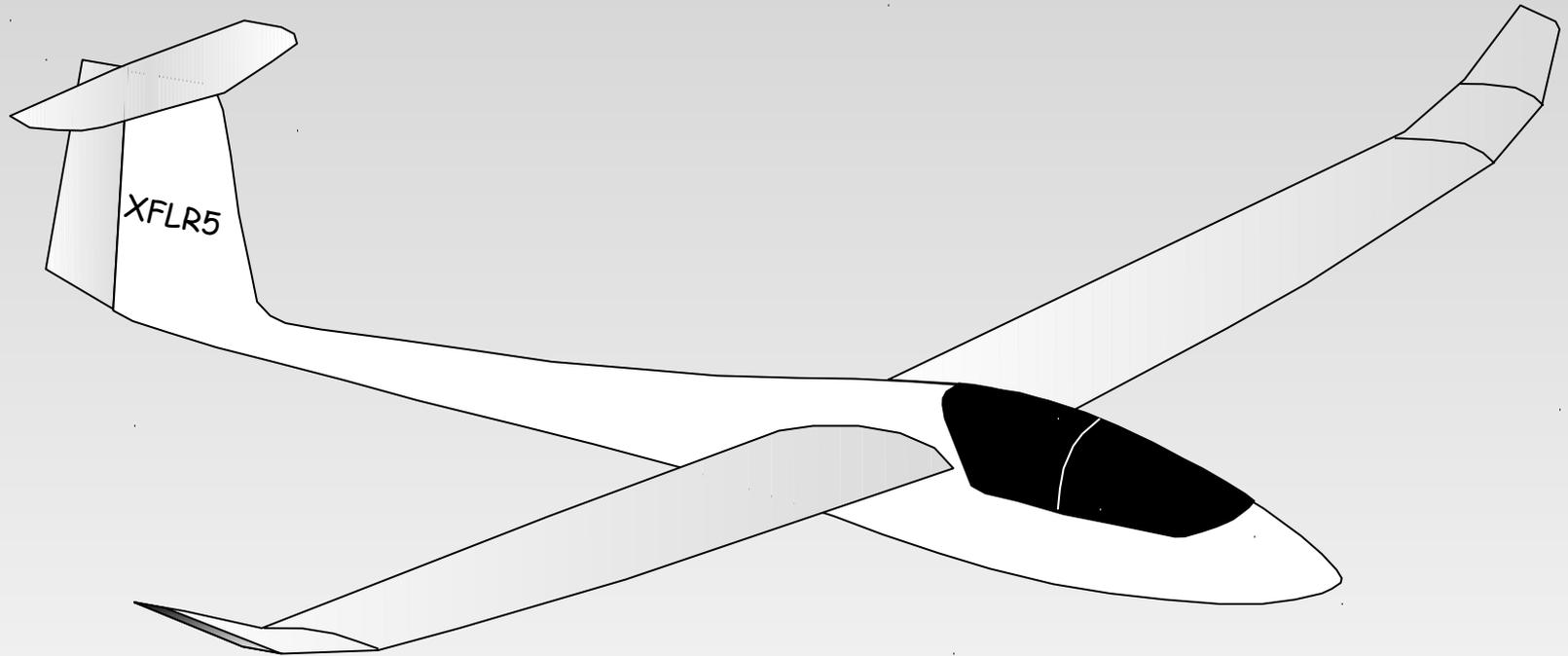
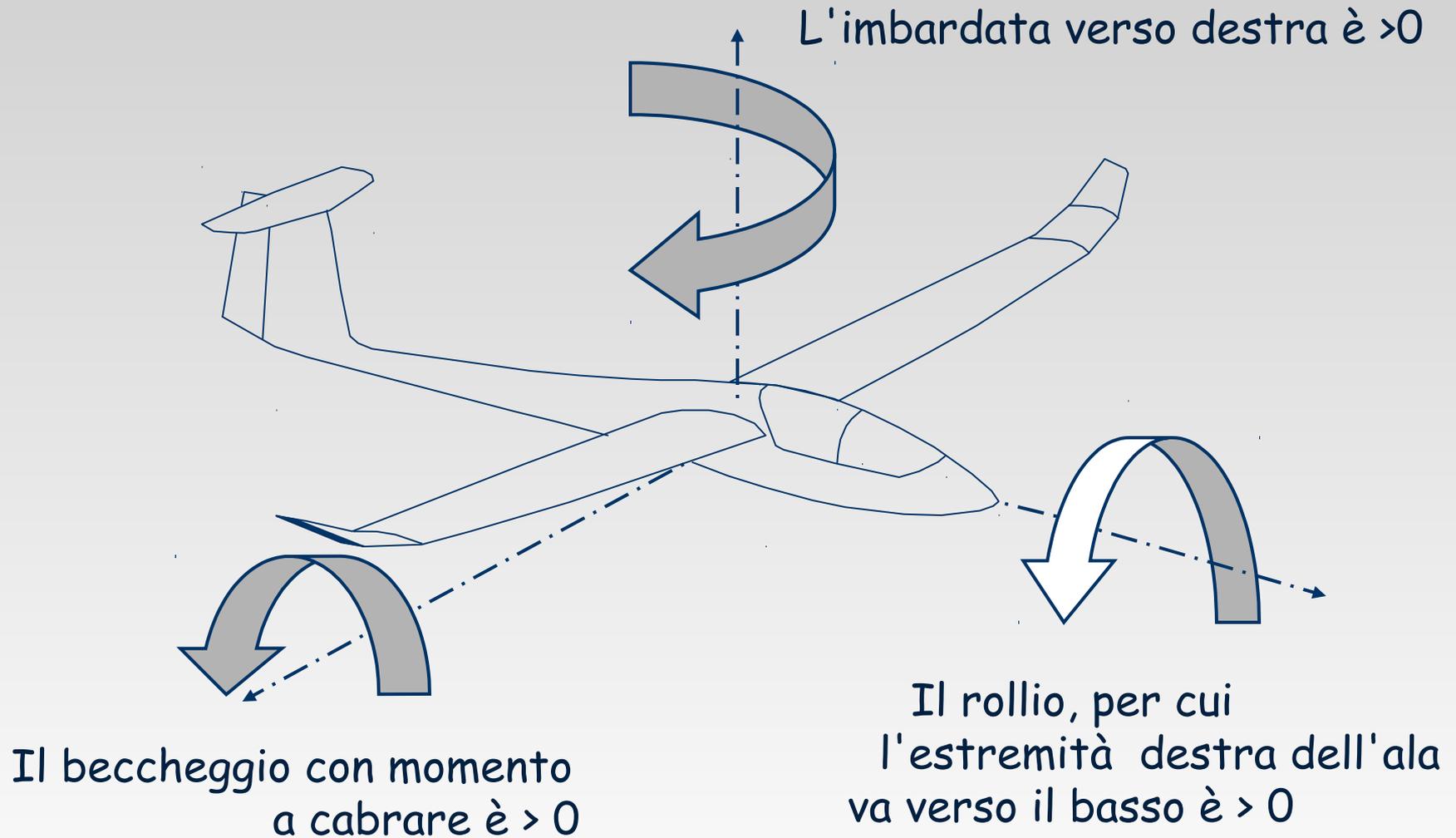


Analisi della stabilità con XFLR5



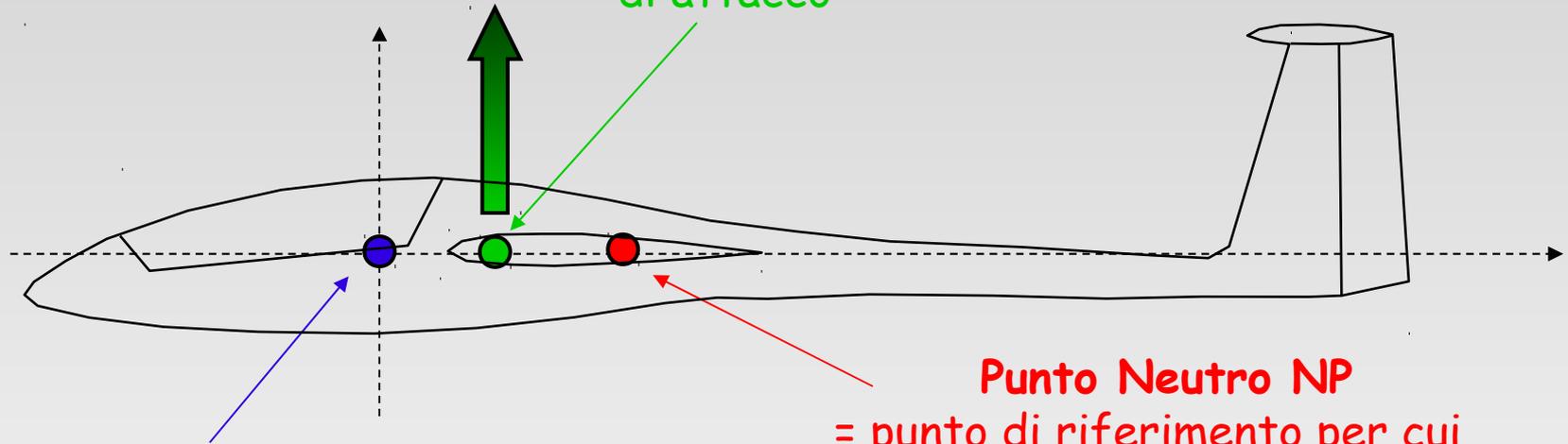
Segni Convenzionali



I tre punti chiave che non devono essere confusi fra loro

Centro di Pressione CP

= Punto dove si applicano le risultanti delle forze
Dipende dall'aerodinamica del modello e dall'angolo di attacco



Punto Neutro NP

= punto di riferimento per cui
il beccheggio non dipende
dall'angolo di attacco α

Dipende solo dalla geometria
esterna dell'aereo

Non esattamente intuitivo,
esploreremo il concetto in futuro

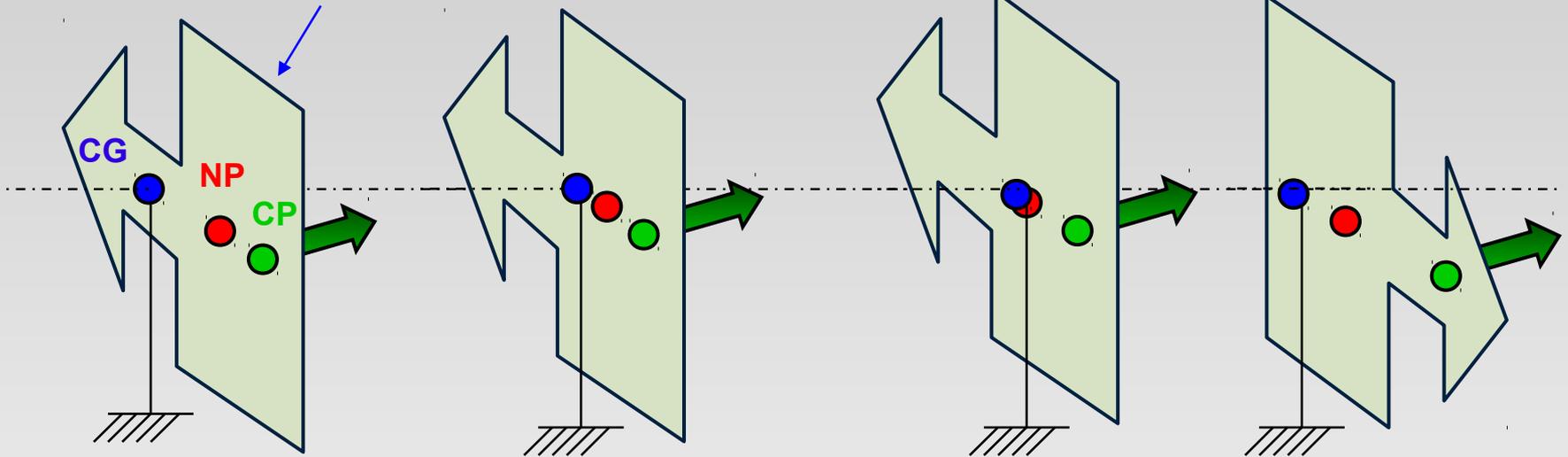
Centroidi Gravità CG

= Punto dove agiscono i momenti ;
Dipende solo dalla distribuzione
della massa dell'aereo ; non dalla
sua aerodinamica

Anche chiamato X_{CmRef} in XFLR5, dato che questo è il
punto in cui è calcolato il momento di beccheggio

Il punto neutro = Analogia con la Banderuola

Banderuola che ha subito una perturbazione,
non è più nella direzione del vento



CG avanti al NP

- Le forze di pressione riportano la banderuola nella direzione del vento
- Banderuola molto stabile

CG leggermente avanti al NP

- Le forze di pressione riportano la banderuola nella direzione del vento
- La Banderuola è stabile ma sensibile alle folate di vento

CG posizionato al NP

- La banderuola ruota indefinitamente
- Instabile

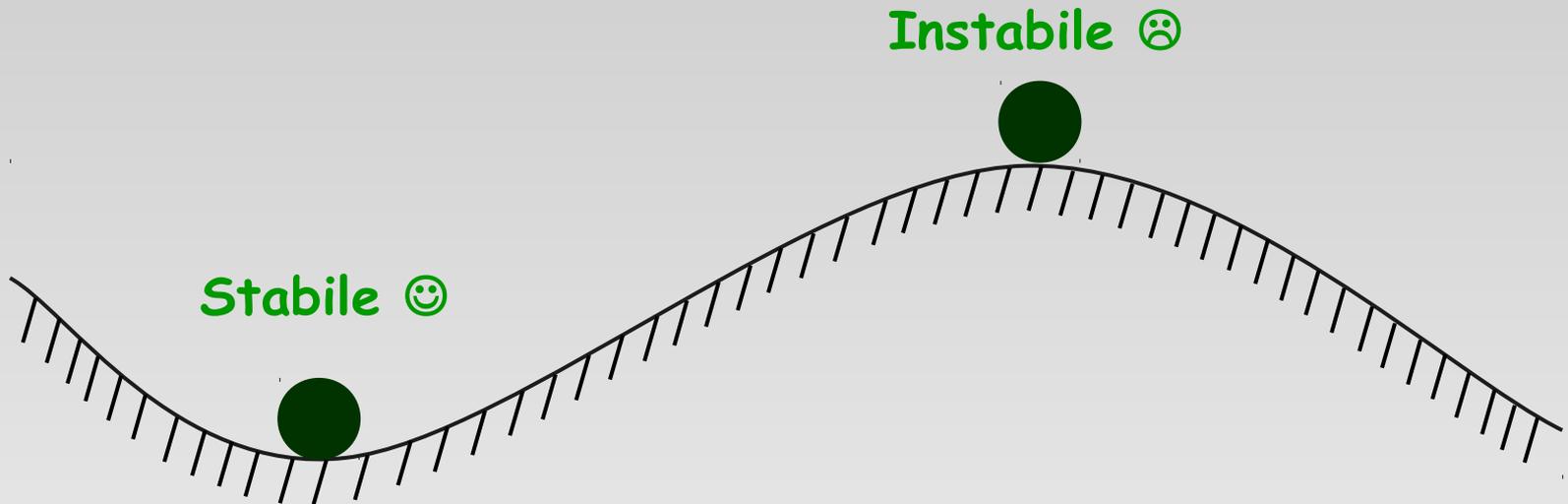
CG behind the NP

- La Banderuola è stabile... ma nella direzione opposta

Il Punto Neutro è il limite posteriore per il CG

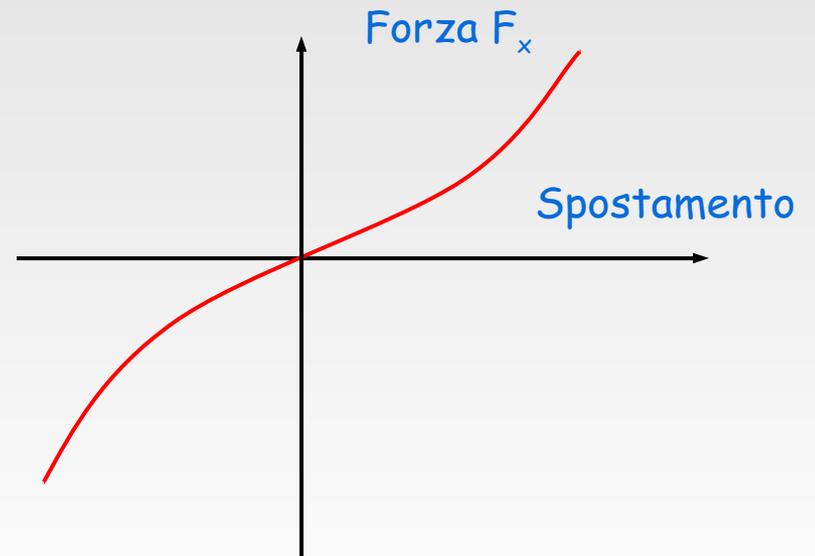
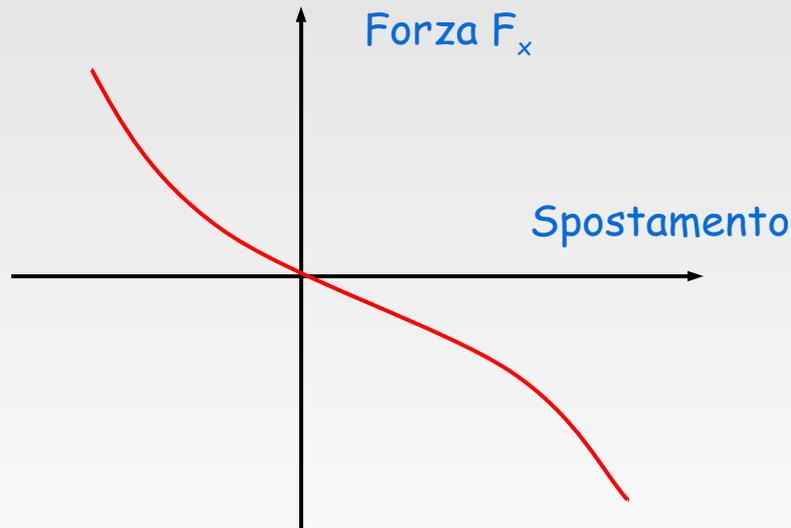
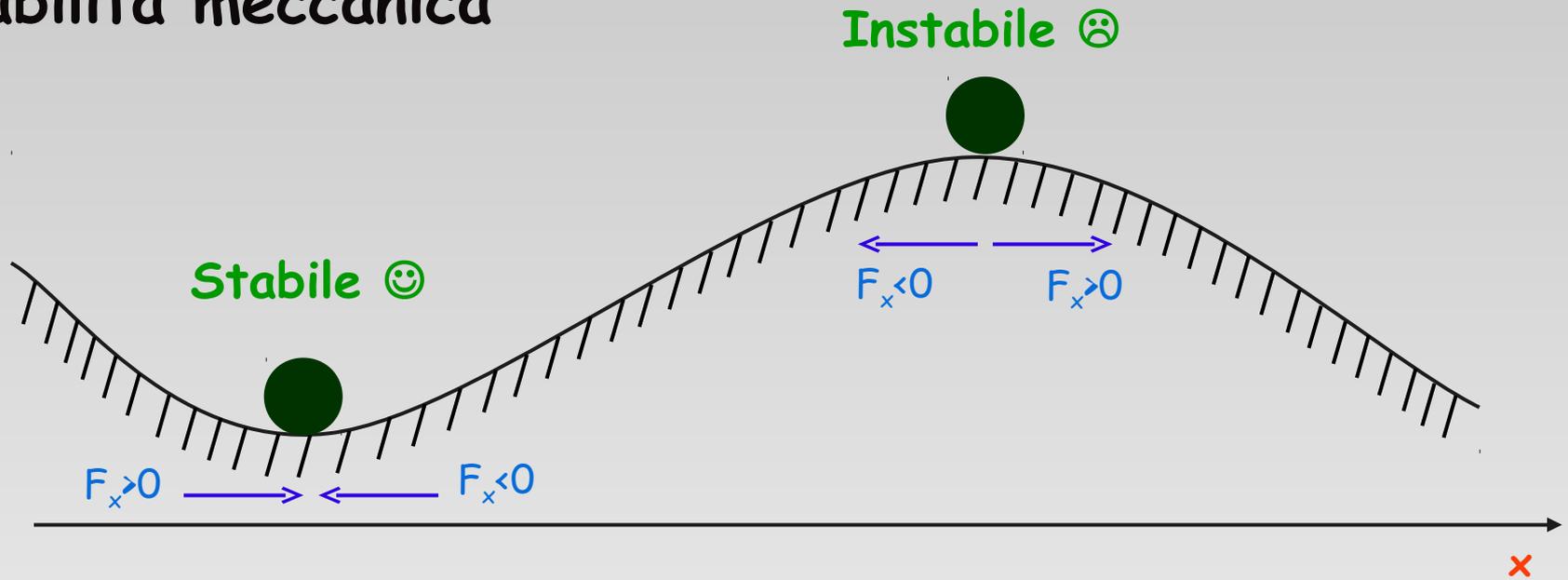
👉 2° principio : Posizionare sempre il CG AVANTI al NP

Una nota Preliminare: Equilibrio non è stabilità !



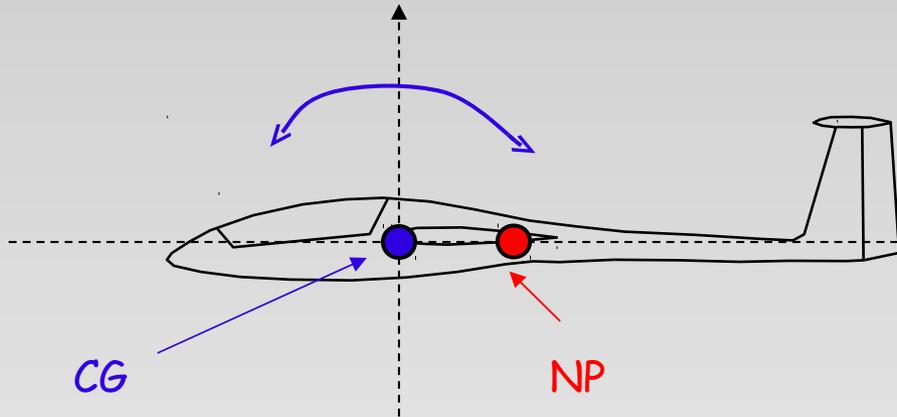
**Le due posizioni sono in equilibrio,
Ma solo una è stabile**

Stabilità meccanica

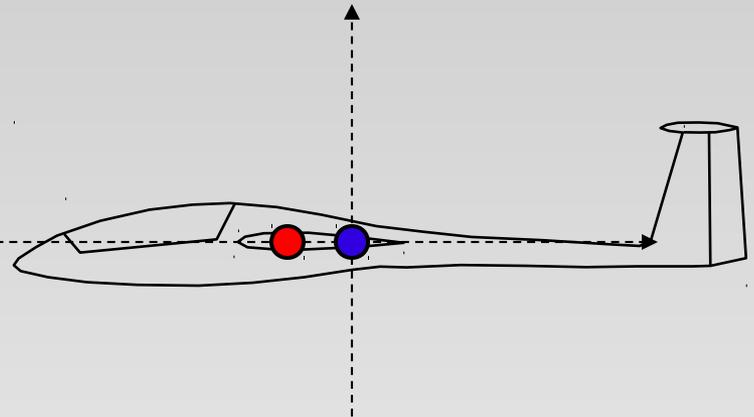


Stabilità Aerodinamica

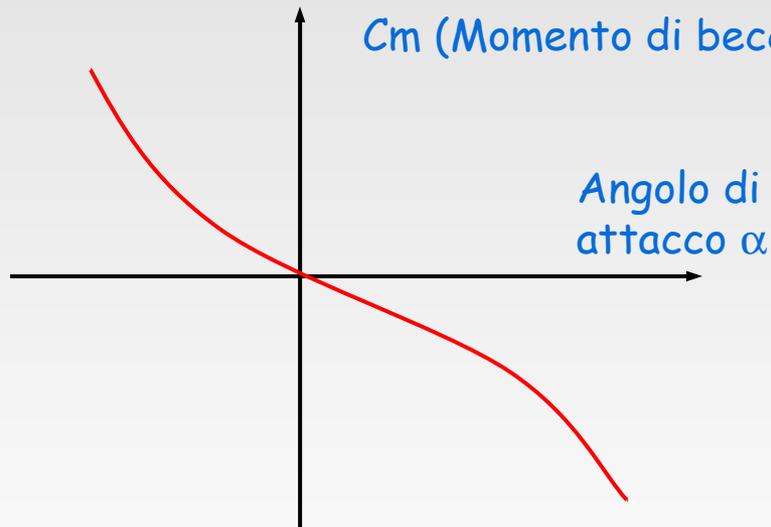
Stabile ☺



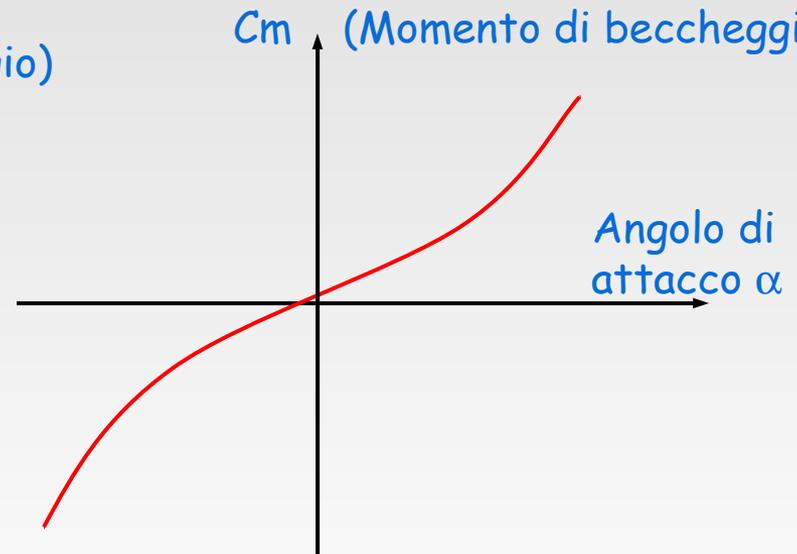
Instabile ☹



C_m (Momento di beccheggio)

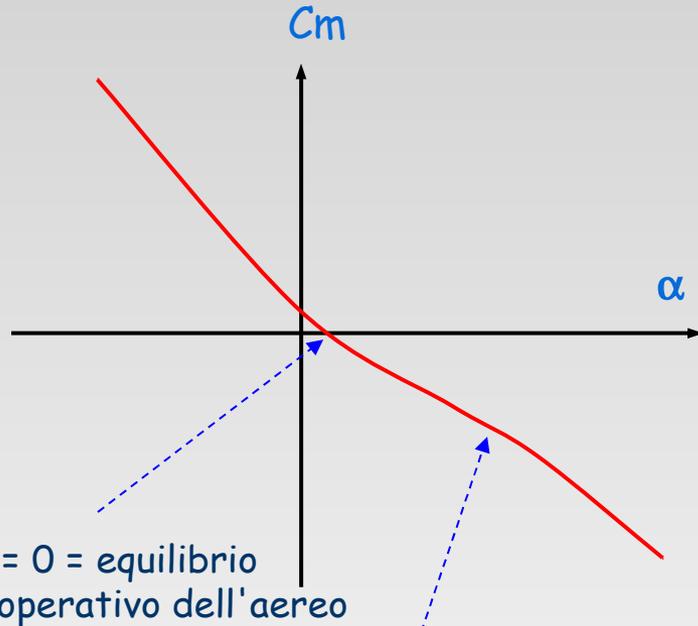


C_m (Momento di beccheggio)



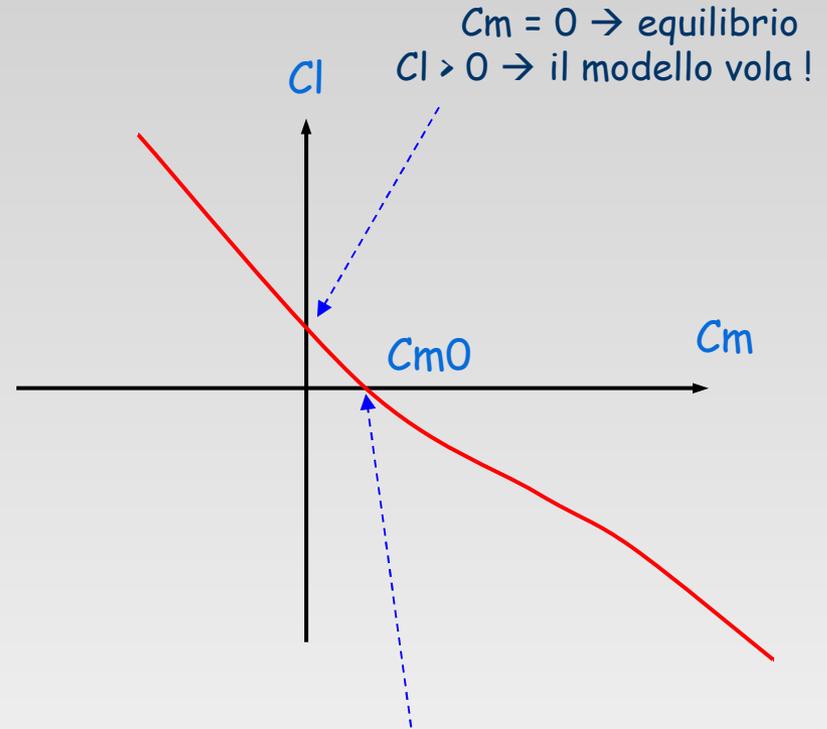
Capire le polari $C_m = f(\alpha)$ e $C_l = f(C_m)$

Nota : Valido solo per un aereo intero o un tutt'ala



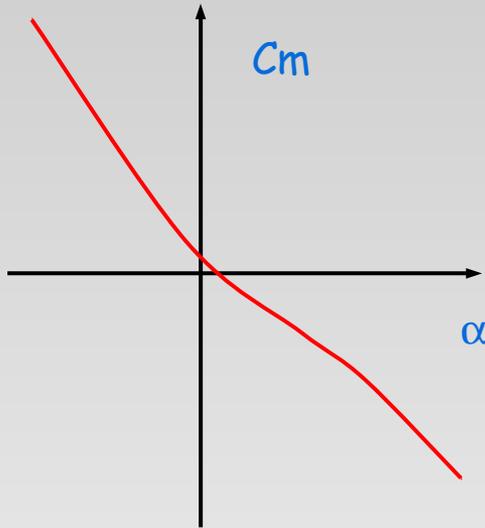
Curva negativa = Stabilità
La discesa della curva è anche la misura
della forza stabilizzante

→ **Discesa curva ripida = Aliante stabile !**

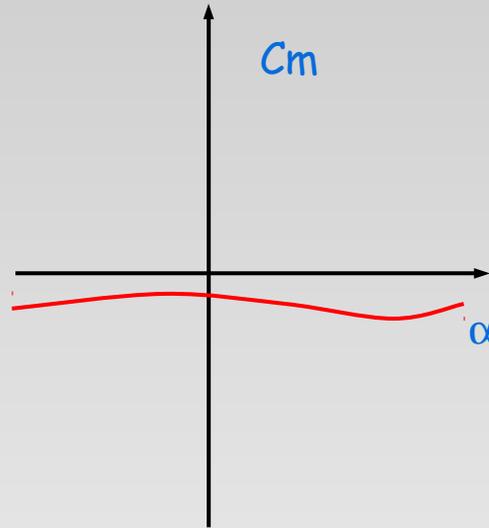


Solo per informazione :
 $C_m 0 = \text{Coefficiente del}$
 $\text{Momento a portanza} = \text{zero}$

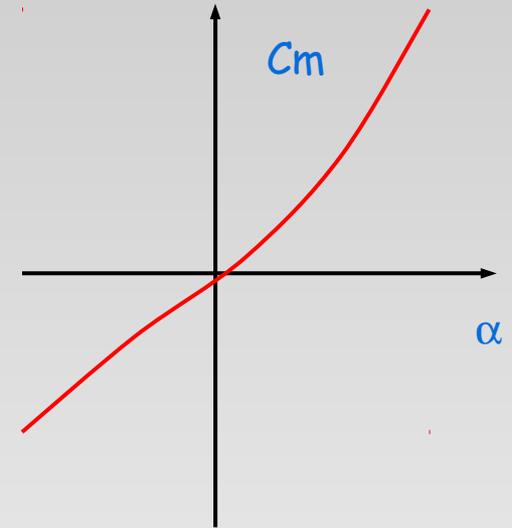
Come usare XFLR5 per cercare il Punto Neutro NP



Curva Polare per $X_{CG} < X_{NP}$
Il CG è avanti al NP
L'aereo è stabile



Curva Polare per $X_{CG} = X_{NP}$
 C_m non dipende da α
L'aereo è instabile



Curva Polare per $X_{CG} > X_{NP}$
Il CG è dietro il NP
L'aereo è stabile...
Al contrario

Per prova, trovare il valore X_{CG} che vi
da la curva media.

Per questo valore, $X_{NP} = X_{CG}$

il volume di coda (1) : una condizione per la stabilità ?

Prima la definizione

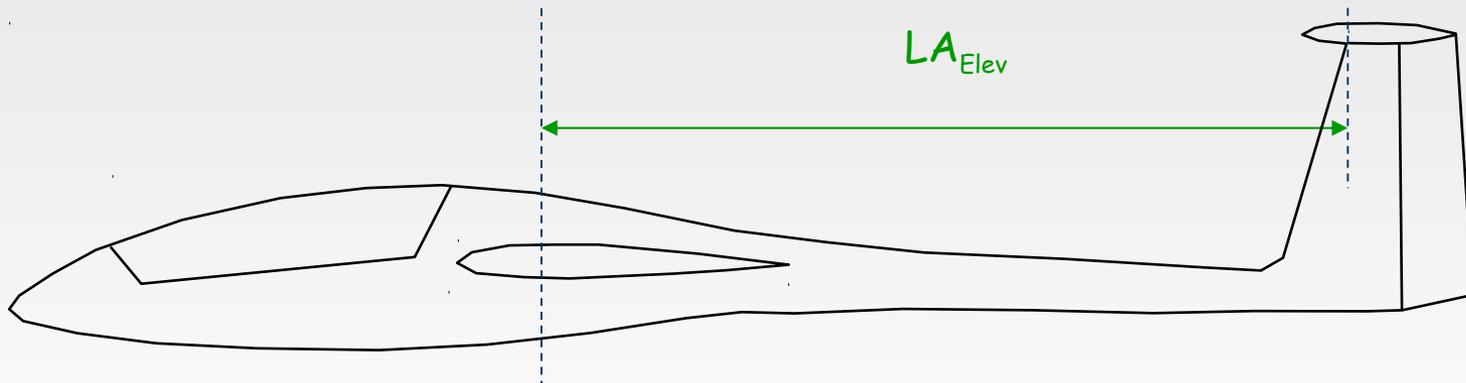
$$TV = \frac{LA_{Elev} \times Area_{Elev}}{MAC_{Wing} \times Area_{Wing}}$$

LA_{Elev} : Braccio di leva dell'elevatore misurato tra i punti relativi al quarto della corda dell'ala e dell'elevatore.

MAC : Corda media Aerodinamica dell'ala principale.

$Area_{Wing}$: Superficie dell'ala principale.

$Area_{Elev}$: Superficie dell'elevatore.



Volume della coda (2)

Troviamo l'equilibrio dei momenti nel punto corrispondente al quarto della corda dell'ala ignorando il momento proprio dell'elevatore.

$$M_{Wing} + LA_{Elev} \times Lift_{Elev} = 0$$

M_{Wing} è il momento di beccheggio dell'ala intorno a $\frac{1}{4}$ della corda alla radice

Sviluppiamo la formula usando i coefficienti C_l and C_m :

$$q \times Area_{Wing} \times MAC_{Wing} C_{m_{Wing}} = - LA_{Elev} \times q \times Area_{Elev} \times C_{l_{Elev}}$$

dove q è la pressione dinamica.

Cioè :

$$C_{m_{Wing}} = - \frac{LA_{Elev} \times Area_{Elev}}{MAC_{Wing} \times Area_{Wing}} C_{l_{Elev}} = -TV \times C_{l_{Elev}}$$

Volume della coda (3)

L'influenza dello
elevatore aumenta
con il braccio di leva

L'influenza dello
elevatore aumenta
con la sua area

$$C_{m_{Wing}} = - \frac{L A_{Elev} \times Area_{Elev}}{MAC_{Wing} \times Area_{Wing}} C_{l_{Elev}} = -TV \times C_{l_{Elev}}$$

L'elevatore ha meno influenza
se l'ala principale diviene più larga
e se la sua superficie aumenta.

Comprendiamo ora che il volume di coda è una misura della capacità dell'elevatore di bilanciare il momento di beccheggio proprio dell'ala

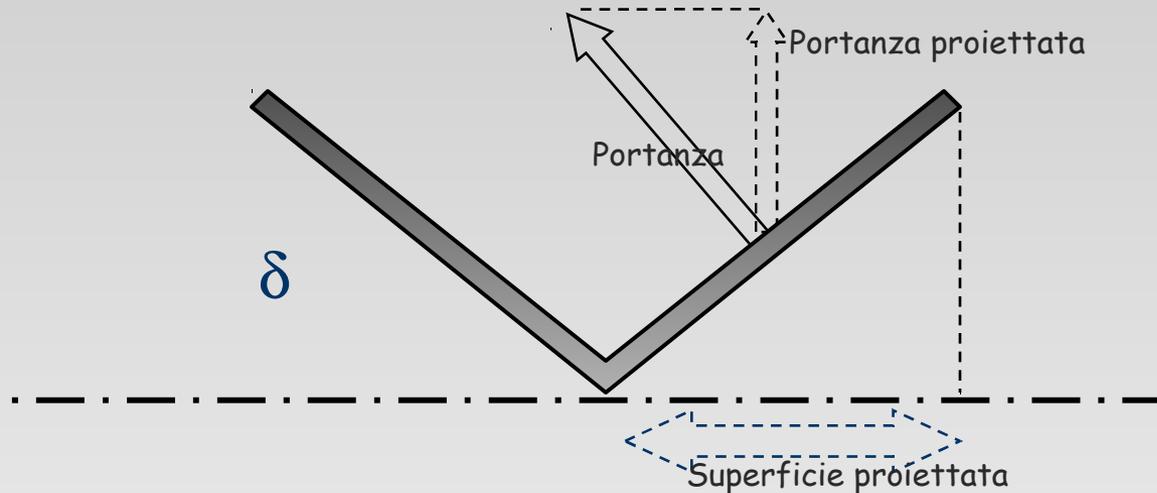
Volume di coda TV (4)

$$C_{m_{Wing}} = -\frac{L A_{Elev} \times Area_{Elev}}{MAC_{Wing} \times Area_{Wing}} C_{l_{Elev}} = -TV \times C_{l_{Elev}}$$

- La formula ci dice solo che quanto più è alto il TV, tanto più grande sarà l'influenza dell'elevatore
- Non ci da alcun indizio sulla stabilità dell'aereo
- Non ci dice niente sui valori e sui simboli C_m and C_l
- Questa è una condizione necessaria ma non sufficiente : dobbiamo saperne di più sui momenti e sui coefficienti di portanza
- Perciò, un adeguato valore del volume di coda non è una condizione sufficiente per la stabilità

Un pò più complicato : coda a V

Il metodo è preso in prestito
da Master Drela
(le Forze aerodinamiche
siano con lui !)



L'angolo δ ha una doppia influenza:

1. Riduce la superficie proiettata sul piano orizzontale
2. Riduce la proiezione della portanza sul piano verticale

... ora un pò di matematica:

$$\text{Area_effettiva} = \text{Area}_{\text{Elev}} \times \cos^2 \delta$$

$$\text{TV} = \frac{\text{LA}_{\text{Elev}} \times \text{Area}_{\text{Elev}} \times \cos^2 \delta}{\text{MAC}_{\text{Wing}} \times \text{Area}_{\text{Wing}}}$$

Il Margine Statico SM : un concetto utile

- Prima la definizione:

$$SM = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{MAC_{Wing}}$$

- Un margine statico positivo è sinonimo di stabilità
- Più è grande il margine statico, più stabile sarà il modello
- Non si vuole dire qui quali livelli di margine statico sono accettabili... troppo rischioso... c'è però un mare di pubblicazioni in materia
- Ogni utente dovrebbe avere le sue personali esperienze
- Conoscendo la posizione del NP e l'obiettivo di SM, la posizione del CG può essere dedotta...= $X_{NP} - MAC \times SM$
- ...non è garantito che questo corrisponderà a una portanza positiva nè a performances ottimizzate

Come usare XFLR5 per posizionare il CG

➤ Idea N°1 : la più efficiente

- Dimentica XFLR5
- Posiziona il CG al 30-35% della Corda Media MC
- Prova dei morbidi lanci a mano in un'area con erba alta
- Sposta progressivamente il CG all'indietro finchè l'aliante non plana normalmente
- Per un'ala volante
 - Parti dal CG al 15%
 - Fissa entrambi gli alettoni a 5°- 10°
 - Riduci progressivamente l'angolo degli alettoni e sposta il CG indietro
- Terminare con il test di affondata

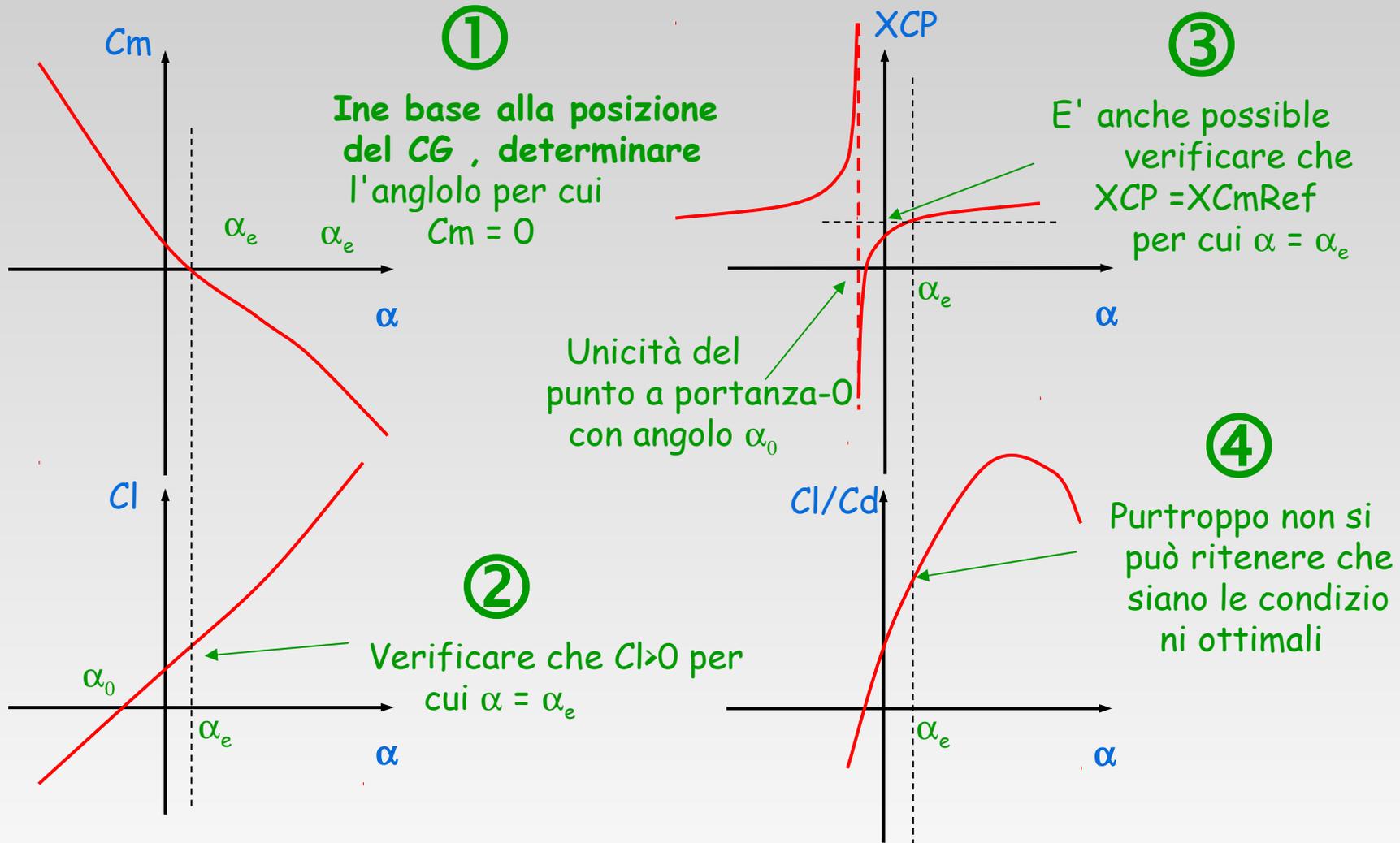
➔ **Funziona sempre !**

Come usare XFLR5 per posizionare il CG

➤ Idea N°2 : Credere nel programma

- Rileggere accuratamente il ... disclaimer del programma
- Trovare il Punto Neutro NP come spiegato
- Avvicinare il CG al NP...
- ... per ottenere una discesa $C_m = f(\alpha)$ comparabile a quella di un modello che vi soddisfa, o
- ... per ottenere un accettabile margine statico SM
- Tornare indietro alla Idea N°1 con alcuni lanci a mano

Riepilogando su 4-grafici di XFLR5

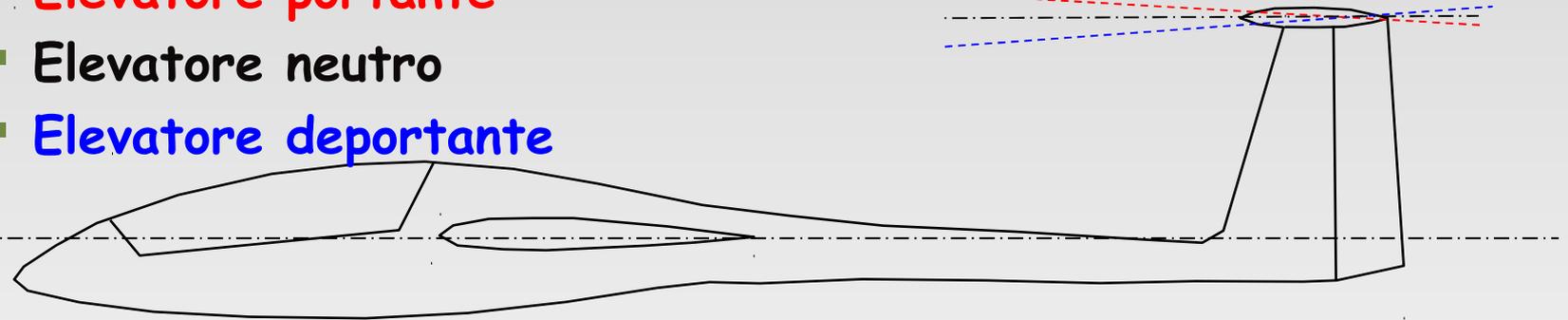


Altre iterazioni per trovare il miglior compromesso

Conseguenze dell'angolo di incidenza

- Per generare portanza, l'ala deve avere un angolo di attacco maggiore dell'angolo a portanza-zero
- Questo angolo di attacco si determina con il bilanciarsi dei momenti portanti dell'ala e dell'elevatore intorno al CG
- Tre casi sono possibili

- Elevatore portante
- Elevatore neutro
- Elevatore deportante

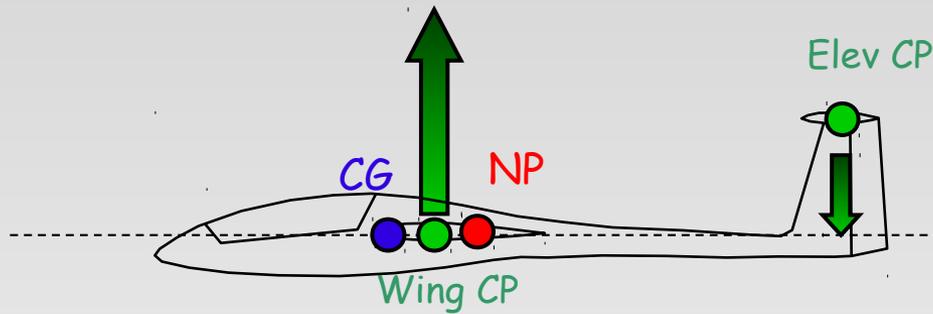


- Ogni caso genera il bilanciamento con un diverso angolo di attacco
- Chi comprende il Francese, legga l'articolo di Matthieu su :
http://pierre.rondel.free.fr/Centrage_equilibrage_stabilite.pdf

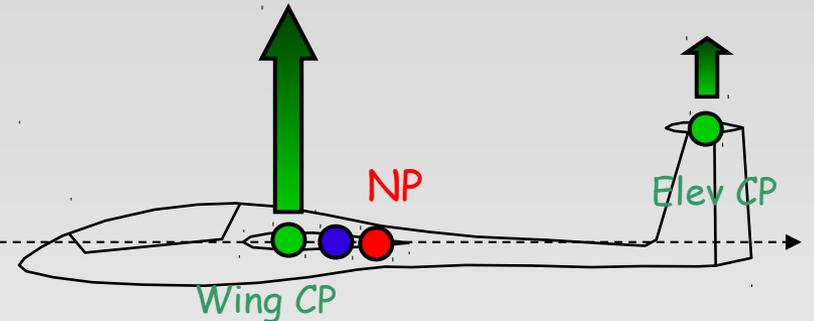
Incidenza dell'elevatore e posizione del CG

- L'elevatore può avere portanza positiva o negativa

L'elevatore ha una incidenza negativa rispetto all'ala



L'elevatore ha una incidenza neutra o leggermente positiva



- Entrambe le configurazioni sono possibili
- Il CG sarà avanti al CP dell'ala per un elevatore con incidenza negativa (deportante)
- "All'interno di una variazione accettabile della posizione del CG, il rateo di di planata non cambia molto" (M. Scherrer 2006)

In caso di Tutt'ala

- **Non esiste l'elevatore**
- **L'ala deve raggiungere la sua propria stabilità**
- **Due opzioni**
 - **Profili Auto-stabili**
 - **Svergolatura negativa dei terminali alari**

Profili Auto-Stabili

- La definizione sembra contraddire quanto già detto : riguarda quei profili che creano un'ala auto-stabile, senza l'aiuto di uno stabilizzatore
- Teoria e analisi ci dicono che il Punto Neutro NP di un profilo sono a una distanza dal BE = 25% della corda
- Ma allora... tutti i profili sono auto-stabili ??? Tutto quello che serve è posizionare il CG avanti al NP ?
- Quale è la differenza tra i profili cosiddetti auto stabili e gli altri ???
- ➔ **Exploriamolo con l'aiuto di XFLR5**

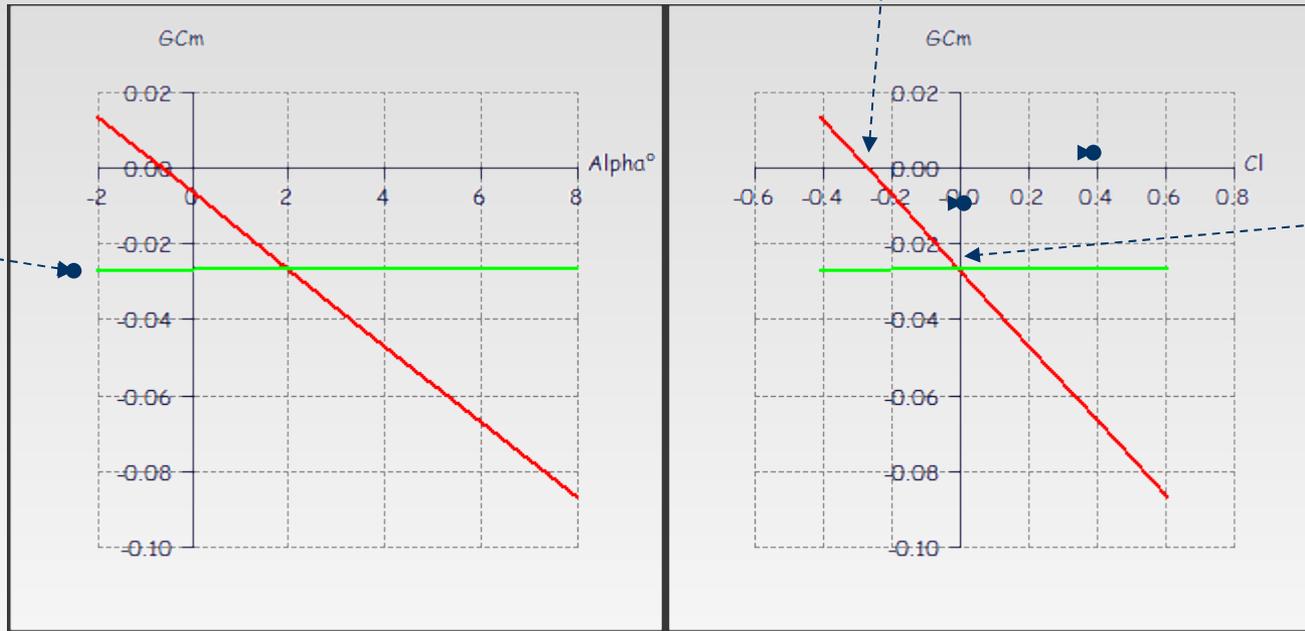
Un profilo classico



Consideriamo un'ala rettangolare con corda uniforme di 100 mm, con il profilo NACA 1410 noto per essere non auto-stabile

I calcoli confermano che il NP è al 25% della corda

Sfortunatamente, a momento di beccheggio = 0, la portanza è negativa. L'ala non vola. Questo è il problema...



Straight wing NACA 1410 no twist
— T1-10.0 m/s-VLM1- 15.00mm
— T1-10.0 m/s-VLM1- 25.00mm

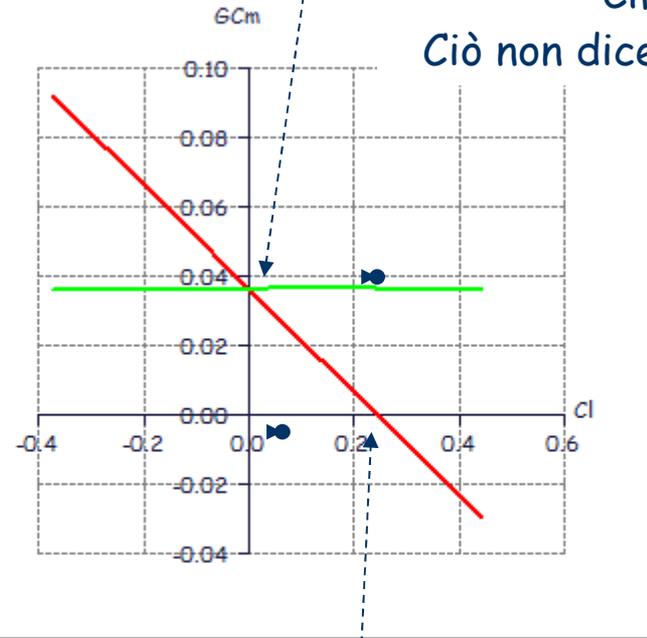
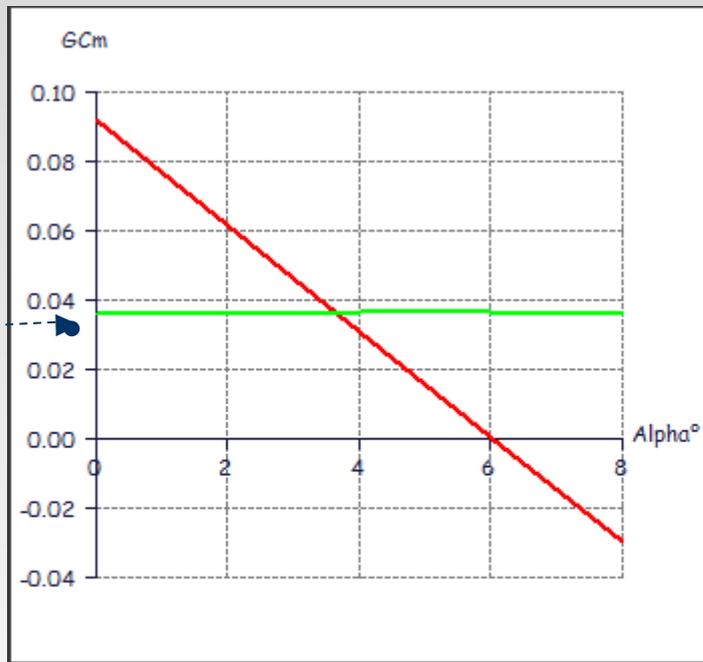
Note : this analysis can also be done in non-linear conditions with XFOIL

Un profilo auto-stabile



Consideriamo la stessa ala rettangolare con corda 100mm, con profilo Eppler 186 noto per essere auto-stabile

Il NP è sempre al 25% della corda

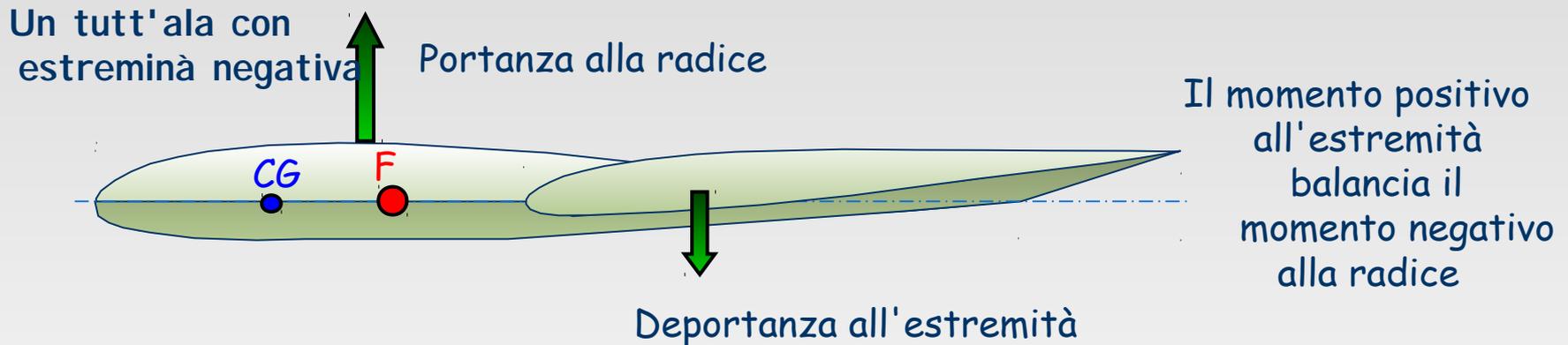
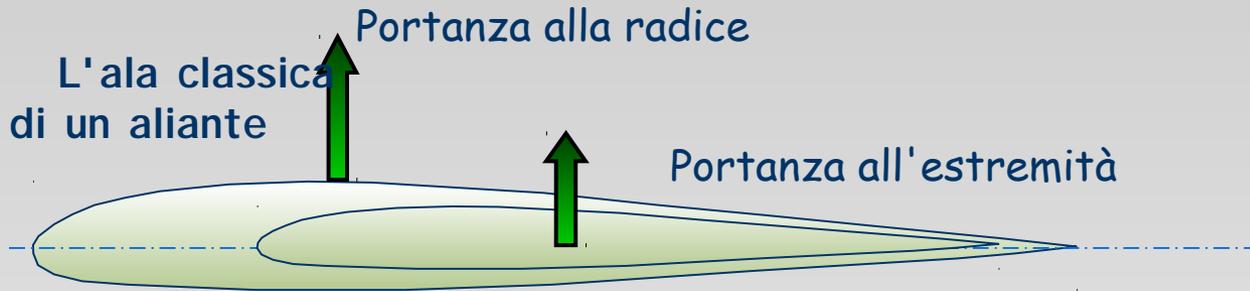


E' usualmente noto per questi profili che "zero-lift moment is positive", $C_{m_0} > 0$
Ciò non dice molto.....

Straight wing Eppler 186 no twist
— T1-10.0 m/s-VLM1- 10.00mm
— T1-10.0 m/s-VLM1- 25.00mm

..sarebbe più intuitivo dire "the zero-moment lift is positive" : $C_{l_0} > 0$, l'ala vola!

Un modo più moderno di creare un'ala auto-stabile



- La conseguenza della deportanza all'estremità fa sì che la portanza totale sarà inferiore a quella di un'ala classica
- Verifichiamolo con XFLR5

Model data

Wing Design

Wing Data

Wing Name: NACA 1410 Twisted -6°

Symetric Right Wing Left Wing

Wing Span: 2000.00 mm
Area: 30.00 dm²
Volume: 2.05e+007 mm³
Mean Geom. Chord: 150.00 mm
Mean Aero. Chord: 152.00 mm
Total VLM Panels: 320 (Max is 1000)

M.A.C. Span Pos: 233.33 mm
Aspect Ratio: 13.33
Taper Ratio: 1.50
Root to Tip Sweep: 9.37 °
Number of Flaps: 00
Total 3D Panels = 656 (Max is 2000)

Reset VLM Mesh

	Pos. (mm)	Chord (mm)	Offset (mm)	Dihedral (°)	Twist (°)	FoilName	X-Panels	X-Dist	Y-Panels	Y-Dist
0	0.00	180.00	0.00	0.00	0.00	Naca 1410	8	Cosine	20	-Sine
1	1 000.00	120.00	180.00		-6.00	Naca 1410				

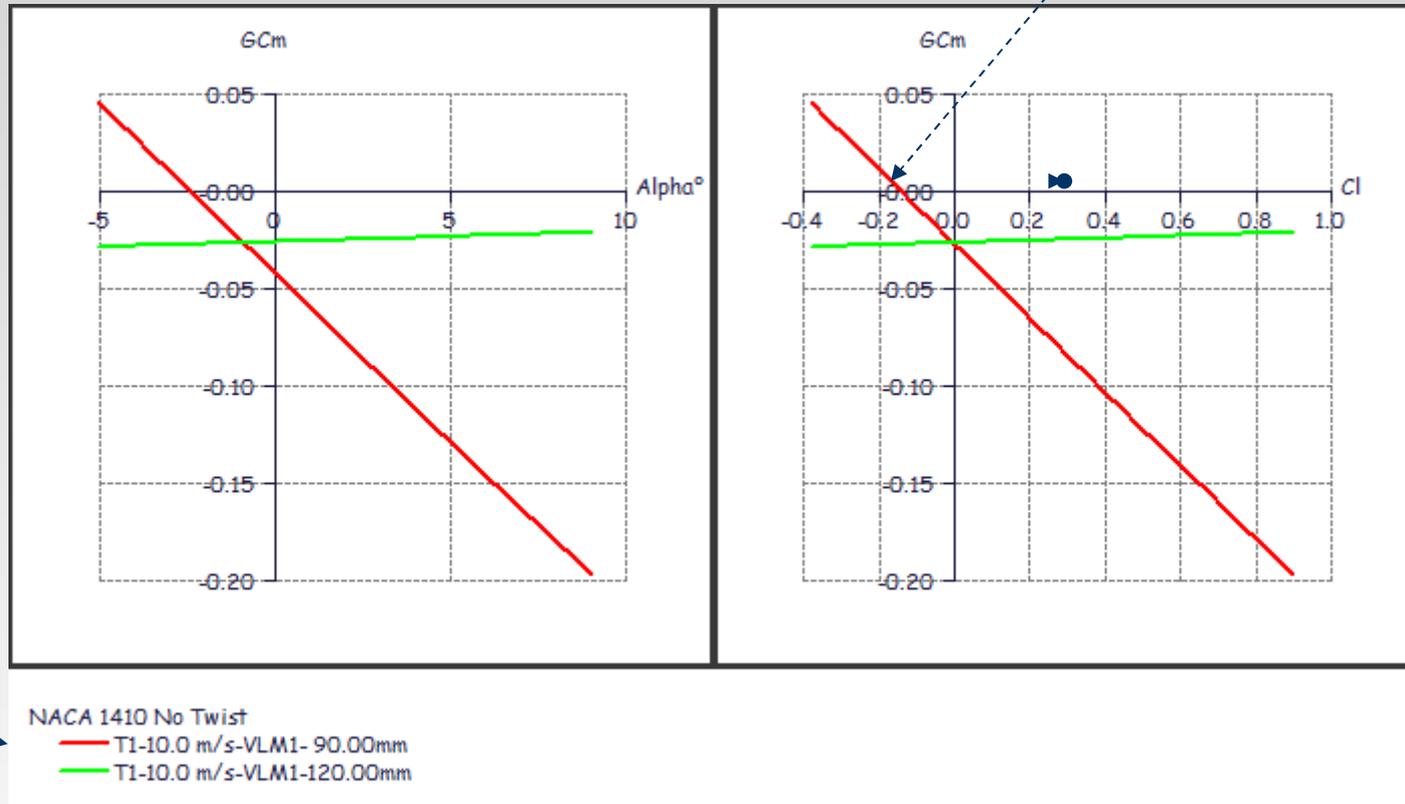
Considera un'ala classica

- Prima senza svergolatura,
- Poi con -6° all'estremità

OK Cancel

Ala senza svergolatura

Sfortunatamente, a momento di beccheggio pari a zero la portanza è negativa ($C_l < 0$): l'ala non vola

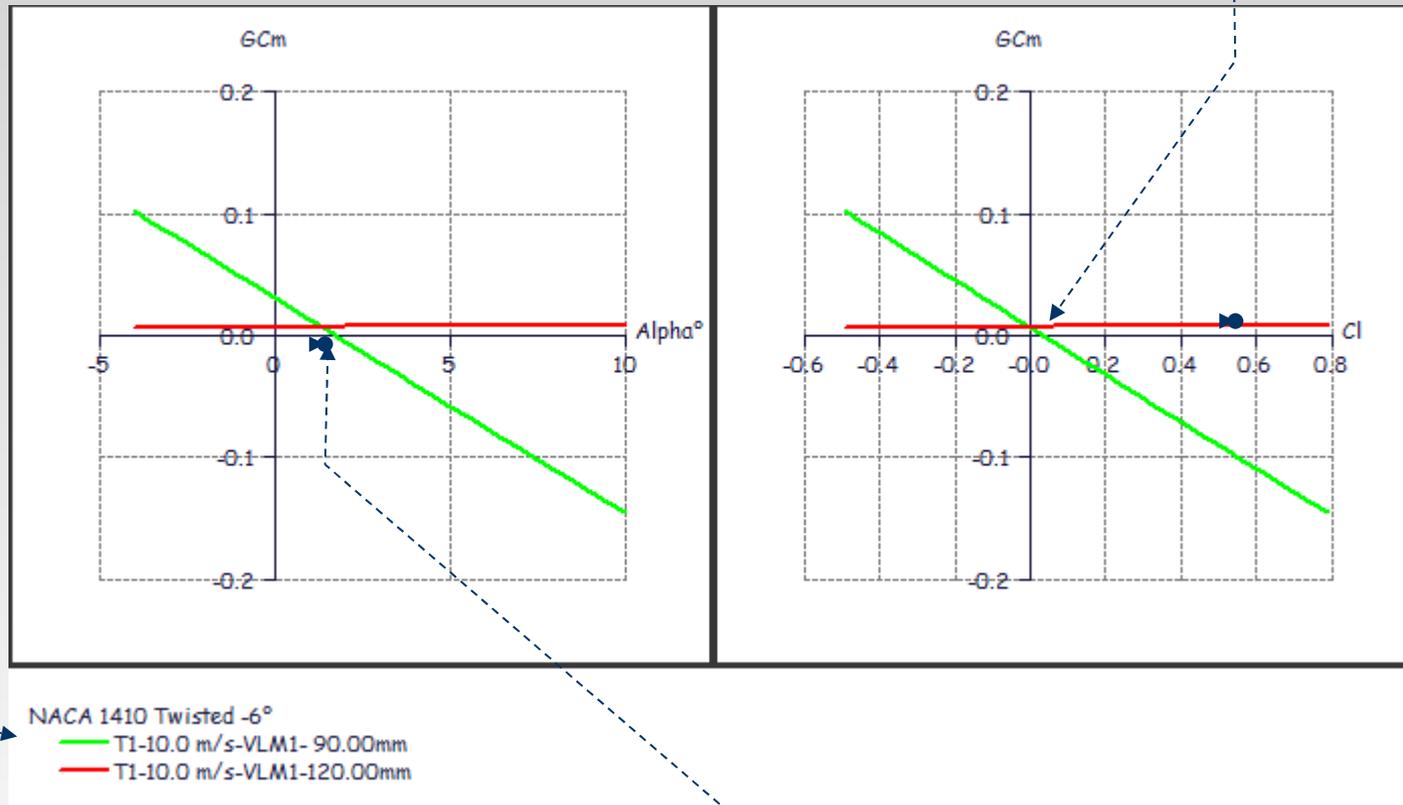


• Considera un margine = 10%

Ala con svergolatura di estremità -6°

A momento di beccheggio zero, la portanza C_l è positiva:

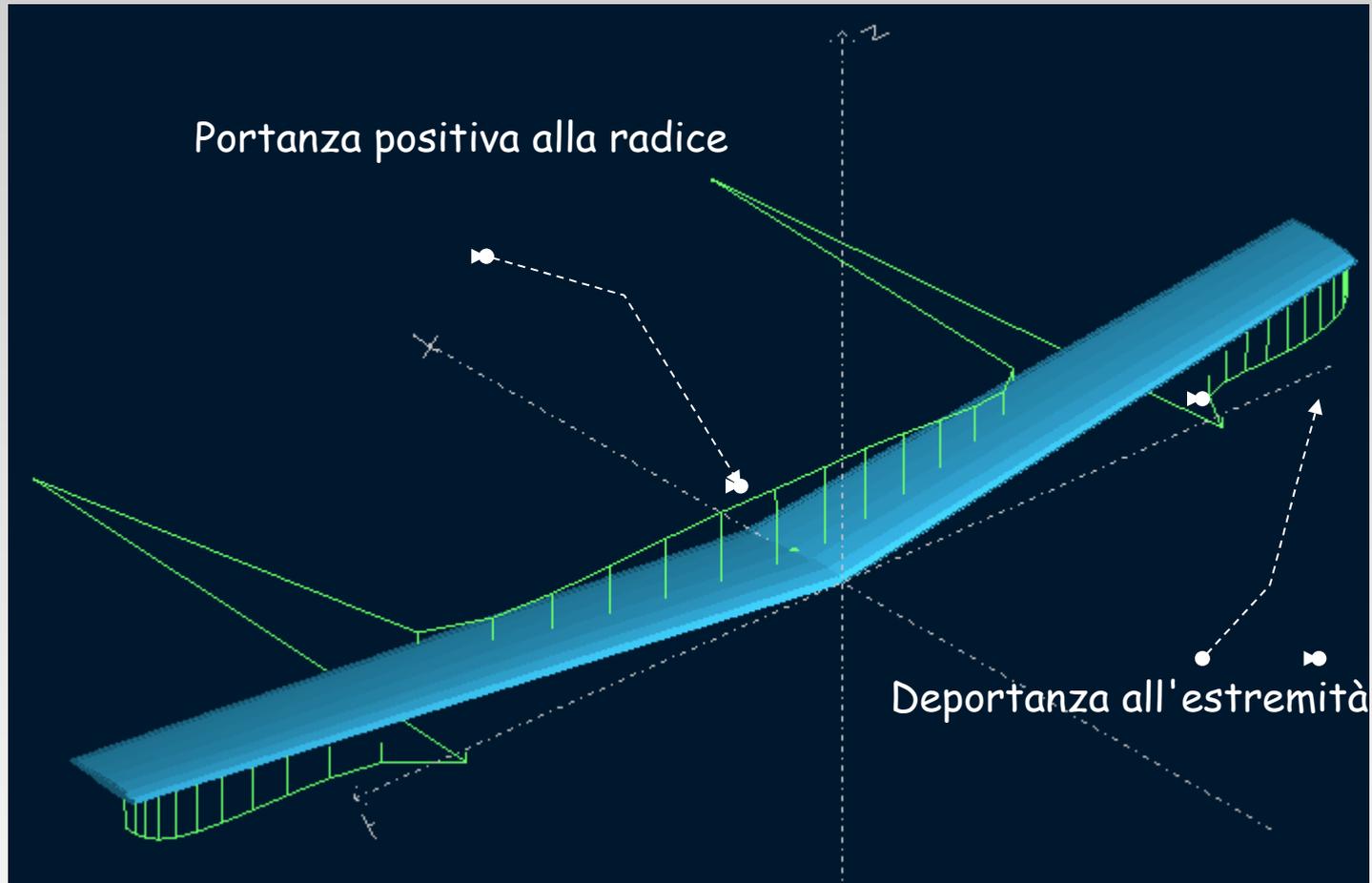
L'ala vola!



Considera un margine = 10%

Visualizziamo nel prossimo diagramma la portanza ad un angolo di attacco bilanciato = 1.7°

Portanza all'angolo di attacco bilanciato



Parte delle forze sono di segno opposto : la portanza totale è minore

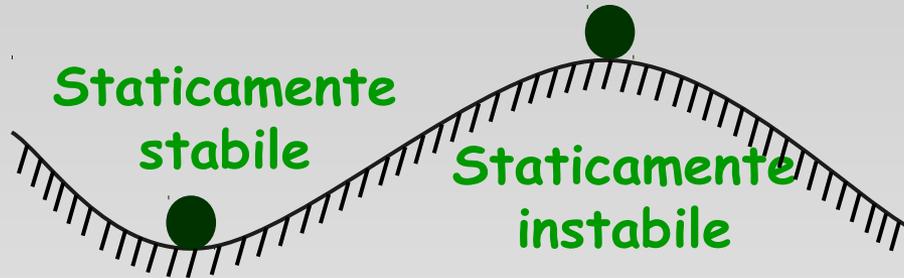
Analisi di Stabilità e Controllo

**Fin qui per le prestazioni... ma cosa dire di
stabilità e controllo ?**

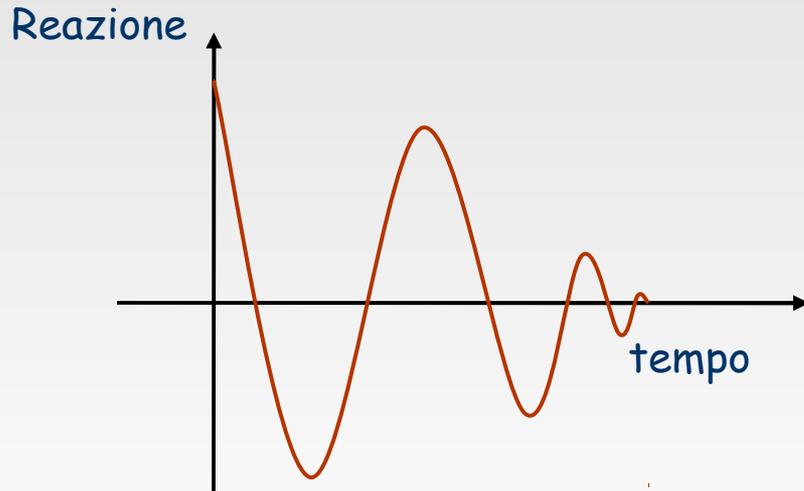
è di questo che si tratta

- Il nostro modello necessita della messa a punto delle performances e deve anche essere stabile e controllabile.
 - L'analisi della stabilità rende evidenti le caratteristiche del modello in volo libero. "via le mani dai controlli"
 - L'analisi dei controlli misura le reazioni del modello agli input del pilota.
- In una certa misura, ciò può essere valutato con la simulazione
- Per questo scopo, nella versione XFLR5 v6 è stata aggiunta una apposita opzione .

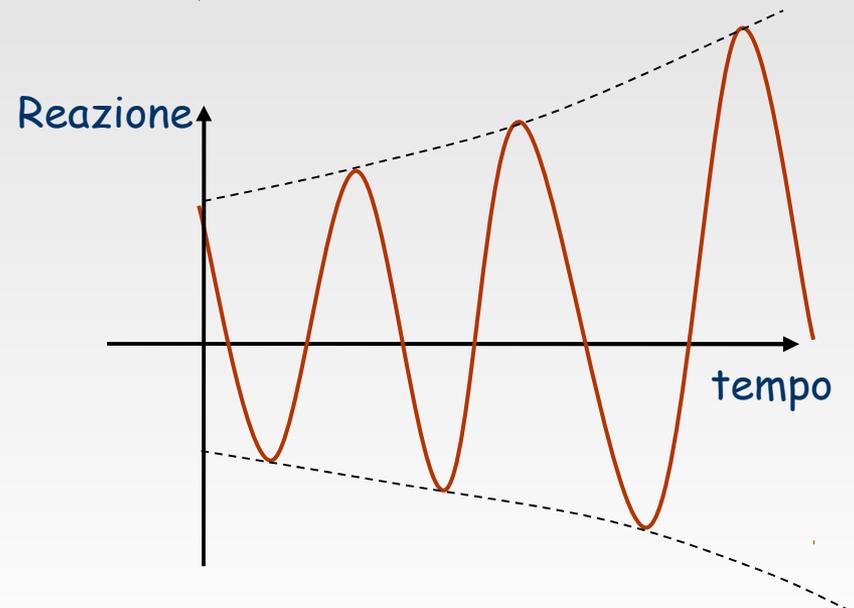
Stabilità Statica e Dinamica



Dinamicamente stabile



Dinamicamente instabile



Stabilità di un aliante

- Uno stato di stabilità "costante" per un aereo, può essere definito come costante velocità, costante angolo di attacco, inclinazione, direzione, altezza, ecc.
- Difficile da immaginare
- Inevitabilmente, una folata di vento, un input del pilota disturberà l'aereo.
- Lo scopo della "Stability and Control Analysis" è di valutare la stabilità dinamica e il tempo di risposta dell'aereo a tale perturbazione
- Nelle pagine seguenti, ci riferiamo solo alla stabilità dinamica

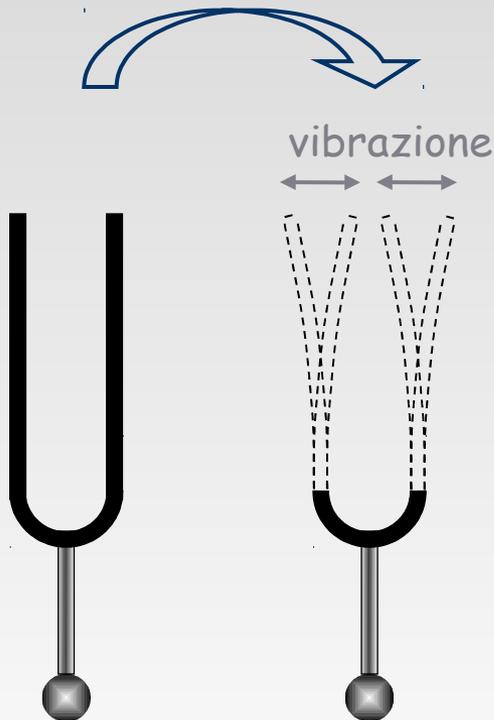
Modi Naturali

- Parlando di Fisica, quando è sottoposto a perturbazioni, un sistema tende a rispondere con modalità "ricorrenti"
- Dal punto di vista matematico, tali modalità sono chiamate "Modi Naturali" e sono descritte da:
 - un autovettore, che descrive la modalità di forma
 - un autovalore, che descrive la frequenza del modo ed il suo smorzamento

Modo naturale - Meccanica

➤ Esempio del Diapason

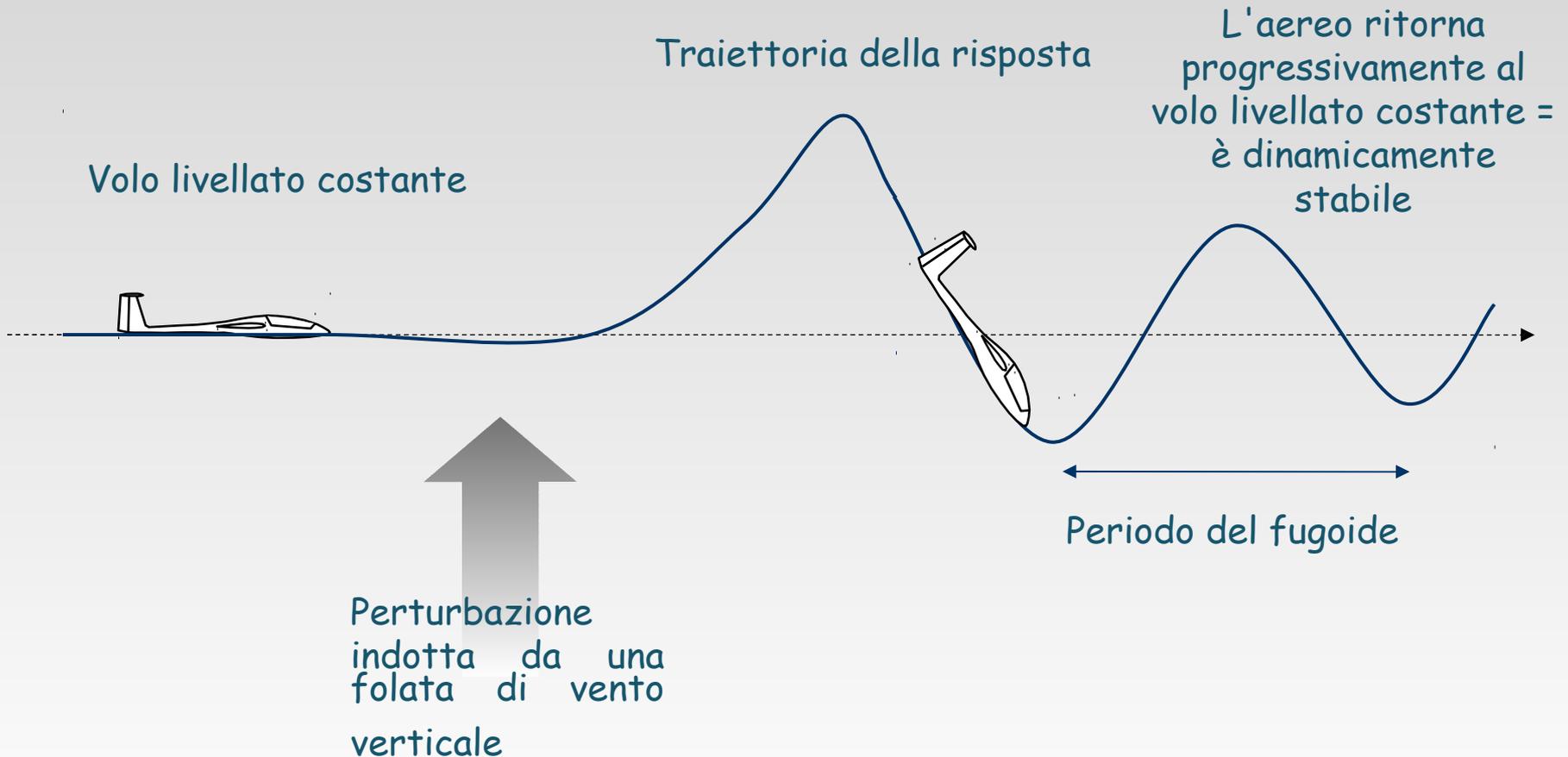
Urto, (perturbazione)
→ risposta ricorrente nota DO
= 440 Hz



L'ampiezza della vibrazione decade nel tempo
Il Diapason è dinamicamente stabile... non proprio
una sorpresa

Modi naturali - Aerodinamica

➤ Esempio del modo fugoide



Gli 8 modi (di risposta) aerodinamici

- Un aliante ben progettato ha 4 modi naturali longitudinali e 4 modi naturali laterali

Longitudinali

2 modi fuggitivi simmetrici
2 modi simmetrici di
breve periodo

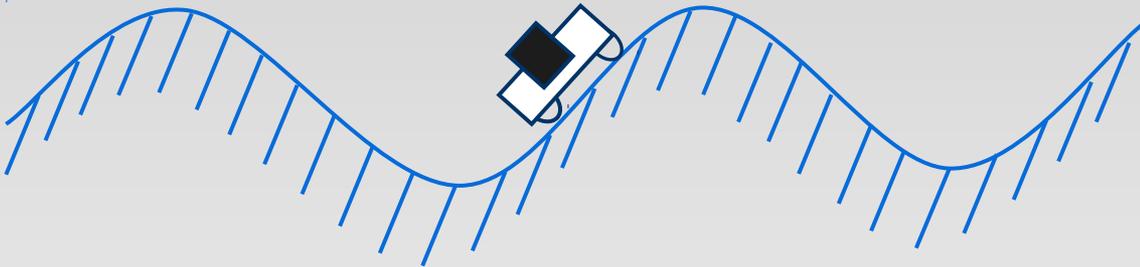
Laterali

1 modo spirale
1 modo rollio
2 modi Dutch
roll

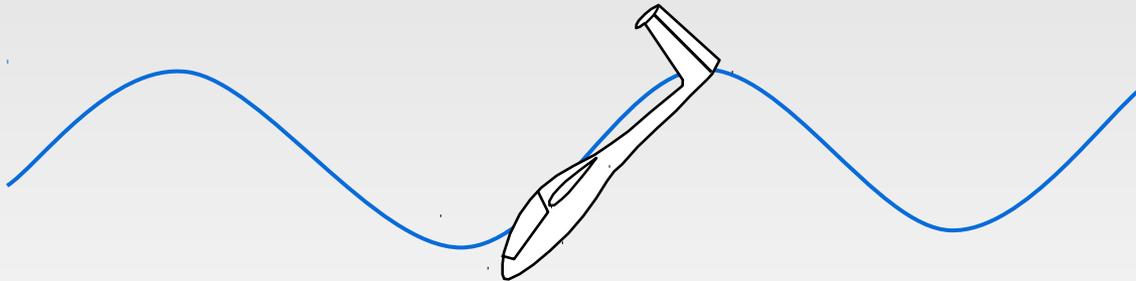


Il fugoide

... è una macroscopica modalità di scambio tra energie Cinetiche e Potenziali



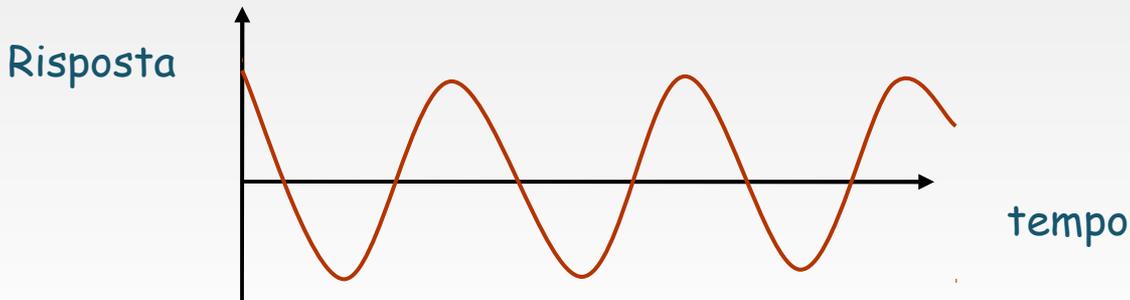
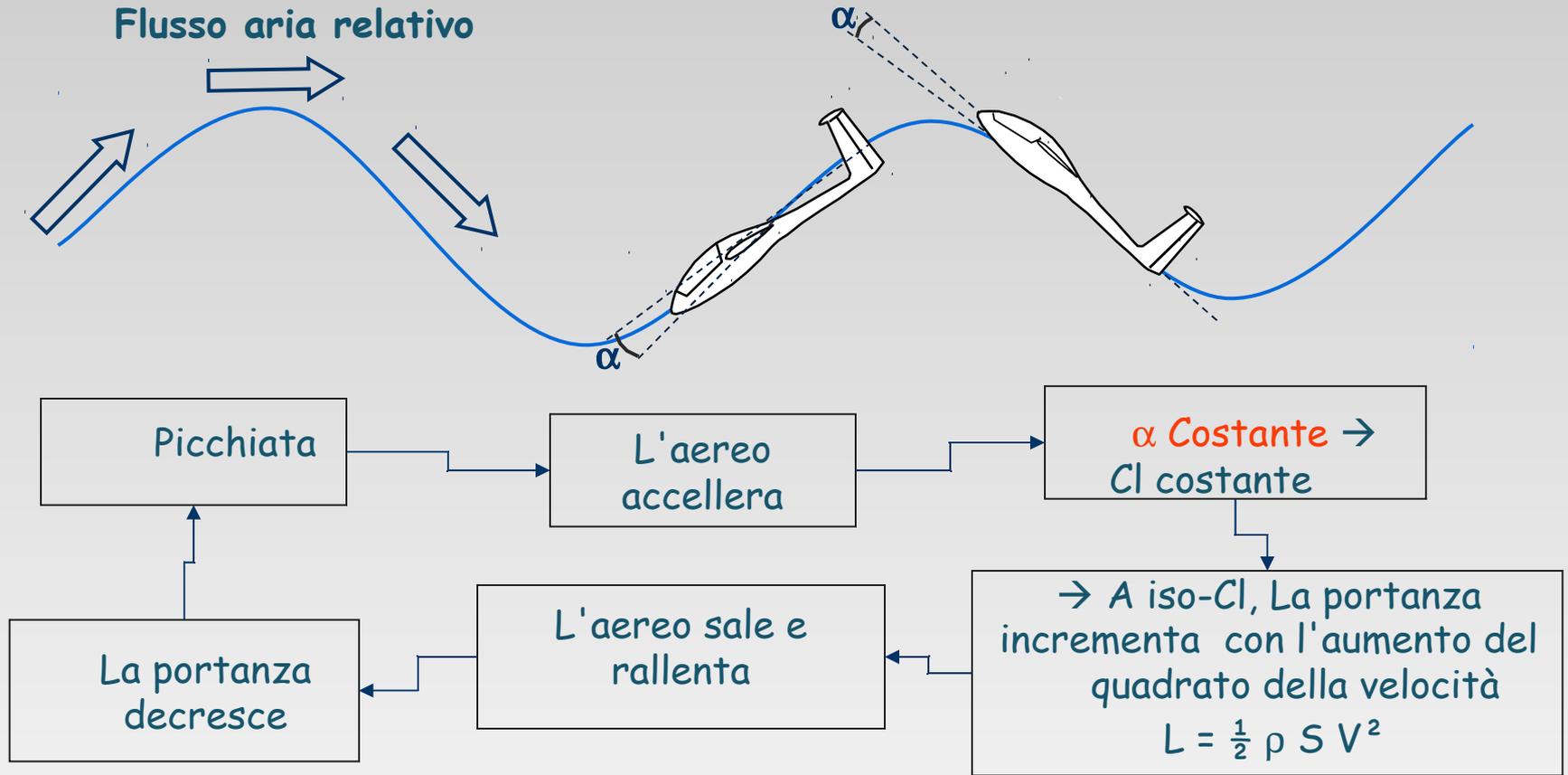
Montagne Russe :
Lo scambio avviene
attraverso la forza
del contatto



Aerodinamica : Lo
scambio avviene
attraverso la
forza della
portanza

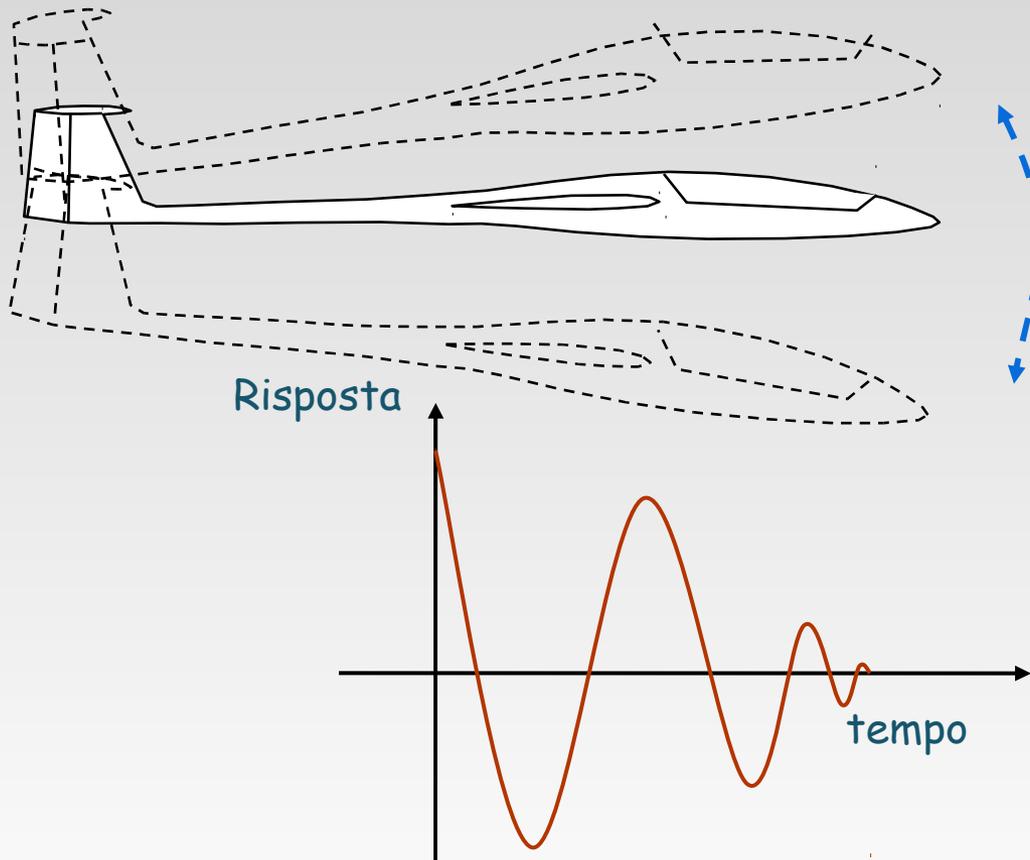
Lento, leggermente smorzato, stabile o instabile

Il meccanismo del fugoide



Il modo di breve periodo

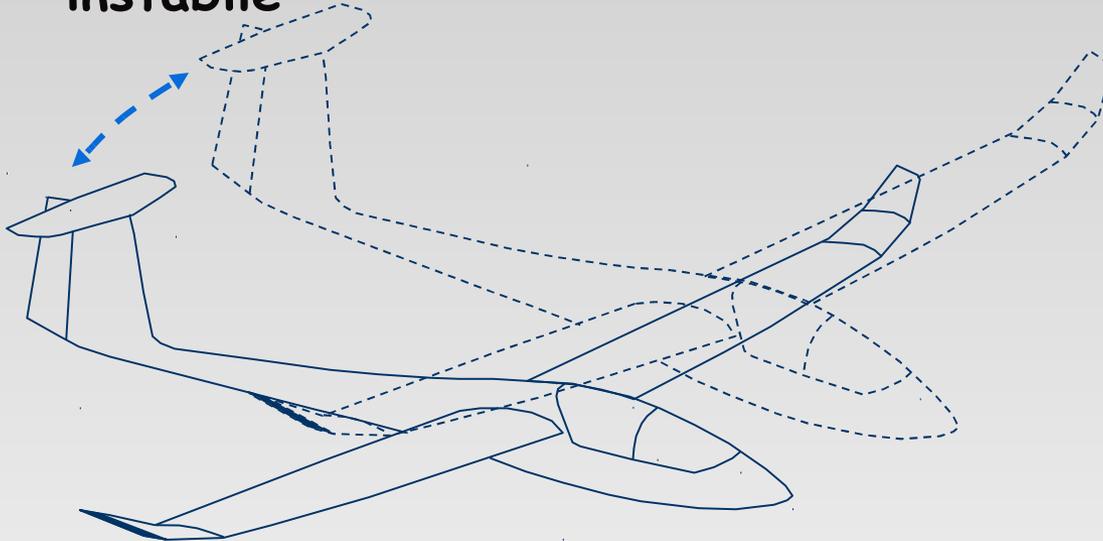
- Prevalentemente costituito da spostamento verticale unito ad un rateo di beccheggio, solitamente di alta frequenza e ben smorzato



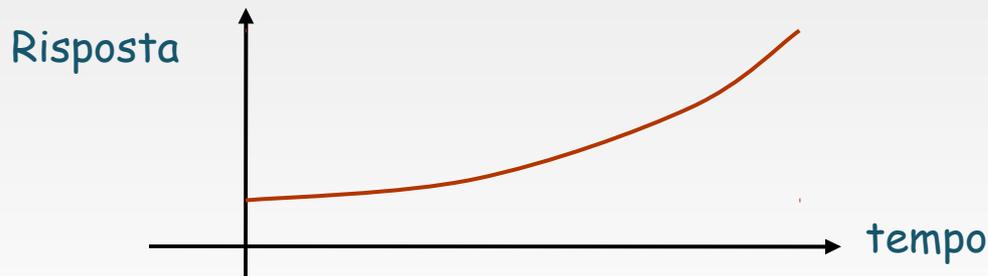
Le caratteristiche di questo modo derivano soprattutto da una marcata inclinazione della curva $C_m=f(\alpha)$

Modo Spirale

- Soprattutto direzionale, non-oscillatorio, lento, generalmente instabile



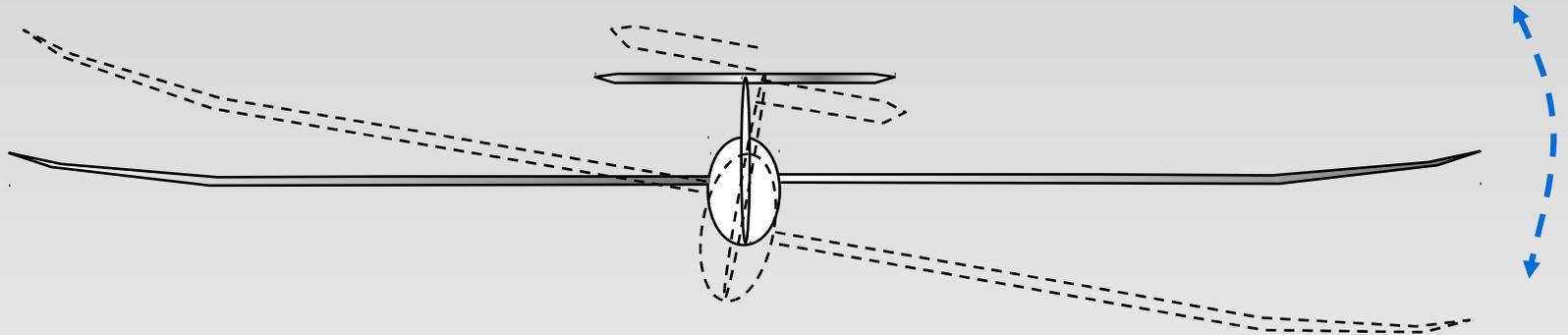
Il modo si innesca con una perturbazione lungo gli assi di rollio o direzionale. Ciò produce un positivo angolo di attacco della deriva, che tende ad incrementare il momento di imbardata.



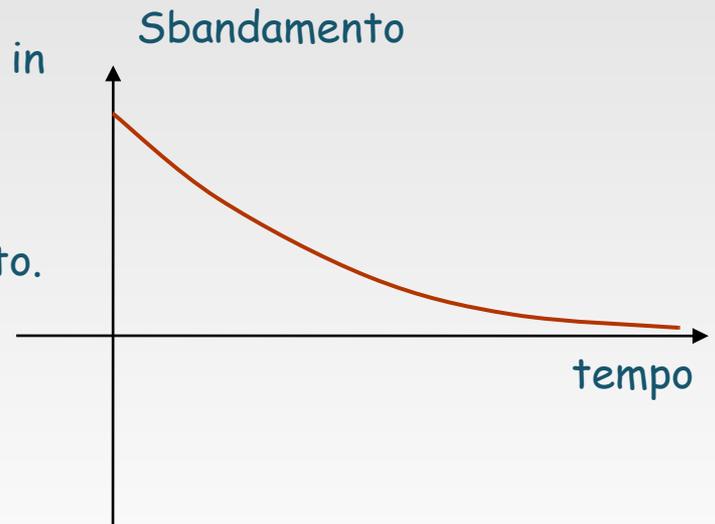
Richiede l'intervento del pilota che impedisca la deviazione !

Smorzamento del Rollio

- Soprattutto rollio, stabile

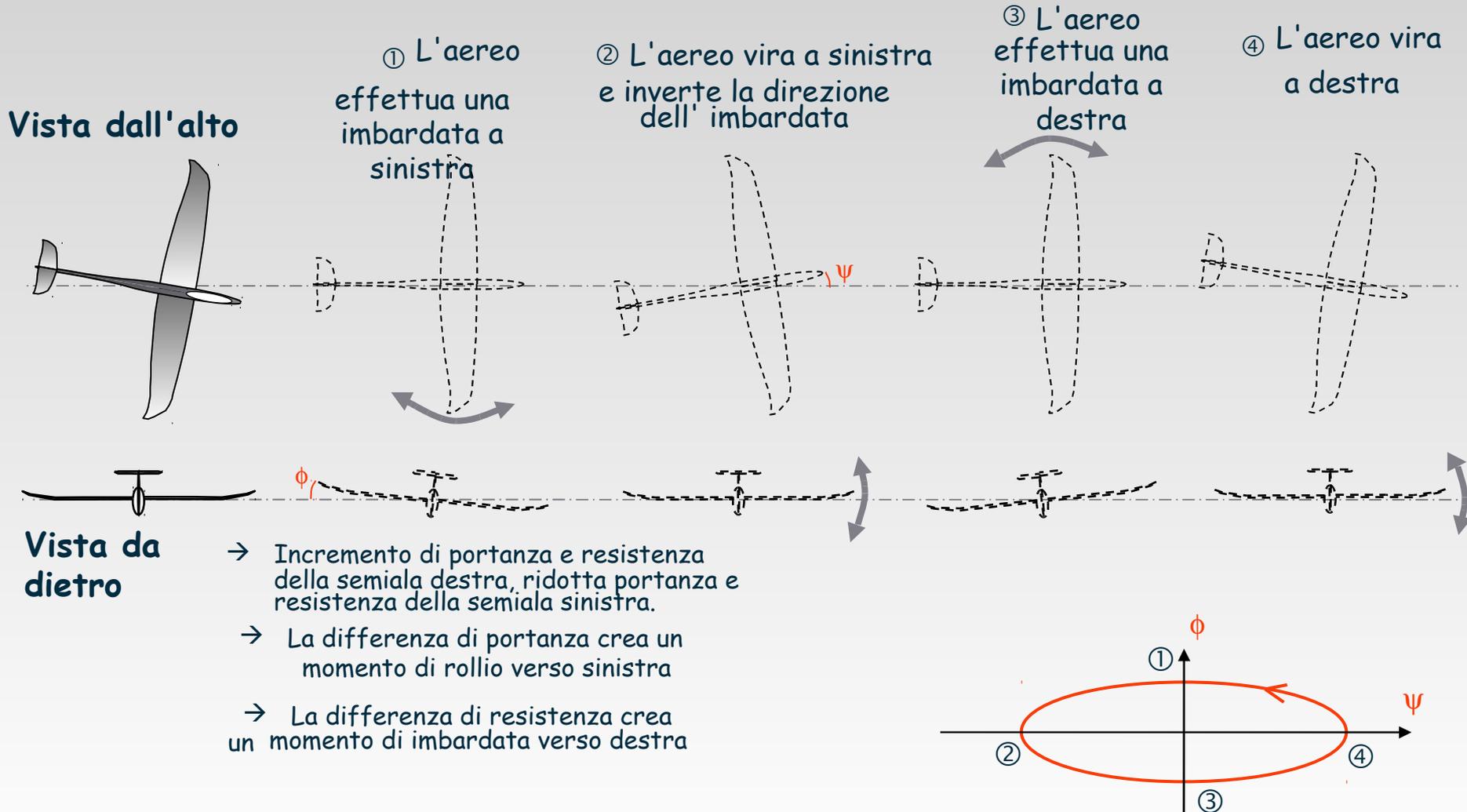


1. A causa della rotazione sull'asse x , la semiala più in basso riceve un incremento della portanza.
Per conseguenza della simmetria, si ha un decremento della portanza della semiala più in alto.
2. Ciò crea un momento di ripristino opposto alla rotazione, che tende a smorzarne il modo



Dutch roll

- La modo Dutch roll è una combinazione di imbardata e rollio, sfasati di 90° , di solito leggermente smorzato



Modi di risposta di un aliante

- Durante il volo, una perturbazione come un input di comando o una folata di vento stimolerà tutti i modi di risposta in proporzioni differenti tra loro :
- Usualmente, le risposte ai modi di breve periodo e a quello di rollio, che sono ben smorzati, scompaiono velocemente
- Le risposte al modo fugoide e a quello Dutch roll sono visibili a occhio nudo
- La risposta al modo spirale è lenta, e di modesta rilevanza, se comparata ad altri elementi del volo. Non è visibile ad occhio nudo, perchè incoscientemente corretta dal pilota

Comportamento dei modi

➤ Alcuni modi sono oscillatori in natura...

- Fugoide,
- Breve periodo
- Dutch roll

Definiti da

1. una "condizione" o autovettore
2. una frequenza naturale
3. un fattore di smorzamento

➤ ...ed alcuni non lo sono

- Rollio
- Spirale

Definiti da

1. una "condizione" o autovettore
2. un fattore di smorzamento

L'autovettore

- In termini matematici, l'autovettore fornisce le informazioni sull'ampiezza e la fase delle variabili di volo che illustrano il modo naturale,
- In XFLR5, l'analisi dell'autovettore è essenzialmente visualizzata nella vista in 3D
- Un presupposto ragionevole è che le dinamiche longitudinali e laterali sono indipendenti e caratterizzate ciascuna da quattro variabili



Le quattro variabili longitudinali

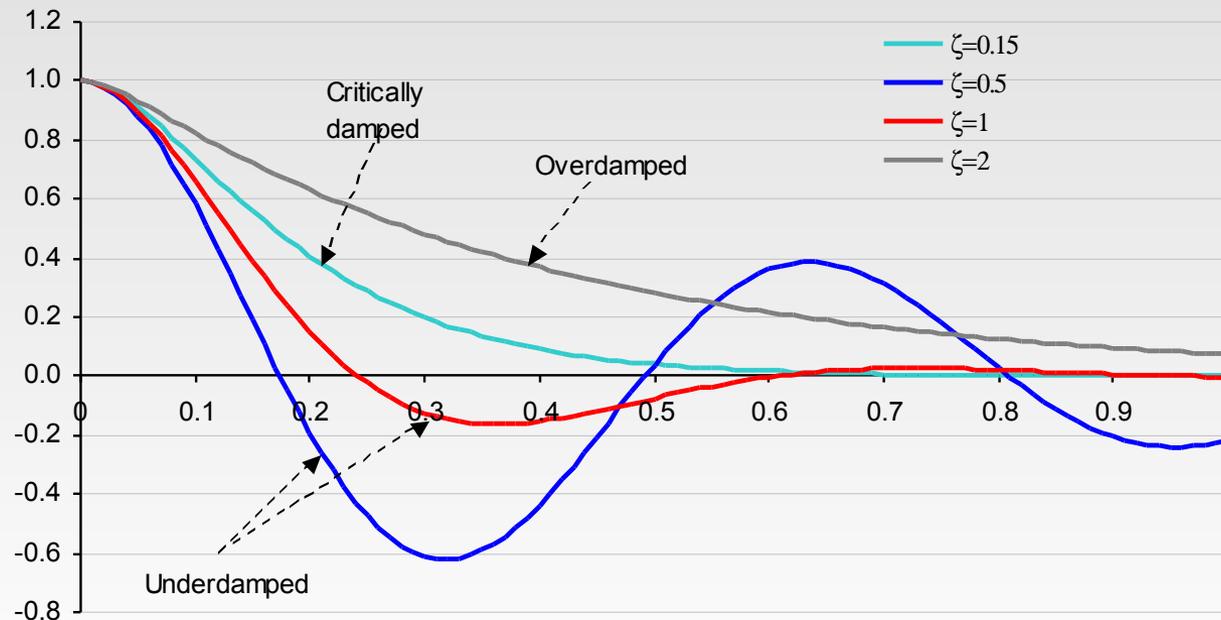
- Il comportamento sull'asse longitudinale è caratterizzato da
 - La variazione della velocità assiale e verticale attorno allo stato di valore fisso $V_{inf} = (U_0, 0, 0)$
 - $u = dx/dt - U_0$
 - $w = dz/dt$
 - Il rateo di beccheggio $q = d\theta / dt$
 - L'angolo di beccheggio θ
- E' necessario scalare le dimensioni per comparare l'ordine di grandezza relativa degli incrementi di velocità "u" and "w" al rateo di beccheggio "q" e all'angolo " θ "
- La convenzione solitamente usata è di calcolare
 - $u' = u/U_0, w' = w/U_0, q' = q/(2U_0/mac),$
 - e dividere tutti i componenti in modo che $\theta = 1$

Le quattro variabili laterali

- Il comportamento sull'asse laterale è caratterizzato da quattro variabili
 - La variazione di velocità laterale $v = dy/dt$ attorno al suo stato di valore fisso $V_{inf} = (U_0, 0, 0)$
 - Il rateo di rollio $p = d\phi/dt$
 - Il rateo di beccheggio $r = d\psi/dt$
 - L'angolo di imbardata ψ
- Per le modalità laterali, la convenzione di normalizzazione è
 - $v' = v/U_0$, $p' = p/(2U_0/\text{span})$, $r' = r/(2U_0/\text{span})$,
 - e dividere tutti i componenti in modo che $\psi = 1$

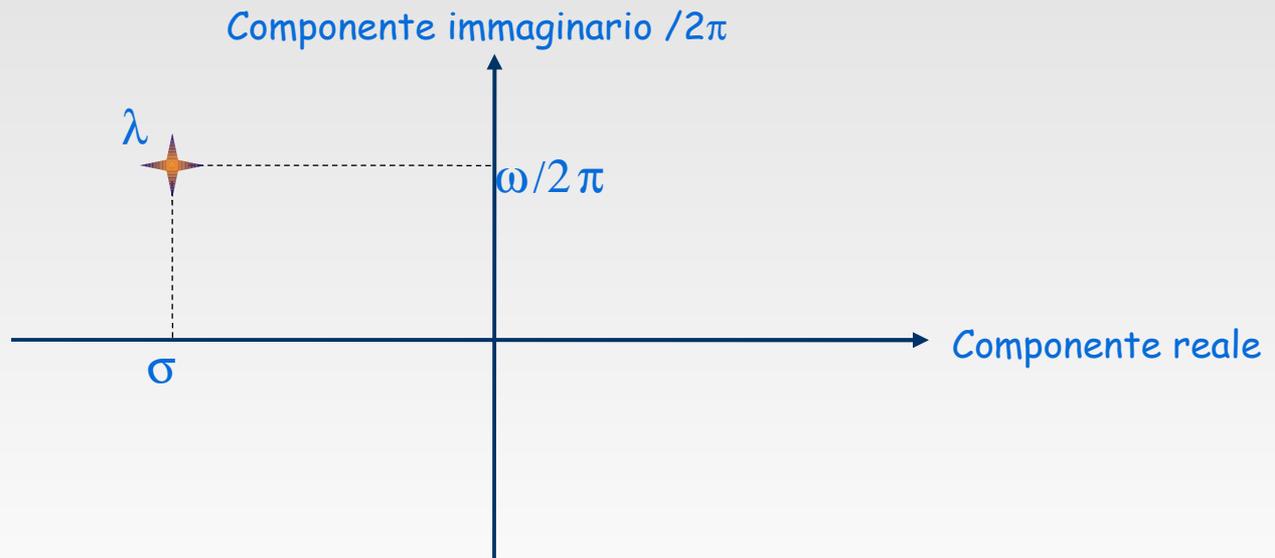
Fattori di Frequenza e Smorzamento

- Il fattore di smorzamento ζ è un coefficiente non-dimensionale
- Una modalità di smorzamento critica, $\zeta = 1$, è non-oscillante e ritorna lentamente allo stato di valore fisso
- Modalità sotto-smorzate ($\zeta < 1$) e sovra-smorzate ($\zeta > 1$) ritornano allo stato di valore fisso più lentamente del modo decisamente smorzata
- La "frequenza naturale" è la frequenza di risposta di questo specifico modo
- La "frequenza naturale" è un valore virtuale, se il modo non è smorzato
- Nel caso di smorzamento molto basso p.es. $\zeta \ll 1$, la frequenza naturale è vicina alla frequenza naturale non smorzata



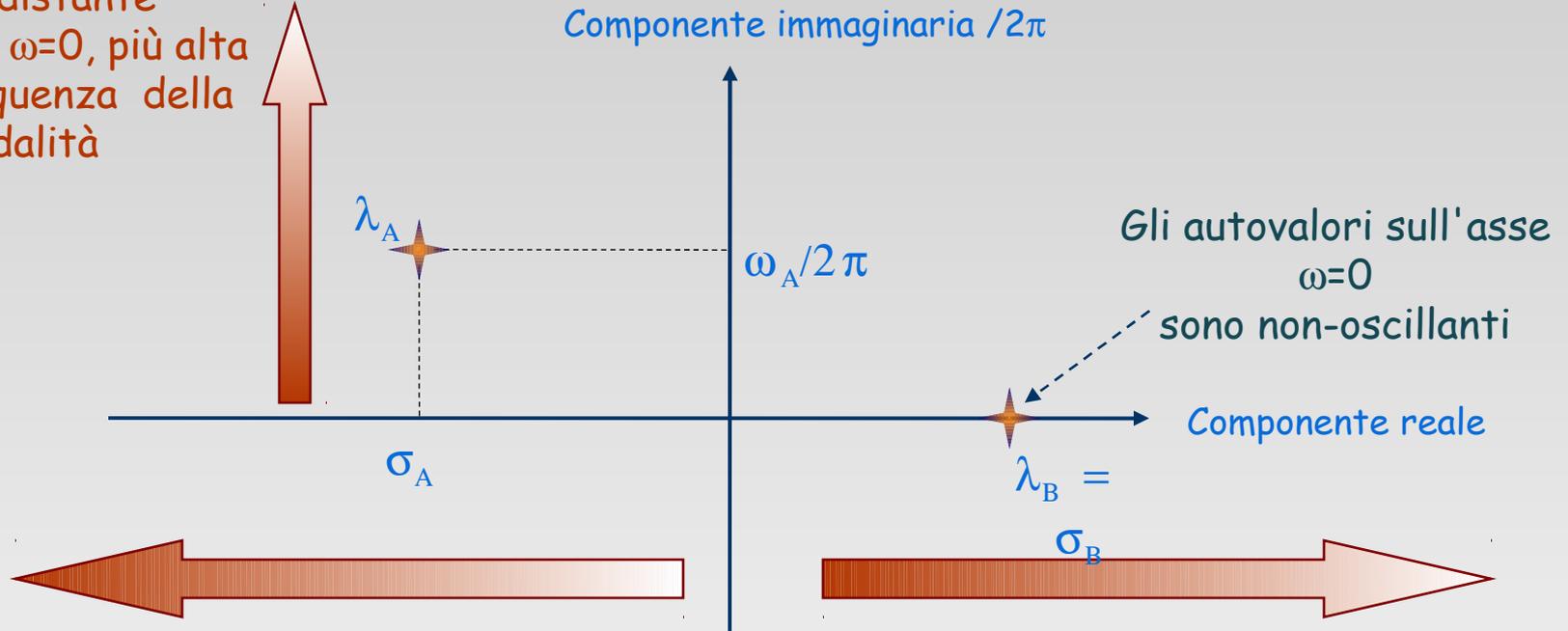
Il grafico della radice

- Questo grafico fornisce una interpretazione visiva della frequenza e dello smorzamento di una modalità con autovalore $\lambda = \sigma_1 + i\omega_N$
- La reazione temporale di un componente della modalità quale u , w , or q , is : $f(t) = ke^{\lambda t} = ke^{(\sigma_1 + i\omega_N)t}$
- ω_N è la frequenza naturale circolare e $\omega_N/2\pi$ è la frequenza naturale della modalità
- $\omega_1 = \sqrt{\sigma_1^2 + \omega_N^2}$ è la frequenza naturale circolare non smorzata
- σ_1 è la costante di smorzamento ed è relativa al rapporto di smorzamento $\sigma_1 = -\omega_1\zeta$
- L'autovalore è rappresentato con gli assi $(\sigma_1, \omega_N/2\pi)$ del grafico alla radice



Interpretazione del punto focale della radice

Più è distante dall'asse $\omega=0$, più alta è la frequenza della modalità



Negativa costante di smorzamento = stabilità dinamica. Più è negativa, più forte sarà lo smorzamento

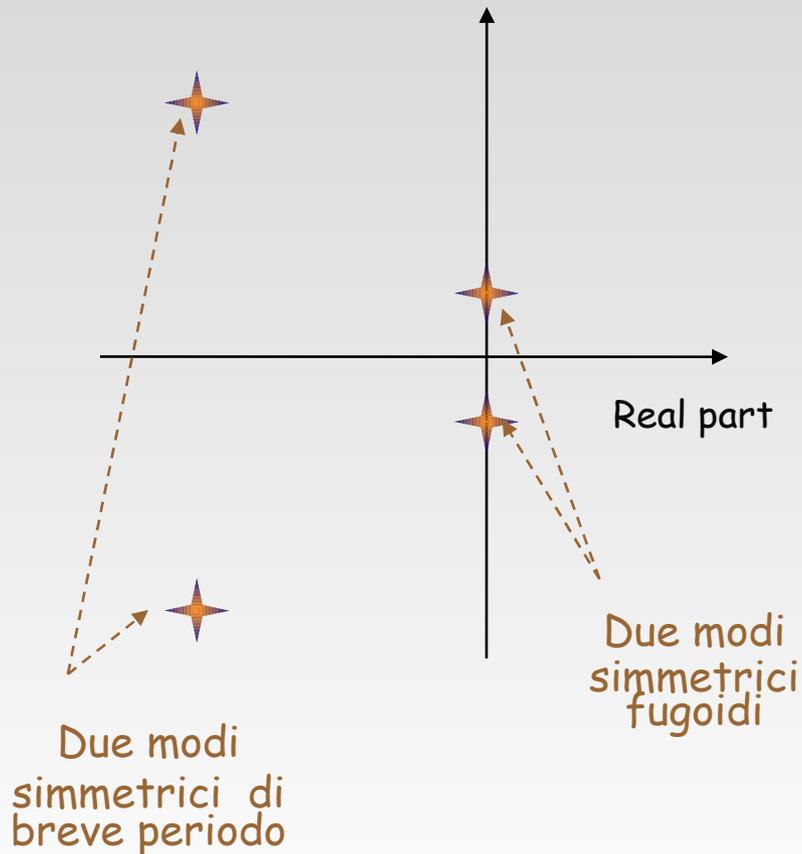
Positiva costante di smorzamento = instabilità dinamica

- λ_A corrisponde a una modalità oscillatoria smorzata
- λ_B corrisponde a una modalità non-oscillatoria non-smorzata

Il tipico grafico del punto focale della radice

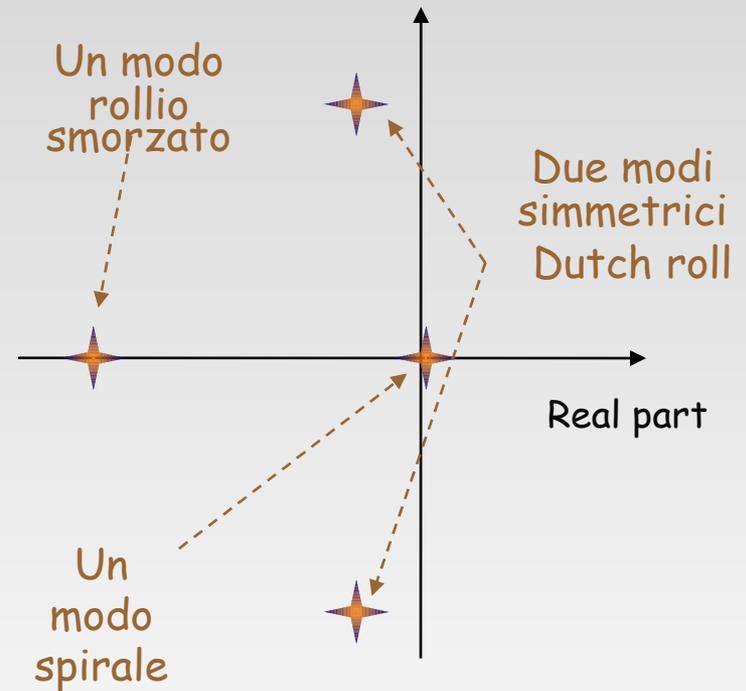
Longitudinale

Imaginary part / 2π



Laterale

Imaginary part / 2π



Analisi della Stabilità con XFLR5

Una analisi, tre output



Pre-requisiti per l'analisi

- L'analisi della stabilità e del comportamento dei controlli richiede che le caratteristiche di inerzia siano state definite
- La valutazione dell'inerzia esige un programma CAD 3D
- Mancando ciò, l'inerzia può essere valutata approssimativamente in XFLR5 inserendo
 - La massa delle ali, piani di coda e della fusoliera
 - La massa e la posizione di oggetti quali zavorra, batterie, ricevitore, servocomandi, ecc.
- XFLR5 valuterà approssimativamente l'inerzia basata su queste masse e la loro dislocazione
- Una volta inseriti questi dati, è importante controllare che la massa totale e la posizione del CoG siano corretti

Descrizione passo passo dell'analisi

Definizione della geometria,
massa e inerzia

Definizione della
analisi/polare

Analisi

Risultati

3D-automodalità

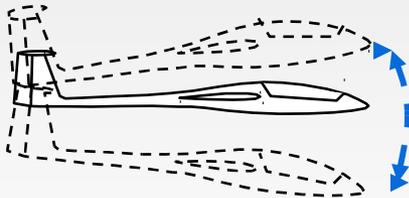
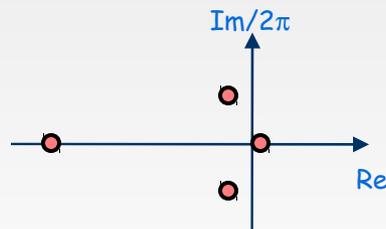
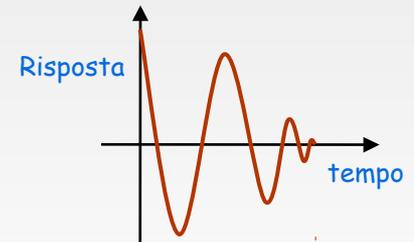


Grafico della radice

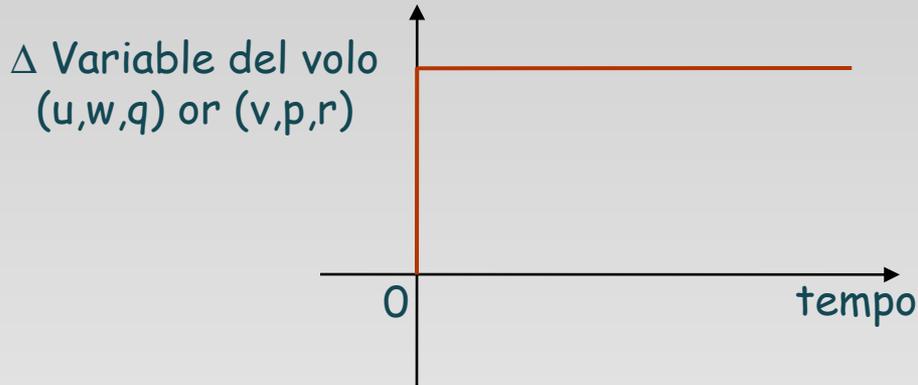


Risposta

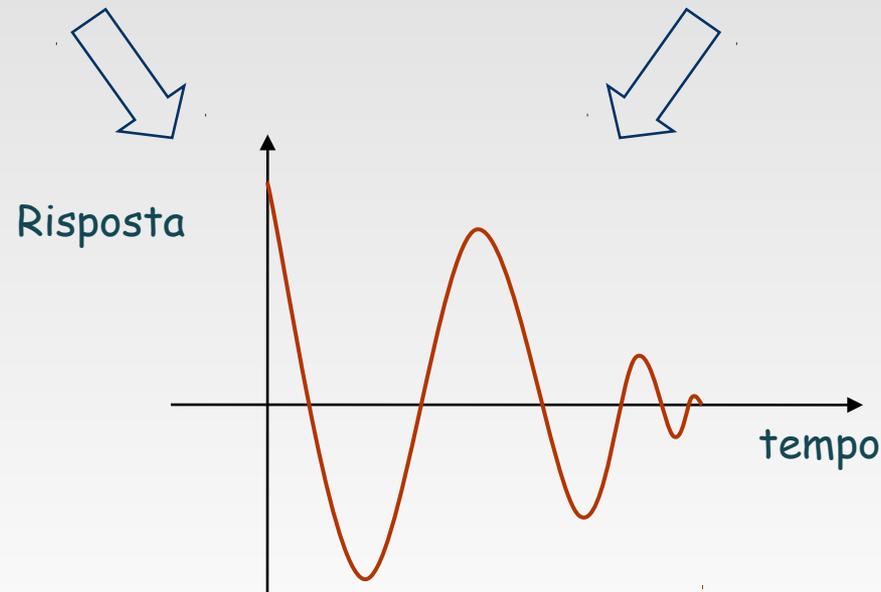
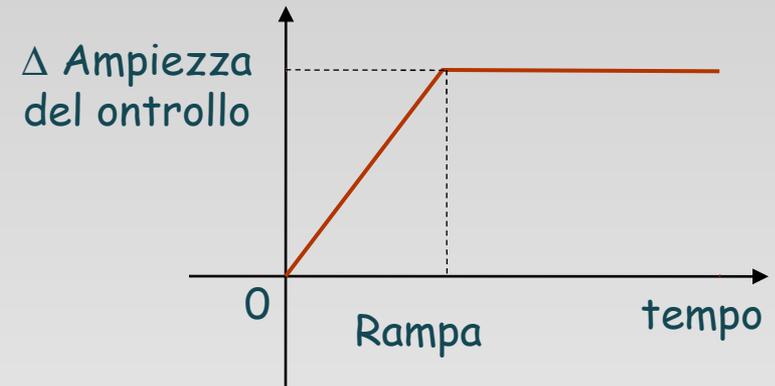


Visualizzazione della risposta : due tipi di input

① Perturbazione



② Controllo



L'animazione 3D dei modi naturali

- Il modo migliore di identificare e capire una forma di modo ?
- Note :
 - L'apparente ampiezza della modalità nell'animazione non ha un significato fisico.
 - Nel volo, una specifica modalità non è mai stimolata in maniera unica ed esclusiva - la reazione è sempre una combinazione di più modi naturali che interagiscono fra loro.

Esempi di analisi di Dinamiche Longitudinali

Seconda approssimazione per il Modo di Breve Periodo

- Prendendo in considerazione la dipendenza dalla velocità verticale conduce a una espressione più complicata

$$t^* = \frac{MAC}{2u_0} \quad \hat{I}_y = \frac{8I_y}{\rho \cdot S \cdot MAC^3} \quad \mu = \frac{2m}{\rho \cdot S \cdot MAC} \quad u_0 = \text{velocità orizzontale}$$

$$C_{m_\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \quad C_{z_\alpha} = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$$

C_{m_α} and C_{z_α} sono le pendenze delle curve $C_m = f(\alpha)$ e $C_z = f(\alpha)$. Le misure delle pendenze possono essere ricavate nei grafici polari di XFLR5

$$B = \frac{C_{z_\alpha}}{2t^* \mu} \quad C = -\frac{C_{m_\alpha}}{t^{*2} \hat{I}_y}$$

$$F_2 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{-B^2 + 4C}$$

Nonostante la loro apparenza complicata, queste formule possono essere implementate in uno spreadsheet, con tutti i valori di input ricavati da XFLR5

L'approssimazione di Lanchester di un Fugoide

- La frequenza di un fugoide si deduce dall'equilibrio delle energie cinetiche e potenziali , ed è calcolata con una formula molto semplice

$$F_{ph} = \frac{1}{\pi\sqrt{2}} \frac{g}{u_0}$$

g è la costante gravitazionale, es. $g = 9.81 \text{ m/s}$
 u_0 è la velocità dell'aereo

Esempio numerico - da un modello di aliante personale

➤ Dati del modello

MAC =	0.1520	m
Mass =	0.5250	kg
lyy =	0.0346	kg.m ²
S =	0.2070	m ²
ρ =	1.225	kg/m ³

u0 =	16.20	m/s
α =	1.05	°
q =	160.74	Pa

Cx =	0.0114	
Cz =	0.1540	
dCm/dα =	-1.9099	
dCz/dα =	-5.3925	

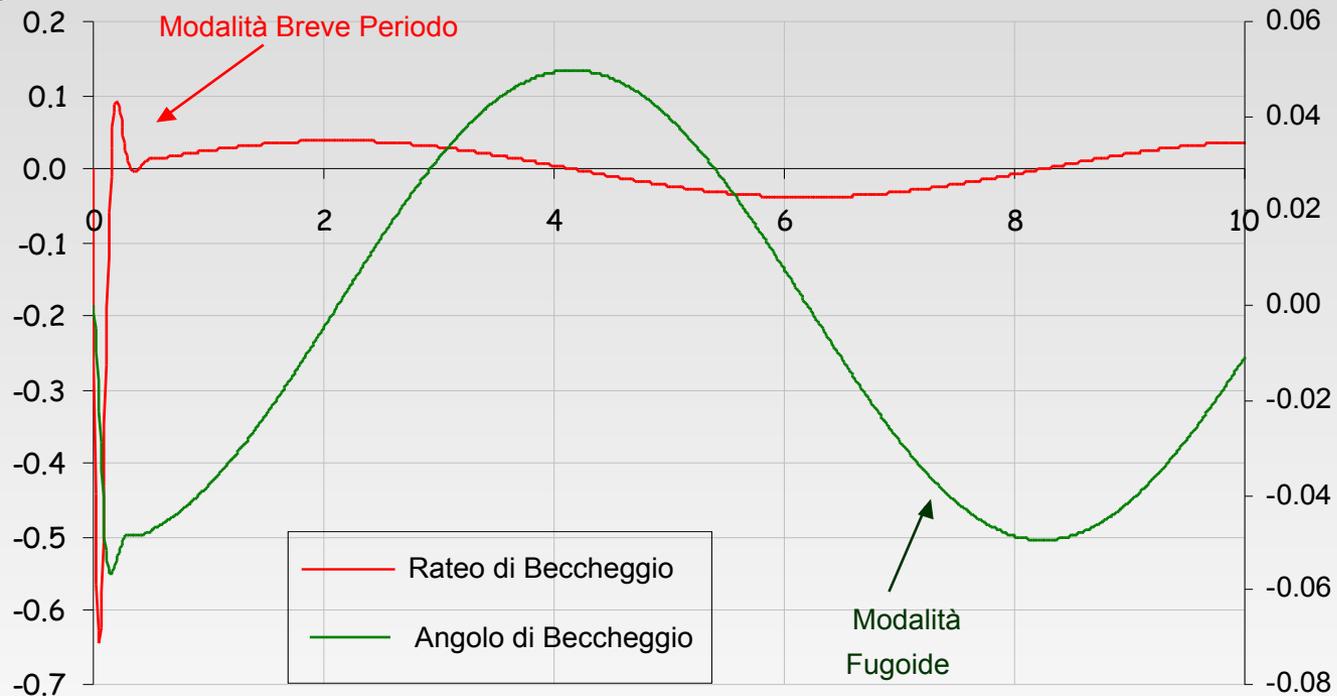
➤ Risultati

	Periodo Breve			Fugoidi	
	F1	F2	XFLR5 v6	Fph	XFLR5 v6
Frequency (Hz) =	4.45	4.12	3.86	0.136	0.122
Period (s) =	0.225	0.243	0.259	7.3	8.2

Analisi Grafica →

Tempo di risposta

- C'è un fattore 40x tra le frequenze numeriche dei due modi che significa che l'aereo dovrebbe essere più che stabile
- L'analisi dei tempi di risposta conferma che i due modi non interagiscono fra loro



Circa il Test di Affondata

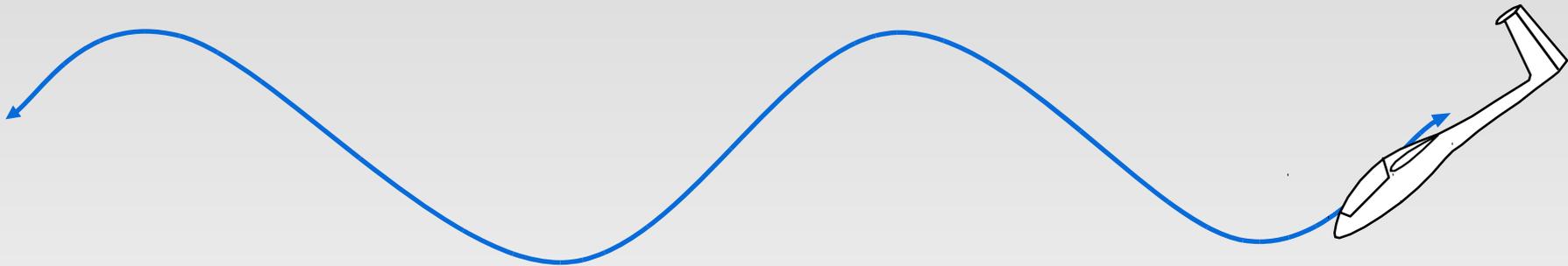
Circa il Test di Affondata

(scandalosamente plagiato da un articolo non ancora pubblicato di Matthieu, e allo stesso tempo semplificato in modo atroce)



CG troppo avanti

- Se il CG è posizionato troppo avanti, l'aereo entrerà nella modalità fugoide



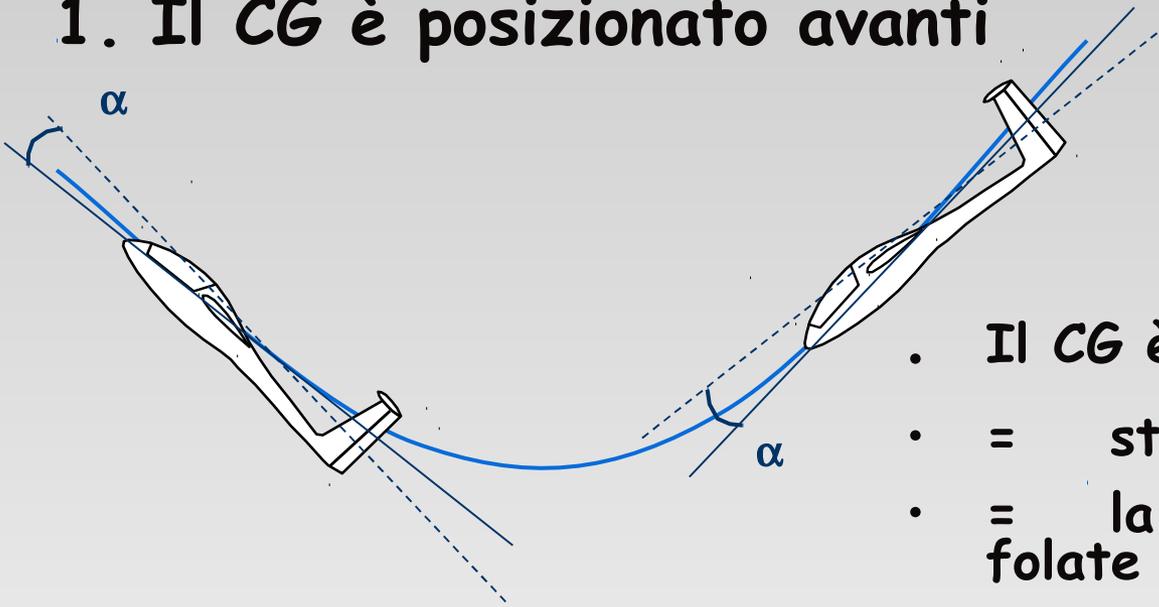
Addentriamoci nel fugoide

- Non appena l'aereo trasla lungo il fugoide, il flusso di aria apparente, cambia direzione
- Per il punto di vista dell'aereo, è una perturbazione
- L'aereo può reagire e riorientarsi lungo la direzione della traiettoria, a condizione che
 - La pendenza della curva $C_m = f(\alpha)$ sia abbastanza tesa
 - non sviluppi troppa inerzia del beccheggio



Riassumendo :

1. Il CG è posizionato avanti

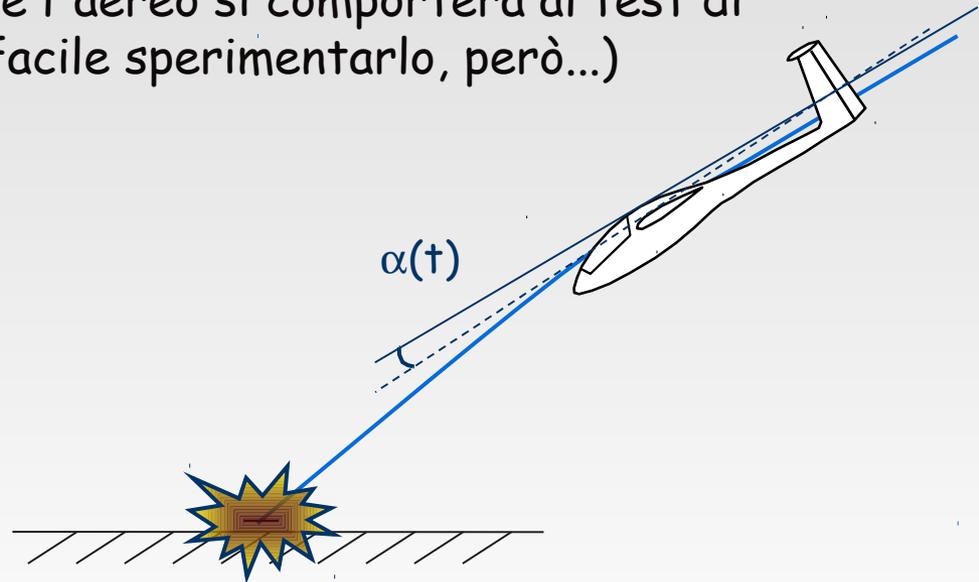


- Il CG è posizionato avanti
- = stabilità
- = la...banderuola che segue le folate di vento

- Le due modalità sono disgiunte
- Il flusso d'aria relativo cambia direzione lungo il fugoide...
- ... ma l'aereo mantiene **una incidenza costante** lungo il fugoide, proprio come un carro, rimane tangente al pendio
- L'aereo entra nel modo fugoide

2. Il CG è posizionato indietro

- Ricorda che CG arretrato = instabilità = la banderuola che amplifica le folate di vento
 - Le due modalità si sommano
 - L'oscillazione dell'incidenza $\alpha(t)$ amplifica il fugoide,
 - Il coefficiente di portanza non è costante durante il fugoide
 - Il loop esaminato precedentemente non funziona più
 - Il modo fugoide scompare
 - Non ci sono dubbi su come l'aereo si comporterà al test di affondata (E' piuttosto facile sperimentarlo, però...)



Per ora, questo è tutto

Buoni progetti e piacevoli voli 😊

Needless to say, this presentation owes a lot to Matthieu Scherrer ; thanks Matt !