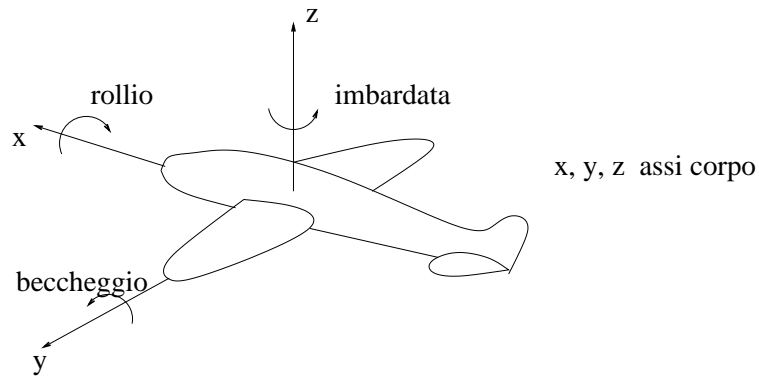
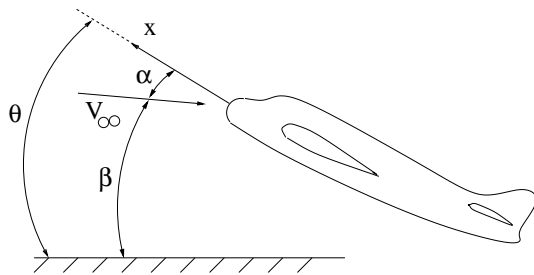


DESCRIZIONE DEL VELIVOLO



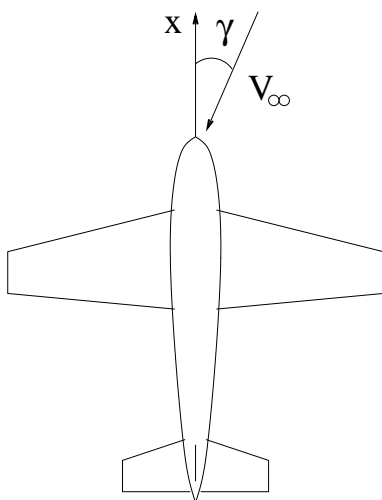
Relazione con assi vento e assi suolo
Angoli importanti



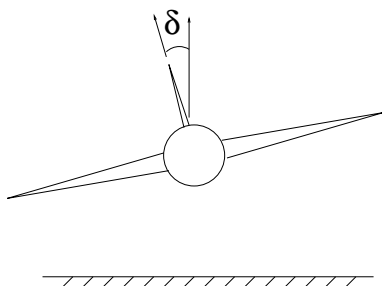
α angolo di incidenza

β angolo di rampa

θ angolo di beccheggio



γ angolo di derapata



δ angolo di rollio

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

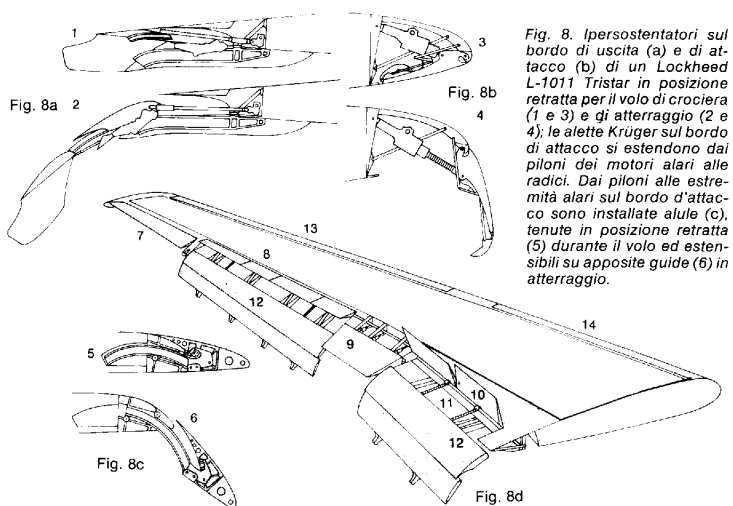
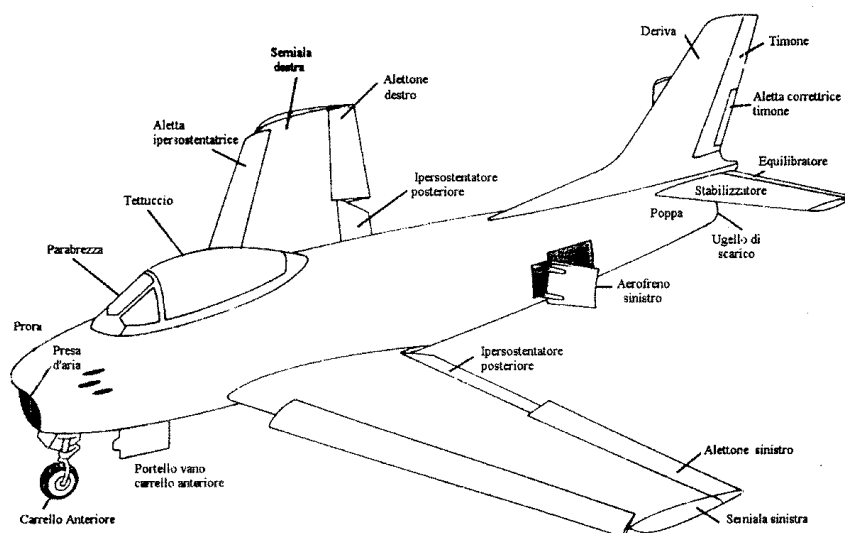


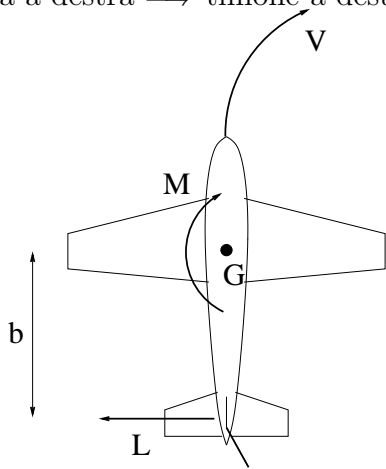
Fig. 8. Ipersostentatori sul bordo di uscita (a) e di attacco (b) di un Lockheed L-1011 Tristar in posizione retratta per il volo di crociera (1 e 3) e di atterraggio (2 e 4); le alette Krüger sul bordo di attacco si estendono dai piloni dei motori alari alle radici. Dai piloni alle estremità alari sul 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 bassavelocità; 8, direttore di volo; 9, alettone interno per alta velocità; 10, direttori 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.

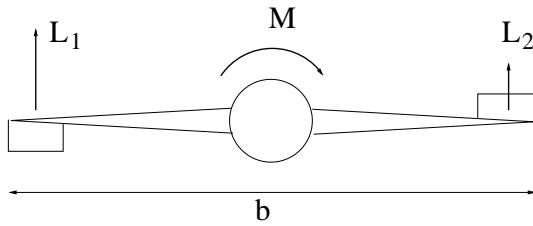
Manovre

- Curva a destra \implies timone a destra



$$M = Lb$$

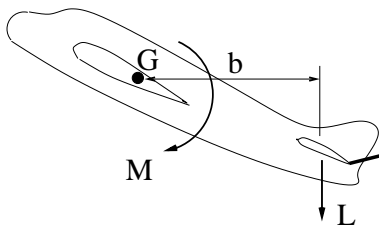
- Inclinazione a destra \implies
 - { alettone destro alzato
 - { alettone sinistro abbassato



$$L_1 > L_2$$

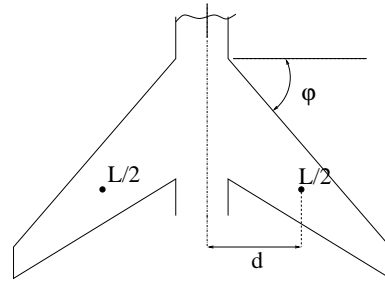
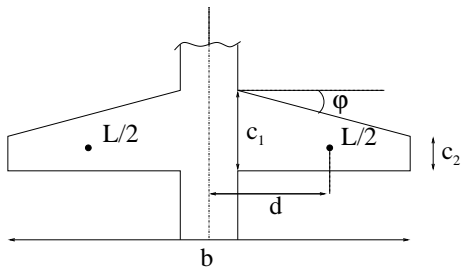
$$M = (L_1 - L_2)b$$

- Cabrata \implies equilibratore alzato



$$M = Lb$$

Configurazione dell'ala



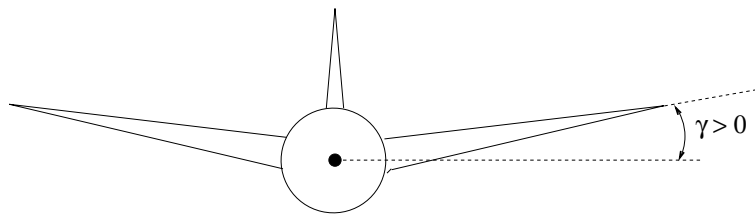
$$R = \text{rapporto di rastremazione} = \frac{c_2}{c_1}$$

b = apertura alare

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

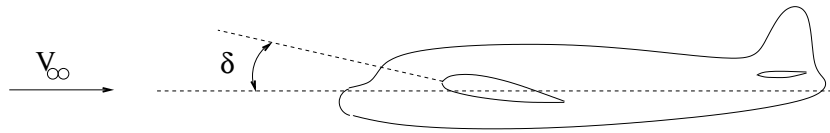
φ = angolo di freccia

- $\varphi > 0$ 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 $M_\infty \simeq .8$ ritarda i fenomeni transonici
- valori tipici $\varphi = 30^\circ \div 40^\circ$



γ = angolo diedro

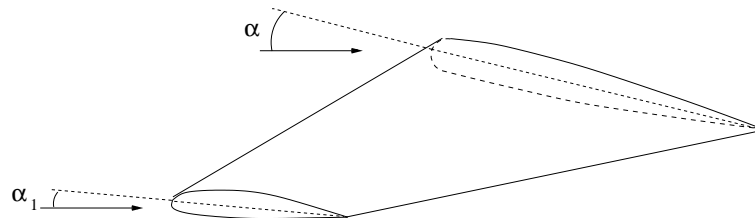
- $\gamma > 0$ stabilizza l'ala al moto di rollio



δ = angolo di calettamento

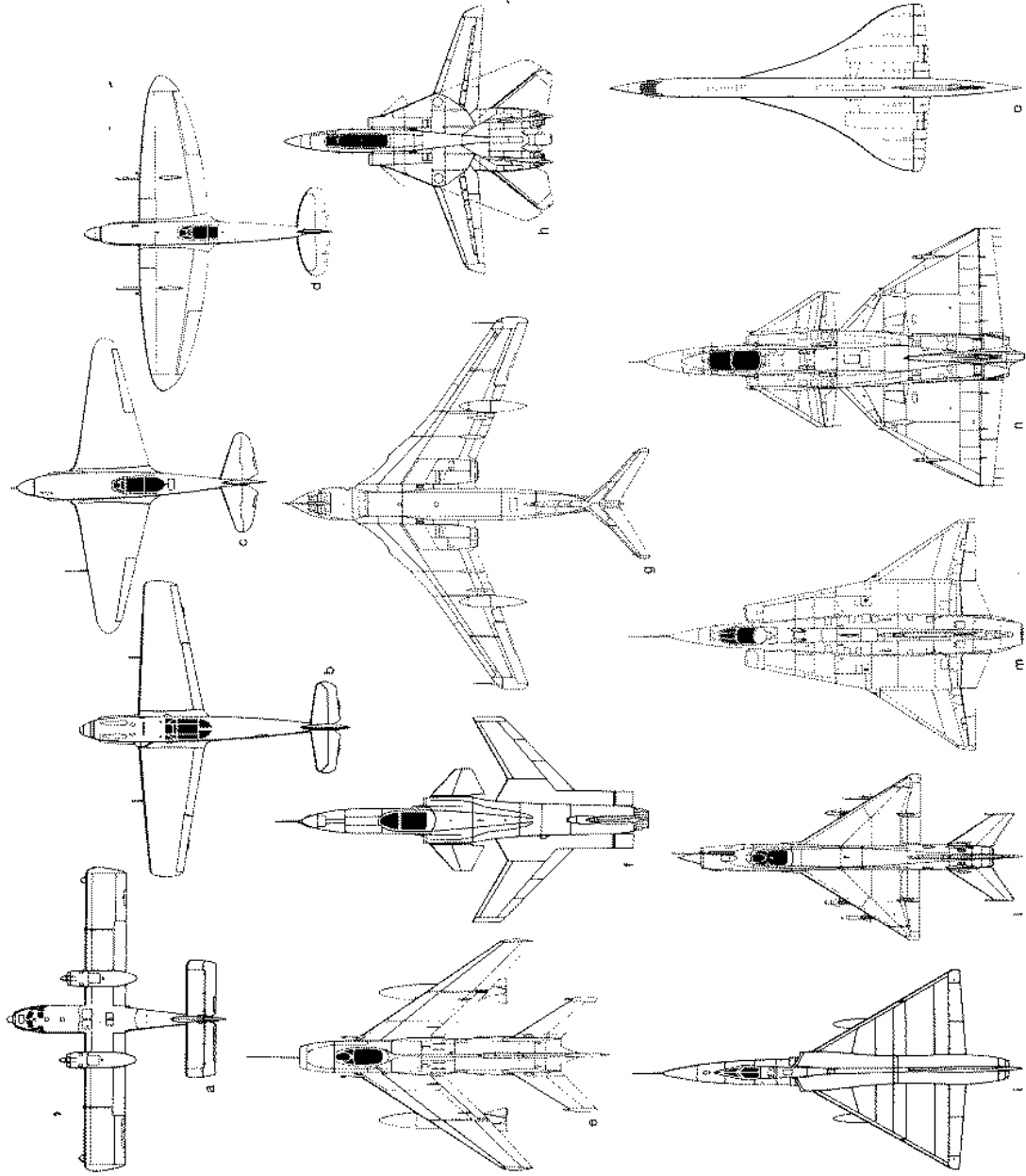
- $\delta > 0$ consente di avere angolo di incidenza positivo in volo orizzontale (angolo di beccheggio=0)

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.

Velivoli con diverse forme di pianta alare



o V

Sopra, fig. 6. Pianta alari: a, ala rettangolare (Canadair CL215); b, ala trapezia (Messerschmitt BF 109E); c, ala triangolare (Yakovlev Yak-9); d, ala ellittica (Sukhoi Su-26); e, ala a freccia (Mikoyan MiG-19); f, ala a freccia re- gativa (Grumman X-29); g, ala a freccia crescente (Handley-Page Victor); h, ala a freccia variabile (Grumman F-14 Tomcat); i, ala a delta puro (Convair F-106A Delta Dart); j, ala a delta caudato (MiG-21); k, ala a doppio delta (crescente; Saab J-35F Draken); l, ala a doppio delta (decescente; Saab AJ-37 Viggen); m, ala a delta ogivale (Concorde).

Diverse configurazioni dei piani di coda

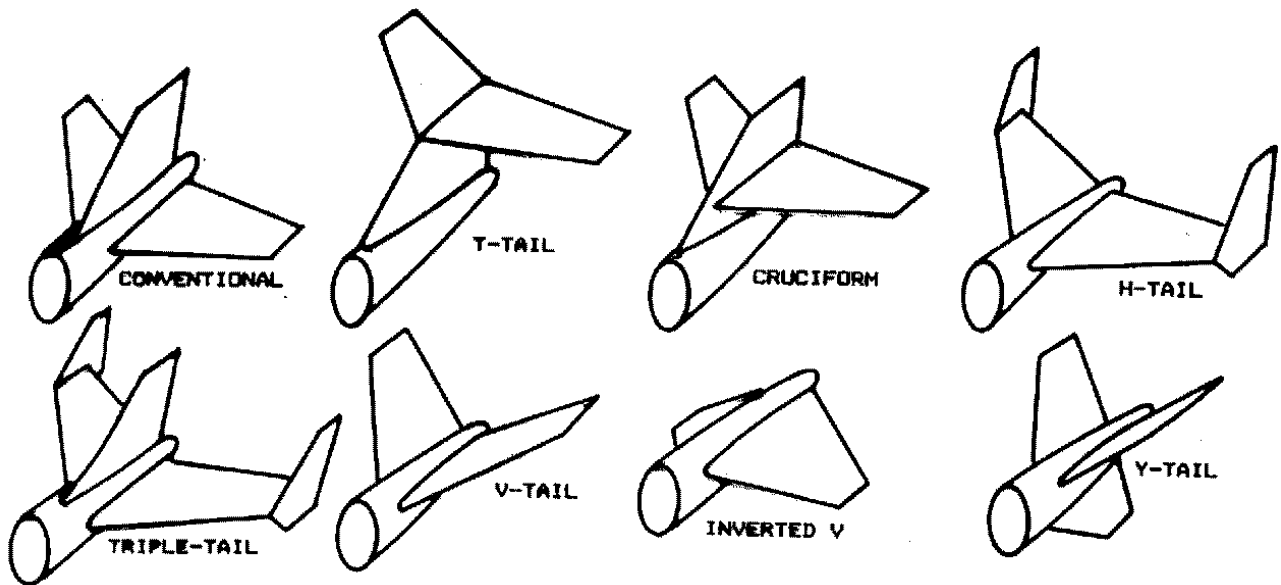
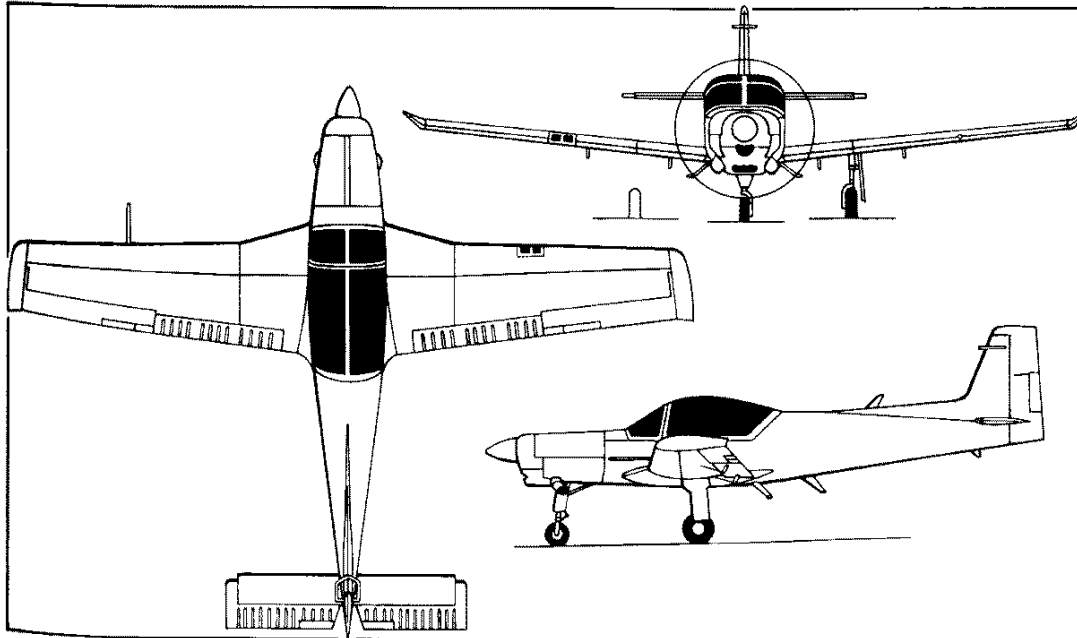


Fig. 4.28 Aft tail variations.

Velivoli con diverse configurazioni della disposizione dei motori

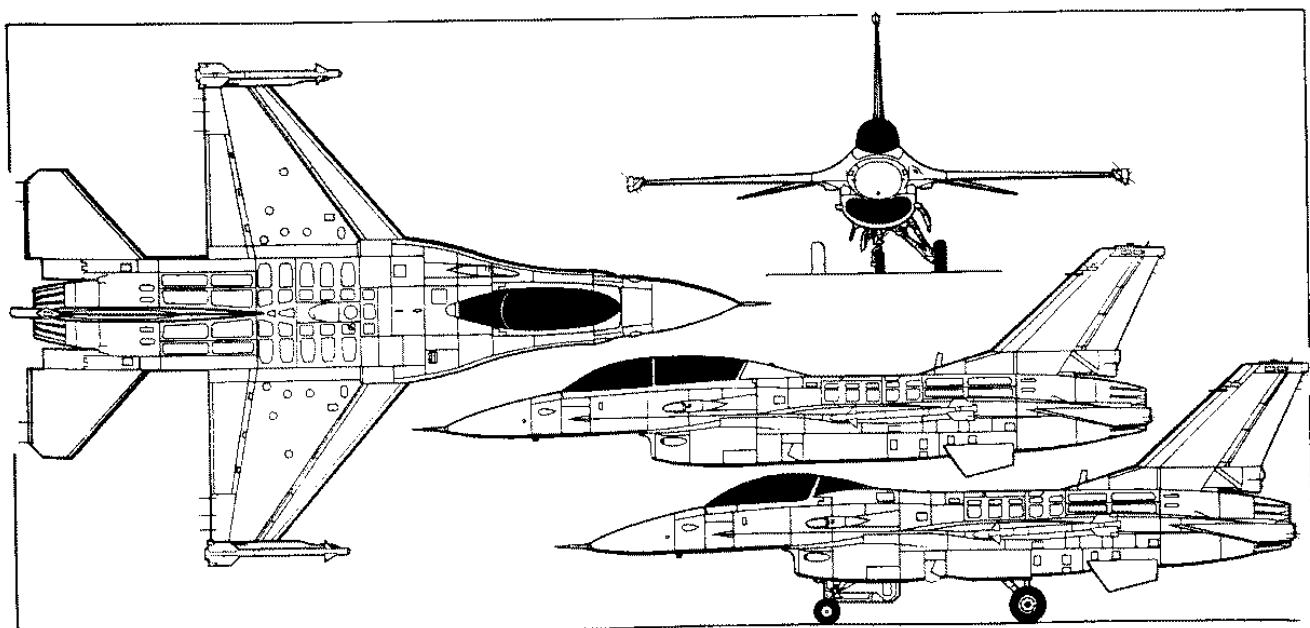
Monomotore ad elica



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

1994

Monomotore a getto con presa d'aria ventrale

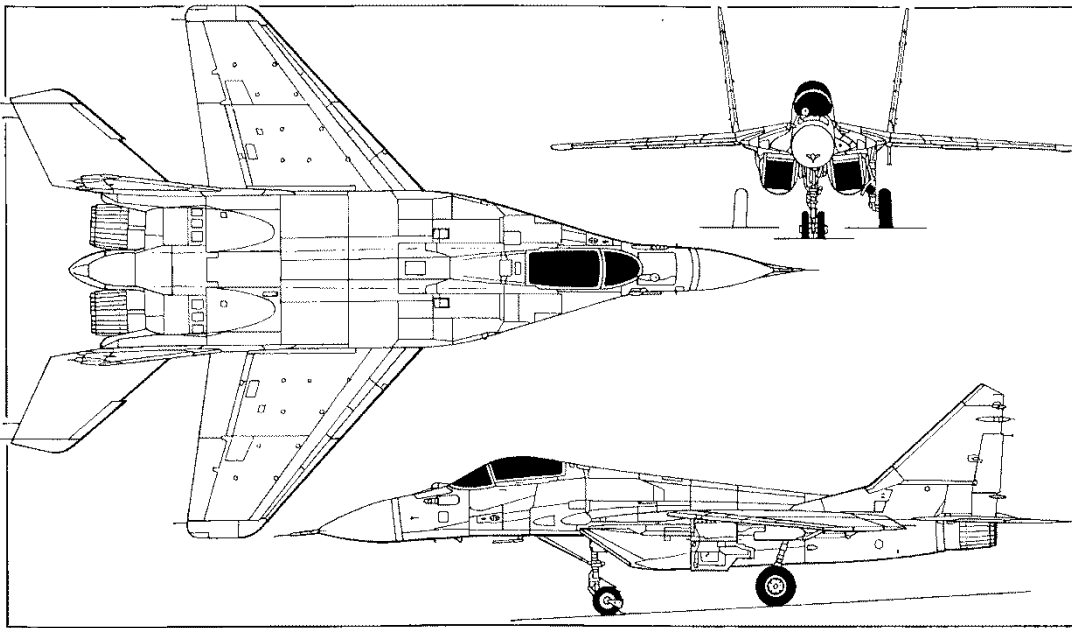


F-16C (GE F110 turbofan) with extra side view (top) of two-seat F-16D (P&W F100 turbofan)
(Paul Jackson/Jane's)

1998/0016166

Bimotore con 2 prese d'aria laterali

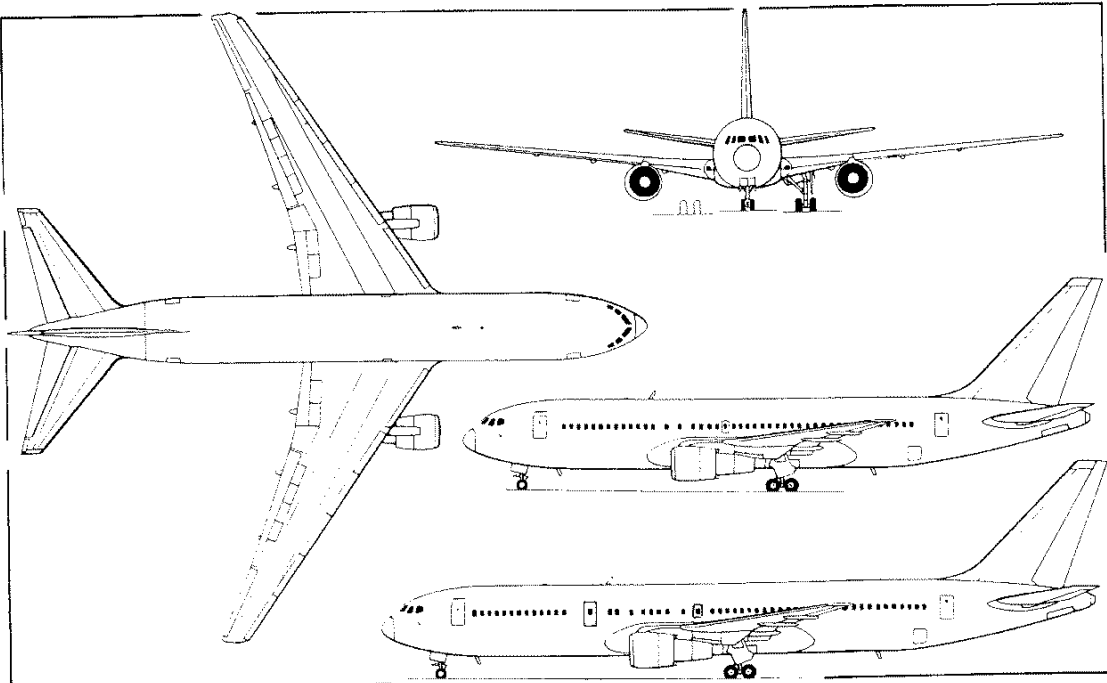
392 RUSSIAN FEDERATION: AIRCRAFT—MIG



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

1995

Bimotore con motori sulle ali



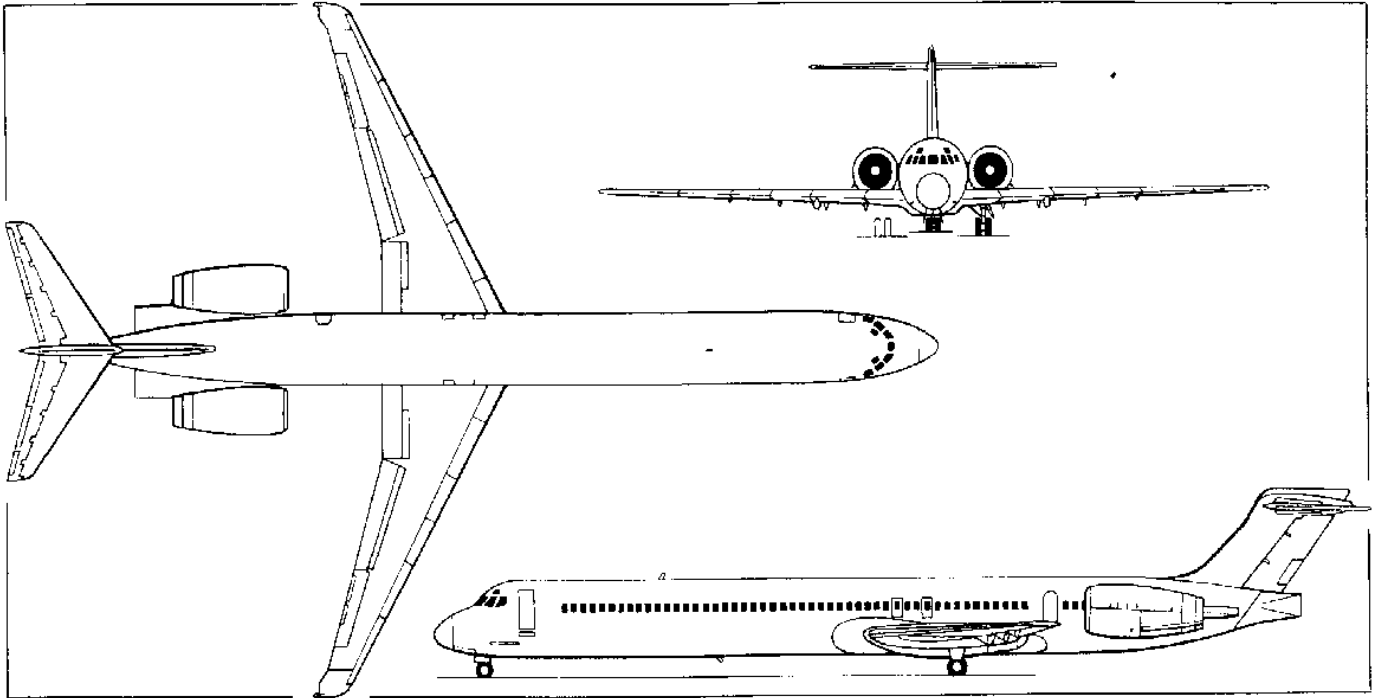
Boeing 767-200 wide-bodied airliner, with additional side view of stretched -300 (*Dennis Punnett/Jane's*)

1998/0015649

Bimotore con motori in coda

Boeing MD-90 of Japan Air System

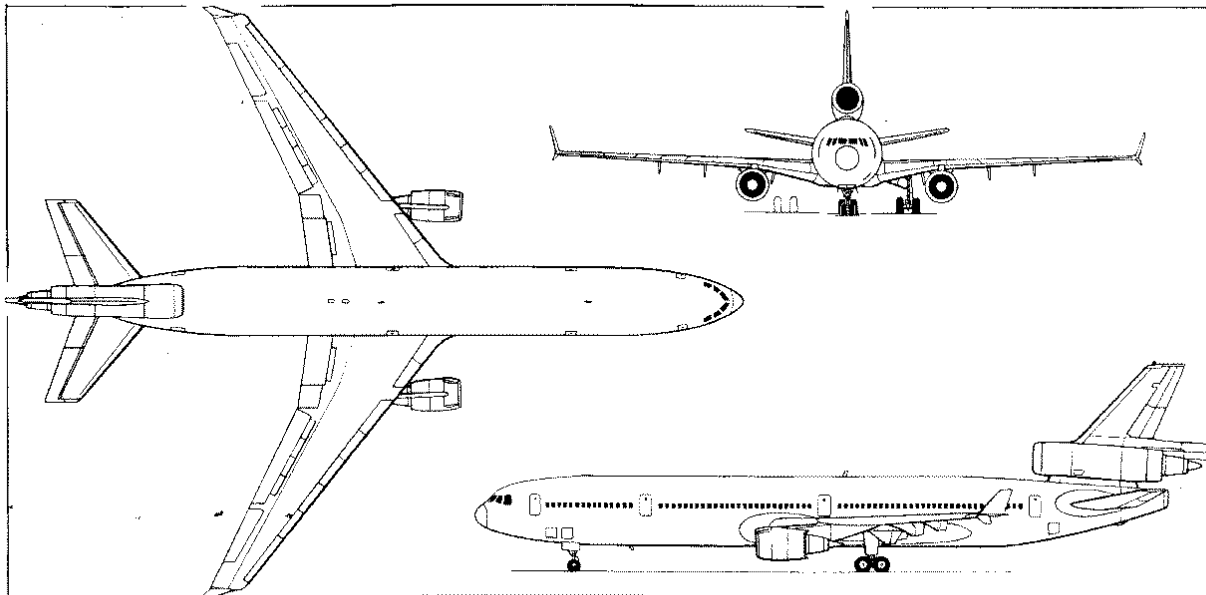
1996



Trimotore

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

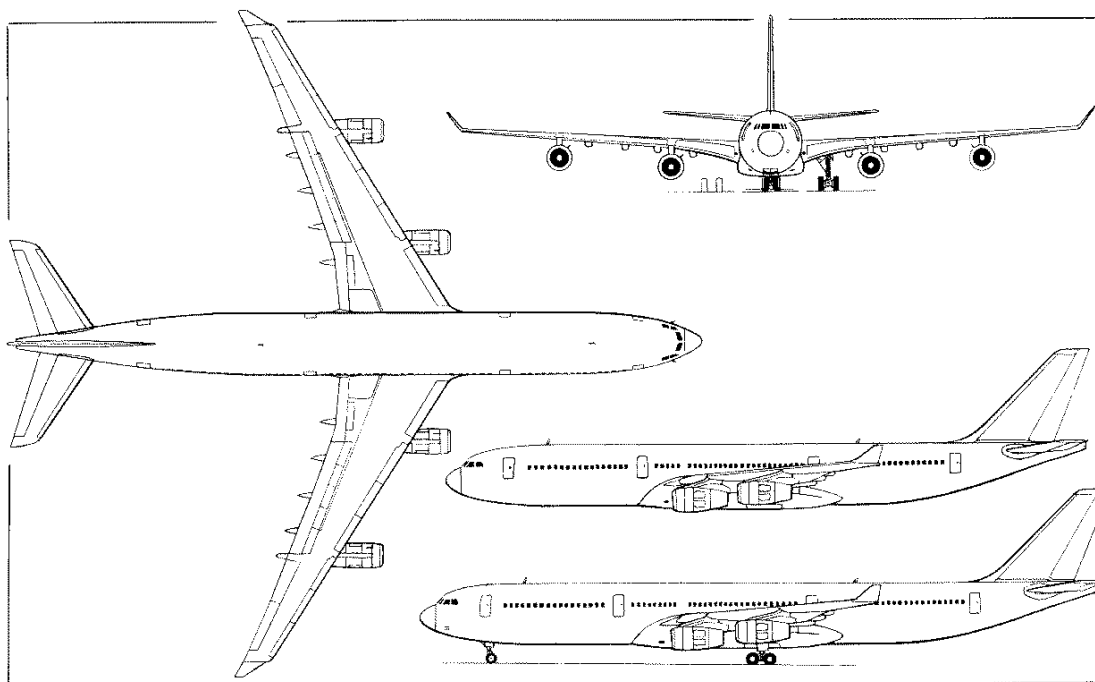
1999/0054014



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)

1986

AERODINAMICA

CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA

Energia meccanica ed energia termica

- Forze dissipative:** trasformano energia meccanica in energia termica
esempio tipico: l'attrito che nei fluidi si manifesta attraverso la viscosità del fluido
- Forze conservative:** in presenza di tali forze si conserva non solo l'energia totale, ma anche l'energia meccanica

CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA MECCANICA

Energia cinetica + Lavoro di pressione + Energia potenziale = costante

L'energia potenziale dovuta al campo gravitazionale può essere trascurata nei problemi aeronautici.

EQUAZIONE DI BERNOULLI

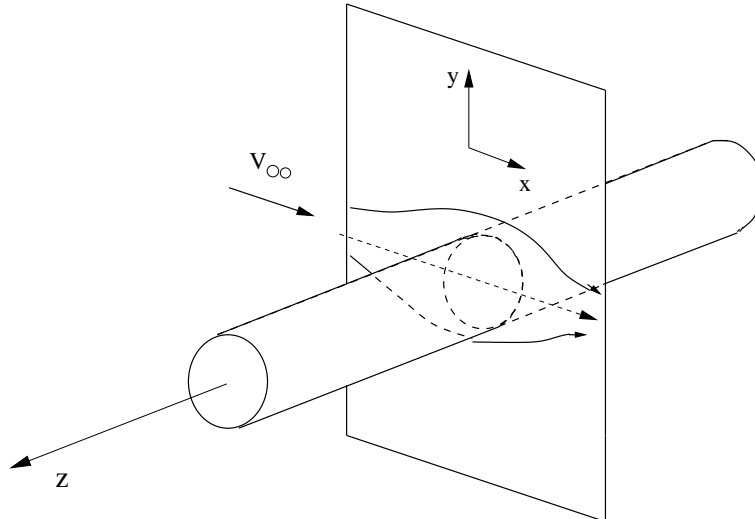
$$\boxed{p + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{cost.} = p_0} \quad (1)$$

- p pressione statica
 ρ densità
 $\frac{1}{2}\rho V^2$ pressione dinamica
 p_0 pressione totale

FLUSSO SU UN CORPO

- Velocità relativa** → Corpo che si muove con velocità V nel fluido fermo
Fluido che investe con velocità V il corpo fermo
- Flusso stazionario** → La velocità in un punto fisso dello spazio non varia nel tempo
La velocità di una particella può invece variare da punto a punto
Se la velocità è costante in tutti i punti → **flusso uniforme**
Le traiettorie di 2 particelle che passano per uno stesso punto sono identiche (linee di corrente)

Flusso Bidimensionale (2D)



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

\Downarrow

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

Flussi compressibili ed incompressibili

Dalla (1) la massima variazione di pressione rispetto a p_∞ si ha quando $V = 0$

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

Se $T = \text{cost.} \Rightarrow \frac{p}{\rho} = RT = \text{cost}$ e quindi

$$\frac{\Delta \rho}{\rho_\infty} = \frac{\Delta p}{p_\infty}$$

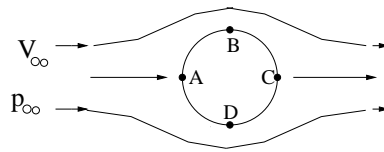
$$\rho_\infty \approx 1 \text{ Kg/m}^3 \quad p_\infty \approx 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$\text{se } V_\infty = 100 \text{ m/sec} \Rightarrow \frac{\Delta \rho}{\rho_\infty} = \frac{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}{p_\infty} = \frac{0.5 \cdot 10^4}{10^5} = 0.05 = 5\%$$

$$\text{se } V_\infty = 300 \text{ m/sec} \Rightarrow \frac{\Delta \rho}{\rho_\infty} = \frac{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}{p_\infty} = \frac{0.5 \cdot 9 \cdot 10^4}{10^5} = 0.45 \approx 50\%$$

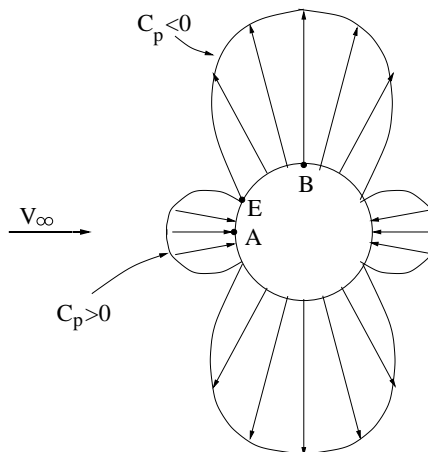
- Velocità piccole ($< 100 \text{ m/sec}$) \Rightarrow Variazione di ρ trascurabile: si può assumere $\rho = \rho_\infty = \text{cost.}$ ed il flusso viene detto **flusso incompressibile**
- Velocità grandi ($> 100 \text{ m/sec}$) \Rightarrow Variazione di ρ non trascurabile: il flusso è **compressibile**

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 di pressione \Rightarrow misura adimensionale della pressione rispetto a p_∞

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

A	$p = p_0 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2$	$C_p = 1$
E	$p = p_\infty$	$C_p = 0$
B	$p < p_\infty$	$C_p < 0$

\Downarrow

Risultante delle forze $R = L + D$

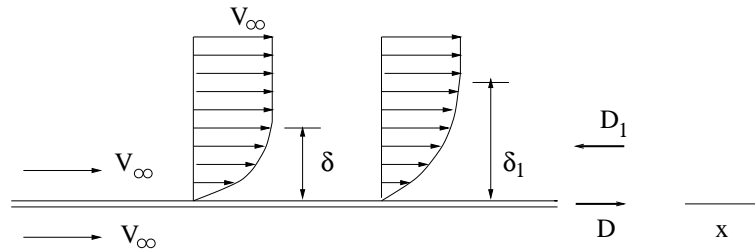
\swarrow
In direzione V_∞
Resistenza (Drag) $D = 0$

\searrow
In direzione $\perp V_\infty$
Portanza (Lift) $L = 0$

\swarrow \searrow
Paradosso di D'Alembert

Fluido Reale ($\mu \neq 0$)

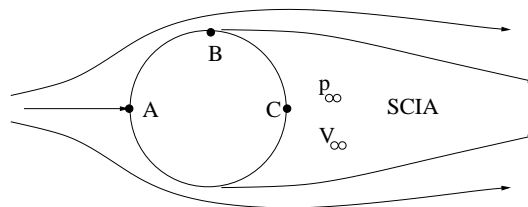
a) Lastra piana parallela alla corrente - corpo affusolato (*slender*)



- Per effetto della viscosità la parete "frena" la corrente
- Alla parete $V = 0$
- Lo strato δ in cui V varia da 0 a V_∞ viene detto **Strato limite**

- Spessore dello strato limite molto piccolo (mm.)
- δ 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

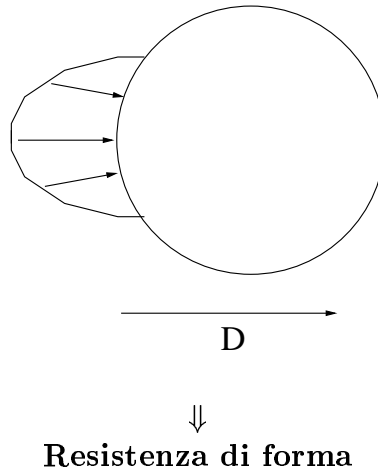
Punto B

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



Distacco

- Il flusso si stacca dalla parete (vedi fotografia 1 e 2)
- 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



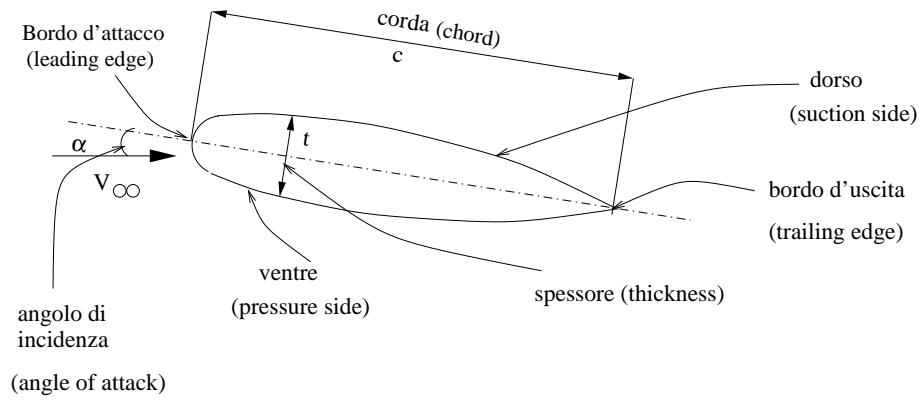
- Resistenza di forma dipende dalla differenza di pressione (è detta anche resistenza di pressione) ma è causata indirettamente dalla viscosità. Se non ci fosse viscosità non ci sarebbe distacco
- Resistenza di forma cresce al crescere dell'altezza della scia
- Per un corpo tozzo

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

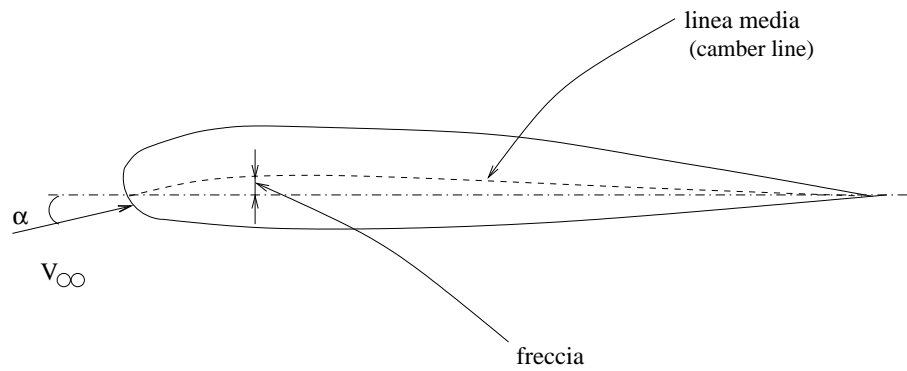
$$D_{forma} \gg D_{attrito}$$

PROFILO ALARE

Profilo simmetrico

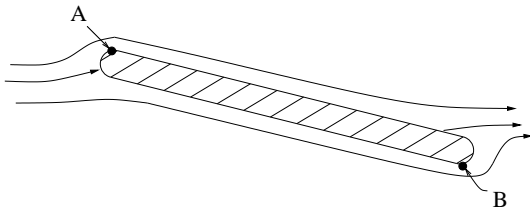


Profilo non simmetrico



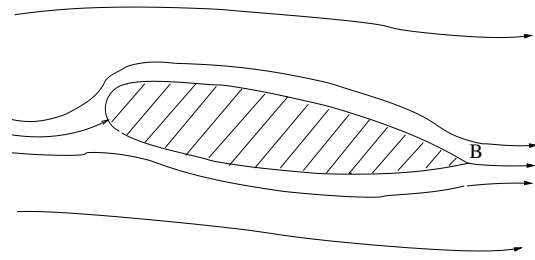
- La linea media è curva
- $\frac{t}{c} \Rightarrow$ spessore relativo
- $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ valori tipici $8 \div 15\%$

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

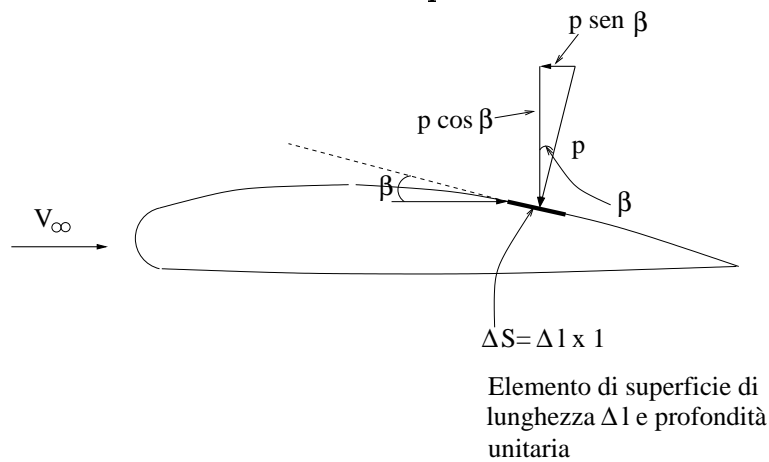
Corpo con bordo di uscita appuntito



- 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 $\vec{R} = \vec{L} + \vec{D}$



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

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

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

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 α (variando α varia l'angolo β)

In direzione \parallel a V_∞ - **Resistenza D**

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

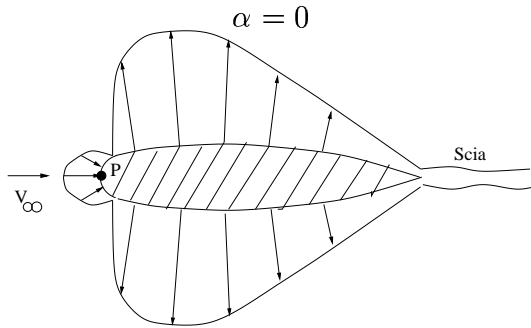
$$C_D = \left(\sum C_p \sin\beta \frac{\Delta S}{S}\right)_{ventre} - \left(\sum C_p \sin\beta \frac{\Delta S}{S}\right)_{dorso} \quad \text{coefficiente di resistenza}$$



con la convenzione per cui

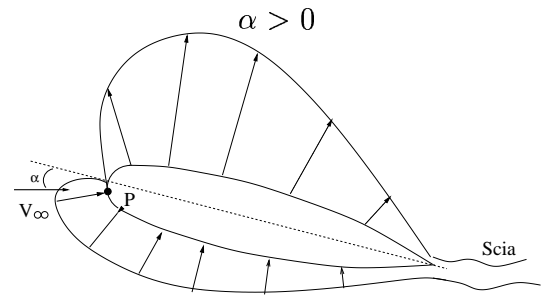


Profilo simmetrico



Simmetria rispetto a V_∞

$$L = 0$$



Dissimmetria

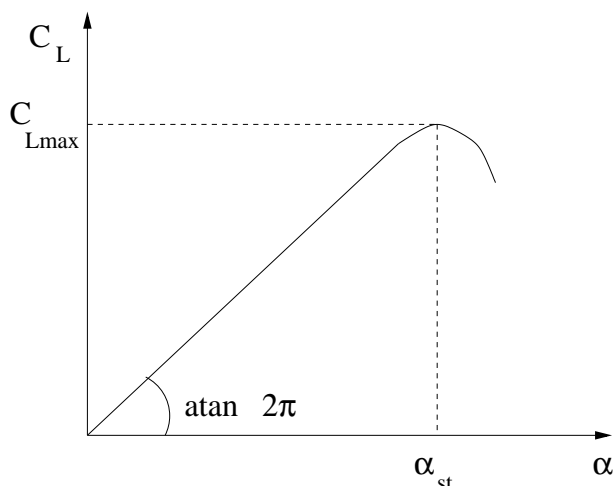
- Punto di ristagno sul ventre (P)
- Ventre in sovrappressione $C_p > 0$
- Dorso in depressione $C_p < 0$

$$L > 0$$

- L'effetto principale è la depressione sul dorso

(vedi fotografie 3 e 4)

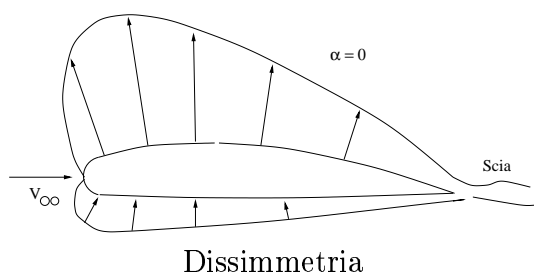
- Aumentando $\alpha \Rightarrow$ aumenta dissimmetria \Rightarrow aumenta C_L



$$C_L = 2\pi\alpha$$

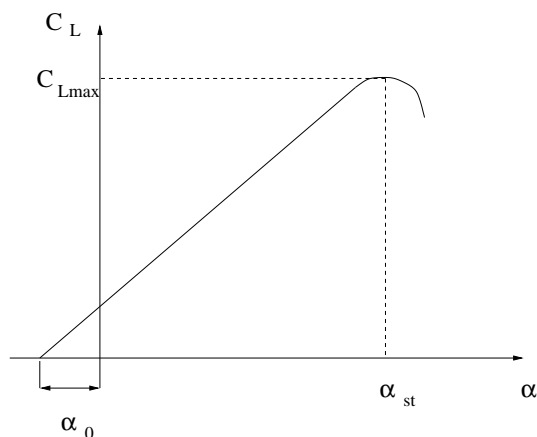
profilo simmetrico (α espresso in radianti)

Profilo non simmetrico



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

$L = 0$ per $\alpha_0 < 0$ α_0 angolo di portanza nulla



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

profilo non simmetrico

Resistenza

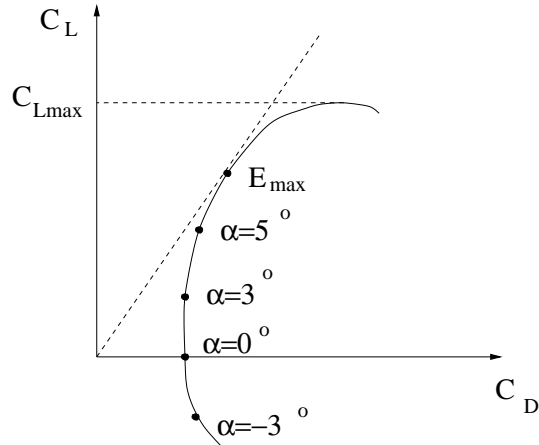
Resistenza attrito + Resistenza di forma

Aumentando α 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 $E \simeq 50$

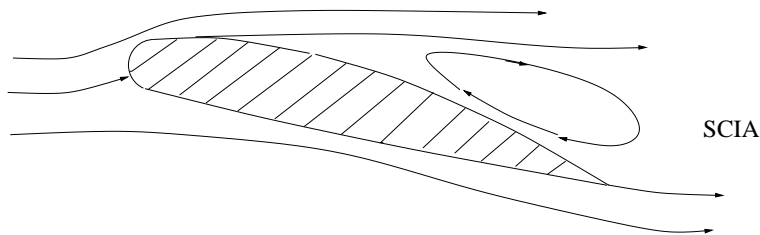
Stallo

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

Aumentando α

\Rightarrow

- prima lentamente
- poi rapidamente



vedi fotografia 5

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

\Downarrow

C_L diminuisce

C_D aumenta

\Downarrow

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**

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

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

a) **Atterraggio**

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

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

$$2 \frac{W}{S} = \rho_c V_c^2 C_{Lc} = \rho_a V_a^2 C_{La}$$

W = peso del velivolo
S = superficie alare

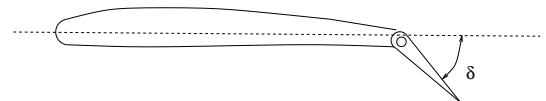
$$C_{La} = C_{Lc} \frac{\rho_c}{\rho_a} \left(\frac{V_c}{V_a} \right)^2 \simeq 2$$

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

Ipersostentatori di bordo d'uscita: *flaps*



Flaps retratti

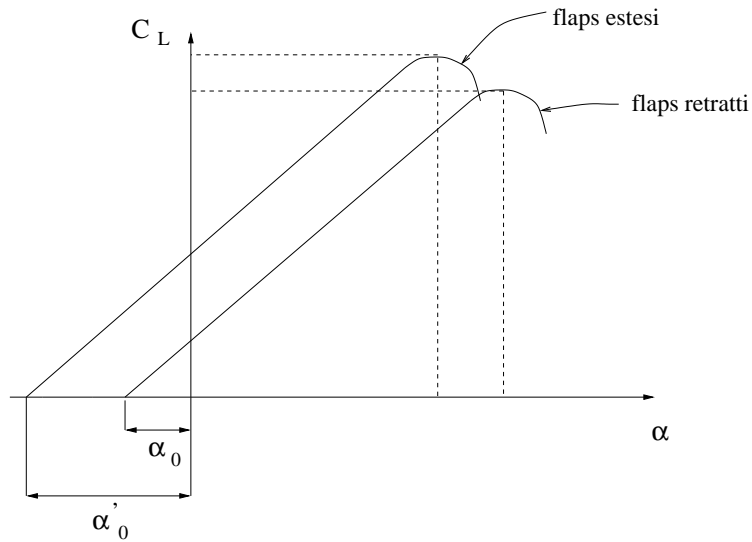


Flaps estratti

Estensione flaps

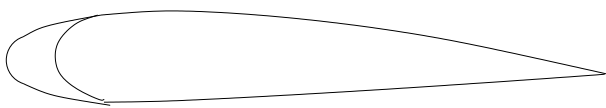
\Rightarrow

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

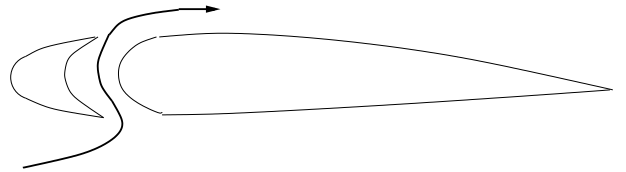


Poichè, l'aumento di C_D è favorevole in atterraggio, ma sfavorevole in decollo
 flaps parzialmente estesi in decollo : $\delta \simeq 30^\circ$
 flaps totalmente estesi in atterraggio : $\delta \simeq 60^\circ$

Ipersostentatori di bordo d'attacco: slats

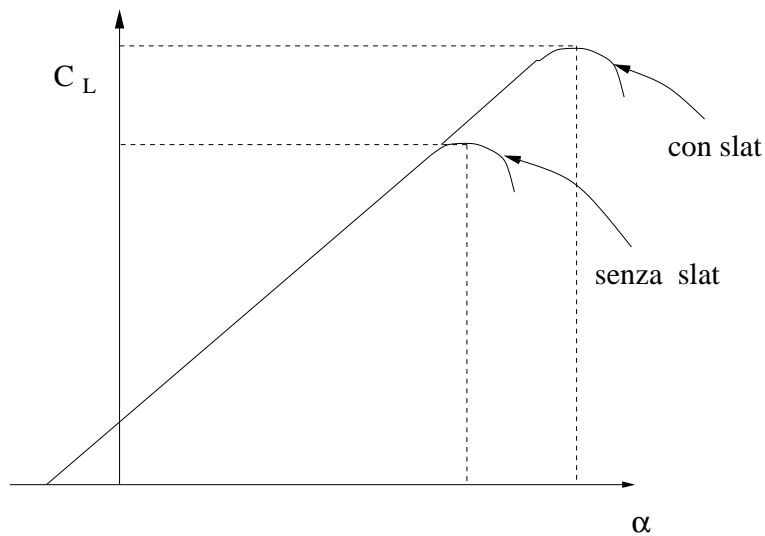


Slat chiuso



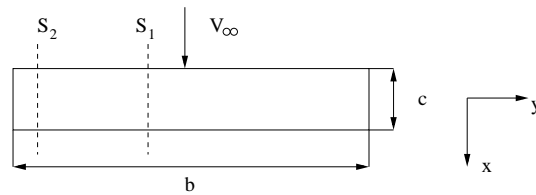
Slat aperto

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



ALA FINITA

Ala a pianta rettangolare



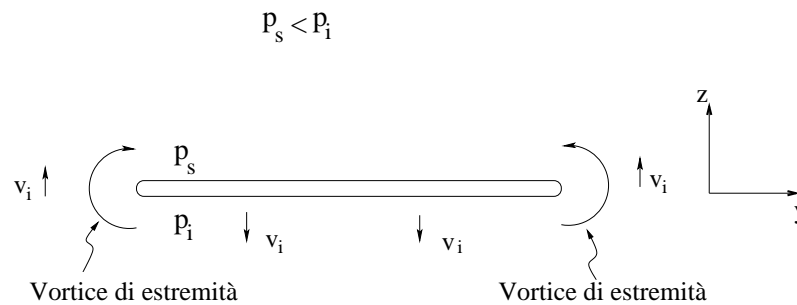
b : apertura alare

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

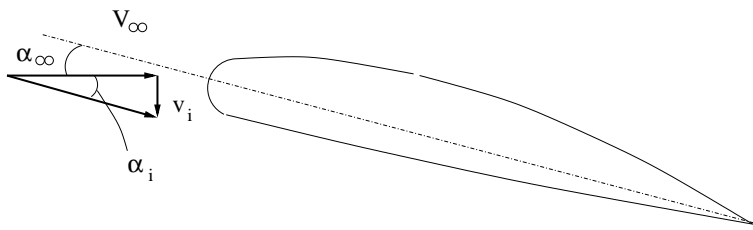
Effetto dei vortici

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 λ : 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



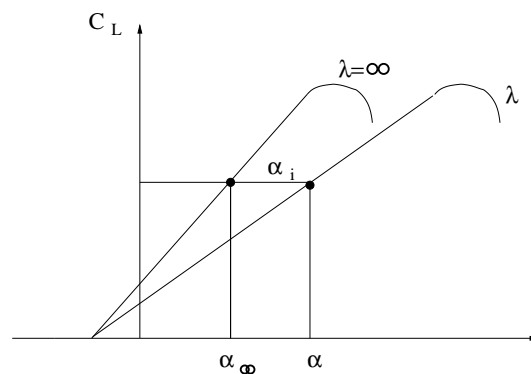
$\alpha_\infty \Rightarrow$ angolo di incidenza di un'ala avente $\lambda = \infty$

- Il profilo viene investito con un angolo effettivo

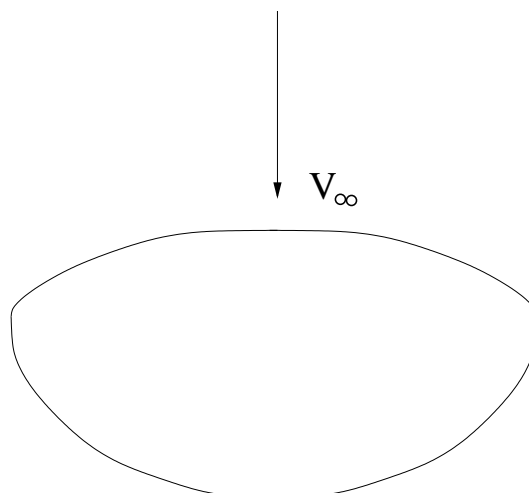
$$\alpha_{eff} = \alpha_\infty - \alpha_i$$

- Per avere lo stesso C_L si deve avere

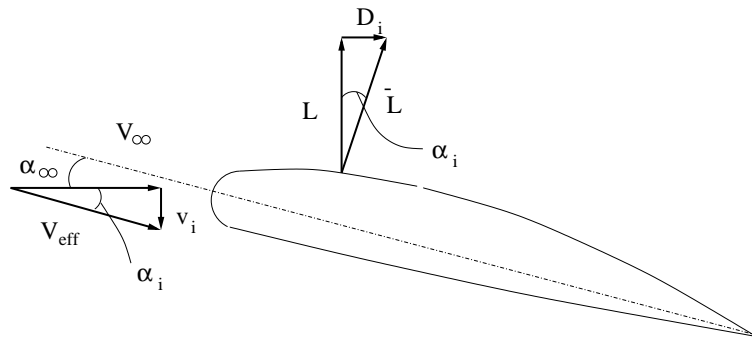
$$\alpha = \alpha_\infty + \alpha_i$$



- α_i cresce al diminuire di λ
- α_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

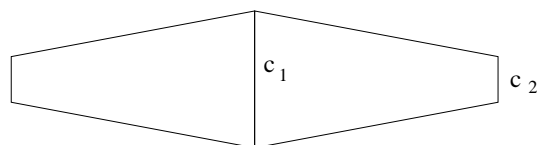
Polare dell'ala finita

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

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

AEROSPAZIALE

AERONAUTICA + SPAZIALE

Affinità

- Necessità di minimizzare il peso
- Problemi di affidabilità
- Problemi di comunicazioni a terra
- Problematiche aeronautiche nelle fasi di lancio e di rientro dei veicoli spaziali

Differenze

Legate all' ambiente

- AMBIENTE AERONAUTICO Presenza di atmosfera
- AMBIENTE SPAZIALE Assenza di atmosfera

Ambiente aeronautico

1. Presenza di forze aerodinamiche

- Resistenza → necessità di una forza propulsiva per bilanciarla → Motore
- Portanza → bilancia il peso
- Forze per modificare la traiettoria → Superfici di controllo

2. Possibilità di prelevare dall'ambiente l'aria e utilizzarla come comburente nel motore

3. Fenomeni atmosferici

- Nebbia, pioggia → sistemi strumentali di atterraggio in assenza di visibilità (ILS, VOR)
- Ghiaccio → impianto anti-ghiaccio
- Fulmini → anti-fulmini
- Raffiche → sollecitazioni aggiuntive

Ambiente spaziale

1. Assenza di forze aerodinamiche

- Non è necessario un motore per vincere la resistenza
- Il peso viene bilanciato dalla forza centrifuga
- Per modificare la traiettoria sono necessari piccoli motori ausiliari
- Possibilità di utilizzare strutture molto grandi e molto leggere

2. È necessario portare anche il comburente oltre al combustibile

3. Fenomeni legati all'assenza di atmosfera

- Gradienti termici dovuti alla radiazione solare → controllo termico
- Impatto di micrometeoriti → scudi protettivi
- Raggi cosmici
- Necessità di condizionamento (pressione, temperatura, ossigeno, umidità) → tute spaziali

4. Fenomeni legati all'imponderabilità

- Effetti sul corpo umano (perdita di equilibrio, perdita di tono muscolare,)
- Problemi di smaltimento rifiuti

ATMOSFERA

Caratterizzata dai valori di

- pressione p
- densità ρ
- temperatura T

legate tra loro dall'equazione di stato dei gas perfetti.

$$\frac{p}{\rho} = RT \quad (1)$$

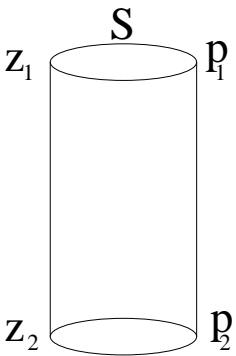
$R \rightarrow$ costante del gas $= \frac{\mathfrak{R}}{M}$

con \mathfrak{R} costante universale, M peso molecolare del gas.

Per l'aria costituita da $\begin{cases} O_2 \approx 21\% \\ N_2 \approx 78\% \end{cases} \Rightarrow R = 287 J/kg \text{ } ^\circ K$

p, ρ, T variano $\begin{cases} \text{al variare della quota } z \\ \text{al variare della latitudine} \\ \text{al variare della stagione} \end{cases}$

Variatione di p con la quota

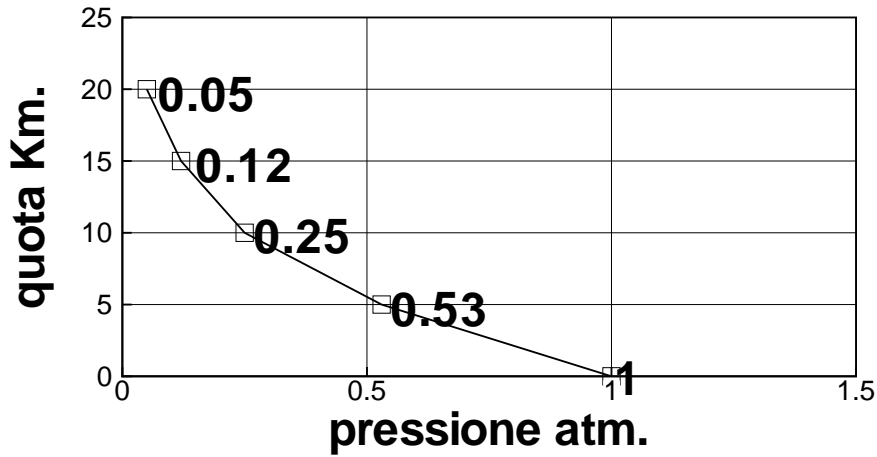


$$\begin{aligned} p_2 &= p_1 + \rho_a g (z_1 - z_2) \\ \Delta p &= -\rho g \Delta z = -g \frac{p}{RT} \Delta z \\ \frac{\Delta p}{p} &= -\frac{g}{RT} \Delta z \end{aligned}$$

se $T = \text{cost}$ $\ln \frac{p}{p_0} = -\frac{g}{RT} (z - z_0)$

assunti $z_0 = 0$ $p_0 = 1$

$$p = e^{-\frac{g}{RT} z} \quad (2)$$



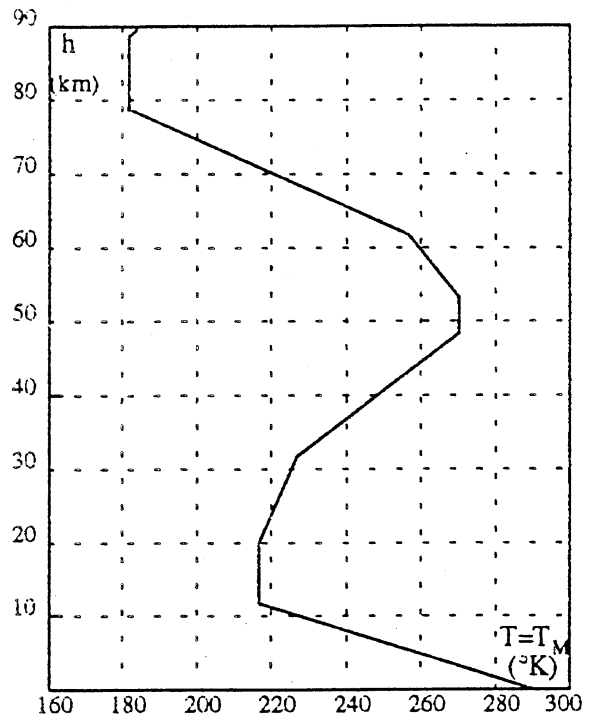
Legge empirica $\Rightarrow p$ dimezza ogni 5 km

Unità di misura di pressione

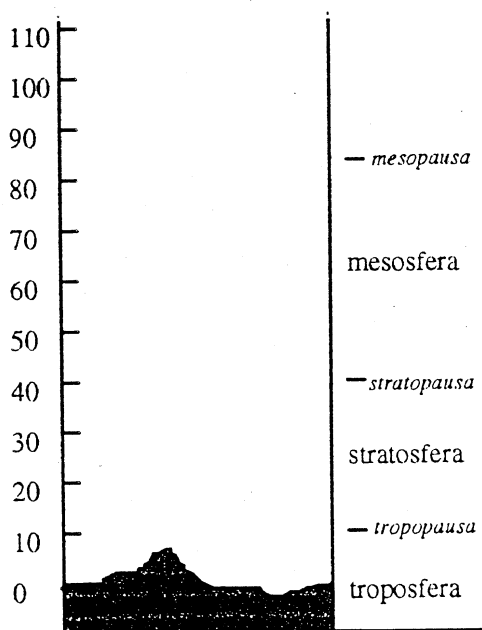
$$1 \text{ atm} = 1.013 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 (\text{Pa}) = 1013 \text{ millibar} = 760 \text{ Tor (mmHg)} = 1.47 \text{ psi (pound/square inch)}$$

Variazione di T con la quota

Dovuta ad equilibrio tra {
 radiazione solare incidente
 radiazione emessa dal suolo
 assorbimento dell'atmosfera
 assorbimento delle nuvole



Classificazione delle diverse zone dell'atmosfera



Nella troposfera T **diminuisce di $\simeq 6.4^\circ K$ ogni 1000m**
a 10km $T \simeq -50^\circ C = 223^\circ K$

Variazione di ρ con la quota

$$\rho_0 = 1.23 \text{kg/m}^3$$

Se $T = \text{cost}$ ρ dimezza ogni 5000m, come p

Poichè T diminuisce

$$\rho_{z=5000m} > \frac{1}{2}\rho_0 = 0.615 \text{kg/m}^3 \rightarrow \rho_{z=5000m} = 0.75 \text{kg/m}^3$$

Variazione con latitudine e stagione

Necessità di standardizzazione

Atmosfera standard o Atmosfera internazionale o Atmosfera tipo

Assunta la legge di variazione di T

↓ dalla (2)

p

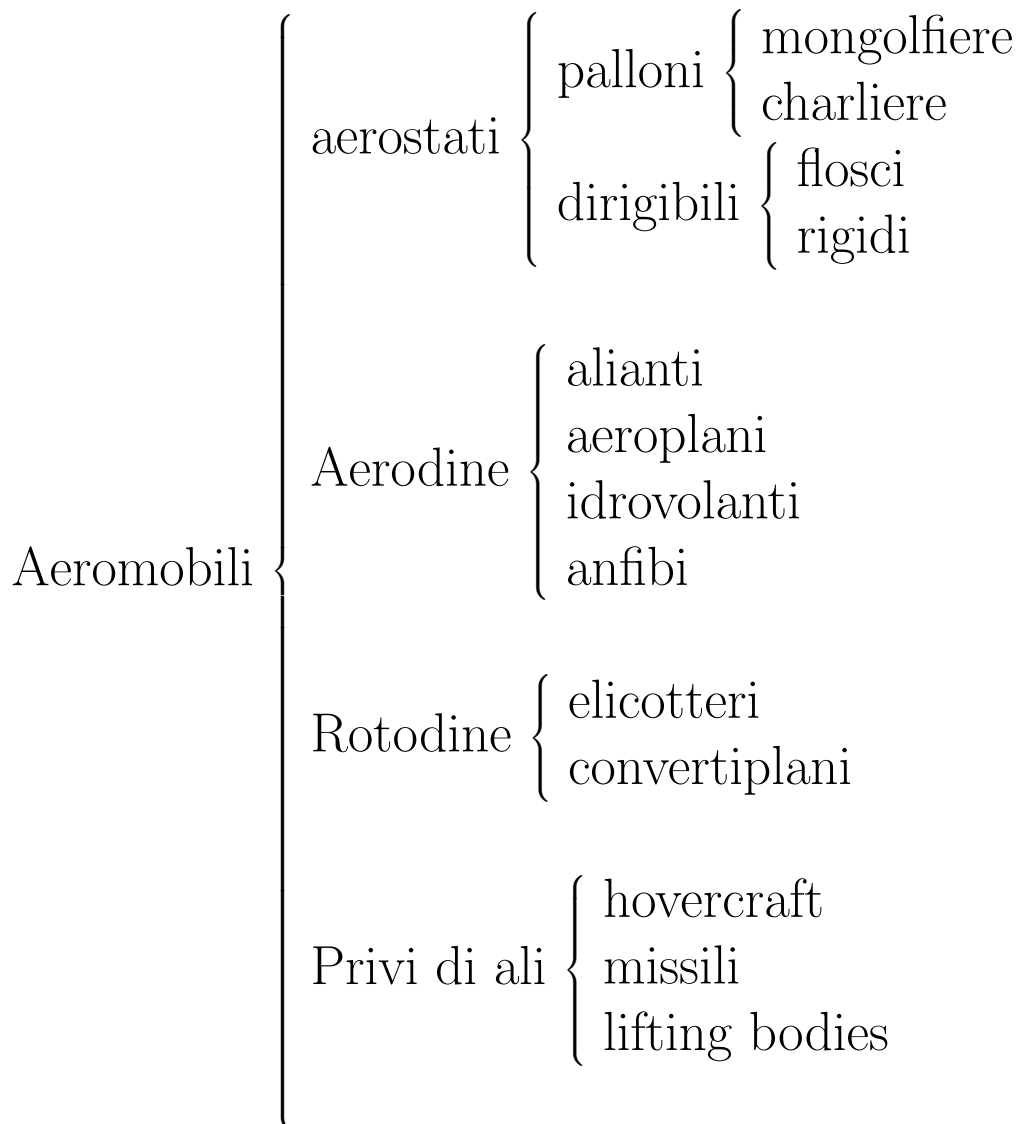
↓ dalla (1)

ρ

↓

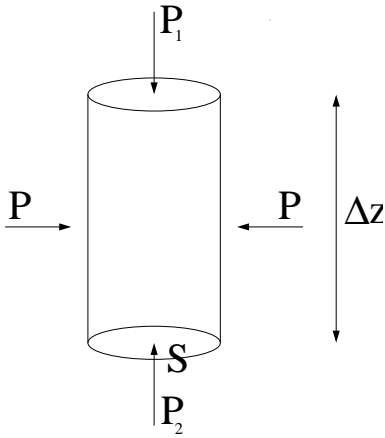
Tablelle p, ρ, T in funzione di z

Classificazione degli aeromobili



AEROSTATI

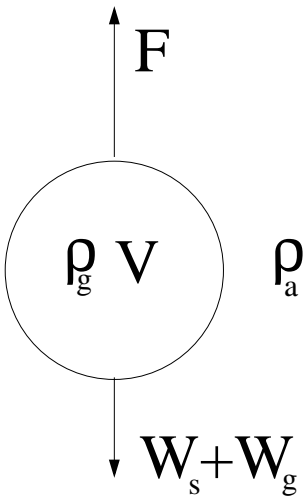
Principio di Archimede



$$F = S(p_2 - p_1) = S\rho_a \Delta z g = \rho_a V g = \gamma_a V$$

γ_a : peso specifico dell'aria

Spinta verso l'alto = peso del volume di aria spostato



W_s peso struttura

ρ_g densità del gas interno

$$W_s + V\rho_g g = \rho_a V g$$

$$(\rho_a - \rho_g)V g = W_s$$

$$(\gamma_a - \gamma_g) = \frac{W_s}{V}$$

$$\rho_{H_2} = 0.07 \text{ Kg}/\text{m}^3 \quad \rho_{He} = 0.17 \text{ Kg}/\text{m}^3$$

PALLONI

1783- Primo volo di un pallone: mongolfiera dei fratelli Mongolfier

- **Mongolfiere** alimentate ad aria calda con braciere
- **Charliere** riempite di idrogeno

I palloni non potevano essere guidati: erano in balia del vento.

DIRIGIBILI

- Introduzione di concetti e tecnologie di derivazione navale
 - Elica posteriore azionata da un motore (inizialmente motore a vapore) per generare una spinta
 - Forma allungata (ellissoide) per offrire, a parità di volume, minor sezione nella direzione di avanzamento (minor resistenza)
 - Superfici stabilizzanti al moto di rollio e di comando direzionale (timone)
- Necessità di poter variare la quota
 - **Pallonetti** contenuti all'interno del dirigibile che possono essere riempiti d'aria. Il volume totale è costituito da quello occupato dal gas V_g e da quello dei pallonetti V_p
 $V_{tot} = V_g + V_p$
 $W_{tot} = V_g \rho_g + V_p \rho_a \quad \rho_a > \rho_g$
 - comprimendo il gas $\Rightarrow V_g$ diminuisce
 V_p aumenta aspirando aria dall'esterno
 W aumenta
il dirigibile scende di quota
 - riducendo V_p \Rightarrow l'aria viene espulsa
 V_g aumenta
 W diminuisce
il dirigibile sale di quota

Struttura dei dirigibili

- flosci → la forma è mantenuta dal gas in pressione
- rigidi → la forma è data da una struttura metallica che sorregge il rivestimento

Impiego dei dirigibili

1900 -Dirigibile di Von Zeppelin

1910-18 -Impiego militare durante la 1^a guerra mondiale per bombardamento e osservazione dall'alto

1918-30 -Impiego commerciale

1937 -Disastro dell' Hindenburg: fine dell'era dei dirigibili in campo civile

1940 -Impiego come scorta ai convogli navali durante la 2^a guerra mondiale

Attualmente utilizzati per riprese di avvenimenti sportivi.

Vantaggi dei dirigibili

- bassissimo consumo
- possibilità di stare fermi
- silenziosità
- assenza di inquinamento
- non occupano spazio al suolo quando non sono utilizzati

EVOLUZIONE DEGLI AEROMOBILI

1903 Primo volo dei fratelli Wright con il Fleyer

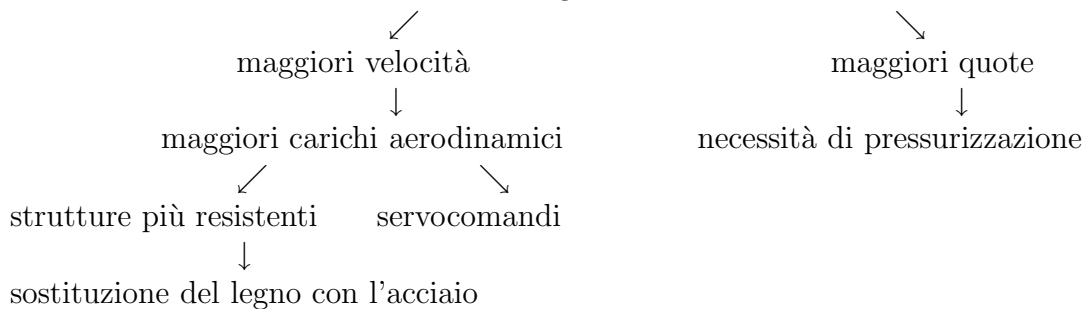
- velivolo biplano in configurazione canard
- struttura di tralicci e tiranti in legno con rivestimento in tela
- motore a scoppio con potenza di poche decine di CV e basso rapporto potenza/peso con elica posteriore in legno
- velocità $50Km/h$

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

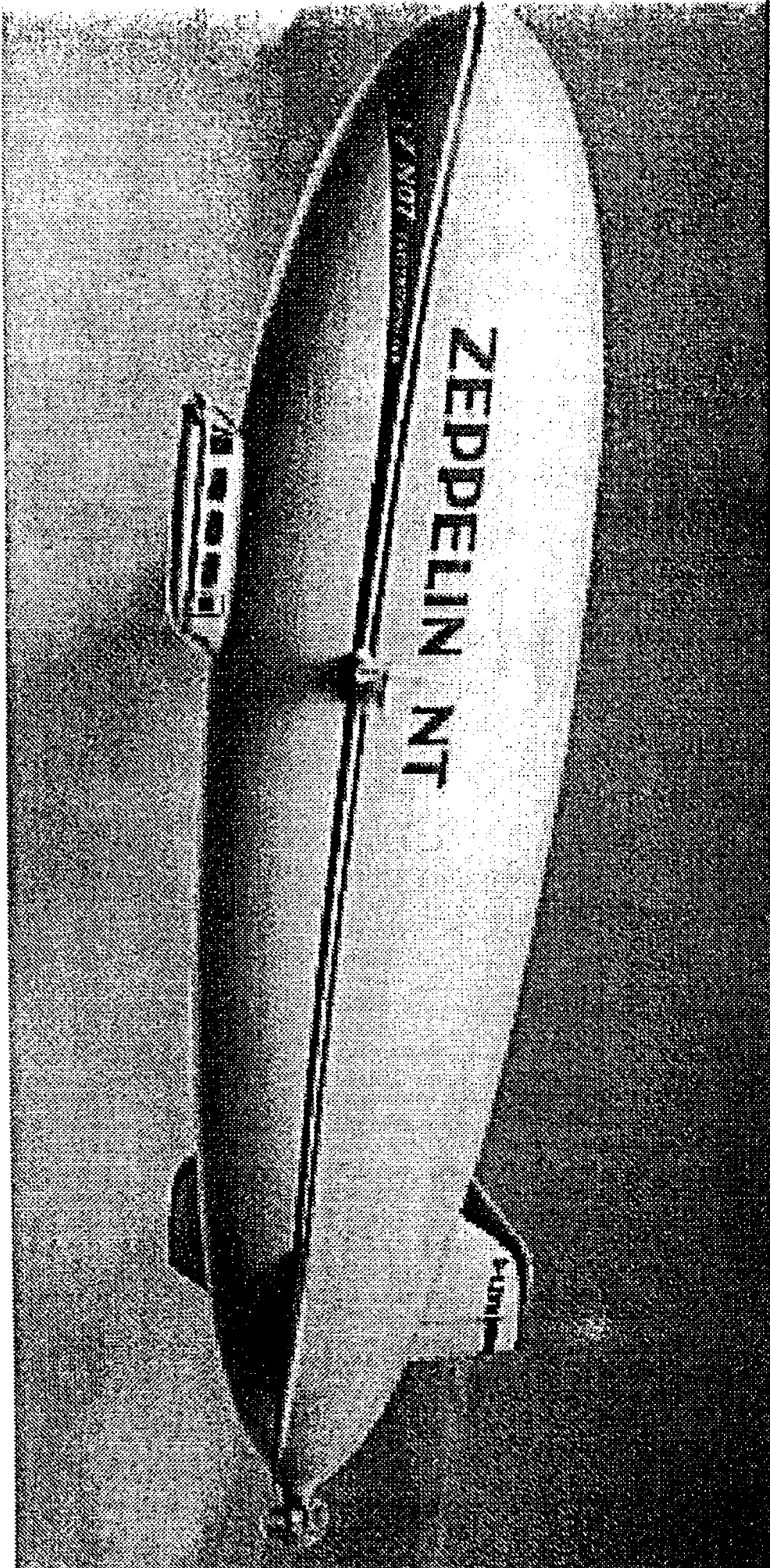
- 1937 Inizio era missilistica

- 1947 Primo volo supersonico

- 1950 Configurazione tipica
 - Plurimotori turbo-elica
 - Velocità $500Km/h$
 - Quota $5000m$
 - Potenza $3000CV$

- 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)

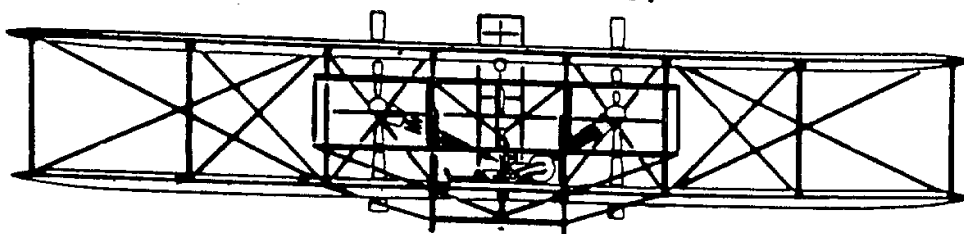
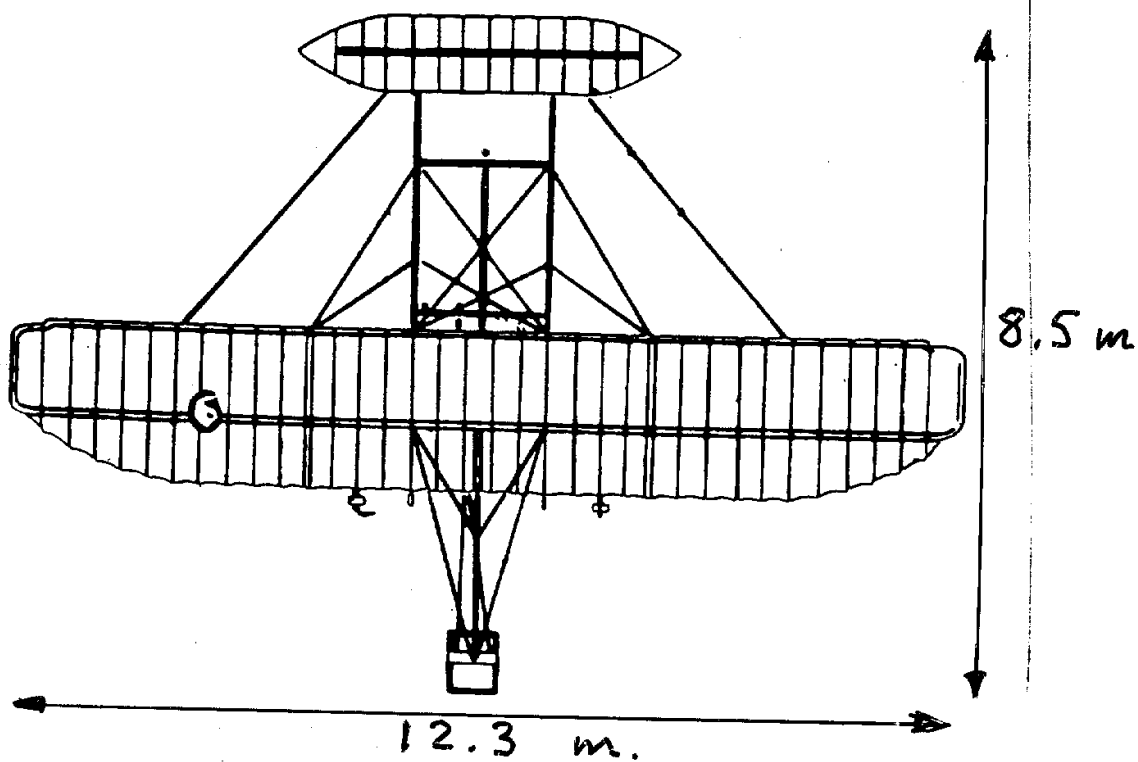
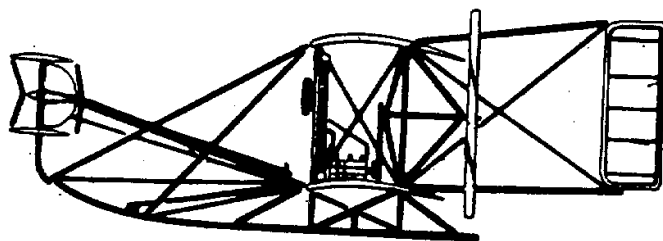
- 1960-90
 - Ali a geometria variabile per velivoli supersonici
 - Introduzione turbofan
 - Superamento problemi transonici
($V_{crociera} = 1000Km/h$)
 - Sviluppo sistemi di automazione
Volo assistito, atterraggio strumentale



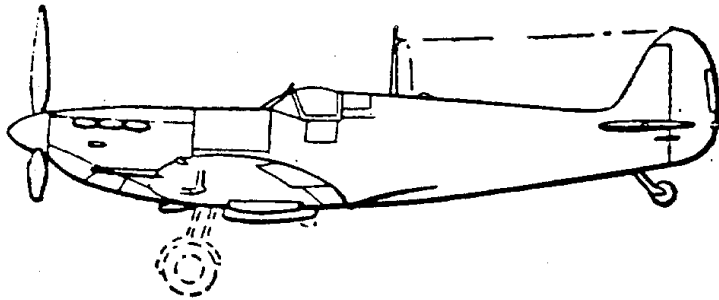
ZEPPELIN NT

FLYER 1903

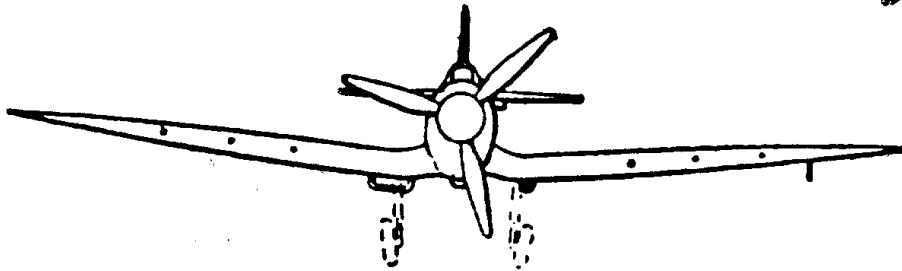
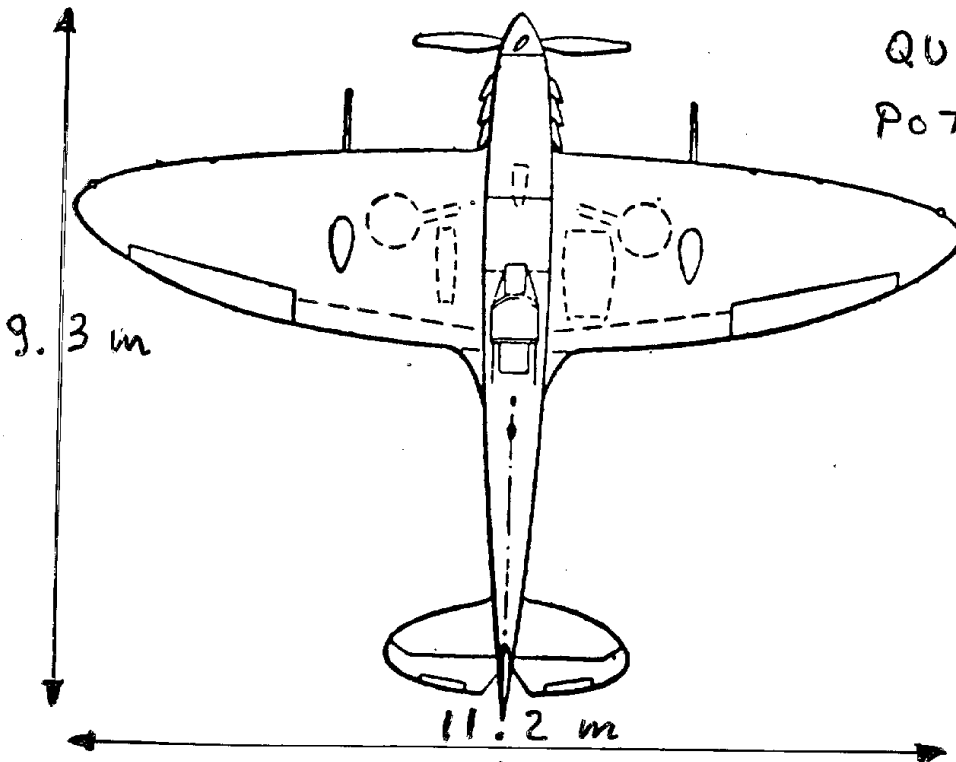
PESO 500 Kg
Vmax 56 Km/h
POTENZA 30 CV



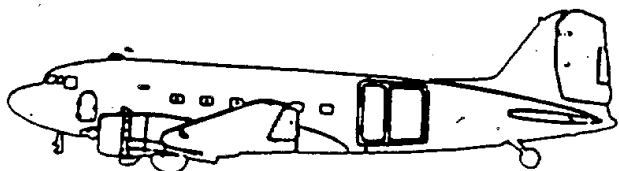
SPITFIRE 1936



PESO 3400Kg
Vmax 656 Km/h
QUOTA 6000 m
POTENZA 1500 CV



DC-3 1941



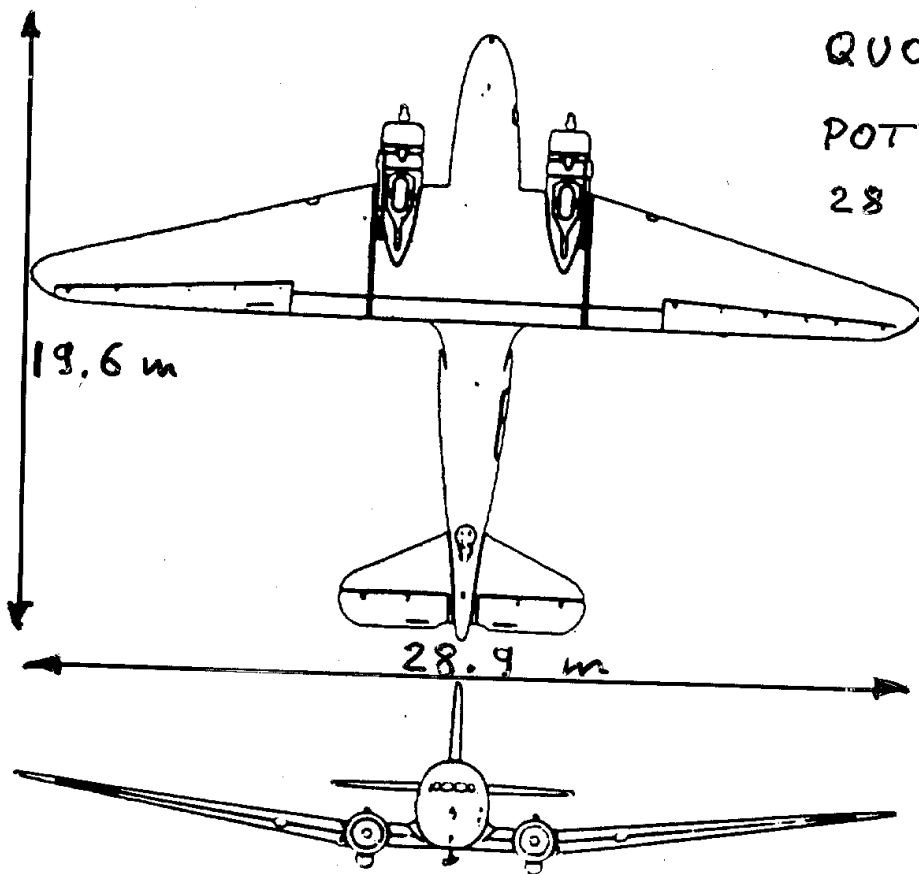
PESO 11800 Kg

V_{max} 368 Km/h

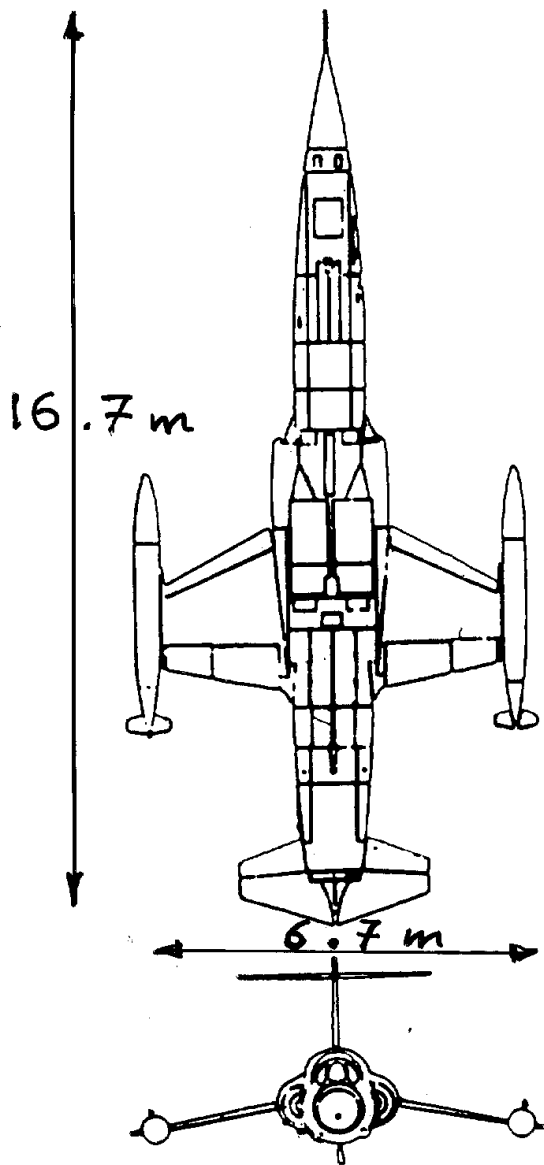
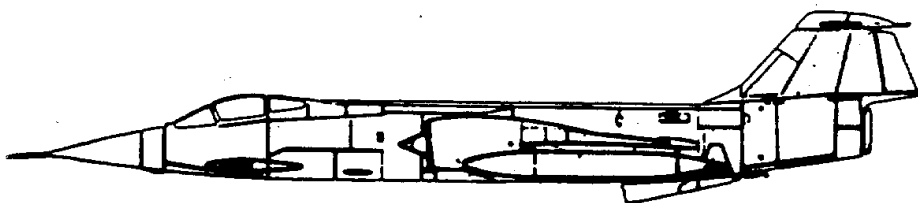
QUOTA 3000 m

POTENZA 2400 CV

28 PASSEGGERI



F 104 1960



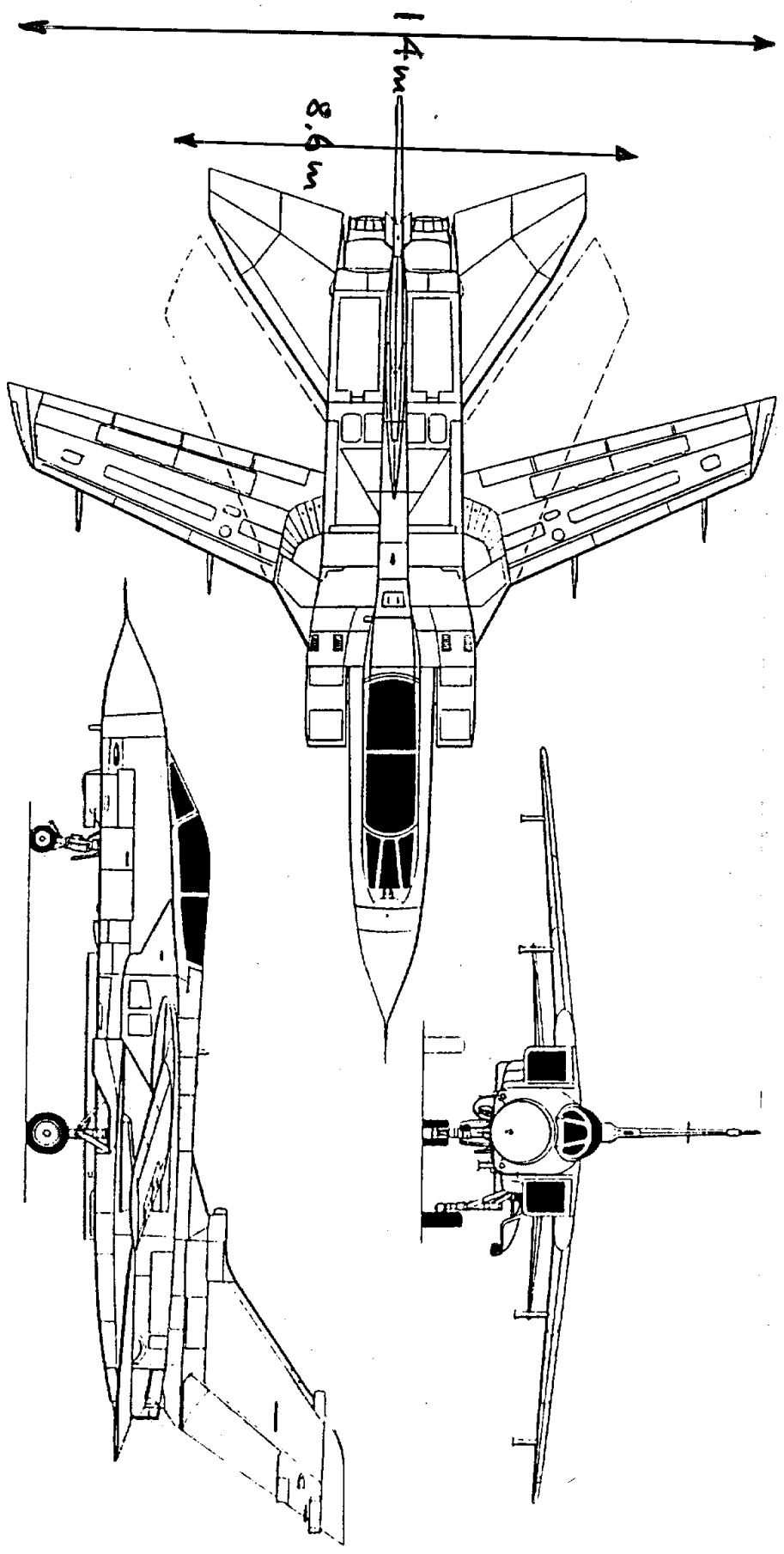
PESO 13'000 Kg
Vmax 2330 Km/h
(M = 2.2)
QUOTA 11'000 m
SPINTA 7165 Kg

TORNADO 1976

PESO 28'000 Kg

V_{max} H=2.2

SPINTA 8'000 Kg



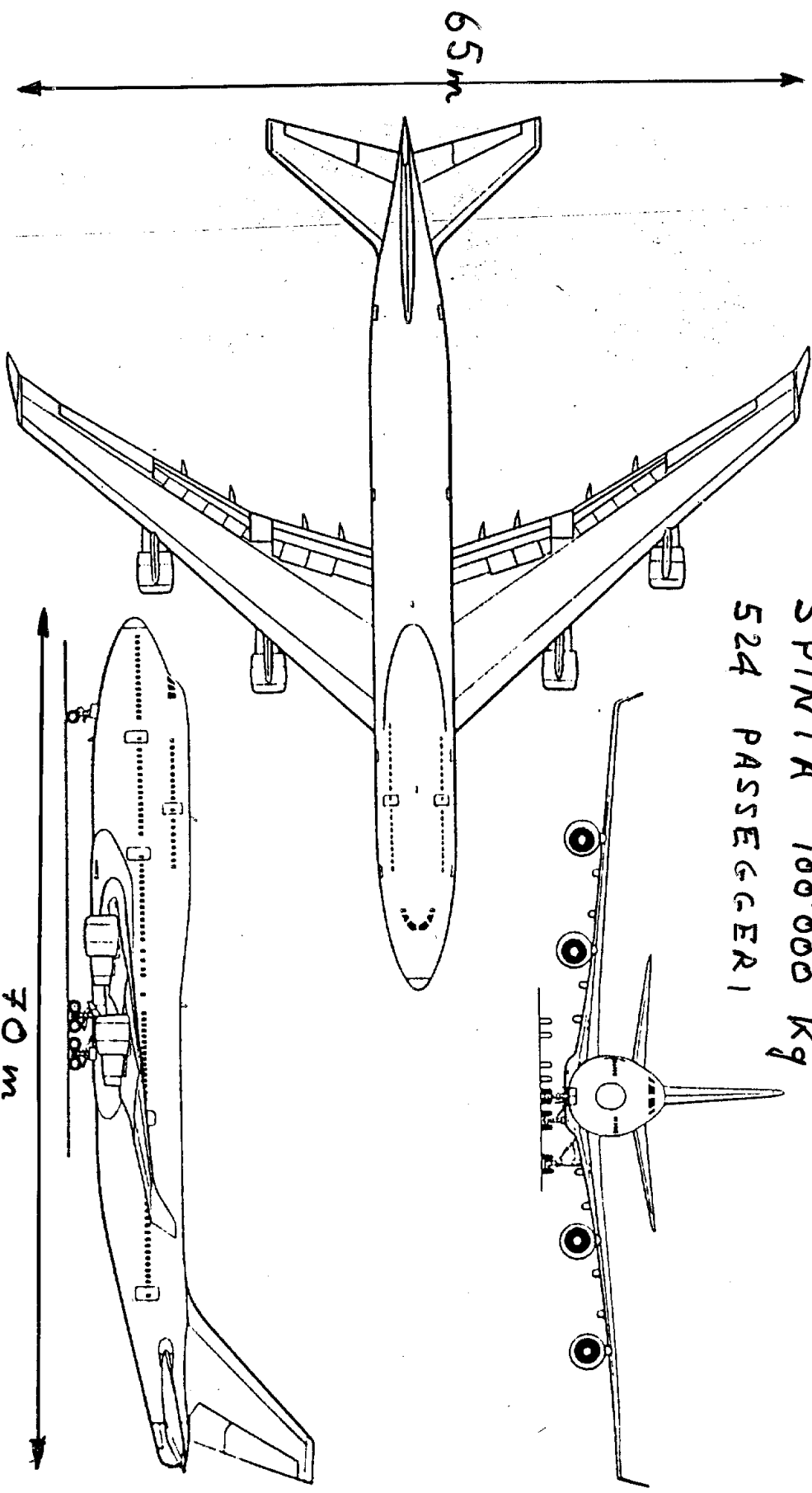
BOEING 747-400 1990

PESO 400'000 Kg

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

SPINTA 100'000 Kg

524 PASSEGGERI



FLUSSI COMPRESSIBILI

Velocità del suono

Da un punto di vista qualitativo ed estremamente semplificato, si può analizzare la propagazione di un disturbo, considerando un gas in quiete come costituito da un insieme di molecole dotate di velocità di agitazione termica. Supponiamo che il gas sia a contatto con una parete solida e che ad un certo istante la parete venga messa in movimento con una velocità molto piccola. Ad esempio nel verso che va dalla parete al fluido. Per effetto della impermeabilità della parete, le molecole a diretto contatto con essa dovranno acquisire (in aggiunta alla loro velocità di agitazione) la stessa velocità della parete. Attraverso gli urti intermolecolari questa velocità si trasmette anche alle molecole immediatamente adiacenti e contestualmente si riduce la distanza fra le molecole. Pertanto una particella fluida a contatto con la parete (costituita da un insieme di molecole sufficientemente grande da rendere significativa la definizione di valori medi) avrà la stessa velocità della parete e la sua densità sarà aumentata, così come la sua energia per unità di volume e quindi anche la sua temperatura e la sua pressione. La condizione che la velocità della parete sia piccola è legata al fatto che vogliamo che le variazioni di densità, pressione e temperatura ad essa associate siano piccole rispetto ai corrispondenti valori delle grandezze nel fluido indisturbato.

Il disturbo originato dalla parete si trasmette attraverso gli urti intermolecolari anche alle particelle fluide successive le quali risentiranno del disturbo tanto prima quanto più è grande la velocità media di agitazione molecolare, cioè, quanto più è alta la temperatura del gas. La velocità con cui un disturbo propaga nel fluido ha pertanto un valore finito che non dipende dalla velocità della parete ma solo dalla temperatura del fluido stesso.

Nel caso esaminato il disturbo comporta un aumento della pressione e verrà quindi denominato un' *onda di compressione*, alla quale sono peraltro associate variazioni anche delle altre grandezze termodinamiche oltre che della velocità.

Nel caso in cui la parete fosse stata messa in movimento nel verso opposto a quello precedentemente definito (cioè nel verso dal fluido alla parete), la particella fluida acquisterà ancora la stessa velocità della parete ma subirà una diminuzione di densità, pressione e temperatura. Pertanto nel fluido propagherà in questo caso un' *onda di espansione*.

Il fenomeno precedentemente descritto di una parete solida in movimento trova, ad esempio, una applicazione pratica quando si metta in vibrazione un diapason. La parete vibrante

genera una successione di onde alternativamente di espansione e di compressione che viene percepita dall'orecchio umano come un suono, la cui tonalità dipende dalla frequenza con cui si alternano espansioni e compressioni e la cui intensità dipende dall'entità della perturbazione di pressione. La velocità con cui una perturbazione infinitesima propaga in un mezzo fluido prende pertanto il nome *velocità del suono*.

La velocità del suono dipende dalla temperatura secondo la legge

$$a = k\sqrt{T}$$

dove k è una costante che per l'aria vale

$$k \simeq 20$$

(se T è espresso in Kelvin, a in m/s).

Nel caso in cui le molecole siano a contatto fra di loro il fluido non può essere compresso (**fluido incompressibile**) ed il disturbo generato in un punto propaga istantaneamente in tutto lo spazio ($a = \infty$).

Numero di Mach

Poiché nello studio dei flussi compressibili appaiono due velocità caratteristiche, la velocità del fluido e la velocità del suono, un parametro che ha una grande rilevanza nel caratterizzare tali flussi è dato dal loro rapporto che prende il nome di numero di Mach

$$M = \frac{V}{a} \tag{0.1}$$

Poiché sia V che a sono in genere variabili da punto a punto del campo fluidodinamico, il numero di Mach ha valore locale anche se a volte, nello studio del moto di un corpo in un fluido, viene indicato come numero di Mach (più propriamente numero di Mach di volo) il rapporto tra la velocità della corrente indisturbata relativa al fluido e la velocità del suono nella corrente indisturbata.

Sulla base dei valori del numero di Mach, i flussi dei fluidi compressibili possono essere classificati nel modo seguente:

Flussi subsonici

Sono quei flussi in ogni punto dei quali il numero di Mach è minore di 1. Un caso particolare di tali flussi è quello per cui $M = 0$: ciò non significa che è nulla la velocità

(caso banale), ma che è infinita la velocità del suono e rappresenta quindi il flusso di un fluido incompressibile. Il modello di fluido incompressibile è dunque idoneo a rappresentare i flussi a basso numero di Mach e quindi anche i flussi di un fluido compressibile a bassa velocità, nei quali le variazioni di densità sono così piccole da poter essere trascurate. Al crescere del numero di Mach, gli effetti della comprimibilità, pur non modificando da un punto di vista qualitativo la natura del flusso, acquistano un'importanza quantitativa sempre maggiore. Indicativamente si può dire che gli effetti della comprimibilità non possono più essere trascurati per $M > .3$.

Flussi supersonici

Sono quei flussi nei quali il numero di Mach è in ogni punto maggiore di 1.

Flussi transonici

Sono quei flussi nei quali esistono sia zone subsoniche che supersoniche. Flussi di questo genere possono verificarsi lungo la superficie di corpi in moto ad elevate velocità subsoniche o nella zona anteriore di corpi arrotondati in moto con velocità supersoniche.

Propagazione dei disturbi in flussi subsonici e supersonici

Abbiamo esaminato in precedenza la propagazione di un disturbo in un fluido in quiete, supponendo per semplicità che l'onda fosse piana. Se consideriamo una sorgente di disturbo puntiforme e se il fluido è omogeneo ed isotropo, la propagazione del disturbo avverrà con la stessa velocità in tutte le direzioni e si genererà quindi un'onda sferica nel caso tridimensionale ed un'onda cilindrica nel caso bidimensionale. In entrambi i casi la superficie dell'onda aumenta all'allontanarsi dell'onda stessa dalla sorgente. Poiché evidentemente, in assenza di fenomeni dissipativi, l'energia associata all'onda rimane costante, l'energia per unità di superficie, cioè l'intensità dell'onda, andrà diminuendo man mano che l'onda propaga, a differenza di quanto avviene per un'onda piana la cui intensità rimane costante. L'attenuazione dell'onda è una conferma dell'evidenza sperimentale secondo cui l'intensità del suono diminuisce all'allontanarsi dalla sorgente.

Si consideri ora il caso in cui il fluido sia in moto rispetto alla sorgente del disturbo o, equivalentemente, il caso di una sorgente in moto in un fluido in quiete. Considerando dapprima il caso bidimensionale, si può supporre che l'origine del disturbo sia costituita da un diedro semi-infinito avente angolo di apertura infinitesimo. Il cambio di direzione che le particelle fluide subiscono in corrispondenza del diedro costituisce un disturbo infinitesimo

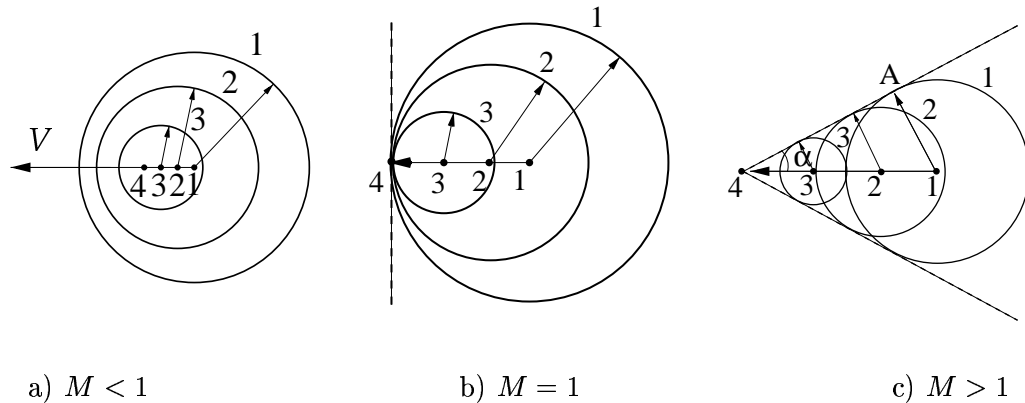


Fig. 1

di velocità al quale sono associate variazioni, anch'esse infinitesime, delle proprietà termodinamiche. Pertanto il disturbo propaga nel fluido in quiete con la velocità del suono.

Consideriamo dapprima il caso in cui il diedro venga messo in moto impulsivamente con velocità costante $V < a$, cioè con velocità subsonica. All'inizio del moto il diedro si trovi nella posizione 1 indicata in Fig. 1a. Dopo un certo intervallo di tempo Δt , il diedro si sarà spostato nella posizione 2 che dista $\Delta x = V\Delta t$ dal punto 1, e dopo un intervallo $3\Delta t$ (tempo al quale si riferisce la Fig. 1) si troverà nel punto 4.

Durante questo intervallo di tempo la perturbazione originata nel punto 1 avrà percorso una distanza $3a\Delta t > 3\Delta x$ e sarà quindi rappresentata da una circonferenza con centro nel punto 1 e raggio $3a\Delta t$. Analogamente la perturbazione originata all'istante 2 avrà centro nel punto 2 e raggio $2a\Delta t$. Le onde non sono più concentriche, come accade nel caso di sorgente in quiete, ma sono addensate nella direzione del moto.

Dopo un tempo infinito, la perturbazione avrà interessato l'intero campo fluidodinamico, anche se con intensità che all'infinito tende a zero. In altri termini, nel riferimento solidale al corpo, una corrente subsonica comincia a risentire la presenza del diedro molto prima di investire nel corpo stesso.

Nel caso in cui la velocità del diedro sia uguale alla velocità del suono ($M = 1$) la situazione sarà quella rappresentata in Fig. 1b. Le onde emesse a differenti istanti saranno tutte tangenti fra loro e ad un piano normale alla direzione della corrente, che divide il campo in due regioni: quella dietro al corpo, in cui propagano i disturbi, e quella davanti al corpo

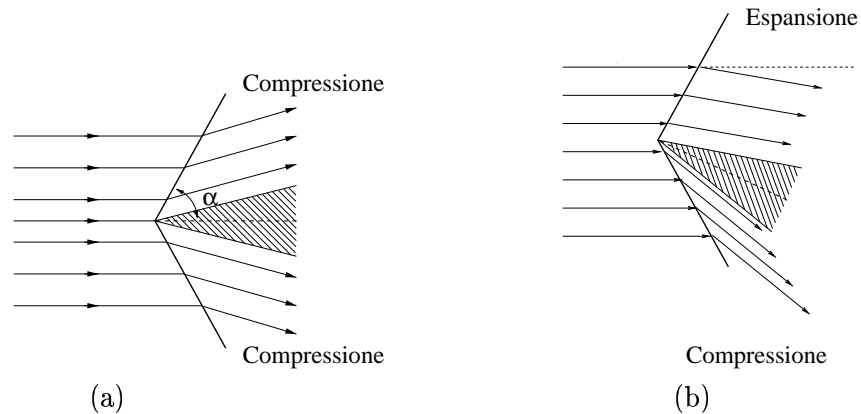


Fig. 2

nella quale il fluido è indisturbato. Una corrente sonica, pertanto, non risente della presenza del corpo fino a quando non investe il corpo stesso.

Infine, nel caso in cui si muova con velocità supersonica, il diedro si troverà sempre davanti ai disturbi emessi negli istanti precedenti (Fig. 1c). E' immediato verificare che le onde emesse ai diversi istanti sono tutte tangenti a due piani passanti per il vertice del diedro (punto 4). Questi due piani, detti anche *onde di Mach*, individuano un diedro (*diedro di Mach*) all'interno del quale sono confinati i disturbi, mentre all'esterno il fluido è indisturbato. L'angolo di semi-apertura del diedro di Mach, che prende anch'esso il nome di *angolo di Mach*, è dato da

$$\boxed{\sin \alpha = \frac{a \Delta t}{V \Delta t} = \frac{1}{M}} \quad (0.2)$$

come si rileva immediatamente dal triangolo 1A4 in Fig. 1c. La zona di fluido perturbata è quindi tanto più piccola quanto più grande è il numero di Mach con cui si muove il diedro.

Nel riferimento solidale al corpo la situazione apparirà come indicato in Fig. 2a. Le linee di corrente rimangono indisturbate fino a quando incontrano il diedro di Mach, attraverso il quale vengono deviate assumendo la direzione parallela alla parete del diedro, e subendo una variazione di pressione. La variazione di pressione è positiva (compressione) se le linee di corrente deviano in modo da avvicinarsi all'onda di Mach (Fig. 2a), mentre è negativa (espansione) se si allontanano dall'onda di Mach (vedi parte superiore di Fig. 2b).

Effetto della compressibilità per un profilo subsonico

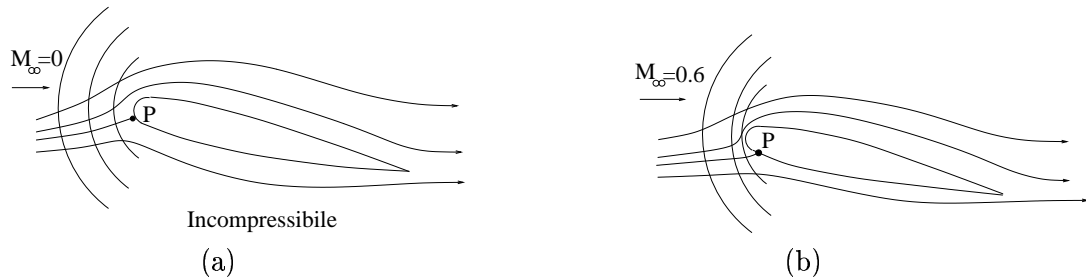


Fig. 3

A $M_\infty = 0.6$ poichè 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_∞ .

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

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

↓

Fenomeni transonici

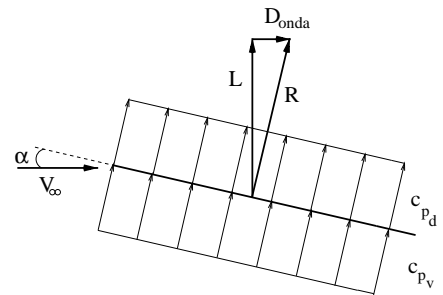
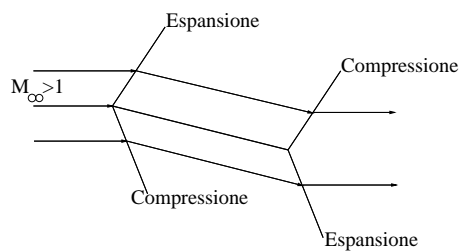
- C_L diminuisce bruscamente (stallo d'urto)

- C_D aumenta molto ma tende ad un valore finito
- Si innescano fenomeni non stazionari (buffeting) che generano sull'ala delle forti vibrazioni

Tutto ciò rese molto difficile negli anni 40 il raggiungimento e il superamento della velocità del suono e portò all'idea della **barriera del suono** (o muro del suono), che in realtà **non esiste**.

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

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

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

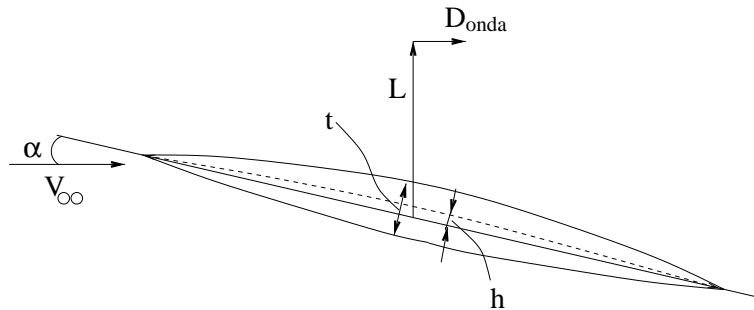
- D_{onda} non dipende dall'attrito nè dal distacco: è una nuova forma di resistenza, tipica dei flussi supersonici



Resistenza d'onda (D_{onda})

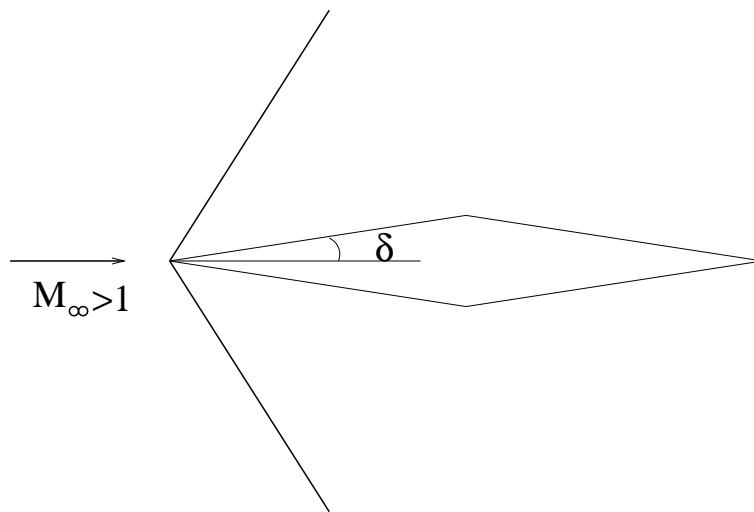
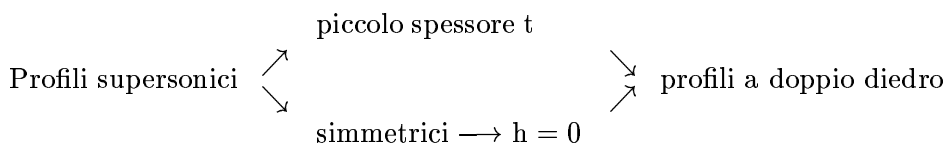
D_{onda} si aggiunge a D_{attr} quando si considera la viscosità

B) Profilo



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

C_D cresce al crescere di α, t, h

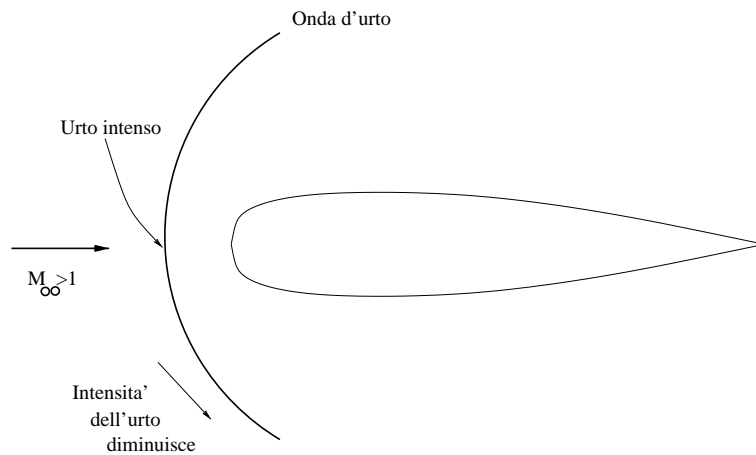


Aumentando l'angolo δ , la deviazione e l'aumento di pressione attraverso l'onda di Mach diventano sempre piú grandi

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

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

Bordo di attacco arrotondato



vedi anche fotografia 6

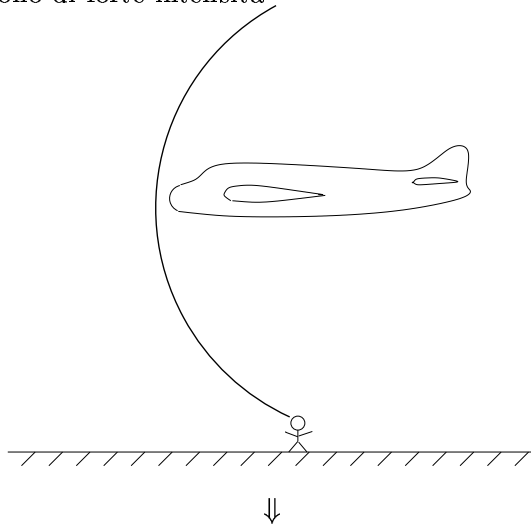
L'onda d'urto si forma davanti al corpo, è molto più intensa (maggior salto di p) e comporta un forte aumento di D_{onda} .

⇓

profili supersonici hanno il bordo d'attacco appuntito

Bang sonico

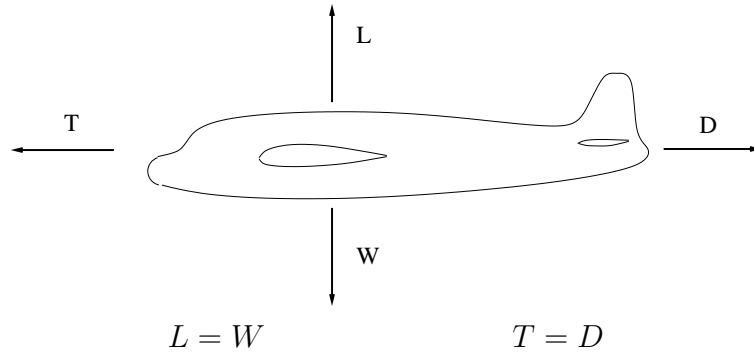
È dovuto all'onda d'urto che si forma davanti a un velivolo supersonico, che viene percepita dall'orecchio come un suono di forte intensità



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

MECCANICA DEL VOLO

Volo orizzontale

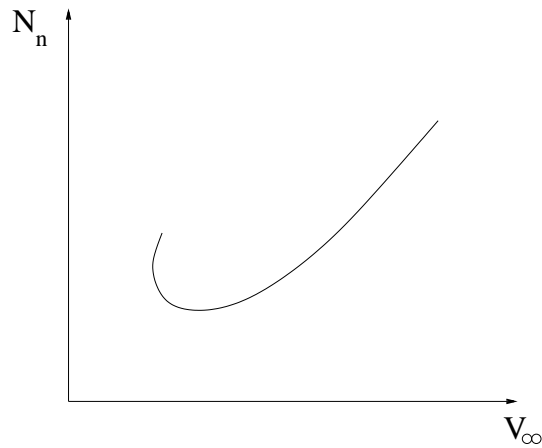


Potenza necessaria

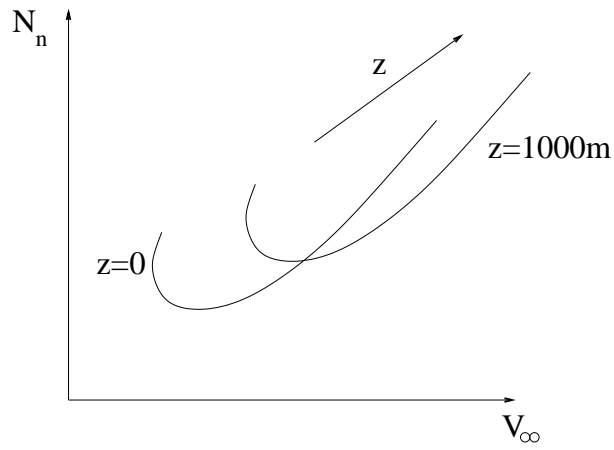
$$N_n = DV_\infty = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^3 S \left(C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi\lambda} \right)$$

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

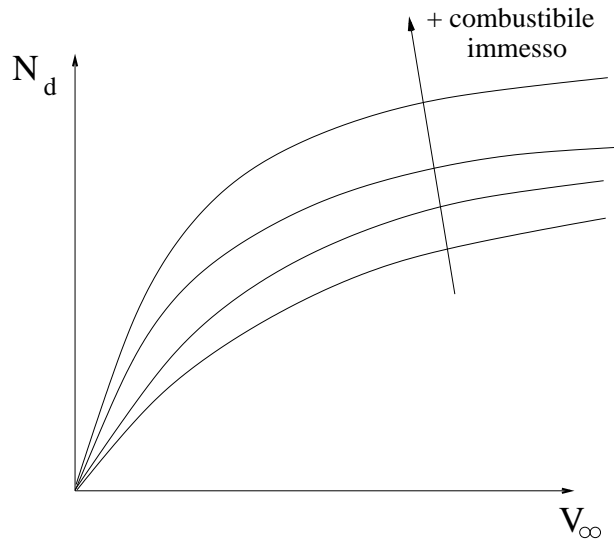
$$N_n = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^3 S C_{D_0} + \frac{2W^2}{\rho_\infty V_\infty S \pi\lambda}$$



Al variare della quota



Potenza disponibile



$$N_d = TV_\infty$$

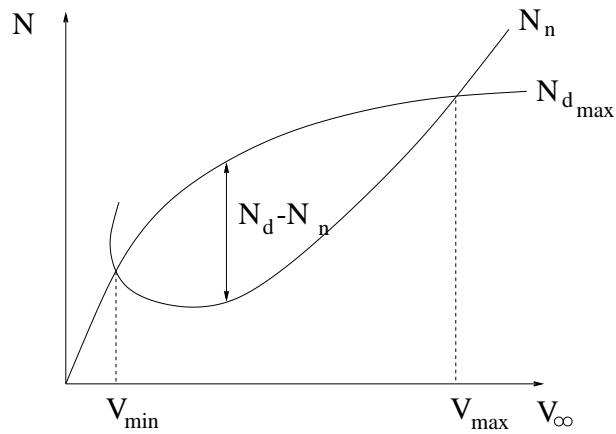
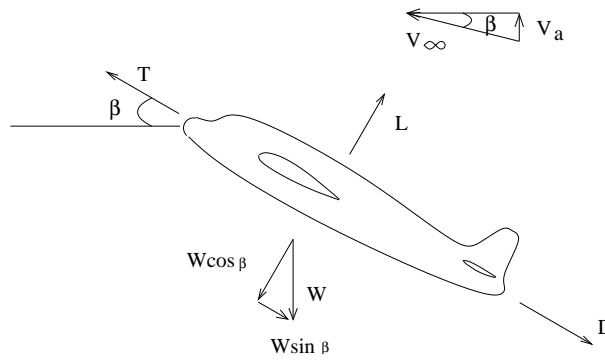


Fig.1

- Volo orizzontale con $V_{min} < V < V_{max} \Rightarrow$ si riduce N_d
- $N_d - N_n$ serve per

↓

Volo in salita



$$T = D + W \sin \beta$$

$$L = W \cos \beta$$

Velocità ascensionale

$$V_a = V_\infty \sin \beta = V_\infty \frac{T - D}{W} = \frac{N_d - N_n}{W} \quad (1)$$

Da Fig.1 e da (1) si può ricavare

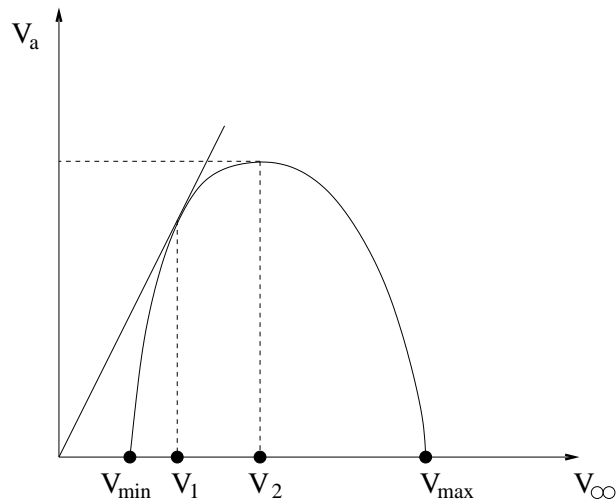


Fig.2

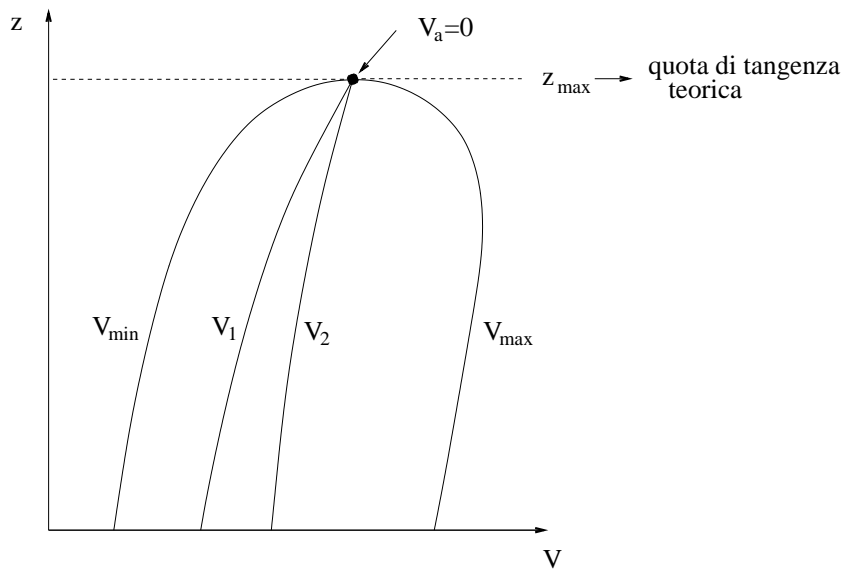
V_1 velocità di salita ripida (max angolo di rampa)

V_2 velocità di salita rapida (V_a massima)

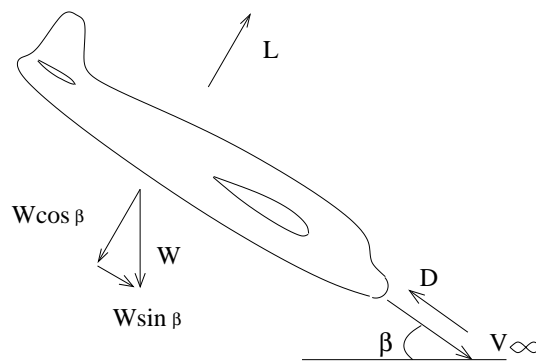
Ripetendo la costruzione di fig.2 per diverse quote (al variare di z variano N_d e N_n) si ottiene



Inviluppo di volo



Volo in discesa a motore spento



$$L = W \cos \beta$$

$$D = W \sin \beta$$



$$\tan \beta = \frac{D}{L} = \frac{1}{E}$$

Fattore di carico

Per il dimensionamento strutturale bisogna conoscere le forze agenti sul velivolo che possono dipendere dal tipo di manovra.

Carichi agenti sul velivolo

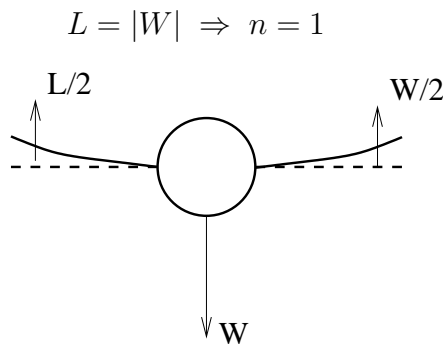
{	peso	
	aerodinamici	(portata, resistenza)
	propulsivi	(spinta motori)
	al suolo	
	di inerzia	(dovuti ad accelerazioni)
	di raffica	(forze aerodinamiche aggiuntive)
	speciali	(pressurizzazione, ordigni bellici)

Definizione : Si definisce fattore di carico, in una generica direzione, il rapporto, rispetto al peso, della risultante delle forze esterne in quella direzione, escluse le forze di massa (peso e forze d'inerzia).

In direzione normale al piano alare:

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

- Volo rettilineo uniforme



L'ala si flette verso l'alto

- In manovra \rightarrow presenza di forze di inerzia

$$L = |W| - F_i = |W| + ma_n = |W| \left(1 + \frac{a_n}{g}\right)$$

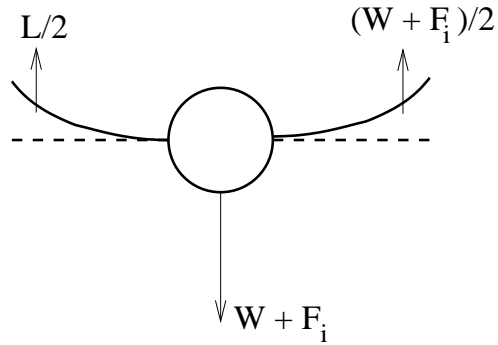
$$n = 1 + \frac{a_n}{g}$$

a_n accelerazione \perp al piano alare

> 0 se diretta verso l'alto

* $a_n > 0$ $n > 1$ manovra a g positivo

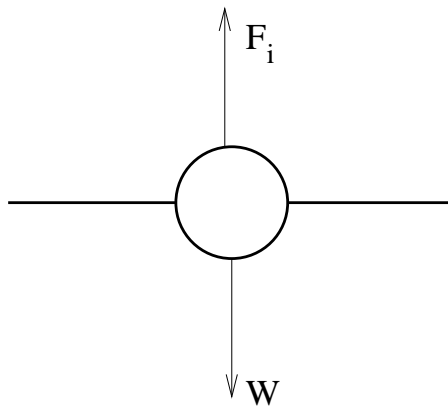
es. $n = 2$ $a_n = g$ manovra a 2g positivi.



L'ala è sottoposta ad un carico maggiore che in volo rettilineo uniforme.

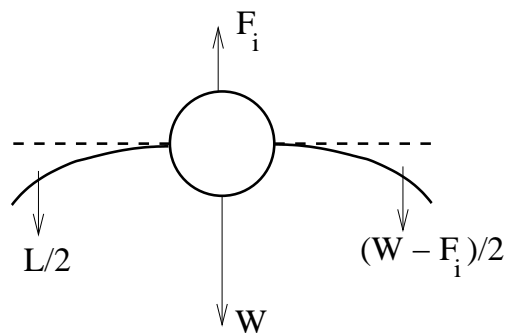
* $a_n = -g$ $n = 0$ condizione di imponderabilità

$L = 0$



L'ala non è sollecitata.

* $a_n < -g$ $n < 1$ manovra a g negativo



L'ala si flette verso il basso

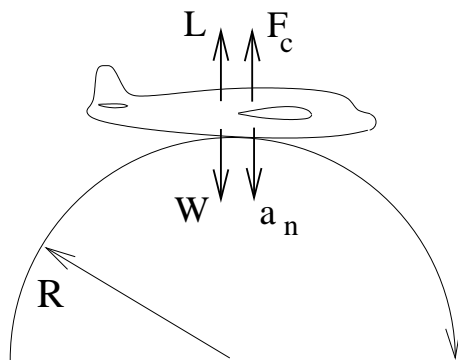
• Limiti al fattore di carico Fattori di contingenza

n_1 massimo fattore positivo
 n_3 massimo fattore negativo

- dovuti alla resistenza strutturale
 Poiché l'ala è progettata per funzionare con $n > 0$ si ha $n_1 > |n_3|$
- dovuti alla resistenza del corpo umano (limiti fisiologici)
 - * Durante una manovra a g positivo la F_i è diretta dalla testa ai piedi. Il sangue defluisce dal cervello (visione nera)
 - * Durante una manovra a g negativo la F_i è diretta dai piedi alla testa. Il sangue affluisce al cervello (visione rossa) e provoca gravi disturbi → perdita di conoscenza.

<u>Valori tipici</u>	Trasporto civile	Velivoli acrobatici
n_1	3	6
n_3	-1	-3

Entrata in affondata

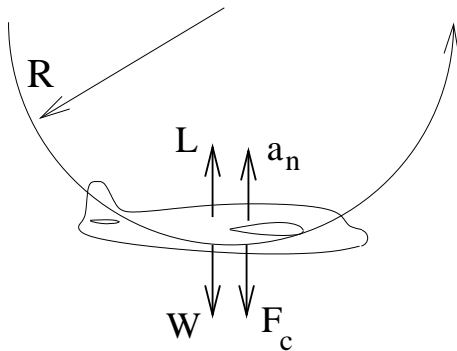


F_c forza centrifuga
 a_n accelerazione centripeta

$$a_n = -\frac{V^2}{R} \quad F_c = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} \quad L = W - F_c$$

$$n = \frac{L}{W} = 1 - \frac{V^2}{gR}$$

Richiamata

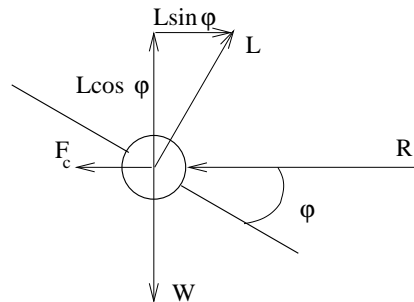


$$a_n = \frac{V^2}{R} \quad F_c = -\frac{W}{g} \frac{V^2}{R} \quad L = W + |F_c|$$

$$n = \frac{L}{W} = 1 + \frac{V^2}{gR} > 1$$

Virata corretta

Traiettoria circolare di raggio R con $V = cost$ e $Z = cost$



$$\text{Equilibrio: } \begin{cases} W = L \cos \phi \\ F_c = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R} = L \sin \phi \\ T = D \end{cases}$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi}$$

$$\frac{V^2}{gR} = n \sin \phi = n \sqrt{1 - \cos^2 \phi} = n \sqrt{1 - \frac{1}{n^2}} = \sqrt{n^2 - 1}$$

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

$$n = \sqrt{1 + \left(\frac{V^2}{gR}\right)^2}$$

Il fattore di carico è > 1 e tanto più grande, quanto più è grande V e piccolo R .
Per effettuare virate strette $\Rightarrow V$ basse, n grande.

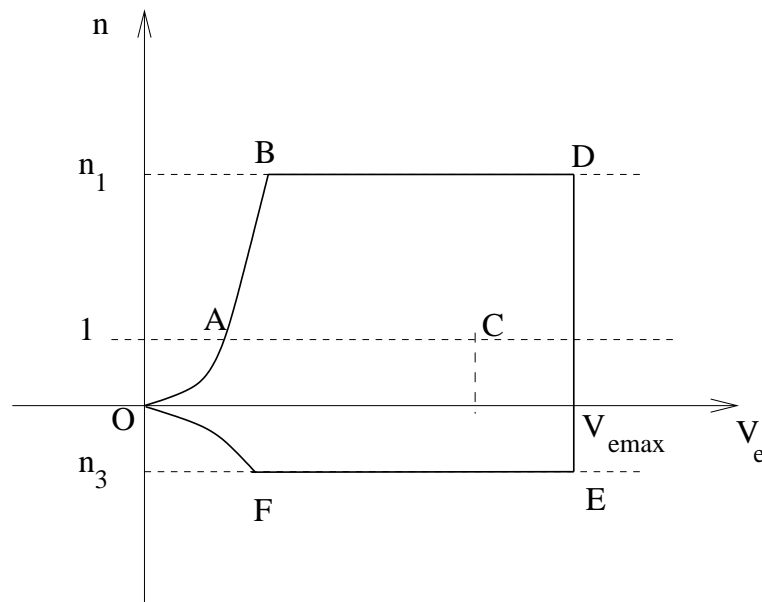
Diagramma V-n

Dimensionamento strutturale dipende da $\begin{cases} \text{fattore di carico} \\ \text{pressione dinamica } \frac{1}{2}\rho V^2 \end{cases}$

Per eliminare la dipendenza dalla quota si introduce la velocità equivalente V_e

$$V_e = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V$$

che fornisce a quota $z = 0$ la stessa pressione dinamica che si ha in quota con velocità V .



Delimitato da n_1 , n_3 , V_{emax} , V_{emin} .

V_{emin} = velocità di stallo : varia al variare di n

$$L = \frac{1}{2}\rho_0 V_{emin}^2 C_{Lmax} S = nW$$

$$V_{emin} = \sqrt{\frac{2n\frac{W}{S}}{\rho_0 C_{Lmax}}} \quad \text{curva OB}$$

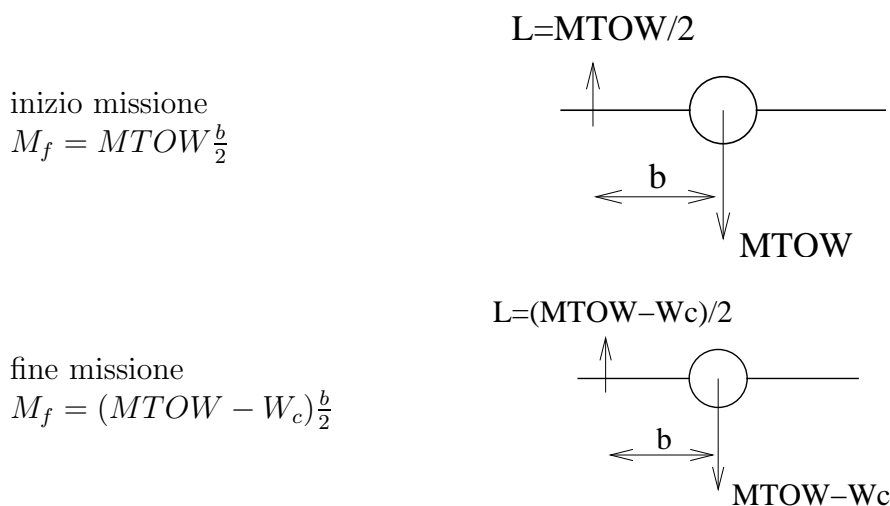
Punto A $n = 1$ velocità di stallo in volo orizzontale uniforme.

Punto C $n = 1$ $V < V_{max}$ condizioni di crociera.

Punti B D E F condizioni estreme alle quali va verificata la struttura.

Pesi caratteristici

- Peso a vuoto MEW (Maximum Empty Weight).
Struttura, motori, strumentazione. Sono esclusi tutti gli equipaggiamenti a scelta del cliente (compagnia aerea)
- Peso a vuoto operativo OEW (Operative Empty Weight)
peso del velivolo pronto per il volo escluso il carburante ed il carico utile (passeggeri, merci).
 $OEW = MEW + \text{poltrone passeggeri, contenitori merci, cucine, catering, fluidi di servizio.}$
- Peso massimo al decollo $MTOW$ (Maximum Take Off Weight).
 $MTOW = OEW + \text{Combustibile} + \text{Carico utile.}$
È il peso per il calcolo strutturale del velivolo.
- Peso massimo all'atterraggio MLW (Maximum Landing Weight). $MLW < MTOW$
È il peso per il calcolo strutturale del carrello.
 - Se il velivolo è dotato di scarico rapido del carburante $\Rightarrow MLW = MTOW - \text{carburante per la missione (esclusa riserva)}$
 - Se non è dotato di scarico rapido $MLW = 0.9 \div 0.95 MTOW$
- Peso massimo a zero carburante $MZFW$ (Maximum Zero Fuel Weight)
Peso ai fini del calcolo strutturale per velivoli con serbatoi di carburante nelle ali.
 - Serbatoi in fusoliera



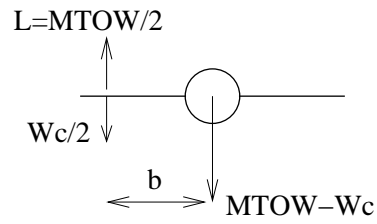
a fine missione l'ala è meno sollecitata ma deve essere progettata a $MTOW$
Serbatoi in fusoliera: maggiore flessibilità di impiego

- più carico utile - meno carburante
- meno carico utile - più carburante (maggiore autonomia)

– Serbatoi nelle ali

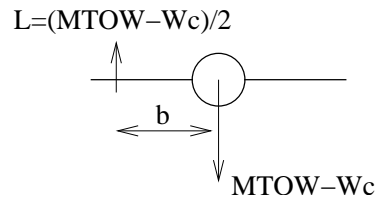
inizio missione

$$M_f = (MTOW - W_c) \frac{b}{2}$$



fine missione

$$M_f = (MTOW - W_c) \frac{b}{2}$$



L'ala è sollecitata uniformemente durante tutta la missione e viene progettata a $MZFW = MTOW - W_c$

Minore flessibilità di impiego, non si può aumentare il carico utile diminuendo il carburante.

Valori tipici

Carico utile/	MTOW	=	20-30%
Combustibile/	MTOW	=	20-30%
OEWS/	MTOW	=	50-60%

MOTORI

Classificazione

- Propulsione ad elica {
 - Motoelica
 - Turboelica

- Esoreattori {
 - Turbojet
 - Turbofan
 - Ramjet (autoreattore)

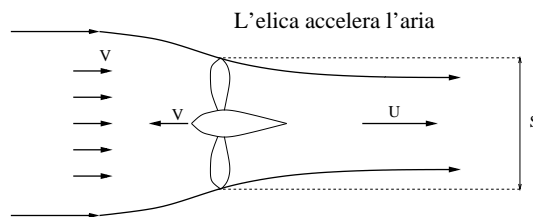
- Endoreattori

Principio di funzionamento

Tutti i motori sono basati sul principio di azione-reazione.
 Il sistema propulsivo accelera una portata d'aria

$$T = \frac{Q}{\text{sec}} \frac{\Delta V}{\text{sec}} \quad \begin{array}{l} \Delta V \text{ variazione di velocità} \\ Q = \rho S V \text{ portata in massa} \\ S = \text{area del disco dell'elica} \end{array}$$

Elica



$$T = Q(U - V)$$

Trazione

$$W_u = TV = Q(U - V)V$$

Potenza utile

$$W_p = \frac{1}{2}Q(U - V)^2$$

Potenza perduta

↓
 (energia cinetica conferita all'aria
 nell'unità di tempo)

Rendimento propulsivo:

$$\eta_p = \frac{W_u}{W_u + W_p} = \frac{Q(U - V)V}{Q(U - V)V + \frac{1}{2}Q(U - V)^2} = \frac{2}{1 + \frac{U}{V}}$$

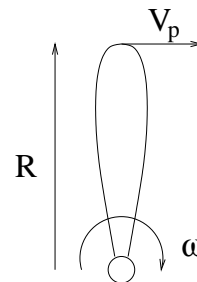
per avere un alto rendimento $\Rightarrow U$ poco maggiore di V

per avere alta trazione $\Rightarrow Q$ grande

Limitazioni per motori ad elica

- al crescere della quota ρ diminuisce $\Rightarrow T$ diminuisce
- per avere la stessa trazione a parità di $V \Rightarrow S$ deve essere più grande
- per avere grande S si deve avere grande diametro della pala
 - Limitazioni per questioni di ingombro
 - Limitazioni per grandi velocità all'estremità della pala

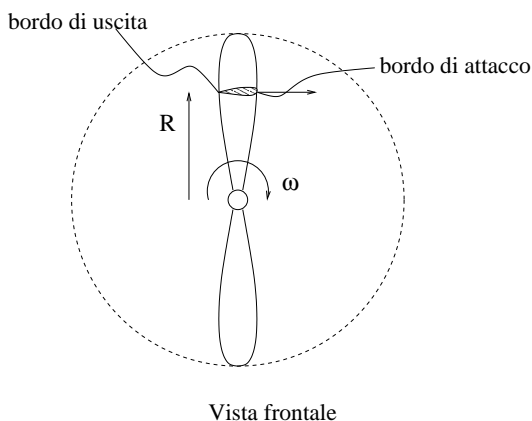
$V_p = \omega R \rightarrow$ velocità estremità della pala



Se V_p diventa supersonica la pala perde efficienza

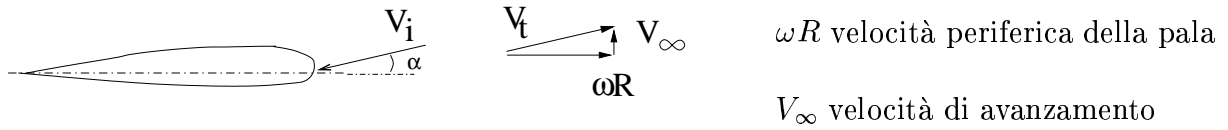
- Forze centrifughe molto grandi \Rightarrow Sollecitazioni grandi

Funzionamento aerodinamico dell'elica



La sezione dell'elica ha la forma di un profilo alare
 La sezione è stata operata con un cilindro coassiale

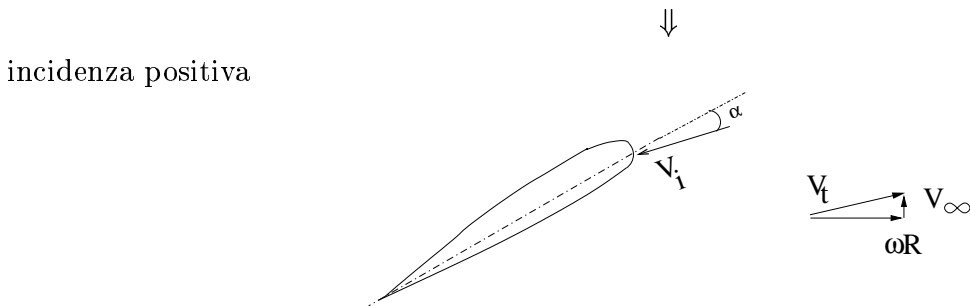
a) Caso in cui la corda del profilo sia nel piano di rotazione



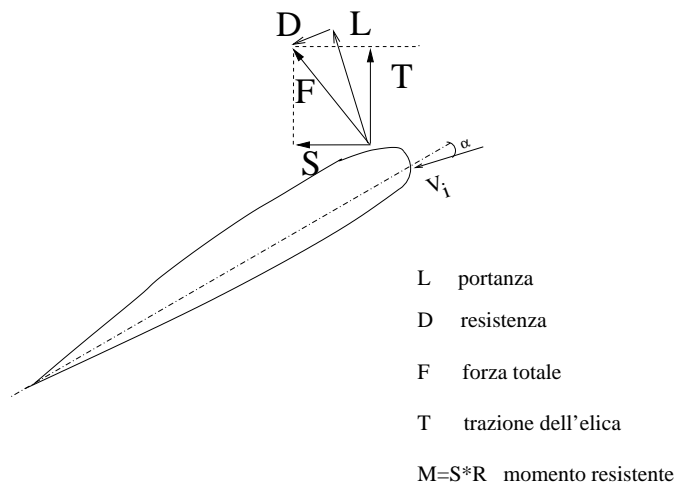
V_t velocità della pala rispetto all'aria

V_i velocità dell'aria rispetto alla pala.
In questo caso si ha un angolo di incidenza α negativo.

b) La sezione della pala è calettata con angolo positivo (in modo che il bordo di attacco sia più avanzato di quello di uscita)



Forze agenti sulla pala



- aumentando V_∞ deve aumentare ω per mantenere alla sezione della pala un angolo di incidenza positivo

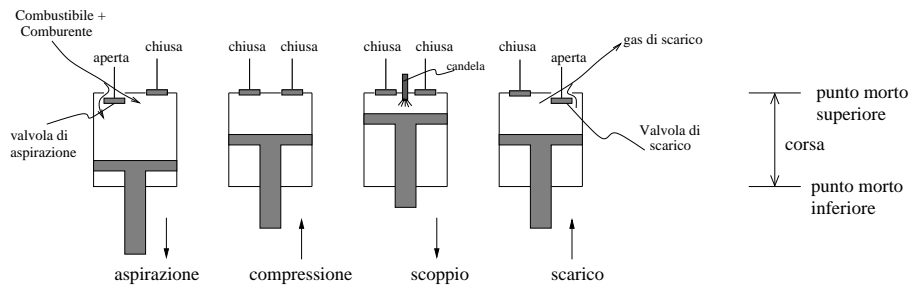
- Poichè ω deve essere limitata anche V_∞ è limitata



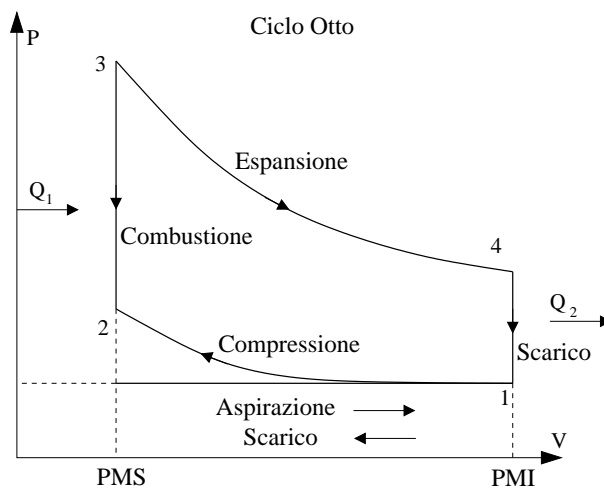
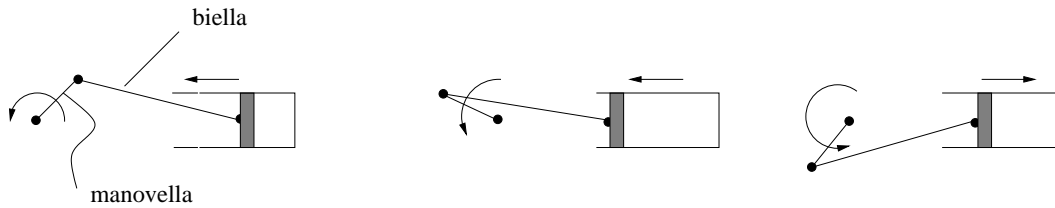
Elica utilizzabile solo per **basse quote** e per **basse velocità**

Motoelica

L'elica è mossa da un motore alternativo



Trasformazione moto alternativo in moto rotatorio biella-manovella

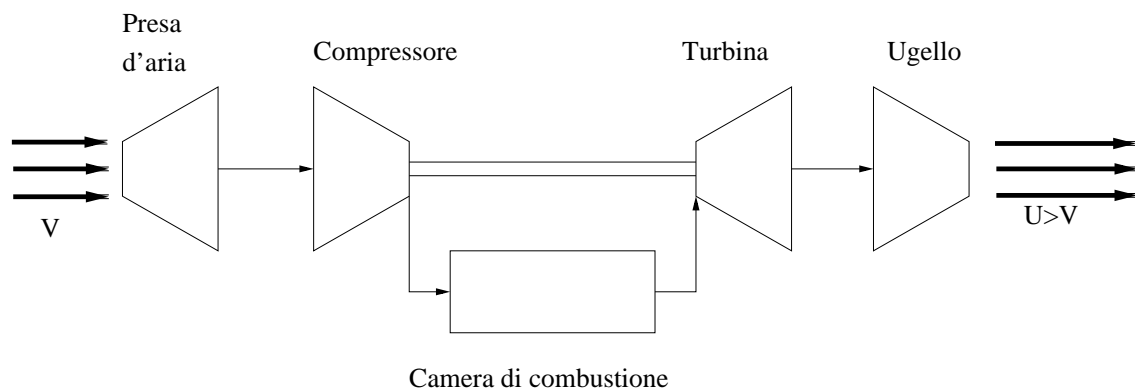


Sovralimentazione

Alle alte quote la massa d'aria che entra nel cilindro è minore \Rightarrow si riduce la potenza \Rightarrow compressore di sovralimentazione

Esoreattore

Esempio turbojet

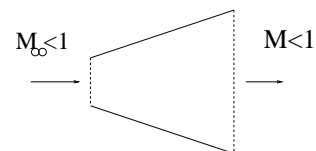


- Preso d'aria

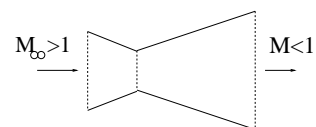
⇒

trasforma energia cinetica in energia di pressione ⇒ $\begin{cases} V \text{ diminuisce} \\ p \text{ aumenta} \end{cases}$

Preso d'aria subsonica
(condotto divergente)



Preso d'aria supersonica
(condotto convergente-divergente)



- Compressore

⇒

conferisce energia di pressione all'aria. La pressione aumenta, la densità aumenta, la sezione di passaggio del fluido diminuisce.

- Camera di combustione

⇒

Viene iniettato il combustibile che reagendo con l'aria conferisce energia termica alla miscela.

- Turbina

⇒

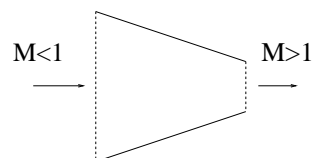
La miscela si espande e cede energia alla turbina che viene utilizzata per azionare il compressore. La pressione diminuisce, la densità diminuisce, la sezione aumenta.

- Ugello

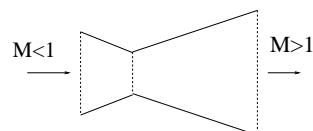
⇒

L'energia residua della miscela viene trasformata in energia cinetica. La pressione diminuisce e la velocità aumenta.

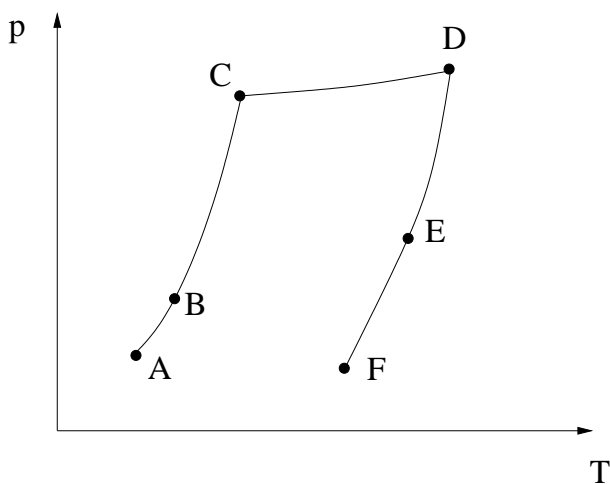
Ugello subsonico
(condotto convergente)



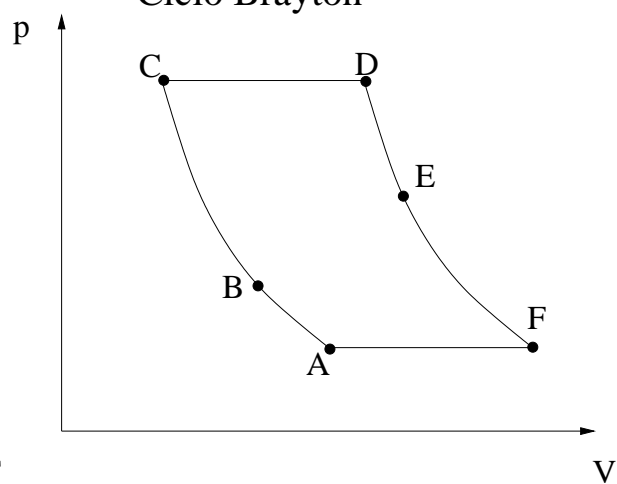
Ugello supersonico
(condotto convergente-divergente)



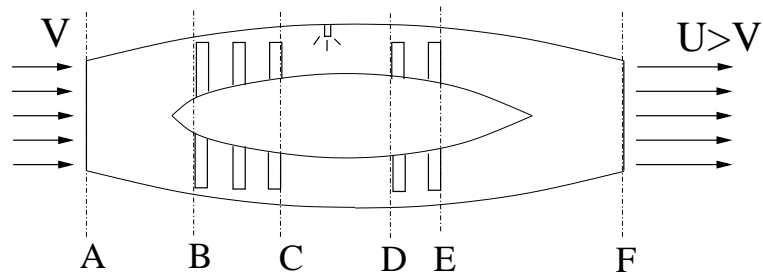
All'interno del turbojet si realizza un **ciclo termodinamico** che fa variare pressione e temperatura



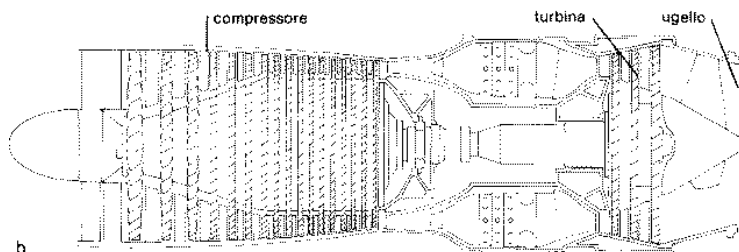
Ciclo Brayton



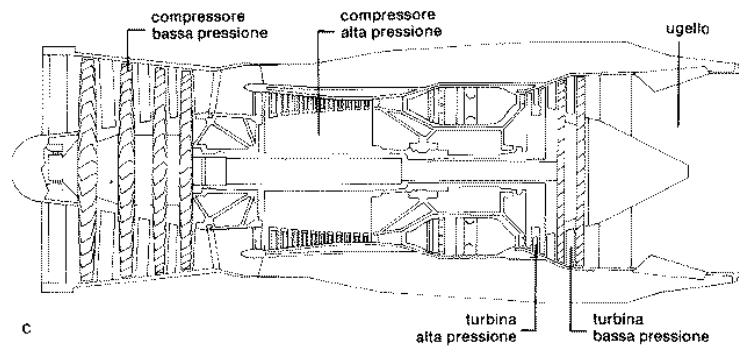
AB	Compressione nella presa d'aria
BC	Compressione nel compressore
CD	Combustione
DE	Espansione in turbina
EF	Espansione nell'ugello



- Trascurando la portata di combustibile valgono le stesse relazioni viste per l'elica per T (che in questo caso prende il nome di **spinta**) e per il rendimento propulsivo η_p .
- A differenza dell'elica, l'aria viene compressa. Le pale del compressore e della turbina sono più corte \Rightarrow non si hanno problemi di alta velocità dell'estremità della pala $\Rightarrow \omega$ può essere più grande $\Rightarrow V$ può essere più grande
- È possibile suddividere compressione e espansione in due parti
 - 1) compressore-turbina bassa pressione: la sezione del flusso è maggiore, le pale sono più lunghe, minore ω (numero di giri)
 - 2) compressione-turbina di alta pressione: la sezione del flusso è minore, le pale sono più corte, maggiore ω



Turbogetto semplice

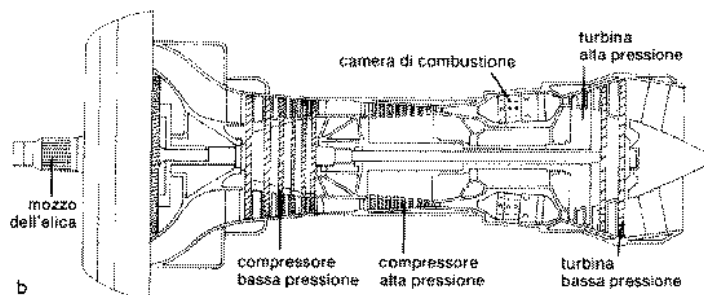


Turbogetto a doppio flusso

Turboelica

La turbina oltre ad azionare il compressore aziona l'elica.

La spinta è dovuta in parte alla trazione dell'elica ed in minima parte all' accelerazione del flusso nell'ugello di scarico.



Turbofan

Per avere una buona combustione ci deve essere un certo rapporto fra portata del combustibile e portata d'aria

$$\frac{Q_{comb}}{Q_{aria}} \simeq \text{rapporto stechiometrico}$$

Se Q_{aria} è molto grande, la miscela è troppo diluita.

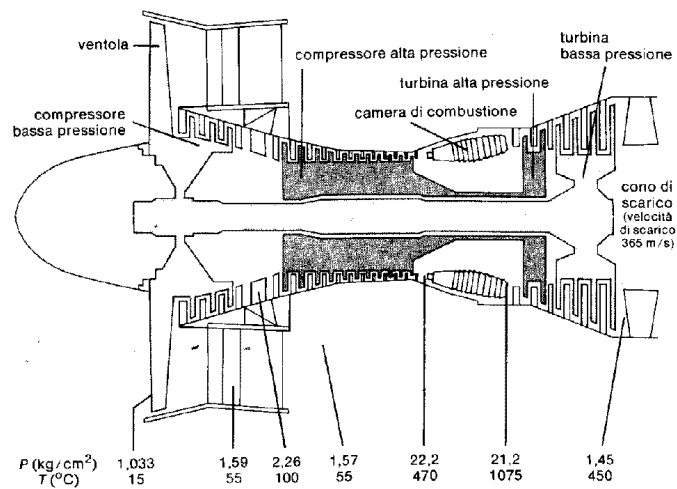
Si può suddividere Q

$$Q = Q_1 + Q_2$$

Q_1 (nella parte centrale) fluisce attraverso il turbogetto e subisce il ciclo termodinamico

Q_2 (nella parte più esterna) subisce solo una piccola accelerazione attraverso la ventola (fan), mossa dalla turbina di bassa pressione

- Con U poco maggiore di V e Q_2 grande si ha un buon rendimento propulsivo
- Poichè Q_2 è fredda può essere utilizzata per raffreddare il turbogetto



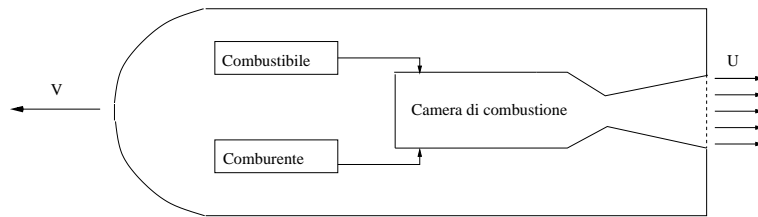
Ramjet

Per $M_\infty \gg 1$ la compressione nella presa d'aria è sufficiente ad avere un buon ciclo termodinamico. Il compressore non è più necessario e quindi nemmeno la turbina.



Poichè il ramjet funziona solo alle alte velocità, necessita di un motore ausiliario che lo porta da $V = 0$ ad alta velocità.

Endoreattore



U velocità del gas relativa al razzo

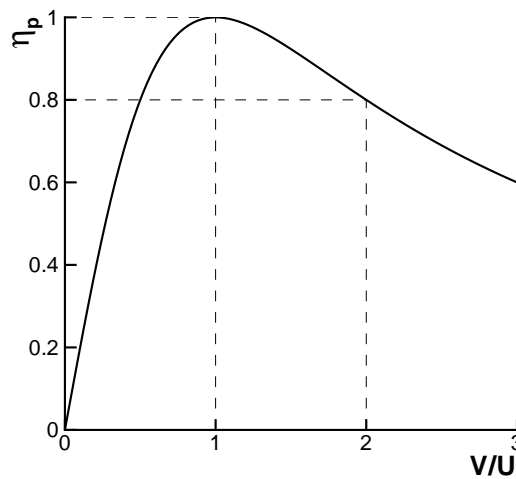
$U - V$ velocità assoluta del gas

$$T = QU$$

$$W_u = TV = QUV$$

$$W_p = \frac{1}{2}Q(U - V)^2$$

$$\eta_p = \frac{QUV}{QUV + \frac{1}{2}Q(U - V)^2} = 2 \frac{\frac{U}{V}}{1 + \left(\frac{U}{V}\right)^2}$$



$$\text{Per } U = V \Rightarrow \begin{cases} \eta_p = 1 \\ T \neq 0 \end{cases}$$

Q piccola \implies minor peso di propellente a bordo

\Downarrow

Per ottenere T grande

\Downarrow

U grande \implies per avere η_p grande \Leftarrow V grande

\Downarrow

\Downarrow

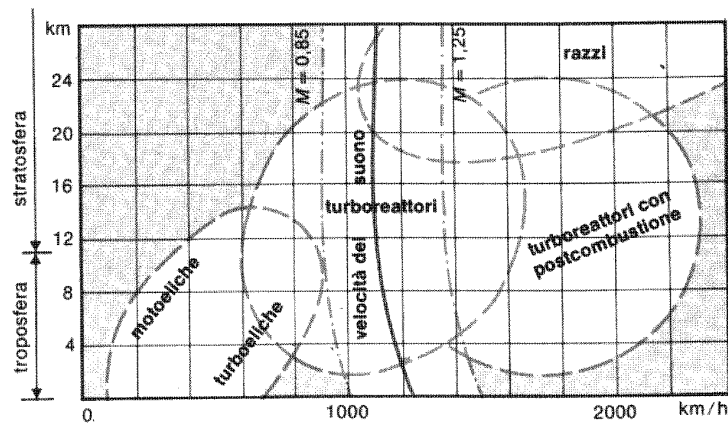
Va bene per alte velocità (super-ipersonico $M_\infty > 3$)

$$U = \frac{T}{Q} = \text{Spinta specifica} = \frac{\text{Spinta}}{\text{kg/sec di propellente}} = I g_0$$

I = impulso specifico (sec)
"potere del propellente"

$$I_{max} \simeq 400 \text{ sec} \longrightarrow U_{max} \simeq 4000 \text{ m/sec} \longrightarrow M \simeq 13$$

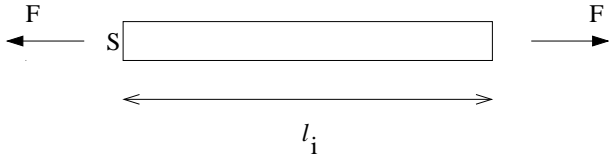
Campo di utilizzazione dei diversi tipi di propulsore



177

STRUTTURE

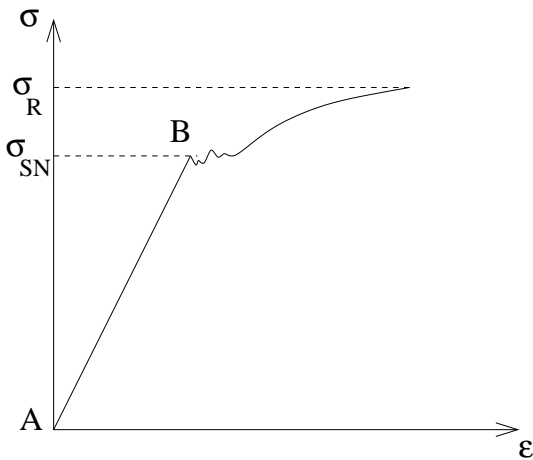
Trazione



Sforzo normale $\sigma = \frac{F}{S}$ [Pa]

Allungamento $\epsilon = \frac{l_f - l_i}{l_i}$ adimensionale

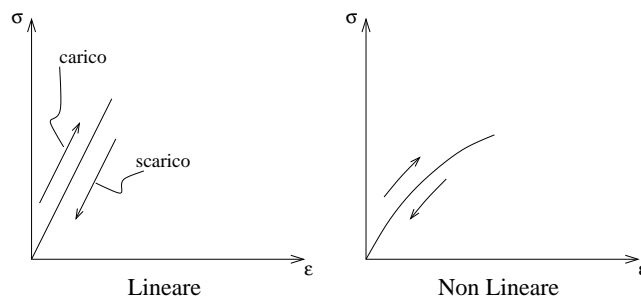
Relazione $\sigma - \epsilon$



- Tratto AB
Comportamento elastico lineare
 - $\sigma = E\epsilon$ Legge di Hooke
 - $E =$ modulo di Young o modulo di elasticità [Pa]
è una caratteristica del materiale
- $\sigma_{SN} = \sigma$ di snervamento
al di sopra di σ_{SN} il materiale non si comporta più in modo elastico
 - La deformazione non è più proporzionale allo sforzo
 - Annullando lo sforzo la deformazione non ritorna a zero (comportamento plastico)
- $\sigma_R = \sigma$ di rottura

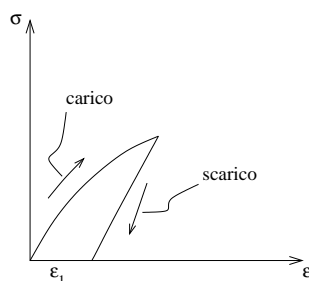
Diagramma $\sigma - \epsilon$ dipende dal materiale

- Materiali elastici



La deformazione si annulla all'annullarsi del carico

- Materiali plastici

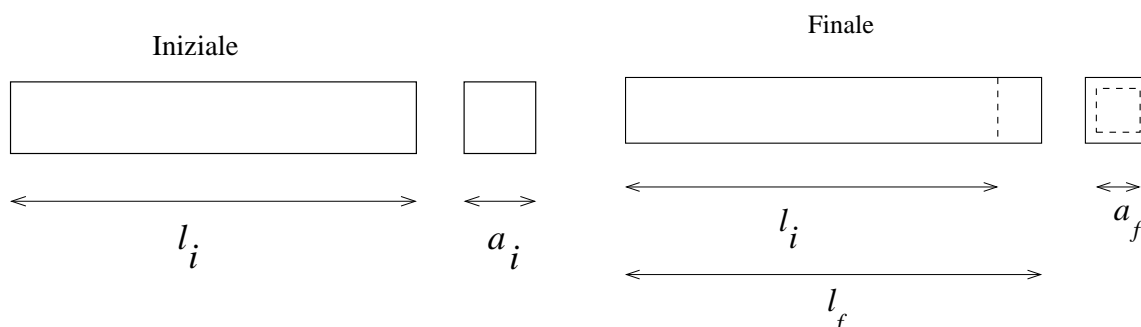


La deformazione non si annulla all'annullarsi del carico
deformazione residua ϵ_1

- Materiali fragili
Piccolo allungamento a rottura
 $\sigma_{SN} \simeq \sigma_R$
- Materiali duttili
grande allungamento a rottura

Diminuzione di sezione

Sotto carico, poichè il volume rimane circa costante, se la lunghezza aumenta la sezione deve diminuire.

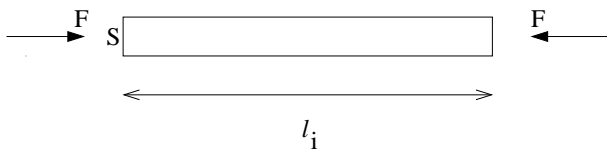


$$\epsilon_1 = \frac{a_f - a_i}{a_i} < 0$$

$$\epsilon_1 = -\nu\epsilon = -\nu\frac{\sigma}{E} \quad \nu \text{ coefficiente di Poisson}$$

ν dipende dal materiale, per l'acciaio $\nu \simeq 0.3$

Compressione



La lunghezza diminuisce $\epsilon = -\frac{\sigma}{E}$

La sezione aumenta $\epsilon_1 = \nu\frac{\sigma}{E}$

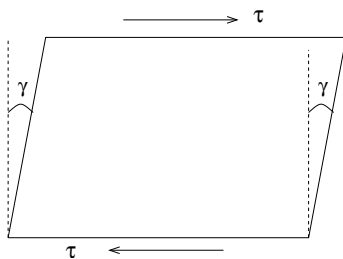
A parità di materiale, la rottura a compressione avviene per un carico F maggiore di quello per la rottura a trazione.

Taglio

La rottura può anche avvenire applicando la forza, anzichè in direzione normale alla sezione, in direzione tangenziale alla sezione stessa (forza di taglio).

Sforzo di taglio $\tau = \frac{F}{S} \quad Pa$

La forza di taglio provoca una distorsione anzichè una variazione di lunghezza.



$\tau = G\gamma$ G modulo di rigidezza al taglio.

Vale la relazione fra G , E , ν

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$

Momento Flettente

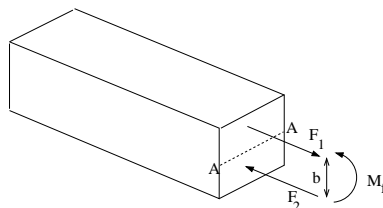


Rispetto ad una generica sezione S, la portanza genera un momento

$$M_f = \frac{L}{2}b$$

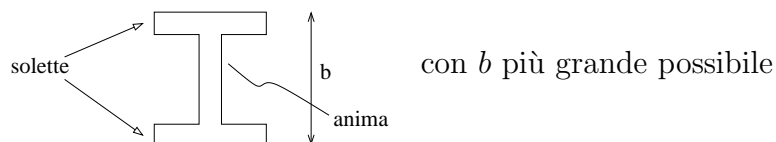
che tende a flettere l'ala verso l'alto.

- La sezione S ruota come indicato in figura
- Le fibre sul dorso subiscono una compressione e quelle sul ventre una trazione
- Il momento flettente è massimo alla radice dell'ala



Il materiale reagisce opponendo una forza F_1 (compressione) ed F_2 (trazione) che creano un momento resistente che equilibra il momento flettente M_f

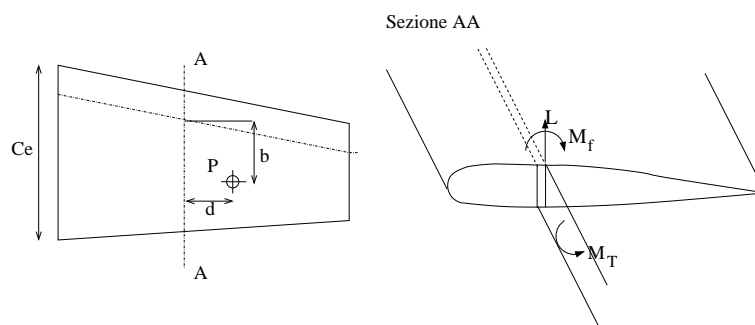
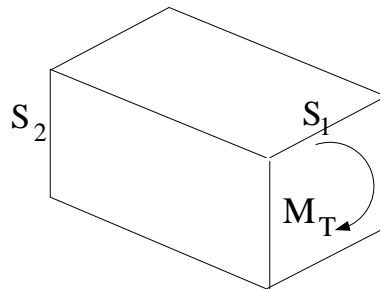
- A parità di forze F_1, F_2 il momento resistente è tanto più grande quanto maggiore è b
- Il materiale in prossimità della mezzeria AA non è sollecitato e rappresenta quindi un peso inutile
- Per resistere al momento flettente ed essere leggera, la sezione deve avere la forma:



b è limitato dallo spessore dell'ala

Momento Torcente

Quando il momento agisce in un piano parallelo alla sezione, la sezione S_1 ruota rispetto alla sezione S_2 (**torsione**)



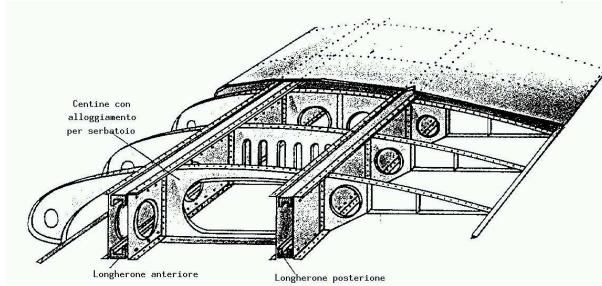
La portanza L applicata nel centro di pressione P genera nella sezione AA $\left\{ \begin{array}{l} \text{taglio} = L \\ M_f = Ld \\ M_T = Lb \end{array} \right.$

Struttura Alare

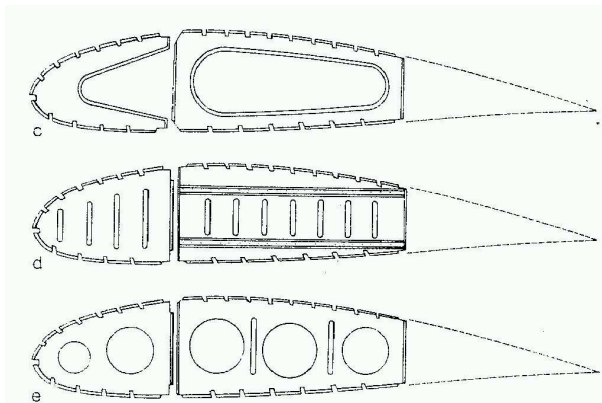
- Rivestimento
 - Raccoglie il carico aerodinamico e lo trasmette a longheroni e centine
 - Resiste al momento torcente
- Centine
 - Mantengono la forma del profilo
 - Trasmettono i carichi dal rivestimento al longherone
 - Riducono le dimensioni dei pannelli del rivestimento
 - Devono consentire il passaggio lungo l'apertura alare di tubazioni e comandi, nonché l'alloggiamento dei serbatoi
- Longheroni
 - Resistono a flessione, torsione e taglio
 - Hanno altezza decrescente dalla radice all'estremità
 - Il longherone principale è in genere collocato in corrispondenza al massimo spessore

- Correntini

- Disposti lungo l’apertura alare, irrigidiscono il rivestimento



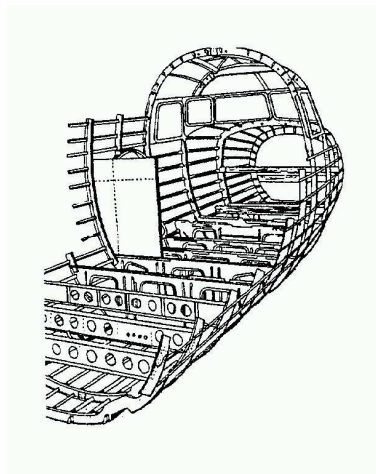
Ala bi-longherone



Centine

Struttura della fusoliera

- Rivestimento
- Correnti longitudinali con funzione analoga ai longheroni
- Ordinate trasversali o paratie con funzione analoga alle centine



Fatica

La resistenza di una struttura sottoposta a carico ciclico (carico-scarico) diminuisce nel tempo al crescere del numero di cicli. Si verifica la rottura per un carico inferiore a quello di rottura.

Al crescere del numero di cicli si manifestano delle micro-fratture (**cricche**) che col tempo si ingrandiscono (**propagazione della cricca**).

Criteri di progettazione

- Safe Life Vita sicura
Ogni elemento della struttura deve essere sostituito dopo un determinato numero di cicli, molto inferiore a quello per cui possono insorgere riduzioni di resistenza.
- Fail safe Sicuro alla rottura.
La struttura è progettata in modo da resistere anche in presenza di un singolo elemento strutturale rotto o danneggiato (ridondanza). La vita prevista per ogni elemento è maggiore che nel caso safe life.
- Damage tolerance Tollerabilità del danno.
La struttura è sottoposta a ispezioni periodiche programmate nel tempo, mediante prove non distruttive. Se un elemento è danneggiato viene sostituito ripristinando la resistenza strutturale.

Materiali

proprietà importanti per l'uso aerospaziale

- resistenza σ_R
- elasticità E modulo di Young
- peso specifico γ
- resistenza ad alte temperature
- resistenza alla corrosione
- costo

Coefficiente di qualità $C_q = \frac{\sigma_R}{\gamma}$

Un materiale è tanto più buono quanto più è resistente e leggero

	σ_R Kgf/mm^2	ρ Kg/m^3	C_q	
Acciai	100-200	7800	13-26	
Leghe di alluminio (Alluminio, anticorodal, superavional)	50	2800	18	resiste alla corrosione
Leghe di titanio	100	4400	22	resiste a caldo
Carbonio	300	1700	180	è fragile

Materiali Compositi

Costituiti da fibre (di carbonio, di vetro), che assicurano la resistenza, immerse in una matrice (resine epossidiche) che assicura l'elasticità.

Le fibre possono essere orientate nella direzione degli sforzi.

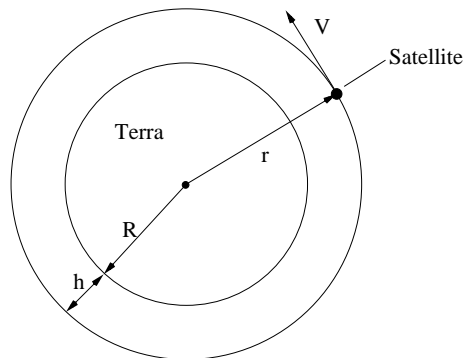
CENNI STORICI

1957 Ott.	Sputnik 1	Primo satellite artificiale
Nov	Sputnik 2	Cagnetta Laika : primo essere vivente nello spazio
1958	Explorer 1	Primo satellite americano
1959	Luna 2	Prima sonda sul suolo lunare
1960	Tiros 1	Primo satellite meteorologico
1961	Vostok 1	Gagarin : Primo uomo nello spazio
1962	Mariner 2	Prima missione verso Venere
1964	Syncom 3	Primo satellite geostazionario per telecomunicazioni
	San Marco 1	Primo satellite italiano
	Ranger 7	Prime foto della Luna
1965	Voshod 2	Leonov : prima passeggiata nello spazio
	Mariner 4	Fotografie di Marte
	Gemini 6	Primo rendez-vous nello spazio
1966	Luna 9	Primo allunaggio
1968	Apollo 8	Primo volo abitato attorno alla Luna
1969	Apollo 11	Armstrong : primo uomo sulla Luna
1971	Saljut 1	Prima stazione spaziale
1981	Space Shuttle	Primo volo dell'Orbiter Columbia
	Meteosat 2	Primo lancio del vettore europeo Ariane
1983	Spacelab 1	Prima piattaforma europea

MISSIONI SPAZIALI

Obiettivo far permanere un corpo nello spazio

- In assenza di aria il peso non può essere bilanciato dalla portanza
- Per bilanciare l'attrazione gravitazionale si sfrutta la forza centrifuga \Rightarrow il corpo deve ruotare attorno alla Terra con velocità V



$$m \frac{V^2}{r} = W = mg$$

\Downarrow

$$\frac{V^2}{r} = g$$

$$r = R + h$$

R raggio Terra \simeq 6350 Km

h distanza dalla superficie terrestre

L'orbita più bassa possibile ha $h \simeq 200$ km (per $h < 200$ km la resistenza dell'aria è ancora troppo grande $\Rightarrow V$ si riduce troppo rapidamente)

$$\text{Per } h = 200 \text{ km} \quad r = 6500 \text{ km}$$

\Downarrow

$$V \simeq 7.8 \text{ km/sec}$$

velocità minima per orbita

Fasi della missione

- Fase di lancio
- Fase orbitale
- Fase di rientro

FASE DI LANCIO

Da dove si lancia

Cosmodromo o base spaziale

- Per sfruttare la velocità periferica della Terra conviene che la base sia prossima all'equatore ($V \simeq 440$ m/sec)
- La stazione equatoriale permette di immettere il satellite su un' orbita comunque inclinata rispetto all'asse terrestre.
- Poichè a bassa quota ($h \simeq 50$ km) si ha la separazione del 1^o stadio, questo deve ricadere in zone disabitate. Vicinanza del mare o zone desertiche ad est della base.

– Cape Kennedy (Florida) }
– Vandenberg (California) } \Rightarrow basi americane

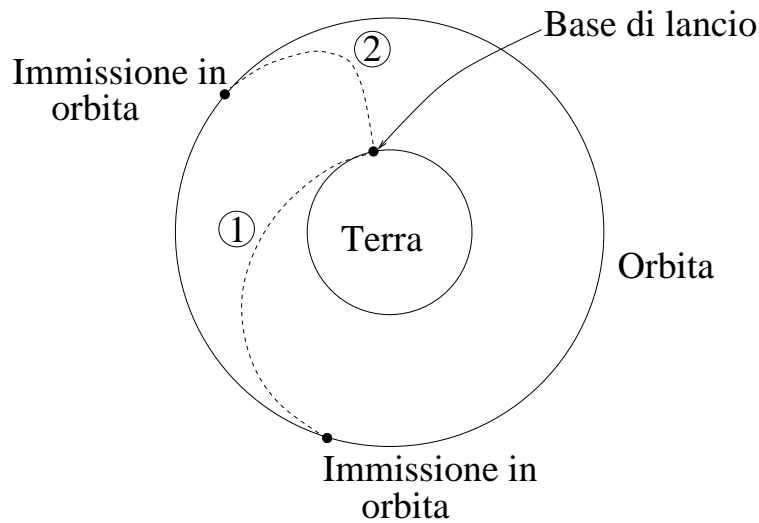
– Korou (Guinea francese) \Rightarrow base europea

– Baikonur (Lago Aral) \Rightarrow base russa

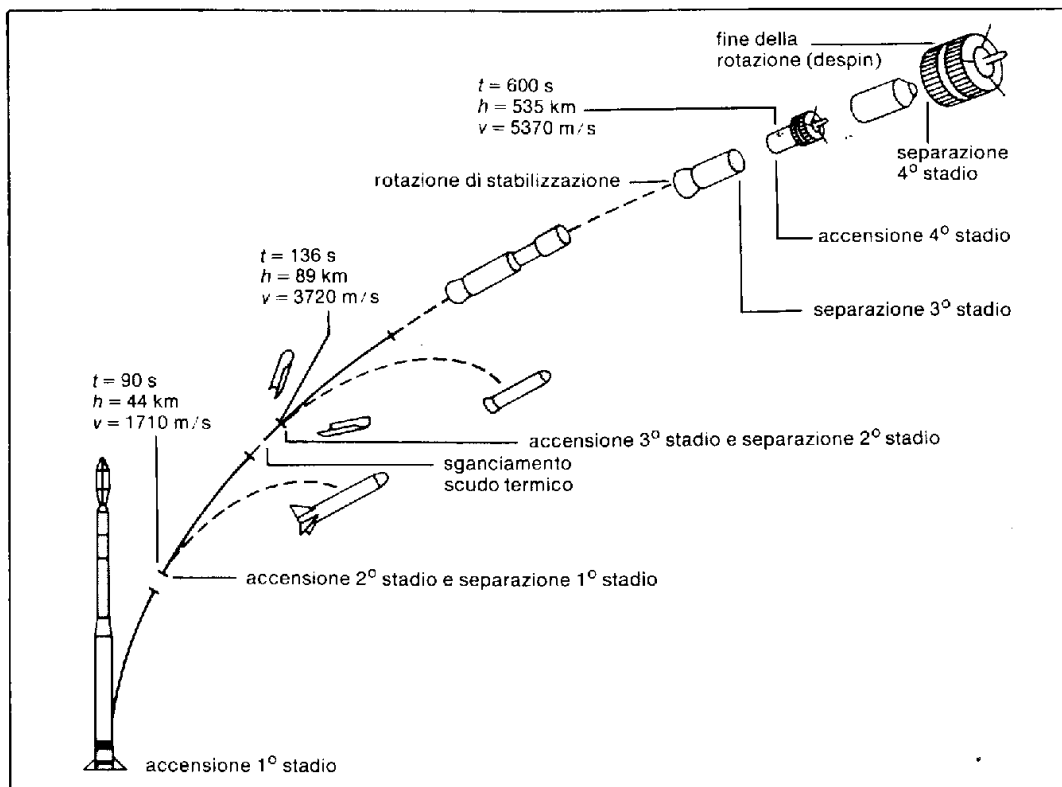
– Malindi (Kenia) \Rightarrow base italiana

Direzione di lancio

- Poichè alla fine della fase di lancio il carico deve essere immesso in orbita con V tangenziale all'orbita stessa, converrebbe lanciare orizzontalmente (traiettoria 1) in direzione EST. In questo modo però si percorre un percorso più lungo negli strati bassi dell'atmosfera, con forte resistenza aerodinamica



- Il lancio avviene in direzione verticale, in modo da attraversare nel più breve tempo possibile e con bassa velocità gli strati più densi dell'atmosfera. Successivamente la direzione della velocità viene gradualmente modificata (traiettoria 2). La variazione di direzione (rotazione attorno all'asse trasversale del missile) viene ottenuta mediante piccoli razzi posti alla base del razzo con getto \perp allo stesso, oppure orientando l'ugello principale, o deviando il getto con alettoni. Terminata la fase di rotazione, la spinta viene riallineata con l'asse del razzo. Per dare maggiore stabilità al moto viene anche conferita una velocità di rotazione attorno all'asse longitudinale **spin**



Strutture e servizi per il lancio

Piattaforma di lancio { piedistallo
torre ombelicale
torre di servizio

- Piedistallo ha la funzione { di sorreggere il missile
di resistere alla spinta
di deviare i gas caldi del getto
- Torre ombelicale { porta interconnessioni elettriche
porta interconnessioni idrauliche
porta rifornimento propellente
- Torre di servizio { contiene tutta la strumentazione e il personale
di controllo e viene allontanata al momento
del lancio

Stazioni di tracking

Dislocate geograficamente lungo la traccia al suolo della traiettoria del velivolo, costituiscono una rete di inseguimento. Ricevono dati per il controllo della traiettoria e della strumentazione di bordo e trasmettono dati per eventuali correzioni

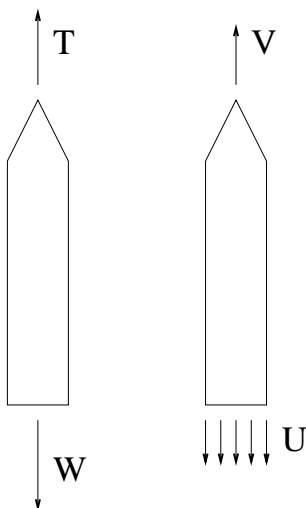
Finestra di lancio

Intervallo temporale nel quale può essere effettuato il lancio.
Particolarmente importante quando si deve incontrare un altro corpo nello spazio (stazione spaziale, pianeta, cometa etc.)

LANCIATORI

Fase di accelerazione

Trascurando la resistenza aerodinamica negli strati più bassi dell'atmosfera



$$M \frac{\Delta V}{\Delta t} = T - W = QU - Mg$$

dove

$$\Delta V = V - V_0 \quad V_0 \text{ velocità iniziale}$$

La massa del vettore diminuisce nel tempo per effetto del propellente espulso

$$M = M_0 - Q\Delta t \quad \Rightarrow \quad \begin{cases} Q = -\frac{\Delta M}{\Delta t} \\ \Delta M = M - M_0 \end{cases}$$

$$\Delta V = -\frac{\Delta M}{M}U - g\Delta t$$

Integrando da 0 a t

$$V = V_0 + U \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - gt = V_0 + I g_0 \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - gt$$

Trascurando g

$$\boxed{V_{max} = I g_0 \ln \left(\frac{W_0}{W_f} \right) + V_0}$$

essendo

$$W_0 = W_s + W_c + W_u$$

peso iniziale peso struttura peso propellente carico utile

$$W_f = W_s + W_u$$

peso finale

Valori tipici (per un razzo monostadio)

$\frac{W_u}{W_0} = 3 \div 4\%$	$\frac{W_s}{W_0} = 15\%$	$\frac{W_c}{W_0} = 80\%$
--------------------------------	--------------------------	--------------------------

con $\frac{W_f}{W_0} = .2, I = 400 \text{ sec}, V_0 = 0$ (razzo parte da fermo)

↓

$V_{max} = 6.3 \text{ km/sec} < \text{vel. minima per orbita}$

Monostadio non può compiere la missione

↓

Multistadio

- quando è esaurito il combustibile del 1° stadio, questo viene sganciato
- il carico utile del 1° stadio è costituito da tutti gli stadi successivi (incluso carburante): il rapporto $\frac{W_f}{W_0} \left(\frac{W_f}{W_0} \simeq 40\% \right)$ è molto maggiore di quello per un monostadio → la velocità dopo l'esaurimento del 1° stadio

$$V_{\text{finIstadio}} \simeq 2 \div 4 \text{ km/sec}$$

- il secondo stadio ha di nuovo $\frac{W_f}{W_{01}} \simeq .2$ ma parte da $V_0 = V_{\text{finIstadio}}$ può raggiungere $V_{max} > 8 \text{ km/sec} > V_{max}$ singolo stadio

Confronto diversi mezzi di trasporto

	$\frac{W_u}{W_T}$	$\frac{W_c}{W_T}$	$\frac{W_s}{W_T}$
Automobile	↑ 40%	↓ 4%	↑ 55%
Velivolo	25%	25%	50%
Vettore spaziale	4%	↓ 80%	↑ 16%

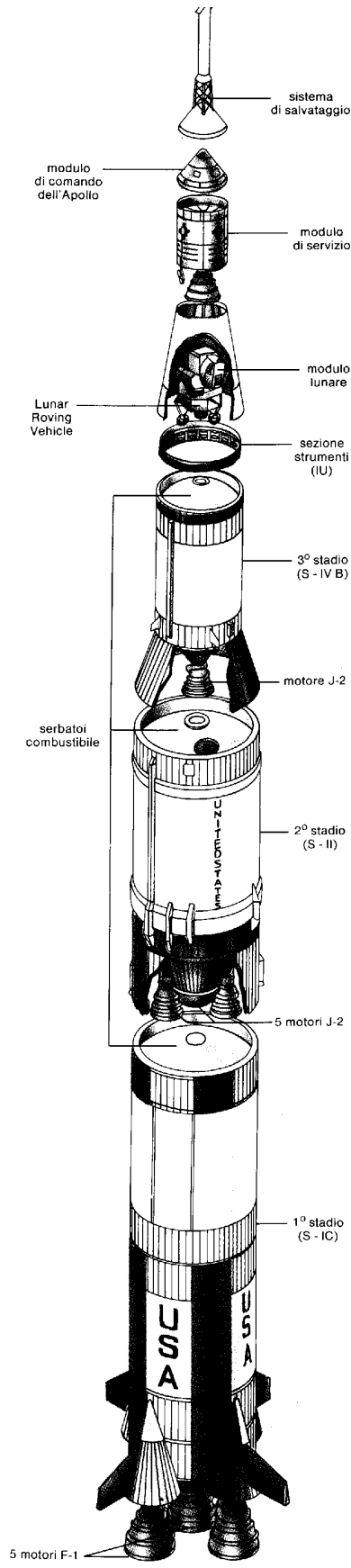
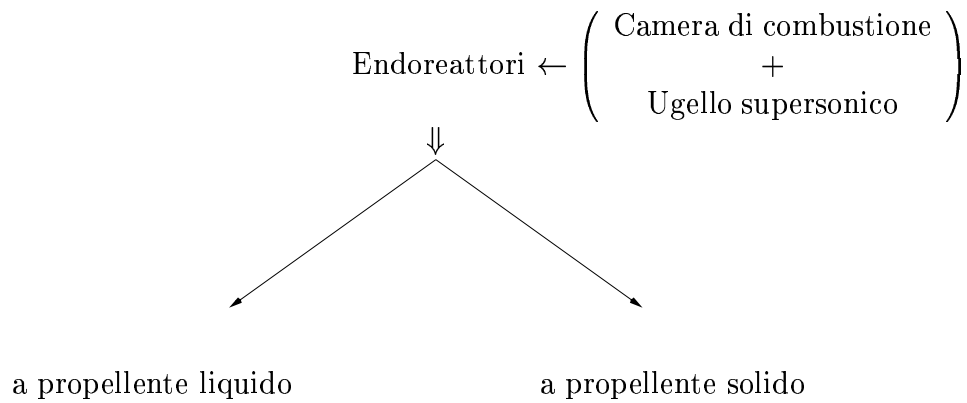
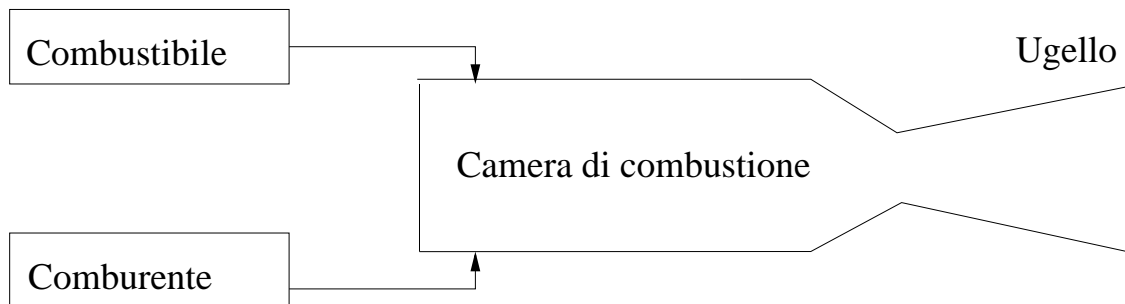


Fig. 12. Il vettore Saturn V. Completo dell'Apollo e della torre di salvataggio, misurava 110,6 m di altezza; il peso al decollo era di 2913 t; la spinta totale dei cinque motori F-1 era di 3469 t. La spinta del primo stadio durava 2,5 minuti e faceva raggiungere al veicolo un'altezza di 62 km e una velocità di 9850 km/h. L'azione del secondo stadio, con i suoi cinque motori tipo J-2, durava 6,5 minuti e lo portava a 185 km di altezza. Il terzo stadio forniva l'accelerazione finale che immetteva l'Apollo in orbita a 190 km al di sopra della superficie terrestre. Dopo un certo tempo il terzo stadio veniva riacceso per inserire il veicolo nella traiettoria translunare.

PROPULSORI



MOTORI A PROPELLENTE LIQUIDO



Combustibili {
Idrogeno H_2
Idrazina N_2H_4
Alcool etilico C_2H_5OH
Ammoniaca NH_4
Idrocarburi

Comburenti {
Ossigeno O_2
Fluoro F
Perossido idrogeno (acqua ossigenata) H_2O_2
Acido nitrico HNO_3
Tetrossido di azoto N_2O_4

Caratteristiche positive di combustibili e comburenti

- grande densità \implies a parità di massa occupano meno volume
 \Downarrow
minor peso della struttura
- alta temperatura di ebollizione
 $O_2 = -183^{\circ}C$
 $H_2 = -253^{\circ}C$ \implies minori problemi di isolamento termico
Propellenti conservabili (*storageable*) e non conservabili (*non-storageable*)
- bassa temperatura di solidificazione \implies si evita il problema del congelamento
- stabilità chimica \implies
 - deterioramento
 - esplosioni dovute a impurità, temperatura, vibrazioni

Caratteristiche del propellente \longrightarrow Combustibile + Comburente

Energia chimica 500-3000 KCal/Kg

\downarrow

Impulso specifico 60-400 sec

Propellenti ipergolici la reazione avviene al contatto fra combustibile e comburente

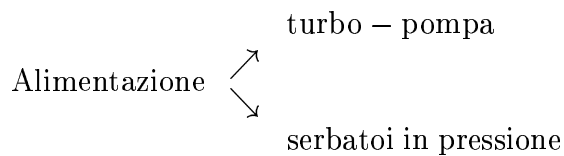
Propellenti non ipergolici necessitano di accensione

Alimentazione

Ossidante e combustibile vengono iniettati in camera di combustione attraverso la **testata di iniezione** in modo da localizzare la fiamma al centro della camera, per non danneggiare le pareti. Condizioni in camera di combustione

$$p \simeq 30 \text{ atm}$$

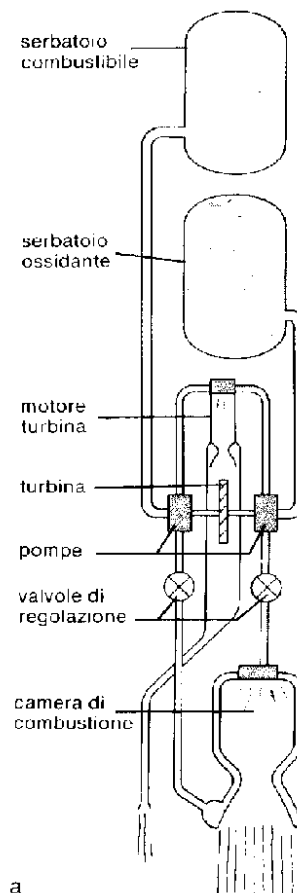
$$T \simeq 3000^{\circ}\text{C}$$



turbo-pompe

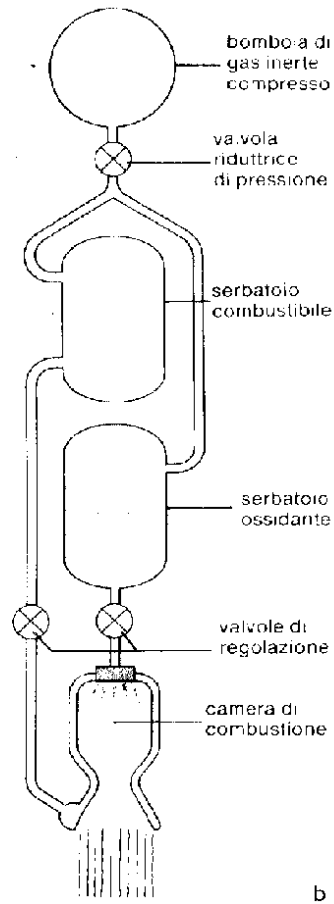
pompe azionate da un motore a turbina

- il motore a turbina è alimentato con gli stessi combustibile ed ossidante che alimentano il motore principale
- la turbina aziona, oltre alle pompe principali, la pompa del motore
- necessità di un motore di avviamento (elettrico)
- il peso non dipende dal tempo di funzionamento



serbatoi di gas inerte in pressione

- grandi serbatoi resistenti ad alta pressione
- il peso (gas + serbatoio) dipende dalla quantità di gas e quindi dal tempo di funzionamento



Il sistema a gas in pressione, che ha il vantaggio di una grande semplicità, viene utilizzato in piccoli razzi con tempo di funzionamento < 60 sec.

Camera di combustione e ugello

- Le pareti, lambite da gas ad elevata temperatura, si surriscaldano. Vengono raffreddate facendo passare il combustibile (o comburente) criogeni in un'intercapedine fra camera di combustione e camicia esterna.



- la temperatura delle pareti viene mantenuta bassa ($\simeq 500^{\circ}C$)
- il propellente viene preriscaldato recuperando parte del calore
- La lunghezza della camera di combustione deve essere sufficiente a garantire vaporizzazione, mescolamento e completo sviluppo della reazione chimica

MOTORI A PROPELLENTE SOLIDO

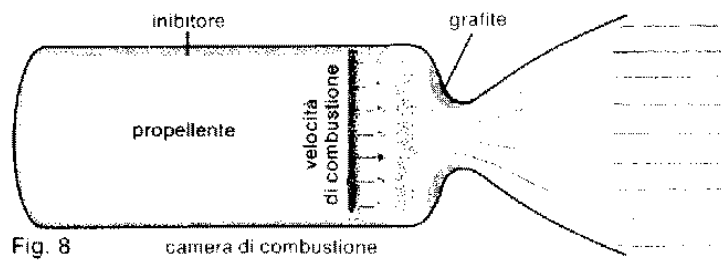
- Propellenti solidi \Rightarrow contengono sia combustibile che ossidante

$$I_{max} \simeq 250 \text{ sec}$$

- La camera di combustione funge anche da serbatoio \Rightarrow molto più grande di quella a propellente liquido
- Necessitano di accensione innescata elettricamente

Modalità di combustione

A) Combustione assiale



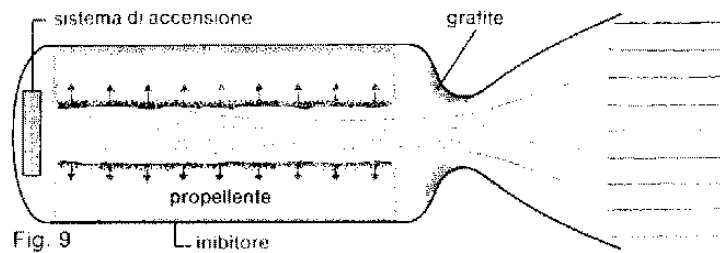
- l'accensione avviene dalla parte dell'ugello
- la combustione procede verso sinistra, consumando il propellente
- la superficie di combustione è costante



spinta costante

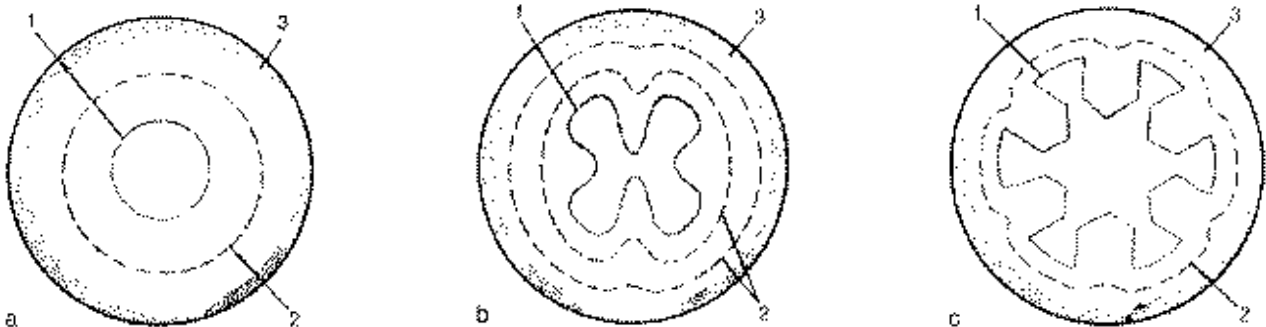
- le pareti sono a diretto contatto con la fiamma e non possono essere raffreddate come nel caso dei propellenti liquidi.
Vengono schermate con uno strato inibitore (acetato) e le pareti dell'ugello con strati di grafite

B) Combustione radiale

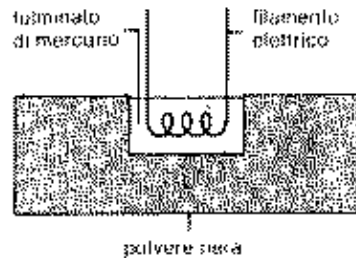


- il grano è cavo
 - l'accensione avviene dalla parte opposta all'ugello → la fiamma propagando verso destra innesca la combustione su tutta la superficie
 - se la cavità è cilindrica, la combustione avviene radialmente e la superficie di combustione aumenta nel tempo → aumento della spinta.
- Conferendo al volume cavo interno una sagomatura a stella, le punte bruciano più rapidamente e la superficie esposta evolve come indicato in figura, mantenendosi costante o anche diminuendo

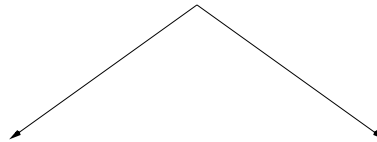
Sotto, fig. 10. Forme che può assumere la cavità in un blocco cilindrico cavo di propellente solido. a, perfettamente cilindrica (per cui la combustione porta a una spinta crescente); b, a stella con una spinta risultante costante; c, a stella con una spinta risultante decrescente (1, sagoma iniziale del propellente; 2, forma assunta dal propellente durante la combustione; 3, inibitore).



Sotto. fig. 11. Sistema di accensione a polvere nera, fulminato di mercurio e filamento elettrico portato a incandescenza.



Motori a propellente solido



vantaggio

svantaggi

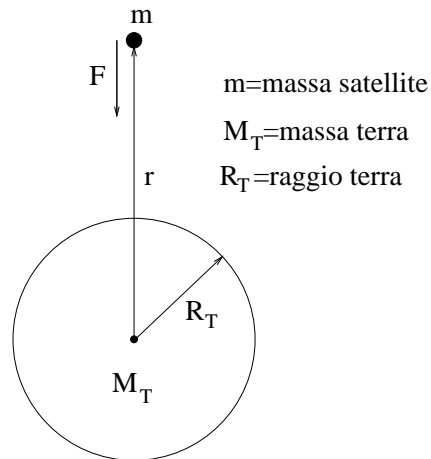
- grande semplicità

- minore impulso specifico
- la combustione, una volta avviata, prosegue fino all'esaurimento del propellente. Non possono essere effettuate accensioni multiple

I motori a propellente solido vengono utilizzati come stadio iniziale e prendono il nome di **booster**

FASE ORBITALE

$$F = -k \frac{M_T m}{r^2}$$



$$\frac{F}{m} = -\frac{k M_T R_T^2}{R_T^2 r^2} = -g_0 \frac{R_T^2}{r^2} = -\frac{\mu}{r^2}$$

$$\mu = k M_T = g_0 R_T^2 = 3.98 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{sec}^2$$

Energia potenziale
$$U = F r = -\frac{\mu}{r} m$$

$$U = 0 \text{ per } r \rightarrow \infty$$

Per un corpo dotato di velocità V in vicinanza della terra (in assenza di forze dissipative)

↓

energia cinetica + energia potenziale = costante

$$\frac{1}{2} m V^2 - \frac{\mu}{r} m = \text{cost.}$$

per unità di massa

$$\boxed{\frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{r} = E} \quad (1)$$

velocità di fuga

- Per sfuggire al campo gravitazionale si deve raggiungere $r_\infty = \infty$ con (al minimo) $V_\infty = 0$
- Applicando la (1) per $r = R_T$ ed $r = r_\infty$

$$\frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{R_T} = \frac{1}{2} V_\infty^2 - \frac{\mu}{r_\infty} = 0$$

- Si determina la velocità che deve essere impressa al corpo per sfuggire al campo gravitazionale

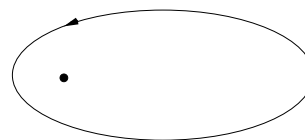
$$V_f = \sqrt{\frac{2\mu}{R_T}} = 11.5 \text{ km/sec}$$

- V_f non dipende dalla massa del corpo né dalla direzione della velocità

orbita ellittica:

il campo gravitazionale prevale
sulla forza centrifuga
il corpo non sfugge all'attrazione
terrestre

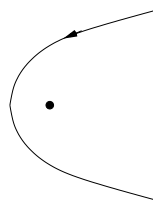
$$E < 0$$



orbita parabolica:

$r \rightarrow \infty \implies U \rightarrow 0, V \rightarrow 0$
si raggiunge una distanza infinita
in un tempo infinito

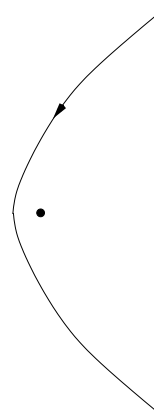
$$E = 0$$



orbita iperbolica:

$r \rightarrow \infty \implies U \rightarrow 0, V \neq 0$

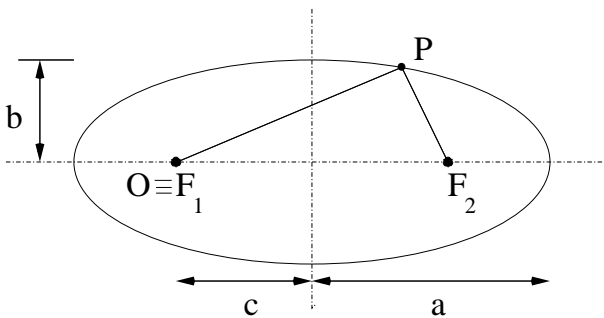
$$E > 0$$



ORBITE ELLITTICHE

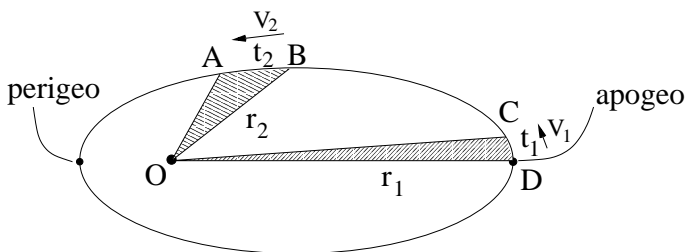
Leggi di Keplero

- 1 Un corpo con $E < 0$ descrive un'orbita ellittica avente la terra in uno dei due fuochi ($O \equiv F_1$)
- 2 Il raggio vettore \underline{r} che congiunge il centro della terra al corpo descrive aree uguali in tempi uguali
- 3 Il quadrato del periodo di rivoluzione T è proporzionale al cubo del semiasse maggiore dell'ellisse $a \rightarrow T^2 = ka^3$



$$c = \sqrt{a^2 - b^2}$$

F_1, F_2 fuochi dell'ellisse
 r =distanza dalla terra



$$\text{Area}(OAB) = \text{Area}(OCD)$$

$$r_1 > r_2 \quad \text{poichè } S_1 = S_2 \rightarrow \quad AB > CD$$

$$\text{poichè } t_1 = t_2 \Rightarrow \quad V_2 > V_1$$

La velocità varia lungo l'ellisse
 è massima al **perigeo**
 è minima all'**apogeo**

Orbite circolari ($r = R$)

Forza centrifuga = Forza gravitazionale $\frac{V^2}{R} = \frac{\mu}{R^2} \rightarrow V = \sqrt{\frac{\mu}{R}}$

Energia

$$\frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{R} = \frac{1}{2} \frac{\mu}{R} - \frac{\mu}{R} = -\frac{1}{2} \frac{\mu}{R} = E$$

Energia cinetica ed energia potenziale sono singolarmente costanti

Velocità angolare $\omega = \frac{V}{R}$

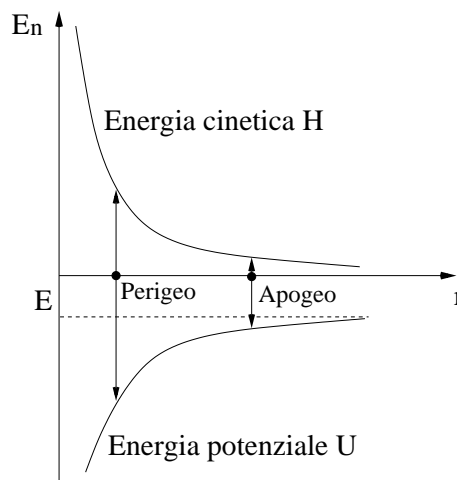
Periodo $T = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi R}{V}$

Orbite ellittiche (r variabile)

$$E = -\frac{1}{2} \frac{\mu}{a}$$

$$\frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{1}{2} \frac{\mu}{a}$$

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$



al perigeo $\rightarrow r = a - c,$	$H_{max},$	$U_{min},$	V_{max}
all'apogeo $\rightarrow r = a + c,$	$H_{min},$	$U_{max},$	V_{min}

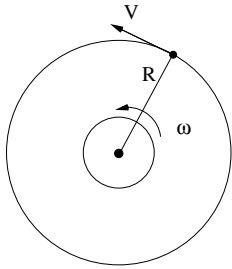
Per immettere su orbita ellittica al perigeo $\rightarrow V$ maggiore della velocità necessaria ad immettere su orbita circolare alla stessa quota

Orbita geosincrona

Orbita con lo stesso periodo della rotazione terrestre

Orbita geostazionaria

Orbita circolare geosincrona equatoriale \Rightarrow Il corpo in orbita vede sempre gli stessi punti sulla terra



$$\omega_T = \frac{2\pi}{24 \cdot 3600} = 7.27 \cdot 10^{-5} \text{ rad/sec}$$

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = 24 \text{ ore}$$

$$V = \omega_T R \quad V^2 = \frac{\mu}{R}$$

\Downarrow

$$R^3 = \frac{\mu}{\omega_T^2} \quad \Rightarrow$$

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{\mu} R^3$$

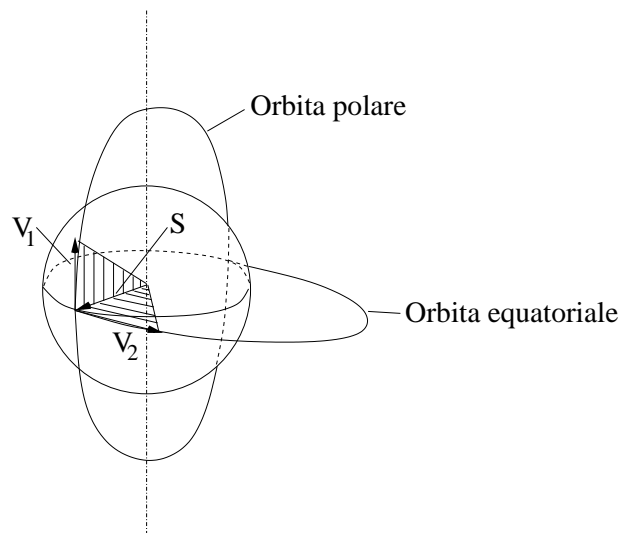
$$R = 42200 \text{ km}$$

$$h = R - R_T \simeq 36000 \text{ km}$$

$$V = 3.07 \text{ km/sec}$$

Inclinazione del piano orbitale

- È determinata dalla direzione di lancio

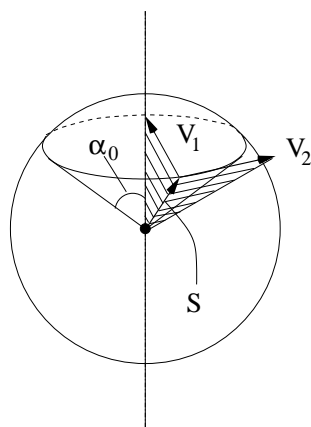


S: vettore congiungente centro della terra con il punto di lancio

- Lanciando da un punto sull'equatore
 - in direzione est (V_2) \rightarrow orbita equatoriale
 - in direzione nord (V_1) \rightarrow orbita polare

– in direzione intermedia \rightarrow tutte le possibili inclinazioni

- Lanciando da altre latitudini



I piani orbitali appartengono al fascio di piani per S

- in direzione nord (V_1) orbita polare
- in direzione est (V_2) orbita inclinata di $\alpha_0 = 90^\circ - \text{Latitudine}$
- non si possono ottenere orbite con $\alpha > \alpha_0$

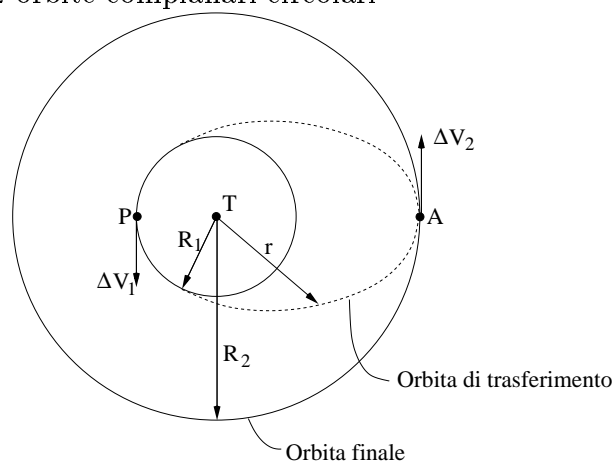
\Downarrow

vantaggio delle stazioni di lancio equatoriali

Trasferimenti orbitali

Trasferimenti complanari e non-complanari

- Trasferimento fra 2 orbite complanari circolari



ellisse di Hohmann

- Passaggio da R_1 a $R_2 > R_1$

orbita ellittica bitangente con

$$\begin{aligned} \nearrow a &= \frac{R_1 + R_2}{2} & \searrow R_2 &= a + c \\ \searrow c &= \frac{R_2 - R_1}{2} & \nearrow R_1 &= a - c \end{aligned}$$

l'ellisse è esterna alla circonferenza R_1

l'ellisse è interna alla circonferenza R_2

$$V_{circ} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R} - \frac{1}{R} \right)} \leftarrow \text{orbita circolare}$$
$$V_{ell} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \leftarrow \text{orbita ellittica}$$

Nel punto P (perigeo) $R = r = R_1 \longrightarrow a > R_1 \longrightarrow V_{ell} > V_{circ}$

Per passare dall'orbita R_1 all'ellittica bisogna dare

$$\Delta V_1 = V_{ell} - V_{circ} = \frac{\mu \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{a} \right)}{V_{ell} + V_{circ}} > 0$$

Nel punto A (apogeo) $R = d = R_2, R_2 > a \longrightarrow V_{ell} < V_{circ}$

bisogna dare

$$\Delta V_2 = V_{circ} - V_{ell} = \frac{\mu \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{R_2} \right)}{V_{circ} + V_{ell}} > 0$$

Appuntamento in orbita (rendez-vous)

Quando 2 corpi devono incontrarsi, per esempio per agganciarsi uno all'altro (manovra di **docking**), devono trovarsi allo stesso posto, nello stesso istante e con la stessa velocità.

Problema

↓

- Determinare dove, quando (t_0) e con quale ΔV iniziare la manovra
- minimi errori su t_0 e ΔV fanno fallire la manovra
- 2 corpi sulla stessa orbita non possono raggiungersi (se uno dei corpi accelera cambia orbita). Mediante i propulsori possono essere effettuati solo piccoli aggiustamenti per il docking, operazione di aggancio fra due corpi in orbita

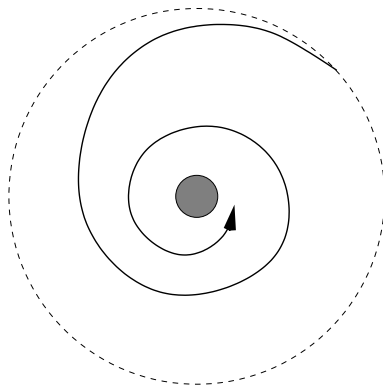
Vita di un satellite

A 200 km di altezza la densità atmosferica $\rho \simeq 10^{-9} \text{ kg/m}^3$. L'atmosfera esercita una resistenza (anche se piccola), che gradualmente riduce la velocità. Il satellite non ha più energia sufficiente a restare sulla sua orbita e scende di quota, senza più trovare una condizione di equilibrio (diminuendo R , $V_{orbitale}$ aumenta) \Rightarrow **Decadimento orbitale**

z diminuisce $\Rightarrow \rho$ aumenta $\Rightarrow D$ aumenta $\Rightarrow V$ diminuisce



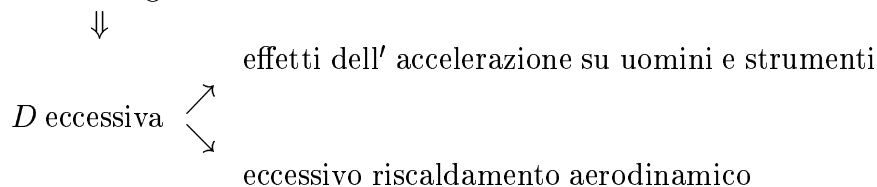
- Il decadimento orbitale diviene sempre più rapido
- Il satellite descrive una spirale che lo porta ad alta velocità negli strati più densi dell'atmosfera, dove la resistenza dissipa in calore l'energia cinetica. Per effetto delle elevatissime temperature il satellite brucia, disintegrandosi.



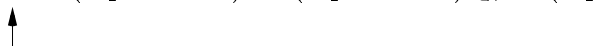
- La vita di un satellite è tanto più lunga quanto più alta è la sua orbita
geostazionari 36000 km \rightarrow centinaia di anni
orbite basse 200 km \rightarrow pochi giorni
- Per prolungare la vita di un satellite \rightarrow presenza di un piccolo motore che viene acceso periodicamente per compensare la diminuzione di V

FASE DI RIENTRO

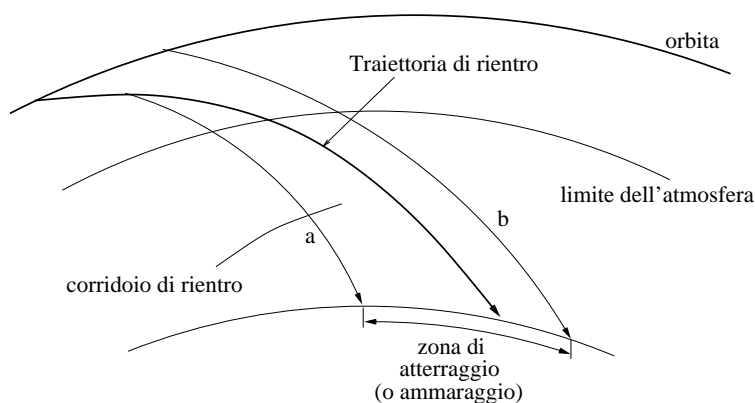
- Per atterrare V deve essere ridotta a 0
- Si sfrutta la resistenza aerodinamica
- Rientro verticale \implies decelerazione negli strati densi



- Traiettoria di rientro in modo da avere decelerazione graduale
 traiettoria (dipende da) D (dipende da) ρ , V (dipende da)



- Poiché la traiettoria di rientro dipende da velocità e angolo di ingresso nell'atmosfera si definisce un **corridoio di rientro**



al di sotto di a decelerazioni e riscaldamento eccessivi
 al di sopra di b tempi di rientro troppo lunghi

- Per proteggere la capsula da eccessivo surriscaldamento

\Downarrow
Scudi termici

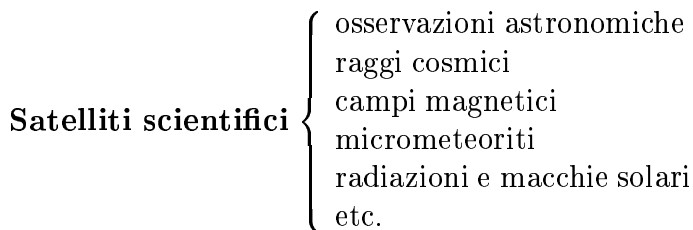
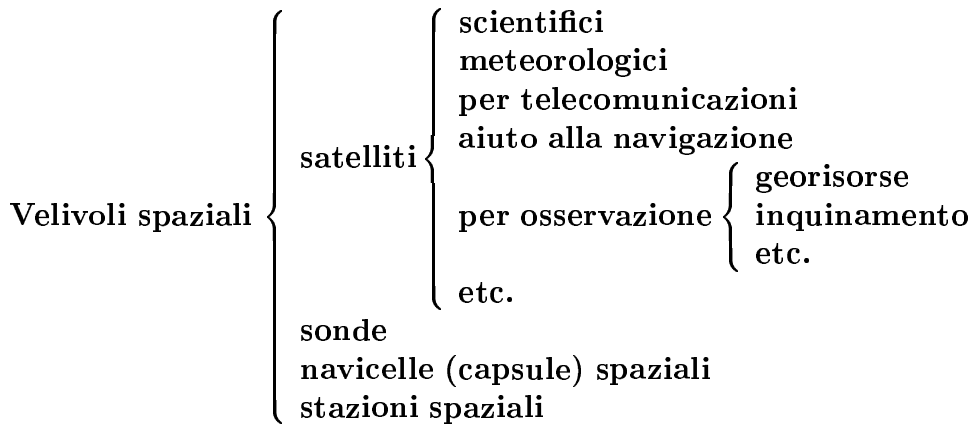
costituiti da piastrelle di materiale ablante (l'ablazione avviene con assorbimento di calore)

Fase terminale del rientro

- per capsule rallentamento finale con paracadute

$$V_{\text{impatto}} \begin{cases} \text{su terra } 15 \text{ km/h} \\ \text{in mare } 35 \text{ km/h} \end{cases}$$

- per shuttle come un normale aereo



Satelliti meteorologici

- determinazione temperatura, umidità, formazioni nuvolose, scioglimento nevi
- trasmettono moltissimi dati, ne ricevono pochi
- orbite polari (600-1500 km)
orbite geostazionarie (5 satelliti permettono una buona copertura di tutto il globo)

Satelliti per aiuto alla navigazione (GPS)

- Determinazione della distanza fra un punto della terra ed il satellite la cui posizione è nota
- Il satellite riflette il segnale inviato da terra.
Dal tempo impiegato dal segnale per andare e tornare si determina la distanza fra il punto e il satellite.
Utilizzando 3 satelliti si può determinare la posizione del punto.

Satelliti per telecomunicazioni

- ricevono il segnale da una stazione terrestre o da un altro satellite, lo amplificano e lo ritrasmettono ad un'altra stazione terrestre o ad un altro satellite
- comunicazioni telefoniche, televisive, trasmissione dati
- trasmissione a microonde

- orbite a media altezza 10-20000 km.
Visibilità del satellite 2-4 ore → più satelliti sulla stessa orbita
- orbite geostazionarie (sono sufficienti 3 satelliti a 120°)

Sottosistemi comuni a satelliti, navicelle, stazioni

- alimentazione energetica
- controllo ambientale
- sistema di guida
- controllo di assetto
- comunicazioni
- calcolatori di bordo

Sono tutti interconnessi e controllati dai calcolatori di bordo

Alimentazione energetica

- Tutti i velivoli spaziali necessitano di energia elettrica per strumenti scientifici, telecomunicazioni, calcolatori
- L'energia elettrica può essere ottenuta dalla radiazione solare mediante **celle solari**
- Per captare grandi quantità di radiazioni solare la superficie dei pannelli solari deve essere grande
- I pannelli non sono sottoposti a resistenza aerodinamica, nè alla forza peso ("assenza di gravità" → fattore di carico $n = 0$)
 ↓
 le strutture possono essere molto sottili e leggere

Controllo ambientale

- Controllo termico
 - Nello spazio lo scambio di calore avviene solo per irraggiamento
 - Un veicolo spaziale è sottoposto da un lato al surriscaldamento dovuto alla radiazione solare e dall'altro alle bassissime temperature dell'ambiente esterno (il veicolo irradia verso l'ambiente esterno)
 - Per mantenere una temperatura uniforme:
 - * rotazione del veicolo attorno ad un asse \perp al sole

* circolazione interna di fluidi che assorbono calore dal lato esposto alla radiazione solare e lo cedono dal lato opposto

- Pressurizzazione

È necessaria non solo per la vita umana, ma anche per il funzionamento degli strumenti (ad esempio nel vuoto i lubrificanti evaporerebbero)

- Controllo atmosferico

Per veicoli abitati

- controllo O_2 e CO_2
- controllo umidità
- trattamento acqua
- trattamento rifiuti

Sistema di guida

- rilevazione posizione, direzione e velocità
- confronto con i dati di missione
- correzioni effettuate mediante piccoli propulsori ausiliari, orientabili a propellente liquido

Controllo assetto

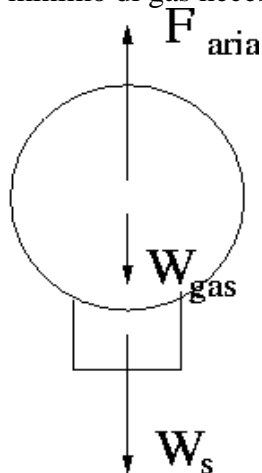
L'assetto è fondamentale ad esempio per mantenere le antenne nella direzione voluta. Viene anch'esso effettuato con razzi ausiliari.

Comunicazioni

Il velivolo spaziale deve poter comunicare con la terra per:

- trasmettere o ricevere dati riguardanti la sua missione specifica
 - satelliti di telecomunicazioni → riceve e ritrasmette segnali
 - satellite meteorologico → trasmette dati ed immagini acquisite
 - etc.
- trasmettere e ricevere dati relativi al suo funzionamento
 - diagnostica
 - comandi per manovre
 - etc.

7. Un pallone con il suo carico pagante, ma ancora non riempito di gas, pesa 850N e il gas utilizzato è il metano, il cui peso specifico è $\gamma_G=7.06 \text{ N/m}^3$. Si calcoli il volume minimo di gas necessario affinché il pallone si stacchi da terra. ($\rho_A=1.22 \text{ Kg/m}^3$)



$$W_s = 850 \text{ N}$$

$$\gamma_{\text{gas}} = 7.06 \text{ N/m}^3$$

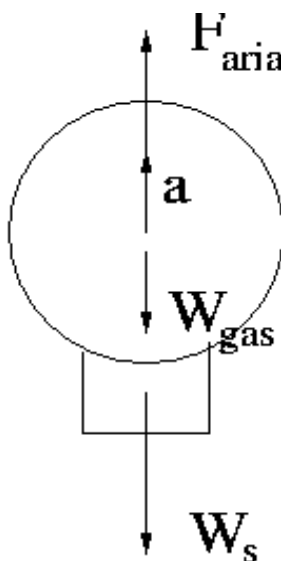
$$\gamma_{\text{aria}} = 11.97 \text{ N/m}^3$$

$$W_s + \gamma_{\text{gas}} V = \gamma_{\text{aria}} V ; V = W_s / (\gamma_{\text{aria}} - \gamma_{\text{gas}}) = 173.12 \text{ m}^3$$

8. Si abbia un pallone aerostatico di volume $V=2*10^6$ litri ed avente peso $W_s=5000$ N. Il pallone è riempito con elio avente densità $\rho_{\text{gas}}=0.18 \text{ Kg/m}^3$. Assumendo una legge di variazione della densità dell'atmosfera pari a $\rho/\rho_0 = \exp(-.1252*z)$, con z espressa in Km, e che il volume V del pallone rimanga costante, si determini:

1) A che quota il pallone aerostatico è in equilibrio sotto l'azione delle forze su di esso agenti.

2) A che quota deve invece trovarsi il pallone, affinché sotto l'azione delle suddette forze, ed escludendo l'attrito, esso sia sottoposto ad una accelerazione ascensionale $a=1\text{m/ sec}^2$.



$$1) V=2*10^6 \text{ litri} = 2*10^3 \text{ m}^3 ; \rho_{\text{gas}} = 0.18 \text{ Kg/m}^3$$

$$W_{\text{tot}} = W_s + \rho_{\text{gas}} V g = 8535 \text{ N}$$

$$W_{\text{tot}} = \rho_{\text{aria}} V g$$

$$\rho_{\text{aria}} = W_{\text{tot}} / g V = 0.435 \text{ Kg/m}^3$$

$$z = -8 \ln (\rho_{\text{aria}}/\rho_{0_{\text{aria}}}) = 8.25 \text{ Km}$$

2)

$$\rho_{\text{aria}} V g - W_{\text{tot}} = W_{\text{tot}} a/g$$

$$\rho_{\text{aria}} = (W_{\text{tot}} / Vg) (1+a/g) = 0.48 \text{ Kg/m}^3$$

$$z = -8 \ln (\rho_{\text{aria}}/\rho_{0_{\text{aria}}}) = 7.47 \text{ Km}$$

ESERCITAZIONE 2

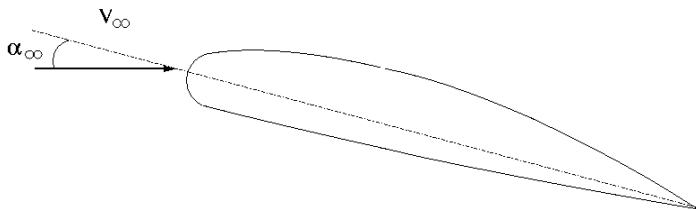
1. Quanto vale la temperatura a 10 km di altezza ?

In prima approssimazione si può assumere che la temperatura diminuisca di circa $6,5^\circ$ ogni Km di quota. Ad esempio partendo da una temperatura ambiente di 297°K si ottiene che la temperatura a 10 Km è pari a 232°K (-40°C)

2. Qual è il massimo valore di C_p per un flusso incompressibile ?

Dalla definizione di $C_p = (p - p_\infty) / (1/2 \rho_\infty V_\infty^2)$ e dalla legge di Bernoulli calcolata nel punto di ristagno $p_0 = p_\infty + 1/2 \rho_\infty V_\infty^2 \Rightarrow C_p = 1$

3. Come è definito l'angolo di incidenza per un profilo alare ?



α è l'angolo compreso fra la corda del profilo alare e la direzione della velocità all'infinito.

4. A quale fenomeno è dovuta la resistenza di forma ?

La resistenza di forma è dovuta al fenomeno del distacco dello strato limite.

Le particelle di fluido a causa della viscosità trasformano parte della loro energia meccanica in energia termica per cui non raggiungono il punto di ristagno posteriore fermandosi prima e staccandosi dalla superficie del corpo: ha origine quindi una scia a valle del corpo in cui $P \cong P_\infty$ e $V \cong 0$.

Per tale motivo nella parte posteriore del corpo non si ha un recupero di pressione e si genera una forza di resistenza.

5. Per un aereo in fase di atterraggio è meglio:

avere il vento contrario avere il vento favorevole

6. Per un aereo in fase di decollo è meglio:

avere il vento contrario avere il vento favorevole

7. Dato il profilo alare avente la forma rappresentata in figura, ed assegnati i valori di pressione nelle 3 zone: $(p/p_\infty)_1 = 0.91$ $(p/p_\infty)_2 = 0.865$ $(p/p_\infty)_3 = 1$, si calcolino i valori della resistenza D e della portanza L , sapendo che $p_\infty = 10^5$ Pa; $\delta = 10^\circ$; $l = 1$ m

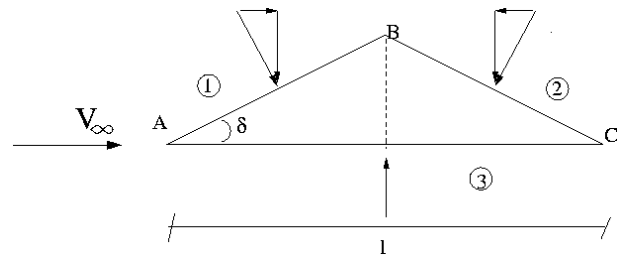
$$F_1 = p_1 l / (2 \cos \delta) = .462 \cdot 10^5 \text{ N}$$

$$F_2 = p_2 l / (2 \cos \delta) = .439 \cdot 10^5 \text{ N}$$

$$F_3 = p_\infty l = 10^5 \text{ N}$$

$$L = F_3 - F_1 \cos \delta - F_2 \cos \delta = 11250 \text{ N}$$

$$D = F_1 \sin \delta - F_2 \sin \delta = 400 \text{ N}$$



8. Un fluido ideale

a) è incompressibile

b) ha viscosità nulla

c) ha densità nulla

9. In un flusso stazionario la velocità di una particella lungo la sua traiettoria

a) può variare da punto a punto

b) è la stessa in ogni punto

c) non varia nel tempo

10. In un flusso uniforme la velocità in un punto è

a) costante nel tempo

b) nulla

c) uguale a quella degli altri punti

ESERCITAZIONE 3

1. Un profilo alare ha angolo di portanza nulla $\alpha_0 = -5^\circ$ e $C_{L\max} = 1.5$. Assumendo $C_{D0} = .005$ e $k = .01$, si disegni per punti la polare del profilo. Si determini l'angolo di stallo, l'efficienza massima e l'angolo di incidenza per cui questa si verifica.

$$\alpha_{\max} = C_{L\max} / 2\pi + \alpha_0 = .152 = 8.71^\circ$$

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

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2$$

α	$\alpha - \alpha_0$	$\alpha - \alpha_0$ rad.	C_L	$k C_L^2$	C_D	E
-5	0	0	0	0	.005	0
-2.5	2.5	.043	.273	.0007	.0057	47.9
0	5	.087	.546	.0030	.0080	68.2
2	7	.122	.765	.0058	.0108	70.8
2.5	7.5	.130	.816	.0066	.0116	70.3
5	10	.174	1.09	.0119	.0169	64.5
8.71	13.71	.238	1.50	.0225	.0275	54.5

Per avere una valutazione più approssimata dell'angolo di efficienza massima

$$dE / dC_L = 0 ; \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_L}{C_{D0} + k C_L^2} \right) = 0 \quad C_L = -\sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = 0.7071$$

$$E_{\max} = \sqrt{\frac{1}{4k C_{D0}}} = 70.71$$

2. Un velivolo avente carico alare $W/S = 5 \text{ kN/m}^2$ vola alla quota di crociera di 10 Km a $V_{\infty} = 250 \text{ m/sec}$. Sapendo che $C_{L\max} = 3C_{Lc}$, si determini la velocità di stallo alla quota 0. ($\rho_{\infty} = 0.3 \text{ kg/m}^3$)

In condizioni di volo orizzontale uniforme il peso del velivolo è pari alla portanza $W=L$

$$W/S = 1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_L \Rightarrow 1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_{Lc} = 1/2 \rho_0 V_s^2 C_{L\max}$$

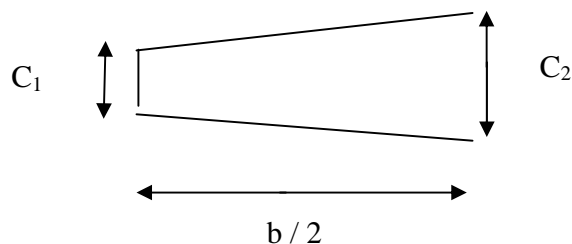
$$\text{considerando che } \rho_0 = 4 \rho_{\infty} \Rightarrow 1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_{Lc} = 1/2 (4 \rho_{\infty}) V_s^2 (3 C_{Lc})$$

$$V_s = V_{\infty} / \sqrt{12} = 72 \text{ m/sec}$$

3. Un'ala a pianta trapezia ed avente profilo simmetrico ha rapporto di rastremazione $R=0.4$, apertura alare 20m e corda alla radice 2m. Si determini la portanza dell'ala in corrispondenza ad un angolo di incidenza di 5° , ad una quota di 5000m e ad una velocità di 600 Km/h.

$$L = 1/2 \rho V^2 S C_{L\lambda}$$

$$C_2 = 2 \text{ m.} \quad C_1 = R C_2 = .8 \text{ m.}$$



$$S = b (C_1 + C_2) / 2 = 28 \text{ m}^2$$

$$\rho \approx .5 \rho_{z=0} = .61 \text{ Kg/m}^3$$

$$V = 600 \text{ Km/h} = 166.6 \text{ m/sec}$$

$$C_{L\infty} = 2 \pi \alpha = .548$$

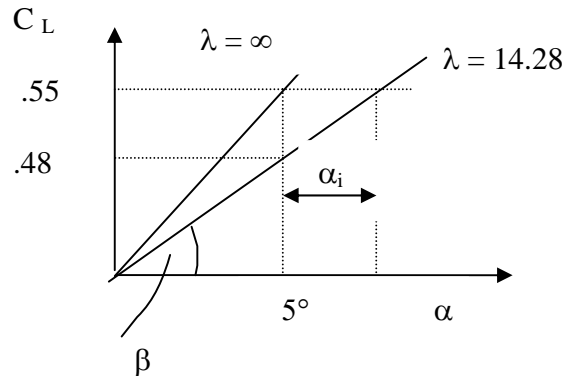
$$\lambda = b^2 / S = 14.28$$

$$\alpha_i = C_L / \pi \lambda = .0122 = .7^\circ$$

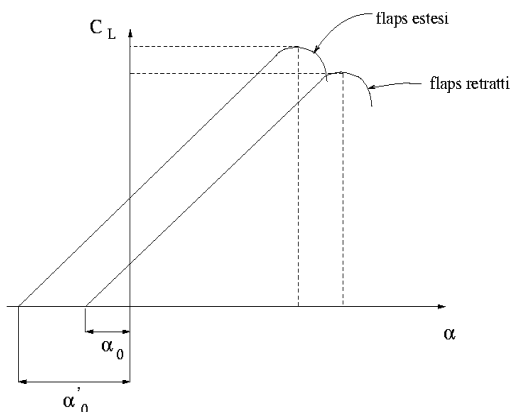
$$\text{tg } \beta = C_L / (\alpha + \alpha_i) = 5.52$$

$$C_{L\lambda} = \alpha \text{ tg } \beta = .48$$

$$L = 113857 \text{ Kg m/sec}^2 \approx 114 \text{ kN}$$



4. Qual'è l'effetto di un flap sul diagramma C_L - α .



Poiché l'estensione del flap aumenta la curvatura del profilo, abbiamo un aumento del C_L a parità di α , un aumento di $|\alpha_0|$, ed una riduzione di α_{st} e quindi una traslazione della retta di portanza.

5. Quanto vale la velocità del suono in un fluido incompressibile?

Se le molecole sono a contatto tra di loro, il fluido non può essere compresso ed il disturbo propaga istantaneamente in tutto lo spazio ($a = \infty$)

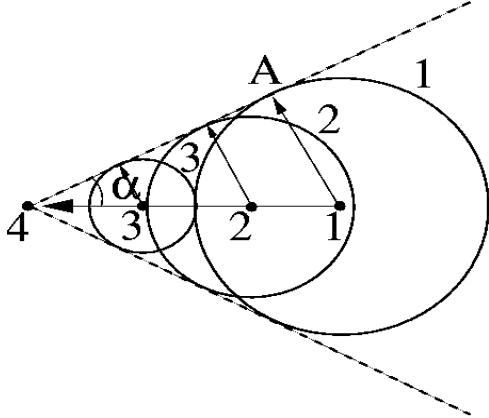
6. Attraverso un'onda d'urto si verifica:

a) un aumento di pressione b) un aumento di velocità c) una diminuzione di pressione

7. L'ala dei moderni velivoli commerciali è dotata di angolo di freccia per

a) aumentare la portanza b) diminuire la resistenza c) evitare i fenomeni transonici

8. Si descriva la modalità di propagazione delle onde emesse da una sorgente in moto supersonico.



All'inizio del moto la sorgente si troverà nella posizione 1 di figura. Dopo un certo intervallo Δt , la sorgente si sarà spostata nella posizione 2 che dista $\Delta x = v \Delta t$ dal punto 1 (v velocità della sorgente), e dopo un intervallo $3 \Delta t$, la sorgente si troverà nel punto 4. Durante questo intervallo di tempo ($3 \Delta t$), la perturbazione avrà percorso una distanza pari a $3a \Delta t < 3 \Delta x$, e sarà quindi rappresentata da una circonferenza con centro in 1 e raggio $3a \Delta t$. Analogamente la perturbazione generata nell'istante 2 avrà centro in 2 e raggio $2a \Delta t$. Avremo quindi che la sorgente si troverà sempre davanti ai disturbi emessi. Le

onde emesse risulteranno tutte tangenti a due semipiani (*onde di mach*), all'interno dei quali sono confinati i disturbi.

9. Il fenomeno del bang sonico è dovuto :

- a) alla rottura del muro del suono
- b) all'onda d'urto che si forma davanti al velivolo
- c) al superamento della velocità del suono

ESERCITAZIONE 4

1. A cosa servono gli alettoni e come vengono manovrati?

Gli alettoni controllano il moto di rollio e vengono manovrati in modo asimmetrico.

2. Con quale mezzo viene effettuato il controllo al moto di imbardata?

La superficie di controllo al moto di imbardata è il timone.

3. Quali sono le superfici stabilizzanti il moto di rollio?

L'ala del velivolo.

4. Qual è la funzione degli stabilizzatori?

Sono superfici stabilizzanti al moto di beccheggio del velivolo.

5. Per quali tipi di velivoli è opportuno dotare l'ala di un angolo di freccia e perché?

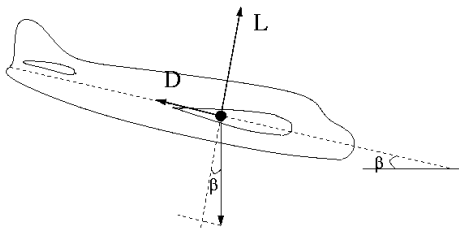
In velivoli nell'alto subsonico ($M_\infty \approx 0.8$) ritarda i fenomeni transonici.

In velivoli supersonici :

riduce la resistenza

a parità di S riduce il braccio e quindi il momento flettente sull'ala

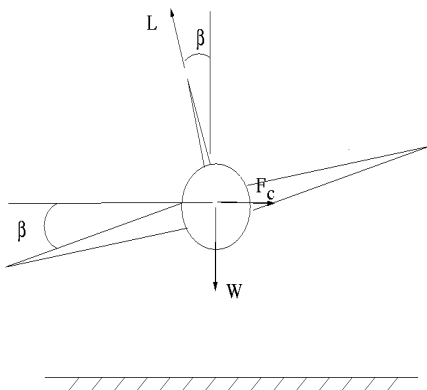
6. Un velivolo a motore spento vola in discesa con moto uniforme e angolo di rampa $\beta = -10^\circ$. Si determini l'efficienza del velivolo.



$$L = W \cos \beta ; D = W \sin \beta$$

$$E = L/D = 1 / \tan \beta = 5.67$$

7. Per un velivolo avente fattore di contingenza $n=3$, si determini il raggio di virata corretta alla velocità di 500 Km/h ed il corrispondente angolo di sbandamento.



$$V = 500 \text{ Km/h} = 138.8 \text{ m/sec}$$

equilibrio delle forze: $L \cos \beta = W$

$$L \sin \beta = F_c = W V^2 / (gR)$$

$$n = L/W = 1 / \cos \beta \Rightarrow \beta = 70.5^\circ \Rightarrow \tan \beta = 2.82$$

dividendo membro a membro le due eq. di equilibrio

$$\tan \beta = V^2 / (gR) \Rightarrow R = V^2 / (g \tan \beta) = 696 \text{ m}$$

8. Si determini quanto deve essere la potenza disponibile per mantenere in volo di salita uniforme alla velocità $V=300 \text{ Km/h}$ e con velocità ascensionale $V_a=28.5 \text{ m/sec}$. un velivolo avente $W=150 \text{ kN}$ ed efficienza $E=10$.

$$V = 83.3 \text{ m/sec}$$

$$\sin \beta = V_a / V = .342$$

$$\beta = 20^\circ$$

$$L = W \cos \beta = 141 \text{ kN}$$

$$D = L/E = 14.1 \text{ kN}$$

$$T = W \sin \beta + D = 65.4 \text{ kN}$$

$$N_d = T V = 5450 \text{ kW}$$

ESERCITAZIONE 5

1. Dal punto di vista strutturale qual è l'utilità di alloggiare il combustibile nelle ali?

A pieno carico, si riduce il momento flettente sulle ali. La struttura alare può essere più leggera.

2. Qual è la funzione delle centine?

Le centine formano l'armatura trasversale dell'ala ed hanno il compito di mantenere la forma del profilo e trasmettere i carichi ai longheroni.

3. Quali sono le funzioni del rivestimento alare?

Il rivestimento alare ha un compito di forma, di trasmettere i carichi aerodinamici alla struttura e di resistenza al momento torcente.

4. Quali sono i materiali utilizzati per le strutture aeronautiche?

*Materiali con elevati valori di σ_R e con bassi valori di densità:
acciaio, alluminio, magnesio, titanio.*

5. Si indichi un valore attendibile del rapporto tra peso massimo all'atterraggio e al decollo di un velivolo civile.

$MLW/MTOW = .9 \sim .95$ se non è dotato di sistema di scarico rapido del carburante

$MLW/MTOW = .7 \sim .8$ se è dotato di sistema di scarico rapido del carburante

6. Si indichi la percentuale media del carico pagante rispetto al peso massimo al decollo di un moderno velivolo

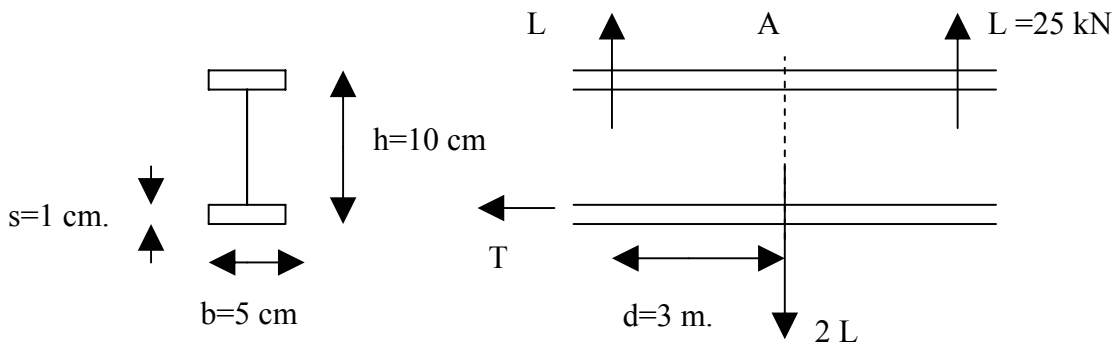
(carico pagante)/ MTOW = 0.25

7. Un cavo in lega di alluminio a sezione quadrata è utilizzato come tirante per collegare due elementi strutturali di un'ala biplano. Sapendo che ai suoi estremi è applicata una forza di trazione $F=25$ kN, quale deve essere il lato minimo della sezione quadrata per garantire che non si rompa? (si assumano valori ragionevoli per le caratteristiche di resistenza del materiale indicato.)

$$\sigma_R = 50 \text{ Kgf} / \text{mm}^2 = 500 \text{ N} / \text{mm}^2$$

$$F/A = \sigma \quad \Rightarrow \quad A_{\min} = F / \sigma_R = 50 \text{ mm}^2 \quad l_{\min} \approx 7 \text{ mm};$$

8. Per il longherone in figura si determini il valore dello sforzo normale nella soletta in corrispondenza alla sezione A.



$$M_f = L d = 75 \text{ kN m}$$

$$S = b s = 500 \text{ mm}^2$$

$$T = M_f / h = 750 \text{ kN}$$

$$\sigma = T / S = 1.5 \text{ kN / mm}^2 = 153 \text{ Kg}_f / \text{mm}^2$$

9. Data una sbarra di acciaio ($E = 200 \text{ GPascal}$) con sezione circolare di raggio $r = 2 \text{ mm}$ e di lunghezza $l = 1 \text{ m}$, applicando su di essa una forza $F = 12.6 \text{ kN}$ di trazione, si determini la lunghezza finale della sbarra. Determinare poi la lunghezza finale nel caso in cui alla sbarra venga applicata una forza di compressione $F = 5.04 \text{ kN}$

$$E = 2 \times 10^5 \text{ N / mm}^2; \quad S = \pi r^2 = 12.56 \text{ mm}^2; \quad \sigma = F/S \approx 1000 \text{ N / mm}^2;$$

$$\varepsilon = \sigma / E = .005 \quad l_f = l_i (1 + \varepsilon) = 1.005 \text{ m}$$

Poiché nel secondo caso la forza è diretta in senso opposto al precedente, la assumiamo con segno negativo:

$$\sigma = F/S \approx -401 \text{ N / mm}^2$$

$$\varepsilon = \sigma / E = -.002 \quad l_f = l_i (1 + \varepsilon) = .998 \text{ m}$$

ESERCITAZIONE 6

1. Durante la fase di compressione di un motore alternativo le valvole sono:

- a) una aperta e una chiusa b) tutte e due aperte c) tutte e due chiuse

2. Una presa d'aria supersonica è:

- a) divergente b) convergente-divergente c) divergente- convergente

3. Qual è la funzione di un ugello?

Di trasformare l'energia di pressione della miscela in energia cinetica. La pressione diminuisce e la velocità aumenta.

4. In cosa differiscono turbofan e turbogetto?

Nel turbofan una parte della portata non partecipa al ciclo di combustione, ma viene accelerata con una velocità U poco maggiore di V (velocità di avanzamento). Questo ha il duplice effetto di dare un contributo alla spinta poichè si hanno grandi portate con un buon rendimento propulsivo, e la possibilità di utilizzare tale portata fredda per raffreddare il turbogetto.

5. Descrivere il funzionamento di un ramjet ed il suo campo di utilizzazione.

Il ramjet è un motore costituito solamente da una presa dinamica, una camera di combustione ed un ugello. Tale motore sfrutta il fatto che a $M_\infty > 1$ la compressione nella presa d'aria è sufficiente ad avere un buon ciclo termodinamico, quindi compressore e turbina non sono necessari. Poichè il ramjet funziona solo alle alte velocità, necessita di un motore ausiliario che lo porta da $V=0$ ad alta velocità.

6. La sezione di ingresso di un turboreattore ha un diametro $D = 1$ m. Sapendo che la velocità dei gas di scarico è $U = 400$ m/sec., si determini la spinta alla quota di 5000 m. in corrispondenza ad un numero di Mach di volo $M_\infty = .6$

$$\begin{aligned} T_\infty &= 260 \text{ K} & a_\infty &= 20\sqrt{T_\infty} = 322 \text{ m/sec} & V_\infty &= M_\infty a_\infty = 193 \text{ m/sec} & \rho_\infty &= .75 \text{ Kg/m}^3 \\ Q &= \rho_\infty V_\infty \pi D^2/4 = 113.7 \text{ Kg/sec} \\ T &= Q (U - V_\infty) = 2.31 \text{ kN} \end{aligned}$$

5. Nella sezione di uscita dell'ugello di un turbogetto si hanno le seguenti caratteristiche: $U = 1000 \text{ m/sec}$
 $T = 600 \text{ K}$, $R = 287 \text{ J/Kg K}$ (costante del gas di efflusso), pressione pari a quella esterna.
 Considerando che il velivolo voli ad una quota $z = 10 \text{ Km}$, con una velocità $V = 250 \text{ m/sec}$,
 determinare la sezione di uscita dell'ugello necessaria ad ottenere una spinta $S = 22.5 \text{ kN}$.

$$S = Q(U-V) ; Q = S / (U-V) = 30 \text{ Kg /sec.}$$

$$P_{\infty} = 0.25 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

Nella sezione di uscita dell'ugello

$$\rho = P / (RT) = 0.1451 \text{ Kg / m}^3$$

$$Q = \rho U A \Rightarrow A = Q / (\rho U) = 0.2067 \text{ m}^2$$

7. Un aereo che vola a quota $z=0$ è propulso da un' elica avente diametro $D=2\text{m}$. Quale dovrebbe essere il diametro dell'elica perchè lo stesso aereo possa volare alla quota $z=20\text{Km}$, nell'ipotesi che $U-V$ sia costante al variare della quota?

In condizioni di volo uniforme deve essere $L=W$ e $T=D$ indipendentemente dalla quota.

$$L_0 = W = L_h \Rightarrow 1/2 \rho_0 V_0^2 S C_L = 1/2 \rho_h V_h^2 S C_L \Rightarrow \rho_0 V_0^2 = \rho_h V_h^2 \Rightarrow V_h / V_0 = (\rho_0 / \rho_h)^{1/2}$$

$$D_0 = 1/2 \rho_0 V_0^2 S C_D = 1/2 \rho_h V_h^2 S C_D = D_h \Rightarrow T_0 = T_h \Rightarrow Q_0 (U-V)_0 = Q_h (U-V)_h$$

poichè $U-V$ è costante al variare della quota

$$\rho_0 V_0 S_0 = \rho_h V_h S_h \Rightarrow S_h / S_0 = (\rho_0 / \rho_h) (V_0 / V_h) = (\rho_0 / \rho_h)^{1/2}$$

$$S_h = 4 S_0 \Rightarrow D_h = 2 D_0$$