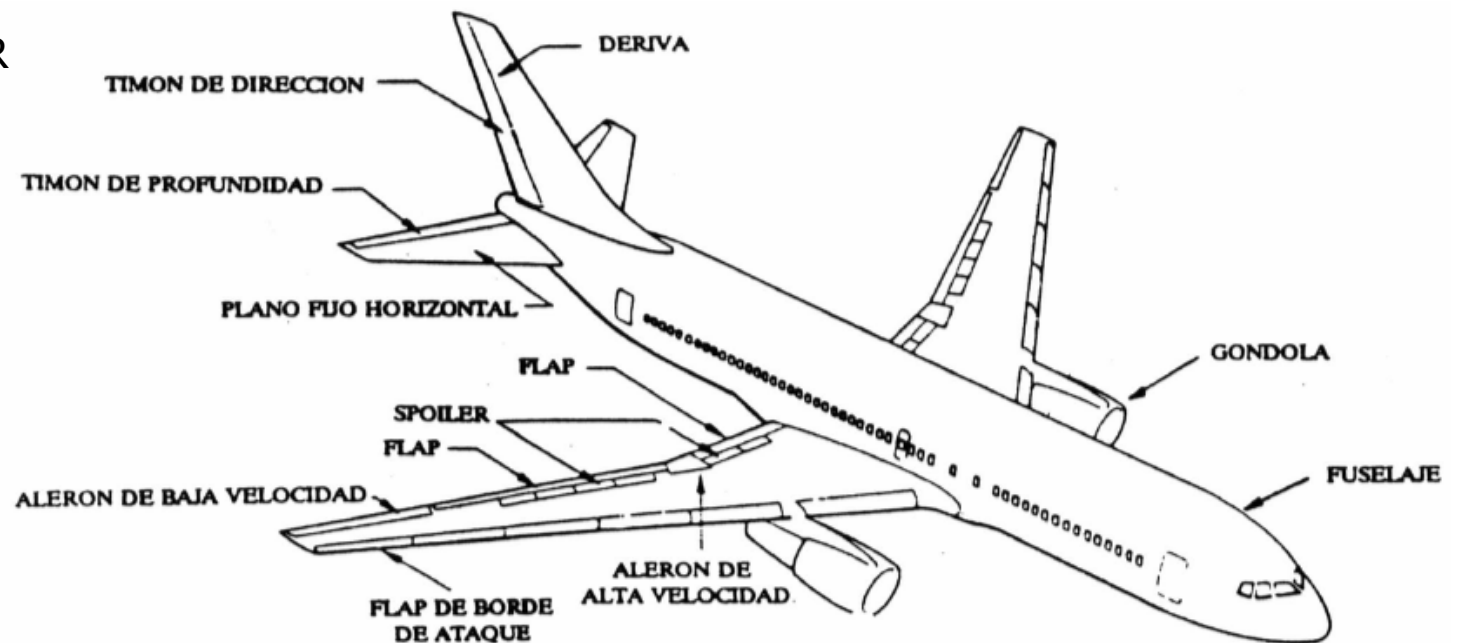
# Configuración General Aviones - V

- Dispositivos hipersustentadores:
  - Proporcionan la sustentación suficiente en maniobras a baja velocidad, donde la sustentación del ala limpia es insuficiente.
  - Se usan durante despegue, aproximación y aterrizaje.



# Configuración General Aviones - I

- FUSELAJE
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- **SUPERFICIES ESTABILIZADORAS**
  - **Estabilizador horizontal**
  - **Estabilizador vertical (deriva)**
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO



# Configuración General Aviones - VI

## ■ Superficies Estabilizadoras:

### ■ El estabilizador horizontal:

- Proporciona estabilidad en cabeceo.
- Puede adoptar distintas configuraciones.
- En general se sitúa detrás del ala (en la cola), aunque a veces esté delante (en este caso recibe el nombre de canard) e incluso puede formar parte de la propia ala (en el caso de alas delta).
- Es necesario para equilibrar el avión y contribuye a la fuerza de sustentación total.

### ■ El estabilizador vertical:

- proporciona estabilidad en guiñada. Se ubica detrás del ala, pudiendo estar formado por un sólo plano o por dos, y en este caso, rectos o en forma de V.

- La ubicación del ala y de los motores tiene gran influencia en el diseño de los estabilizadores.

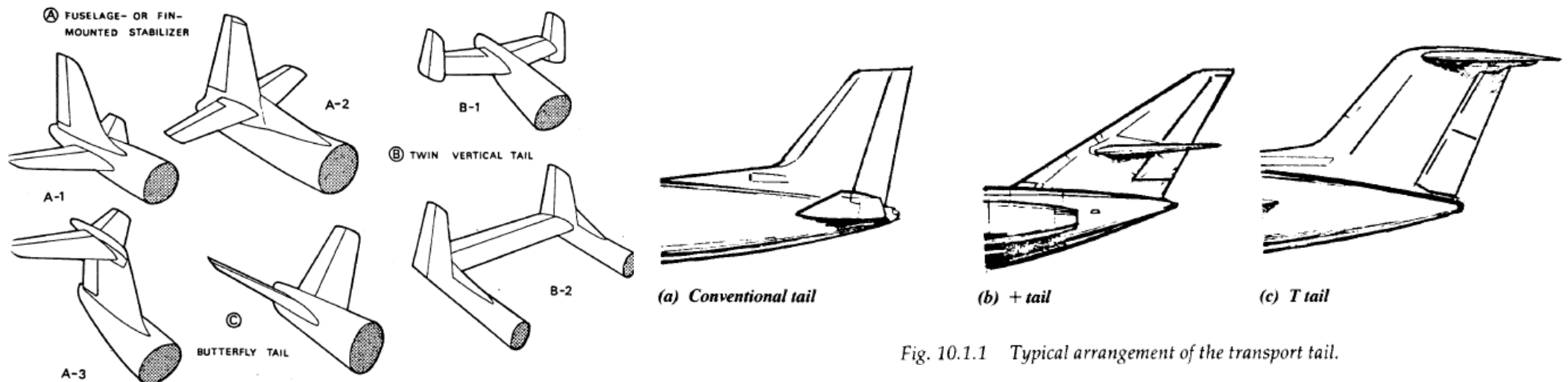
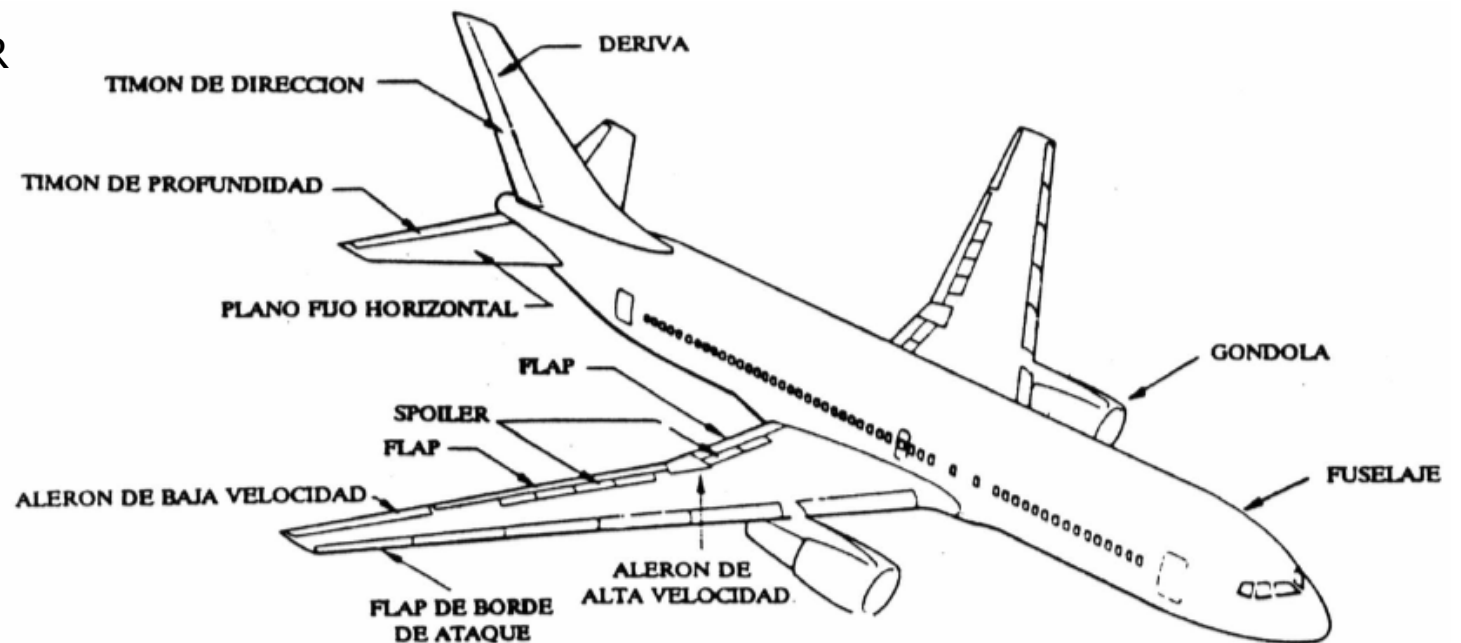


Fig. 10.1.1 Typical arrangement of the transport tail.

# Configuración General Aviones - I

- FUSELAJE
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- **SUPERFICIES DE CONTROL**
  - **Timón de profundidad**
  - **Timón de dirección**
  - **Alerones**
  - **Spoilers**
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO



# Configuración General Aviones VII

## ■ Superficies de control:

### ■ **Timón de profundidad (elevator)**

- Superficie móvil ubicada en el estabilizador horizontal.
- Controla el movimiento de cabeceo del avión.
- Se acciona la palanca de mando (movimiento longitudinal)

### ■ **Timón de dirección (rudder)**

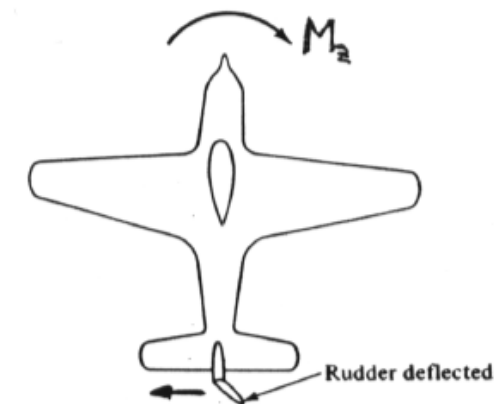
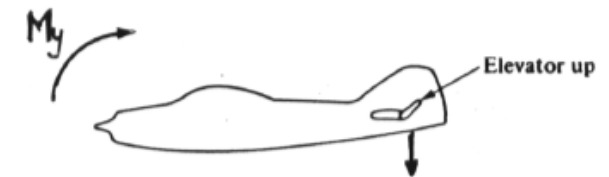
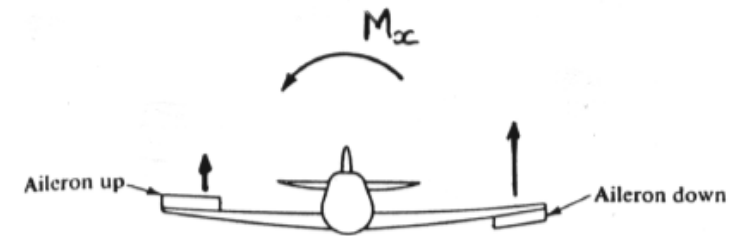
- Superficie móvil ubicada en estabilizador vertical.
- Controla el movimiento de guiñada del avión.
- Se acciona con los pedales.

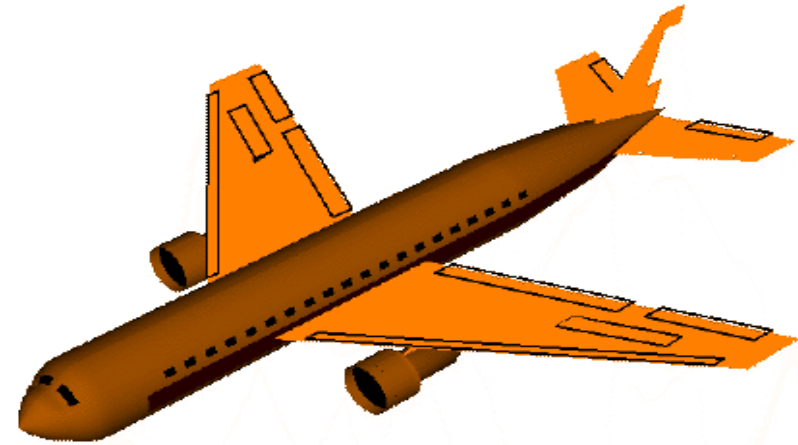
### ■ **Alerones (aleiron)**

- Se ubican en los extremos del ala.
- Controlan el movimiento de balance del avión.
- Se operan de forma antisimétrica (cuando uno sube el otro baja y viceversa),
- Se accionan con la palanca de mando (movimiento lateral)

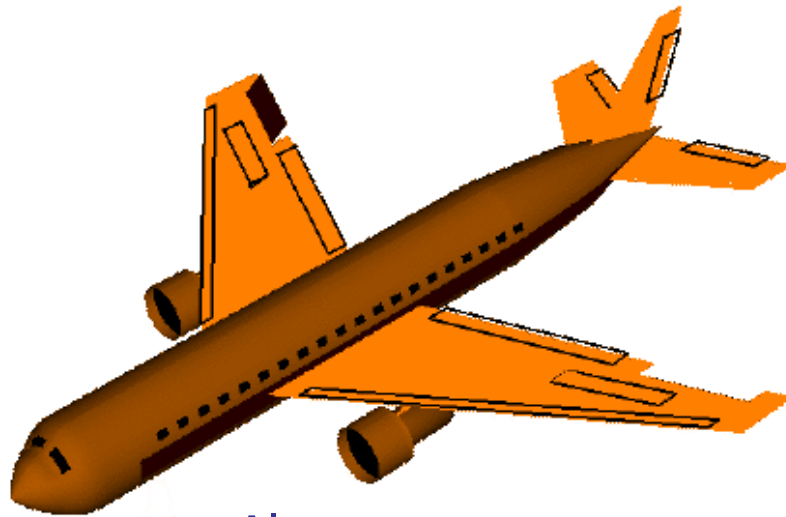
### ■ **Spoilers:**

- Son destructores de sustentación.
- Se usan en el aterrizaje para prevenir el "rebote" y frenar el avión.
- Durante el crucero, aceleran el descenso en caso de emergencia.
- Ayudan a controlar virajes.

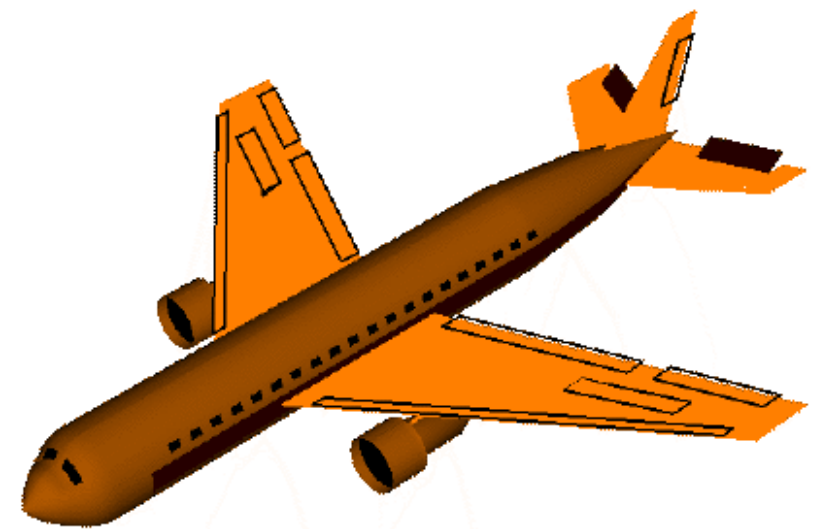




Timón de dirección



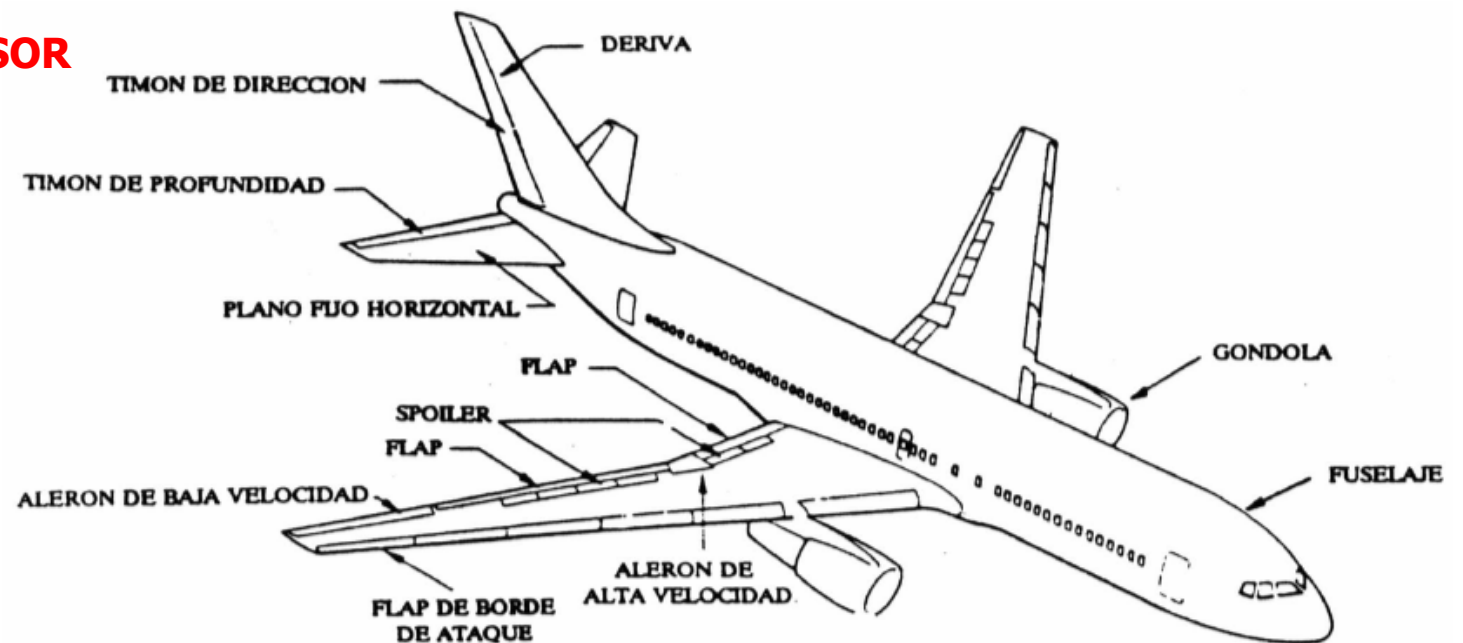
Alerones



Timón de profundidad

# Configuración General Aviones - I

- FUSELAJE
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- **GRUPO MOTOPROPULSOR**
- TREN DE ATERRIZAJE
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO





# Configuración General Aviones VIII

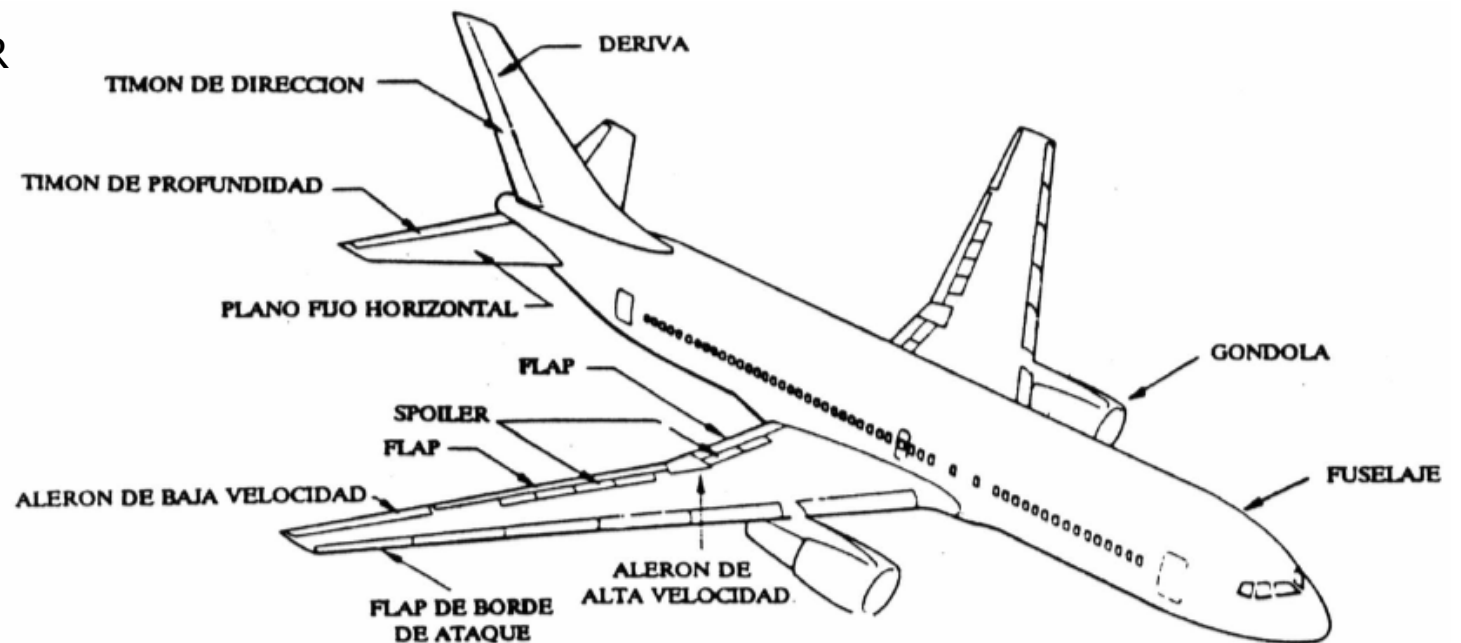
## ■ Grupo Motopropulsor:

- Proporciona el empuje necesario para el vuelo, así como la potencia que requieren los sistemas de a bordo.
- Pueden situarse en las alas o en el fuselaje.
- Tipos de plantas propulsoras:
  - Motores alternativos, turbofanés, turbohélices, turboreactores



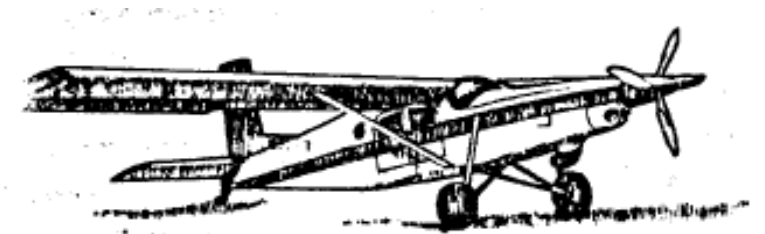
# Configuración General Aviones - I

- FUSELAJE
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- **TREN DE ATERRIZAJE**
- SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO



# Configuración General Aviones IX

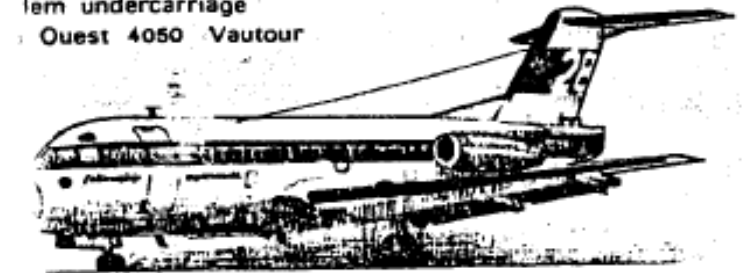
- Tipos de configuración:
  - Rueda de cola.
  - Triciclo.
  - Tándem
- Tren con rueda de cola.
  - Prácticamente en desuso.
  - Frenado en seco genera que el avión se vuelque hacia delante.
  - En un aterrizaje de 2 puntos, el impacto del tren principal, junto con el movimiento de la cola hacia abajo, hace que aumente la sustentación y que el avión "bote".
  - Inclinación positiva del ala hace muy difícil "taxying" en condiciones de vientos fuertes.
  - En aviones de transporte de pasajeros, la inclinación de la cabina dificulta:
    - Confort pasajeros.
    - Carga y descarga de bodega.
  - Resistencia alta en instantes iniciales de despegue hasta que se levanta la rueda



tailwheel undercarriage  
Pilatus Porter



tricycle undercarriage  
Quesst 4050 Vautour



nosewheel undercarriage  
Fokker F 28 Fellowship

# Configuración General Aviones X

- Tren con rueda en el morro
  - En suelo fuselaje prácticamente nivelado.
  - Visión del piloto buena.
  - La rueda de morro es un salvaguarda de que el avión pueda volcar.
  - Resistencia reducida parte inicial del despegue
  - En un aterrizaje de dos puntos, el tren de aterrizaje crea un par de cabeceo "nose-down"
  - En general facilita el aterrizaje y permite el uso de los frenos en todo su poder.

**Airbus 330**



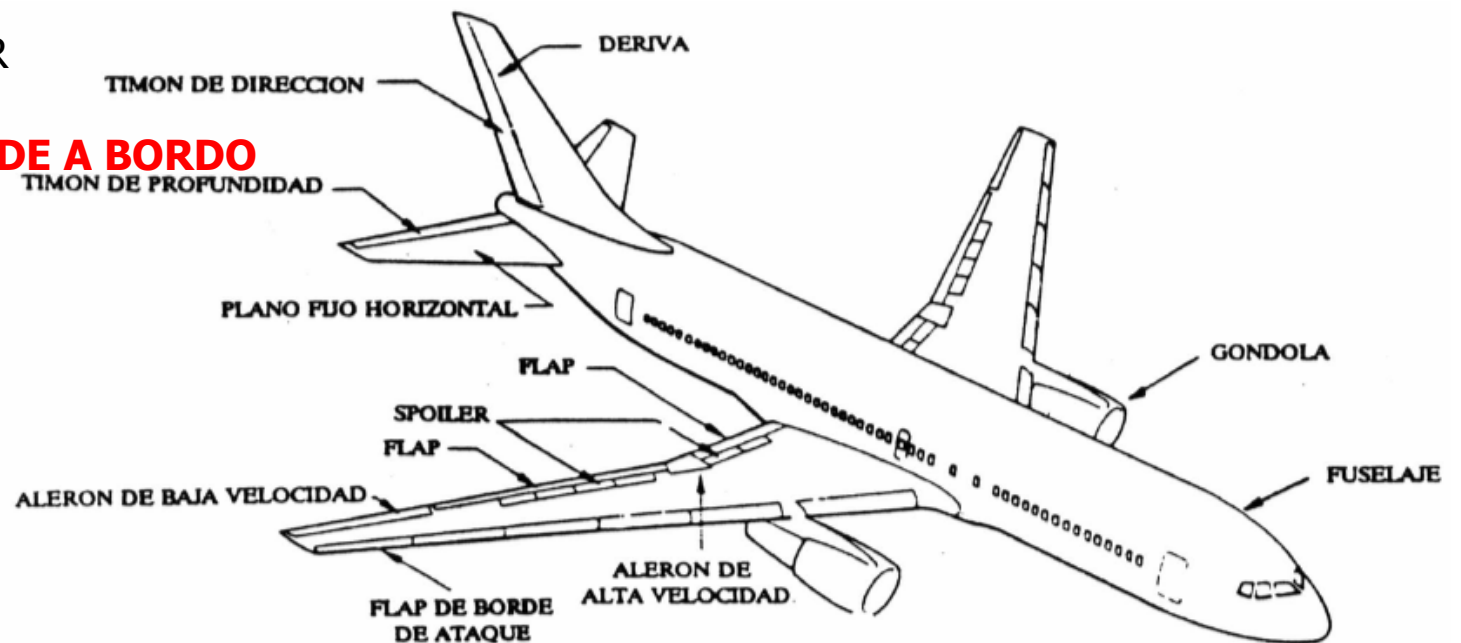
**Airbus 380**



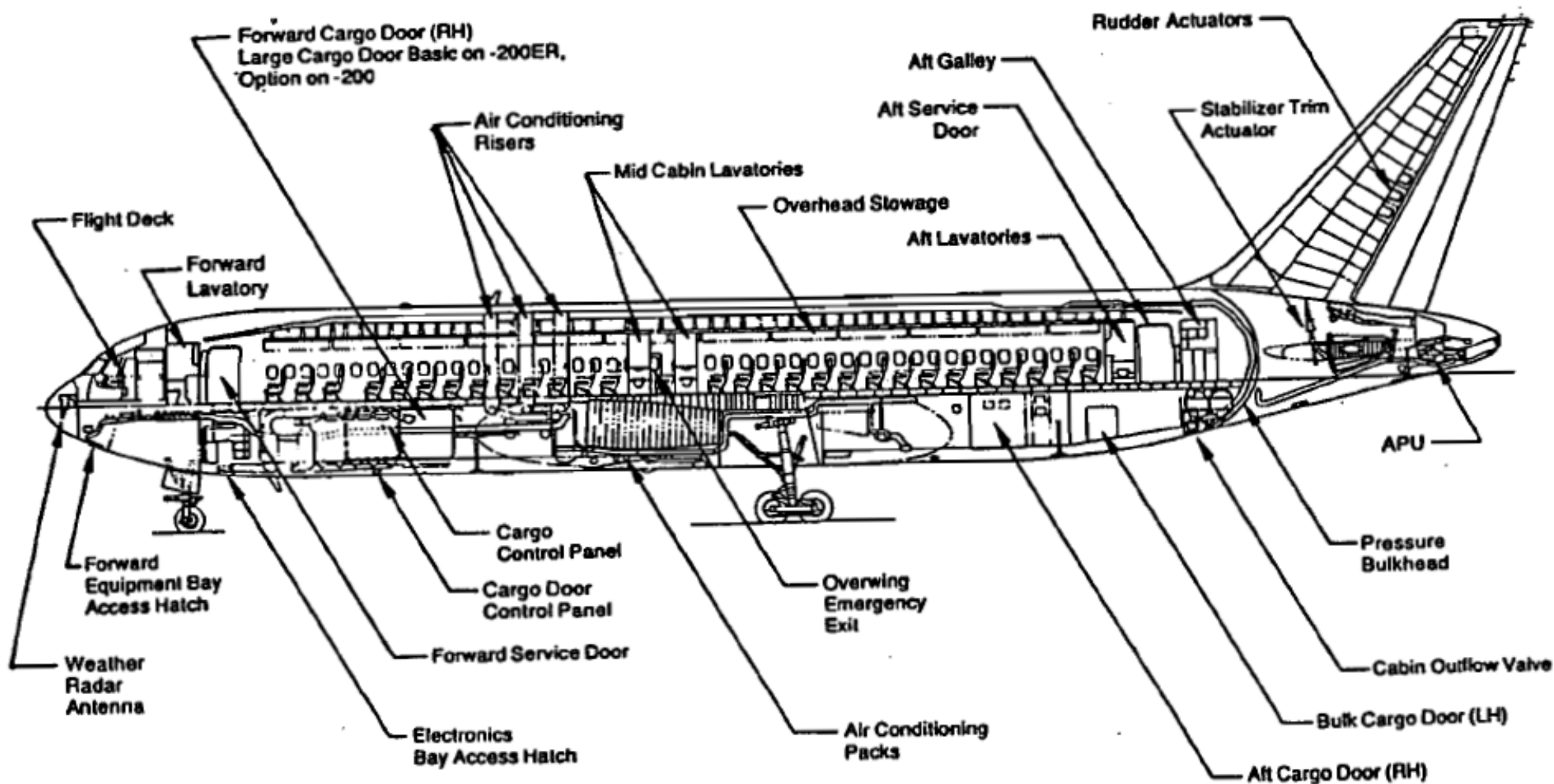
**Boeing 747**

# Configuración General Aviones - I

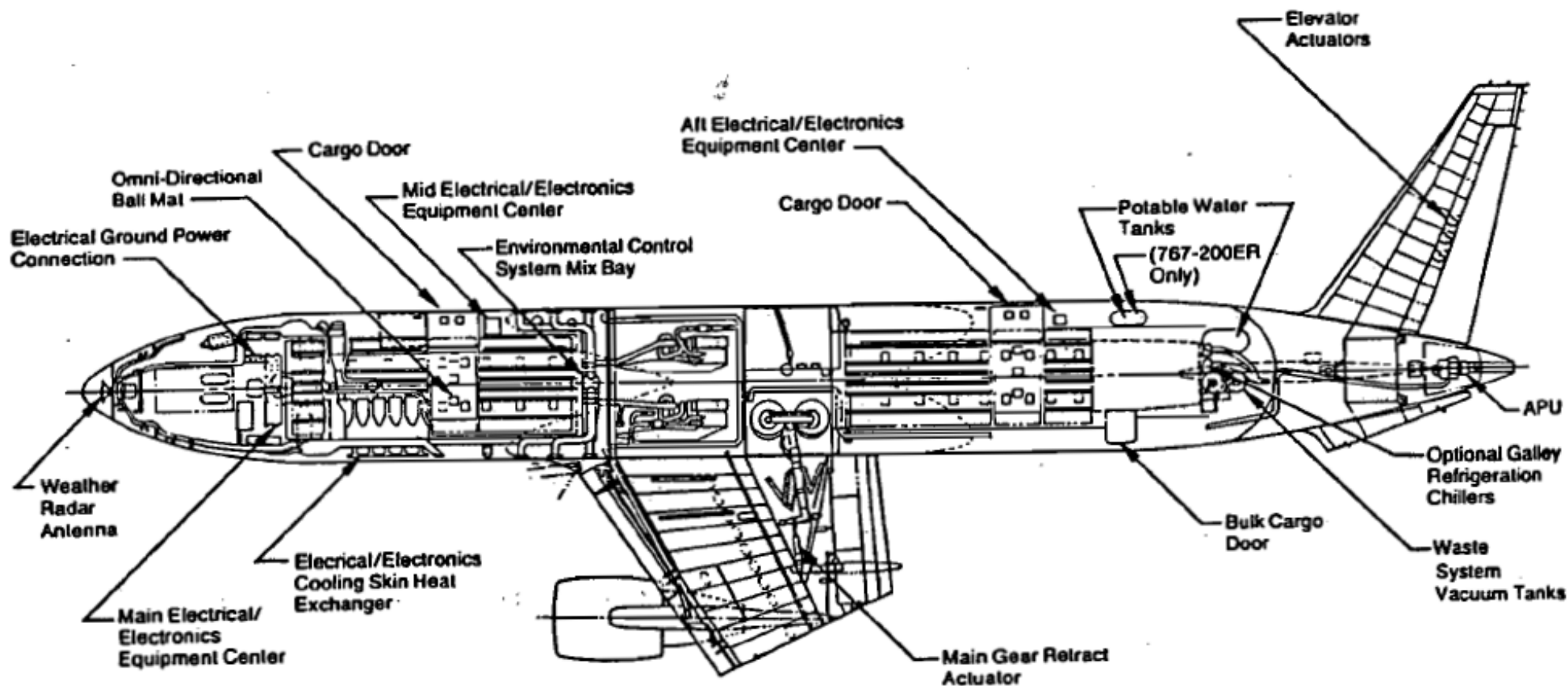
- FUSELAJE
- SUPERFICIES SUSTENTADORAS
  - Ala
  - Dispositivos hipersustentadores (flaps, slats)
- SUPERFICIES ESTABILIZADORAS
  - Estabilizador horizontal
  - Estabilizador vertical (deriva)
- SUPERFICIES DE CONTROL
  - Timón de profundidad
  - Timón de dirección
  - Alerones
  - Spoilers
- GRUPO MOTOPROPULSOR
- TREN DE ATERRIZAJE
- **SISTEMAS Y EQUIPOS DE A BORDO**



# Sistemas y equipos de abordo



# Sistemas y equipos de abordo



Plan View



# Contenido

---

- Introducción
- Principios básicos del vuelo.
- Actuaciones de una aeronave.
- Descripción general de los aviones
  - Configuración general
  - **Estructura**
  - Mandos de vuelo
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - Instrumentos de a bordo
- Descripción general de los helicópteros
  - Configuración general
  - Mandos de vuelo
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - Instrumentos de a bordo

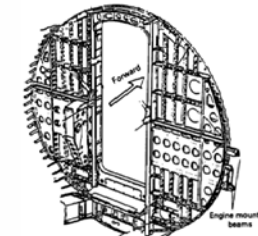


# Estructura: Fuselaje

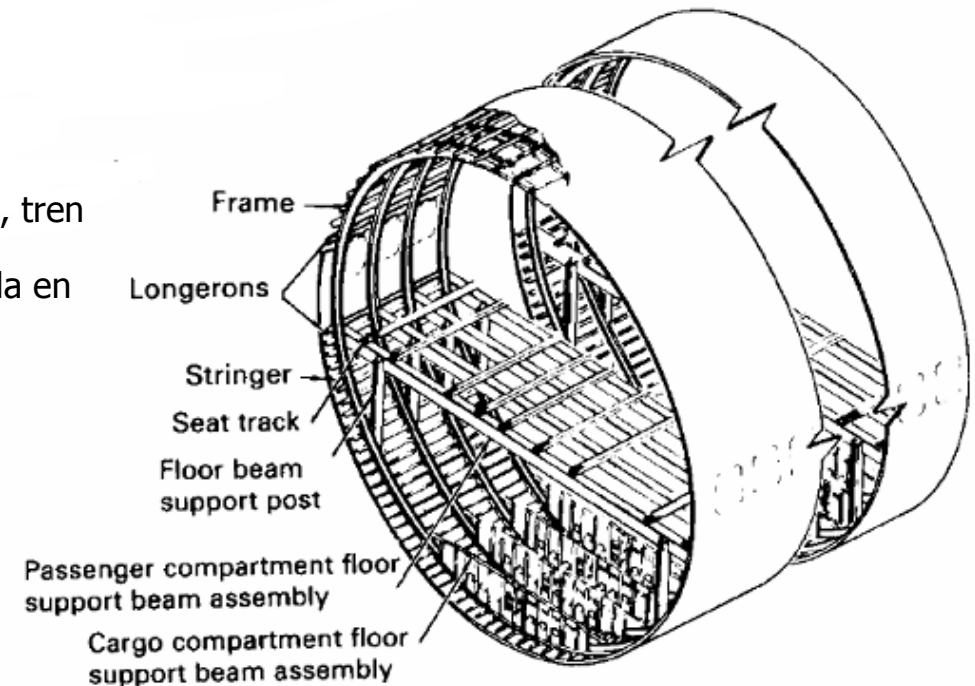
- Misiones del fuselaje:
  - **Receptáculo** y **protección** de la **carga de pago**.
  - Alojamiento de la cabina de tripulación.
  - **Estructura central a la que se acoplan las demás estructuras.**
  - **Alojamiento de diversos sistemas y equipos.**
- Estructura típica (**semimonocasco**):
  - Cuadernas - **stringer**.
    - Soportan cargas de tracción (presurización)
  - Revestimiento - **skin**.
    - Fuerzas torsionales.
    - Mantener la presión de cabina.
  - Largueros del fuselaje – **longerons**.
    - Distribuir cargas axiales inducidas por flexión
  - Mampara de presión – **pressure bulkhead**.
    - Ubicados en puntos de fuerza concentrados (alas, cola, tren de aterrizaje)
    - Estructura bastante grande – distribuir la carga aplicada en los revestimientos del fuselaje.
  - Zonas reforzadas.
    - Tren de aterrizaje
    - Unión con las superficies sustentadoras.
  - Vigas y paneles
    - División entre cabina y bodega



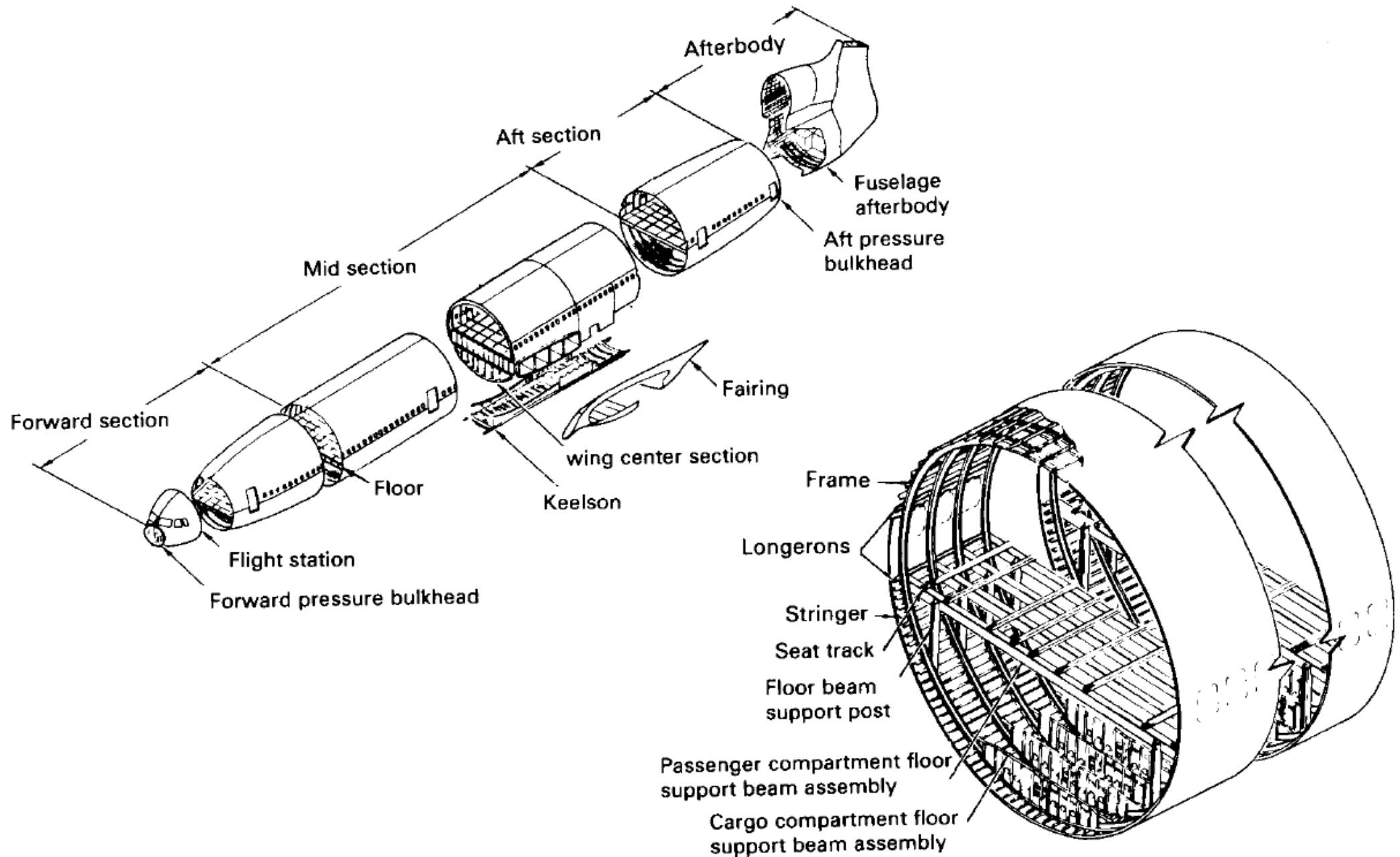
(a) Dome



(b) Flat bulkhead  
Fig. 11.3.28 Typical pressure bulkheads.



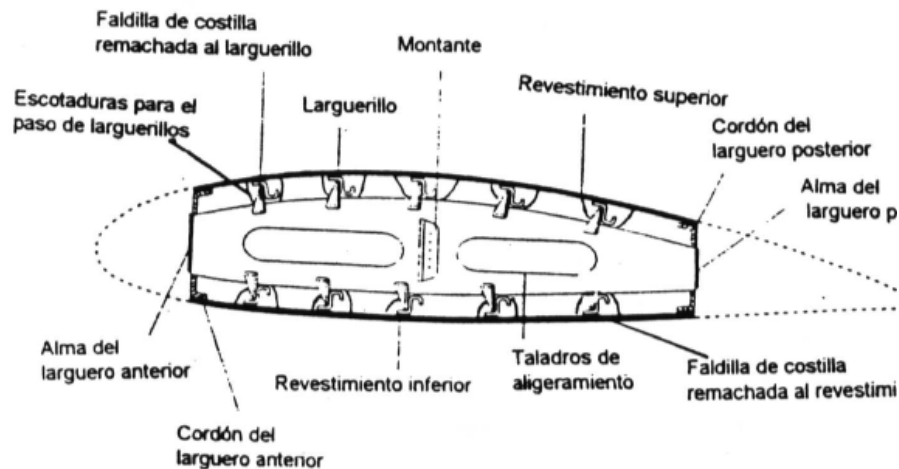
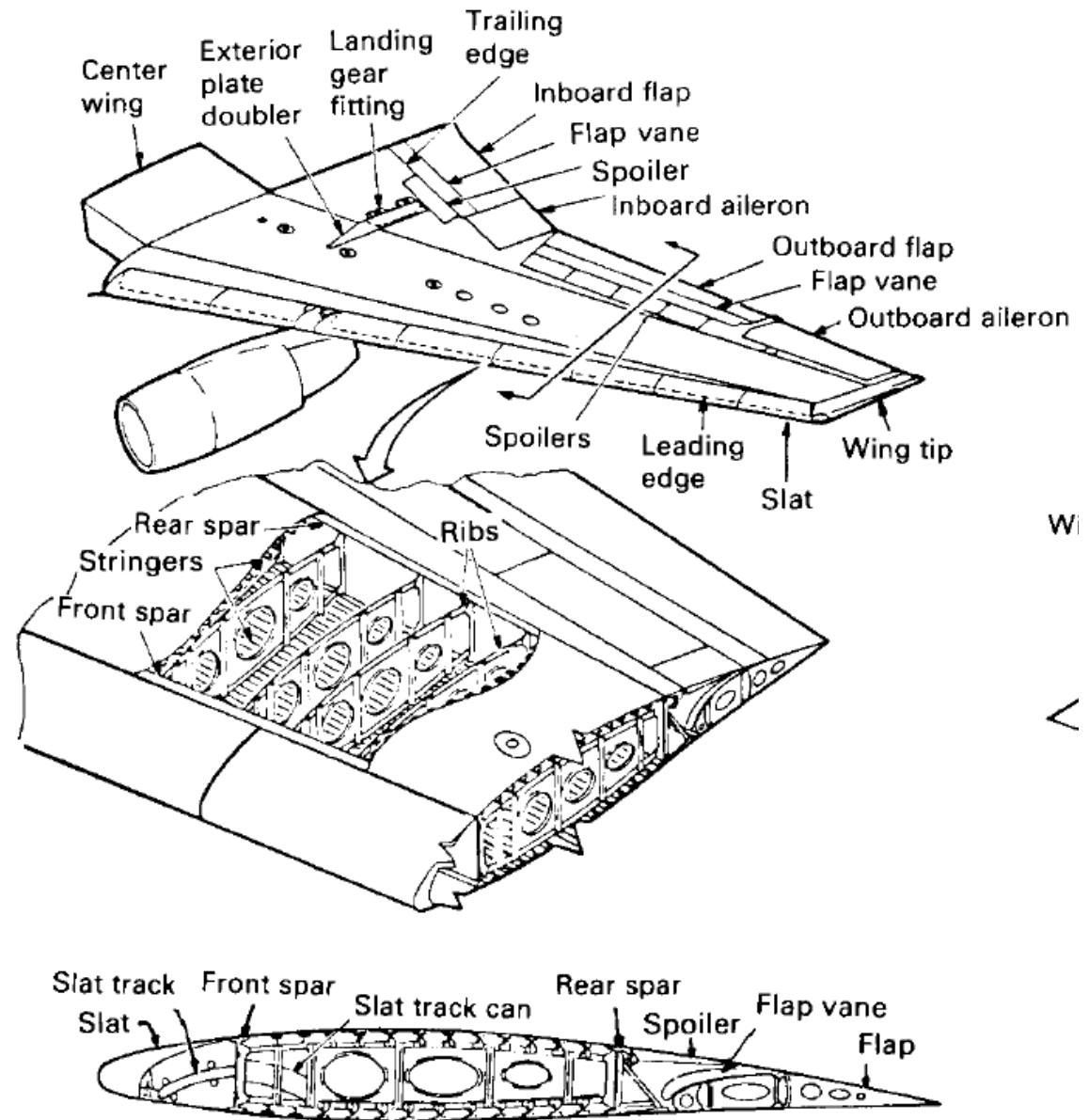
# Estructura del fuselaje - II



# Estructura: Ala

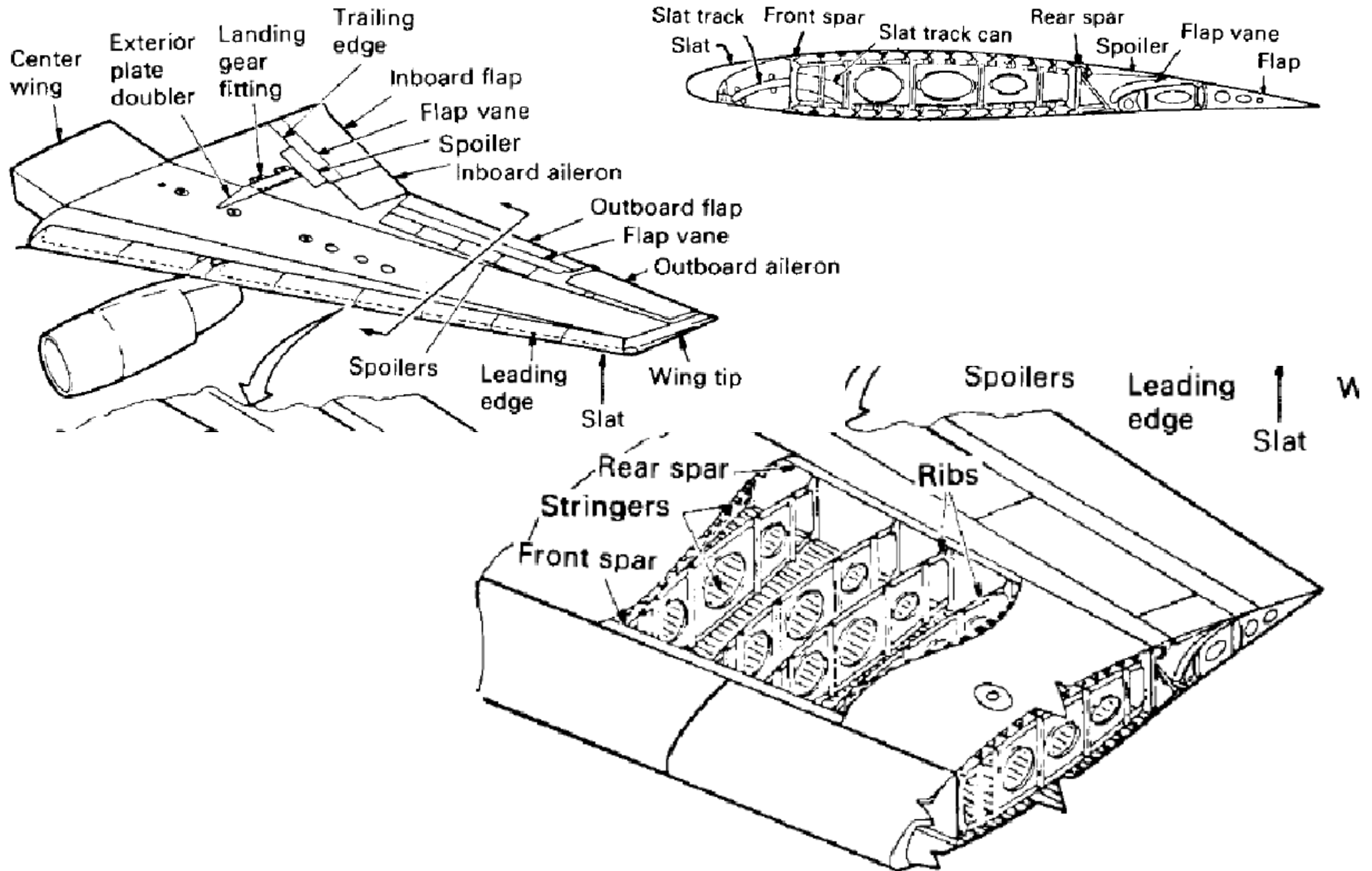
## Elementos constitutivos:

- Largueros - *spar*.
- Costillas - *ribs*.
- Larguerillos - *Longitudinal stringer*.
- Revestimiento - *skin*.
- Cajón de torsión – *torsional box – D-box*.
- Borde de entrada – *leading edge*
- Borde de salida – *trailing edge*
- Extremo del ala - *wingtip*
- Puertas de acceso.
- Uniones entre elementos.
- Zonas reforzadas:
  - Tren de aterrizaje.
  - Motores.
- Unión ala-fuselaje.
- Alojamiento del tren.



(a) Typical transport wing

# Estructura Ala



# Estructura: Ala - II

## ■ Costillas:

- **Generalmente contruidos en una pieza sólida** a la que se le practican **orificios de acceso**.
- También se pueden construir mediante **triangulación de perfiles**.
- Objetivo de los orificios
  - **Pasar cableado: hidráulico, eléctrico.**
  - **Reducción de peso**
- Misión estructural
  - **Transferir las cargas aerodinámicas externas a los largueros.**
  - **Soportar las cargas de aplastamiento,** manteniendo la geometría del perfil.
  - **Redistribuir las cargas concentradas** (góndola motor y tren de aterrizaje) a los largueros y a los paneles de recubrimiento.
  - **Soporte para los larguerillos**
  - **Redistribución de cizalladura** en los lugares de cargas concentradas.

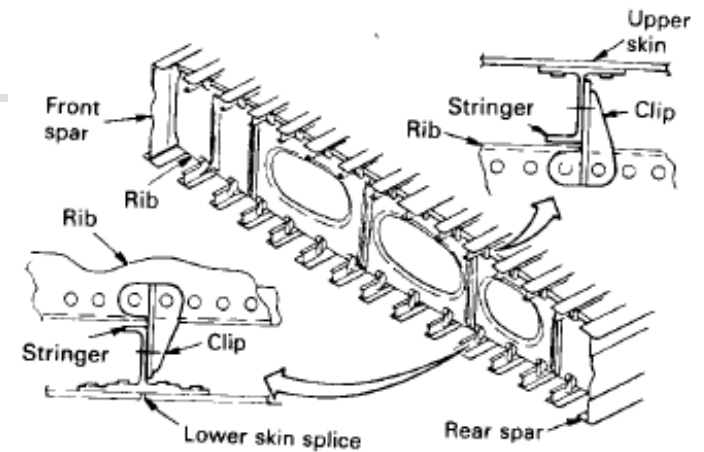


Fig. 8.5.2 Typical rib construction.

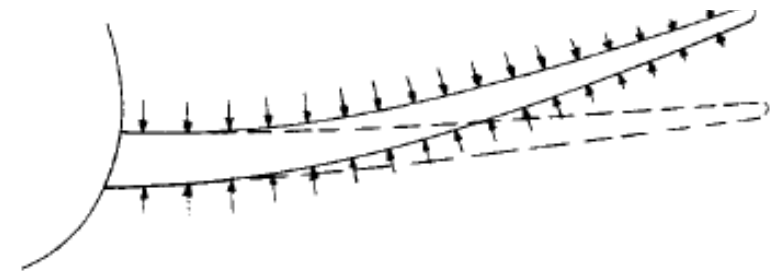


Fig. 8.5.4 Wing crushing loads due to flexure bending.

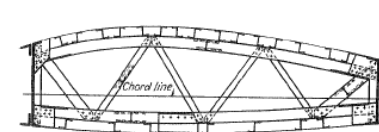
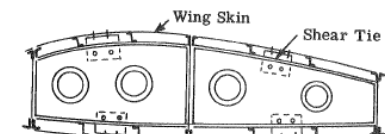


Fig. A21.4



Ribs in 3 Spar Wing.

Fig. A21.5

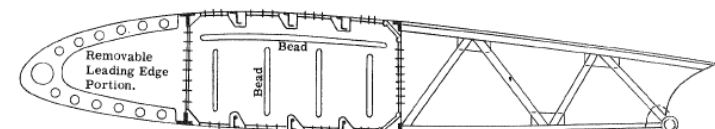
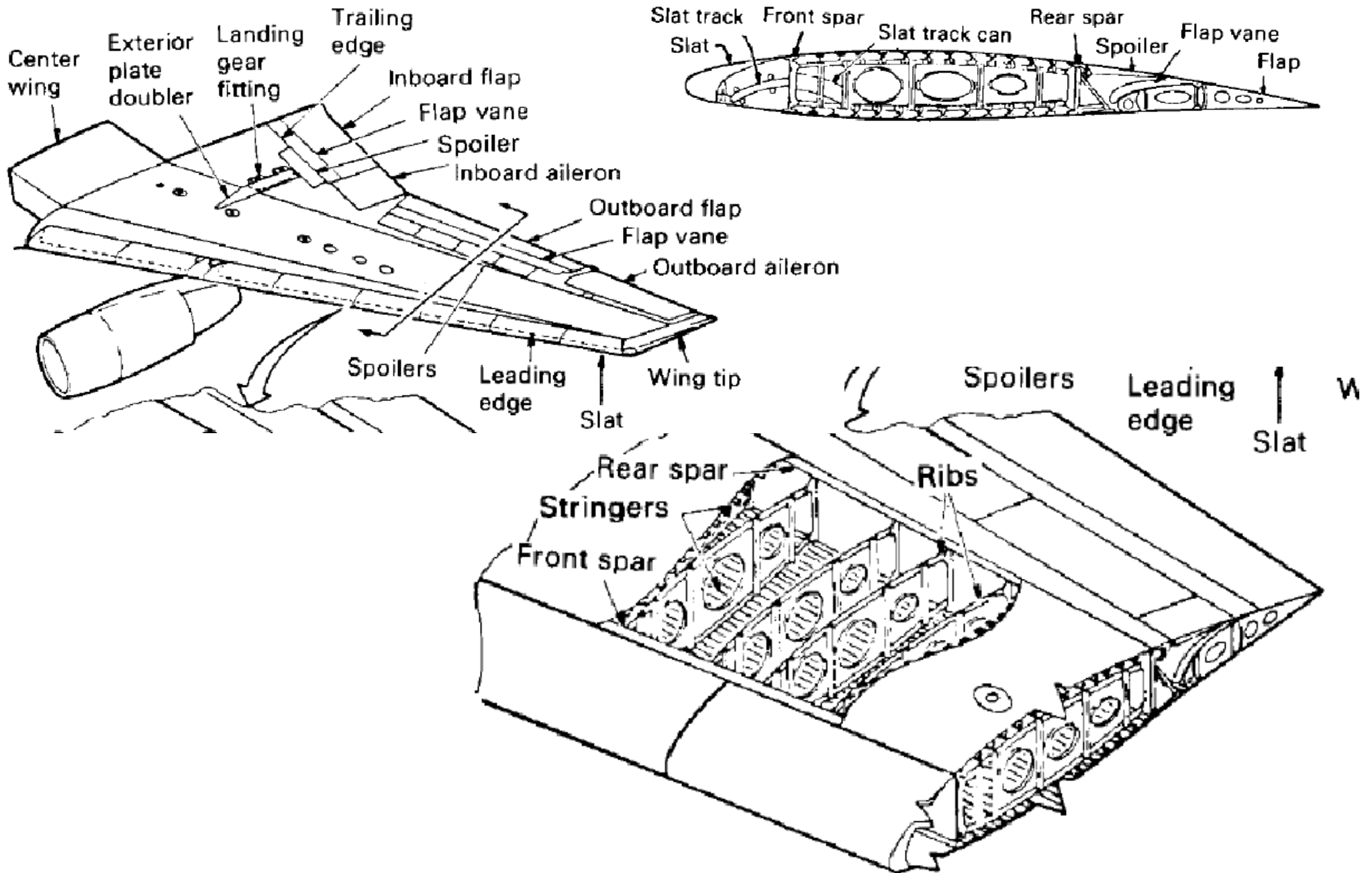


Fig. A21.6

# Estructura Ala



# Estructura: Ala - III

## ■ Largueros:

- **Elementos longitudinales que recorren el ala de la raíz a la punta.**
- Se suelen usar dos largueros paralelos, formando el llamado cajón del ala (*wingbox*)
- Se encargan principalmente de soportar los esfuerzos de flexión, debidos a las cargas aerodinámicas.
- Pueden soportar cargas concentradas debidas al tren de aterrizaje y los motores.
- Elementos:
  - Alma, alas, montantes

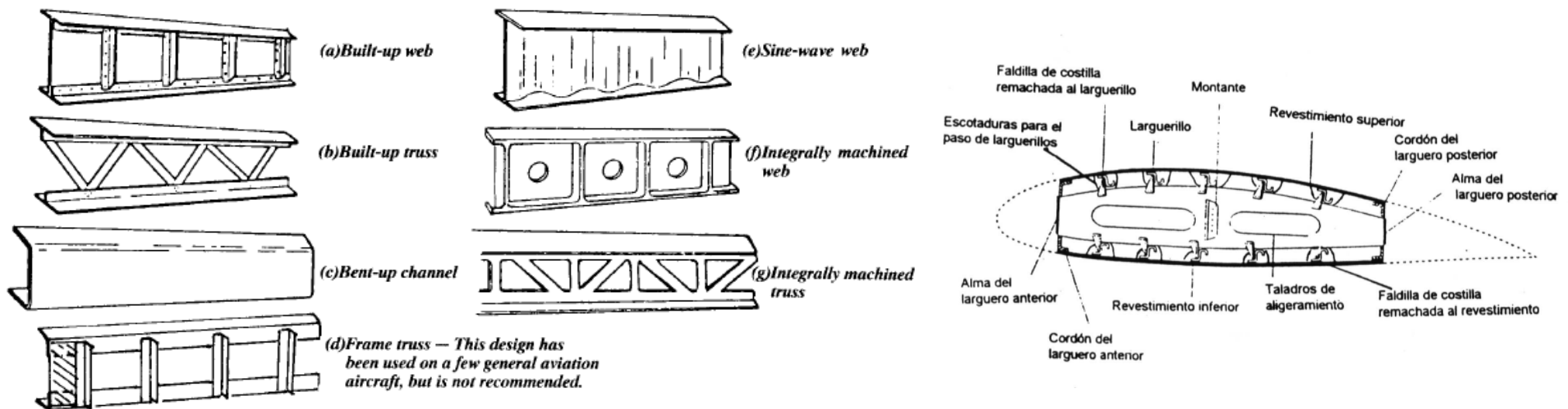
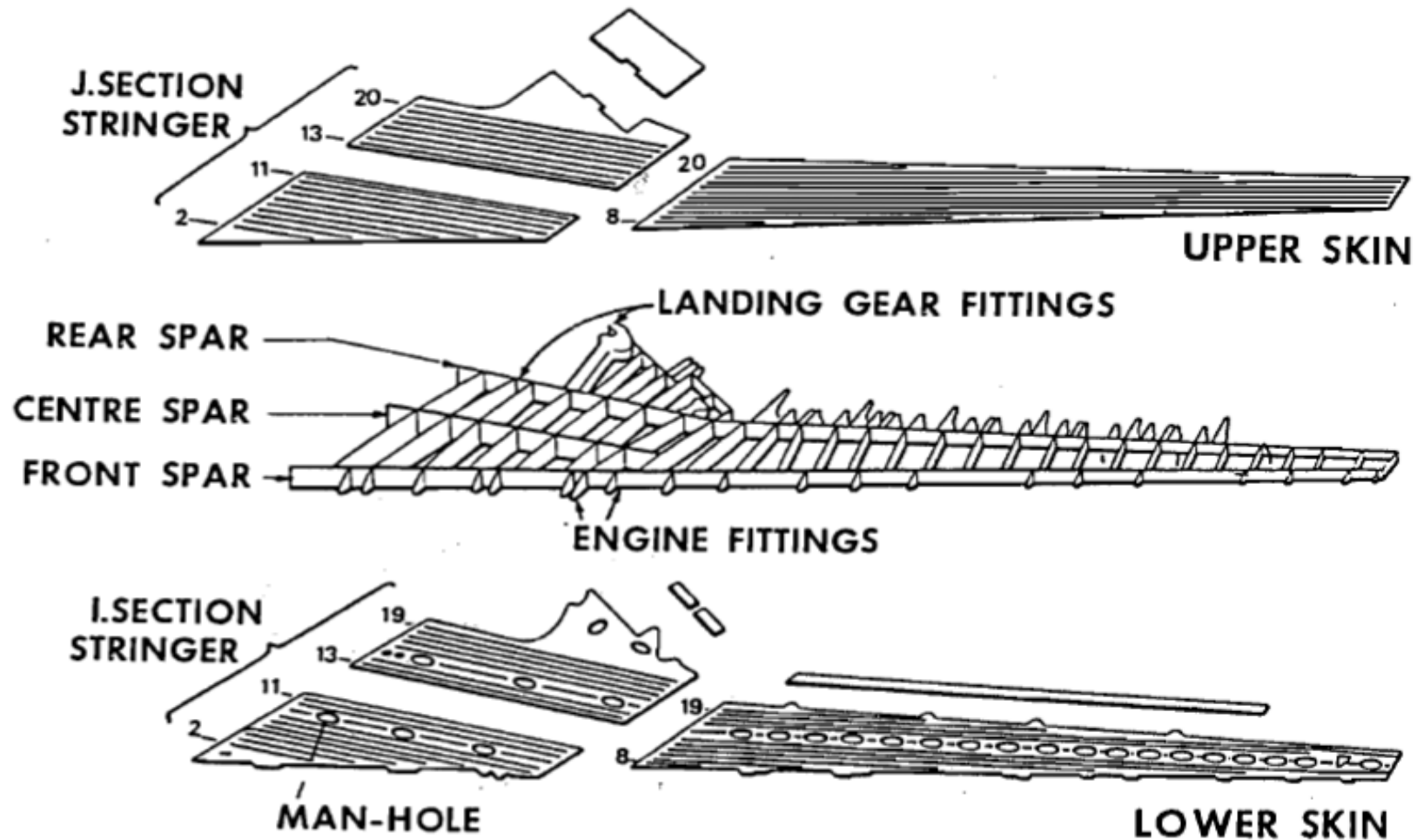


Fig. 8.4.3 Typical spar configurations.

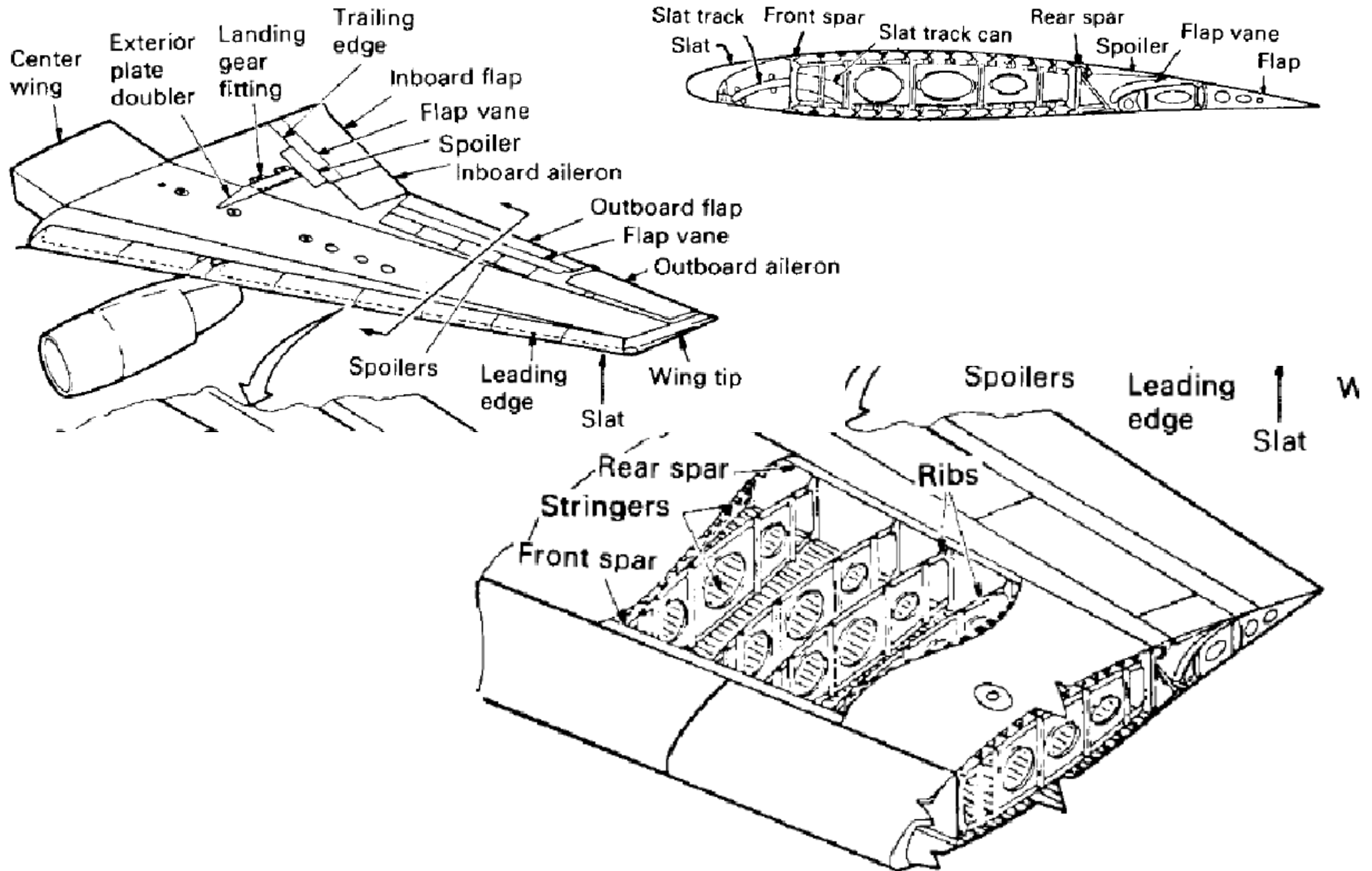
# Estructura: Ala - III

- Revestimientos:
  - Cuenta con larguerillos para evitar el pandeo.
  - Compuertas de servicio: *hand-hole*, *man-hole*



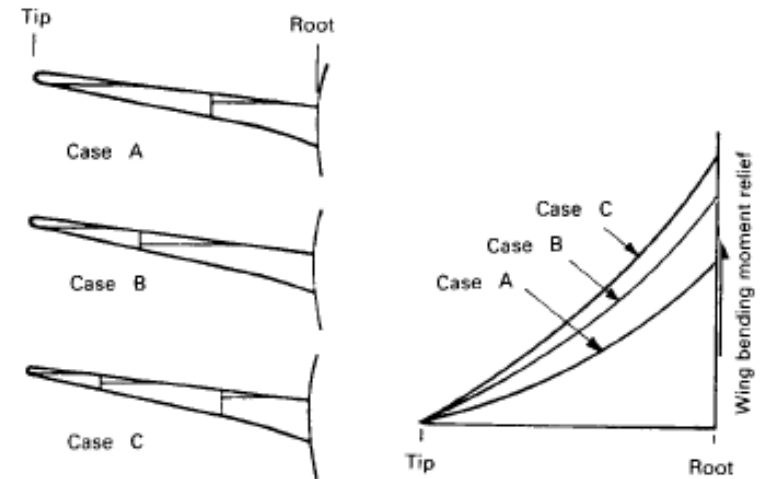


# Estructura Ala



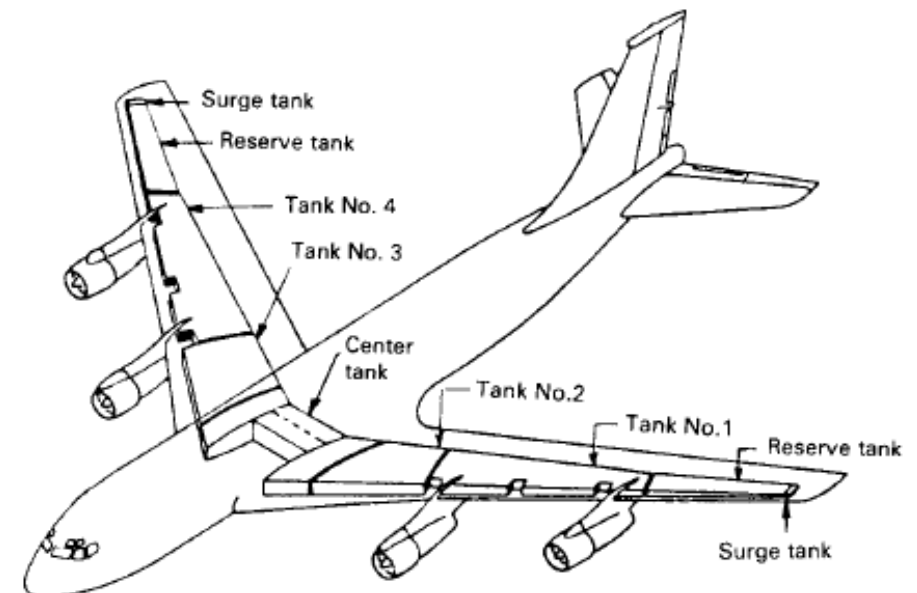
# Estructura: Ala - IV

- Tanques de combustible
  - Se aprovecha el **cajón central del ala** para ubicar el **combustible**.
  - Se consigue **aliviar esfuerzos de flexión**.
  - Se **libera espacio en la cabina**.
  - Se utilizan **tanques integrados**, sellando la estructura con compuestos resistentes al combustible.
  - Todas las **paredes** tienen que ser **accesibles**: detección y reparación de fugas.
  - Evitar cambios bruscos de forma y secciones afiladas donde se encuentran los sellados
  - **Administración de tanques de combustible**:
    - Alivio del par de flexión.
    - Sistemas complejos de administración no son bienvenidos por los pilotos.



(b) Fuel tank geometry vs. wing relief

Fig. 8.8.4 Transport fuel tank geometry vs. wing load relief.



(a) Fuel tank installation

# Estructura: Estabilizadores

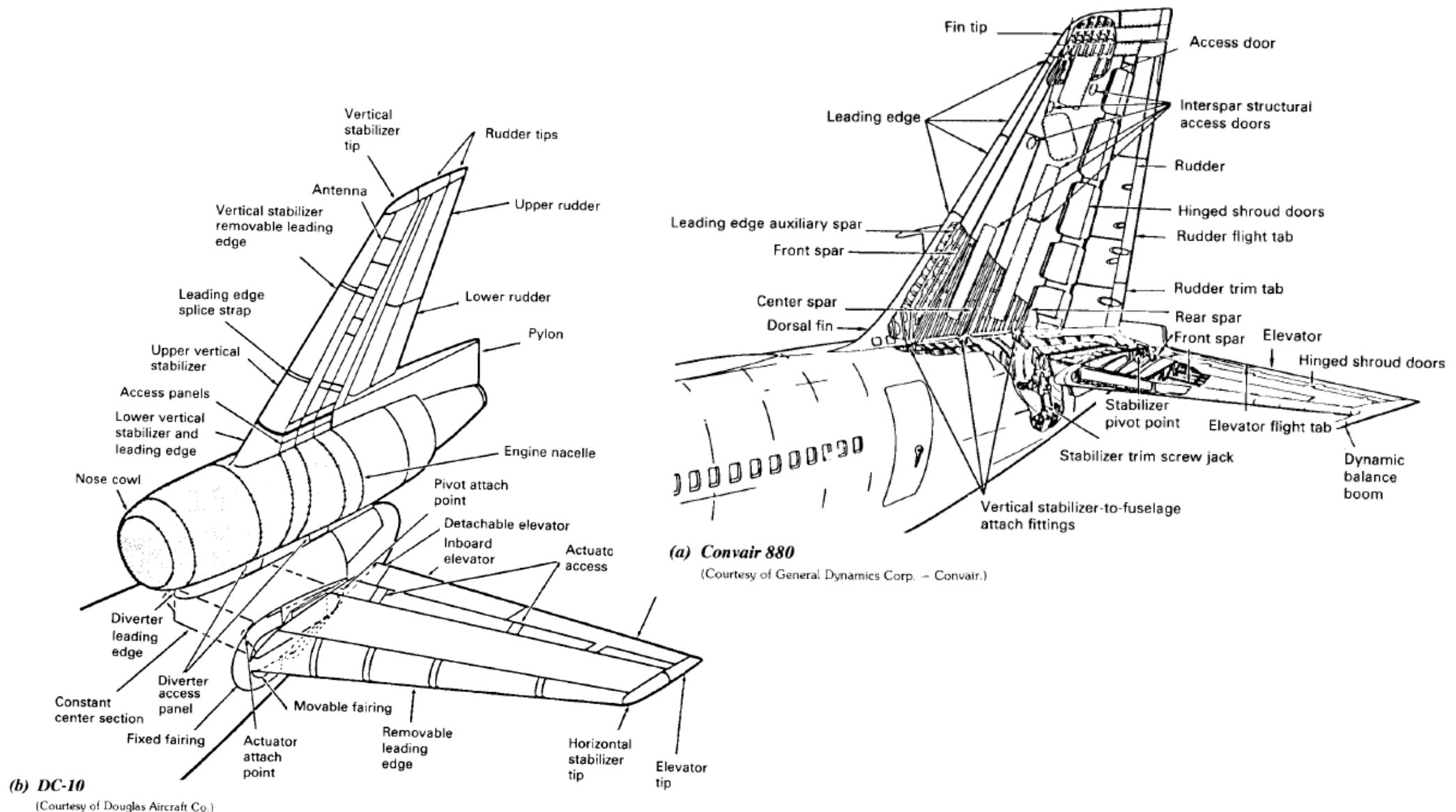


Fig. 10.1.2 Structural arrangement of transport tails.



# Contenido

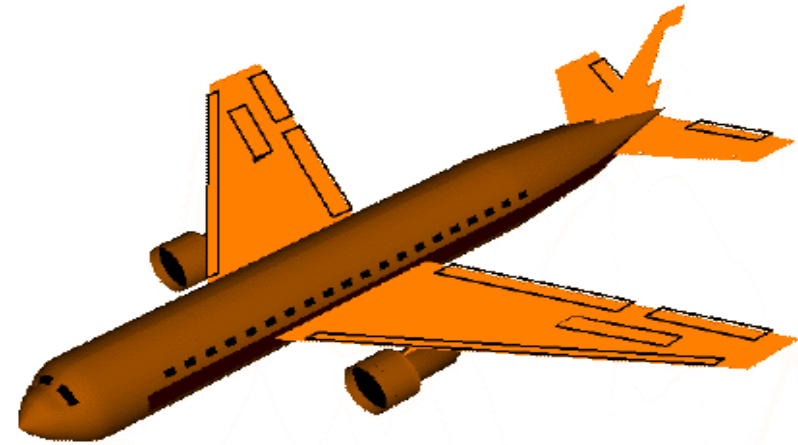
---

- Introducción
- Principios básicos del vuelo.
- Actuaciones de una aeronave.
- Descripción general de los aviones
  - Configuración general
  - Estructura
  - **Mandos de vuelo**
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - Instrumentos de a bordo
- Descripción general de los helicópteros
  - Configuración general
  - Mandos de vuelo
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - Instrumentos de a bordo

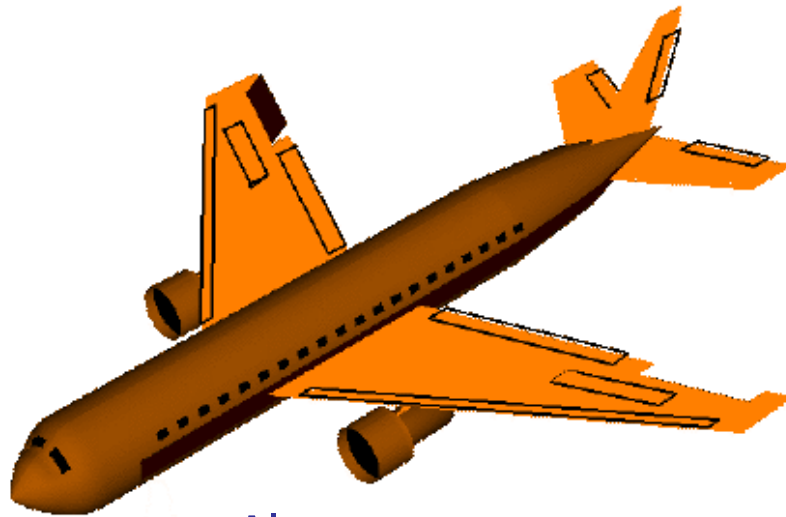
# Mandos de vuelo

- Palanca de mando:
  - **Movimiento longitudinal:**
    - Control del timón de profundidad.
    - Cambia la sustentación que proporciona el estabilizador horizontal, provocando un momento de cabeceo.
  - **Movimiento lateral:**
    - Control de alerones
    - Genera un momento de balanceo provocan sustentación desigual en las dos semialas (deflexión asimétrica)
- **Pedales:**
  - Accionan el timón de dirección, provocando un momento de guiñada
- **Palanca de gases**
  - Controla el empuje del motor.
- **Problemas de acoplamiento entre mandos.**

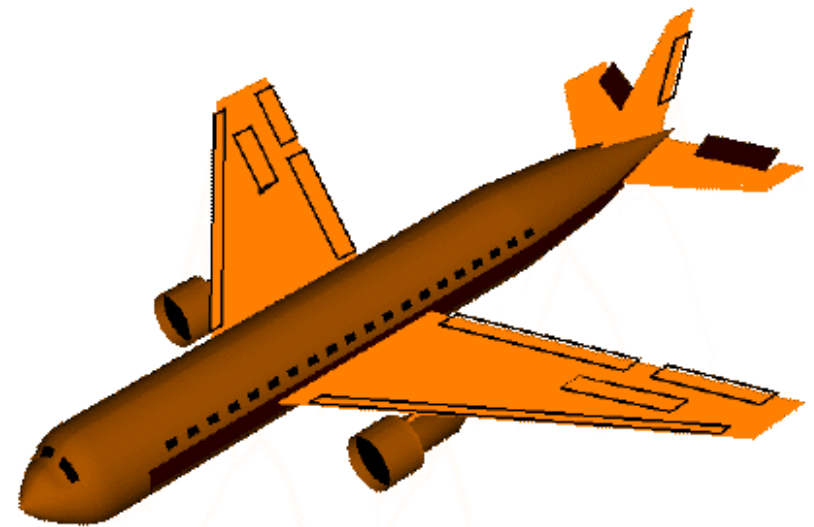




Timón de dirección



Alerones



Timón de profundidad

# Contenido

- Introducción
- Principios básicos del vuelo.
- Actuaciones de una aeronave.
- **Descripción general de los aviones**
  - Configuración general
  - Estructura
  - Mandos de vuelo
  - **Sistemas y equipos de a bordo**
  - Instrumentos de a bordo
- Descripción general de los helicópteros
  - Configuración general
  - Mandos de vuelo
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - Instrumentos de a bordo

# Sistemas y Equipos de Abordo - I

## ■ SISTEMA DE MANDOS DE VUELO:

- Transmite las órdenes del piloto a las superficies de control: poleas, fly-by-wire, ...

## ■ SISTEMA ELÉCTRICO:

- Proporciona potencia eléctrica a: instrumentos indicadores, equipos de navegación y comunicaciones, electromecanismos para accionamientos a distancia, apertura y cierre de válvulas de los sistemas de aire acondicionado, iluminación, etc.

## ■ SISTEMA DE COMBUSTIBLE:

- Está formado por los depósitos y las redes de carga y de suministro al motor.
- Elementos de estas redes son las bocas de llenado, las bombas de alimentación, las conducciones, las válvulas y filtros, y los controles e indicadores.
- Actualmente los depósitos son integrales, es decir, forman parte de la propia estructura del avión.
- El repostado y vaciado de combustible suele realizarse desde un sólo punto para todos los depósitos del avión.

## ■ SISTEMA HIDRÁULICO:

- Este sistema se encarga de actuar numerosos sistemas del avión: los controles primarios de vuelo (alergones, timón de dirección y timón de profundidad), los controles secundarios (flaps y spoilers), la retracción del tren de aterrizaje, los frenos de las ruedas del tren, el sistema de dirección de la rueda de morro, las compuertas de las bodegas, etc.

## ■ SISTEMA NEUMÁTICO:

- Algunos aviones están equipados con sistemas neumáticos para lograr algunos fines similares a los logrados con el sistema hidráulico: actuar sobre frenos y dirección, abrir y cerrar compuertas.
- Este sistema no suele utilizarse como sistema primario de los aviones.

## ■ SISTEMA DE ACONDICIONAMIENTO DE CABINA:

- Los aviones que vuelan a altitudes elevadas utilizan este sistema para presurizar la cabina, de manera que el proceso respiratorio sea posible, para que la temperatura del aire sea confortable y para mantener un control adecuado de la humedad.

## ■ SISTEMA AUXILIAR DE POTENCIA (APU).

- Proporciona potencia eléctrica y neumática cuando los motores están parados.

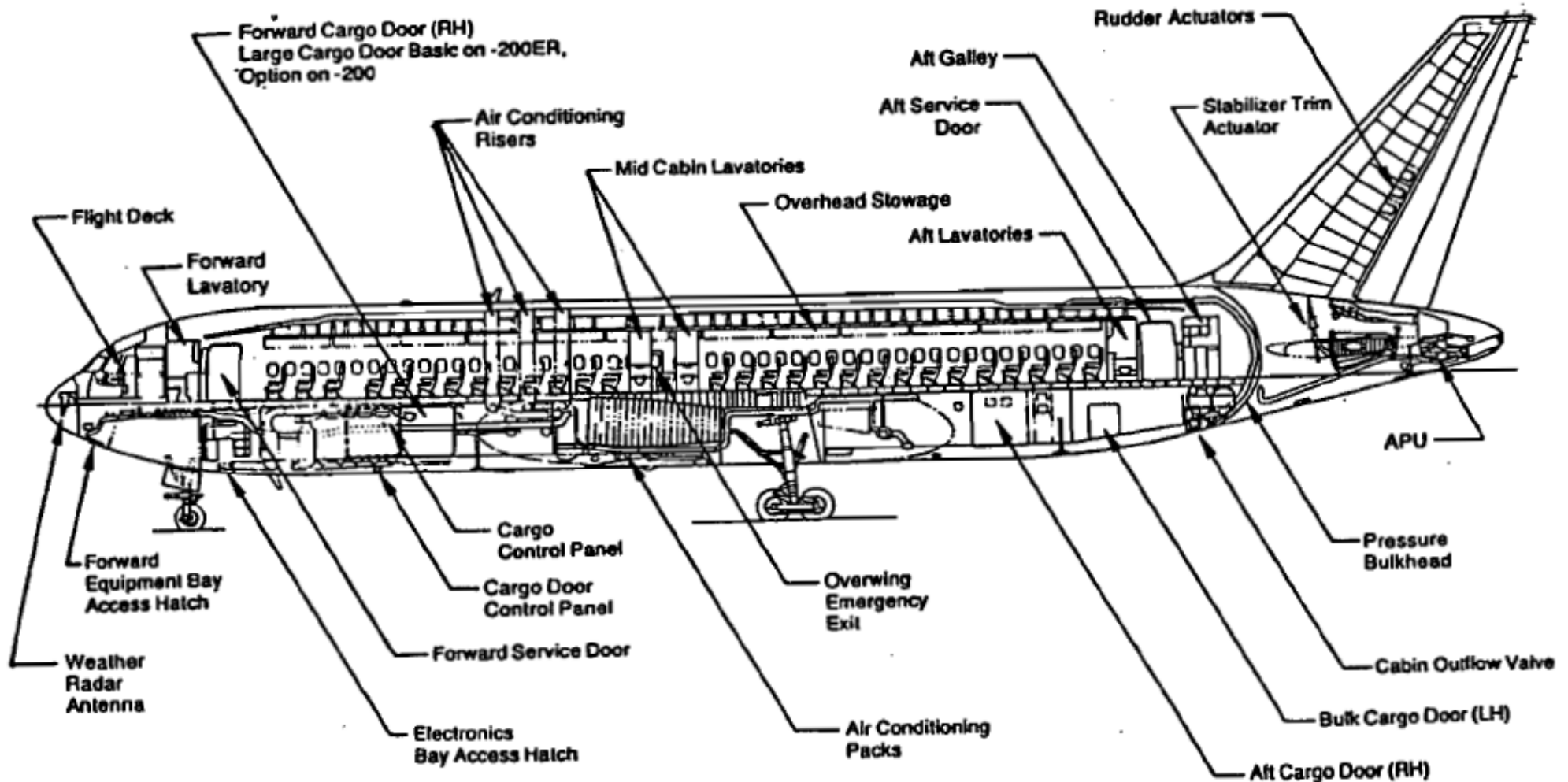
## ■ SISTEMAS DE EMERGENCIA.

- Estos sistemas no son de uso continuado.
- Sistema de oxígeno, sistema anti-hielo, sistema anti-incendios



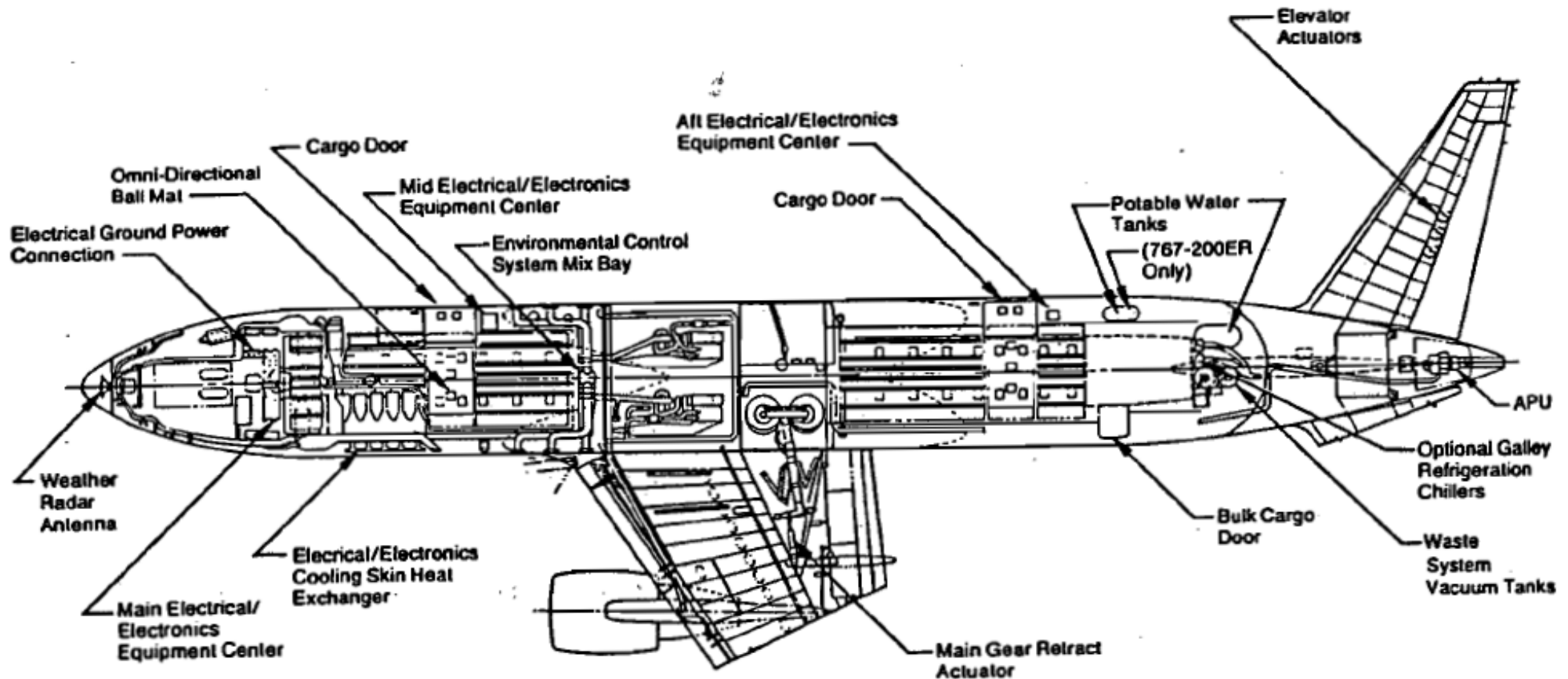
# Sistemas y Equipos de Abordo - II

Inboard Profile  
767-200/767-200ER



Side View

# Sistemas y Equipos de Abordo - III



Plan View



# Contenido

---

- Introducción
- Principios básicos del vuelo.
- Actuaciones de una aeronave.
- **Descripción general de los aviones**
  - Configuración general
  - Estructura
  - Mandos de vuelo
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - **Instrumentos de a bordo**
- Descripción general de los helicópteros
  - Configuración general
  - Mandos de vuelo
  - Sistemas y equipos de a bordo
  - Instrumentos de a bordo

# Instrumentos de a bordo - I

- Los instrumentos son el medio de comunicar datos entre los sistemas y la tripulación.
  - 1- Altímetro barométrico:
  - 2- Tacómetros:
  - 3- Temperatura:
  - 4- Indicador de velocidad vertical
  - 5- Indicador de flujo de fuel:
  - 6- Reloj
  - 8- Indicador de cantidad de fuel
  - 9- Indicador de presión en cabina
  - 10- Indicadores de presión de líquido hidráulico:



# Instrumentos de a bordo - II

- 11- Indicador de Actitud,
- 12- Indicador de Situación Horizontal
  - Compás (Brújula)
  - Distancia y rumbo al punto:
  - Aguja de dirección e ILS:
- 13- Anemómetro e indicador de mach
- 14- Ángulo de ataque:
- 15- Acelerómetro





# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - **Fuerzas Aerodinámicas**
    - **Perfiles Aerodinámicos**
    - **Coefficiente de Presión**
    - **Sustentación**
    - **Momento de Cabeceo**
    - **Capa Límite**
    - **Desprendimiento de la Corriente**
    - **Resistencia Aerodinámica**
    - **Perfiles Laminares**
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - **Fuerzas Aerodinámicas**
      - Perfiles Aerodinámicos
      - Coeficiente de Presión
      - Sustentación
      - Momento de Cabeceo
      - Capa Límite
      - Desprendimiento de la Corriente
      - Resistencia Aerodinámica
      - Perfiles Laminares
    - Alas en Régimen Incompresible
    - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Introducción - I

## ■ Aerodinámica:

- Rama de la Mecánica de Fluidos especializada en el cálculo de las acciones del viento sobre cuerpos de muy diversa naturaleza.
- Relaciona la geometría de la aeronave y las condiciones en que vuela:
  - altitud, velocidad, actitud
  - distribuciones de velocidad, presión y temperatura a su alrededor
- Determinar las fuerzas y momentos que se ejercen sobre la aeronave.
- Estudio de los perfiles:
  - Flujo bidimensional.
  - Flujos incompresibles  $M < 3 \sim V > 100$  m/s.
  - $Re > 10^6$  efectos viscosos pequeños.

$$Re = \frac{\rho \frac{V^2}{L}}{\mu \frac{V}{L^2}} = \frac{\rho V L}{\mu}$$

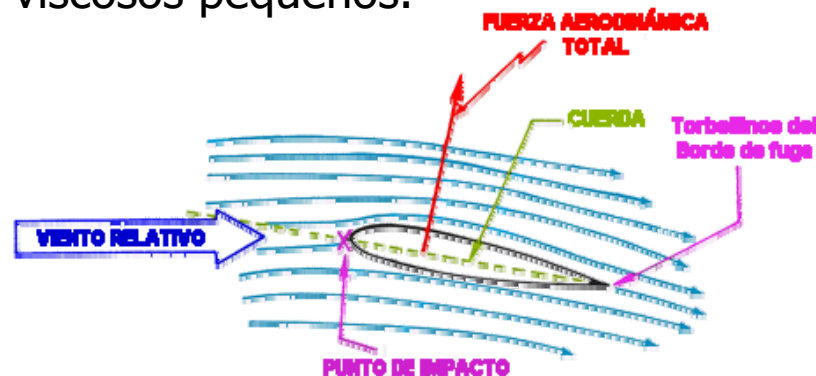
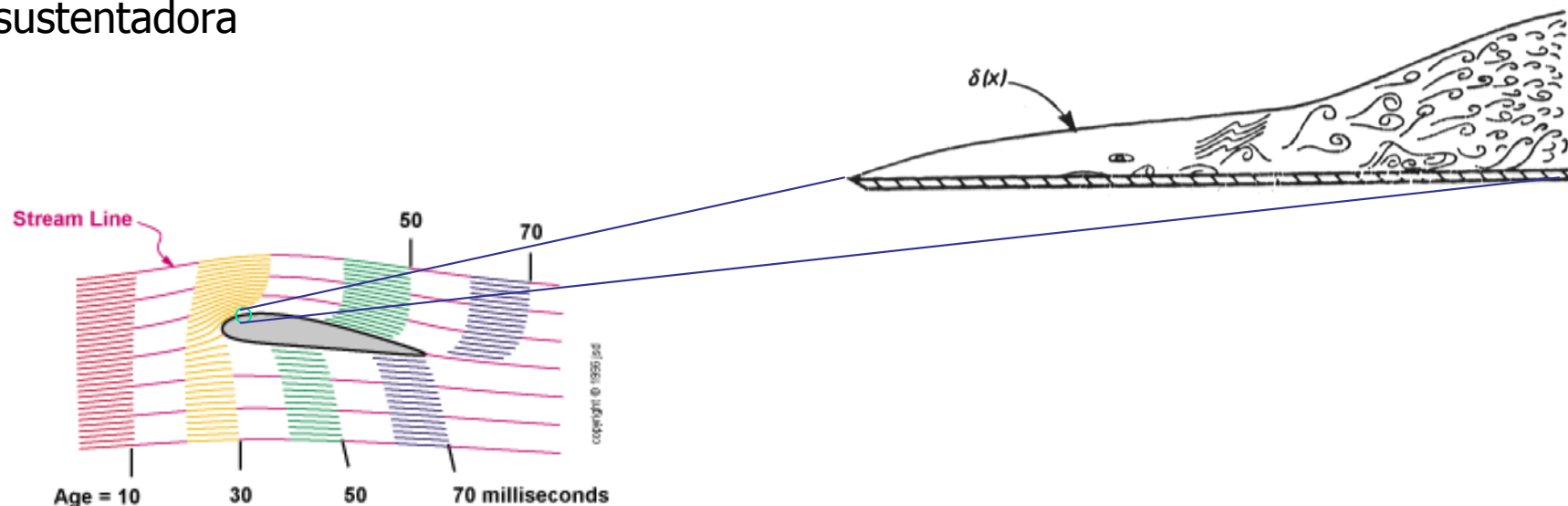


Figura 2.18. FLUJO SOBRE UN PLANO AERODINÁMICO



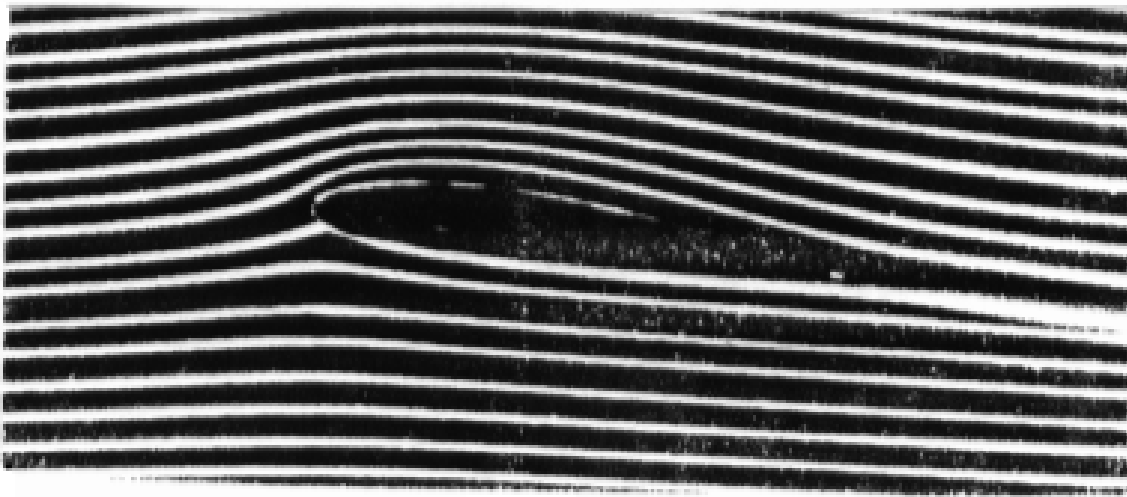
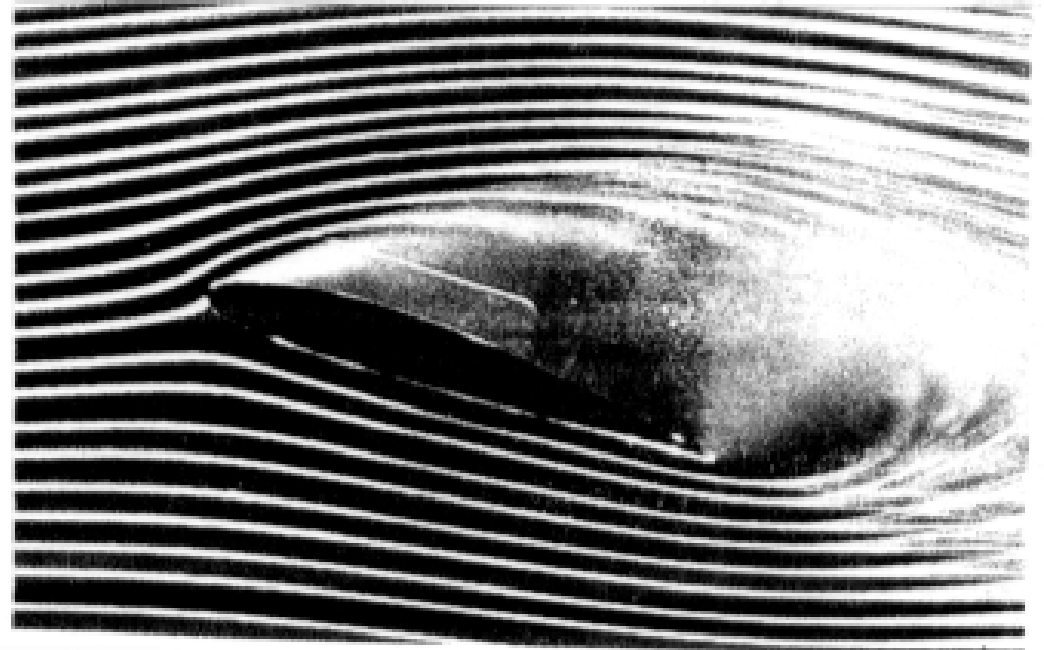
# Introducción - II

- **Cálculo de las fuerzas aerodinámicas**
  - La sustentación se calcula despreciando los efectos viscosos.
    - Concuerda con resultados experimentales
  - La resistencia calculada de la misma forma no concuerdan con los resultados experimentales:
    - Es necesario introducir los efectos viscosos
      - Capa límite
- El campo fluido quedará descompuesto en dos regiones
  - Exterior donde los efectos viscosos son despreciables
  - Capa límite donde los efectos viscosos son tenidos en cuenta
- El desprendimiento de la capa límite es un fenómeno no deseado en el que la sustentación se ve reducida de forma considerable, y aumenta la resistencia aerodinámica, perdiendo el perfil toda la eficiencia como superficie sustentadora



# Introducción III

- NACA 4412
  - 0 ° AoA (angle of Attack)
  - 15 ° AoA



# Fuerzas Aerodinámicas - I

- Las fuerzas aerodinámicas sobre una aeronave provienen de dos fuentes:
  - esfuerzos de presión
  - esfuerzos de fricción

$$\vec{F} = - \int_S p \vec{n} dA + \int_S \vec{n} \cdot \vec{\tau}' dA$$

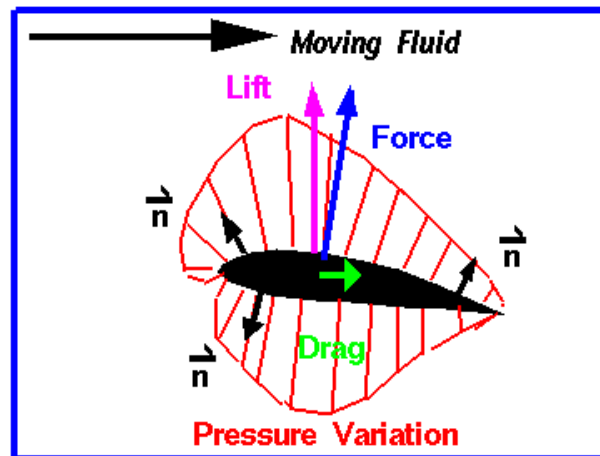
← esfuerzos de presión      ← esfuerzos de fricción

toda la superficie de la aeronave



## Aerodynamic Forces

Glenn  
Research  
Center



Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.  
Force on the body is the vector sum of the pressure x area  
around the entire solid body.

$$\vec{F} = \sum_{\text{surface}} p \vec{n} A = \oint p \vec{n} dA$$

Lift =  $F_{\text{normal}}$

Drag =  $F_{\text{stream}}$



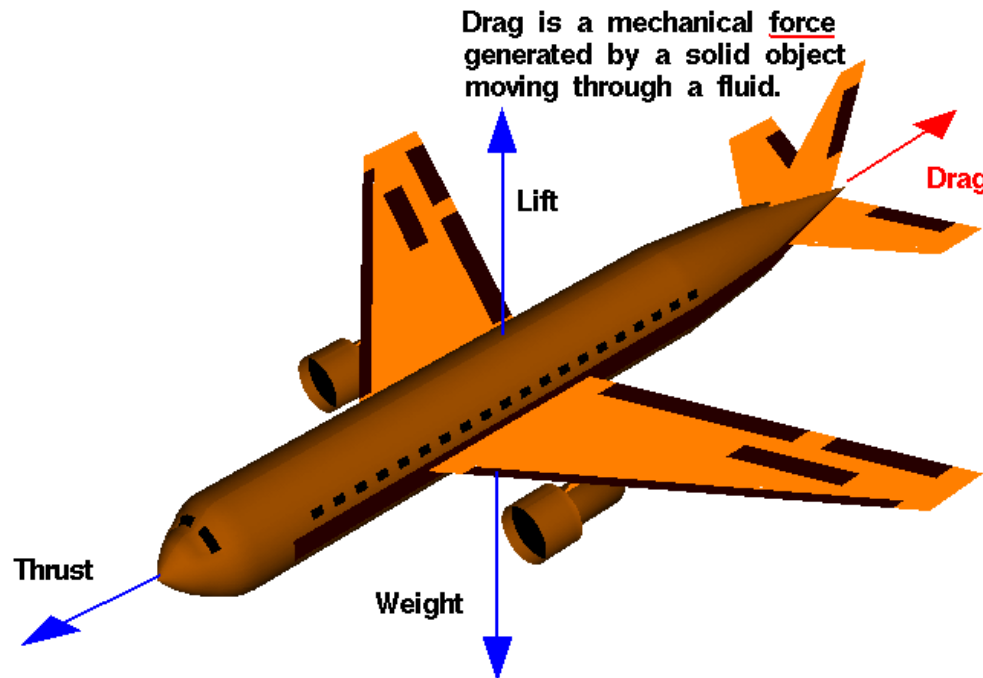
# Fuerzas Aerodinámicas - II

- Sustentación (*Lift* -  $L$ )
  - La **sustentación** es la **componente** de la **fuerza neta perpendicular** a la **dirección del fluido**.
- Resistencia (*Drag* -  $D$ )
  - La **resistencia** es la **componente** de la **fuerza neta paralela** a la **dirección del fluido**
- Tanto la sustentación como la resistencia son fuerzas mecánicas generadas por la acción de un sólido cuando se mueve a través de un fluido



## What is Drag?

Glenn  
Research  
Center



# Fuerzas Aerodinámicas - III

- En las superficies sustentadoras (perfiles, alas, etc..) se verifica que
  - **Sustentación:** los **esfuerzos de fricción** a la **sustentación** es **despreciable**
    - **Resistencia paralela** a la **corriente** incidente
  - **Resistencia:** los **esfuerzos de presión y fricción** en la **dirección de la corriente** son ambos **importantes**.
  - Perfil aerodinámico  $\Rightarrow$  superficie sustentadora muy eficiente **L**  $\gg$  **D**
- Las fuerzas aerodinámicas producen un momento de cabeceo, respecto de algún punto de referencia situado en el cuerpo:
  - Se suele despreciar la contribución de la resistencia aerodinámica

$$L \approx - \int_S p n_z dA$$

$$D = - \int_S p n_x dA + \int_S (\vec{n} \cdot \vec{\tau}')_x dA.$$

$$M \approx - \int_S (x - x_0) p n_z dA.$$

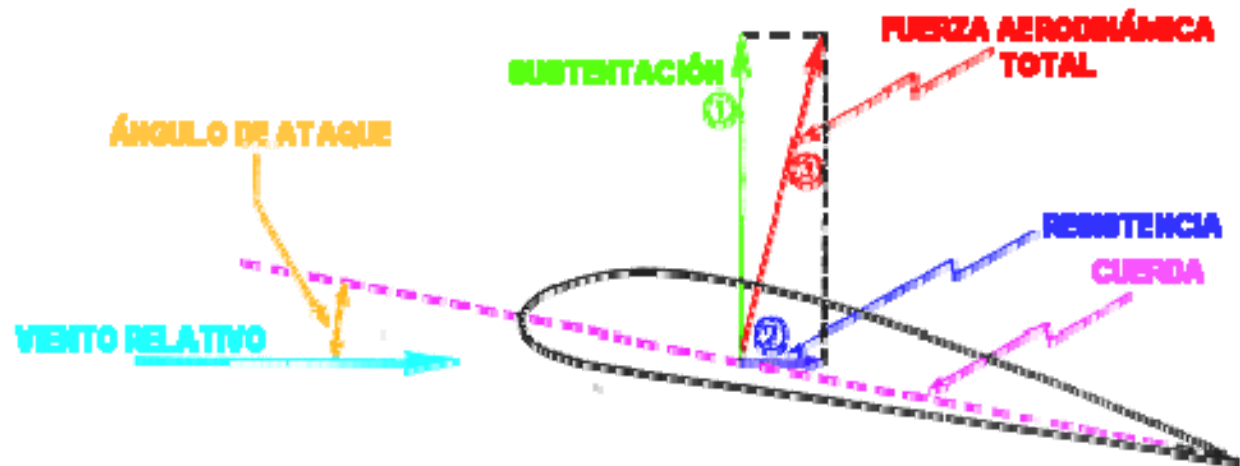


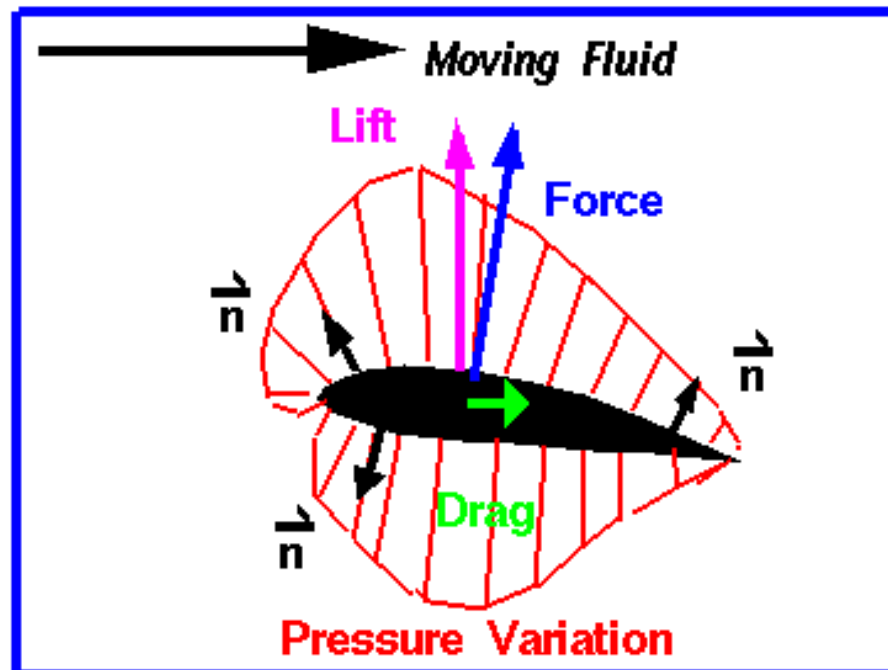
Figura 2.18. FUERZAS ACTUANTES SOBRE UN PLANO AERODINÁMICO

# Fuerzas Aerodinámicas - IV



## Aerodynamic Forces

Glenn  
Research  
Center



Pressure forces act normal (perpendicular) to surface.  
Force on the body is the vector sum of the pressure x area  
around the entire solid body.

$$\vec{F} = \sum_{\text{surface}} p \vec{n} A = \oint p \vec{n} dA$$

$$\text{Lift} = F_{\text{normal}}$$

$$\text{Drag} = F_{\text{stream}}$$

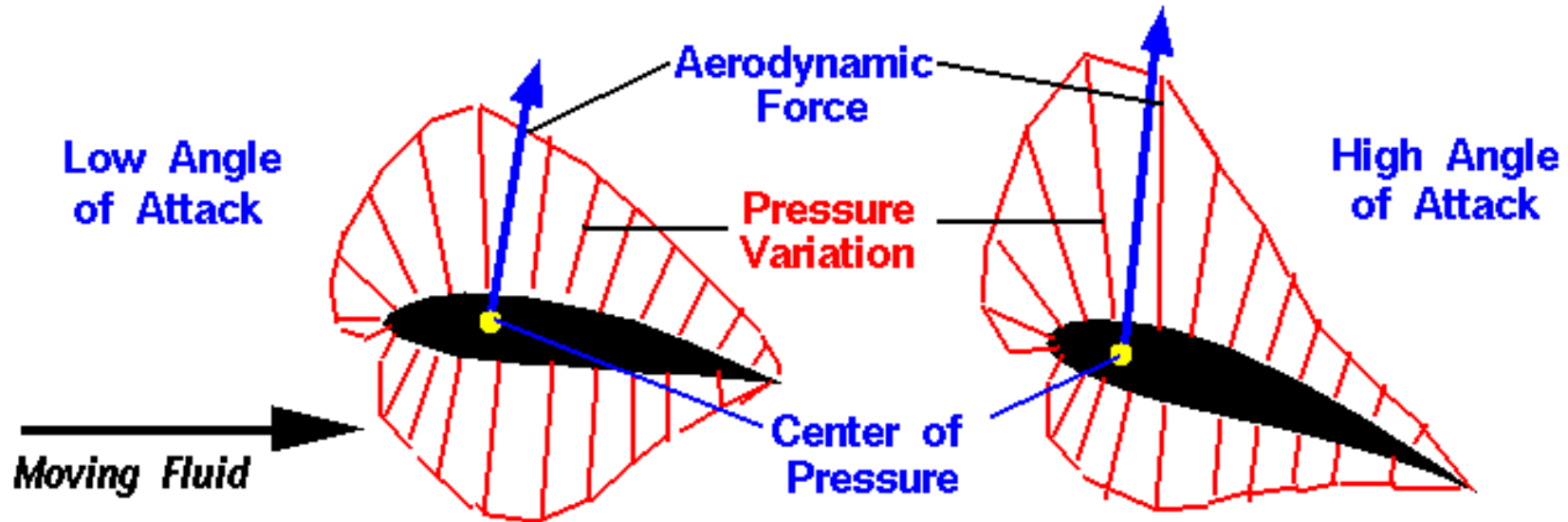


# Fuerzas Aerodinámicas - V



## Center of Pressure - cp

Glenn  
Research  
Center



Center of Pressure is the average location of the pressure.  
Pressure varies around the surface of an object.  $P = P(x)$

$$cp = \frac{\int x p(x) dx}{\int p(x) dx}$$

Aerodynamic force acts through the center of pressure.  
**Center of pressure moves with angle of attack.**





# Fuerzas Aerodinámicas - VI

- Coeficientes Adimensionales
  - La fuerza aerodinámica depende en principio de muchos parámetros:
    - velocidad de la corriente incidente  $V_{\infty}$
    - propiedades del aire no perturbado
      - densidad  $\rho$ ,
      - presión  $p_{\infty}$
      - temperatura  $T$ ,
      - Viscosidad  $\mu$ ,
      - geometría del perfil,
      - ángulo de ataque  $\alpha$ ,
- Para simplificar el problema y generalizar las soluciones (teoría de la semejanza física -> estudios experimentales.) se emplean variables adimensionales:
  - $C_p, C_l, C_d, C_m, C_L, C_D, C_M$
- Para un perfil dado los coeficientes correspondientes dependen sólo de tres parámetros:
  - ángulo de ataque  $\alpha$ ,
  - número de Reynolds  $Re$
  - número de Mach  $M_{\infty}$
- Para flujos incompresibles el número de parámetros se reduce a  $\alpha$  y  $Re$ .

# Fuerzas Aerodinámicas - VII

- Coeficientes Adimensionales:
  - **Coeficiente de presión  $c_p$ :**

$$c_p(x) = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2}$$

- **Coeficiente de sustentación  $C_l$**

- Variación de la velocidad
- Variación de la densidad
- Variación de la superficie

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c}, C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$$

- **Coeficiente de resistencia  $C_d$**

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c}, C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S}$$

- **Coeficiente de cabeceo  $C_m$**

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c^2}, C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S c}$$



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - **Perfiles Aerodinámicos**
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - Desprendimiento de la Corriente
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Perfil Aerodinámico - I

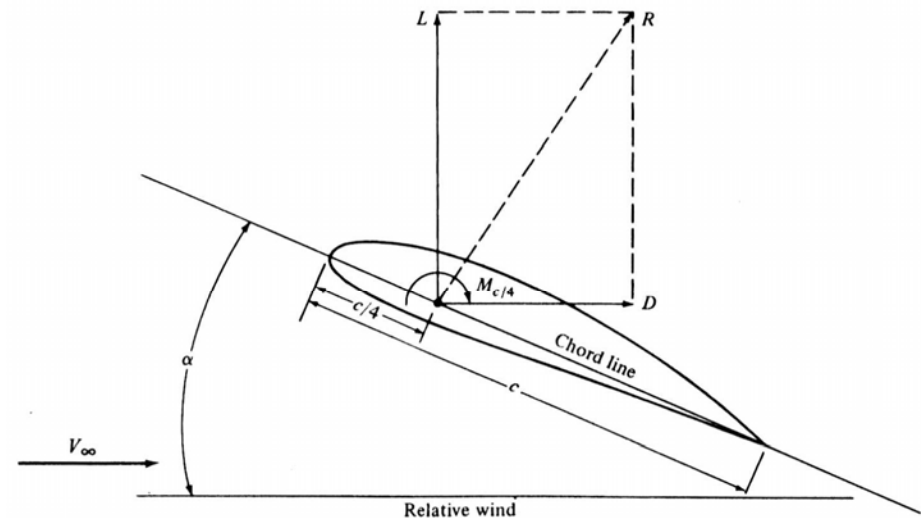
- Un **perfil aerodinámico** es una **superficie sustentadora muy eficiente**:
  - capaz de generar la fuerza de sustentación necesaria y al mismo tiempo una resistencia aerodinámica pequeña
    - $L \gg D$ .
- Características generales:
  - **borde de ataque y borde de salida**: puntos más adelantado y más atrasado, respectivamente, del perfil;
  - **extradós e intradós**: superficies superior e inferior, respectivamente, comprendidas entre el borde de ataque y el de salida;
  - **cuerda**: línea recta que une los bordes de ataque y de salida, así como la longitud del segmento formado por ambos puntos
  - **línea de curvatura**: lugar geométrico de los puntos que equidistan del extradós y del intradós en sentido perpendicular a la cuerda.



## PERFILES. TERMINOLOGÍA

# Perfil Aerodinámico - II

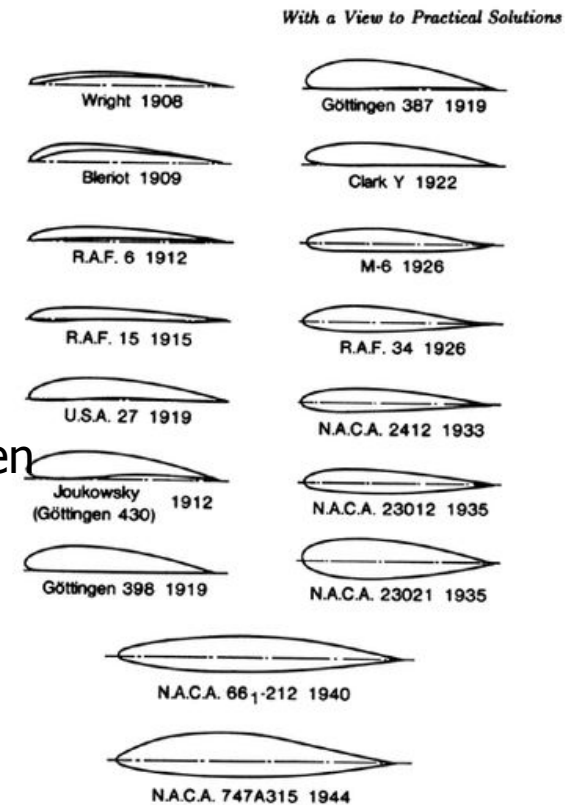
- La actitud del avión viene definida por el **ángulo de ataque**  $\alpha$ , que es el **ángulo formado por la cuerda** y la **dirección de la velocidad incidente no perturbada**
- La acción del viento sobre el perfil suele referirse al punto 1/4 de la cuerda ( $c_{1/4}$ ),
  - Fuerza de componentes  $L$  y  $D$
  - Momento  $M_{c/4}$
- Tanto las fuerzas como el momento varían en general con el ángulo de ataque.
- Centro aerodinámico a un punto del perfil respecto del cual el momento es independiente del ángulo de ataque.
  - En perfiles a **baja velocidad** : **centro aerodinámico**  $\sim c/4$  .
  - En perfiles a **alta velocidad** (supersónicos) : **centro aerodinámico**  $\sim c/2$  .



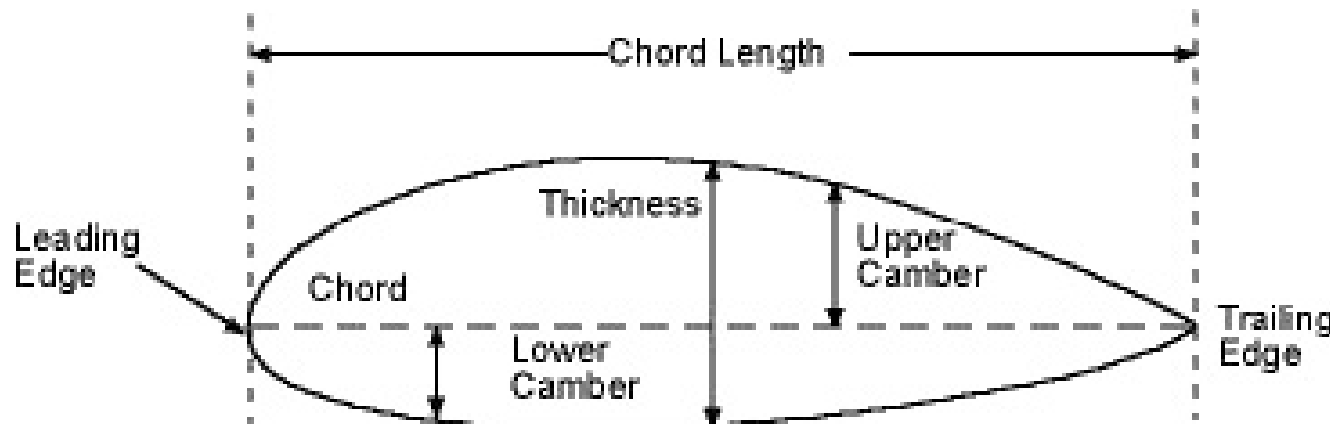
Sketch showing the definitions of lift, drag, moments, angle of attack, and relative wind.

# Perfiles NACA

- Los perfiles NACA son una serie de perfiles que fueron creados por la NACA ([National Advisory Committee for Aeronautics](#)) se engloban según sus características:
  - [Four-digit series](#)
  - [Five-digit series](#)
  - [Modifications](#)
  - [1-series](#)
  - [6-series](#)
  - [7-series](#)
  - [8-series](#)
- Información detallada sobre las características de los perfiles en programas y bases de datos:



*The historical evolution of airfoil sections, 1908-1944. The last two shapes (N.A.C.A. 661-212 and N.A.C.A. 747A315) are low-drag sections designed to have laminar flow over 60 to 70 percent of chord on both the upper and the lower surface. Note that the laminar flow sections are thickest near the center of their chords.*



# Contenido

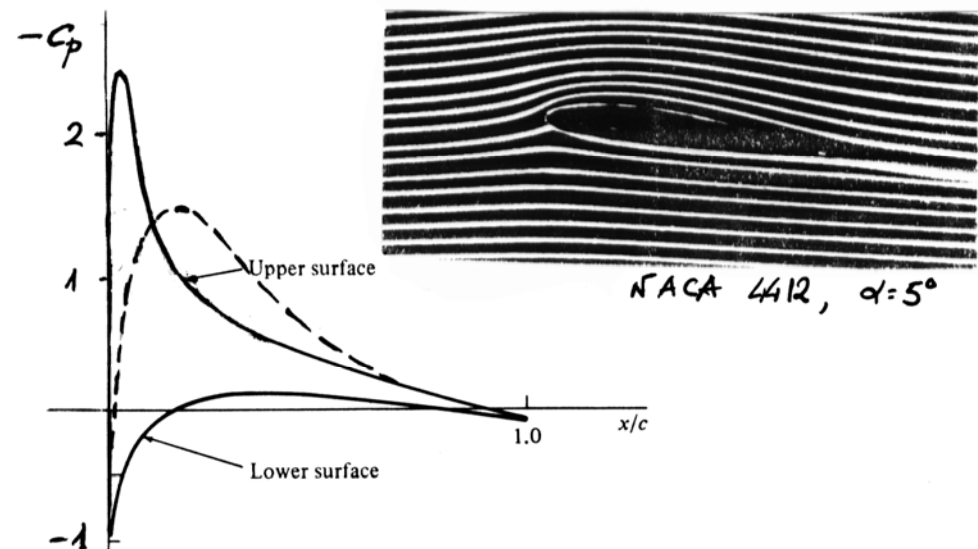
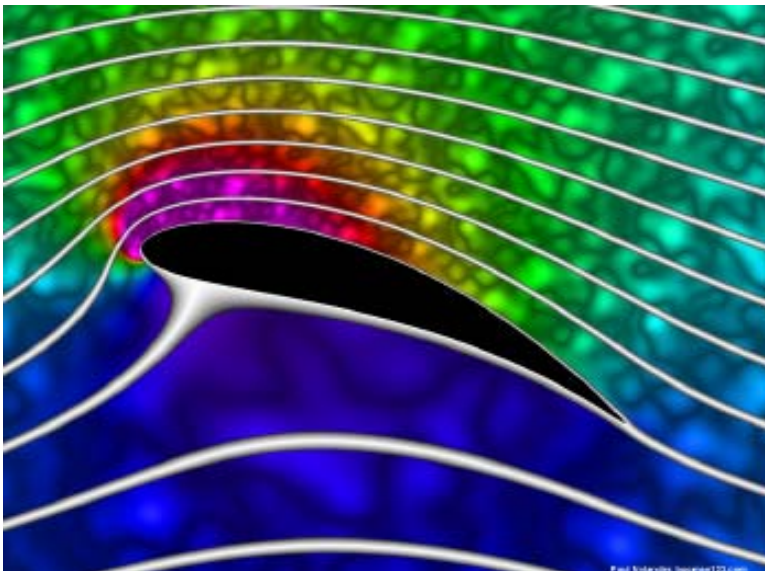
- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - **Coefficiente de Presión**
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - Desprendimiento de la Corriente
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Coeficiente de Presión - I

- El conocimiento de la distribución de presiones (a través del coeficiente de presión) es clave a la hora de determinar las fuerzas aerodinámicas en un perfil.
- Mediante el cálculo de dichos perfiles de presión, es posible determinar las fuerzas resultantes (componentes de L y D)

$$c_p(x) = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} \quad C_l = \int_{LE}^{TE} C_{p_l}(x) - C_{p_u}(x) dx$$

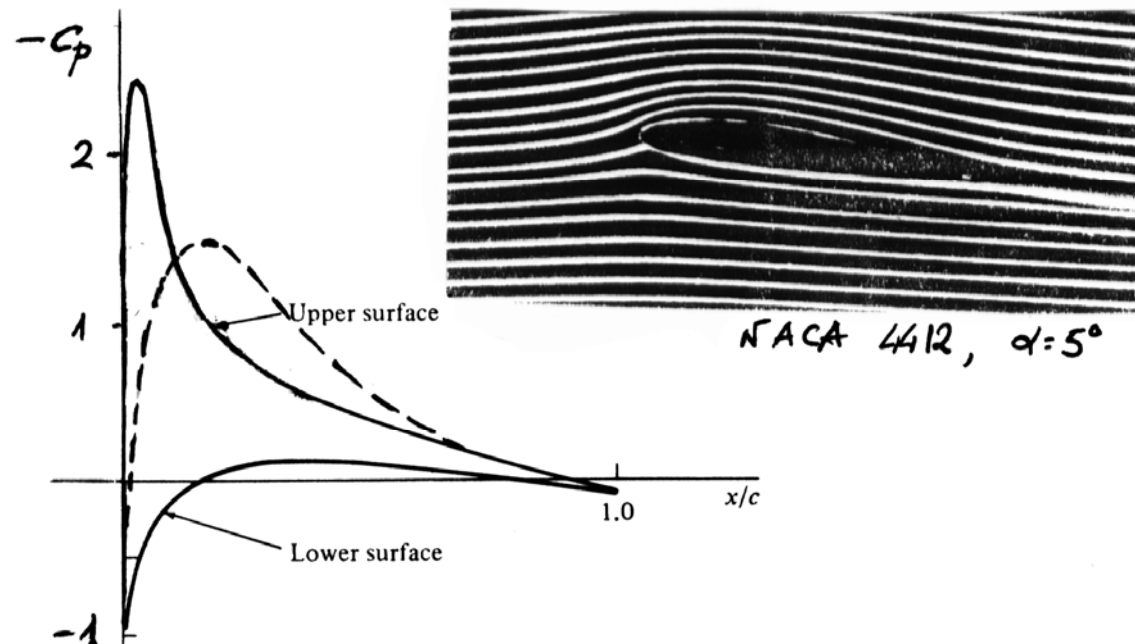
- Para entender la distribución de coeficientes de presiones a lo largo de un perfil, se va a emplear datos experimentales de un perfil NACA 4412.





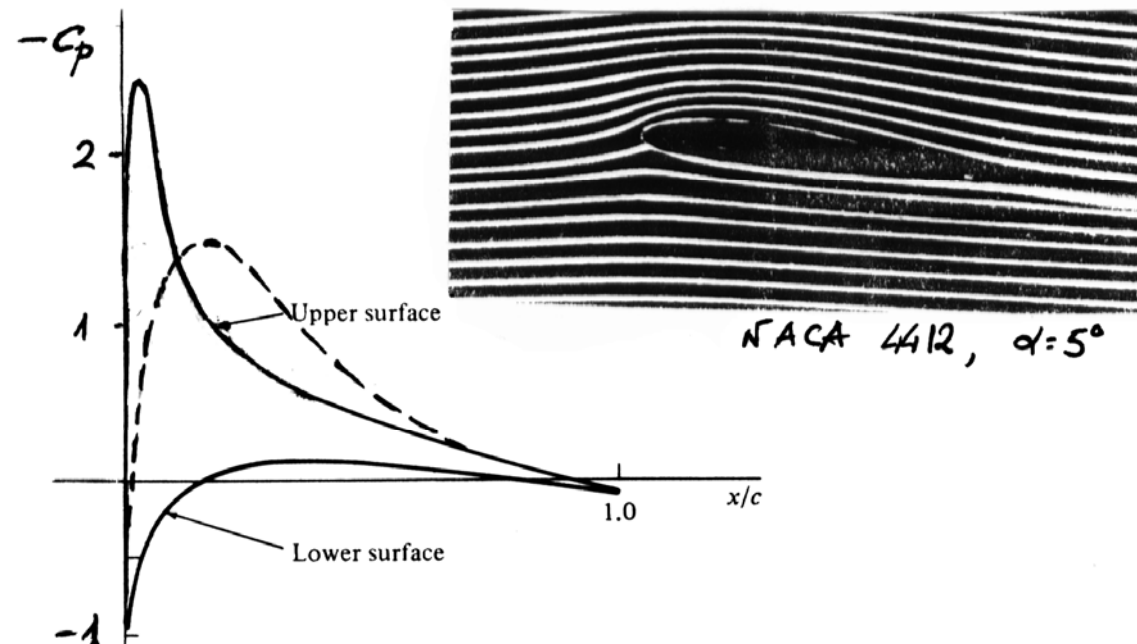
# Coeficiente de Presión - I

- Análisis de los resultados experimentales
  - Mayor presión en el intradós que en el extradós  $\Rightarrow$  *SUSTENTACIÓN*
    - en el extradós se tiene  $p < p_{\infty}$  (ya que  $c_p < 0$ )  $\Rightarrow$  *SUCCIÓN*
    - en el intradós se tiene  $p > p_{\infty}$  (ya que  $c_p > 0$ )  $\Rightarrow$  *SOBREPRESIÓN*
  - Teniendo en cuenta la ecuación de Bernoulli:  $p + \frac{1}{2}\rho V^2 = cte$ :
    - El aire se acelera en el extradós y se decelera en el intradós.
  - En el extradós, se aprecia una notable depresión en el borde de ataque: succión de borde de ataque.
    - Cuando impacta con el perfil, la corriente tiene que rebordear el borde de ataque, experimentando una notable aceleración.
    - Este fenómeno contribuye eficazmente a la sustentación.



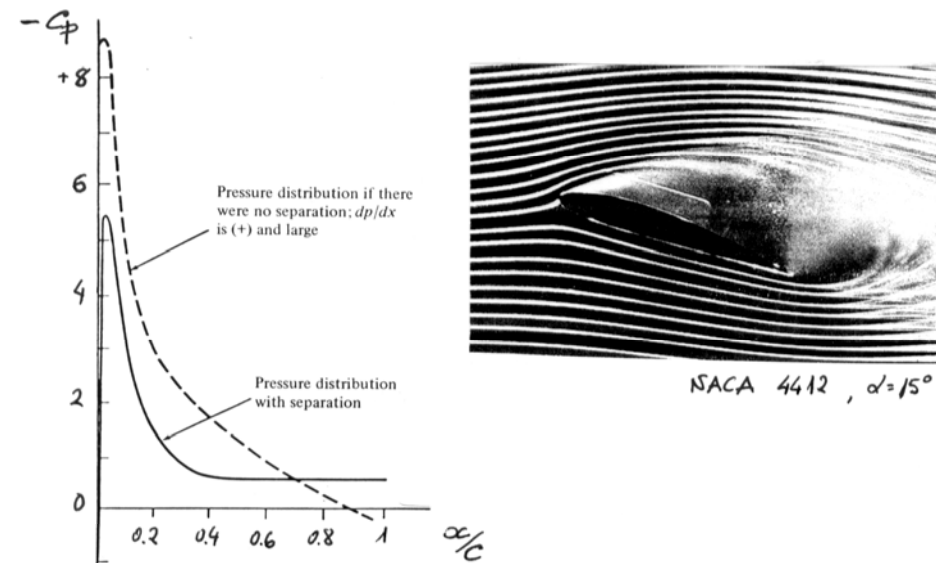
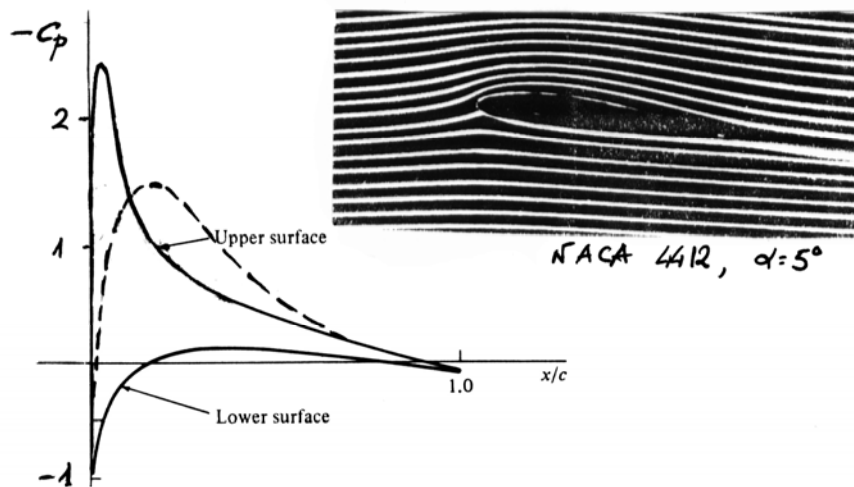
# Coeficiente de Presión – II

- Análisis de los resultados experimentales (cont.)
  - En el intradós, cerca del borde de ataque, se aprecia una zona donde la presión es máxima: punto de remanso.
    - En esta zona se tienen unas velocidades del flujo muy pequeñas.
  - En líneas generales, la succión en el extradós contribuye más a la sustentación que la sobrepresión en el intradós.  $\Rightarrow$  *¡Los aviones están "colgados del aire"!*



# Coeficiente de Presión - III

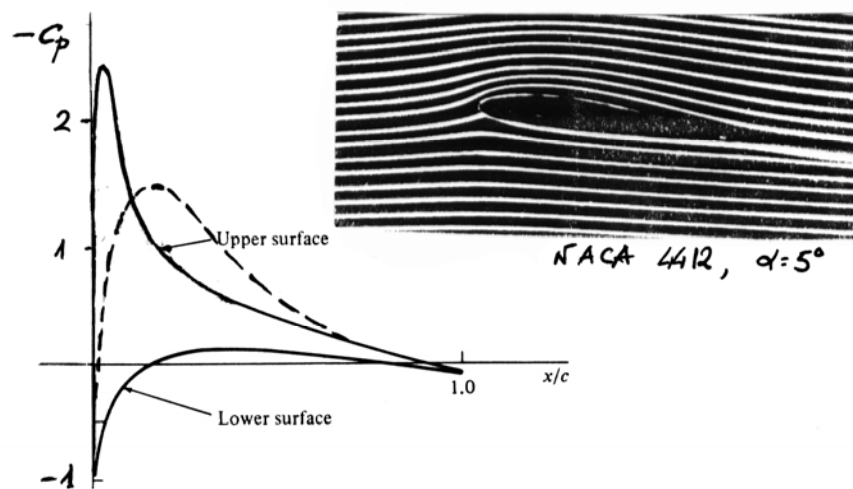
- Análisis de los resultados experimentales (cont.)
  - A partir del pico de succión, la corriente en el extradós se encuentra con un gradiente adverso de presiones (la presión aumenta aguas abajo)  $\Rightarrow$  La corriente se decelera.
  - Bajo ciertas condiciones este fenómeno puede dar lugar al *desprendimiento de la corriente*:
    - Se produce una gran variación de la distribución de presiones.
    - Se experimenta una notable reducción de la sustentación del perfil (entrada en pérdida),
    - La resistencia aumenta considerablemente
    - Este fenómeno es consecuencia de la existencia real de efectos viscosos.



Pressure distribution over the top surface for separated flow over an airfoil. Theoretical data for a modern NASA low-speed airfoil, from NASA Conference Publication 2045, Part 1. *Advanced Technology Airfoil Research*, vol. I, March 1978, p. 380. (After Zumwalt and Nack.)

# Coeficiente de Presión - IV

- Influencia de la geometría y de las condiciones de vuelo.
  - La distribución de presiones en un perfil depende fundamentalmente de la geometría y de las condiciones de vuelo.
    - En el caso de perfiles delgados la distribución presenta un pico de succión muy acusado cerca del borde de ataque.
      - Se puede dar un desprendimiento de la corriente en las inmediaciones del borde de ataque.
    - En los perfiles gruesos, la distribución es mucho más plana.
  - El borde de ataque redondeado hace que la corriente se acelere fuertemente en el extradós.
  - El aumento del ángulo de ataque hace que el punto de mínima presión se desplace acercándose al borde de ataque.
    - El flujo sobre el extradós está sometido a un gradiente adverso de presiones más acuciado ⇒ Posible desprendimiento de la corriente y entrada en pérdida
  - Por otro lado, el borde de salida anguloso contribuye a evitar el desprendimiento de la corriente al abandonar el perfil.



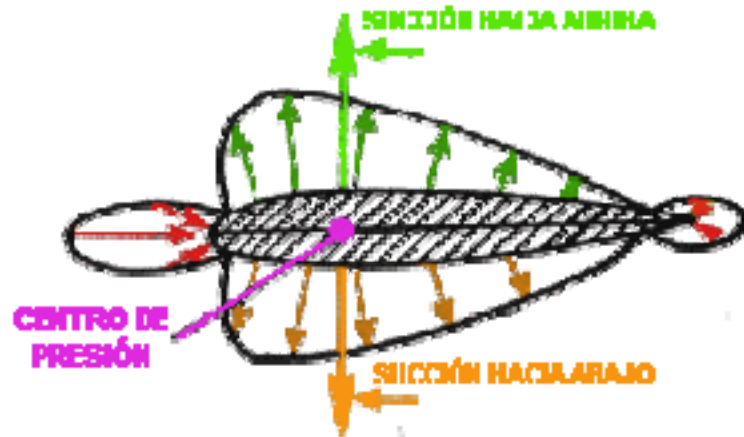
**¡¡Videos!!**

[Videos Flapping Wing 1](#)

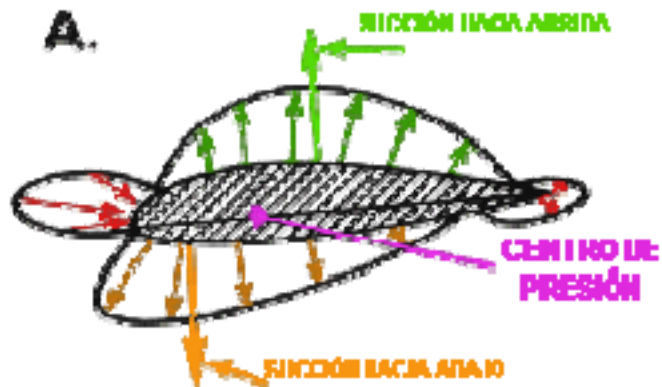
[Videos Flapping Wing 2](#)

# Coeficiente de Presión - V

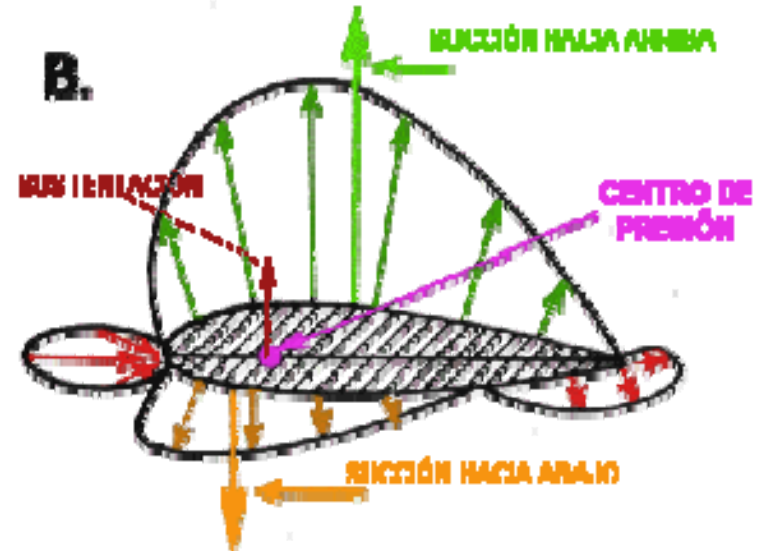
**PERFIL SIMÉTRICO  
SUSTENTACIÓN CERO**



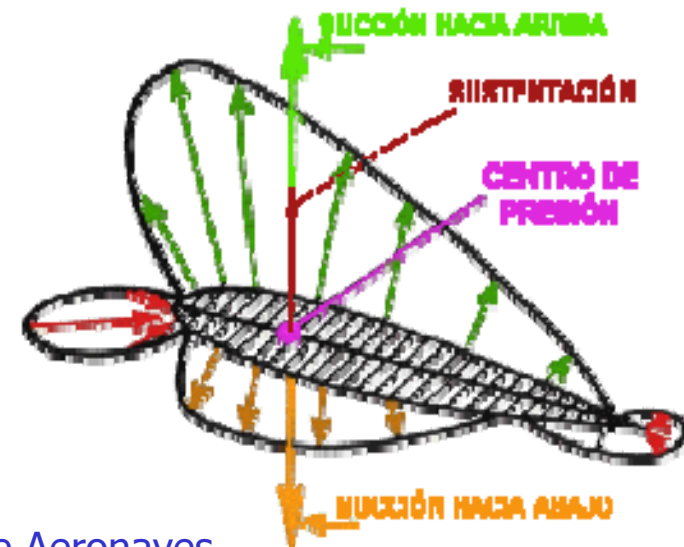
**PERFIL ASIMÉTRICO  
SUSTENTACIÓN CERO**



**PERFIL ASIMÉTRICO  
SUSTENTACIÓN POSITIVA**



**PERFIL BIMÉTRICO  
SUSTENTACIÓN POSITIVA**



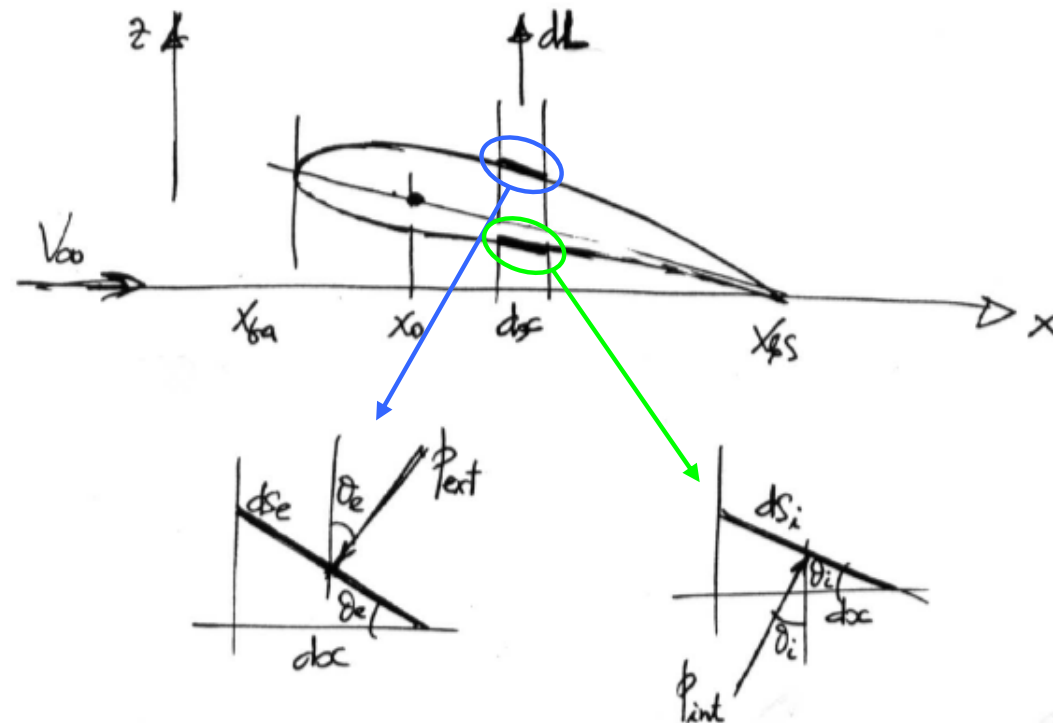
# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - **Sustentación**
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - Desprendimiento de la Corriente
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Sustentación - I

- La sustentación se calcula evaluando la fuerza resultante generada mediante las distribuciones de presiones en el extradós y en el intradós del perfil:
  - Se desprecian el efecto de los esfuerzos viscosos.
- La sustentación diferencial en un elemento del perfil viene dada por:

$$dL = \underbrace{(p_{int} ds_i)}_{\text{Presión intradós}} \cos \theta_i - \underbrace{(p_{ext} ds_e)}_{\text{Presión extradós}} \cos \theta_e = (p_{int} - p_{ext}) dx;$$



# Sustentación - II

- La sustentación total es la integral de  $dL$  entre la abscisas correspondientes a los bordes de ataque y de salida.

$$dL = (p_{int} ds_i) \cos \theta_i - (p_{ext} ds_e) \cos \theta_e = (p_{int} - p_{ext}) dx;$$

$$L = \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} dL = \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [p_{int}(x) - p_{ext}(x)] dx.$$

Borde de salida  
Borde de ataque

- A partir de esto, se define el coeficiente de sustentación de la forma:

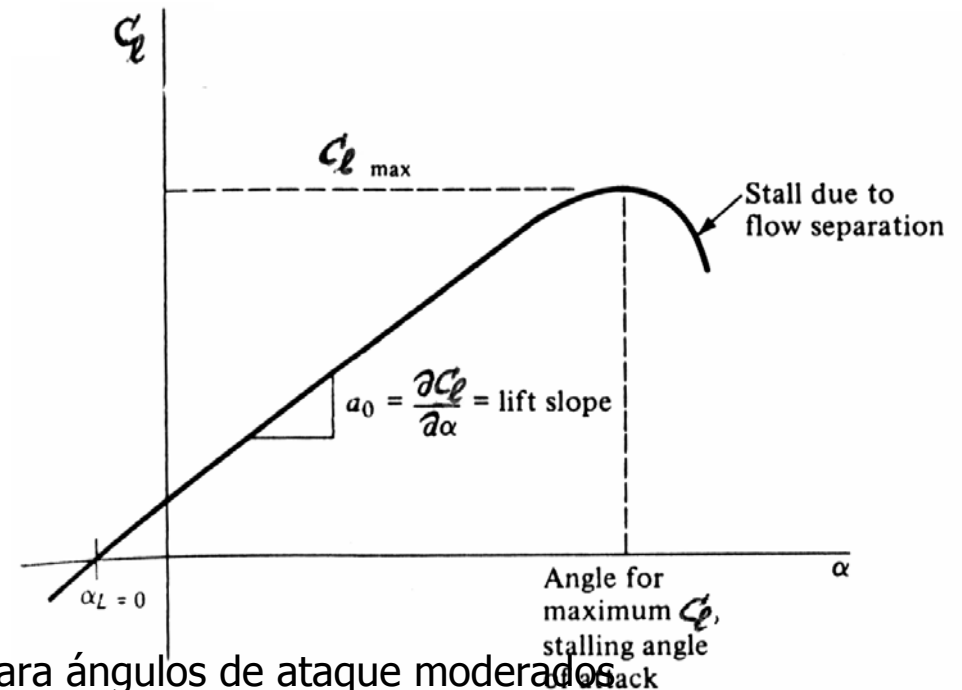
$$C_l = \frac{1}{c} \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [c_{p_i}(x) - c_{p_e}(x)] dx.$$



# Sustentación - III

## ■ Curva de sustentación:

- El ángulo de ataque tiene una influencia fundamental en la sustentación que genera un perfil.
- Si se integran los coeficientes de presión para distintos ángulos de ataque, se obtiene la denominada curva de sustentación  $C_l(\alpha)$

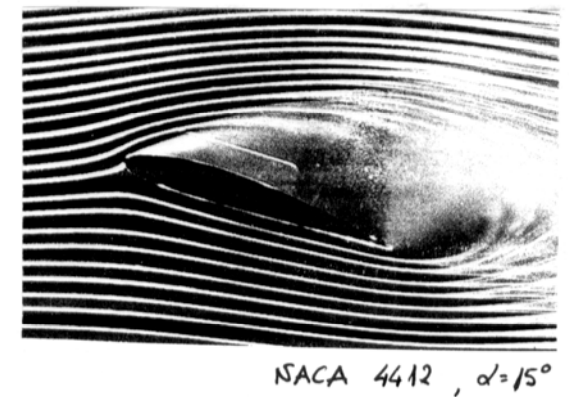
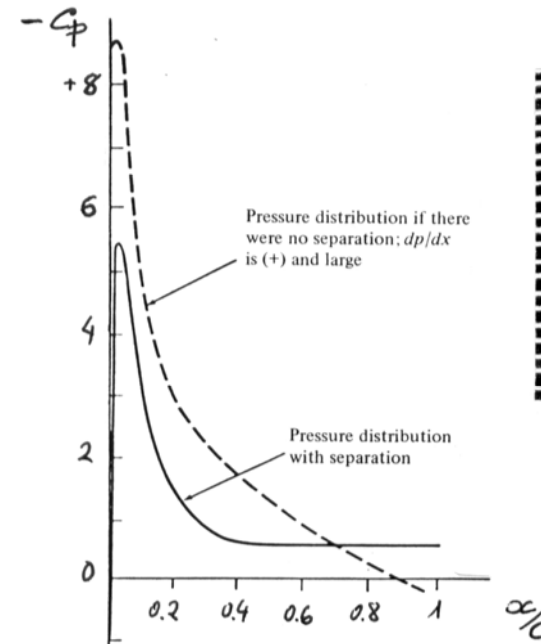
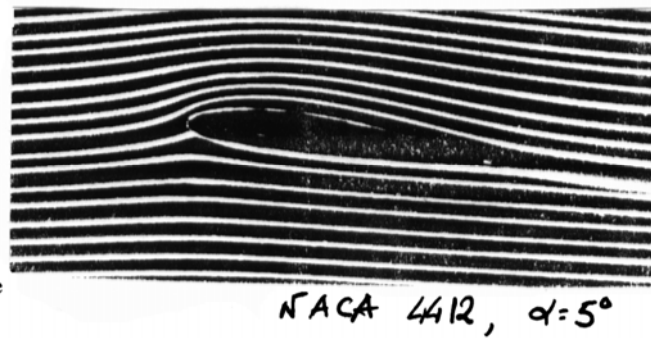
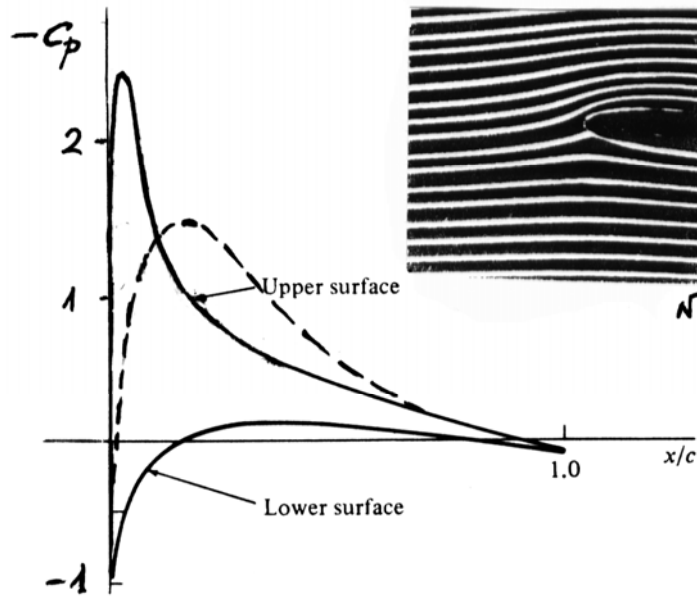


## ■ Propiedades de la curva de sustentación:

- **$C_l$  aumenta con  $\alpha$ :**
- La **variación** es **aproximadamente lineal** para ángulos de ataque moderados
- Para una placa plana resultado teórico  **$C_l = 2\pi\alpha$**
- Perfiles con curvatura  **$C_l > 0$  para  $\alpha = 0$**
- Perfiles simétricos  **$C_l = 0$  para  $\alpha = 0$**
- Para  $\alpha$  elevados  $C_{l_{\max}}$
- Existe un valor de  $\alpha$  con el que se obtiene el máximo coeficiente de sustentación ( $C_{l_{\max}}$ ).
- A partir del  $C_{l_{\max}}$  el coeficiente de sustentación disminuye, es lo que se conoce como entrada en pérdida.

$$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \approx 2\pi$$

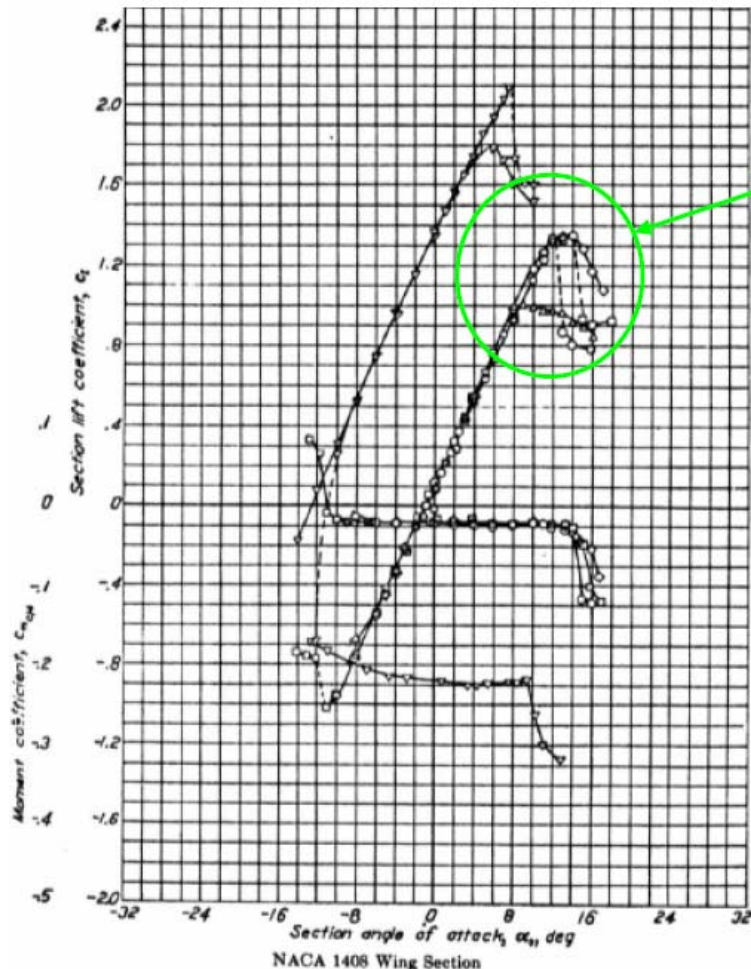
# Sustentación – III-b



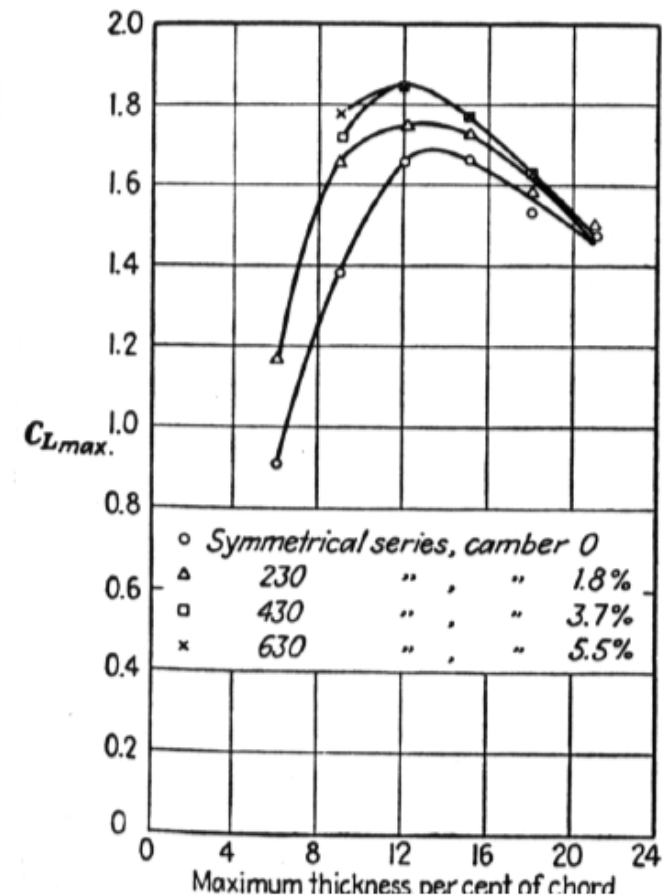
Pressure distribution over the top surface for separated flow over an airfoil. Theoretical data for a modern NASA low-speed airfoil, from NASA Conference Publication 2045, Part 1. *Advanced Technology Airfoil Research*, vol. I, March 1978, p. 380. (After Zumwalt and Nack.)

# Sustentación - IV

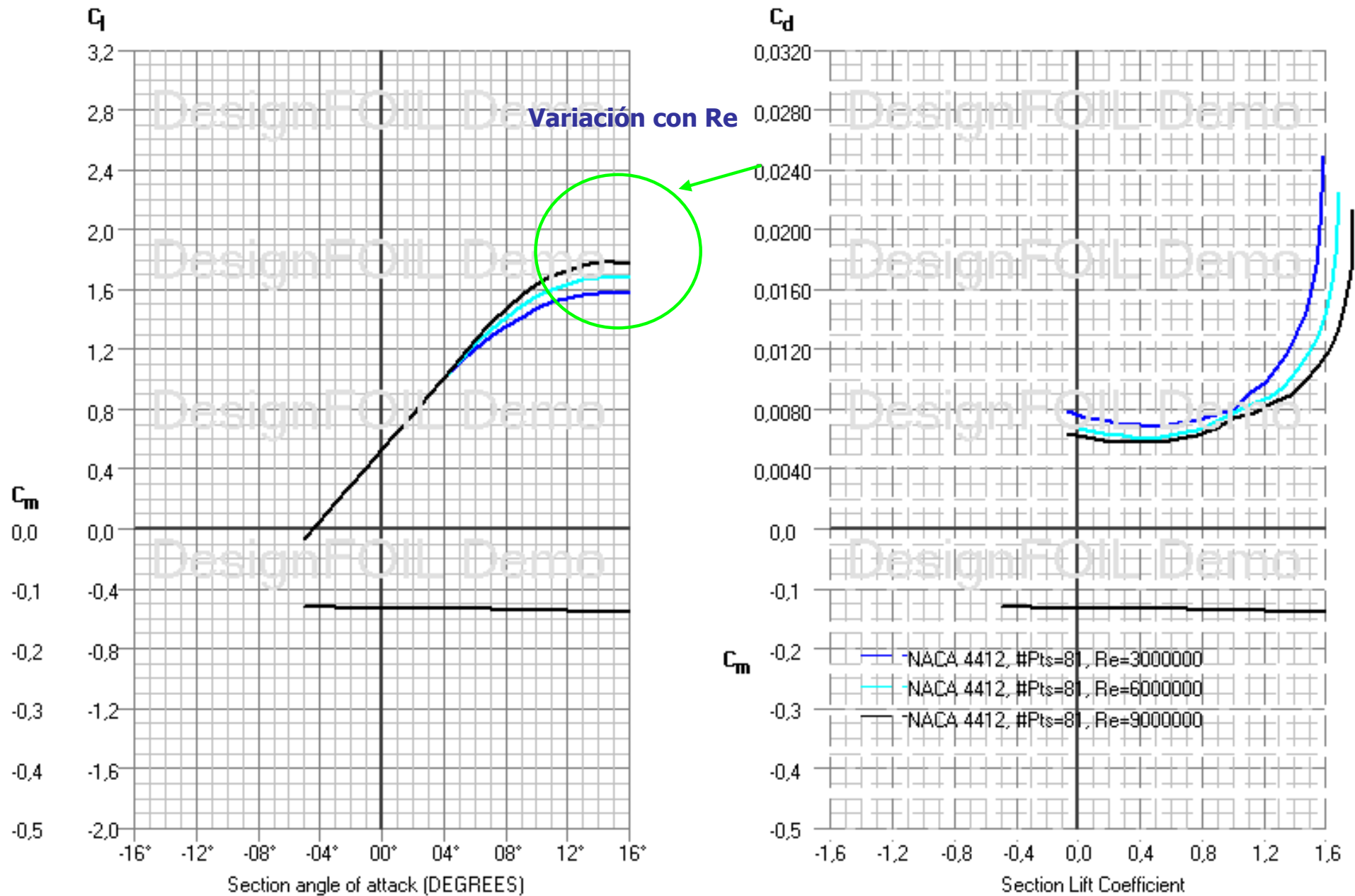
- Se demuestra experimentalmente que la dependencia del  $C_l$  con el número de Reynolds sólo es relevante a elevados ángulos de ataque.
- El espesor del perfil afecta al  $C_{lmax}$ , ya que influye en el desprendimiento de la corriente.



Variación con Reynolds



# Sustentación - V





# Contenido

---

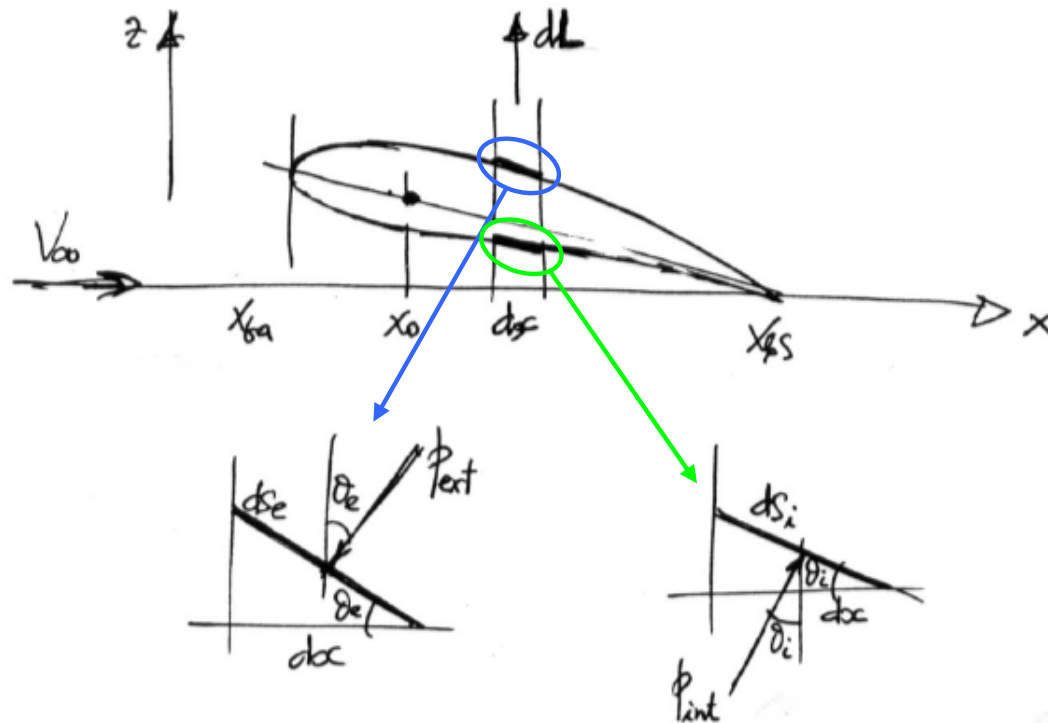
- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - **Momento de Cabeceo**
    - Capa Límite
    - Desprendimiento de la Corriente
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Momento de Cabeceo - I

- El cálculo del momento de cabeceo respecto de un punto genérico de abscisa  $x_0$  se calcula de forma inmediata despreciando la contribución de la resistencia aerodinámica

$$M = - \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} (x - x_0) dL = - \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [p_{int}(x) - p_{ext}(x)](x - x_0) dx,$$

$$dL = (p_{int} ds_i) \cos \theta_i - (p_{ext} ds_e) \cos \theta_e = (p_{int} - p_{ext}) dx;$$



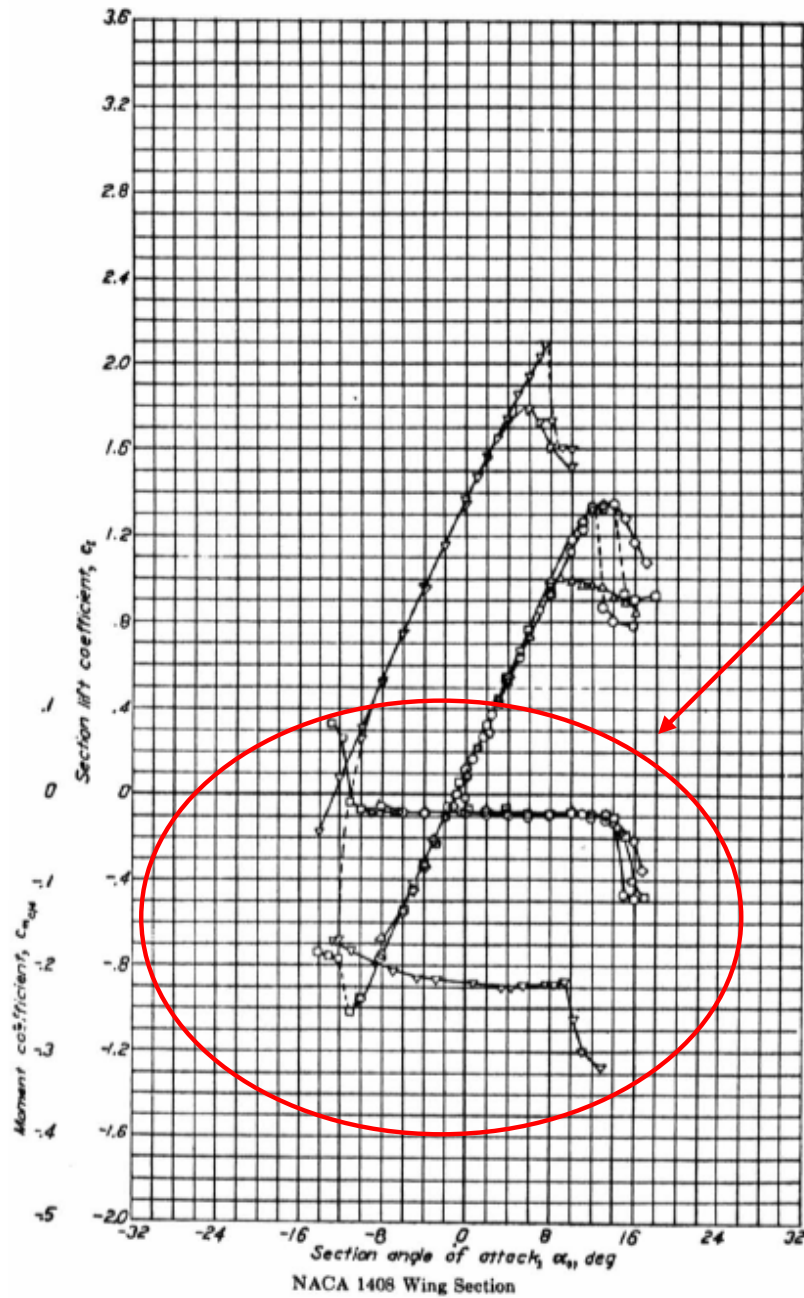
Coeficiente de momento

$$C_m = - \frac{1}{c^2} \int_{x_{ba}}^{x_{bs}} [c_{pi}(x) - c_{pe}(x)](x - x_0) dx.$$

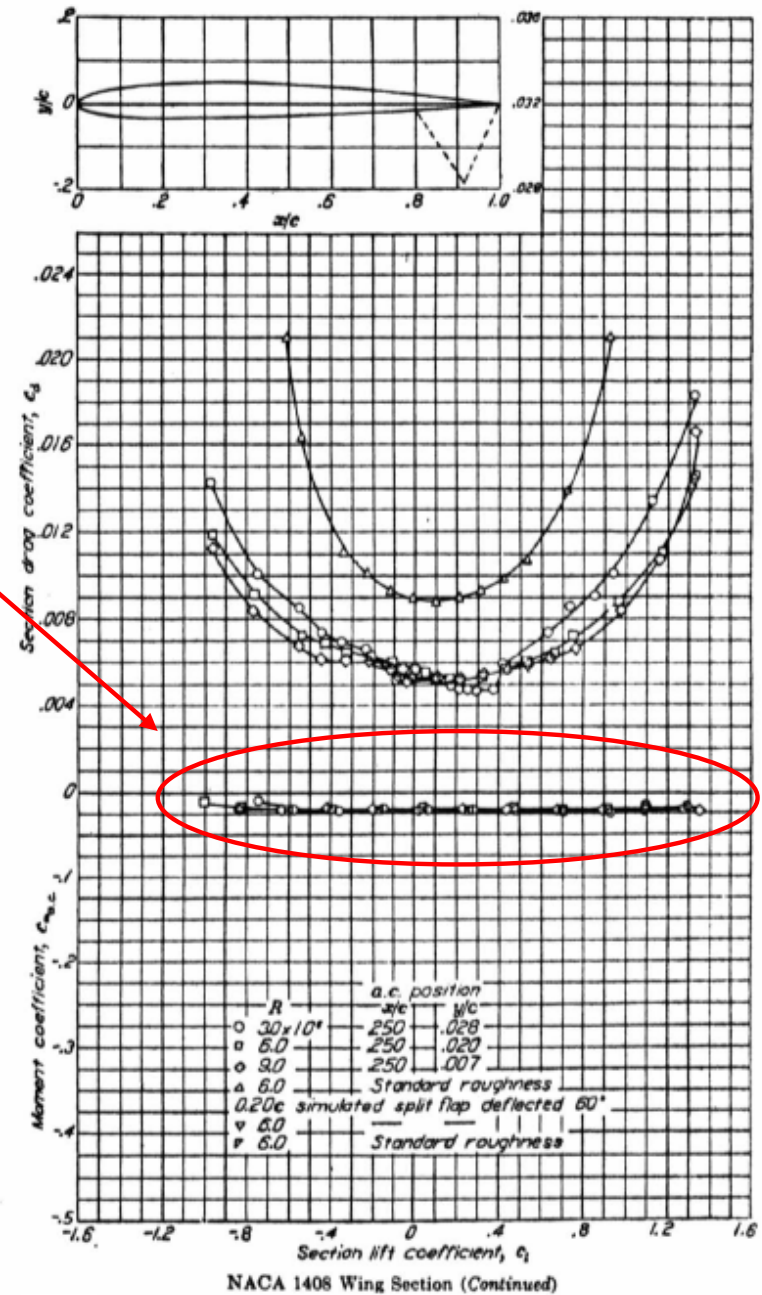
# Momento de Cabeceo - II

- Se suele seleccionar el punto  $x = c/4$  para tomar momentos.
  - El punto  $x = c/4$  suele estar muy cercano al centro aerodinámico del perfil.
  - Para una placa plana, se demuestra teóricamente que el coeficiente de momentos respecto al punto  $x = c/4$  no varía con el ángulo de ataque (*DEFINICIÓN DE CENTRO AERODINÁMICO*).
  - Para perfiles convencionales, se demuestra experimentalmente que el **momento** respecto al punto  $x = c/4$  es muy **poco sensible a variaciones en el ángulo de ataque**  $\Rightarrow$  El centro aerodinámico cerca de  $x = c/4$ .
    - Esto **deja de ser válido cuando se desprende la corriente**.
  - Al igual que en el caso de la sustentación, al momento de cabeceo contribuyen el ángulo de ataque (AoA- $\alpha$ ) y la curvatura del perfil.
    - la variación con el ángulo de ataque es muy pequeña
- Se demuestra experimentalmente que el coeficiente de momento depende de la geometría del perfil: curvatura y espesor:
  - Cuanto más delgado es el perfil el punto  $c/4$  se aproxima al centro aerodinámico teórico de una placa plana ( $c/4$ ).
  - La variación con el número de Reynolds es también muy pequeña.
- Valores típicos de  $C_{mc/4}$  están comprendidos entre 0 y  $-0.1$ 
  - valores negativos que corresponden a momentos de picado.

# Momento de Cabeceo – NACA 1408 - I



Variación con  $Re$  y  $\alpha$



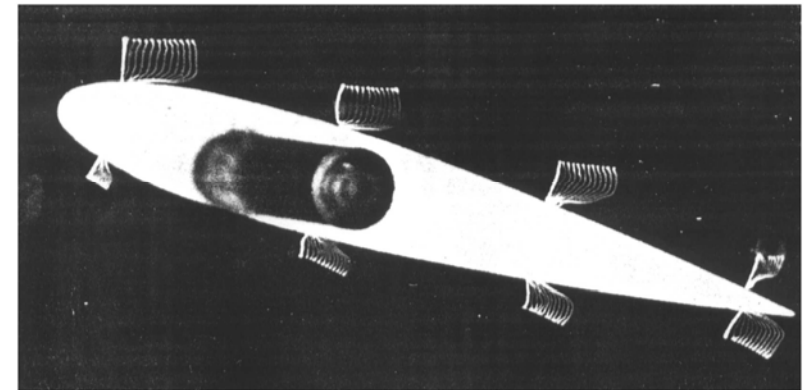
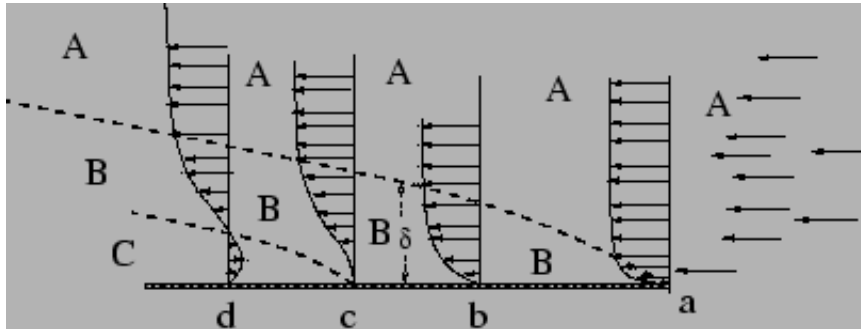


# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - **Capa Límite**
    - Desprendimiento de la Corriente
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Capa Límite - I

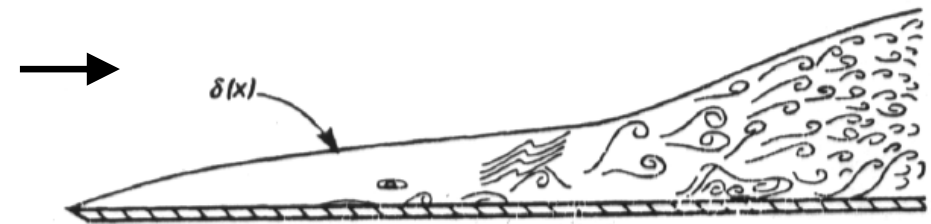
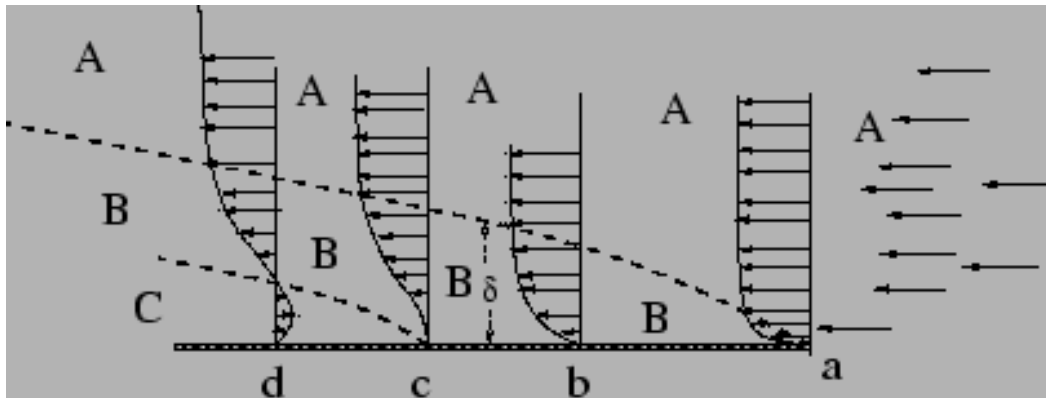
- Para elevados números de Reynolds, la sustentación de un perfil se puede calcular despreciando los efectos viscosos.
  - Aproximación concuerda con los experimentos.
- Para el cálculo de la resistencia aerodinámica no se pueden despreciar los efectos viscosos.
  - Paradoja de D’Alambert: si se desprecia totalmente la fricción, los modelos teóricos dan lugar a valores nulos de la resistencia aerodinámica.
- ¿Cómo es la realidad?



- La Física del problema indica que los efectos viscosos no pueden despreciarse en las proximidades del cuerpo:
  - Si se despreciasen el fluido deslizaría a lo largo de la superficie del cuerpo
  - La realidad es que la velocidad del fluido en contacto con la pared es nula
    - condición de contorno de no deslizamiento.
  - Los esfuerzos viscosos son los responsables de que se cumpla dicha condición de no deslizamiento:
    - Consiguen evitar que el fluido deslice sobre el cuerpo.

# Capa Límite - II

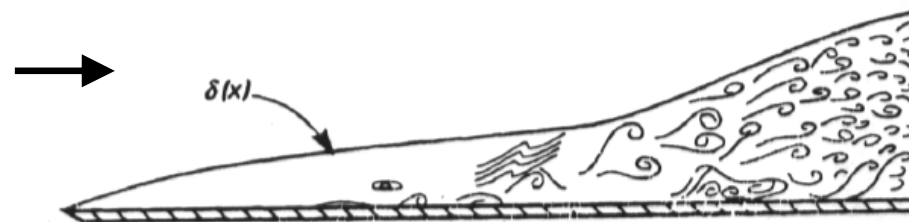
- Capa límite:
  - **Zona delgada** próxima a la pared, en la que el **fluido incrementa** su velocidad **desde cero hasta la de la corriente exterior**.
    - Número de Reynolds de orden unidad.
  - El **gradiente de velocidades es muy grande**
    - Aunque la viscosidad sea pequeña, los esfuerzos viscosos ejercen una influencia considerable en el movimiento debido a la **enorme variación en las velocidades**.



- Los esfuerzos tangenciales van frenando al fluido contiguo a la pared  $\Rightarrow$  El espesor de la capa límite va aumentando a lo largo del perfil.
  - Si además existe **gradiente adverso de presiones**, se **decelera todavía más el fluido, aumentando** más rápidamente el **espesor** de la C.L.

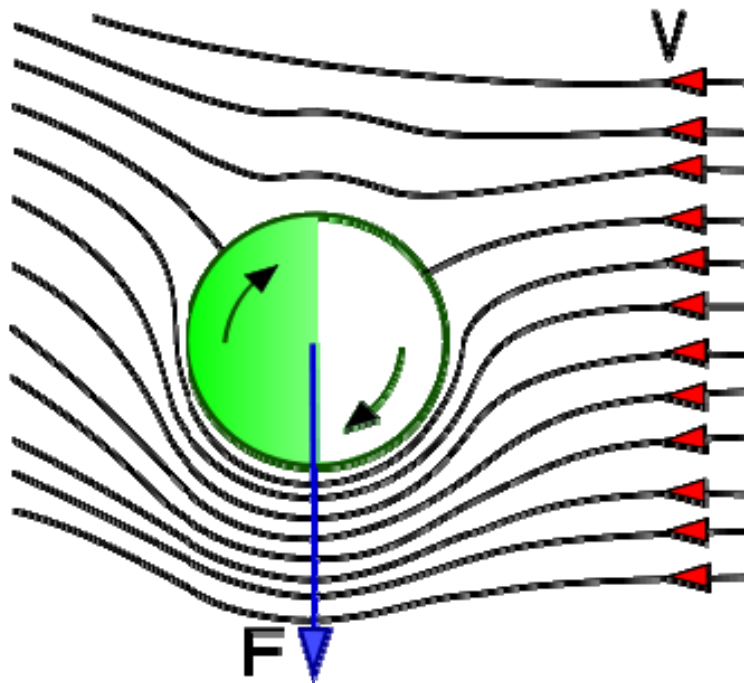
# Capa Límite - III

- DEFINICIÓN FORMAL DE CAPA LÍMITE:
  - Zona existente alrededor de un cuerpo que se desplaza por un fluido, en la cual la velocidad del fluido respecto al cuerpo varía desde cero hasta el 99% de la velocidad de la corriente exterior.
- Dependiendo de cómo se mueva el fluido en su interior, la capa límite puede ser:
  - laminar
  - turbulenta
  - coexistir zonas de flujo laminar y de flujo turbulento.
- El campo fluido queda pues dividido en dos regiones:
  - la capa límite,
    - próxima al cuerpo, donde los efectos viscosos son importantes
  - zona exterior
    - donde estos efectos son despreciables (y donde la ecuación de Bernoulli es aplicable, siempre que se cumplan todas las demás condiciones en que se basa).



# Capa Límite - IV

- Otras consecuencias de la capa límite:
  - Es fuente primordial de resistencia hidrodinámica en submarinos:
  - Responsable del efecto *Magnus*



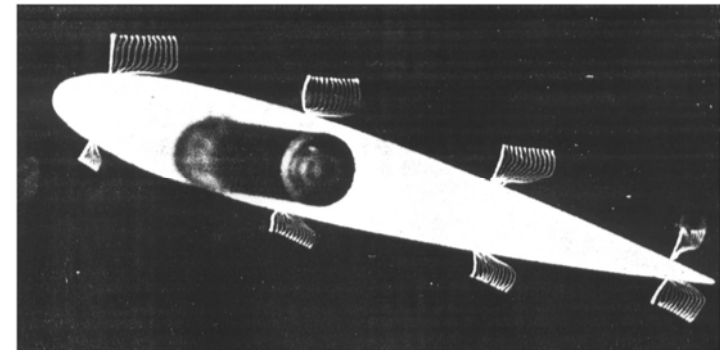
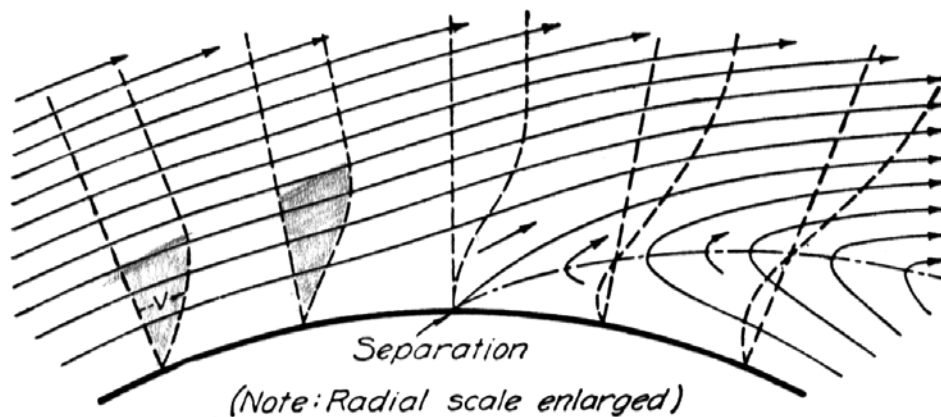
# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - **Desprendimiento de la Corriente**
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

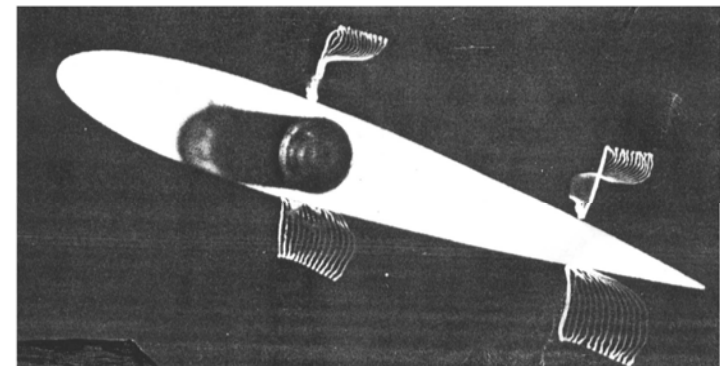


# Desprendimiento de la Corriente - I

- Las partículas fluidas que se mueven en la capa límite tienen una velocidad pequeña (por el efecto de la pared).
- La cantidad de movimiento que poseen puede ser insuficiente para vencer el efecto decelerador ejercido por el gradiente adverso de presiones.
- El fluido puede pararse e incluso moverse hacia atrás (corriente invertida, en la dirección del gradiente de presiones).
  - Cuando esto ocurre, se dice que se ha desprendido la corriente.



$\alpha = 13^\circ$

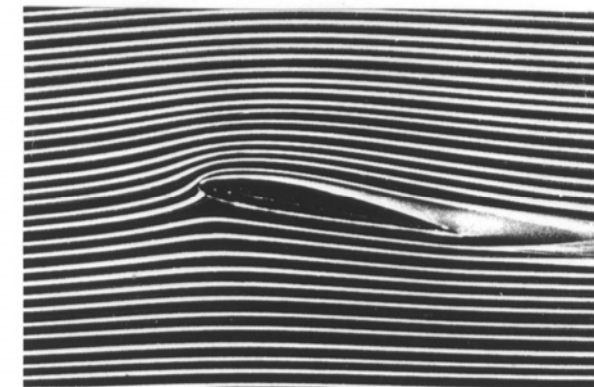


$\alpha = 17^\circ$



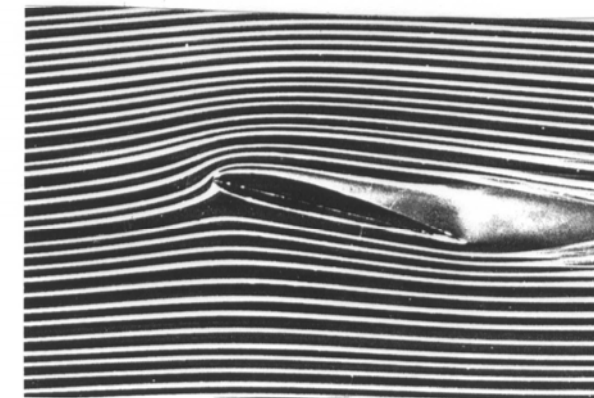
# Desprendimiento de la Corriente - II

- Causas del desprendimientos
  - Aumento gradiente adverso presiones  $\Rightarrow$  favorece desprendimiento
  - La geometría:
    - Al aumentar el espesor del perfil se suaviza el pico de succión: El gradiente adverso de presiones se suaviza
    - La poca curvatura de los perfiles aerodinámicos cerca del borde de salida anguloso contribuye de forma importante a evitar el desprendimiento evitando que el gradiente adverso de presiones en esa zona sea elevado.
  - Actitud del perfil:
    - al aumentar el ángulo de ataque el pico de succión se incrementa y el gradiente adverso de presiones también aumenta.
- Si el gradiente de presiones fuese favorable, la corriente podría avanzar a lo largo de la pared sin desprenderse.
- Existen mecanismos de soplado que aportan cantidad de movimiento a la capa límite y ayudan a vencer el gradiente adverso.



NACA 4112

$\alpha = 10^\circ$

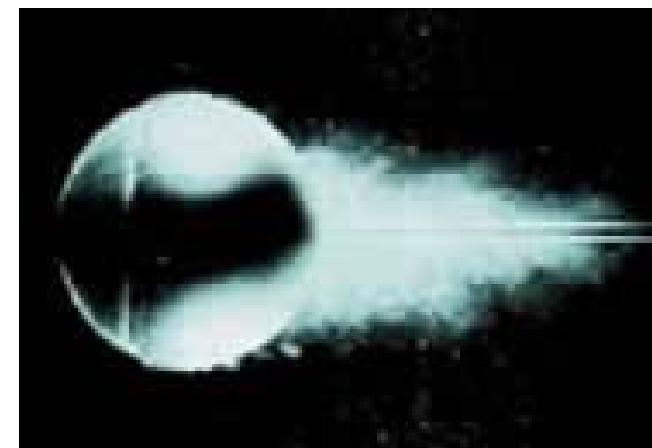
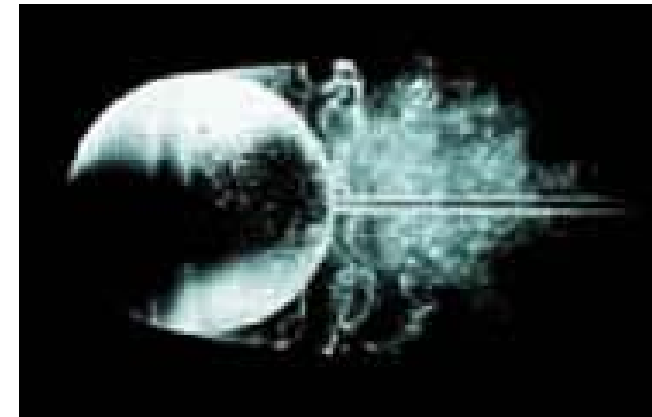
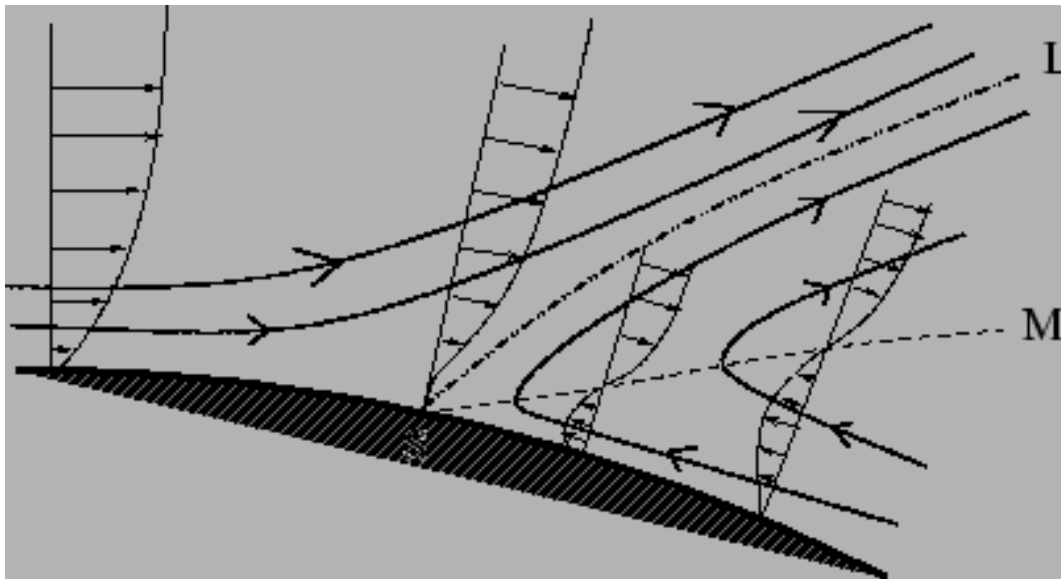


$\alpha = 14^\circ$

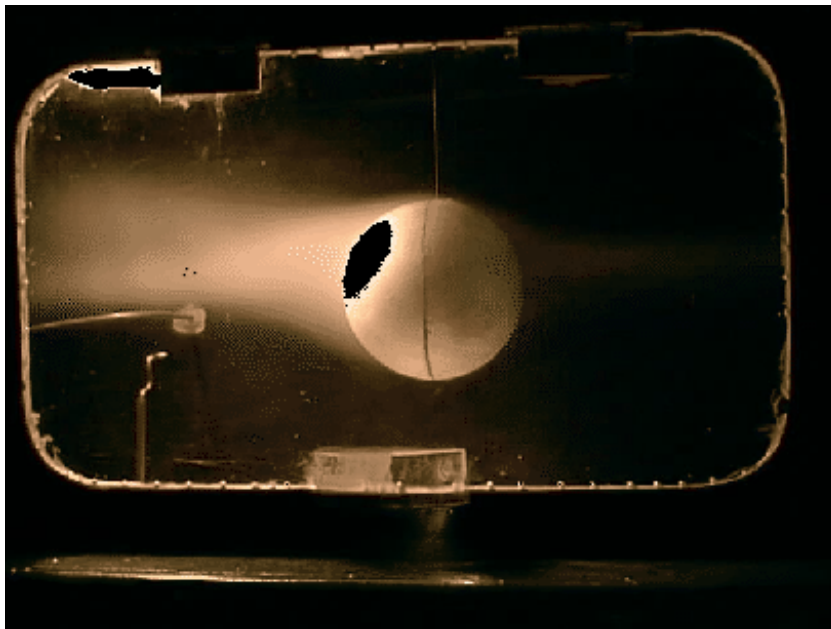
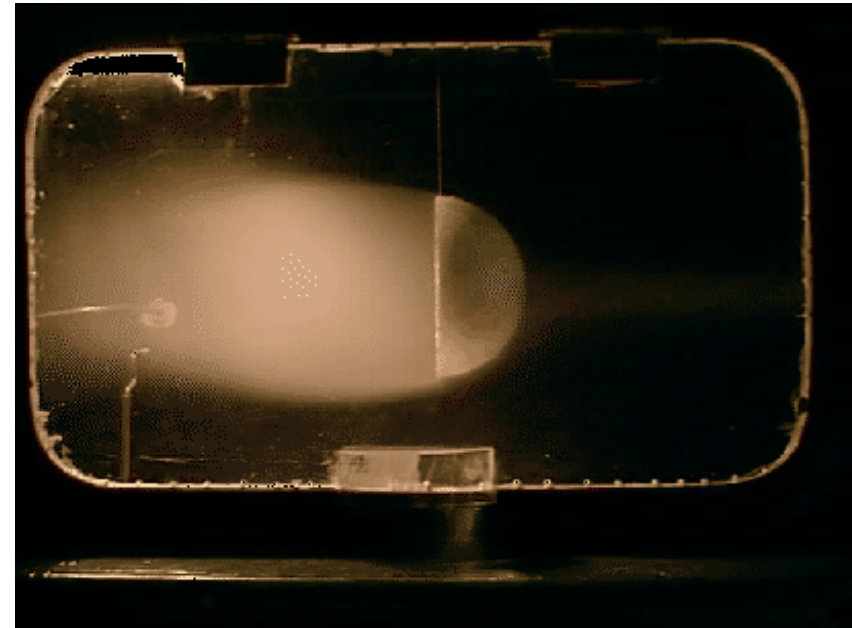
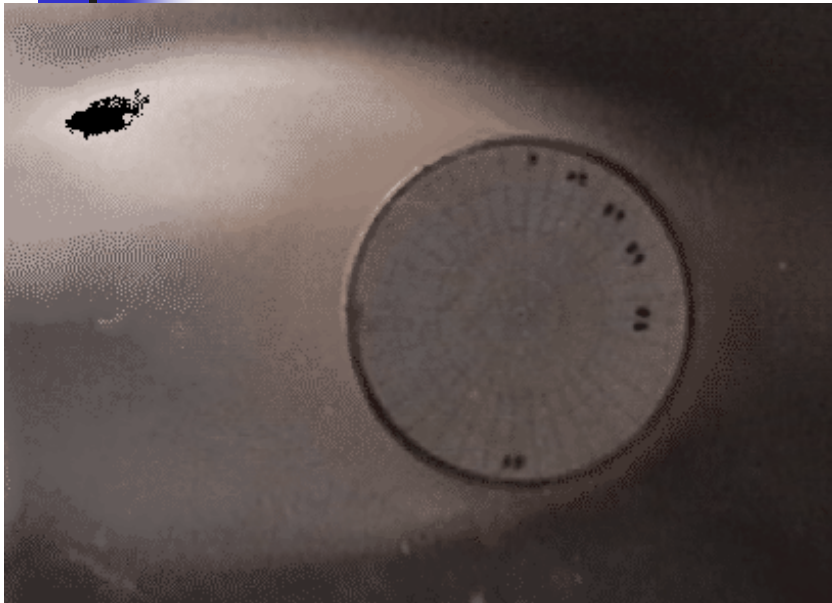


# Desprendimiento de la Corriente – III

- La línea **divisoria** entre el flujo de **avance** y el de **retroceso** es **inestable**, por lo que se rompe dando lugar a **turbellinos**, que crean aguas abajo del cuerpo:
  - Estela:
    - Región en la que tampoco pueden despreciarse los efectos viscosos.
- En perfiles aerodinámicos a ángulos de ataque pequeños la estela es delgada.
- En los cuerpos romos la corriente se desprende muy pronto
  - Crea una estela turbillonaaria de **dimensión transversal** del **orden de la dimensión transversal del cuerpo**.



# Desprendimiento de la Corriente - IV



**¡¡Videos DRAG!!**

[Video 1](#)

[Video 2](#)

[Video 3](#)

# Capa Límite Turbulenta - I

## ■ Flujo laminar:

- Se caracteriza porque el movimiento de las partículas del fluido se produce **siguiendo trayectorias bastante regulares**, separadas y perfectamente definidas dando la **impresión** de que se tratara de **laminas o capas más o menos paralelas entre si**, las cuales se deslizan suavemente unas sobre otras, sin que exista mezcla macroscópica o intercambio transversal entre ellas. La ley de Newton de la viscosidad es la que rige el flujo laminar.

## ■ Flujo turbulento:

- Se caracteriza por un **movimiento caótico**, en que las partículas se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas se encuentran **formando pequeños remolinos aperiódicos**.
- La **trayectoria de una partícula fluida se puede producir hasta una cierta escala**, a partir de la cual se hace impredecible (caótica).
- Si el **número de Reynolds** o el **espesor de la capa límite** son **suficientemente grandes**, se presenta un cambio en el carácter de la **corriente**, haciéndose **irregular**.

$$\frac{\rho V_{\infty} \delta}{\mu}$$

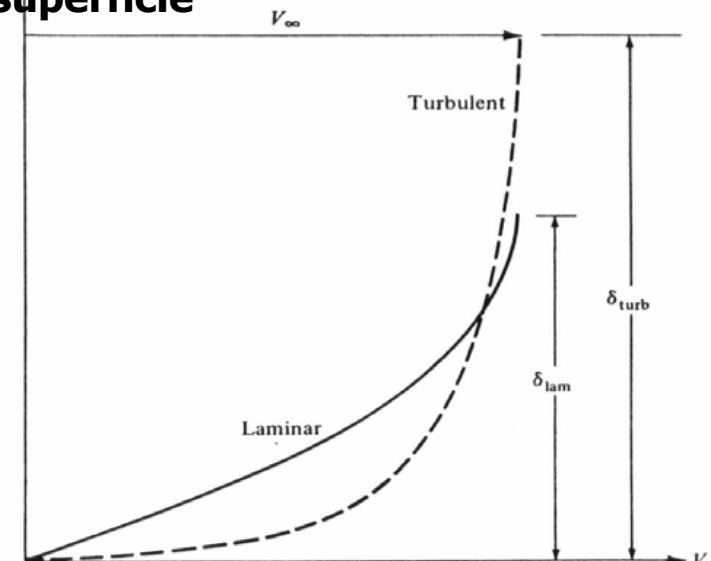
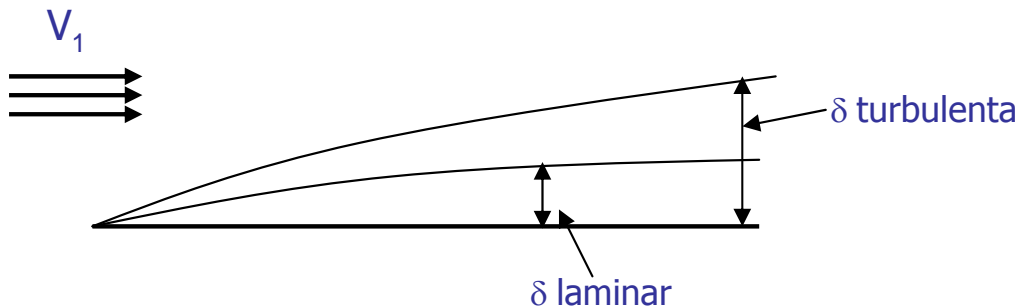
espesor

- El **flujo turbulento no es estacionario** aun cuando las condiciones de contorno del problema no dependan del tiempo.
- Las **componentes de la velocidad fluctúan de una forma aleatoria**.
- La velocidad puede descomponerse en un valor medio más una perturbación.



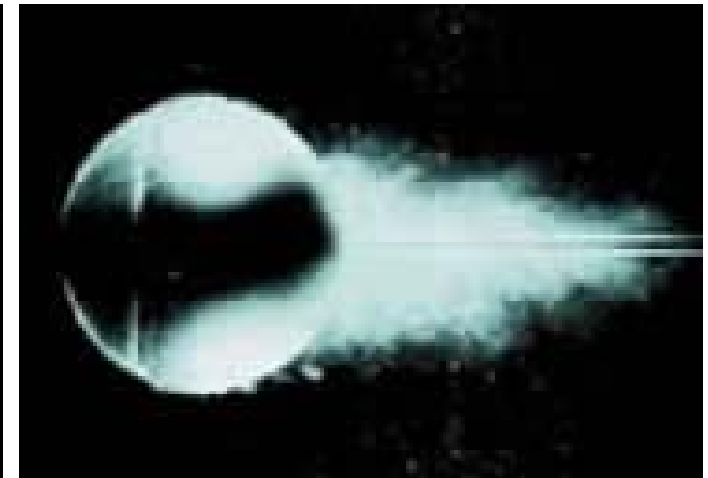
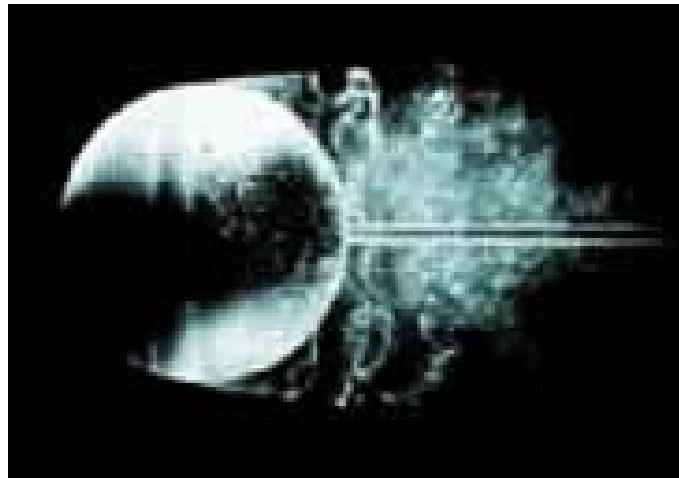
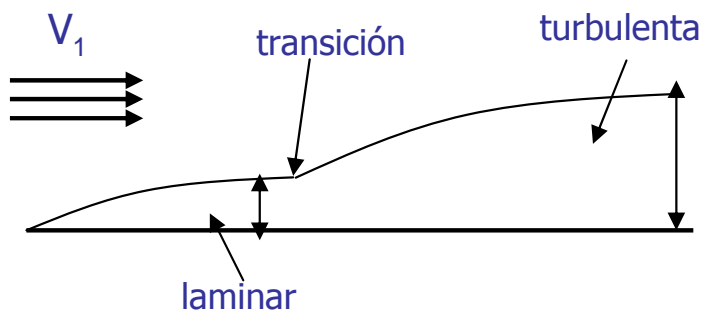
# Capa Límite Turbulenta - II

- La **transición de capa límite laminar a turbulenta** puede producirse **antes** de llegarse al **punto de desprendimiento de la corriente laminar**.
- La **turbulencia permite un intercambio de cantidad de movimiento** mucho más eficaz debido a la existencia de fluctuaciones continuas de velocidades.
  - **elementos fluidos lentos** se **mezclan** con **elementos fluidos más rápidos** y viceversa.
- El **perfil de velocidades** a través de la capa límite es **más "lleno"** que en el caso laminar.
  - Cerca de la pared, a una determinada distancia, se tiene una velocidad media mayor que la que habría si la capa límite fuese laminar
  - El **gradiente de velocidades en la pared es mayor**:
    - LA C. L. TURBULENTA GENERA **MAYOR RESISTENCIA DE FRICCIÓN** QUE LA C.L. LAMINAR
  - El perfil de velocidades se mantiene razonablemente cercano a la velocidad aguas arriba y **desciende rápidamente a cero cerca de la superficie**



# Capa Límite Turbulenta - III

- En una capa límite turbulenta, **la cantidad de movimiento de los elementos fluidos próximos a la pared es mayor que en el caso laminar:**
  - La **capa límite turbulenta soporta mejor los gradientes adversos de presión.**
  - Se **retrasa el desprendimiento** de la corriente.
  - La **acción de frenado en la pared se extiende más lejos** (en el sentido transversal) por lo que el espesor de la capa límite turbulenta es mayor.
- En cuerpos fuselados (perfiles aerodinámicos, por ejemplo) en los que no se produce el desprendimiento de la corriente, o bien éste está muy retrasado, el hecho de que se **soporten bien los gradientes adversos de presión es debido generalmente a que la capa límite es turbulenta.**



# Capa Límite Turbulenta - IV

- Transición de capa límite laminar a turbulenta:
  - La transición de régimen laminar a turbulento depende fuertemente del gradiente de presiones
  - Los **gradientes adversos favorece la transición**, la cual tiene lugar en torno al **punto de mínima presión**
  - En general, **la capa límite laminar sólo** puede mantenerse hasta el **punto de mínima presión** haciéndose inestable a partir de este punto.
  - En la transición también influyen todas las perturbaciones presentes en el problema:
    - falta de uniformidad de la corriente incidente, **rugosidad de la superficie, ruido, vibraciones mecánicas, etc.**
  - En el **desprendimiento** de la corriente influyen
    - **Geometría, actitud del perfil, y el carácter laminar o turbulento de la capa límite.**

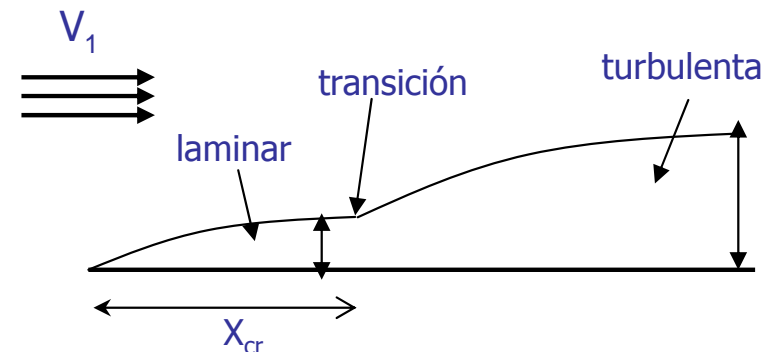
## ¡¡Videos Laminar-Turbulent!!

[Video 1](#)

[Video 2](#)

$$Re_{x_{cr}} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} x_{cr}}{\mu_{\infty}}$$

$$x_{cr} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} Re_{x_{cr}}}{\mu_{\infty}}$$

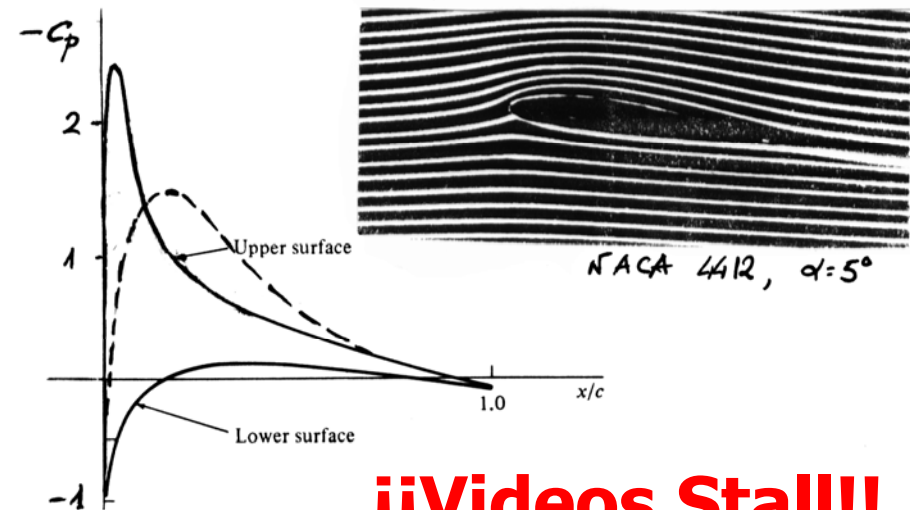
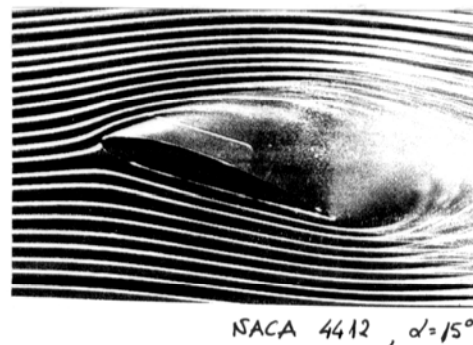
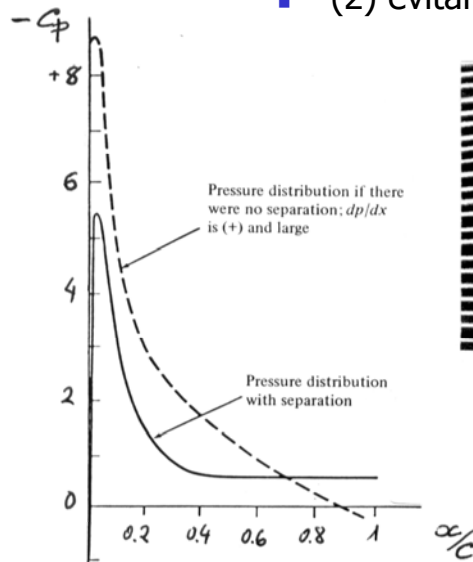


# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - **Desprendimiento de la Corriente**
    - Resistencia Aerodinámica
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Entrada en Pérdida - I

- Al **desprenderse la corriente se produce una alteración del campo de presiones**, que afecta a la sustentación y a la resistencia aerodinámica.
- Cuando el desprendimiento se extiende a la mayor parte del extradós, se dice que se ha producido la **entrada en pérdida del perfil**.
  - **Coefficiente de sustentación se reduce drásticamente** al mismo tiempo que el **coeficiente de resistencia aumenta**
  - Prevenir o retrasar el desprendimiento de la corriente:
    - (1) incrementar la cantidad de movimiento del fluido decelerado mediante soplado dirigido a lo largo de la superficie del perfil
    - (2) evitar la acumulación de fluido decelerado mediante succión a través de la superficie del perfil

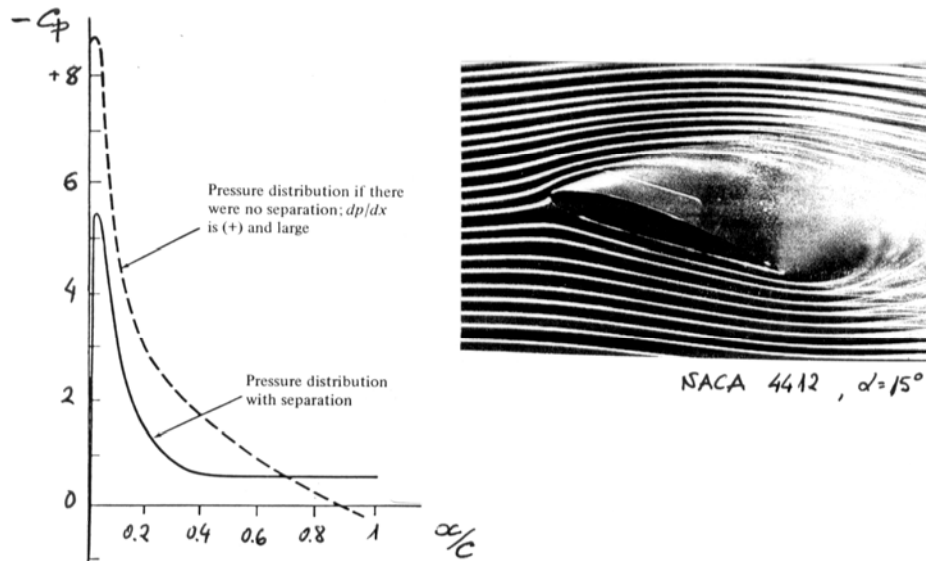


**¡¡Videos Stall!!**

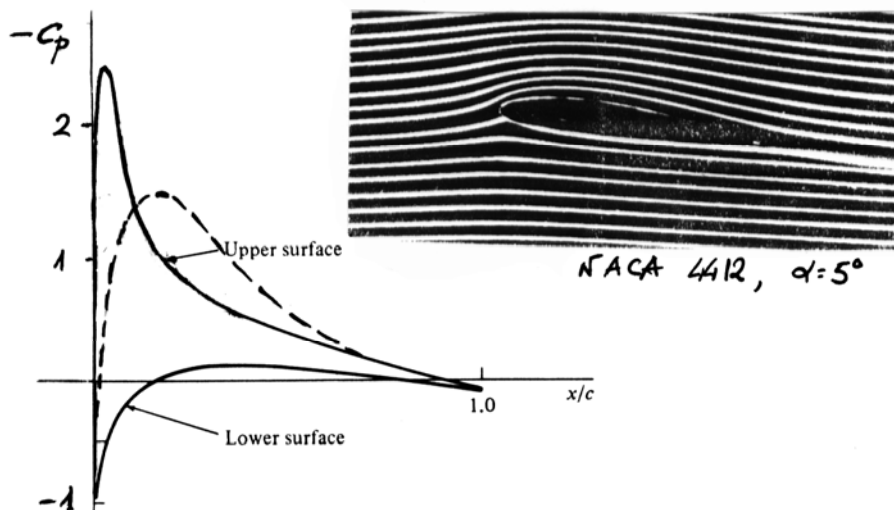
Pressure distribution over the top surface for separated flow over an airfoil. Theoretical data for a modern NASA low-speed airfoil, from NASA Conference Publication 2045, Part 1. *Advanced Technology Airfoil Research*, vol. 1, March 1978, p. 380. (After Zumwalt and Nack.)



# Entrada en Pérdida - II



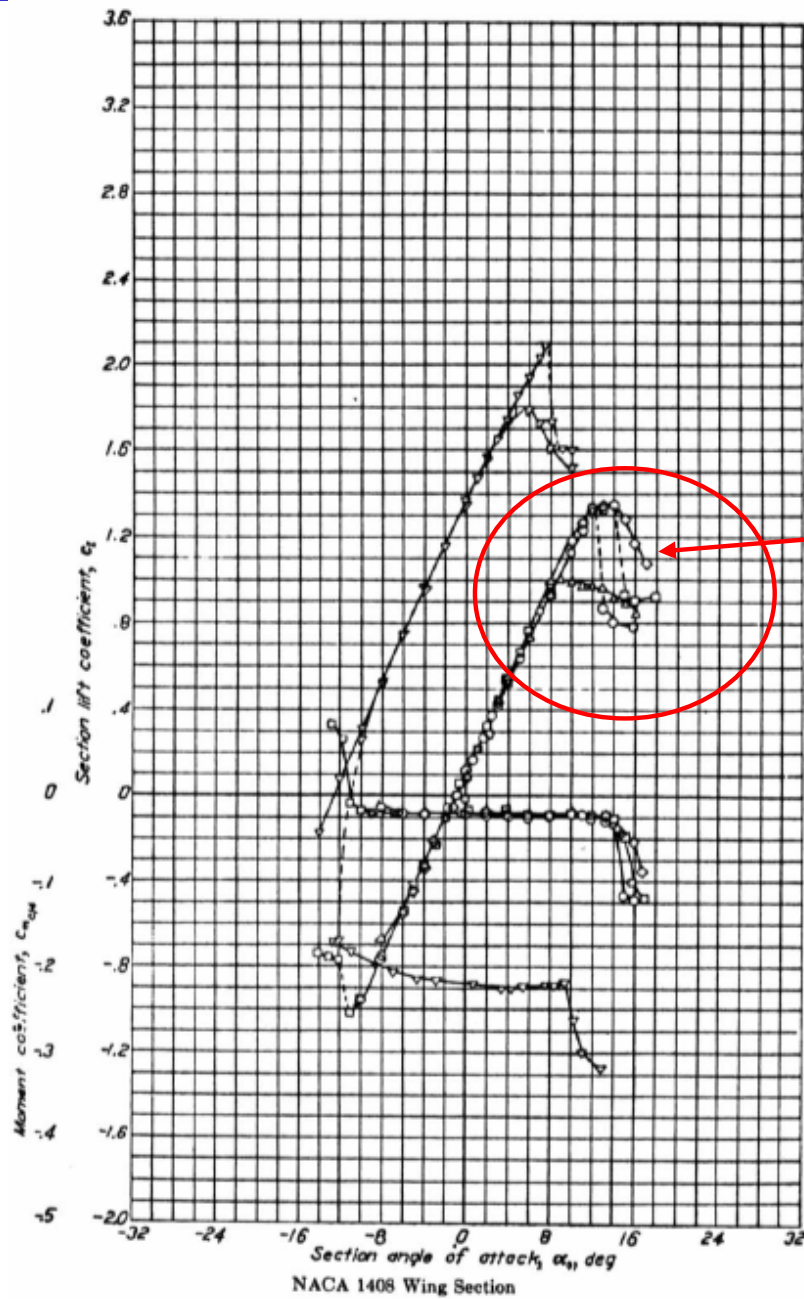
Pressure distribution over the top surface for separated flow over an airfoil. Theoretical data for a modern NASA low-speed airfoil, from NASA Conference Publication 2045, Part 1. *Advanced Technology Airfoil Research*, vol. I, March 1978, p. 380. (After Zumwalt and Nack.)



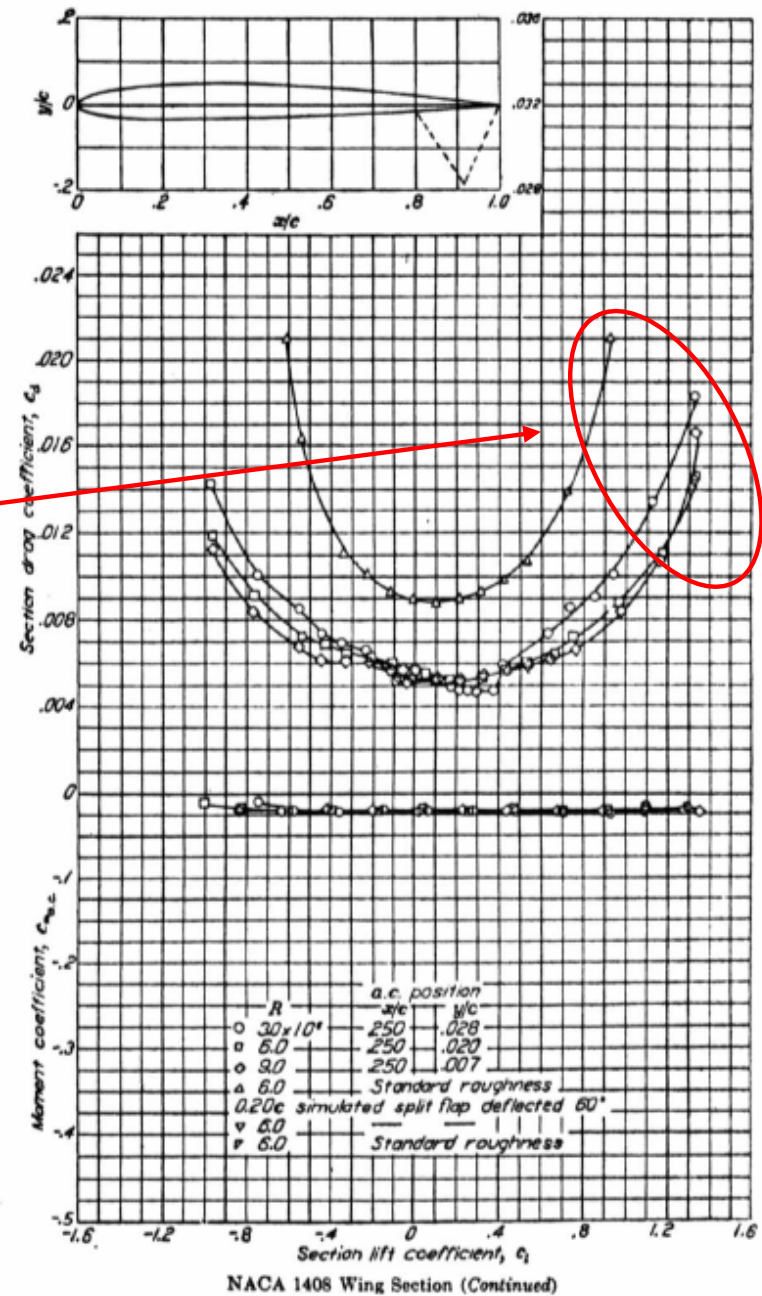
## ¡¡Videos Stall!!

- [Video 1](#)
- [Video 2](#)
- [Video 3](#)
- [Video 4](#)
- [Video 5](#)
- [Video 6](#)

# Entrada en Pérdida - II



Variación con  $Re$  y  $\alpha$



# Contenido

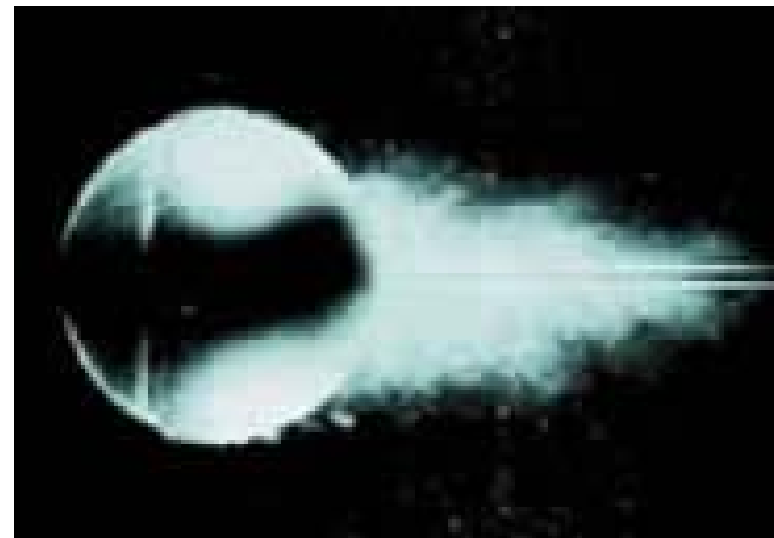
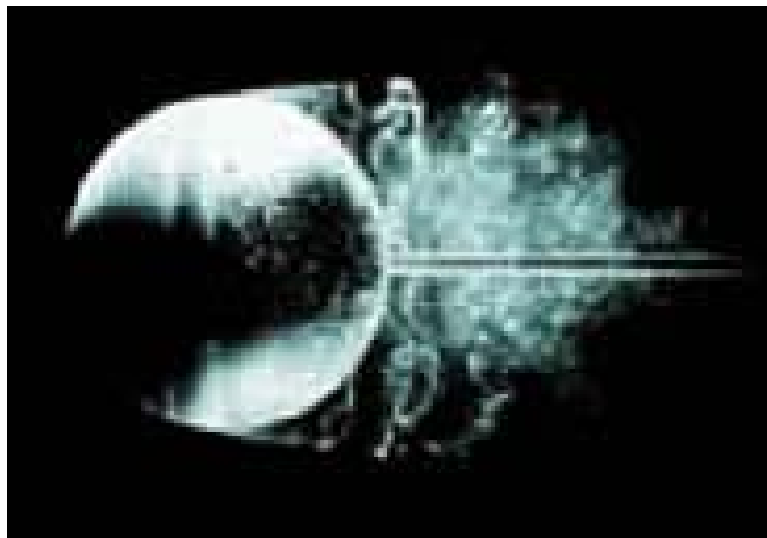
- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - Desprendimiento de la Corriente
    - **Resistencia Aerodinámica**
    - Perfiles Laminares
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Resistencia Aerodinámica - I

- Resistencia aerodinámica para perfiles en régimen incompresible está formada por:
  - Resistencia de fricción.
  - Resistencia de Presión
- La resistencia de fricción:
  - Consecuencia de los **esfuerzos viscosos entre el fluido y el cuerpo**.
  - Depende del **coeficiente de viscosidad y del gradiente de velocidad** en la pared del cuerpo.
  - Esta resistencia es **mayor** en el caso de ser la **capa límite turbulenta** por tener un **gradiente de velocidades mayor** que para el caso de flujo laminar.
- La resistencia de presión:
  - Resultante no nula de las fuerzas de presión en la dirección del movimiento, siendo **consecuencia del desprendimiento de la corriente**, el cual **modifica el campo de presiones** de manera que se genera una **fuerza neta en la dirección de la corriente**.
  - Cuanto **más retrasado esté el punto de desprendimiento**, menor será la **resistencia de presión es decir**, esta resistencia es **menor** en el caso de **capas límites turbulentas**.
  - Esta resistencia es consecuencia de la presencia de la capa límite.
    - La existencia de la capa límite es consecuencia de ser el coeficiente de viscosidad distinto de cero.
    - Se puede decir que el **origen de la resistencia de presión (al igual que el de la de fricción)** es **viscoso**, aunque el valor de la viscosidad no influya.

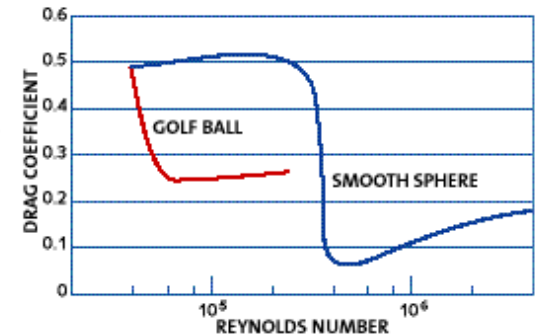
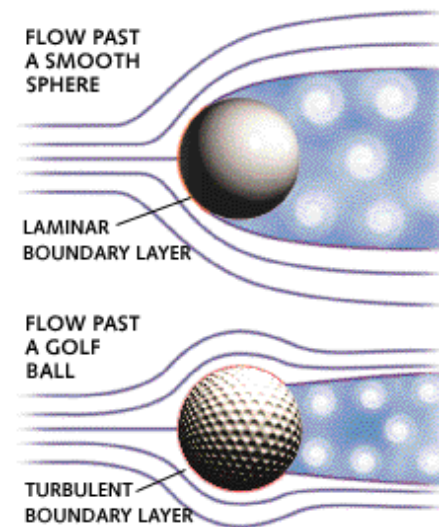
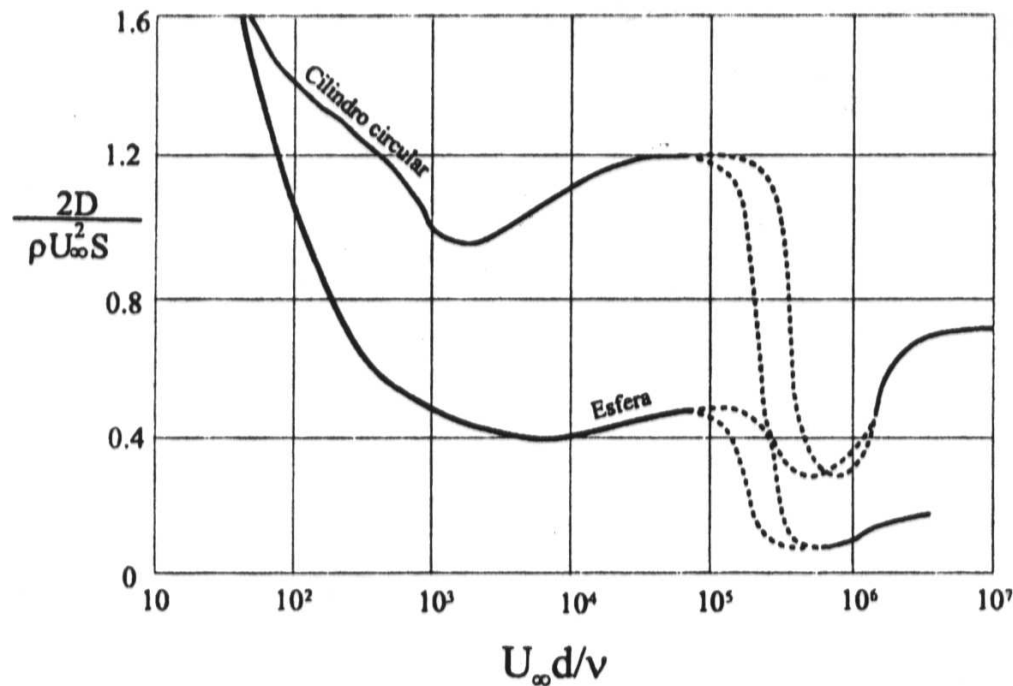
# Resistencia Aerodinámica - II

- Se pueden analizar las resistencia para dos tipos de cuerpos:
  - Cuerpos romos
  - Cuerpo fuselados
- Cuerpos romos
  - En **flujos a altos números de Reynolds domina la resistencia de presión.**
  - En general el **desprendimiento** de la **corriente tiene lugar muy pronto**, por lo que interesa que la capa límite sea turbulenta, para evitar (o retrasar) su desprendimiento;
    - razón por la que las **pelotas de golf son rugosas.**
    - el **desprendimiento** tiene lugar **mucho después** en el **caso turbulento**, con lo que la resistencia de presión será menor.

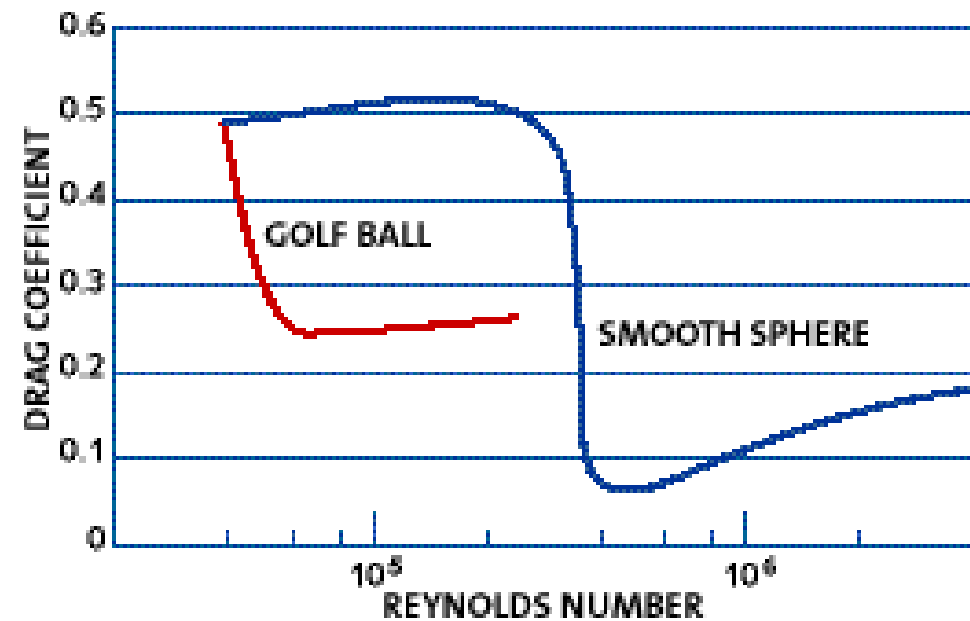
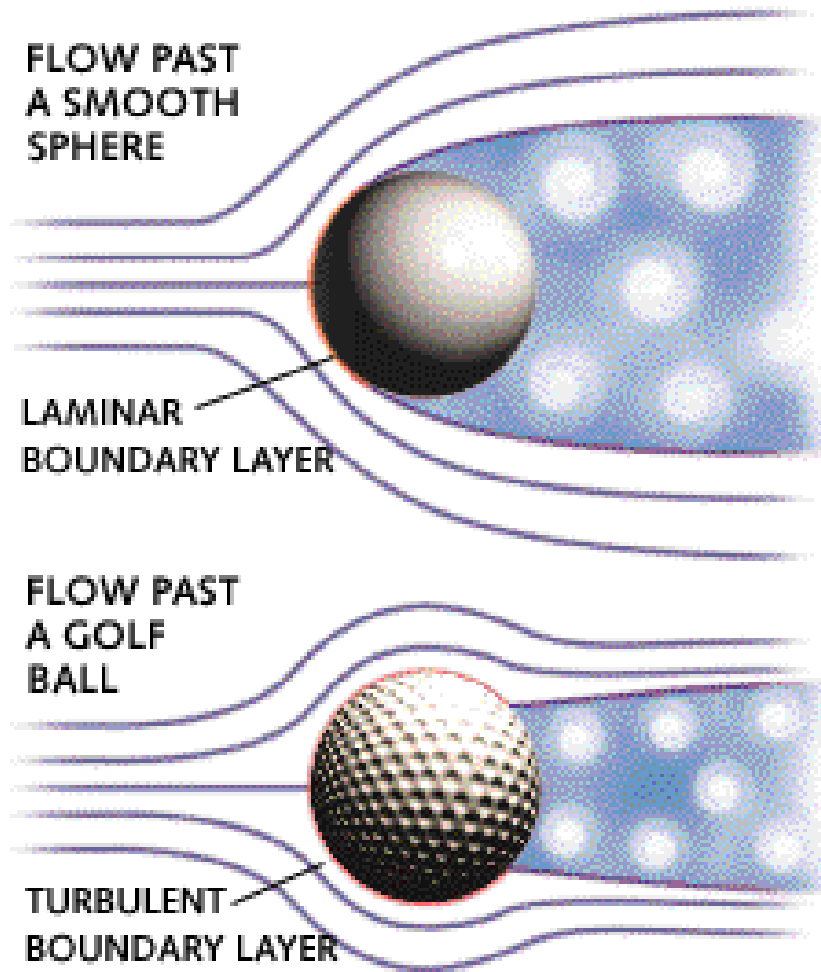


# Resistencia Aerodinámica - III

- Coeficiente de resistencia, en función del número de Reynolds, para los casos de un cilindro circular y de una esfera:
  - Para  $Re$  entre  $10^5$  y  $10^6$  se produce una disminución brusca del  $C_D$ , debida a la transición de la capa límite de laminar a turbulenta.
  - Se retrasa el punto de desprendimiento.

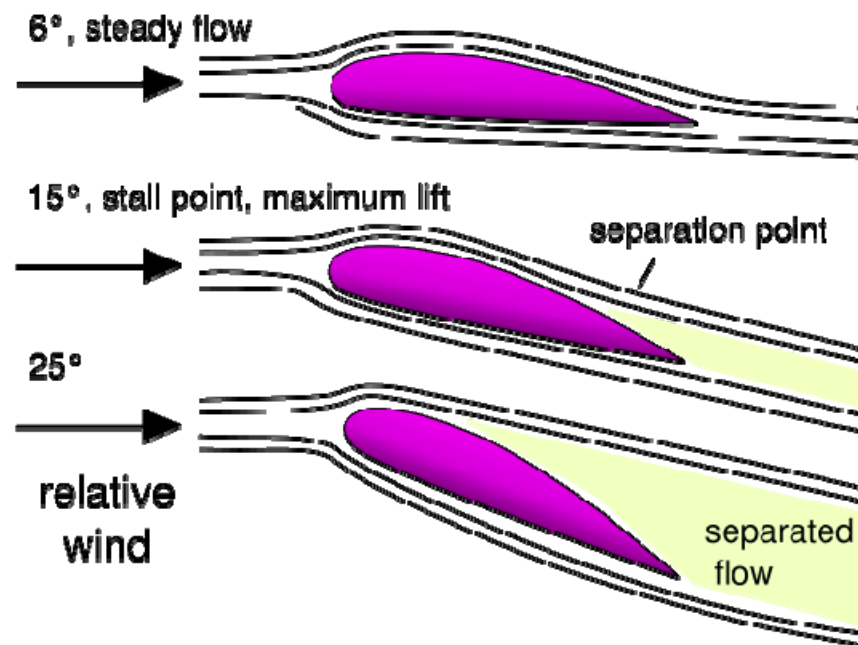


# Resistencia Aerodinámica – III-b



# Resistencia Aerodinámica - IV

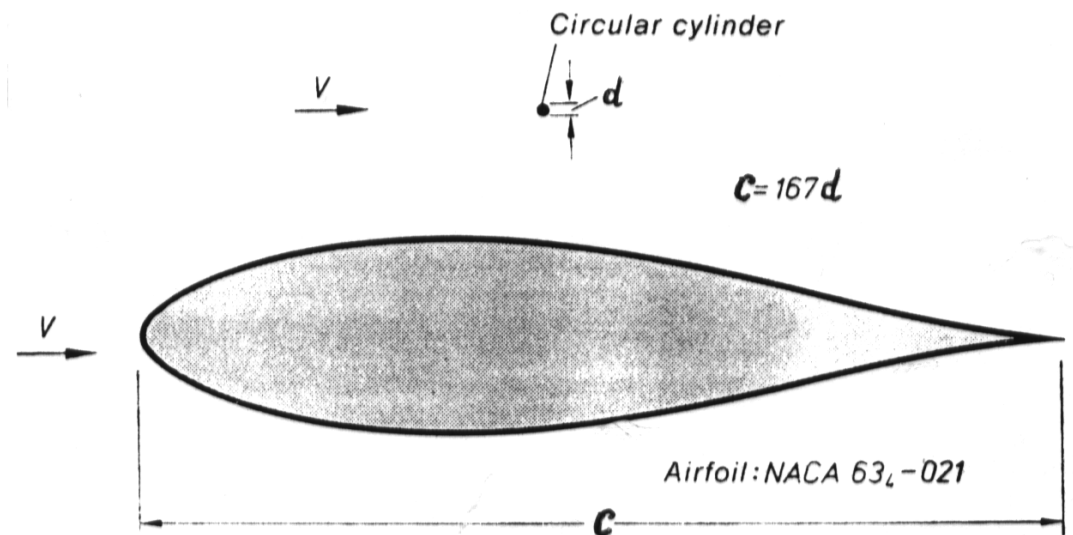
- Cuerpos fuselados
  - cuerpos en los que el **desprendimiento** de la corriente si se ha producido está **muy retrasado**
  - **domina la resistencia de fricción**, aunque ésta sea pequeña
  - interesa que la **capa límite sea laminar** o bien retrasar lo más posible su transición a turbulenta.
    - diseño de perfiles conocidos como perfiles laminares.





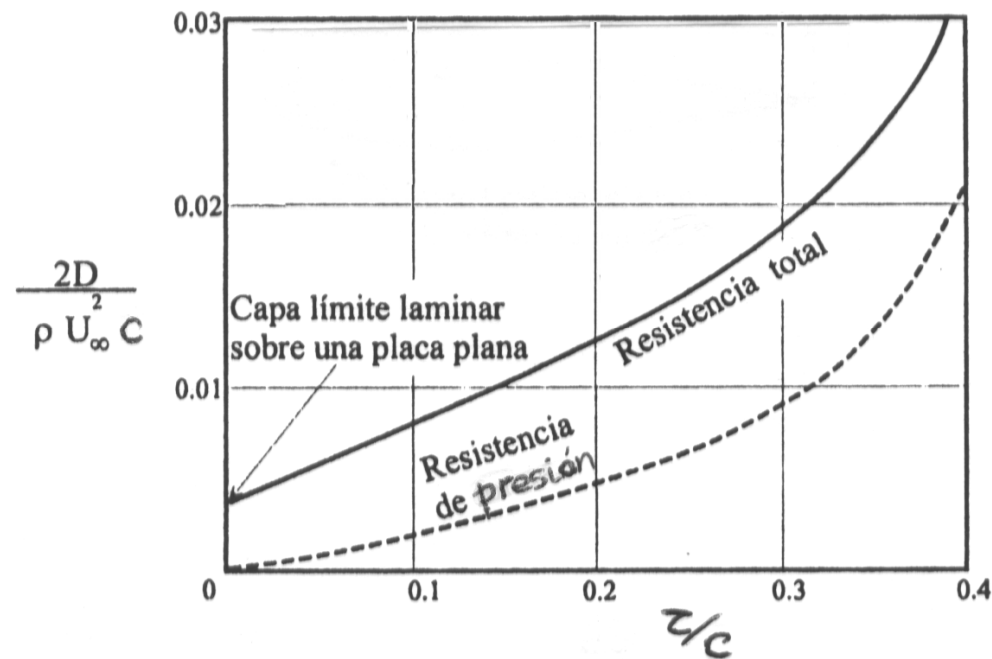
# Resistencia Aerodinámica - V

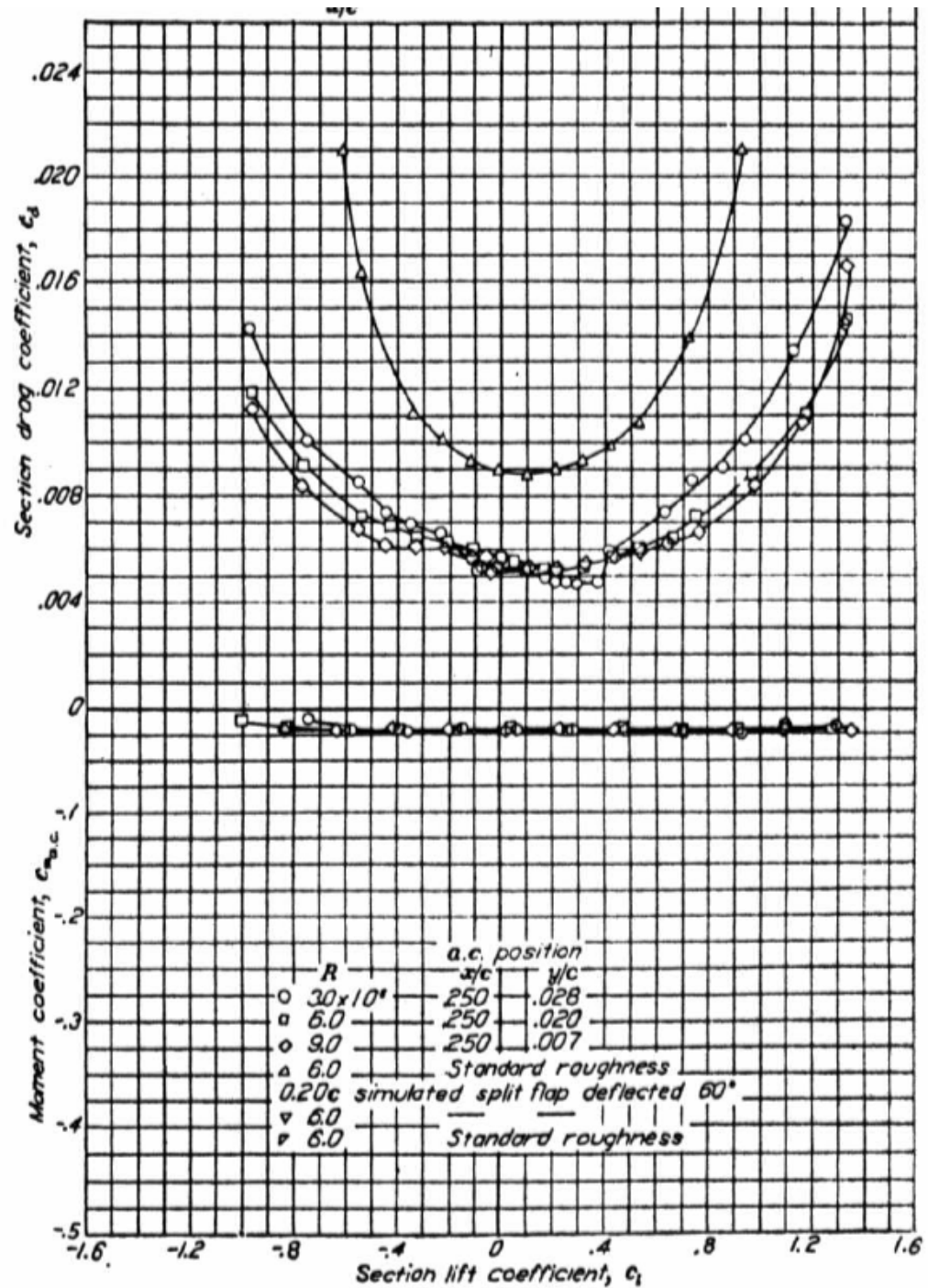
- El perfil aerodinámico es un dispositivo sustentador muy eficiente:
  - En el punto de diseño se pueden tener eficiencias aerodinámicas  $C_l/C_d$  del orden de 80
    - en un avión completo las eficiencias aerodinámicas llegan a estar en el rango de 15 a 20.
- Comparativa cuerpos Romos y cuerpos fuselados:
  - A velocidades iguales,
    - la resistencia aerodinámica de un perfil es fundamentalmente fricción.
    - La resistencia aerodinámica de un cilindro es fundamentalmente de presión
    - Si el cilindro tiene un diámetro inferior al 10% del espesor máximo del perfil, generan la misma resistencia.



# Resistencia Aerodinámica - VI

- En un perfil el valor de  $C_d$  **aumenta con el ángulo de ataque**;
  - como el rozamiento siempre existe,  $C_d \neq 0$  aunque sea  $\alpha = 0$ .
  - cuando se produce la entrada en pérdida del perfil, a la vez que se tiene una **disminución de  $C_l$** , se produce un **incremento** muy grande de  $C_d$ , pudiendo llegar a ser hasta **10 veces mayor**.
- La **resistencia aerodinámica** también **aumenta con el espesor del perfil**
  - para espesores superiores al 20% (raramente usados en aplicaciones aeronáuticas) la resistencia de presión aumenta considerablemente, haciéndose mayor que la de fricción.
  - También se deduce de esta figura que el incremento de  $C_d$  con el espesor es debida fundamentalmente a un incremento de la resistencia de presión.
  - El valor de la **resistencia** es **muy sensible** a la **posición** en que se produzca la **transición de capa límite laminar a turbulenta**
- Con respecto a la variación de  $C_d$  con  $Re$ , se observa experimentalmente que  **$C_d$  disminuye con  $Re$** , lo cual es evidente si **domina la resistencia de fricción**.





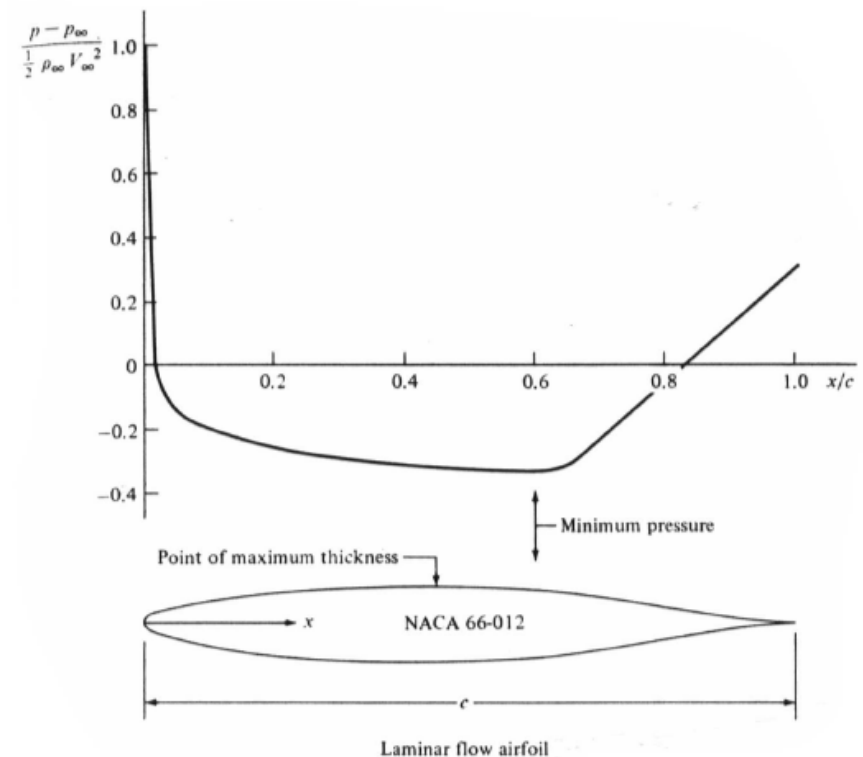
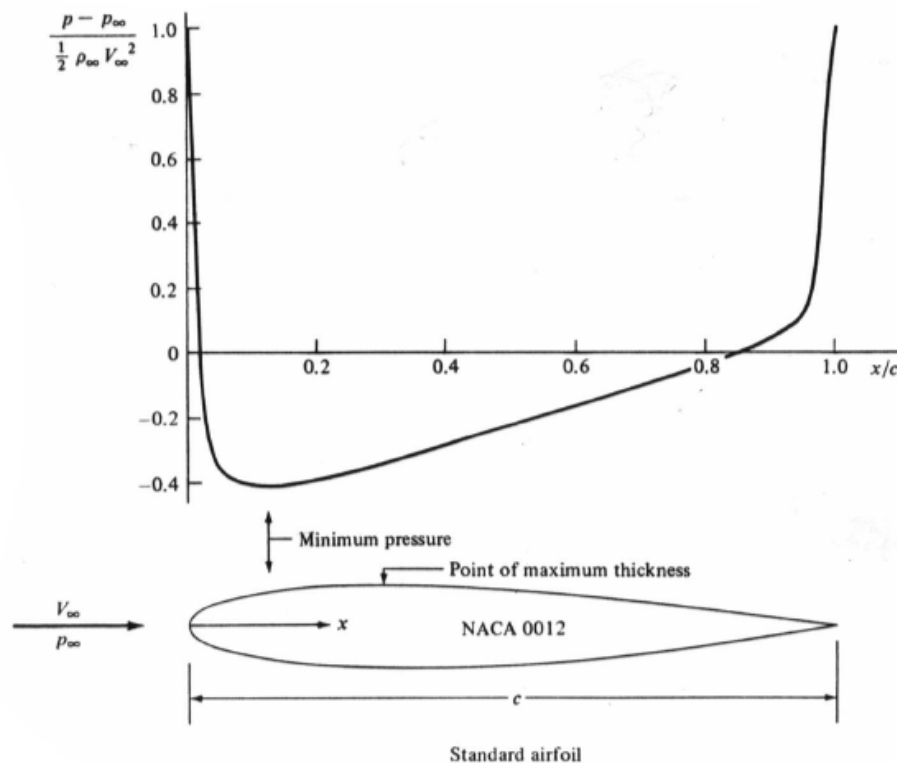
NACA 1408 Wing Section (Continued)

# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - **Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible**
    - Fuerzas Aerodinámicas
    - Perfiles Aerodinámicos
    - Coeficiente de Presión
    - Sustentación
    - Momento de Cabeceo
    - Capa Límite
    - Desprendimiento de la Corriente
    - Resistencia Aerodinámica
    - **Perfiles Laminares**
  - Alas en Régimen Incompresible
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Perfiles Laminares – I

- Para disminuir la resistencia de fricción de un perfil interesa mantener la capa límite laminar a lo largo de la mayor parte del extradós del perfil.
  - Diseño de perfiles laminares:
    - perfiles en los que el mínimo de presión en el extradós se presente lo más atrás posible
    - la transición de capa límite laminar a turbulenta se retrase lo más posible
    - la capa límite laminar es más estable cuando se enfrenta a gradientes favorables de presión.



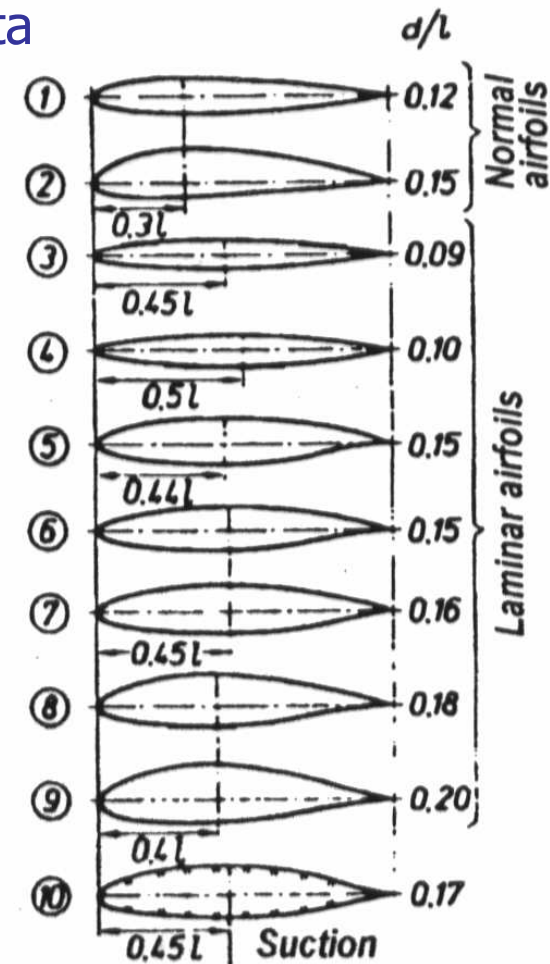
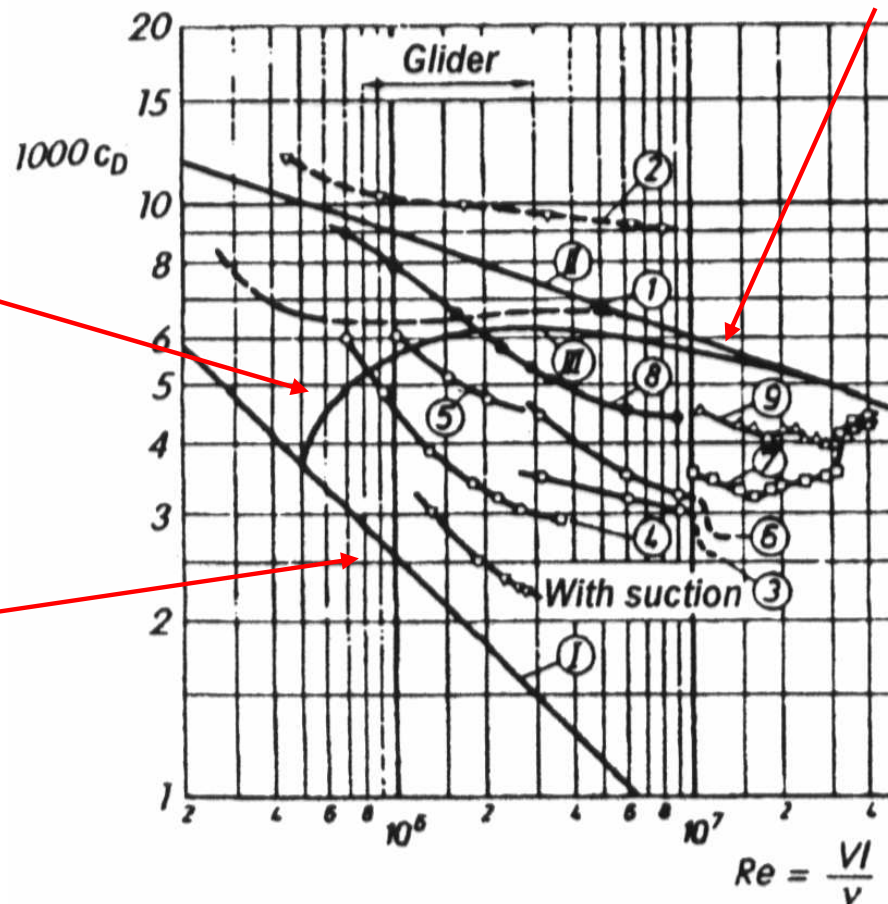
# Perfiles Laminares – II

- Los perfiles laminares se utilizan en la construcción de planeadores.
- La disminución de la resistencia llega a valores del orden del 30 al 50% respecto de perfiles normales, en los que la sección de máximo espesor está en torno al 30% de la cuerda.

turbulenta

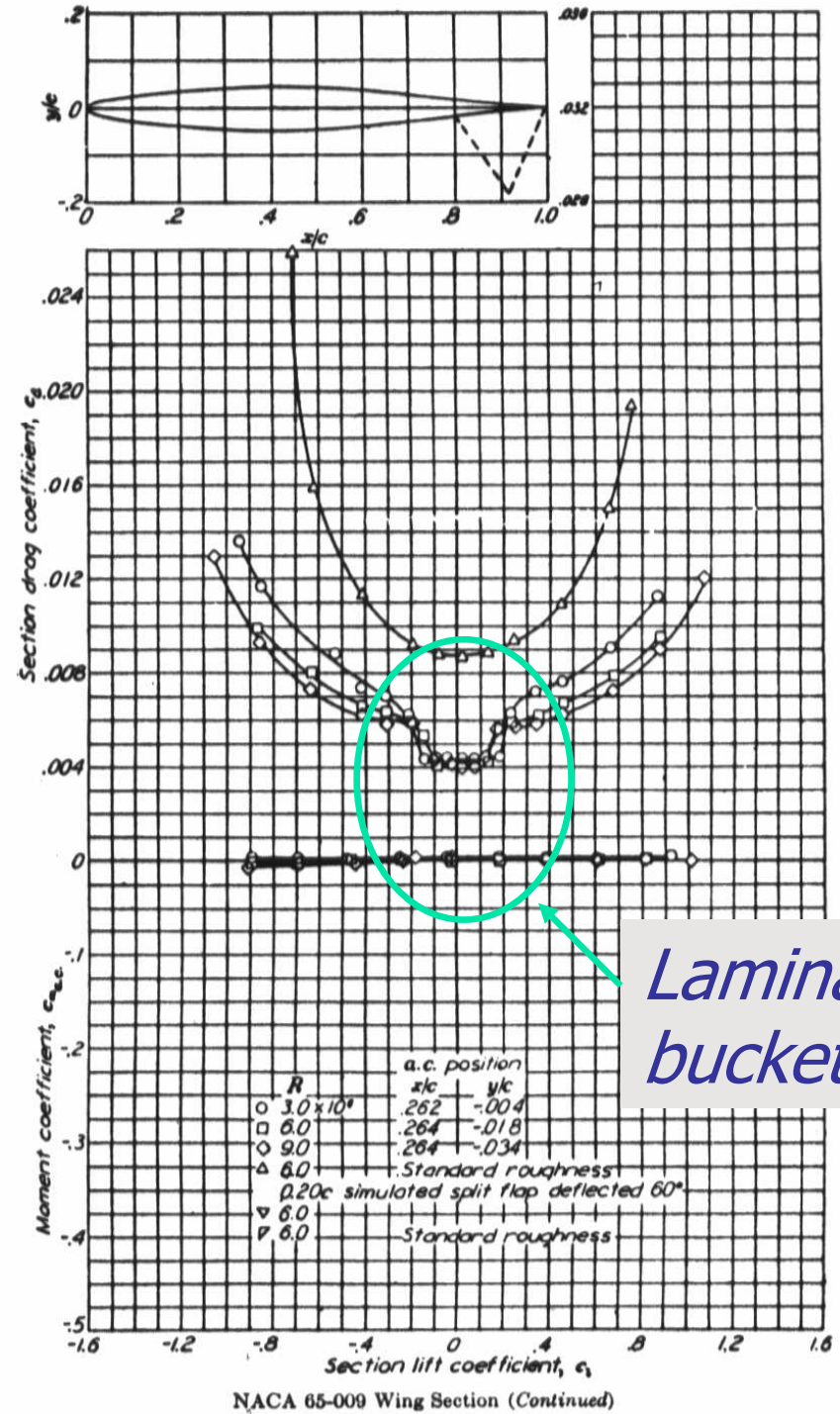
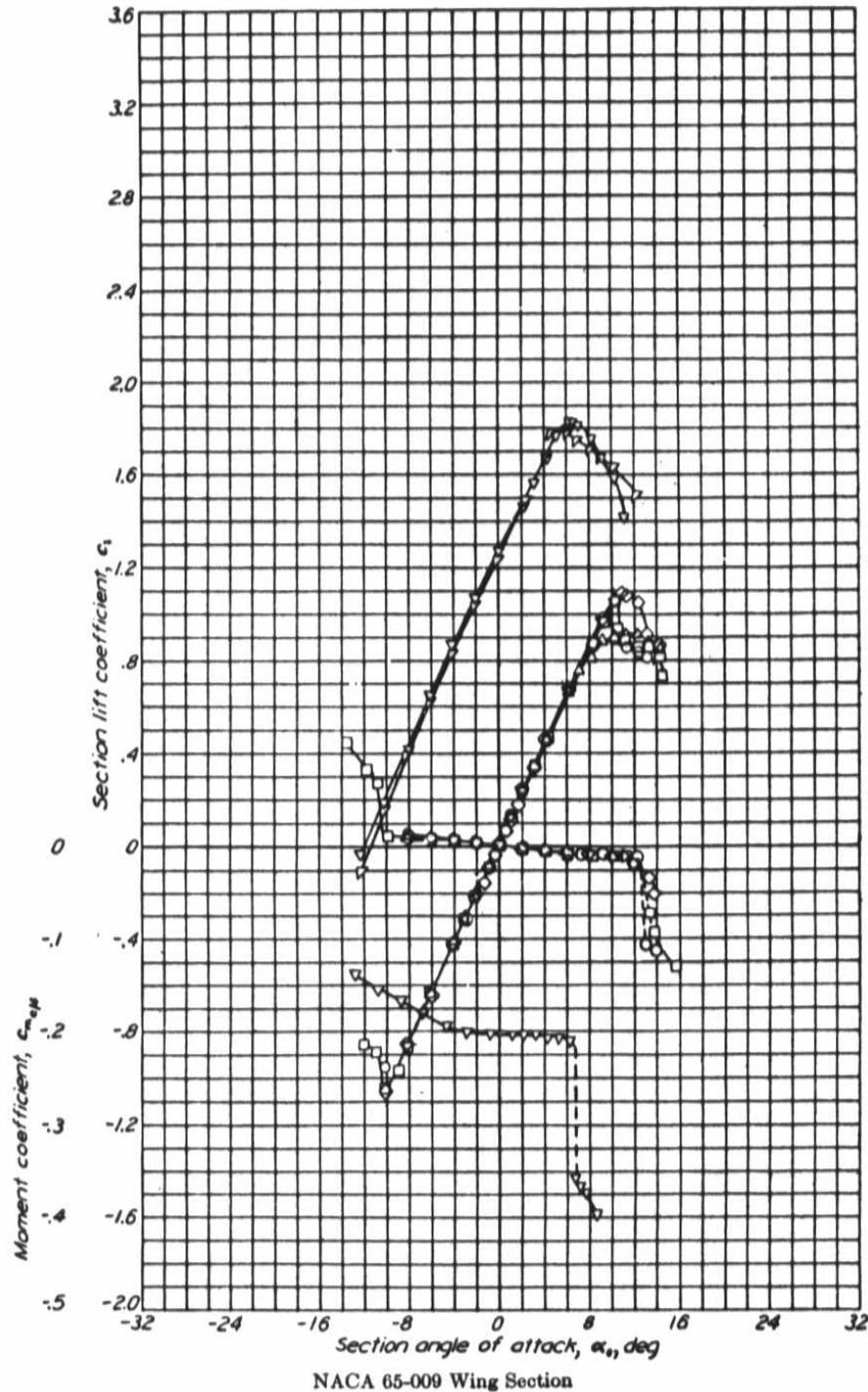
transición

laminar



# Perfiles Laminares – III

- Los efectos beneficiosos de los perfiles laminares sólo se obtiene en un rango **pequeño de ángulos de ataque y para números de Reynolds moderados**,  $Re < 10^7$ 
  - para valores mayores de  $Re$  el efecto se pierde, ya que la **zona de transición se desplaza hacia delante**, donde la capa límite es laminar.
- Estos perfiles requieren que la **rugosidad de la superficie sea muy pequeña**, para evitar una prematura transición al régimen turbulento.
- Se puede posponer la transición si se **controla el crecimiento que la C.L.** Al restringir el espesor de la C.L., se mantiene su estabilidad mucho más tiempo que si creciera naturalmente.
  - Este control de la capa límite puede efectuarse **succionando el aire a través de ranuras** u orificios practicados en la superficie del ala, o a través de una superficie porosa.
- Para ángulos de ataque pequeños  $C_d$  disminuye a valores muy pequeños



Laminar bucket





# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - **Alas en Régimen Incompresible**
    - **Introducción**
    - **Resistencia Inducida**
    - **Alas Largas y Rectas**
    - **Dispositivos Hipersustentadores**
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - **Alas en Régimen Incompresible**
    - **Introducción**
    - Resistencia Inducida
    - Alas Largas y Rectas
    - Dispositivos Hipersustentadores
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Alas en Régimen Incompresible

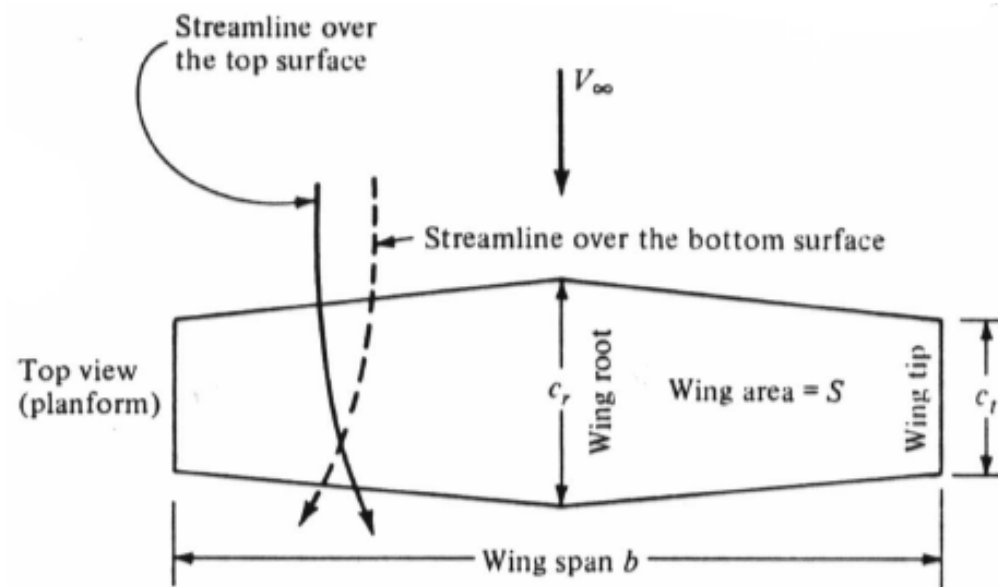
- Hasta ahora se han visto **2 tipos de resistencia** asociados a los perfiles:
  - **Resistencia de presión.**
  - **Resistencia de fricción.**
- Las **alas finitas presentan** un nuevo tipo de resistencia:
  - **Resistencia inducida.**
- Las características de una sección del ala finita no son idénticas a las del perfil bidimensional correspondiente.



# Alas en Régimen Incompresible - II

- Envergadura a la distancia que hay entre las puntas del ala ( $b$ ).
- El alargamiento es un parámetro adimensional que mide lo esbelta que es el ala y se define como (AR)

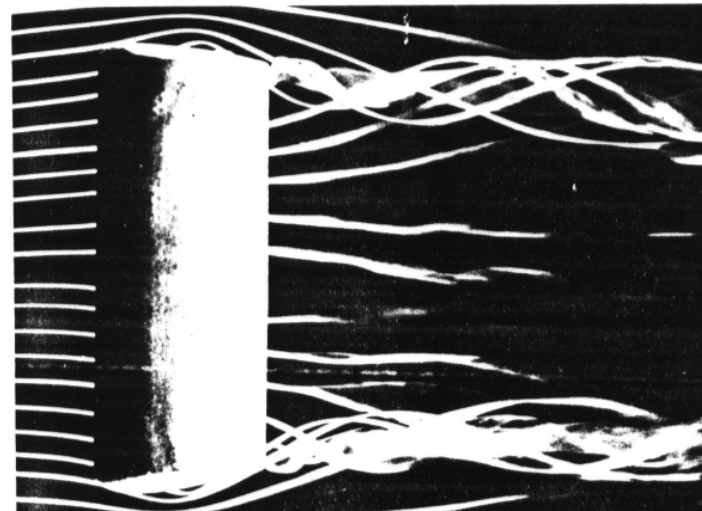
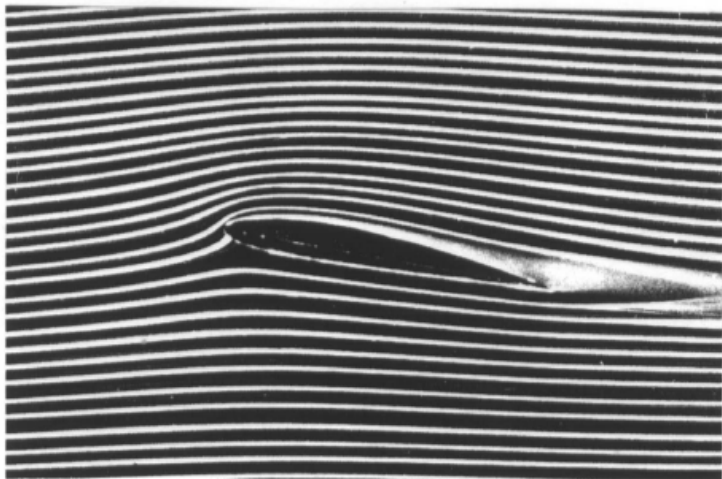
$$AR = \frac{b}{\bar{c}} \quad \longrightarrow \quad S = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c(y) dy = b\bar{c} \quad \longrightarrow \quad AR = \frac{b^2}{S}$$



# Introducción - II

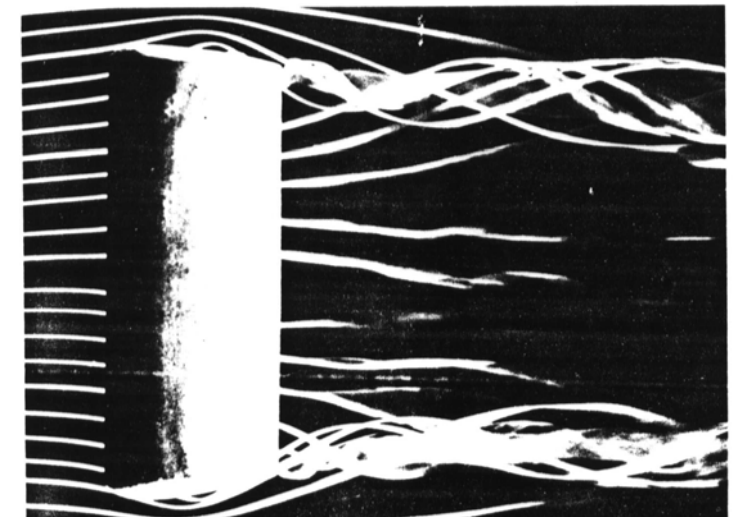
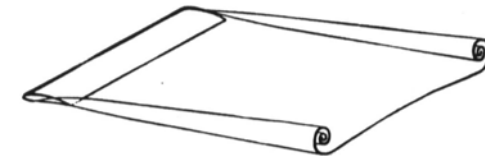
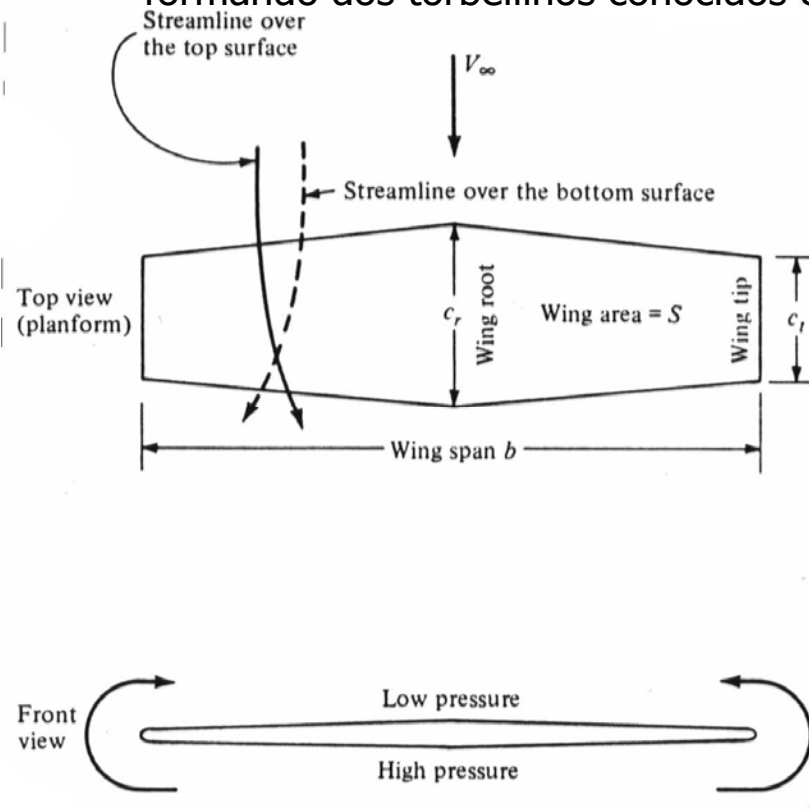
- Características del flujo:
  - Perfiles: flujo bidimensional.
  - Alas de envergadura finita: flujo tridimensional:
    - existen variaciones del campo fluido en la dirección de la envergadura.
    - La diferencia de presiones entre intradós y extradós es la responsable de este flujo tridimensional

## ¡¡Videos Wing 3D!!

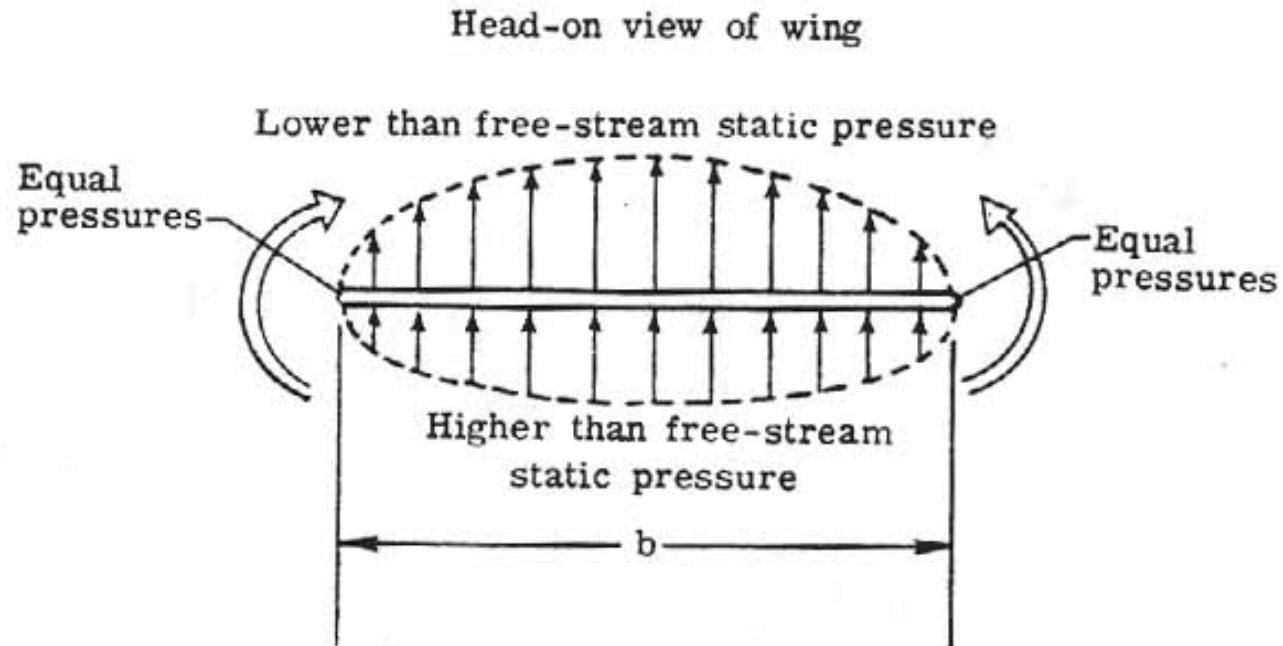


# Torbellinos de Punta de Ala - I

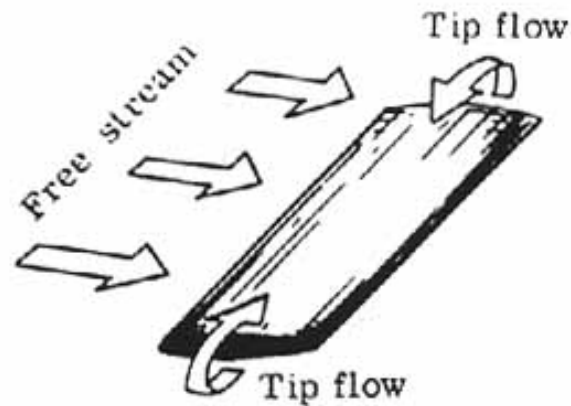
- En las puntas del ala el aire del intradós rebordea el ala, pasando al extradós. *EL AIRE TIENDE IR A LA ZONA DE MENOR PRESIÓN*:
  - **Extradós**: aparece un flujo que va **de la punta del ala hacia la raíz**
  - **Intradós**: aparece un flujo que va **de la raíz del ala hacia la punta**
- En el **borde de salida** del ala hay una **discontinuidad** en la dirección de la velocidad de las dos corrientes de extradós e intradós, que se mantiene aguas abajo del ala:
  - se crea una superficie de discontinuidad, una estela, la cual es inestable y tiende a enrollarse formando dos torbellinos conocidos como torbellinos de punta de ala (*wingtip vortices*).



# Torbellinos de Punta de Ala - II

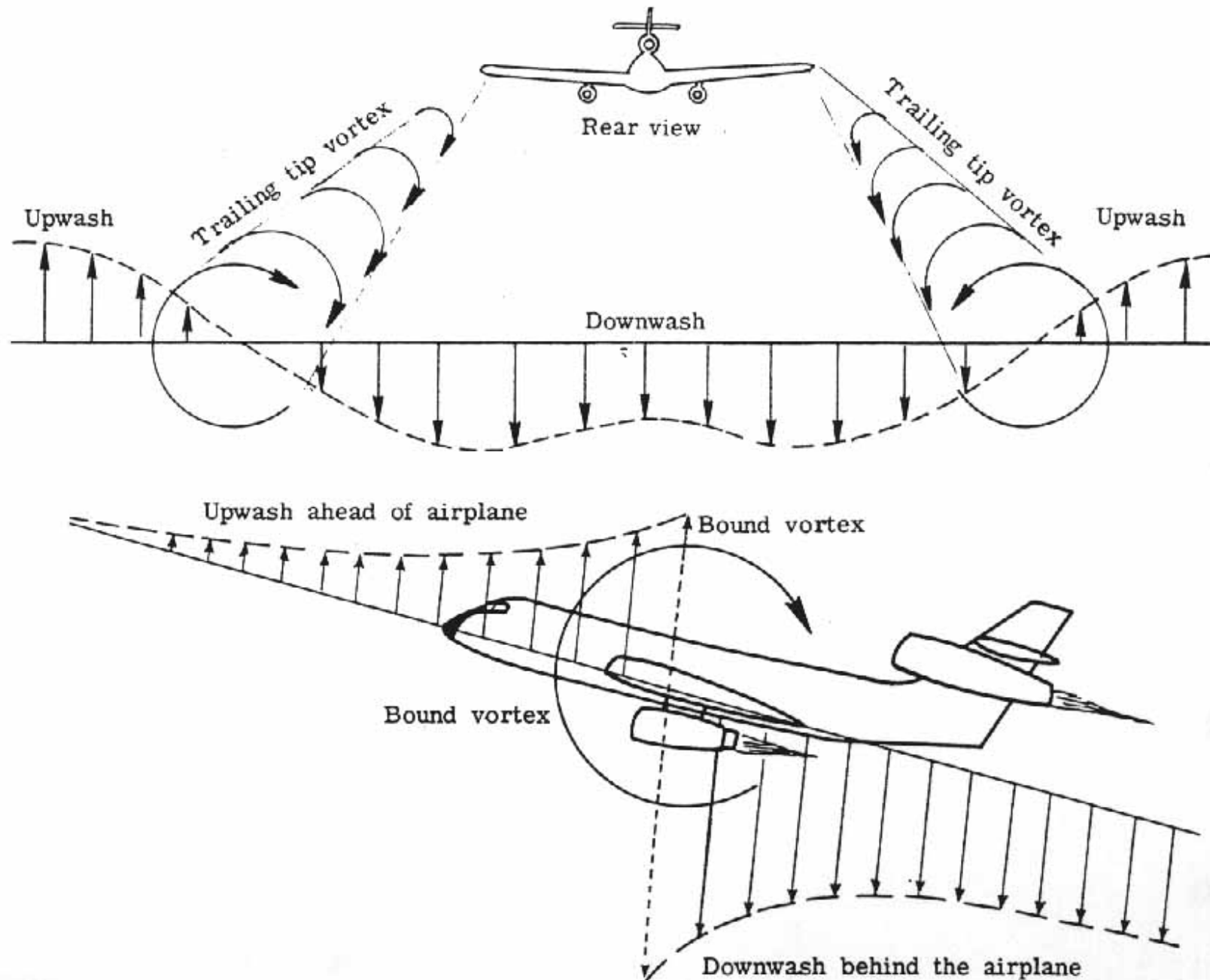


(a)



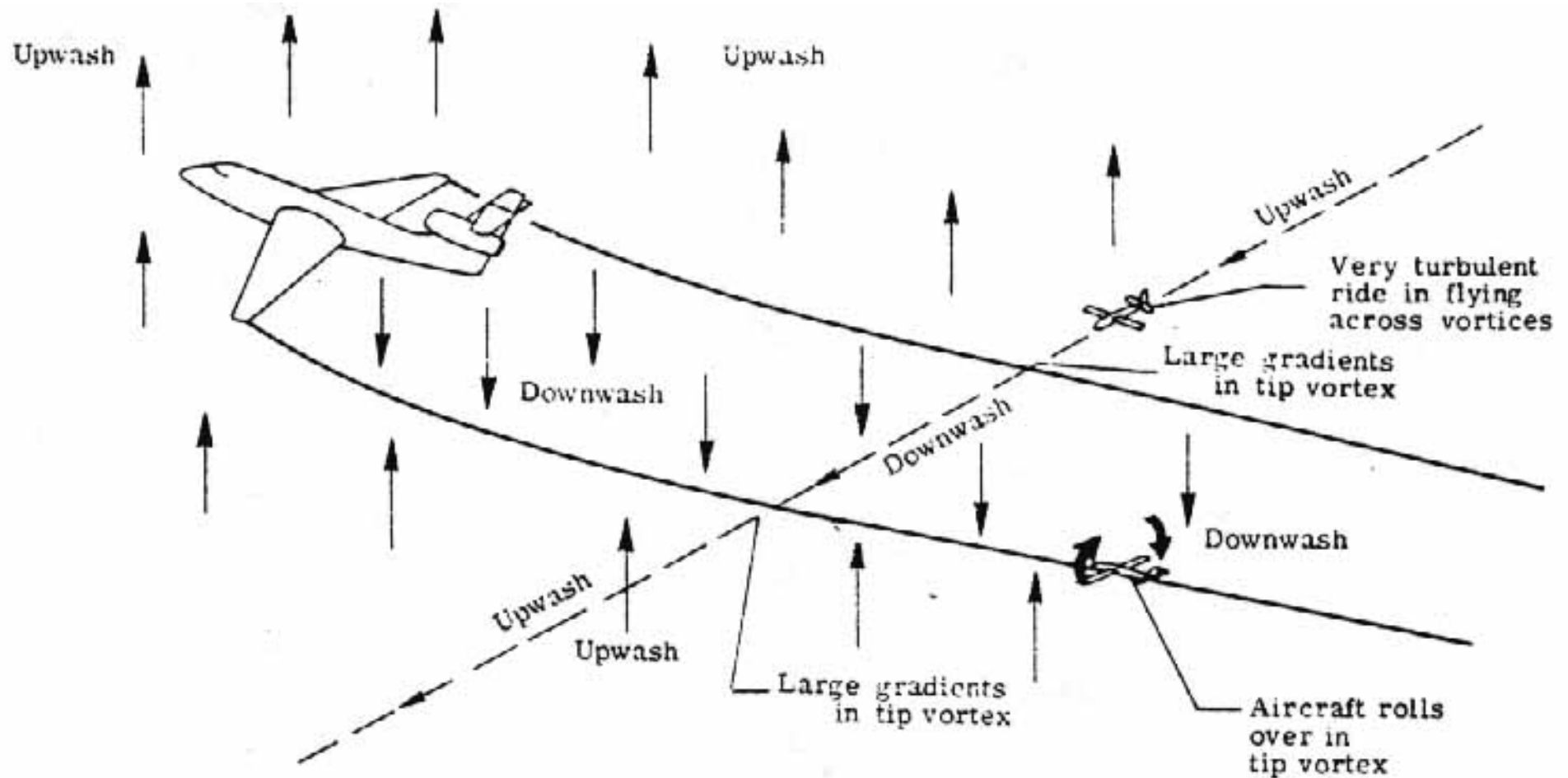
(b)

# Torbellinos de Punta de Ala - III





# Torbellinos de Punta de Ala - IV



# Torbellinos de Punta de Ala - V



- [Video 1](#)
- [Video 2](#)
- [Video 3](#)
- [Video 4](#)



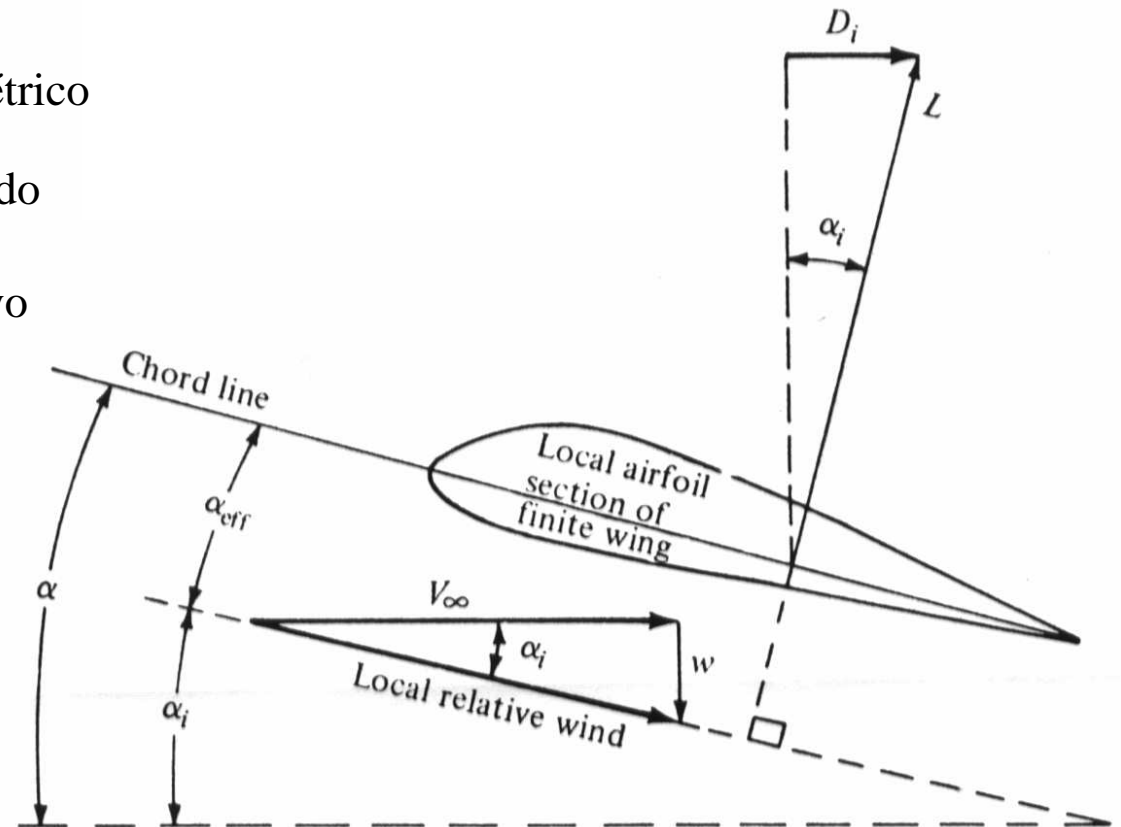
# Velocidad Inducida

- Los **torbellinos modifican la aerodinámica del ala:**
  - **inducen una velocidad vertical descendente**, velocidad inducida  $w$ , a lo largo del ala.
  - la combinación de esta velocidad con la corriente incidente hace que la **dirección local del viento varíe en las proximidades de cada sección del ala.**
  - la **corriente es deflectada un cierto ángulo**

$\alpha$                     Ángulo de ataque geométrico

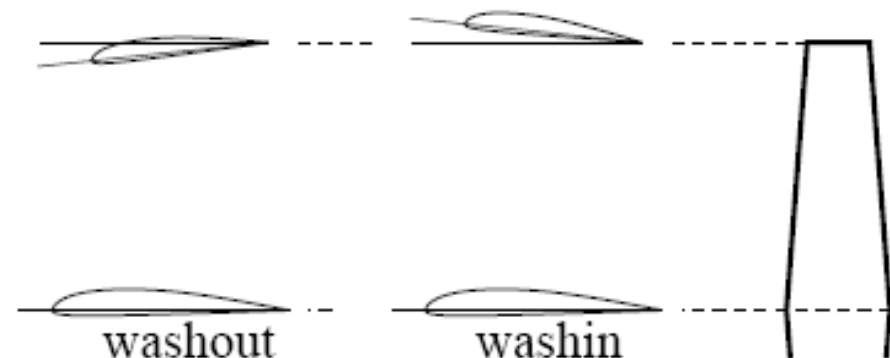
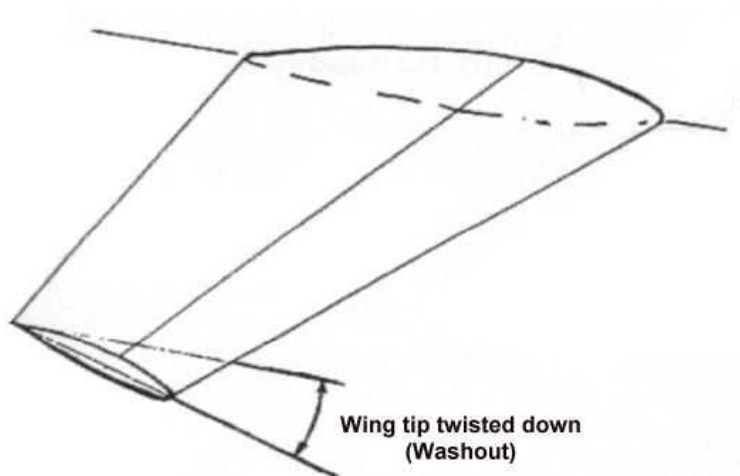
$\alpha_i = \frac{-w}{V_\infty}$             Ángulo de ataque inducido

$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i$     Ángulo de ataque efectivo



# Geometría del Ala - I

- Un ala tiene **torsión** (*twist*) si el ángulo de ataque geométrico ( $\alpha$ ) varía a lo largo de la envergadura.
- Beneficios aerodinámicos:
  - Normalmente es **menor en las puntas** que en **la raíz del ala**, con objeto de **evitar la entrada en pérdida del ala por las puntas a bajas velocidades** lo que supondría una pérdida de mando lateral.
- La torsión puede ser tan grande que en vuelo de crucero las puntas del ala pueden estar a ángulos de ataque negativos.
- **Ventaja Estructural:**
  - **La mayor parte de la sustentación se genera en la parte central del ala.**
    - Para la misma sustentación total el momento flector en el encastre es menor.
  - Esta misma ventaja también se consigue disminuyendo la cuerda en la dirección a las puntas: **ESTRECHAMIENTO.**
  - Por razones estructurales el espesor del perfil suele disminuir en dirección a las puntas.



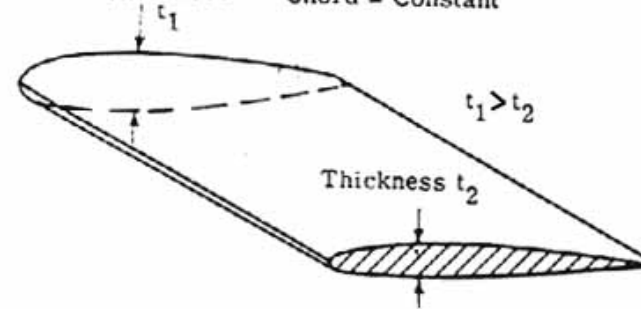
# Geometría del Ala - II

Reduction in chord length - airfoil sections similar



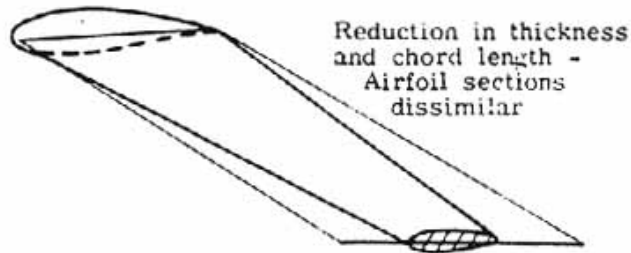
(a) Planform taper.

Reduction in thickness - airfoil thickness and sections change  
Thickness      Chord = Constant

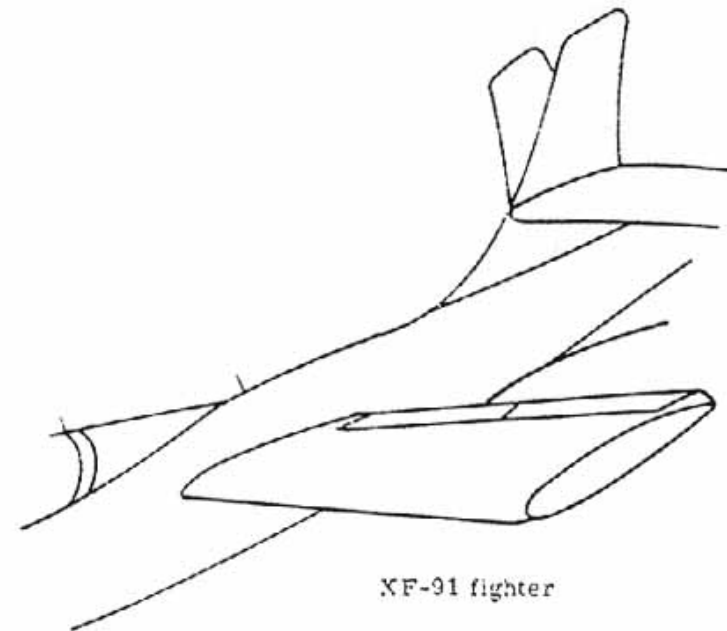


(b) Thickness taper.

Reduction in thickness and chord length - Airfoil sections dissimilar

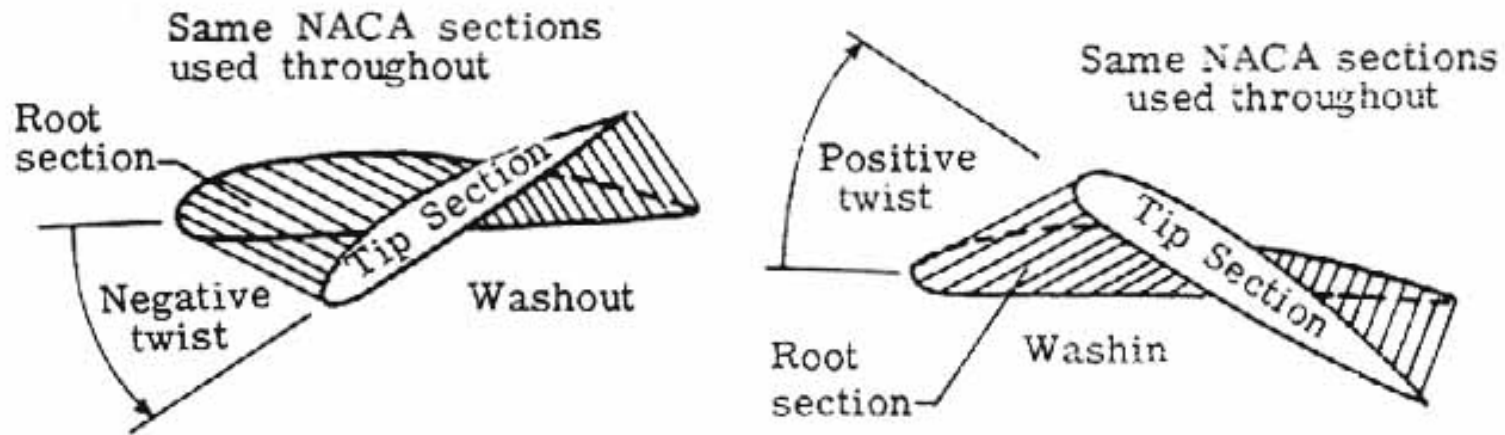


(c) Planform and thickness taper.

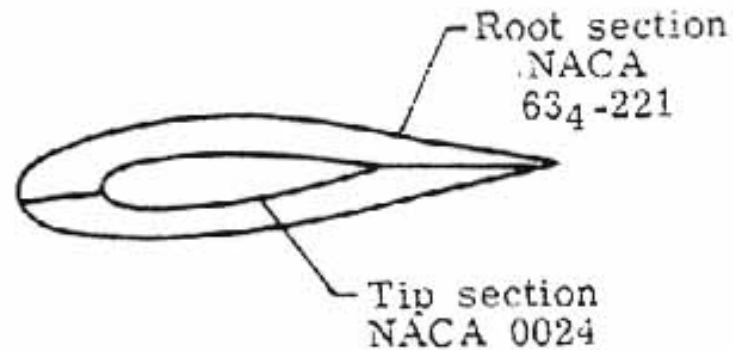


(d) Inverse taper in planform and thickness.

# Geometría del Ala - III



(a) Geometric twist.

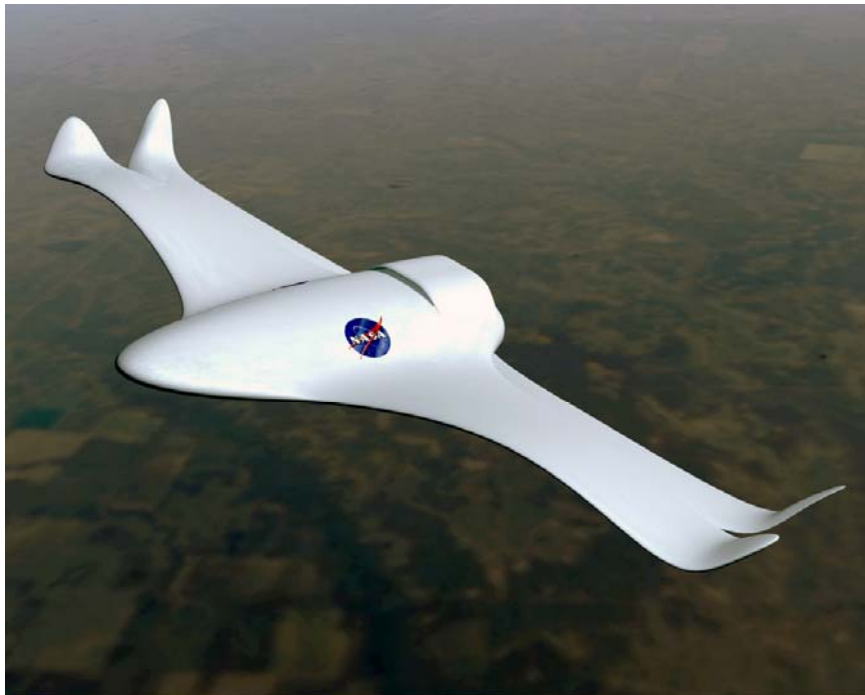


(b) Aerodynamic twist.

# Geometría del Ala - IV

- Geometría Variable – “Wing Morphing”

## Active Aeroelastic Wing (AAW) F/A-18



**iiVideo!!**

NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html>  
NASA Photo: ED01-0348-1 Date: 2001 Photo by: NASA  
An artist's rendering of the 21st Century Aerospace Vehicle, sometimes nicknamed the Morphing Airplane, shows advanced concepts NASA envisions for an aircraft of the future.



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - **Alas en Régimen Incompresible**
    - Introducción
    - **Resistencia Inducida**
    - Alas Largas y Rectas
    - Dispositivos Hipersustentadores
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

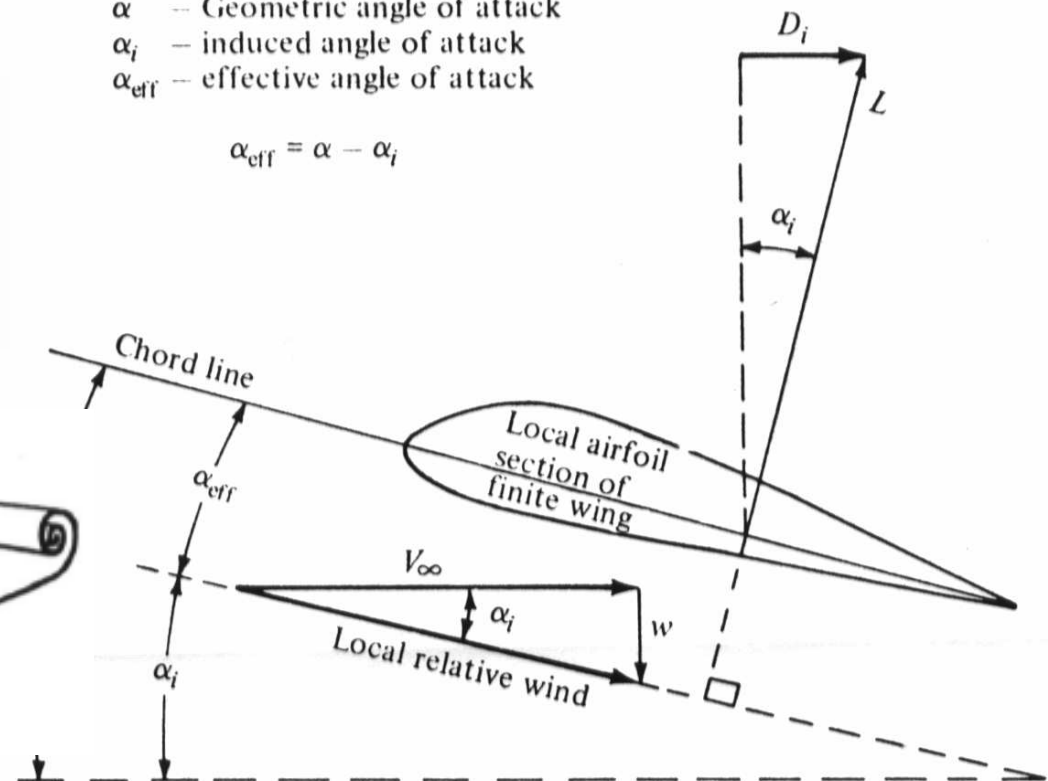
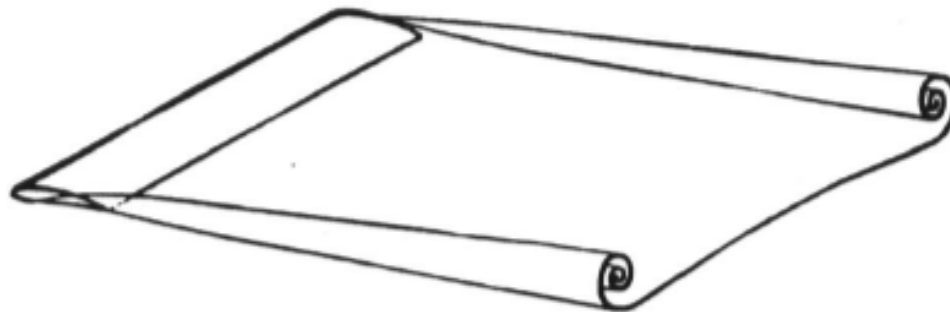


# Resistencia Inducida - I

- La consecuencia más importante de la deflexión de la corriente es la aparición de una nueva contribución a la resistencia aerodinámica.
- Esta resistencia es debida a un desequilibrio de presiones en la dirección de  $V_\infty$  generado por el flujo inducido por los torbellinos de punta de ala.
- La sustentación local en cada sección del ala es perpendicular al viento relativo local, por lo que está inclinada un ángulo  $\alpha_i$  respecto de la dirección perpendicular a  $V_\infty$ 
  - hay una componente del vector sustentación local en la dirección de  $V_\infty$ : una componente de resistencia aerodinámica llamada resistencia inducida.

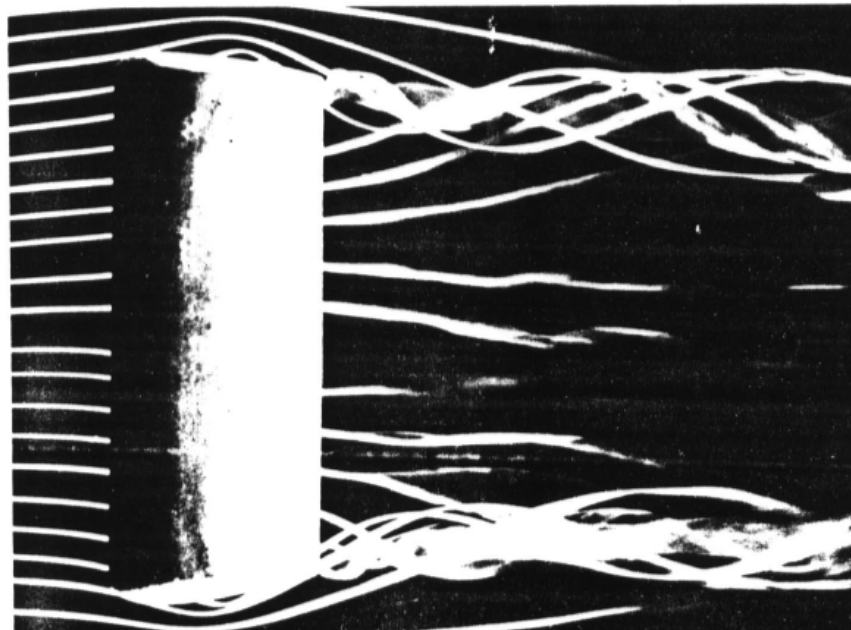
$\alpha$  -- Geometric angle of attack  
 $\alpha_i$  -- induced angle of attack  
 $\alpha_{\text{eff}}$  -- effective angle of attack

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \alpha_i$$



# Resistencia Inducida - II

- La **resistencia inducida** es un precio ineludible que hay que pagar para que el ala sustente.
- La resistencia total de un ala (en régimen incompresible, y en general en régimen subsónico)
  - la **resistencia inducida** ( $D_i$ ),
  - La **resistencia de fricción** ( $D_f$ )
  - y la **resistencia de presión** ( $D_p$ )
- Hay que tener en cuenta que el campo fluido inducido por los torbellinos de punta de ala modifica la velocidad y la presión a lo largo del ala, por lo que  $D_f$  y  $D_p$  en cada sección son distintos de los valores correspondientes al perfil.
  - Dicha variación es pequeñas y se puede despreciar en una primera aproximación.

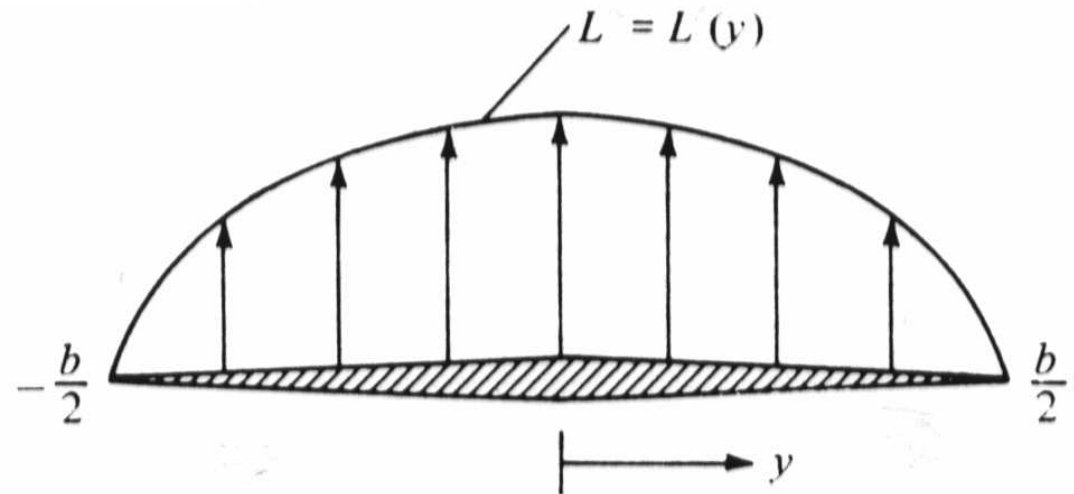


# Resistencia Inducida - III

- En un **ala finita** la **sustentación varía de una sección a otra**:
  - En general la **cuerda varía** a lo largo de la envergadura
  - El **ángulo de ataque geométrico** también puede variar (ala con torsión)
  - El **tipo de perfil puede variar**.
- En las **puntas del ala la sustentación es nula**, como consecuencia de la igualación de presiones entre intradós y extradós.

## Sustentación del ala

$$L \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) dy.$$



## Resistencia Inducida por unidad de envergadura

$$D_i(y) = L(y) \sin \alpha_i(y) \approx L(y) \alpha_i(y)$$

Distribución de AoA inducidos  $\alpha_i$

$$D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} D_i(y) dy \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) \alpha_i(y) dy$$

Resistencia Inducida



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - **Alas en Régimen Incompresible**
    - Introducción
    - Resistencia Inducida
    - **Alas Largas y Rectas**
    - Dispositivos Hipersustentadores
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Alas Largas y Rectas

- Para alas largas y rectas se puede considerar la hipótesis de Prandtl, según la cual cada perfil se comporta como bidimensional pero al ángulo efectivo que ve cada perfil

$$L(y) = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c(y) \left( C_{l_0} + \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \alpha_{ef} \right)$$

$\frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \approx 2\pi$        $\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i(y)$

$$L \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) dy.$$

$$D_i = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} D_i(y) dy \approx \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y) \alpha_i(y) dy$$

# Distribución de Sustentación Elíptica - I

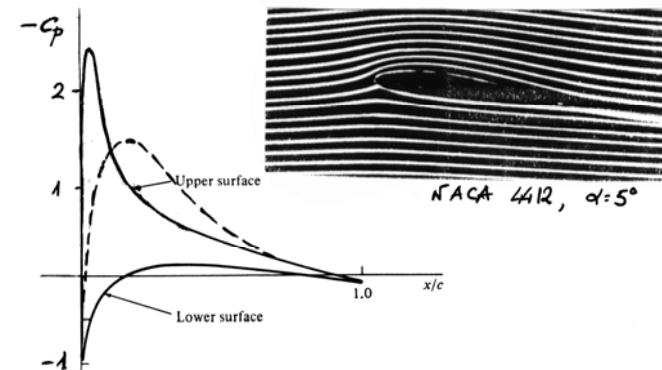
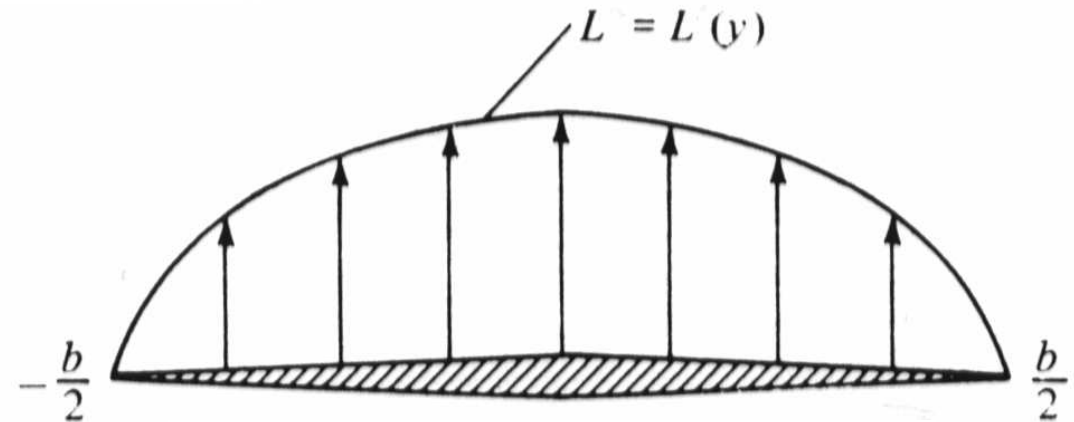
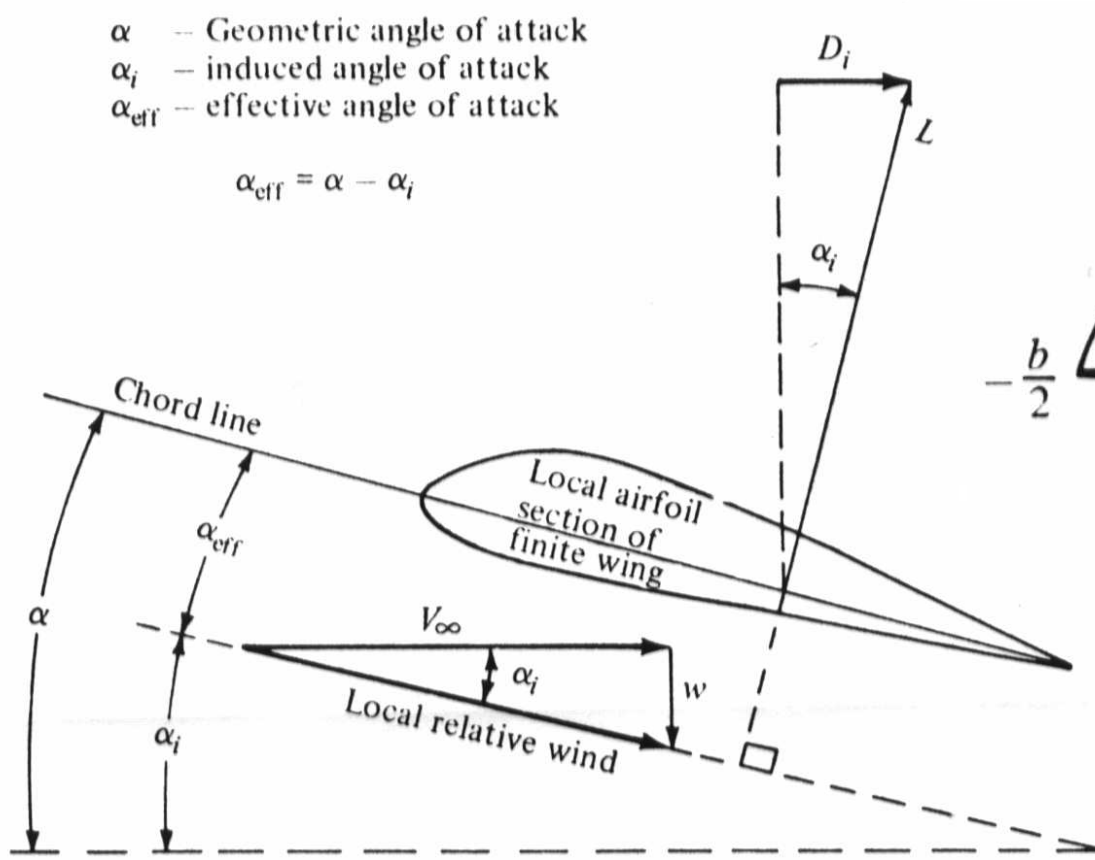
- Si la **distribución** de la sustentación de un ala es **elíptica** entonces el coeficiente de resistencia inducida viene dada por

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda},$$

- El ángulo de ataque inducido es proporcional a  $C_L$ .
  - El origen de la corriente inducida vertical  $w$  es la diferencia de presiones entre intradós y extradós, la misma diferencia que genera la sustentación

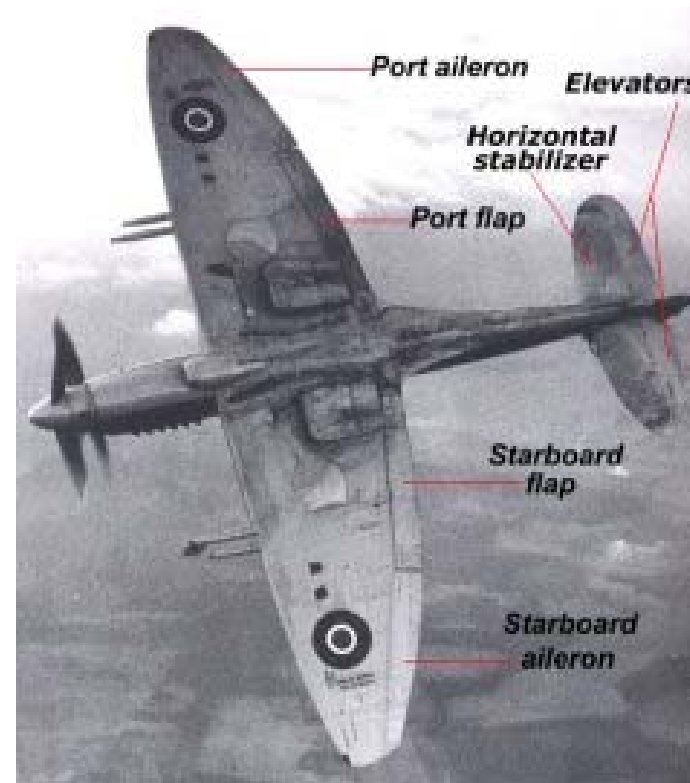
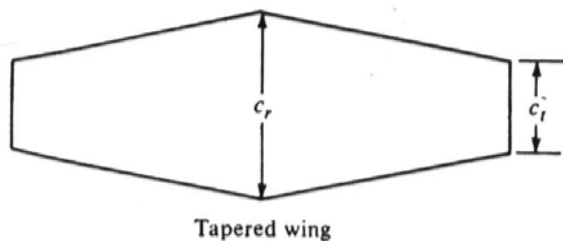
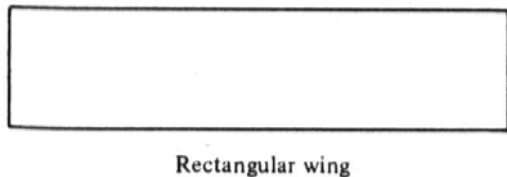
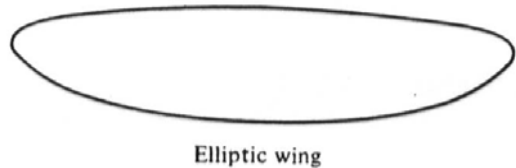
$\alpha$  -- Geometric angle of attack  
 $\alpha_i$  -- induced angle of attack  
 $\alpha_{\text{eff}}$  -- effective angle of attack

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \alpha_i$$



# Distribución de Sustentación Elíptica - II

- La dependencia cuadrática de  $C_{Di}$  con  $C_L$  hace que  $C_{Di}$  aumente mucho cuando  $C_L$  es grande
  - la velocidad de vuelo es pequeña: despegue y aterrizaje.
- El  $C_{Di}$  es inversamente proporcional al alargamiento (**AR**).
  - Cuanto mayor sea **AR**, menor será  $C_{Di}$ .
    - Las alas largas disminuyen la resistencia inducida.
    - Por razones estructurales **AR** no puede ser todo lo grande que sería de desear.
    - Aviones subsónicos convencionales tienen alargamientos del orden de 6 a 8
    - Veleros se llega a valores del orden de 20.
- Si el ala no tiene torsión y si tiene el mismo tipo de perfil en todas las secciones, entonces la distribución de cuerdas requerida para tener la distribución de sustentación elíptica debe variar también elípticamente con la envergadura
  - se dice entonces que se tiene un ala elíptica – Marine **Spitfire**



# Distribución de Sustentación Elíptica - III

- En un caso genérico se puede demostrar que el coeficiente de resistencia inducida puede ponerse en la forma

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e},$$

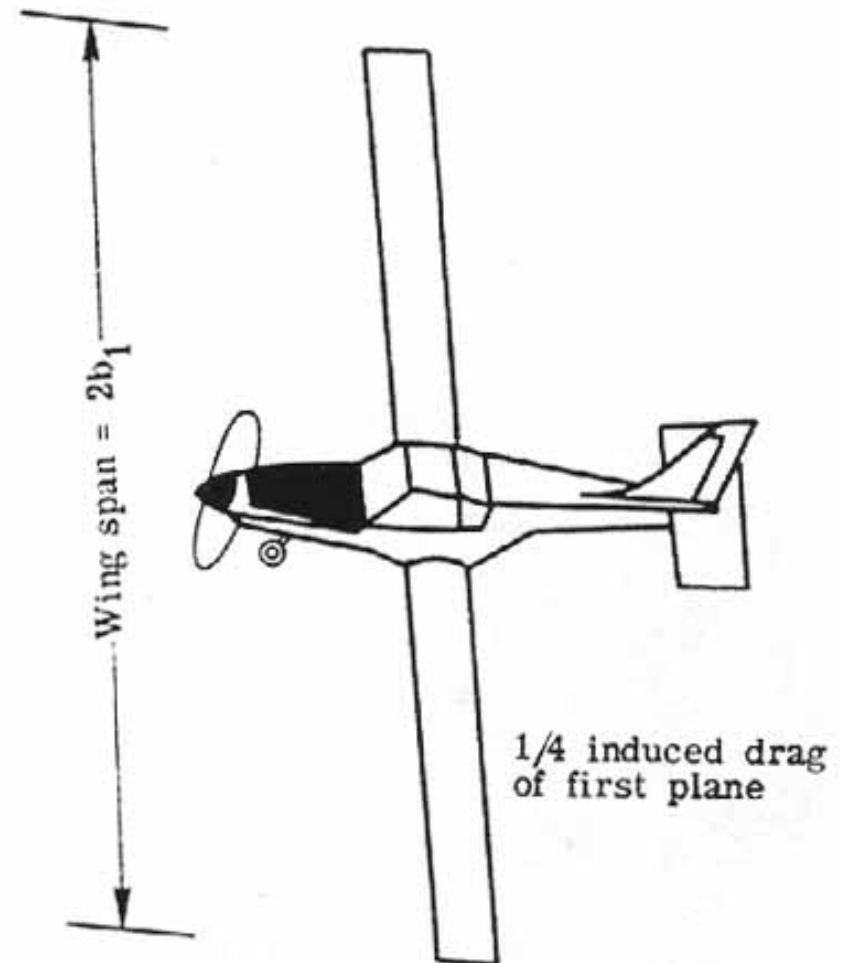
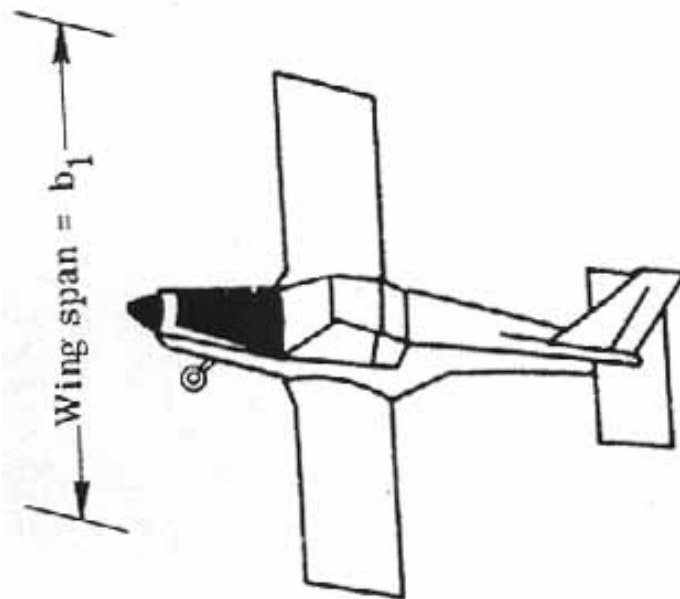
- $e$  es un factor de eficiencia, que sólo depende de la geometría del ala y verifica  $0 < e < 1$
- valores típicos de  $e$  están en el rango 0.85-0.95.
- Para alas con un alargamiento dado que producen el mismo  $C_L$ , la que da lugar a mínima resistencia inducida es aquella en la que la distribución de sustentación es elíptica:
  - Distribución de cuerdas elíptica para alas sin torsión y con el mismo tipo de perfil en todas las secciones.
  - La fabricación de este tipo de alas es muy complicada
  - Lo más simple sería fabricar un ala rectangular ( $C_{di}$  elevado)
  - El compromiso es el diseño de alas con estrechamiento
    - la distribución de sustentación se aproxime al caso elíptico.
- El parámetro (AR) tiene mucha más importancia a la hora de reducir la resistencia inducida.
  - El principal factor de diseño es hacer el alargamiento tan grande como sea posible.



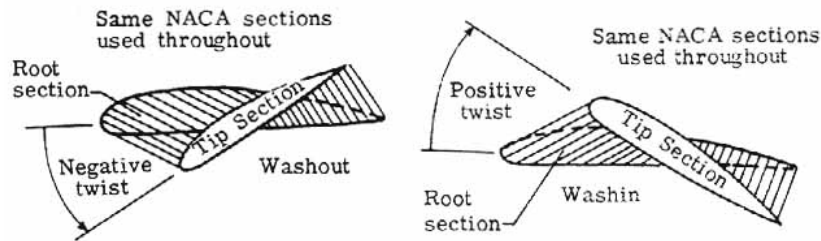
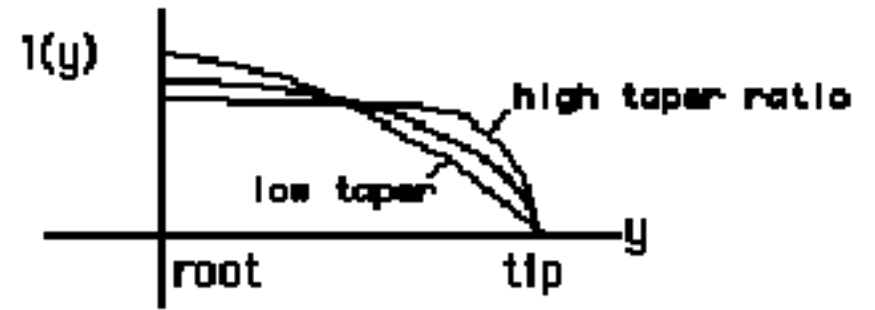
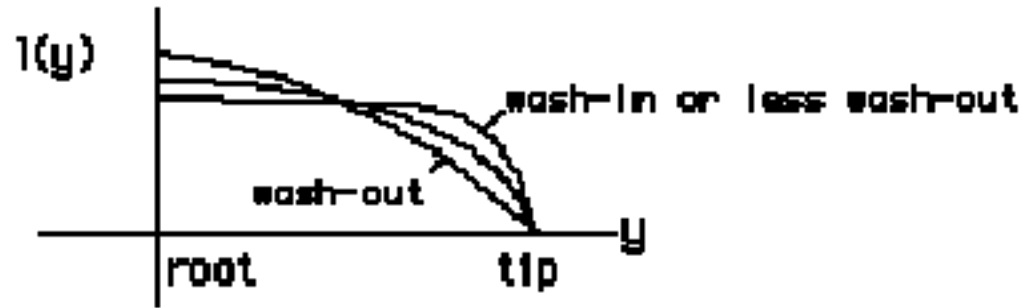
# Influencia del AR



- Para dos aviones *equivalentes*:
  - la misma superficie alar ( $S$ )
  - mismo coeficiente de sustentación ( $C_L$ )
  - volando a la misma presión dinámica ( $q_\infty$ )
- Al aumentar el alargamiento se disminuye la resistencia.
- Existen limitaciones estructurales que acotan el valor de  $AR$



# Influencia de la geometría en la distribución



(a) Geometric twist.

Reduction in chord length - airfoil sections similar



(a) Planform taper.

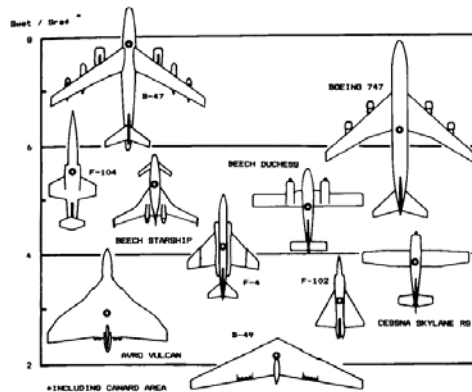
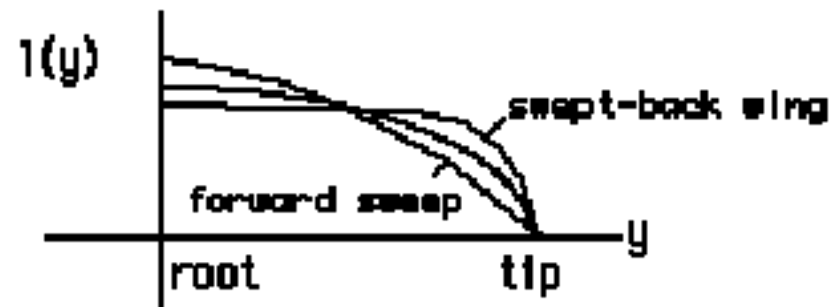


Fig. 3.5 Wetted area ratios.



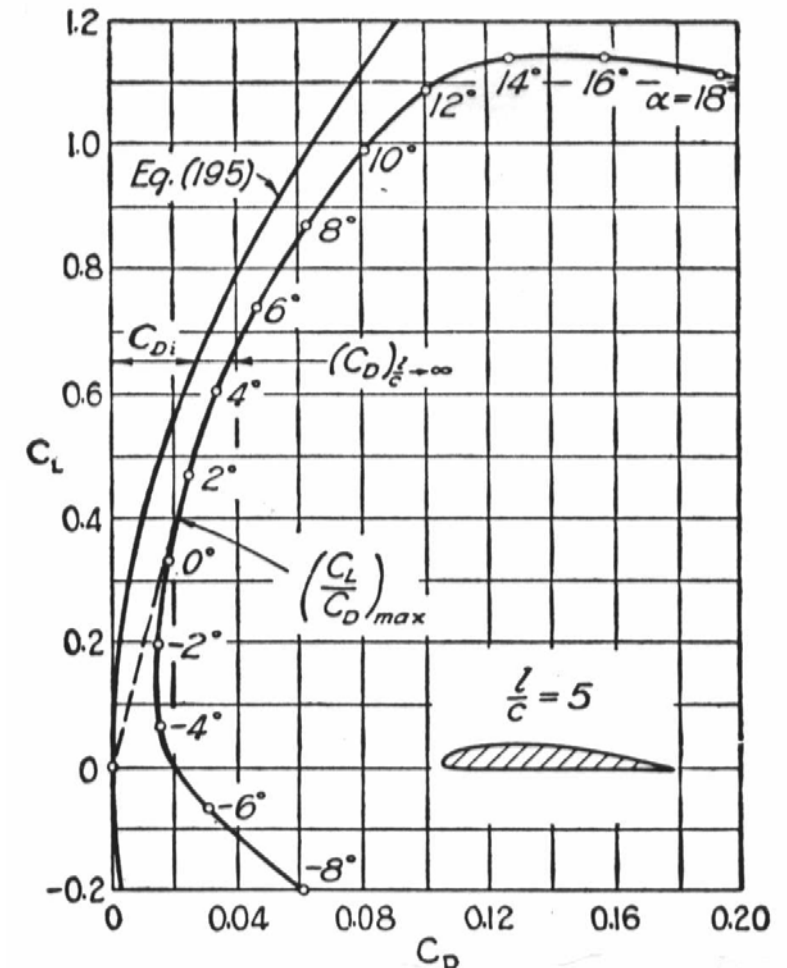
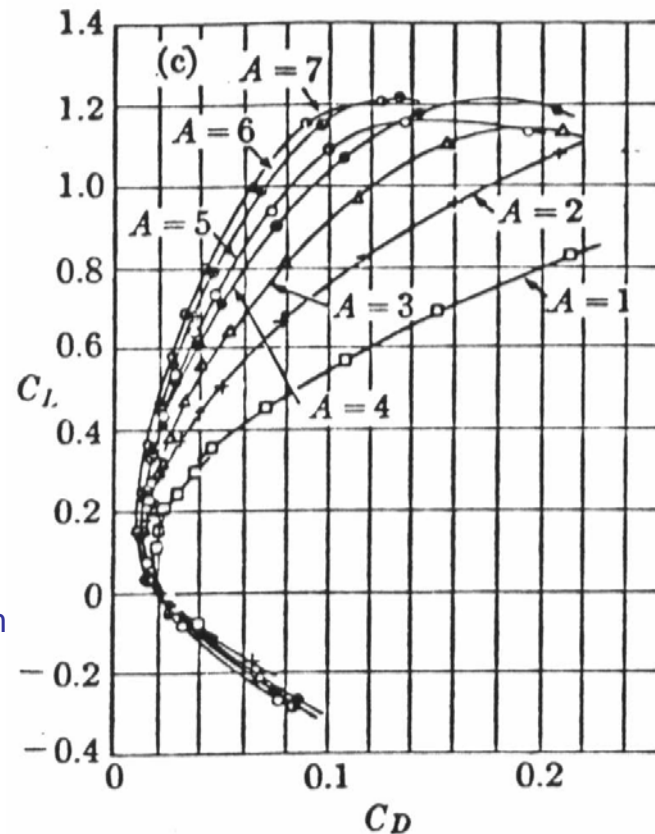
# Distribución de Sustentación Elíptica - IV

- Coeficiente de resistencia total
- Relación parabólica entre  $C_D$  y  $C_L$  - *Polar del ala*

$C_D$  total

$$C_D = C_d + \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e'}$$

$$C_d = C_{d\text{-presión}} + C_{d\text{-fricción}}$$



# Pendiente de la Curva de sustentación - I

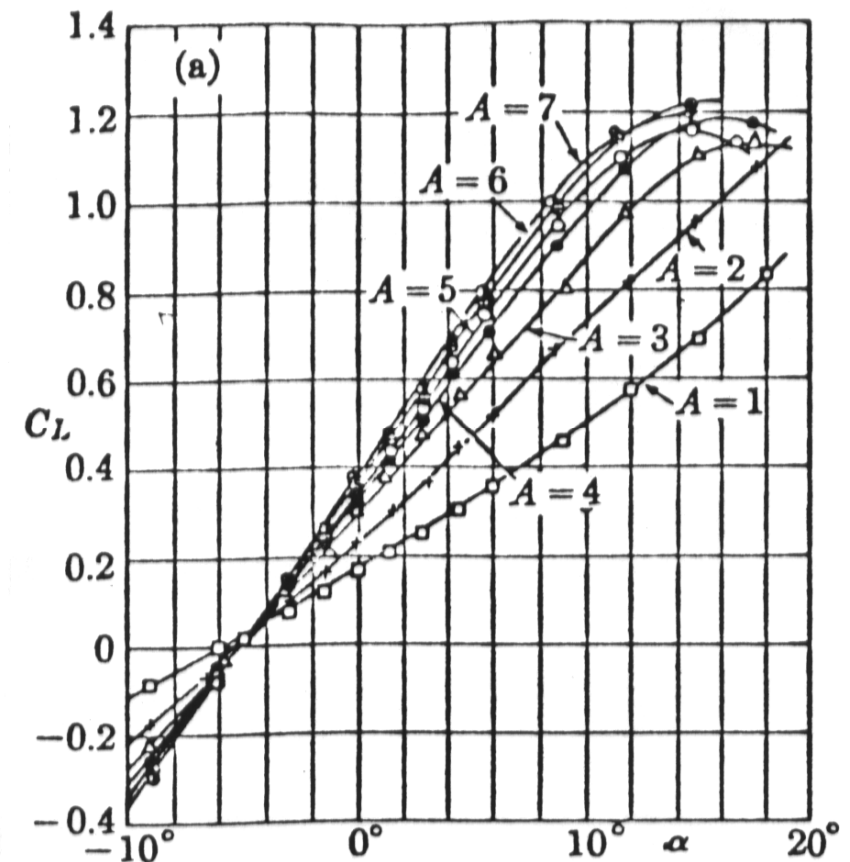
- La pendiente de la curva de sustentación de un ala finita es menor que la de un perfil
  - La sustentación para un ala finita es menor que la del perfil
  - Para un ala elíptica, sin torsión y con el mismo perfil en todas las secciones; la pendiente de la curva de sustentación es:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{\frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha}}{1 + \frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha} \frac{1}{\pi \Lambda}}$$

- Caso general

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{\frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha}}{1 + \frac{\partial C_{l_i}}{\partial \alpha} \frac{1}{\pi \Lambda}} (1 - \tau)$$

- $\tau$  sólo depende de la geometría del ala.
- Valores típicos están en el rango: 0.05-0.2
- En la realidad depende también de:
  - Velocidad – Mach
  - Factores de interferencia – ala-fuselaje





# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - **Alas en Régimen Incompresible**
    - Introducción
    - Resistencia Inducida
    - Alas Largas y Rectas
    - **Dispositivos Hipersustentadores**
  - Regímenes Subsónico y Supersónico
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Dispositivos Hipersustentadores - I

- Los aviones pueden operar en condiciones/requerimientos de sustentación muy diversos en función de las exigencias del vuelo.
  - Despegue
  - Subida
  - Crucero
  - Vuelo en espera
  - Descenso
  - Aterrizaje
- Cuando diseñamos un avión lo hacemos para que sea capaz de volar de forma optima durante el mayor tiempo de vuelo posible.
- En general, las situaciones mas exigentes son el despegue y el aterrizaje, que a su vez representan las porciones de vuelo más cortas
- En vuelo de crucero (horizontal, rectilíneo y uniforme) el peso del avión es equilibrado por la sustentación ( $L = W$ ):

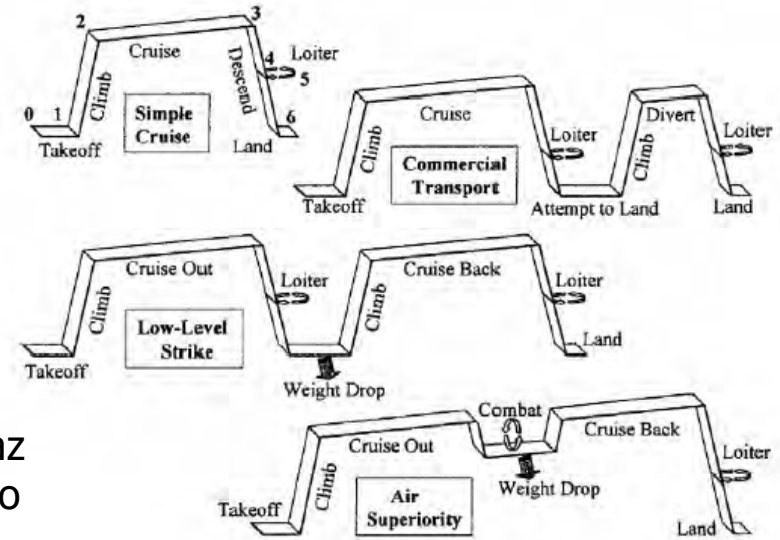


Fig. 3.2 Typical mission profiles for sizing.

Configuración de Crucero  
 $V_\infty$  y  $C_L$  dados

$$W = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S C_L$$

Velocidad de entrada en pérdida

$$V_s = \left( \frac{2W}{\rho C_{L_{max}} S} \right)^{\frac{1}{2}}$$

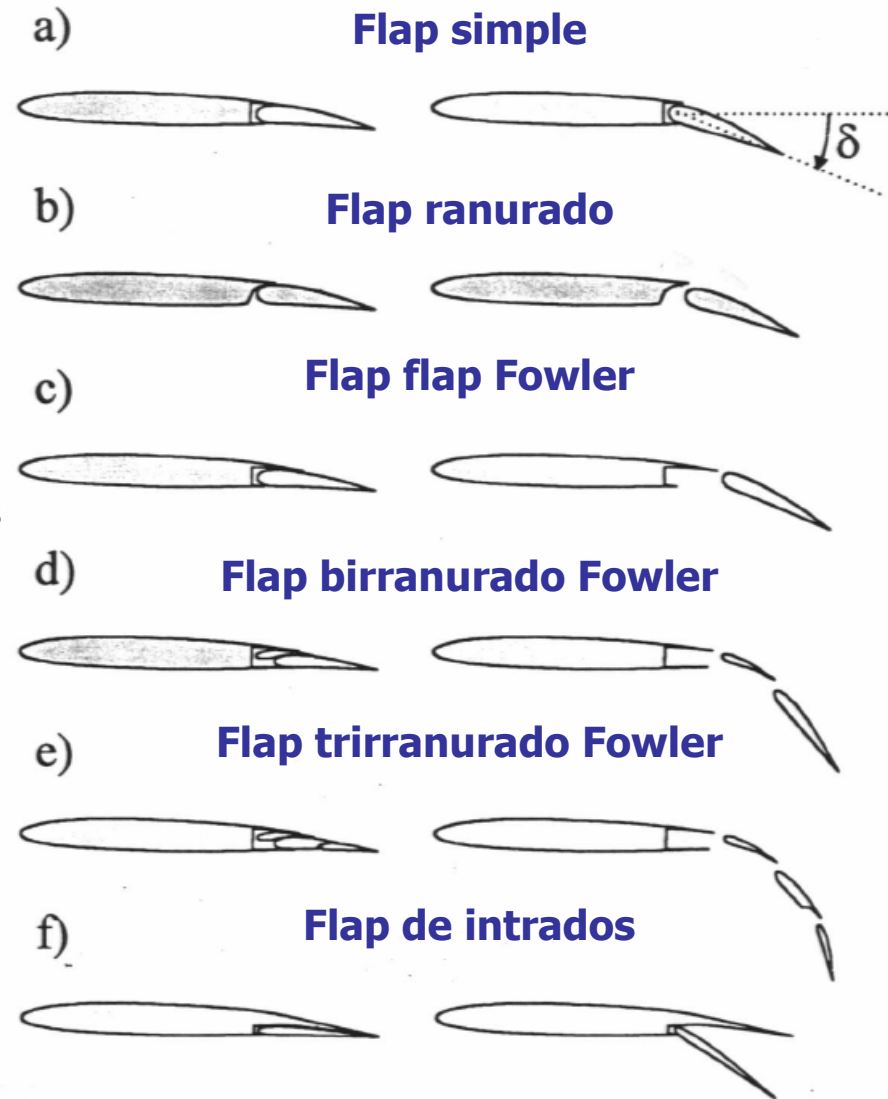
Carga alar

# Dispositivos Hipersustentadores - II

- Incompatibilidades en el diseño de las alas cuando se consideran los diferentes segmentos de vuelo:
  - Idealmente **durante crucero** la curvatura del ala tendría que ser lo más **pequeña** posible para **disminuir la resistencia**.
  - Mientras que para **despegue y aterrizajes** ala tiene que **generar mucha sustentación** lo que implica elevadas curvaturas.
- En despegue y aterrizaje, se tienen velocidades de vuelo pequeñas. Se debe aumentar el coeficiente de sustentación para conseguir reducir la velocidad de entrada en pérdida y poder aterrizar/despegar a una velocidad segura.
- Para llegar a un compromiso entre los diferentes segmentos se utilizan superficies hipersustentadoras que se deflectan en aterrizaje/despegue y se retraen en crucero para reducir la resistencia.
- El aumento en sustentación ( $C_{Lmax}$ ) 60-80 %.
- Tipos de dispositivos hipersustentadores
  - Aumento de la curvatura
  - Aumento de la cuerda (Área)
  - Control de la capa límite

# Dispositivos Hipersustentadores - III

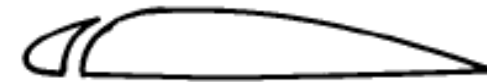
- **El flap simple:**
  - aumenta la curvatura
  - disminuye algo la superficie alar
  - el aumento de resistencia es muy grande.
- **El flap ranurado:**
  - aumenta la curvatura y controla la capa límite.
  - el aire pasa de intradós a extradós por la ranura, succionando la capa límite de la parte fija del perfil
  - este flap permite deflexiones de hasta  $40^\circ$
  - el aumento de resistencia es mucho menor que en el flap simple
  - en aviones con cargas alares muy grandes se utilizan flaps birranurados y flaps trirranurados, que permiten deflexiones más grandes.
- **El flap Fowler:**
  - aumenta la curvatura
  - aumenta la superficie alar
  - controla la capa límite
  - el incremento de resistencia es menor que en los casos anteriores.
- **El flap Fowler birranurado y el trirranurado:**
  - son superiores al anterior
  - limitaciones son la complejidad y el peso.
- **El flap de intradós**
  - aumenta la curvatura
  - el aumento de resistencia es muy grande incluso para deflexiones pequeñas
  - una solución anticuada



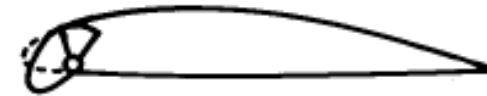


# Dispositivos Hipersustentadores - IV

- El slot, o ranura de borde de ataque:
  - controla la capa límite mediante soplado, evitando el desprendimiento de la corriente
  - cuando no hay desprendimiento no incrementa el  $C_f$
- El slat
  - es un perfil pequeño, con curvatura muy grande, cuyo objetivo es retrasar el desprendimiento de la corriente en las proximidades del borde de ataque mediante una modificación de la corriente exterior
  - tiene como resultado una disminución del pico de succión
  - cuando no hay desprendimiento el  $C_f$  apenas se incrementa, ya que el  $C_f$  del slat, que es muy grande, se compensa con la disminución del  $C_f$  del perfil básico debida a la disminución del pico de succión.
- El objetivo principal del slot y del slat es evitar el desprendimiento.
- El flap de borde de ataque y el flap Krueger:
  - aumentan la curvatura.
  - disminuyen el ángulo de ataque efectivo del perfil
    - con deflexiones pequeñas, la sustentación puede disminuir



LEADING EDGE SLOT



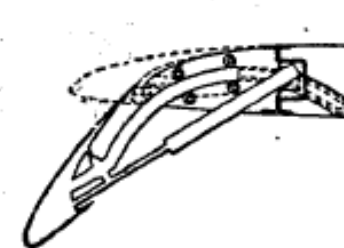
LEADING EDGE FLAP



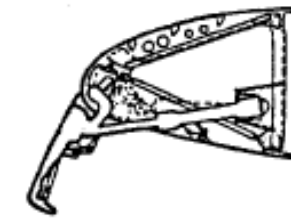
SLOTTED LEADING EDGE FLAP (SLAT)



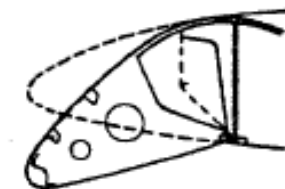
KRUGER FLAP



SLAT



KRUEGER FLAP



HINGED NOSE

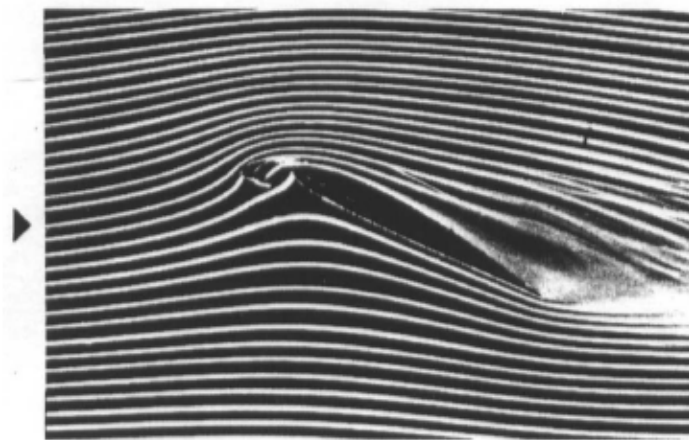
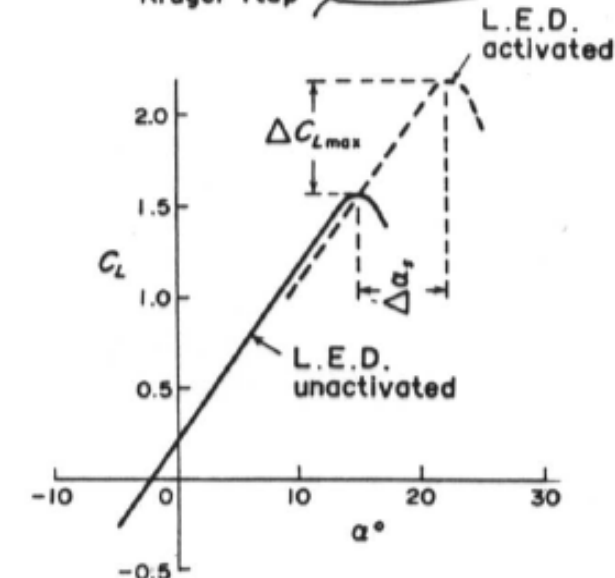
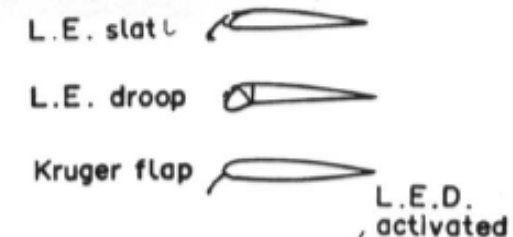
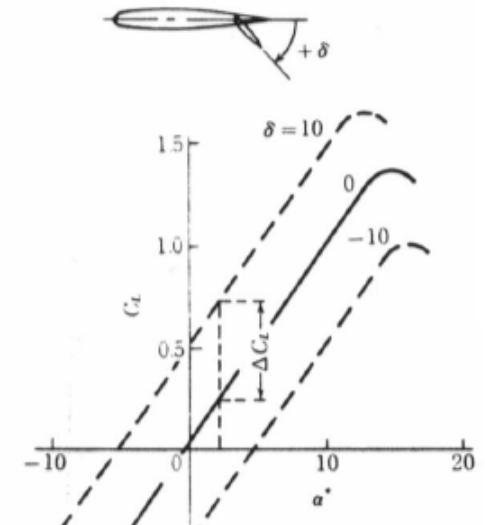


FIXED SLOT

Fig. 7-26. Leading-edge high-lift devices.

# Dispositivos Hipersustentadores - V

- Los dispositivos de borde de salida dan lugar a un incremento de  $C_l$  a ángulo de ataque fijo
  - **aumentan curvatura**
  - **el ángulo de ataque** al cual se produce la entrada en pérdida del perfil disminuye.
  - dan un **momento de picado**, que es necesario **equilibrar**.
  - si se **equilibra con el timón de profundidad**, mediante una **sustentación negativa**, se **disminuye la sustentación total!!!!** del avión en contra de lo que se pretende.
- Los dispositivos de borde de ataque incrementan el  $C_{l_{max}}$ 
  - **Retrasando la entrada en pérdida** hasta ángulos de  $\alpha$  grandes, también se presenta la configuración fluida correspondiente a un perfil con slat a ángulo de ataque
  - **Dan un momento de encabritado**, por lo que pueden usarse en combinación con los de borde de salida para equilibrar los momentos.



# Dispositivos Hipersustentadores - VI

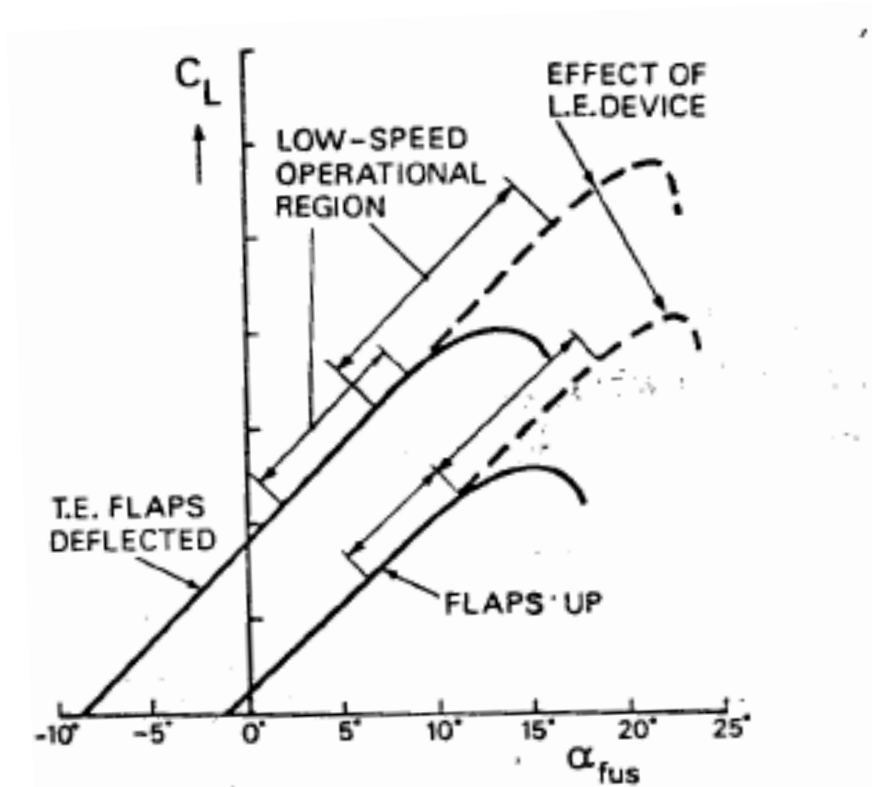


Fig. 7-23. Lift curves with and without high-lift devices.

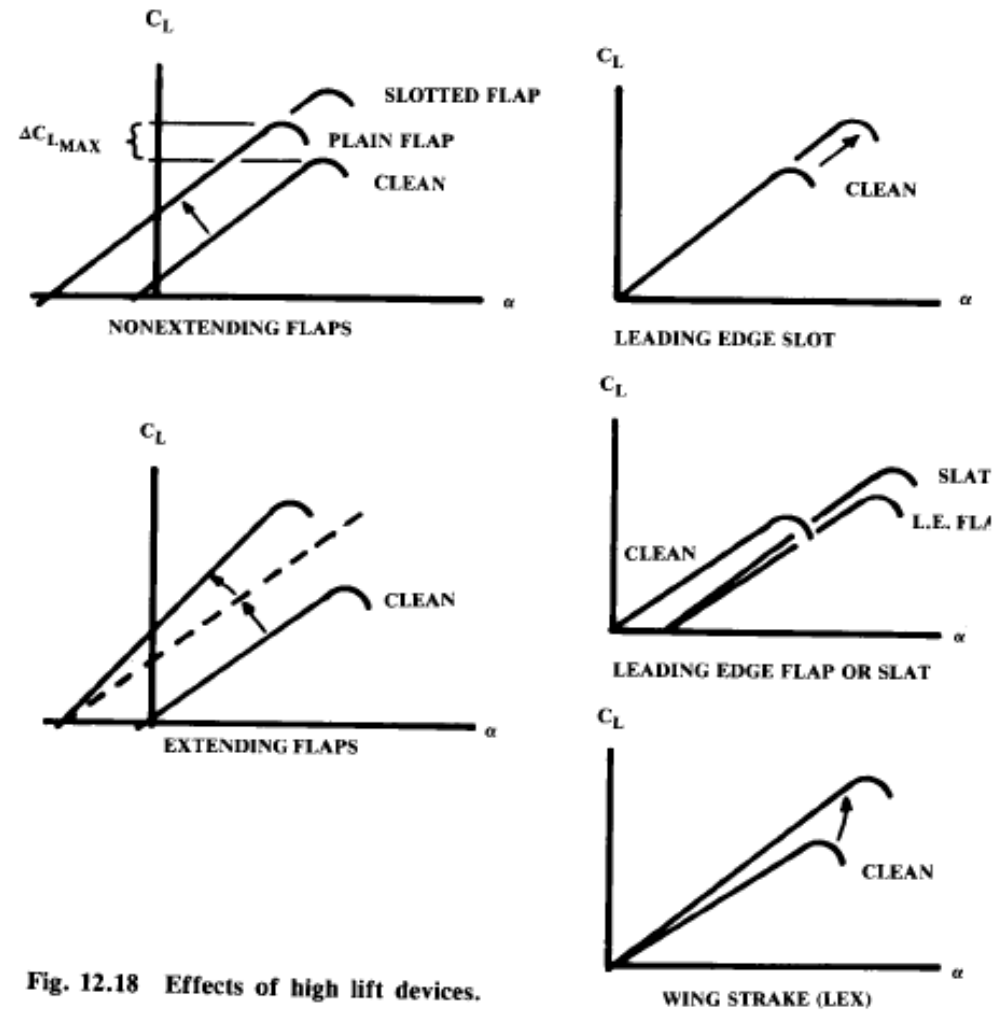
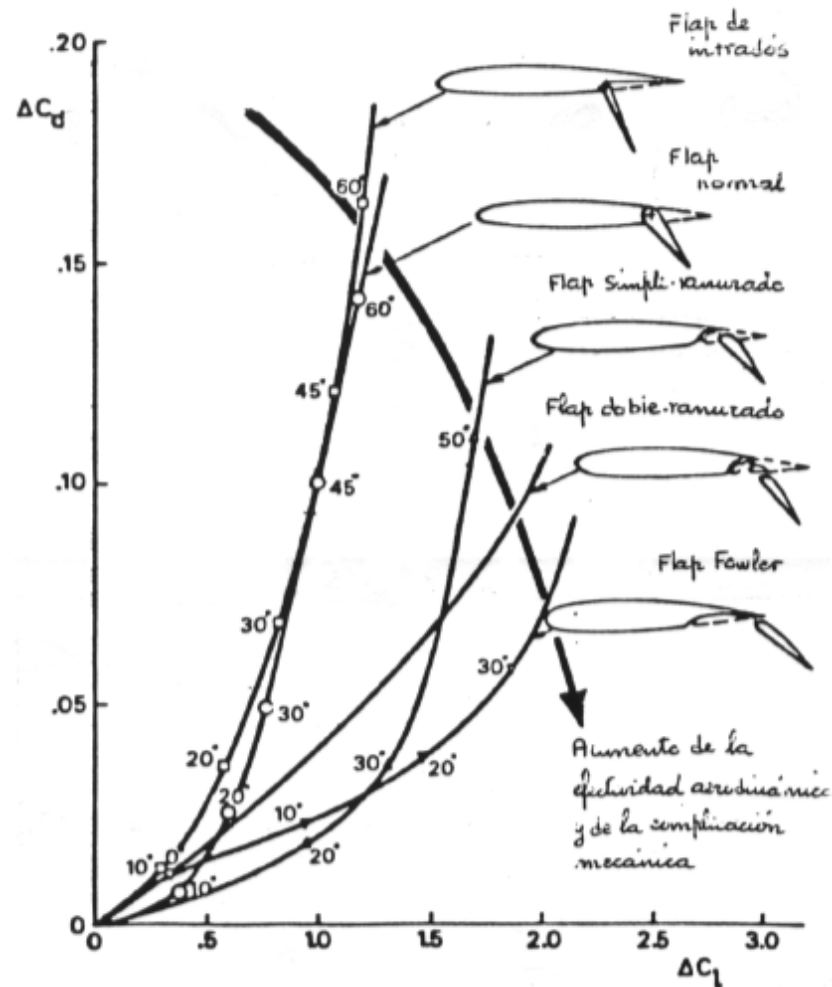


Fig. 12.18 Effects of high lift devices.

# Dispositivos Hipersustentadores - VII

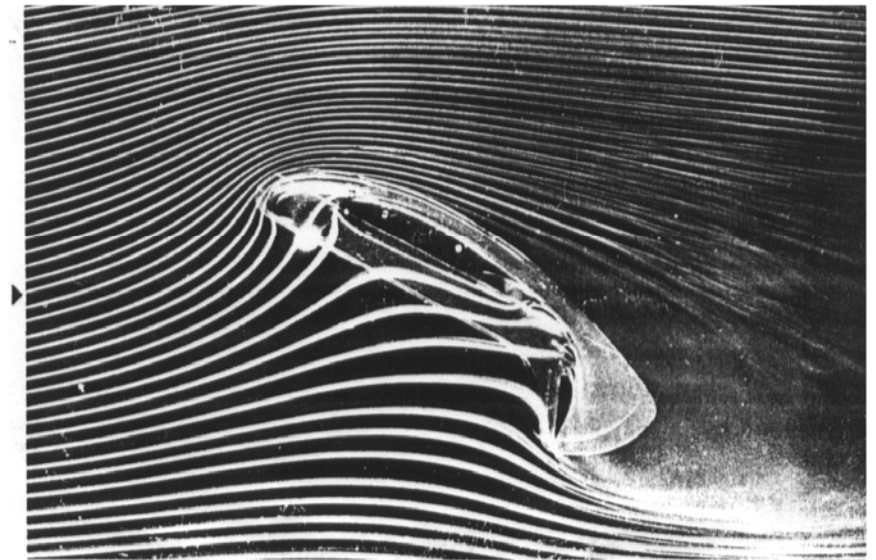
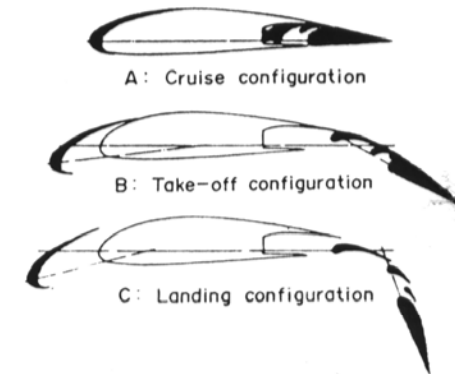
- La utilización de dispositivos hipersustentadores lleva asociado un incremento de la resistencia aerodinámica.
- La efectividad aerodinámica y la complejidad mecánica de los dispositivos hipersustentadores de borde de salida crecen en paralelo.



# Dispositivos Hipersustentadores - IX

- En el aterrizaje una resistencia aerodinámica grande no origina problemas, siendo incluso deseable porque contribuye al frenado del avión.
- Por ello las deflexiones de los dispositivos hipersustentadores en la configuración de aterrizaje son máximas (40 a 60°)
- Por contra, en la configuración de despegue, con objeto de aprovechar bien la aceleración proporcionada por el sistema motopropulsor, sólo se pueden tolerar incrementos moderados de resistencia, por lo que las deflexiones son moderadas, (15 a 20°)
- En despegue el  $C_{Lmax}$  del avión está en el rango de 2 a 2.5, y en aterrizaje, en el rango de 3 a 3.5.
- Una combinación óptima:
  - Slat con el flap Fowler birranurado (o trirranurado)
  - Parte de la corriente se separa, pero que la corriente que pasa de intradós a extradós por las ranuras del flap se mantiene adherida.

**iiVideo!!**



# Generadores de Vórtices - I

- ¿Que son?
  - Son pequeñas superficies aerodinámicas consistentes de pequeñas veletas que generan vórtices
  - Suelen tener forma rectangular o triangular y tener un tamaño de 1 o 2 cm.
- ¿Dónde se colocan?
  - Se suelen colocar en la parte frontal de un ala con flecha
  - Se suelen colocar en hileras en la dirección del fluido, y en la parte del perfil que presenta el máximo espesor.
  - Esto incrementa de forma efectiva el espesor máximo del perfil.
  - Se suelen ver en tanto las alas como en las derivas verticales de muchos aviones de transporte de pasajeros.



# Generadores de Vórtices - II

- ¿Para que sirve?
  - Se añaden para mantener el flujo estable a lo largo de las superficies de control en el borde de salida del perfil.
  - Permite:
    - Menores velocidades de despegue
    - Menores velocidades de entrada en pérdida
    - Mejora la controlabilidad de los aviones
    - Mejora en la seguridad
    - Beneficios S.T.O.L. (**S**hort **T**ake **O**ff and **L**anding)
  - Los generadores mezclan el flujo de la corriente libre con el flujo quasi-estacionario lo que ayuda a que el flujo de la corriente se active de nuevo
    - Generando mucha más velocidad en aquellas zonas que necesitan que la velocidad de la corriente sea mucho mayor.

**¡¡Video!!**



# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - Alas en Régimen Incompresible
  - **Regímenes Subsónico y Supersónico**
    - **Introducción**
    - **Régimen Compresible Subsónico**
      - **Número de Mach crítico**
      - **Divergencia de la resistencia**
      - **Perfiles supercríticos**
      - **Alas en flecha**
    - **Régimen Supersónico**
      - **Alas delta y alas cortas**
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - Alas en Régimen Incompresible
  - **Regímenes Subsónico y Supersónico**
    - **Introducción**
    - Régimen Compresible Subsónico
      - Número de Mach crítico
      - Divergencia de la resistencia
      - Perfiles supercríticos
      - Alas en flecha
    - Régimen Supersónico
      - Alas delta y alas cortas
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Introducción - I

- En esta parte vamos a analizar los vuelos a altas velocidades, tanto los subsónicos como los transónicos y supersónicos en los que hay que tener en cuenta los efectos de compresibilidad del aire:

## Flujo subsónico

- El número de Mach verifica  $M < 1$  en todo el campo fluido.
- Para casos fuselados, una condición aproximada que garantiza  $M < 1$  en todo el campo fluido es  $M_1 < 0.8$ .

## Flujo transónico:

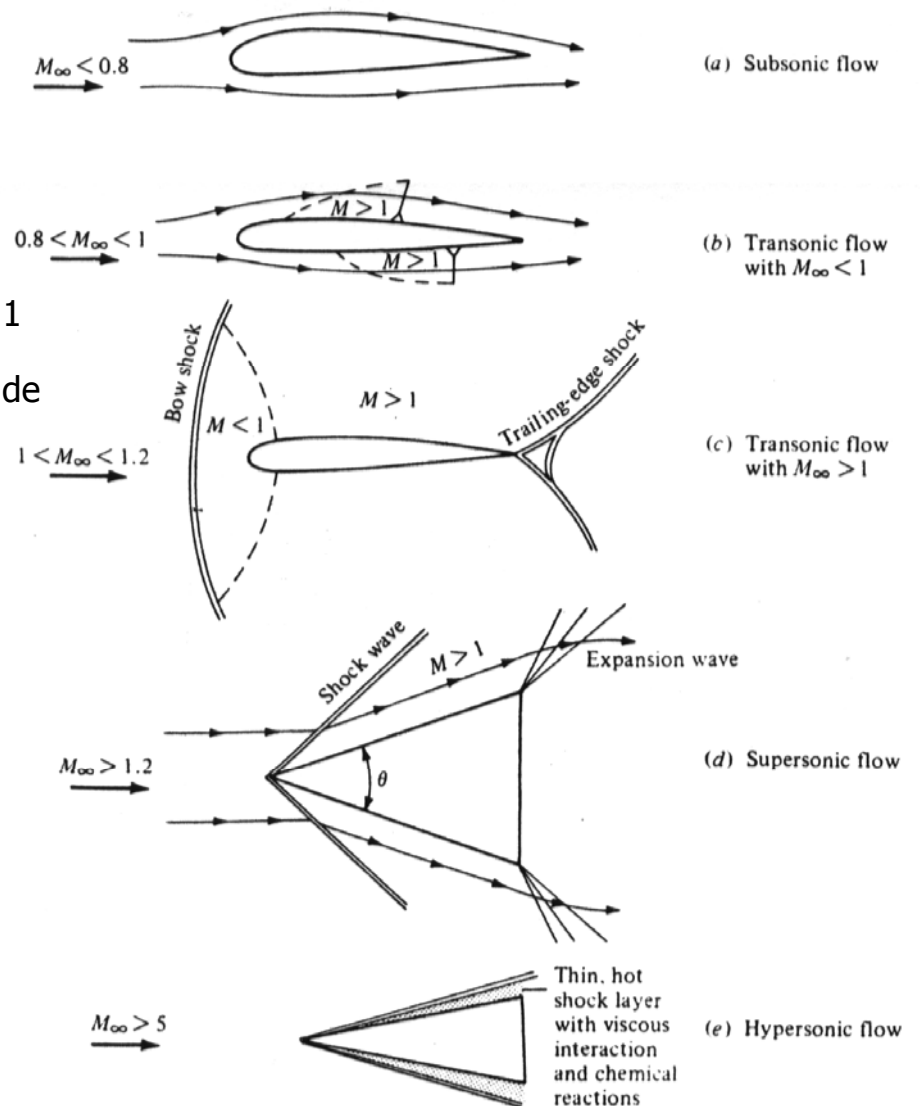
- En el campo fluido hay simultáneamente regiones con  $M < 1$  y regiones con  $M > 1$ .
- Para cuerpos fuselados, este régimen puede caracterizarse de forma aproximada  $0.8 < M_\infty < 1.2$ .
- Una característica del régimen transónico es que la configuración fluida es no estacionaria, con fuerzas fluctuantes (fenómeno llamado bataneo), lo que dificulta enormemente su estudio.

## Flujo supersónico:

- Se verifica  $M > 1$  en todo el campo fluido (excepto en la parte interna de la capa límite).
- Se puede caracterizar mediante la condición  $M_\infty > 1.2$ .
- La geometría del cuerpo juega un papel muy importante.

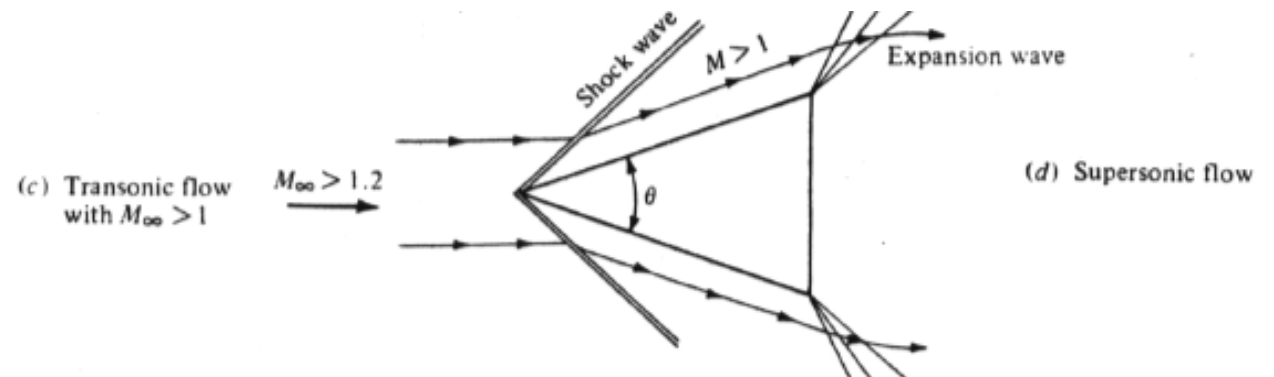
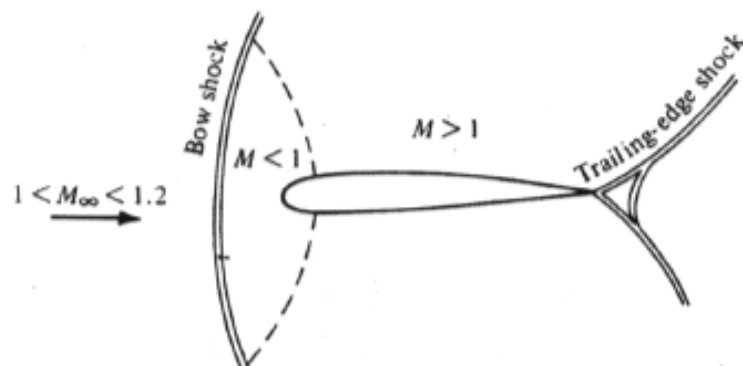
## Flujo hipersónico:

- Régimen a velocidades supersónicas muy grandes
- Las temperaturas asociadas son tan elevadas que se producen reacciones químicas en el aire
  - Disociación de las moléculas  $O_2$  y  $N_2$ .
- Caracterización orientativa, es  $M_\infty > 5$ .



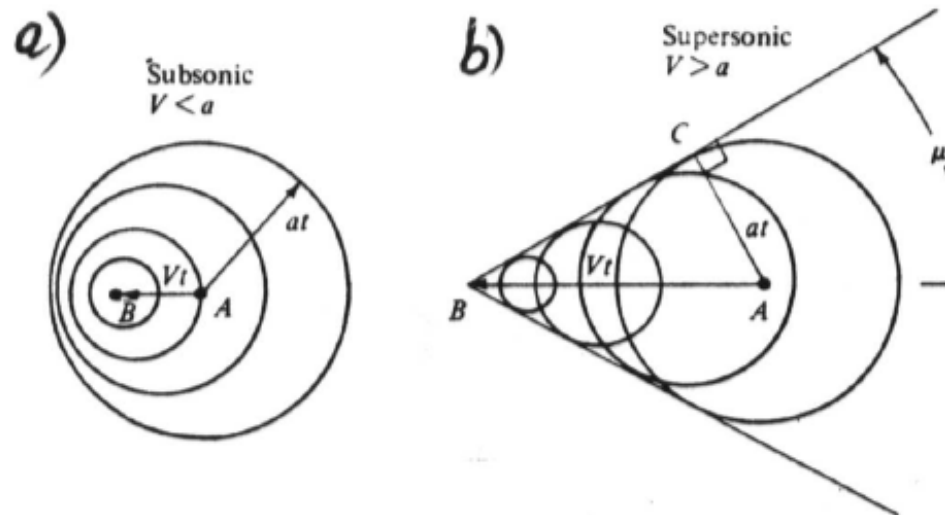
# Introducción - II

- Los flujos supersónicos está caracterizados por la existencia de ondas de choque
  - capas muy delgadas de espesor del orden de  $10^{-5}$  cm.
- Las variables fluidas sufren variaciones muy drásticas a uno y otro lado de la onda de choque:
- En las ondas de choque:
  - **El Mach y la velocidad disminuyen**
  - **Presión densidad y temperatura aumentan.**
  - En las ondas de choque normales (a la corriente) la disminución de la velocidad puede ser tan brusca  **$M < 1$** .
- En las ondas de expansión:
  - La **velocidad aumenta**
  - La **presión, densidad y temperatura disminuyen**



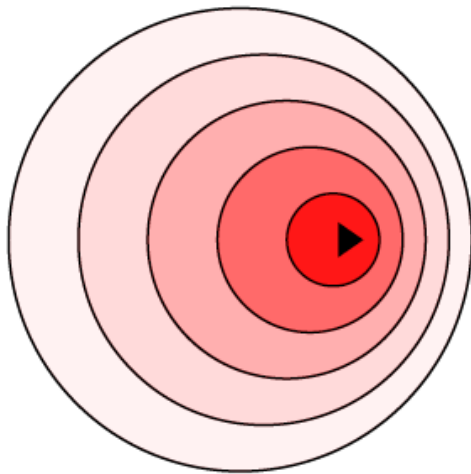
# Introducción - III

- En cualquier fluido, las perturbaciones que se producen en cualquier punto se propagan con una velocidad determinada: *la velocidad del sonido*
  - Esta velocidad es función de las condiciones termodinámicas del fluido.
- En un **flujo subsónico**, la **velocidad de la corriente es inferior a la velocidad de propagación de las perturbaciones** (velocidad del sonido):
  - El fluido puede "**transmitir información aguas arriba**"
  - En el caso de un flujo alrededor de un perfil, el fluido aguas arriba "**conoce la existencia**" del perfil, de modo que se adapta progresivamente a su geometría.
- En un **flujo supersónico**, la **velocidad de la corriente es superior a la del sonido**
  - El fluido **no puede "transmitir información aguas arriba"**. Cualquier perturbación sólo puede propagarse dentro del *cono de Mach*.
  - En el caso de un flujo alrededor de un perfil, el fluido aguas arriba "no conoce la existencia" del perfil, de modo que la **adaptación a su geometría** se produce **bruscamente en forma de onda de choque**.

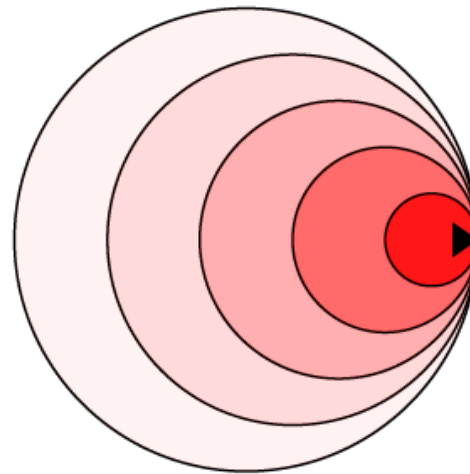


# Introducción - III

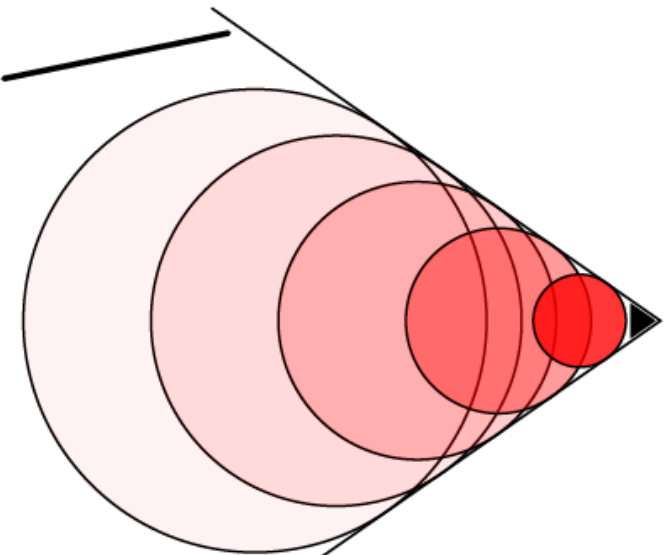
- 1. Subsonic
- 2. Mach 1
- 3. Supersonic
- 4. Shock wave



①



②



③

# Introducción - IV

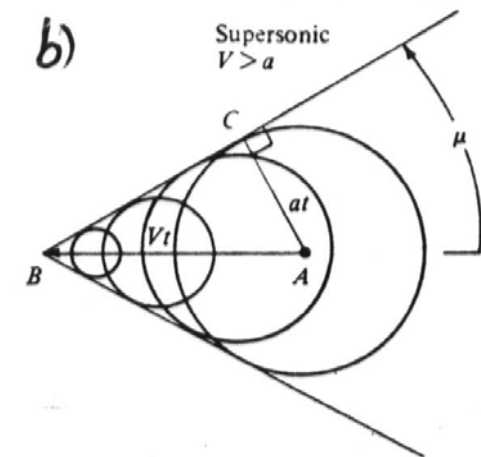
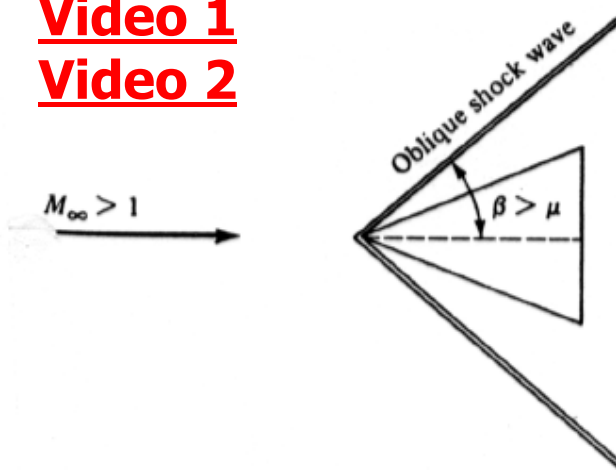
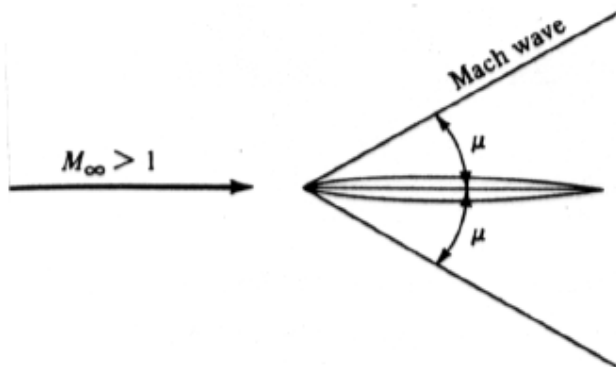
- En un flujo supersónico, ante una pequeña perturbación (como puede ser una onda de sonido), los frentes de onda forman una envolvente (tangente a la familia de círculos), denominada *onda de Mach*
  - En el caso tridimensional la envolvente de los frentes de onda adquiere una forma cónica: *cono de Mach*.
  - El ángulo que la define esta línea de perturbación es el ángulo de Mach,  $\mu$ , el cual verifica

$$\sin \mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}.$$

- Si la perturbación que se genera es mas fuerte que una onda de sonido, entonces el frente de onda es también más fuerte que una onda de Mach, creándose una onda de choque oblicua definida por un ángulo  $\beta > \mu$ .
- La región exterior a la onda de choque no nota la presencia del cuerpo hasta que se encuentra con ella (las perturbaciones no viajan aguas arriba).

## ¡¡Videos!!

[Video 1](#)  
[Video 2](#)



# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - Alas en Régimen Incompresible
  - **Regímenes Subsónico y Supersónico**
    - **Introducción**
    - **Régimen Compresible Subsónico**
      - **Número de Mach crítico**
      - **Divergencia de la resistencia**
      - **Perfiles supercríticos**
      - **Alas en flecha**
    - Régimen Supersónico
      - Alas delta y alas cortas
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Régimen Compresible Subsónico

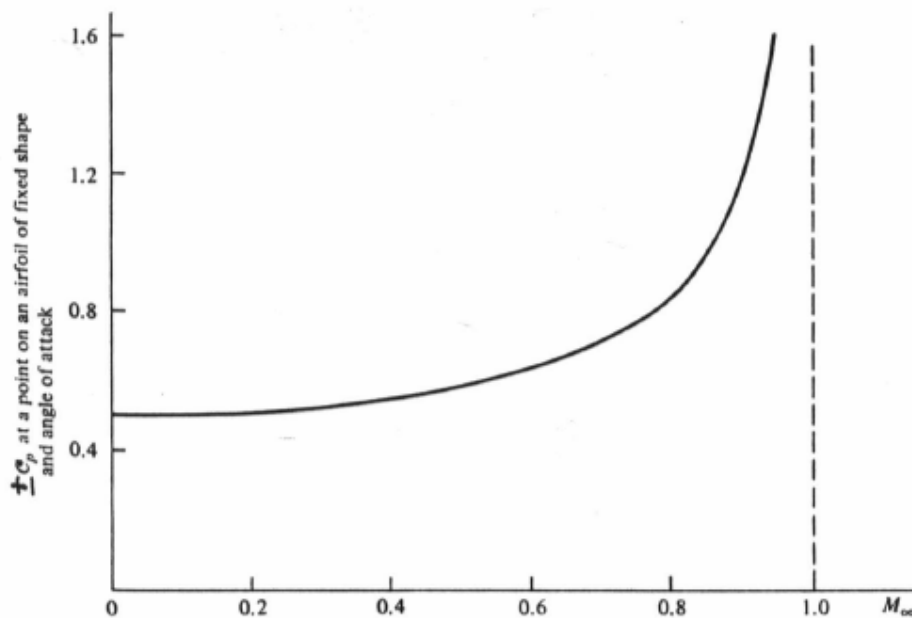
- Estudio de la variación del coeficiente de presión al incrementar el Mach:
  - Para valores  $M_\infty < 0.3$  el valor de  $c_p$  apenas varía, siendo aproximadamente igual al del caso incompresible ( $c_{p,inc}$ )
  - A medida que  $M_\infty$  aumenta, la magnitud de  $c_p$  aumenta rápidamente
  - Un análisis teórico aproximado (válido para ángulos de ataque pequeños):

Analogía de Prandtl-Glauert:

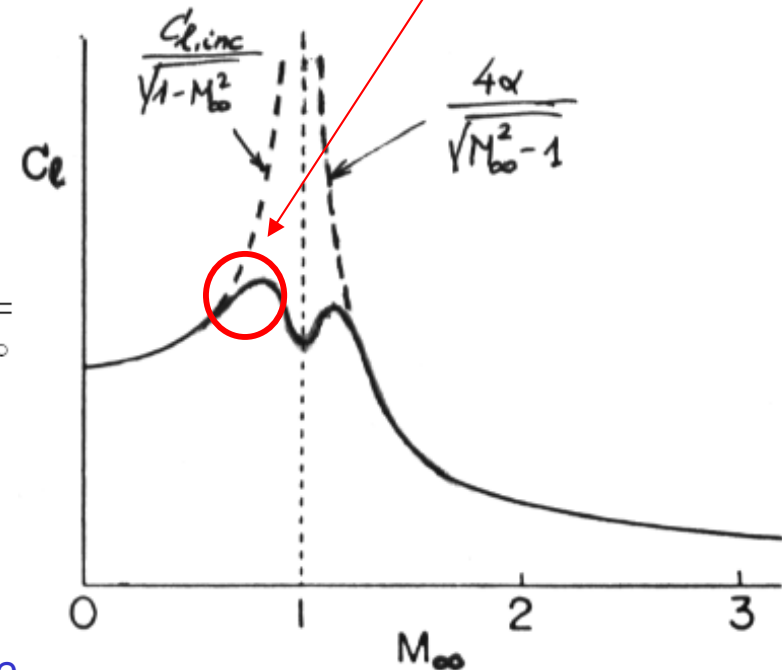
$$c_p = \frac{c_{p,inc}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}},$$

$$0.3 < M_\infty < 0.7$$

- Con esta hipótesis, a medida que  $M_\infty$  se aproxima a la unidad,  $c_p$  tiende a infinito.  
*NO ES VÁLIDA EN RÉGIMEN TRANSÓNICO*



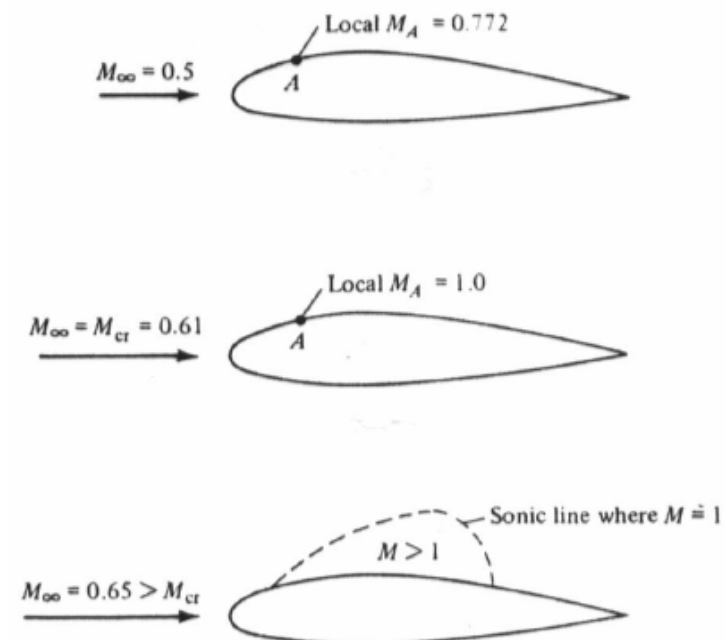
$$C_l = \frac{C_{l,inc}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$





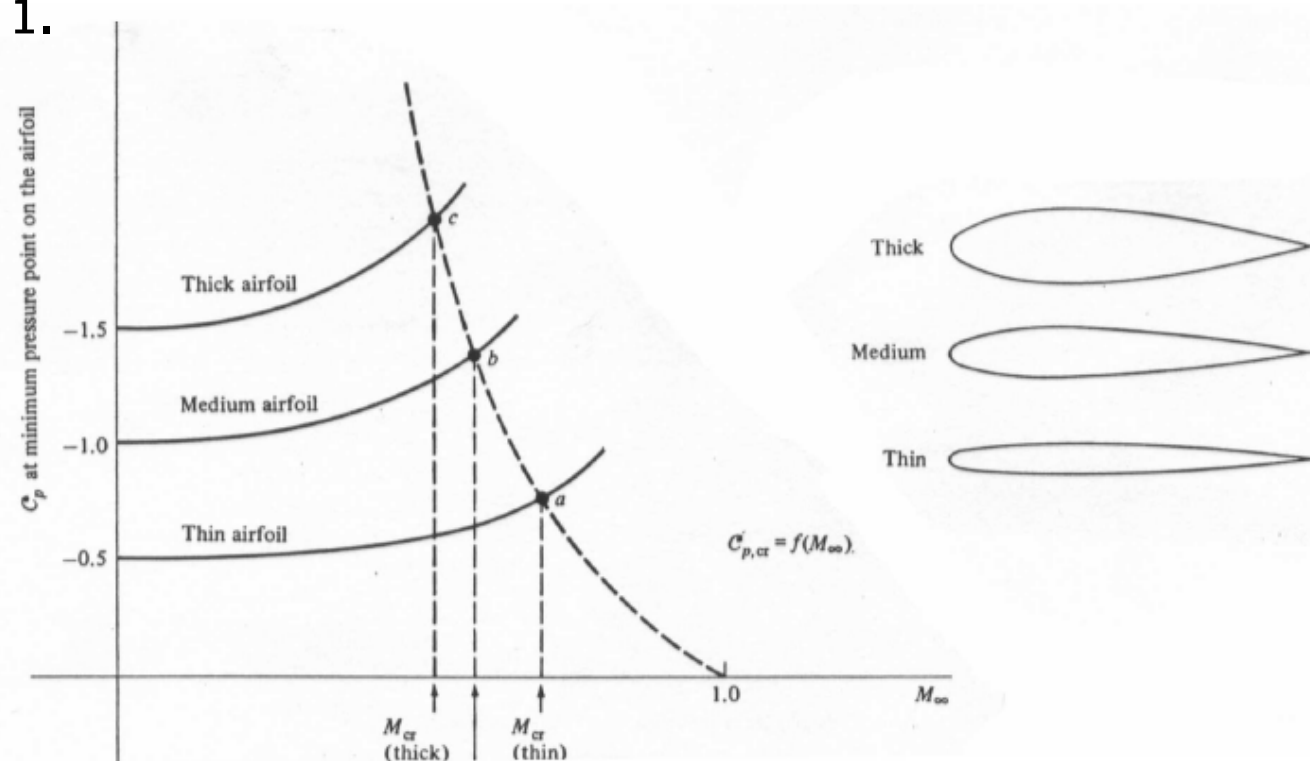
# Número de Mach Crítico - I

- Si se considera un perfil en una corriente uniforme a Mach  $M_{\infty}$  y a ángulo de ataque fijo.
  - En una región del extradós del perfil, donde la corriente se expande, el número de Mach local es  $M > M_{\infty}$ .
    - Hay que tener en cuenta que el fluido se acelera y la velocidad del sonido disminuye localmente al caer la presión.
  - El valor de  $M_{\infty}$  para el cual en un punto del extradós se obtiene por primera vez un Mach local  $M = 1$  se llama número de Mach crítico.
  - El valor de  $c_p$  en dicho punto, cuando el Mach local es  $M = 1$ , se llama  $c_p$  crítico,  $c_{p,cr}$ .
  - Éste es el mínimo valor de  $c_p$  sobre el perfil.



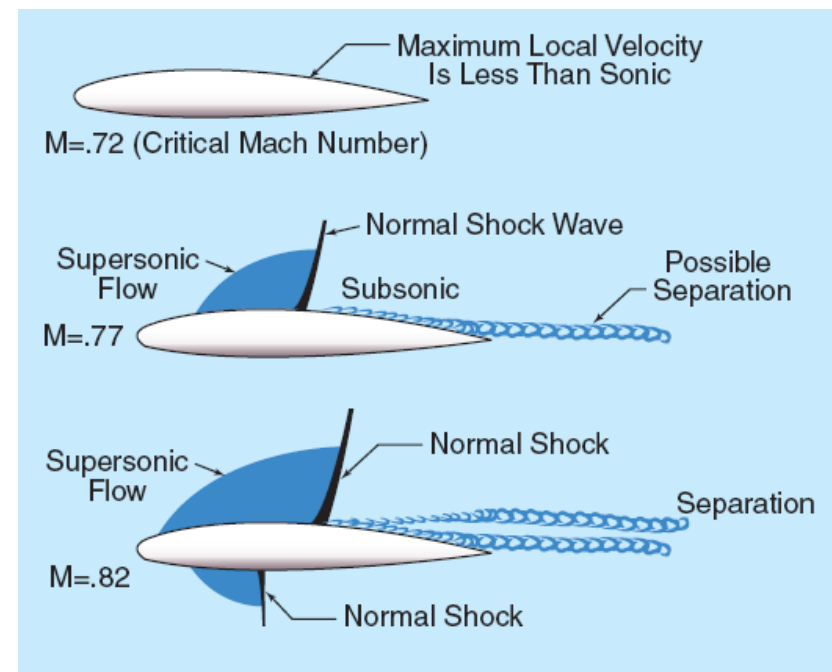
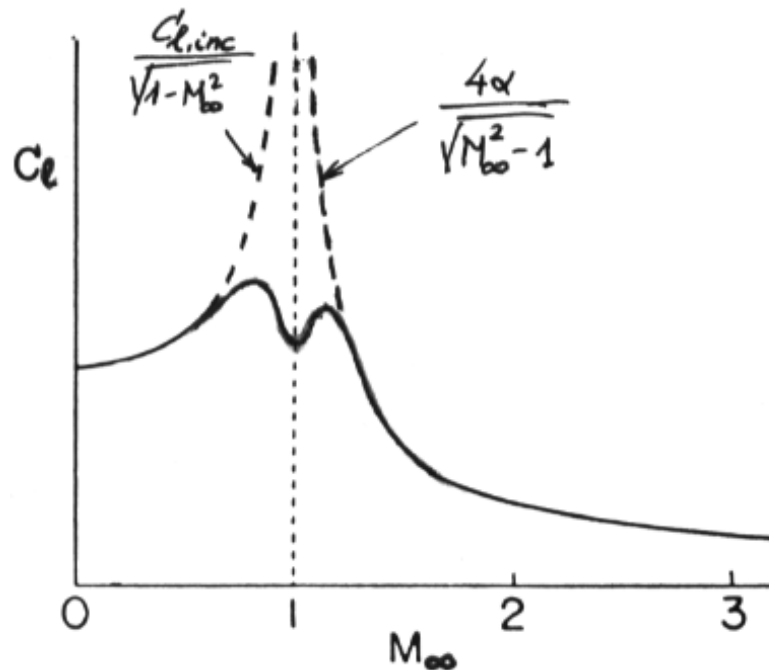
# Número de Mach Crítico - II

- Variación del Mach crítico en función del espesor:
  - Mach crítico es mayor para perfiles más delgados:
    - perturba menos a la corriente incidente.
    - la expansión en el extradós es menor
    - el incremento de velocidad también es menor
    - $M_\infty$  puede llegar a valores mayores antes de que se alcance Mach local  $M = 1$ .



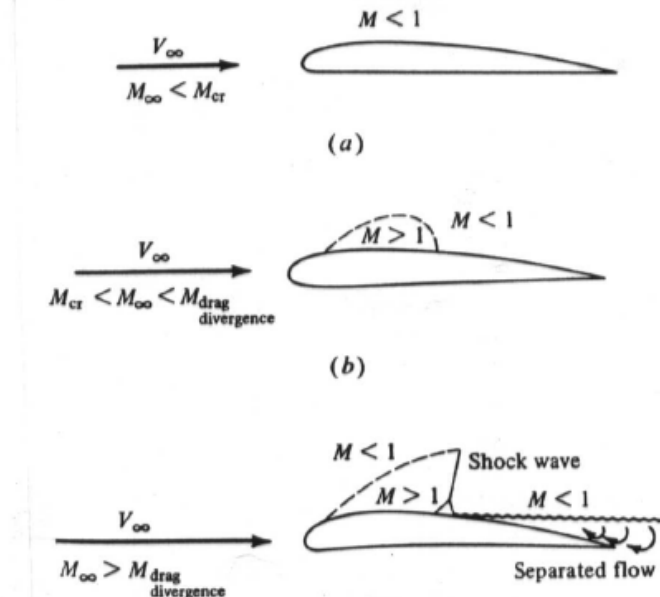
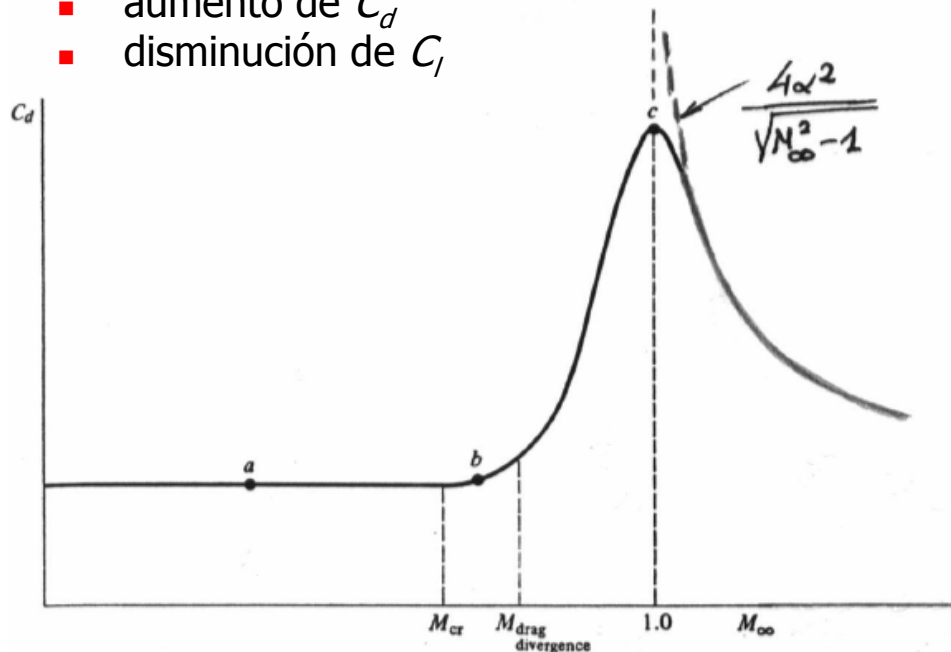
# Número de Mach Crítico - III

- El  $M_{cr}$  de un perfil es muy importante, ya que si  $M_{\infty} > M_{cr}$  se produce un incremento muy grande de la resistencia aerodinámica.
- Desde el punto de vista de diseño es deseable que  $M_{cr}$  sea grande:
  - En los aviones de alta velocidad los perfiles suelen ser delgados.
  - Para un perfil dado, el valor de  $M_{cr}$  disminuye al aumentar el ángulo de ataque:
    - Se acentúa el pico de succión.
  - Cuanto menos perturbe el perfil, mayor será el  $M_{cr}$  y menor será la amplitud de la zona transónica.



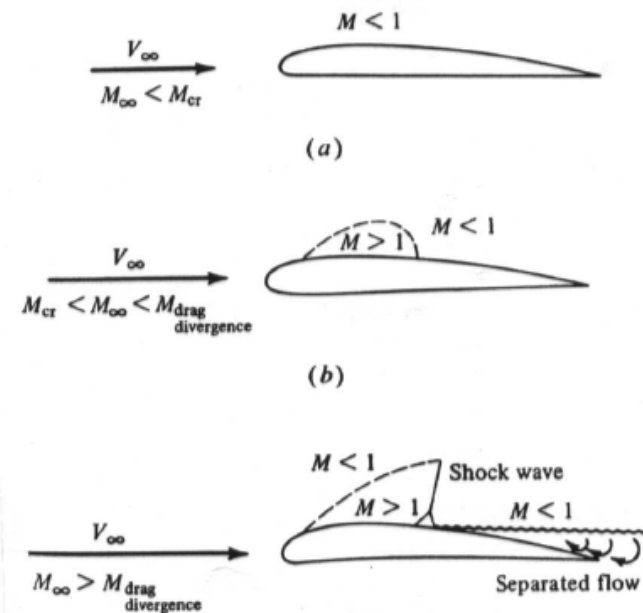
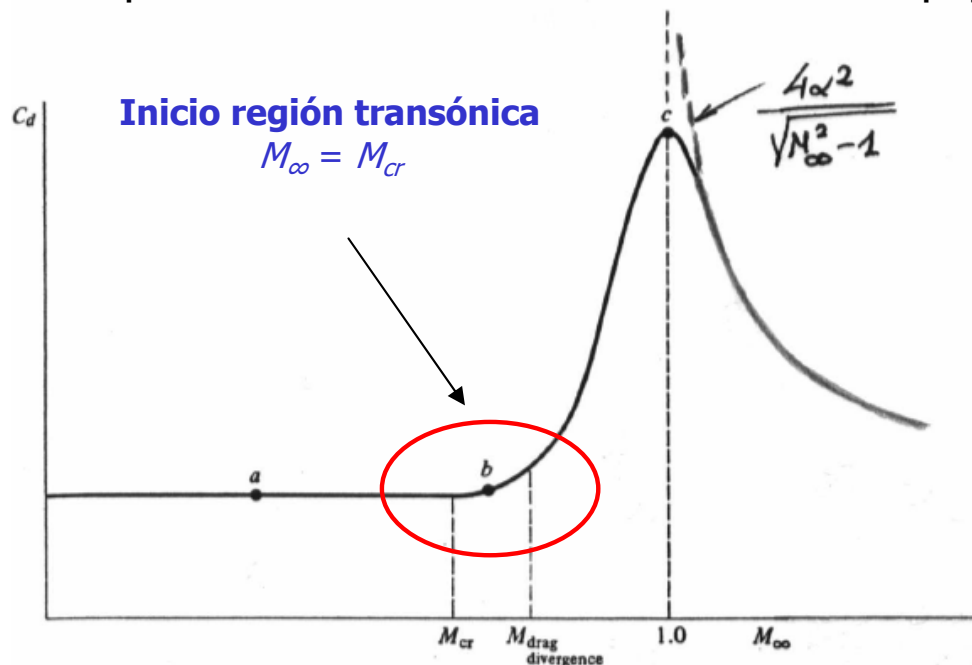
# Divergencia de la Resistencia - I

- Si se ensaya en un túnel un perfil a ángulo de ataque fijo y se aumenta el número de Mach de la corriente se aprecia que:
  - Para valores  $M_\infty < M_{cr}$   $C_d$  es prácticamente constante.
  - Al aumentar  $M_\infty$  por encima de  $M_{cr}$  se observa un rapidísimo aumento de  $C_d$ 
    - la resistencia aumenta en un factor de 10 o incluso mayor.
- La razón de este comportamiento es la aparición de ondas de choque en las regiones de flujo localmente supersónico.
- La existencia de ondas de choque es un fenómeno disipativo que da lugar a un aumento de la resistencia.
- El fuerte incremento de presión que se produce a través de la onda de choque hace que se genere un gradiente adverso de presión muy fuerte, causando por tanto el desprendimiento de la corriente:
  - aumento de  $C_d$
  - disminución de  $C_l$



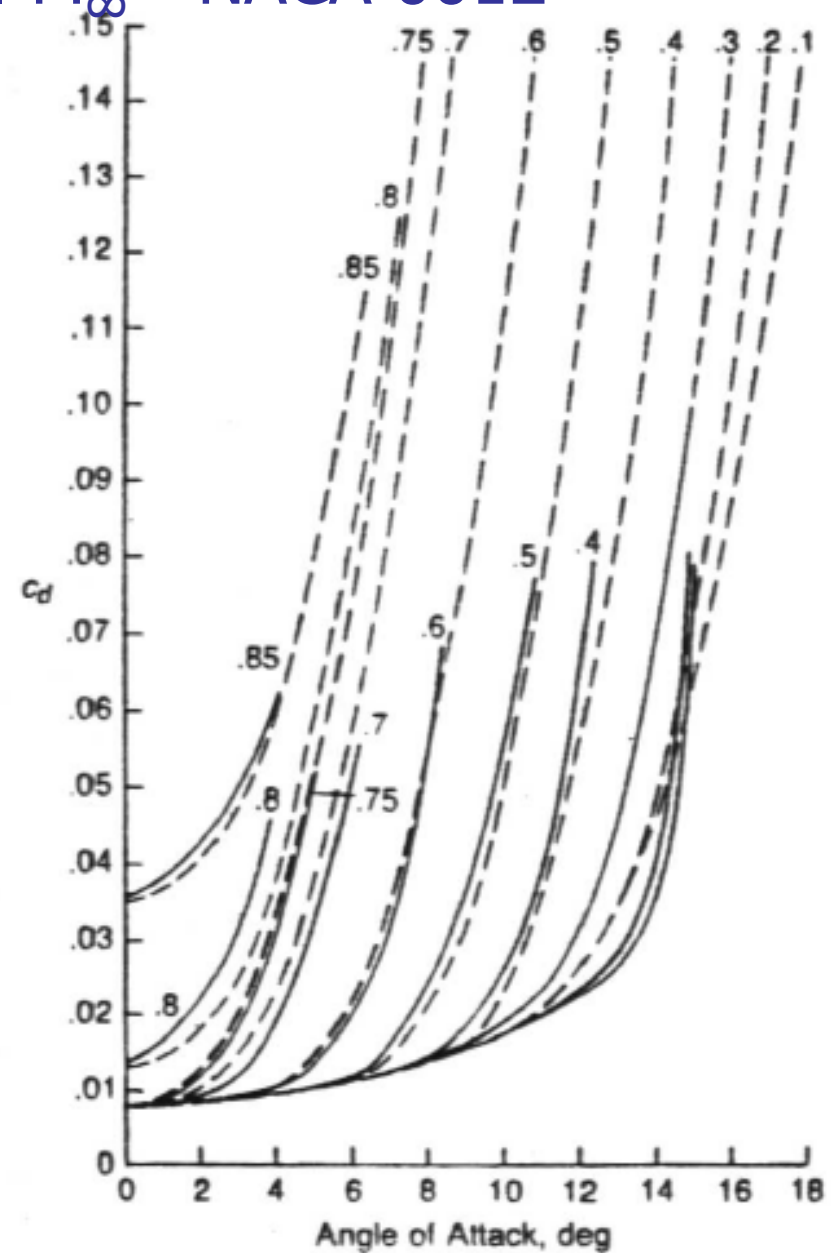
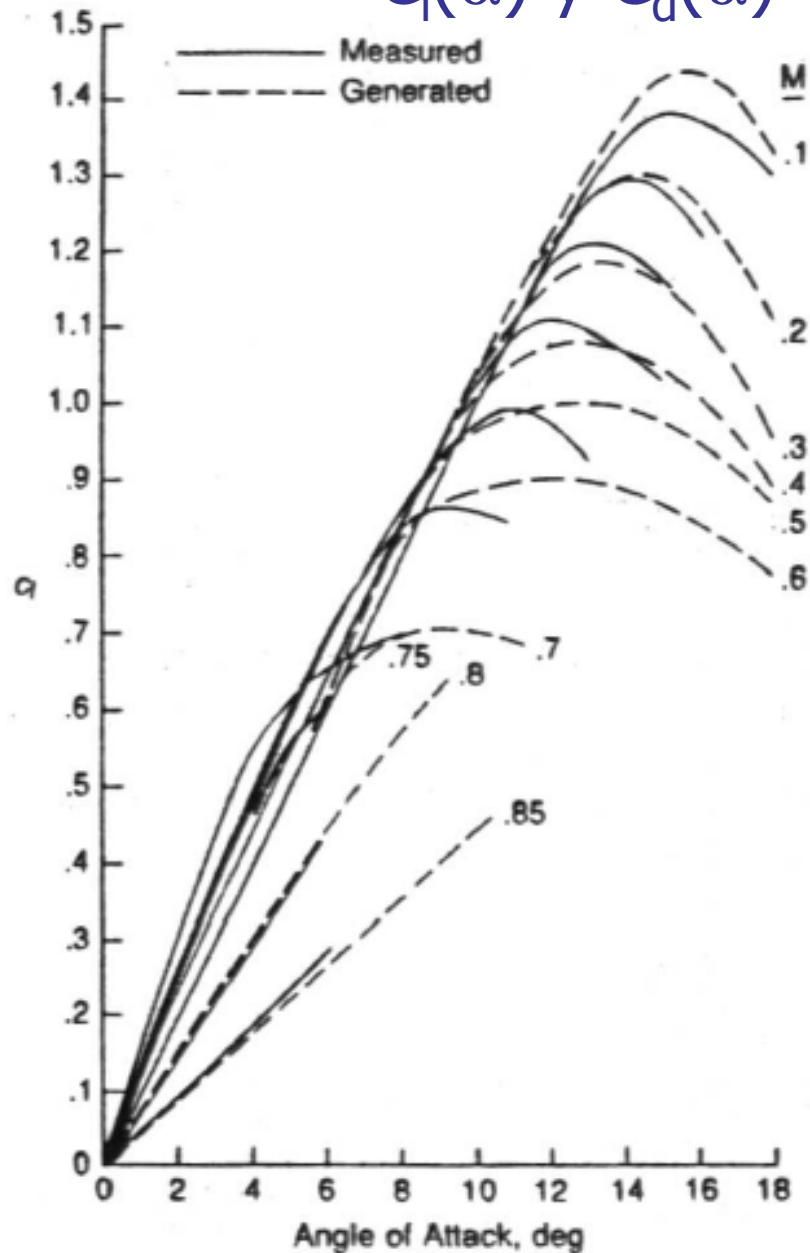
# Divergencia de la Resistencia - II

- Mach de divergencia de la resistencia, ( $M_{div}$ )
  - Es el valor de  $M_{\infty}$  al cual empieza el rápido aumento de la resistencia.  $\frac{dC_d}{dM_{\infty}} = 5$
- La región transónica comienza estrictamente cuando  $M_{\infty} = M_{cr}$ . No obstante, se puede volar a números de Mach ligeramente mayores que  $M_{cr}$  sin que sean apreciables los efectos transónicos sobre el perfil. Cuando las ondas de choque son lo suficientemente intensas, se produce la divergencia de la resistencia, haciendo inviable un vuelo de crucero sostenido a esa velocidad.
- En cuanto al coeficiente de momentos ( $C_{m,c/4}$ ), el efecto transónico se traduce en una fuerte tendencia al picado.
- $M_{div}$  fue conocido como barrera del sonido, la cual fue "vencida" tan pronto como se dispuso de un motor con el suficiente empuje para contrarrestar tal resistencia



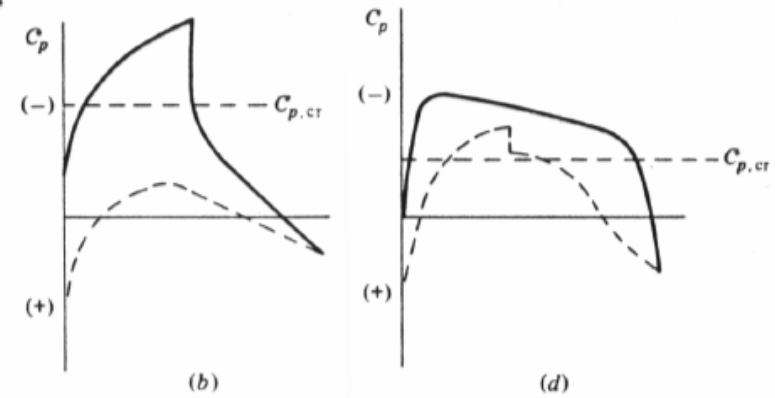
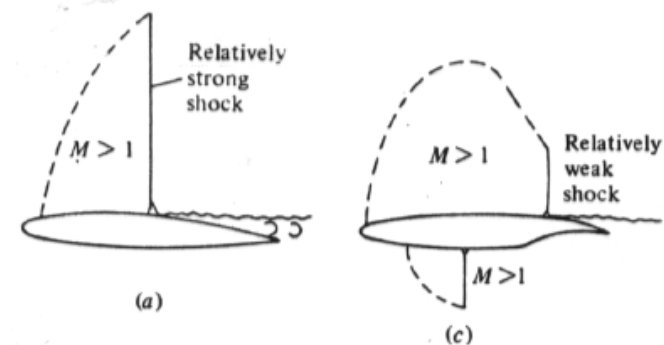
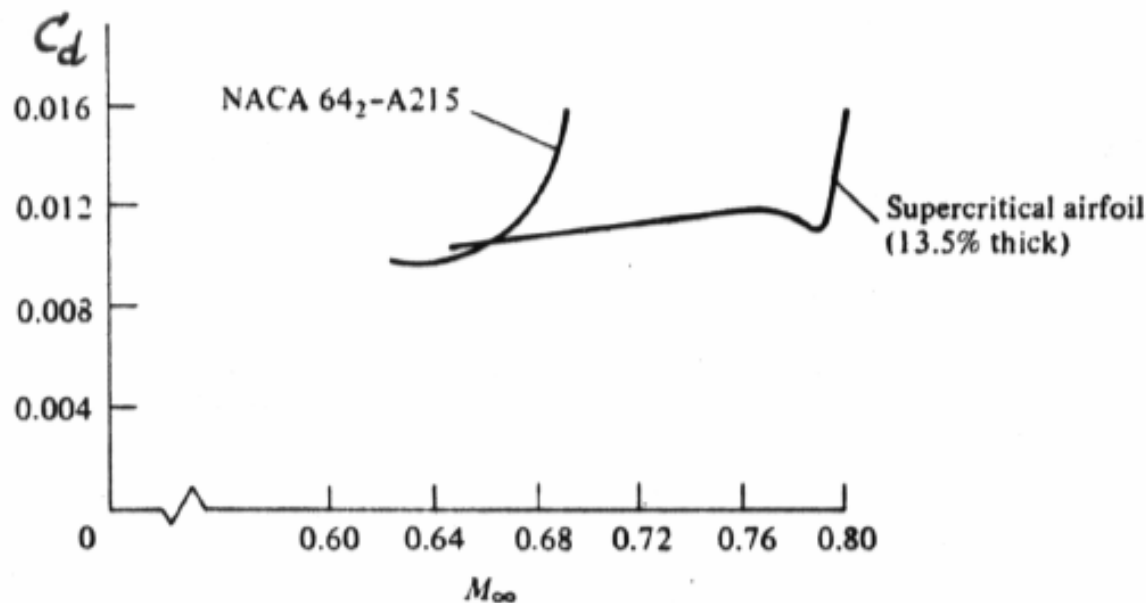
# Divergencia de la Resistencia - III

$C_l(\alpha)$  y  $C_d(\alpha)$  vs.  $M_\infty$  - NACA 0012



# Perfiles Supercríticos

- Con objeto de aumentar  $M_{div}$  se han diseñado los llamados perfiles supercríticos
  - Se consigue que los números de Mach supersónicos locales sean menores y que la onda de choque correspondiente sea más débil
  - La forma de estos perfiles se diseña de manera que se obtenga el valor global de  $C_d$  deseado sin depresiones locales excesivamente grandes, que son las que reducen  $M_{cr}$



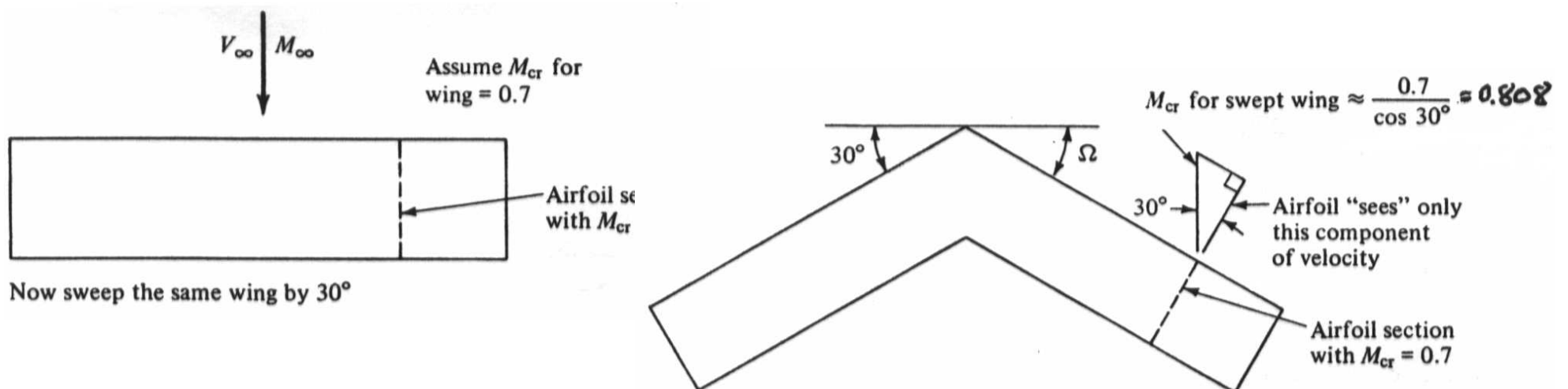
NACA 64<sub>2</sub>-A215 airfoil  $M_\infty = 0.69$

Supercritical airfoil (13.5% thick)  $M_\infty = 0.79$



# Alas en Flecha - I

- El objetivo de las alas en flecha es retrasar la divergencia de la resistencia a números de Mach mayores que los que corresponderían al caso sin flecha.
- Considérese un ala, formada por un perfil cuyo Mach crítico es  $M_{cr}$  con flecha.
  - Las características aerodinámicas de una sección del ala con flecha están gobernadas principalmente por la componente de la velocidad incidente normal al borde de ataque, es decir,  $V_{\infty} \cos \Omega$
  - El número de Mach efectivo es pues  $M_{\infty} \cos \Omega$
  - El número de Mach de vuelo puede incrementarse hasta  $M_{cr} / \cos \Omega$  sin que se presente la divergencia de la resistencia.
  - Dado que el flujo sobre el ala es tridimensional, no se llega hasta un  $M_{\infty}$  tan alto, aunque sí se puede volar por encima de  $M_{cr}$
- Las alas en flecha tienen como inconveniente un mal comportamiento en la entrada en pérdida





# Alas en Flecha - II

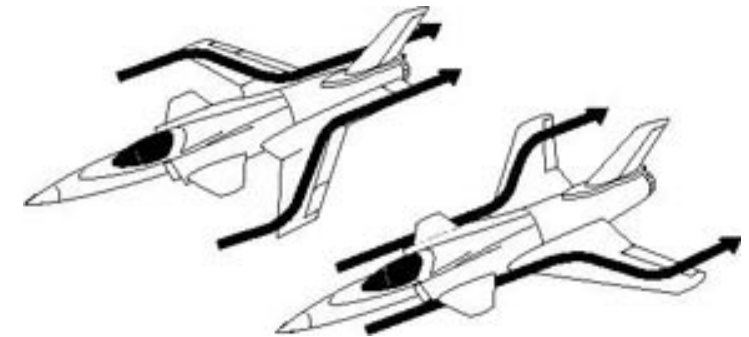
- Flecha positiva (desventajas):
  - En aviones con flecha positiva, se produce un flujo en la dirección de la envergadura (hacia las puntas) que hace que los perfiles de las puntas sean más propensos a entrar en pérdida.
  - Esto supone un problema en aviones de combate ya que pueden perder efectividad de alerón, y por tanto maniobrabilidad.
  - Al empezar la pérdida en las puntas, se provoca un momento de encabritado que aumenta el ángulo de ataque y acentúa más la entrada en pérdida (*Sabre dance*)
- Flecha negativa:
  - En las alas con flecha negativa, la componente en la dirección de la envergadura recorre el ala hacia el encastre. Se consigue mayor maniobrabilidad y mejor comportamiento ante entrada en pérdida .
  - Como contrapartida, las alas en flecha negativa presentan inestabilidades aeroelásticas, y se necesita reforzar mucho la estructura.

**¡¡Videos!!**

**[Video 1](#)**

**[Video 2](#)**

**[Video 3](#)**



# Alas en Flecha - III

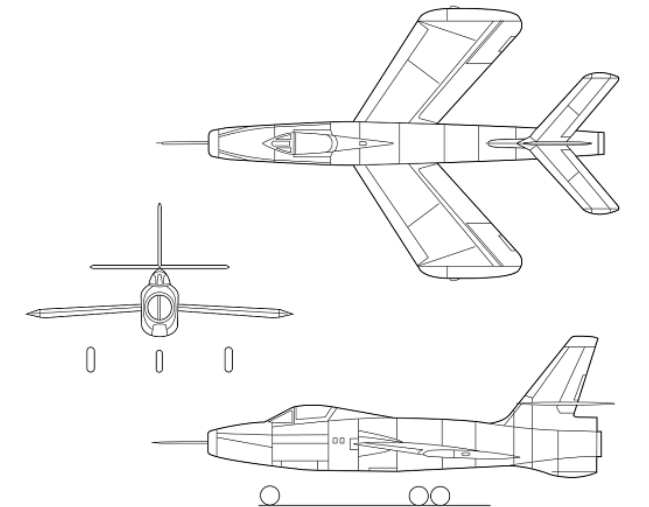
- Dispositivos para mejorar la entrada en pérdida:



Diente de perro (Avro Arrow)



Flecha decreciente (HP Victor)



Dryden Flight Research Center February 1998  
XF-91 Thunderceptor 3-view

Ala con ensanchamiento (XF-91)



Wing fence (Mig-15)



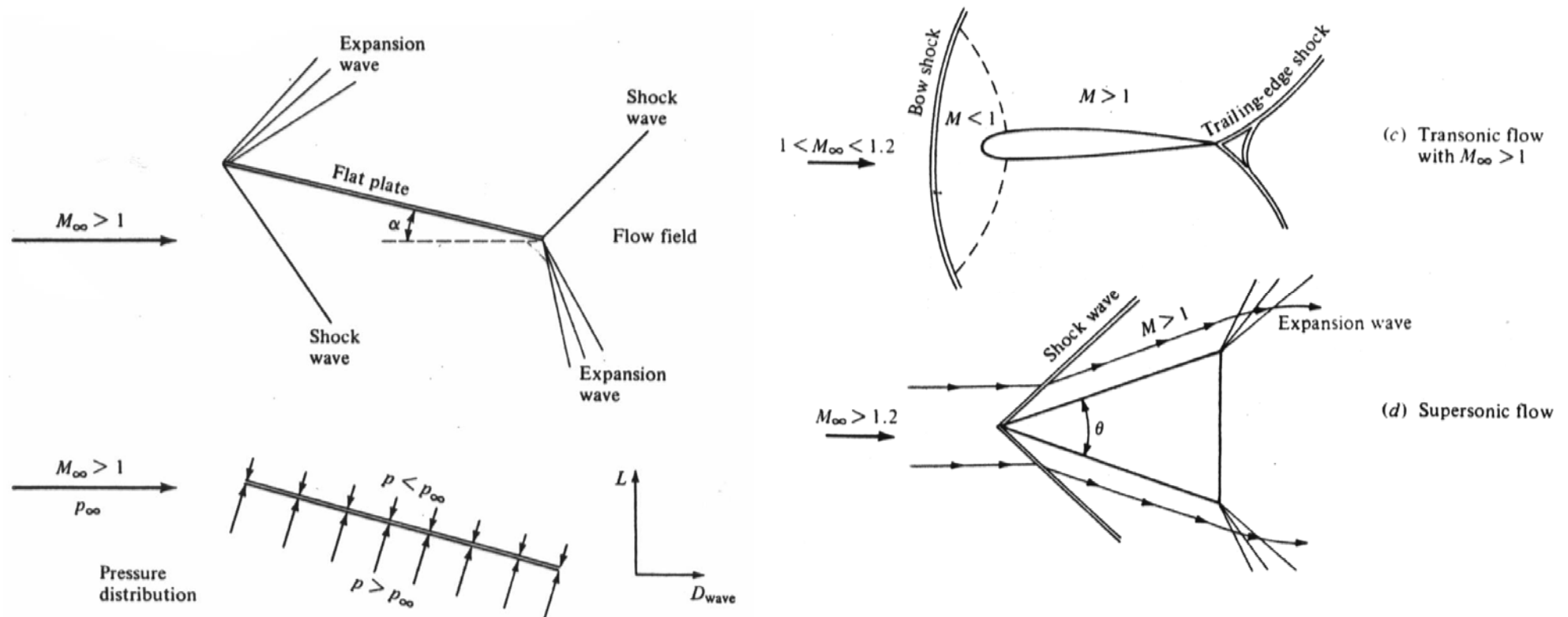
Leading Edge Extensions, LEX (F-18)

# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- **Aerodinámica del avión.**
  - Perfiles Aerodinámicos en Régimen Incompresible
  - Alas en Régimen Incompresible
  - **Regímenes Subsónico y Supersónico**
    - Introducción
    - Régimen Compresible Subsónico
      - Número de Mach crítico
      - Divergencia de la resistencia
      - Perfiles supercríticos
      - Alas en flecha
    - **Régimen Supersónico**
      - **Alas delta y alas cortas**
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

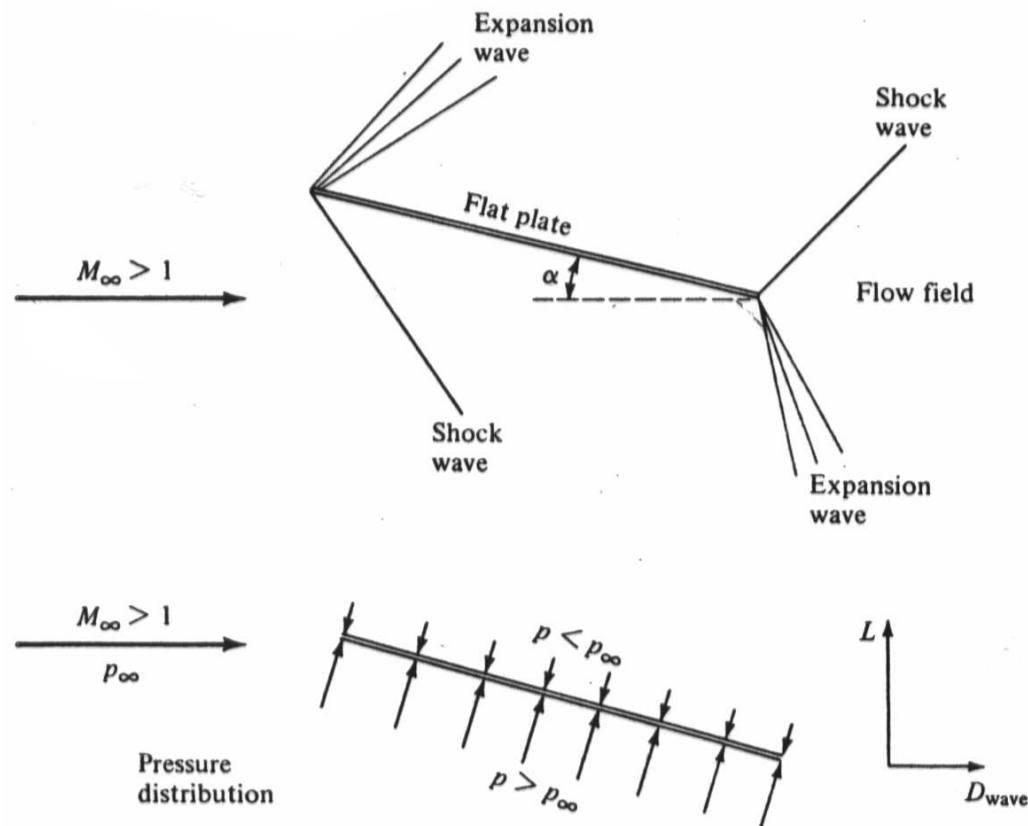
# Régimen Supersónico - I

- En régimen supersónico los perfiles suelen ser delgados, con bordes de ataque agudos, con objeto de reducir la intensidad de las ondas de choque
  - un borde de ataque redondeado produciría una onda de choque desprendida por delante del mismo, que daría lugar a una resistencia muy elevada.
- En tales casos se puede aproximar el perfil por una placa plana a ángulo de ataque pequeño



# Régimen Supersónico - II

- La característica principal de los flujos supersónicos es la aparición de ondas de choque y ondas de expansión
  - Es importante señalar que los flujos en el extradós y en el intradós son independientes:
    - la corriente no rebordea el borde de ataque
  - El efecto global en la distribución de presiones es una fuerza aerodinámica normal a la placa, cuya componente perpendicular a la corriente incidente es la sustentación
  - La componente en la dirección de la corriente es la **resistencia de onda** (cuyo origen es no viscoso)



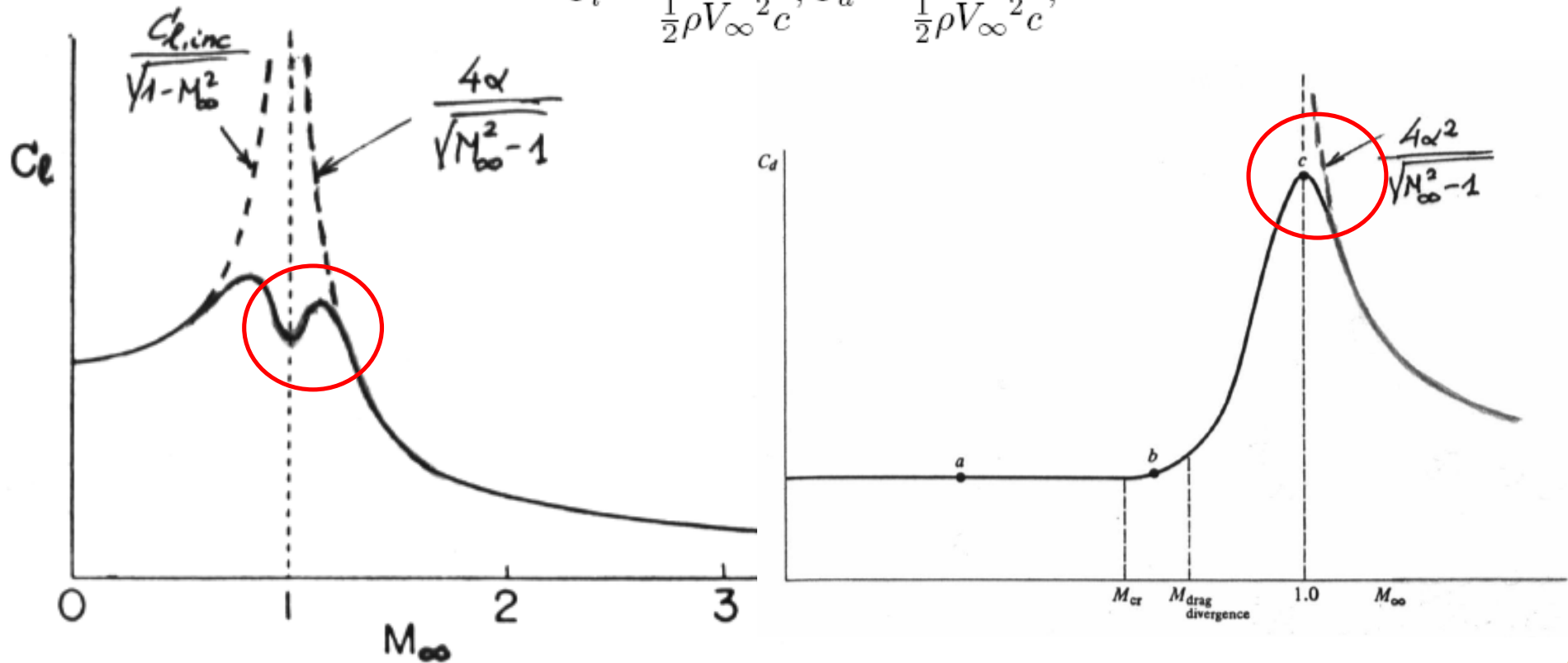
# Régimen Supersónico - III

- Un análisis teórico aproximado (válido para ángulos de ataque pequeños) proporciona los siguientes resultados:

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}, \quad C_{d_w} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

- Al aumentar al aumentar  $M_{\infty}$ , tanto  $C_l$  como  $C_{d_w}$  disminuyen. No obstante también se aumenta la presión dinámica, por lo que la sustentación y la resistencia pueden aumentar.

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c}, \quad C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 c}$$

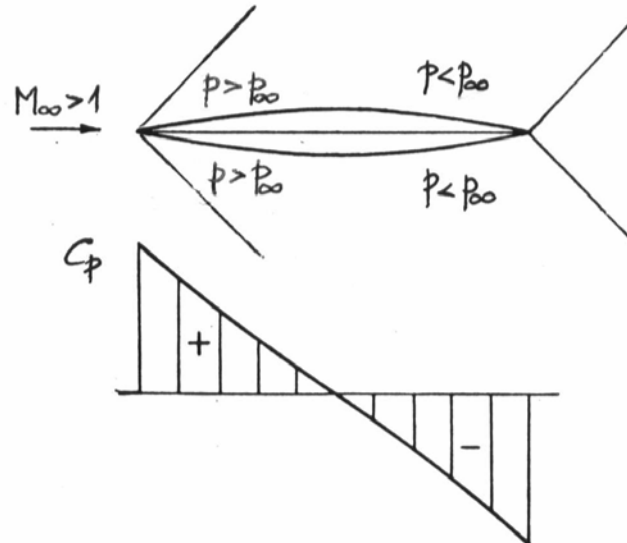


# Régimen Supersónico - IV

- Debido a la distribución uniforme de presiones en la placa plana para régimen supersónico, el centro aerodinámico está situado en el punto  $1/2$  de la cuerda
  - más retrasado que en régimen subsónico (1/4).
- En régimen supersónico la **curvatura** y el **espesor** del perfil no contribuye a la sustentación global, sólo contribuye el ángulo de ataque.
- La ecuación  $C_l$  es en general válida para perfiles delgados, independientemente de su forma.

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

- El **espesor** contribuye a la resistencia de onda:
  - Si se considera un perfil simétrico a ángulo de ataque cero, la distribución de presión que se obtiene es la misma para el extradós y el intradós.
  - La presión que actúa sobre la parte frontal del perfil es mayor que la que actúa sobre la parte posterior, de donde se deduce una fuerza neta en la dirección de la corriente.

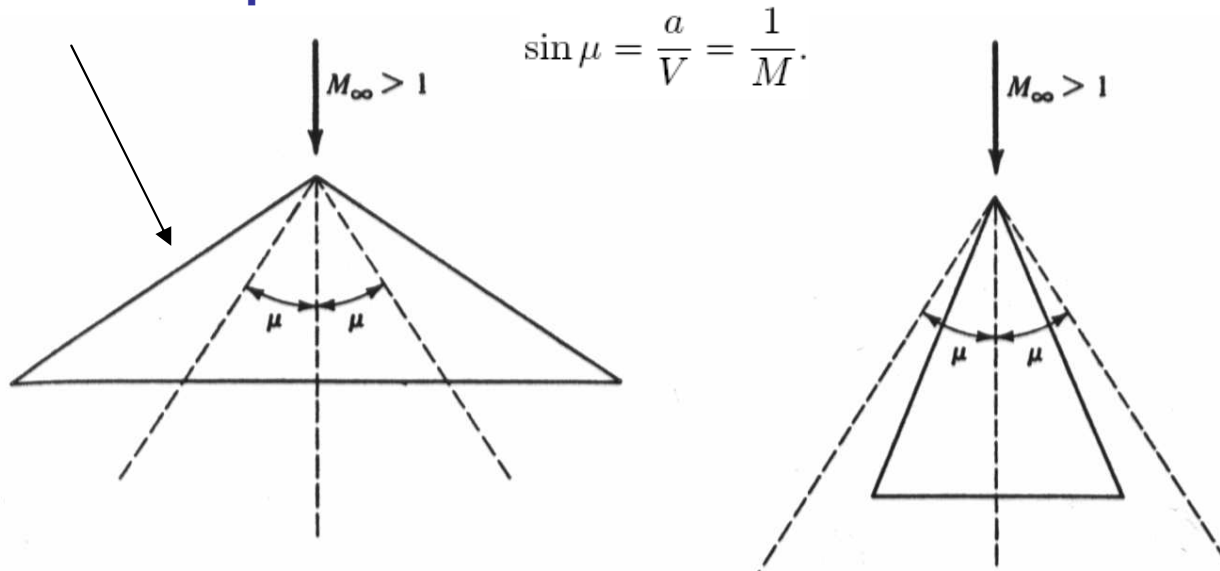


- La **curvatura** si la hubiese también contribuiría a la resistencia de onda
  - en la práctica no hay curvatura, ya que no contribuye a la sustentación global, y el espesor es el necesario atendiendo a razones estructurales.

# Ala Delta

- Las alas en flecha presentan ventajas en el régimen supérfónico
- Sea  $M_\infty > 1$  el Mach de vuelo, al cual corresponde un cono de Mach de ángulo  $\mu$
- Si el **borde de ataque del ala queda fuera del cono de Mach**, la componente de la corriente normal al borde de ataque es supersónica, por lo que se formará una onda de choque fuerte, la cual dará lugar a una **resistencia de onda elevada**.
- Si el borde de ataque del ala queda dentro del cono de Mach, **la componente de la corriente normal al borde de ataque es subsónica**, y como resultado **la resistencia de onda producida por el ala será menor**.
- En general, las envergaduras son pequeñas, y suelen ser alas delta.

## Onda de choque fuerte





# Alas Cortas

- En régimen supersónico se utilizan alas cortas con perfiles delgados y con bordes de ataque agudos.
- En régimen supersónico, la resistencia de onda es mucho mayor que la resistencia inducida.
  - Con alas de alargamiento pequeño se disminuye la resistencia de onda mucho más que lo que se aumenta la resistencia inducida, siendo el resultado neto una disminución de la resistencia total.





# Contenido

---

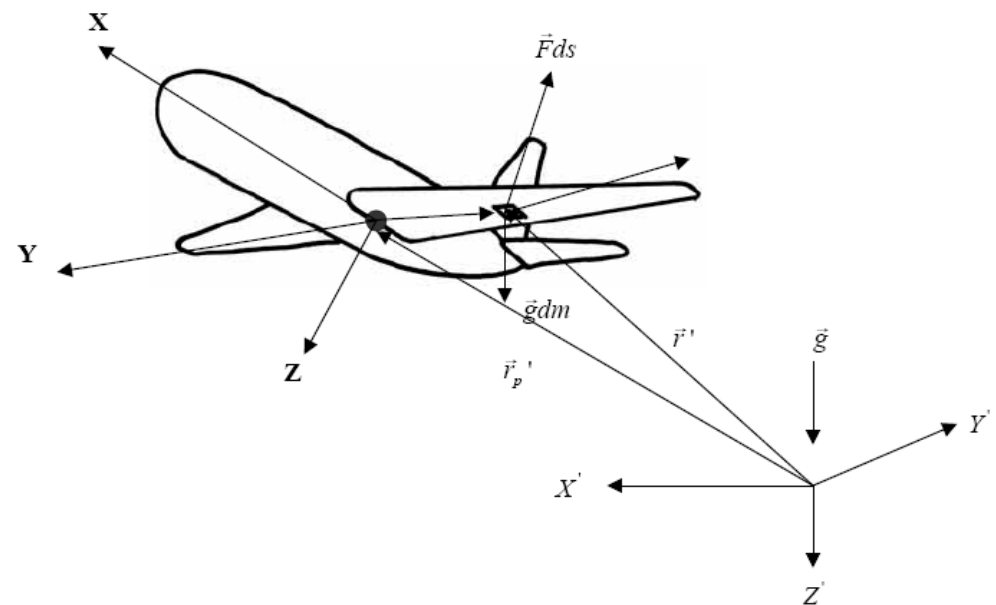
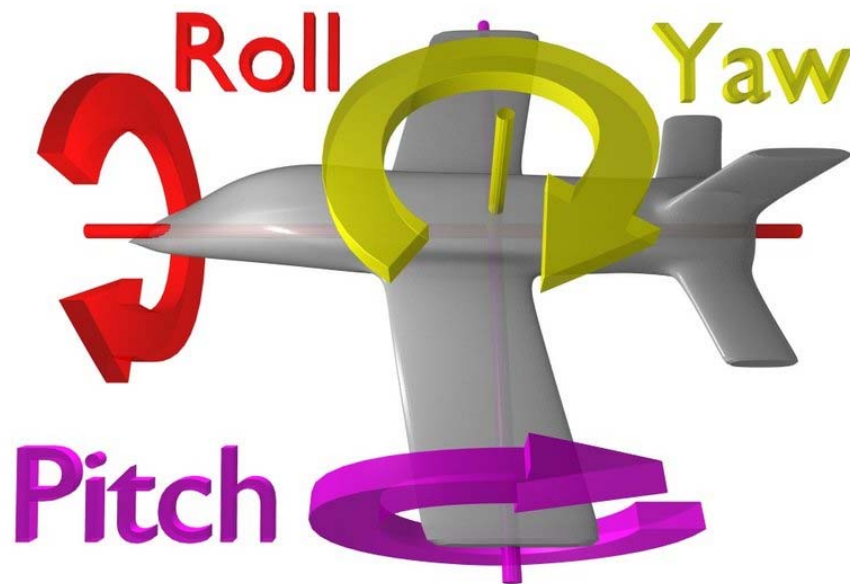
- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
  - **Características globales del avión**
    - **Polar**
    - **Eficiencia aerodinámica**
  - **Actuaciones del avión**
    - **Actuaciones de punto**
      - **Vuelo simétrico en plano vertical**
      - **Vuelo simétrico en plano horizontal**
    - **Actuaciones integrales**
      - **Alcance**
      - **Autonomía**
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Contenido

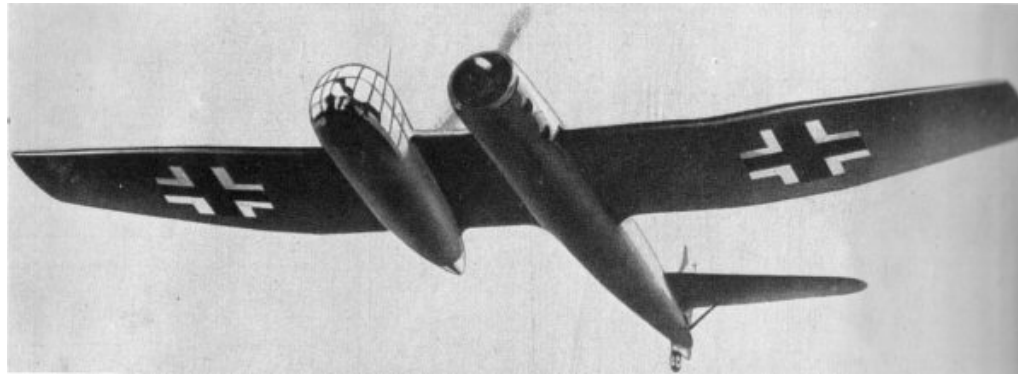
- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
  - **Características globales del avión**
    - **Polar**
    - **Eficiencia aerodinámica**
  - Actuaciones del avión
    - Actuaciones de punto
      - Vuelo simétrico en plano vertical
      - Vuelo simétrico en plano horizontal
    - Actuaciones integrales
      - Alcance
      - Autonomía
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Características globales del Avión

- En este tema se considera el avión completo.
- Se suponen las hipótesis generales:
  - **el avión es simétrico**
  - **es un cuerpo rígido sometido a un conjunto de fuerzas externas.**
- Las tareas principales de la Mecánica del Vuelo:
  - **Estudio del movimiento como respuesta de las fuerzas externas**
  - **Estudio de la estabilidad y el control de dicho movimiento.**
- Para simplificar el estudio de las actuaciones se presentan una serie de hipótesis simplificativas que permiten caracterizar al avión desde el punto de vista aerodinámico:
  - Polar Parabólica
  - Eficiencia Aerodinámica



# Aviones No Simétricos



**Blohm & Voss BV 141 B-0**



**Scaled Composites Model 202 Boomerang**



**AD-1 (Ames-Dryden) 1**

Dryden Flight Research Center ECN-13305 fr.4 Photographed 1980  
AD-1 (Ames-Dryden 1) oblique-wing aircraft demonstrated improved fuel efficiency. NASA photo



# Polar Parabólica - I

- **Polar del avión: función que relaciona el coeficiente de resistencia ( $C_D$ ) con el de sustentación ( $C_L$ ).**
- La polar del avión (**relación L/D**) es muy importante para estimar correctamente las actuaciones del avión.
- El coeficiente de resistencia depende de:
  - De  $C_L$
  - El números de Reynolds
  - Del Mach
  - La configuración del avión: no hay una sola polar sino varias según el segmento en el que se encuentre el avión.
    - Despegue
    - Crucero
    - Aterrizaje, etc.
  - La construcción de la polar se construye contabilizando las distintas partes por separado y sumándolas luego con factores de corrección.
  - Una aproximación que en muchos casos de interés proporciona buenos resultados es
    - $C_{D0}$  se denomina coeficiente de resistencia sin sustentación,
    - $k$ , parámetro de resistencia inducida unitaria.
    - La resistencia asociada al sumando  $kC_L^2$  recibe el nombre de resistencia inducida por la sustentación.

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2, \longrightarrow \text{Polar parabólica}$$

# Polar Parabólica - II

- La resistencia esta compuesta por:

- Fricción
- Flat plate friction
- Profile
- Roughness
- Excrescences
- Interference
  - Tren de aterrizaje.
  - Gondolas
  - Protuberancias.
- 3-D efectos
- Efectos de compresibilidad
- Inducido

- Las dos componentes mas importantes de la resistencia aerodinámica son la fricción y la inducida.

- En el cálculo de  $C_{D0}$  la contribución más importante es la resistencia debida a la fricción
- Se suele simplificar la obtención de la resistencia utilizando tan solo estimaciones para la resistencia de fricción y la inducida.

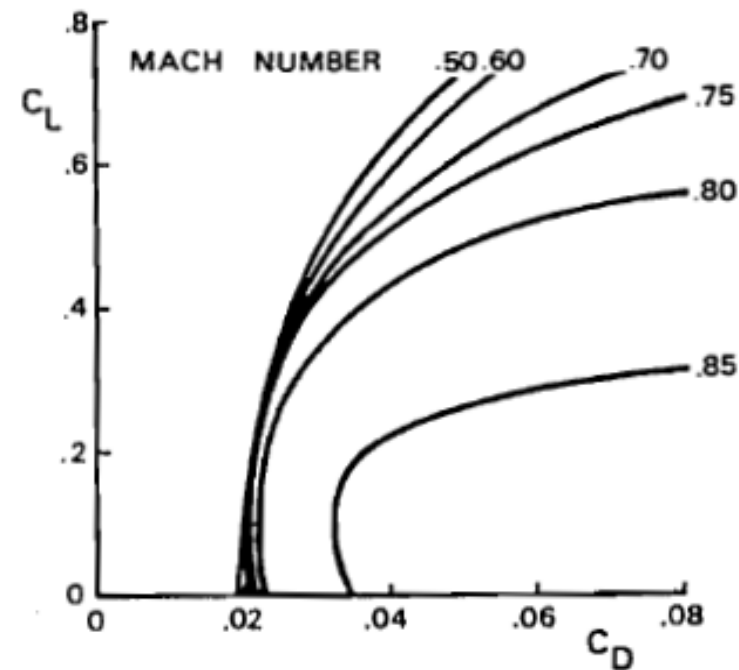


Fig. 5-6. Effect of compressibility on the drag polar

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2,$$

# Polar Parabólica - III

- Para el caso del avión completo hay que combinar adecuadamente los coeficientes correspondientes a cada parte del mismo:
  - Ala
  - Fuselaje
  - Superficies de cola, etc.
- El combinar adecuadamente los coeficientes correspondientes a cada parte del mismo no significa sumarlas, pues al no estar aisladas las distintas partes del avión, aparecen resistencias de interferencia, ocasionadas por la alteración del campo fluido en las proximidades de un elemento como consecuencia de la presencia del otro.

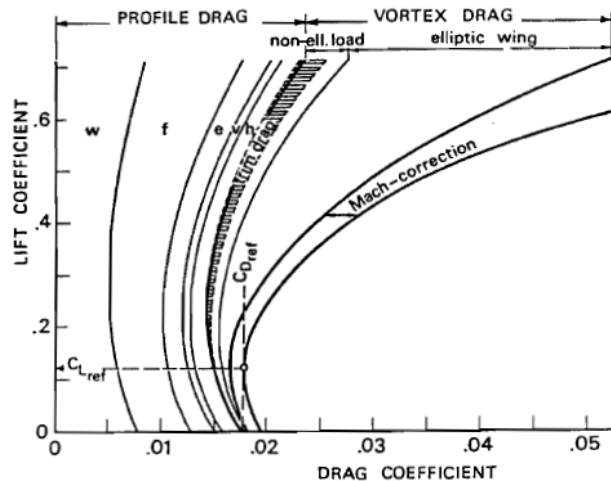


Fig. 11-2. Drag buildup by analysis  
(w = wing; f = fuselage; e = engine installation; v = vertical tailplane; h = horizontal tailplane)

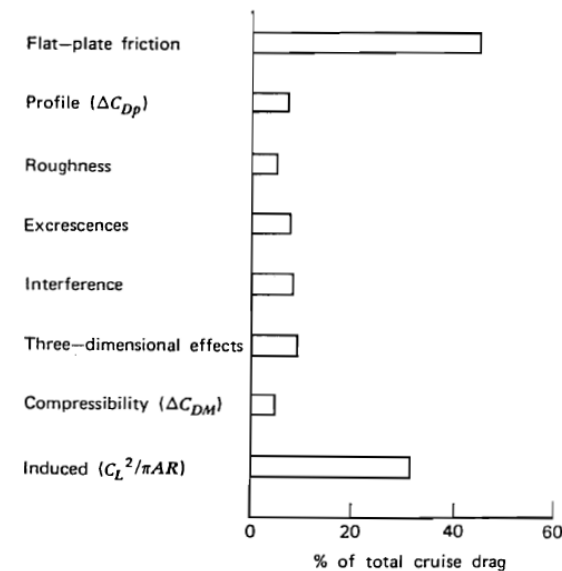


Figure 4.34 Typical drag buildup for jet transport.



# Polar Parabólica - III

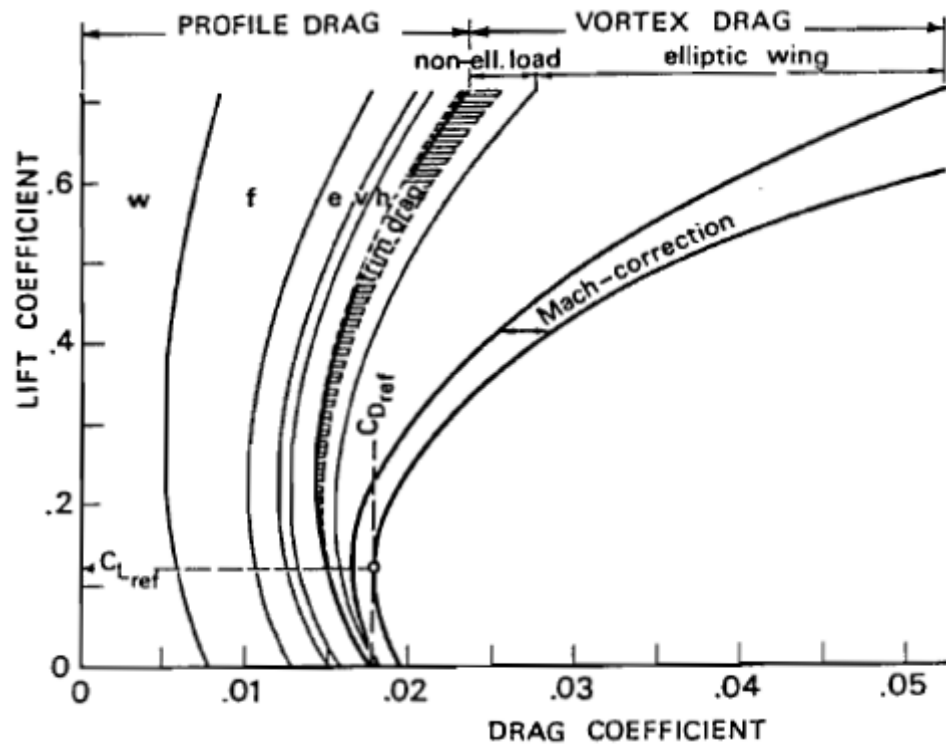


Fig. 11-2. Drag buildup by analysis  
(w = wing; f = fuselage; e = engine installation; v = vertical tailplane; h = horizontal tailplane)

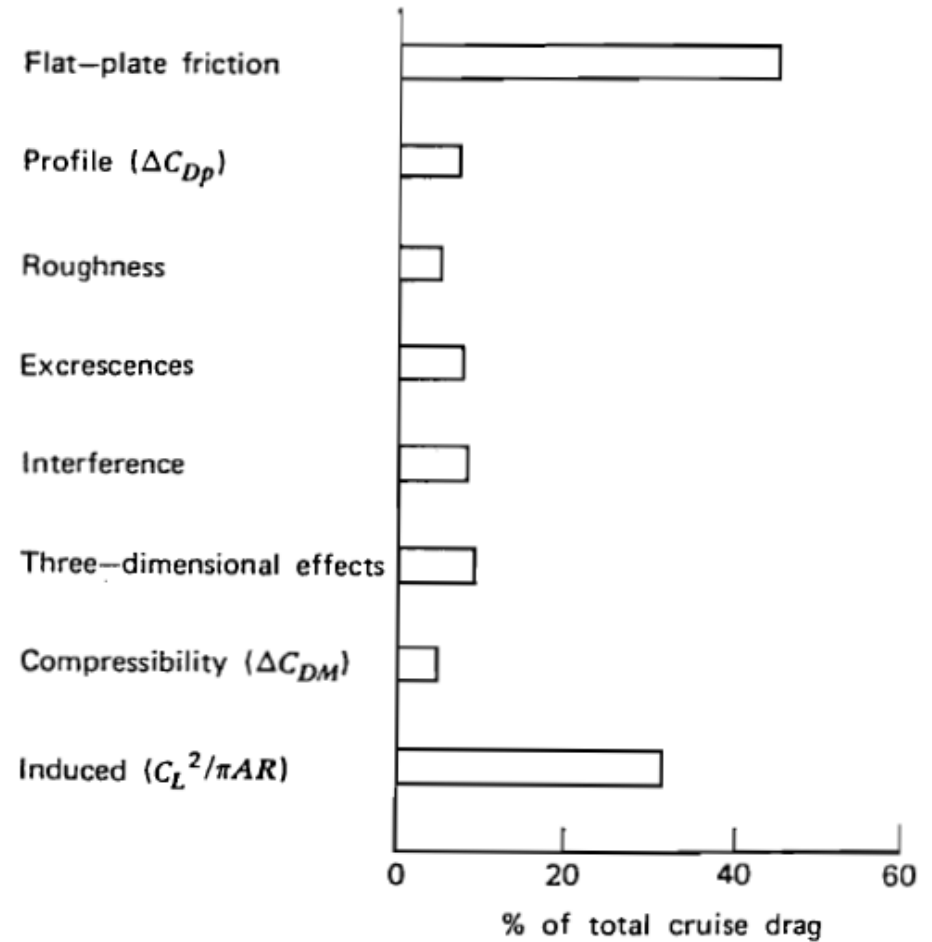


Figure 4.34 Typical drag buildup for jet transport.

# Polar Parabólica - IV

- Para cada parte del avión se introduce un factor de interferencia, que suele ser próximo a 1 si el diseño es adecuado:
  - Uso de carenado de la unión ala-fuselaje.
  - Valores típicos de  $C_{D0}$  están en el rango 0.014-0.040, dependiendo del tipo de avión
  - el valor más bajo corresponde a un avión moderno subsónico y el más alto a una avioneta con tren de aterrizaje fijo



**Piper Cherokee**



**Airbus A319**



**Rutan long-EZ**



**Raytheon Hawker 800**



# Resistencia Inducida

- La resistencia inducida por la sustentación, hay dos contribuciones principales:
  - Por un lado, la relacionada con los **torbellinos de punta de ala** (la resistencia inducida propiamente dicha analizada en el tema de Aerodinámica),
  - La contribución debida a la **variación de la fricción sobre las distintas superficies**, consecuencia de la modificación del campo de velocidades generada por la existencia de la sustentación.

**Factor de eficiencia aerodinámica**

$$k = \frac{1}{\pi \Lambda \phi}$$

**Alargamiento**

- Valores típicos del factor de eficiencia también conocido como el coeficiente de Oswald son entre 0.65-0.85:
  - el valor más alto corresponde a un avión moderno subsónico
  - el más bajo a una avioneta con tren de aterrizaje fijo.
- Es necesario disponer de métodos para calcular los dos parámetros  $C_{D0}$  y  $k$ , tarea que debe dejarse para el curso de Cálculo de Aviones.

# Eficiencia Aerodinámica - I

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2$$

$$k = \frac{1}{\pi A Re}$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D_0} + kC_L^2}$$

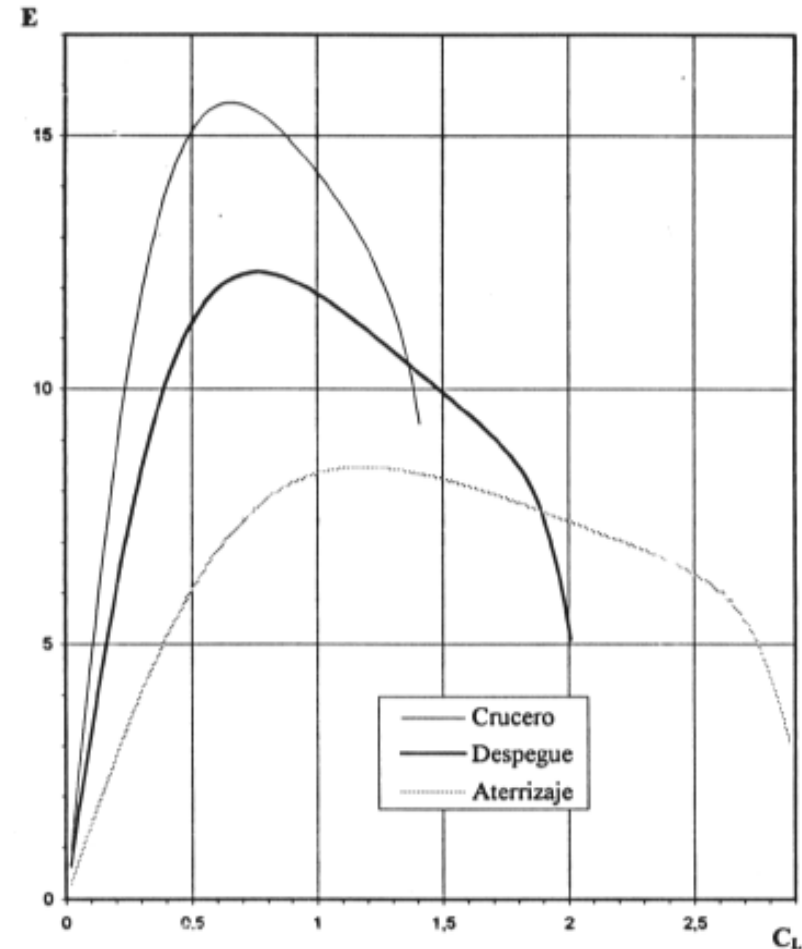
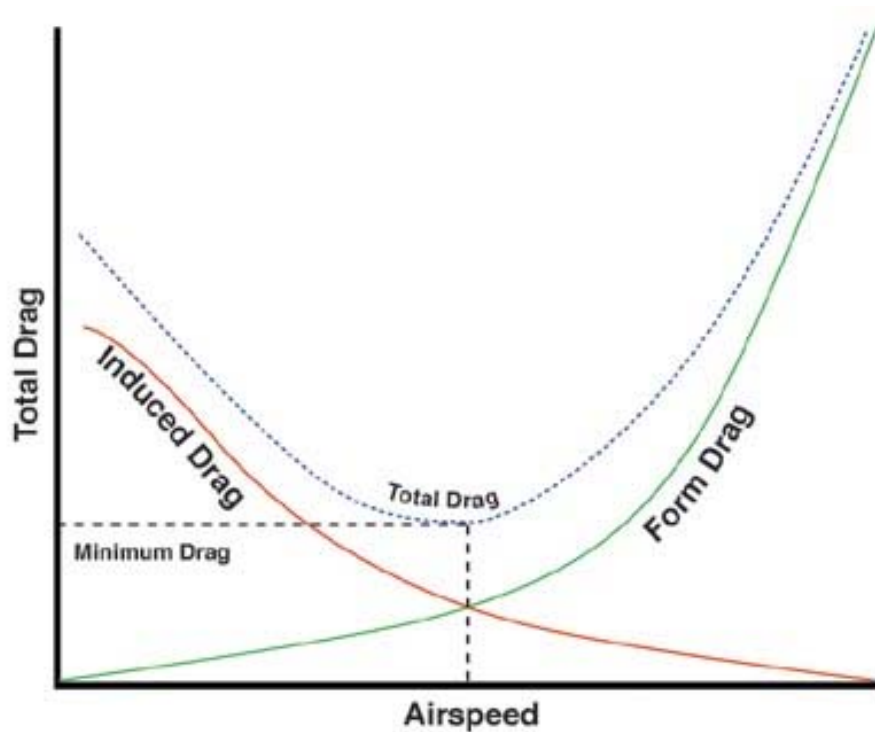
$$\begin{aligned} \frac{dE}{dC_L} &= \frac{d}{dC_L} \left( \frac{C_L}{C_{D_0} + kC_L^2} \right) \\ &= \frac{1}{C_{D_0} + kC_L^2} - \frac{2kC_L^2}{\sqrt{C_{D_0} + kC_L^2}} \end{aligned}$$

$$\frac{1}{C_{D_0} + kC_L^2} - \frac{2kC_L^2}{\sqrt{C_{D_0} + kC_L^2}} = 0 \implies C_{L_{opt}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}}$$

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D_0} + kC_L^2} \implies E_{opt} = \frac{C_{L_{opt}}}{C_{D_0} + kC_{L_{opt}}^2} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D_0}}}$$

# Eficiencia Aerodinámica - II

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D_0} + kC_L^2} \Rightarrow E_{opt} = \frac{C_{L_{opt}}}{C_{D_0} + kC_{L_{opt}}^2} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D_0}}}$$

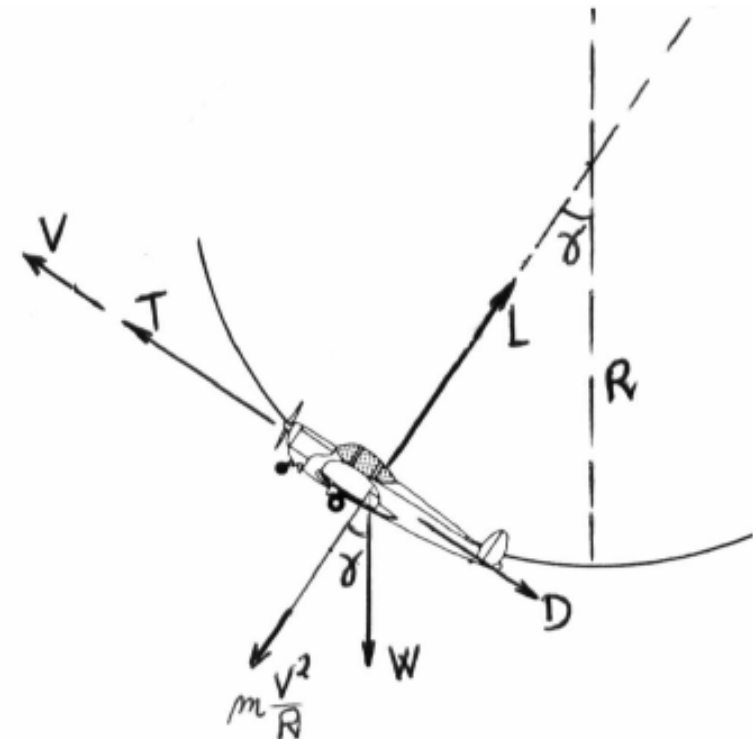
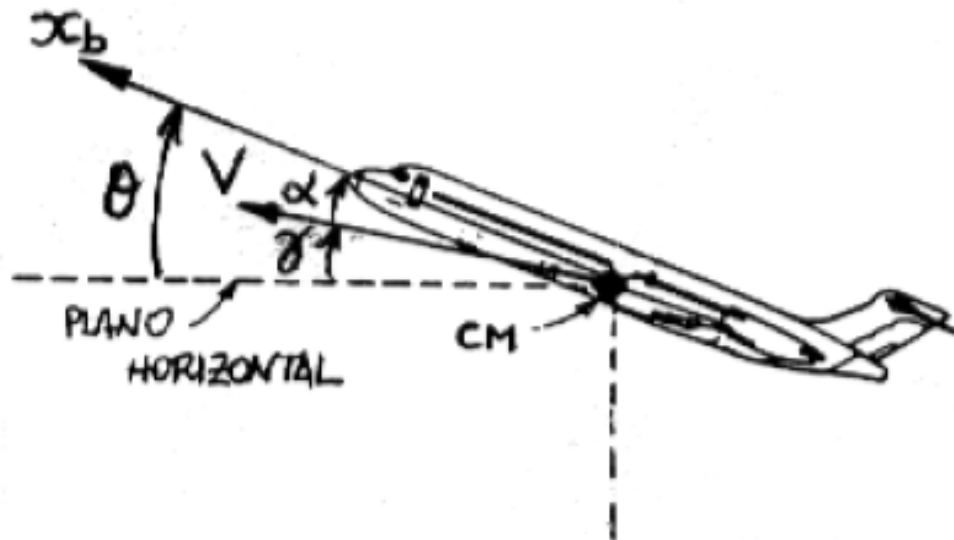


# Contenido

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
  - Características globales del avión
    - Polar
    - Eficiencia aerodinámica
  - **Actuaciones del avión**
    - **Actuaciones de punto**
      - **Vuelo simétrico en plano vertical**
      - **Vuelo simétrico en plano horizontal**
    - **Actuaciones integrales**
      - **Alcance**
      - **Autonomía**
    - **Estabilidad y Control**
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.

# Actuaciones del Avión

- En las actuaciones del avión distinguiremos entre:
  - Actuaciones de punto:
    - Es estudio del movimiento de su centro de masa a lo largo de su trayectoria
  - Viraje Circular Uniforme:
    - La trayectoria que sigue el avión es curva, por lo que es necesario que se ejerza una fuerza normal a la trayectoria





# Actuaciones de Punto - I

- El problema de las actuaciones de punto de un avión:
  - estudio del movimiento de su centro de masas a lo largo de su trayectoria
  - movimiento que está regido por la 2ª Ley de Newton.

Velocidad del centro de masas respecto a un sistema inercial

Fuerza aerodinámica

Fuerza gravitatoria

Masa del avión

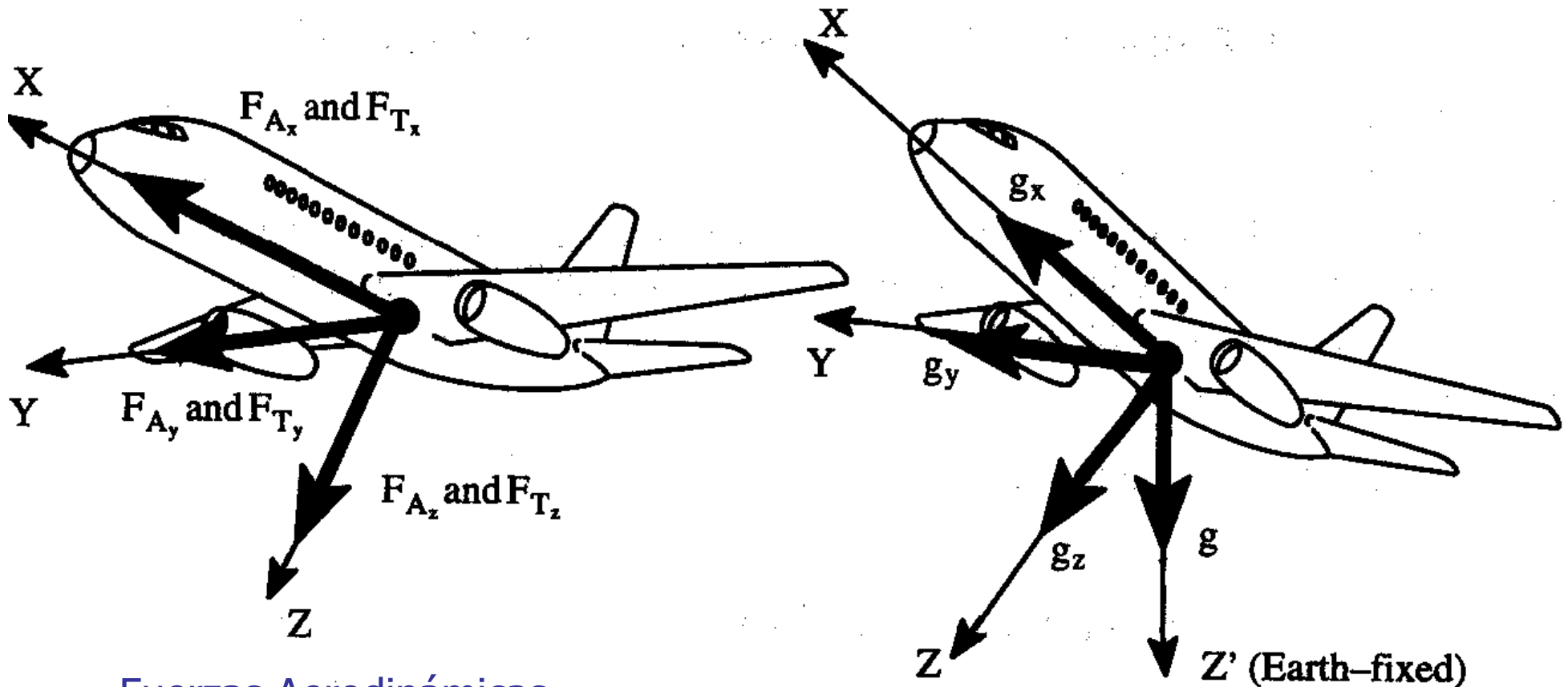
Fuerza propulsiva

$$m \frac{d\vec{V}_g}{dt} = \vec{F}_A + \vec{F}_T + \vec{F}_G$$

- En general la masa es una función del tiempo, como consecuencia del consumo de combustible.

# Actuaciones de Punto - II

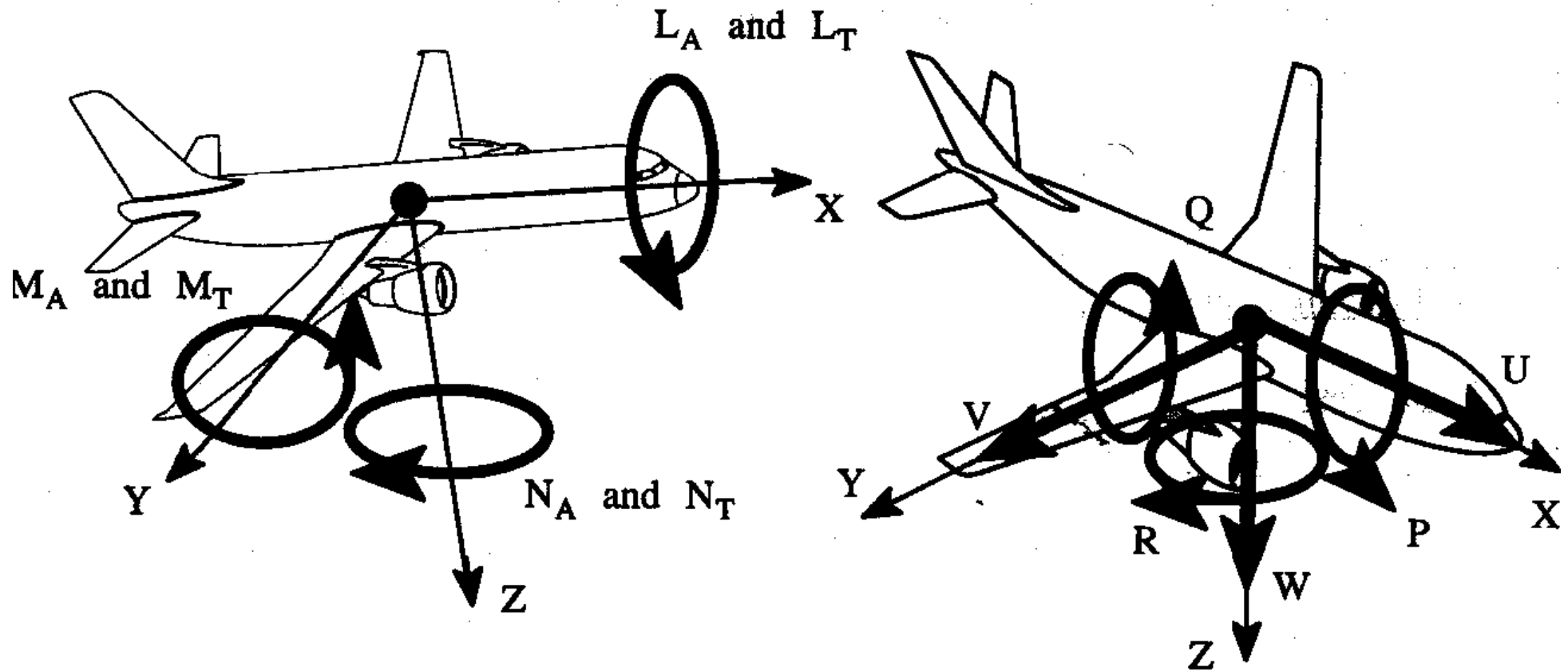
$$m \frac{d\vec{V}_g}{dt} = \vec{F}_A + \vec{F}_T + \vec{F}_G$$



Fuerzas Aerodinámicas  
y Propulsivas

Aceleraciones Gravitatorias

# Actuaciones de Punto - III

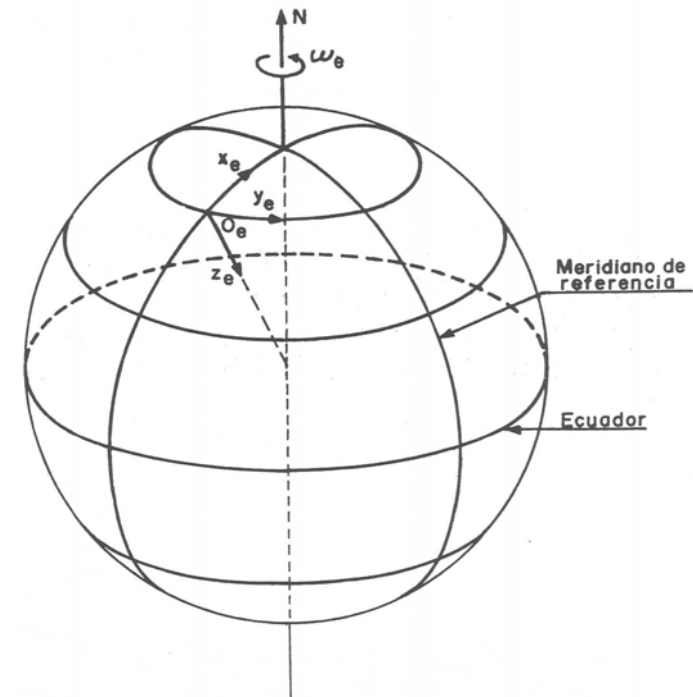
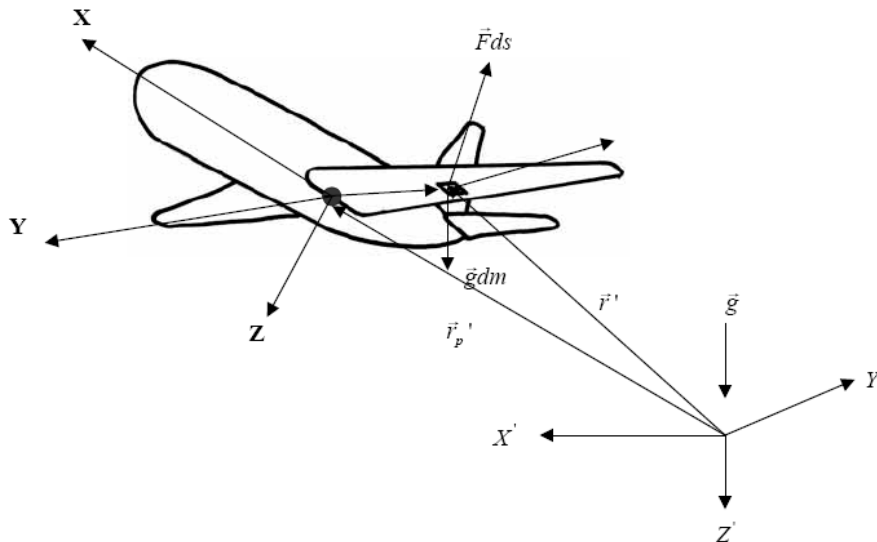


Momentos Aerodinámicos  
y Propulsivos

Velocidades Lineales y Angulares

# Sistemas de Coordenadas - I

- La mecánica de vuelo utiliza diferentes sistemas de coordenadas para definir la posición del avión:
  - **Sistema inercial:**
    - es un sistema fijo respecto a las estrellas fijas o con movimiento rectilíneo uniforme respecto a ellas
  - **Sistema de ejes tierra:**  $(O_e X_e Y_e Z_e)$ :
    - el origen  $O_e$  es un punto cualquiera de la superficie terrestre.
    - los ejes  $X_e$  e  $Y_e$  están en el plano horizontal, generalmente  $X_e$  hacia el Norte e  $Y_e$  hacia el Este
    - el eje  $Z_e$  se define formando un triedro a derechas
      - positivo hacia el centro de la Tierra.
  - **Hipótesis de Tierra plana :**
    - A alturas de vuelo pequeñas comparadas con el radio de la Tierra
    - Velocidades de vuelo pequeñas comparadas con las velocidades de vuelo orbital
    - Puede suponerse que el sistema de ejes tierra es inercial.



# Sistemas de Coordenadas - II

- **Sistema de ejes horizonte local ( $O_h X_h Y_h Z_h$ ):**
  - el origen  $O_h$  es un punto cualquiera del plano de simetría del avión (generalmente el centro de masas)
  - los eje  $X_h$ ,  $Y_h$  y  $Z_h$  son paralelos a los ejes tierra correspondientes.
- **Sistema de ejes viento ( $O_w X_w Y_w Z_w$ ):**
  - el origen  $O_w$  es un punto cualquiera del plano de simetría del avión (generalmente el centro de masas)
  - el eje  $X_w$  está dirigido en cada instante según el vector velocidad aerodinámica del avión  $V$  y en su mismo sentido
  - el eje  $Z_w$  está situado en el plano de simetría del avión, perpendicular a  $X_w$  y orientado hacia abajo en la actitud normal de vuelo del avión,
  - el eje  $Y_w$  completa el triedro.
- **Sistema de ejes velocidad ( $O_v X_v Y_v Z_v$ ):**
  - el origen  $O_v$  es un punto cualquiera del plano de simetría del avión (generalmente el centro de masas),
  - el eje  $X_v$  está dirigido en cada instante según el vector velocidad absoluta  $V_g$  y en su mismo sentido
  - el eje  $Y_v$  está situado en el plano horizontal, perpendicular a  $X_v$  y según el ala derecha del avión
  - el eje  $Z_v$  completa el triedro.

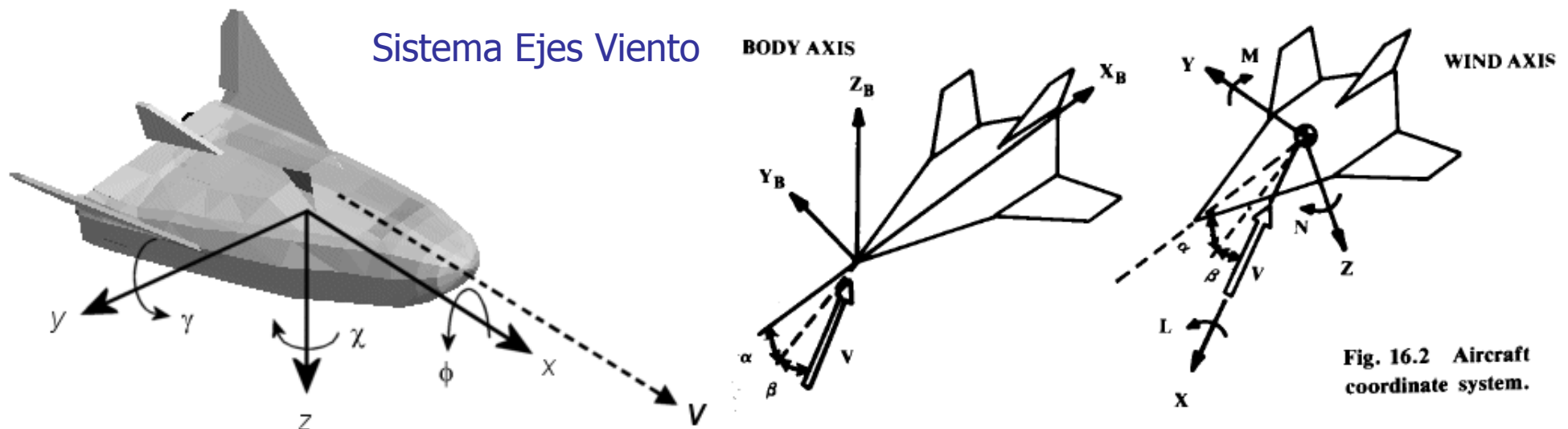
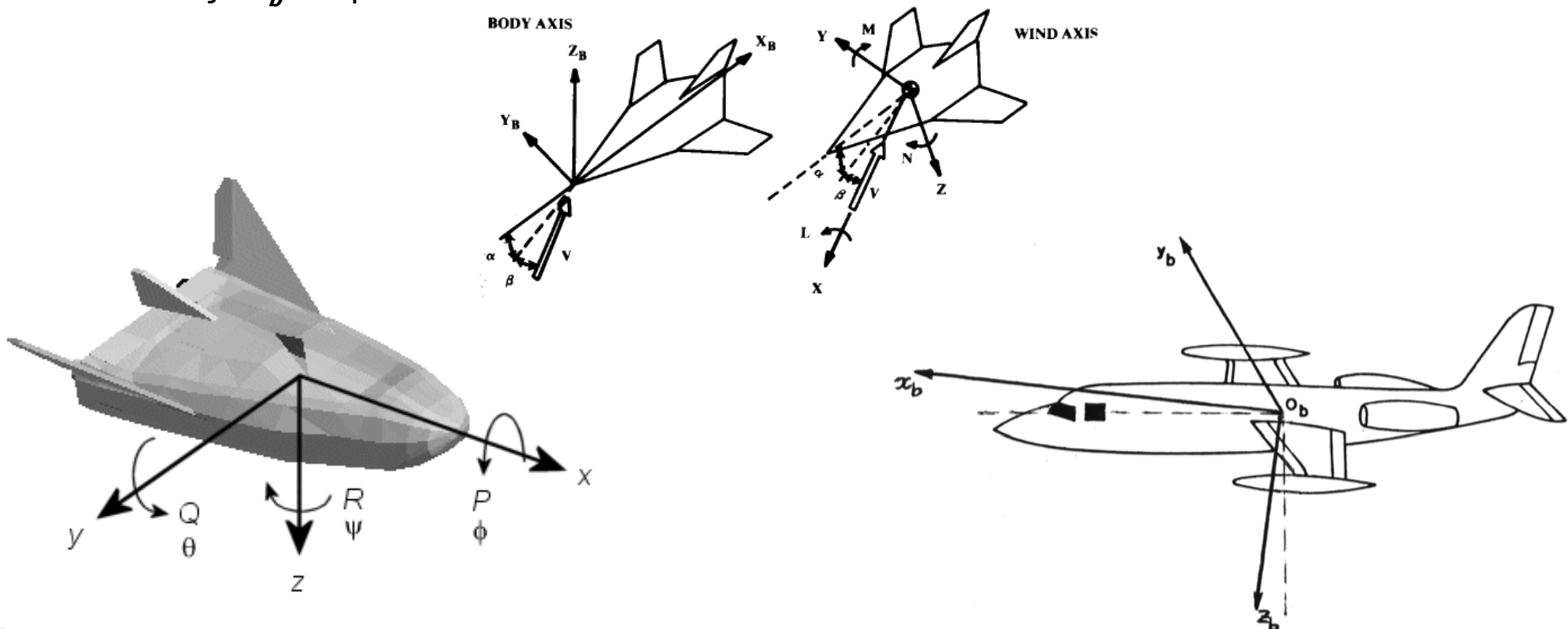


Fig. 16.2 Aircraft coordinate system.

# Sistemas de Coordenadas - III

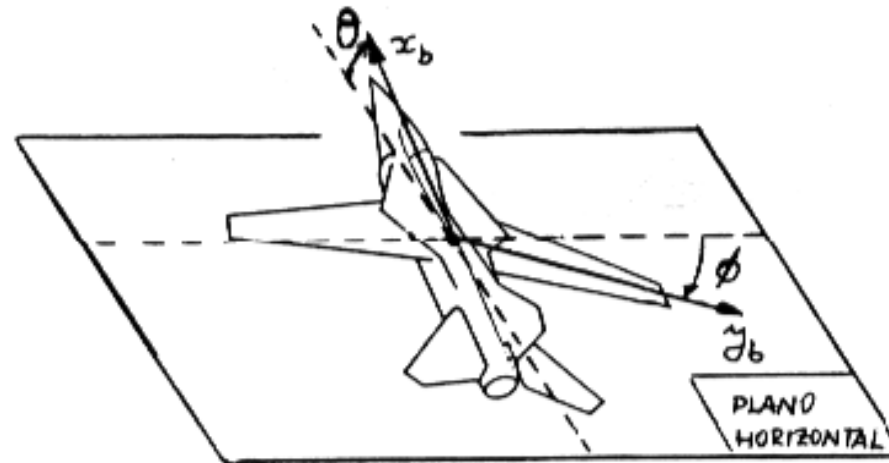
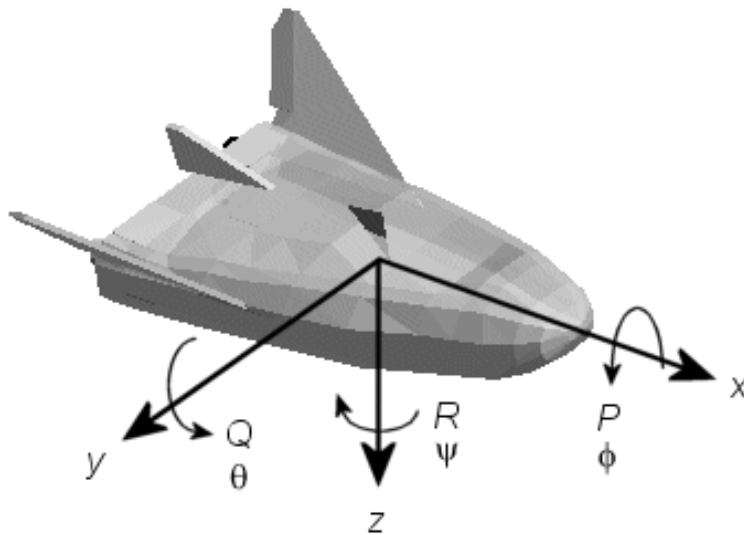
## ■ Sistema de ejes cuerpo ( $O_b X_b Y_b Z_b$ ):

- este sistema es fijo respecto del avión
- el origen  $O_b$  es el centro de masas del avión
- el eje  $X_b$  está contenido en el plano de simetría y positivo hacia adelante,
- el eje  $Z_b$  está contenido en el plano de simetría, perpendicular a  $X_b$  y positivo hacia abajo en la actitud normal de vuelo,
- el eje  $Y_b$  completa el triedro.

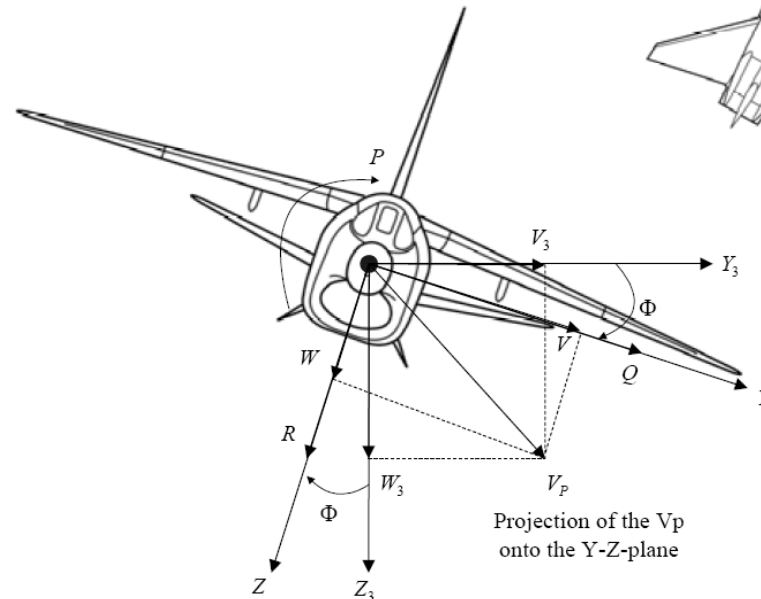
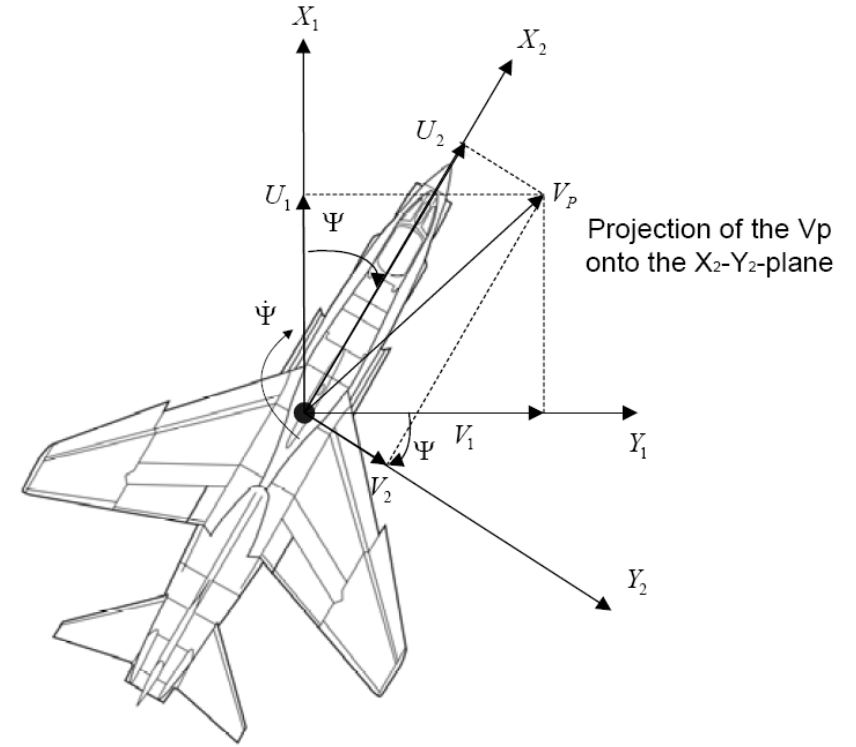
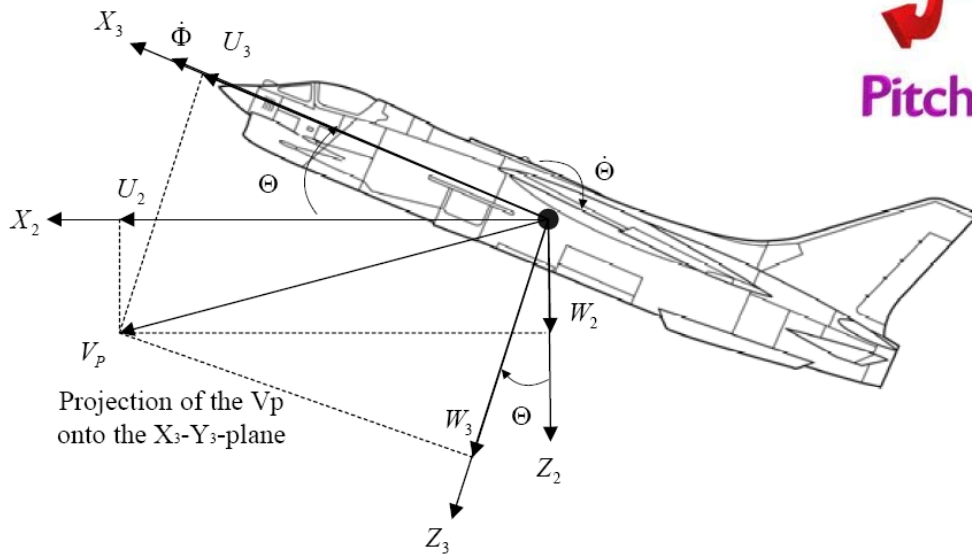


# Actitud del Avión - I

- Ángulos que definen la actitud de la aeronave:
  - Ángulo de asiento  $\theta$ :
    - el ángulo formado por el eje  $X_b$  y el plano horizontal.
  - Ángulo de balance  $\phi$ :
    - el ángulo formado por el eje  $Y_b$  y el plano horizontal.
  - Ángulo de guiñada  $\psi$ :
    - el ángulo formado por la proyección de  $X_b$  sobre el plano horizontal y la dirección de referencia  $X_h$



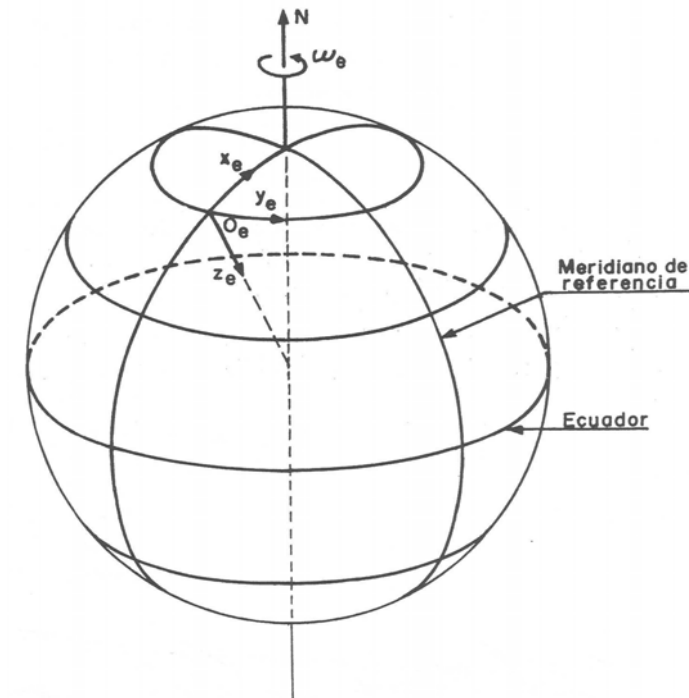
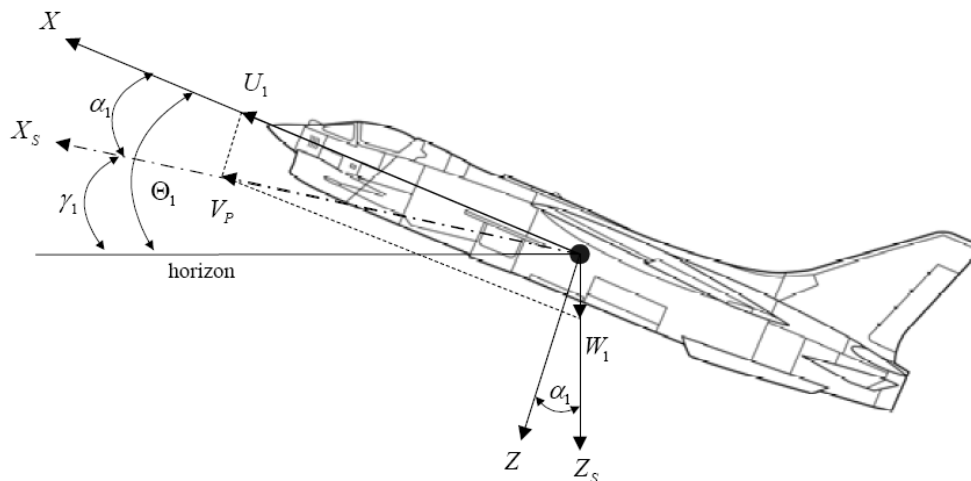
# Actitud del Avión - II





# Actitud del Avión - III

- Ángulos que definen la orientación de la trayectoria del avión.
  - Ángulo de asiento de la velocidad o de trayectoria  $\gamma$ :
    - el ángulo formado por la velocidad  $V_g$  y el plano horizontal.
  - Ángulo de guiñada de la velocidad o de rumbo  $\chi$ :
    - el ángulo formado por la proyección de  $V_g$  sobre el plano horizontal y la dirección de referencia  $X_H$ .
- Ángulo de balance de la velocidad  $\mu$ :
  - el ángulo formado por el plano  $x_w z_w$  (plano  $LD$ ) con el plano vertical que contiene a  $x_w$ .



# Actitud del Avión - IV

- Ángulo de ataque  $\alpha$ :
  - el ángulo que forma la proyección de  $V$  sobre el plano de simetría del avión con el eje  $x_b$ .
- Angulo de resbalamiento  $\beta$ :
  - el ángulo que forma el vector  $V$  con el plano de simetría del avión.
- Los ángulos  $\alpha$  y  $\beta$  – definen la orientación del sistema de ejes cuerpo respecto al de ejes viento
  - definen la orientación del viento incidente respecto del avión.

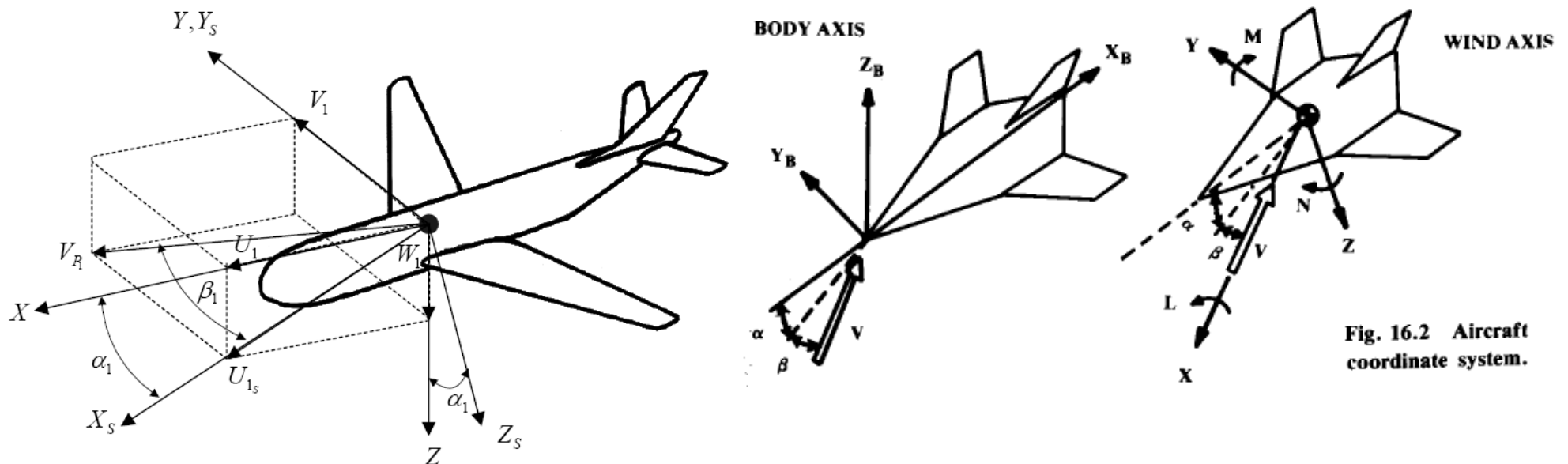
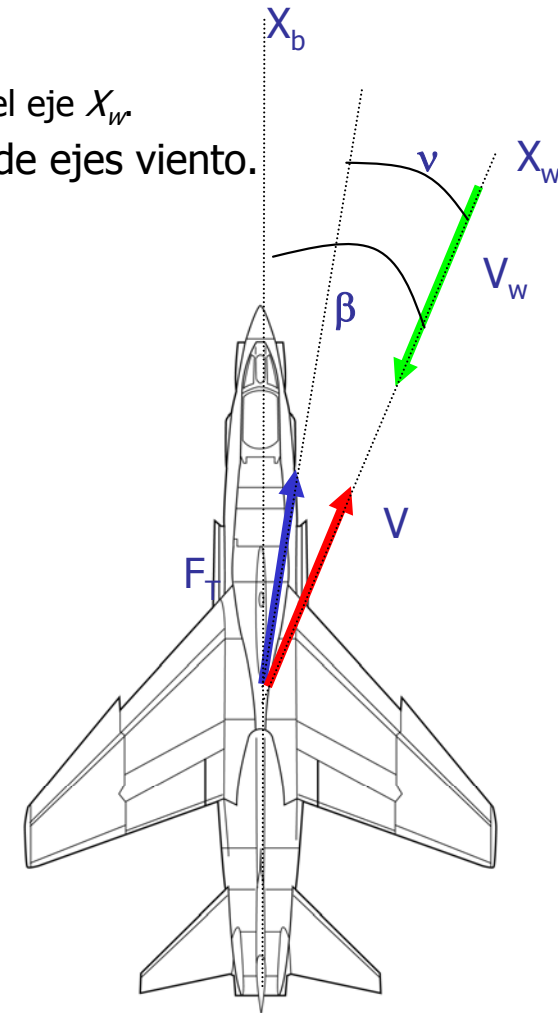
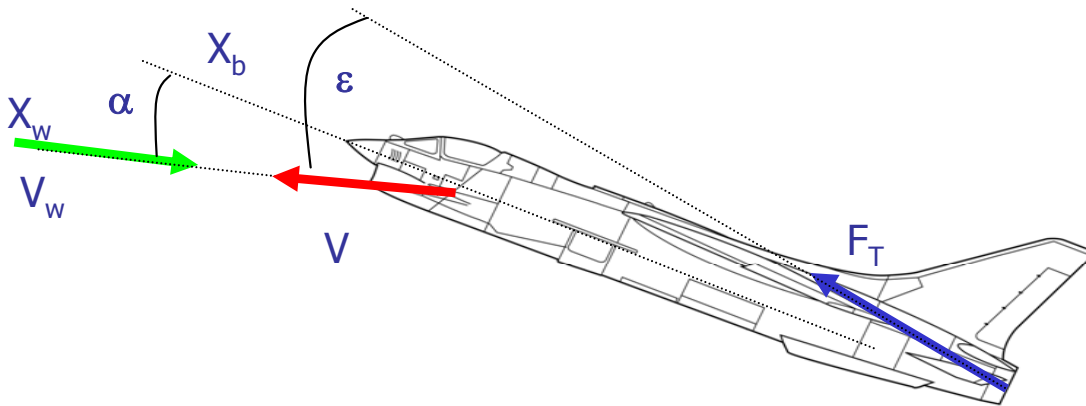


Fig. 16.2 Aircraft coordinate system.

# Actitud del Avión - V

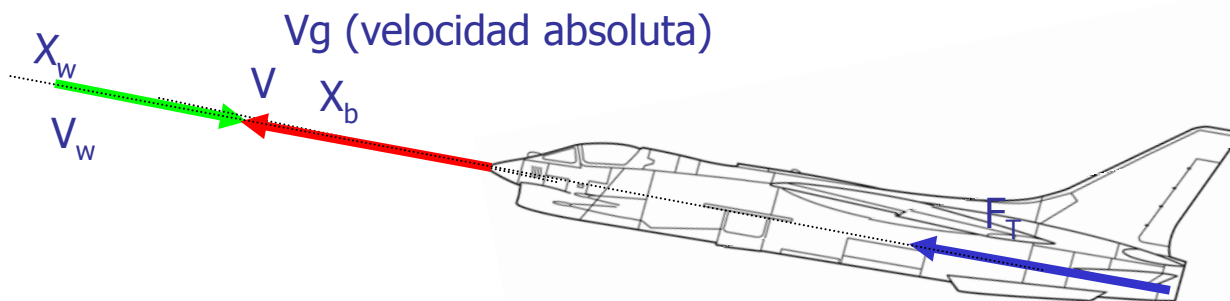
- Ángulo de ataque del empuje  $\varepsilon$ :
  - el ángulo que forma  $F_T$  con el plano  $X_w Y_w$
- Ángulo de resbalamiento del empuje  $\nu$ :
  - el ángulo que forma la proyección de  $F_T$  sobre el plano  $X_w Y_w$  con el eje  $X_w$
- Los ángulos  $\varepsilon$  y  $\nu$  definen la orientación del empuje respecto de ejes viento.
  - $\mathbf{V}_g$  – velocidad absoluta
  - $\mathbf{V}$  – Velocidad aerodinámica
  - $\mathbf{V}_w$  – velocidad del viento

$$\mathbf{V}_g = \mathbf{V} - \mathbf{V}_w$$



# Vuelo Simétrico - I

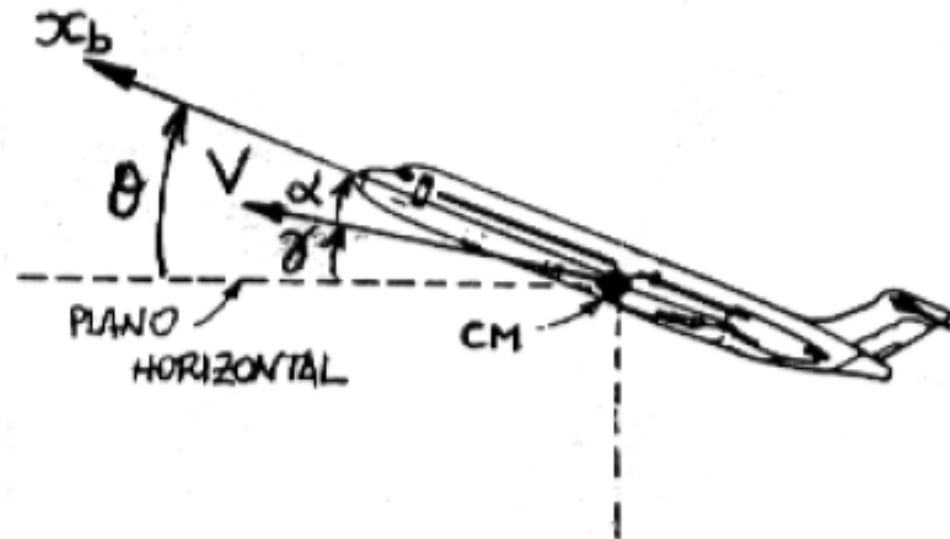
- Se dice que un avión está en **vuelo simétrico** si la **velocidad aerodinámica  $V$**  y la **fuerza propulsiva  $F_T$**  están contenidos en el plano de simetría del avión.
- En tal caso se tienen las siguientes propiedades:
  - el plano  $X_w Z_w$  (plano  $LD$ ) coincide con el plano de simetría del avión:
    - $\beta = \mu = 0$
    - $\alpha$  es el ángulo formado por  $V$  y el eje  $X_b$
    - $\varepsilon$  es el ángulo formado por  $F_T$  y  $V$
    - los ejes  $Y_w$  e  $Y_b$  coinciden.
- Considerando que el sistema de ejes tierra es inercial, cuando se supone que no hay viento, es decir, que el aire está en calma, se verifican las siguientes propiedades:
  - $V_g = V$ ,
  - los ejes  $X_v$  y  $X_w$  coinciden.



# Vuelo Simétrico - II

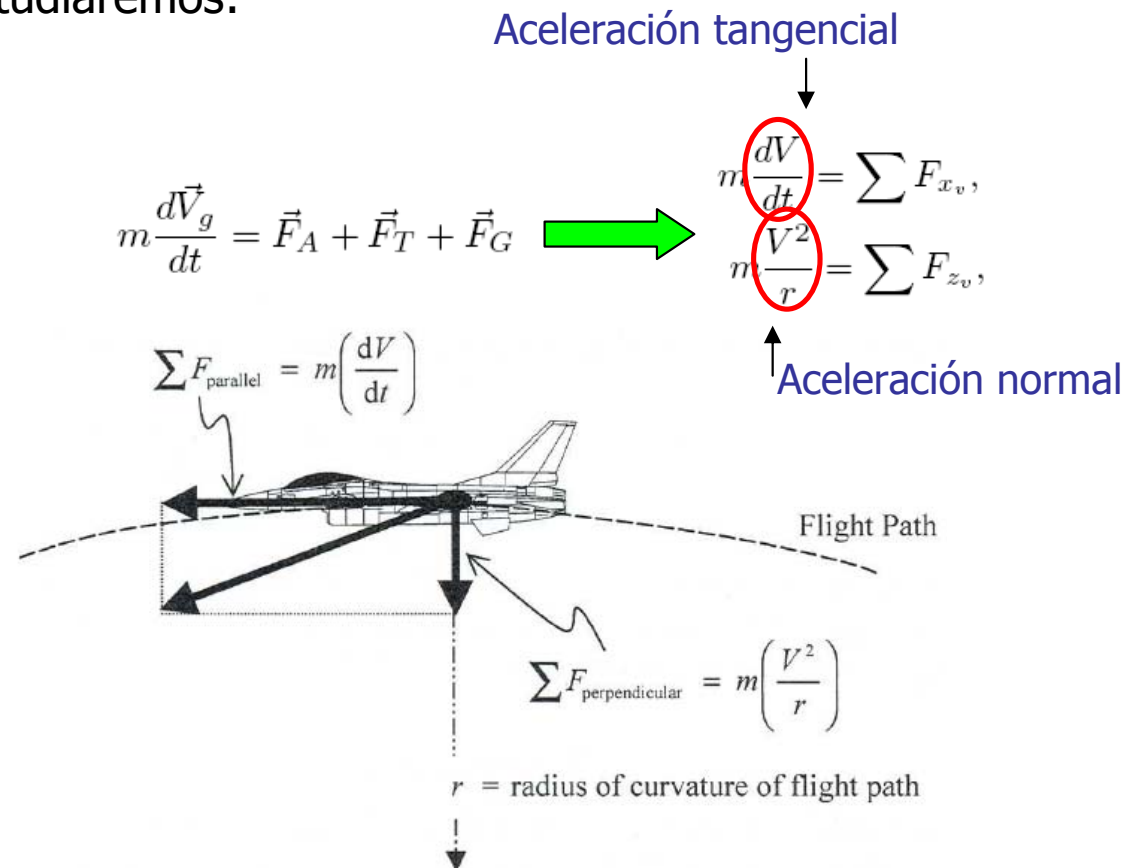
- En este curso se analizan las actuaciones del avión bajo las siguientes condiciones generales:
  - aire en calma,
  - vuelo simétrico,
  - $\varepsilon=0$  : el empuje va según la dirección de V.
- En estas condiciones se verifica

$$\theta = \alpha + \gamma$$



# Vuelo Simétrico en el Plano Vertical - I

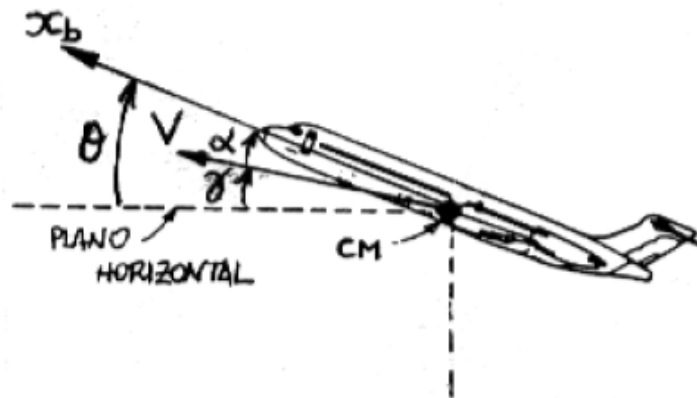
- En esta condición de vuelo el centro de masas del avión siempre se mueve en el plano vertical, y debe ser  $\mu = 0$ .
- El plano de simetría del avión coincide con el plano vertical.
- Los ejes viento y los ejes velocidad coinciden.
- Las ecuaciones del movimiento, según ejes velocidad son
- Diferentes vuelos simétricos que estudiaremos:
  - **Vuelo rectilíneo uniforme**
  - **Vuelo horizontal**
  - **Subida y descenso**
  - **Planeo**
  - **Viraje circular uniforme**



# Vuelo Simétrico PV - Vuelo rectilíneo uniforme

- Vuelo Rectilíneo y Uniforme:
  - No existe la aceleración centrípeta ( $\gamma=0$ )
  - No existe aceleración tangencial ( $V=\text{constante}$ )

$$m \frac{d\vec{V}_g}{dt} = \vec{F}_A + \vec{F}_T + \vec{F}_G \quad \longrightarrow \quad \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= \sum F_{x_v}, \\ m \frac{V^2}{r} &= \sum F_{z_v}, \end{aligned} \quad \longrightarrow \quad \begin{aligned} \sum F_{x_v} &= 0, \\ \sum F_{z_v} &= 0. \end{aligned}$$



# Vuelo Simétrico PV – Vuelo horizontal - I

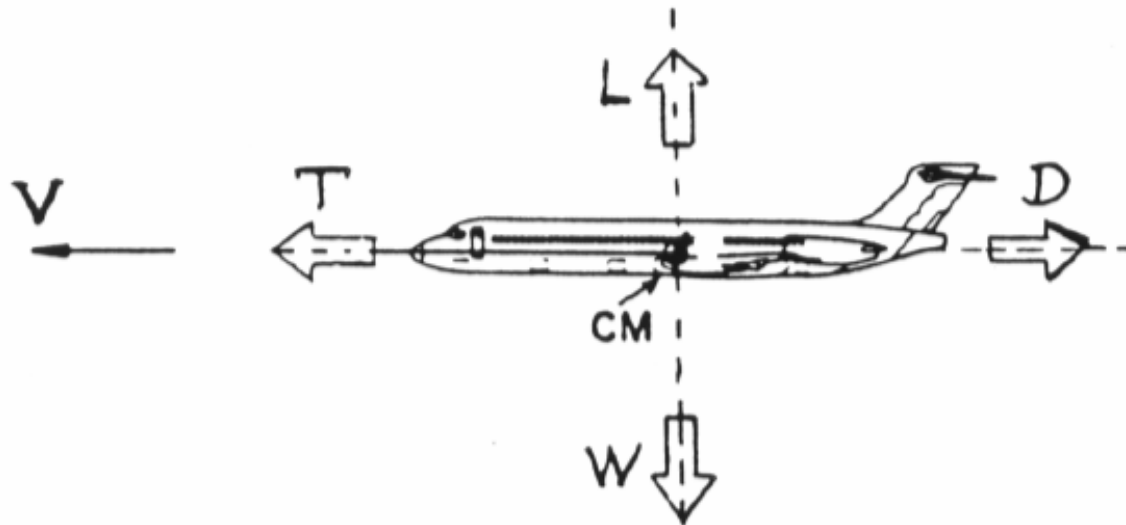
- Vuelo horizontal:
  - No existe la aceleración centrípeta ( $\gamma=0$ )

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= \sum F_{x_v}, \\ m \frac{V^2}{r} &= \sum F_{z_v}, \end{aligned}$$

$L = W,$   
 $T = D,$

- El factor de carga se define como
  - En vuelo horizontal  $n=1$

$$n = \frac{L}{W};$$

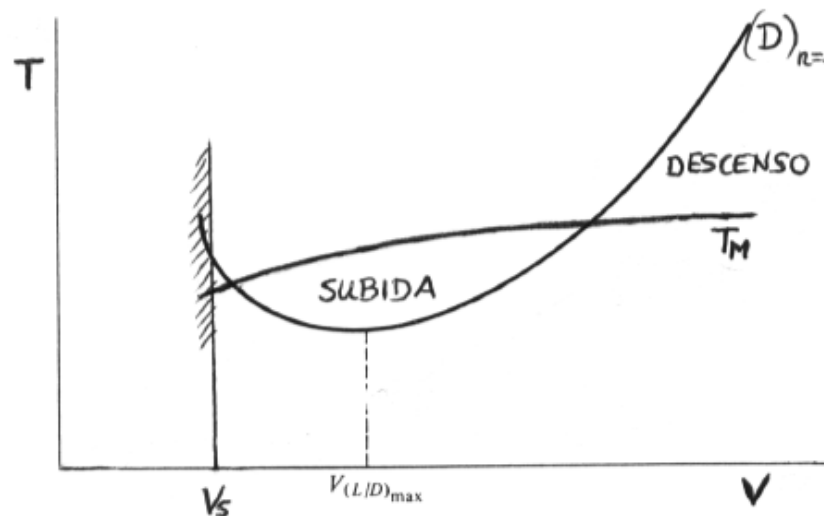




# Vuelo Simétrico PV – Vuelo horizontal - II

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2, \quad \longrightarrow \quad \begin{array}{l} L = W, \\ T = D, \end{array} \quad \longrightarrow \quad \begin{array}{l} \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L(\alpha) = W, \\ \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2W^2}{\rho V^2 S} = T, \end{array}$$

- La primera ecuación:
  - Define la relación existente entre la velocidad de vuelo y el ángulo de ataque:
  - Para incrementar  $V$  es necesario disminuir  $\alpha$
- La segunda ecuación:
  - Proporciona el empuje necesario en función de la velocidad de vuelo
  - También indica que para cada valor del empuje suministrado por el motor existen dos posibles velocidades de vuelo:
    - en la práctica la velocidad de vuelo es la más grande de las dos.



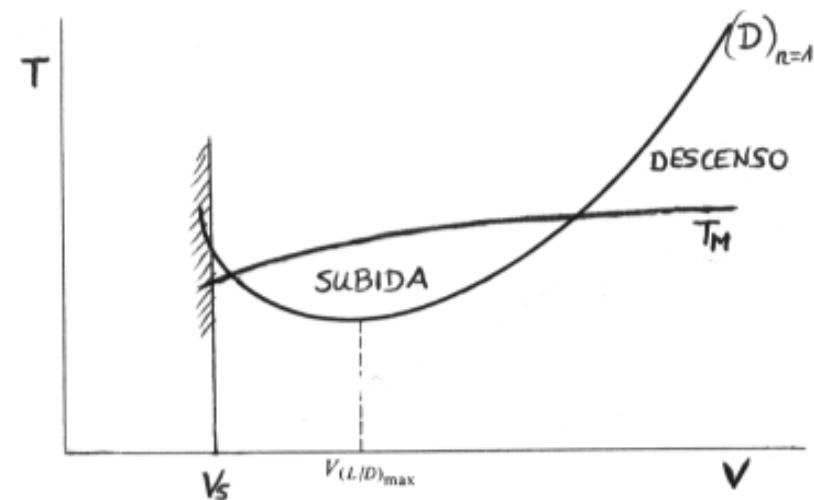
# Vuelo Simétrico PV – Vuelo horizontal - III

- El empuje necesario para vuelo horizontal será mínimo cuando la eficiencia aerodinámica sea máxima

$$\begin{array}{l} L = W, \\ T = D, \end{array} \quad \longrightarrow \quad T = \frac{W}{E},$$

- La velocidad mínima de vuelo a cada altura viene dada por la velocidad de entrada de pérdida  $V_s$
- La velocidad máxima a cada altura se obtiene con la condición de empuje suministrado máximo (a esa altura).
  - El empuje varia con la altura y con la velocidad

$$W = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S C_L, \quad \longrightarrow \quad V_s = \left( \frac{2W}{\rho C_{L_{max}}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

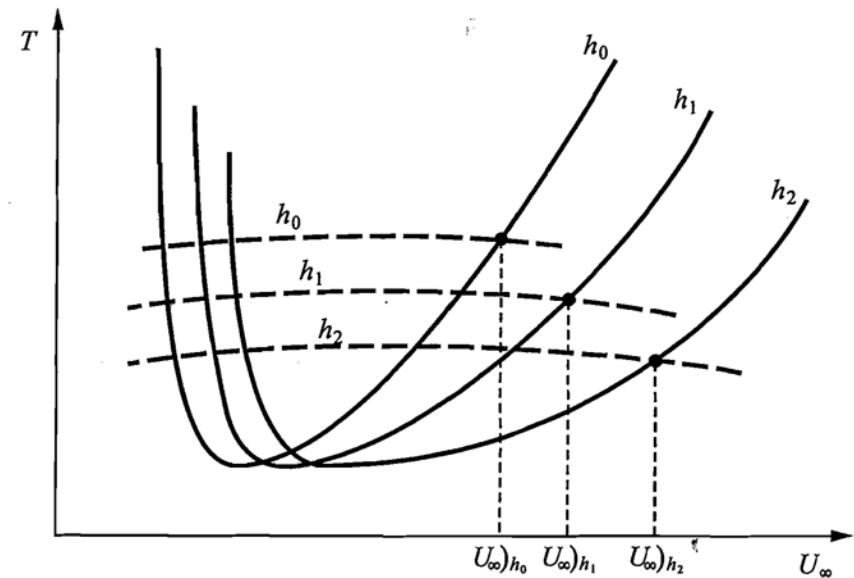
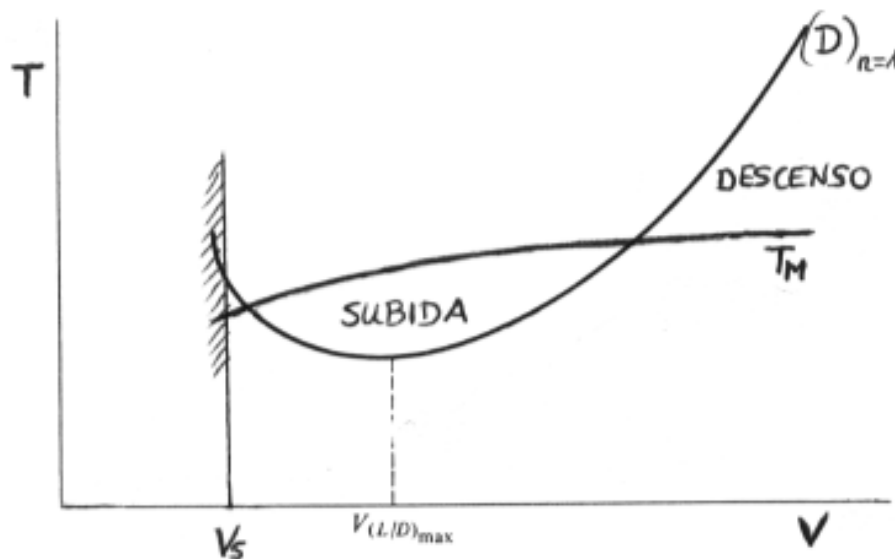


# Vuelo Simétrico PV – Vuelo horizontal - IV

## ■ Techo Teórico:

- Es la máxima altitud para la que es posible el vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, para un peso y una configuración dados.
- Viene determinado por la condición de que el empuje máximo suministrado por el motor sea igual al empuje mínimo necesario para vuelo horizontal.
- El empuje del motor depende de la altitud de vuelo, es necesario conocer esta característica del motor para calcular dicho techo teórico
  - Se desarrollará en la asignatura de Sistemas de Propulsión.

- **HTLM**



# Vuelo Simétrico PV – Subida y descenso - I

- Subida y Descenso:

- La condición de subida o descenso es  $\gamma = \text{constante} \neq 0$
- Factor de carga

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_{x_v},$$
$$m \frac{V^2}{r} = \sum F_{z_v},$$

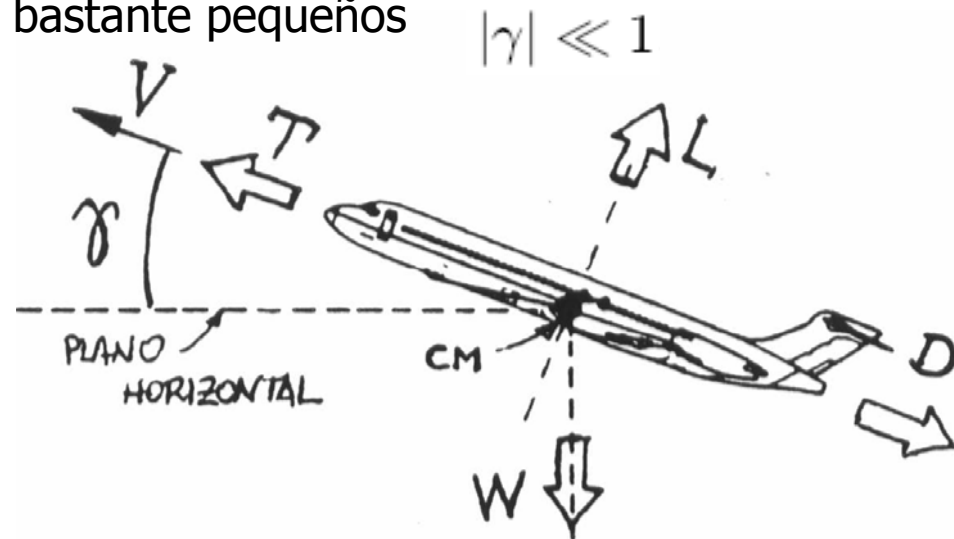


$$L = W \cos \gamma,$$
$$T = D + W \sin \gamma,$$



$$n = \cos \gamma,$$

- El factor de carga  $n < 1$ .
- Se utiliza la aproximación del ángulo pequeño lo cual simplifica notablemente el problema.
- Para el caso de subida y bajada de aviones esto es bastante común ya que los ángulos de subida y bajada son bastante pequeños



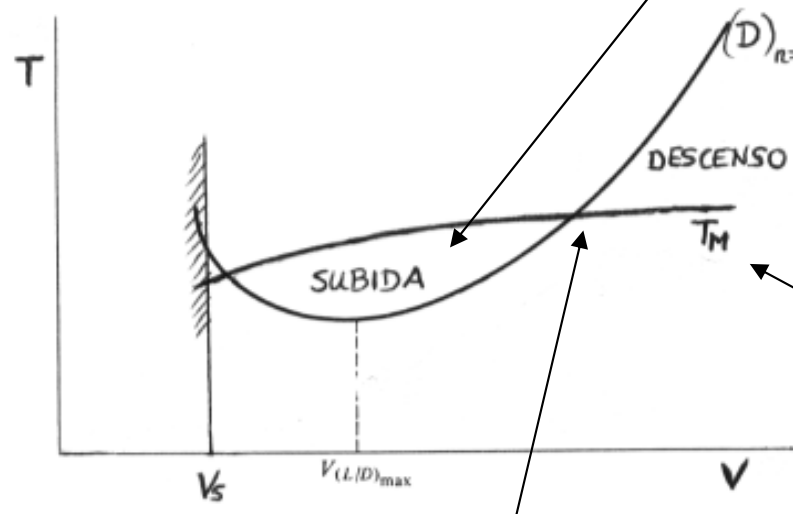
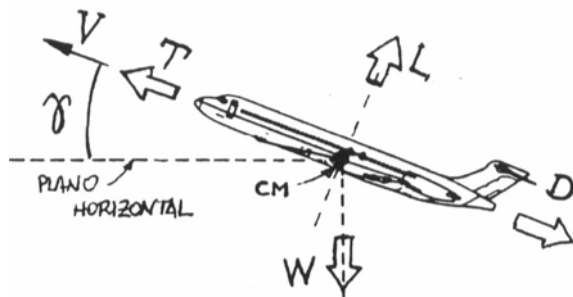
# Vuelo Simétrico PV – Subida y descenso - II

$$|\gamma| \ll 1 \quad \begin{matrix} \rightarrow \\ L = W \cos \gamma, \\ T = D + W \sin \gamma, \end{matrix} \quad \begin{matrix} \rightarrow \\ L \approx W, \\ \gamma \approx \frac{T - D}{W}. \end{matrix} \quad \begin{matrix} \rightarrow \\ \gamma \approx \frac{1}{W} \left[ T - \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2W^2}{\rho V^2 S} \right) \right] \end{matrix}$$

■ Esta ecuación proporciona:

- un relación empírica del empuje necesario para mantener, a una altura dada, una subida uniforme, definida por  $\gamma$  y  $V$
- indica el valor de  $\gamma$  para cada valor del empuje suministrado por el motor, a una velocidad dada:
  - el ángulo de asiento de velocidad de un avión es controlado mediante el empuje de su grupo motopropulsor.

**el empuje necesario para vuelo horizontal, a una altura dada**



**el empuje necesario para vuelo horizontal, a una altura dada**

**el empuje suministrado por el grupo motopropulsor**

**Variación del empuje con la velocidad**

# Vuelo Simétrico PV – Subida y descenso - III

- La velocidad ascensional,  $V_{ar}$ , se define como la altura ganada por el avión (o perdida, si desciende) por unidad de tiempo:

$$V_a = \frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \approx V \gamma, \quad \leftarrow \quad \gamma \approx \frac{1}{W} \left[ T - \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2W^2}{\rho V^2 S} \right) \right]$$

*altura*

- Se desprecia la variación local de la densidad con la altura en todo el análisis de la subida y descenso.

# Vuelo Simétrico PV – Planeo - I

## ■ Planeo:

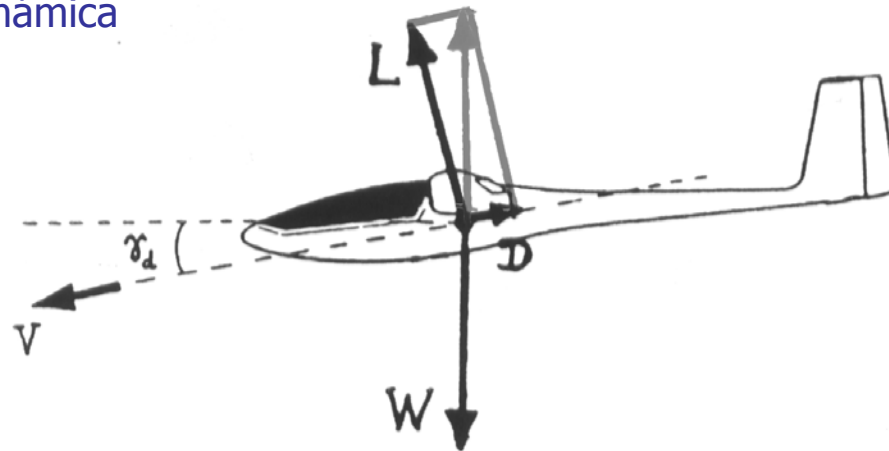
- El planeo es un caso particular de descenso, aquél en que el empuje suministrado es nulo.
- Las ecuaciones del movimiento son

$$\begin{aligned} L &= W \cos \gamma_d, \\ D &= W \sin \gamma_d, \end{aligned} \quad \longrightarrow \quad \gamma_d = -\gamma \quad \text{Ángulo de planeo (descenso)}$$

- Estas expresiones indican que, para tener una condición de planeo uniforme, la fuerza aerodinámica debe ser vertical para equilibrar al peso.

$$\tan \gamma_d = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{E(\alpha)}$$

Eficiencia aerodinámica



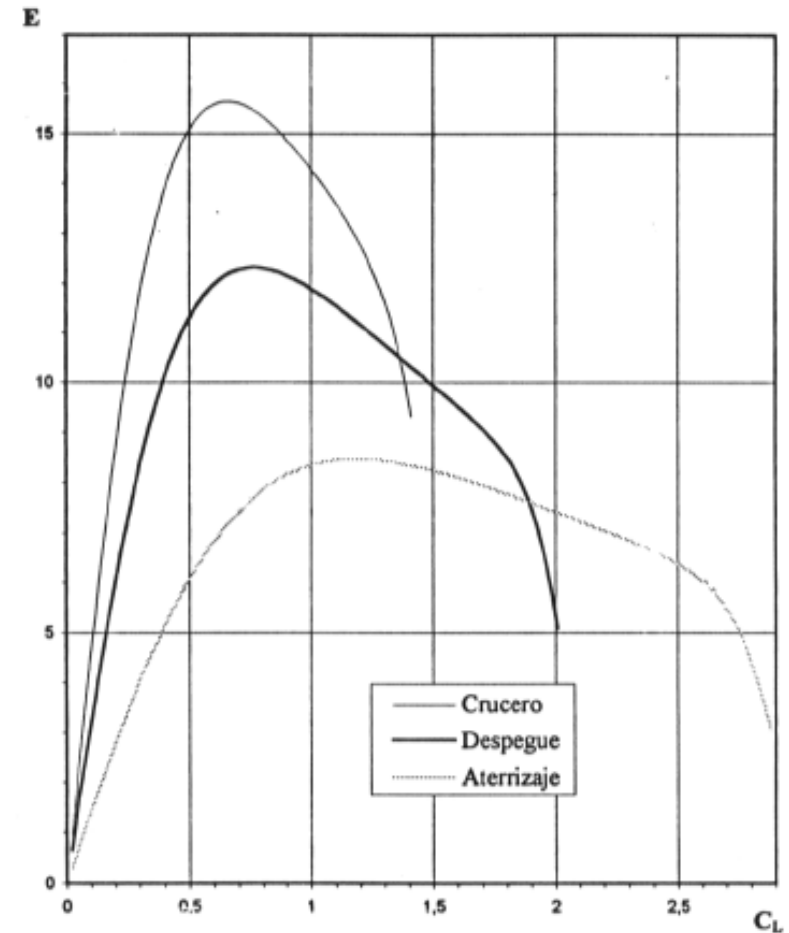
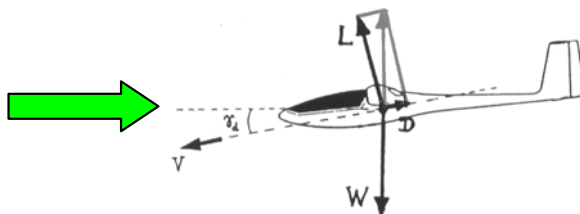
# Vuelo Simétrico PV – Planeo - II

- Si se considera el caso en el que  $\gamma_d \ll 1$ , lo cual es adecuado cuando  $E$  es grande (los veleros) por tanto, las ecuaciones del planeo se reducen a

$$\begin{aligned} L &= W \cos \gamma_d, & \longrightarrow & \longrightarrow & L &\approx W, & \longrightarrow & \longrightarrow & \gamma_d &\approx \frac{1}{E(\alpha)}. \\ D &= W \sin \gamma_d, & & & D &\approx W \gamma_d, & & & & \end{aligned}$$

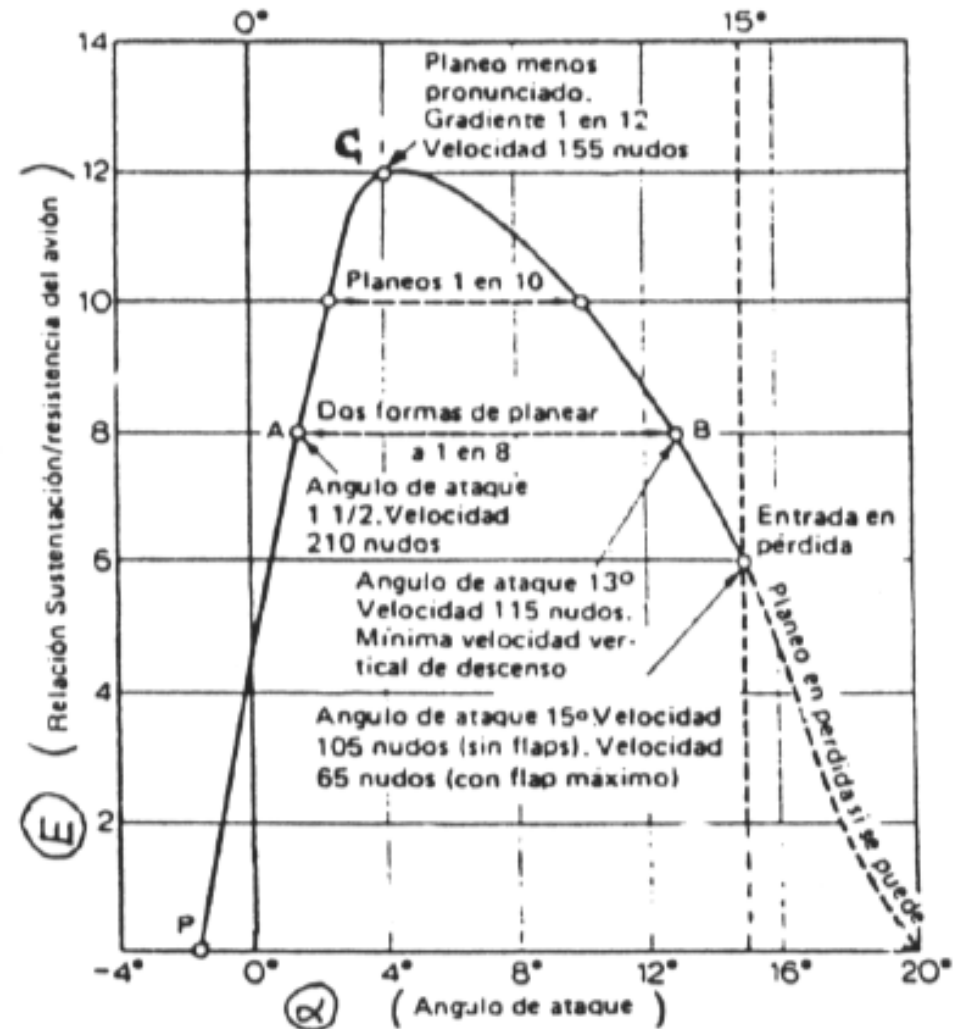
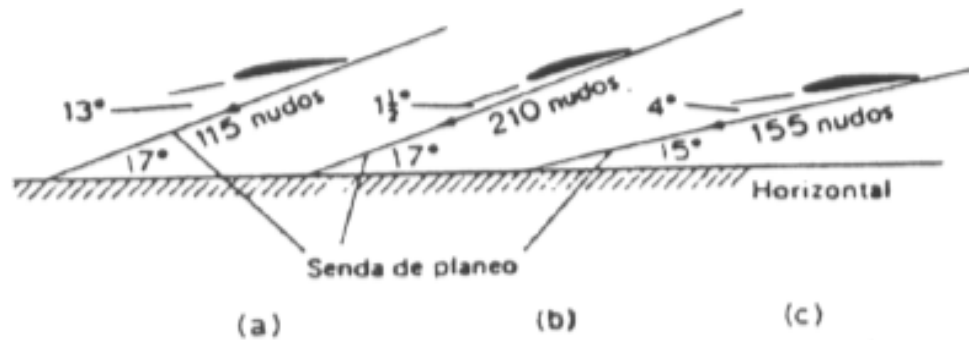
- La eficiencia aerodinámica depende del ángulo de ataque, por lo que se tiene que, en general, para una eficiencia aerodinámica dada existen dos condiciones de planeo distintas.
  - El ángulo de planeo mínimo está definido por la eficiencia máxima.
    - Para cada avión existe una eficiencia aerodinámica máxima por lo que el ángulo de planeo mínimo es a su vez una característica propia de cada avión

$$\gamma_{d_{min}} \approx \frac{1}{E_{max}}$$





# Vuelo Simétrico PV – Planeo - III



# Vuelo Simétrico PV – Planeo - IV

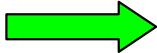
- La velocidad de descenso del planeador,  $V_d$  esto es, la altura perdida por unidad de tiempo, viene dada por

$$V_d = V \sin \gamma_d \approx V \gamma_d.$$


- La velocidad de descenso mínima se puede obtener derivando la ecuación anterior respecto de  $V$ .

$$V_d = V \sin \gamma_d \approx V \gamma_d$$

$L \approx W,$   
 $D \approx W \gamma_d,$


$$V_d = V \frac{1}{W} \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2W^2}{\rho V^2 S} \right)$$

- Esta ecuación puede escribirse en la forma


$$V_{d_{min}} = \frac{2}{3^{\frac{3}{4}}} \frac{1}{E_{max}} \left( \frac{2W}{\rho S C_{L_{opt}}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

# Vuelo Simétrico PV – Viraje circular uniforme - I

- El viraje circular uniforme presenta las siguientes características:
  - $V = \text{constante}$ , por lo que no existe aceleración lineal
  - La velocidad angular (ángulo girado por el avión en el plano vertical por unidad de tiempo)
 
$$\omega \equiv \dot{\gamma} = \text{const.}$$

- Si es  $R$  el radio de curvatura del viraje y  $V$  es la velocidad, la velocidad angular es
 
$$\omega = V/R$$

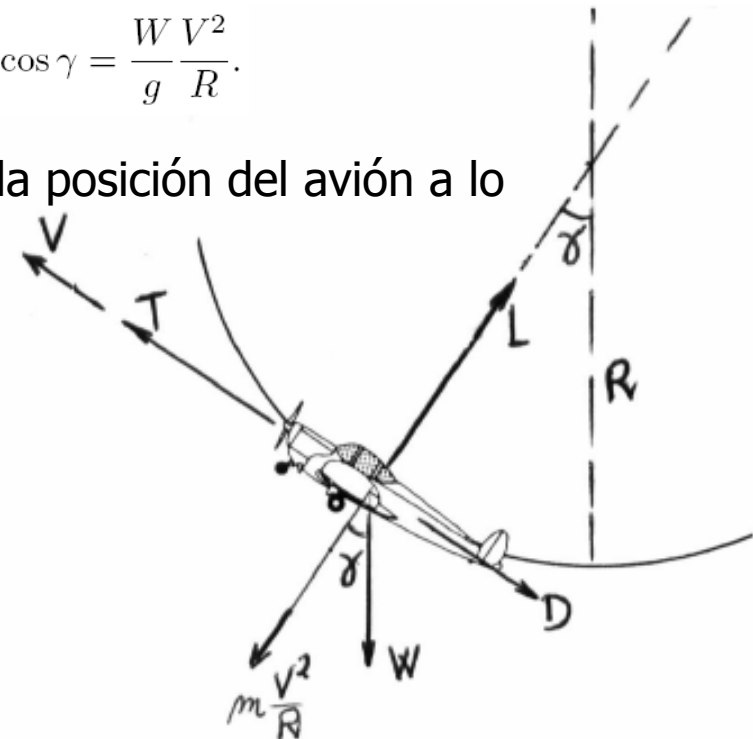
- Las ecuaciones del movimiento son pues

$$\begin{aligned} \sum F_{x_v} &= 0, \\ \sum F_{z_v} &= m \frac{V^2}{R}, \end{aligned} \quad \longrightarrow \quad \begin{aligned} T - D - W \sin \gamma &= 0, \\ L - W \cos \gamma &= \frac{W}{g} \frac{V^2}{R}. \end{aligned}$$

- El ángulo de asiento de la velocidad ( $\gamma$ ) varía con la posición del avión a lo largo de la trayectoria:

- varía con el tiempo, en la forma:  $\gamma = \omega t$ .
- El factor de carga viene ahora dado por

$$L - W \cos \gamma = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} \quad \longrightarrow \quad n = \cos \gamma + \frac{V^2}{gR}.$$



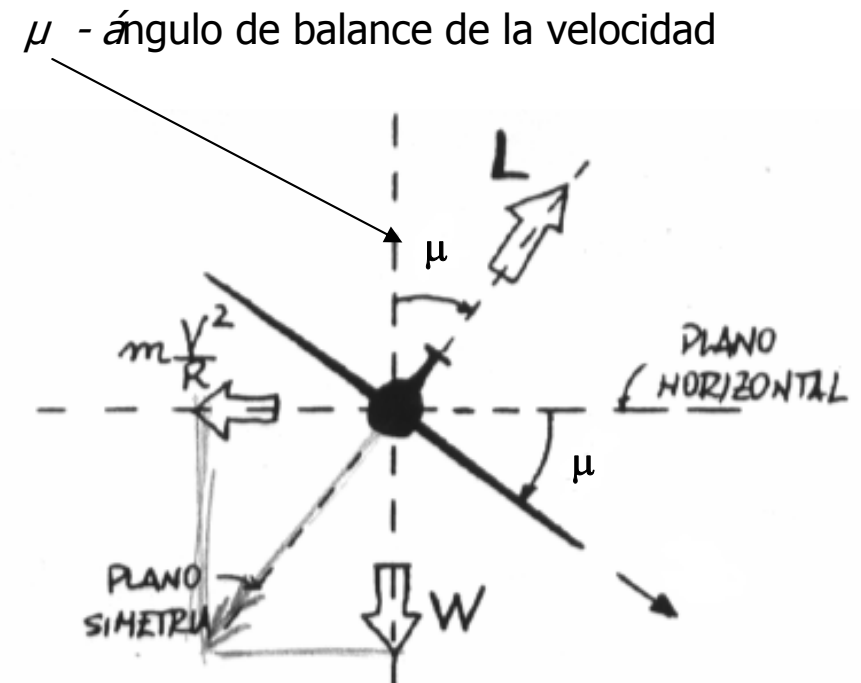
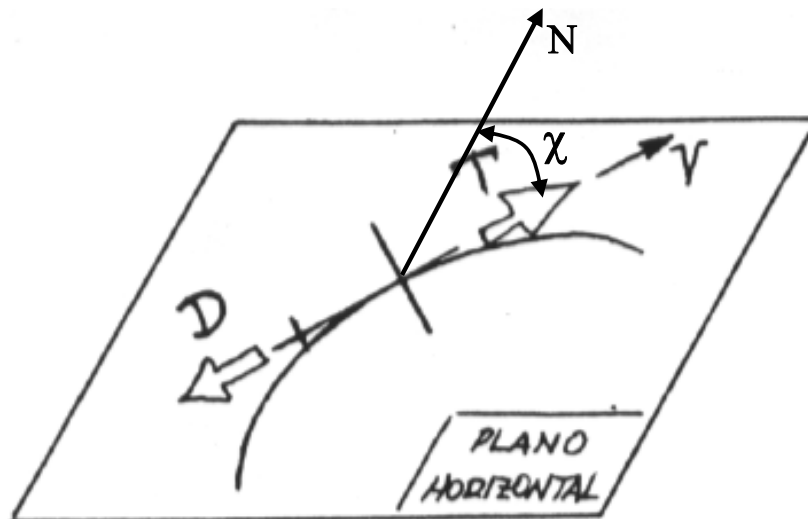
# Vuelo Simétrico en el Plano Horizontal

- En esta condición de vuelo el centro de masas del avión siempre se mueve en el plano horizontal.
  - Se verifica  $\gamma = 0$  ( $h = \text{const}$ ).
- El plano  $x_v y_v$  coincide con el plano horizontal y el eje  $z_v$  es vertical.
- Las ecuaciones del movimiento, obtenidas particularizando la ecuación (5.6) según ejes velocidad, son

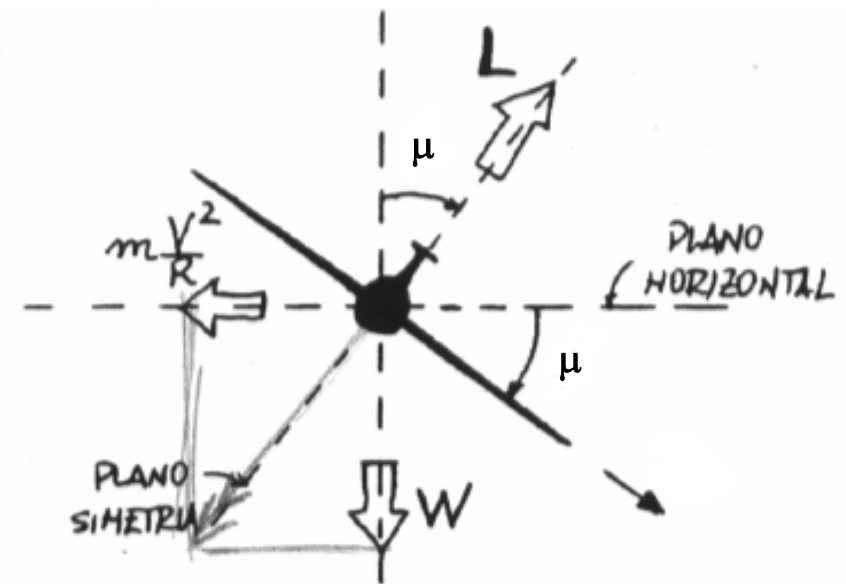
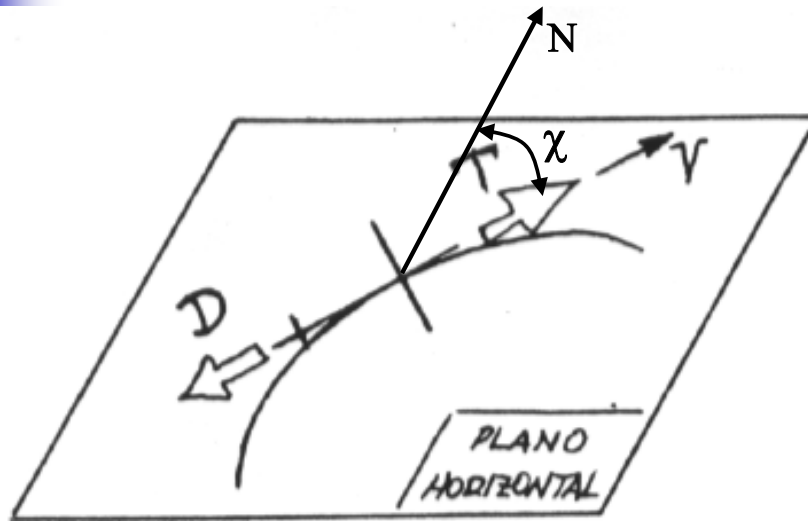
$$\begin{aligned}\sum F_{x_v} &= m \frac{dV}{dt} && \leftarrow \text{Aceleración tangencial} \\ \sum F_{y_v} &= m \frac{V^2}{r} && \leftarrow \text{Aceleración normal} \\ \sum F_{z_v} &= 0\end{aligned}$$

# Vuelo Simétrico PH – Viraje Circular Uniforme - I

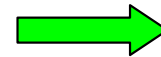
- Para curvar la trayectoria en un plano horizontal es necesario generar una fuerza normal a la misma y contenida en dicho plano.
  - La forma comúnmente empleada consiste en dar un ángulo de balance sin resbalamiento
    - la componente de la sustentación en el plano horizontal curva la trayectoria
    - sea.
  - Por ser el vuelo uniforme no existe aceleración tangencial  $V = const$
  - La velocidad angular  $\omega \equiv \dot{\chi} = const$ 
$$\mu > 0 \Rightarrow \chi > 0$$
  - Si es  $R$  el radio de curvatura del viraje, entonces la velocidad angular es  $\omega = V/R$ .
  - Las ecuaciones del movimiento son pues



# Vuelo Simétrico PH – Viraje Circular Uniforme - II



$$\begin{aligned}\sum F_{x_v} &= 0, \\ \sum F_{y_v} &= m \frac{V^2}{R}, \\ \sum F_{z_v} &= 0,\end{aligned}$$



$$\begin{aligned}T &= D, \\ L \sin \mu &= \frac{W V^2}{g R}, \\ L \cos \mu &= W.\end{aligned}$$

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2n^2 W^2}{\rho V^2 S},$$

$$\tan \mu = \frac{V^2}{gR},$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha) \cos \mu = W.$$

# Vuelo Simétrico PH – Viraje Circular Uniforme - III

- El factor de carga y el ángulo de balance de la velocidad están pues relacionados, de forma que si uno aumenta el otro también lo hace.

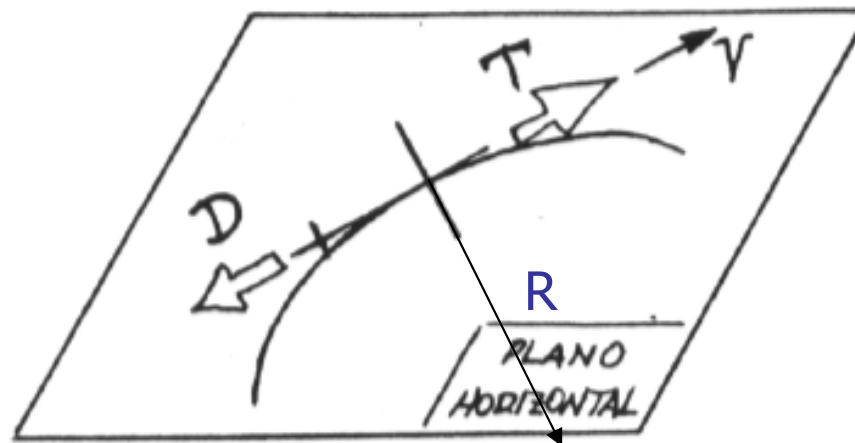
$$L \cos \mu = W. \quad \longrightarrow \quad n = \frac{1}{\cos \mu},$$

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2n^2 W^2}{\rho V^2 S},$$

- Proporciona el empuje necesario para mantener, a una altura dada, un viraje uniforme, definido por  $V$  y  $n$ .

$$\tan \mu = \frac{V^2}{gR},$$

- Define el radio de curvatura del viraje, dados  $\mu$  y  $V$ .



# Vuelo Simétrico PH – Viraje Circular Uniforme - IV

- Las ecuaciones que definen  $R$  y  $\omega$  también pueden escribirse de la forma siguiente

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}},$$

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V},$$

- para que el radio de curvatura sea lo menor posible, o la velocidad angular sea lo mayor posible, interesa que el factor de carga sea lo mayor posible y que la velocidad de vuelo sea lo menor posible.
- Comparando las ecuaciones del viraje horizontal con las del vuelo horizontal rectilíneo se deduce
  - para las mismas condiciones de vuelo y para la misma configuración,
    - $n$  y  $T$  son mayores en viraje,
    - el ángulo de ataque  $\alpha$  también es mayor en viraje.

## Vuelo horizontal rectilíneo uniforme

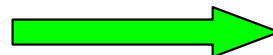
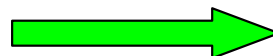
$$L = W,$$

$$T = D,$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_{D_0} + k \frac{2W^2}{\rho V^2 S} = T,$$

$$n = \frac{L}{W};$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L(\alpha) = W,$$



## Viraje horizontal

$$T = D,$$

$$L \sin \mu = \frac{W V^2}{g R},$$

$$L \cos \mu = W.$$

$$T = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_{D_0} + k \frac{2n^2 W^2}{\rho V^2 S},$$

$$n = \frac{1}{\cos \mu},$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 SC_L(\alpha) \cos \mu = W. \quad \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L(\alpha) \frac{1}{n} = W.$$



# Actuaciones Integrales - I

- El problema de las actuaciones integrales de un avión es el estudio del movimiento del avión entre los puntos inicial y final de su trayectoria, para una carga de combustible dada:
  - es decir, la trayectoria del avión es analizada de forma global.
- La trayectoria viene definida por la siguiente relación cinemática con respecto a un sistema inercial  $\frac{d\vec{x}}{dt} = \vec{V}_g$  ← Velocidad total (ground speed)
- Se van a considerar dos actuaciones integrales concretas, en vuelo simétrico, horizontal, rectilíneo y con el aire en calma ( $V_g = V$ ):
  - Alcance: distancia recorrida respecto a tierra.
  - Autonomía: tiempo que la aeronave se mantiene en vuelo.
- Las ecuaciones del movimiento son  $L = W$  y  $D = T$ , ecuaciones en las que se desprecian las fuerzas de inercia debidas a las variaciones de  $V$  con el tiempo, caso de haberlas.

# Actuaciones Integrales - II

- El peso del avión en un instante dado puede escribirse de la siguiente forma:

$$W(t) = W_S + W_F(t),$$

- $W_S$  es el peso fijo (estructura, tripulación, etc.)
- $W_F(t)$  es el peso de combustible en dicho instante.
- El peso total disminuye con el tiempo debido al consumo de combustible.
- El parámetro que define el consumo del motor es el consumo específico,  $c_E$  viene dado por:

- definido para un turbojet:

- peso de combustible consumido por unidad de tiempo y por unidad de empuje suministrado.

$$c_E = \frac{1}{T} \left( - \frac{dW_F}{dt} \right)$$

- definido para aviones propulsados por hélice con motor alternativo:

- peso de combustible consumido por unidad de tiempo y por unidad de potencia generada.

# Actuaciones Integrales - III

- Las ecuaciones que describen la variación de la distancia recorrida y del peso del avión con el tiempo son:

Variación de la distancia recorrida y del peso con el tiempo

$$\frac{dx}{dt} = V,$$

$$\frac{dW}{dt} = -c_E T,$$

Se toma el peso del avión como variable independiente

$$\frac{dx}{dW} = -\frac{V}{c_E T},$$

$$\frac{dt}{dW} = -\frac{1}{c_E T}.$$

Integran entre peso inicial y final

$$x_A = -\int_{W_i}^{W_f} \frac{V}{c_E} E \frac{dW}{W},$$

$$t_A = -\int_{W_i}^{W_f} \frac{1}{c_E} E \frac{dW}{W},$$

Alcance

Autonomía

- La definición de eficiencia aerodinámica se tiene cuenta.
  - cuanto menor sea  $c_E$  y cuanto mayor sea la eficiencia aerodinámica, mayores serán el alcance y la autonomía.
- Para calcular las integrales es necesario especificar un programa de vuelo (*ley de pilotaje*), en el que se defina la variación de las variables  $V$ ,  $E$  y  $c_E$  con  $W$ .
- Un ejemplo sencillo consiste en:
  - considerar  $c_E$  constante
  - volar a Angulo de ataque constante
    - en tal caso hay que variar el empuje durante el vuelo.

# Actuaciones Integrales – Autonomía - I

- Autonomía en vuelo con ángulo de ataque constante:

- La condición de vuelo  $\alpha = const$  equivale a  $C_L = const$
- $C_L = const$  equivale a tiene  $C_D = const$
- $E = const$ .
- Se supone además  $c_E = const$ .

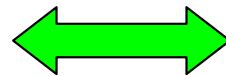
$$C_L = C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha$$

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2,$$

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

- La autonomía viene dada por

$$t_A = -\frac{1}{c_E} E \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{W} = \frac{1}{c_E} E \ln \frac{W_i}{W_f},$$



$$t_A = \frac{1}{c_E} E \ln \left( 1 + \frac{W_F}{W_S} \right),$$

Peso combustible

Peso total

- Interesa que  $c_E$  sea pequeño,  $E$  grande y  $W_F/W_S$  grande;
- $\rho$  no influye.
- El ángulo de ataque que maximiza la autonomía es el que maximiza la eficiencia aerodinámica, esto es, el que corresponde a  $C_{L_{opt}}$

$$t_{A_{max}} = \frac{1}{c_E} E_{max} \ln \left( 1 + \frac{W_F}{W_S} \right).$$

# Actuaciones Integrales – Alcance - I

- Autonomía en vuelo con ángulo de ataque constante:

- La condición de vuelo  $\alpha = const$  equivale a  $C_L = const$
- $C_L = const$  equivale a tiene  $C_D = const$
- $E = const$ .
- Se supone además  $c_E = const$ .

- Para el alcance es necesario relacionar  $V$  y  $W$  tal que

$$T = D, \quad \longrightarrow \quad \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} + k \frac{2W^2}{\rho V^2 S} = T, \quad \longrightarrow \quad V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}},$$

$$x_A = - \int_{W_i}^{W_f} \frac{V}{c_E} E \frac{dW}{W}, \quad \longrightarrow \quad x_A = - \frac{1}{c_E} E \sqrt{\frac{2}{\rho S C_L}} \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{\sqrt{W}} = \frac{1}{c_E} E \sqrt{\frac{2}{\rho S C_L}} 2(\sqrt{W_i} - \sqrt{W_f}).$$

$$x_A = \frac{1}{c_E} 2\sqrt{2} \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \sqrt{\frac{W_S}{\rho S}} \left( \sqrt{1 + \frac{W_F}{W_S}} - 1 \right)$$

- Interesa que  $c_E$  sea pequeño,  $E$  grande y  $W_S/S$  y  $W_F/W_S$  grandes
- Maximizar.

$$C_L^{1/2}/C_D \quad \longrightarrow \quad C_L = C_{L_{opt}}/\sqrt{3}.$$

$$x_{A_{max}} = 3^{3/4} \frac{1}{c_E} E_{max} \sqrt{\frac{2W_S}{\rho S C_{L_{opt}}}} \left( \sqrt{1 + \frac{W_F}{W_S}} - 1 \right)$$

- El ángulo de ataque que maximiza el alcance es menor que el que maximiza la autonomía

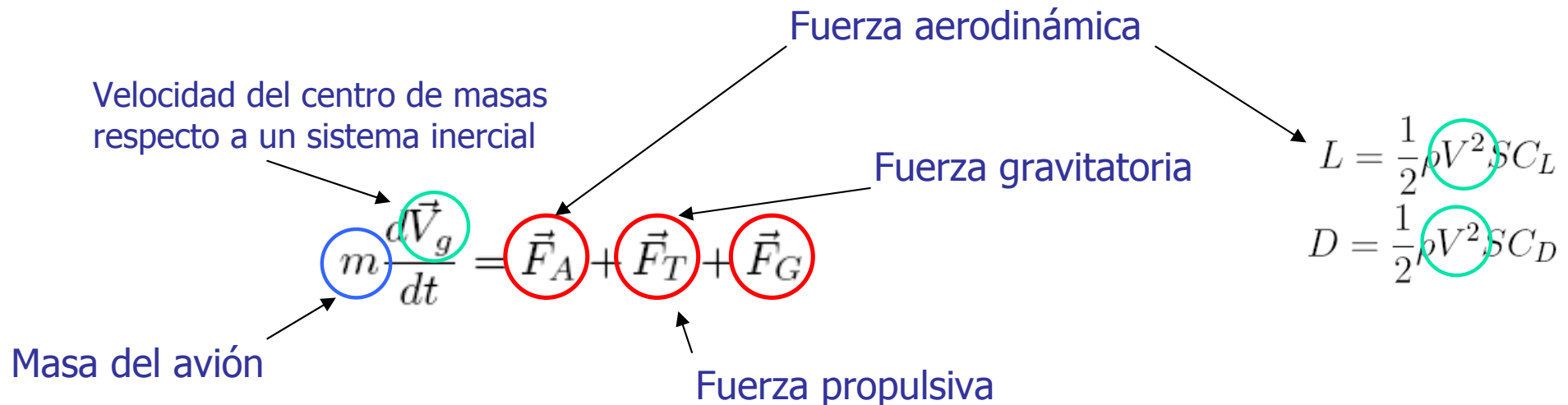


# Influencia del Viento en las Actuaciones - I

- Cuando la velocidad del viento sea apreciable debe tenerse en cuenta, verificándose entonces

$$\vec{V}_g = \vec{V} + \vec{V}_w,$$

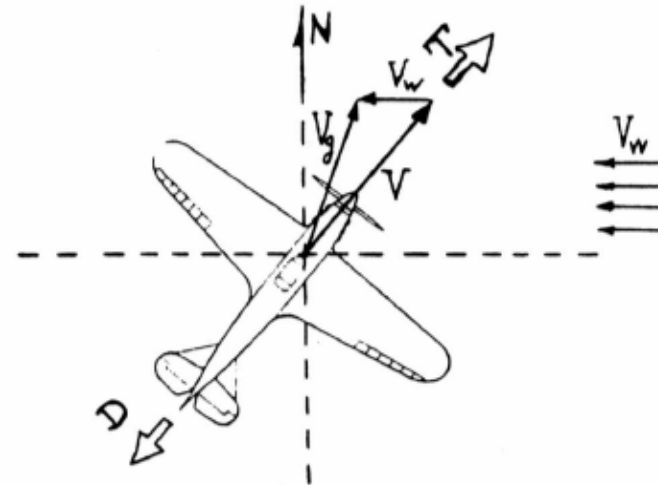
- $V_g$  - Velocidad absoluta del avión (respecto a la tierra)
  - $V$  - Velocidad aerodinámica del avión (respecto del aire)
  - $V_w$  - Velocidad del viento (velocidad del aires respecto a la tierra)
- La velocidad que aparece en la 2ª Ley de Newton y en la ecuación cinemática de la trayectoria es velocidad absoluta, mientras que la que aparece en las expresiones de las fuerzas aerodinámicas (sustentación y resistencia) es velocidad aerodinámica.



# Influencia del Viento en las Actuaciones - II

- Vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme en presencia de un viento horizontal y uniforme:
  - Se supone que el viento está contenido en un plano horizontal y que su dirección y su módulo son constantes.
    - Las ecuaciones desarrolladas anteriormente para el vuelo rectilíneo uniforme son válidas, aunque el movimiento del avión respecto a tierra no coincide con el movimiento respecto al aire
    - El morro del avión apunta hacia una dirección distinta de la trayectoria respecto de tierra.

$$L = W,$$
$$T = D,$$

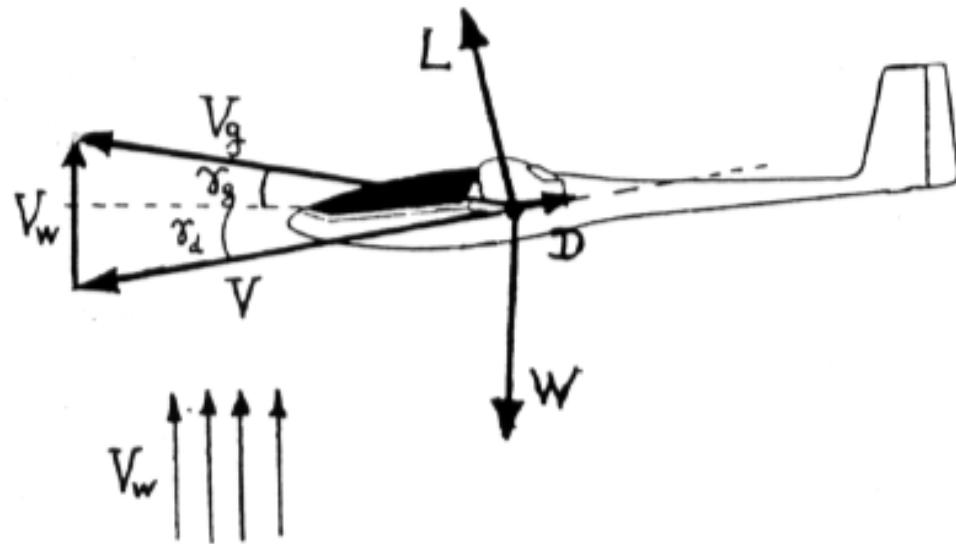


# Influencia del Viento en las Actuaciones - III

- Vuelo en planeo, rectilíneo y uniforme, en presencia de una ascendencia uniforme.
  - Se supone que el viento es vertical y que su módulo es constante.
    - Las ecuaciones desarrolladas anteriormente para el vuelo en planeo son válidas.
    - El planeador siempre descenderá respecto al aire, aunque, si la ascendencia es lo suficientemente intensa, podrá subir respecto de tierra.

$$L = W \cos \gamma_d,$$

$$D = W \sin \gamma_d,$$



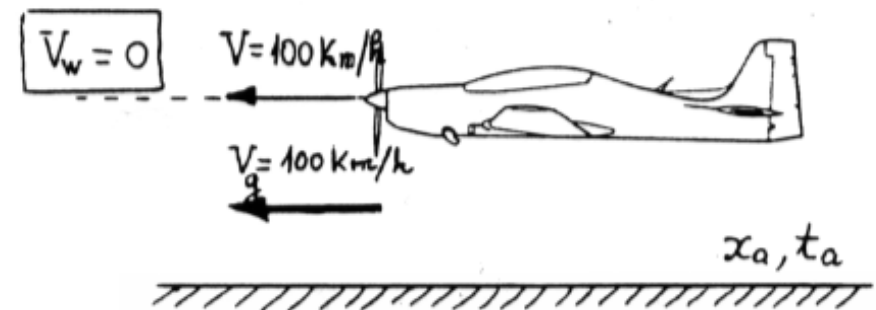
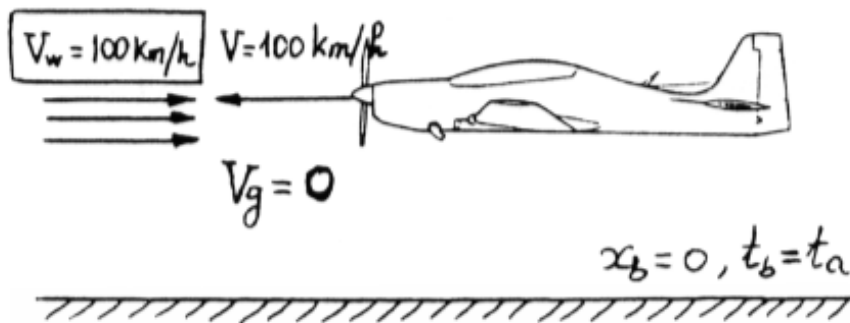


# Influencia del Viento en las Actuaciones - IV

- Alcance y autonomía en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, con viento de cara o de cola, horizontal y uniforme.
  - La expresión del alcance desarrollada anteriormente debe modificarse en el caso de que haya un viento horizontal uniforme de cara (en la dirección del vuelo pero en sentido contrario) o de cola (en la misma dirección y en el mismo sentido del vuelo), en la siguiente manera

$$\frac{dx}{dW} = -\frac{V \pm V_w}{c_F T},$$

- el signo "+" corresponde al viento de cola
- el signo "-" al viento de cara.
- El alcance aumenta con el viento de cola.
- La autonomía no se ve influenciada por el viento.
- Un avión volando contra un viento de 100 Km/h a una velocidad (aerodinámica) de 100 Km/h no se movería del sitio, pero se mantendría en vuelo el mismo tiempo que se mantendría si no hubiese viento



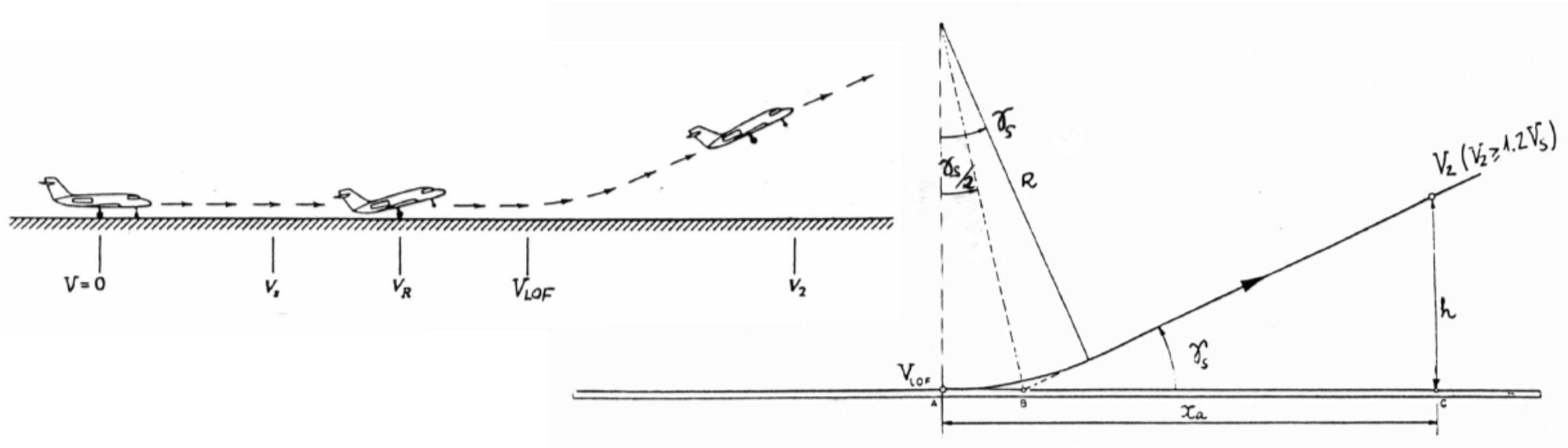
# Despegue y Aterrizaje - I

- Hipótesis para despegue y aterrizaje:

- Aviones con tren triciclo, que son los habituales hoy en día.
- Se supone que el aire está en calma, ya que las normas de aeronavegabilidad exigen, por seguridad, que las distancias de despegue y aterrizaje se determinen sin viento sobre las pistas
  - si se despegue o aterrizaje de cara al viento, esto es, con velocidades menores respecto a tierra, las distancias serán menores.

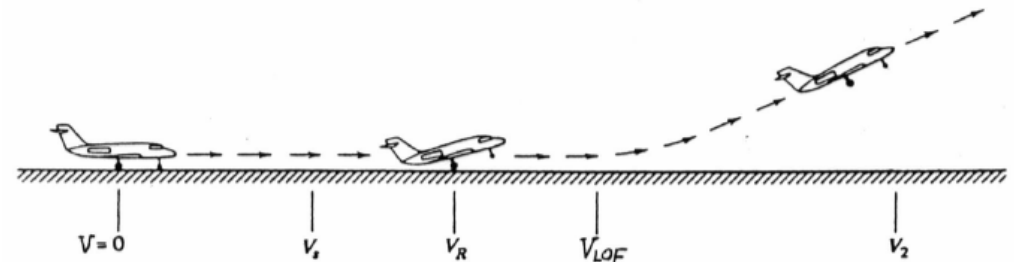
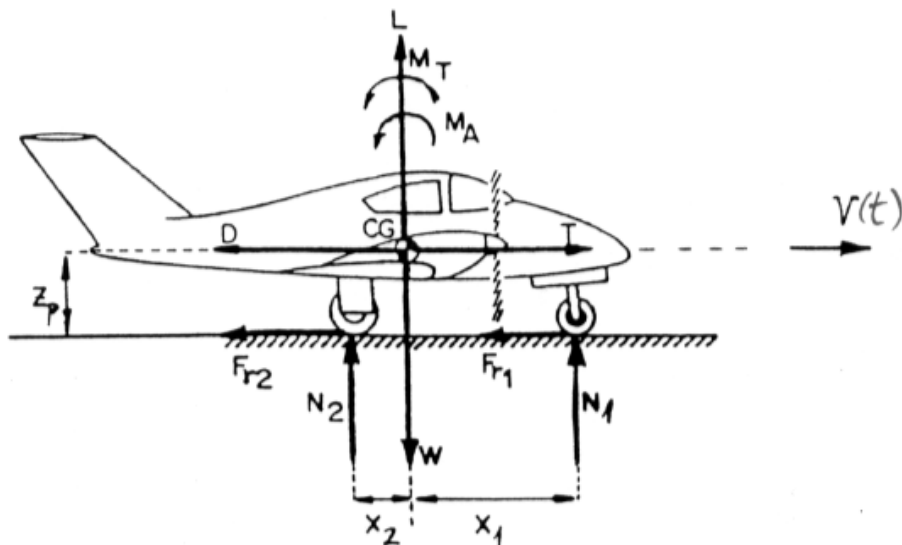
- Despegue:

- La maniobra de despegue va desde la suelta de frenos en cabecera de pista hasta que el avión alcanza una velocidad y altura definidas en las normas de aeronavegabilidad.
- Esta maniobra se efectúa con empuje máximo en los motores, flaps en posición de despegue y tren de aterrizaje extendido.
- Se compone de varias fases:



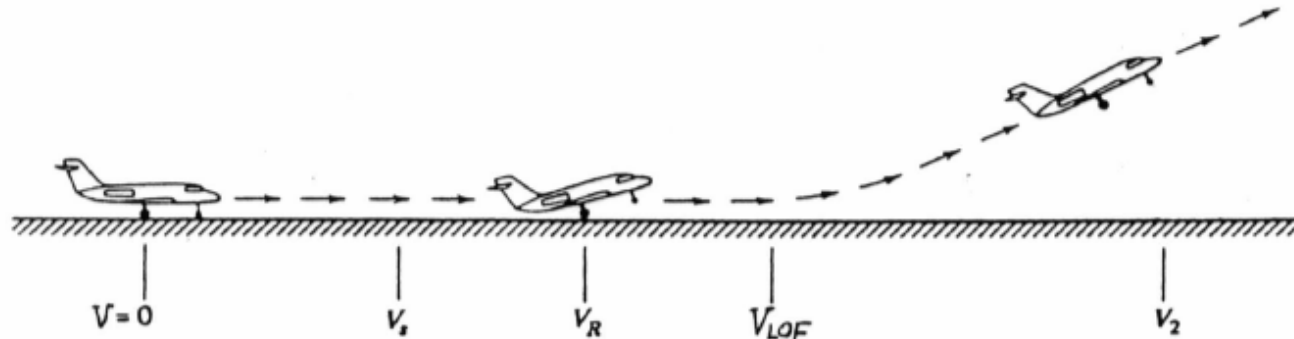
# Despegue y Aterrizaje - II

- A) Rodadura en el suelo ( $0 \leq V \leq V_{LOF}$ ):
  - desde la suelta de frenos hasta que el avión alcanza la velocidad de despegue,  $V_{LOF}$ , y deja de estar en contacto con la pista.
    - A1) Rodadura con todas las ruedas en el suelo ( $0 \leq V \leq V_R$ ):
      - hasta que se alcanza la velocidad de rotación,  $V_R$ , velocidad a la que se levanta el morro del avión.
      - $V_R$  se calcula con la condición de que la reacción normal en el tren de morro sea cero;
    - A2) Rodadura con el tren principal en el suelo ( $V_R \leq V \leq V_{LOF}$ ):
      - el avión se desplaza con el tren de morro levantado, hasta alcanzar la velocidad de despegue.
      - $V_{LOF}$  se calcula con la condición de que la reacción normal en el tren principal sea cero.
      - Habitualmente  $V_{LOF}$  es de un 10 a un 20% mayor que la velocidad de pérdida para la configuración de despegue ( $V_S$ ).



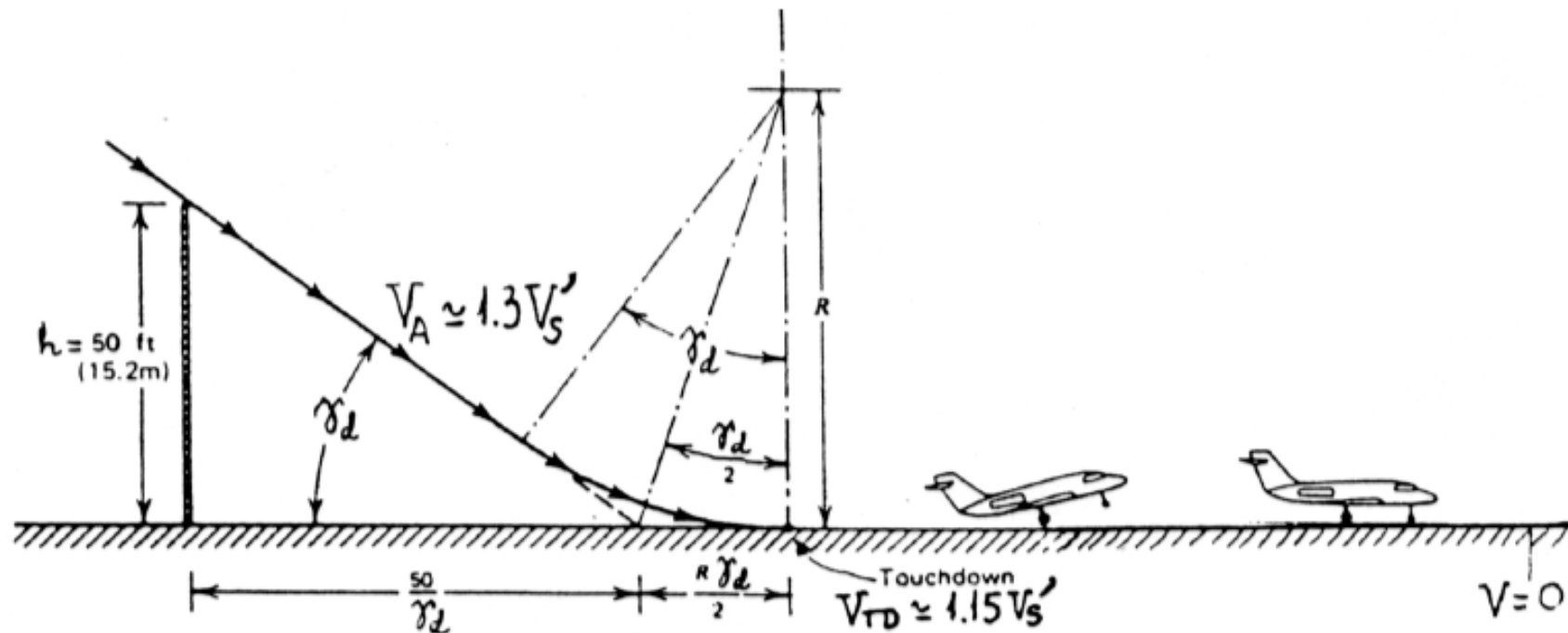
# Despegue y Aterrizaje - III

- B) Recorrido en el aire ( $V_{LOF} \leq V \leq V_2$ ):
  - desde que el avión se va al aire hasta alcanzar una altura  $h=10.7$  m (35 ft) y una velocidad  $V_2 > 1.2 V_s$ .
    - B1) Tramo de transición curvilíneo ( $V \approx V_{LOF}$ ):
      - desde que el avión deja de estar en contacto con la pista hasta que alcanza el ángulo de subida deseado.
      - Este tramo puede considerarse como un arco de circunferencia, con  $V$  constante.
    - B2) Subida rectilínea acelerada ( $V_{LOF} \leq V \leq V_2$ ):
      - el avión se acelera en una subida rectilínea hasta alcanzar la velocidad  $V_2$  a la altura  $h$ .



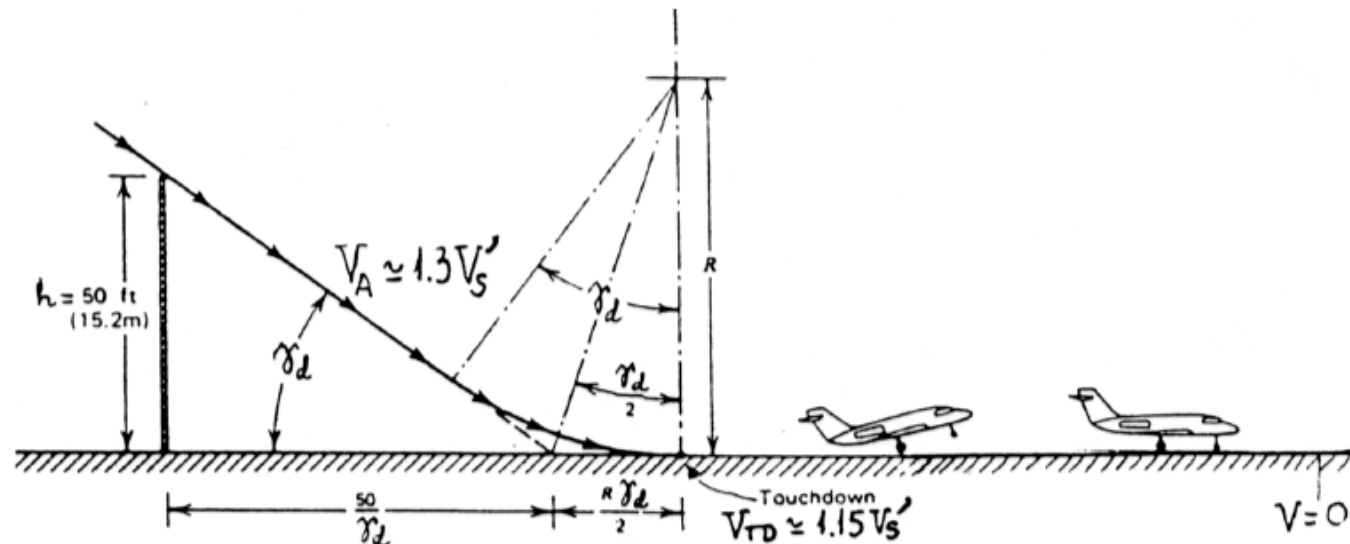
# Despegue y Aterrizaje - IV

- Aterrizaje:
  - La maniobra de aterrizaje puede considerarse como un despegue invertido.
  - Esta maniobra se efectúa con empuje muy pequeño (empuje residual), nulo o incluso negativo (reversa)
    - Interesa tener una resistencia lo más alta posible, por lo que se sacan spoilers, paracaídas, etc.,
    - se aplican frenos al tren de aterrizaje, los flaps están en posición de aterrizaje y el tren extendido



# Despegue y Aterrizaje - V

- A) Recorrido en el aire ( $V_A \geq V \geq V_{TD}$ ):
  - desde que el avión alcanza una velocidad  $V_A$  y una altura  $h$  determinadas por las normas, hasta que entra en contacto con el suelo.
    - A1) Aproximación final:
      - trayectoria rectilínea, que se inicia con velocidad  $V_A \approx 1.3 V_S$
      - $V_S$  : velocidad de pérdida en la configuración de aterrizaje, desde una altura  $h=15.2$  m (50 ft).
    - A2) Redondeo:
      - trayectoria que puede suponerse un arco de circunferencia.
      - el desplome del avión se produce a la velocidad  $V_{TD} \approx 1.15 V_S$ .
- B) Rodadura en el suelo ( $V_{TD} \geq V \geq 0$ ):
  - desde que el avión toca el suelo hasta que se para.
    - B1) Rodadura con el tren de morro levantado (análoga al caso de despegue).
    - B2) Rodadura con todas las ruedas en el suelo (análoga al caso de despegue).



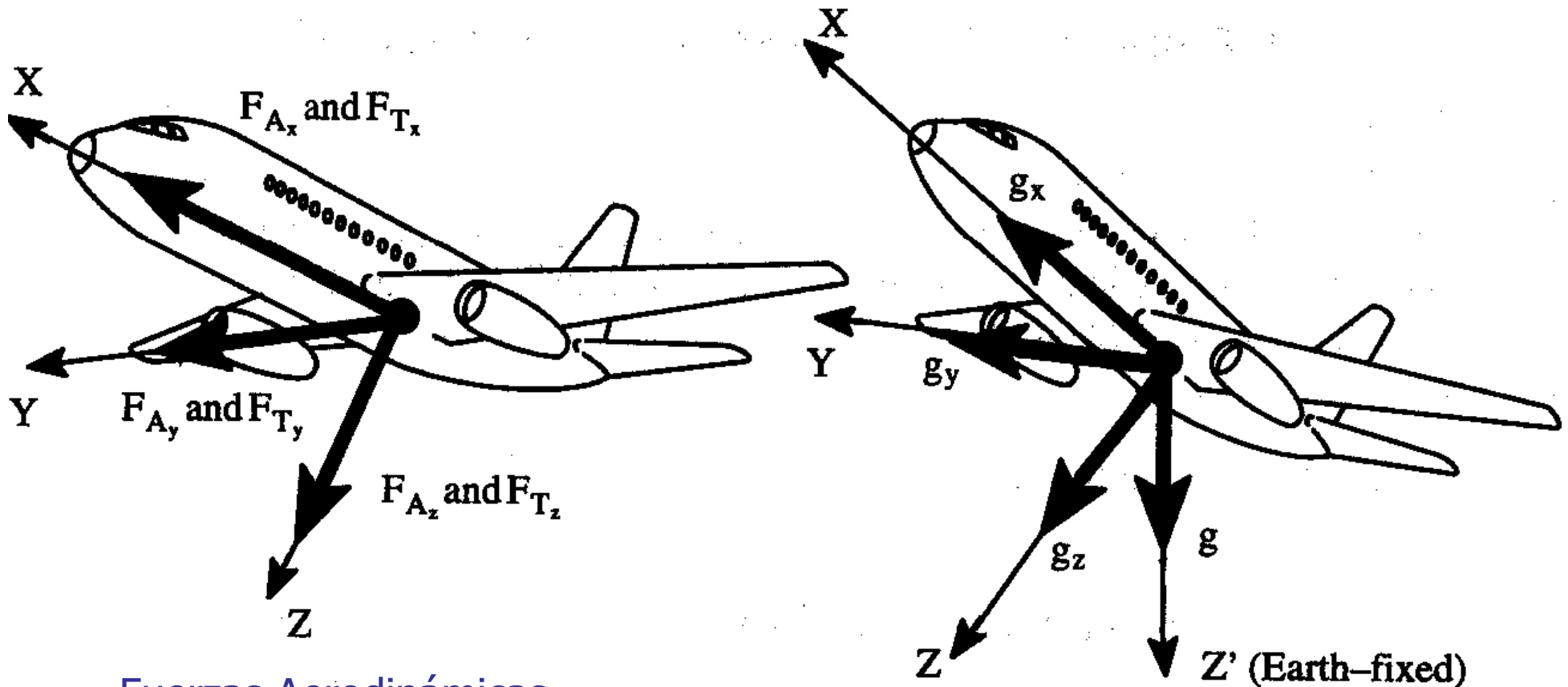
# Estabilidad y Control - I

## ■ Introducción:

- Las actuaciones del avión están gobernadas por las fuerzas ejercidas sobre él:
  - El movimiento de traslación (el del centro de masas) viene dado por la respuesta a dichas fuerzas.
- La estabilidad y el control del avión están gobernados por los momentos respecto del centro de masas aplicados sobre él:
  - El movimiento de rotación del avión alrededor del centro de masas viene dado por la respuesta a dichos momentos.
- El movimiento de rotación está definido por las tres componentes de la velocidad angular del avión.
  - Momento de balance,  $M_x - (L)$ ,
  - Momento de cabeceo,  $M_y - (M)$
  - *Momento de* , y de guiñada,  $M_z - (N)$ .

# Estabilidad y Control - II

$$m \frac{d\vec{V}_g}{dt} = \vec{F}_A + \vec{F}_T + \vec{F}_G$$

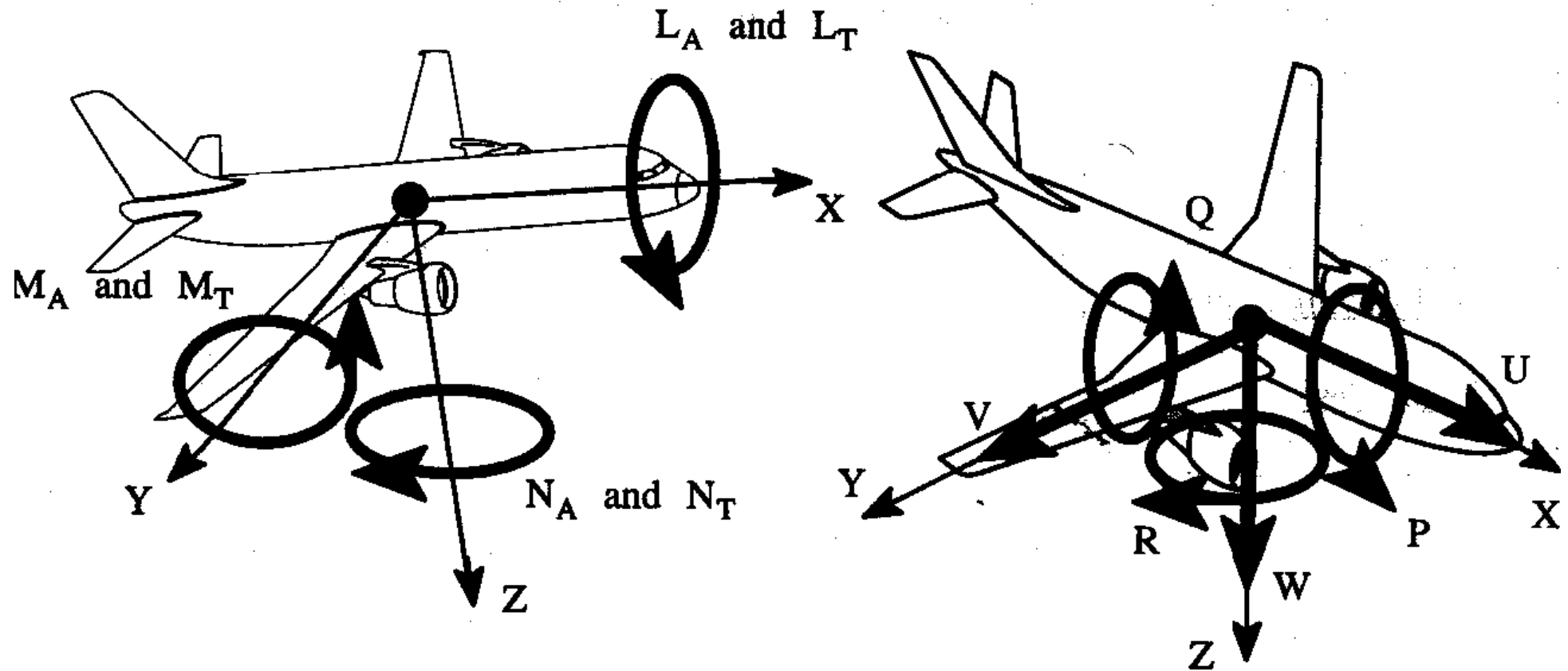


Fuerzas Aerodinámicas  
y Propulsivas

Aceleraciones Gravitatorias



# Estabilidad y Control - III



Momentos Aerodinámicos  
y Propulsivos

Velocidades Lineales y Angulares

# Estabilidad y Control - IV

- El movimiento de rotación de una aeronave alrededor de su centro de masas está definido por el Teorema del Momento Cinético

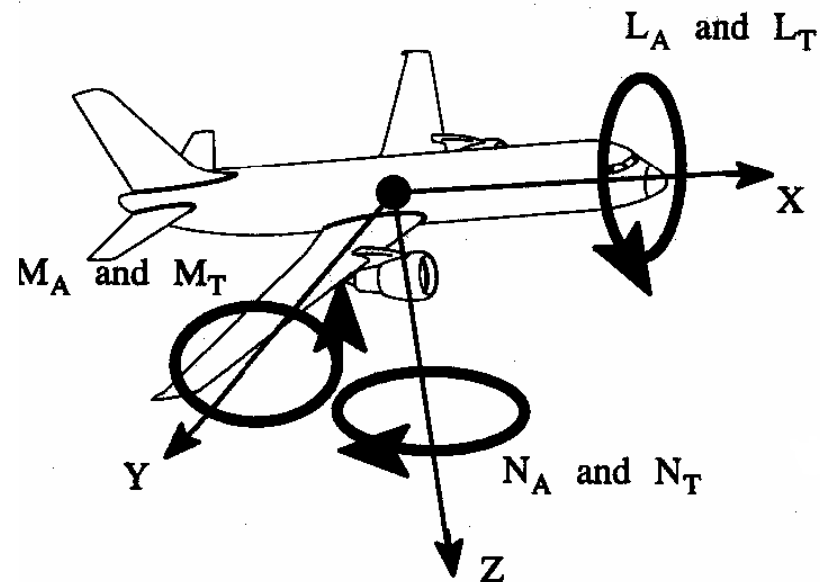
Suma de los momentos exteriores

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}_g}{dt}$$

el momento cinético respecto del centro de masas y respecto de un sistema inercial

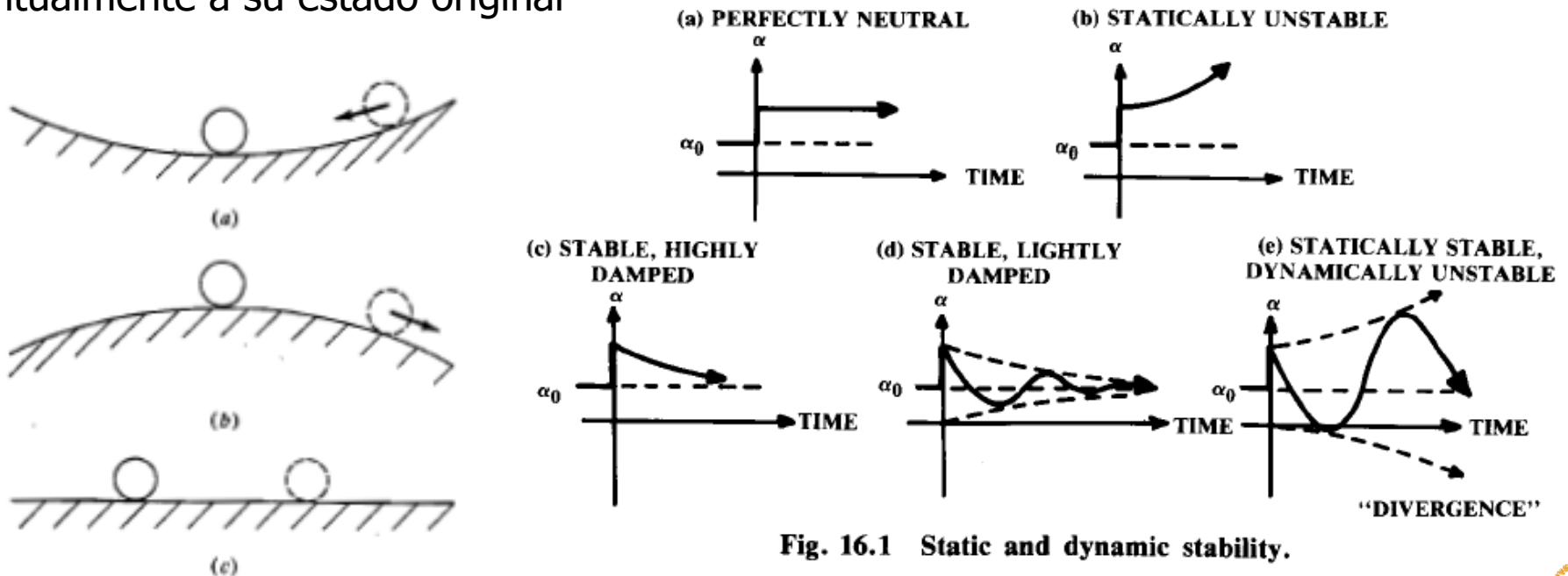
$$\vec{M} = \vec{M}_A + \vec{M}_T.$$

- Dichos momentos exteriores que actúan sobre el avión, respecto de su centro de masas, son el aerodinámico y el propulsivo.



# Estabilidad

- El concepto de estabilidad se define simplemente como la cualidad en la que un avión estable tiende a regresar a la condición de estabilidad de forma autónoma.
- Se distingue entre:
  - Estabilidad estática
  - Estabilidad dinámica.
- Estabilidad estática está presente cuando las fuerzas creadas por una perturbación, tal como el momento de cabeceo debido a un incremento en el ángulo de ataque, la misma naturaleza de la perturbación empujan al avión a recuperar su estado original.
  - Si las fuerzas de recuperación son demasiado fuertes el avión puede pasarse de sus valores iniciales y entrar en un modo oscilatorio incontrolable
- Estabilidad dinámica está presente si el movimiento dinámico del avión regresa eventualmente a su estado original



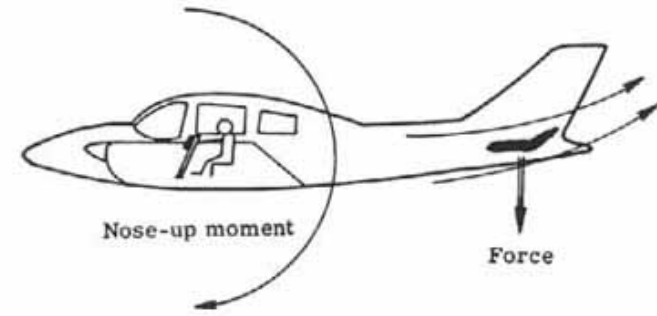
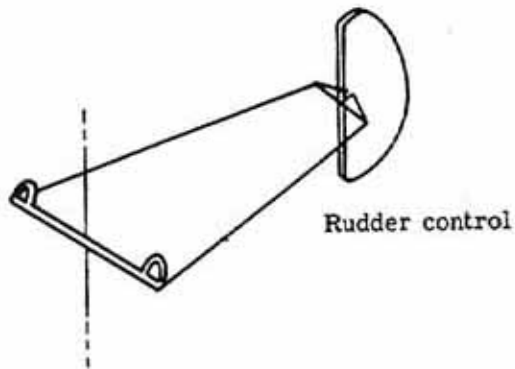
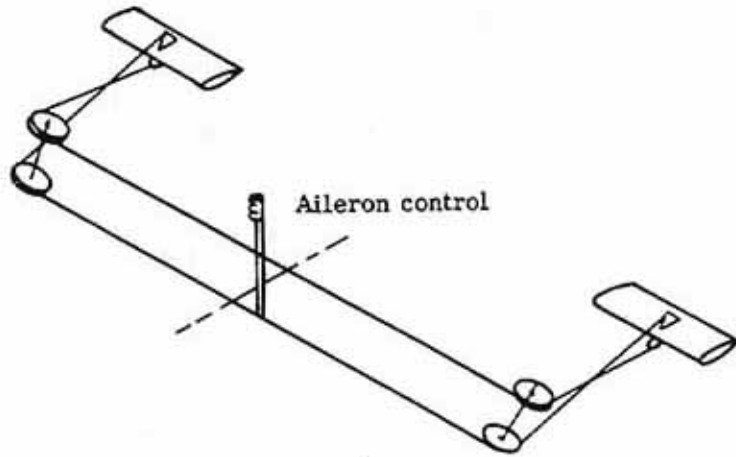
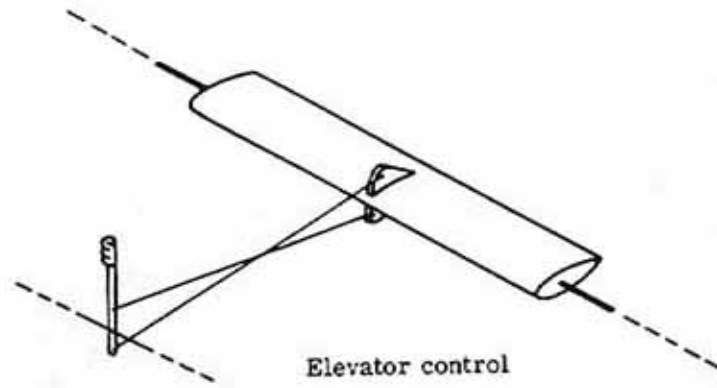
# Control - I

- El control estudia las relaciones entre las variables del vuelo y las deflexiones necesarias de las superficies de control que permiten variar y controlar dichos momentos. Dichas superficies son:
  - los alerones (balance)
  - el timón de profundidad (cabeceo)
  - el timón de dirección (guiñada).
- El movimiento de balance se llama también movimiento lateral:
  - los alerones ejercen control lateral.
- El movimiento de cabeceo también se llama movimiento longitudinal:
  - el timón de profundidad por tanto ejerce control longitudinal.
- El movimiento de guiñada puede llamarse también movimiento direccional:
  - se dice pues que el timón de dirección ejerce control direccional.
- Los problemas de estabilidad y control suelen estudiarse por separado para el movimiento longitudinal y para el lateral-direccional, ya que en virtud de la simetría del avión ambos movimientos están desacoplados.

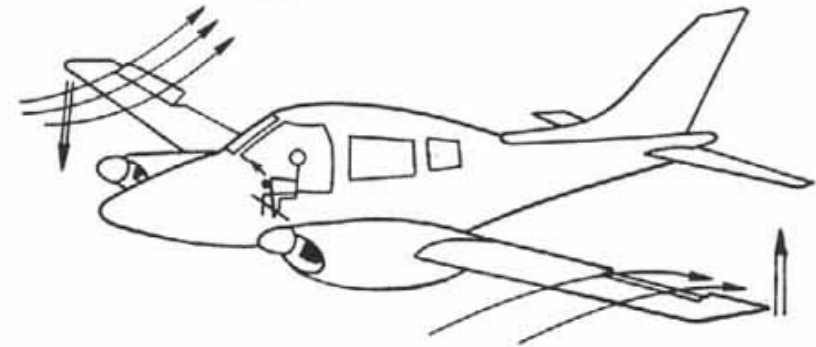
# Control - II



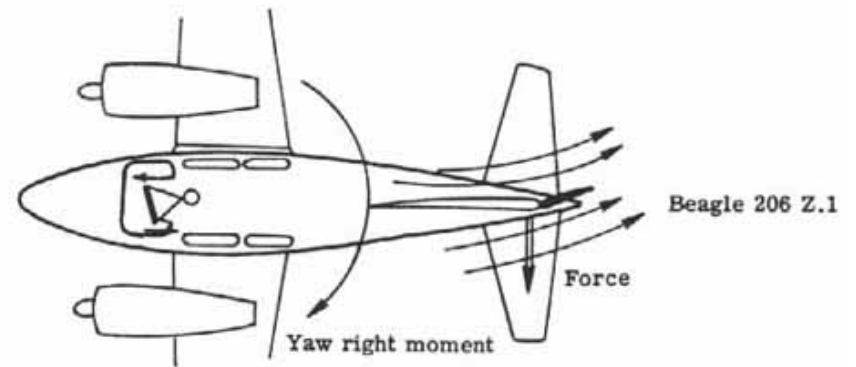
# Control - III



(a) Elevator control.



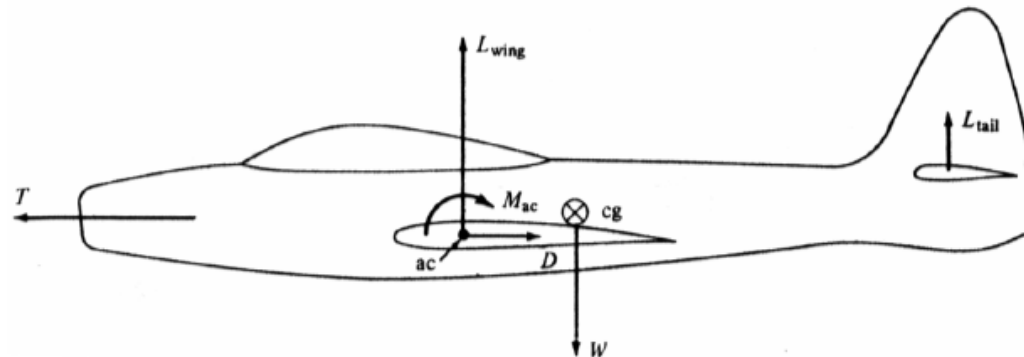
(b) Aileron control.



(c) Rudder control.

# Estabilidad y Control Longitudinal - I

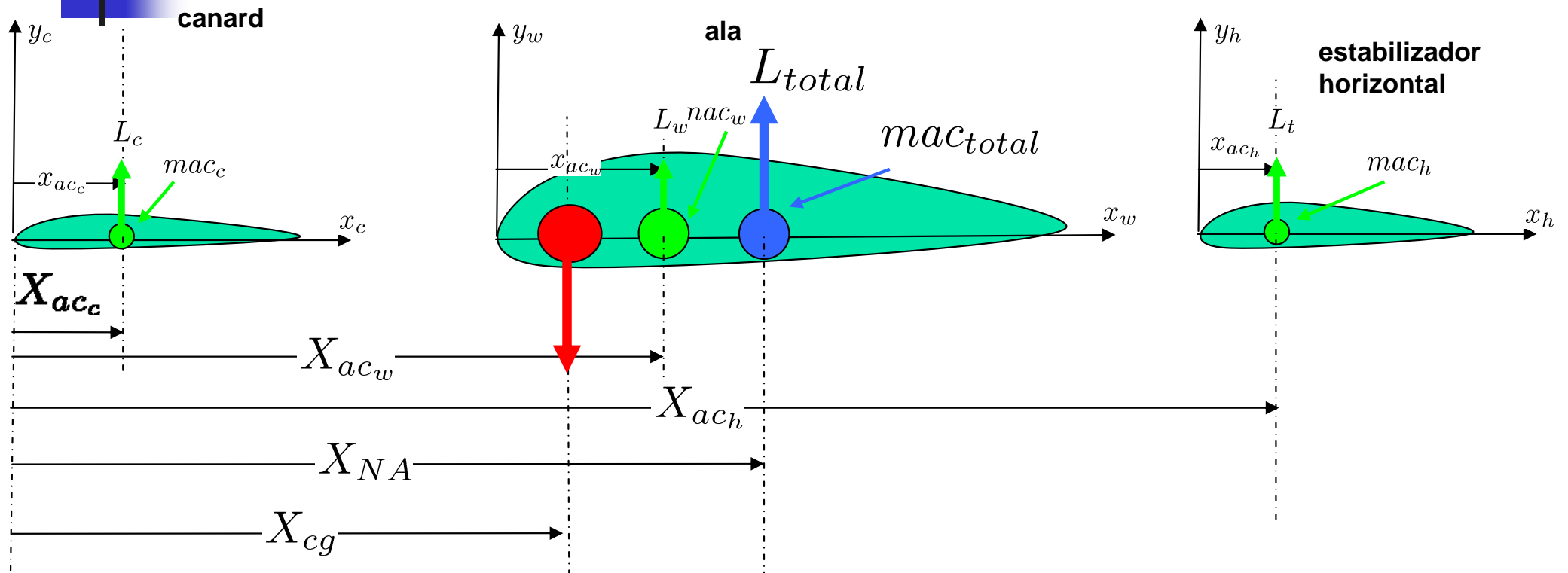
- Se considera un avión en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme.
- Las contribuciones más importantes al momento de cabeceo aerodinámico  $M_A$  son:
  - la sustentación del ala  $L_w$
  - el momento de cabeceo alrededor del centro aerodinámico del ala,  $M_{ca}$
  - la sustentación de la cola,  $L_t$



$$M_A = M_{ca} + L_w x - L_t(l - x),$$

- “ $l$ ” es la distancia entre los centros aerodinámicos del ala y de la cola.
- “ $x$ ” es la distancia entre el centro aerodinámico del ala y del centro de masas

# Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas



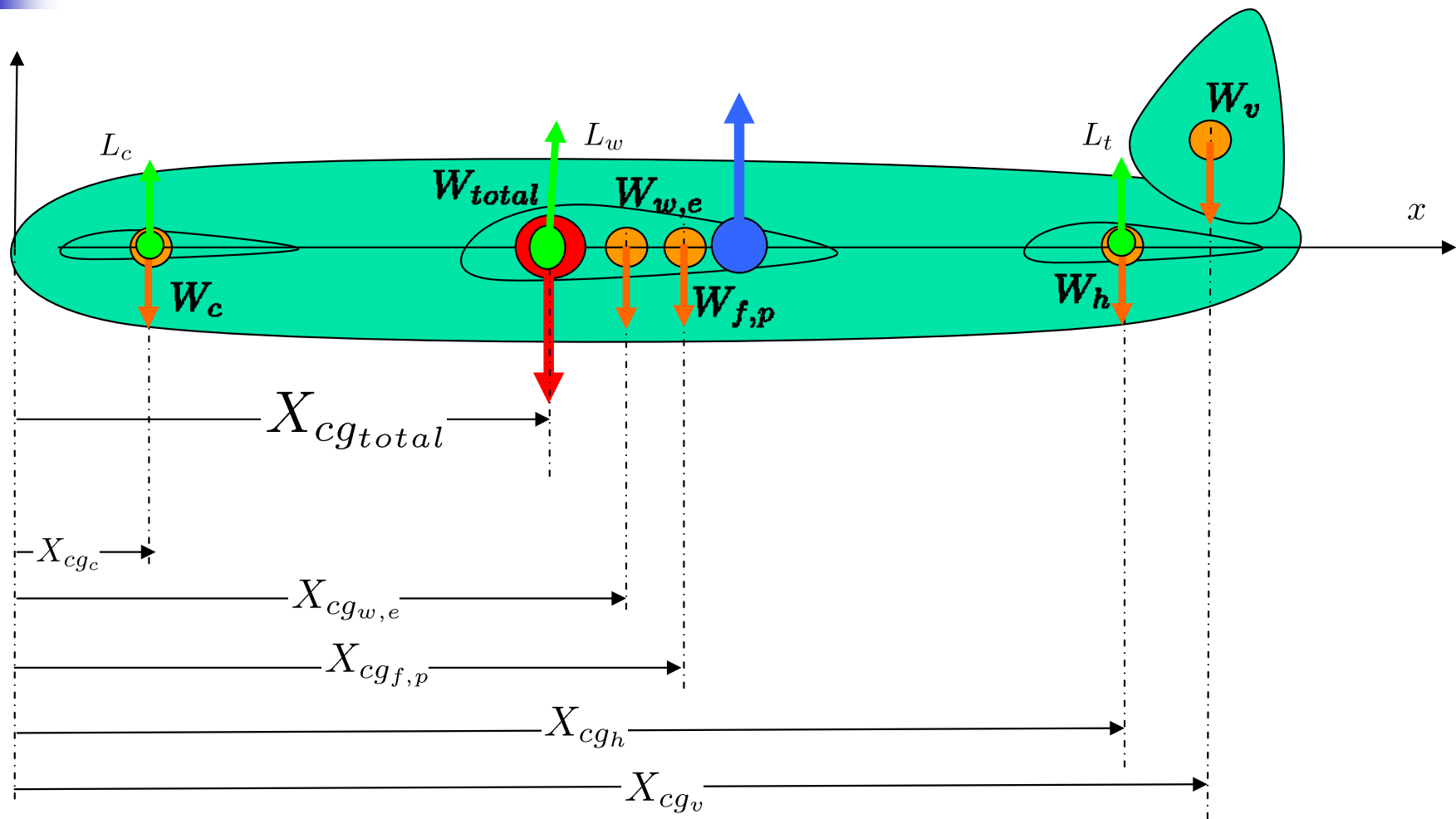
$$\bar{X}_{NA} = \frac{\frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{acc} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{act} + C_{L_{\alpha WB}} \bar{X}_{acw}}{\frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) + C_{L_{\alpha WB}}}$$

$\frac{X_{NA}}{\bar{c}}$

$$SM = \bar{X}_{NA} - \bar{X}_{cg} = \frac{X_{NA} - X_{cg}}{\bar{c}}$$



# Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas y Gravitatorias



canard
Fuselage  
-payload
wing  
-engines
tail

$$X_{cg} = \frac{\sum (W_i \times X_{cgi})}{\sum W_i} = \frac{W_c \times X_{cgc} + W_{f,p} \times X_{cgf,p} + W_{w,e} \times X_{cgw,e} + W_t \times X_{cgt}}{W_c + W_{f,p} + W_{w,e} + W_t}$$

# Análisis de Vuelo Equilibrado - I

- La condición de vuelo equilibrado es  $M_y = 0$ :
  - suponiendo  $M_T = 0$ , dicha condición se reduce a  $M_A = 0$ .
  - define por tanto el valor de  $L_t$  necesario.

$$M_A = M_{ca} + L_w x - L_t(l - x),$$

- Para un vuelo equilibrado, que es equivalente a un vuelo estable, se requiere que la suma de fuerzas tiene que asegurar que no haya momentos alrededor del centro de gravedad del avión es decir que las fuerzas de sustentación compensen las fuerzas gravitatorias.
- Para cada segmento de vuelo debemos asegurarnos que las condiciones de vuelo (trimado) satisfacen estas condiciones.
- Si dichas condiciones no son satisfechas (diferente carga alar a medida que volamos) podemos satisfacer las ecuaciones mediante la variación de la sustentación de la cola, por lo que a su vez el ángulo de ataque del avión deberá cambiar.
- Esto implica un proceso iterativo para determinar cuales son las sustentaciones de la cola (deflexión de cola) y el ángulo de ataque del ala necesarias para satisfacer las ecuaciones de  $\Sigma M = 0$

$$\sum F_x = W - L = \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_\alpha} \alpha - C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$
$$\sum M = 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e$$

# Análisis de Vuelo Equilibrado - II

$$\sum F_x = W - L = \frac{W}{qS} (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e)$$

$$\sum M = 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e$$

$$C_{L_0} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{0c}} + C_{L_{0WB}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{0t}}$$

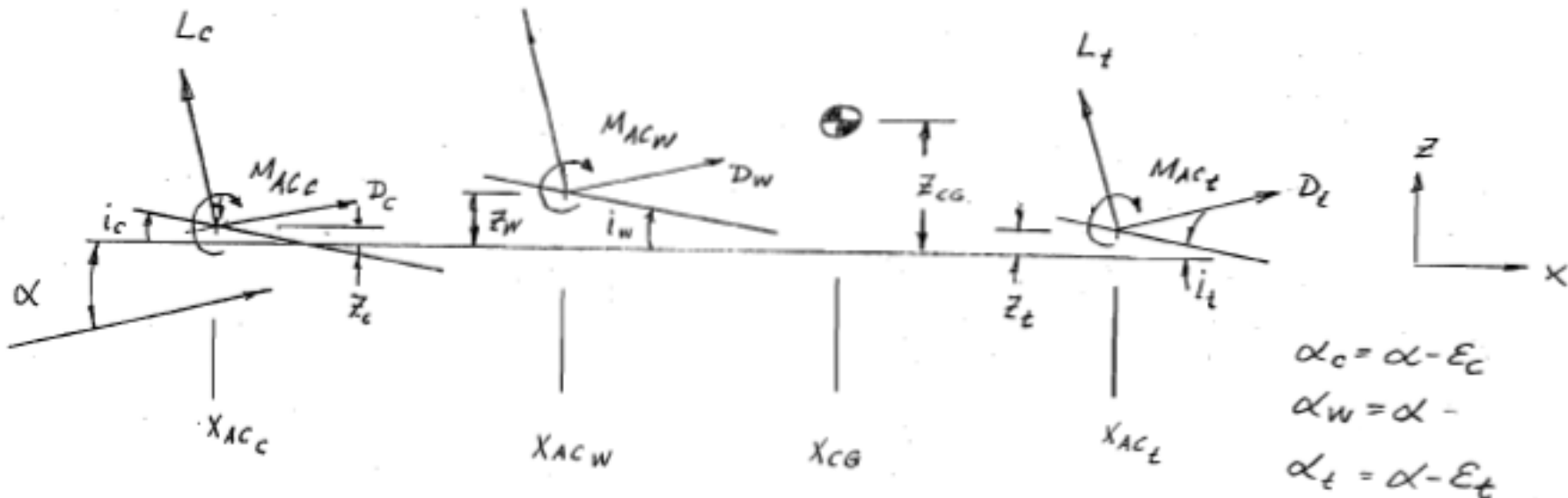
$$+ \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} (i_c - \epsilon_{0c}) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} (i_t - \epsilon_{0t}) + C_{L_{\alpha WB}} i_w$$

$$C_{L_\alpha} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) + C_{L_{\alpha WB}}$$

$$C_{L_{\delta_e}} = C_{L_{\delta_c}} + C_{L_{\delta_t}}$$

$$C_{L_{\delta_c}} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{c\delta_e}}$$

$$C_{L_{\delta_t}} = \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{t\delta_e}}$$



# Análisis de Vuelo Equilibrado - III

$$\sum F_x = W - L = \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_\alpha} \alpha - C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$

$$\sum M = 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e$$

$$C_{M_\delta} = C_{M_{\delta_c}} + C_{M_{\delta_t}}$$

$$C_{M_{\delta_c}} = \frac{q_c S_c}{q S} (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC_c}) C_{L_{\delta_c}} + \frac{q_c S_c \bar{C}_c}{q S \bar{C}} C_{M_{\delta_{AC_c}}}$$

$$C_{M_{\delta_t}} = \frac{q_t S_t}{q S} (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC_t}) C_{L_{\delta_t}} + \frac{q_t S_t \bar{C}_t}{q S \bar{C}} C_{M_{\delta_{AC_t}}}$$

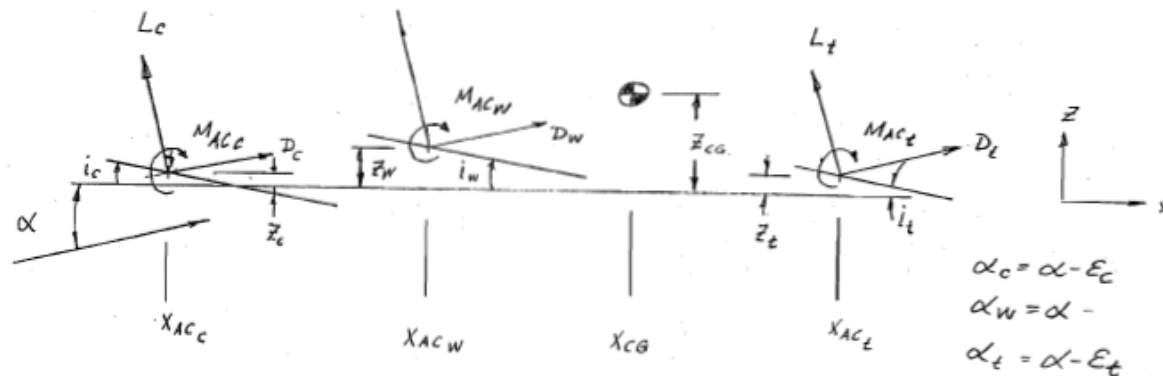
$$C_{M_A} = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha$$

$$C_{M_0} = \frac{q_c S_c \bar{c}_c}{q S \bar{c}} C_{M_{AC_c}} + \frac{q_c S_c}{q S} (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC_c}) (C_{L_{0c}} + C_{L_{\alpha c}} (i_c - \epsilon_{oc}))$$

$$+ C_{M_{p_0}} + C_{M_{AC_w}} + (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC_w}) (C_{L_{0w}} + C_{L_{\alpha w}} i_w)$$

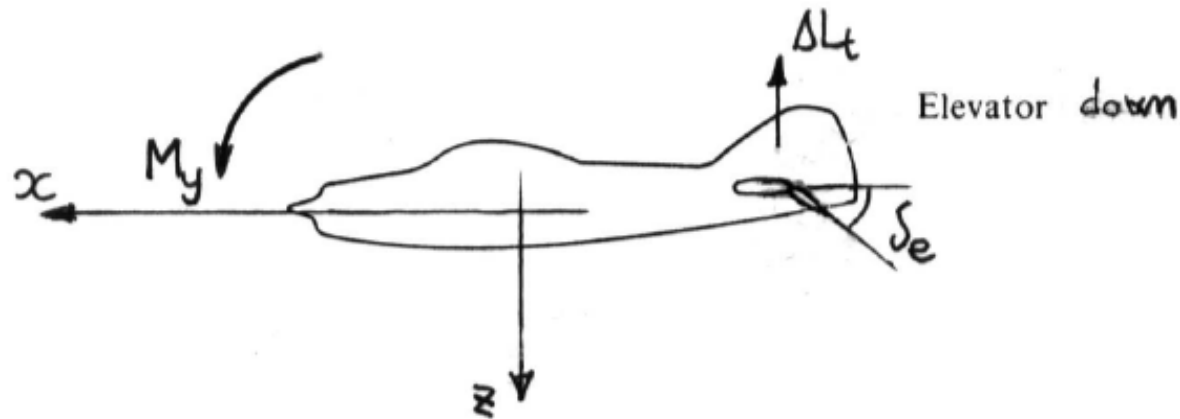
$$+ \frac{q_t S_t \bar{c}_t}{q S \bar{c}} C_{M_{AC_t}} + \frac{q_t S_t}{q S} (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC_t}) (C_{L_{0t}} + C_{L_{\alpha t}} (i_t - \epsilon_{ot}))$$

$$C_{M_\alpha} = C_{L_\alpha} (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{NA})$$



# Control Longitudinal - I

- El control longitudinal es ejercido por el timón de profundidad.
  - el parámetro  $C_{M\delta}$  representa la capacidad de este timón para cambiar el momento de cabeceo, y por tanto para cambiar el ángulo de ataque
  - se le denomina potencia de control longitudinal, y según el criterio de signos definido verifica  $C_{M\delta} < 0$ :
    - una deflexión positiva  $\delta_e$  genera un incremento de sustentación de la cola  $\Delta L_t$  la cual da lugar a un momento de cabeceo negativo  $M_y$ .

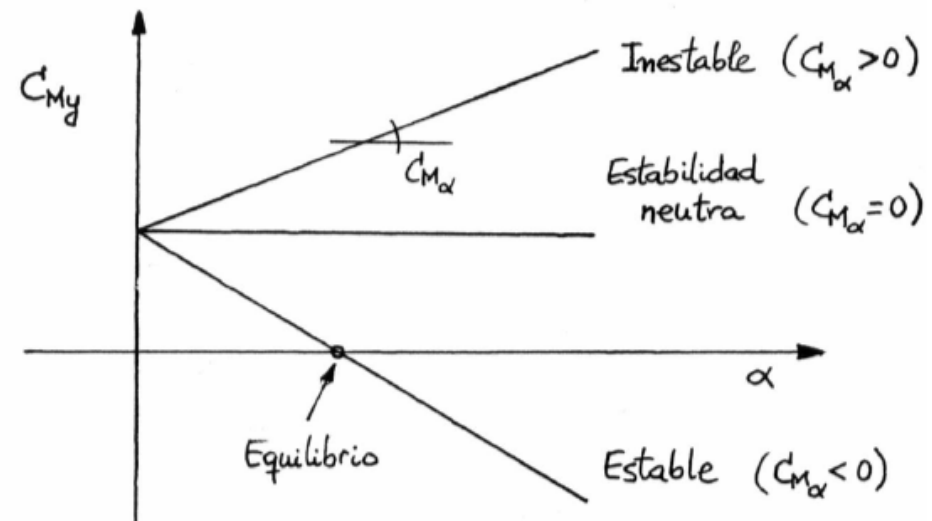
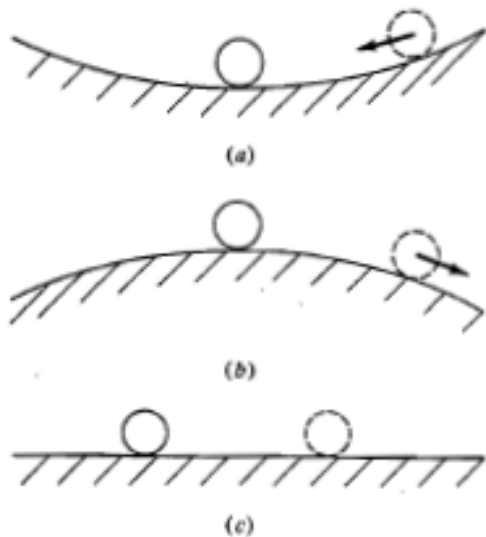


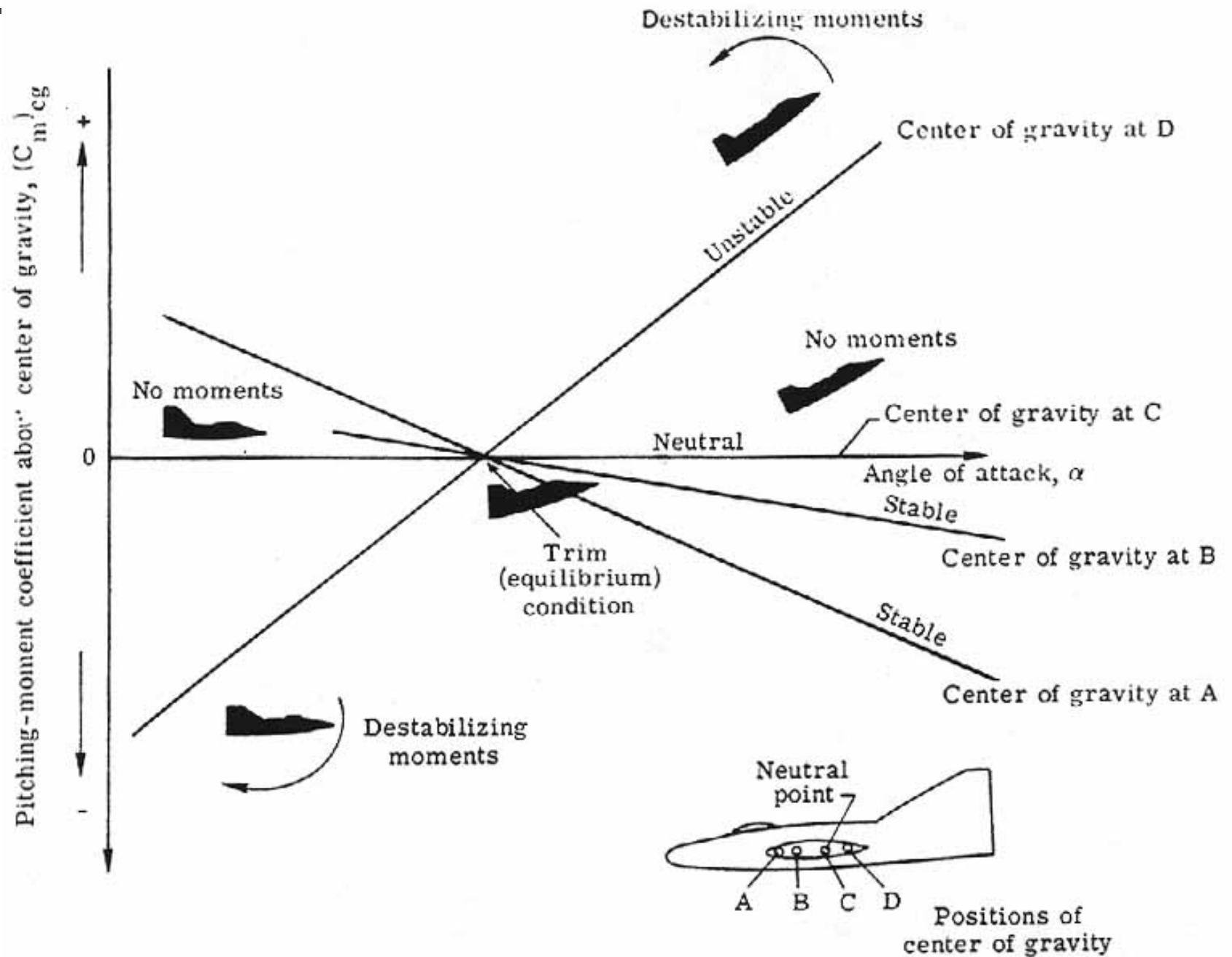
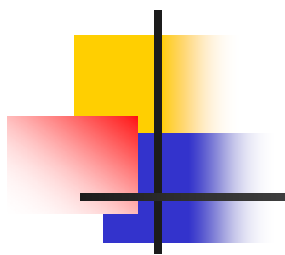
$$\sum F_x = W - L = \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_\alpha} \alpha - C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$

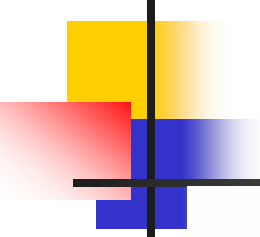
$$\sum M = 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e$$

# Control Longitudinal - II

- El análisis de la estabilidad estática longitudinal consiste en analizar cómo reacciona el avión en momento de cabeceo cuando tiene lugar una perturbación del ángulo de ataque (sin accionar el timón de profundidad).
- Se considera un avión en vuelo horizontal, rectilíneo y equilibrado.
  - Al producirse un incremento de  $\alpha$ , se incrementan las sustentaciones del ala y de la cola.
  - Si el momento que produce el incremento de sustentación de la cola domina al generado por el incremento de sustentación del ala, el avión tenderá a bajar el morro y volver a la situación de equilibrio:
    - se dice que el avión es estable.
  - La condición para que esto suceda es  $C_{M\alpha} < 0$
  - Casos especiales:
    - Para el caso en el que  $C_{M\alpha} > 0$ , el avión sería inestable.
    - Para el caso En el caso  $C_{M\alpha} = 0$  se dice que el avión tiene estabilidad neutra (el momento de cabeceo no depende del ángulo de ataque).
  - A  $C_{M\alpha}$  se le denomina índice de estabilidad estática longitudinal, y a él contribuye tanto el ala como el estabilizador horizontal (siendo estabilizador el efecto de éste y desestabilizador el del ala).



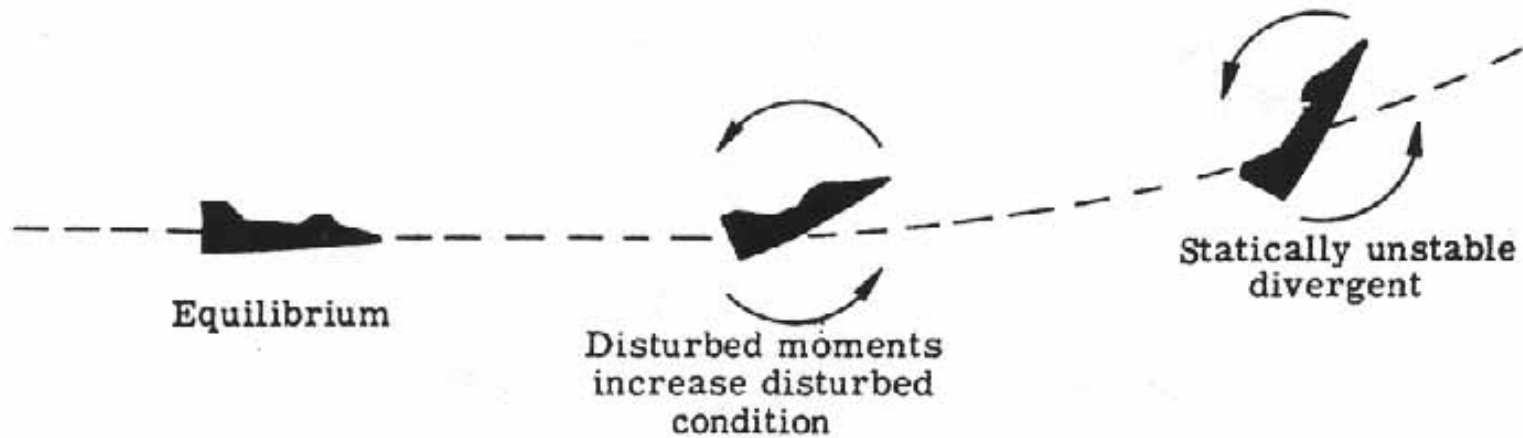




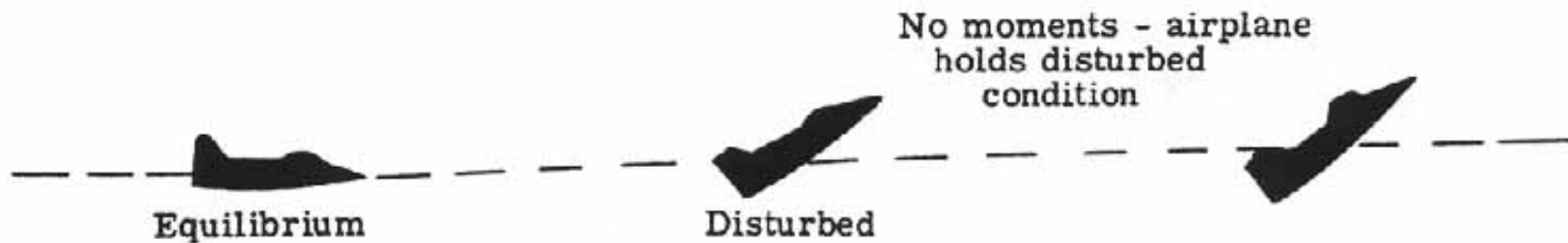
Lift = weight  
Thrust = drag  
No net moments



(a) Equilibrium flight.



(b) Statically unstable airplane.



(c) Neutral static stability.



Statically stable, dynamically stable moments tend to return airplane to equilibrium - oscillations decay



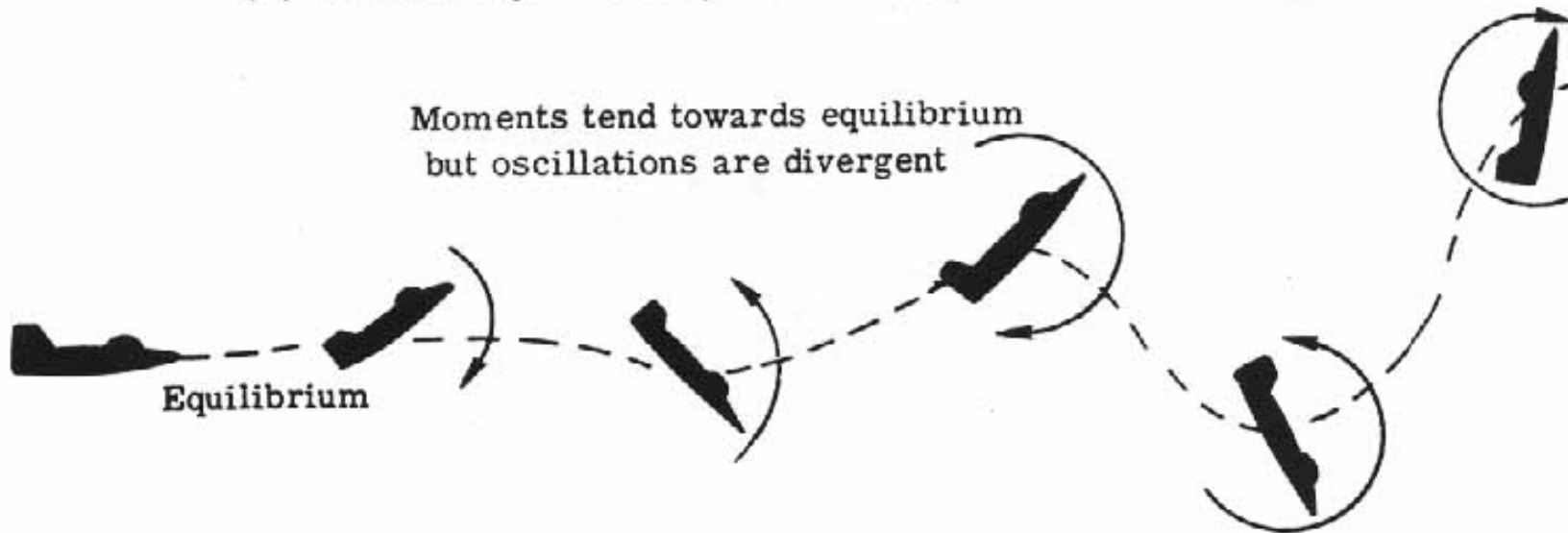
(a) Statically and dynamically stable.

Moments tend to return airplane to equilibrium but oscillations do not decay



(b) Statically stable; neutral dynamic stability.

Moments tend towards equilibrium but oscillations are divergent



(c) Statically stable; dynamically unstable.

# Control Longitudinal - III

- La posición del centro de masas,  $x$ , influye notablemente en el equilibrio de momentos de cabeceo y por tanto en la estabilidad de un avión.
- El avión es tanto más estable ( $C_{M\alpha}$  tanto más negativo) cuanto más hacia el morro se desplace el centro de masas del avión, ya que entonces el efecto desestabilizador del ala disminuye.
- Se llama punto neutro a la posición del centro de masas que hace  $C_{M\alpha} = 0$ , y representa la posición más retrasada que puede ocupar dicho centro de masas para que el avión sea estáticamente estable.
- El estabilizador horizontal permite pues equilibrar el avión y además hacerlo estable longitudinalmente.
- Un avión podría equilibrarse sin estabilizador horizontal, situando adecuadamente su centro de masas, pero en tal caso sería inestable longitudinalmente.
- La anterior descripción del problema presupone que el estabilizador horizontal está situado detrás del ala. Sin embargo, también puede situarse delante, configuración canard, en tal caso el centro aerodinámico del ala debe estar situado *detrás* del centro de masas; en este caso el ala proporciona un momento estabilizador, y el canard uno desestabilizador.



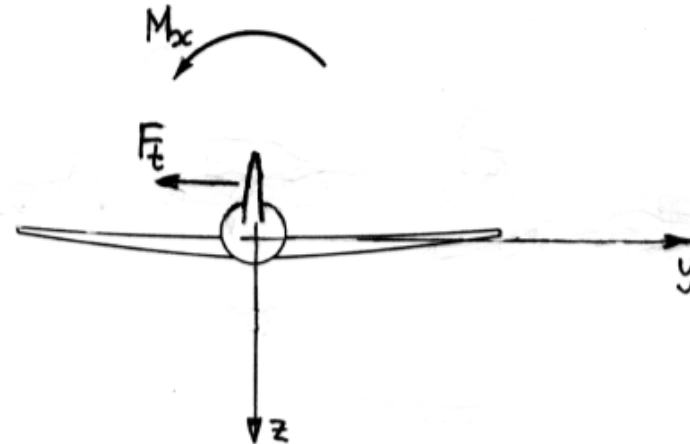
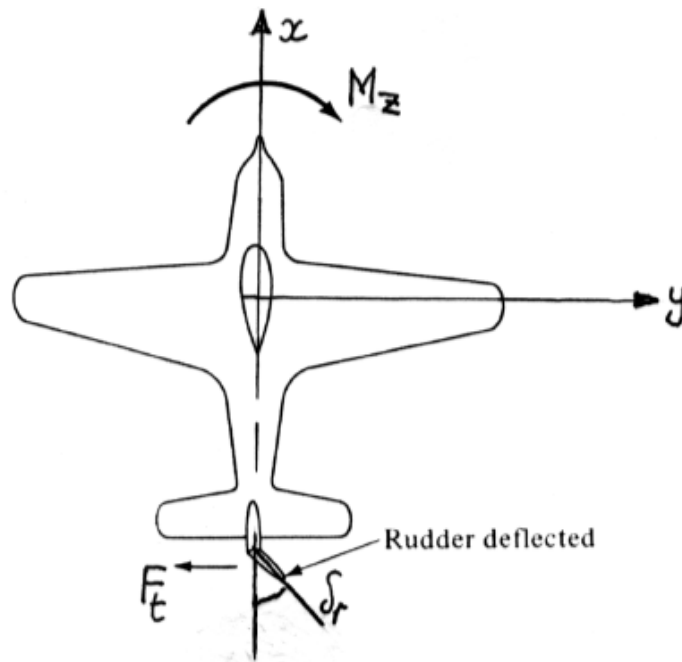
# Estabilidad y Control Lateral - I

- Se considera un avión en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, con las siguientes salvedades
- En vuelo simétrico y rectilíneo, todas las variables lateral-direccionales son nulas, por lo que no existe un problema primario de equilibrado.
- Las superficies de mando lateral-direccional cumplen una misión de equilibrado secundario:
  - cuando existen asimetrías (propulsivas, aerodinámicas o máscas)
  - cuando conviene volar en condiciones de vuelo no simétrico (por ejemplo, en el caso de aterrizaje con viento cruzado).
- El centro de gravedad está en el plano de simetría, por lo que su posición no afecta sensiblemente al comportamiento lateral-direccional del avión.
  - Puede demostrarse que los coeficientes de momento de balance y de guiñada pueden escribirse en la forma de vuelo no simétrico:

$$C_{M_x} = \frac{M_x}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b} = C_{L_0} + C_{L_\beta}\beta + C_{L_{\delta_a}}\delta_a + C_{L_{\delta_r}}\delta_r,$$
$$C_{M_z} = \frac{M_z}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b} = C_{N_0} + C_{N_\beta}\beta + C_{N_{\delta_a}}\delta_a + C_{N_{\delta_r}}\delta_r,$$

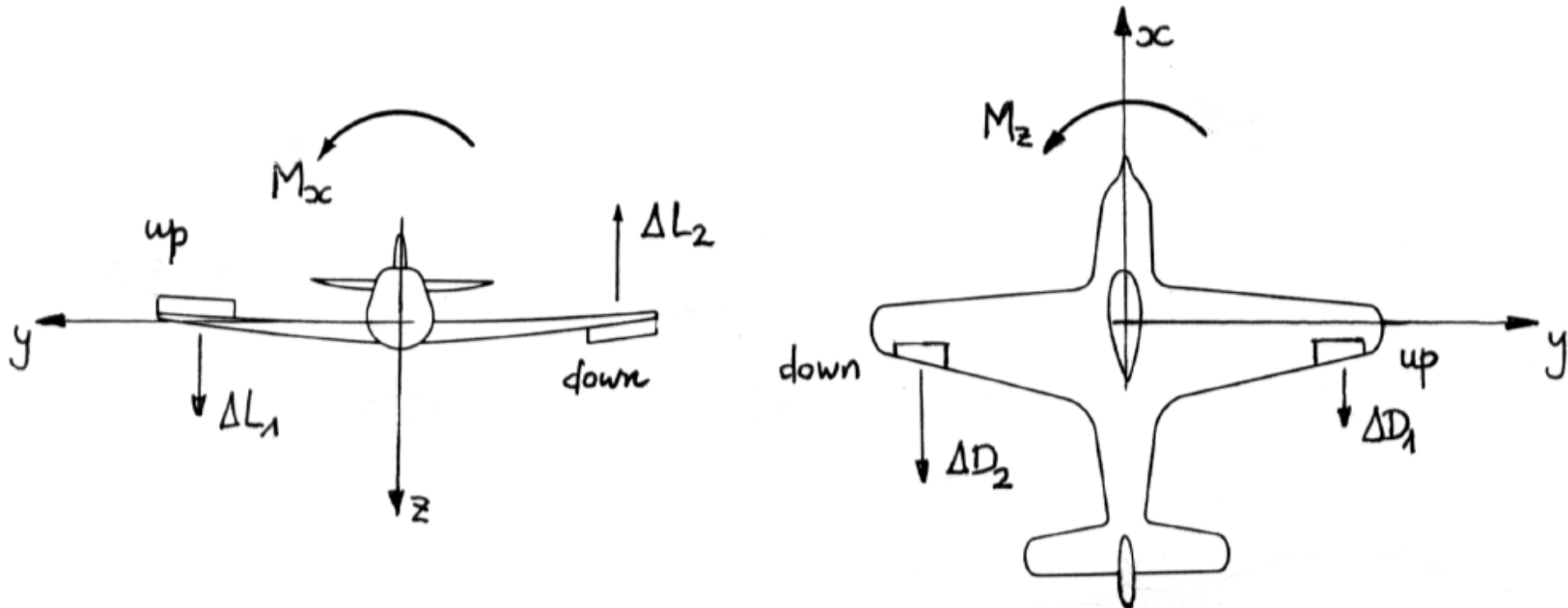
# Estabilidad y Control Lateral - II

- El control direccional es ejercido por el timón de dirección y el control lateral por medio de los alerones.
- Los movimientos de balance y de guiñada están acoplados:
  - una deflexión de los alerones,  $\delta_a$ , produce momentos de balance y de guiñada.
  - una deflexión del timón de dirección,  $\delta_r$
  - $C_{M\delta_r}$ : potencia de control direccional y representa la capacidad del timón de dirección para cambiar el equilibrio de momentos de guiñada del avión
    - cambiar el ángulo de resbalamiento:
      - una deflexión del timón de dirección  $\delta_r$  genera una fuerza lateral en la cola  $F_t$ , la cual da lugar a un momento de guiñada  $M_z$  respecto del centro de masas.



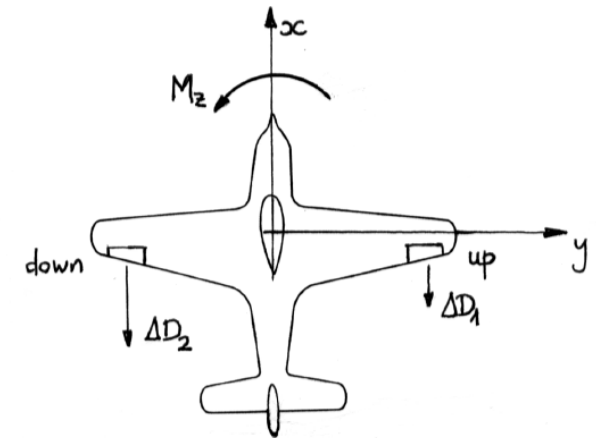
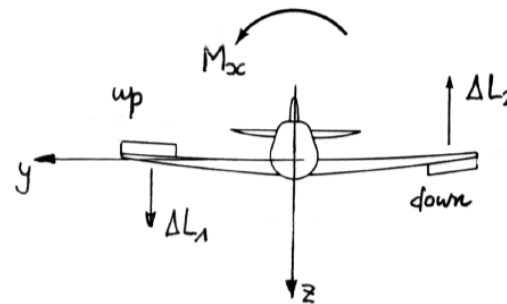
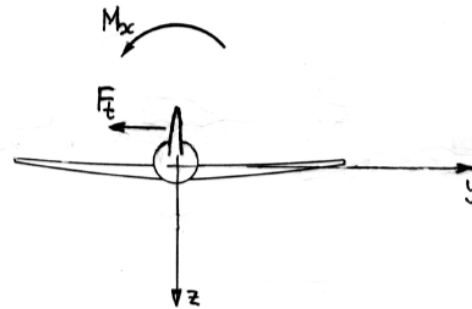
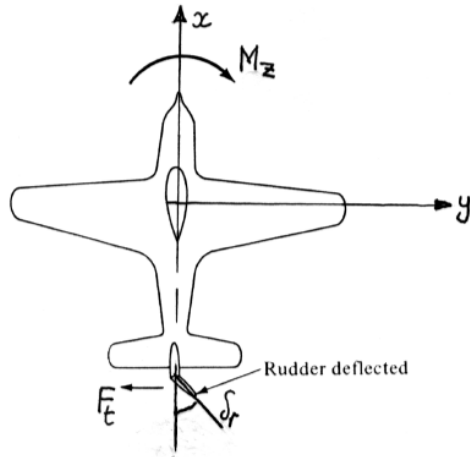
# Estabilidad y Control Lateral - III

- $C_{L\delta a}$  se llama potencia de control lateral y representa la capacidad de los alerones para cambiar el equilibrio de momentos de balance, y por tanto para cambiar el ángulo de balance:
  - una deflexión de los alerones  $\delta_a$  genera variaciones de sustentación en las dos semialas, las cuales dan lugar a un momento de balance  $M_x$  respecto del centro de masas.



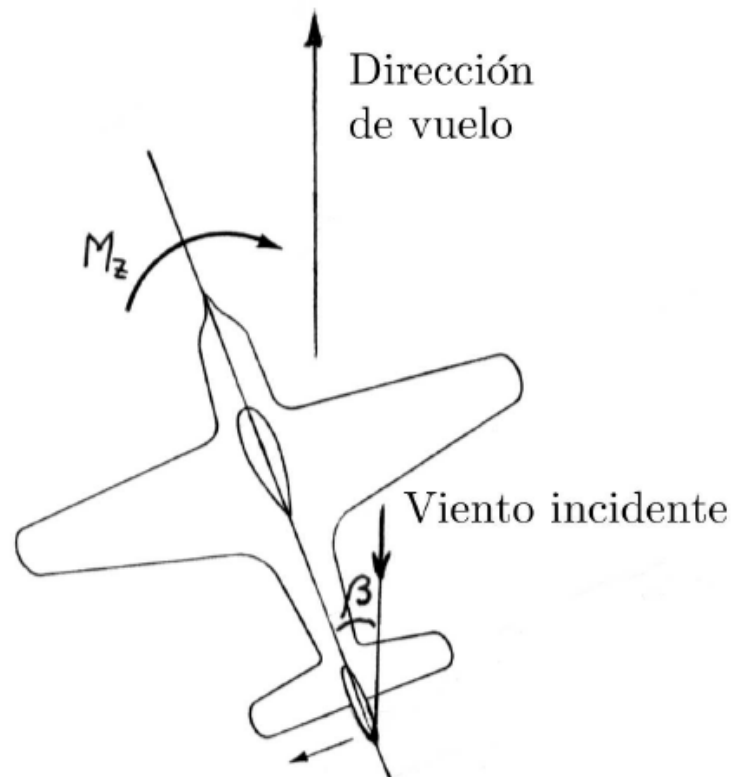
# Estabilidad y Control Lateral - IV

- $C_{L\delta r}$  y  $C_{N\delta a}$  representan el acoplamiento entre los controles lateral-direccionales.
  - El acoplamiento  $C_{L\delta r}$  representa el momento de balance ocasionado por la fuerza lateral generada por  $\delta_r$ 
    - depende de la distancia entre el centro aerodinámico del estabilizador vertical y el eje  $x$ .
  - El efecto representado por  $C_{N\delta a}$  se llama guiñada adversa:
    - al deflejar los alerones no sólo la sustentación de las dos semialas es distinta, sino que también lo es la resistencia aerodinámica de ambas, lo cual da lugar a un momento de guiñada
      - para evitar la guiñada adversa se suelen dar deflexiones distintas a los dos alerones, de forma que el incremento de resistencia sea aproximadamente igual en las dos semialas.



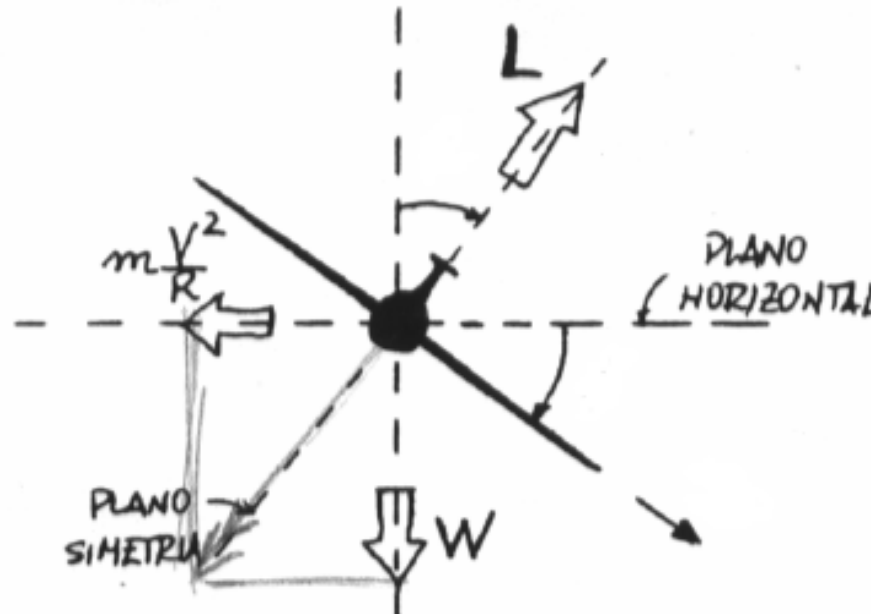
# Estabilidad y Control Lateral - V

- $C_{N\beta}$  es el índice de estabilidad estática direccional, cuya principal contribución proviene del estabilizador vertical, el cual actúa análogamente al estabilizador horizontal en el caso longitudinal:
  - si se produce una variación del ángulo de resbalamiento se genera una fuerza lateral  $F_z$  en la cola, la cual da lugar a un momento de guiñada  $M_z$  respecto del centro de masas que tiende a alinear el avión con la dirección de vuelo (esto es, a disminuir el ángulo de resbalamiento), es decir, el estabilizador vertical proporciona estabilidad direccional.



# Estabilidad y Control Lateral - VI

- Con respecto al movimiento lateral (de balance):
  - el avión puede considerarse en un estado de estabilidad neutra, es decir, ante una variación de ángulo de balance no se genera un momento que tienda a recuperar la posición de partida, sino que el avión mantiene el vuelo con el nuevo ángulo de balance.
    - En los casos de movimientos longitudinal y direccional ocurre lo contrario ya que los estabilizadores (horizontal y vertical) generan momentos recuperadores.
  - La componente lateral de la sustentación hace que el avión se mueva lateralmente, es decir, introduce un ángulo de resbalamiento.
- A la estabilidad con respecto a esta perturbación se le llama estabilidad lateral.
  - $C_{L\beta}$  es el correspondiente índice de estabilidad, llamado efecto diedro, debido a que la principal contribución proviene del diedro geométrico del ala:
    - en aviones con flecha, ésta también contribuye.
- Respuestas del avión relacionadas con el problema lateral-direccional son los movimientos conocidos como el balanceo holandés (Dutch Roll) y la barrena.







# Contenido

---

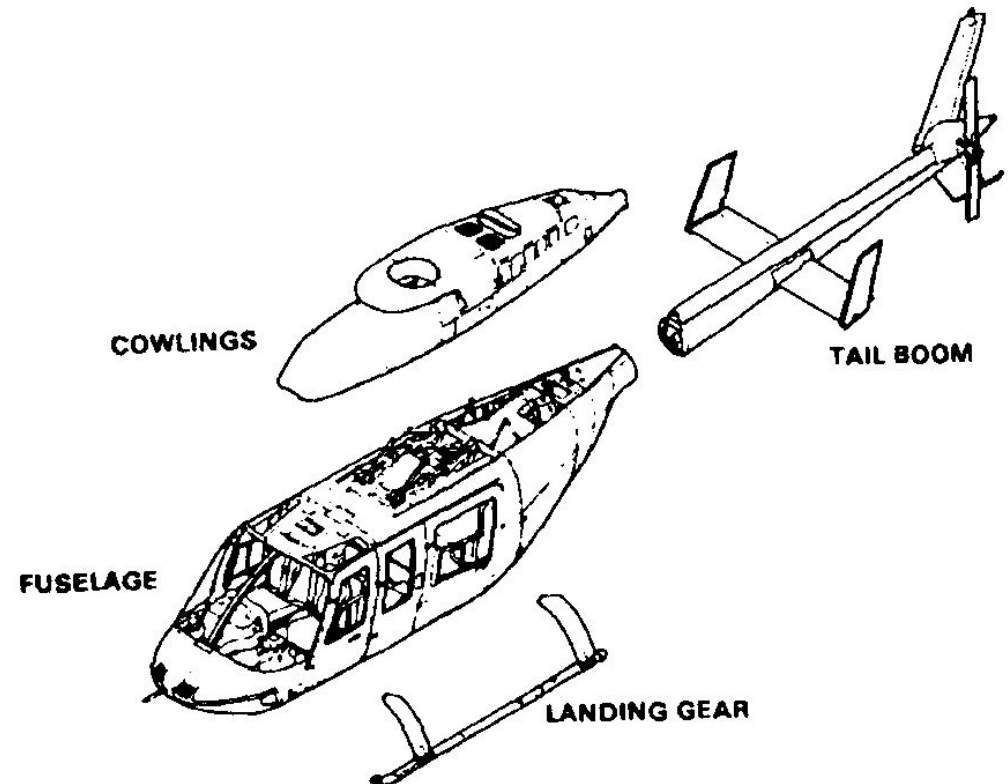
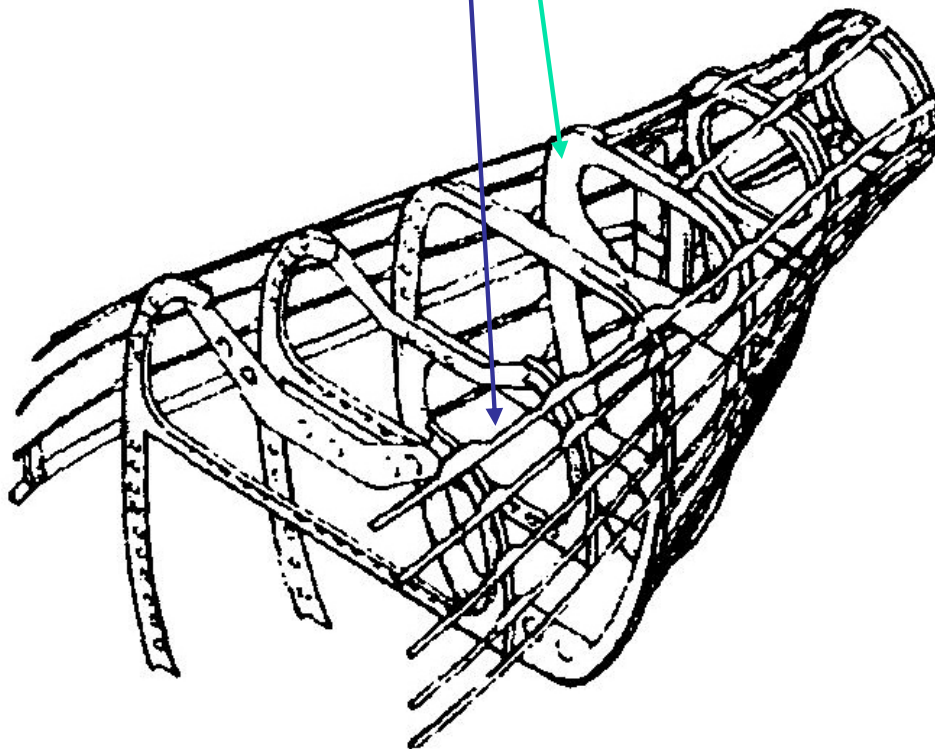
- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- **Helicópteros.**
  - **Configuración general**
  - **Mandos de vuelo**
  - **Sistemas y equipos de a bordo**
  - **Instrumentos de a bordo**
- Sistemas de propulsión.

# Elementos Constitutivos de un Helicóptero

- Fuselaje
  - Estructura y tren de aterrizaje
- Rotor Principal
- Rotor Antipar
- Grupo motor
- Sistema dinámico
  - Transmisión de potencia e instalaciones asociadas
- Instalaciones de transformación y distribución de energía
- Mandos de vuelo
- Sistemas de control de vuelo, navegación y comunicaciones
- Instrumentos de abordo

# Fuselaje - I

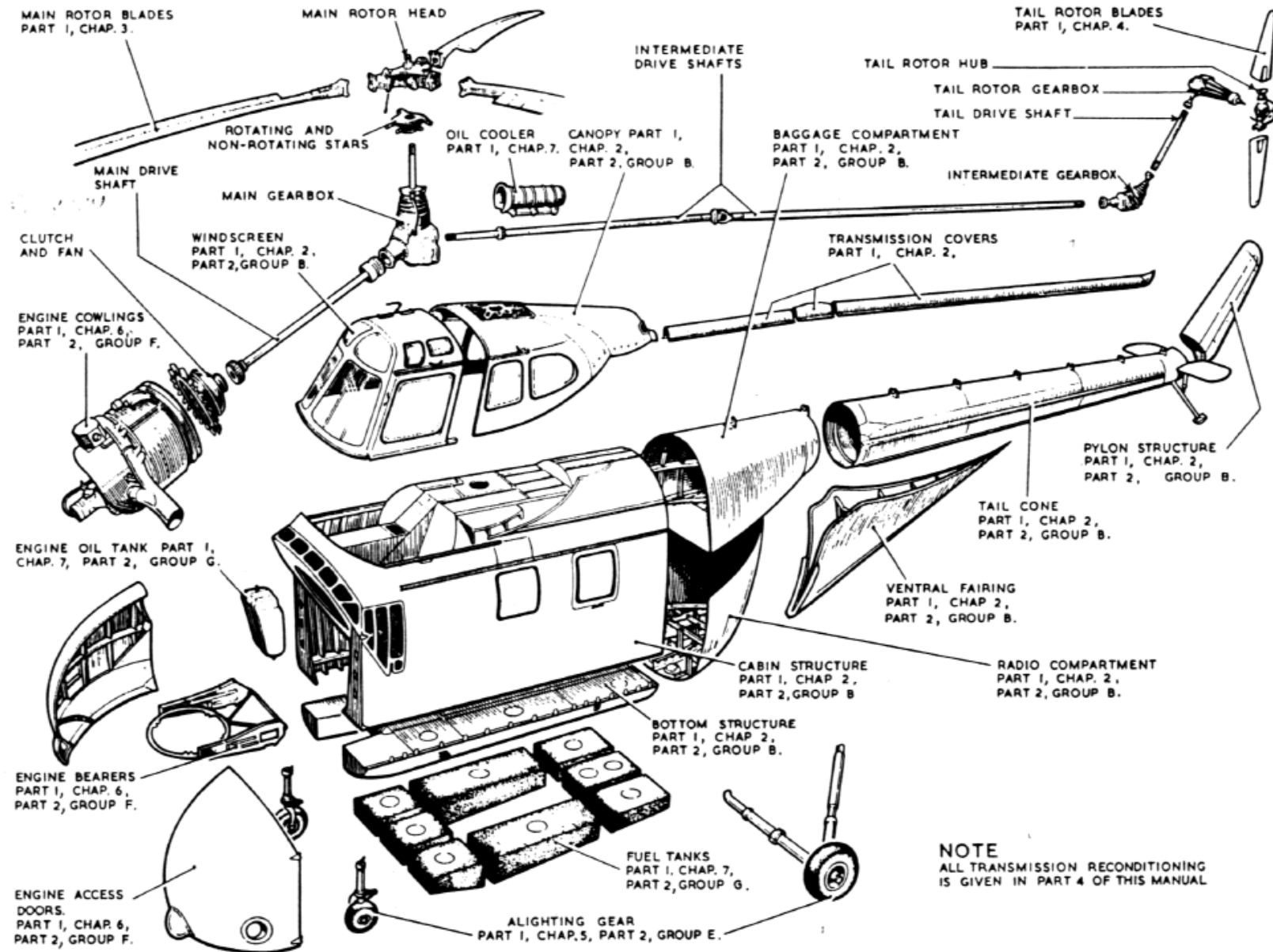
- Fuselaje (función y estructura similar a la de los aviones)
  - Soportar el rotor de cola el cual debe de situarse lo más alejado posible del eje del rotor principal
- Estructura análoga a la de los aviones:
  - Cuadernas
  - Larguerillos
  - Revestimiento



# Fuselaje - II

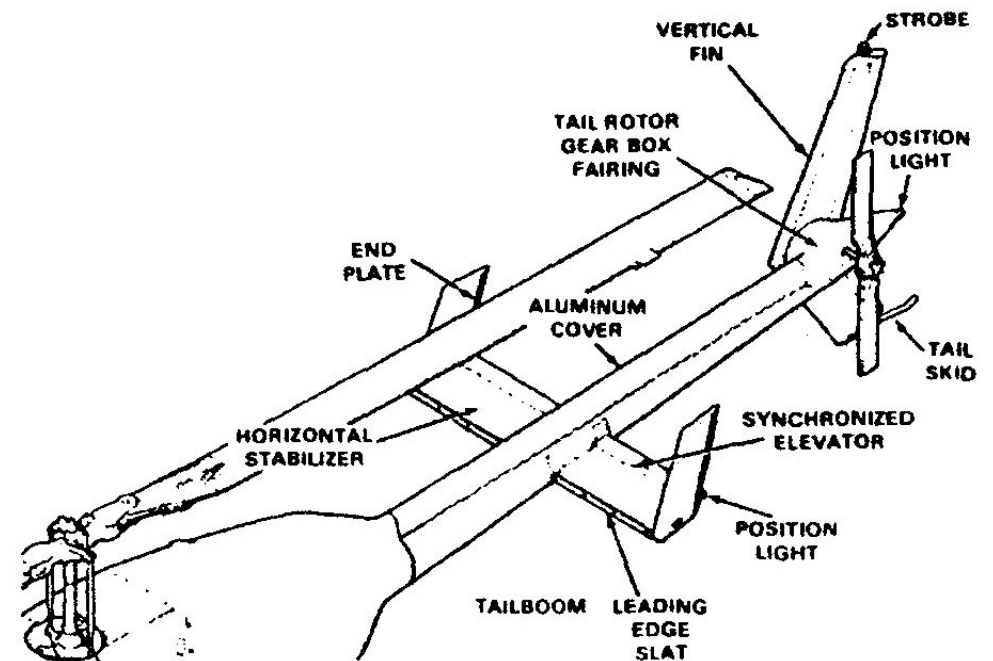
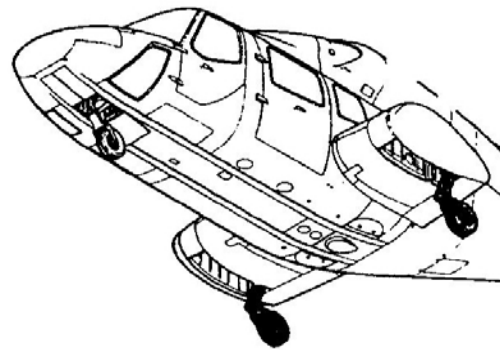
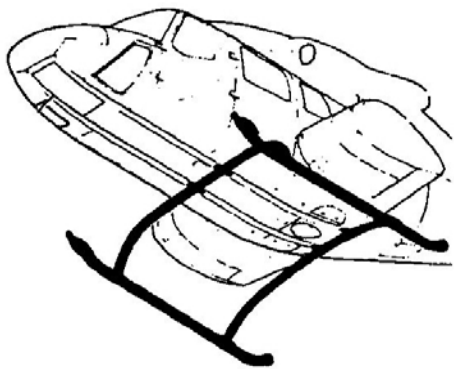
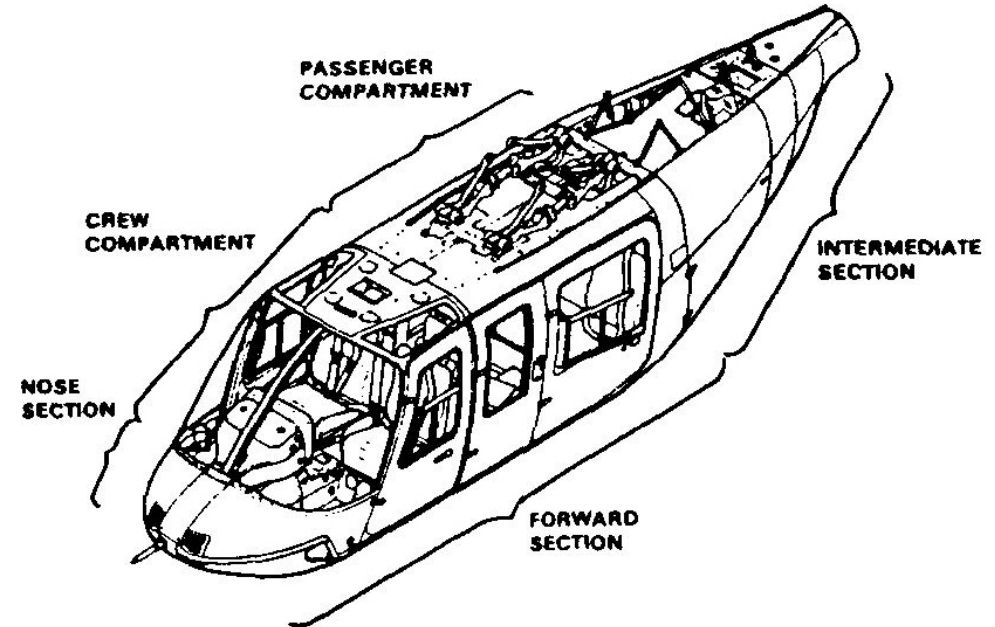
REPAIR AND OVERHAUL MANUAL

Westland S.55 Series 2



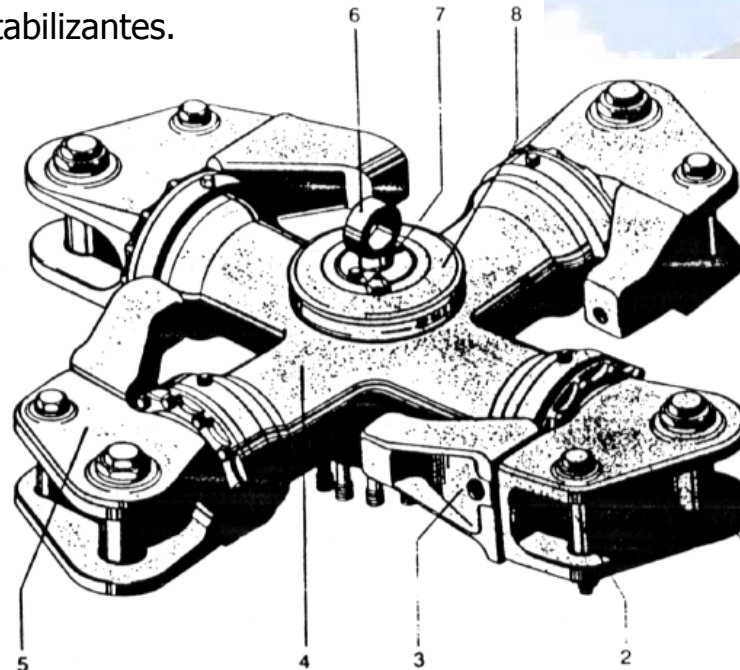
# Fuselaje - III

- Fuselaje principal
  - Sección delantera
  - Sección intermedia
- Puro de cola
  - Estabilizador horizontal.
  - Estabilizador vertical.
  - Rotor de cola.
  - Sistema de transmisión del rotor de cola.
- Tren de aterrizaje
- Alas fijas
- Cubiertas del motor



# Rotor Principal

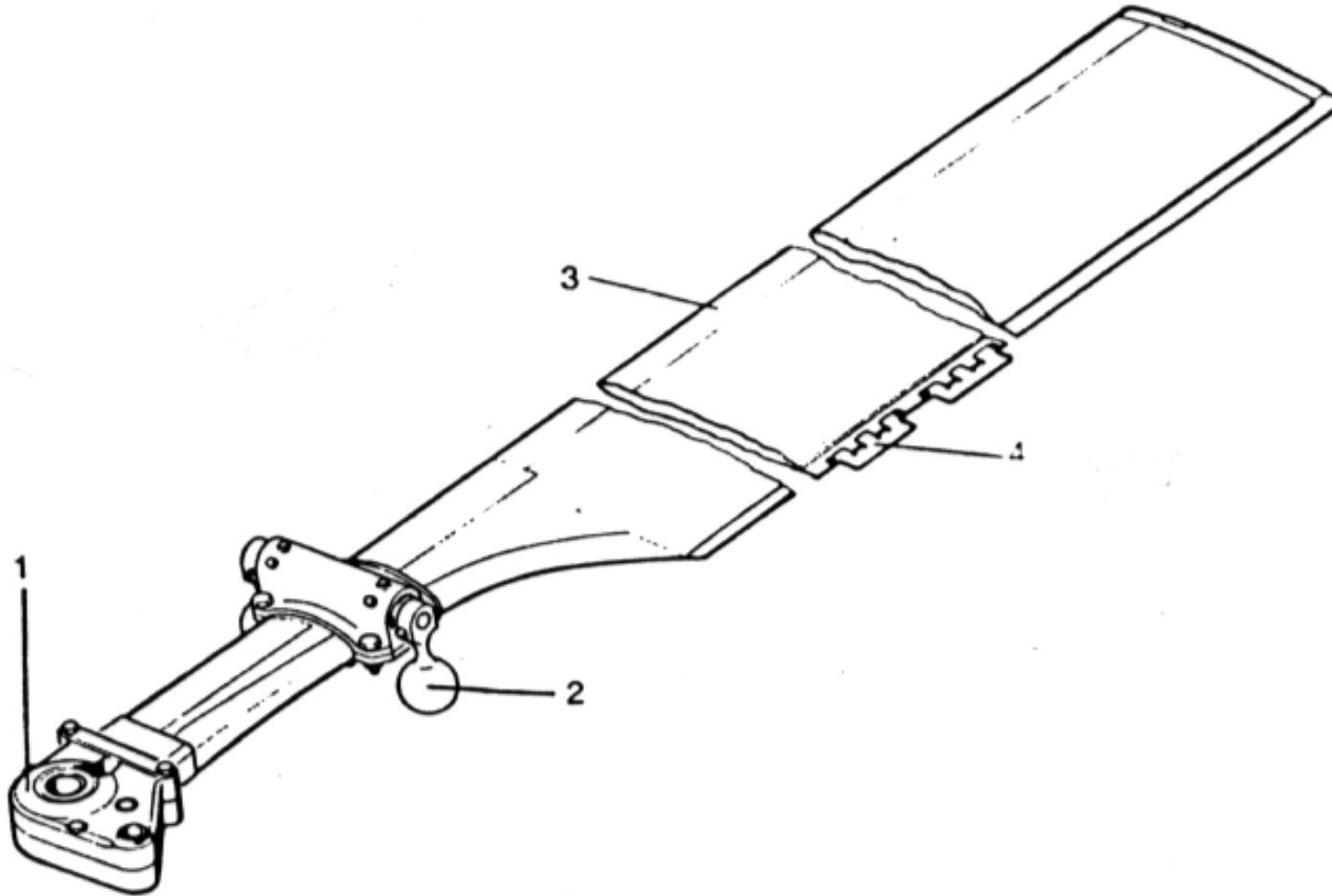
- Formado por una cabeza, unida al eje de accionamiento, y varias palas (alas de gran alargamiento).
- Realiza las tareas de:
  - sustentación,
  - propulsión
  - control de cabeceo
  - control de balance
- Elementos
  - Cabezas de Rotor:
    - suele ser articulada o flexible, para evitar la transmisión de momentos asimétricos desestabilizantes.
  - Plato Oscilante
  - Palas



Cabeza del rotor principal

- 1 Perno primario de la pala
- 2 Perno secundario de la pala
- 3 Palanca del control
- 4 Pieza estrellada de rotor
- 5 Manguito interior
- 6 Argolla de sujeción
- 7 Tornillo de purga de aire
- 8 Depósito de aceite

# Rotor Principal - Palas

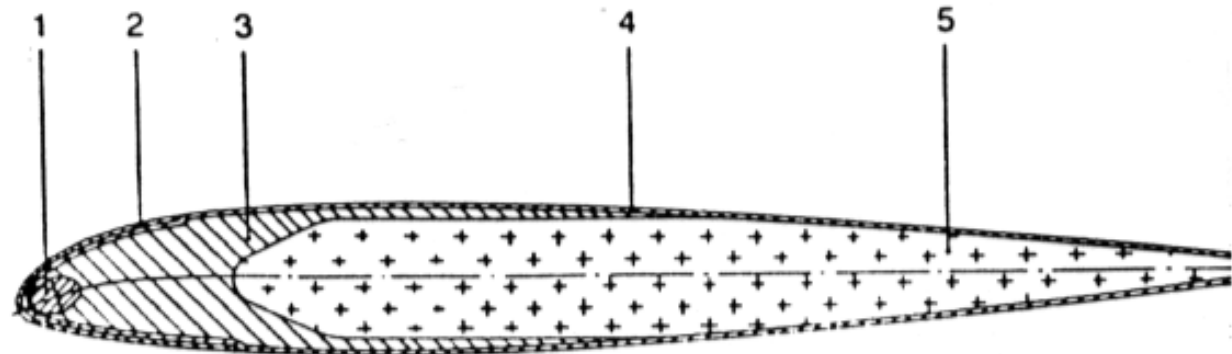


## Palas del rotor principal

- 1 Pieza de unión de la pala
- 2 Amortiguador anti-vibratorio
- 3 Cantonera contra la erosión
- 4 Aletas de compensación dinámica

## Sección de la pala

- 1 Barra de plomo equilibradora
- 2 Cantonera contra la erosión
- 3 Larguero de la pala
- 4 Revestimiento der PR
- 5 Relleno de espuma rigida



# Rotor Principal – Buje (Hub)

- Articulada: configuración más común. Complejidad mecánica
  - A través de las articulaciones se permite el control de vuelo y se evitan momentos desestabilizantes:
    - Articulación de cabeceo: permiten cambiar el ángulo de ataque de las palas. Fundamental para el control de vuelo.
    - Articulación en batimiento: evitan la transmisión de momentos de vuelco al fuselaje (debido a la *asimetría del vuelo de avance*). Además, sirve de "amortiguador de perturbaciones".
    - Articulación de arrastre: alivio de esfuerzos
- Semirrígido: más simple mecánicamente. Transmite más esfuerzos al eje.
  - Articulación de cabeceo
  - Articulación de balancín
- Rígido: el más simple mecánicamente y el que transmite más esfuerzos al fuselaje.
  - Sólo tiene la articulación de cabeceo

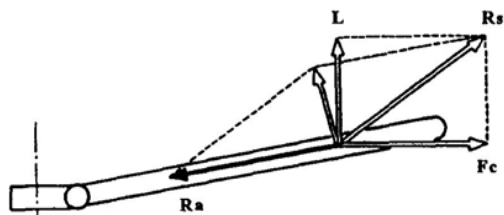
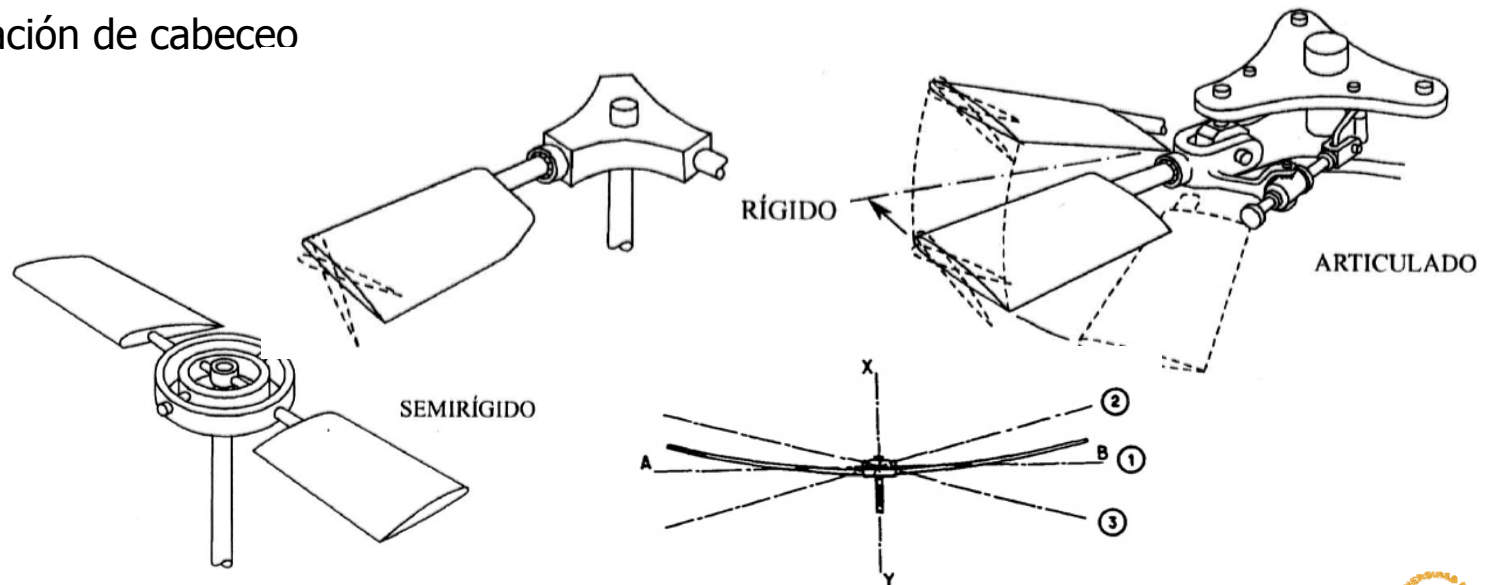
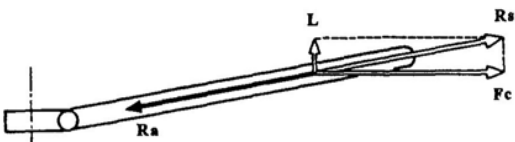


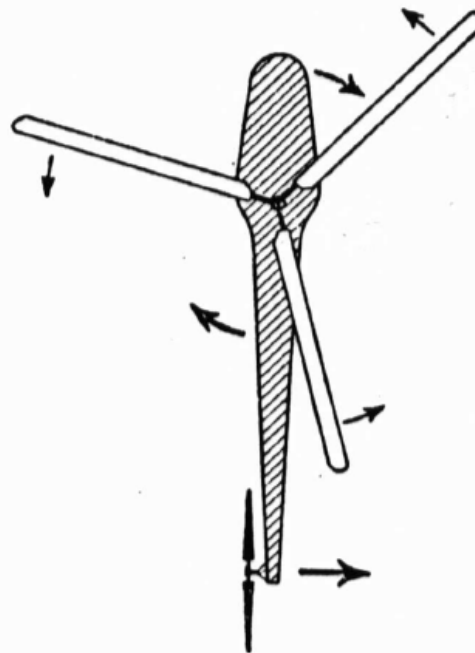
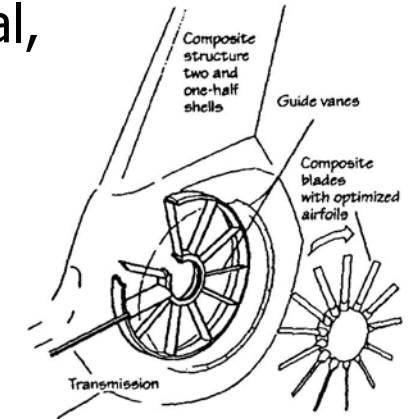
Fig. 10-5a





# Rotor Antipar

- Proporciona una fuerza lateral cuyo momento permite compensar el par de reacción (par igual y opuesto al aplicado al rotor principal, que haría girar al fuselaje del helicóptero en sentido contrario).
- Realiza el control de guiñada.
- Se suele usar una configuración de rotor rígido
- Otras configuraciones
  - Fenestrón
  - NOTAR



BALANCING TORQUE BY MEANS OF A TAIL ROTOR



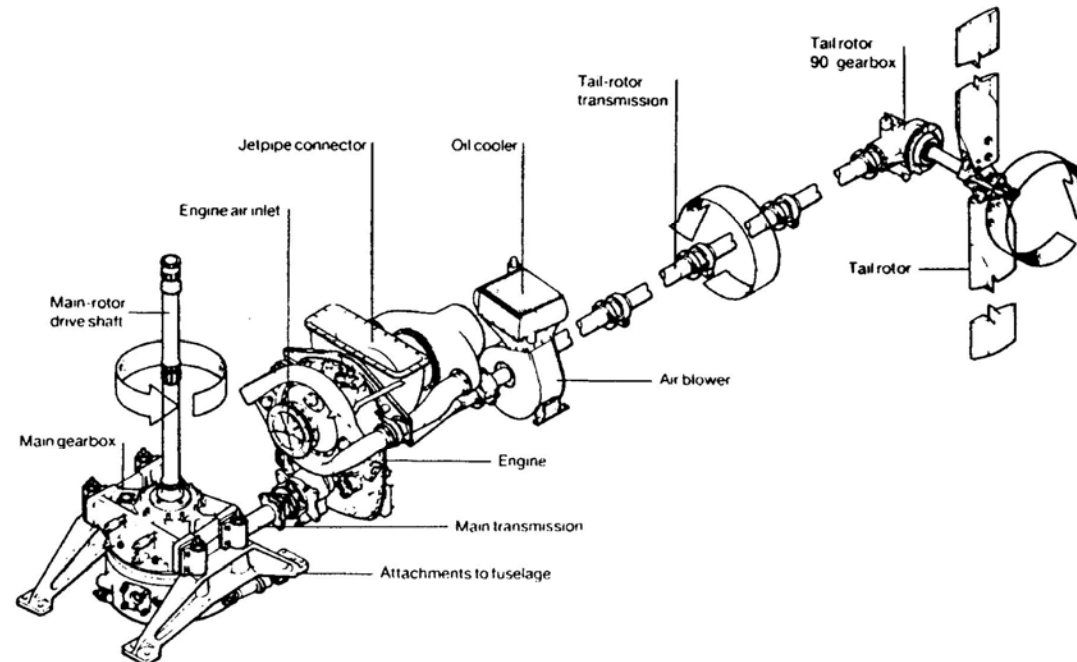
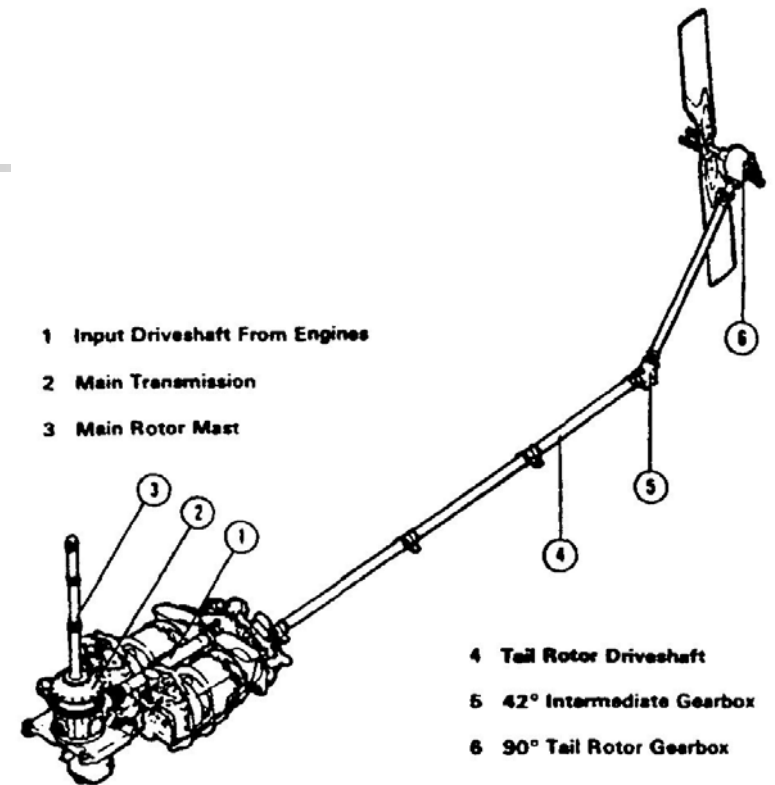
# Grupo Motor

## ■ Grupo motor

- Motor
- Transmisión principal.
- Ejes de transmisión.
- Cajas reductoras
- Mástil
- Transmisión al rotor de cola
- Sistemas de control.
- Toma de aire.

## ■ Instalaciones de motor

- Combustible
- Lubricación
- Refrigeración

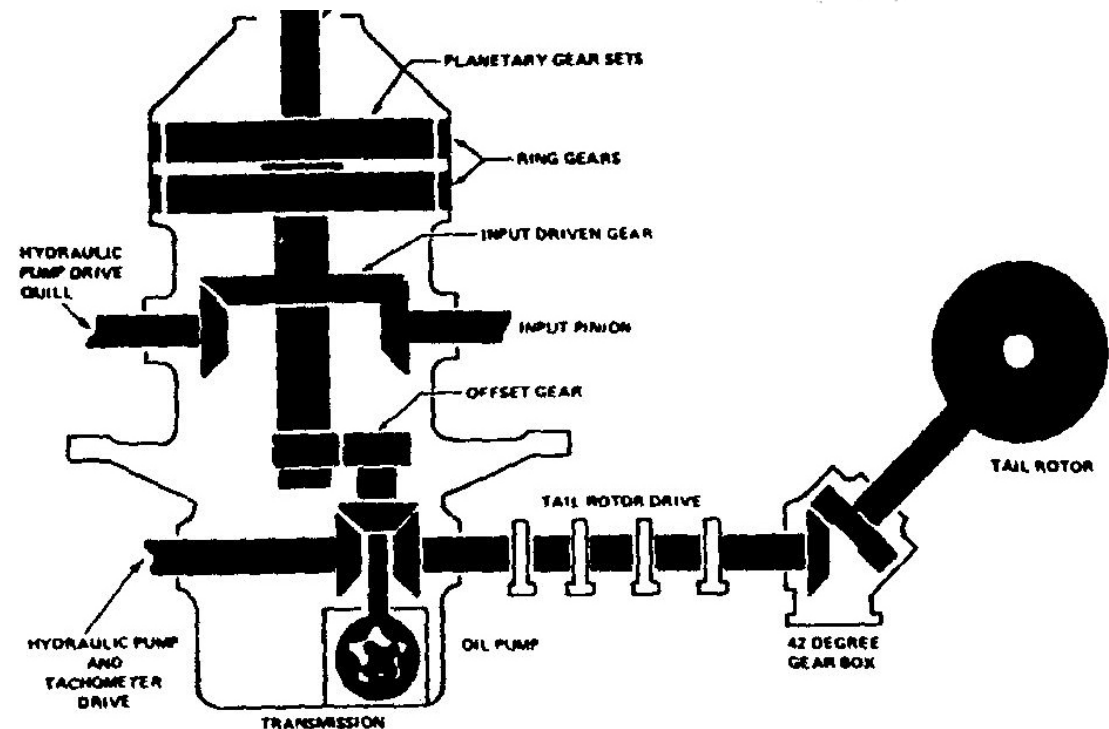
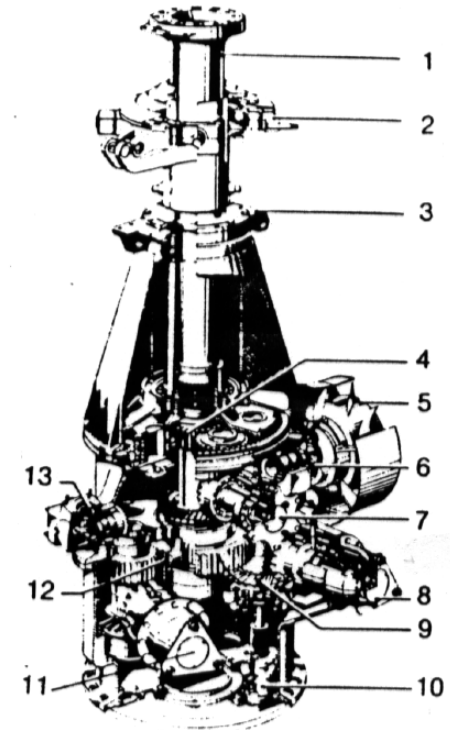


# Sistema Dinámico

- Permite aplicar la potencia del motor a los rotores. Se necesita adecuar el número de revoluciones a cada rotor.
- Elementos:
  - Reductores (engranajes)
  - Transmisiones (ejes)
  - Mecanismos de embrague, rueda libre y freno:
    - Permiten la autorrotación del rotor
  - Plato oscilante:
    - Transmite al rotor las órdenes de mando

## Transmisión principal

- 1 Mastil del rotor
- 2 Plato oscilante
- 3 Pestaña de suspensión
- 4 Engranaje central
- 5 Conjunto ventilación
- 6 Engranaje del ventilador
- 7 Salida de transmisión rotor de cola
- 8 Transmisión derecha de entrada
- 9 Disco del freno del rotor
- 10 Bomba de aceite
- 11 Transmisión izquierda de entrada
- 12 Engranaje colector
- 13 Transmisión auxiliar accesoria



- Sistema Eléctrico
  - Sistema de distribución.
  - Protección frente a fallo.
  - Regulación de voltaje.
  - Baterías.
  - Consola
  - Sistema de iluminación.
- Sistema Hidráulico.
- Sistema de combustible
- Sistema de acondicionamiento de cabina
- Antivaho y limpiaparabrisas
- Prevención y eliminación de hielo
- Detección y extinción de incendios
- Oxígeno
- Iluminación (interior y exterior)
- Manejo y remolque de cargas

# Mandos de vuelo

- Mando de paso colectivo (*collective control*)
  - Aumenta o disminuye la sustentación del rotor principal
- Mando de paso cíclico (*cyclic control*)
  - Permite inclinar el rotor principal longitudinal o lateralmente
  - Proporciona control en cabeceo y balance
- Mando de paso de rotor antipar – pedales
  - Proporciona guiñada o control direccional.
  - El pedal se pisa en la dirección requerida
  - Modifica la tracción de rotor de cola.
- Mando Gases
  - Control de potencia del motor
- PROBLEMA DE ACOPLAMIENTO ENTRE MANDOS

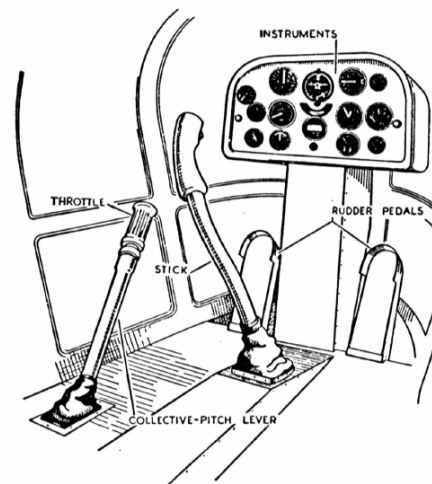
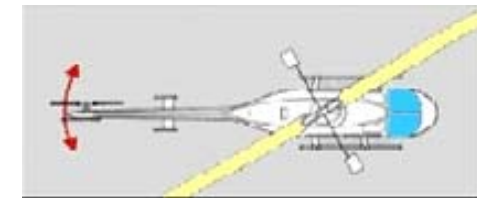
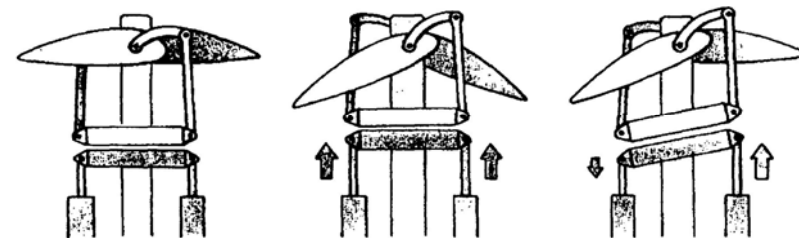
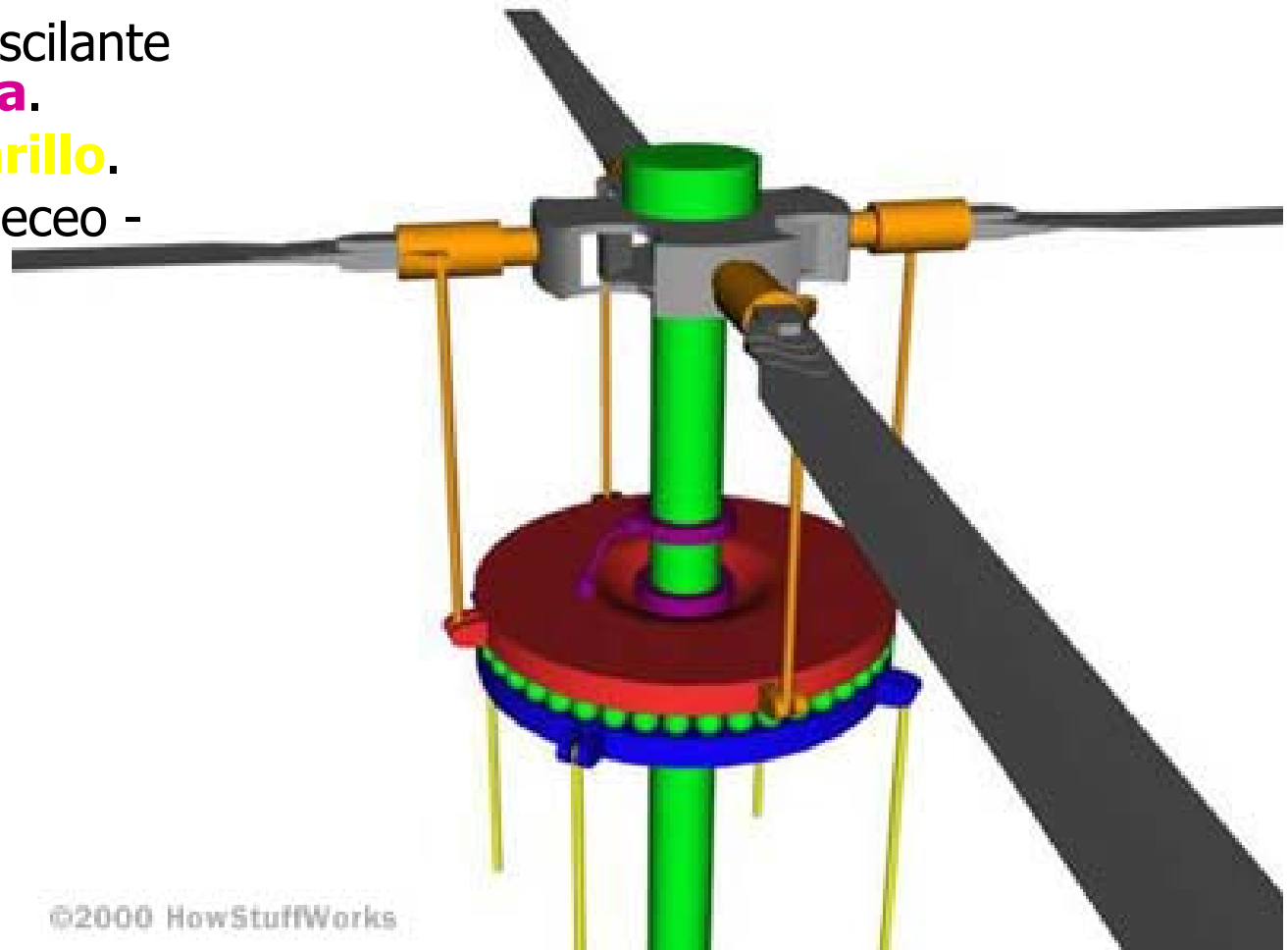


FIG. 3. SOME FEATURES OF THE HELICOPTER AND COCKPIT



# Plato Oscilante (*Swash plate*)

- Plato Oscilante fijo - **azul**.
- Plato oscilante rotatorio - **rojo**.
- Transmisión principal – **verde**
- Conexión entre el plato oscilante y la transmisión. - **violeta**.
- Varillas de control – **amarillo**.
- Varillas de control de cabeceo - **naranja**.
- Cojinetes - **verde**.
- Palas del Rotor - **gris**.



# Mando de Paso Colectivo



# Mando de Paso Cíclico





# Mando de Paso de Rotor Antipar



# Instrumentos de abordo

- Panel de mandos superior
  - Warning lights
  - Instrumentos de vuelo
    - Indicador de velocidad vertical
    - Indicador de velocidad respecto al aire.
    - Tacómetro.
    - Altímetro.
    - Manifold Pressure.
- Panel medio de instrumentos.
  - Datos de las sondas de motor
  - controles de cabina.
  - Nav lights.
  - Strobe light.
  - Interruptor de embrague.
  - Interruptores
    - Alternador
    - Batería
    - Llave del magneto/starter.
- Panel de instrumentos inferior.
  - Radio.
  - Controles e indicadores
    - Temperatura exterior.
    - Luz aterrizaje.
    - Luz emergencia
- Aviónica - Equipos de navegación





# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- Sistemas de propulsión.



# Contenido

---

- Descripción del entorno aeroespacial.
- Aviones.
- Aerodinámica del avión.
- Mecánica del vuelo del avión.
- Helicópteros.
- **Sistemas de propulsión.**
  - **Clasificación General de los Sistemas de Propulsión.**

# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- El sistema de propulsión de cada vehículo será el adecuado al régimen de vuelo y/o a la misión que deba desempeñar. Una clasificación general clásica, con fines meramente introductorios es la siguiente:

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**

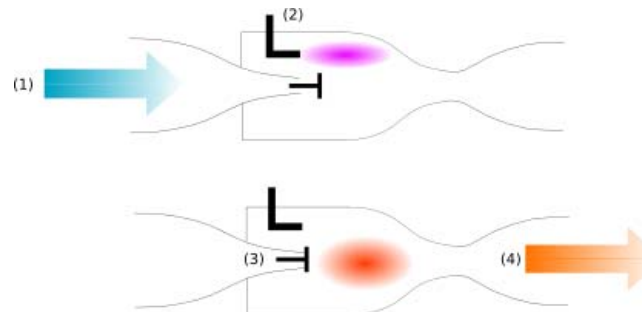
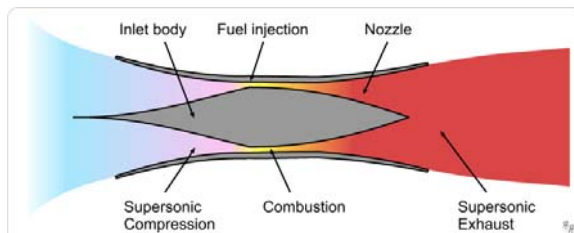
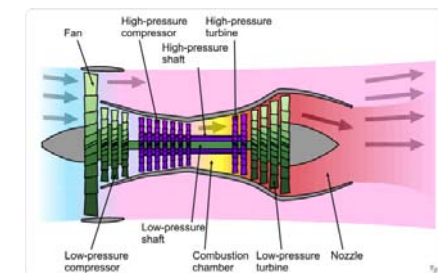
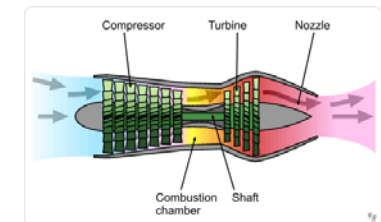
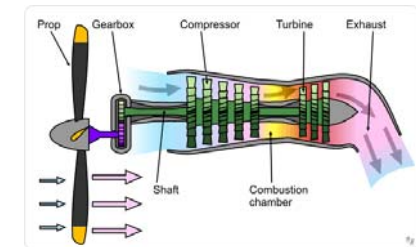
- Motor alternativo + Hélice
- Turboeje + Hélice

- **PROPULSIÓN POR CHORRO**

- Aerorreactores
  - Turborreactores (con o sin postcombustor)
  - Turbofanos (con o sin postcombustor)
  - Estatorreactores
  - Pulsorreactores
- Motores cohete
  - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
  - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
  - MC Nucleares (termonucleares)

- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**

- Turbohélices

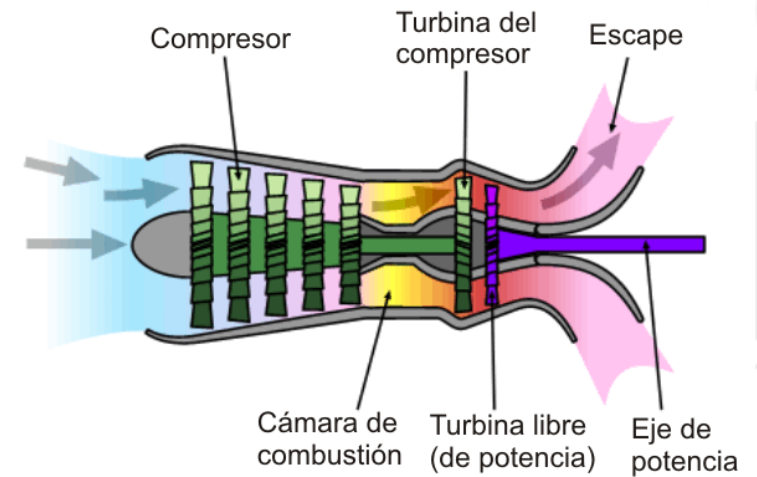


# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices

# Turboeje + Hélice

- Un motor turboeje es un **motor de turbina de gas** que **entrega su potencia a través de un eje**.
- Es similar al motor turbohélice pero, a diferencia de éste, no mueve directamente una hélice.
- Normalmente es utilizado como motor de aviación para propulsar helicópteros.



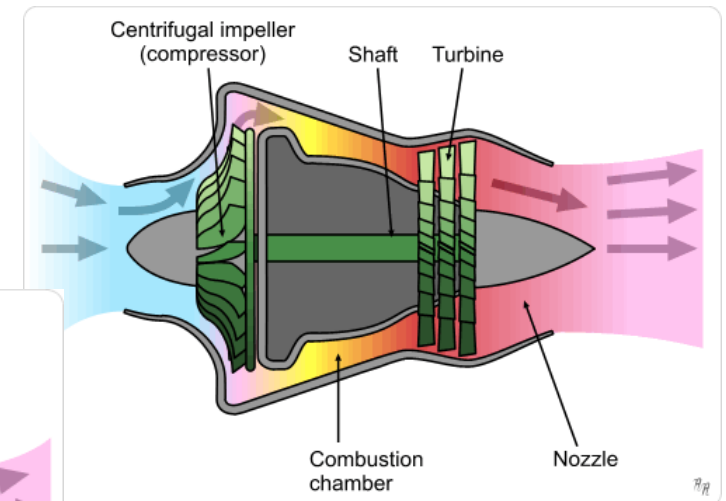
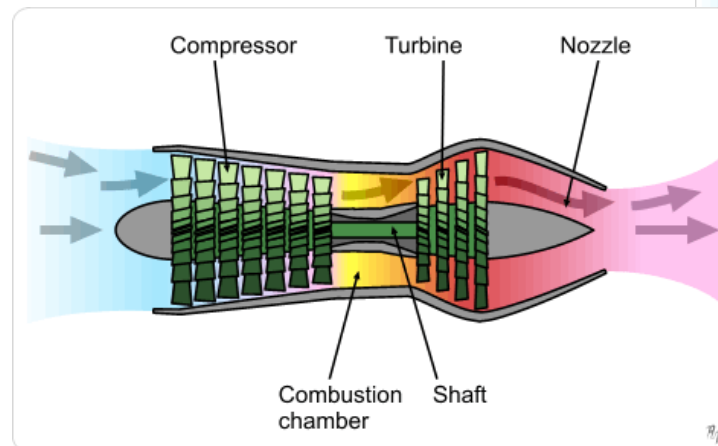
# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices



# Turboreactor

- Tipo de **turbina de gas**, que a diferencia de los motores de ciclo alternativo que tienen un funcionamiento discontinuo (explosiones), tiene un **funcionamiento continuo**.
- Consta de las mismas fases que un motor alternativo: admisión, compresión, expansión y escape.
- Los **gases** generados por la **turbina de gas**, al ser expelidos, **aportan la mayor parte del empuje** del motor.
- Los turbojet fueron los **primeros motores a reacción empleados en la aviación comercial**.
  - Elevada sonoridad
  - Bajo rendimiento de combustible



# Turboreactor

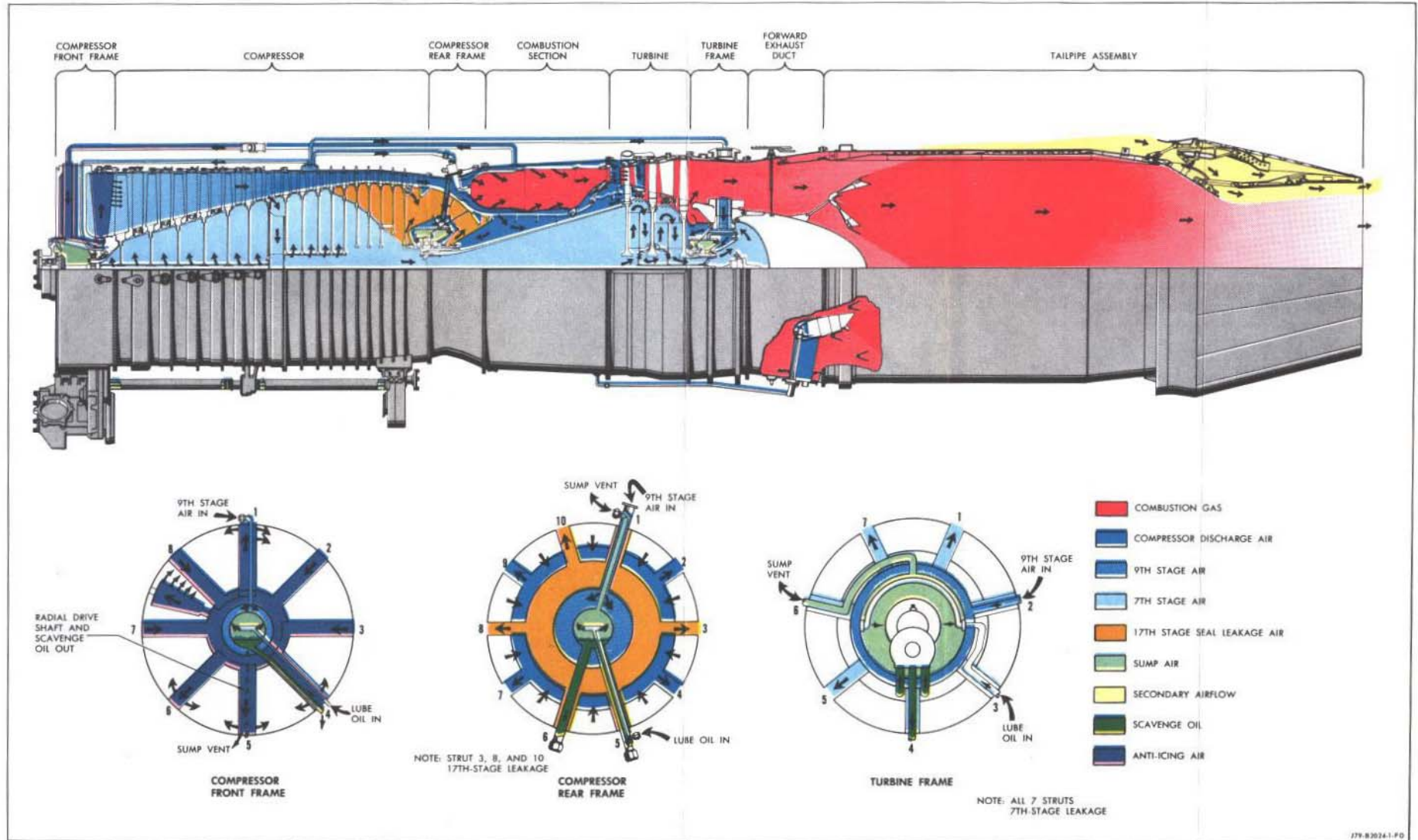


Figure 3-13. Engine Airflow

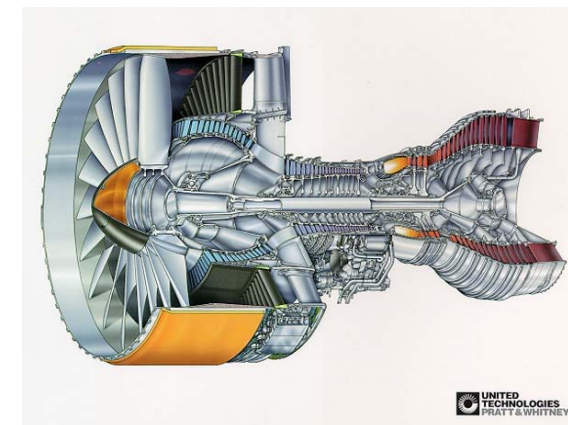
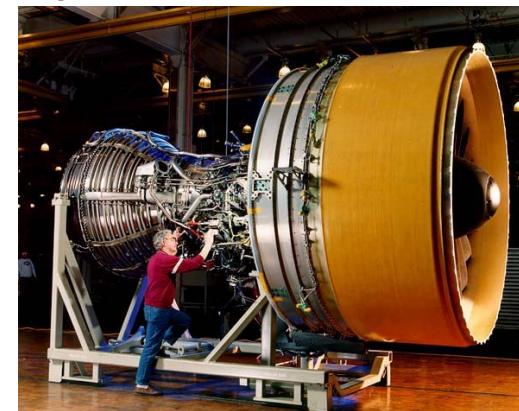
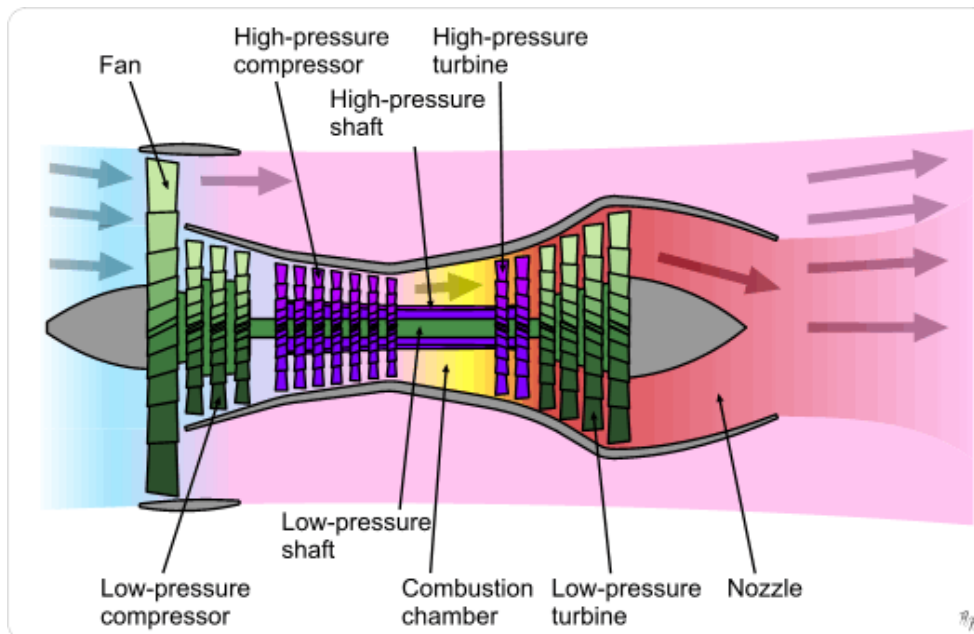
ENGINE AIRFLOW

Changed 31 October 1968

III - 17/III - 18

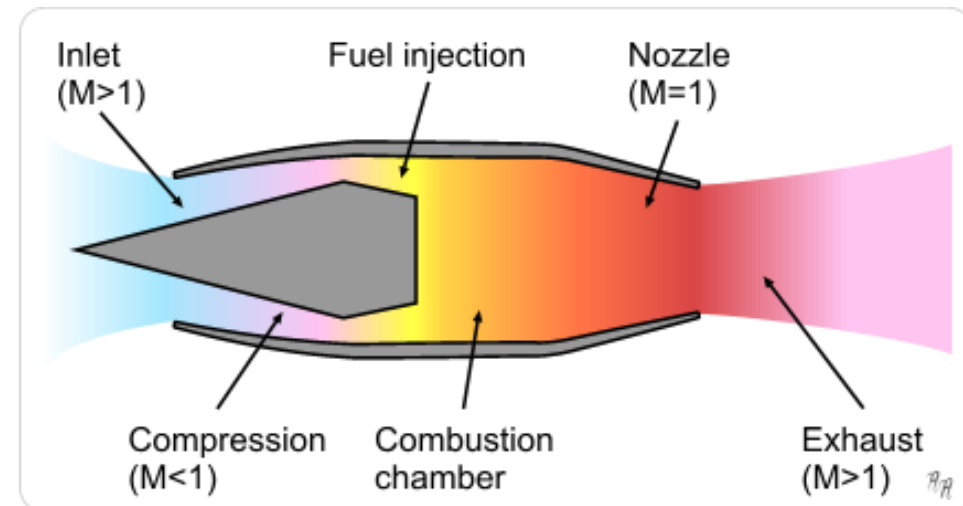
# Turbofan

- Los motores de aviación tipo **turbofan**, son la **nueva generación** de **motores a reacción** que **reemplazo** a los motores **turboreactor**.
- Se caracterizan por tener un **ventilador** (fan) en la **parte frontal del motor** desde el cual el aire se divide en dos tipos: Aire de bypass y aire primario.
- Este tipo de motores tiene las ventajas de
  - **consumir menos combustible** (aerokerosene JPA1)
  - **más económico para el operador**
  - **contaminan menos el aire**
  - **reducen la contaminación sonora.**



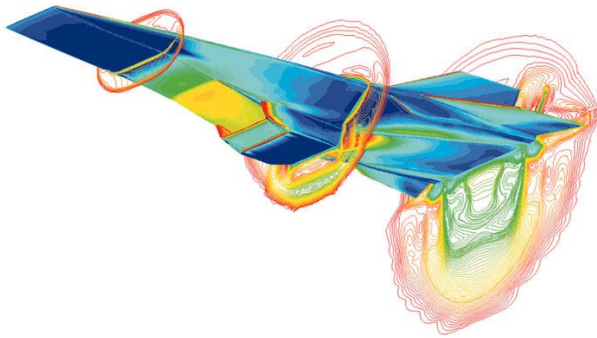
# Estatorreactor

- Motor a reacción que carece de compresores y turbinas (**Ramjet**).
- La **compresión** se efectúa debido a la **alta velocidad** a la que ha de funcionar.
- El aire ya comprimido, se somete a un proceso de combustión en la cámara de combustión y una expansión en la tobera de escape.
- El **régimen de trabajo** de este motor es **continuo**.

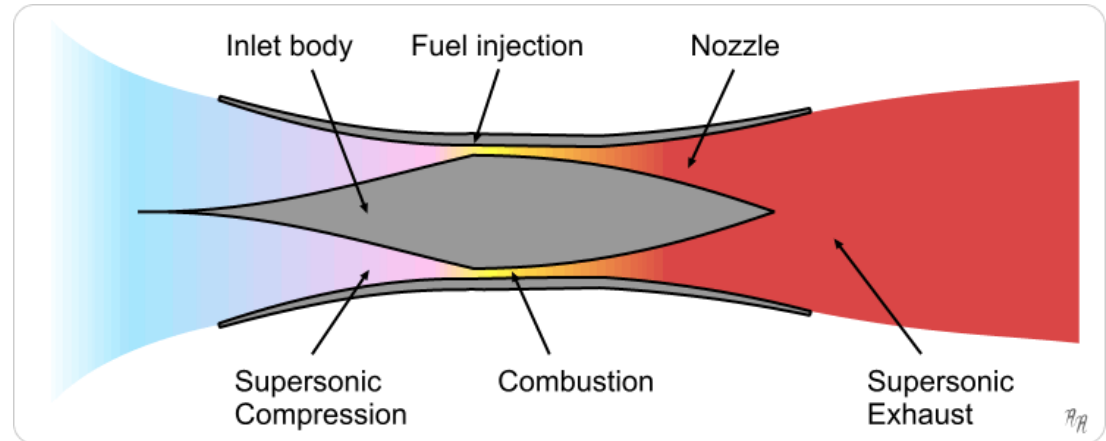


# ScramJet - I

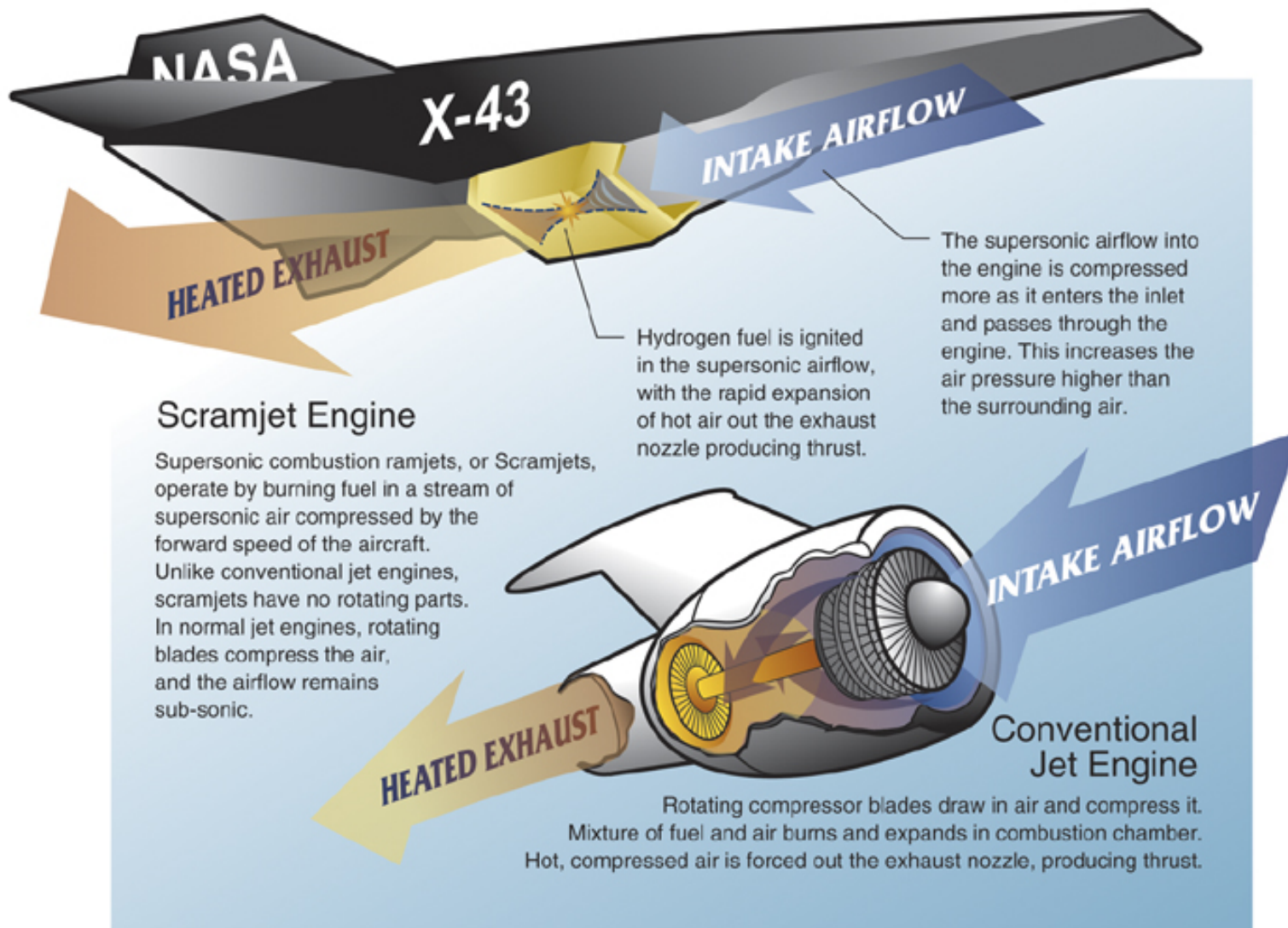
- Scramjet (**supersonic combustion ramjet**) es una variación del estatorreactor(ramjet) con la gran diferencia que la **entrada del flujo en el combustor es supersónica**.
- En velocidades elevadas es necesario el hacer la combustión de forma supersónica para maximizar la eficiencia del proceso de combustión
- Se prevee que con los scramjets podamos volar a velocidades entre Mach 12 y Mach 24 (orbital velocity).



Dryden Flight Research Center ED97 43968-01  
NASA HYPER-X AT MACH 7: This computational fluid dynamic (CFD) image is of the Hyper-X vehicle at the Mach 7 test condition with the engine operating.



# ScramJet – II (X-43A)



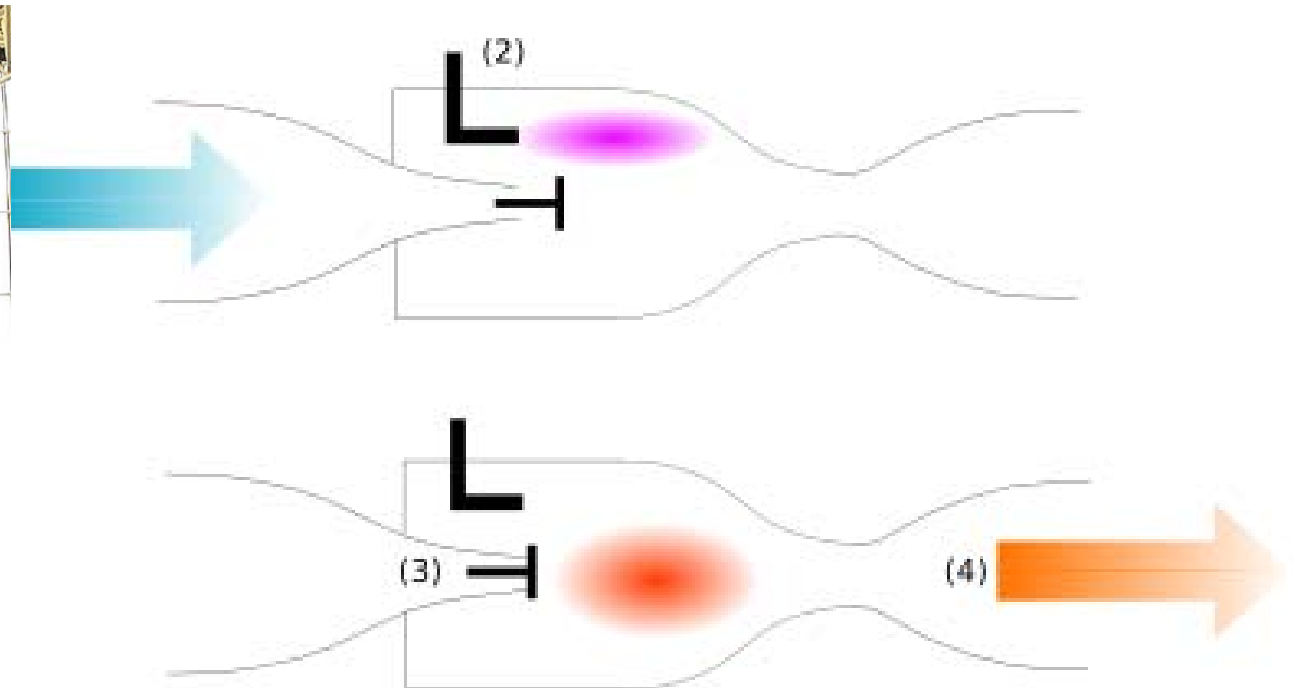
NASA Dryden Flight Research Center Graphics Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/graphics/index.html>  
created March 23, 2004 by Dave Faust

X-43A engine comparison



# Pulsoreactores

- Un pulsorreactor es un reactor nacido en Alemania creado por Paul Schmidt en 1938.
  - Fue el primer reactor fabricado en serie para fines bélicos de la historia.
- El modelo Argus I diseñado para propulsar la bomba voladora V1
  - Empuje máximo de unos 400 kg y autonomía era de unos 35 minutos de funcionamiento, (la vida útil del sistema de válvulas empleadas en la admisión).
  - Debido al desgaste por las tremendas presiones que el mismo manejaba, las láminas de admisión de las válvulas terminaban por destruirse causando la paralización del reactor.



# Clasificación General de los sistemas de propulsión

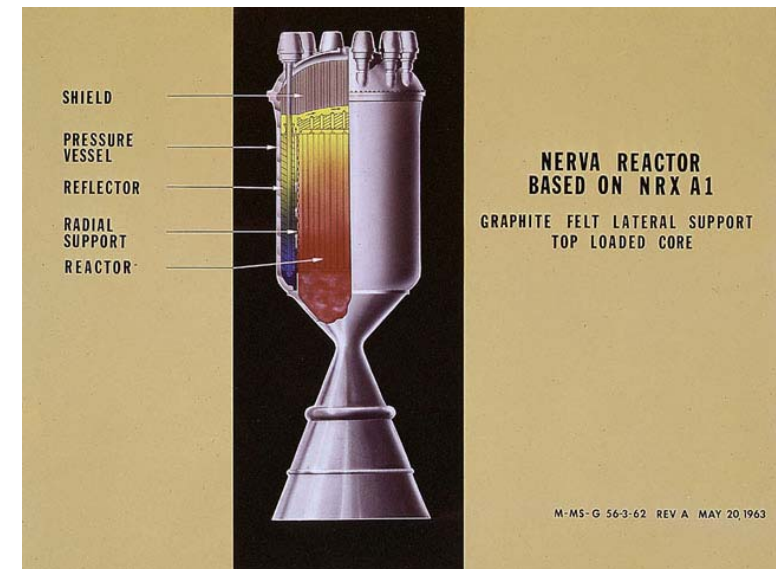
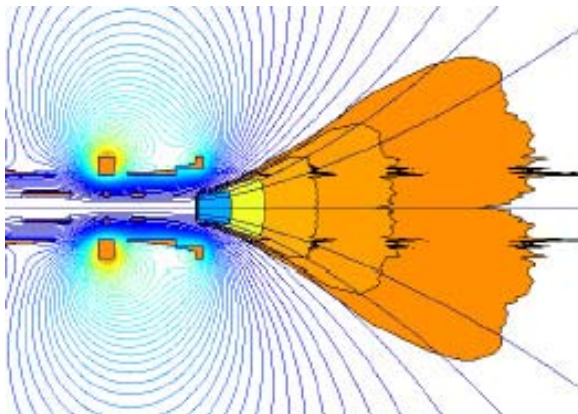
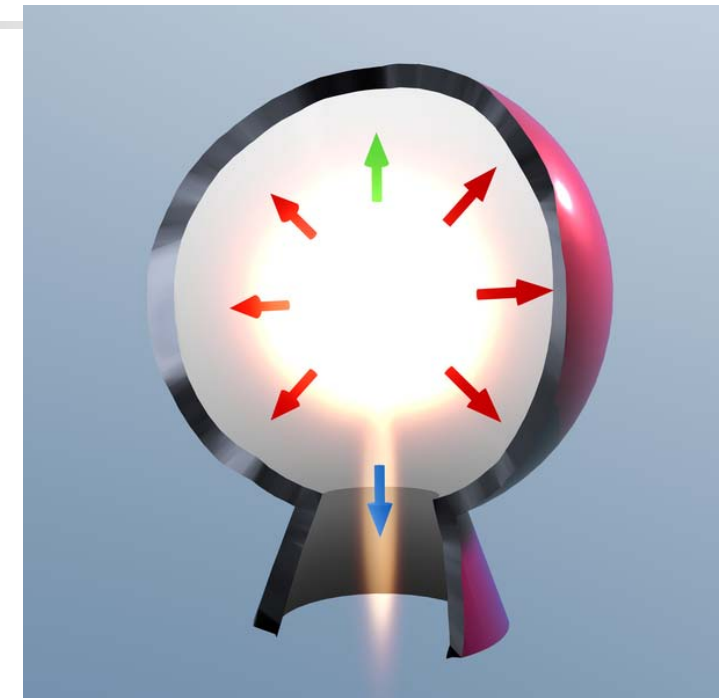
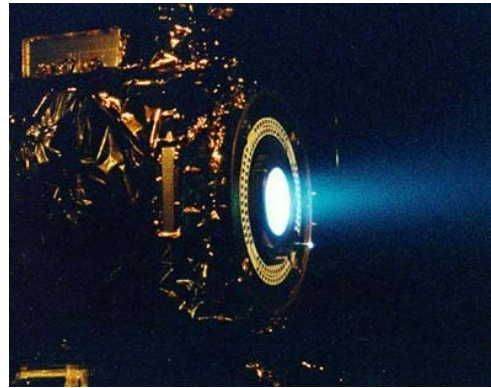
- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices



# Motores Cohete - I

## ■ Tipos de Cohetes

- Químicos
- Eléctricos
- Nucleares



# Motores Cohete - II

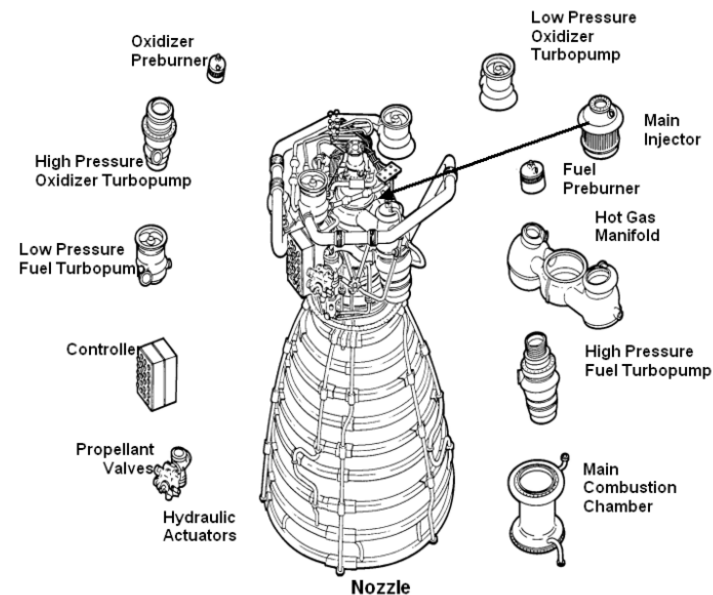


## ■ Ventajas de los motores de cohete

- Es el motor **más potente** en relación a su peso
- **No tiene partes móviles** lo que lo hacen muy resistente
- **No requiere lubricación** ni enfriamiento
- Es el **motor más fiable** en cuanto a fallos mecánicos
- Su **reacción es instantánea**
- **No pierde potencia con el uso** y siempre es la misma aún después de miles de usos
- **No utiliza oxígeno atmosférico** por lo que la altitud no afecta su potencia
- Es el **más sencillo de los motores** en su funcionamiento
- No solo **no contamina**, sino que el cohete de peróxido de hidrógeno **produce oxígeno**

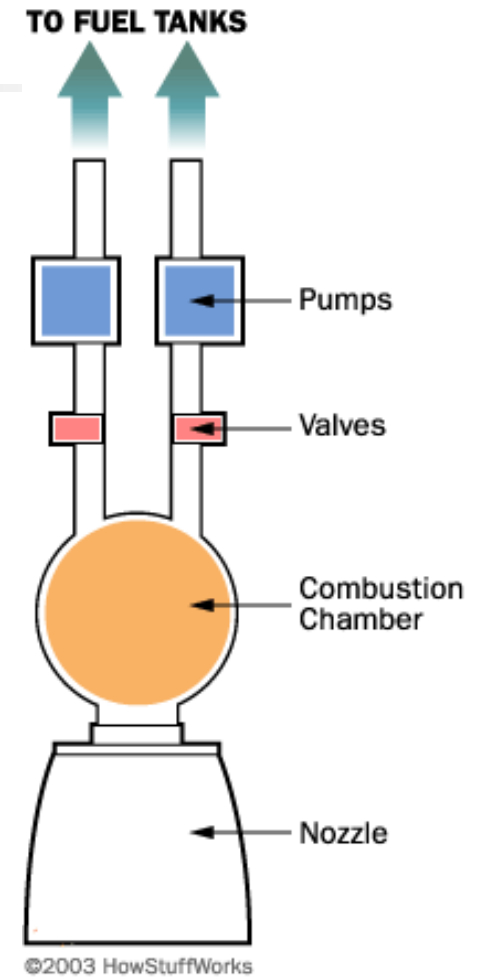
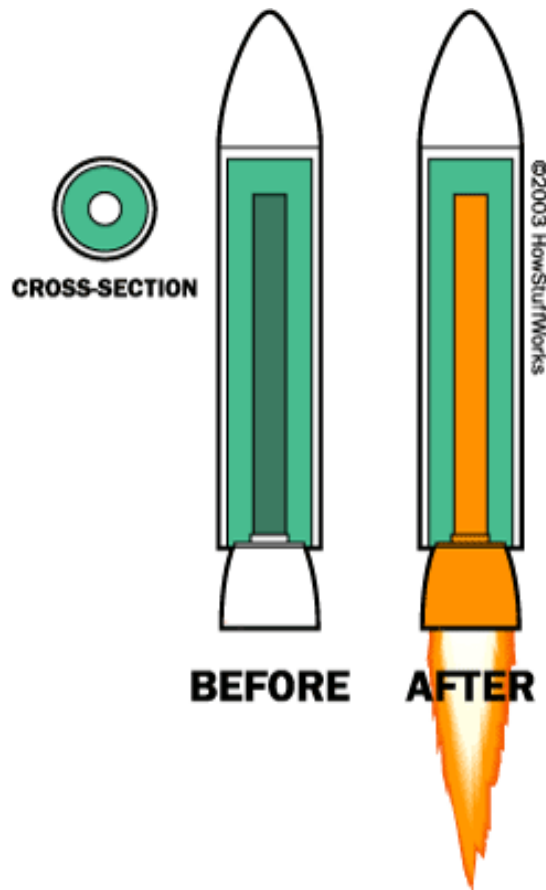
## ■ Desventajas de los motores de cohete

- Es el motor que **más combustible consume**
- Es el motor que **más ruido produce**, ya que es el único que su escape es supersónico
- En los motores de propergol sólido, **una vez comenzada la reacción esta no se puede detener**

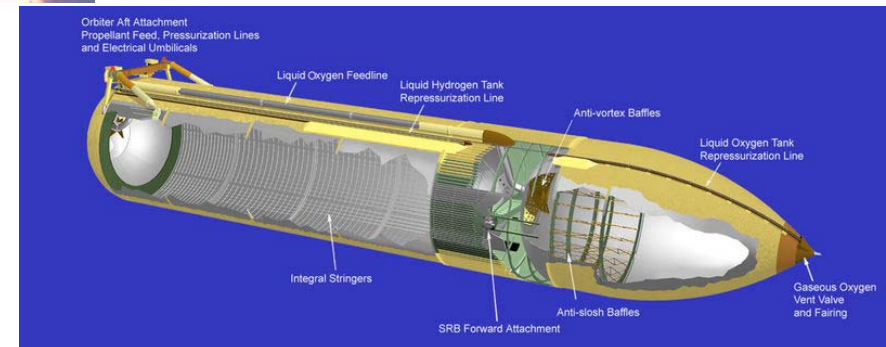


# Motores Cohetes

## Cohetes químicos líquidos



## Cohetes químicos sólidos

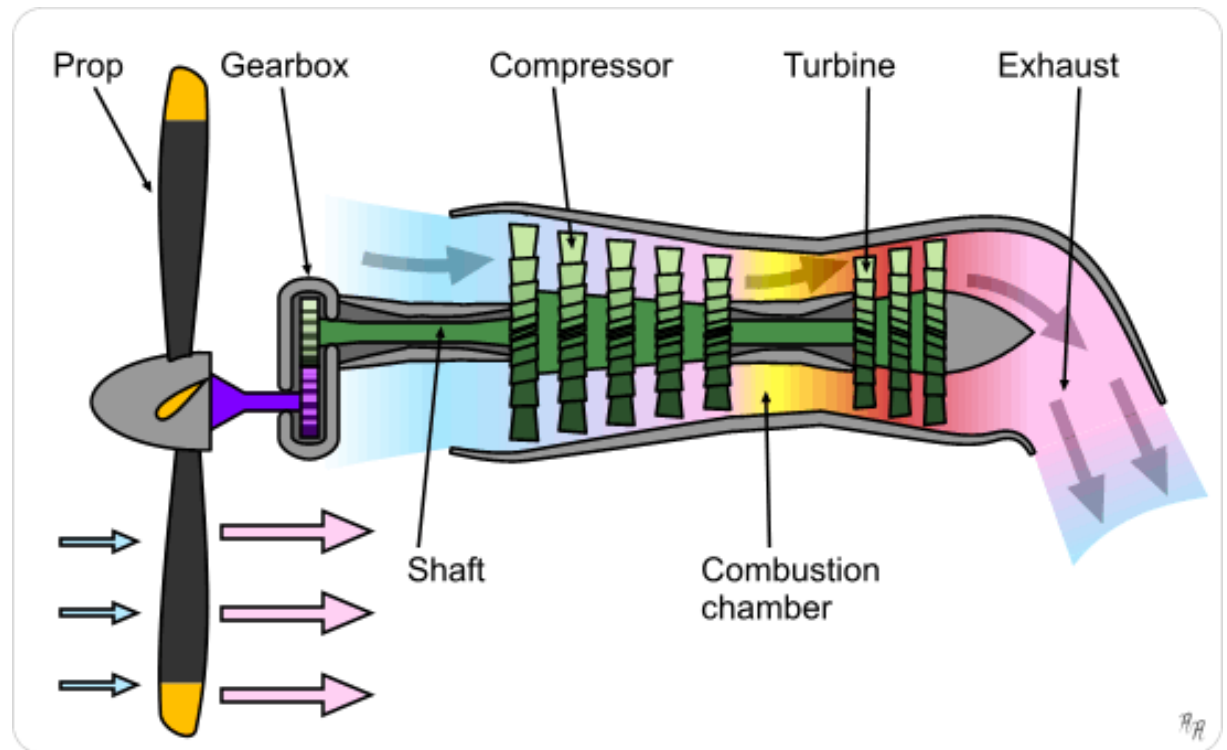


# Clasificación General de los sistemas de propulsión

- **PROPULSIÓN POR HÉLICE**
  - Motor alternativo + Hélice
  - Turboeje + Hélice
- **PROPULSIÓN POR CHORRO**
  - Aerorreactores
    - Turborreactores (con o sin postcombustor)
    - Turbofanés (con o sin postcombustor)
    - Estatorreactores
    - Pulsorreactores
  - Motores cohete
    - MC Químicos (propulsante líquido, propulsante sólido)
    - MC Eléctricos (termoeléctricos, electrostáticos, electromagnéticos)
    - MC Nucleares (termonucleares)
- **PROPULSIÓN MIXTA (hélice + chorro)**
  - Turbohélices

# Turbohélice

- Los **gases de la turbina** se **emplean** en su totalidad para **mover una hélice** que genera el empuje necesario para propulsar la aeronave.
- Presentan una **gran economía de funcionamiento** aunque **no permiten alcanzar velocidades muy elevadas** por lo que su uso se limita a **pequeñas aeronaves o aviones de tipo regional** que no han de cubrir grandes distancias.
- También se utilizan en **aviones de carga y transporte militares** como el Lockheed C-130 'Hercules' o el nuevo Airbus **A400M**



# Bibliografía

- [And00] J.D. Anderson. Introduction to flight. McGraw Hill, 2000.
- [Riv07] Damián Rivas. Aeronaves y Vehículos Espaciales, Febrero de 2007.
- Helicópteros, Oscar López García, Teoría y Prácticas, Curso 2006-2007
- Wikipedia, <http://es.wikipedia.org>
- The Boeing Company, <http://www.boeing.com>
- Airbus, <http://www.airbus.com>
- NASA, <http://www.nasa.gov>
- NASA, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12>
- NASA – History Division <http://history.nasa.gov/>.
- NASA – Advanced Airfoil Research vol. I - Low Speed Airfoil Scaled Composites , <http://www.scaled.com>
- Lockheed Martin, <http://www.lockheedmartin.com>
- Northrop Grumman, <http://www.northropgrumman.com>
- Bruhn, E.F. (1973) Caps 19, 20 y 21.
- Cutler, J. (1992). Caps. 2, 5 y 9.
- Niu, M. C-Y (1988) Caps. 8, 10 y 11.
- *Airplane Design*, J. Roskam (1985) - Vol. 3, Cap. 2, 3 y 7.
- *Synthesis of subsonic airplane design*, Torenbeek, E. (1976), Cap. 3 y 12.