

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
«Progettazione a fatica per strutture aeronautiche»

Tutor universitario: Prof. Galvanetto Ugo

Laureando: *Tecchio Giacomo*

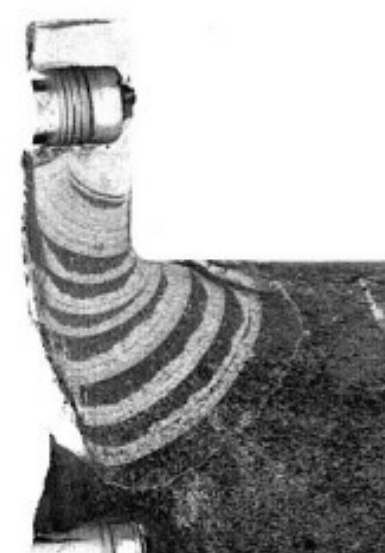
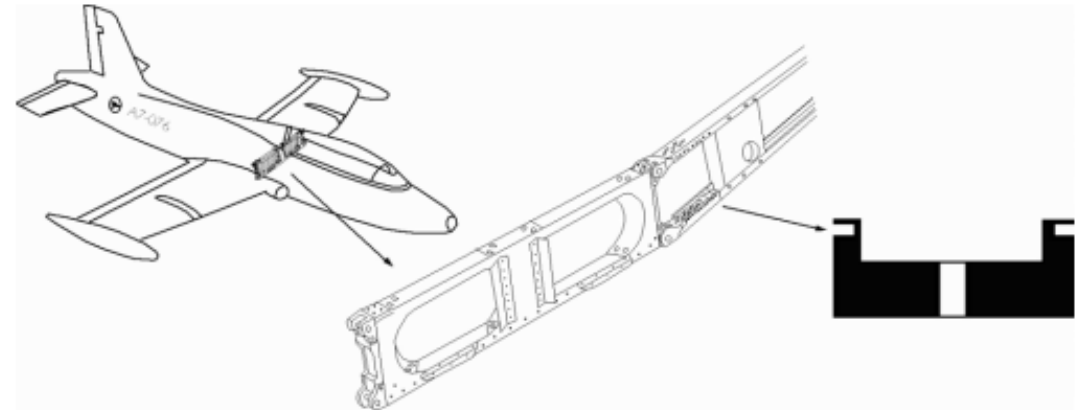
Padova, 25/11/2022

Matricola: 1222362

La fatica è un fenomeno che si presenta quando il materiale viene sottoposto a carichi ciclici. Ogni singolo ciclo di carico non porta a rottura, ma induce un minimo danneggiamento che nel tempo provoca il fallimento.

È un fenomeno molto importante nel campo aeronautico: il ciclo terra-aria-terra è un esempio.

A destra è possibile notare la causa di cedimento a fatica che portò al distacco dell'ala sinistra di un Aermacchi MB326H in dotazione alla RAAF nel 1990.



La relazione si focalizza sul fenomeno della fatica nella progettazione di un velivolo, facendo particolare esempio ai velivoli da combattimento: si pone l'obiettivo di descrivere, in linea generale, le fasi di questo processo. Progettare a fatica significa garantire al velivolo un'adeguata vita a fatica e di poter operare in condizioni di sicurezza durante tutta la sua vita operativa.

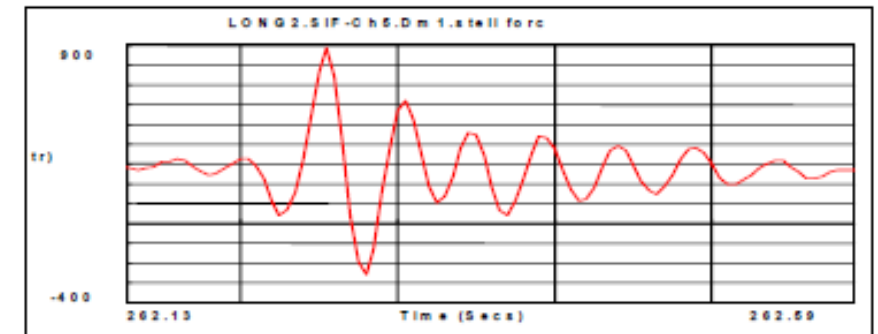
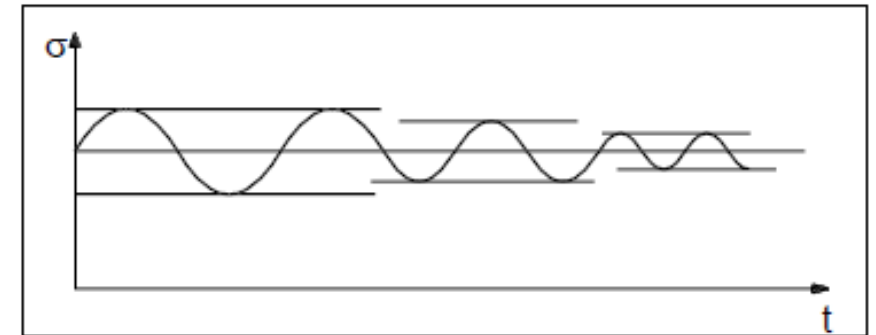
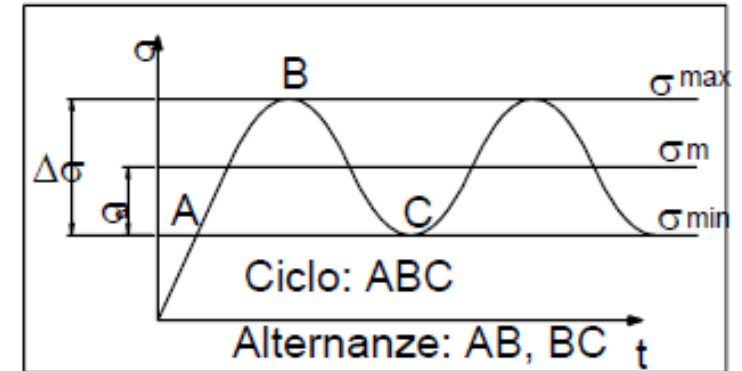
Verranno trattati:

- **Temi principali sul fenomeno della fatica;**
- **Gli approcci utilizzati nella progettazione a fatica di aerei da combattimento;**
- **La ricerca degli spettri di carico che verranno utilizzati nelle analisi delle sollecitazioni;**
- **Metodi di calcolo della vita a fatica;**
- **Test di verifica sulle sollecitazioni a cui sono sottoposti i componenti del velivolo e sulla vita a fatica dei componenti stessi.**

Le storie di carico che rappresentano l'andamento della sollecitazione nel tempo possono avere varie forme:

1. **Fatica ad ampiezza costante;**
2. **Fatica ad ampiezza variabile a blocchi;**
3. **Fatica ad ampiezza variabile random.**

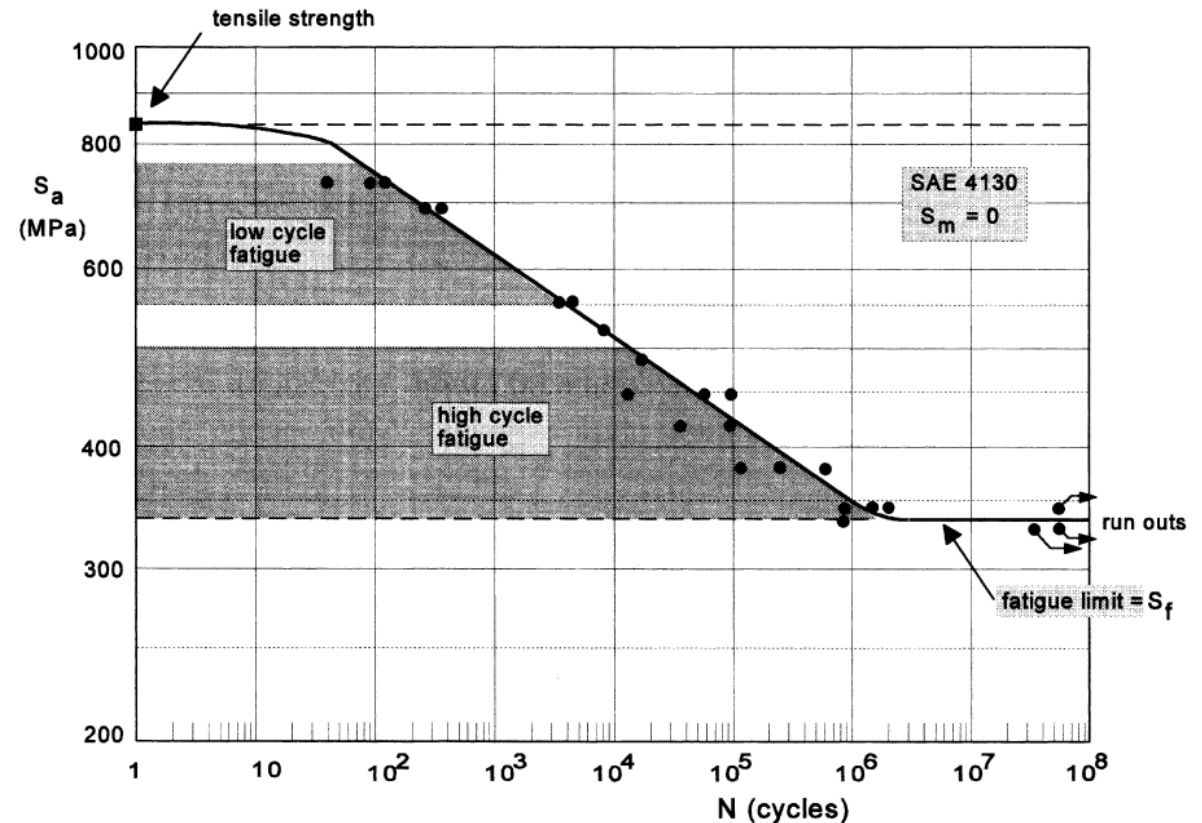
Dall'alto in basso viene rappresentata: fatica ad ampiezza costante, ad ampiezza variabile a blocchi e ad ampiezza variabile random.



Il diagramma di Wohler, o diagramma S-N, grafica lo sforzo massimo applicabile in funzione del numero di cicli che possono essere applicati prima del fallimento, ad un certo valore di tensione media.

Nel diagramma è possibile distinguere tre zone:

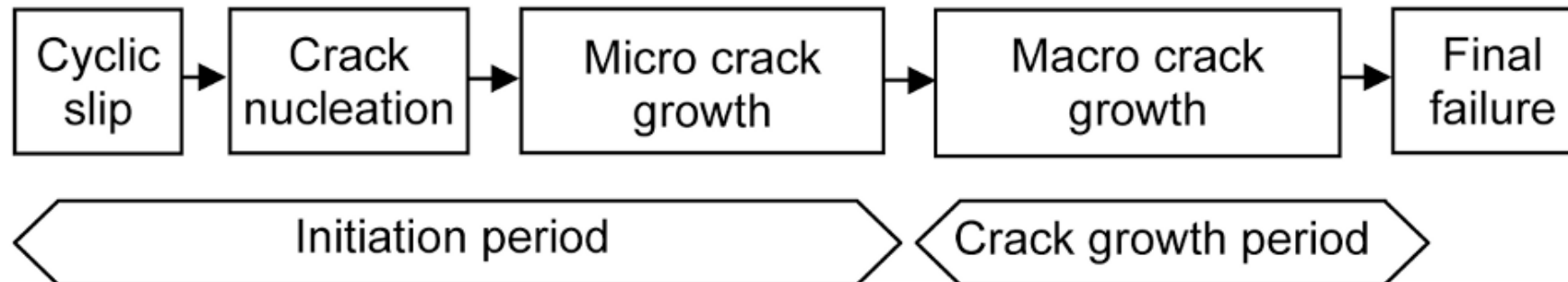
- **Zona di rottura per fatica oligociclica (*low cycle fatigue*);**
- **Zona di rottura a fatica (*high cycle fatigue*);**
- **Zona di limite a fatica (*fatigue limit*).**



Le cricche, soggette ai cicli di carico, prima si sviluppano in scala microscopica e successivamente si propagano fino a raggiungere un livello macroscopico, ciò si conclude con il cedimento del materiale.

Si può suddividere la vita a fatica in due periodi:

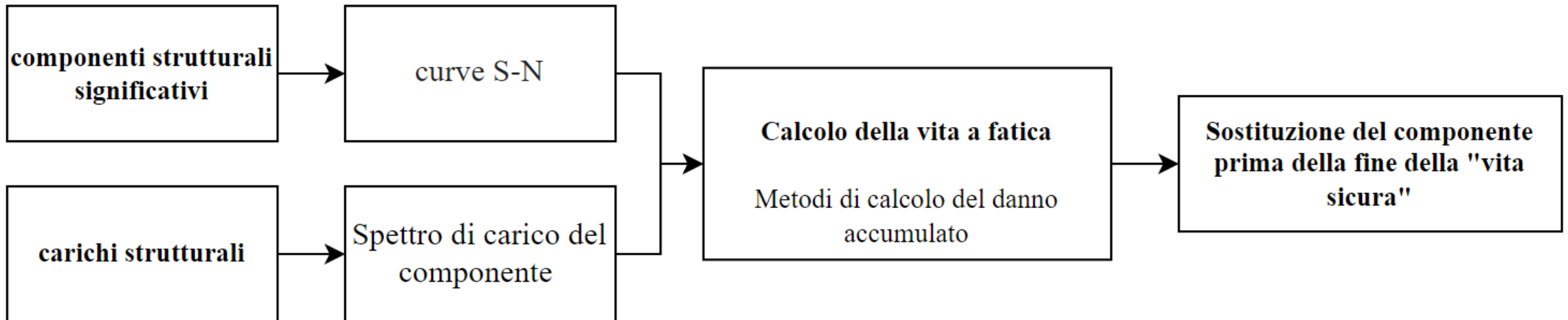
- **la formazione di microfratture;**
- **la propagazione delle cricche.**



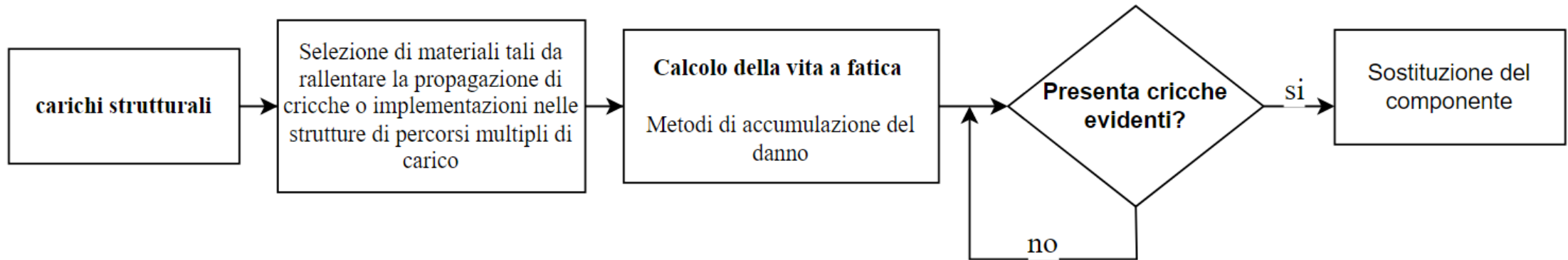
Nella progettazione di strutture aeronautiche possiamo distinguere tre diversi approcci di sviluppo che si sono diffusi nel tempo:

1. *Safe-life;*
2. *Fail-safe;*
3. *Damage tolerance.*

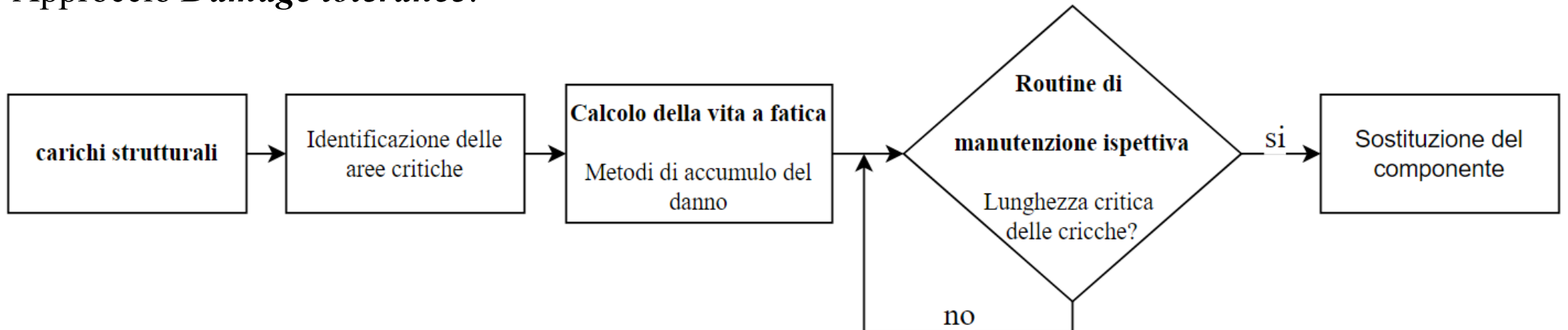
Approccio *Safe-life*:



Approccio *Fail-safe*:



Approccio *Damage tolerance*:



La progettazione di un velivolo a fatica può essere distinta in quattro fasi:

- 1. La fase di definizione;**
- 2. La fase di sviluppo;**
- 3. Il prototipo e la fase di produzione;**
- 4. La fase operativa.**

1- Scelta del tipo di strutture e materiale e prime analisi di fatica

2- Analisi di dettaglio con l'ausilio degli spettri di carico

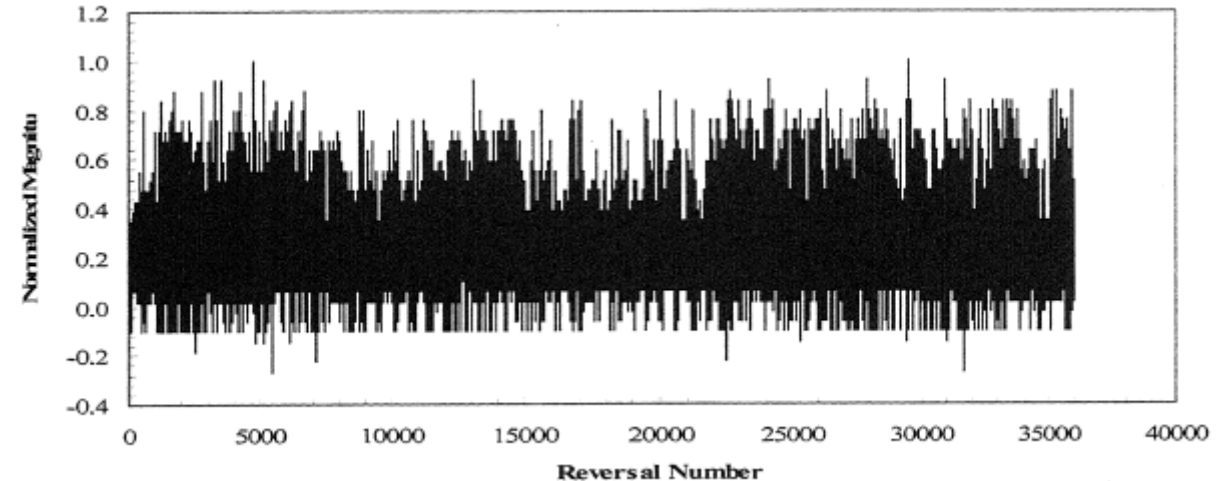
3- Vengono utilizzati numerosi prototipi per la verifica delle performance

4- Viene continuamente rivalutata la prestazione a fatica del velivolo

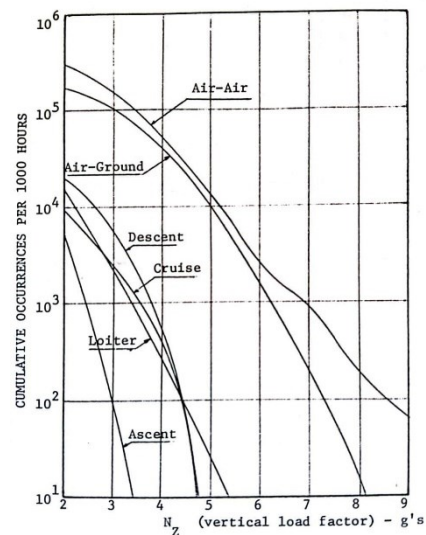
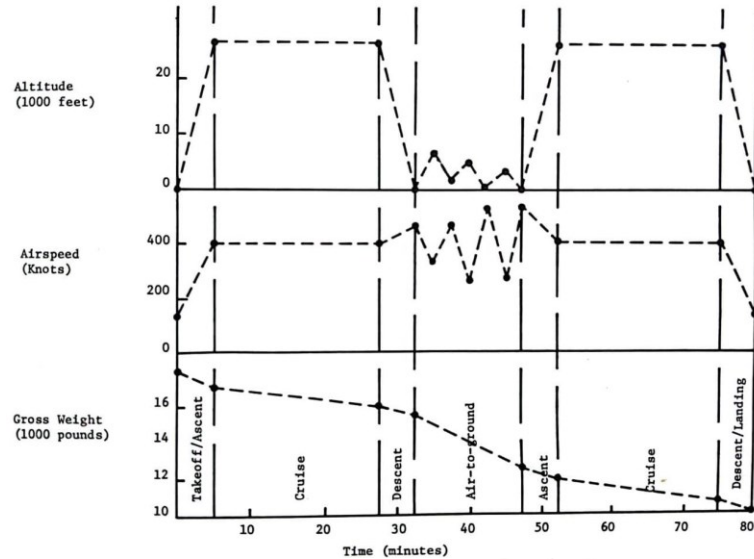
Gli spettri di carico definiscono la storia di carico rappresentativa delle sollecitazioni cui sarà soggetto il velivolo, è una delle fasi più importanti e più complesse.

Si articola in:

- 1. Definizione del profilo di missione;**
- 2. Definizione dell'ambiente di carico;**
- 3. Definizione delle condizioni di carico;**
- 4. Analisi dei carichi strutturali;**
- 5. Analisi degli sforzi;**
- 6. Sviluppo dei picchi di sollecitazione;**
- 7. Analisi della sequenza degli sforzi.**



Lo spettro risultante sarà utilizzato nelle analisi per calcolare la vita a fatica, la figura rappresenta un tipico spettro FALSTAFF.

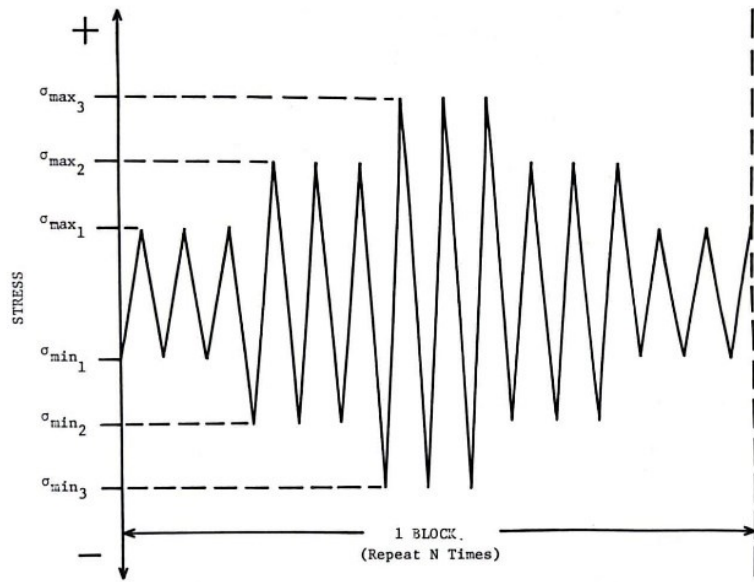


1- Vengono definite le principali informazioni riguardanti i segmenti di missione, l'insieme dei segmenti di missione forma la missione che definisce il profilo di missione (vedasi figura a lato).

2- Determinazione dei carichi che formano l'ambiente di carico che viene espresso in termini di fattori quali: manovre, raffiche di vento, superfici di controllo, rullaggi, frenata, virata, ecc.

3- Combinazione dei carichi che costituiscono l'ambiente di carico con appropriati parametri definiti nel profilo di missione (velocità, altitudine, peso lordo), come mostrato nella figura a lato. Il grado di accuratezza in questa fase dipende da molti fattori: costo, tempo, dati disponibili.

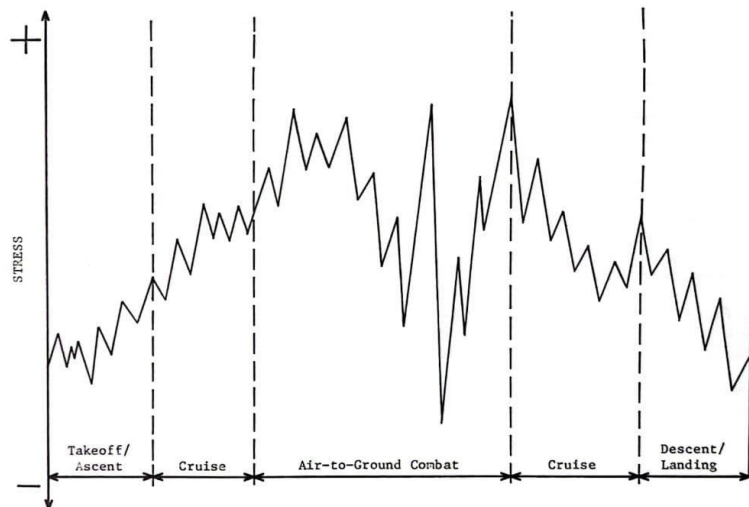
4- Calcolo dell'intensità e della distribuzione dei carichi agenti sulla superficie esterna del velivolo.



5- Analisi delle azioni interne su specifiche aree, sulla base dei carichi esterni. I risultati vengono combinati insieme ai carichi esterni come rapporto tra carico e sollecitazione.

6- Calcolo dei picchi di sollecitazione: positivi i carichi $>1g$, che prenderanno il nome di «massimi», negativi i carichi $<1g$ e condizioni di volo livellato corrispondente a $1g$, questi ultimi due prenderanno il nome di «minimi».

7- Combinazione dei massimi e dei minimi per formare una distribuzione discreta di sollecitazioni dipendente dal tempo. La combinazione può essere svolta in diverse maniere e che danno origine a diversi spettri, per esempio: lo spettro a blocchi, il *Mission Segment-by-Mission Segment* e il *Flight-by-Flight*



In alto lo spettro a blocchi, in basso il Flight-by-Flight.

Ogni metodo è basato su un concetto di danno dovuto a fatica, concetto che, tutt'ora, non è possibile definire in maniera tale da poterlo utilizzare nel calcolo; perciò, le varie metodologie saranno il risultato di supposizioni che permetteranno di calcolare la vita a fatica.

L'accuratezza e l'affidabilità saranno definite come rapporto tra vita a fatica effettiva e quella predetta.

Alcuni di questi metodi sono:

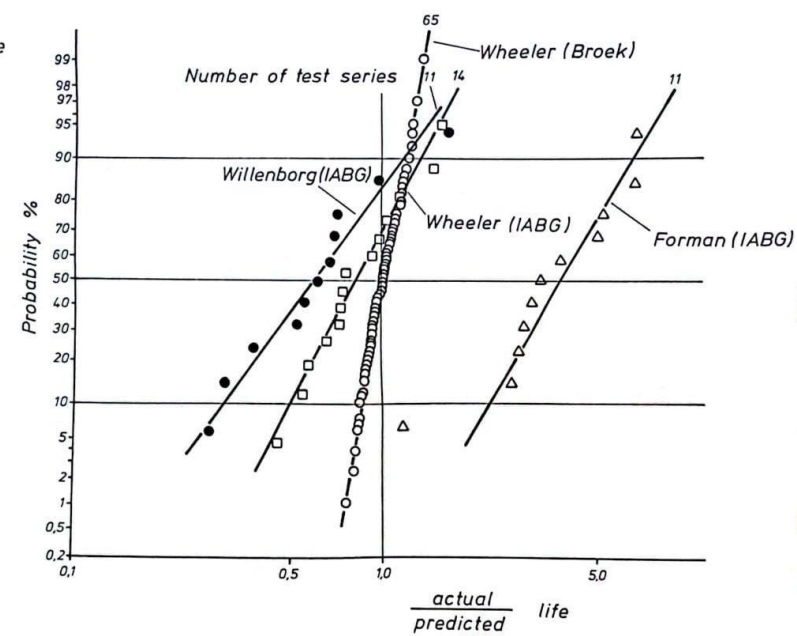
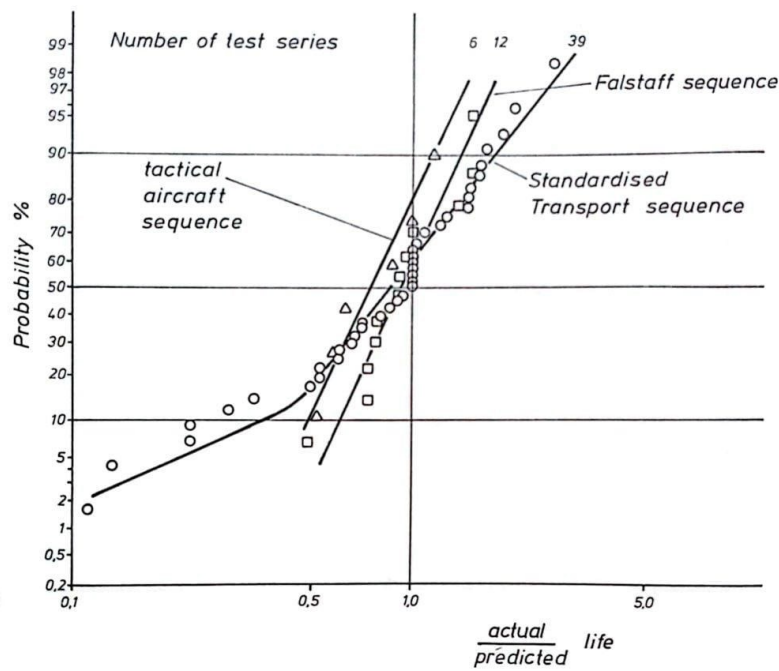
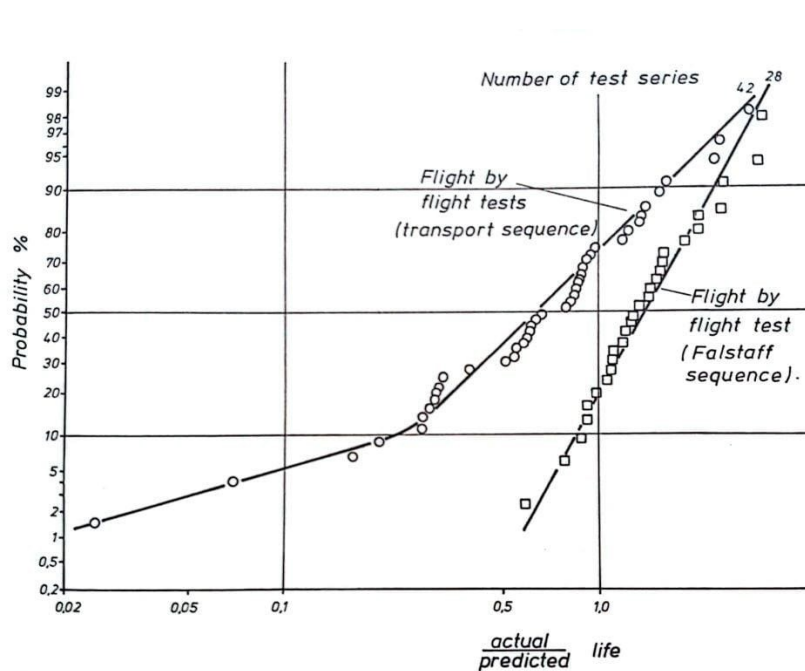
- 1. La regola di Miner (la prima formula);**
- 2. La regola di Miner relativa (la seconda formula);**
- 3. L'equazione di Forman (la terza formula);**
- 4. Il modello relativo di Forman.**

$$\sum \frac{n_i}{N_i} = 1.0$$

$$N_A = \frac{N_B (\sum \frac{n_i}{N_i})_B}{(\sum \frac{n_i}{N_i})_A}$$

$$\frac{da}{dn} = \frac{C \cdot \Delta K^n}{(1-R) K_c - \Delta K}$$

Alcuni esempi di accuratezza dei vari metodi citati: i grafici evidenziano il rapporto tra la vita effettiva e quella predetta e la probabilità con cui quel rapporto si verifica.



1- Accuratezza della **regola di Miner**

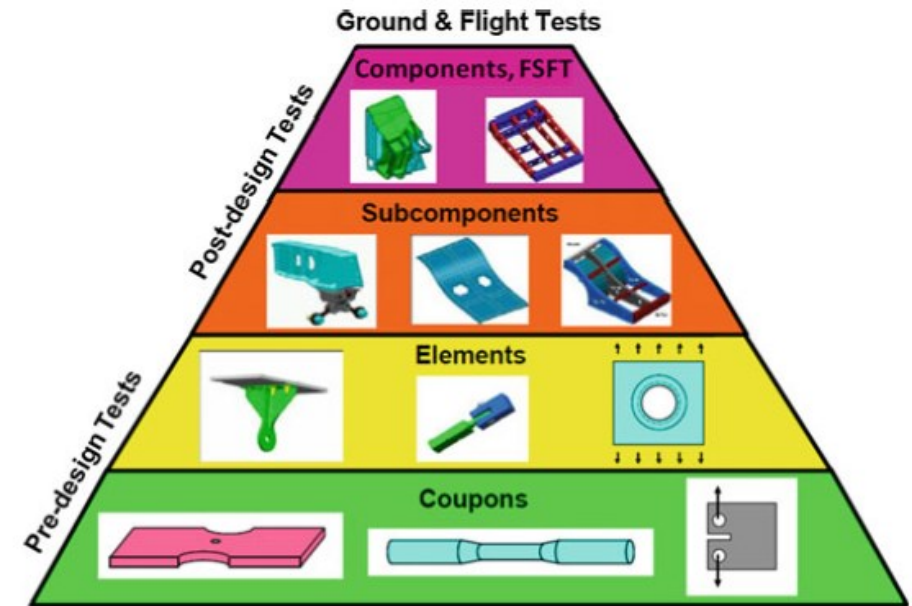
2- Accuratezza della **regola di Miner relativa**

3- Accuratezza dell'**equazione di Forman**

I test di verifica avvengono in tutte le quattro fasi della progettazione, a seconda della fase avranno scopi diversi e andranno ad intensificarsi sempre più a mano a mano che la progettazione avanza.

La struttura che verrà testata dovrà essere il più possibile rappresentativa della struttura reale, soprattutto nelle aree più critiche, mentre sono accettate semplificazioni nei test in piccoli provini.

Un tipico approccio utilizzato in ambito aeronautico nei test è il **BB, *Building Block***.

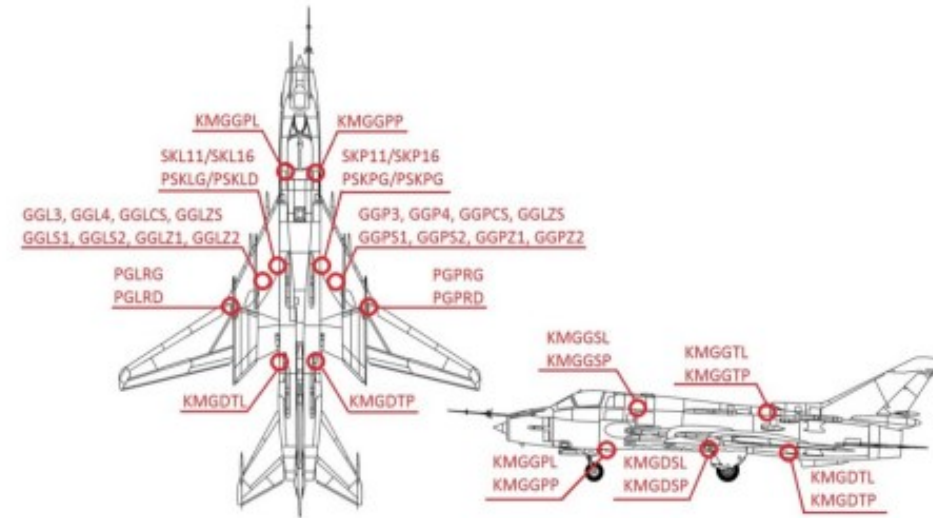


Schema grafico approccio BB

La **FSFT** è un insieme di test con l'obiettivo di confermare che il velivolo possa eseguire in maniera sicura le funzioni e che sia in grado di operare in sicurezza fino alla successiva ispezione anche in presenza di danni non rilevati.

Lo spettro di carico è definito in base alle analisi dei dati di volo effettivamente registrati e alle misure di deformazione effettuate durante le prove di volo.

In alto viene mostrata la rete di estensimetri per le misure durante il volo, in basso, invece, l'applicazione di una prova di fatica.



La progettazione a fatica di un velivolo è un processo complesso e articolato e non esiste un unico metodo. Per una buona progettazione è necessario apprendere appieno il fenomeno della fatica, ciò è in parte possibile grazie alle varie innovazioni tecnologiche, tuttavia, tutt'ora non esiste un metodo esatto che possa predire la vita a fatica.

Si sono così sviluppati approcci in grado di garantire sicurezza e affidabilità al velivolo: *Safe-life*, *Fail-safe*, *Damage tolerance*.

L'accuratezza nella progettazione è particolarmente importante per avere risultati maggiormente veritieri e simili a quelli reali (gli elementi finiti vengono spesso utilizzati per le aree più critiche). La tecnologia ha permesso grandi passi in avanti anche nel campo dei test (come la *quantitative fractography* e attuatori servo-elettrici). I test permettono di mantenere gli standard voluti, preservarne la sicurezza e l'affidabilità e fornire l'insieme di informazioni che saranno la base per lo sviluppo di velivoli futuri.

J. B. de Jonge, J. E. Holpp, M. A. Landy, et al., 1978. *Fatigue Design of Fighters: Guidelines for Obtaining and Maintaining Adequate Fatigue Performance of Tactical Aircraft*. Neuilly sur Seine: Advisory group for aerospace research and development.

J. Schijve, and *AGARD. 1972. *The Accumulation of Fatigue Damage in Aircraft Materials and Structures*. Neuilly sur Seine: AGARD. Cap. 7, pp. 46-48

B. Atzori, 2000. *Appunti di costruzione di macchine*. 2. ed. Padova: libreria cortina. Cap. 5, pp.73-84, 117-122

Underwood, E.E, 1986. *Quantitative Fractography*. In: Vander Voort, G.F. (eds) *Applied Metallography*. Springer, Boston, MA.

J. Schijve, 2009. *Fatigue structures and materials*. 2. ed. Dordrecht: Kluwer. Capp.1, 2, 5-11, pp. 1-59, 105-108, 141-149, 162-188, 209-225, 240-243, 259-353

S. Suresh, 1991. *Fatigue of material*. Cambridge: Cambridge University press. Capp. 1, 7, 8, 9, pp. 1-17, 219-331

Wanhill, R.J.H., 2017. *Fatigue Requirements for Aircraft Structures*. In: Prasad, N., Wanhill, R. (eds) *Aerospace Materials and Material Technologies*. Indian Institute of Metals Series. Springer, Singapore.

Sunder, R., 2017. *Full-Scale Fatigue Testing*. In: Prasad, N., Wanhill, R. (eds) *Aerospace Materials and Material Technologies*. Indian Institute of Metals Series. Springer, Singapore.

Wanhill, R.J.H., 2017. *Residual Strength Requirements for Aircraft Structures*. In: Prasad, N., Wanhill, R. (eds) *Aerospace Materials and Material Technologies*. Indian Institute of Metals Series. Springer, Singapore.

Nicola Petrone. *Costruzioni di Macchine: la Fatica*. Dipartimento di Ingegneria Meccanica, Università di Padova.

L. Molent, B. Aktepe, 2000. *Review of fatigue monitoring of agile military aircraft*. (s.l.): Blackwell Science Ltd.

C.M. Anjunatha, V.R. Ranganath, 2007. *Prediction of Optimum Spectrum for Full Scale Fatigue Test*. In: 15th National Seminar on aerospace structures, 15-16 october 2007 Coimbatore, Tamil Nadu, India.

Andrzej Leski, Piotr Reymer, Marcin Kurdelski, et al., 2016. *Full Scale Fatigue Test of the Su-22 Aircraft - Assumptions, Process and Preliminary Conclusions*. AIP Conference Proceedings 1780, 020002 (2016); <https://doi.org/10.1063/1.4965934> Published Online: 20 October 2016.

G. Clark, G.S. Jost, G.D. Young, 1997. *Recovery of the RAAF MB326H fleet; the Tale of an Ageing Trainer Fleet*. In: Poole, P., Cook, R. (eds.) Proceedings of the 19th ICAF Symposium Fatigue in New and Ageing Aircraft, EMAS, Warley (1997).