

# INTRODUZIONE

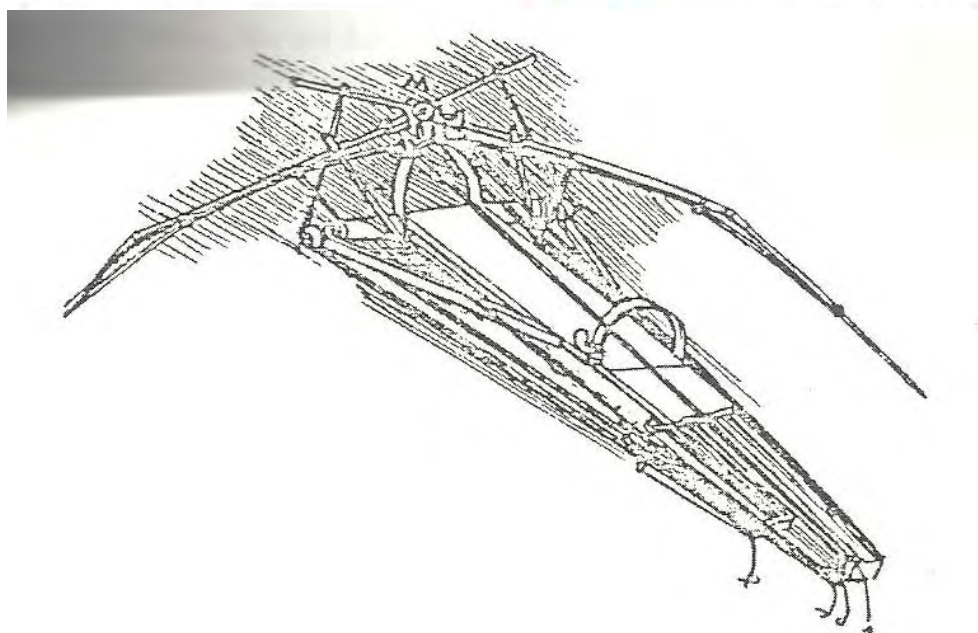
# World's first pedal-powered ornithopter takes flight in Canada

## Sky-pedalo inventors get into a flap

By [Lewis Page](#) • [Get more from this author](#)

Posted in [Science](#), 23rd September 2010 11:32 GMT

**Vid** Canadian enthusiasts have finally achieved a feat that has eluded humanity's finest engineers since the time of Leonardo da Vinci - to build a machine, powered by a human pilot's muscles, which flies by flapping its wings: an ornithopter.



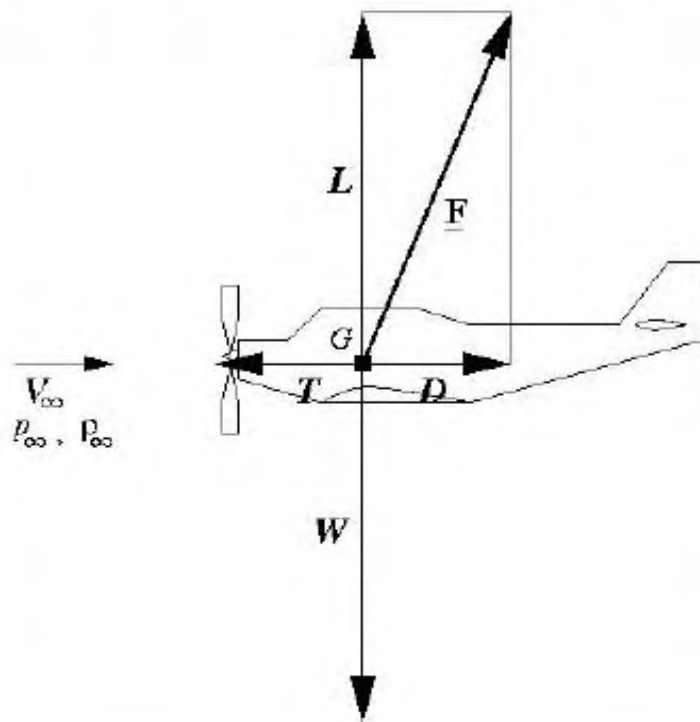
**Figure 2.1** An ornithopter by da Vinci (1490).

# Introduzione

- **Aerodinamica:** ramo della Meccanica dei fluidi (Fluidodinamica) che si concentra sull'analisi dell'interazione tra una corrente fluida ed un corpo immerso in essa.
- **Fluido:** materia senza una forma propria; caratterizzato da un proprio volume (liquido), o senza volume proprio (gas), assume cioè il volume del suo contenitore.
- **Ipotesi del continuo:** il fluido è un mezzo continuo, cioè si assume che una qualsiasi parte di esso, comunque piccola, contenga un numero molto grande di molecole.
- **Particella di fluido:** un elemento di volume infinitamente piccolo nella scala di lunghezze (macroscopica) di nostro interesse, ma comunque grande nella scala di lunghezza delle molecole (microscopica).

## Le forze aerodinamiche

Si sceglie un sistema di riferimento (inerziale)  $O(x, y, z)$  solidale con l'aeromobile, che è quindi investito da una corrente uniforme di velocità  $V_\infty$ , alla quota  $h$ , caratterizzata dalla pressione  $p_\infty$  e densità  $\rho_\infty$ .



Equilibrio dell'aeromobile in volo livellato uniforme:

$$L = W$$

$$T = D$$

$\underline{F} = [L, D]$ : forza aerodinamica

$L$ : portanza (Lift)  $\perp V_\infty$

$D$ : resistenza (Drag)  $\parallel V_\infty$

$W$ : peso (Weight)<sup>a</sup>

$T$ : spinta (Thrust)

<sup>a</sup>G è il baricentro

## I coefficienti delle forze aerodinamiche

Forza aerodinamica di riferimento:  $\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2S$ .

S: superficie di riferimento (in genere la superficie alare  $S_W$ ).

### Coefficiente di portanza

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2S}$$

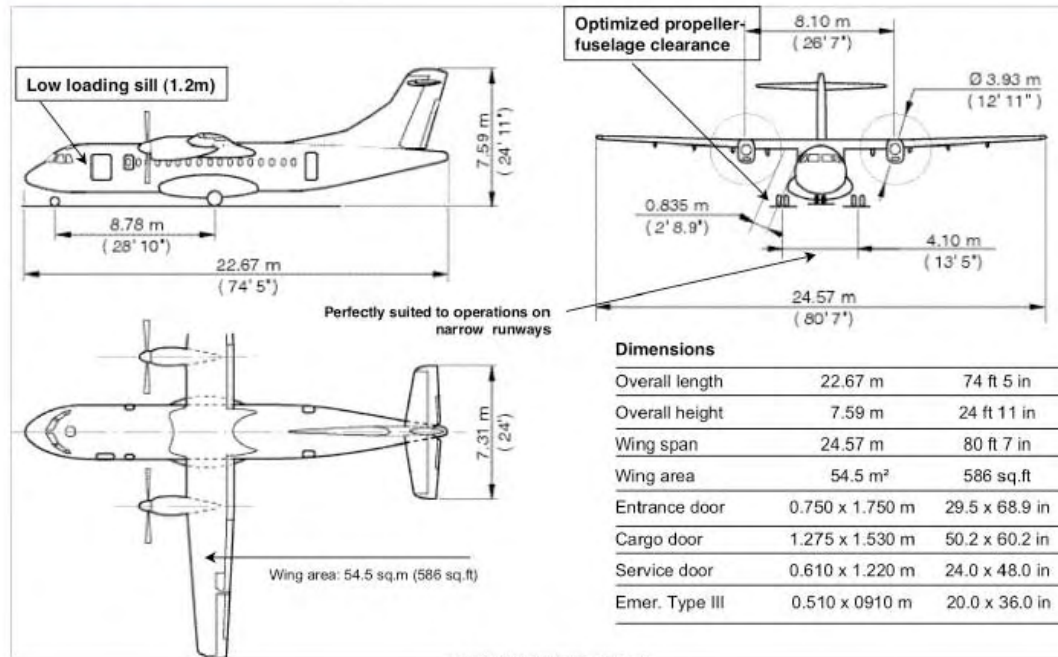
### Coefficiente di resistenza

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2S}$$

### Efficienza aerodinamica

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

## ATR 42-500



## Alcune prestazioni dell'ATR 42-500

|                                    |                                    |                                |
|------------------------------------|------------------------------------|--------------------------------|
| $W_{TO_{max}} = 18600 \text{ Kgp}$ | $W_{OE_{max}} = 11250 \text{ Kgp}$ | Payload = 5450 Kgp             |
| $V_{max} = 556 \text{ Km/h}$       | TO-length = 1165 m                 | $P = 2 \times 1610 \text{ KW}$ |
| Ceiling = 5485 m                   | Max Range = 2963 Km                | $S_W = 54.50 \text{ m}^2$      |

## Alcuni dati geometrici e aerodinamici

|  |  |
|--|--|
| $S_W = 54.50 \text{ m}^2$                  | $b = 24.57 \text{ m}$                      |
| $W/S = 341.3 \text{ Kgp/m}^2$              | $AR = 11.1$                                |
| $C_{L_{max}} = 1.75 (\delta_f = 0^\circ)$  | $C_{L_{max}} = 2.61 (\delta_f = 15^\circ)$ |
| $C_{L_{max}} = 3.15 (\delta_f = 27^\circ)$ |  |

## ***Alcuni problemi a cui cercheremo di dare risposta:***

***Prob. n. 1: determinazione del  $C_L$  di un aeromobile in volo livellato***

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

***Prob. n. 2: determinazione della velocità minima di sostentamento (velocità di stallo)***

$$V_s = \sqrt{\frac{1}{C_{L_{max}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho_\infty}}}$$

***Prob. n. 3: determinazione di  $M_\infty$***

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty}$$

***Prob. n. 4: determinazione di  $Re_\infty$***

$$Re_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty L}{\mu_\infty}$$

***Prob. n. 5: determinazione del  $C_{D_i}$  di un aeromobile in volo livellato***

Tra l'altro occorre conoscere il fattore di Oswald dell'aeromobile.

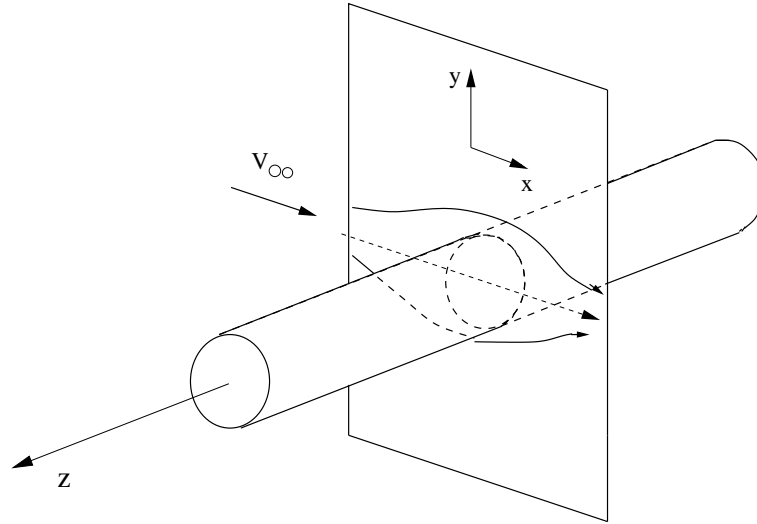
***Prob. n. 6: confronto delle resistenze indotte di un aeromobile in crociera ed in atterraggio***

Attenzione *resistenza* non è equivalente a *coefficiente di resistenza*.

**GENESI DELLA  
PORTANZA E  
DELLA  
RESISTENZA**



## Flusso Bidimensionale (2D)

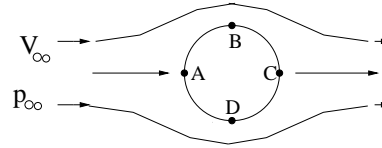


Dimensione in direzione  $\perp$  a  $V_\infty \gg$  delle altre



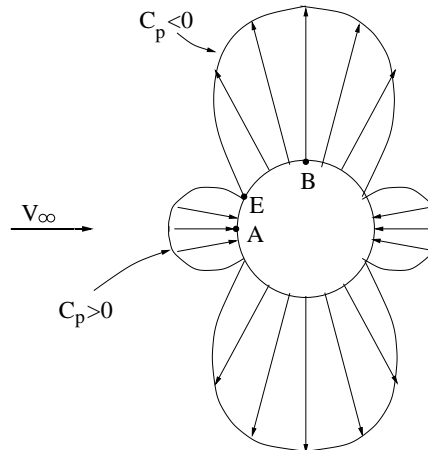
- La velocità non ha componente lungo  $z$
- Il flusso avviene nel piano  $x, y$
- Il flusso è identico in tutte le sezioni  $\perp z$

## Modello di fluido ideale ( $\mu = 0$ )



- A punto di ristagno anteriore  $V = 0$ ,  $p = p_0$
- B-D velocità massima  $> V_\infty$  pressione minima  $< p_\infty$
- C punto di ristagno posteriore
- tratto AB la particella accelera e si espande
- tratto BC la particella rallenta e si comprime

## Distribuzione di pressione



## Coefficiente di pressione

⇒ misura adimensionale della pressione rispetto a  $p_\infty$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2}$$

$$\text{A } p = p_0 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \quad C_p = 1$$

$$\text{E } p = p_\infty \quad C_p = 0$$

$$\text{B } p < p_\infty \quad C_p < 0$$



Risultante delle forze  $R = L + D$



In direzione  $V_\infty$

**Resistenza (Drag)**  $D = 0$



In direzione  $\perp V_\infty$

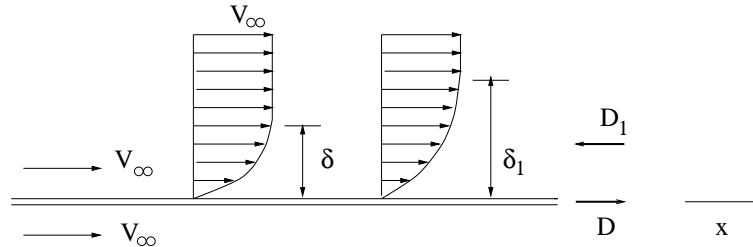
**Portanza (Lift)**  $L = 0$



**Paradosso di D'Alambert**

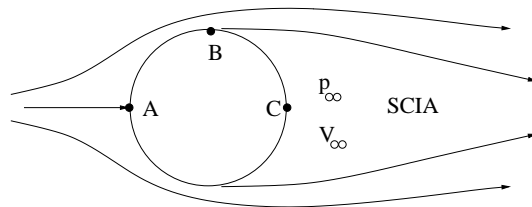
## Fluido Reale ( $\mu \neq 0$ )

a) Lastra piana parallela alla corrente - corpo affusolato (*slender*)



- Per effetto della viscosità la parete "frena" la corrente
- Alla parete  $V = 0$
- Lo strato  $\delta$  in cui  $V$  varia da 0 a  $V_\infty$  viene detto **Strato limite**
  
- Spessore dello strato limite molto piccolo (mm.)
- $\delta$  cresce lungo la lastra (sempre più fluido viene frenato)
- La lastra esercita sul fluido una forza  $D_1$
- Il fluido esercita sulla lastra una forza  $D = -D_1$  detta **Resistenza d'attrito**

b) Cilindro - Corpo tozzo (*blunt*)



Tratto AB

La particella perde energia meccanica che per effetto della viscosità viene trasformata in energia termica

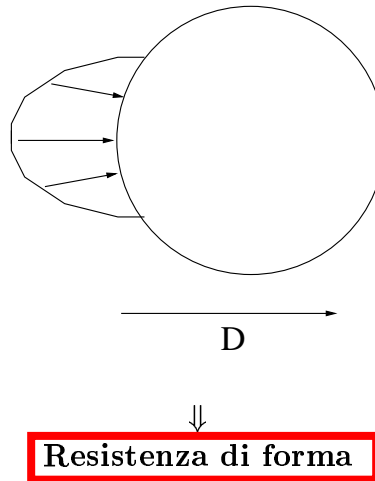
Punto B

La particella non ha più energia sufficiente a tornare nel punto C



## Distacco

- Il flusso si stacca dalla parete
- Dietro al corpo il fluido è quasi stagnante ( $V \simeq 0$ ) e la pressione è  $\simeq p_\infty$  (se si considera il corpo in moto e il fluido fermo il fluido nella scia si muove con la stessa velocità del corpo)
- La sovrappressione anteriore non è più bilanciata da quella posteriore
- La risultante delle forze sul corpo è diretta come  $V$



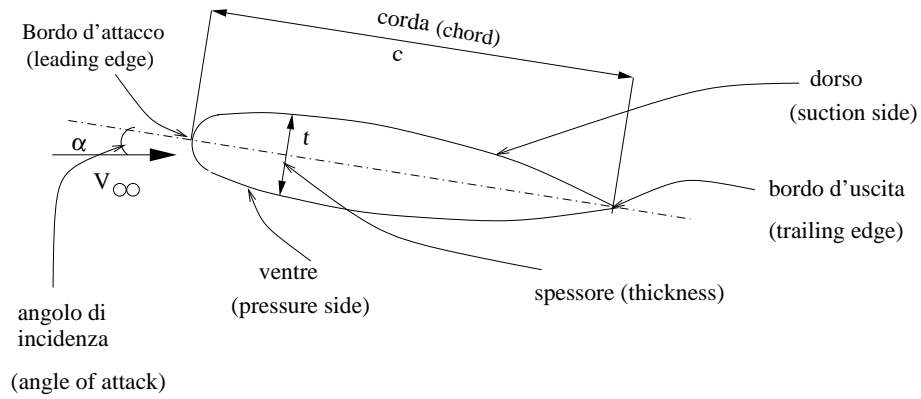
- Resistenza di forma dipende dalla differenza di pressione (è detta anche resistenza di pressione) ma è causata indirettamente dalla viscosità. Se non ci fosse viscosità non ci sarebbe distacco
- Resistenza di forma cresce al crescere dell'altezza della scia
- Per un corpo tozzo

$$D = D_{attrito} + D_{forma}$$

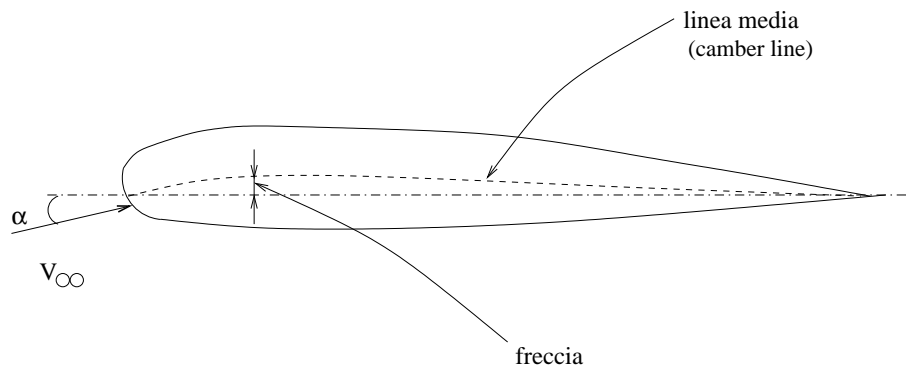
$$D_{forma} \gg D_{attrito}$$

# PROFILO ALARE

## Profilo simmetrico

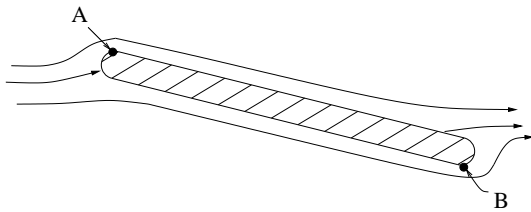


## Profilo non simmetrico



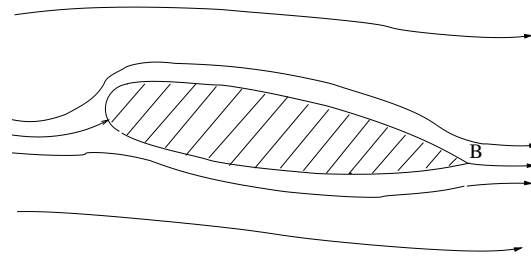
- La linea media è curva
- $\frac{t}{c} \Rightarrow$  spessore relativo
- $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$  valori tipici  $8 \div 15\%$

### Corpo con bordo di uscita arrotondato



- Le pressioni in A e B e in tutti gli altri punti corrispondenti si bilanciano
- Risultante delle forze = 0

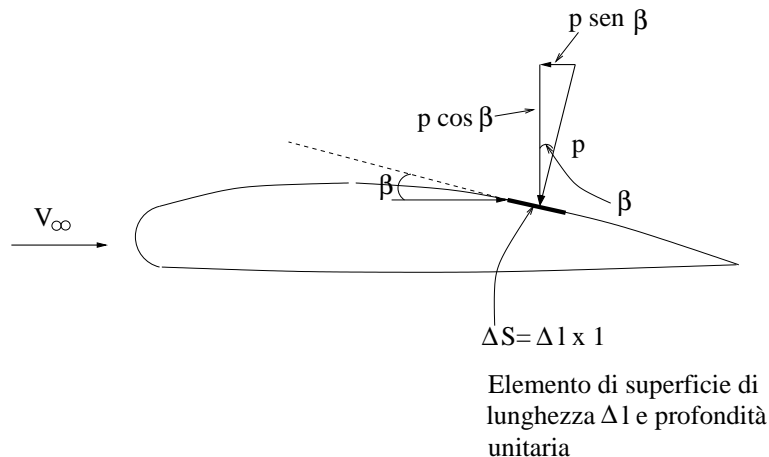
### Corpo con bordo di uscita appuntito



- La viscosità impedisce l'aggiramento dello spigolo
- Il bordo di uscita è punto di ristagno
- Si crea una dissimmetria del campo di pressione
- Risultante delle forze  $\neq 0$

N.B. Se non ci fosse la viscosità anche la portanza sarebbe nulla (ci sarebbe l'aggiramento dello spigolo)

### Risultante delle forze di pressione $\bar{R} = \bar{L} + \bar{D}$



In direzione  $\perp V_\infty$  - **Portanza L**

$$L = \sum p \cos \beta \Delta S$$

poichè  $\sum p_\infty \cos \beta \Delta S = 0$  se la superficie è chiusa

$$L = \left( \sum (p - p_\infty) \cos \beta \Delta S \right)_{\text{ventre}} - \left( \sum (p - p_\infty) \cos \beta \Delta S \right)_{\text{dorso}} =$$



$$\left(\sum C_p \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \cos\beta \Delta S\right)_{ventre} - \left(\sum C_p \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \cos\beta \Delta S\right)_{dorso}$$

posto

$$C_L = \left(\sum C_p \cos\beta \frac{\Delta S}{S}\right)_{ventre} - \left(\sum C_p \cos\beta \frac{\Delta S}{S}\right)_{dorso} \quad \text{coefficiente di portanza}$$

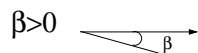
$$\boxed{L = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_L} \Rightarrow \text{portanza per unità di apertura alare}$$

- Coefficiente adimensionale
- dipende dalla forma del profilo e da  $\alpha$  (variando  $\alpha$  varia l'angolo  $\beta$ )

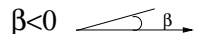
In direzione  $\parallel$  a  $V_\infty$  - **Resistenza D**

$$D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C_D$$

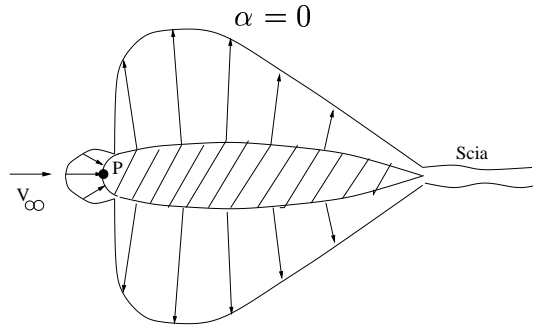
$$C_D = \left(\sum C_p \sin\beta \frac{\Delta S}{S}\right)_{ventre} - \left(\sum C_p \sin\beta \frac{\Delta S}{S}\right)_{dorso} \quad \text{coefficiente di resistenza}$$



con la convenzione per cui

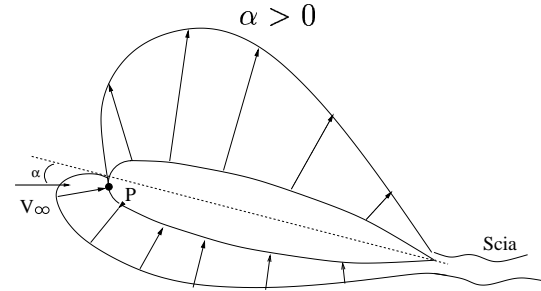


## Profilo simmetrico



Simmetria rispetto a  $V_\infty$

$$L = 0$$



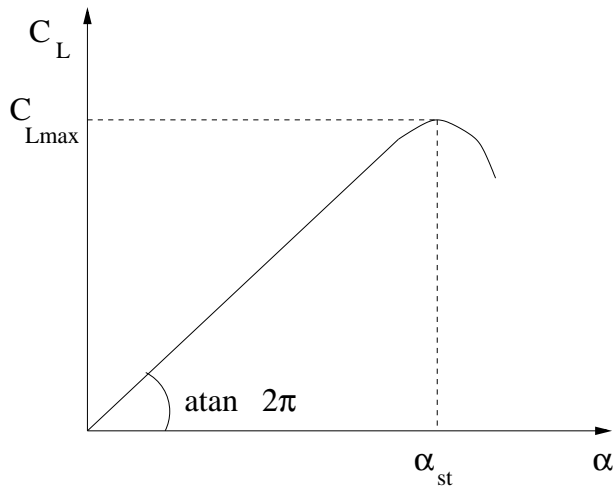
## Dissimmetria

- Punto di ristagno sul ventre (P)
- Ventre in sovrappressione  $C_p > 0$
- Dorso in depressione  $C_p < 0$

$$L > 0$$

- L'effetto principale è la depressione sul dorso

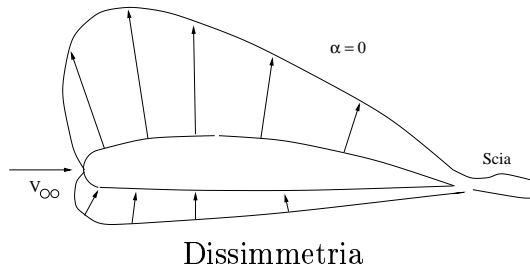
- Aumentando  $\alpha \Rightarrow$  aumenta dissimmetria  $\Rightarrow$  aumenta  $C_L$



$$C_L = 2\pi\alpha$$

profilo simmetrico ( $\alpha$  espresso in radianti)

## Profilo non simmetrico

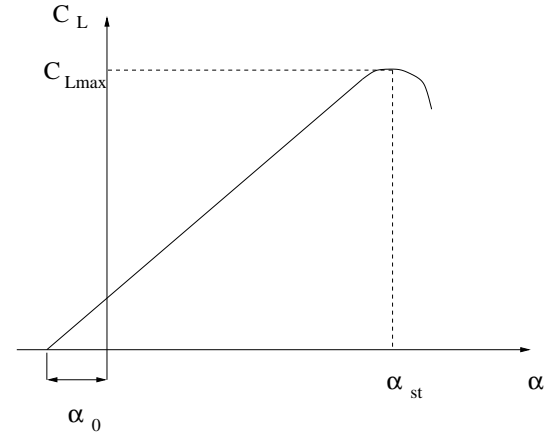


$$\alpha = 0 \Rightarrow L > 0$$

$L = 0$  per  $\alpha_0 < 0$      $\alpha_0$  angolo di portanza nulla

$$C_L = 2\pi(\alpha - \alpha_0)$$

profilo non simmetrico



## Resistenza

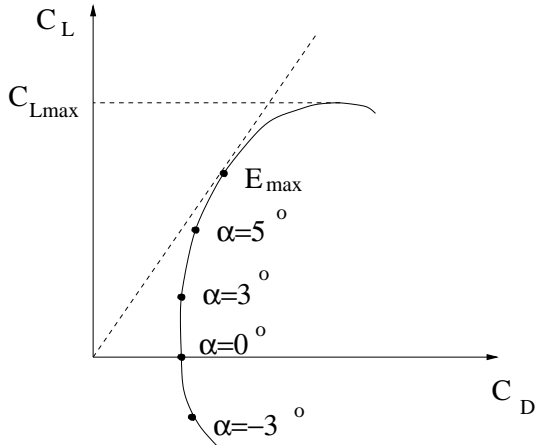
Resistenza attrito + Resistenza di forma

Aumentando  $\alpha$  cresce l'altezza della scia  $\Rightarrow$  aumenta la resistenza di forma

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

Valori tipici:  $C_{Dattr} \simeq 0.005$      $k \simeq 0.004 \div 0.01$

## Polare del profilo



Efficienza

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

valore tipico  $E \simeq 50$

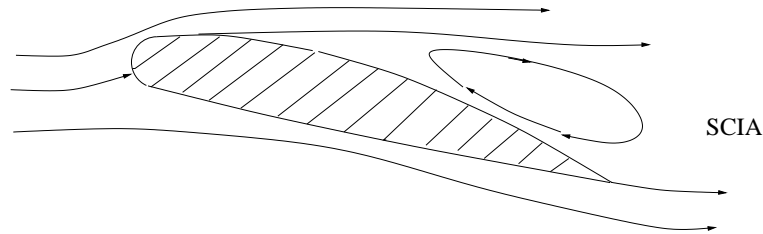
## Stallo

punto di distacco del flusso sul dorso di  
sposta verso il bordo di attacco:

Aumentando  $\alpha$

⇒

- prima lentamente
- poi rapidamente



Quando il punto di distacco è in prossimità del bordo d'attacco viene a mancare tutta la depressione sul dorso

⇓

$C_L$  diminuisce  
 $C_D$  aumenta

⇓

Questo fenomeno prende il nome di **Stallo**

Valori tipici  $\alpha_{st} = 15^\circ \div 20^\circ$   
 $C_{Lmax} = 1 \div 1.5$



## IPERSOSTENTATORI

Necessità di variare  $C_{Lmax}$

Esempio per velivolo aviazione commerciale:

a) **Crociera**

$$z = 10 \text{ km} \quad \Rightarrow \quad \rho_c \simeq .25 \text{ kg/m}^3$$

$$V_c = 250 \text{ m/sec} \quad C_{L_c} \simeq .5$$

a) **Atterraggio**

$$z = 0 \quad \Rightarrow \quad \rho_a \simeq 1 \text{ kg/m}^3$$

$$V_a = 60 \text{ m/sec} \quad C_{L_a} = ?$$

$L=W$

$$2 \frac{W}{S} = \rho_c V_c^2 C_{L_c} = \rho_a V_a^2 C_{L_a}$$

W = peso del velivolo

S = superficie alare

$$C_{L_a} = C_{L_c} \frac{\rho_c}{\rho_a} \left( \frac{V_c}{V_a} \right)^2 \simeq 2$$

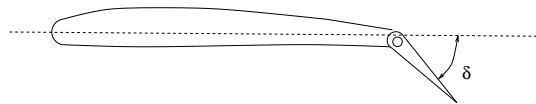
Aumentando  $\alpha$  si arriva al massimo a  $C_{Lmax} = 1.5$



## Ipersostentatori di bordo d'uscita: *flaps*



Flaps retratti

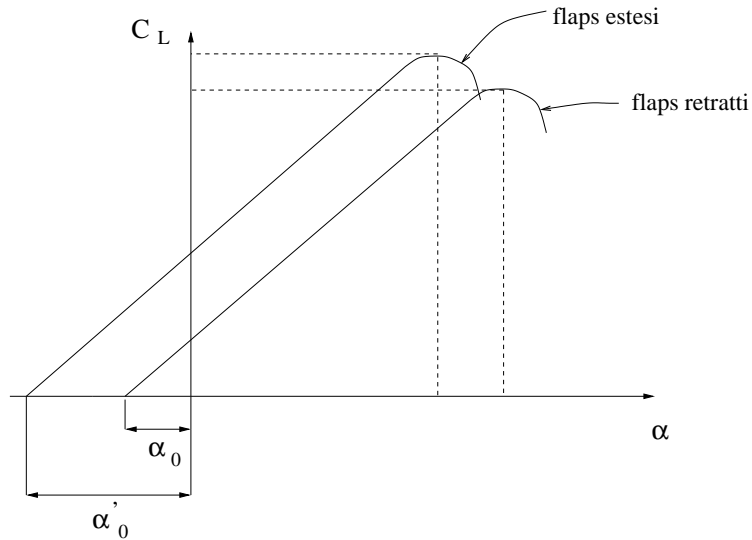


Flaps estratti

Estensione flaps

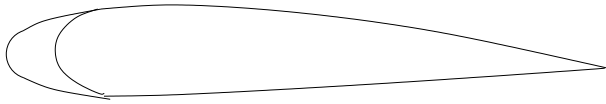
$\Rightarrow$

- aumenta la curvatura del profilo
- aumenta  $C_L$  a pari  $\alpha$
- aumenta  $|\alpha_0|$
- riduce  $\alpha_{st}$
- aumenta  $C_{Lmax}$
- aumenta  $C_D$

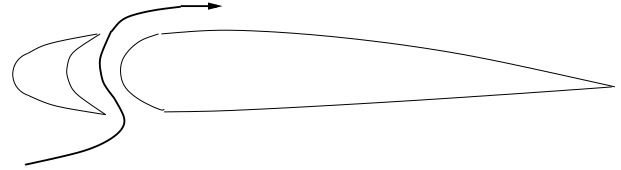


Poichè, l'aumento di  $C_D$  è favorevole in atterraggio, ma sfavorevole in decollo  
 flaps parzialmente estesi in decollo :  $\delta \simeq 30^\circ$   
 flaps totalmente estesi in atterraggio :  $\delta \simeq 60^\circ$

## Ipersostentatori di bordo d'attacco: *slats*

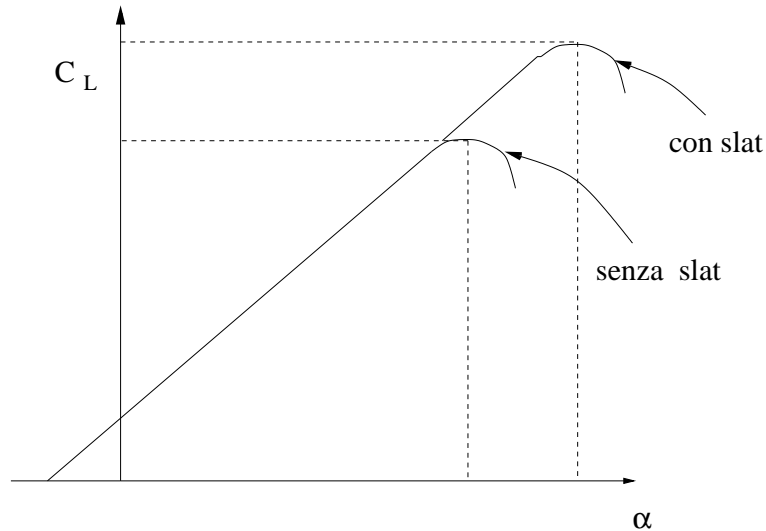


Slat chiuso



Slat aperto

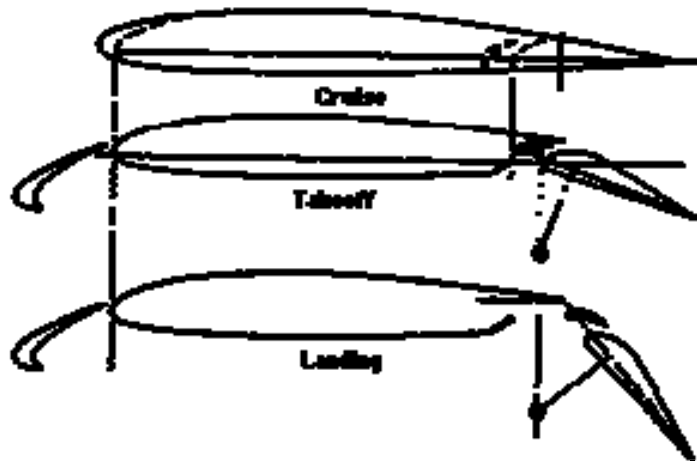
L'aria in sovrappressione sul ventre fluisce sul dorso  $\Rightarrow$  accelera il flusso conferendogli energia meccanica  $\Rightarrow$  ritarda lo stallo  $\Rightarrow$  aumenta  $\alpha_{st}$   $\Rightarrow$  aumenta  $C_{Lmax}$



Boeing 737: triple slotted flap



Double slotted flap + slat system



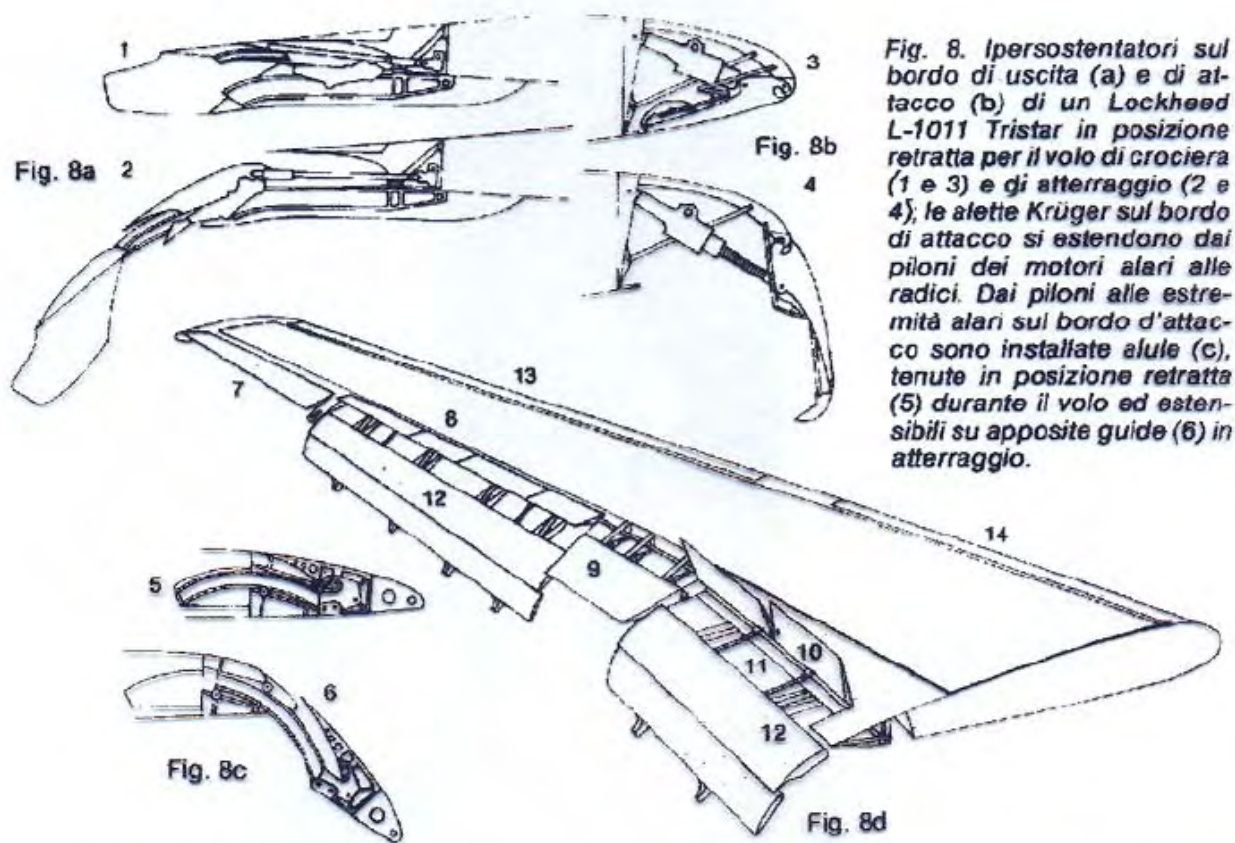


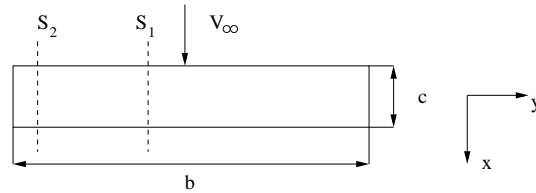
Fig. 8. Ipersostentatori sul bordo di uscita (a) e di attacco (b) di un Lockheed L-1011 Tristar in posizione retratta per il volo di crociera (1 e 3) e di atterraggio (2 e 4); le alette Krüger sul bordo di attacco si estendono dai piloni dei motori alari alle radici. Dai piloni alle estremità alari sul bordo d'attacco sono installate alule (c), tenute in posizione retratta (5) durante il volo ed estensibili su apposite guide (6) in atterraggio.

Sopra, fig. 8d. 7, alettone esterno per bassa velocità; 8, diruttore di volo; 9, alettone interno per alta velocità; 10, diruttori da impiegare per l'atterraggio; 11, vite di azionamento degli iperso-

stentatori; 12, ipersostentatori a doppia fessura sul bordo di uscita; 13, alule retrattili sui tronchi alari esterni; 14, ipersostentatori Krüger sui tronchi alari interni.

# ALA FINITA

## Ala a pianta rettangolare



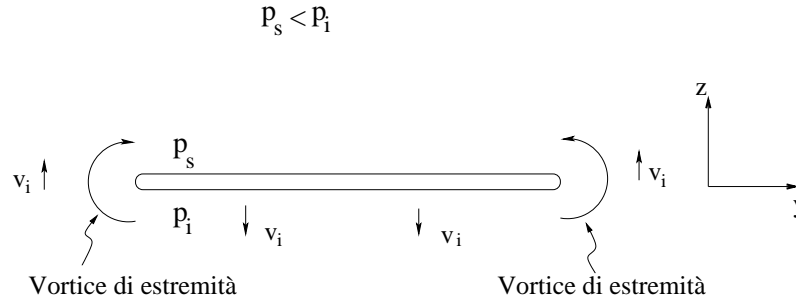
$b$  : apertura alare

allungamento  $\lambda = \frac{b}{c}$

Valori tipici  $\lambda \simeq 8 \div 10$  per velivoli commerciali  
30 per alianti

- Sezioni prossime alla mezzeria ( $S_1$ )  $\Rightarrow$  flusso 2D
- Sezioni prossime all'estremità ( $S_2$ )  $\Rightarrow$  flusso 3D

## Effetti 3D



Ai bordi per effetto dell'alta pressione sul ventre e bassa sul dorso, l'aria tende ad aggirare il bordo generando 2 vortici di estremità controrotanti

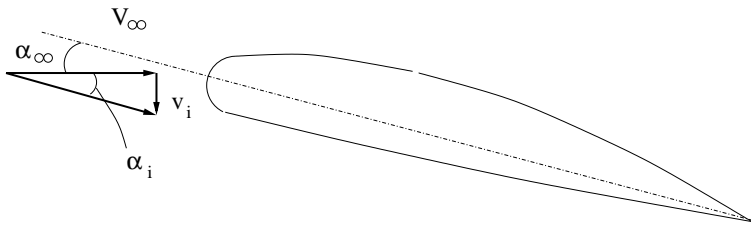
## Effetto dei vortici

Generano una velocità diretta verso il basso sull'ala e verso l'alto all'esterno dell'ala.

Tale velocità prende il nome di **velocità indotta**  $v_i$

$v_i$  dipende da  $\lambda$ : se  $\lambda \rightarrow \infty$  allora  $v_i \rightarrow 0$ , ed ogni sezione dell'ala finita si comporta come il profilo bidimensionale.

## Effetto di $v_i$ sulla portanza dell'ala



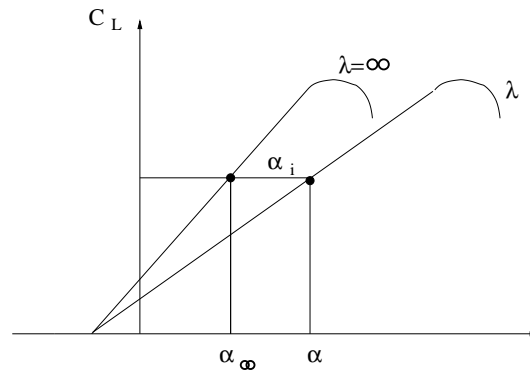
$\alpha_\infty \Rightarrow$  angolo di incidenza di un'ala avente  $\lambda = \infty$

- Il profilo viene investito con un angolo effettivo

$$\alpha_{eff} = \alpha_\infty - \alpha_i$$

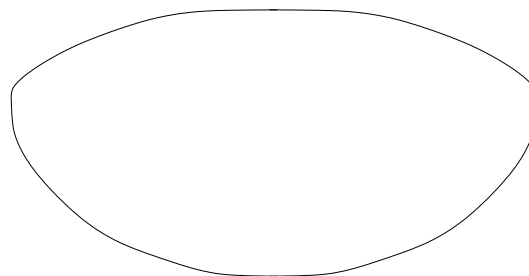
- Per avere lo stesso  $C_L$  si deve avere

$$\alpha = \alpha_\infty + \alpha_i$$



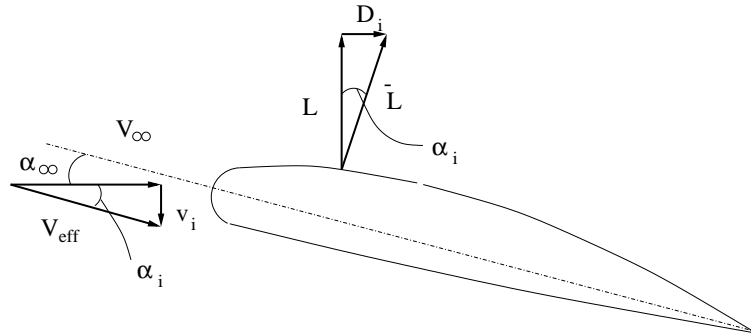
- $\alpha_i$  cresce al diminuire di  $\lambda$
- $\alpha_i$  varia da sezione a sezione diminuendo dal bordo verso la mezzeria

- $\alpha_i = cost = \frac{C_L}{\pi \lambda}$  per un'ala a pianta ellittica





## Effetto di $v_i$ sulla resistenza



- La portanza di un'ala finita  $\bar{L} \perp V_{eff}$

$$L = \bar{L} \cos\alpha_i \simeq \bar{L}$$

$$D_i = \bar{L} \sin\alpha_i \simeq L\alpha_i$$

$$\boxed{C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi\lambda}}$$

- L'angolo di incidenza indotta genera una nuova resistenza, denominata **resistenza indotta** ( $D_i$ ), che va ad aggiungersi alla resistenza di attrito e alla resistenza di forma

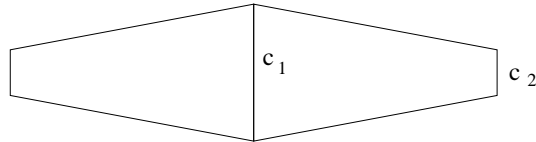
## Polare dell'ala finita

$$C_D = C_{D_{att}} + kC_L^2 + \frac{C_L^2}{\pi\lambda}$$

La resistenza indotta è minima quando  $\alpha_i = \text{cost}$  lungo l'apertura alare (ala a pianta ellittica).  
Per evitare la complicazione costruttiva di un'ala ellittica



Ala rastremata:



rapporto di rastremazione =  $c_2/c_1$

## Effetto della compressibilità per un profilo subsonico

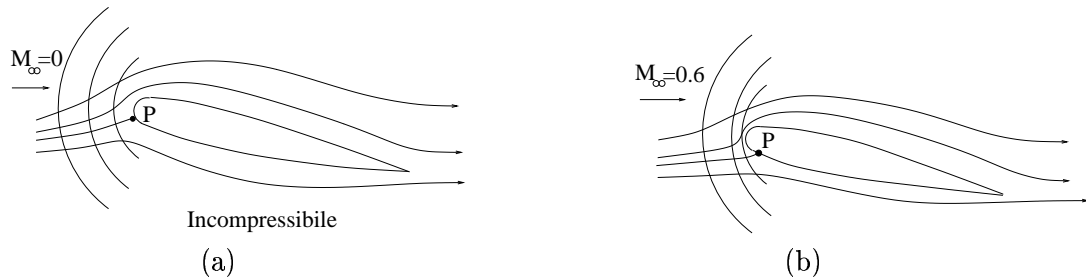


Fig. 3

A  $M_\infty = 0.6$  poiché il disturbo di pressione generato dal profilo è più "addensato" davanti al profilo, le particelle risentono della presenza del profilo più vicino ad esso. Le traiettorie delle particelle subiscono una variazione più brusca ed il punto di ristagno  $P$  si sposta maggiormente sul ventre.

La comprimibilità ha un effetto analogo ad un aumento dell'angolo di incidenza.

Si può dimostrare che se  $C_{Dinc}$  e  $C_{Linc}$  sono i valori nel caso incompressibile ( $M_\infty = 0$ ), i valori per  $0 < M_\infty < 1$  sono dati da

$$C_L = \frac{C_{Linc}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad ; \quad C_D = \frac{C_{Dinc}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

e quindi aumentano al crescere di  $M_\infty$ .

$$\text{Per } M_\infty \rightarrow 1 \left\{ \begin{array}{l} C_L \rightarrow \infty \\ C_D \rightarrow \infty \end{array} \right. \Rightarrow \text{In realtà ciò non è vero}$$

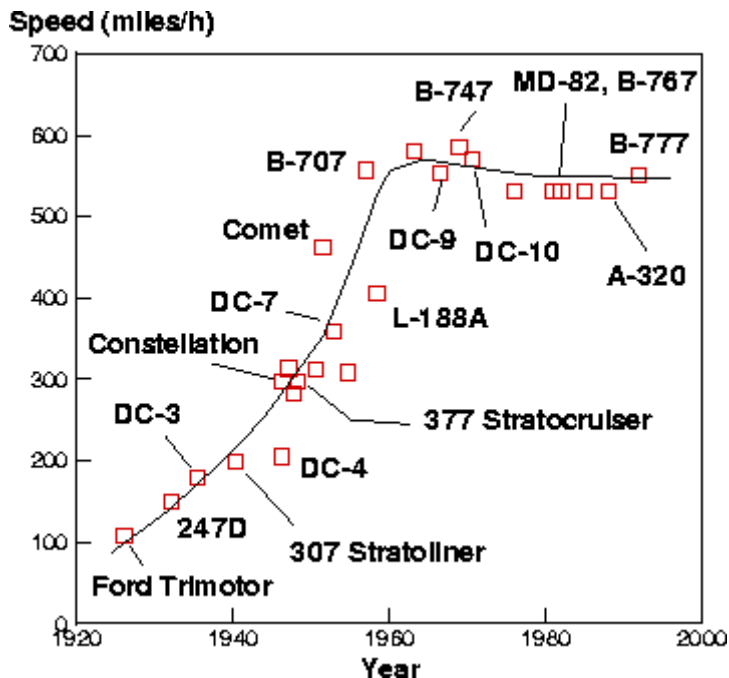
Per  $M_\infty \simeq 0.8$  (**numero di Mach critico**): la fenomenologia aerodinamica cambia completamente

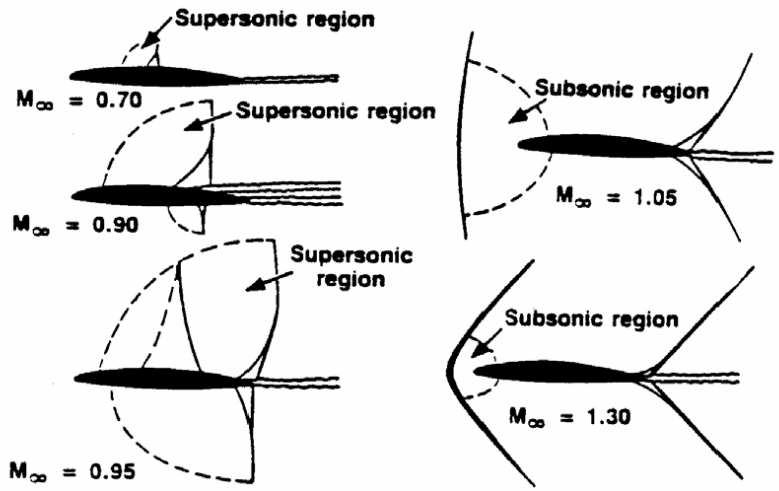
⇓

### Fenomeni transonici

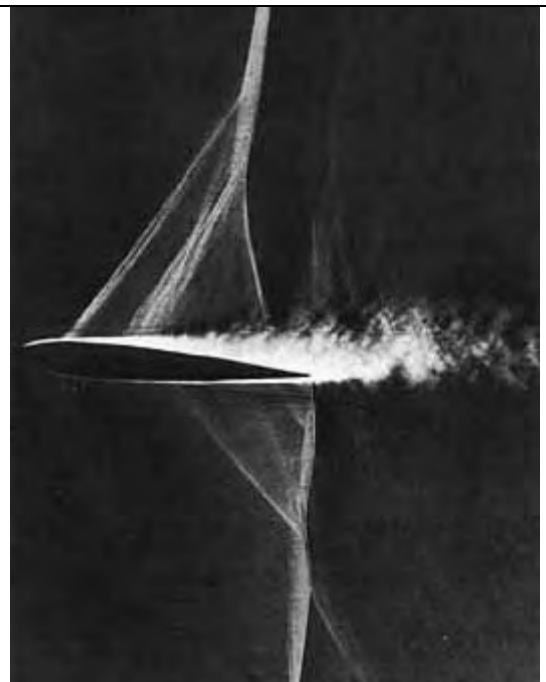
- $C_L$  diminuisce bruscamente (stallo d'urto)

# Effetto di Mach



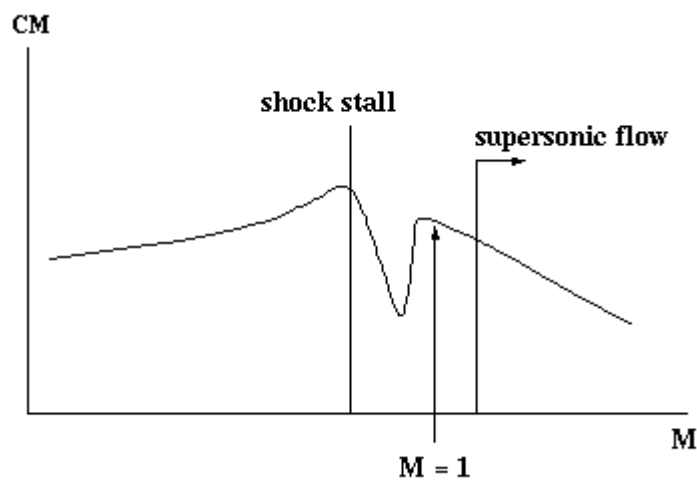
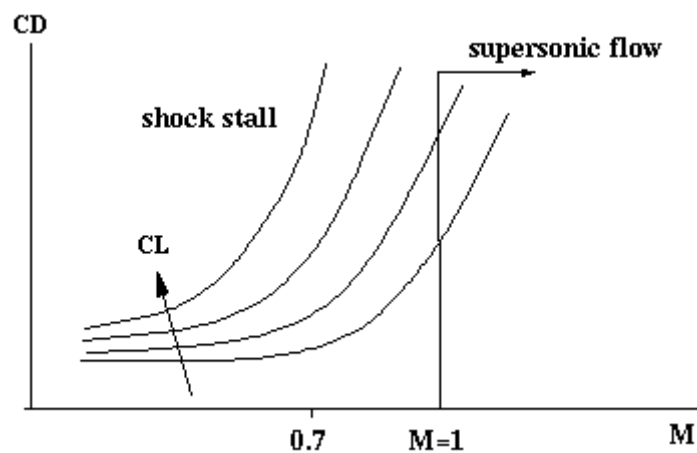
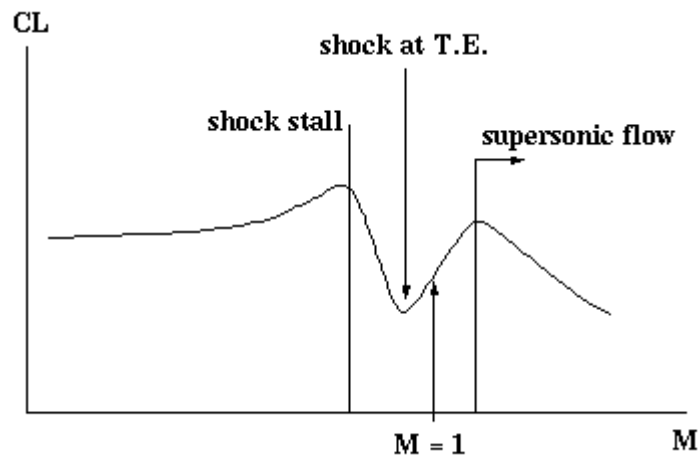


FiguraA.4 Campo di moto in regime transonico



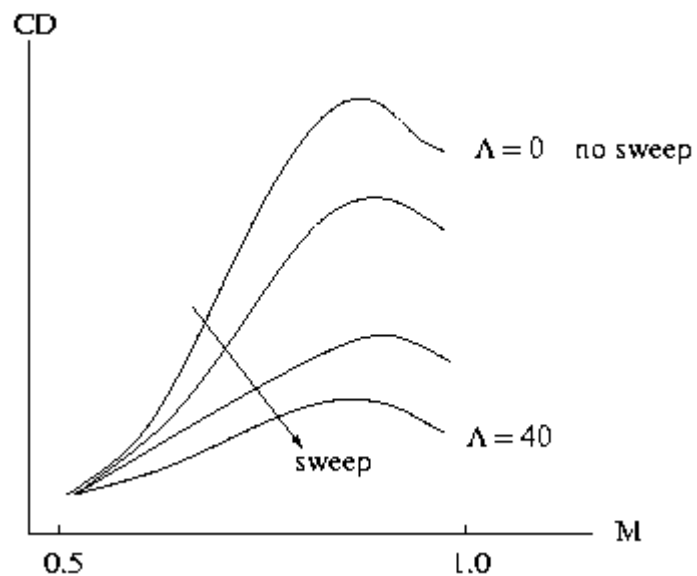
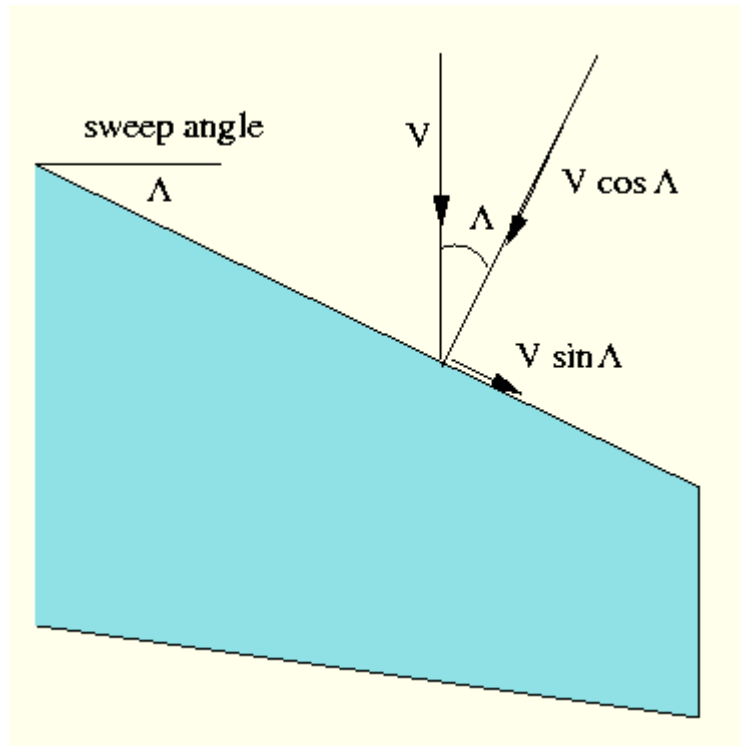
## Aumento del numero Mach (~0.6-1.2)

- Aumento improvviso della resistenza
- Diminuzione improvvisa della portanza
- Instabilità longitudinale



# Ali a freccia

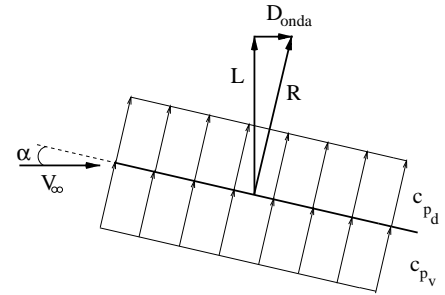
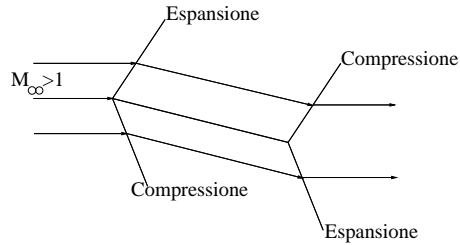
Riduzione del  $M_{cr}' = M_{cr} / \cos \Lambda$



L'ala a freccia è ideale per flussi transonici e debolmente supersonici ma comporta aumento della resistenza indotta e diminuzione della portanza a velocità basse: ali a freccia variabile

# Profilo supersonico

## A) Lastra piana ad incidenza



- le particelle non si "accorgono" della presenza del profilo finchè non incontrano l'onda di Mach
- sul ventre  $p_v = \text{costante}$ ,  $> p_\infty \rightarrow C_p > 0$
- sul dorso  $p_d = \text{costante}$ ,  $< p_\infty \rightarrow C_p < 0$
- la forza risultante

$$R = (p_d - p_v)S$$

è diretta  $\perp$  alla lastra

$\Downarrow$

$$L = R \cos \alpha \simeq R$$

$$D_{onda} = R \sin \alpha \simeq R \alpha \simeq L \alpha$$



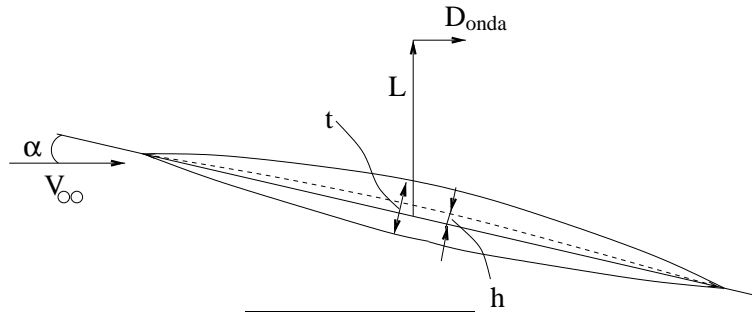
- $D_{onda}$  non dipende dall'attrito nè dal distacco: è una nuova forma di resistenza, tipica dei flussi supersonici



### Resistenza d'onda ( $D_{onda}$ )

$D_{onda}$  si aggiunge a  $D_{attr}$  quando si considera la viscosità

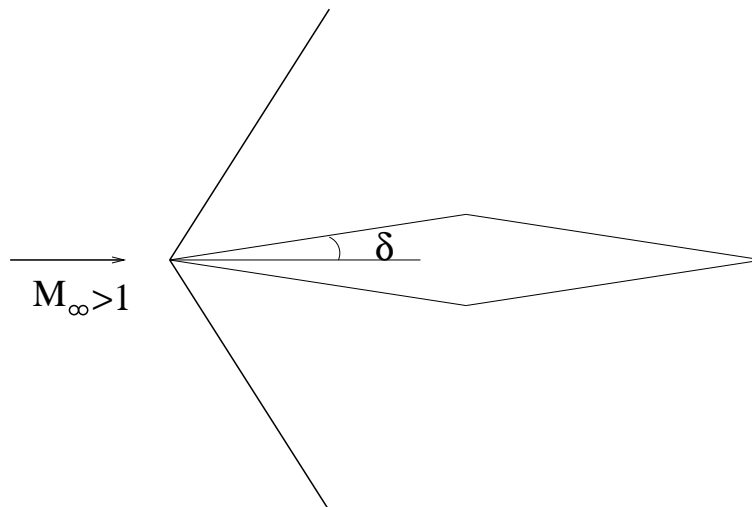
#### B) Profilo



$C_L$  dipende solo da  $\alpha$  e da  $M_\infty \Rightarrow C_L = \frac{4\alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$

$C_D$  cresce al crescere di  $\alpha, t, h$

Profili supersonici  $\begin{cases} \nearrow \text{piccolo spessore } t \\ \searrow \text{simmetrici} \rightarrow h = 0 \end{cases}$ 
 $\begin{cases} \nearrow \\ \searrow \end{cases}$  profili a doppio diedro

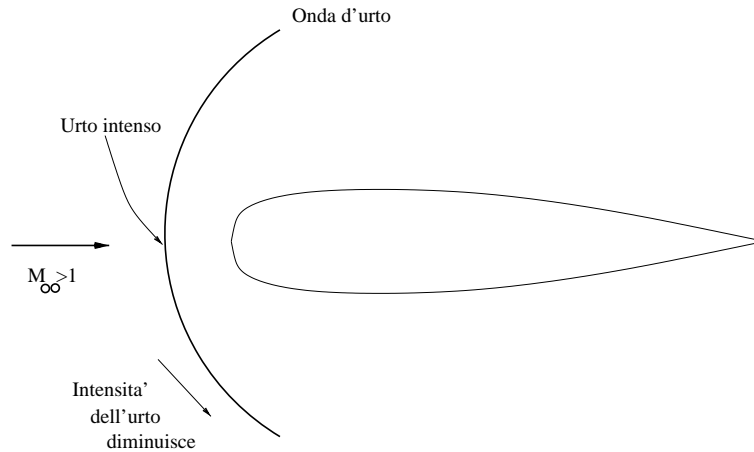


Aumentando l'angolo  $\delta$ , la deviazione e l'aumento di pressione attraverso l'onda di Mach diventano sempre piú grandi

onda di Mach  $\rightarrow$  **onda d'urto**

Nel passaggio attraverso un'onda d'urto si ha un brusco aumento di  $p$ ,  $\rho$ ,  $T$  e diminuzione di  $V$

### Bordo di attacco arrotondato



vedi anche fotografia 6

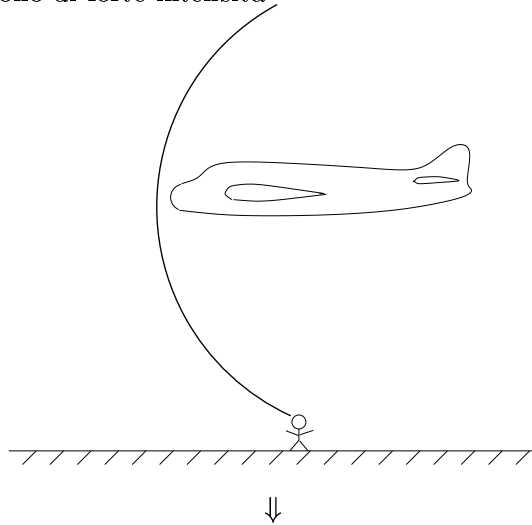
L'onda d'urto si forma davanti al corpo, è molto piú intensa (maggior salto di  $p$ ) e comporta un forte aumento di  $D_{onda}$ .



profili supersonici hanno il bordo d'attacco appuntito

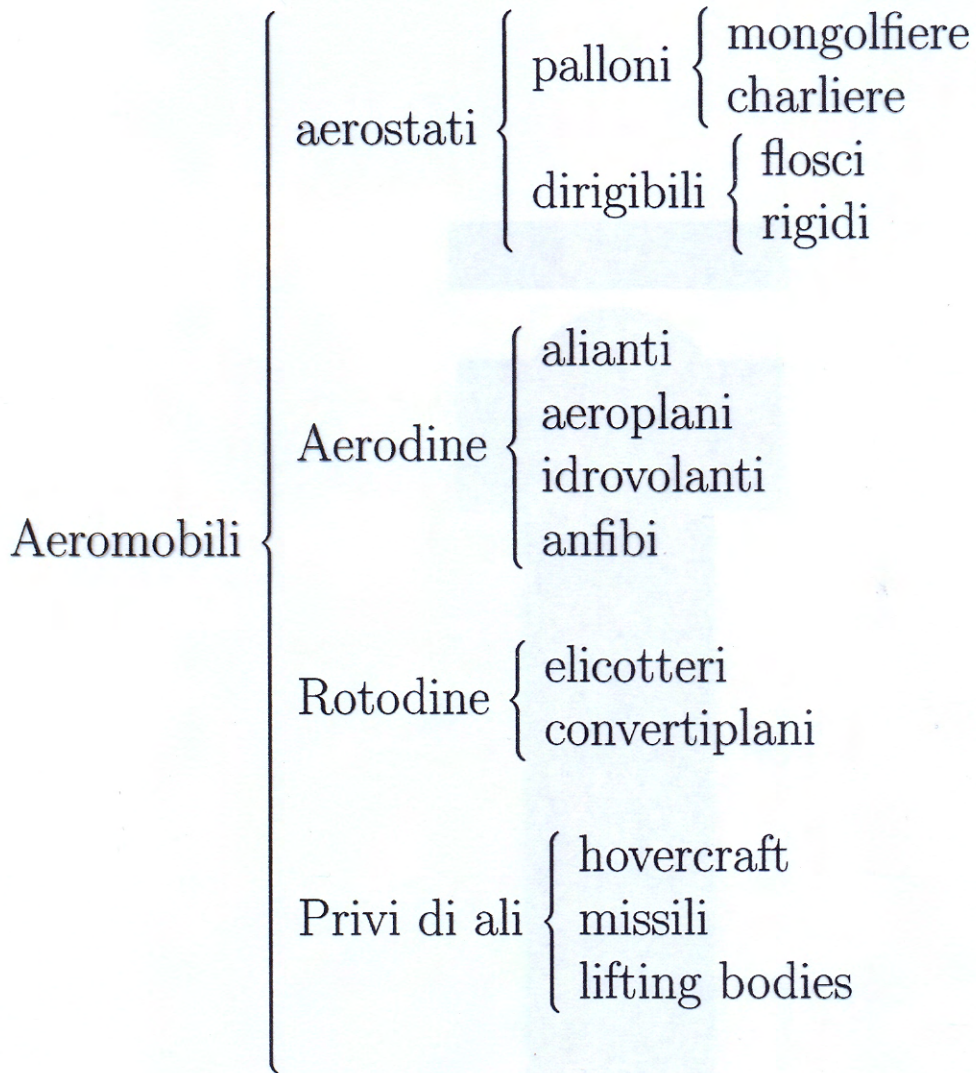
## Bang sonico

È dovuto all'onda d'urto che si forma davanti a un velivolo supersonico, che viene percepita dall'orecchio come un suono di forte intensità



Problema del sorvolo a bassa quota dei centri abitati da parte di velivoli supersonici

## Classificazione degli aeromobili



# EVOLUZIONE DEGLI AEROMOBILI

1903 Primo volo dei fratelli Wright con il Fleyer

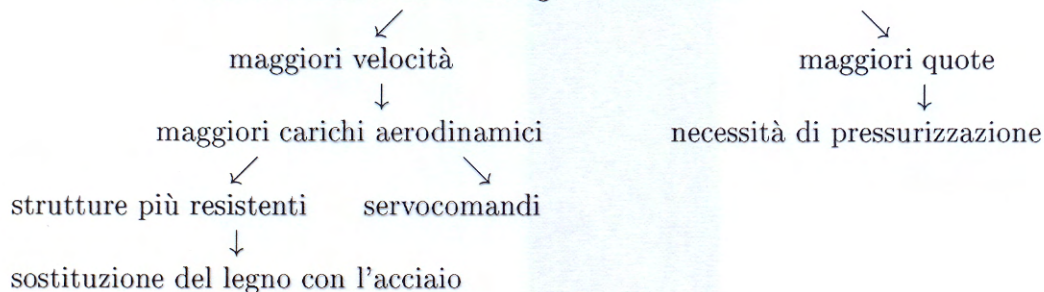
- velivolo biplano in configurazione canard
- struttura di tralicci e tiranti in legno con rivestimento in tela
- motore a scoppio con potenza di poche decine di CV e basso rapporto potenza/peso con elica posteriore in legno
- velocità 50Km/h

1910-20 Aumento delle prestazioni mantenendo la stessa struttura generale, ma con stabilizzatori in coda.

Velivoli mono o biposto per impieghi bellici a bassa quota.

1920-30 Evoluzione motoristica (coppa Schneider):

- aumento del rapporto potenza/peso
- motori multi-cilindro in configurazione stellare.



1927 Prima trasvolata atlantica (C. Lindberg)

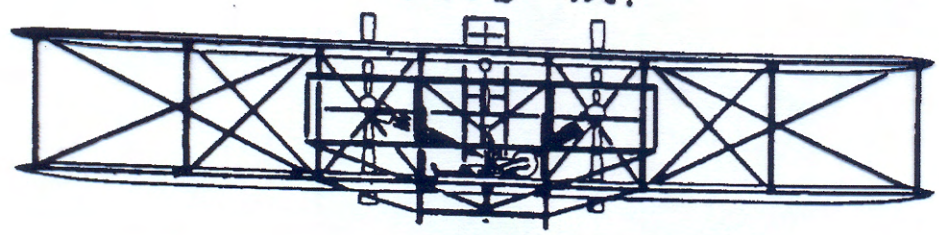
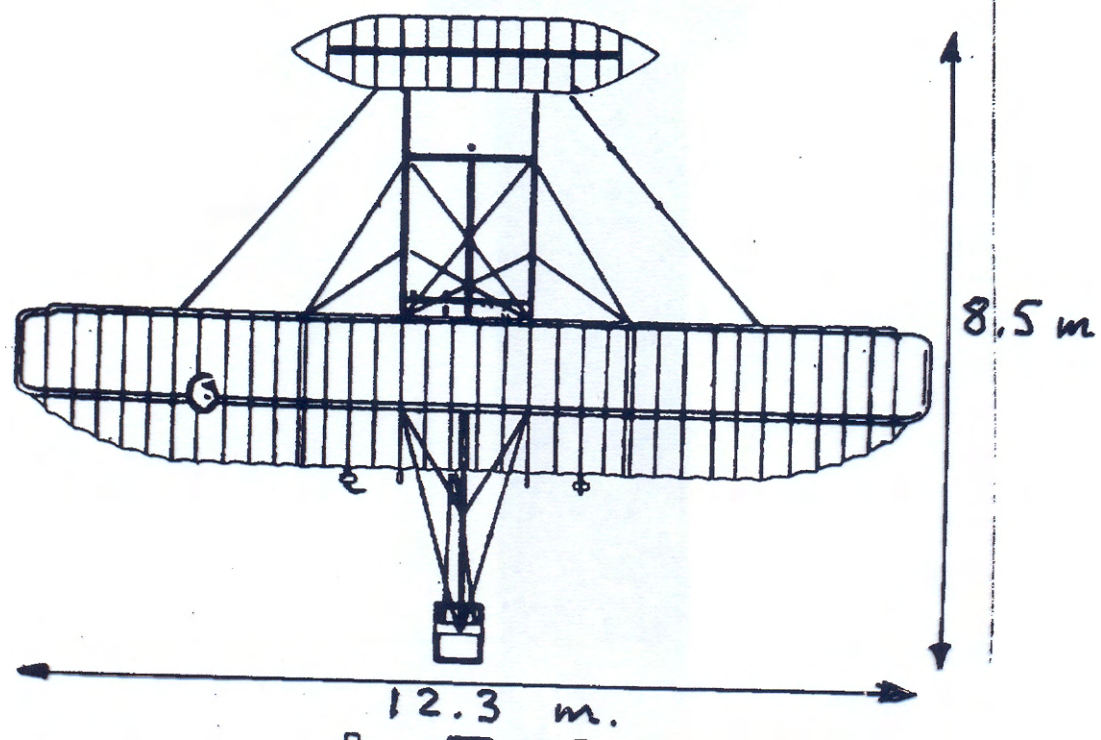
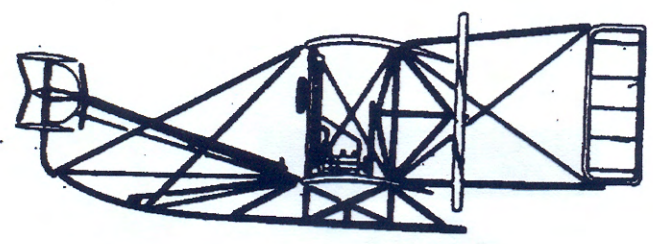
1930 Configurazione tipica

- Velivolo monoplano con ala rastremata
- Mono-bimotore ad elica
- Ala a struttura reticolare in acciaio con rivestimenti metallici
- fusoliera con ordinate (paratie) e correnti in acciaio con rivestimenti metallici
- Velocità 250Km/h
- Quota 3000m
- Potenza 1000 CV

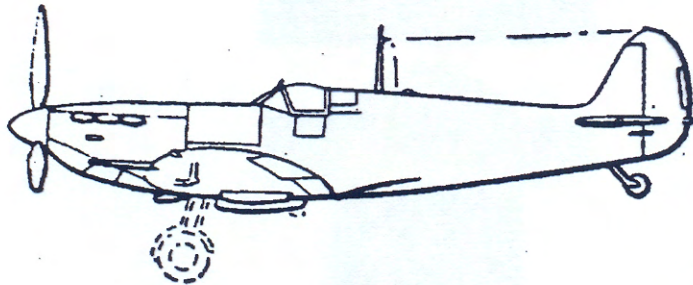
- 1930-40
  - Introduzione leghe leggere (alluminio)
  - Introduzione motori a turbina
  - Carrello retrattile
  - Rivestimento cooperante
  - Struttura alare con longheroni e centine
  - Introduzione ipersostentatori
  - Sistemi di comunicazione radio
  
- 1937 Inizio era missilistica
  
- 1947 Primo volo supersonico
  
- 1950 Configurazione tipica
  - Plurimotori turbo-elica
  - Velocità  $500\text{Km/h}$
  - Quota  $5000\text{m}$
  - Potenza  $3000\text{CV}$
  
- 1950-60
  - Sviluppo flotta commerciale
  - Introduzione progetto "a fatica"
  - Ali con angolo di freccia
  - Ali a delta per velivoli militari supersonici
  - Sviluppo sistemi avionici
  - Introduzione materiali resistenti a caldo (leghe di titanio)
  
- 1960-90
  - Ali a geometria variabile per velivoli supersonici
  - Introduzione turbofan
  - Superamento problemi transonici  
( $V_{crociera} = 1000\text{Km/h}$ )
  - Sviluppo sistemi di automazione  
Volo assistito, atterraggio strumentale

# FLYER 1903

PESO 500 Kg  
V<sub>max</sub> 56 Km/h  
POTENZA 30 CV



# SPITFIRE 1936

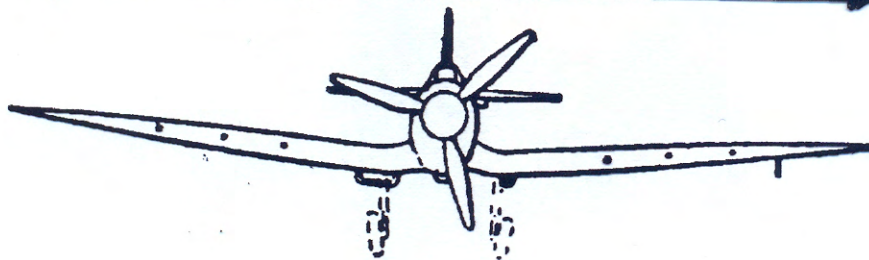
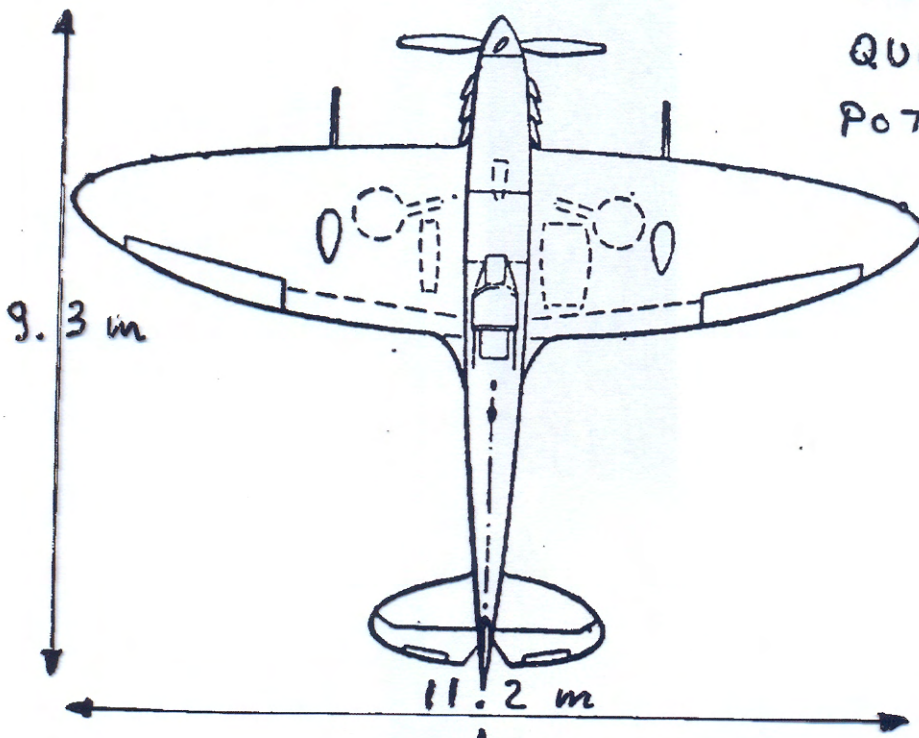


PESO 3400Kg

V<sub>max</sub> 656 Km/h

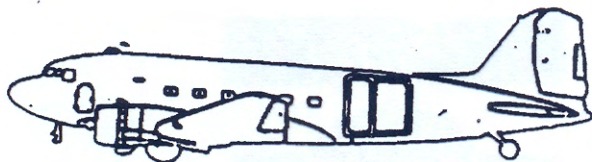
QUOTA 6000 m

POTENZA 1500 CV





DC-3 1941



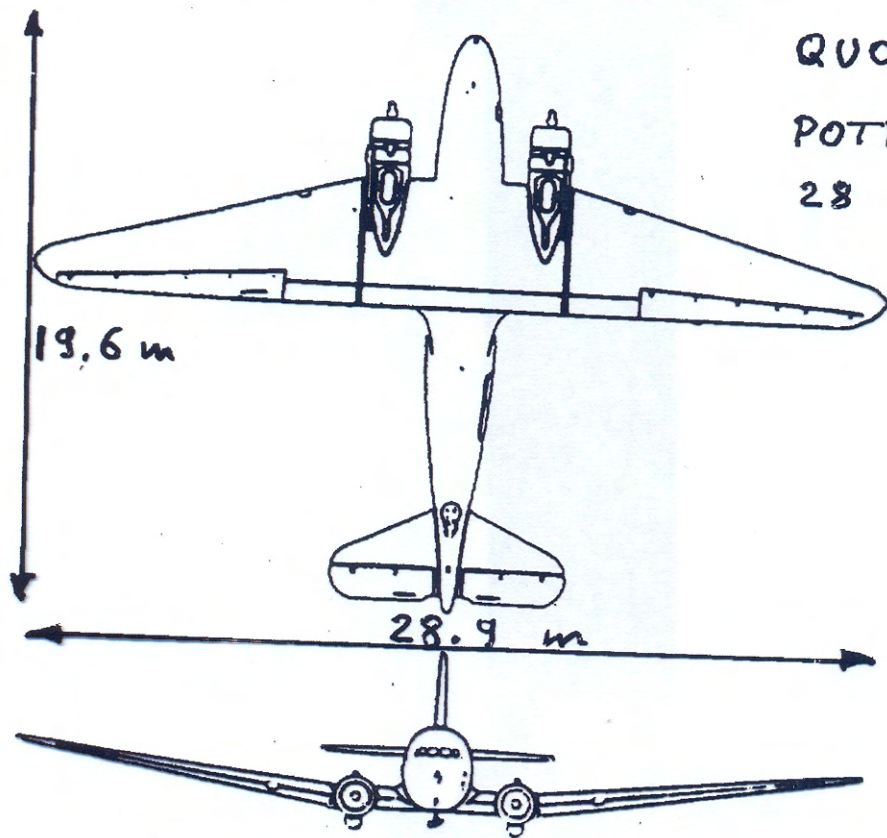
PESO 11800 Kg

$V_{max}$  368 Km/h

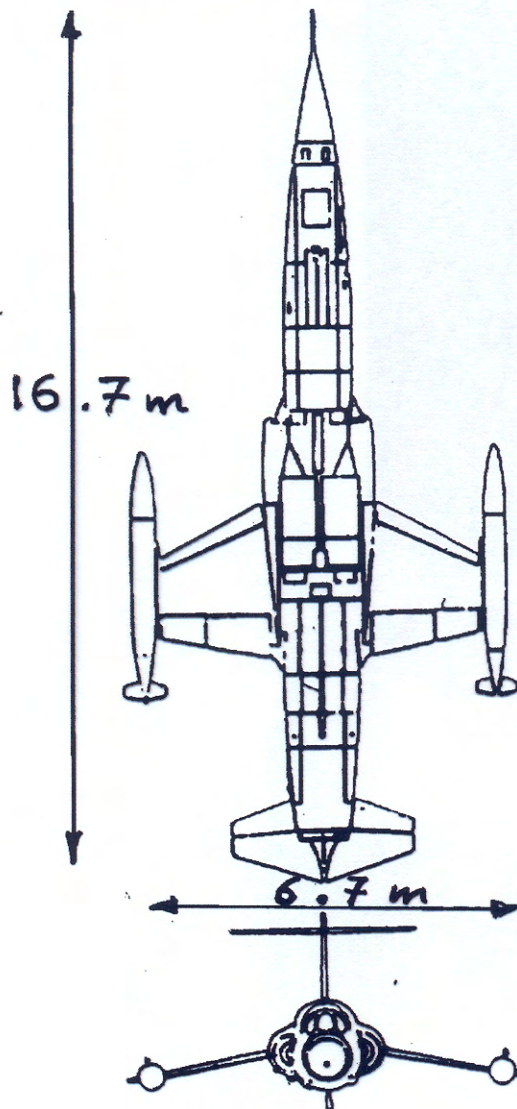
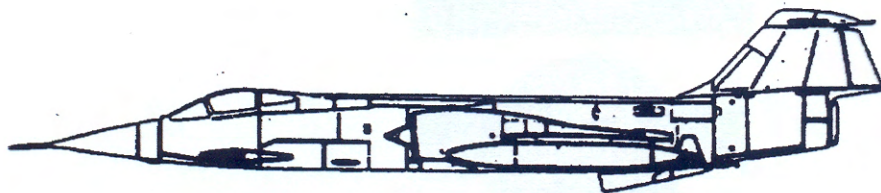
QUOTA 3000 m

POTENZA 2400 CV

28 PASSEGGERI



F 104 1960



PESO 13'000 Kg

V<sub>max</sub> 2330 Km/h  
(M = 2.2)

QUOTA 11'000 m

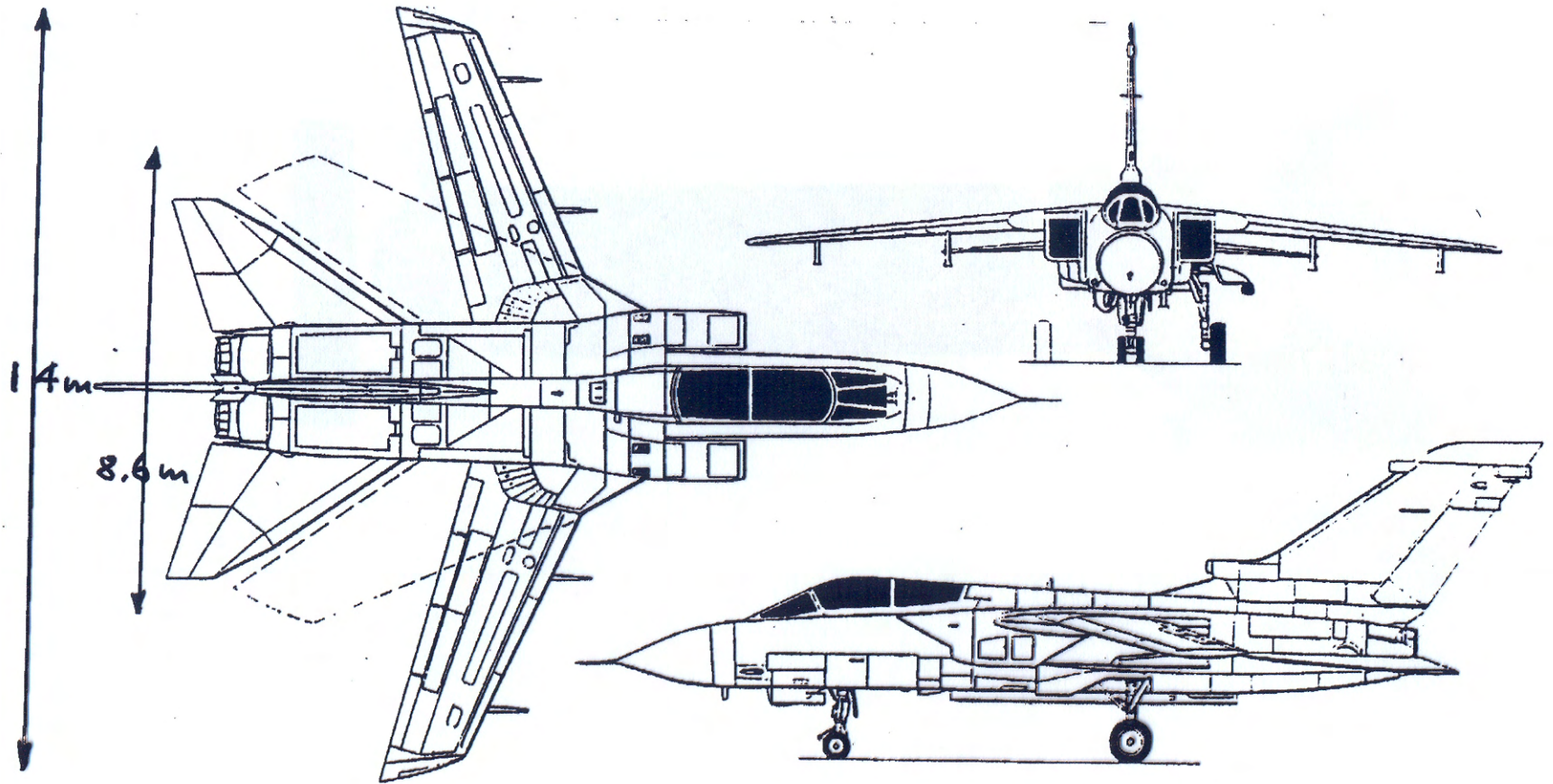
SPINTA 7165 Kg

# TORNADO 1976

PESO 28'000 Kg

$V_{max}$  M=2.2

SPINTA 8000 Kg



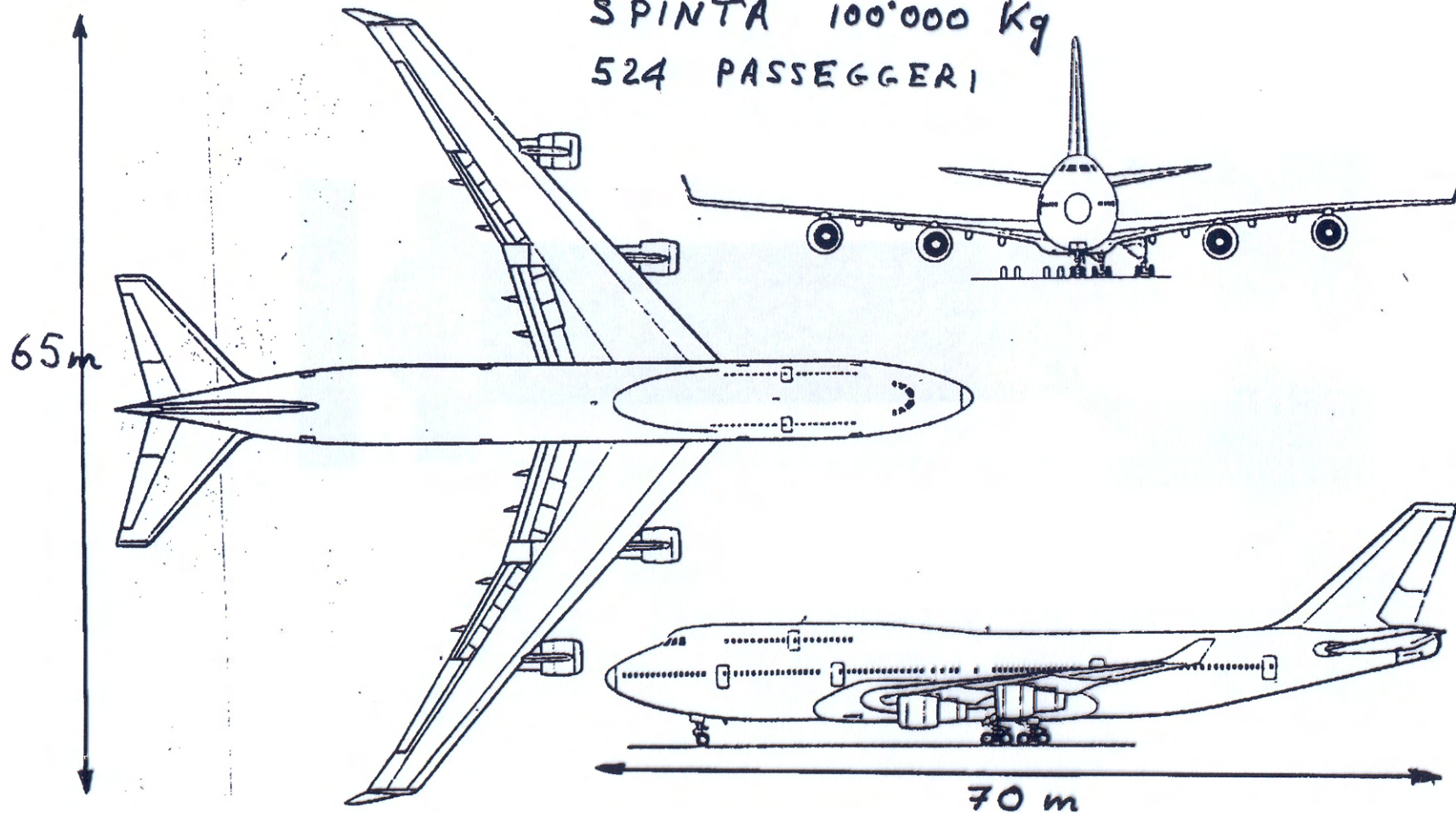
# BOEING 747-400 1990

PESO 400'000 Kg

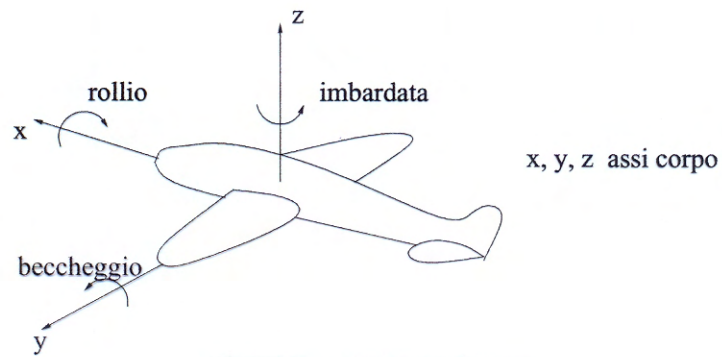
$V_{max}$  966 Km/h  $M = .9$  a 13'000 m

SPINTA 100'000 Kg

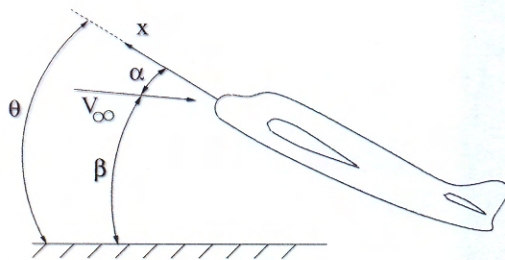
524 PASSEGGERI



# DESCRIZIONE DEL VELIVOLO



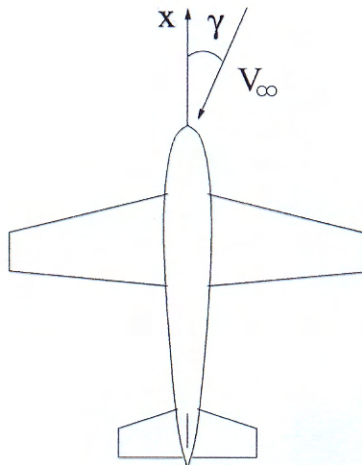
Relazione con assi vento e assi suolo  
Angoli importanti



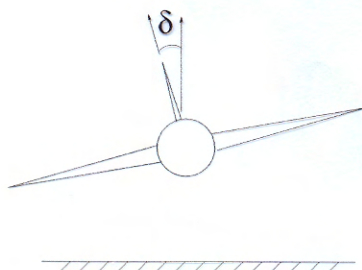
$\alpha$  angolo di incidenza

$\beta$  angolo di rampa

$\theta$  angolo di beccheggio

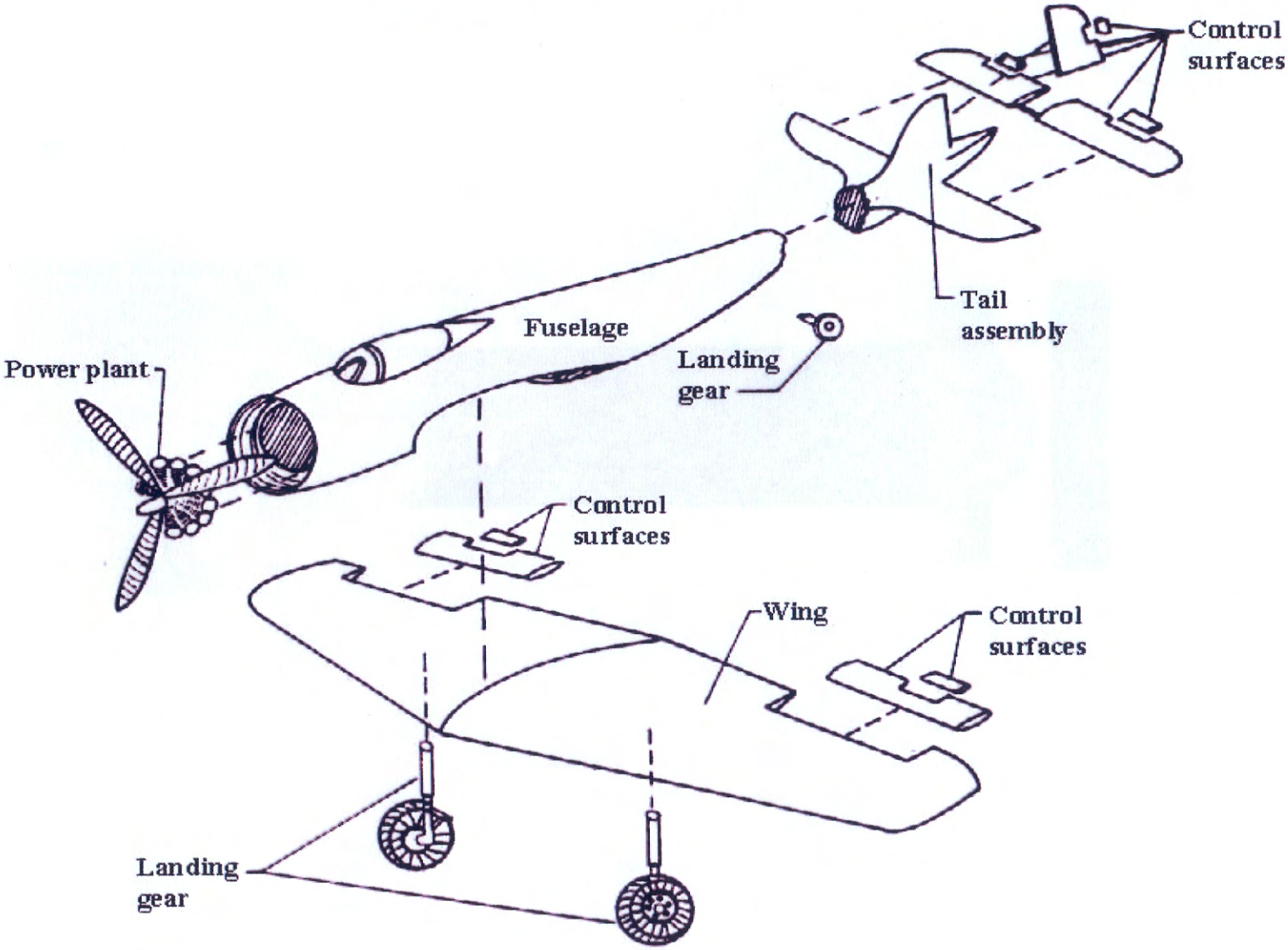


$\gamma$  angolo di derapata

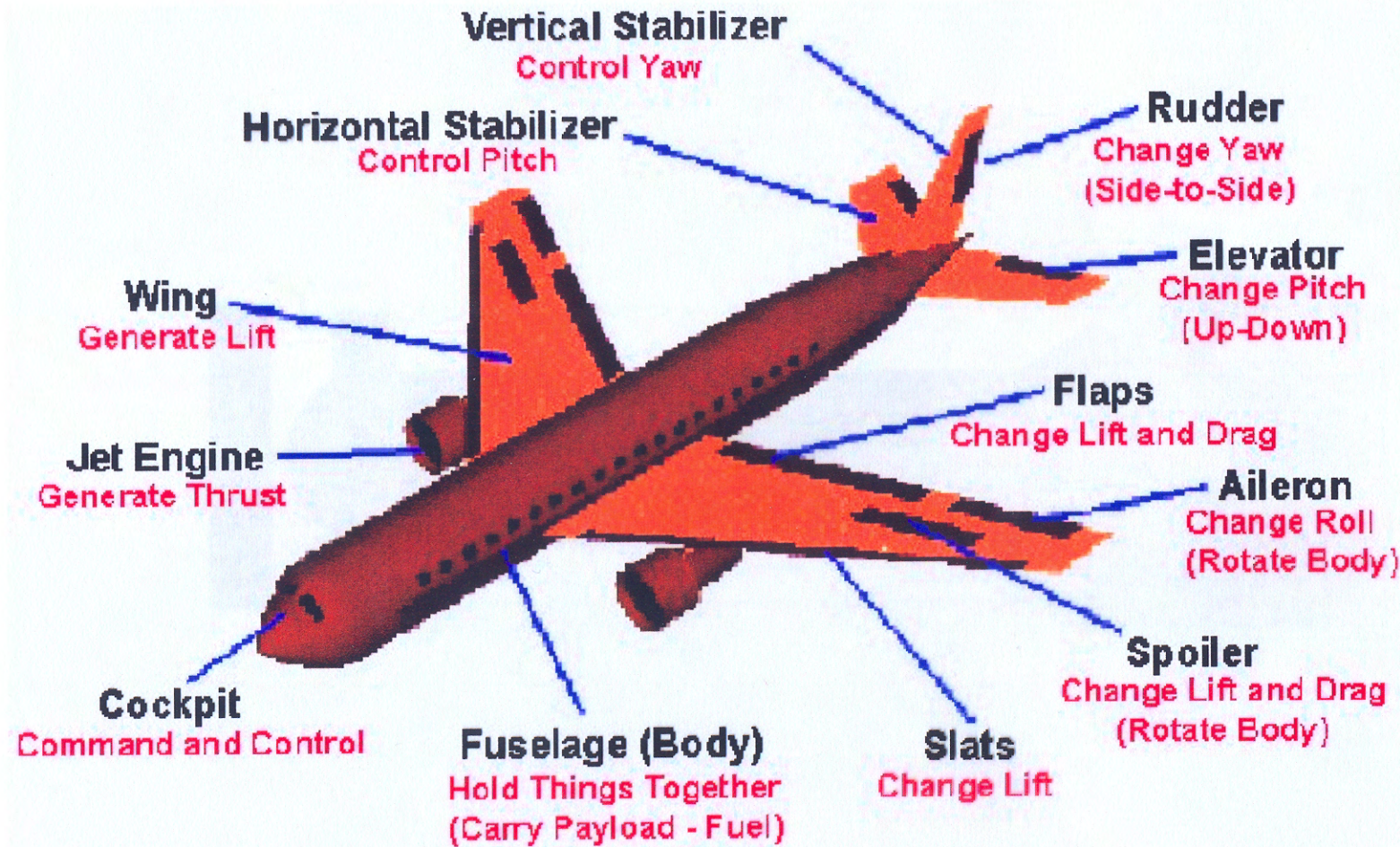


$\delta$  angolo di rollio

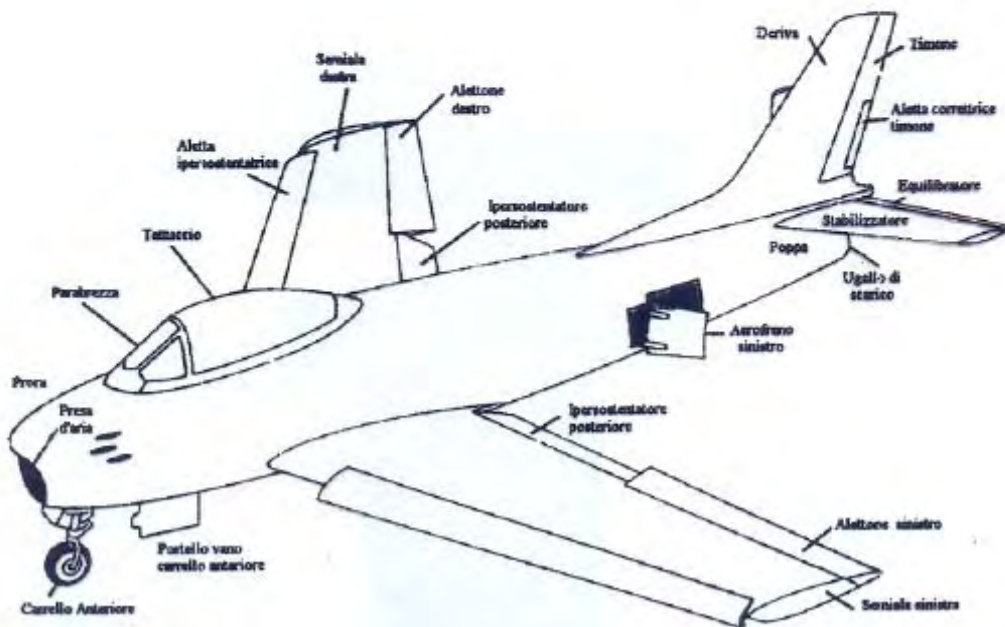
# ELEMENTI PRINCIPALI



## ELEMENTI PRINCIPALI E LORO FUNZIONI



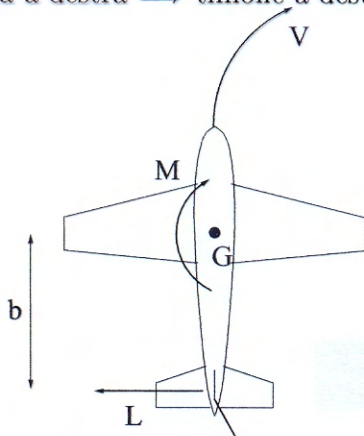
|            | Superficie stabilizzante | Superficie di controllo |
|------------|--------------------------|-------------------------|
| beccheggio | stabilizzatore           | equilibratore           |
| rollio     | ala                      | alettoni                |
| imbardata  | deriva                   | timone                  |





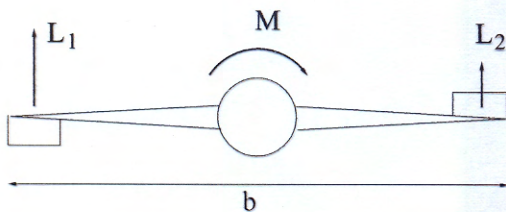
# Manovre

- Curva a destra  $\Rightarrow$  timone a destra



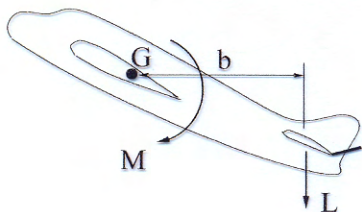
$$M = Lb$$

- Inclinazione a destra  $\Rightarrow$   $\left\{ \begin{array}{l} \text{alettone destro alzato} \\ \text{alettone sinistro abbassato} \end{array} \right.$



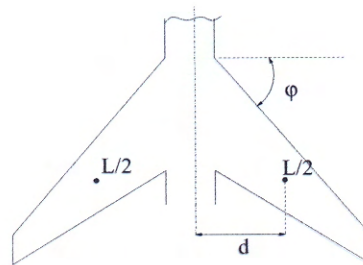
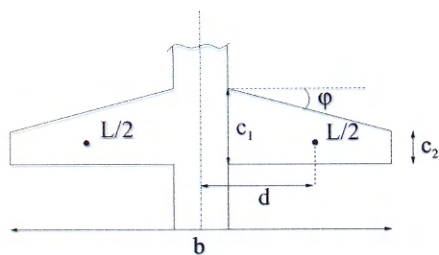
$$L_1 > L_2$$
$$M = (L_1 - L_2)b$$

- Cabrata  $\Rightarrow$  equilibratore alzato



$$M = Lb$$

## Configurazione dell'ala



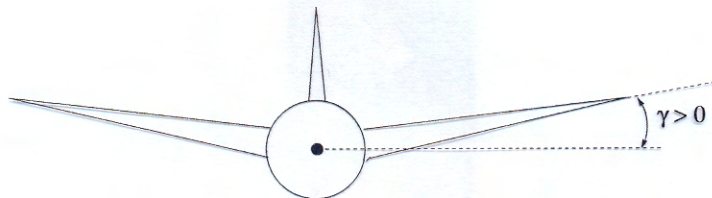
$R = \text{rapporto di rastremazione} = \frac{c_2}{c_1}$

$b = \text{apertura alare}$

$\lambda = \text{allungamento} = \frac{b^2}{S}$

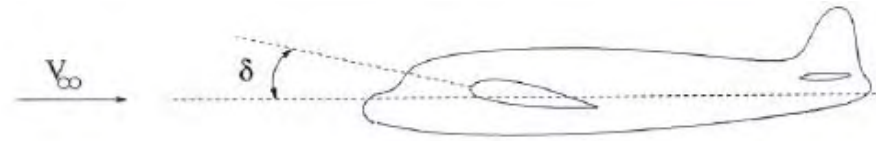
$\varphi = \text{angolo di freccia}$

- $\varphi > 0$  in velivoli supersonici
    - riduce la resistenza
    - a parità di  $S$  riduce il braccio  $d$  e quindi il momento flettente sull'ala
  - $\varphi > 0$  in velivoli nell'alto subsonico  $M_\infty \cong .8$  ritarda i fenomeni transonici
- valori tipici  $\varphi = 30^\circ \div 40^\circ$



$\gamma = \text{angolo diedro}$

- $\gamma > 0$  stabilizza l'ala al moto di rollio



$\delta =$  angolo di calettamento

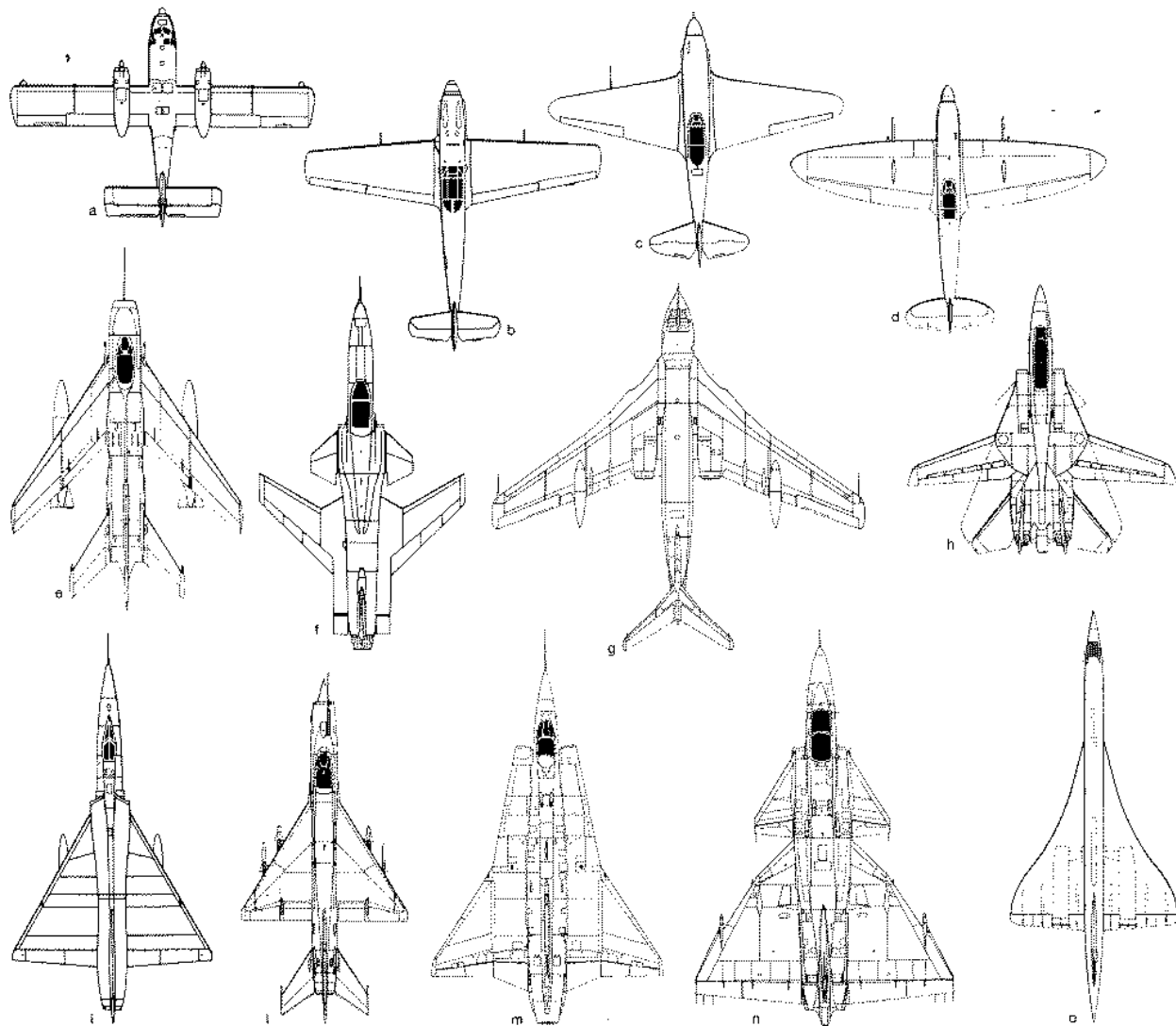
- $\delta > 0$  consente di avere angolo di incidenza positivo in volo orizzontale (angolo di beccheggio=0)

### Svergolamento



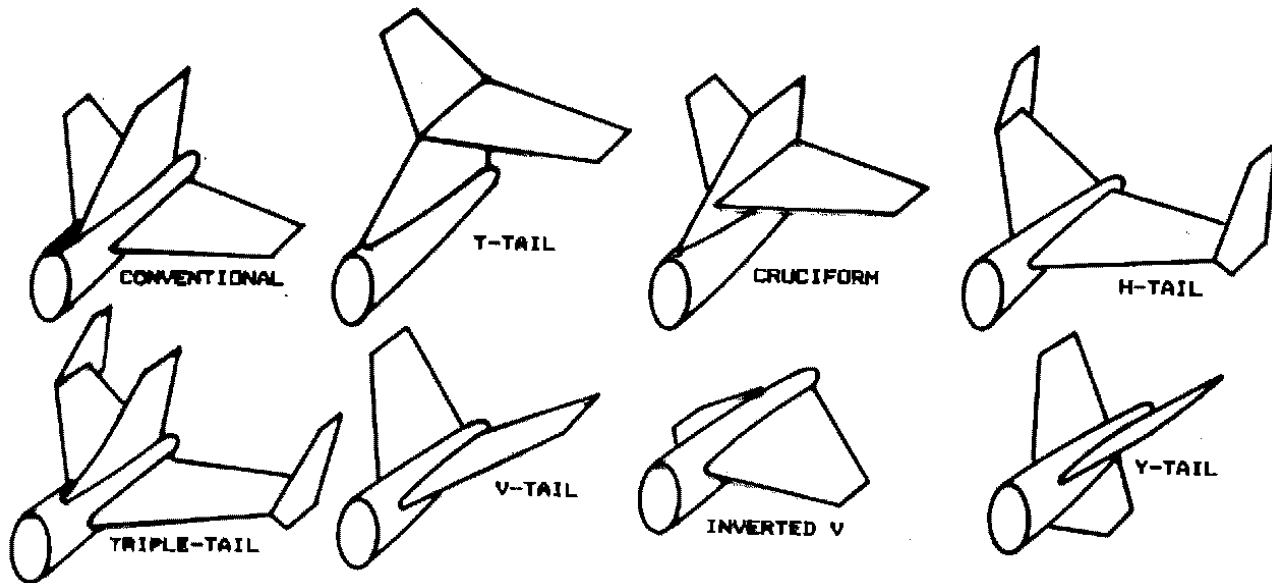
L'angolo di calettamento varia lungo l'apertura alare e varia quindi l'angolo di incidenza.  
 Se  $\alpha_1 < \alpha \Rightarrow$  lo stallo avviene prima sulle sezioni in prossimità della fusoliera  $\Rightarrow$  Il pilota può accorgersi dello stallo senza perdere il controllo del velivolo.

o V



Sopra, fig. 6. Piante alari: a, ala rettangolare (Canadair CL215); b, ala trapezia (Messerschmitt BF 109E); c, ala triangolare (Yakovlev Yak-9); d, ala ellittica (Supermarine Spitfire IXE); e, ala a freccia (Mikoyan MiG-19); f, ala a freccia negativa (Grumman X-29); g, ala a freccia crescente (Handley-Page Victor); h, ala a freccia variabile (Grumman F-14A Tomcat); i, ala a delta puro (Convair F-106A Delta Dart); l, ala a delta caudato (MiG-21); m, ala a doppio delta (crescente; Saab J-35F Draken); n, ala a doppio delta (decescente; Saab AJ-37 Viggen); o, ala a delta ogivale (Concorde).

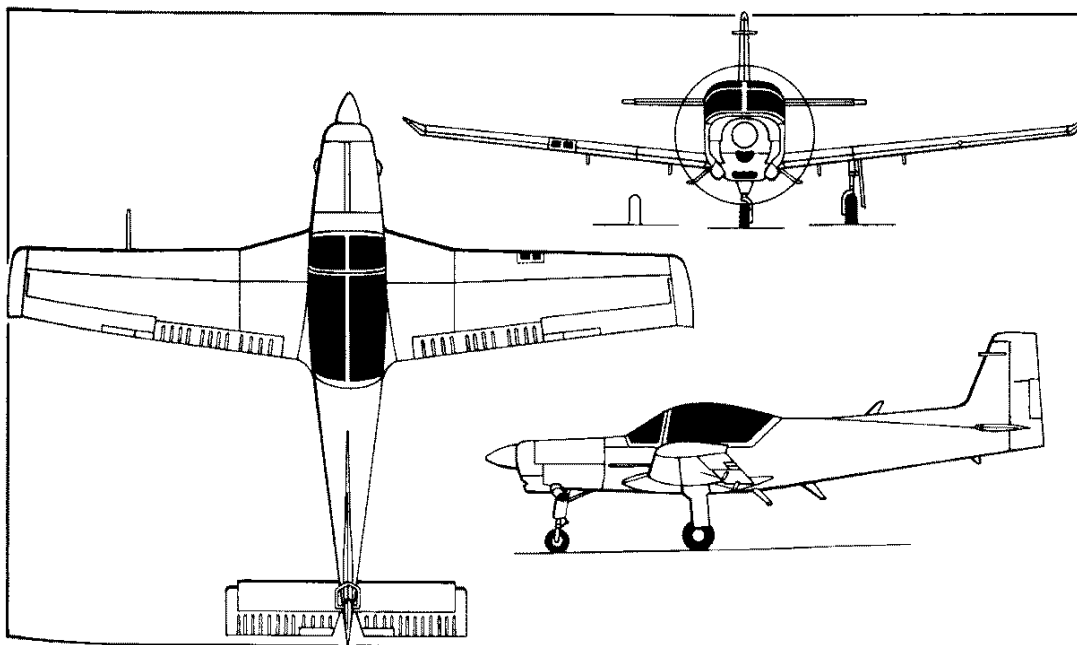
## Diverse configurazioni dei piani di coda



**Fig. 4.28 Aft tail variations.**

# Velivoli con diverse configurazioni della disposizione dei motori

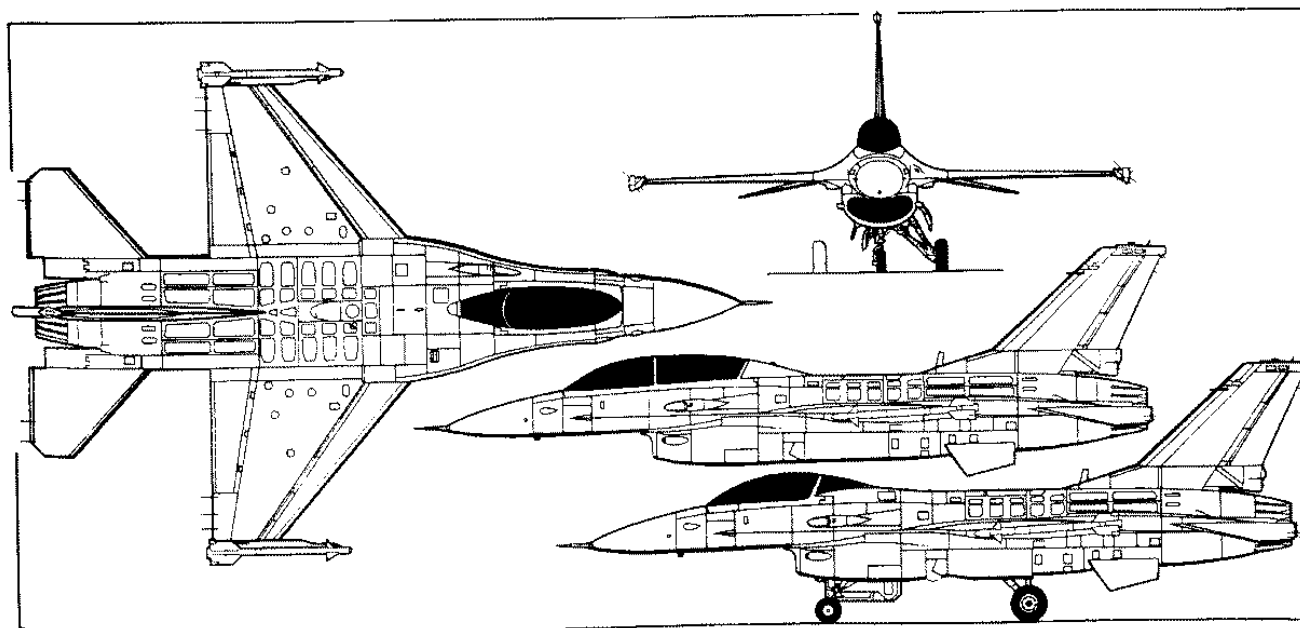
Monomotore ad elica



**Aermacchi M-290TP Redigo turboprop-powered multistage trainer**  
*(Mike Keep/Jane's)*

1994

Monomotore a getto con presa d'aria ventrale

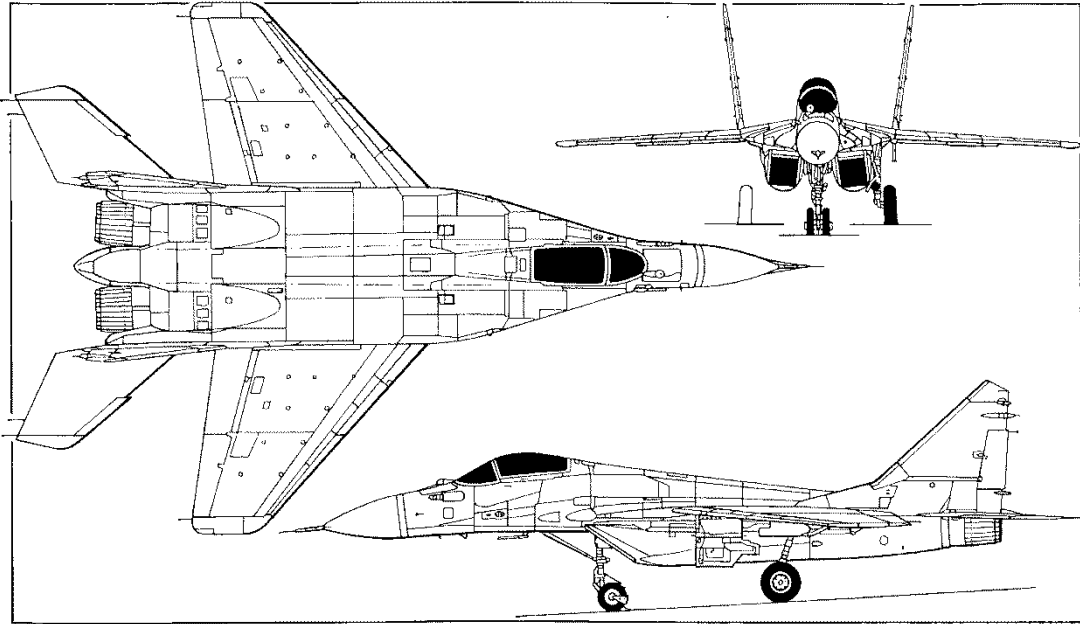


**F-16C (GE F110 turbofan) with extra side view (top) of two-seat F-16D (P&W F100 turbofan)**  
*(Paul Jackson/Jane's)*

1998/0016166

Bimotore con 2 prese d'aria laterali

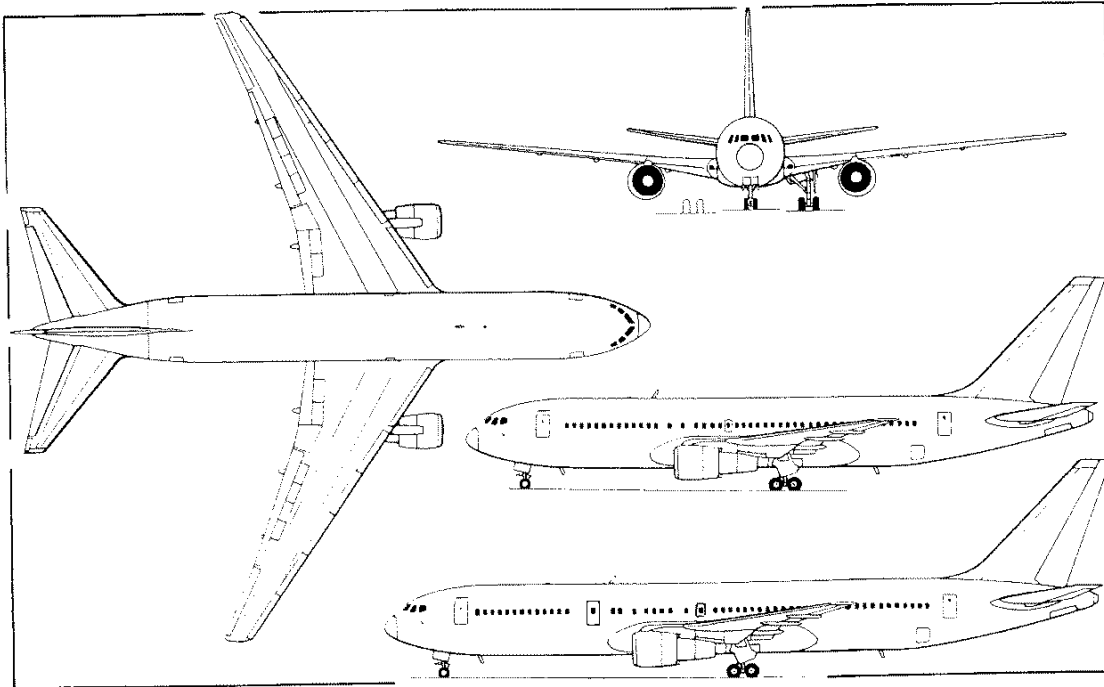
392 RUSSIAN FEDERATION: AIRCRAFT—MiG



MiG-29M advanced counter-air fighter (*Mike Keep/Jane's*)

1995

Bimotore con motori sulle ali



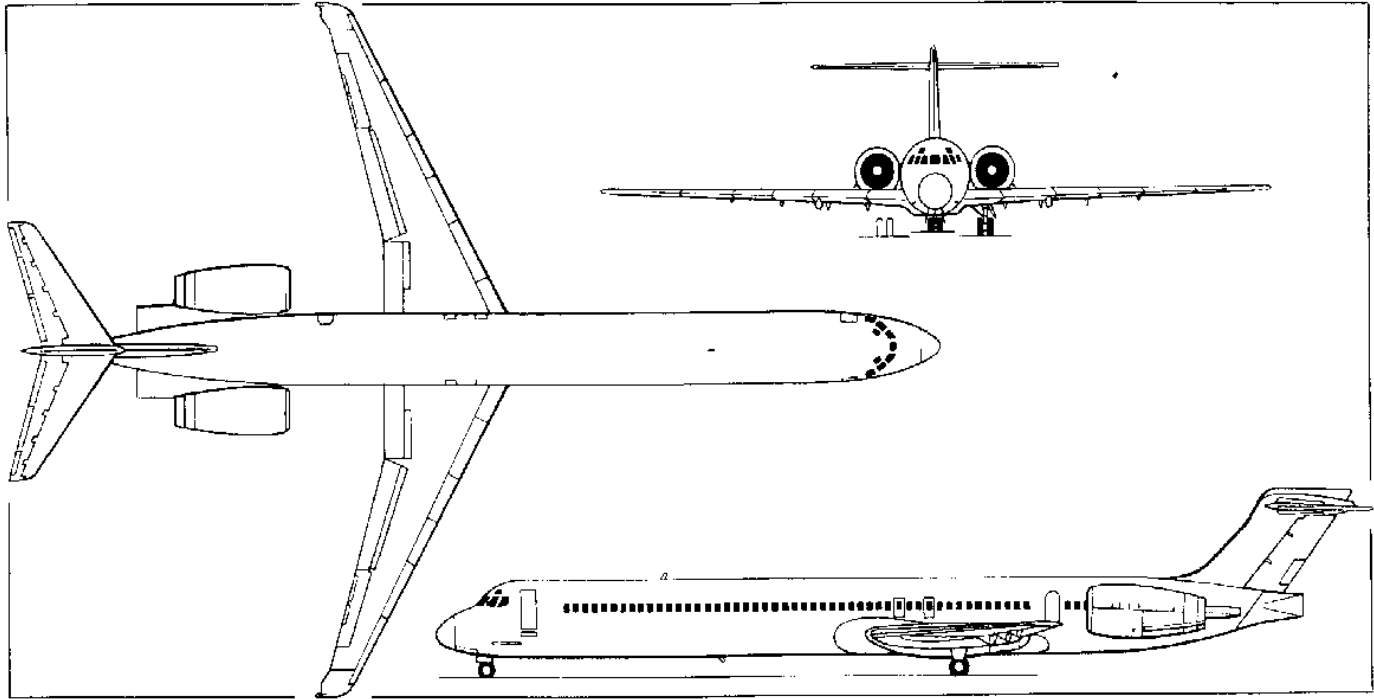
Boeing 767-200 wide-bodied airliner, with additional side view of stretched -300 (*Dennis Punnett/Jane's*)

1998/0015649

Bimotore con motori in coda

Boeing MD-90 of Japan Air System

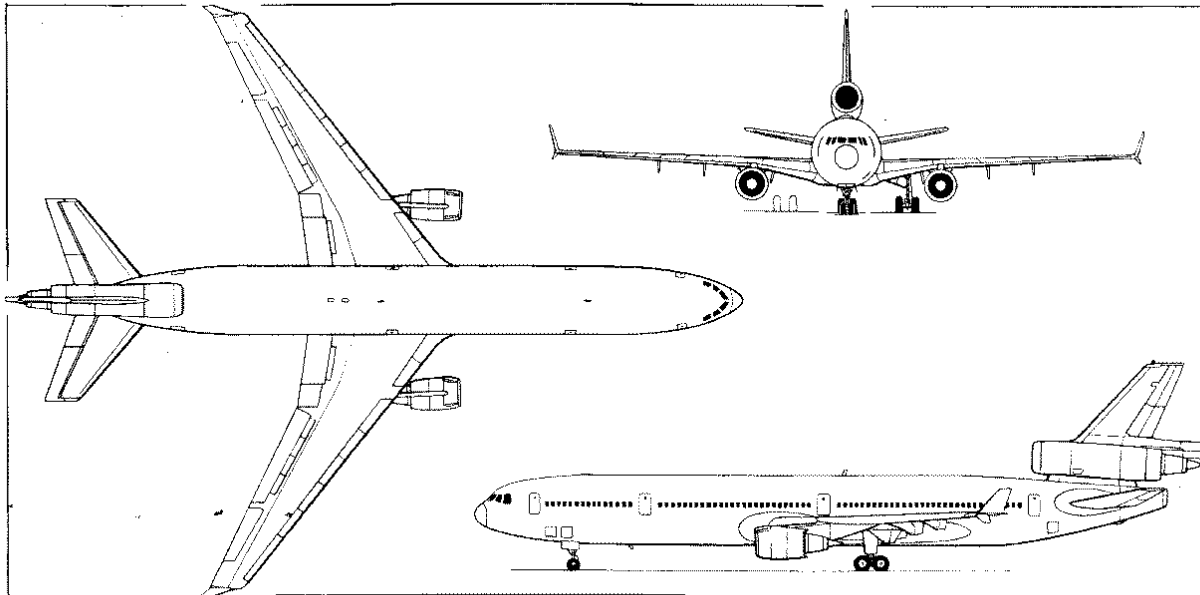
1996



Trimotore

Boeing MD-11 of KLM Royal Dutch Airlines (*Paul Jackson/Jane's*)

1999/0054014

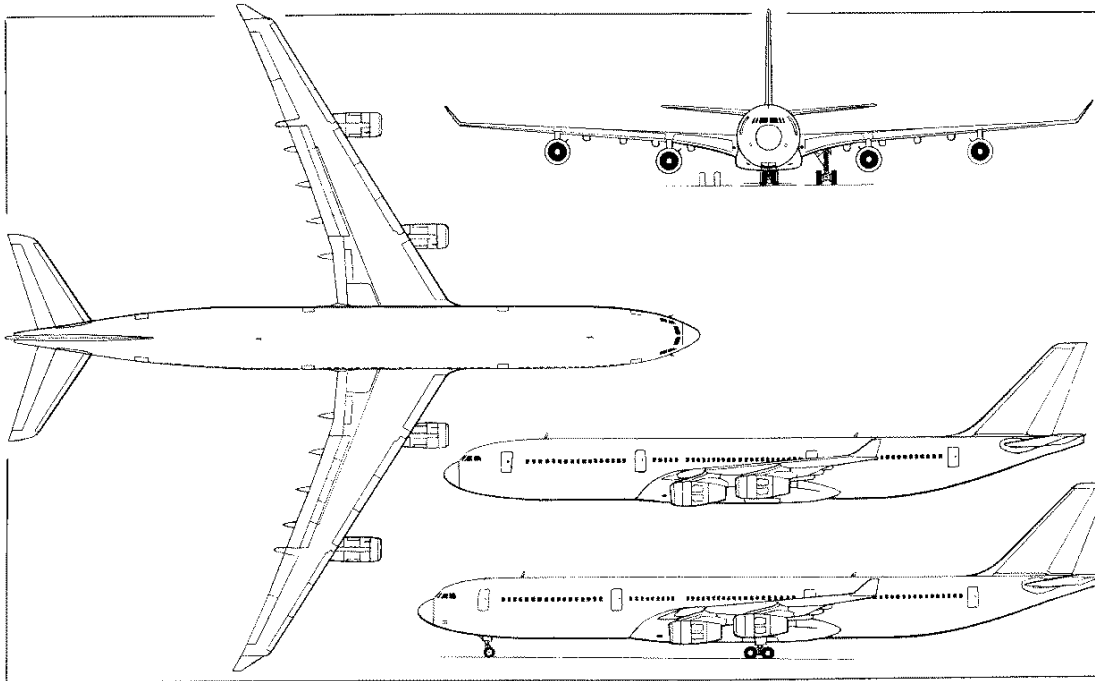


Boeing MD-11 medium/long-range transport (*Dennis Punnett/Jane's*)

1994



## Quadrimotore



**Airbus A340-300 four-turbofan long-range airliner, with additional side view (upper) of A340-200**  
*(Dennis Punnett/Jane's)*

## PROSSIMI ARGOMENTI:

- Richiami di fluidodinamica (equazioni di governo)
- Atmosfera standard
- Flussi potenziali  
(metodi diretti e indiretti)

