

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
«Modo di fuga per un velivolo ad ala fissa»

Tutor universitario: *Prof. Bettanini Carlo*

Laureando: Lazzari Niccolò

1223371

Padova, 21/09/2023

- **Descrizione della stabilità statica e dinamica di un velivolo ad ala fissa**

1. Superfici di controllo

4. Qualità del volo

2. Forze e angoli di assetto 3. Dinamica longitudinale

Moto di lungo periodo

Moto di corto periodo

- **Sistema di riferimento utilizzato per i 3 moti di assetto:**
 1. Rollio
 2. Beccheggio
 3. Imbardata

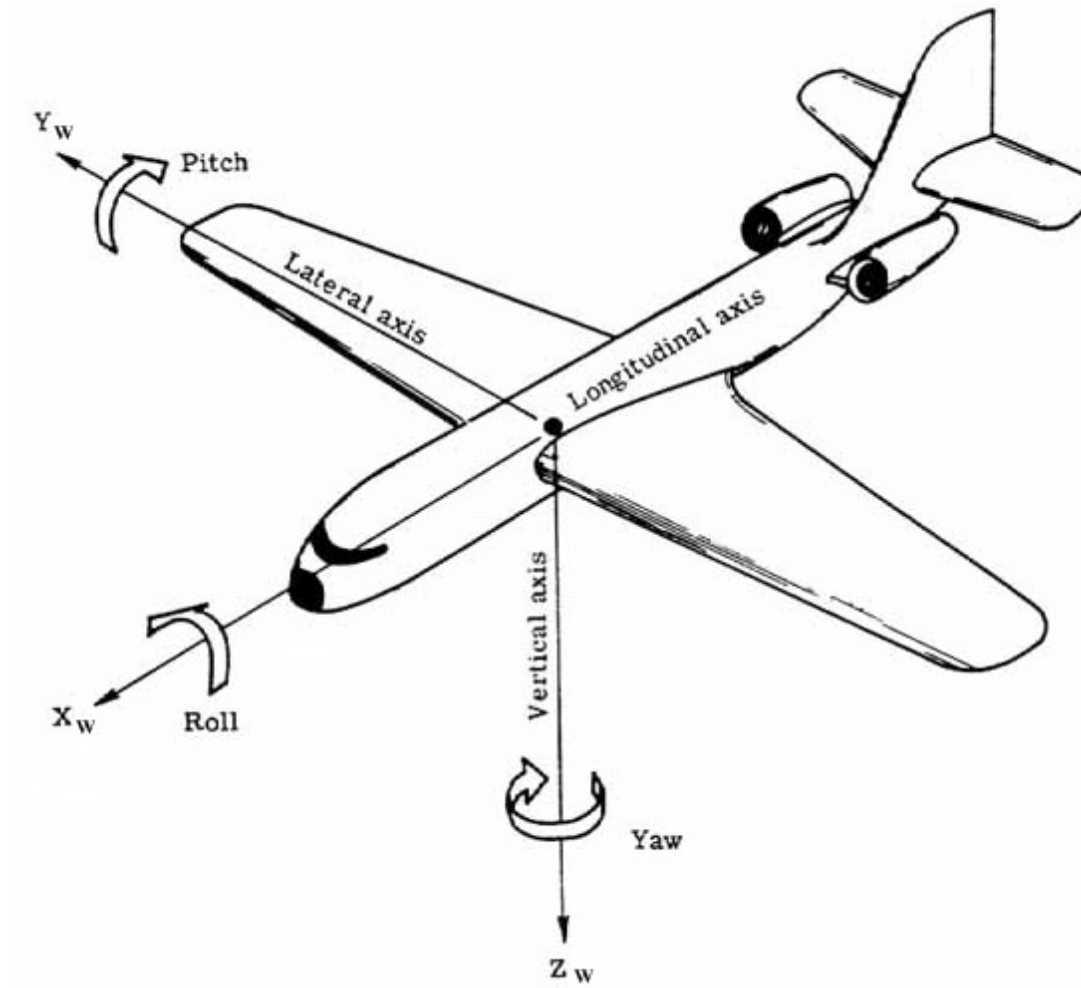


Figura 1

- **Dove sono collocate e funzioni delle principali superfici di controllo**

Due categorie

1. Collocate sulle ali del velivolo
2. Collocate sull'assieme di coda

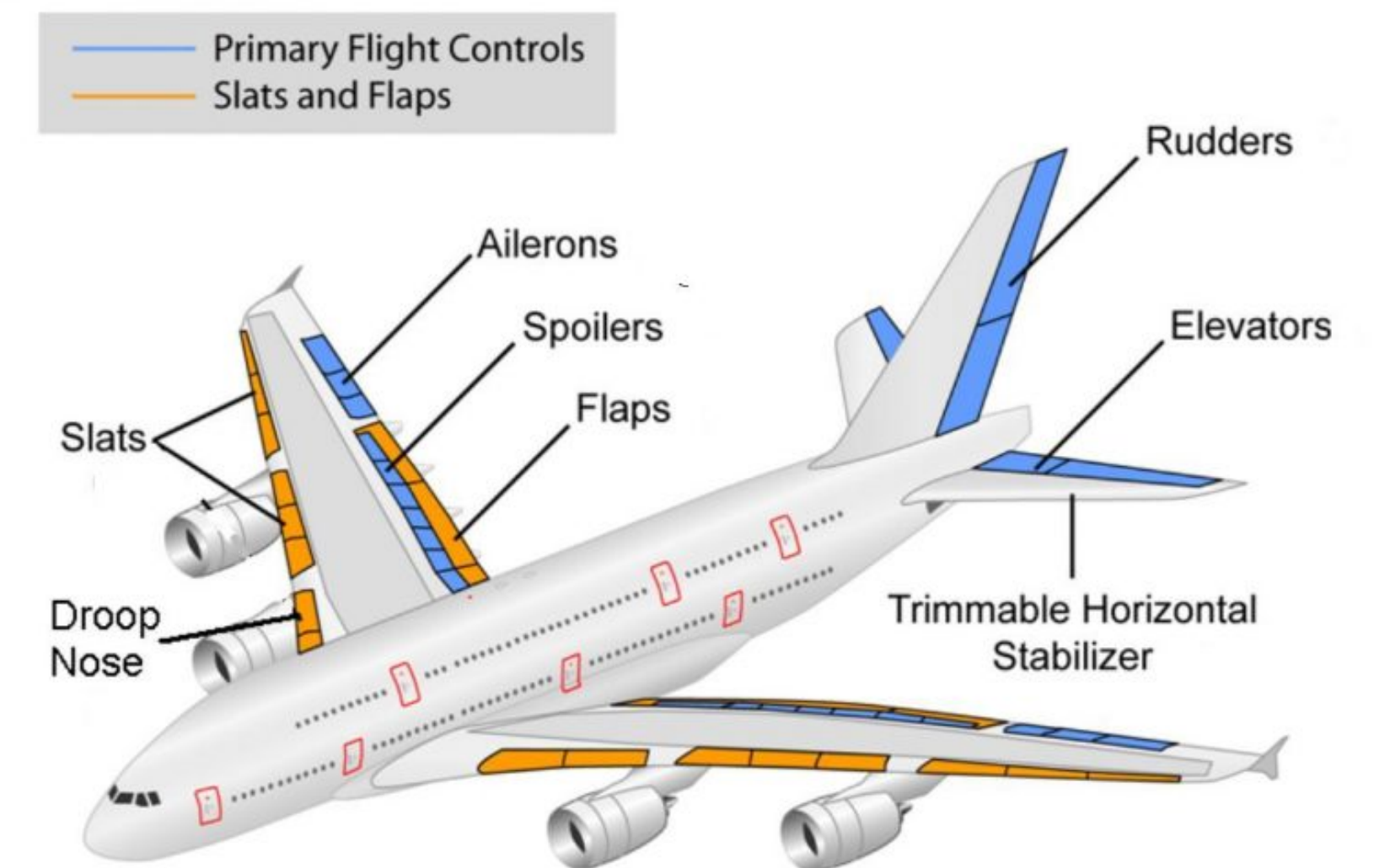


Figura 2

• **Come si comportano le principali forze in gioco considerando un profilo aerodinamico**

1. Portanza
2. Resistenza
3. Momento Aerodinamico

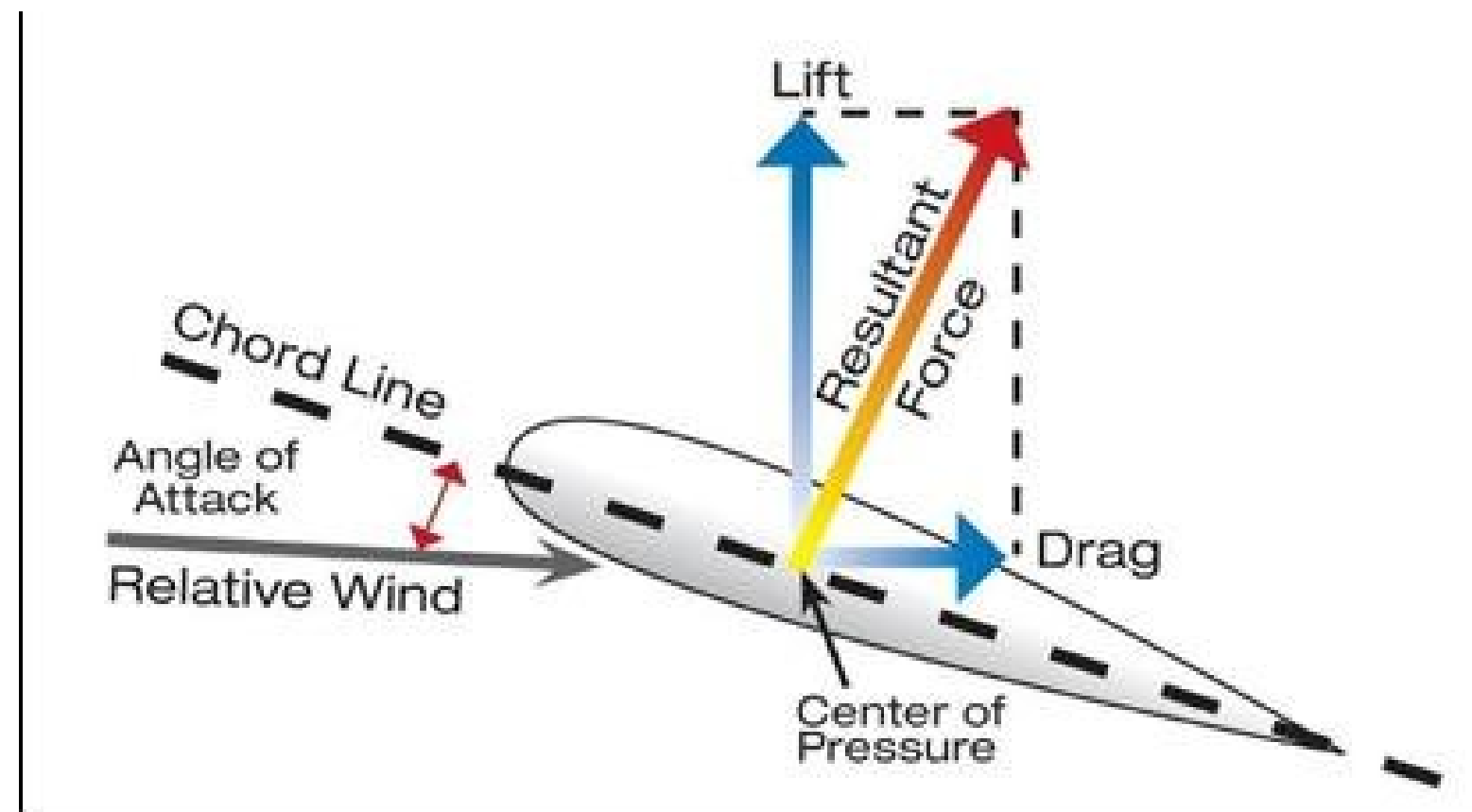
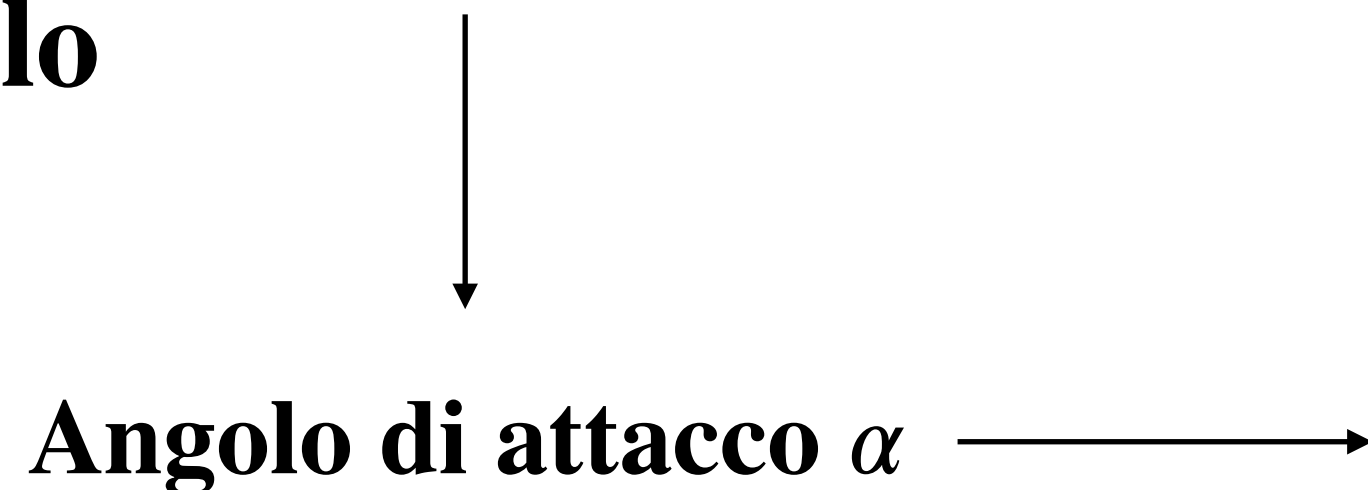


Figura 3

• **Diagramma polare ed efficienza del velivolo**



Cosa succede alla sua variazione?

1. Comportamento C_L e C_D
2. Effetto di down wash
3. Velocità e angolo effettivo

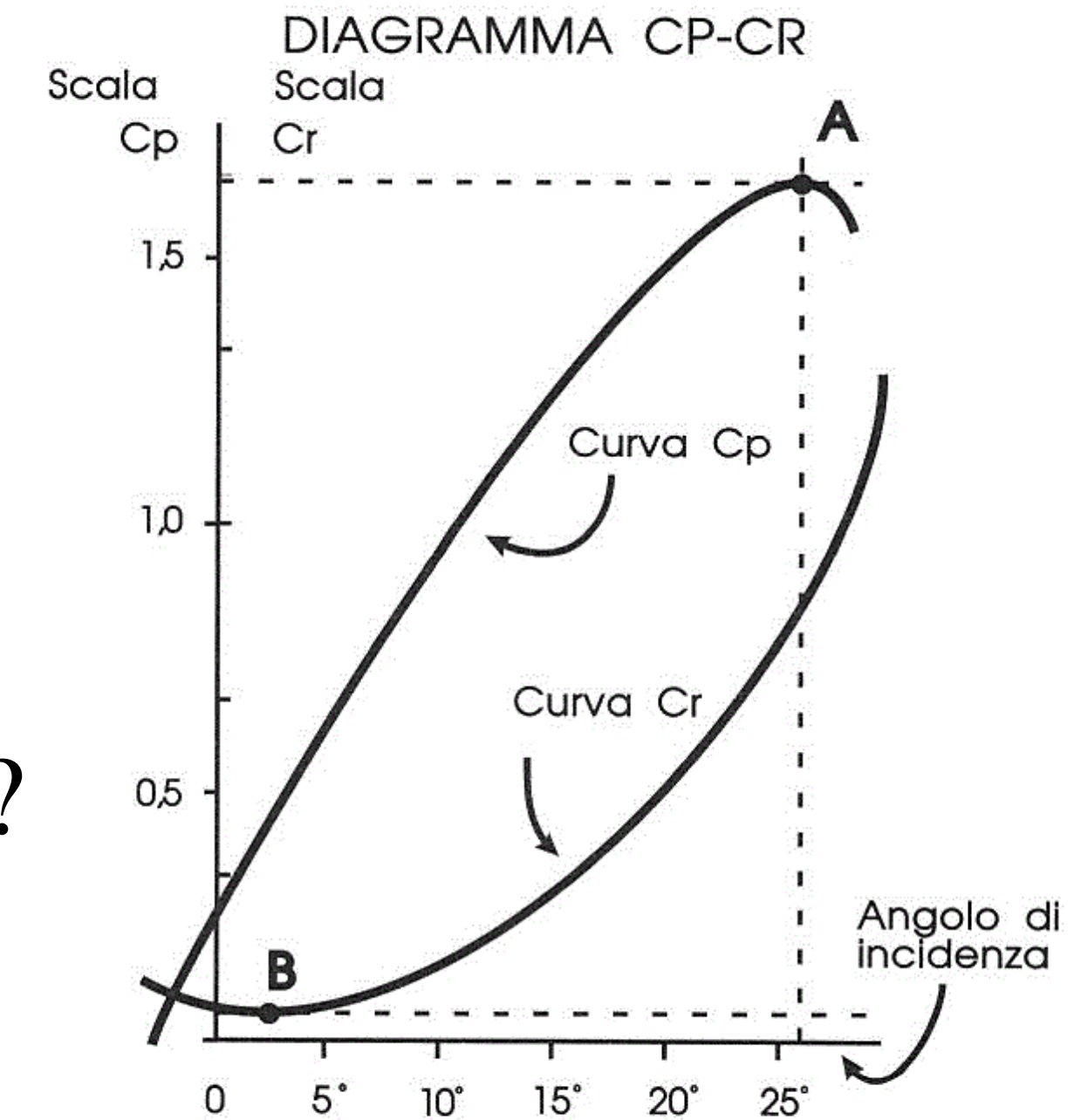
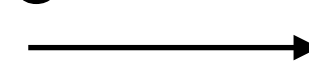
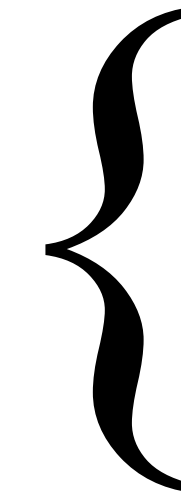


Figura 4

- **Stabilità:** capacità velivolo di recuperare assetto di equilibrio iniziale



Controllabilità



1. Manovrabilità

2. Maneggevolezza

Superfici di controllo e opportuno dimensionamento

- **Stabilità Statica:** Comportamento istantaneo velivolo dopo disturbo in moto stazionario. Se staticamente stabile ritorna in condizione di volo precedente
- **Stabilità Dinamica:** Risposta velivolo soggetto a perturbazione, si ottiene moto oscillatorio indotto da disturbo esterno

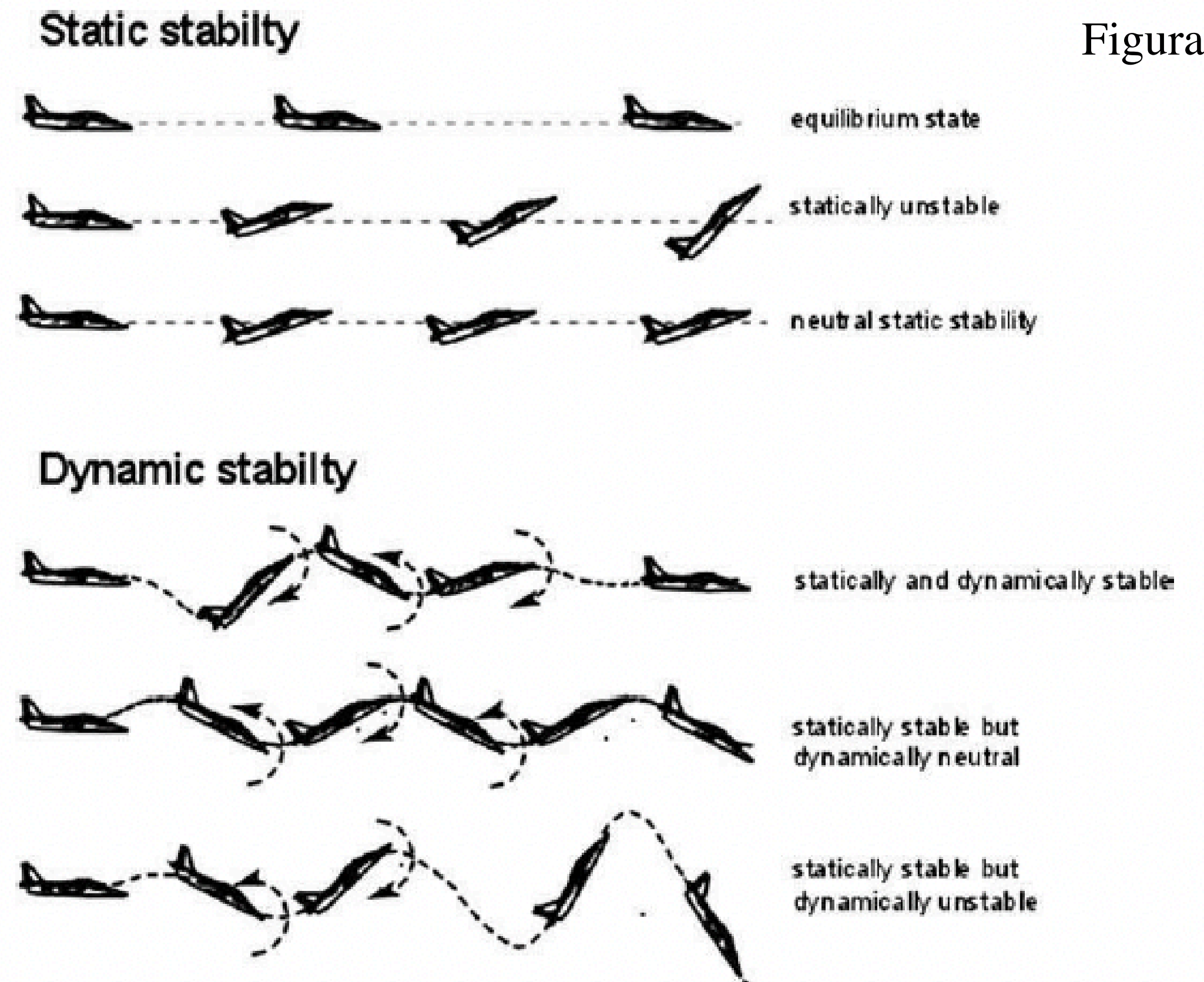


Figura 5

- **Stabilità Dinamica:** smorzare moto oscillatorio durante il tempo di disturbo

Dinamica longitudinale

Moto di corto periodo:
Periodo di oscillazione più breve

Volo equilibrato quando coefficiente di momento nullo
La perturbazione porta ad una variazione dell'angolo di attacco e quindi portanza

$$\left\{ \begin{array}{l} C_M = 0 \\ dC_M/d\alpha < 0 \end{array} \right.$$

Moto di lungo periodo o di fugoide: Piccole oscillazione di lungo periodo

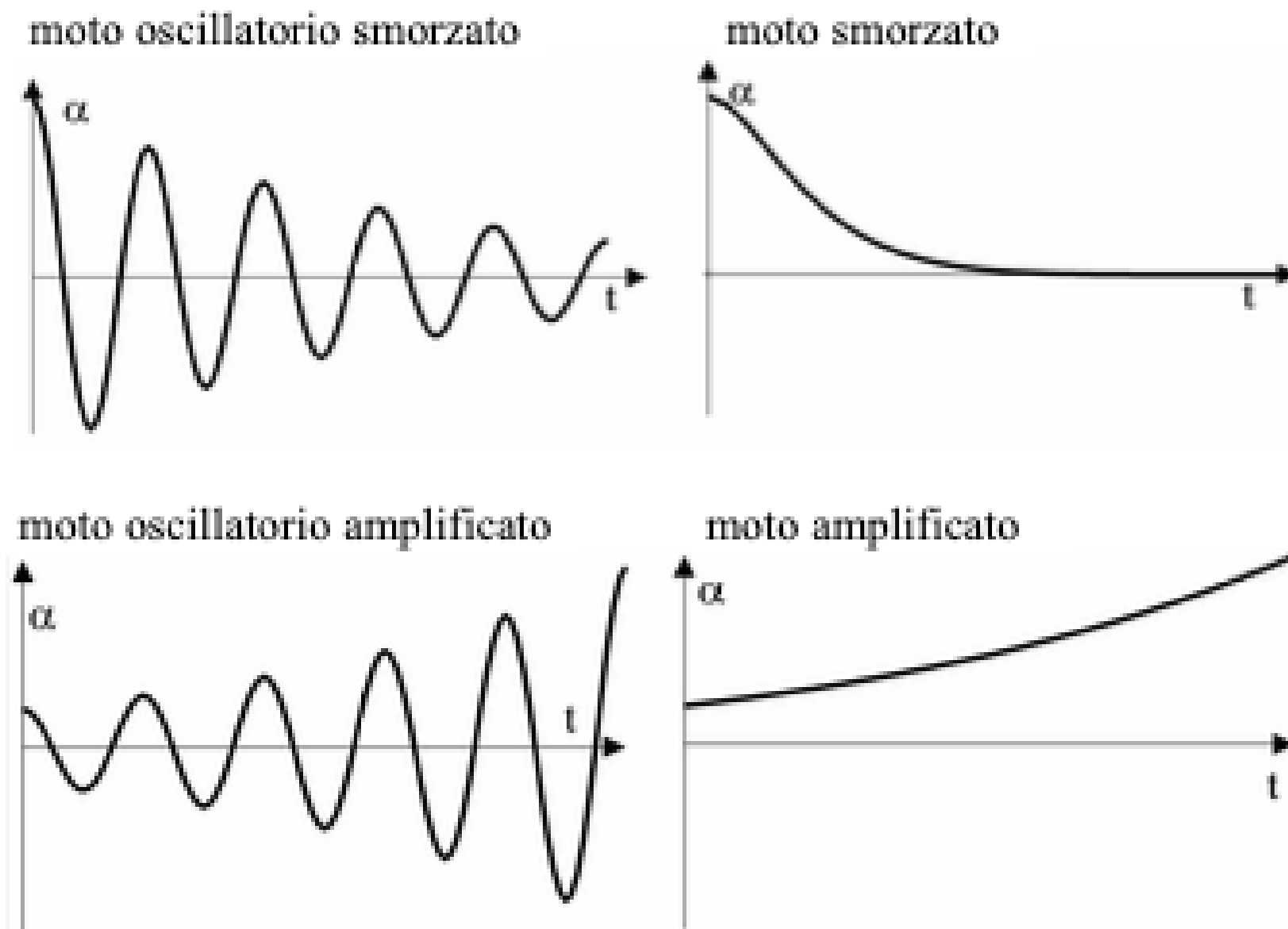


Figura 6

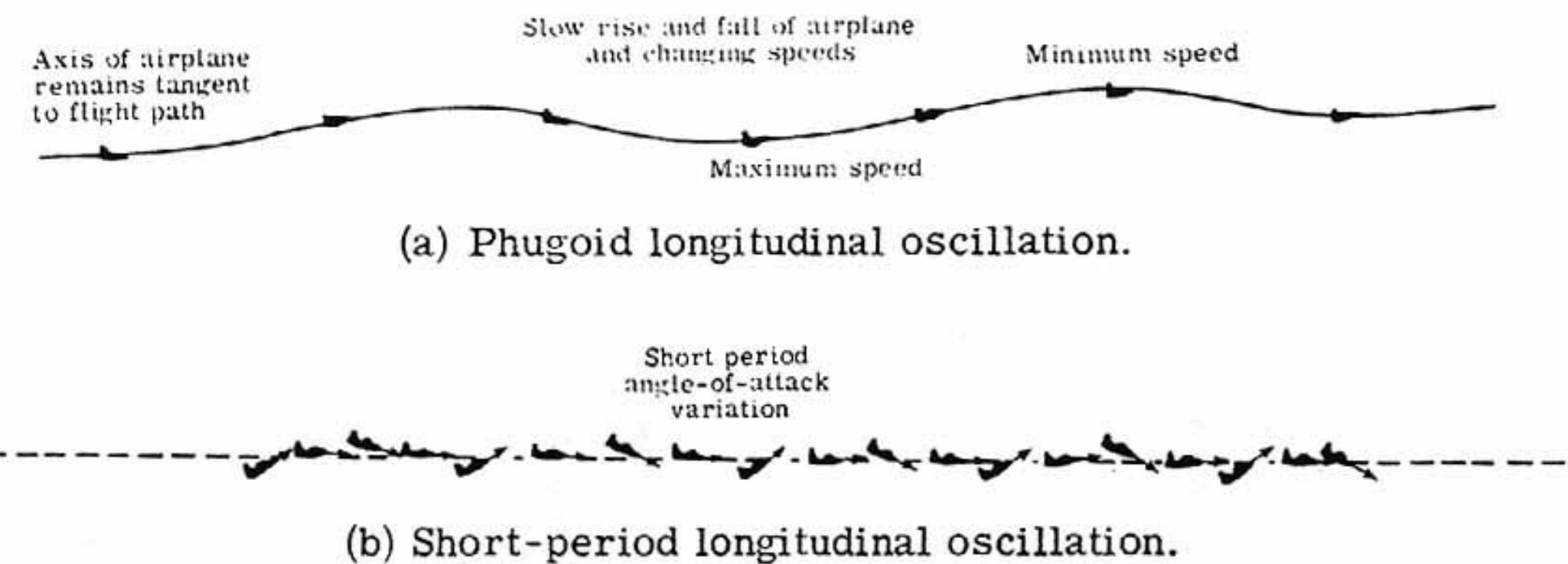


Figura 7

- **Momenti generati da portanza e spinta abbassano angolo di attacco, per il drag c'è comportamento opposto**



Stabilizzatori orizzontali utilizzati per regolare portanza
Stabilizzatori di coda per controllare equilibrio aereo

- **Posizione del centro di gravità rispetto centro aerodinamico ha effetto su stabilità**
- Stabilizzatori di coda: organo che genera momento modificabile —> Portanza proporzionale alla loro area di estensione e distanza dal centro di gravità

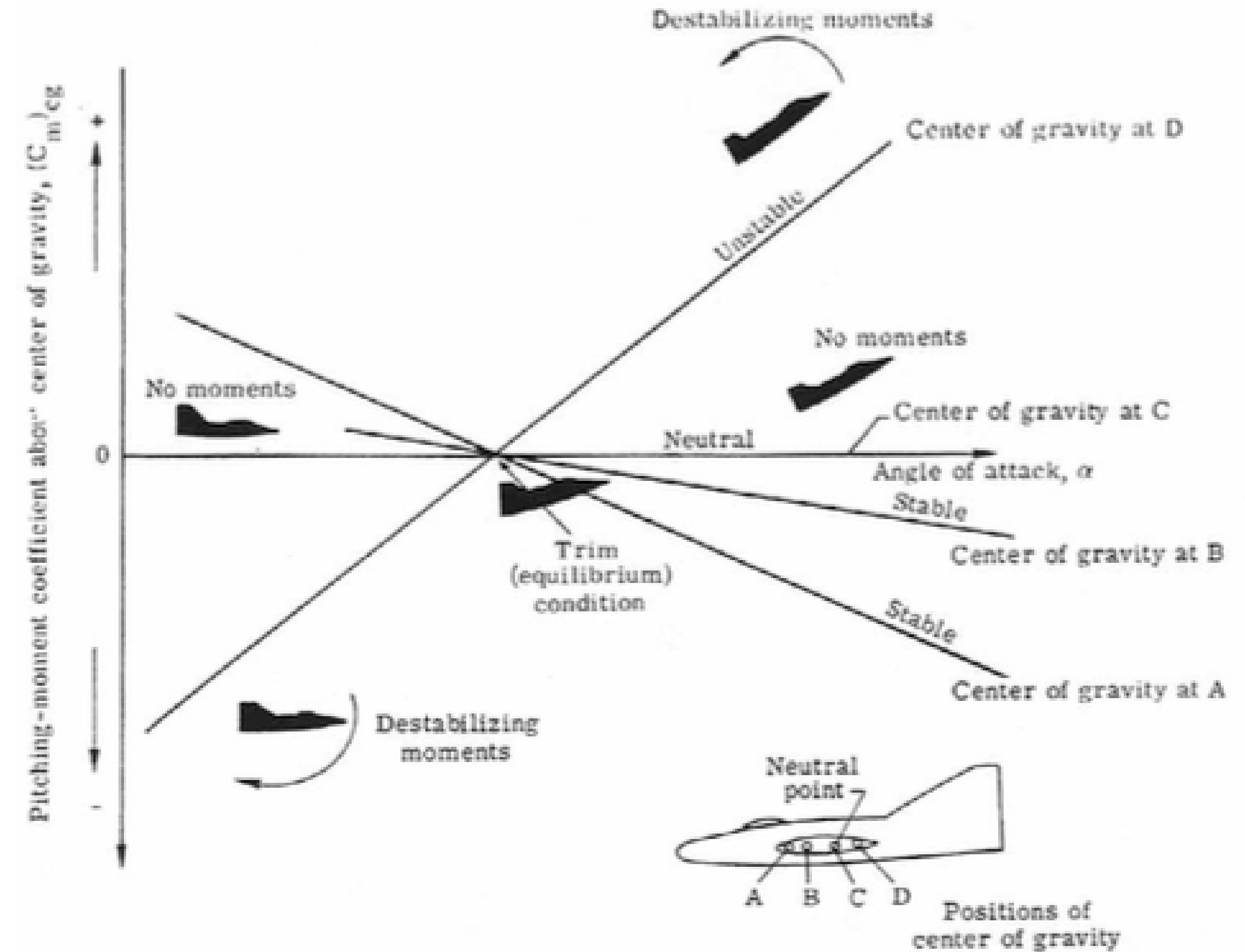


Figura 8

- **Frederick W. Lanchester 1908: presentò l'analisi del modo di fugoide:**

1. Variazione della velocità
2. Variazione della quota
3. Angolo di incidenza circa costante
4. Macroscopica modalità di scambio di energia cinetica e potenziale → attraverso L

- Comportamento simile a sistema massa molla smorzatore

- Condizione di volo livellato → perturbazione → variazione velocità e portanza → perdita di quota → opposto in ascesa fino a totale smorzamento

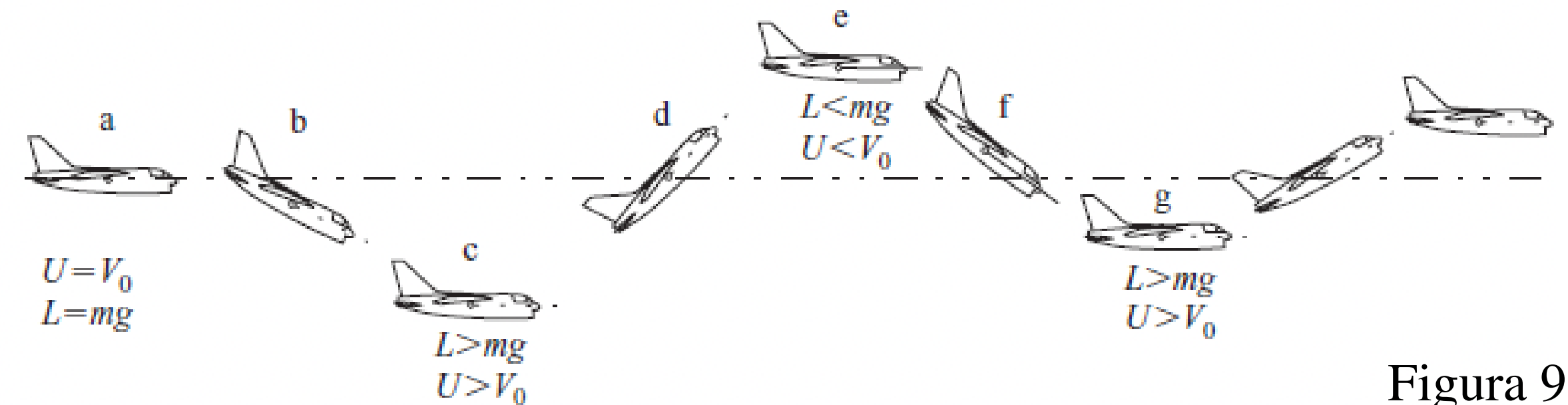


Figura 9

- 1. Coda orizzontale aereo ha effetto dominante
- 2. Rigidezza molla generata dal comportamento della coda ad allinearsi con flusso
- 3. Smorzamento definito dall'oscillazione della coda che tende ad allinearsi

Modo di fugoide innescato da un breve movimento dell'equilibratore

- Analisi dinamica longitudinale e approssimazione modo di fugoide** → sistema massa molla e smorzatore → $m \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F(t)$ → $\lambda^2 + \frac{c}{m} \lambda + \frac{k}{m} = 0$
- Al variare di λ abbiamo un diverso movimento:**

 - $\frac{c}{2m} > \sqrt{\frac{k}{m}}$ → radici negative e reali: movimento eccessivamente smorzato
 - $\frac{c}{2m} < \sqrt{\frac{k}{m}}$ → radice complesse: sinusoidale smorzata → $\omega = \sqrt{\frac{k}{m} - \left(\frac{c}{2m}\right)^2}$ frequenza naturale
 - $\frac{c}{2m} = \sqrt{\frac{k}{m}}$ → confine tra i due: criticamente smorzato
- frequenza naturale non smorzata ω_n per $c=0$, ζ rapporto di smorzamento** → $\lambda^2 + 2\zeta\omega_n\lambda + \omega_n^2 = 0$ → $\lambda_{1,2} = -\zeta\omega_n \pm i\omega_n\sqrt{1 - \zeta^2}$
- Caso centro di gravità libero di muoversi lungo retta, V cost, aereo libero di muoversi attorno ad esso** → $\Delta\ddot{\alpha} - (M_q + M_\alpha)\Delta\dot{\alpha} - M_\alpha\Delta\alpha = M_{\delta_e}\Delta\delta_e$ $\left\{ \begin{array}{l} \Delta\alpha = \Delta\theta \\ \Delta\dot{\theta} = \Delta q = \Delta\dot{\alpha} \end{array} \right.$

- **Confronto le due equazioni caratteristiche: ottengo η e ω**

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda^2 + 2\zeta\omega_n\lambda + \omega_n^2 = 0 \\ \lambda^2 - (M_q + M_{\dot{\alpha}})\lambda - M_{\alpha} = 0 \end{array} \right.$$

- **Soluzione per un cambiamento di passo e grafico con storia angolo attacco con ζ**

$$\Delta\alpha(t) = \Delta\alpha_{trim} \left[\left(1 + \frac{e^{-\zeta\omega_n t}}{\sqrt{1-\zeta^2}} \sin(\sqrt{1-\zeta^2} \omega_n t + \phi) \right) \right]$$

- **$T_{double/halve} = 0,693/|\eta|$**

$$\mathbf{N(cicli)_{double/halve} = 0,110 \cdot |\omega|/|\eta|}$$

Figura 10

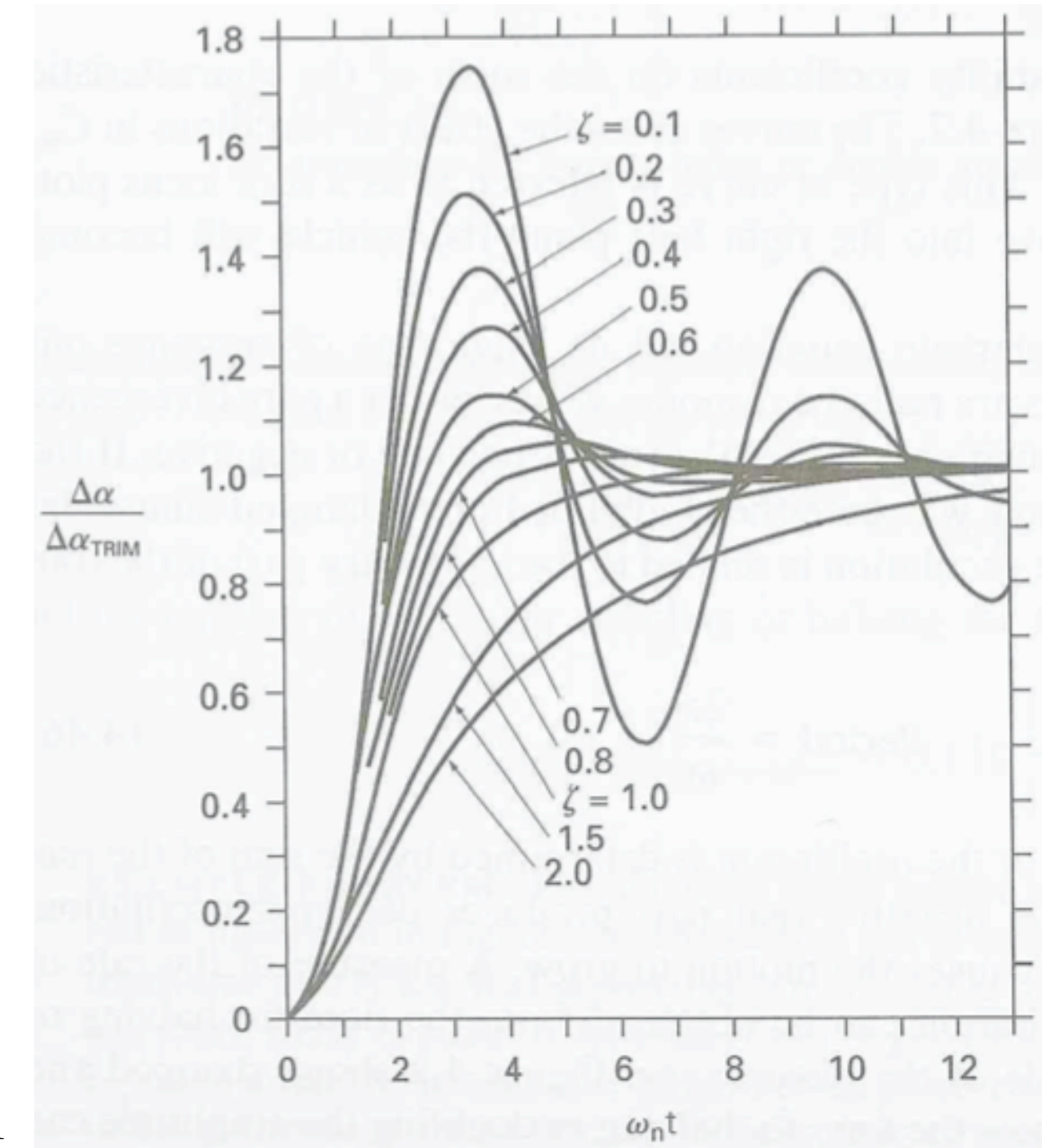
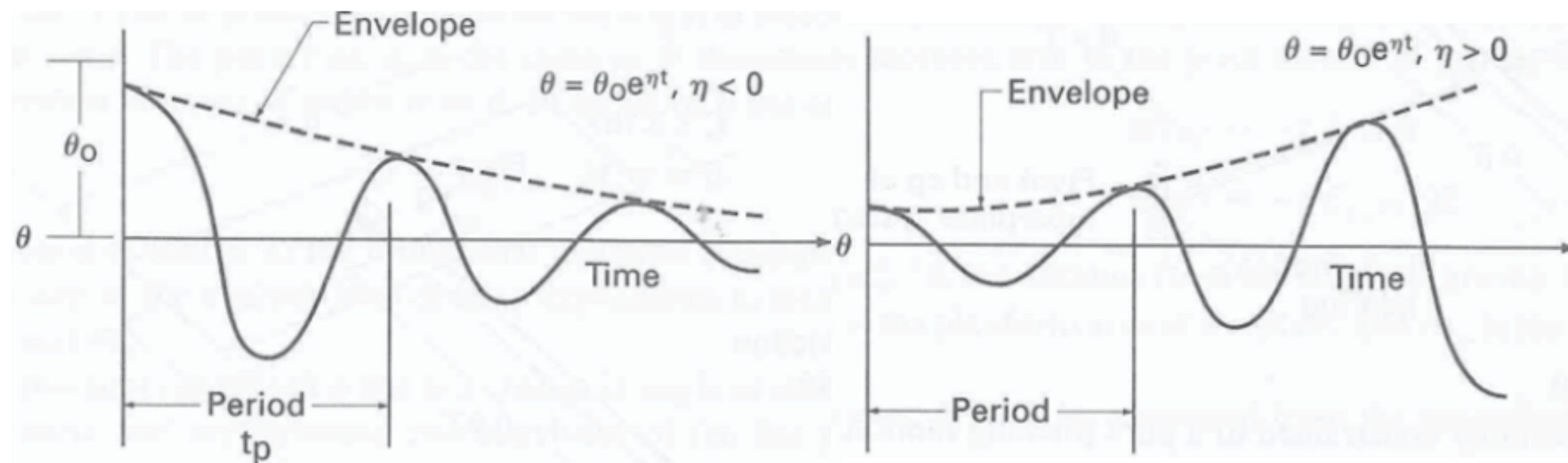


Figura 11



Il tasso di crescita o decrescita di una oscillazione è dato dal segno della parte reale della soluzione: Parte reale negativa oscillazione decadente opposto se positiva

- **Moto di lungo periodo: leggermente smorzato ma periodo lungo**

Linearizzazione eq longitudinali:
 → semplici e ordinarie eq differenziali con coefficienti costanti

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\eta$$

- **x vettore di stato, η vettore di controllo, A e B matrici con derivate stabilità aereo**

→ Semplificazioni e approssimazione modo di fugoide

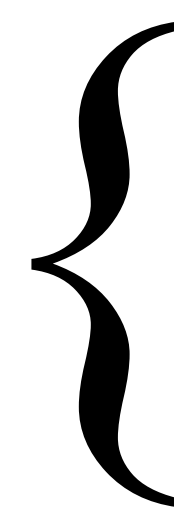
$$\Delta\alpha = \frac{\Delta w}{u_0} \quad \Delta\alpha = 0 \rightarrow \Delta w = 0$$

- **Semplificazioni eq omogenee di stato longitudinale**

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ -\frac{Z_u}{u_0} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta\theta \end{bmatrix}$$

→ Determinate: $\lambda^2 - X_u\lambda - \frac{Z_u g}{u_0} = 0$

- **Frequenza e rapporto smorzamento**



$$\omega_{np} = \sqrt{2} \frac{g}{u_0}$$

$$\zeta_p = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{1}{L/D}$$

1. Inversamente proporzionali alla velocità di avanzamento e L/D
2. Fugoide degrada con efficienza
3. Ridurre efficienza → compromessi
4. Stabilizzatore automatico

- **Velivolo performante e sicuro per facilità al volo**
- **Smorzamento corto e lungo periodo e frequenze naturali non smorzate influenzano opinione pilota** → Consapevoli dei valori di ζ e ω_n

Relazione fra aereo e pilota →
 Tipologia di aereo e missione che deve compiere

Scala Cooper Harper per qualità del volo in termini di opinione del pilota
 4 classi di aeroplani
 3 categorie per fasi volo

Phugoid mode				
Level 1	$\zeta > 0.04$			
Level 2	$\zeta > 0$			
Level 3	$T_2 > 55$ s			
Short-period mode				
Level	Categories A and C		Category B	
	ζ_{sp} min	ζ_{sp} max	ζ_{sp} min	ζ_{sp} max
1	0.35	1.30	0.3	2.0
2	0.25	2.00	0.2	2.0
3	0.15	—	0.15	—

Figura 12

Esempio di ricerca sulle qualità del volo nel caso del corto periodo.
 Relazione fra livello di qualità di volo, ζ e ω_n

→ Riassunto specifiche moti

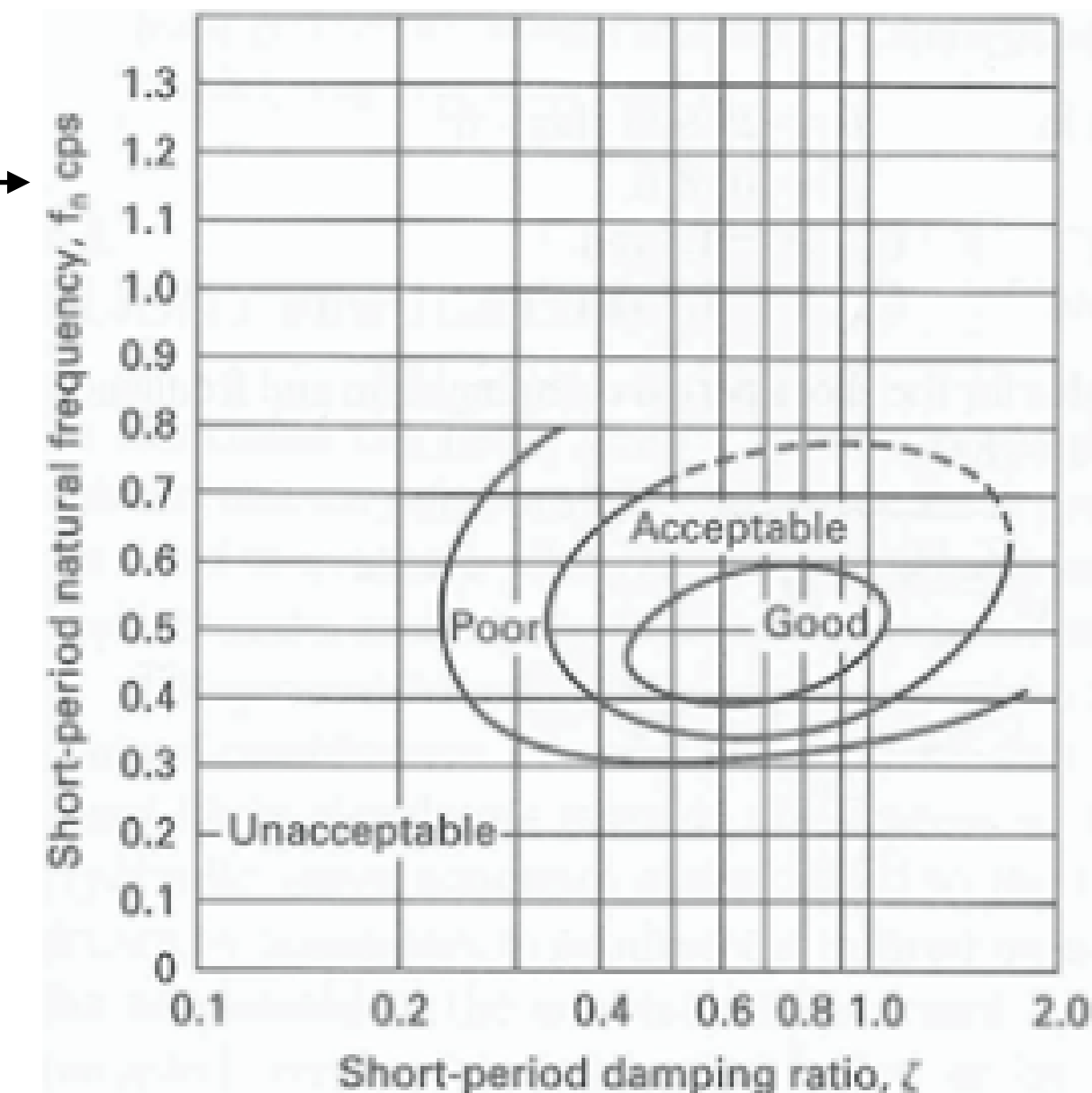


Figura 13

- **Foto, grafici e informazioni:**

[1]: “Appunti e diapositive corso di Impianti e sistemi Aerospaziali a.a 21/22”

[2]: “John D.Anderson,Jr, Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill International Edition” ISBN 007-125408-0

[3]: “Fondamenti di Aerospaziale, Prof Renato Barboni”

[4]: “XFLR5- Analisi di stabilità A. Deperrois - Novembre 2010”

[5]: “Flight Stability and Automatic Control, Dr. Robert Nelson, Cap 2 and 3”