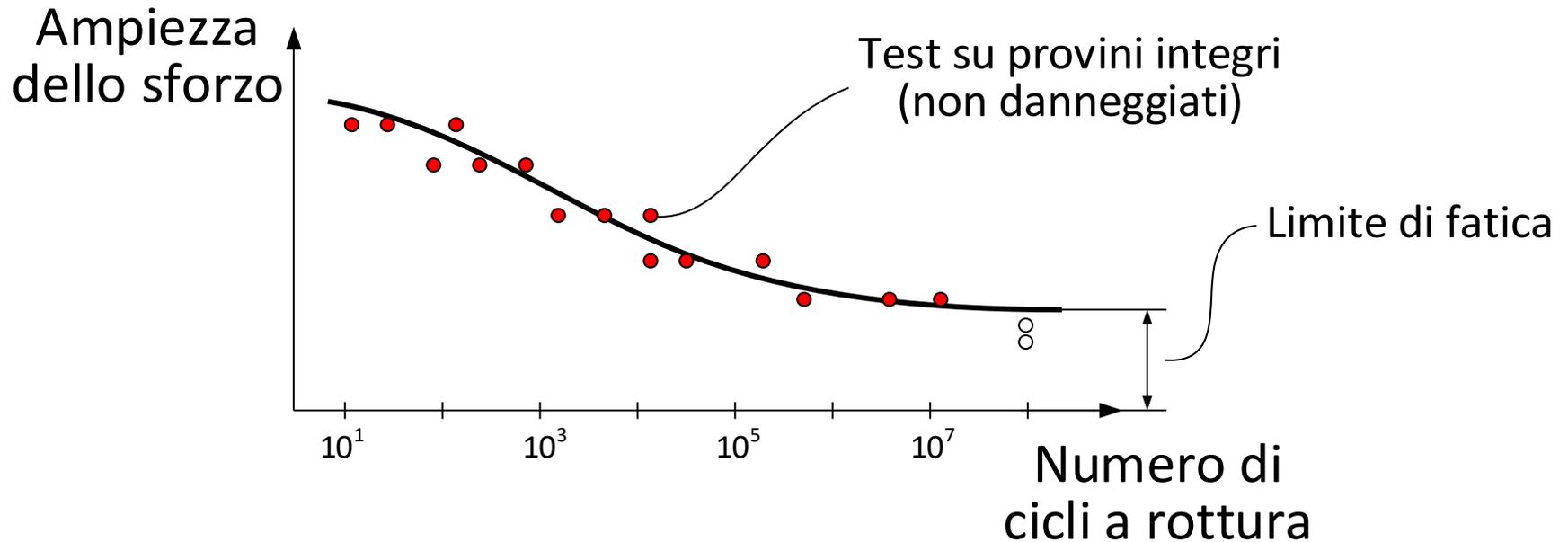


PROGETTAZIONE STRUTTURALE A FATICA

Progettazione a vita infinita ($10^7 - 10^8$ cicli)

Si progetta la struttura in modo che gli sforzi di esercizio siano inferiori agli sforzi che portano a rottura per fatica

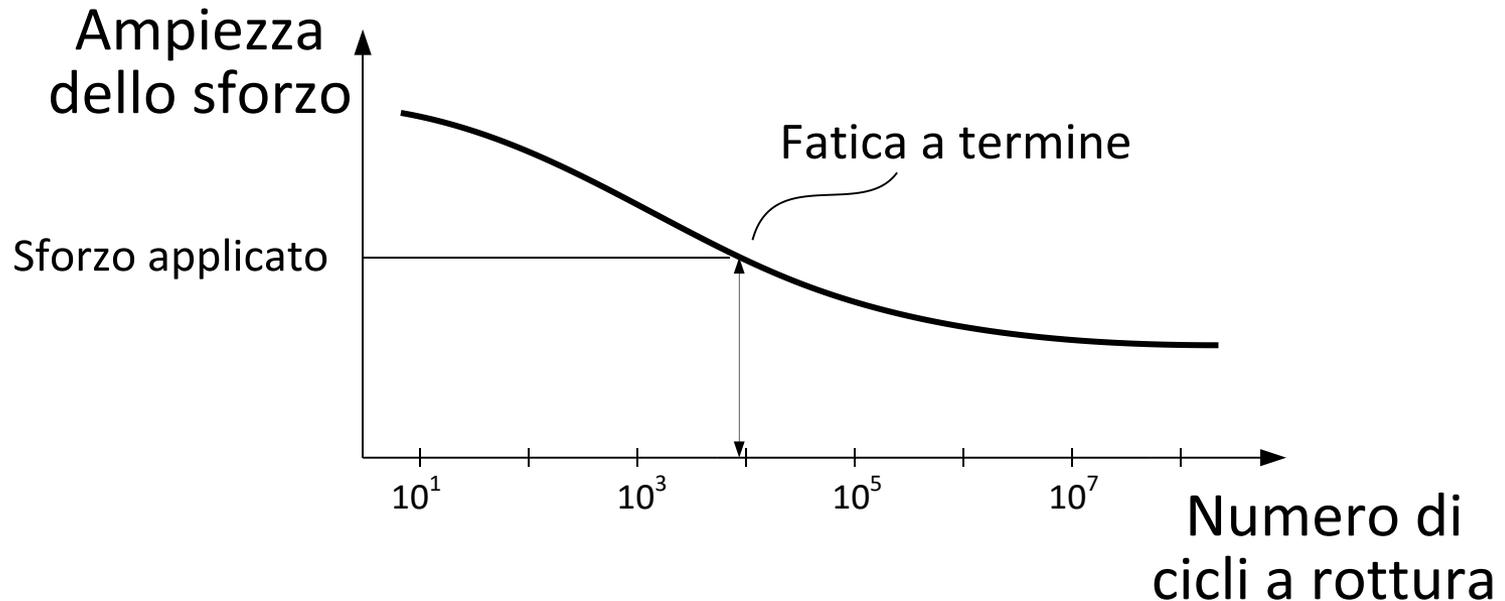


Resistenza a fatica influenzata dalle condizioni dei provini di prova

Difetti preesistenti, cricche generate durante il servizio, che riducono la resistenza a fatica, **NON SONO ESPLICITAMENTE CONSIDERATI**

Progettazione Safe-Life (fatica a termine)

Si progetta in genere considerando la sola fase di nucleazione della cricca ma non la sua crescita. Si considera che avvenga la rottura quando la cricca si forma.



Resistenza a fatica influenzata dalle condizioni dei provini di prova

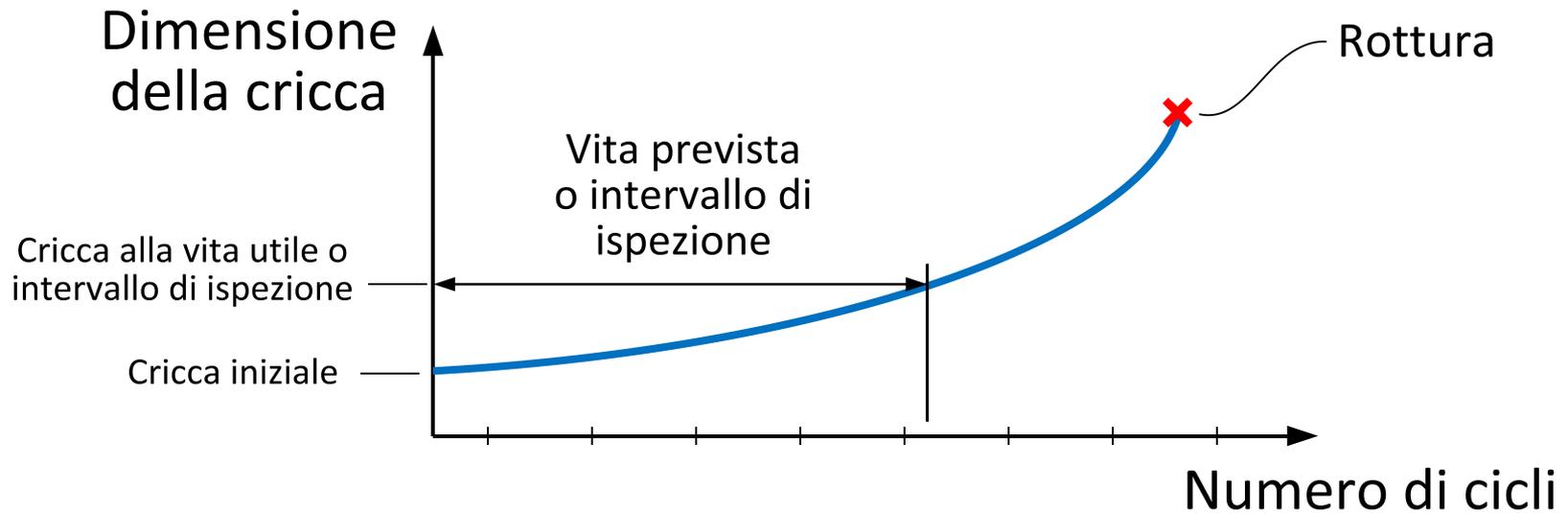
Difetti preesistenti, cricche generate durante il servizio, che riducono la resistenza a fatica, **NON SONO ESPLICITAMENTE CONSIDERATI**

Progettazione Damage Tolerant

Si progetta assumendo che il componente contenga una danneggiamento iniziale (frattura o cricca).

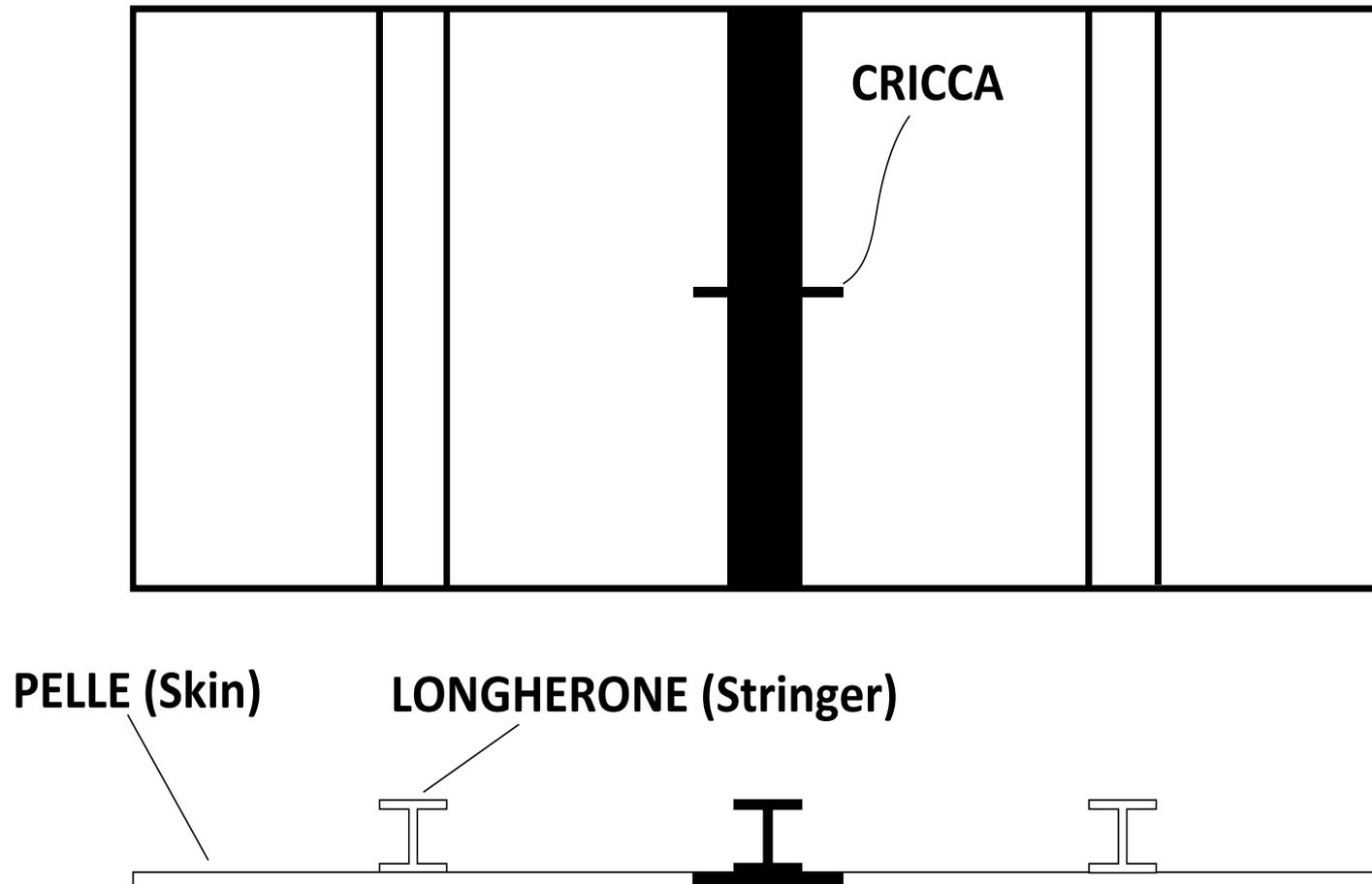
Progettazione *slow crack growth*

Si progetta in modo che la cricca esistente non cresca, sotto I carichi di fatica assunti, fino a dimensioni tali da provocare la rottura.



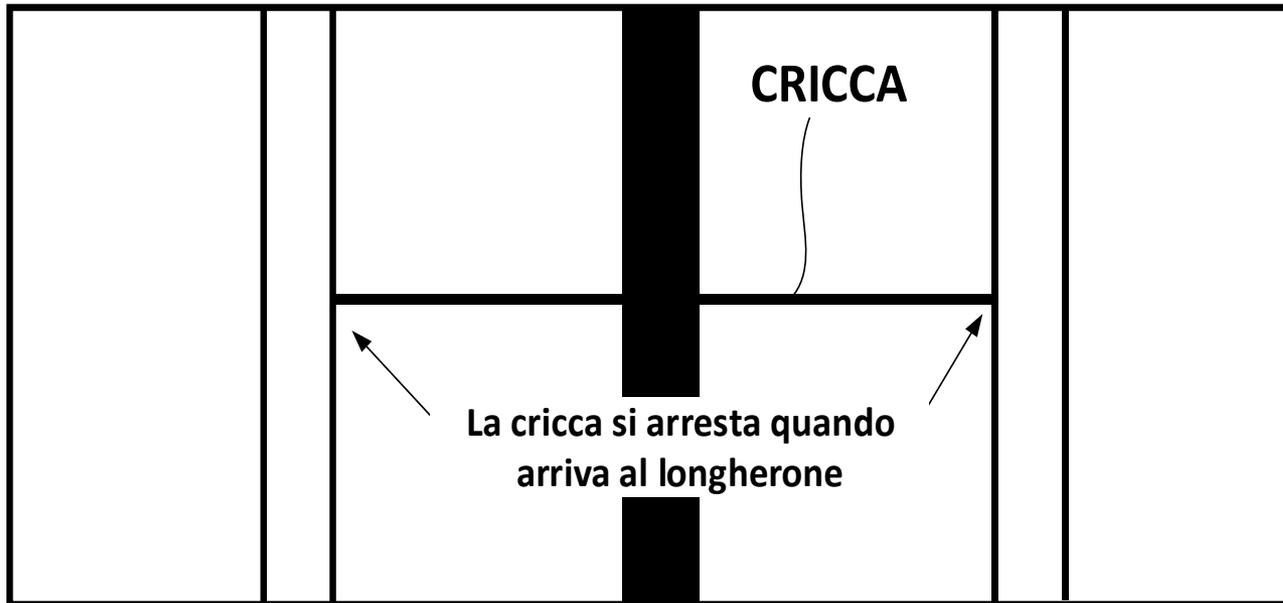
Approccio FAIL-SAFE

Si utilizzano "sottostrutture" ridondanti o meccanismi di arresto della cricca in modo che la rottura di un singolo componente della struttura non conduca al collasso finale.



Approccio FAIL-SAFE

Si utilizzano "sottostrutture" ridondanti o meccanismi di arresto della cricca in modo che la rottura di un singolo componente della struttura non conduca al collasso finale.



PELLE (Skin)

LONGHERONE (Stringer)



Approccio DAMAGE TOLERANCE

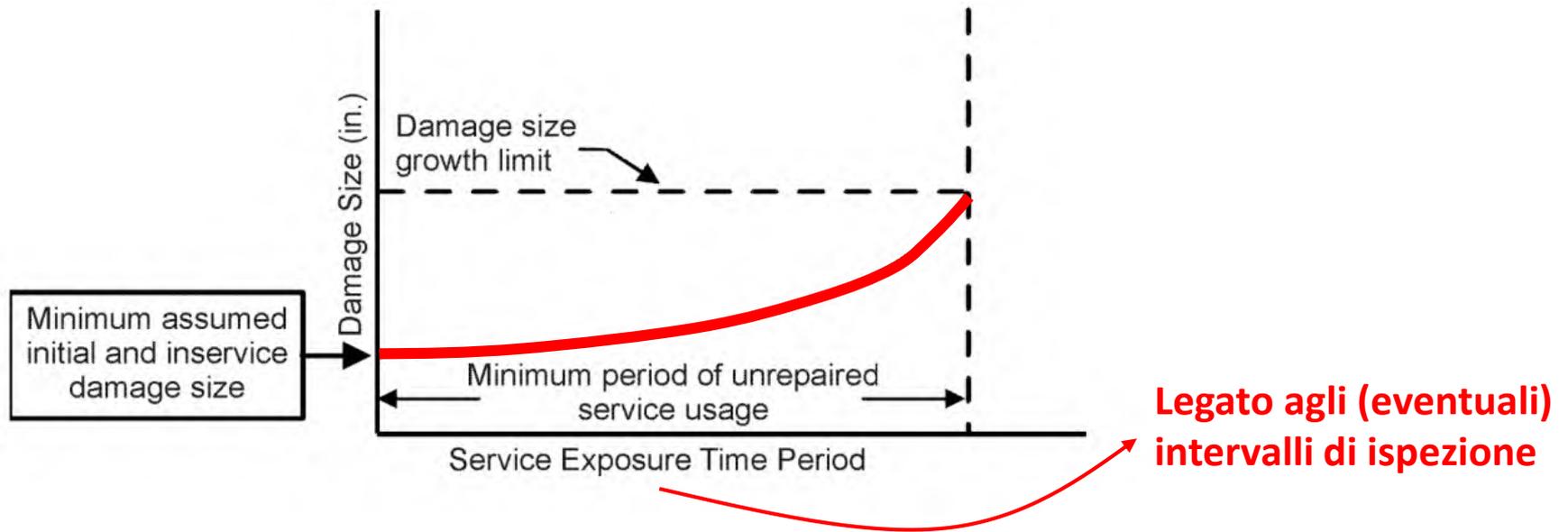
IPOTESI

- Si assume che il danneggiamento (difetto, cricca) possa esistere in ogni elemento strutturale della struttura
- Generalmente si assume che il danno sia disposto nella configurazione (p.e. orientamento) più critica e nella zona soggetta agli sforzi più elevate

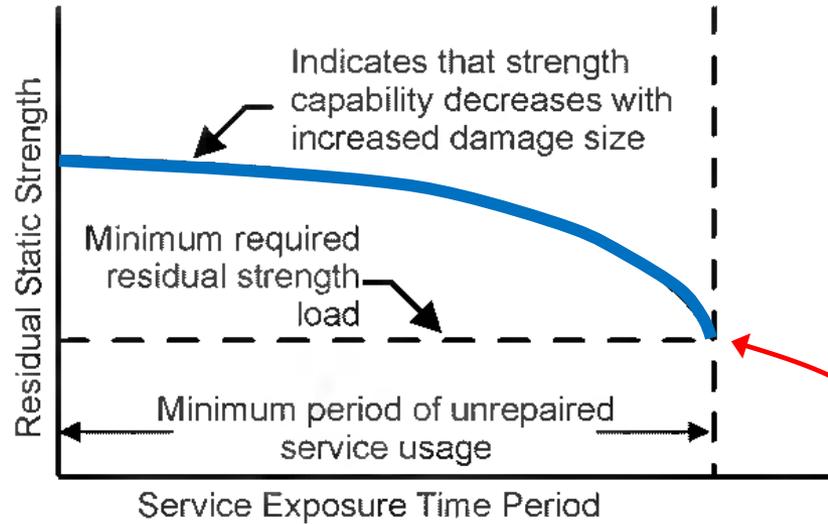
OBIETTIVO

- La progettazione deve verificare che il danno assunto inizialmente non cresca oltre un valore prefissato per un periodo di servizio predefinito.
- La struttura deve inoltre mantenere un livello minimo di resistenza residua fino al termine del periodo di servizio.

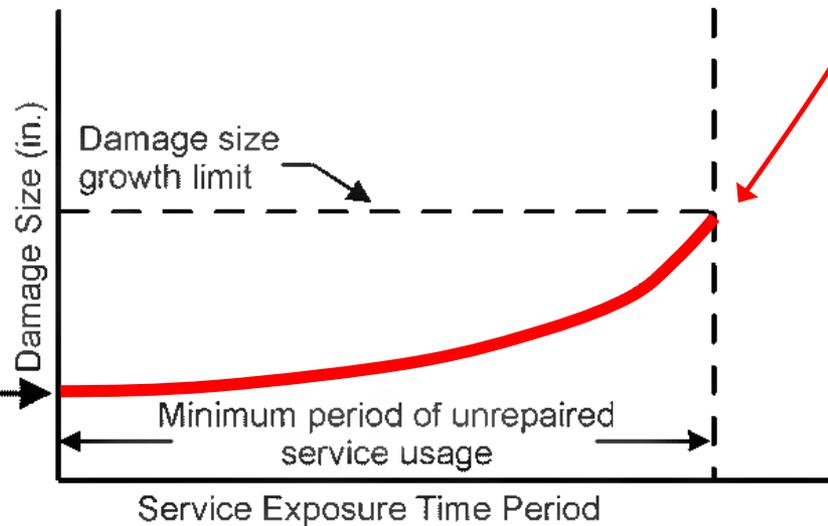
Approccio DAMAGE TOLERANCE



Approccio DAMAGE TOLERANCE



La resistenza residua (residual strength) è legata alla dimensione del danno (damage or crack size)



Legato agli (eventuali) intervalli di ispezione

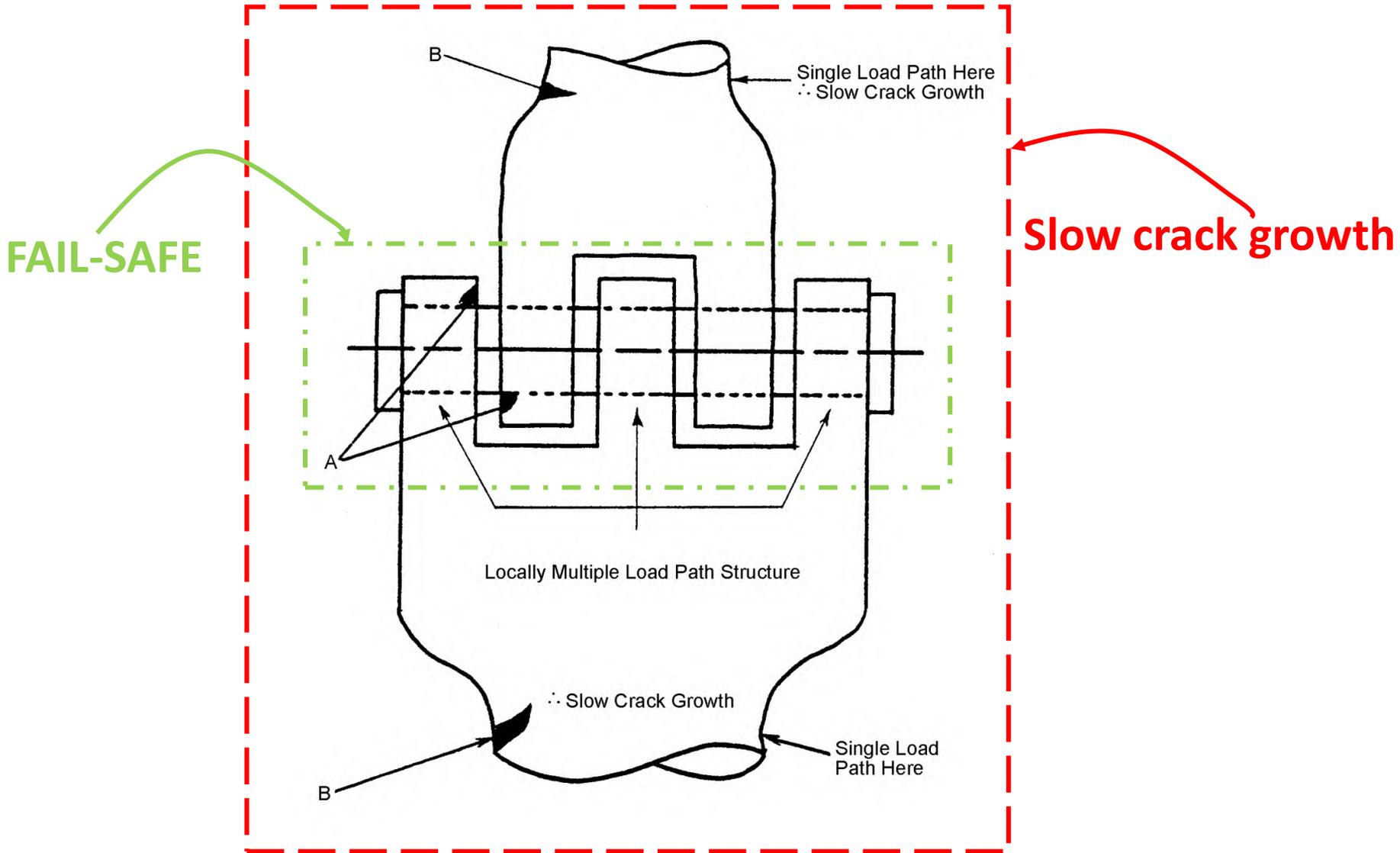
Approccio DAMAGE TOLERANCE

ESEMPI DI INTERVALLI DI ISPEZIONE CAMPO AERONAUTICO (SPECIFICHE MILITARI)

Degree of Inspectability	Typical Inspection Interval
In-Flight evident inspectable	One flight
Ground evident inspectable	One day (two flights)
Walk-around inspectable	Ten flights
Special visual inspectable	One year
Depot or base level inspection	$\frac{1}{4}$ Design service lifetime
In-Service non-inspectable structure	One design service lifetime

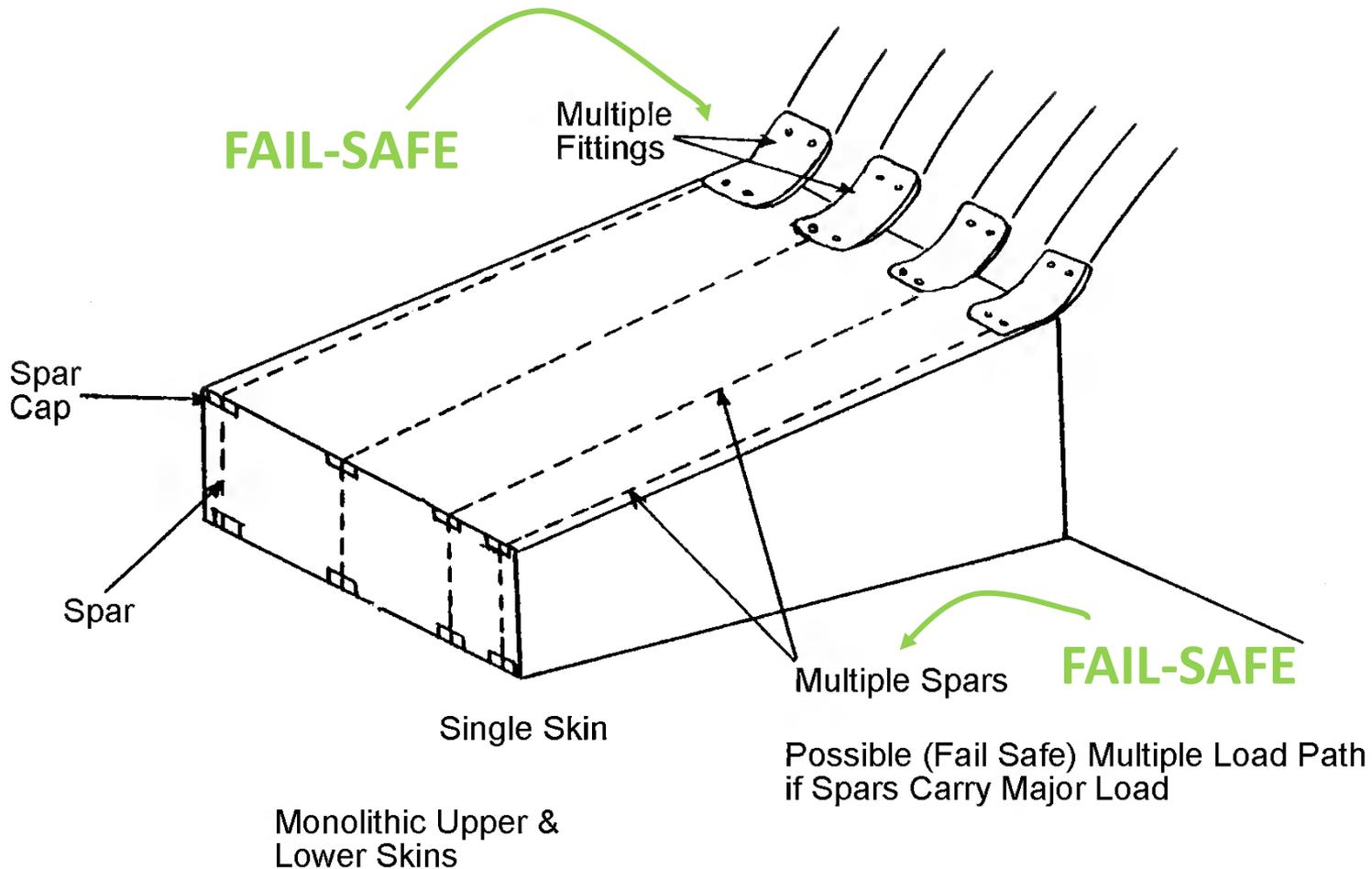
COMPONENTI SAFE LIFE o FAIL-SAFE

COLLEGAMENTO A PERNO (FORCELLA-TIRANTE)



COMPONENTI SAFE LIFE o FAIL-SAFE

CONNESSIONE FUSOLIERA - ALA



PROGETTAZIONE SLOW CRACK GROWTH

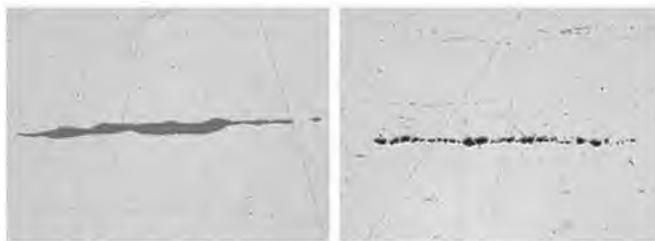


Richiede la assunzione di una cricca/difetto iniziale

DANNEGGIAMENTO INIZIALE

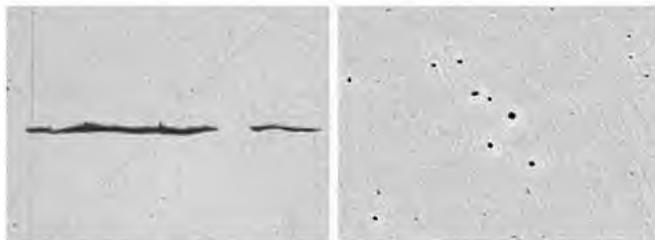
I. Introdotto durante le fasi di produzione o lavorazioni meccaniche:

- Porosità, inclusioni, difetti di getto, laminazione o saldatura
- Indentazioni, lacerazioni, graffiature locali, rugosità superficiali



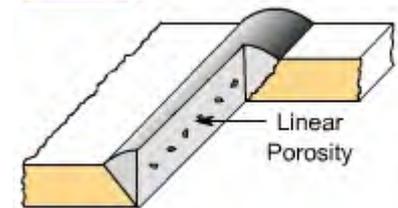
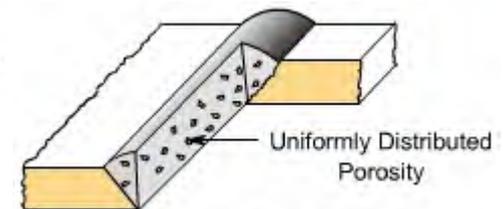
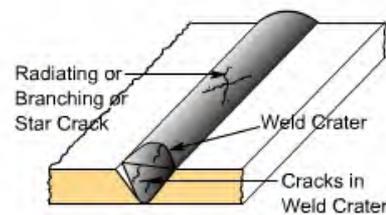
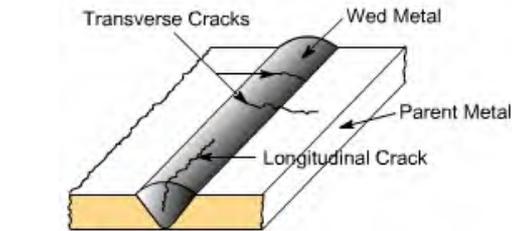
A) Sulfide

B) Alumina



C) Silicate

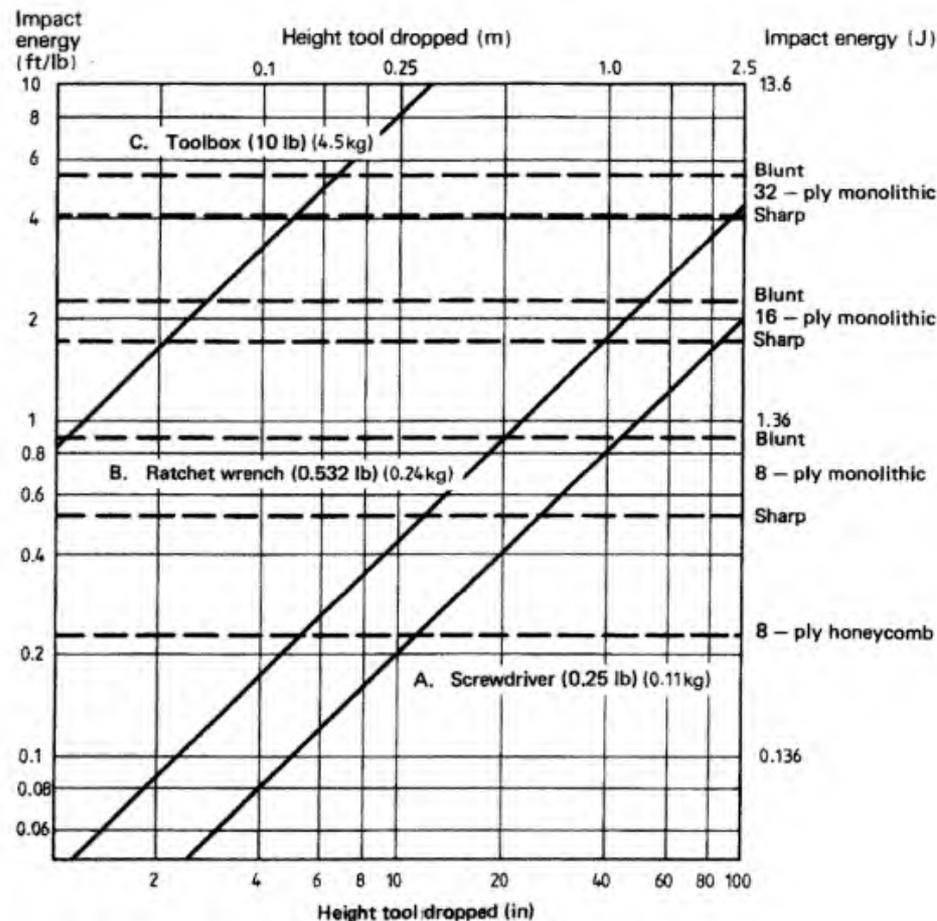
D) Globular Oxide



DANNEGGIAMENTO INIZIALE

II. Introdotto durante le fasi di assemblaggio:

- Cricche o deformazioni da forzamenti
- Urti e impatti da movimentazioni, tool drops



DANNEGGIAMENTO INIZIALE

III. Introdotto durante il servizio:

- Usura, corrosione
- Nucleazione di cricche da fatica
- FOD (Foreign Object Damage): grandine, impatti accidentali (bird strikes/detriti in pista/ scoppio motore, operazioni di carico/scarico)



IPOSTESI SUL DANNO INIZIALE DI PROGETTO

Si ipotizza che la struttura o il componente contenga difetti aventi la dimensione del difetto più piccolo individuabile con i metodi di ispezione/controllo utilizzati nella linea di produzione (o nelle successive ispezioni).

Possibili assunzioni (sulla base di dati di ispezione disponibili) sono le seguenti

Table 1.3.2. Initial Flaw Assumptions for Metallic Structure, JSSG-2006 Appendix Table XXX

Category	Critical Detail	Initial Flaw Assumption*
Slow crack growth and Fail Safe primary element	Hole, Cutouts, etc.	For $t \leq 0.05''$, 0.05'' through thickness flaw For $t > 0.05''$, 0.05'' radial corner flaw
	Other	For $t \leq 0.125''$, 0.25'' through thickness flaw For $t > 0.125''$, 0.125'' deep x 0.25'' long surface flaw
	Welds, embedded defects	TBD

* - Flaw is oriented in the most critical direction

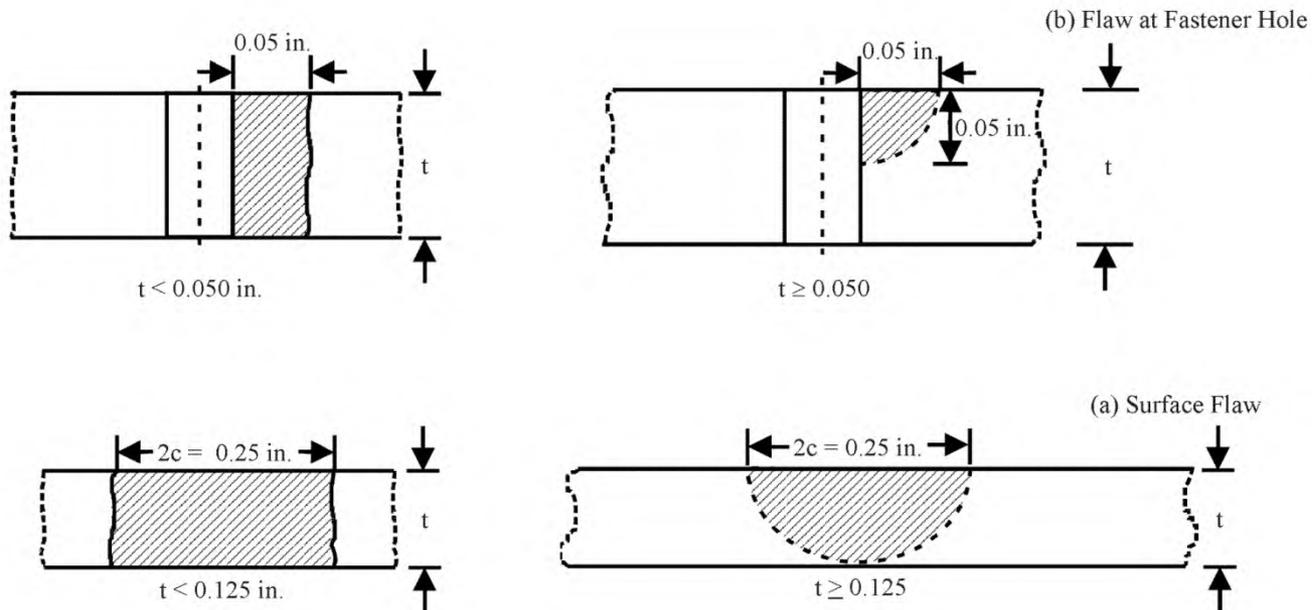
(JSSG: JOINT SERVICE SPECIFICATION GUIDE, DOD, 2006)

IPOSTESI SUL DANNO INIZIALE DI PROGETTO

Table 1.3.2. Initial Flaw Assumptions for Metallic Structure, JSSG-2006 Appendix Table XXX

Category	Critical Detail	Initial Flaw Assumption*
Slow crack growth and Fail Safe primary element	Hole, Cutouts, etc.	For $t \leq 0.05''$, 0.05'' through thickness flaw For $t > 0.05''$, 0.05'' radial corner flaw
	Other	For $t \leq 0.125''$, 0.25'' through thickness flaw For $t > 0.125''$, 0.125'' deep x 0.25'' long surface flaw
	Welds, embedded defects	TBD

* - Flaw is oriented in the most critical direction



Limiti di sensibilità (approssimati) di tecniche NDT

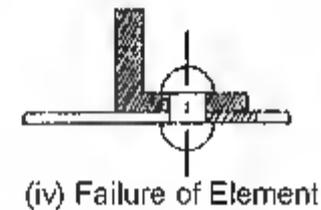
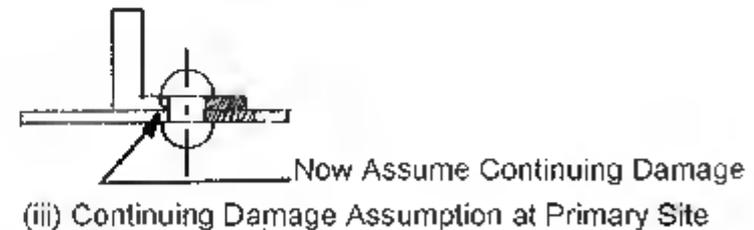
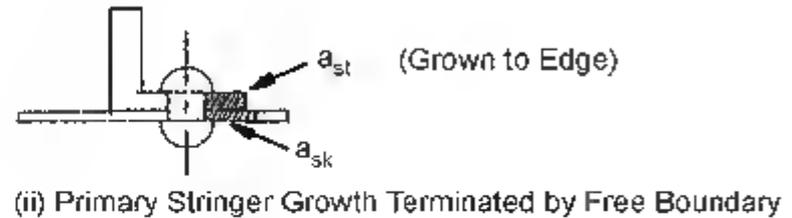
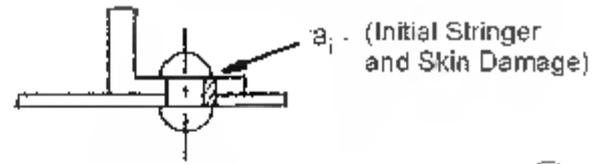
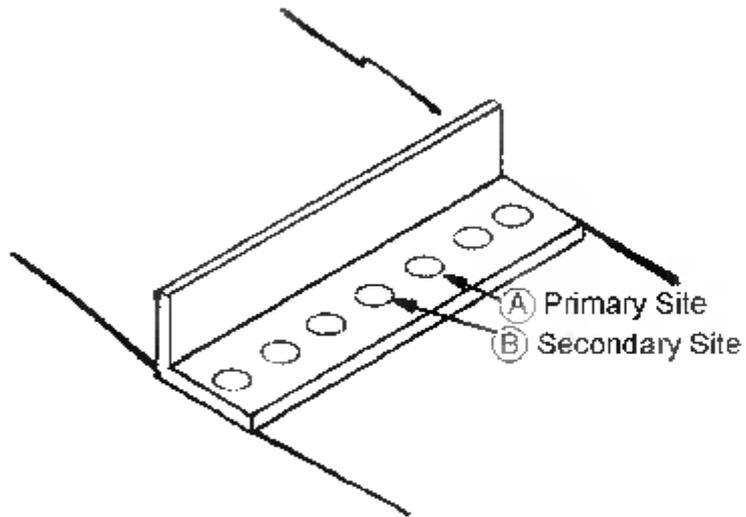
Method		Location	Dimension	Size (in.)
Eddy Current	Manual	Near Surface	Length	0.030-0.040
	Semi-Automated	Near Surface	Length	0.020-0.030
	Automated	Near Surface	Length	0.005-0.010
Ultrasonic	Manual	Subsurface	FBH*	0.032-0.064
	Automated	Subsurface	FBH*	0.016-0.032
Fluorpenetrant	Manual	Surface	Length	0.075-0.100
	Automated	Surface	Length	0.060-0.075
Magnetic Particle	Manual	Near Surface	Length	0.010-0.020

*FBH – capability based on flat bottom holes

ESEMPIO DI PROGRESSIONE DEL DANNO

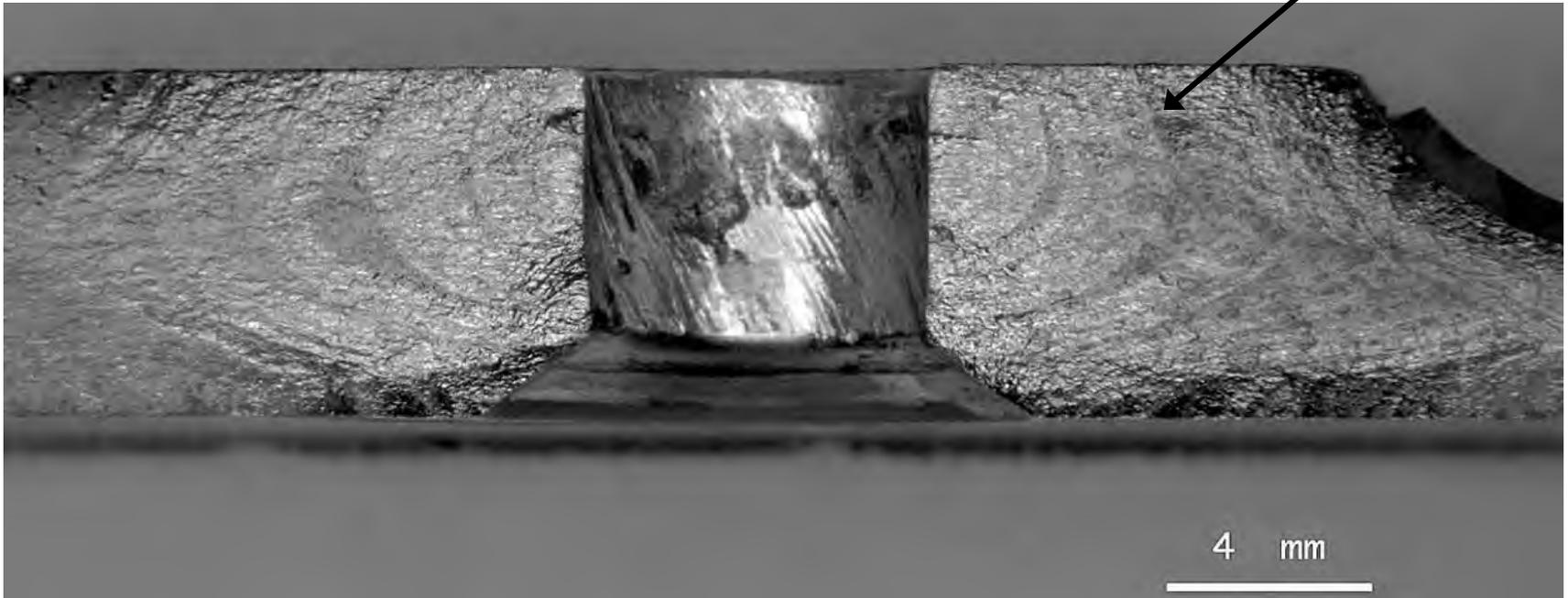
GIUNZIONE RIVETTATA

TRA TRAVERSA (STRINGER) E PELLE (SKIN)

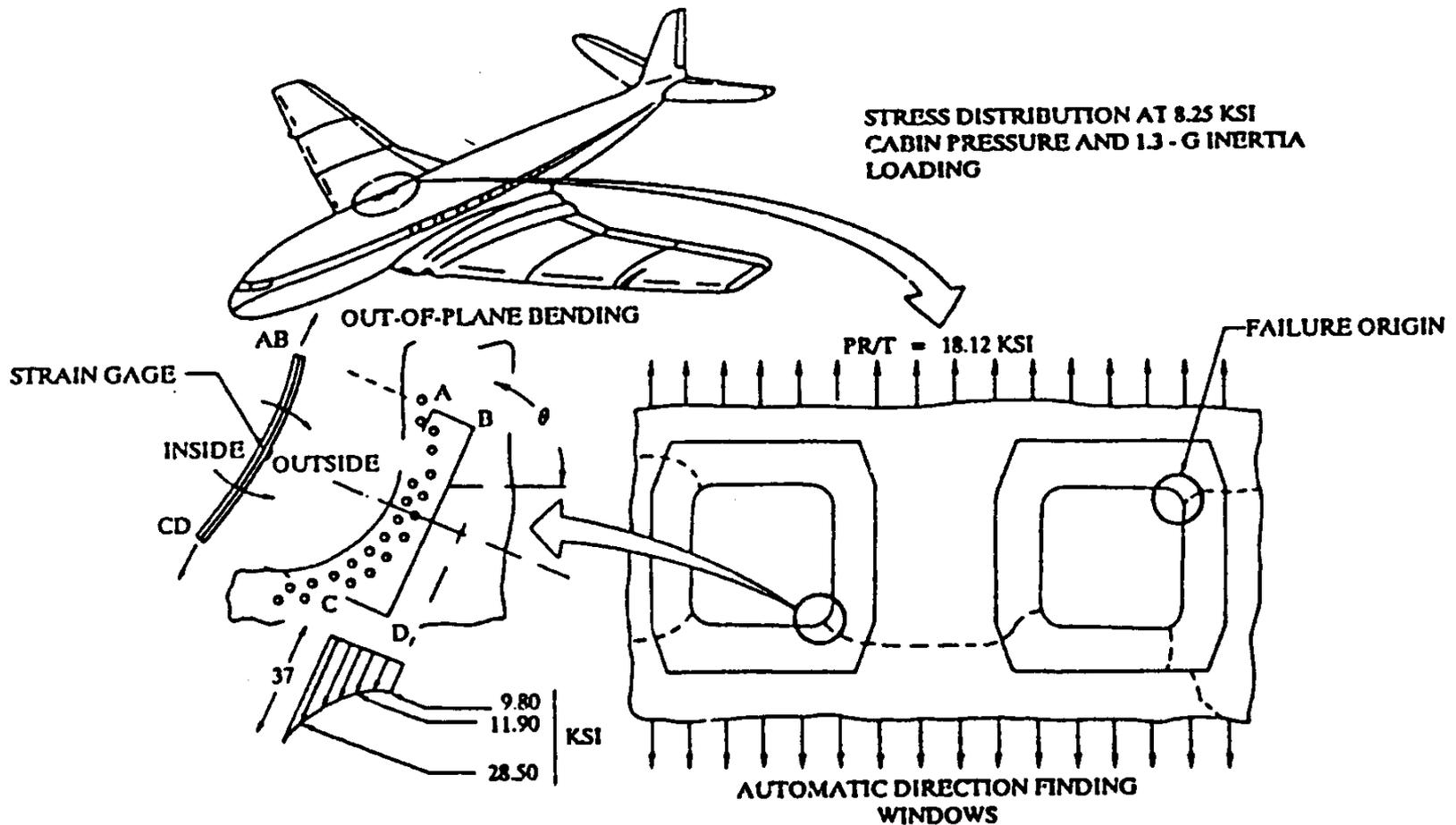


Propagazione per fatica di una cricca al bordo di un foro

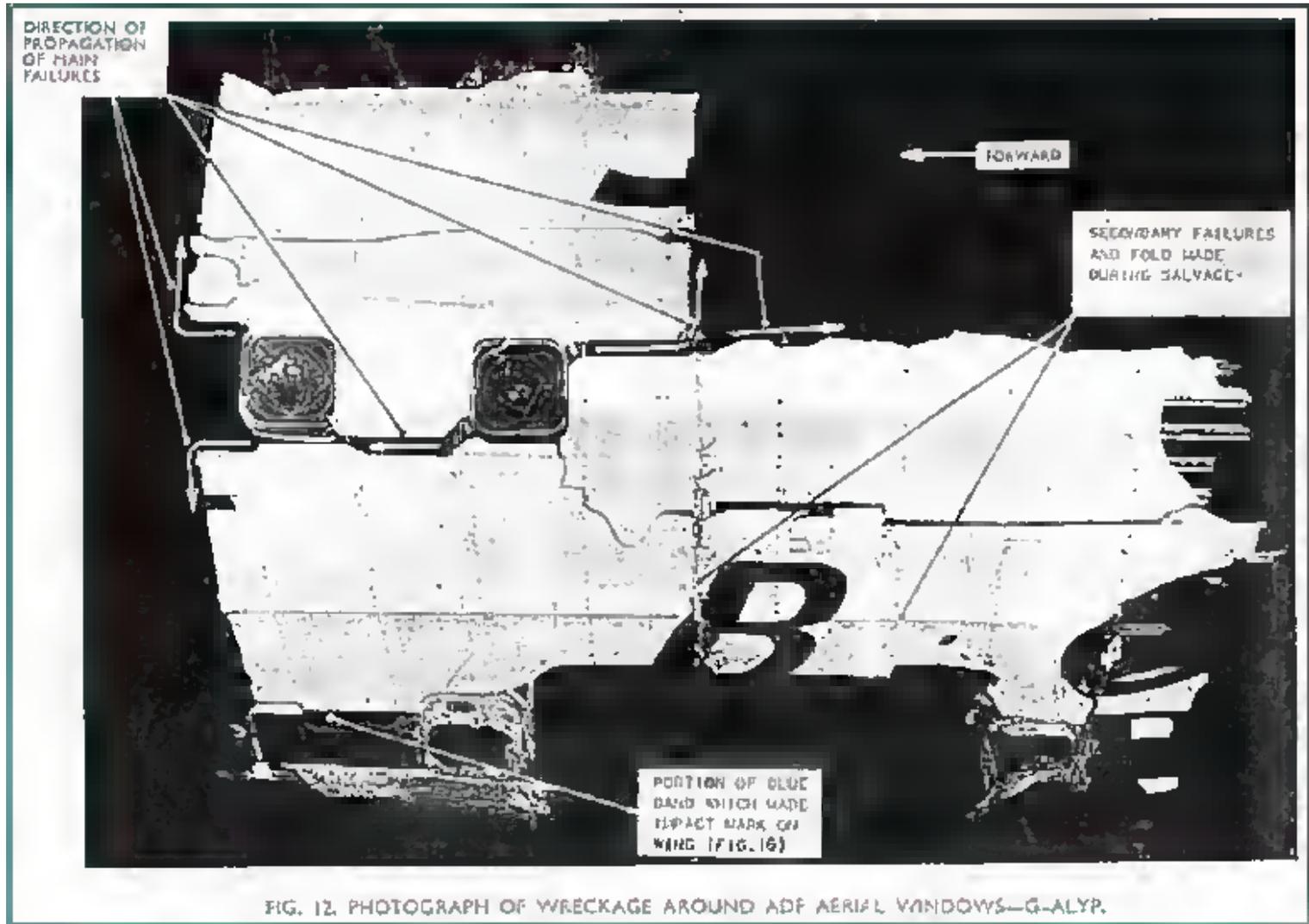
LINEE DI SPIAGGIA
(Beach marks)



Propagazione per fatica di cricche al bordo dei finestrini (aerei De Havilland Comet)



Propagazione per fatica di cricche al bordo dei finestrini (aerei De Havilland Comet)



Propagazione per fatica di cricche al bordo dei finestrini (aerei De Havilland Comet)



FIG. 6. AERIAL VIEW OF COMET G-ALYU IN TESTING TANK.

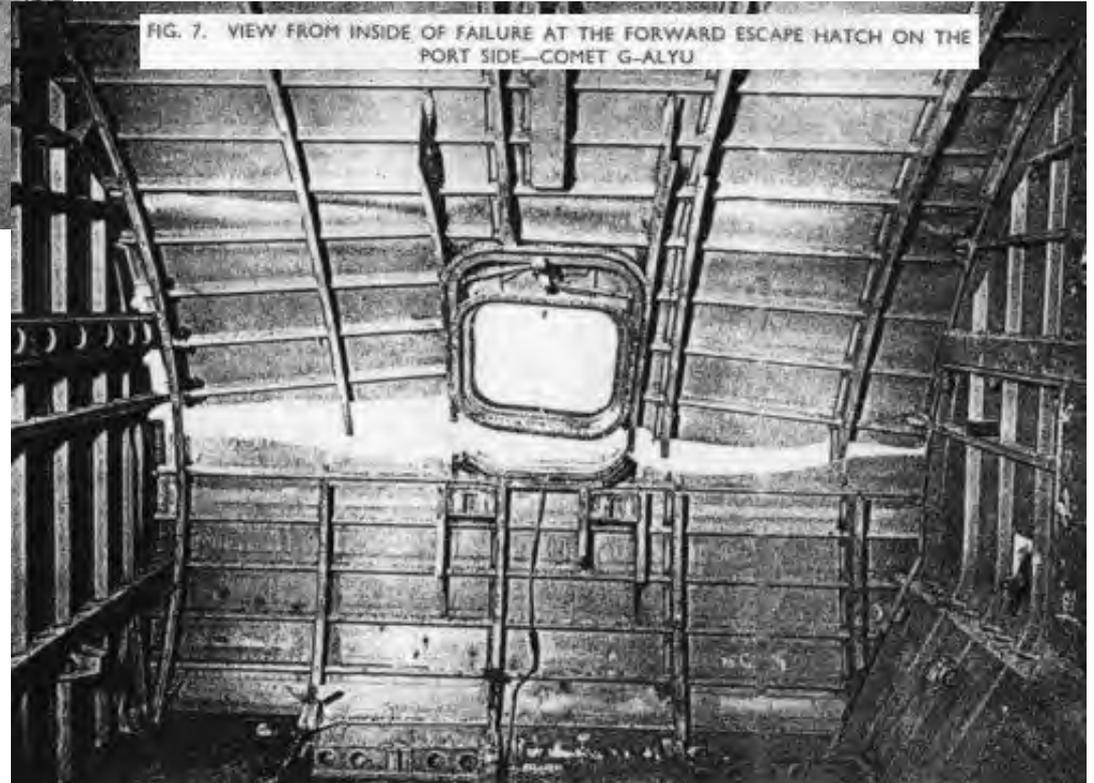


FIG. 7. VIEW FROM INSIDE OF FAILURE AT THE FORWARD ESCAPE HATCH ON THE PORT SIDE—COMET G-ALYU

PASSI OPERATIVI PER PROGETTAZIONE DAMAGE TOLERANCE

Problema:

Viene ipotizzata una cricca nel componente secondo un *worst case scenario* in termini di carico, geometria del componente e dimensione e localizzazione della cricca

Dati di input per l'analisi:

Geometria della cricca e del componente
Materiale del componente
Tipo di carico e relativo spettro

Risultati dell'analisi:

Velocità di crescita della cricca e vita residua
Condizioni che provocano la rottura (carichi e dimensioni della cricca)
Carichi massimi ammissibili che consentono di ottenere una predeterminata vita
Intervalli temporali di ispezione richiesti per un servizio "sicuro"