

**L' ANALISI DI MECCANICA DELLA FRATTURA IN CAMPO SPAZIALE:
APPLICAZIONI DEL CONCETTO "DAMAGE TOLERANCE" E REQUISITI
ASSOCIATI**

A. SFERLAZZO, S. OTTAVIANO

Alenia Spazio. Corso marche 41, 10146 Torino.

SOMMARIO

In campo Spaziale, l' analisi di meccanica della frattura viene eseguita applicando i concetti di "Damage Tolerance" su tutte le strutture la cui rottura potrebbe provocare conseguenze catastrofiche.

Questo concetto riveste particolare importanza nelle strutture spaziali abitate, dove la sicurezza delle persone e' di primaria importanza. Inoltre, la necessita' di minimizzare la massa delle strutture, richiede lo sviluppo di metodologie di analisi, di test e di controlli non distruttivi sempre più accurati.

In questo lavoro, dopo una breve presentazione dei requisiti generali, si illustreranno alcune applicazioni relative ai programmi dei moduli pressurizzati sviluppati in Alenia Spazio. La prima applicazione riguarda lo sviluppo e la qualifica del processo di saldatura al Plasma a polarità variabile (VPPA) per la costruzione della struttura primaria dei moduli per la Stazione Spaziale Alpha, ovvero il modulo logistico (MPLM) e il modulo COLUMBUS, ai quali viene richiesta una vita operativa di almeno 15 anni in orbita. La seconda applicazione riguarda lo sviluppo di un sistema di controllo non distruttivo automatico per particolari filettati che utilizza le correnti parassite. Questo sistema e' stato applicato per la prima volta sul modulo SPACEHAB.

1. INTRODUZIONE

I criteri generali di sicurezza strutturale applicati alle strutture spaziali abitate possono essere riassunte nel seguente concetto :

Il progetto strutturale deve assumere che la struttura non sia priva di difetti e che tale difetto, non rilevabile dai controlli non distruttivi, non propaghi sino a rottura durante la vita operativa di servizio. Questo aspetto e' stato contrattualmente imposto dalle agenzie spaziali (NASA/ESA) per la progettazione di tutte le strutture la cui rottura potrebbe provocare conseguenze catastrofiche sia per la presenza di persone a bordo, sia per la perdita del sistema [1] [2].

Le analisi di meccanica della frattura sono il mezzo necessario per valutare la propagazione di un difetto nella struttura soggetta a carichi ciclici variabili nel tempo.

Il difetto iniziale da applicare nelle analisi e' strettamente correlato al tipo di controllo non distruttivo utilizzato ed e' valutato statisticamente con un livello di confidenza del 95 % ed un livello di probabilita' del 90% [3].

Nel caso di strutture abitate come i moduli pressurizzati, i requisiti sopra citati rivestono particolare importanza durante la fase di progettazione dove l' esigenza di minimizzare la massa delle strutture richiede l' utilizzo di metodologie di analisi di test e di controlli non distruttivi sempre piu' accurati.

2. SVILUPPO E QUALIFICA DEL PROCESSO DI SALDATURA AL PLASMA

La tecnologia di saldatura utilizzata per la costruzione di strutture spaziali abitate e' stata utilizzata dall' Alenia Spazio sin dagli anni '70 per la costruzione del Laboratorio Spaziale Europeo SPACELAB [4].

Essa utilizzava la tecnica della saldatura in gas inerte con elettrodo di tungsteno (TIG), la quale e' stata continuamente ottimizzata durante gli anni '80 ed e' stata successivamente applicata al programma commerciale Americano SPACEHAB [5].

Uno dei maggiori problemi riscontrati durante la produzione dei moduli e' stata la presenza di difettologia interna al cordone, associata principalmente alla presenza di ossidi ed impurita', difficilmente eliminabili nonostante l' accurata pulizia dei lembi prima della saldatura. Questo fatto ha portato allo sviluppo ed all' applicazione di processi di riparazione con conseguente aumento dei tempi di produzione associati.

Per questo motivo, e' stato scelto di utilizzare per MPLM e COLUMBUS un nuovo tipo di processo di saldatura che utilizza la tecnologia al Plasma (PAW [6]).

Il processo di saldatura al Plasma, utilizzato con la tecnica del foro passante (Key-hole), permette di minimizzare la difettologia interna con conseguente riduzione degli interventi di riparazione.

In relazione ai requisiti di damage tolerance prima esposti, e' stato necessario impostare una campagna di test per ottenere i data richiesti per le analisi di meccanica della frattura. Le prove sono state eseguite su provini piani saldati nella stessa configurazione prevista per i moduli, utilizzando lo stesso impianto di produzione [7].

Sono state eseguite le seguenti tipologie di prova : Tenacita' alla frattura, Propagazione Stress Corrosion Cracking, Leak-Before-Burst, Tensioni residue.

Le prove sono state eseguite con i difetti posti sia nel cordone che nella zona termicamente alterata (ZTA), le dimensioni dei pannelli erano nella maggior parte dei casi, 200 mm in larghezza e 500 mm in lunghezza. Lo spessore era 7 mm, il cordone di saldatura era sempre rasato.

2.1 RISULTATI

Tenacita' alla frattura

Le prove di Plane stress fracture toughness sono state eseguite in accordo alla normativa ASTM-E-561 (R-curve) per la configurazione con cricca passante e ASTM-E-740 per la configurazione con cricca superficiale ($a/C = 0.2$).

In entrambi i casi, in relazione al basso valore di snervamento del materiale saldato, circa 140 Mpa rispetto a 345 Mpa del metallo base, non e' stato possibile misurare un effettivo valore elastico di K_{IC} . I risultati di queste prove sono stati successivamente valutati dal punto di vista della resistenza residua, un metodo utile ai fini ingegneristici, per la valutazione del difetto critico nelle strutture [8].

Nelle figure 1 e 2 vengono riportati i valori del carico di rottura in funzione della lunghezza iniziale del difetto. Le due linee rette rappresentano rispettivamente lo snervamento della sezione ed il collasso plastico.

In entrambi i casi, si nota come la rottura sia sempre avvenuta con notevole snervamento della sezione inoltre, da un diretto raffronto delle curve si nota come, a parità di lunghezza del difetto, la zona termicamente alterata sia più resistente del cordone di saldatura. Per entrambi i diagrammi è stato sovrapposto un valore apparente di K_c , valutato secondo la formula :

$$K_c = \sigma \sqrt{\pi a} \sec(\pi a / W) \quad [9]$$

dove :

a : semilunghezza della cricca iniziale

σ : tensione lorda alla rottura

W : larghezza del pannello.

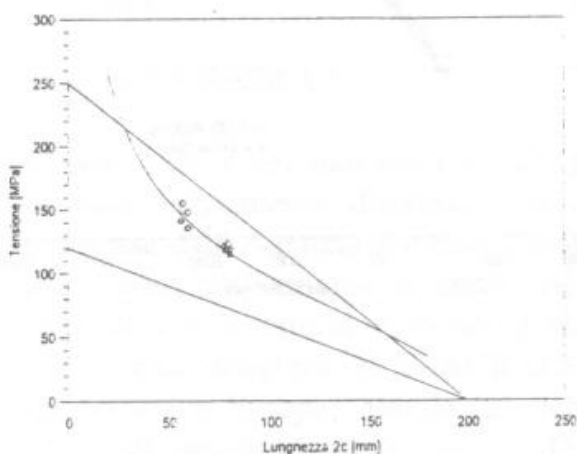


Figura 1 : Resistenza residua per cricche collocate nel cordone di saldatura.

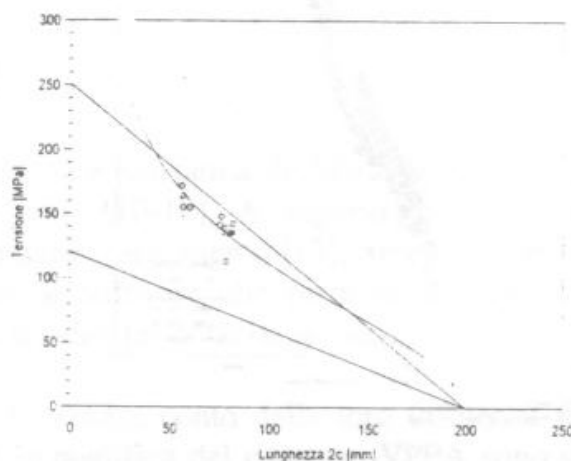


Figura 2 : Resistenza residua per cricche collocate nella zona termicamente alterata.

PROPAGAZIONE

Le prove di propagazione sono state eseguite in accordo alla norma ASTM-E-647 usando provini tipo MT larghi 200 mm con saldatura trasversale. I difetti artificiali sono stati posti sia nel cordone che nella zona termicamente alterata. Le prove sono state eseguite con valori di R di 0.1 e 0.5 rispettivamente.

I risultati sono stati valutati in termini di velocità di propagazione (da/dN) in funzione della variazione del fattore di intensità degli sforzi (ΔK). I dati sono stati interpolati per mezzo di una routine presente nel codice di calcolo "ESACRACK" [9], le curve sono riportate sovrapposte ai dati sperimentali. In generale si osserva che, il cordone di saldatura, rispetto alla zona termicamente alterata, presenta una velocità di propagazione più alta. L'effetto del valore di R è apprezzabile nel cordone mentre è trascurabile sulla zona termicamente alterata. Il valore di soglia del fattore di intensità degli sforzi ΔK_{th} si attesta attorno al valore di 100 $Mpa\sqrt{mm}$. I valori di tenacità sono stati adottati rispettivamente 1700 $Mpa\sqrt{mm}$ per ZTA e 1400 $Mpa\sqrt{mm}$ per il cordone di saldatura.

L' equazione per il calcolo della velocità di propagazione deriva dall' equazione originale di Forman modificata per tenere conto dell' effetto della " crack closure" sul valore di R, per ulteriori informazioni si veda [9]. La figura 3 mostra i risultati dei test per cricche posizionate nel cordone di saldatura mentre la figura 4 mostra un confronto con i risultati ottenuti nei precedenti programmi, che utilizzavano la tecnica TIG. Ulteriori test sono stati eseguiti su provette con difetti superficiali, in modo da dimostrare il comportamento della shell di tipo Leak-before Burst.

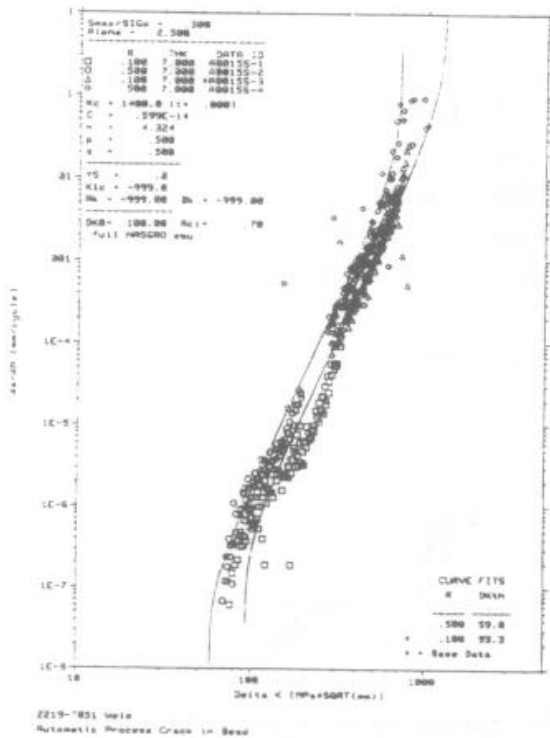


Figura 3 : Dati di propagazione per cricche collocate nel cordone di saldatura

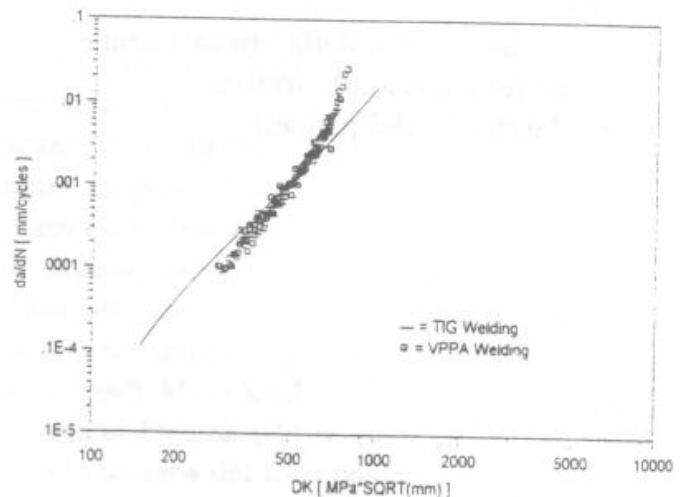


Figura 4 : Confronto con la tecnica TIG

STRESS CORROSION CRACKING

In relazione alla lunga permanenza dei moduli in orbita, (10/15 anni) e' stato necessario valutare il comportamento delle strutture sotto tensione costante per lunghi periodi, in ambiente ad alta concentrazione di umidita', rappresentativo dei moduli abitati.

Per questo motivo, una serie di provini di tipo CT sono stati sottoposti ad una prova a carico costante per 30 giorni, tale da produrre un fattore di intensita' degli sforzi pari al 90% del valore critico (Kc). Per l' esecuzione delle prove si e' utilizzato un telaio di carico in grado di ospitare contemporaneamente 5 provette. Le provette, collegate fra loro in modo da produrre una catena, venivano caricate tramite un peso morto, applicato ad uno degli estremi della leva. La catena delle provette era chiusa in un box di materiale plastico, collegato tramite due tubazioni, con l' interno di una camera climatica, nella quale venivano mantenute le condizioni di prova richieste : Temperatura 21 °C, Umidita' relativa 90%. Tutte le provette hanno raggiunto le 30 ore di prova senza rotture. In tutti i provini si osserva una leggera propagazione stabile del difetto iniziale. Al termine della prova di stress corrosion, tutte le provette sono state sottoposte a prova statica, misurando l' apertura del difetto tramite un clip-gauge, i risultati sono riportati nella tabella 1, mentre in figura 5 e' mostrato lo schema della prova.

SPECIMEN	DEFECT	INITIAL CRACK [mm]	FINAL CRACK [mm]	Pmax [N]	Kmax [MPasqr(mm)]
LAX-004-G002	BEAD	70.44	70.84	13851	1607
LAX-004-G003	BEAD	70.4	70.55	13920	1615
LAX-004-G004	BEAD	70.6	70.84	14224	1650
LAX-005-G005	BEAD	71	71.08	14038	1628
LAX-005-G006	BEAD	70.8	70.94	14097	1635
LBX-013-G001	BEAD	69.5	70.33	13980	1622
LBX-013-G002	BEAD	70	70.12	13852	1607
LBX-013-G003	BEAD	70	70.18	13734	1593
LCX-020-G001	BEAD	70.05	70.4	15813	1834
LCX-020-G002	BEAD	69.7	70.37	15019	1742
LCX-020-G003	BEAD	69.94	70.27	15264	1771
LDX-006-G001	BEAD	70.11	71.02	13979	1622
LDX-006-G002	BEAD	69.93	70.13	15941	1849
LDX-006-G003	BEAD	70.05	70.87	15147	1757

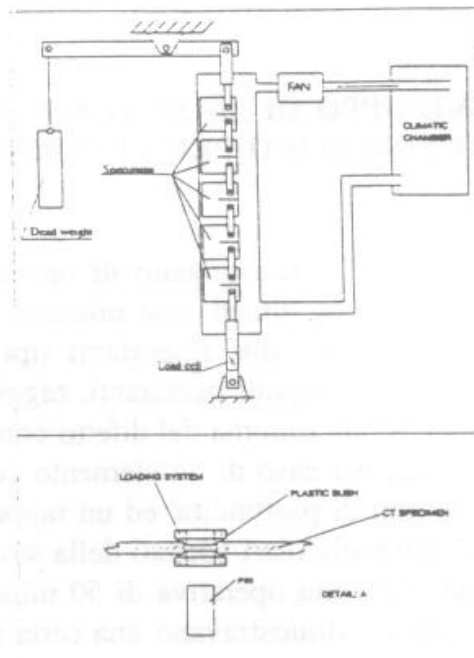


Tabella 1 : Risultati delle prove di stress corrosion

Figura 5 : Schema delle prova

TENSIONI RESIDUE

L' effetto delle tensioni residue sulla propagazione per fatica di difetti in giunti saldati e' stata ampiamente dimostrata in questi anni [10-12]. A seguito di una ricerca promossa dall' Agenzia Spaziale Europea su questo argomento [13], in cui l' Alenia ha partecipato ampiamente, e' stato sviluppato un software che permette di valutare la crescita di un difetto in un campo di tensioni residue prodotte dalla saldatura, il software ora fa parte integrante di ESACRACK [9].

La normativa Europea attuale [2] richiede di tenere conto della loro influenza nelle analisi di meccanica della frattura. Durante la qualifica del processo VPPA sono state eseguite una serie di misurazioni su provettoni piani in cui si sono misurate le tensioni residue dovute alla saldatura al Plasma con una tecnica distruttiva. Le lastre, strumentate con estensimetri, venivano sezionate in modo da produrre il loro rilassamento.

I risultati di una delle prove sono riportati nella figura 6, mentre la figura 7 riporta la tipica mappa estensimetrica usata.

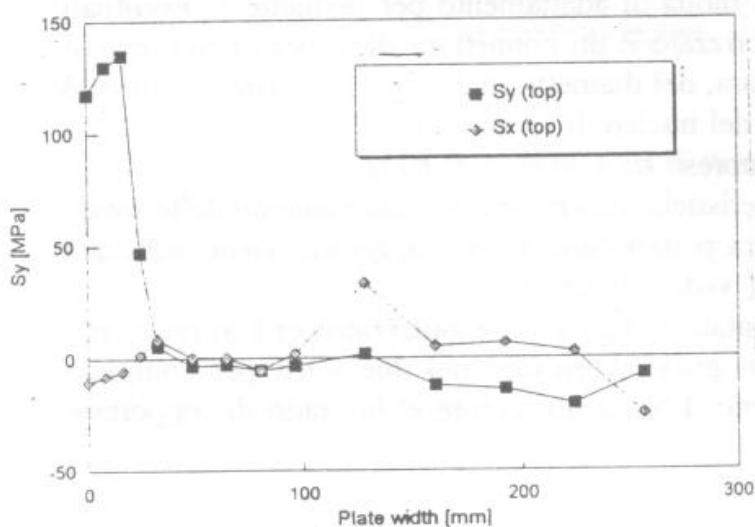


Figura 6 : Tensioni residue



Figura 7 : Mappa estensimetrica

3. SVILUPPO DI UN SISTEMA DI CONTROLLO NON DISTRUTTIVO AUTOMATICO PER ELEMENTI FILETTATI

La capacita' di rilevamento di un difetto da parte di un controllo non distruttivo e' limitato ad una dimensione minima. Tale dimensione e' stata valutata statisticamente in passato per i piu' importanti tipi di controlli non distruttivi usati nell' industria aerospaziale : liquidi penetranti, raggi x, correnti parassite e ultrasuoni [3] [14].

La dimensione minima del difetto condiziona fortemente la vita a fatica di un elemento strutturale, nel caso di un elemento controllato da liquidi penetranti tale dimensione e' di 1,91 mm di profondita' ed un rapporto di forma $a/C = 1$ [3].

Per alcuni particolari filettati della struttura primaria del modulo SPACEHAB, a cui si richiede una vita operativa di 50 missioni sullo Space Shuttle, le analisi di meccanica della frattura dimostravano una certa marginalita'.

Poiche' venivano anche espressi dubbi sulla capacita' dei liquidi penetranti di rilevare difetti nelle zone filettate, si e' optato per lo sviluppo di un sistema automatico di controllo non distruttivo che utilizza le correnti indotte.

In tal modo si e' potuto adottare un difetto iniziale piu' piccolo (1,21 mm di profondita' con rapporto $a/C = 1$ [3]) e conseguentemente si e' ottenuta una vita di progetto superiore al minimo richiesto.

Per lo sviluppo di tale sistema e la successiva calibrazione delle sonde sono stati costruiti degli elementi strutturali uguali a quelli utilizzati per la costruzione del modulo ma contenente difetti artificiali nelle zone filettate [15].

Alcuni difetti artificiali sono stati introdotti mediante elettroerosione in ognuno dei blocchi di calibrazione, le dimensioni nominali erano rispettivamente : 0.125, 0.25, 0.5, e 1 mm in profondita'.

3.1 DESCRIZIONE DELLE SONDE

Sono state sviluppate 2 tipi di sonde : La sonda per esterni per terminali con filettatura destra/sinistra e la sonda per interni con filettatura destra.

La sonda per esterni (vedere figura 8) e' costituita da una struttura porta bobina adatta per avvitarci ai terminali filettati di titanio Ti-6Al-4V, due bobine di cui una molleggiata di lettura e l' altra di riferimento, una molla di adattamento per permettere eventuali spostamenti fra sonda e sistema motorizzato e un connettore di collegamento con il sistema motorizzato. La bobina di lettura, del diametro di 1,1 mm, (ferrite 1 mm- filo 0,05 mm) si presenta con l' estremita' del nucleo di forma conica.

Il range di frequenza di utilizzo e' compreso fra 600 e 1500 KHz.

La sonda per interni ha le stesse caratteristiche elettriche e di collegamento delle sonde per esterni mentre presenta una struttura portabobina diversa in quanto viene utilizzata per ispezionare collari in inconel 718 (vedere figura 9).

Il sistema di movimentazione, rappresentato in figura 10, e' utilizzato per l' avvitarmento delle sonde sopra descritte. Esso e' in grado di ruotare nei due sensi per compiere l'operazione di avvitarmento e svitamento. L'apparato motore e' in grado di sopportare una tensione massima di 5,5 V.

3.2 TARATURA

L'apparecchiatura di controllo è stata tarata utilizzando un campione di riferimento costituito da un provino, contenente dei difetti artificiali di riferimento, avente le stesse caratteristiche chimico-fisiche e geometriche dei componenti da controllare.

I risultati ottenuti sono stati utilizzati come confronto nelle successive tarature al fine di assicurare il livello di sensibilità richiesto e l'affidabilità del controllo (rapporto segnale difetto rispetto al rumore di fondo di 3 : 1 con un difetto profondo 0,5 mm).

Le dimensioni e la posizione di ognuno dei difetti artificiali sono riportati in tabella 2, mentre in figura 11 e 12 sono riportati i disegni dei blocchi campione rispettivamente per terminali in Titanio e collari in Inconel 718. La figura 13 mostra un risultato della prova effettuata su un blocco campione.

IDENTIFICAZIONE PROVINO	IDENTIFICAZIONE DIFETTO	DIMENSIONI NOMINALI			POSIZIONE RISPETTO A "0" (****)	ORIENTAMENTO
		a (*) (mm)	2c (**) (mm)	b (***) (mm)		
4A	1 (di riferimento)	4,25 ± 0,025	2,25 ± 0,12	0,1 ± 0,02	quarta gola	parallelo al filetto
4A	2	-	-	-	quarta gola	parallelo al filetto
4A	3	4,125	-	-	terza gola	parallelo al filetto
4A	4	4,5	-	-	terza gola	parallelo al filetto
5A	1	-	-	-	quarta gola	parallelo al filetto
5A	2 (di riferimento)	4,25 ± 0,025	2,25 ± 0,12	0,1 ± 0,02	quarta gola	parallelo al filetto
5A	3	4,5	-	-	terza gola	parallelo al filetto
5A	4	4,125	-	-	terza gola	parallelo al filetto
1A	1	4,125	-	-	seconda gola	parallelo al filetto
1A	2 (di riferimento)	4,25 ± 0,025	2,25 ± 0,12	0,1 ± 0,02	seconda gola	parallelo al filetto
1A	3	4,5	-	-	seconda gola	parallelo al filetto
1A	4	-	-	-	seconda gola	parallelo al filetto

Tabella 2 : Difetti campione

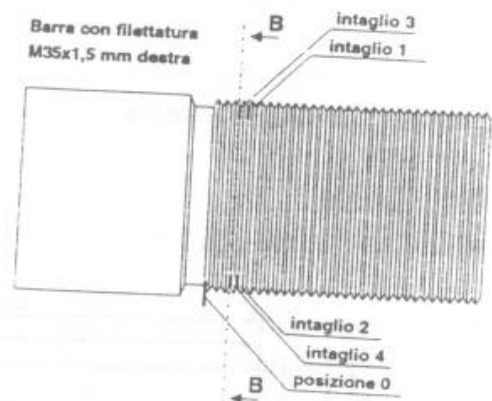


Figura 11 : Blocco campione

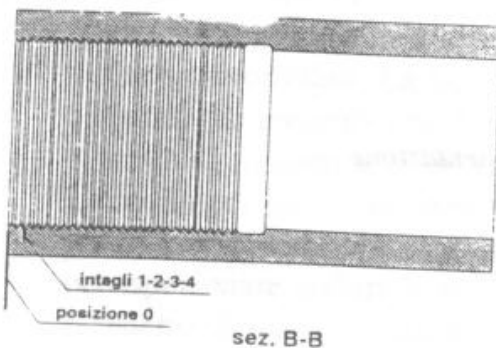


Figura 12 : Blocco campione

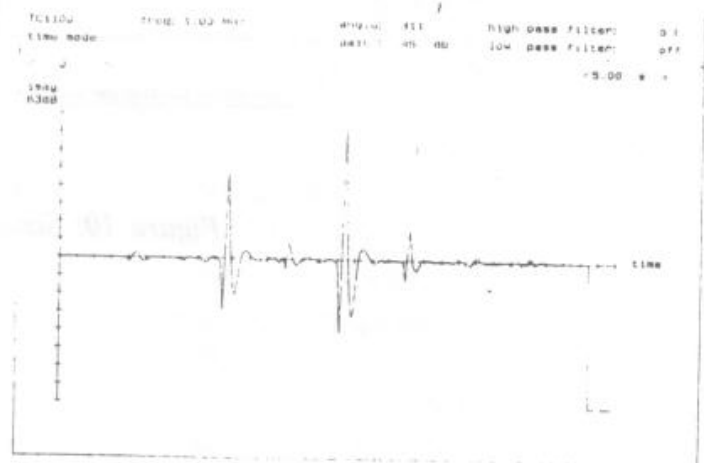


Figura 13 : Risultati di prova

4. CONCLUSIONI

In questa memoria sono stati illustrati due esempi dell' applicazione della normativa "Damage Tolerance" applicata al progetto dei moduli spaziali abitati.

La prima applicazione ha riguardato lo sviluppo e la qualifica di un nuovo processo di saldatura al plasma denominato VPPA, esso sarà utilizzato per la produzione dei moduli MPLM e COLUMBUS, che fanno parte del progetto Space Station.

Numerosi test sono stati condotti, al fine di ottenere i dati necessari per valutare analiticamente la vita delle strutture sottoposte a carichi ciclici durante la vita operativa. La saldatura al Plasma presenta anche notevoli vantaggi in termini di qualità del cordone ed assenza di difettologia interna rispetto alla precedente tecnologia TIG.

La seconda applicazione ha riguardato lo sviluppo di un sistema di controllo non distruttivo automatico per elementi filettati che utilizza le correnti indotte.

Il sistema è stato tarato su blocchi campione, rappresentativi della struttura reale, contenenti difetti di dimensioni opportune.

Il sistema è stato applicato con successo durante la produzione delle parti per il programma SPACEHAB.

BIBLIOGRAFIA

- [1] NASA SSP 30558 : Space Station Fracture Control requirements
- [2] ESA-PSS-01-401 : Fracture Control Requirements.
- [3] MSFC-STD-1249 : Standard NDE Guidelines and Requirements for Fracture Control Program.
- [4] P. MARCHESE, G. BANINO, The welding of Aluminum Alloy, a new technology in Space Application, *AGARD N. 398*.
- [5] C. MANCUSI, A. PINO, E. ANGELINO, Spacehab pressurized module production A new technology in Space application. *Materiaux pour l' Aeronautic et l' Espace, 40• Salon International de Paris, Le Bourget, 12 Juin 1993.*
- [6] A. BELMONDO, E. TACCHINO, State of the art about Plasma technique, *Alenia technical Note CS-TN-AI-010, 1986.*
- [7] A. BELMONDO, S. OTTAVIANO, M. FONTANA, Application of Variable Polarity Plasma Arc Welding to space modules fabrication, *Conference on Spacecraft structures and mechanical testing, Noordwijk, The Netherland, 27-29 March 1996.*
- [8] D. BROEK, Elementary Fracture Mechanics, *Noordhoff International Publishing, Leyden.*
- [9] ESA PSS-09-203, ESACRACK *User's manual, Issue 2 Rev. 1, 1995*

- [10] A. LANCIOTTI, L. LAZZERI, Effetto delle Tensioni Residue sulla propagazione per fatica di difetti in giunti saldati al plasma, *IGF10-X Convegno Nazionale Gruppo Italiano Frattura, Torino 8-10 Giugno 1994.*
- [11] M. BEGHINI, L. BERTINI, E. VITALE, Fatigue crack growth in residual stress field, experimental results and modelling, *Fatigue and fracture of engineering materials and structures, Vol 17 n. 12, pp 1433, 1444, 1994.*
- [12] F. BANDINI, Residual stress in welds and effect on crack growth prediction. *Proc. Intern. Conf : Spacecraft Structures and mechanical Testing, Noordwijk The Netherland, 24-26 April 1991.*
- [13] Damage Tolerance of Metallic Structures- ESTEC contract No. 6987/86/NL/PH *Final report Vol 1-3.*
- [14] Evaluation of crack detection methods, ESTEC contract No. ESA 2542/75 PP (SC) *Phase I and II Reports*
- [15] Procedura di controllo mediante correnti indotte dei tiranti in Ti-6Al-4V e dei dadi in Inconel 718 relativi al modulo pressurizzato SPACEHAB, *Alenia Report.*