

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale***  
***«La fatica in campo aeronautico:  
Storico e tecniche di prevenzione»***

Tutor universitario: Prof. Ugo Galvanetto

Laureando: *Marco Mattiuzzo*

Padova, 23/11/2023

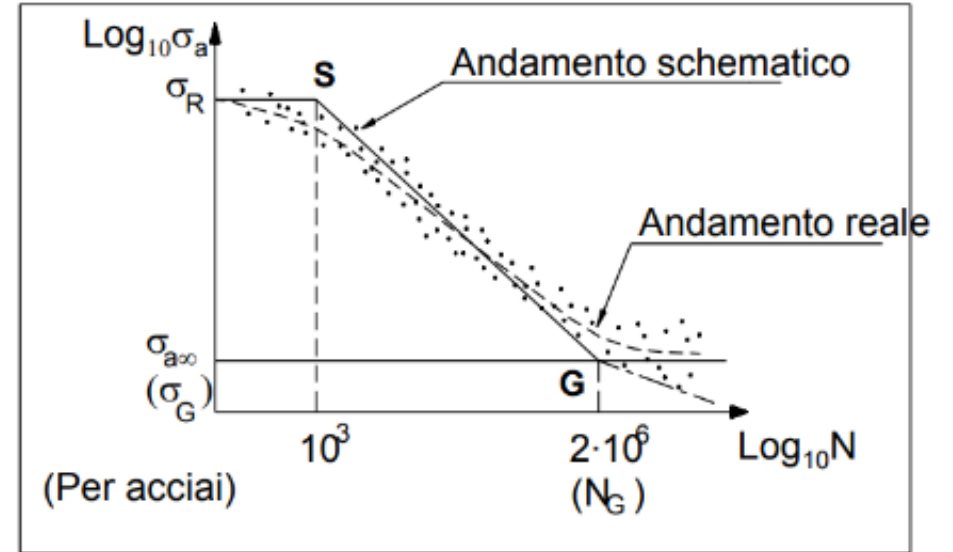
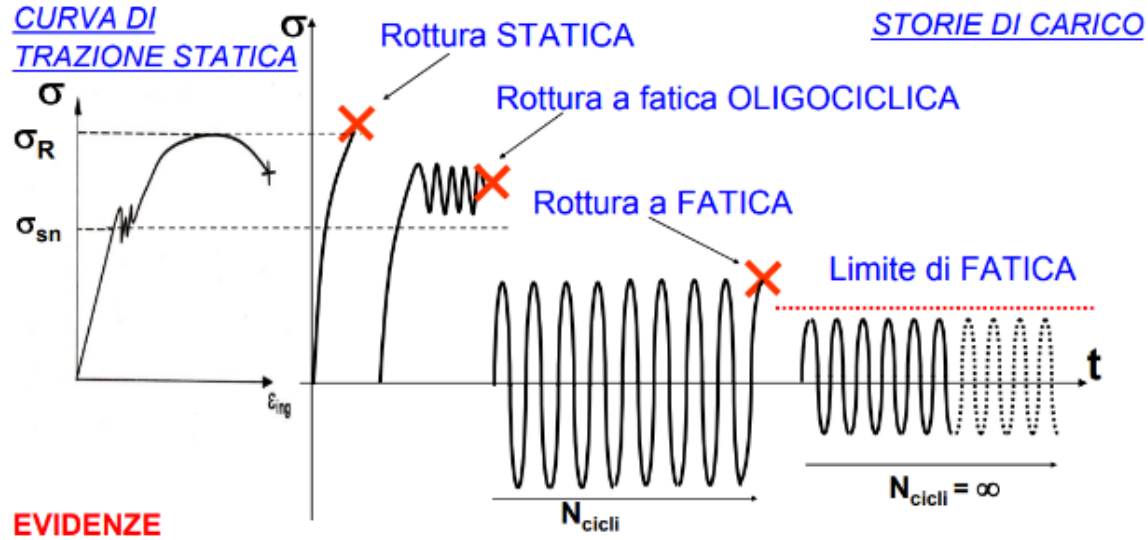
Fatica [Der. del lat. *Fatiga*] [FTC] [MCC]

«Nella tecnologia meccanica, condizione nella quale vengono a trovarsi elementi strutturali, soprattutto metallici, per effetto di sollecitazioni dinamiche, variabili nel tempo più o meno rapidamente, che si succedono per un grande numero di volte: v. frattura»

Treccani, Dizionario delle Scienze Fisiche, 1996

- La fatica nella *Scienza delle costruzioni*
- Gli incidenti cardini nello studio della fatica
- Studi e stime sulle fratture in campo aeronautico
- Tecniche progettuali di prevenzione
- Applicazione della tecnologia *damage tolerance*: GLARE

- Fatica oligociclica
- Rottura a fatica
- Limite di fatica

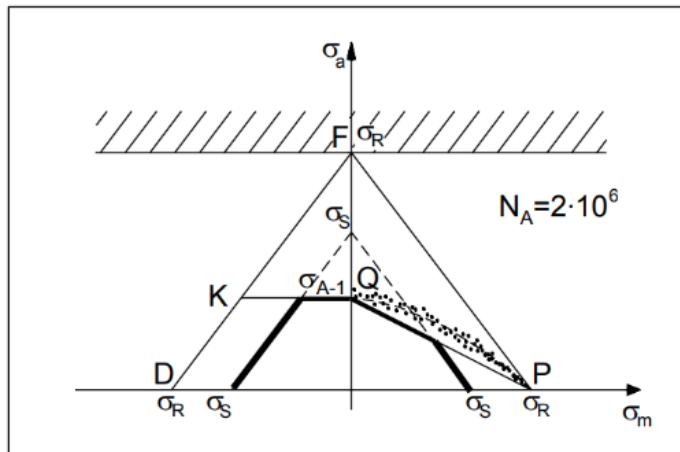


La curva di Wohler

$$N\sigma_a^k = cost.$$

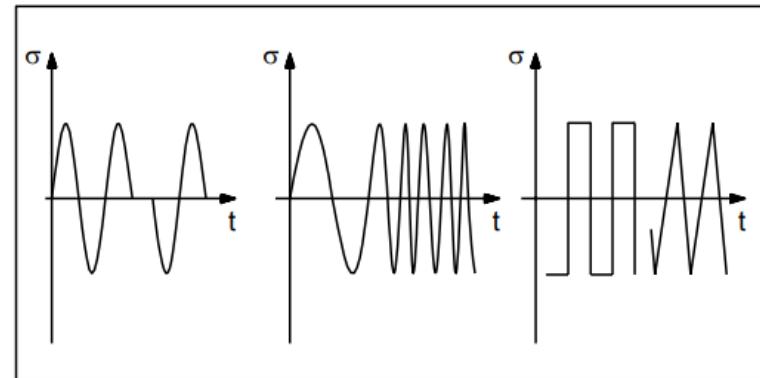
## Parametri interni :

- Tipo di materiale
- Dimensioni
- Finitura superficiale
- Forma geometrica
- Trattamenti superficiali



## Parametri esterni:

- Tensione media
- Tipo di sollecitazione
- Ambiente e temperatura
- Variazione del carico
- Storia precedente del pezzo

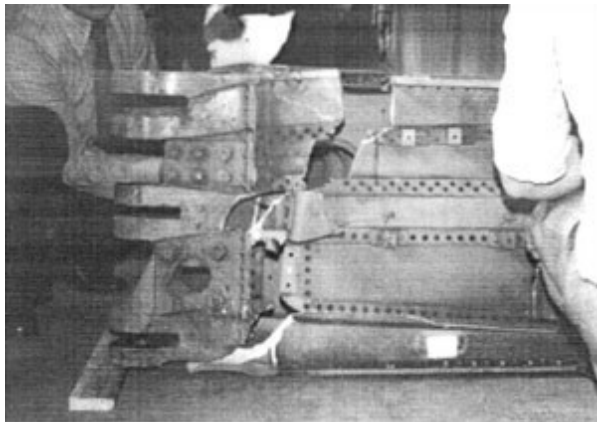




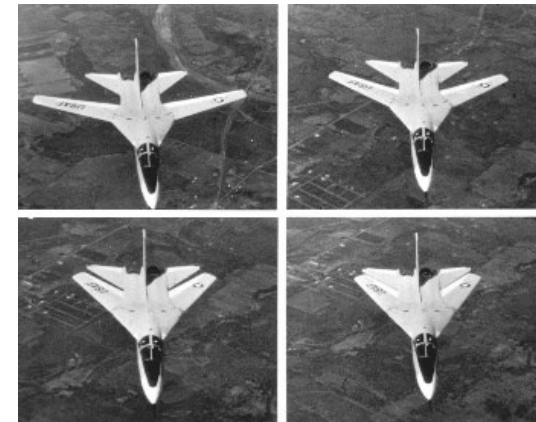
De Havilland Comet



Boeing B-47E Stratojet



Stab. Orizz. 707 DAN-AIR



F111-A wing sweep

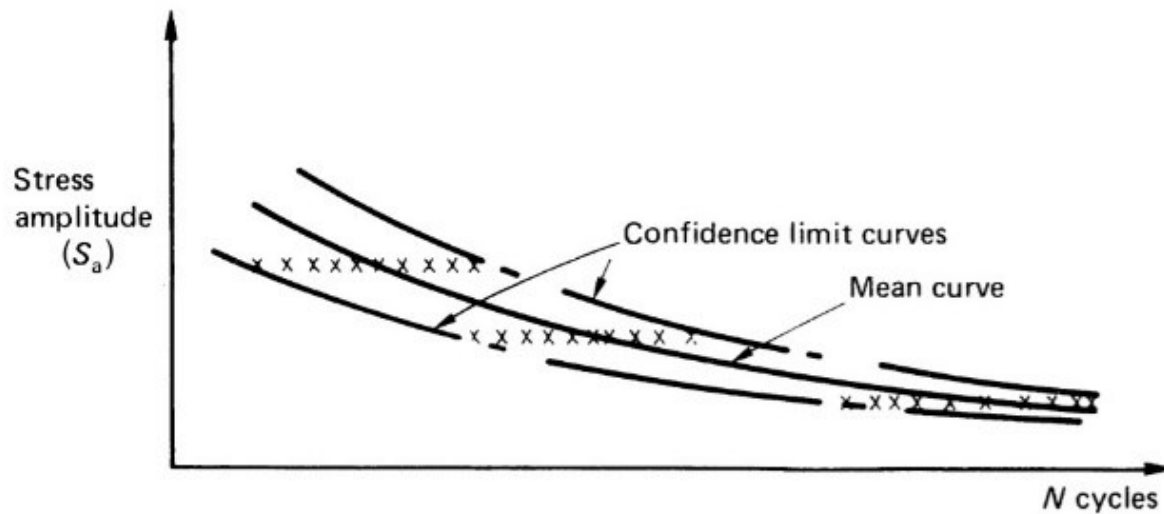
- Fatica ciclica
- Fatica termica
- Fatica a corrosione
- Fatica per sfregamento
- Fatica acustica

$$p(N) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp \left[ -\frac{1}{2} \left( \frac{N - N_{av}}{\sigma} \right)^2 \right]$$

$$P(N) = \int_{-\infty}^N p(N) dN$$

$$\frac{S_a}{S_{a,0}} = \left[ 1 - \left( \frac{S_m}{S_t} \right)^m \right]$$

$$S_a = \frac{S_{a,m}}{K_n \left( 1 + \frac{C}{\sqrt{N'}} \right)} \left( 1 + \frac{C}{\sqrt{N}} \right)$$



## Stima del danno da fatica

Danno totale in un singolo volo:

$$D_{TOT} = D_{DCA} + D_r R_{av} + D_{EX}$$

Numero di voli prima della rottura:

$$N_{fl} = \frac{1}{D_{TOT}}$$

Formule per il calcolo dei danni

$$D_{DCA} = \frac{1.5(LF)}{N_{DCA}} \quad D_r = \frac{46,55}{2 l_{fl}} \left( \frac{K_n}{C} \right)^2 u_f^{-5,26}$$

$$r(u_r) = 3,23 \times 10^5 u_r^{-5,26}$$

## Propagazione delle cricche

Campo tensionale in prossimità della cricca

$$S_r, S_{\vartheta}, S_{r,\vartheta} = \frac{K}{(2\pi r)^{\frac{1}{2}}} f(\vartheta)$$

a: mezza lunghezza della fessura

$$\frac{da}{dN} = f(R, \Delta K)^n$$

Curva che descrive la velocità di propagazione

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^n}{(1 - R)K_C - \Delta K}$$



- *Safe-life*: il pezzo viene utilizzato fino al raggiungimento della vita a fatica stimata  
(carrello d'atterraggio, giunti di raccordo, cerniere)
- *Damage tolerance*: il componente sopporta la frattura fino alla manutenzione  
(Rivestimenti ali e fusoliera)
- *Approccio probabilistico*: sfrutta la simulazione numerica e l'analisi del rischio

Ispezione annua o di 100 ore

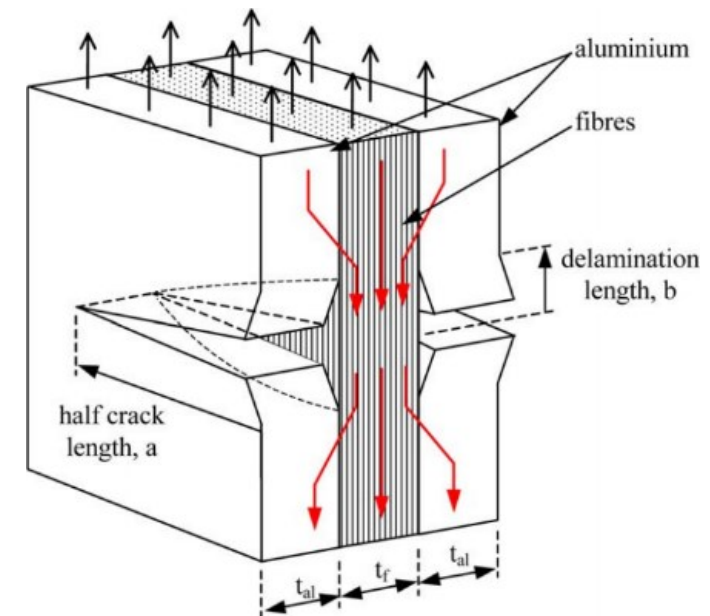
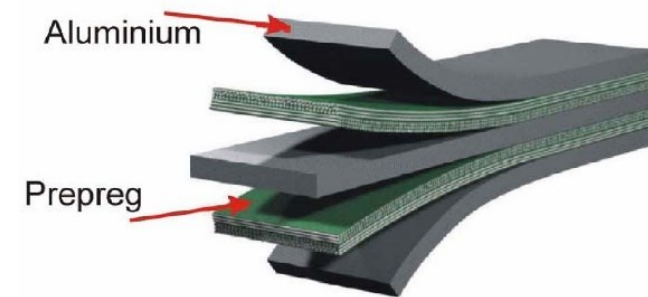
Tecniche di controllo non distruttive (**NDT**)

## Glass Reinforced Aluminium

Laminato composto da una successione di strati di alluminio 2024-T3 e fibre di vetro S2 legate da un sistema adesivo FM94

Rivestimento della fusoliera del AIRBUS A380

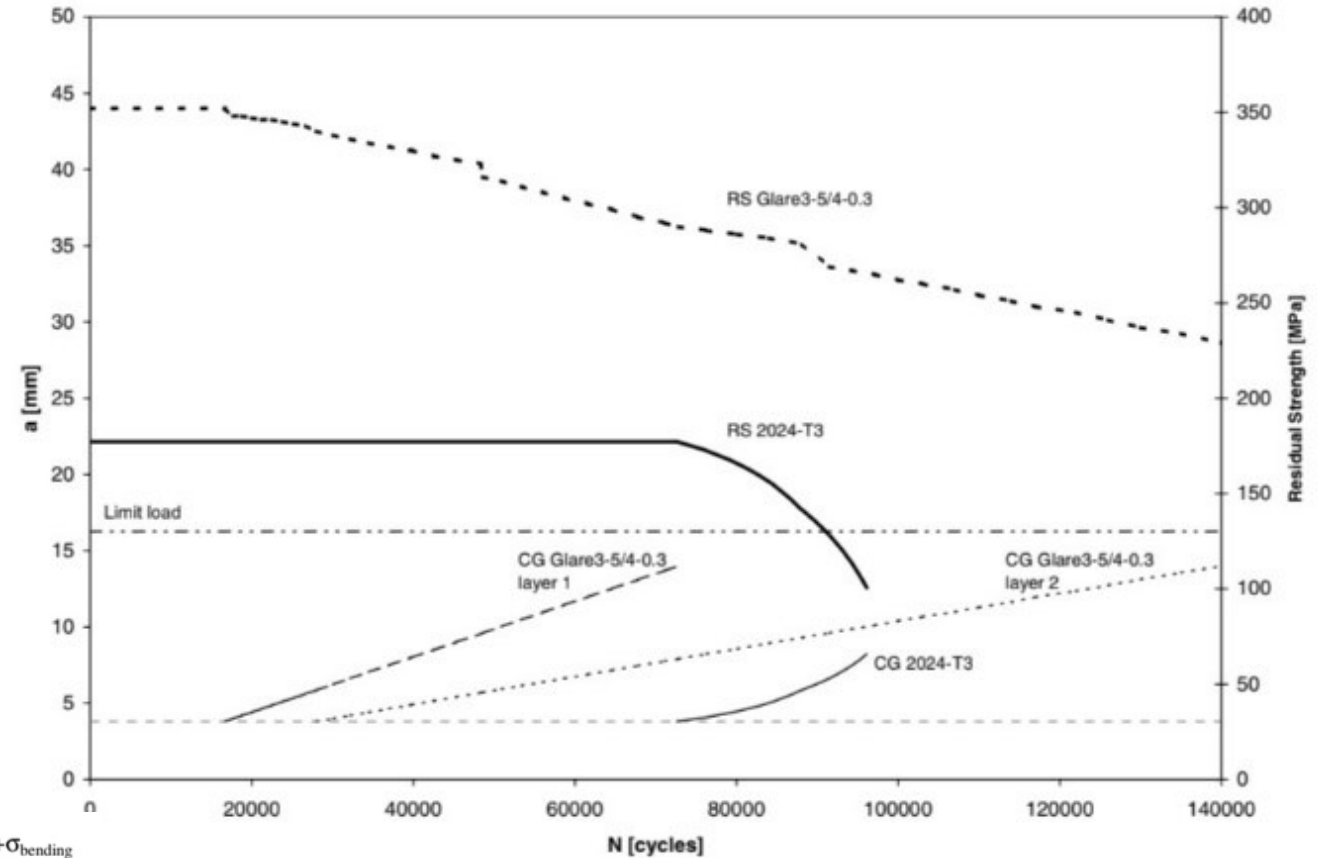
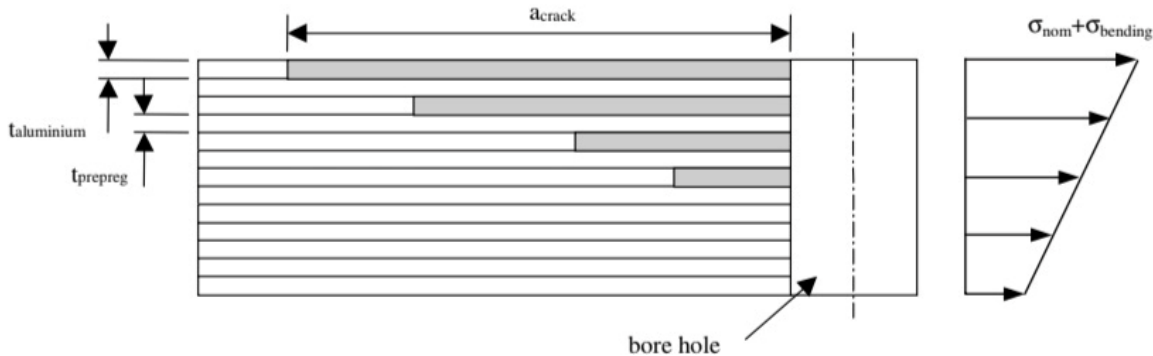
Fatigue and damage tolerance issues of GLARE in aircraft structures  
Alderliesten R. & Homan J., 2006, University of Delft



Rateo di propagazione delle cricche

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K_{tip}^n$$

Distribuzione della tensione di un giunto GLARE



Confronto tra GLARE 3 e alluminio monolitico  
 RS: Resistenza residua  
 CG: crescita della cricca

# GRAZIE PER L'ATTENZIONE

Domande?