

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Analisi dei carichi e delle
problematiche strutturali di un
lanciatore spaziale in fase di lancio»***

Tutor universitario: Prof. Ugo Galvanetto

Laureando: *Giada Compagno*

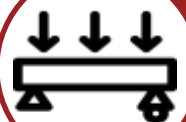
Padova, 03/09/2023

ANALISI CARICHI DI LANCIO



- Meccanica del lancio
- Descrizione ambiente nelle varie fasi di lancio
- Classificazione carichi di lancio

PROBLEMATICHE STRUTTURALI



- Progettazione preliminare di un sistema spaziale
- Stato di tensione normale e a taglio
- Instabilità dell'equilibrio

APPLICAZIONE PROGETTAZIONE E VERIFICA PROGETTUALE



Esempio di progettazione di un *launch adapter* per il trasporto dei satelliti della missione BepiColombo



Applicando la seconda legge della dinamica e sosituendo la forza complessiva esterna agente sul sistema \vec{F} e la derivata temporale della quantità di moto $\frac{d\vec{p}}{dt}$ si ottiene:

$$\vec{F}_a + \vec{F}_b - (p_e - p_0)A_e \frac{\vec{v}_e}{v_e} + \dot{m}\vec{v}_e = m\dot{\vec{v}}$$

La forza propulsiva \vec{F}_p è sintetizzata grazie all'ausilio della velocità effettiva di scarico \vec{C} come $\vec{F}_p = \dot{m}\vec{C}$:

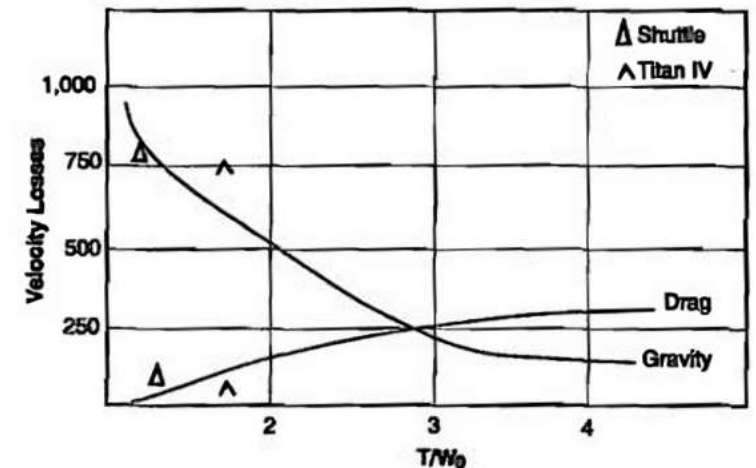
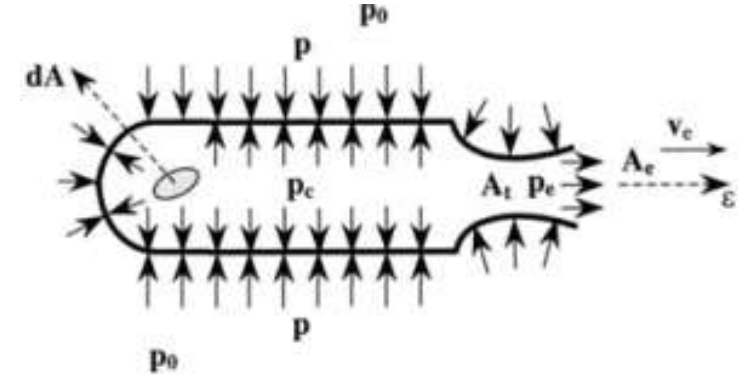
$$\vec{F}_a + \vec{F}_b + \dot{m}\vec{C} = m\dot{\vec{v}}$$

Declinandola nel caso di nostro interesse (si trascuri \vec{F}_a) e integrandola si ricava:

$$\Delta v = v(t) - v_i = -C \ln \frac{m}{m_i} - gt$$

I requisiti di velocità della missione sono espressi in $\Delta \vec{v}$ e prevedono:

- Raggiungimento dell'orbita prescelta
- Compensazione perdite dovute al drag e alla gravità



Lift-off

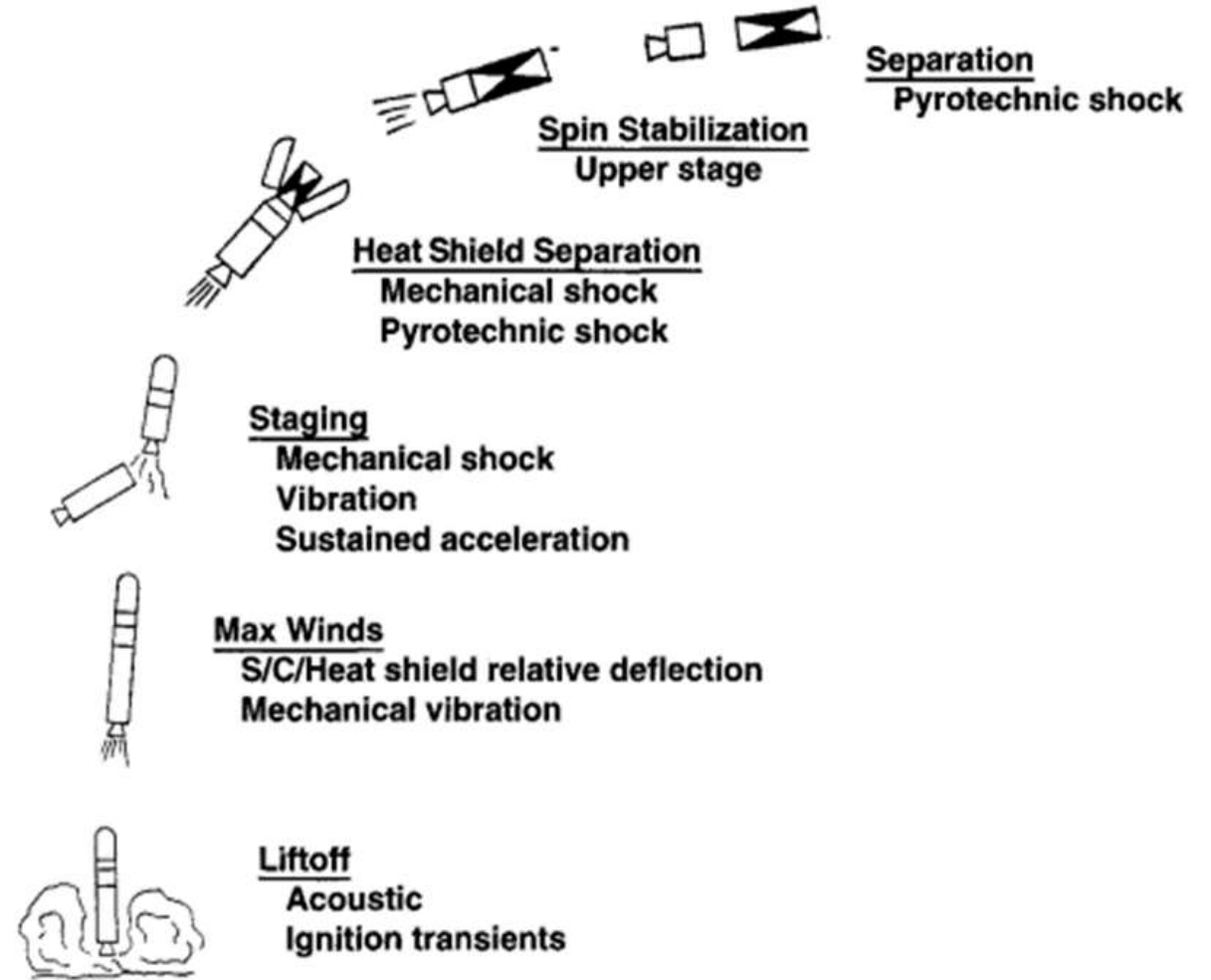
Venti massimi

Staging

Separazione
del fairing

Stabilizzazione
dello spin

Separazione
del lanciatore





LIFT-OFF

- Ambiente acustico severo
- Danni ad elementi con area estesa
- Carichi strutturali dai transitori di accensione dei motori

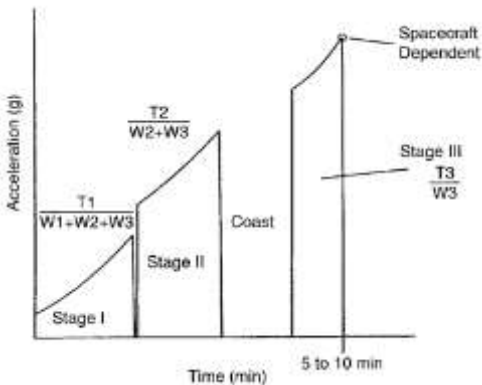
VENTI MASSIMI

- Impatto rilevante sul fairing
- Buffeting transonico



STAGING

- Massima accelerazione +transitori → accelerazione quasi-statica
- Risposta modale struttura critica





SEPARAZIONE DEL FAIRING

- Carichi ad alto contenuto in frequenza → danni elettronica
- Carico d'urto a minor frequenza

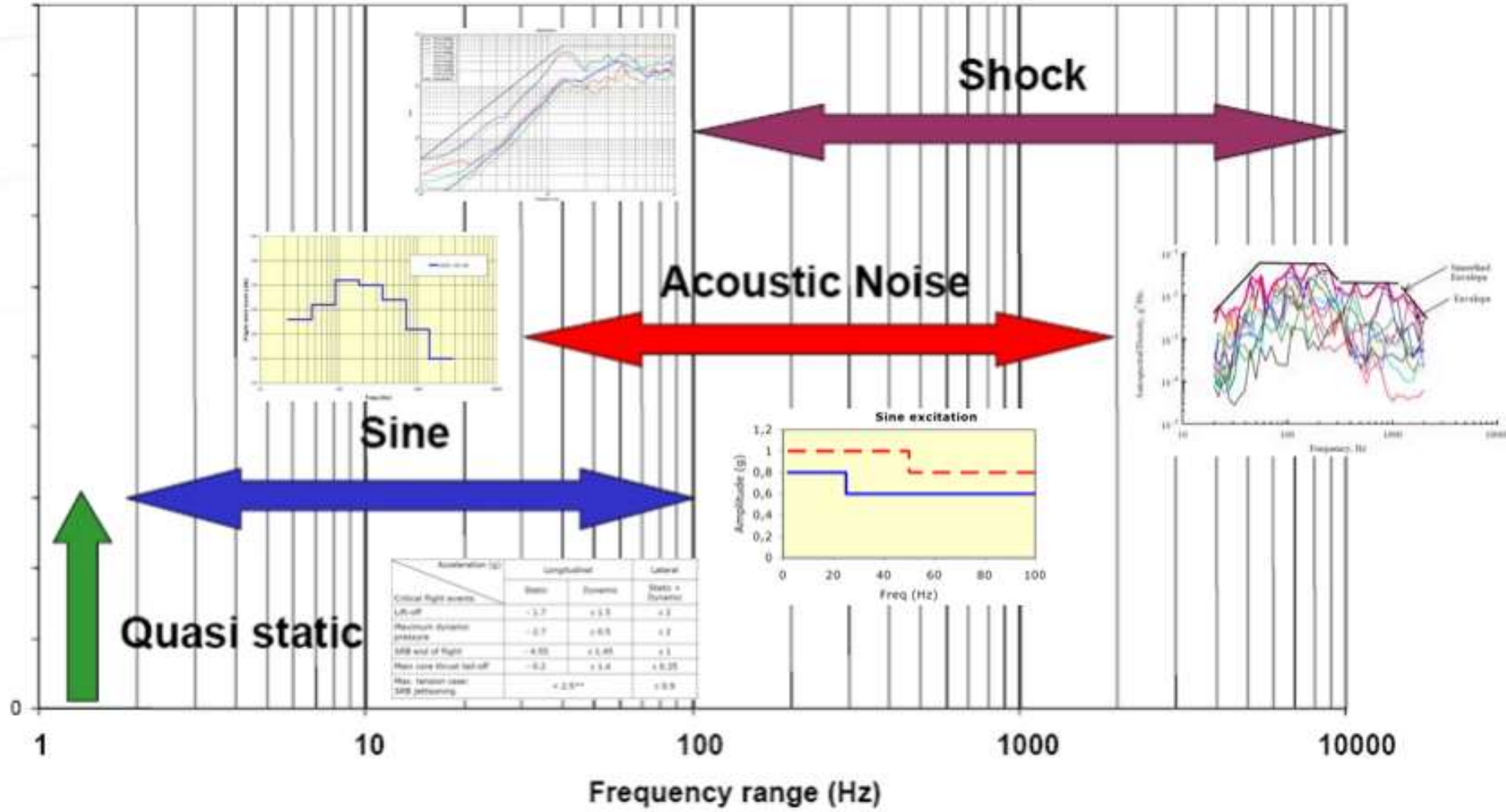
STABILIZZAZIONE DELLO SPIN

- Ottenimento puntamento specifico
- Accelerazione tangenziale e centripeta



SEPARAZIONE DEL LANCIATORE

- Evento pirotecnico
- Generazione forte shock



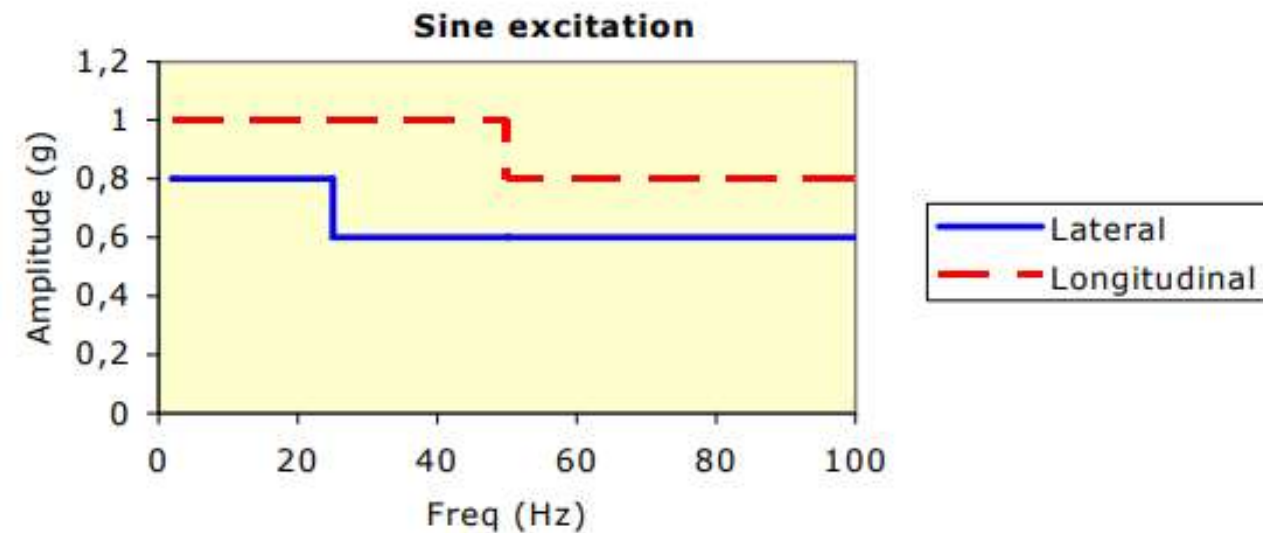
Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral
	Static	Dynamic	Static + Dynamic
Critical flight events			
Lift-off	- 1.8	± 1.5	± 2
Aerodynamic phase	- 2.7	± 0.5	± 2
Pressure oscillations / SRB end of flight	- 4.40	± 1.6	± 1
SRB jettisoning *	-0.7	± 3.2	± 0.9

CARICHI QUASI-STATICI

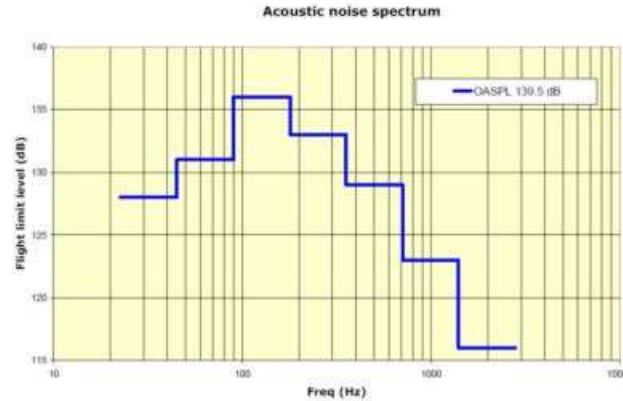
- Critici per le strutture portanti
- Massimi durante buffeting transonico e burn-out

CARICHI SINUSOIDALI

- Vibrazioni transitorie a basso contenuto in f
- Test di qualifica con shaker elettrodinamico



Octave center frequency (Hz)	Flight limit level (dB) (ref: 0 dB= 2x10E-5 Pa)
31.5	128
63	131
125	136
250	133
500	129
1000	123
2000	116
OASPL (20 – 2828 Hz)	139.5

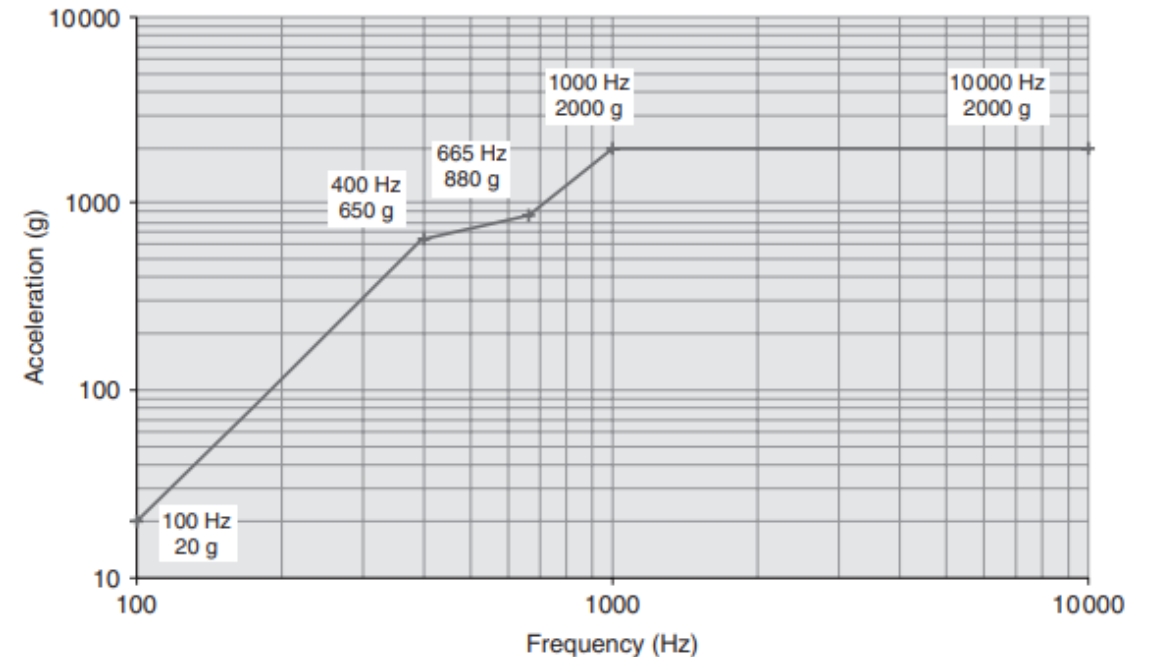


CARICHI ACUSTICI

- Fluttuazioni derivate dal motore e da fenomeni aerodinamici
- Critiche per strutture leggere con A estesa
- Risposta random delle strutture

CARICHI D'URTO

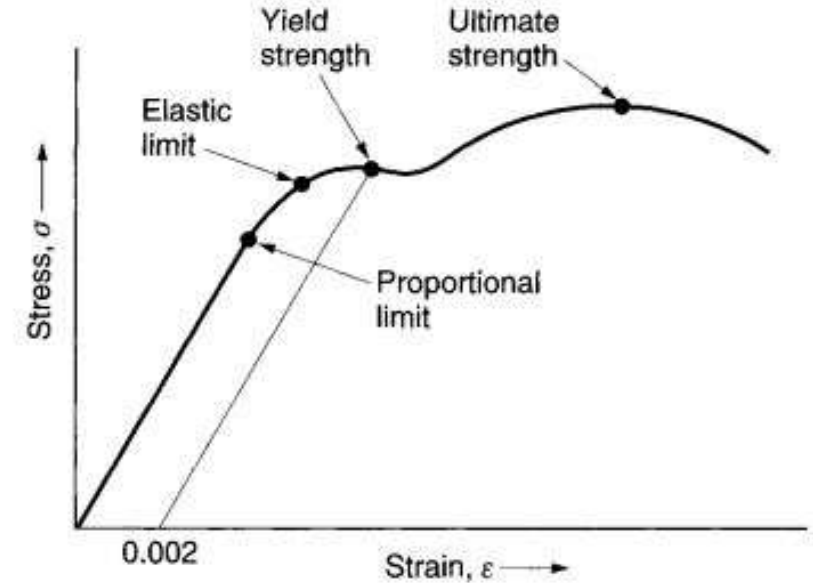
- Separazione di uno stadio o espulsione del fairing
- Carichi transitori ad alto contenuto in f
- Critici per elementi rigidi che risuonano a f vicine



PROPRIETÀ STRUTTURALI

Verifica resistenza

- Analisi preliminare resistenza design tramite QSL → tensioni sviluppate nel WCS e compatibilità con resistenza del materiale
- Zona di analisi: campo elastico-lineare → validità legge di Hooke

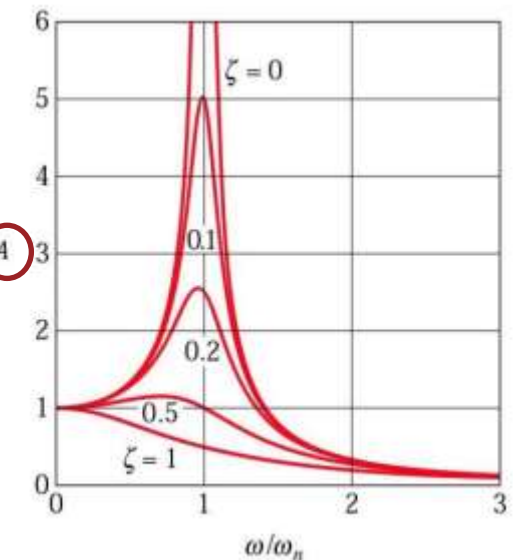


Verifica rigidezza k

- Fenomeno della risonanza → $\omega_0 = \omega_n$
- Design a rigidezza → scegliere opportunamente k affinché

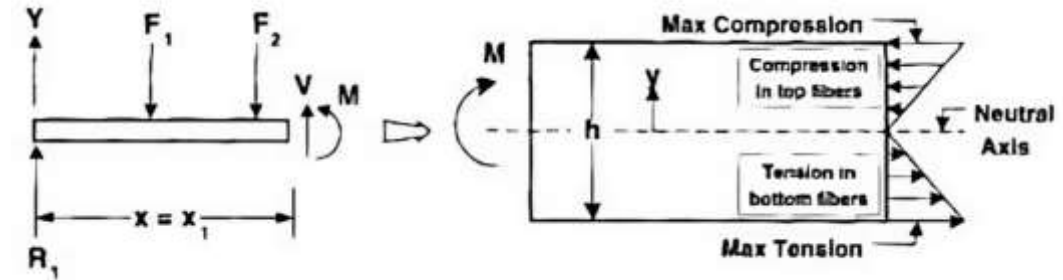
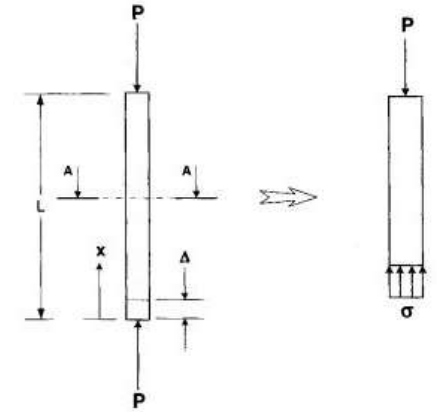
$$\omega/\omega_n < 1 \text{ dove } \omega_n = \sqrt{\frac{k}{M}}$$

$$A = \frac{x(t)}{u(t)} = \frac{\omega_n^2}{\omega_n^2 - \omega_0^2}$$



Tensione normale

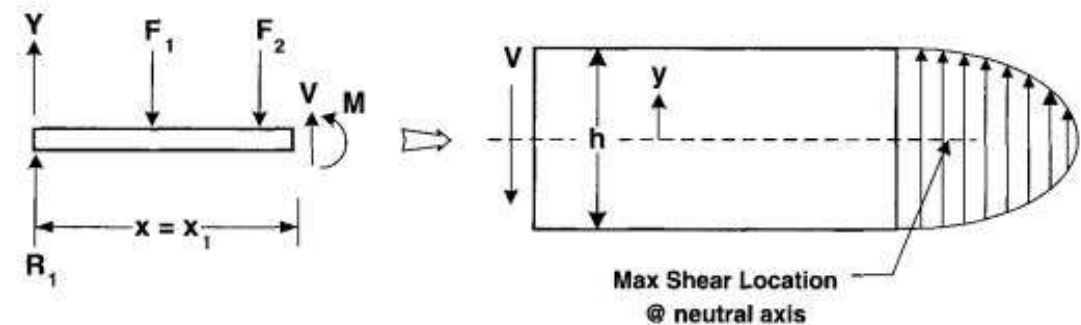
- Dalla legge di Hooke $\rightarrow \sigma = \frac{P}{A} = E \frac{\Delta}{L} \Rightarrow P = \frac{AE}{L} \Delta$
- Stato deformazione compressivo: $\epsilon_{xx} = \frac{\sigma_{xx}}{E_x} - \nu_{xy} \frac{\sigma_{yy}}{E_y} - \nu_{xz} \frac{\sigma_{zz}}{E_z}$
- Dalla flessione sorge: $\sigma = \frac{My}{I}$



Tensione di taglio

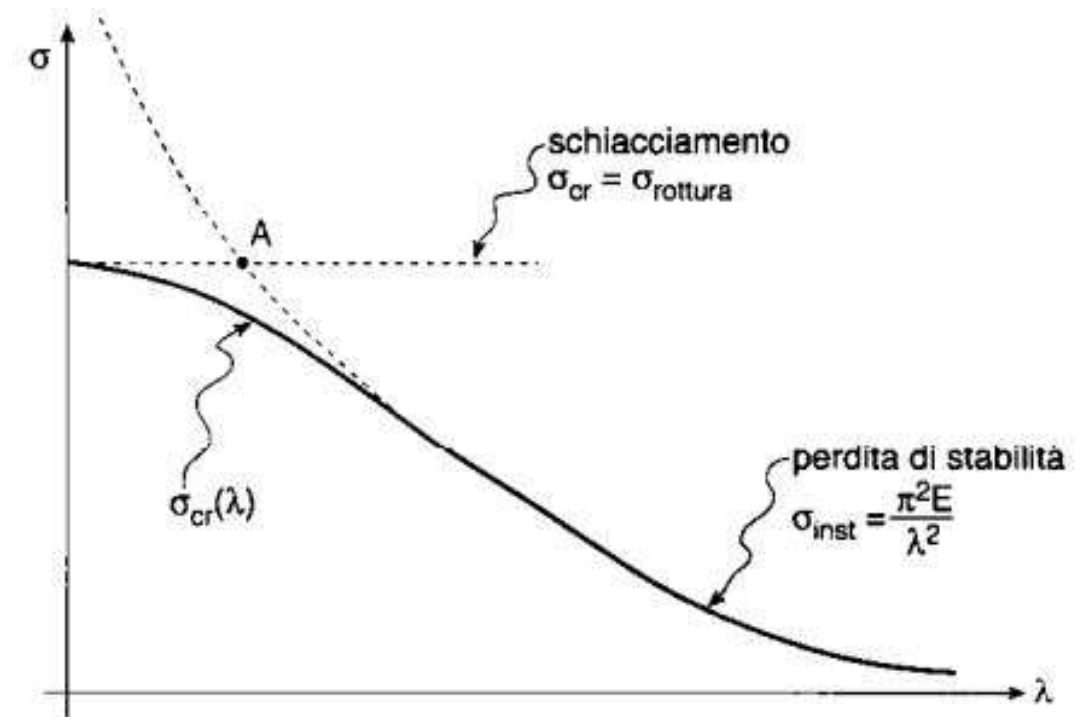
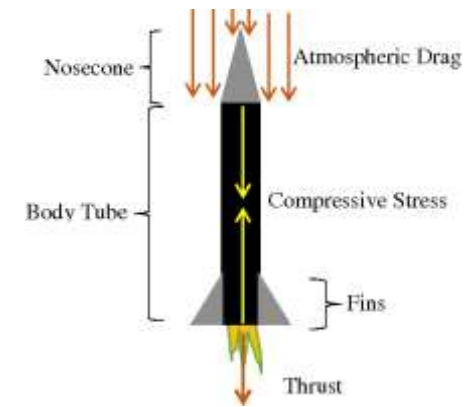
- Formula di Jourawski $\rightarrow \tau_s = \frac{VQ(y)}{It}$
- Dalla torsione segue:

$$\tau_{zx} = G\theta\left(\frac{\partial\Psi}{\partial x} - y\right), \tau_{zy} = G\theta\left(\frac{\partial\Psi}{\partial y} + x\right)$$

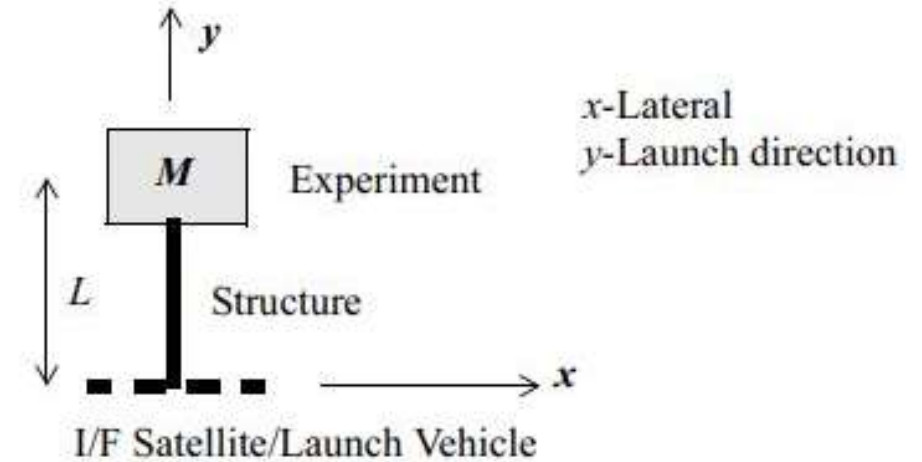


Instabilità dell'equilibrio

- Strutture snelle sottoposte a compressione
- Si manifesta quando $P \geq P_{cr} = \pi^2 \frac{EI}{L'^2}$
- Tensione critica: $\sigma_{cr} = \frac{C\pi^2 E}{(L/\rho)^2} = \frac{\pi^2 E}{(L'/\rho)^2}$ dove $\rho = \sqrt{(I/A)}$ è il raggio d'inerzia e C è una costante che dipende dalle condizioni di vincolo
- Dipendenza dalla snellezza della trave $\lambda = \frac{L'}{\rho}$



- Carico utile: Mercury Composite Spacecraft → $M=1485$ kg
- Distanza I/F lanciatore-CoG MCS: 1653mm
- Lunghezza struttura portante $L=1653$ mm



MATERIALE SCELTO: LEGA DI ALLUMINIO ISOTROPICA

- Modulo di Young: $E = 70GPa$
- Tensione di rottura: $\sigma_{ultimate} = 480MPa$
- Tensione di snervamento: $\sigma_{yield} = 410MPa$
- Densità: $\rho = 2770 kg/m^3$
- Rapporto di Poisson: $\nu = 0.3$
- Modulo di taglio: $G = \frac{E}{2(1+\nu)} = 26.9GPa$

SCelta LANCIATORE: ARIANE 5

Acceleration (g)	Longitudinal		Lateral
	Static	Dynamic	Static + Dynamic
Critical flight events			
Lift-off	- 1.8	± 1.5	± 2
Aerodynamic phase	- 2.7	± 0.5	± 2
Pressure oscillations / SRB end of flight	- 4.40	± 1.6	± 1
SRB jettisoning *	-0.7	± 3.2	± 0.9



Accelerazione QSL (g)		
Ariane 5	Assiale	Laterale
Max accelerazione	-6	±2

FREQUENZE LATERALI

S/C mass (kg)	CoG height / separation plane (m)	1st fundamental lateral frequency (Hz)
M ≤ 4500	≤ 1.9	≥ 10
4500 < M ≤ 6500	≤ 2.6	≥ 8

FREQUENZE ASSIALI

≥ 31 Hz for S/C mass < 4500 kg
≥ 27 Hz for S/C mass ≥ 4500 kg



Frequenze naturali minime (Hz)	
Dir. assiale	$f_y \geq 31 \text{ Hz}$
Dir. laterale	$f_x \geq 10 \text{ Hz}$

Si consideri una forza assiale F applicata all'asta di lunghezza L e area trasversale A ;

Dalla rigidezza $k = \frac{AE}{L}$ segue che $f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{M}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{AE}{ML}}$

Per prevenire la risonanza si richiede $f_n \geq f_{min}$, ottenendo:

$$\frac{AE}{L} \geq M(2\pi f_{min})^2 \quad \longrightarrow \quad A \geq 2.0788 \times 10^{-3} m^2 *$$

Si consideri ora una forza laterale F applicata all'asta e la sua deflessione all'estremità Δx ;

Dalla rigidezza flessionale $k = \frac{3EI}{L^3}$ segue che $f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{M}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{3EI}{ML^3}}$

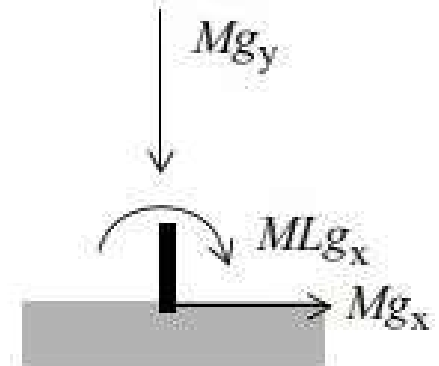
Dal vincolo $f_n \geq f_{min}$, si ottiene:

$$\frac{3EI}{L^3} \geq M(2\pi f_{min})^2 \quad \longrightarrow \quad I \geq 1.97 \times 10^{-4} m^4 *$$

*: nella misura in cui la massa della struttura viene trascurata, si introduce un fattore di incertezza $j=1.25$

Calcoliamo le forze d'inerzia e il momento flettente che si sviluppano all'I/F con il lanciatore nel WCS:

- In direzione y: $Mg_y = 1485kg \times 9,81 \frac{m}{s^2} \times 6 = 87407.1N$
- In direzione x: $Mg_x = 1485kg \times 9,81 \frac{m}{s^2} \times 2 = 29135.7N$
- Momento flettente: $MLg_x = 1485kg \times 9,81 \frac{m}{s^2} \times 2 \times 1.653 = 48161.3Nm$



Da queste si ricavano le massime tensioni:

- Max tensione di compressione:
- Max tensione di taglio:

$$\sigma_0 = \frac{Mg_y}{A} + \frac{MLg_x R}{I} = 39.019MPa$$

$$\tau_0 = \frac{4Mg_x}{3A} \times \left(1 + \frac{Dd}{D^2 + d^2}\right) = 14.137MPa$$

Si verifica dunque che i margini di sicurezza $MS \geq 0$:

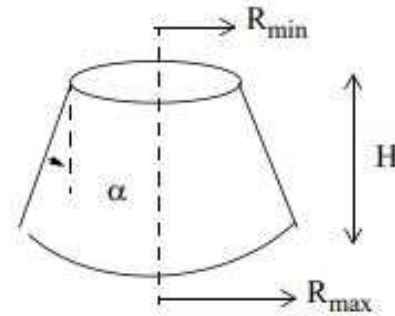
$$MS_y = \frac{\sigma_y}{j_y \sigma_0} - 1 = 8.55 > 0$$

$$MS_u = \frac{\sigma_u}{j_u \sigma_0} - 1 = 8.84 > 0$$

Si effettua l'analisi del buckling per un tronco di cono le cui misure si ispirano al modello dell'adattatore CONE 3936 presente nel manuale relativo all'Ariane 5.

Le misure sono le seguenti:

- $R=890\text{mm}$
- $r=472.63\text{mm}$
- $H=447\text{mm}$
- $\alpha = 43.037^\circ$



Il carico critico di instabilità è pari a: $F_{cr} = \gamma \frac{2\pi Et^2 (\cos \alpha)^2}{\sqrt{3(1-\nu^2)}}$ dove $\gamma = 0.33$ per $10^\circ < \alpha < 75^\circ$

Poiché $F_{cr} \geq Mg_y = 87407.1\text{N}$ si verifica che $t_{min} = 1.526\text{mm}$.

Si sceglie dunque un $t = 1.6\text{mm}$ a cui corrisponde un margine di sicurezza: $MS = \frac{F_{cr}}{j_u \times Mg_y} - 1 = 0.09958 \geq 0$

Dalla corrente presentazione si è potuto comprendere:

- L'importanza cruciale di una progettazione strutturale attenta delle strutture portanti spaziali
- Come lo stato tensionale derivato dalla compressione e flessione subiti e l'instabilità dell'equilibrio siano delle sfide critiche che devono essere superate per garantire la sopravvivenza e l'integrità del veicolo di lancio

Dalle analisi condotte si è dimostrato che l'adattatore standard *CONE 3936* proposto è adeguato per il trasporto di un'unità satellitare come il Mercury Composite Spacecraft di BepiColombo.

