



Dipartimento  
Ingegneria Aerospaziale



Università di Napoli Federico II

**ADAG**  
RESEARCH GROUP  
[www.dpa.unina.it/adag](http://www.dpa.unina.it/adag)

# Corso Manovre e Stabilità

## *IL VELIVOLO*

**Docente**  
**Fabrizio Nicolosi**

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale  
Università di Napoli "Federico II"  
e.mail : [fabrnico@unina.it](mailto:fabrnico@unina.it)



# ARCHITETTURA DEL VELIVOLO

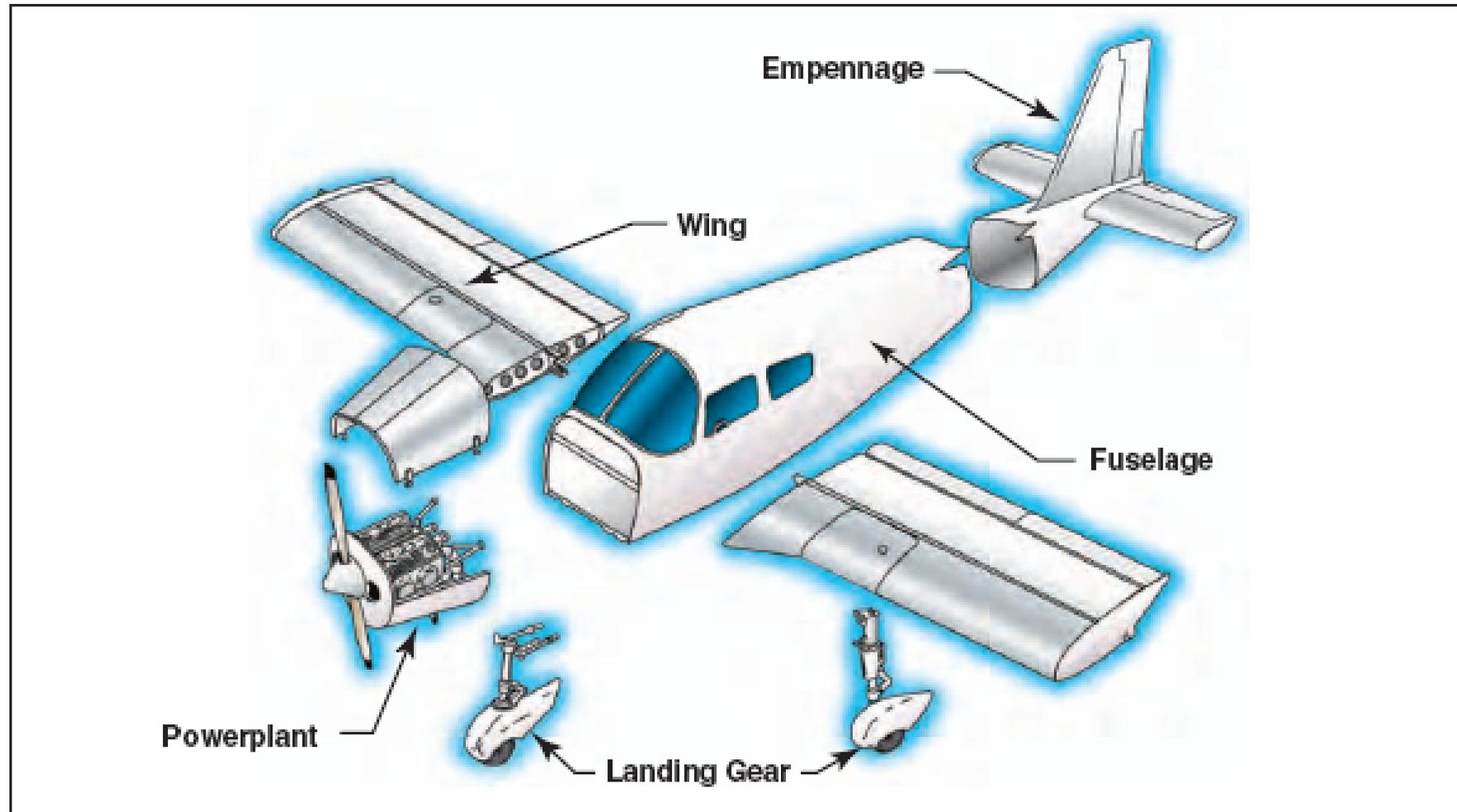
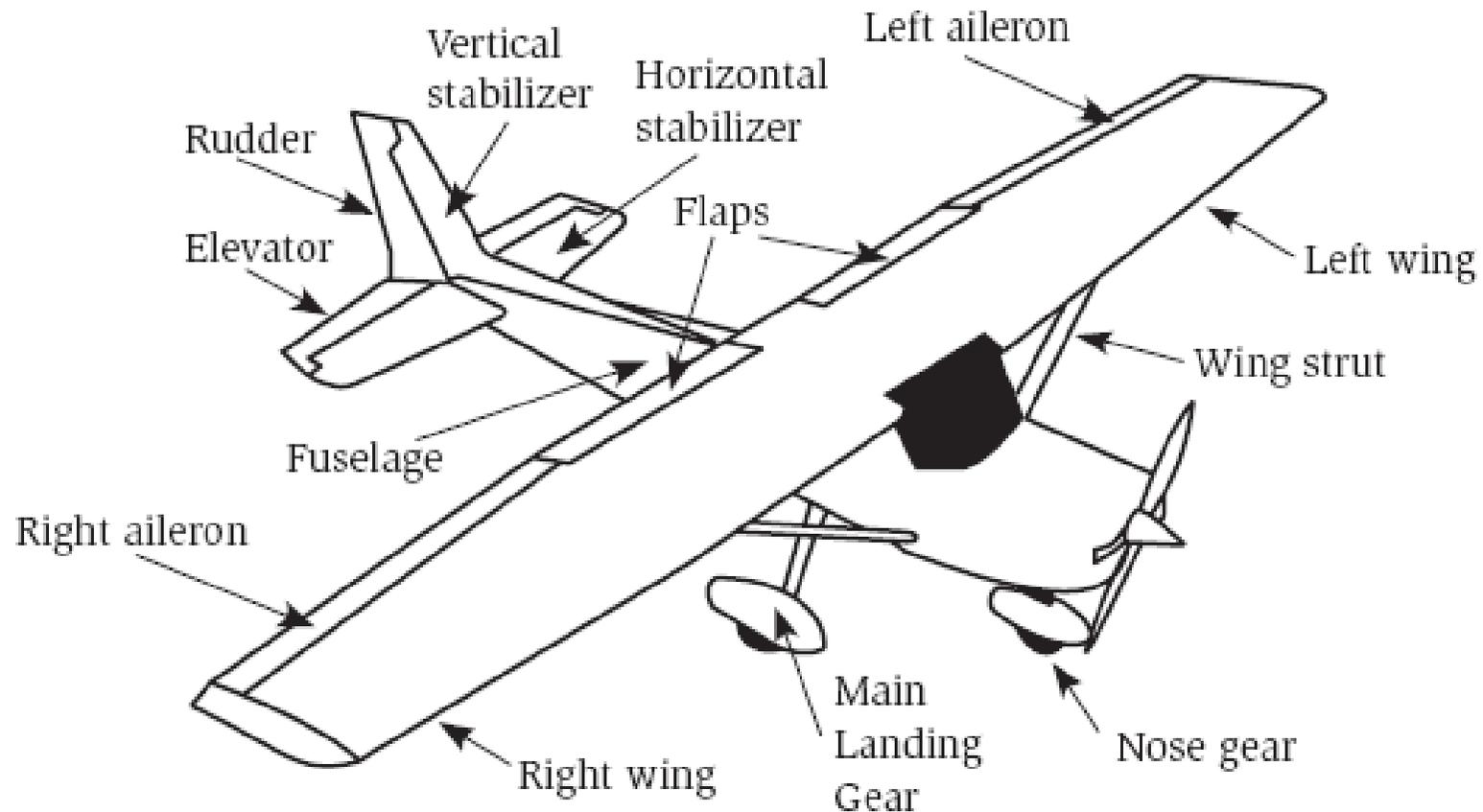


Figure 1-1. Airplane components.



## ARCHITETTURA DEL VELIVOLO



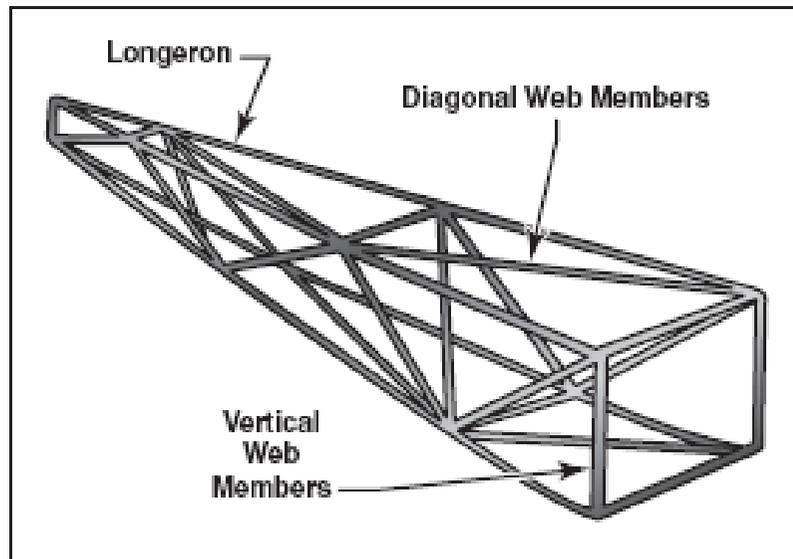


Figure 1-2. The Warren truss.

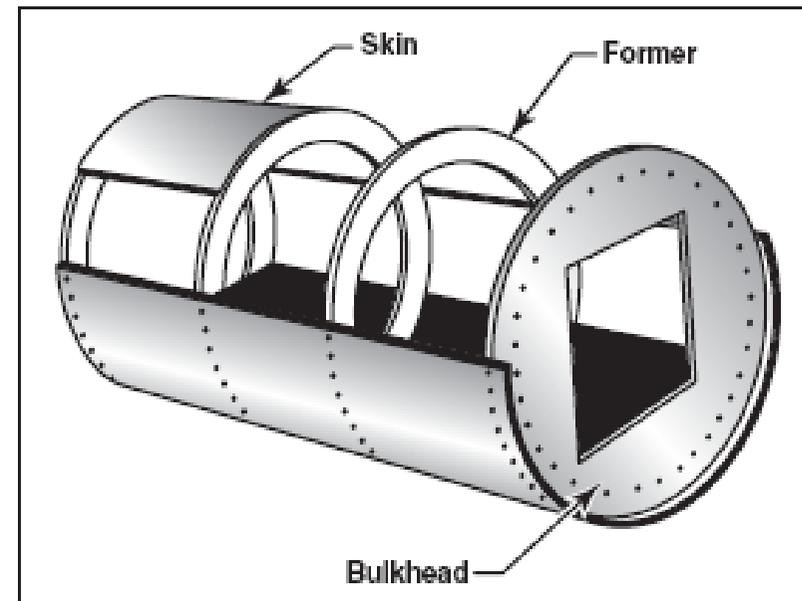


Figure 1-3. Monocoque fuselage design.

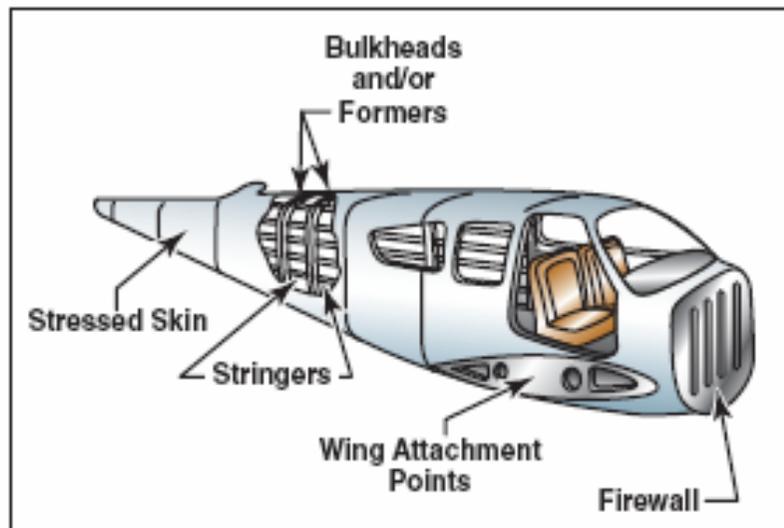


Figure 1-4. Semi-monocoque construction.

## ARCHITETTURA DEL VELIVOLO

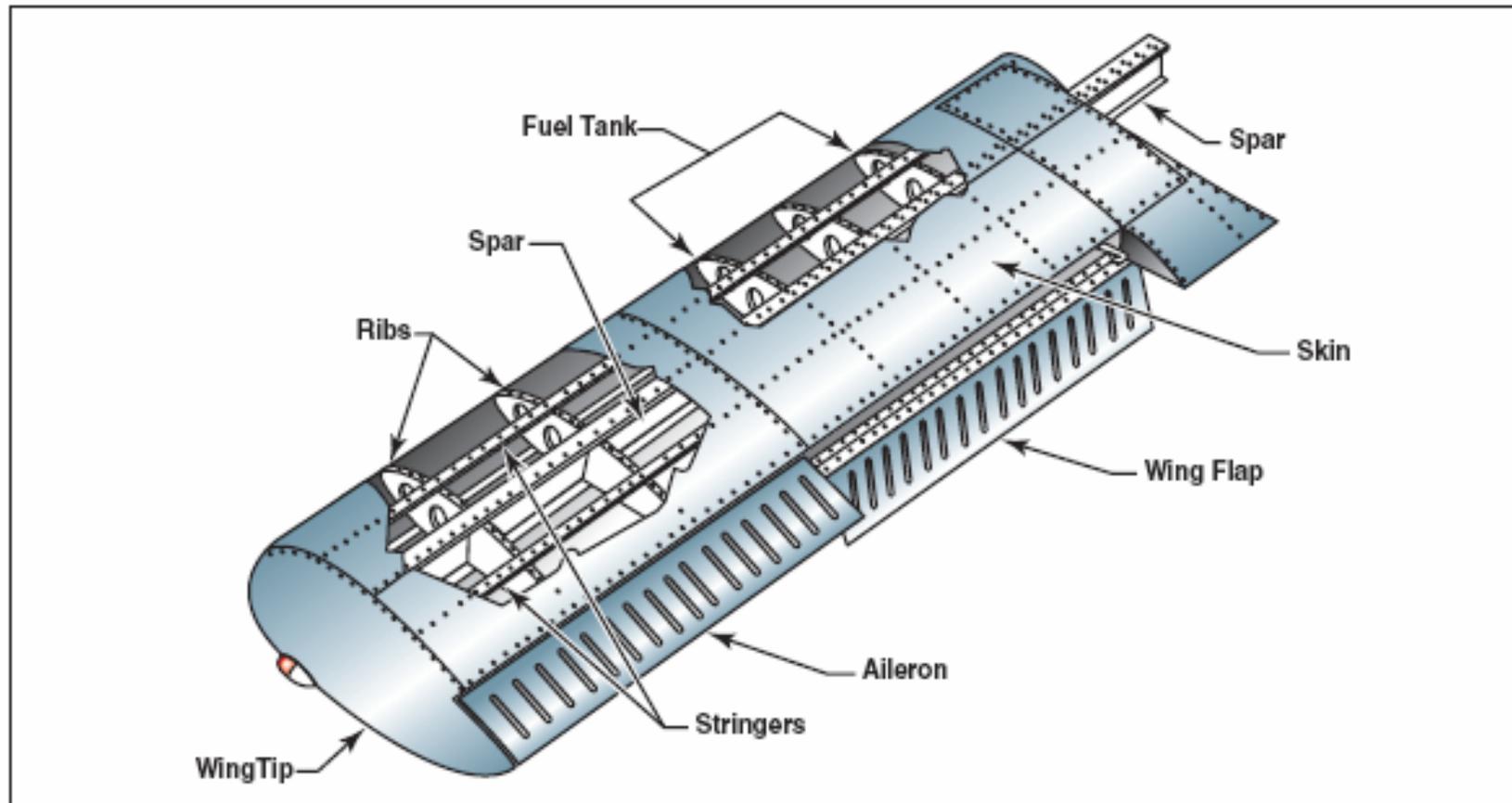
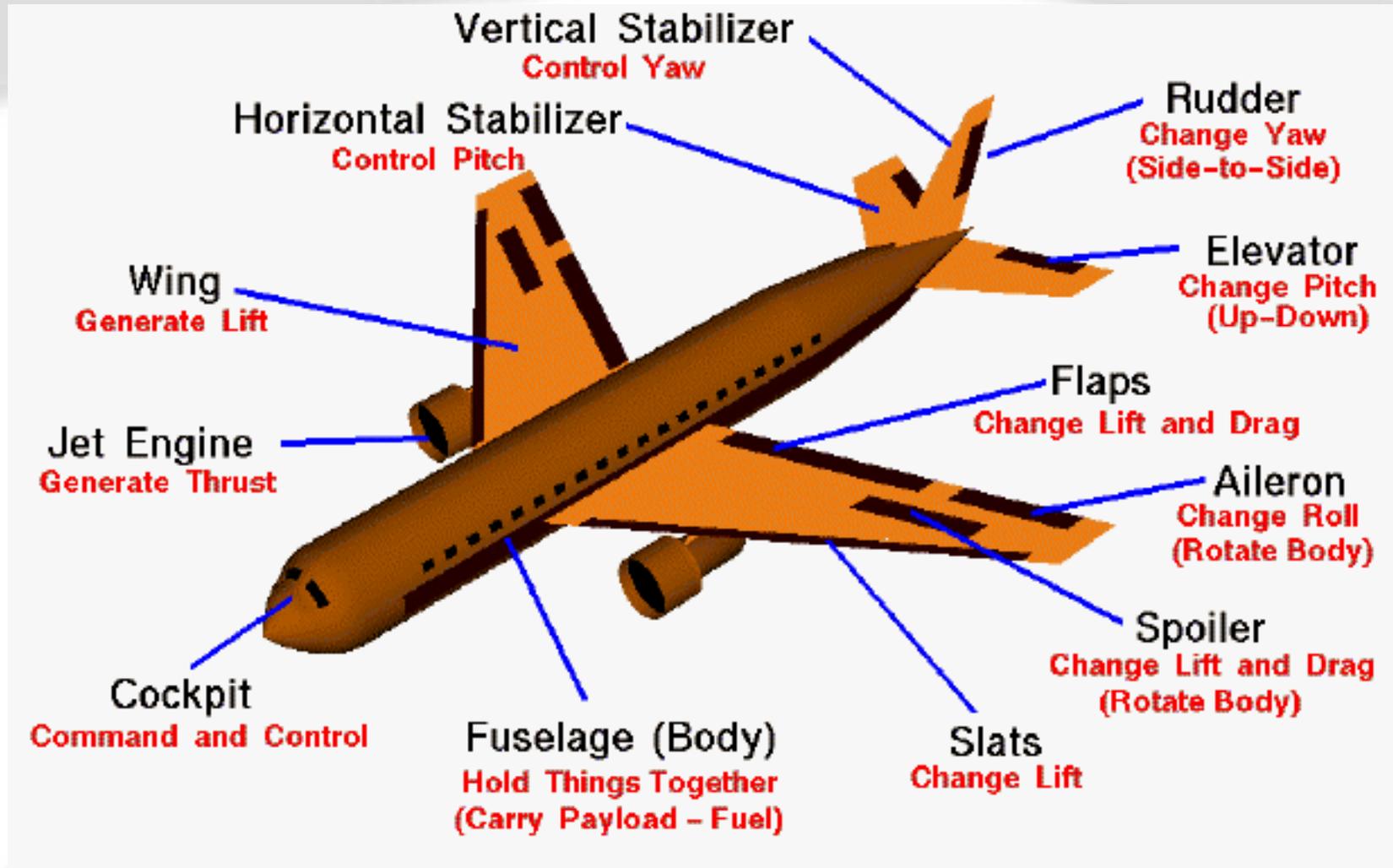


Figure 1-6. Wing components.



## ARCHITETTURA DEL VELIVOLO



## L'ala

In figura viene indicata :

l'apertura alare, in inglese *span*,  $b$

la corda, (*chord*)  $c$  (corda di radice  $c_R$  (*root chord*), corda di estremità,  $c_t$  (*tip chord*))

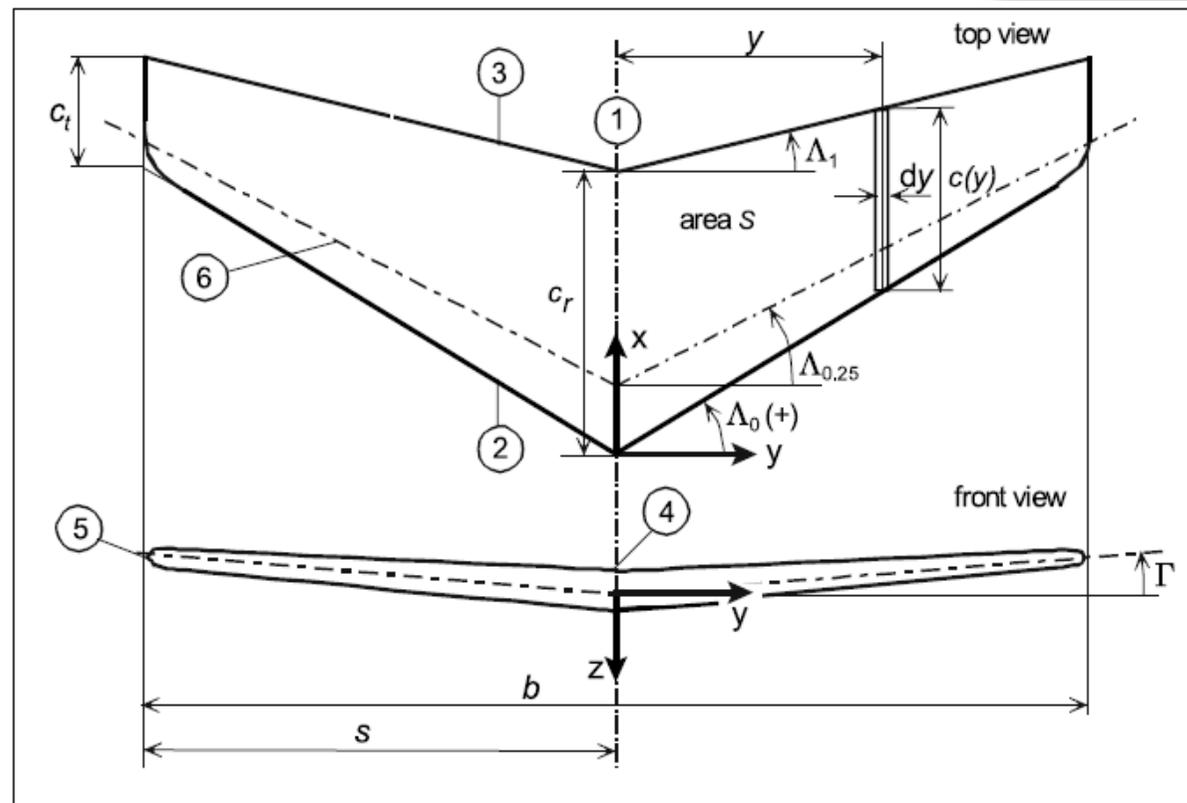
La mezzeria dell'ala, posta all'altezza della mezzeria del velivolo (*centerline*)

i bordi d'attacco (*leading edge*) e di uscita (*trailing edge*) e l'area della superficie

alare (*wing area*)  $S$

Superficie alare  $S$   
(*wing area*)

Apertura alare  $b$   
(*wing span*)



## L'ala

Sono indicate anche le estremità alari (*tips*) l'angolo diedro (*dihedral angle*) solitamente indicato con  $\Gamma$

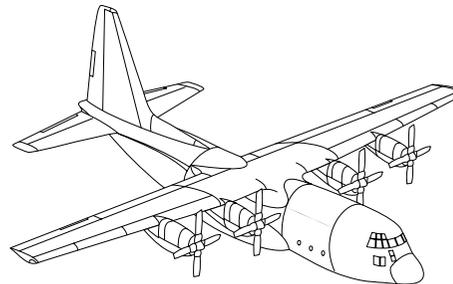
E' anche data le espressione dell'allungamento alare AR (*Aspect Ratio*)

Sono mostrate inoltre due tipiche sezioni alari, la simmetrica e la curva. La sezione alare è fatta a forma di profilo (*airfoil* in inglese). Sono indicate la corda (*chord line*), la linea media (*mean camber line*) e lo spessore (*thickness*)

AR (*Aspect Ratio*)  
(Allungamento alare)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

*High AR*



*Low AR*



## L'ala – forma in pianta

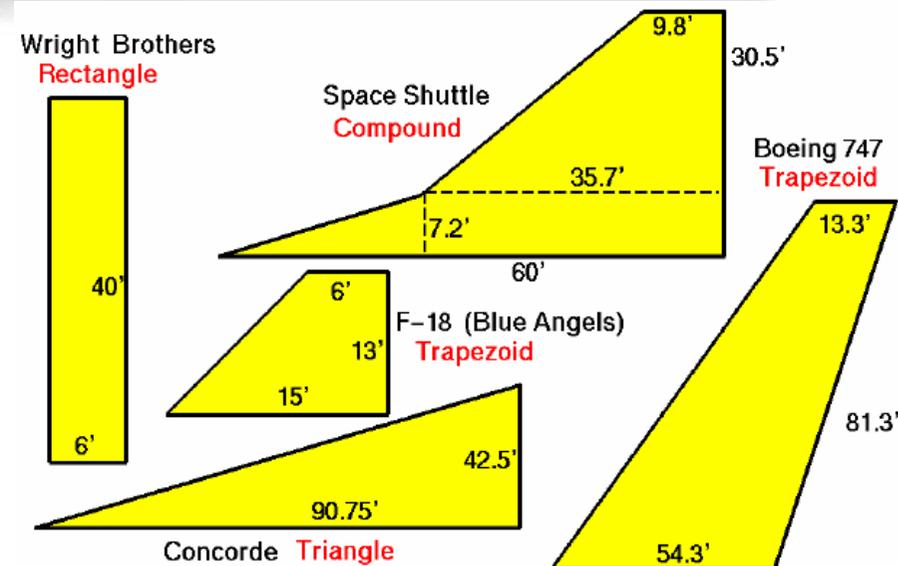
L'ala può essere rettangolare (profilo costante) oppure essere rastremata, cioè con corda di estremità più piccola rispetto a quella di radice.

Il rapporto tra la corda di estremità ( $c_t$ ) e la corda di radice  $c_R$  viene detto rapporto di rastremazione (*taper ratio*) ed indicato con

$$\lambda = c_t/c_R < 1 \quad (\text{tip. Tra } 0.3 \text{ e } 0.7)$$

L'ala rastremata (*tapered wing*) viene adottata principalmente perché sposta il carico di portanza verso la radice e riduce così la sollecitazione flettente

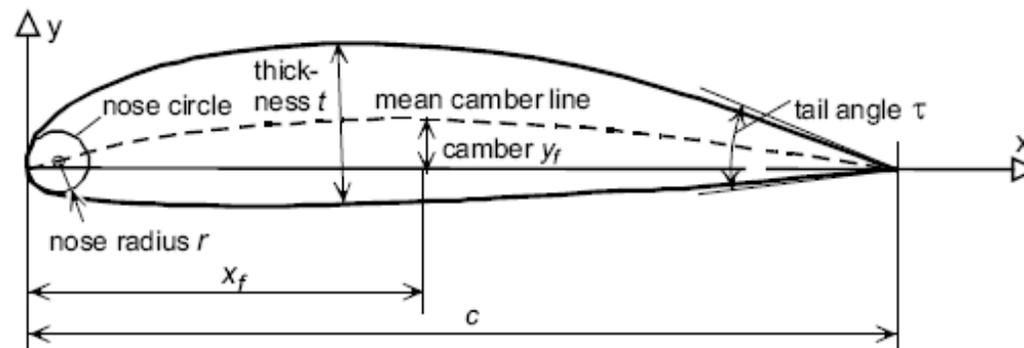
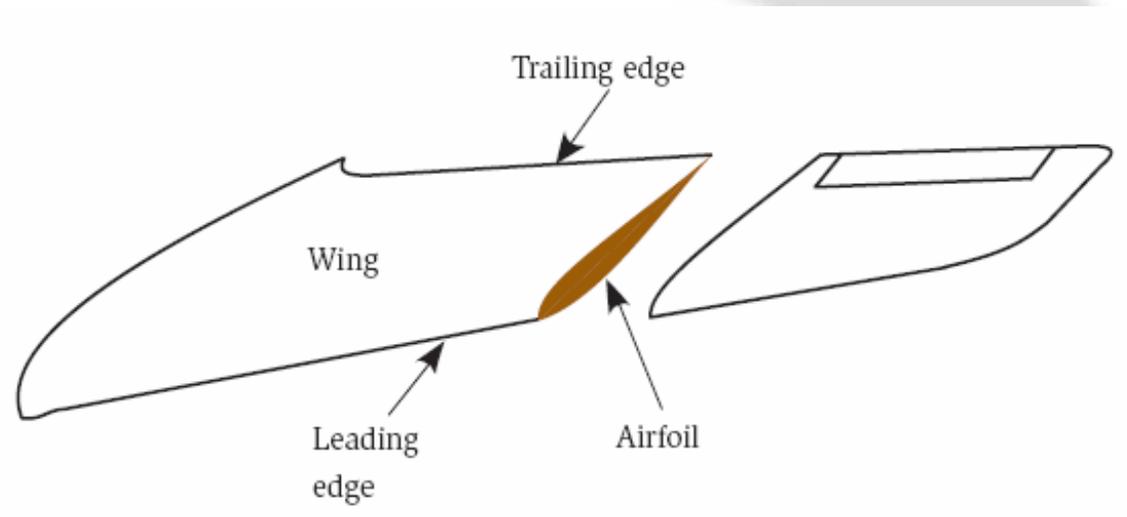
=> Si riesce a ridurre il peso strutturale dell'ala



## L'ala – la sezione (profilo)

### Profili alari

- $t$  : spessore massimo
- linea media
- curvatura (camber) e curvatu
- raggio di curvatura del l.e.



## L'ala – caratteristiche geometriche

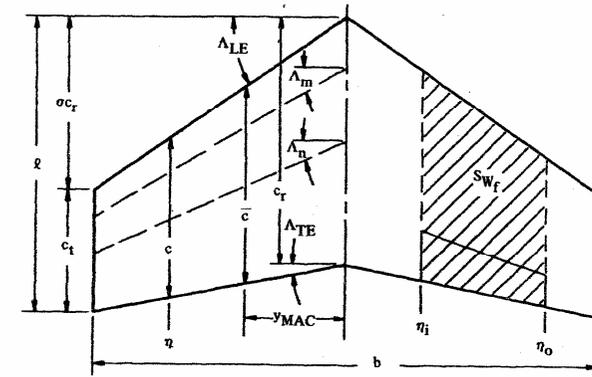
Viene definita la **CORDA MEDIA AERODINAMICA**

(*mean aerodynamic chord*)

MAC

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy$$

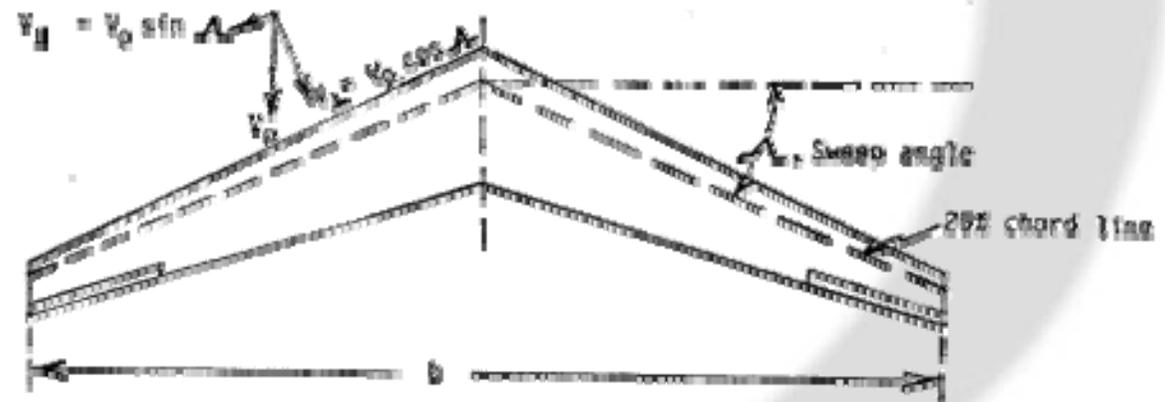
Si può anche introdurre una corda media come :  $C_{av} = S/b$



Definitions

- b. wing span *Apertura alare*  
 c. chord of wing (parallel to axis of symmetry) at any given span station y  
*Corda alare parallela all'asse di simmetria a ciascuna stazione y lungo l'apertura*

L'angolo di freccia riduce la componente di velocità della corrente perpendicolare al bordo d'attacco



L'angolo di freccia (sweep angle)  $\Lambda$  riduce però la capacità portante dell'ala alle basse velocità. Per i velivoli da trasporto (che devono avere anche buone prestazioni di decollo ed atterraggio) esso è perciò limitato a 25-30°.

## Fusoliera

Parametri geometrici di particolare interesse sono :

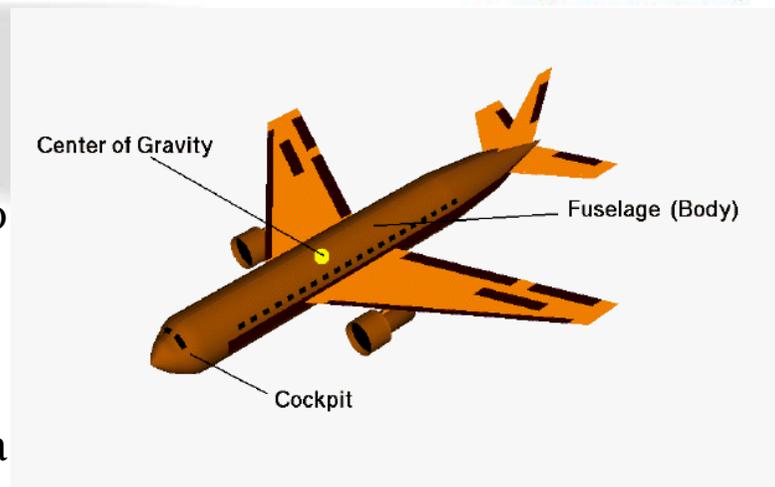
=> **Il rapporto di snellezza (fineness ratio) L/D**

(dove L è la lunghezza della fusoliera e D il diametro della sezione massima)

**L/D varia tra 5 e 6**

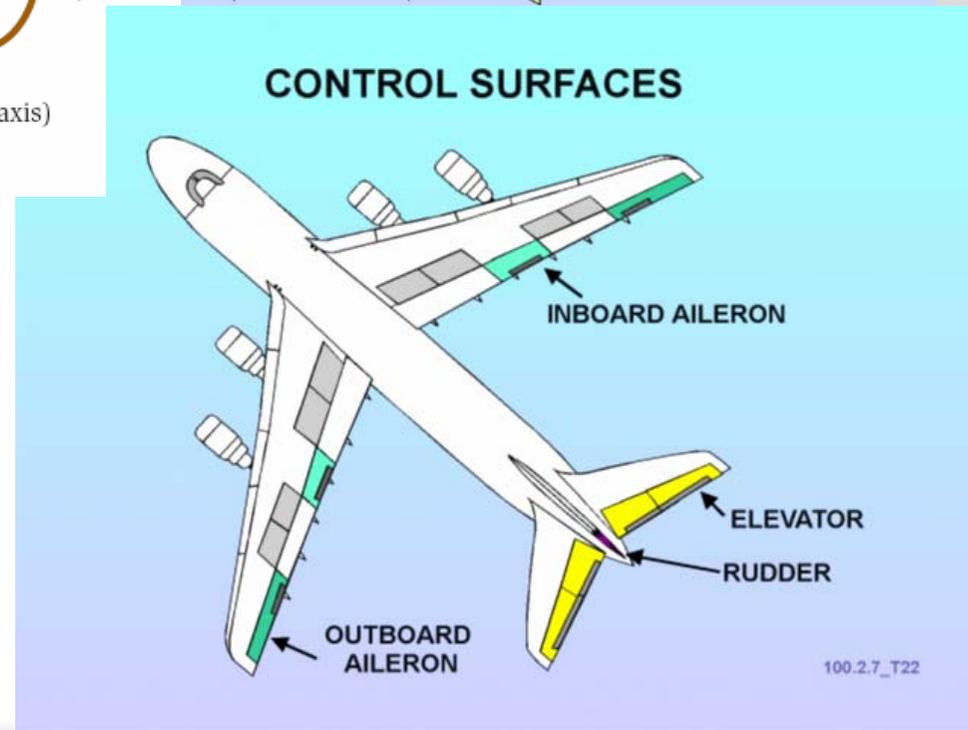
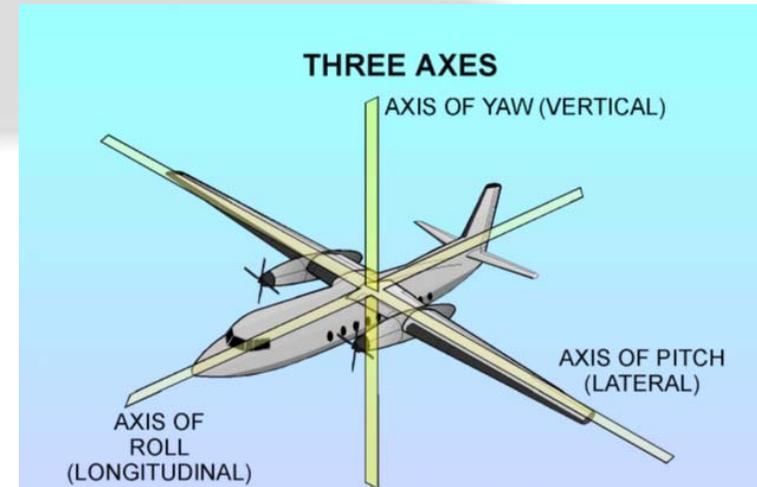
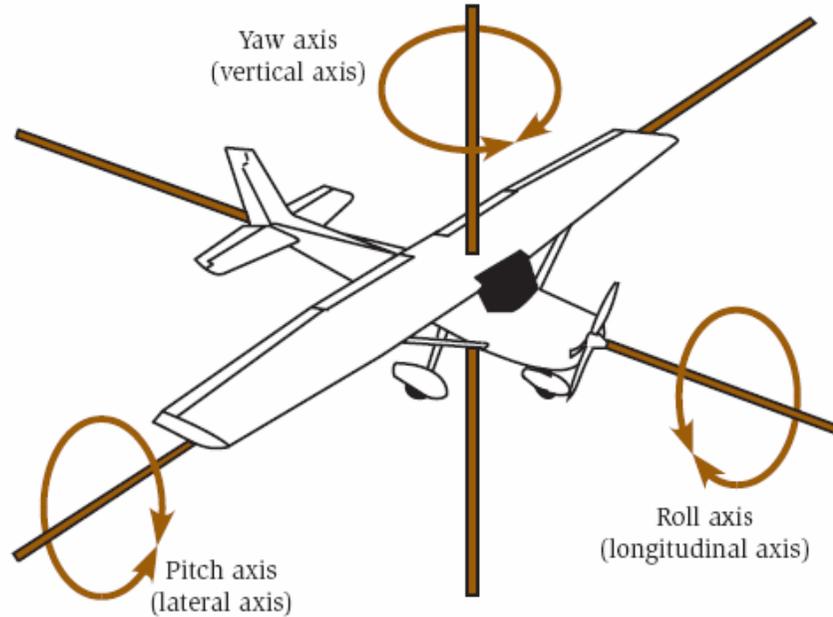
=> **L'area bagnata  $S_{wet}$**

che rapportata alla sup. alare ( $S_{rif}$ ) è, in media, pari a circa 2 volte



TIPO	L/D	$S_{RIF}$ (ft <sup>2</sup> )	$S_{WET}$ (ft <sup>2</sup> )	$S_{WET}/S_{RIF}$
Beech Baron	5.69	199.2	362	1.82
Beech Bonanza	4.98	181	323	1.78
Beech Duke	5.59	212.9	586	2.28
Beech King Air	6.06	294	652	2.22
Beech Sierra	5.22	146	332	2.27
Cessna 185	5.15	176	292	1.68
Cessna 207	5.69	174	425	2.44
Cessna 210	5.02	175	319	1.82
Cessna 310	5.40	179	306	1.71
Cessna 414	5.52	195.7	488	2.49
Gates Learjet	8.80	232	502	2.16
Piper Navajo	5.97	229	502	2.19

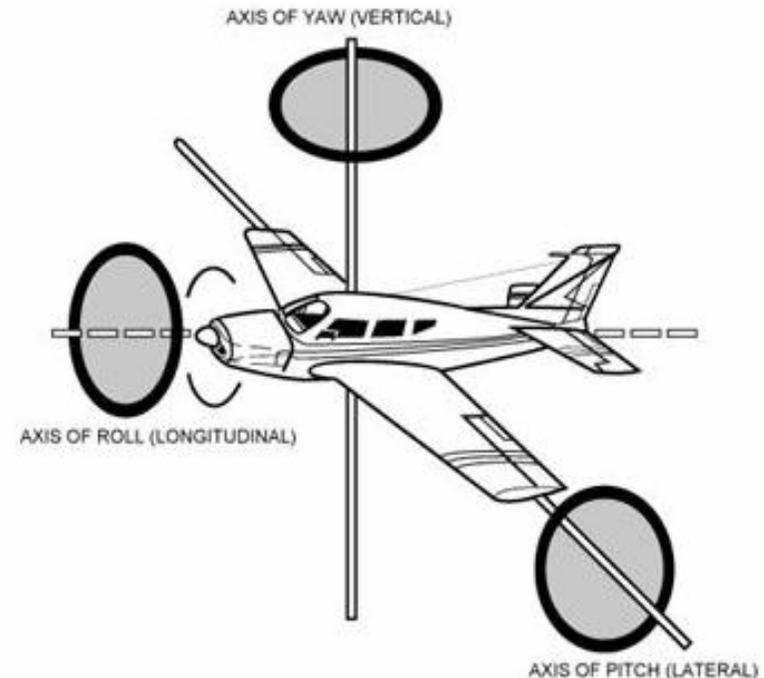
## Assi controllo di un velivolo



La rotazione intorno all'asse trasversale è chiamata "**beccheggio**" ed è controllata dall'equilibratore. Questa rotazione è riferita al controllo longitudinale o **stabilità longitudinale**.

La rotazione intorno all'asse longitudinale è chiamata "**rollio**" ed è controllata dagli alettoni. Questa rotazione è riferita al controllo laterale o **stabilità laterale**.

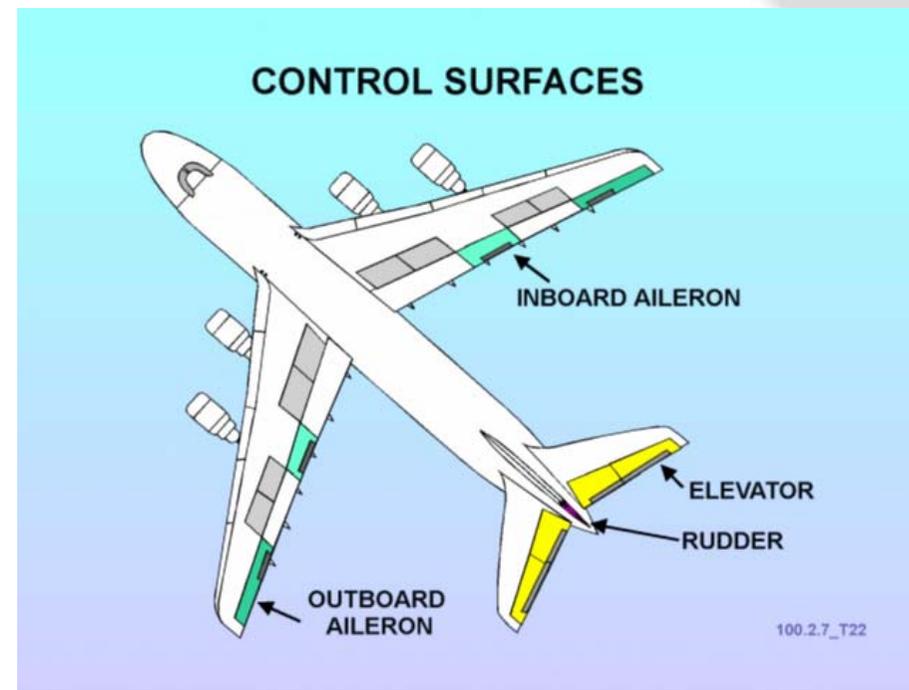
La rotazione intorno all'asse verticale è chiamata "**imbardata**" (yaw) ed è controllata dal timone. Questa rotazione è riferita al controllo direzionale o **stabilità direzionale**.



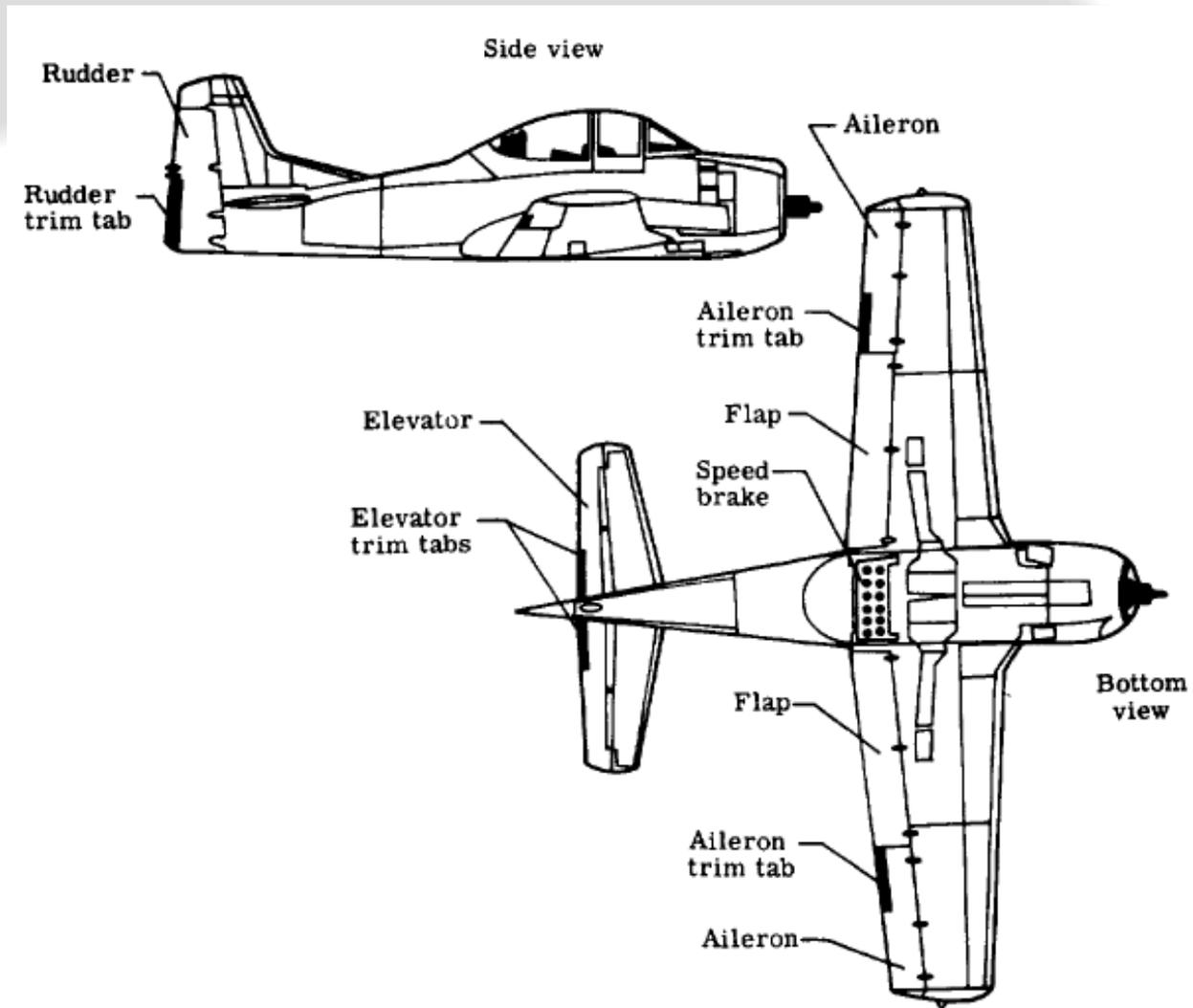
# SUPERFICI DI CONTROLLO

**Primarie (assicurano il controllo ed il moto del velivolo):**

- Equilibratore (Elevator) , pitch, asse y
- Alettoni (Aileron), roll, asse x
- Timone (Rudder), yaw, asse z



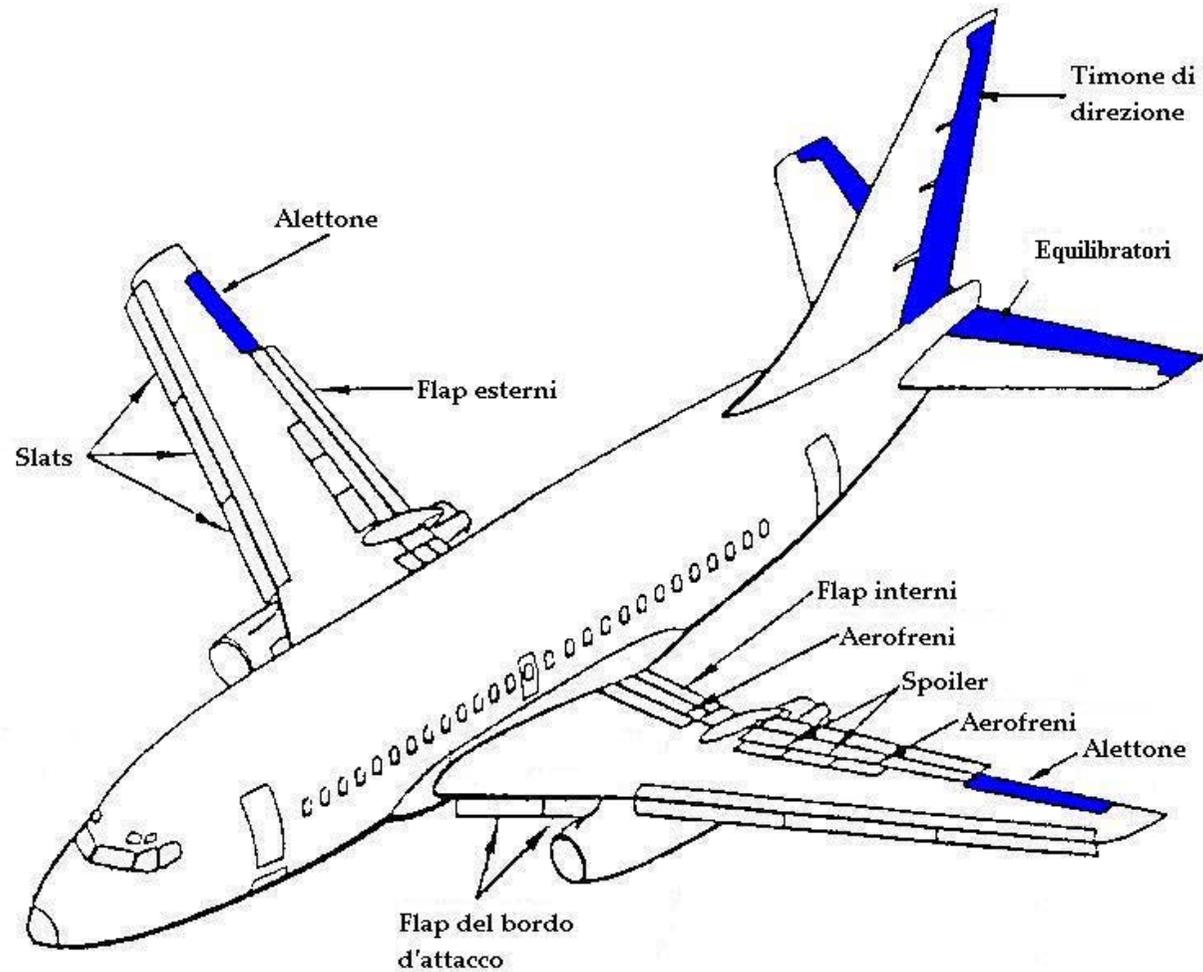
# SUPERFICI DI CONTROLLO



(b) Control surfaces on T-28B.

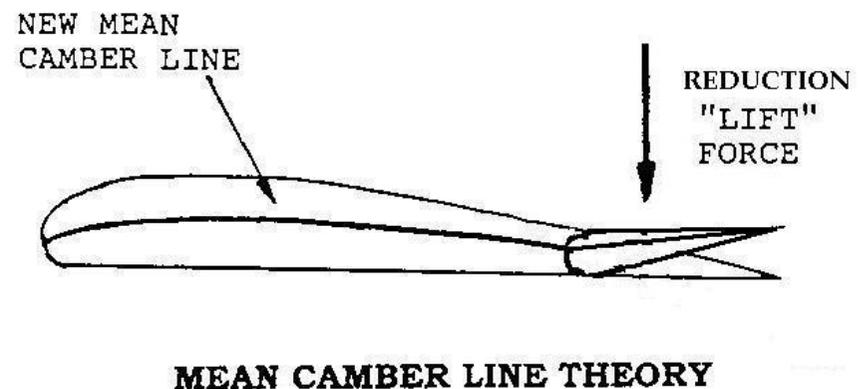
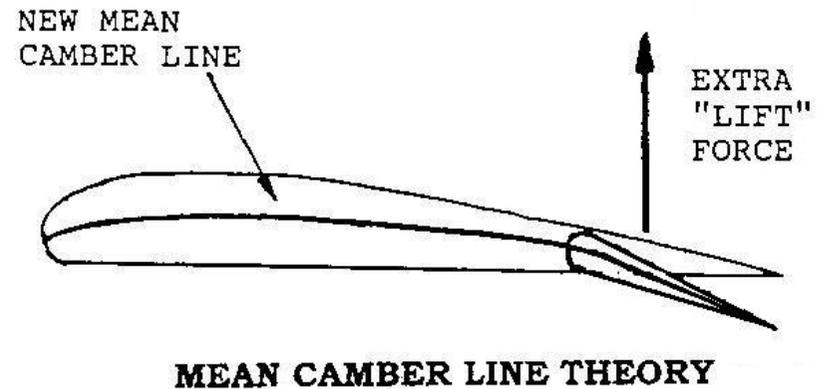


# Superfici di Controllo



# Superfici di Controllo

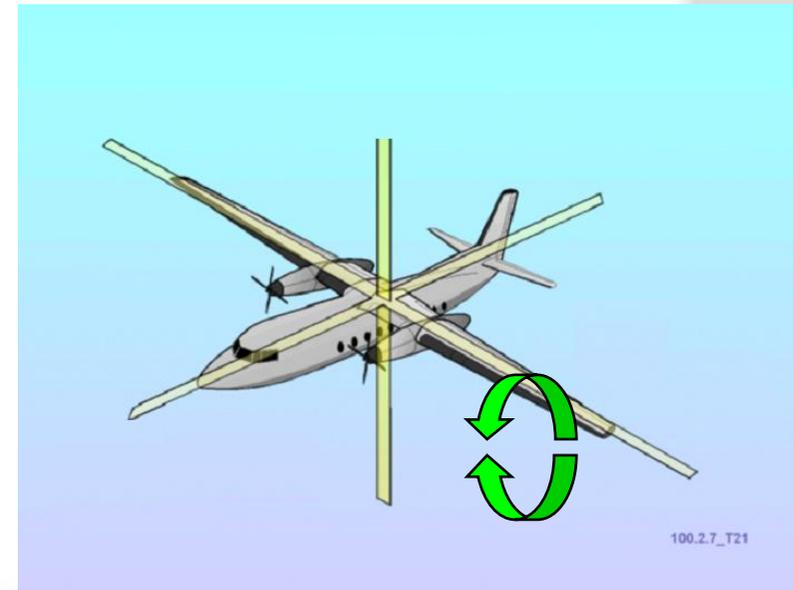
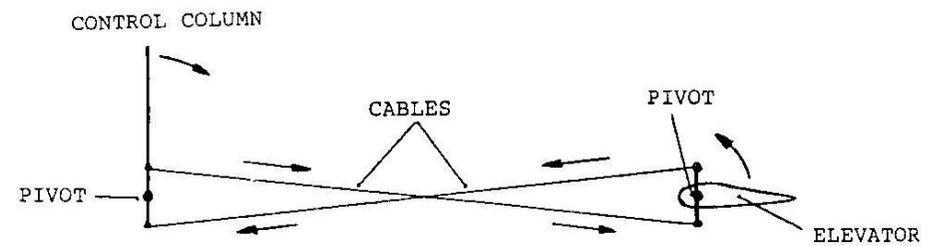
- Le superfici di controllo principali agiscono fondamentalmente variando la curvatura media del profilo e la sua incidenza, quindi aumentando o riducendo la portanza che agisce su esso.



# Superfici di Controllo

- Le superfici di controllo principali di un velivolo sono:

– **Equilibratori**: incernierati al bordo d'uscita del piano di coda e connessi alla barra. Per i grandi velivoli sono servoassistiti idraulicamente. Il movimento degli equilibratori da **il controllo longitudinale** dell'aereo **attorno all'asse di beccheggio**.

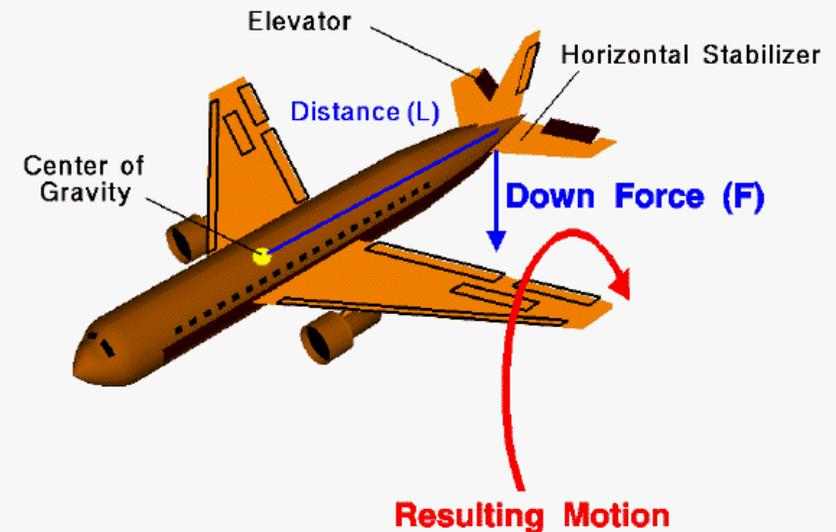


## Piano di coda orizzontale

Stabilizzatore (tutto il piano, garantisce la stabilità)

Equilibratore (*elevator*) (parte mobile, garantisce l'equilibrio a varie velocità e la manovrabilità)

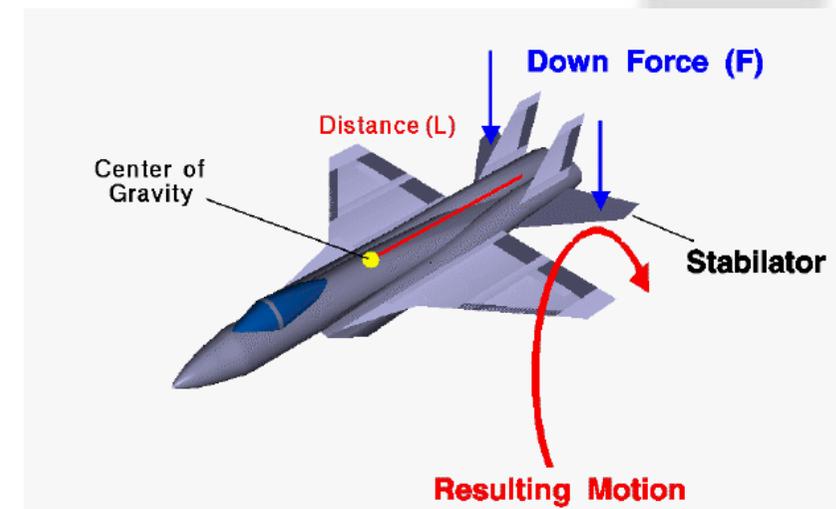
L'equilibratore, attraverso variazioni di portanza aerodinamica sullo stabilizzatore, determina rotazioni e variazioni dell'assetto del velivolo.

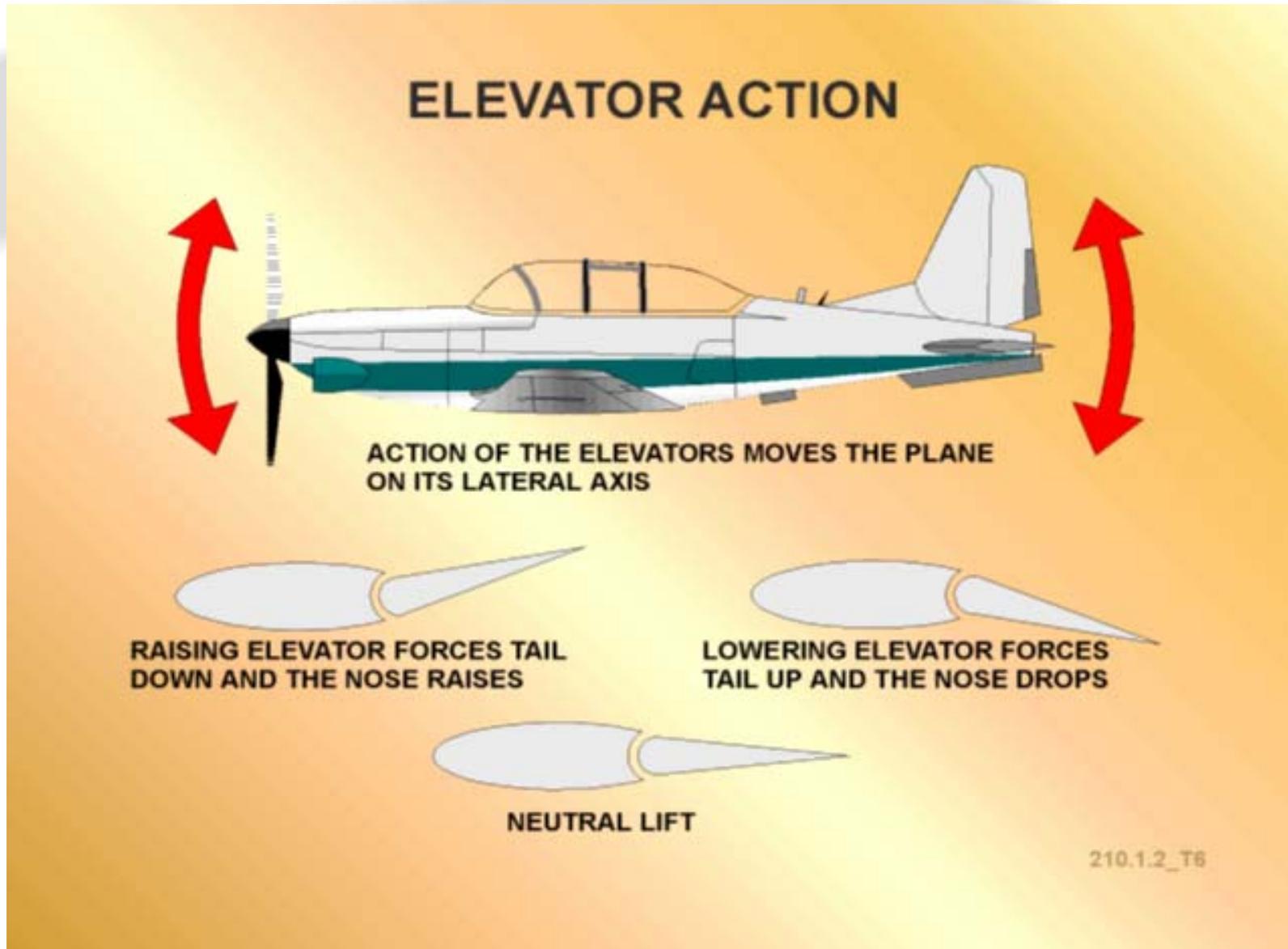


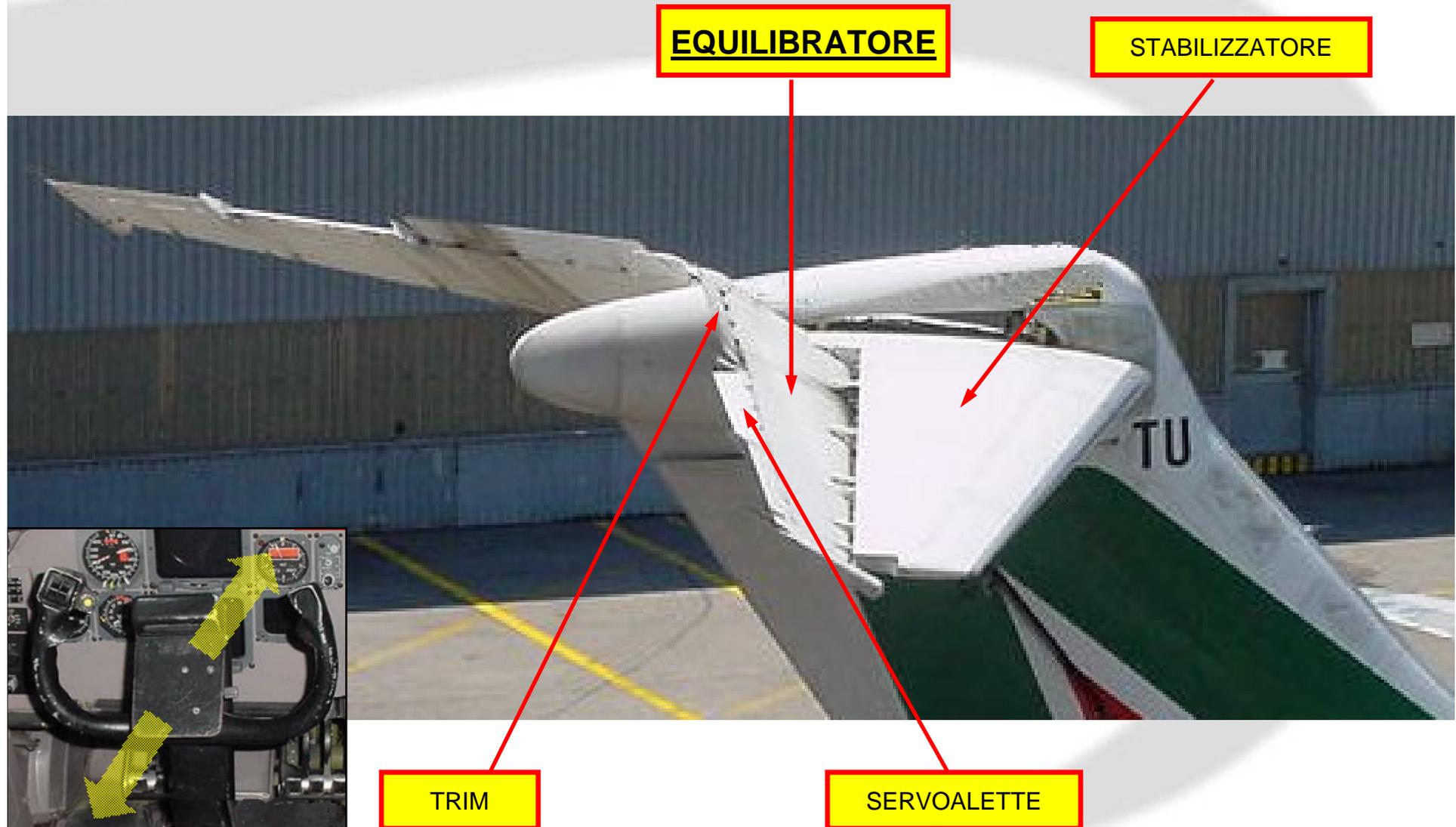
Il piano di coda tutto mobile è detto **STABILATORE** (*stabilator*). E' usato solo su velivoli leggeri o velivoli militari. Ha maggiore efficacia, ma è soggetto a forti sollecitazioni all'attacco. Può quindi essere usato :

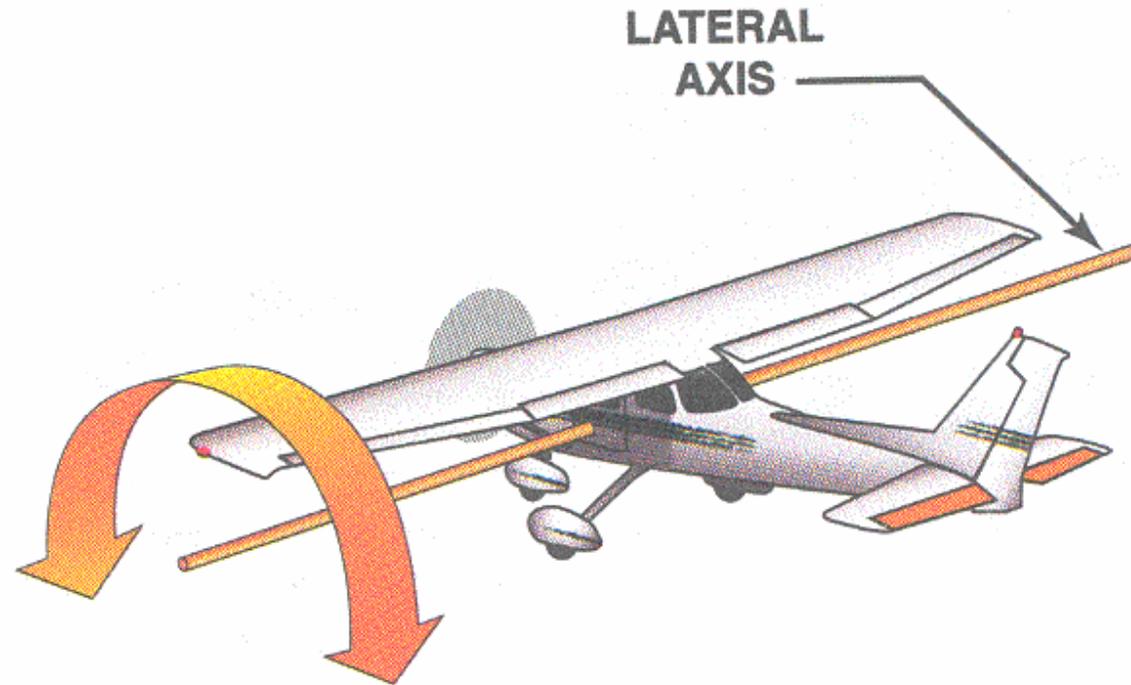
⇒ Se la velocità di volo è bassa (basse forze aerodinamiche)

⇒ Se si utilizzano soluzioni strutturali (ad esempio materiali come il titanio) complesse e costose, non convenienti per velivoli da trasporto.





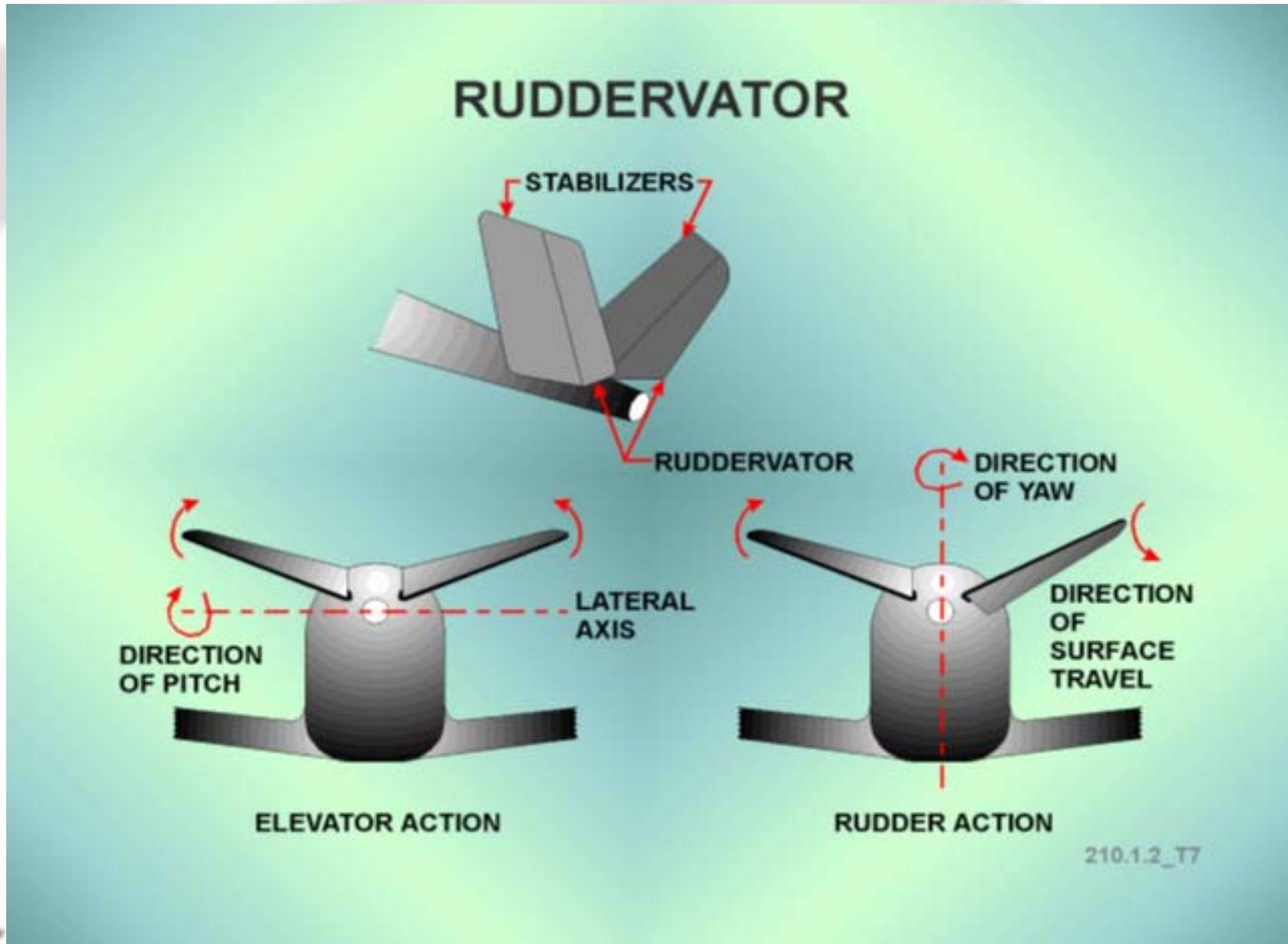


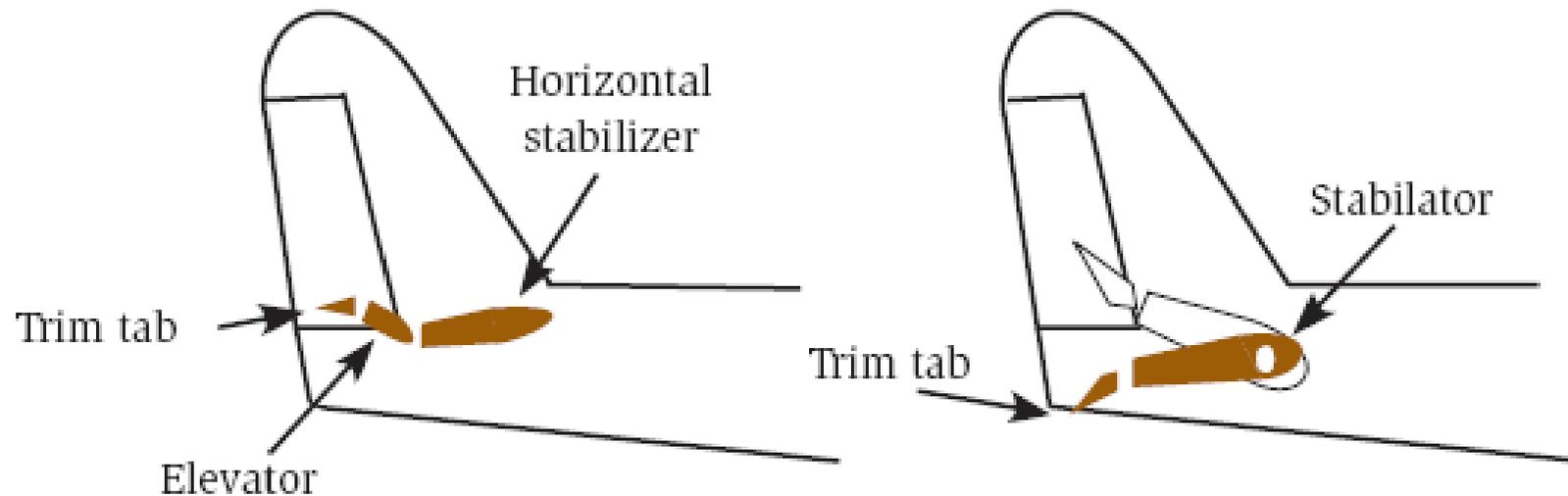


L'*asse trasversale* attraversa l'ala nel senso della sua apertura. Ruotando su quest'asse il velivolo "*cabra*" se inclina il muso verso l'alto (nose up), "*picchia*" se inclina il muso verso il basso (nose down).

Le oscillazioni su quest'asse si definiscono di "*beccheggio*".







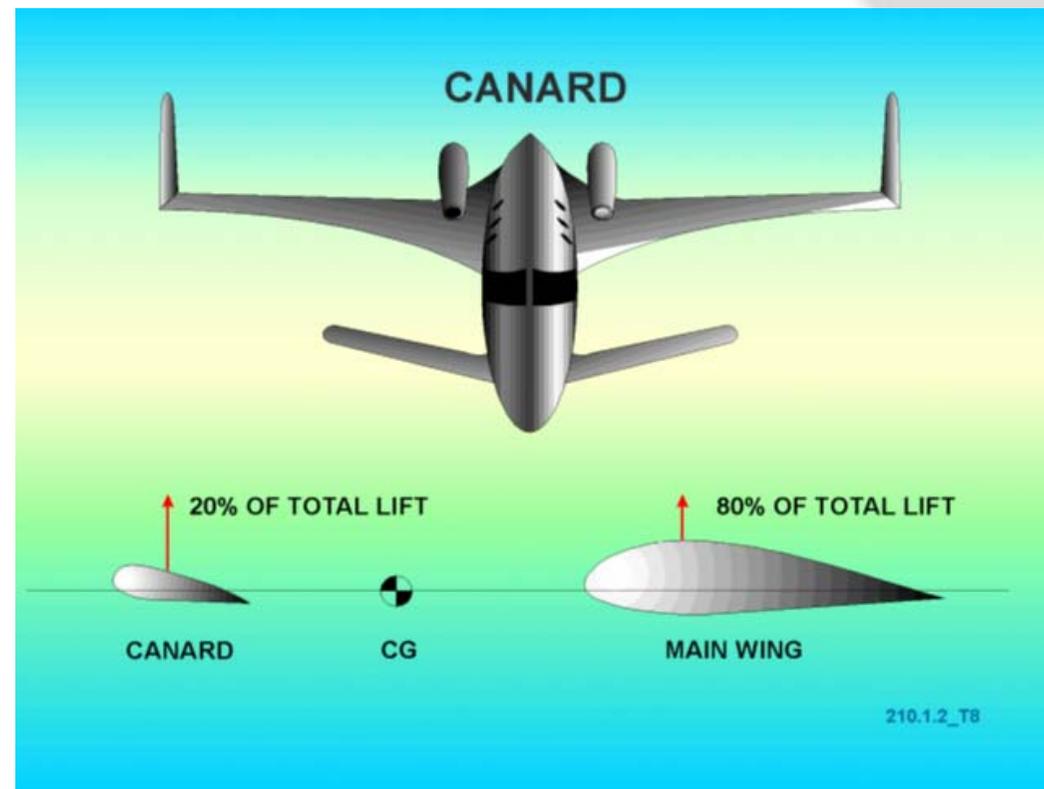
**Fig. 1.2. The empennage.**



## Configurazioni Canard

Solitamente per l'equilibrio il piano di coda in condizioni di crociera è DEPORTANTE

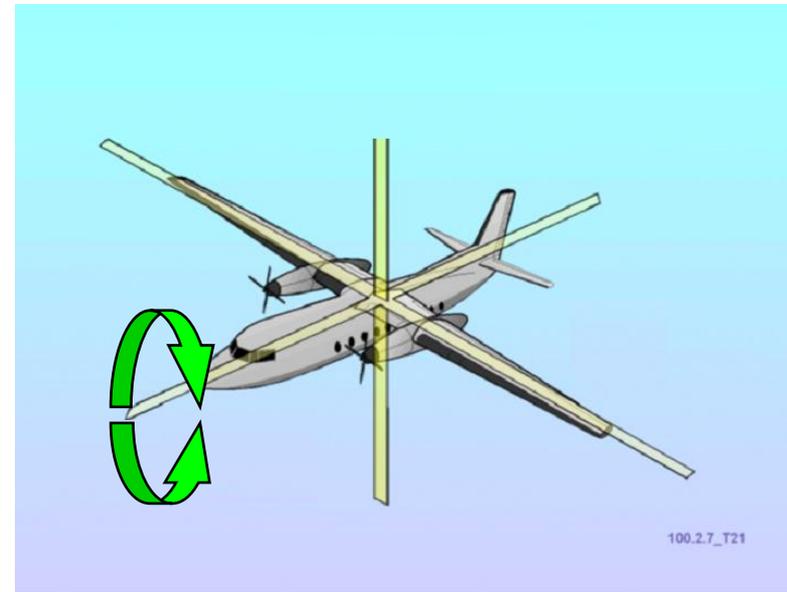
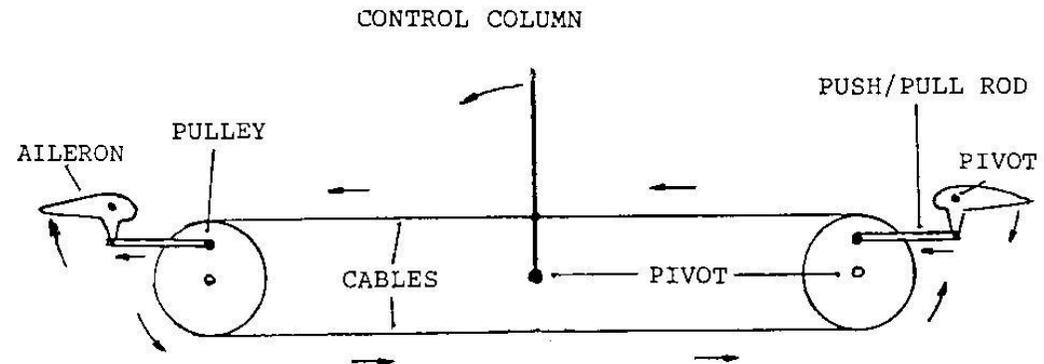
Il Canard garantisce l'equilibrio con una portanza POSITIVA





# Superfici di Controllo

- **Alettoni**: incernierati sul bordo d'uscita all'estremità dell'ala e connessi alla barra. Per i grandi velivoli sono servoassistiti idraulicamente. Il loro movimento permette il **controllo laterale attorno all'asse di rollio**. Il loro movimento è antisimmetrico.



## Alettoni

Sono superfici aerodinamiche di controllo poste al bordo di uscita dell'ala nelle due zone esterne.

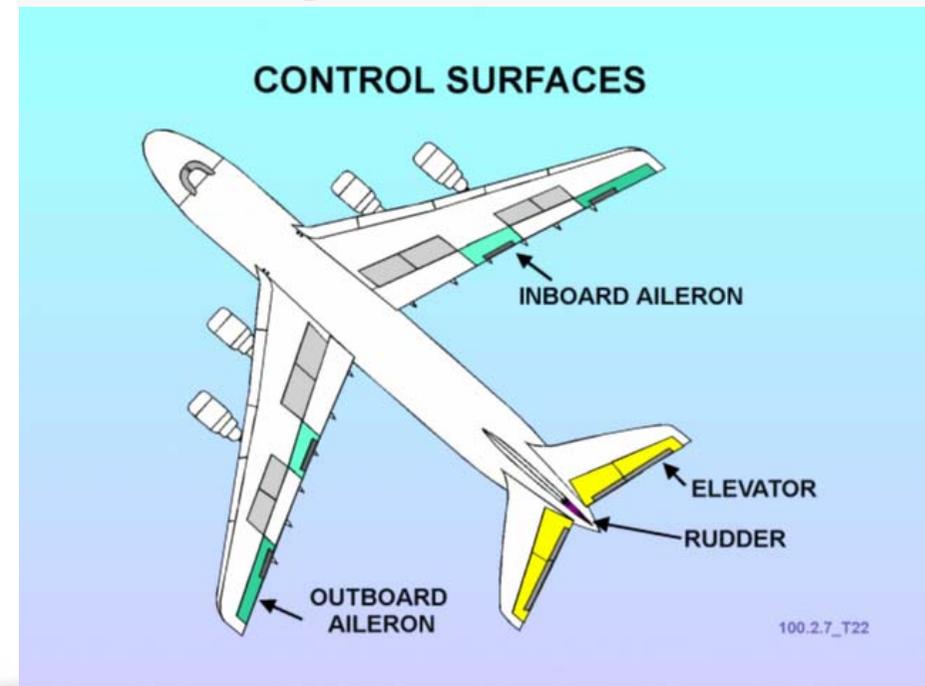
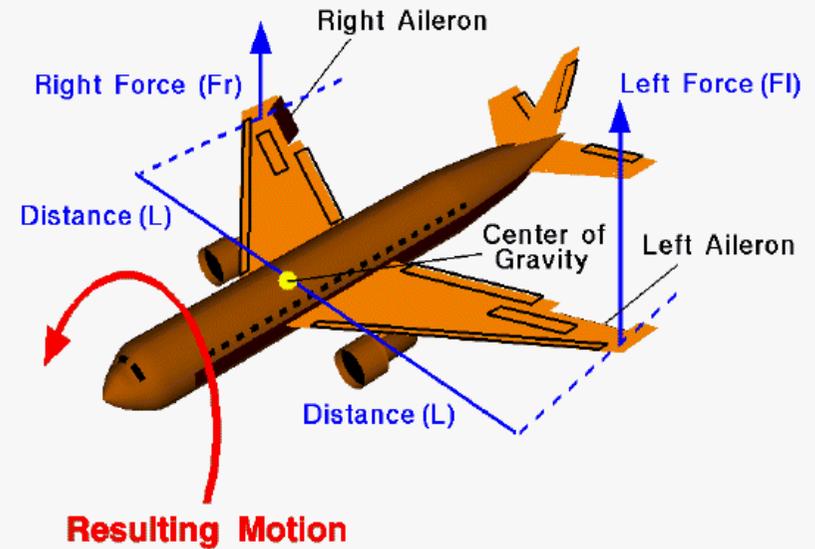
Deflettendosi in modo asimmetrico provocano una riduzione di portanza su di una semiala ed un incremento sull'altra.

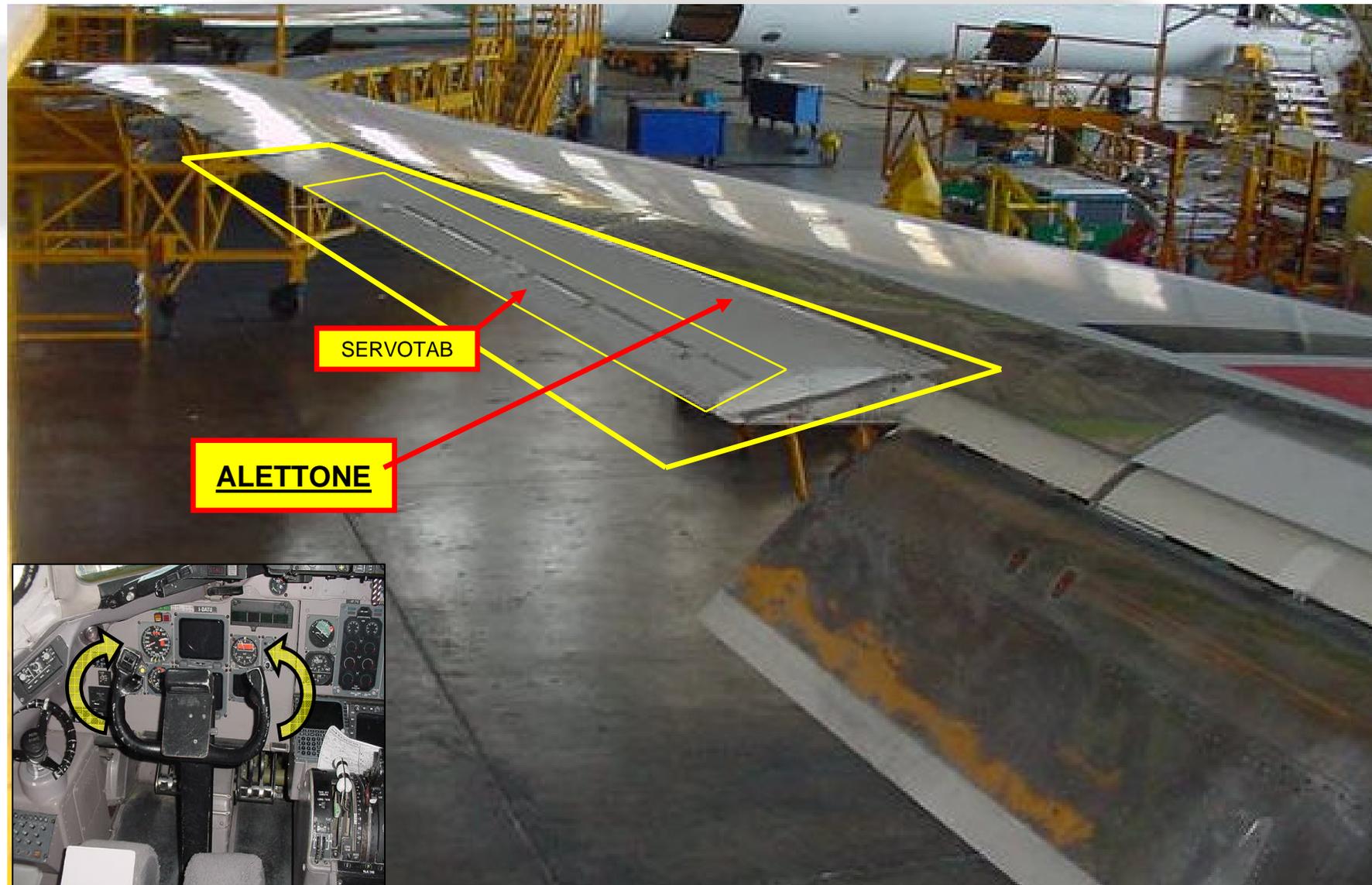
⇒ Moto di rollio

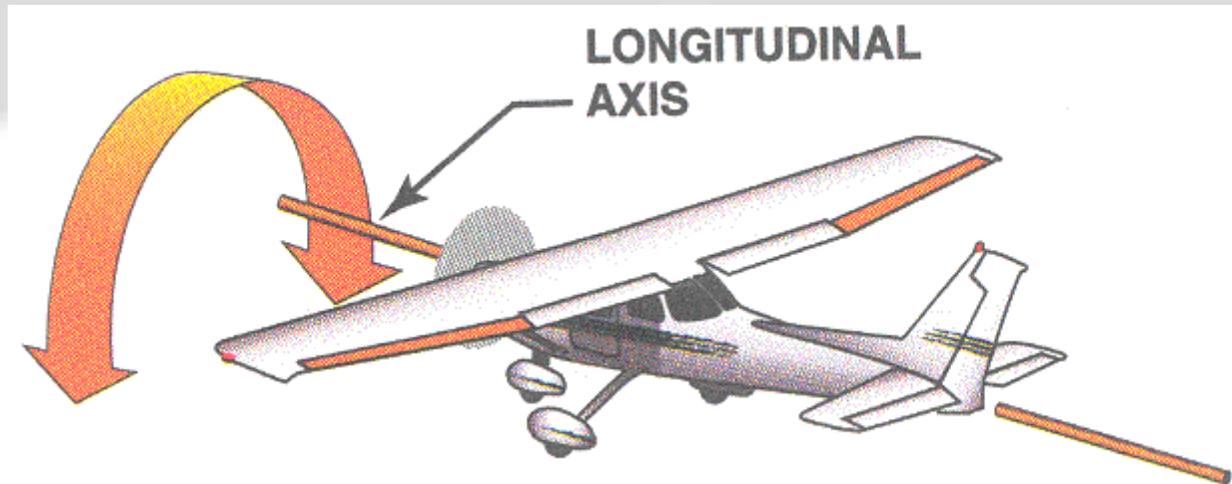
VENGONO USATI PER EFFETTUARE MODIFICHE DI DIREZIONE ATTRAVERSO LA MANOVRA DI VIRATA.

Nei velivoli di peso elevato ci sono alettoni interni ed alettoni esterni.

Alle alte velocità vengono usati quelli interni per limitare la torsione dell'ala.







*L'asse longitudinale* attraversa la fusoliera da prua a poppa. Ruotando su quest'asse l'aereo si inclina lateralmente, abbassando una semiala ed innalzando quella opposta.

Le oscillazioni su quest'asse si definiscono di "*rollio*".



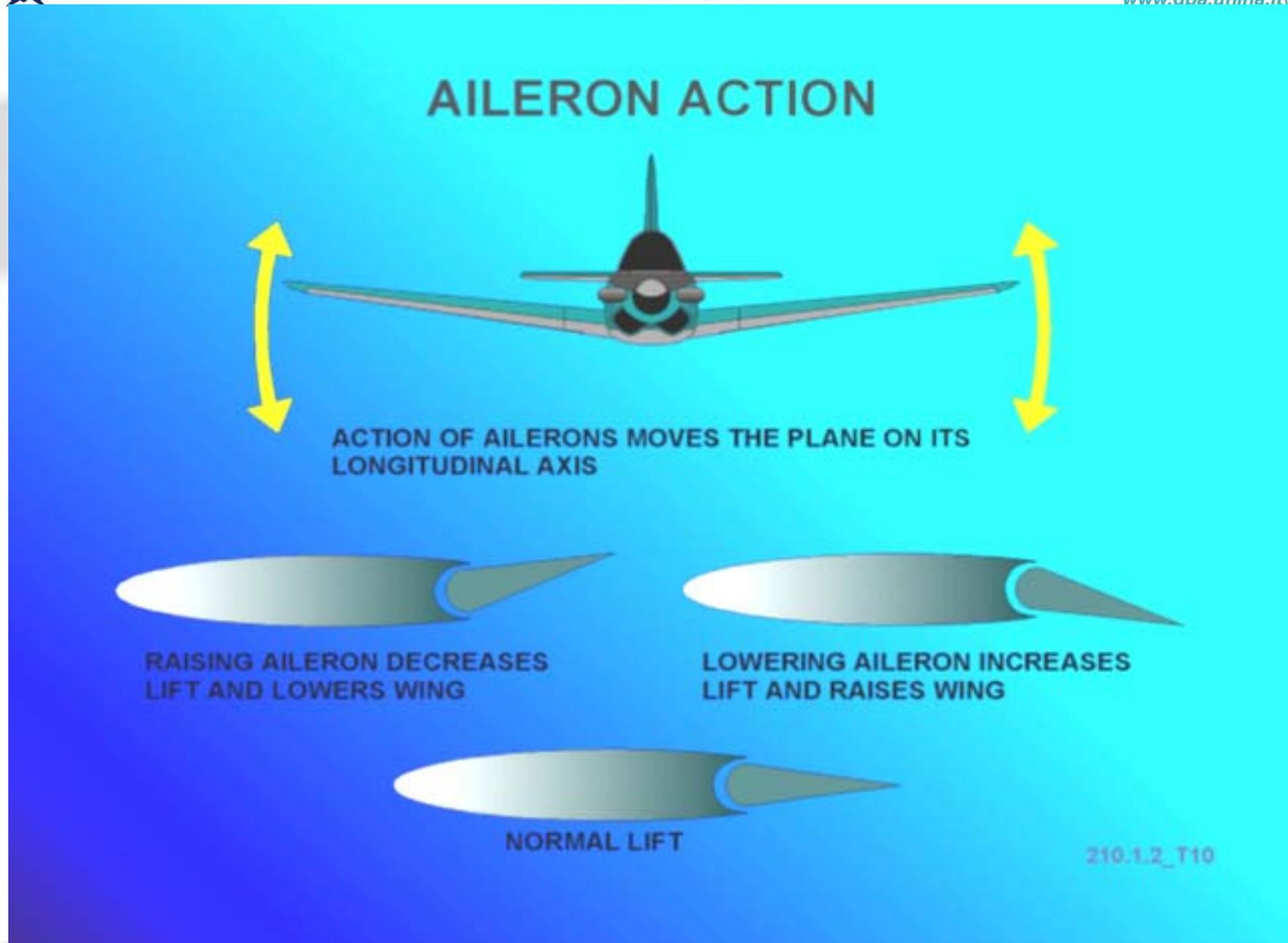
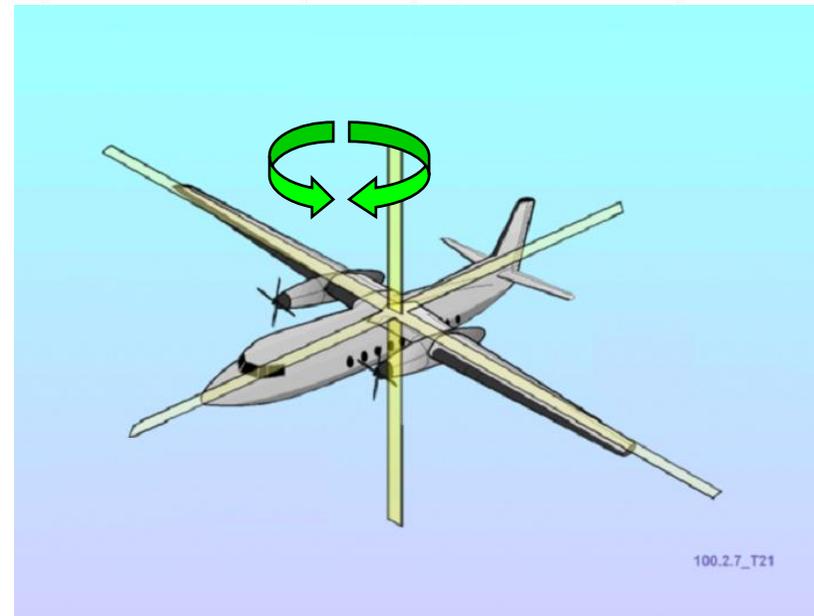
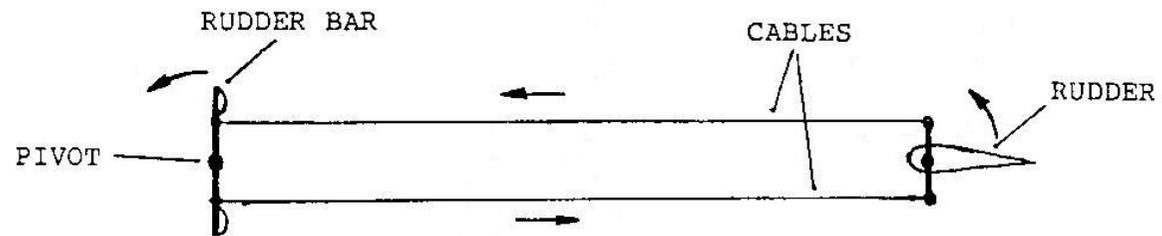


Figura 7 Azione degli alettoni

# Superfici di Controllo

- **Timone:**  
incernierato al bordo d'uscita della deriva e connesso alla pedaliera. Per i grandi velivoli sono servoassistiti idraulicamente. Il movimento del timone da il **controllo direzionale attorno all'asse d'imbardata.**



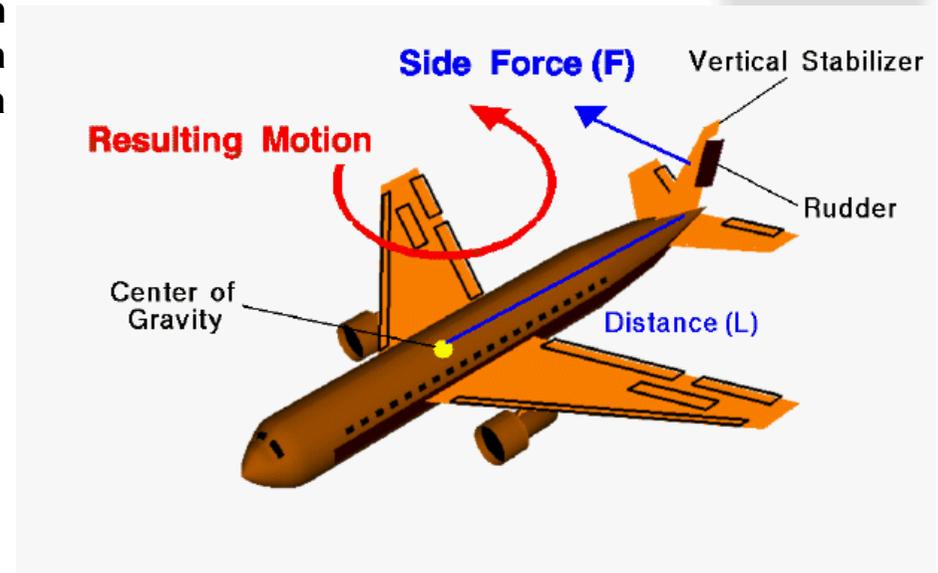
## Piano di coda verticale

Deriva (*vertical stabilizer*) garantisce la stabilità direzionale del velivolo.

Timone (*rudder*) fornisce la manovrabilità ed il controllo dell'assetto direzionale.

Il timone viene azionato dal pilota tramite la pedaliera.

Il timone ad esempio deve essere usato in atterraggio quando il velivolo incontra vento al traverso (cioè perpendicolare alla pista).

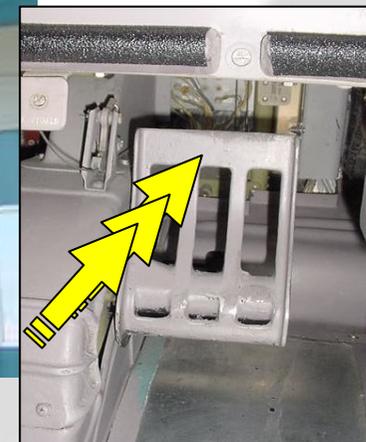




DERIVA

TIMONE

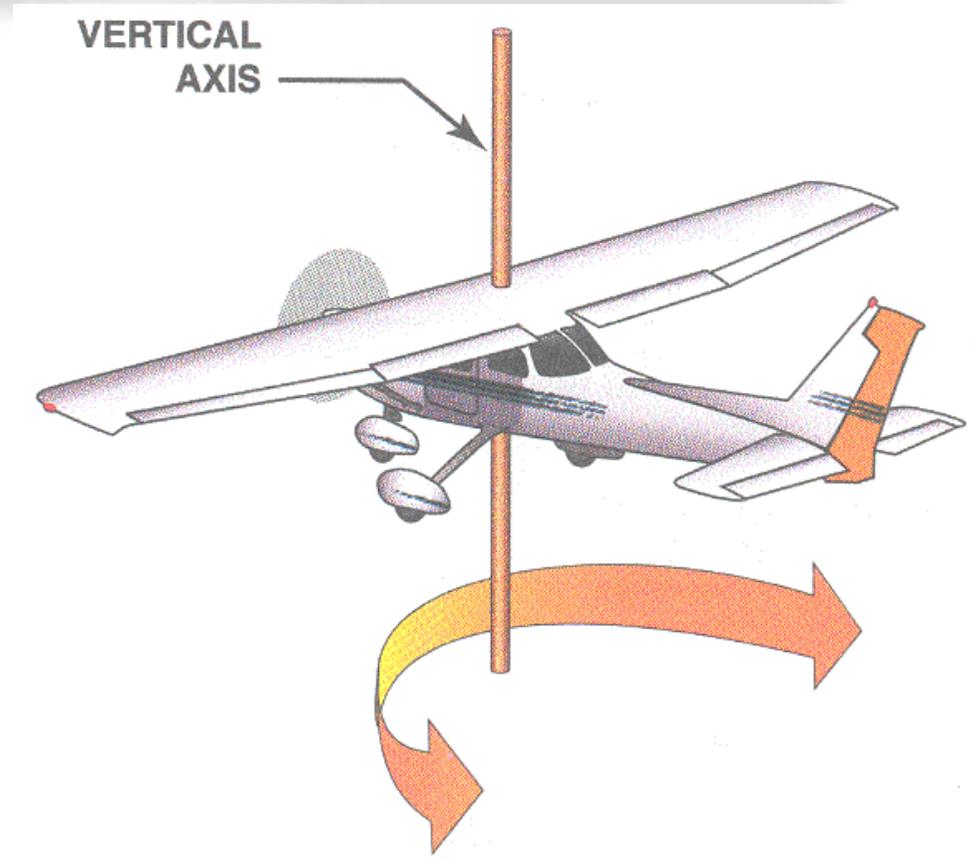
SERVOTAB



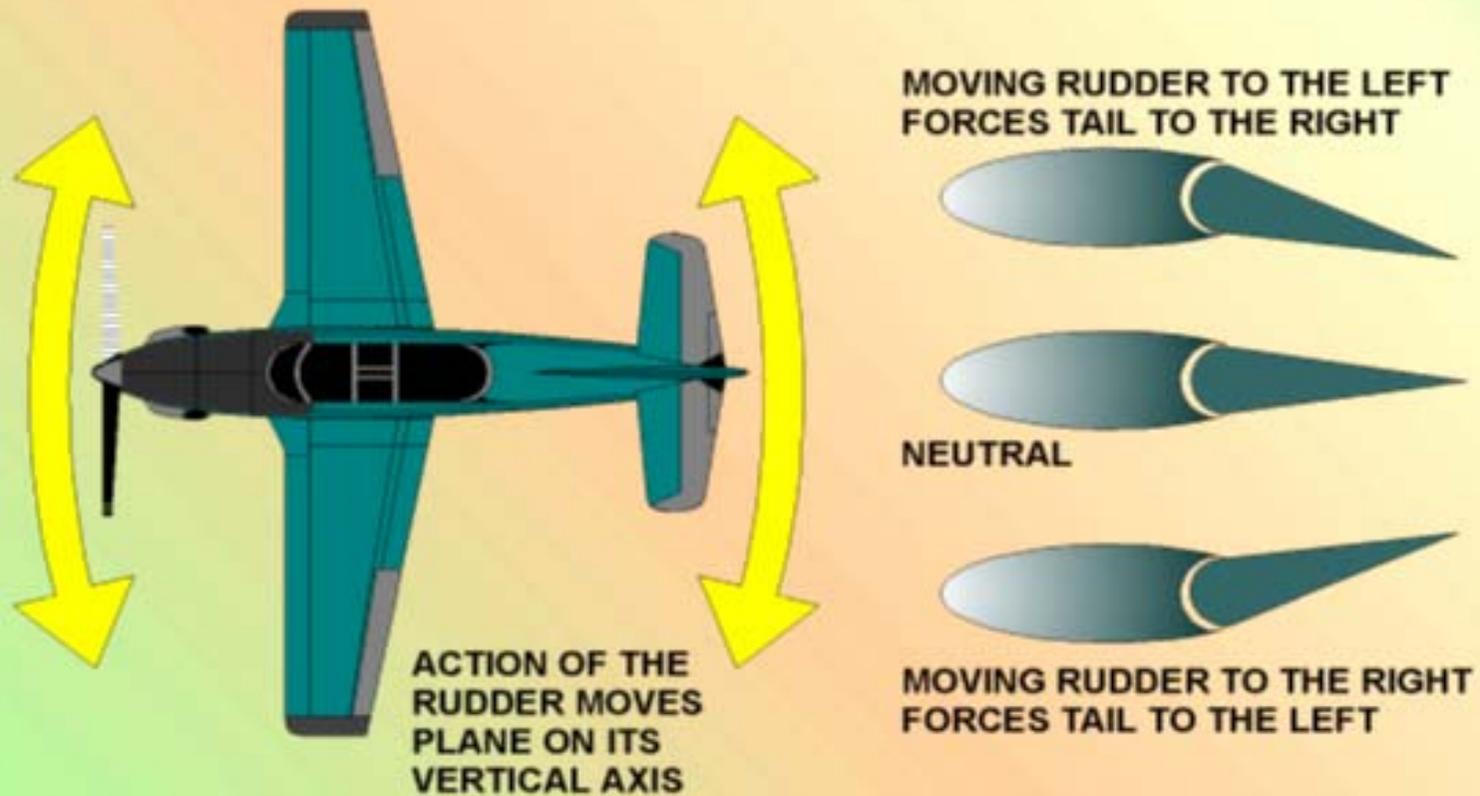
L'asse **verticale** attraversa il velivolo verticalmente.

Ruotando su quest'asse il velivolo "**imbarda**", cioè avanza una semiala e arretra l'altra.

Le oscillazioni su quest'asse si definiscono di "**nutazione**".



# RUDDER ACTION



210.1.2\_T9

Figura 6a Corso Manovre e Stabilità Martedì 29/10/2010 Azione del timone

# SUPERFICI DI CONTROLLO

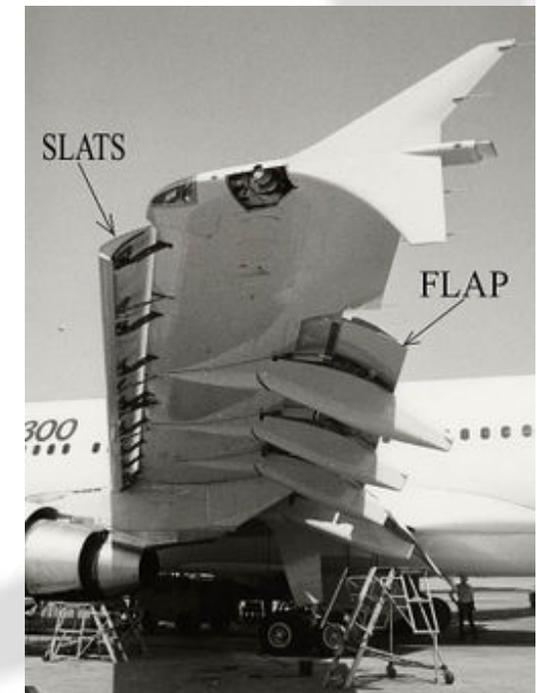
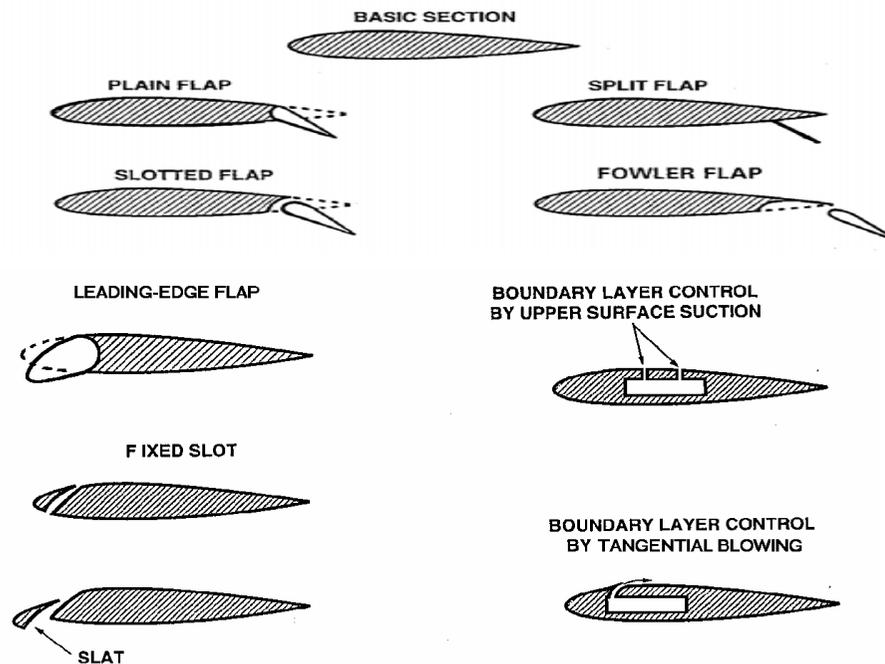
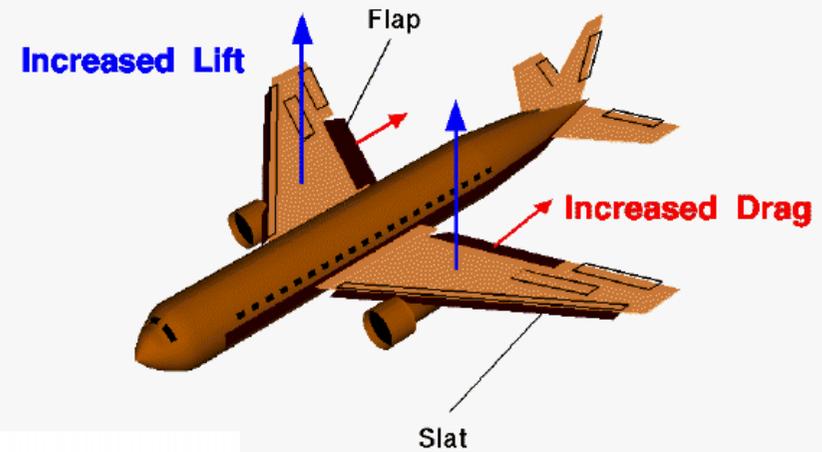
## Secondarie (assolvono a compiti e mod. configurazione):

- Flap( t.e.) e Slat (l.e.) (Ipersostentatori)  
Aumentano la capacità di portanza dell'ala
- Spoiler (diruttori)  
si usano in avvicinamento ed atterraggio, riducono efficienza
- Trim tab (alette tab)  
riducono gli sforzi di barra o volantino

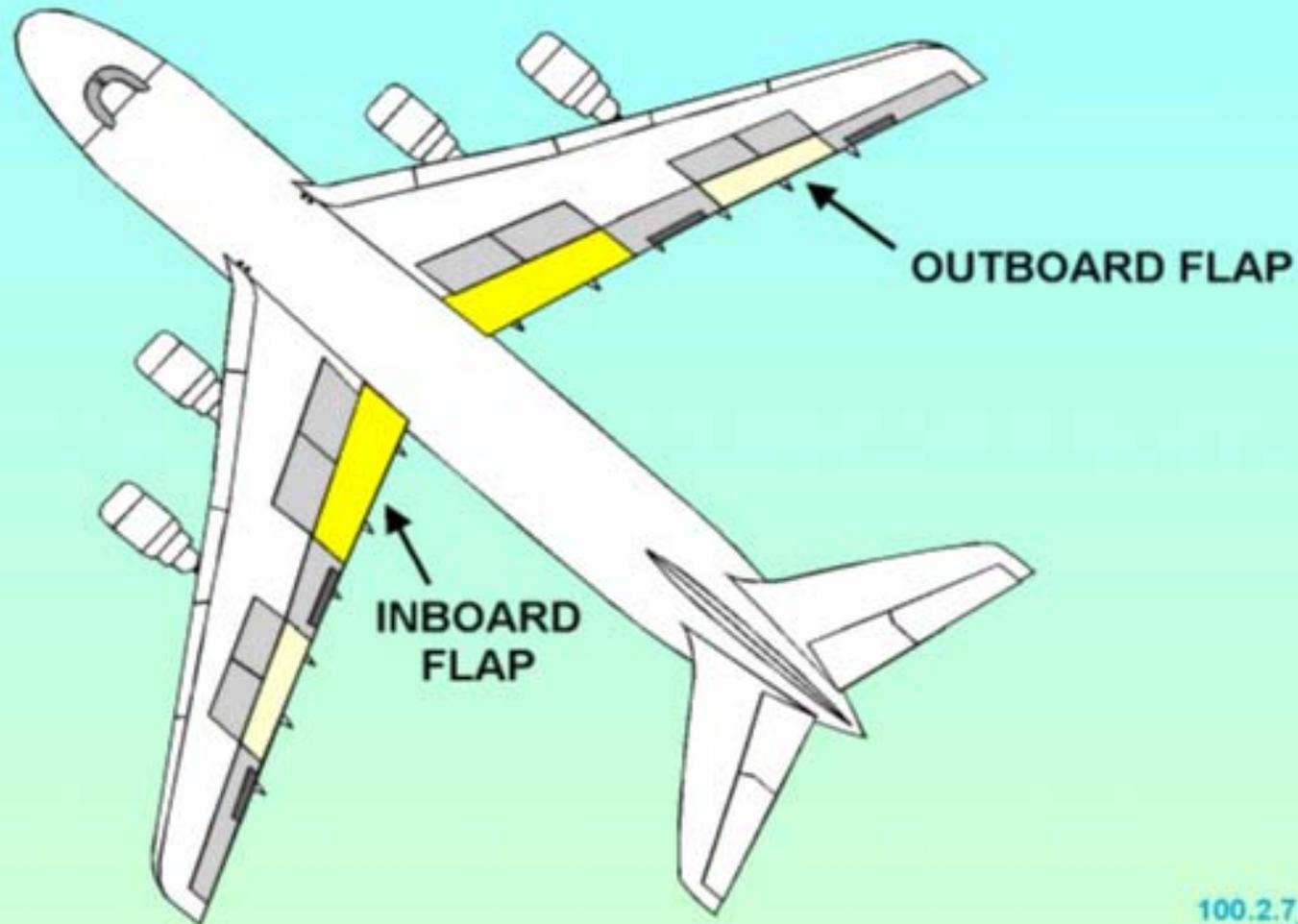


## Ipersostentatori – Flap / Slat

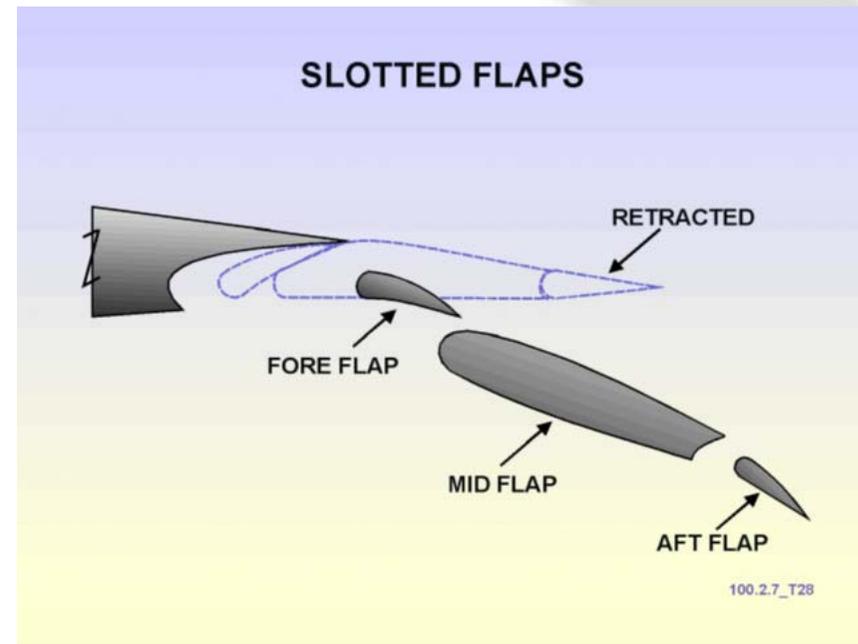
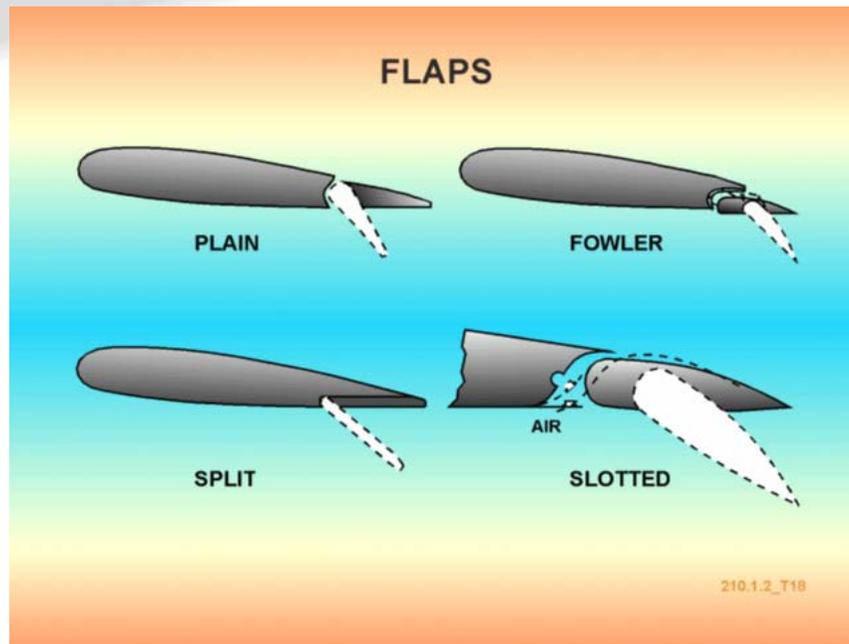
I sistemi di ipersostentazione al bordo di uscita (flaps) e al bordo di attacco (slats) permettono di incrementare la capacità portante dell'ala nelle fasi di decollo e atterraggio



# FLAPS



100.2.7\_T26



# LEADING EDGE SLAT

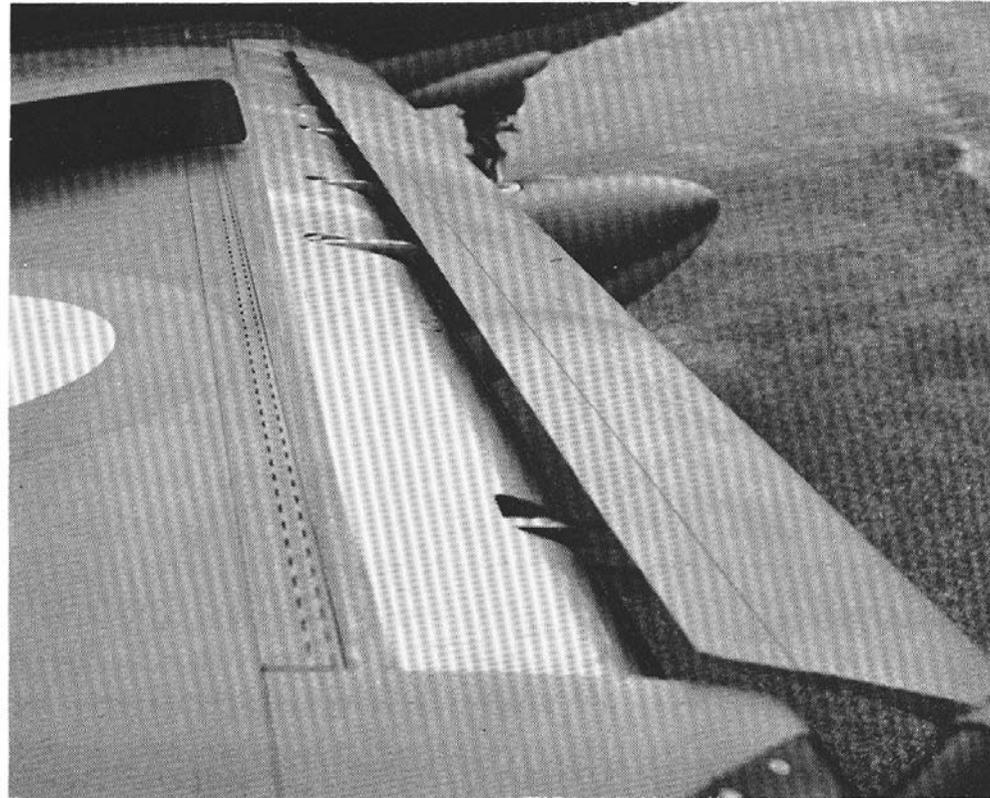
LEADING-EDGE FLAP



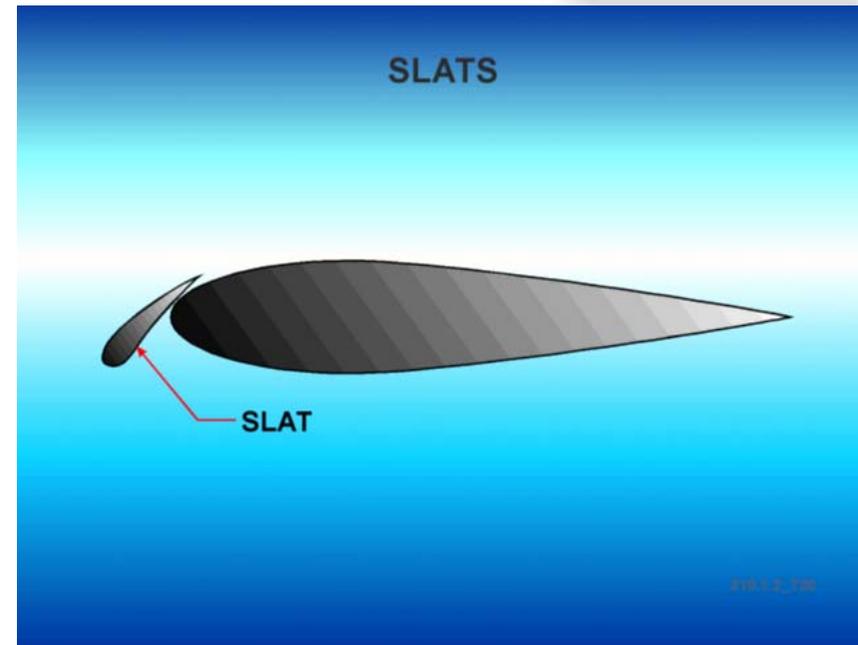
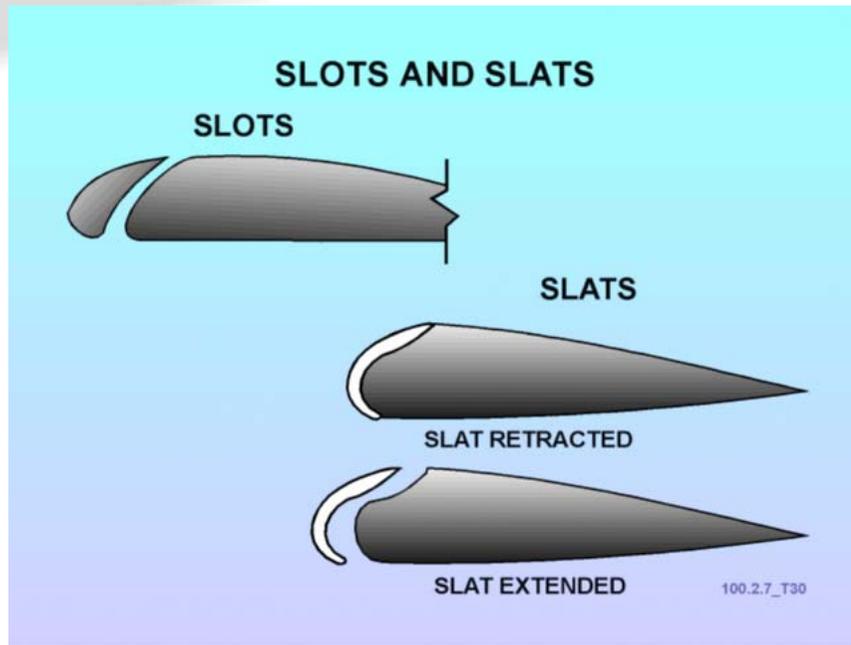
FIXED SLOT

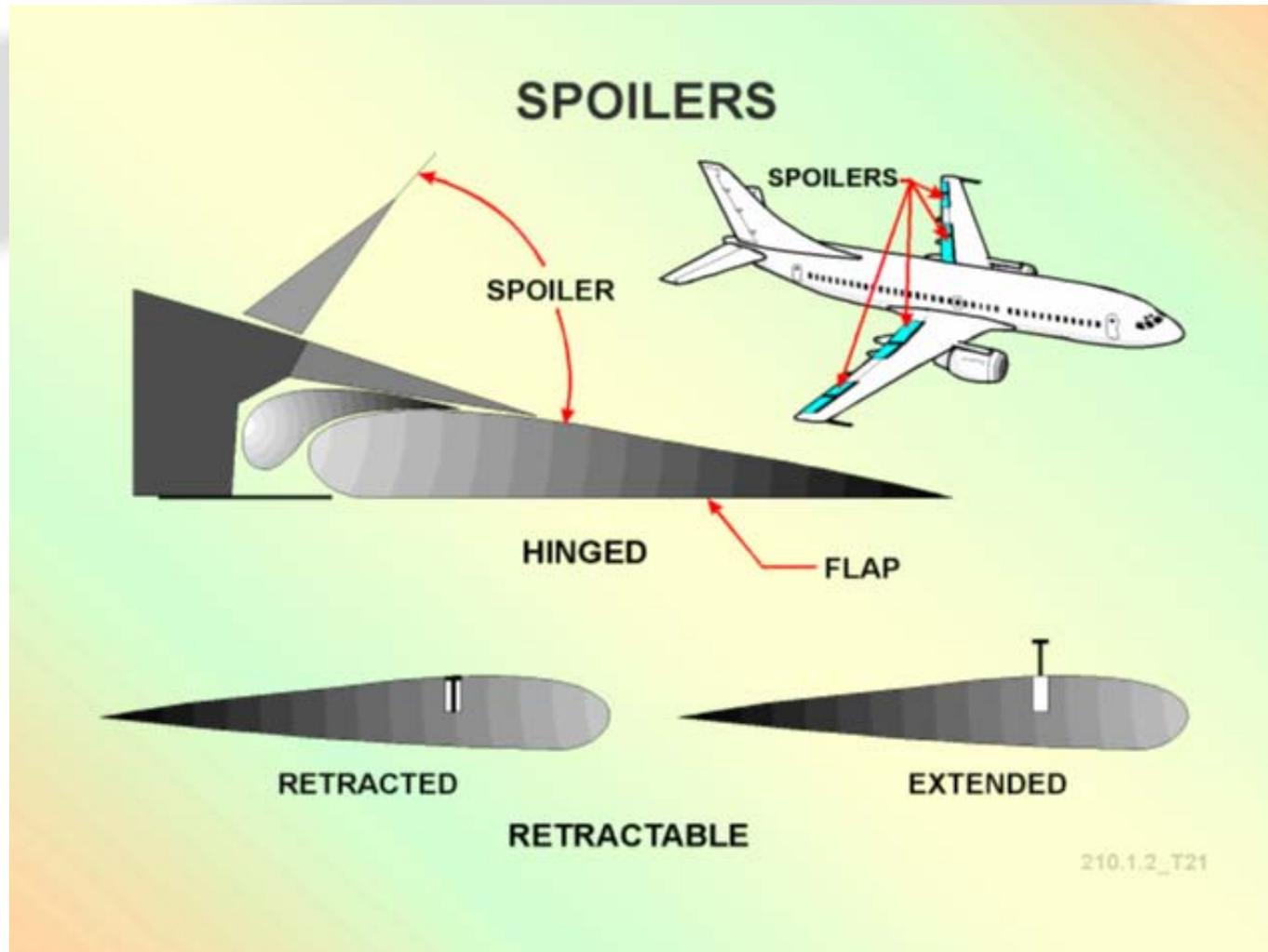


SLAT





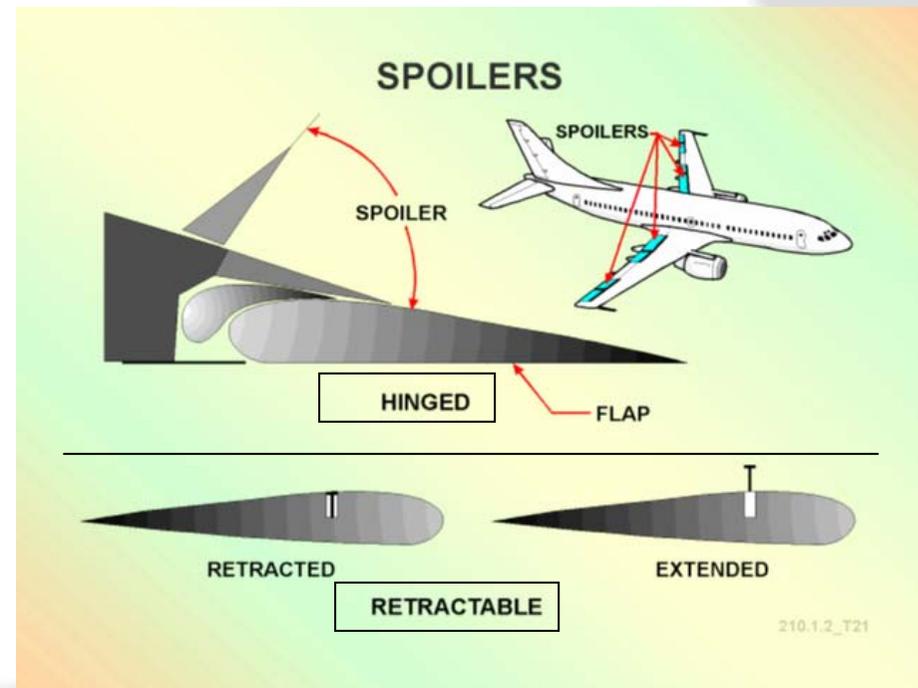
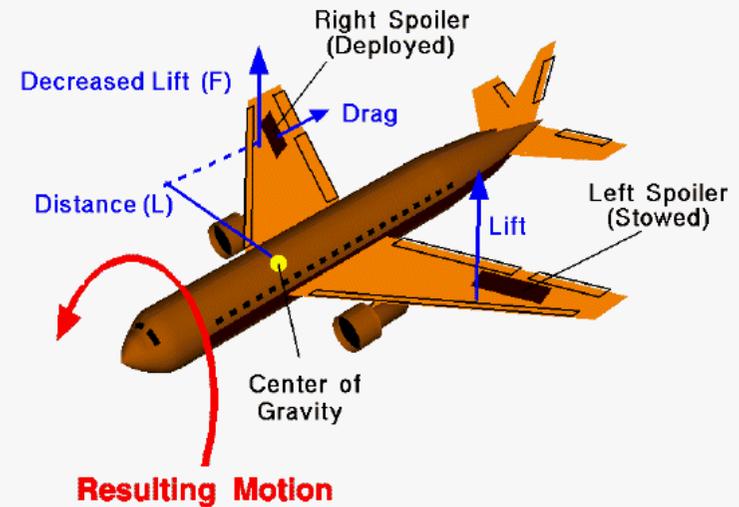


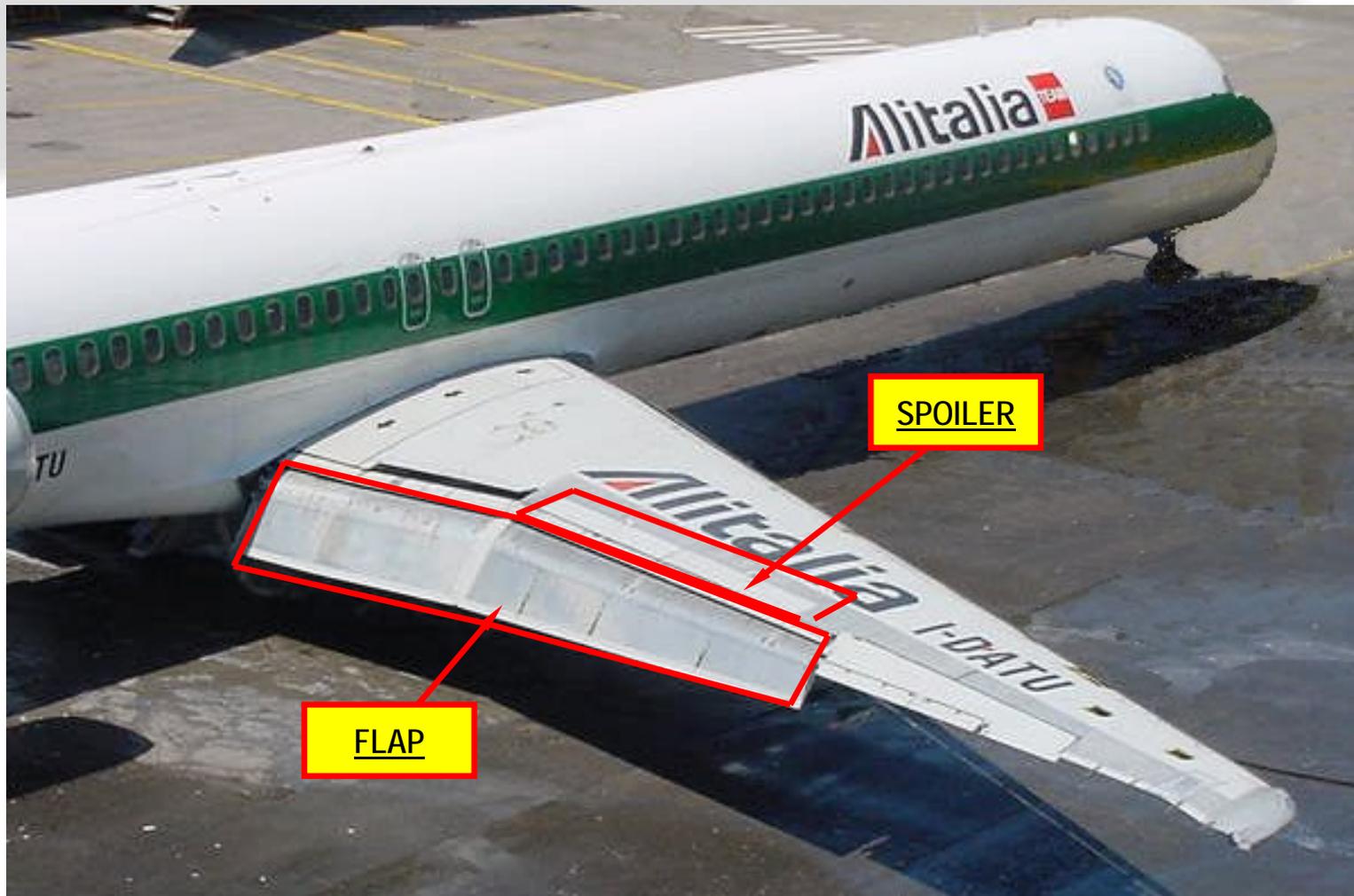


## Flight Spoiler (Diruttori di portanza)

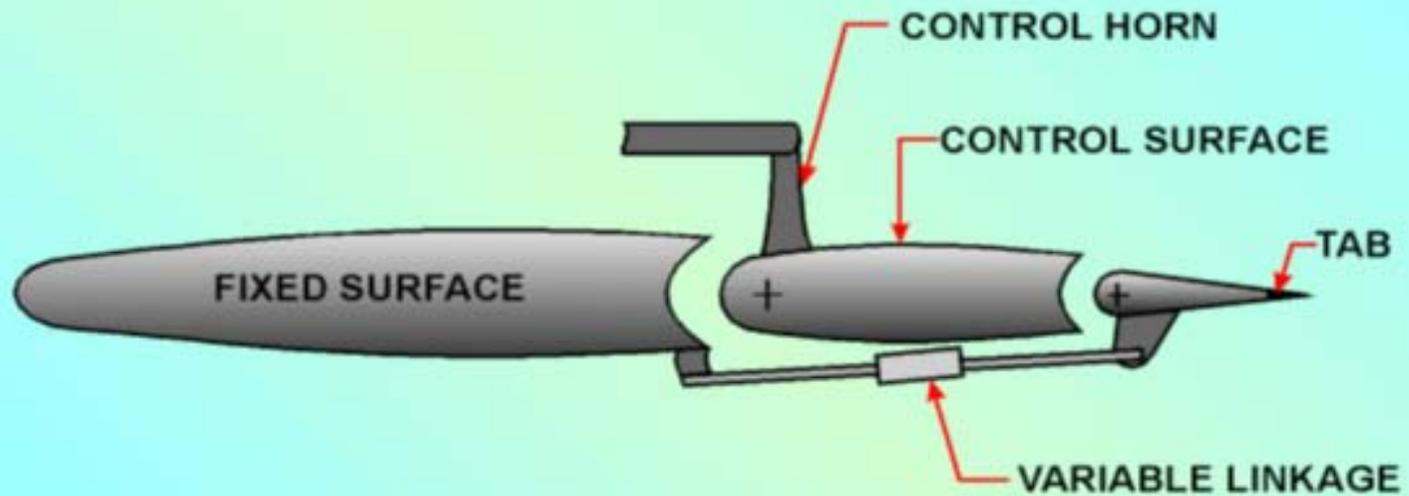
Sono pannelli incernierati (Hinged) o bordini retrattili (Retractable) posti sul dorso dell'ala.

- Riducono la portanza al fine di effettuare discese controllate senza ridurre la potenza o aumentare la velocità (se sono azionati simultaneamente lungo l'ala).
- Assistono il controllo trasversale quando vengono azionati l'uno indipendentemente dall'altro e congiuntamente agli alettoni.

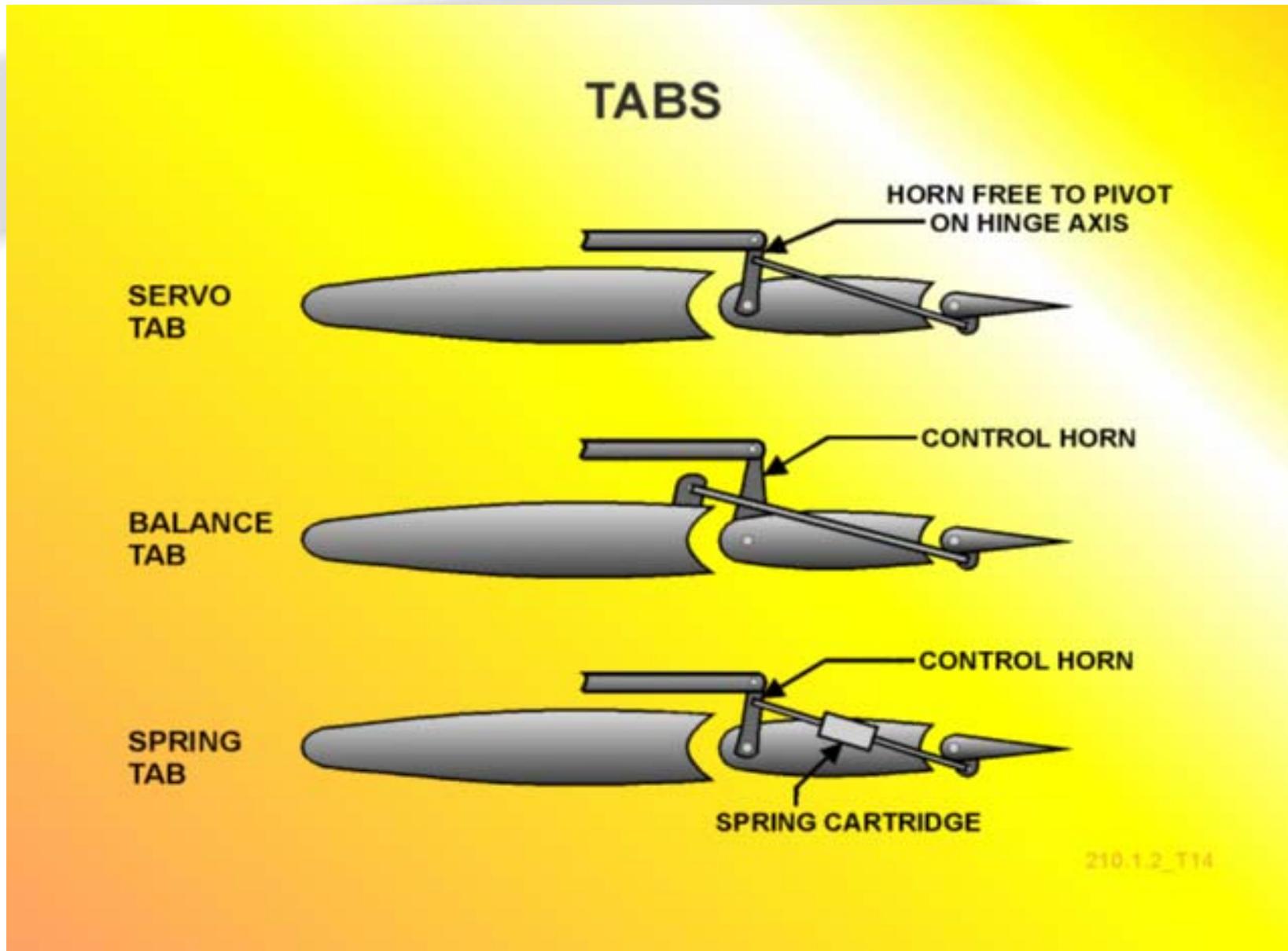




## TRIM TAB

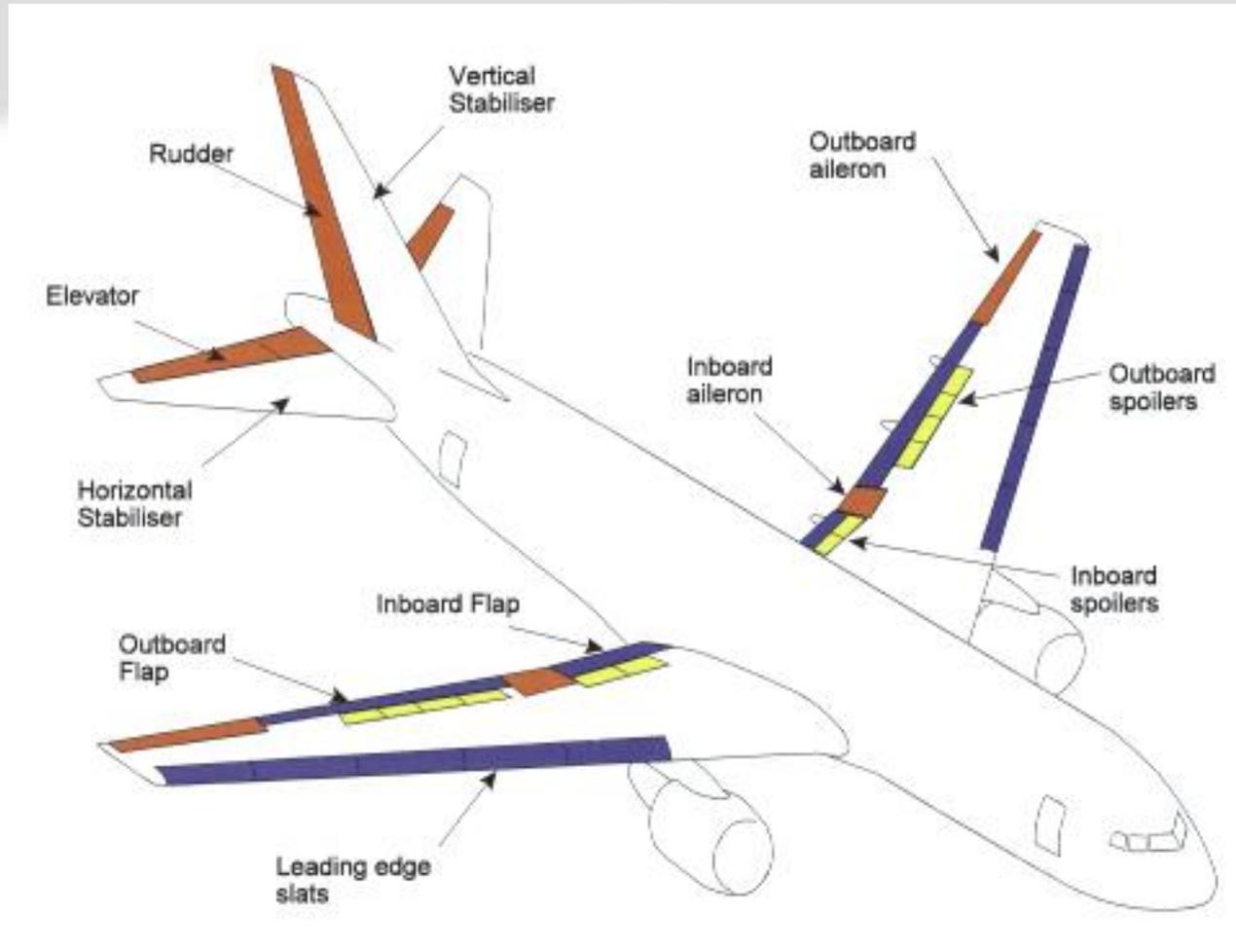


210.1.2\_T13

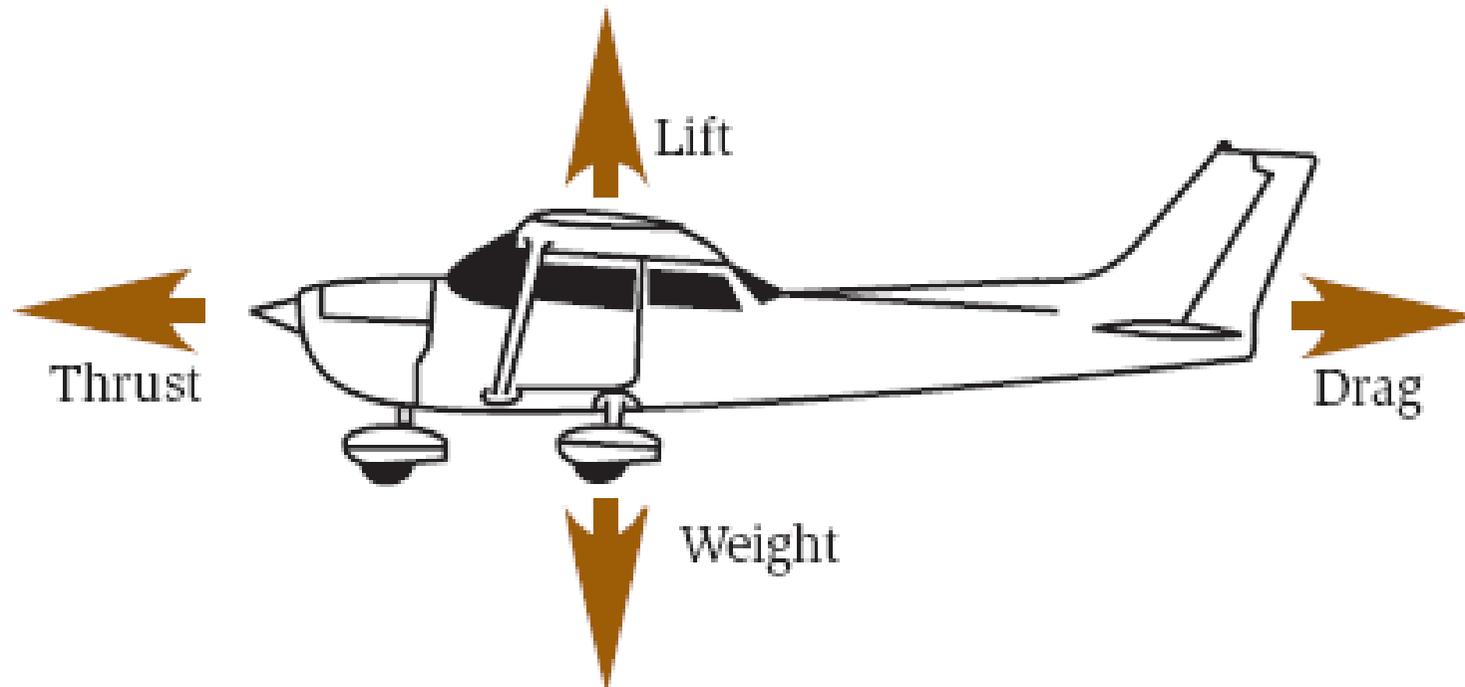


<b>COMANDO DALLA CABINA</b>	<b>MOVIMENTO DELLA SUPERFICIE DI CONTROLLO</b>	<b>EFFETTO</b>
Barra indietro	Gli equilibratori si muovono verso l'alto	Il velivolo tende a cabrare
Barra in avanti	Gli equilibratori si muovono verso il basso	Il velivolo tende a picchiare
Barra a sinistra	Si muovono gli alettoni. Si alza quello di sinistra si abbassa quello di destra.	Si alza l'ala di destra. Il velivolo tende a virare a sinistra
Barra a destra	Si muovono gli alettoni. Si alza quello di destra si abbassa quello di sinistra	Si alza l'ala di sinistra. Il velivolo tende a virare a destra
Pedaliera: piede destro avanti	Timone a destra	L'aereo imbarda a destra
Pedaliera: piede sinistro avanti	Timone a sinistra	L'aereo imbarda a sinistra

## Riepilogando:



## Straight-and-level flight



## Configurazioni di velivoli – VELIVOLI LEGGERI



**ALA ALTA a sbalzo**



**ALA ALTA controventata**



**ALA ALTA – conf spingente**



**ALA BASSA**



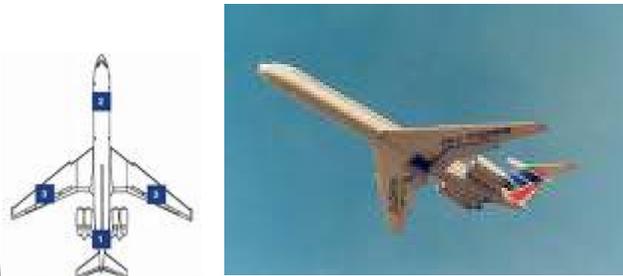
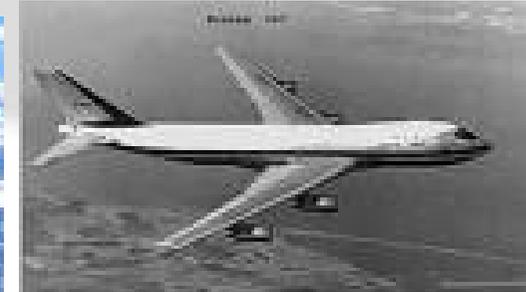
## Configurazioni di velivoli Trasporto Jet – Posizione dei motori

### Motori sub-alari:

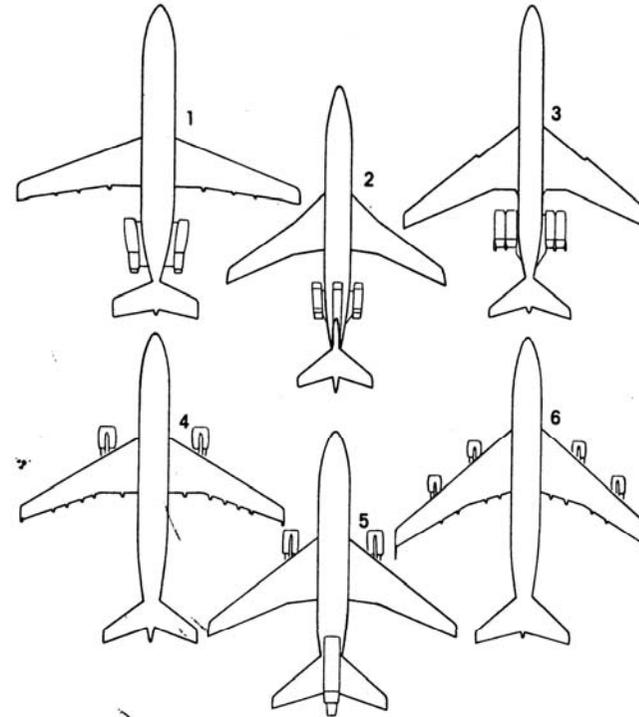
+ riduzione momento flettente strutturale sull'ala => ala più leggera

### Motori in coda:

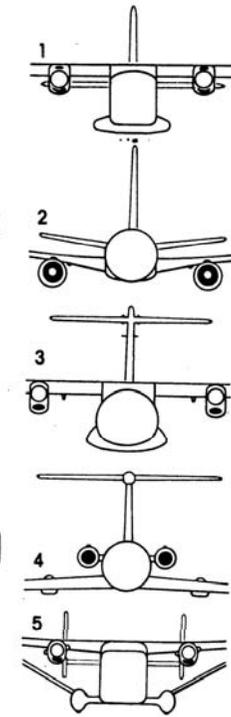
+ ala aerodinamicamente più pulita  
+ ridotto momento di imbardata in caso di avaria di un motore (quindi piano di coda verticale più piccolo)



Posizionamento dei motori



Piani di coda a confronto



## Velivoli Trasporto Jet – Dati geometrici e di massa

	Wto (tonn)	Pass.	Autonomia (nm) 1nm =1,852 Km	S (m2)	Wto/S [kg/m <sup>2</sup> ]	b (m)	AR	c/4
Long Range								
<b>A330</b>	204	330	5000	325	627	58	10.3	30°
<b>A340</b>	246	380	7200	325	756	58	10.3	30°
<b>B747-300</b>	363	500	5650 (11000 Km)	511	710	59.6	7	37°
<b>MD11</b>	273	405	5000	341	800	51.7	7.8	35°
<b>A300</b>	170	370	4380	260	653	44.8	7.7	28°
<b>A310</b>	150	280	3730	219	684	43.9	8.8	28°
<b>B767</b>	128	255	6210	283	452	47	7.8	31°
Short/Medium								
<b>A320</b>	66	150	2640	122	540	33.9	9.5	25°
<b>B707</b>	151	189	5000	283	533	44.4	7	35°
<b>B727</b>	86	189	2400	158	544	32.9	6.9	32°
<b>B737-300</b>	61	150	2350	102	598	28.3	7.8	25°
<b>MD80</b>	63	170	1563	118	534	32.9	9.2	24.5°
<b>BAe 146</b>	42	96	1176	77.3	543	26	8.7	15°
<b>Fokker 100</b>	41.5	119	1200	94.3	436	28	8.3	17°



## Configurazioni di velivoli Trasporto Jet – Valori dell'allungamento alare AR

### *Valori tipici:*

*1 Lockheed Electra AR=7.5*

*2 Shorts 360 AR=12.4*

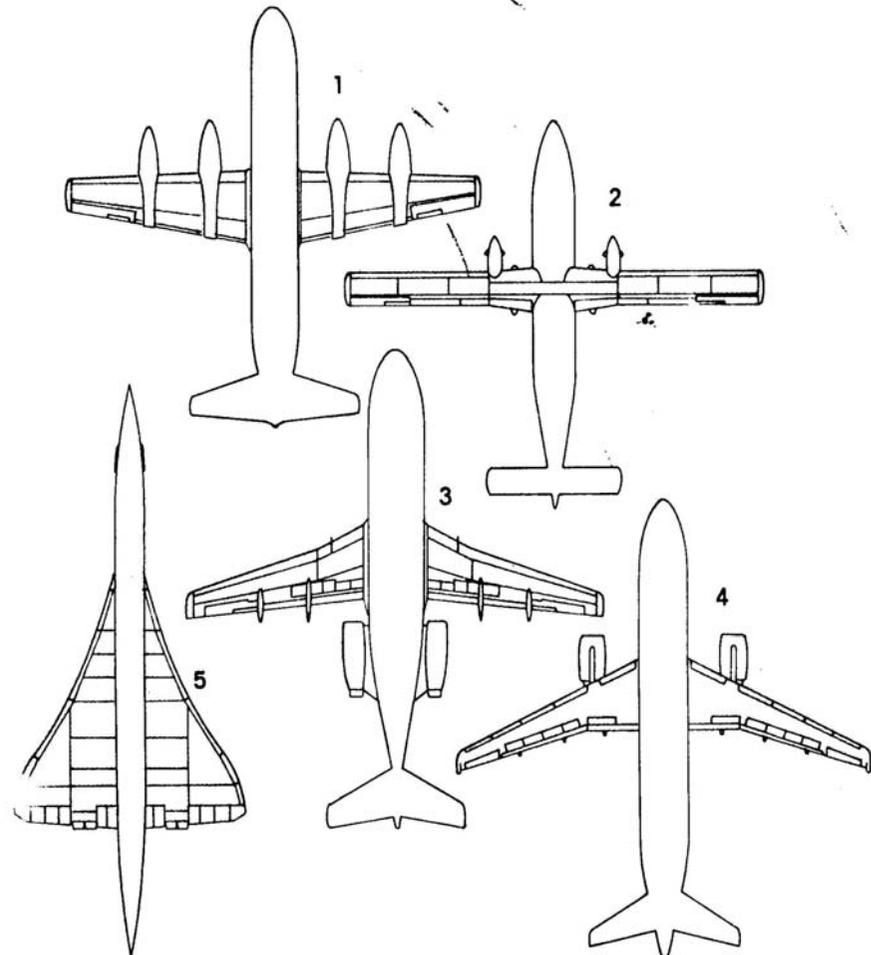
*3 Fokker F28 AR=8*

*4 Airbus A320 AR=9.4*

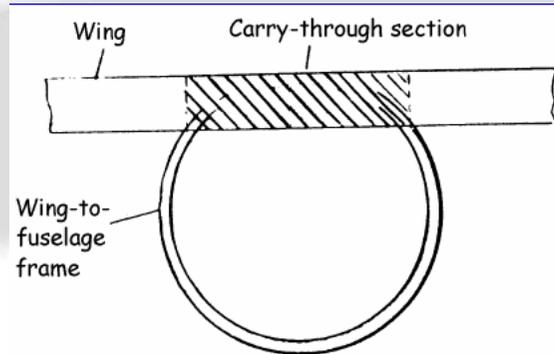
*5 Concorde AR=2*

**AR più elevato riduce la resistenza indotta, ma produce maggiore sollecitazione flettente (a parità di portanza) e quindi conduce ad ali con più elevato peso strutturale.**

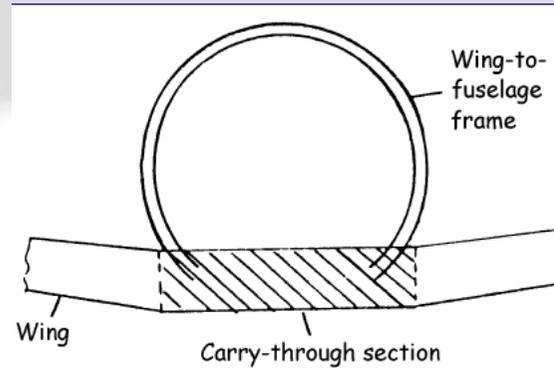
Allungamenti alari a confronto



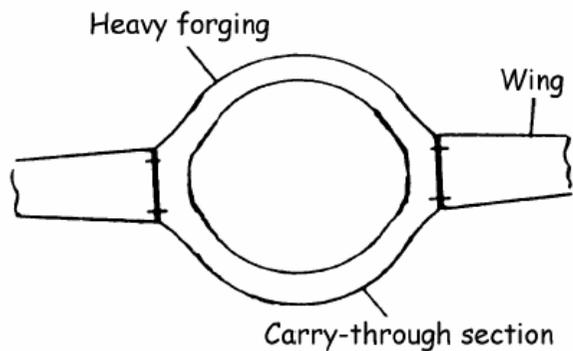
## Posizione dell'ala e collegamento con la fusoliera



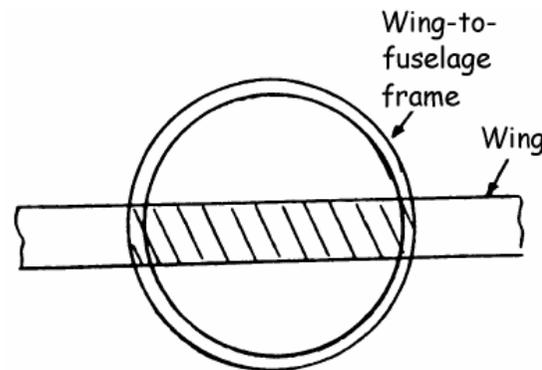
**Ala Alta – High Wing**



**Ala Bassa – Low Wing**

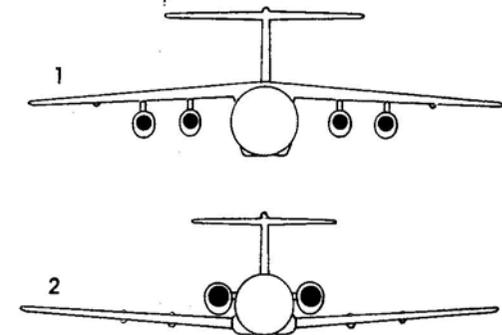


**Ala Media – Mid Wing**



**Ala Media – Mid Wing**

**Posizione dell'ala**



## ELEMENTI DI PROPULSIONE

### Principio di funzionamento generale di un elemento propulsivo



$$T = \dot{m} (V_e - V_0) + \dot{m}_f V_e + A_e (p_e - p_0)$$

In generale c'è una variazione di quantità di moto

Il primo termine è quello preponderante.

Si tratta quindi di far variare la velocità di una certa portata di massa d'aria. Sia l'elica che il turbogetto producono quindi un'accelerazione su di una certa massa d'aria.



## Motore a pistoni con elica

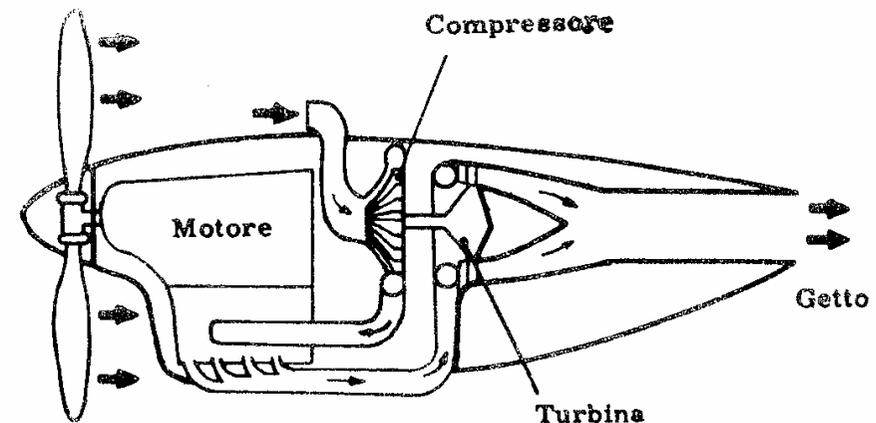
Un motore a pistoni utilizza il ciclo (aspirazione-compressione-scoppio-scarico) per produrre potenza all'albero (coppia x velocità angolare).

L'albero motore è collegato attraverso un riduttore (il motore gira tra 1500 e 6000 rpm e l'elica tra 500 e 2700 rpm) all'elica.

Si può avere un incremento di potenza all'albero (trasferita all'elica) tramite un turbocompressore (vedi figura).

L'elica è un'ala rotante e produce spinta attraverso un'azione di forza aerodinamica generata da tutti i profili delle pale.

In generale il principio è sempre quello della variazione di quantità di moto.



# Motore turbogetto

L'aria entra dalla presa d'aria attraverso la quale subisce un leggero aumento di pressione e riduzione di velocità.

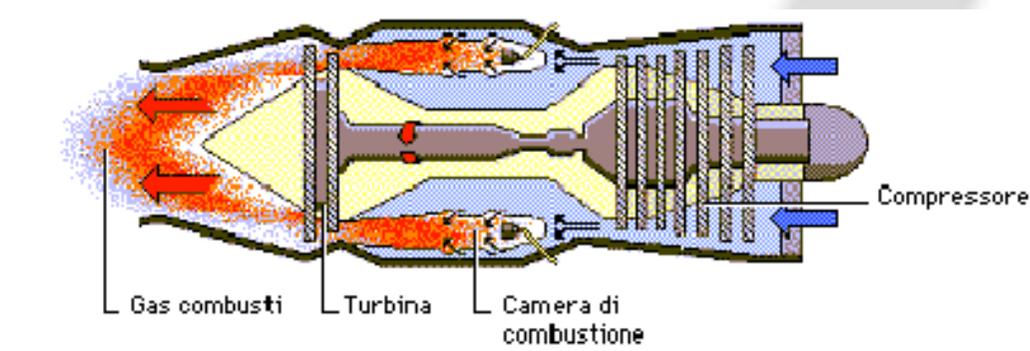
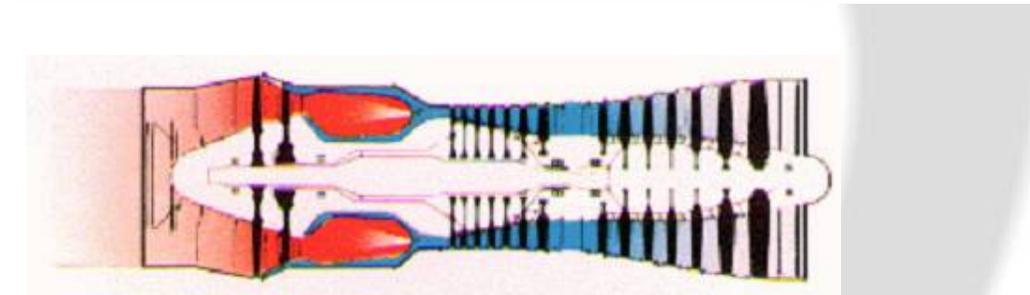
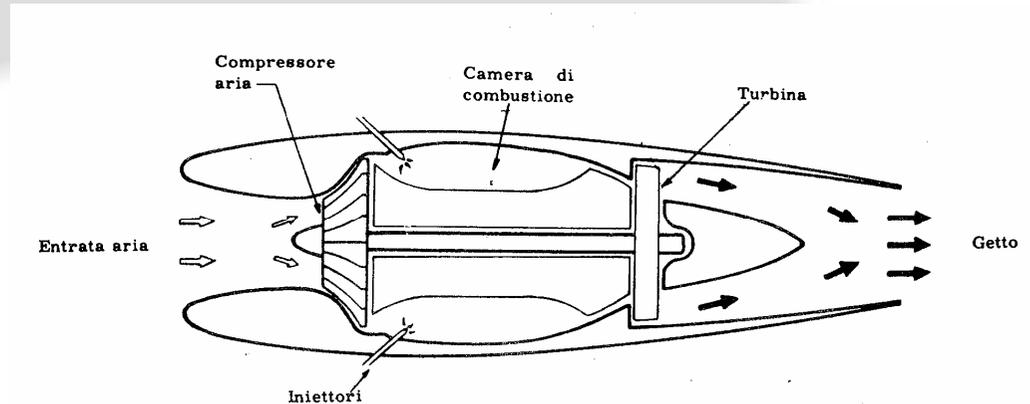
L'aria poi attraversa un compressore (tipicamente assiale a più stadi come quello delle due figure in basso). Le palette rotanti del compressore fanno aumentare notevolmente la pressione (e quindi la temperatura) dell'aria.

Dal compressore poi passa alla camera di combustione dove viene unita al combustibile spruzzato dagli iniettori ed innescata la combustione.

La combustione produce aria ad altissima pressione e temperatura. L'aria poi attraversa la turbina cedendo energia ed azionando così la turbina stessa.

La turbina è collegata meccanicamente con il compressore che è quindi mosso grazie alla turbina.

Il getto d'aria poi va nell'ugello dove viene espulso a grossa velocità ( $V_e > V_i$ )



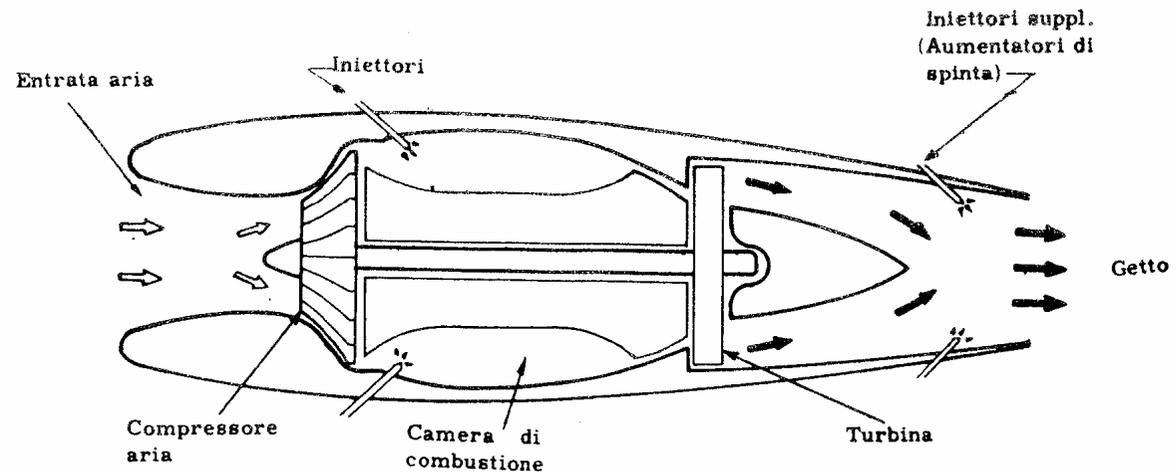
## Motore turbogetto con post-bruciatore

Nel caso di velivolo militari si può utilizzare un turbogetto con post-bruciatore.

Si produce , attraverso una seconda serie di iniettori, una seconda combustione a valle della turbina.

Si produce una spinta molto più elevata.

Il post-bruciatore (after-burner) può essere però attivato solo per tempi limitati (il riscaldamento della parte terminale diventa notevole).



## Motore turbofan (turboventola)

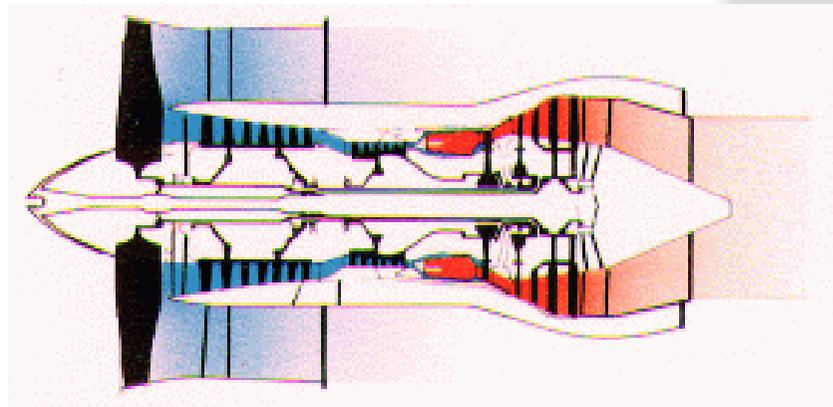
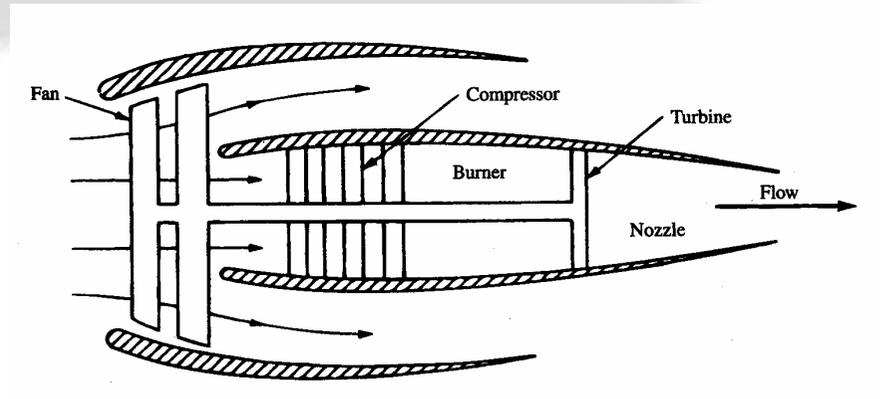
L'elica intubata (fan) permette di ridurre i consumi del motore (avvicinando il motore ad un propulsore ad elica).

La spinta si ottiene per mezzo dell'effetto combinato del getto in uscita dall'ugello di scarico e tramite la spinta prodotta dalla ventola.

### BPR (By-Pass-Ratio)

O anche rapporto di By-pass o rapporto di diluizione.

Rapporto tra l'area del disco relativo all'elica intubata rispetto all'area della parte calda (cioè del motore a getto)

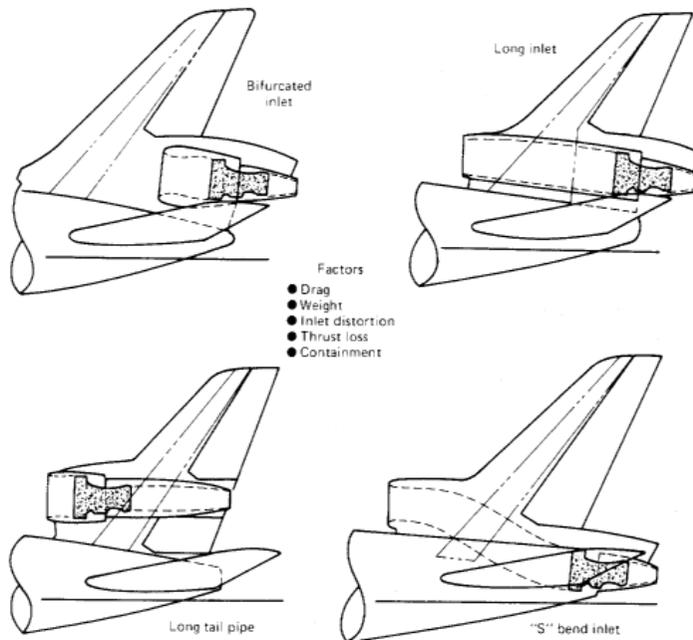
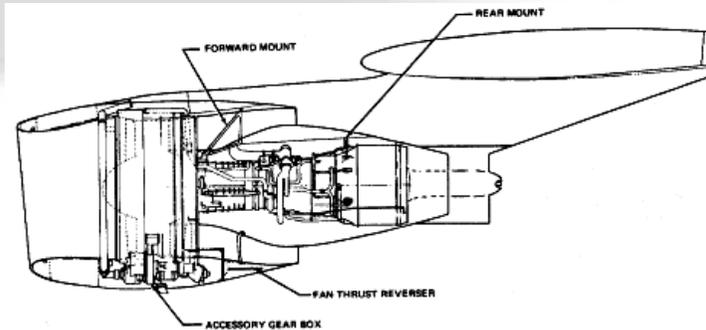


Motore turbofan ad alto rapporto di diluizione (BPR=circa 5)



# Motore turbofan (turboventola)

## Installazione sub-alare



Installazione terzo motore in coda (velivoli DC10 oppure MD 11)

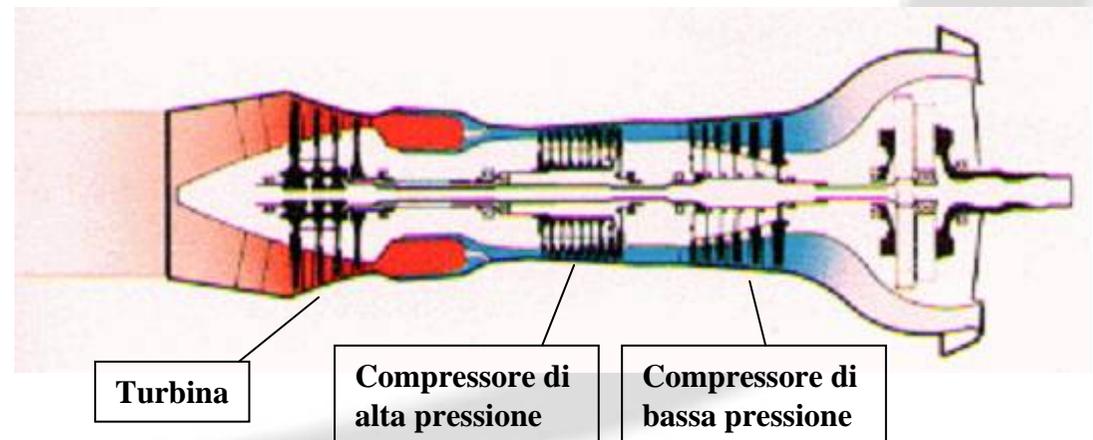
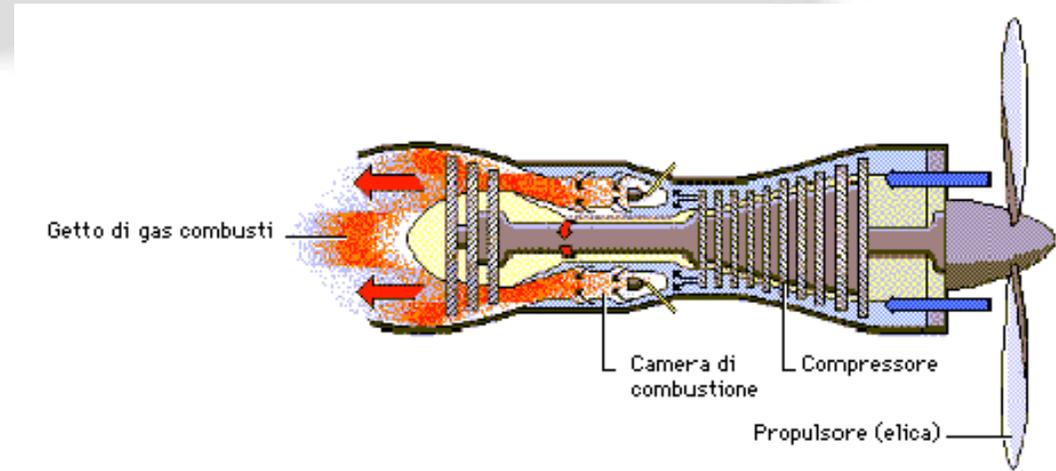
Possibili soluzioni

## Motore turboelica

La turbina di bassa pressione viene collegata ad un'elica.

Il 90% della spinta si ottiene quindi per l'effetto propulsivo dell'elica.

E' necessario un riduttore perché l'elica deve girare a 2000-3000 rpm mentre la turbina ed il compressore girano a velocità maggiori.



## Motore turboelica

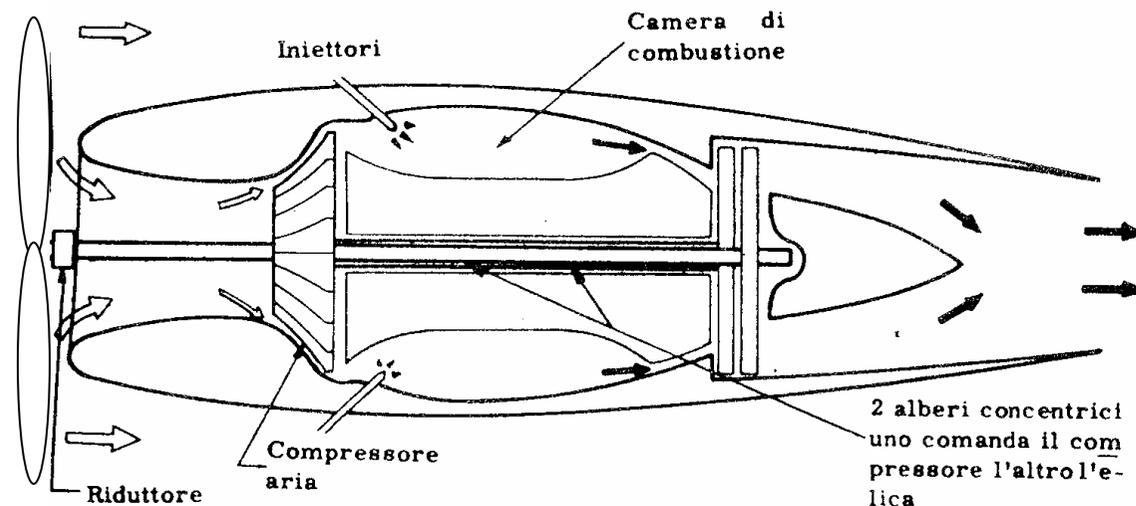
Tipicamente ci sono due stadi di turbine.

La turbina di alta pressione (la prima) comanda il compressore centrifugo.

La seconda turbina comanda l'elica (con la presenza di riduttore prima dell'attacco elica). Ci sono quindi due alberi coassiali (vedi figura)

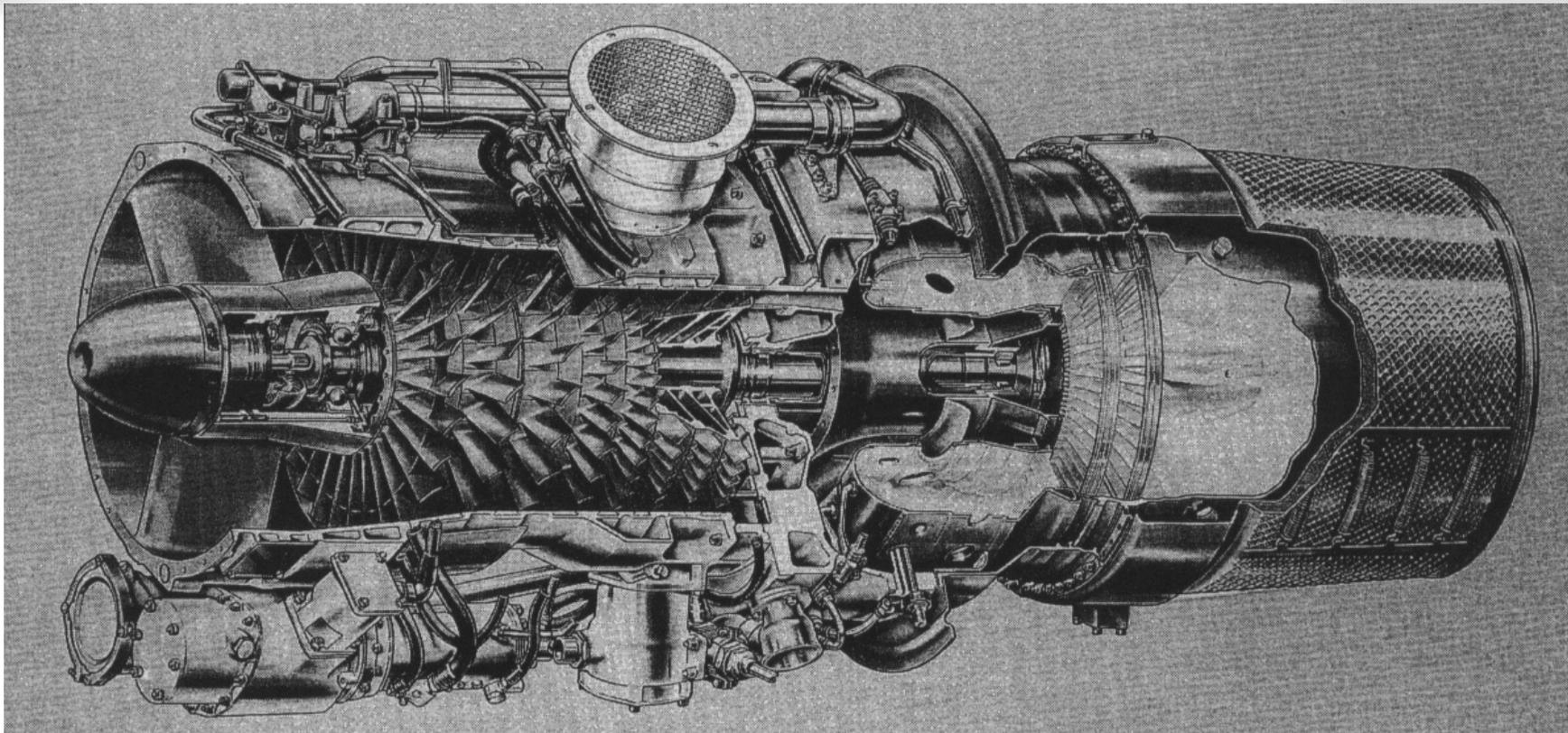
Il turboelica ha spinte non elevate ma consumi ridotti.

Chiaramente, per la presenza dell'elica, non può essere adottato su velivoli che superano  $Mach=0.55$ , difatti sull'estremità delle pale si raggiungerebbero condizioni soniche.

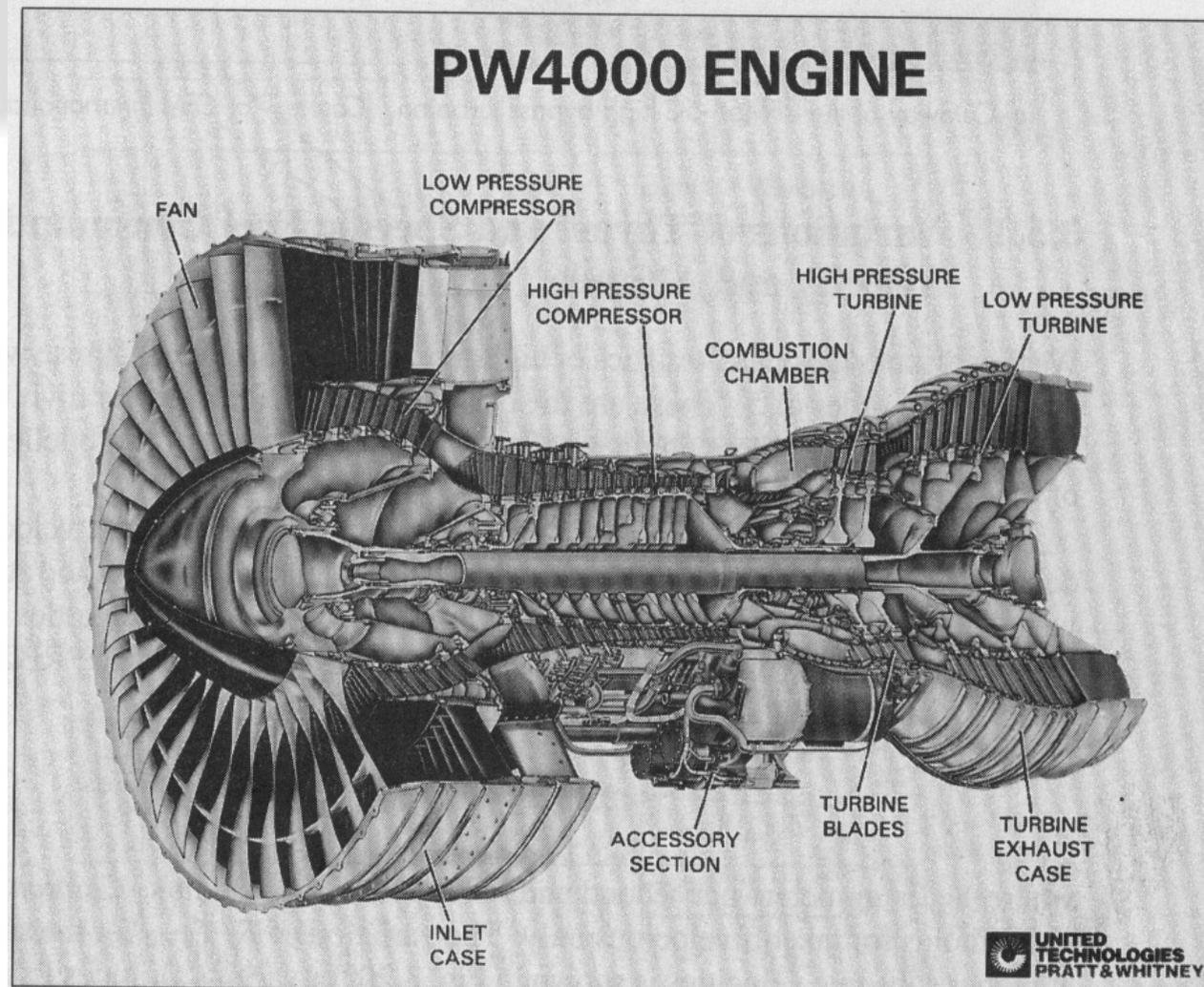


# Foto motori- Turbogetto

## Turbogetto Rolls-Royce Viper 632



## Foto motori- Turbofan



## Schema confronto motori

### TURBOJET - Turbogetto puro

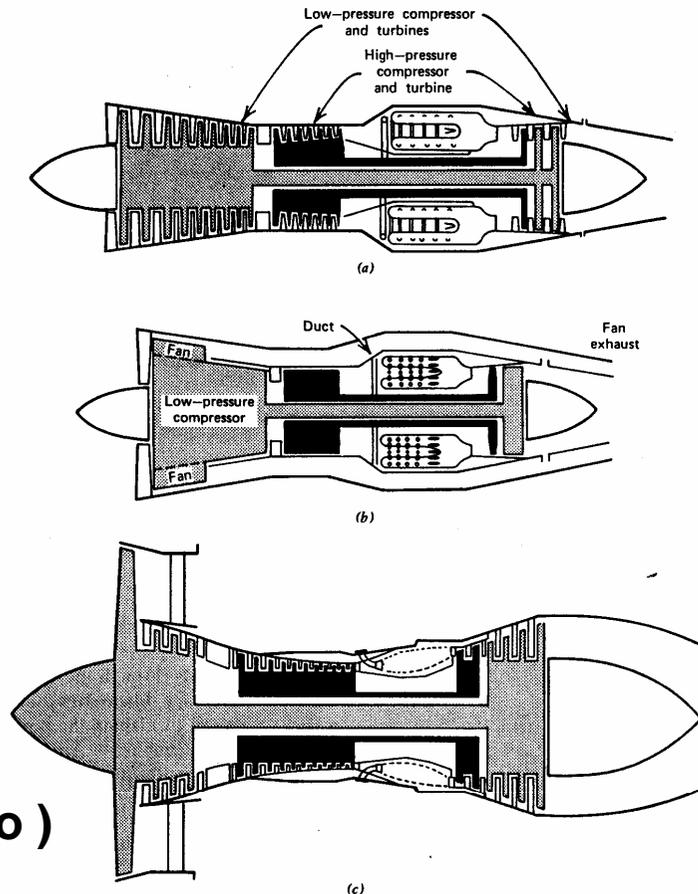
- Spinta elevatissima
- Consumi fortissimi
- (Usato ad esempio nel Concorde)

### TURBOFAN A BASSO bpr (By-Pass-Ratio) (circa 1.5, tipico di motori di caccia militari)

- Forte spinta
- Alto consumo

### TURBOFAN AD ALTO bpr (By-Pass-Ratio) (circa 5, tipico di motori di velivoli da trasporto )

- Spinta non elevatissima
- Consumo ridotto rispetto al turbogetto



**Figure 6.26** Variations on the gas turbine. (a) Dual axial-flow compressor turbojet. (b) Dual axial-flow compressor, forward fan engine with long ducts. (c) High bypass ratio turbofan with short ducts. (d) Single axial-flow compressor, direct propeller drive turboprop. (e) Single axial-flow compressor, free turbine propeller drive turboprop. (f) Dual axial-flow compressor, turbojet with afterburner. (g) Dual axial-flow compressor, industrial turboshaft engine.

## Consumo specifico motori con elica

**Velivoli ad elica:**

**SFCp [lb / (hp h) ]**

**peso di combust consumato per  
unità di potenza prodotta all'albero  
e per ora di funzionamento**

**0.40-0.50**      **motoeliche (pistoni) (fino a 200-300 hp)**

**0.50-0.60**      **turboelica (fino a 2500-3000 hp)**

**0.45**            **prossimi motori turboelica**



## Consumo specifico motori a getto

**Velivoli a getto:**

**SFCj [lb / (lb h) ]**

**peso di combust consumato per  
unità di spinta prodotta  
e per ora di funzionamento**

**1.10-1.50 turbogetto puro**

(usato su particolari caccia militari o sul concorde)

**BPR**

**0.70-1.00 turbofan LBPR (Low By-Pass ratio) (1.2-2.5)**

(usato su F16 o altri moderni velivoli militari)

**0.50-0.60 turbofan HBPR (Low By-Pass ratio) (5-6)**

(usato su velivoli da trasporto commerciale)



## Sviluppo storico motori

Motore	Anno	Cilindri	Potenza (shp)	Peso (lbs)	Peso/Potenza (lbs/hp)
Fratelli Wright	1909	4	12	200	16.6
Wright J5-C Lindbergh Flight	1927	9 - radiali	220	500	2.27
Rolls Royce Merlin	1940	12 a V	1130 at 3000rpm	1430	1.26
Lycoming O-360-A	circa 1980	4	180 at 2700 rpm	180	1.58
<b>TURBOPROP</b>					
Pratt&Whitney PT6A-27			680	300	0.50
<b>TURBOFAN</b>			<b>SPINTA(lbs)</b>		<b>Peso/Spinta</b>
Pratt&Whitney JT9D-7A		HBPR Turbofan	39650 (sea level)	8850	0.22