

INCONVENIENTE GRAVE aeromobile Grob G 102, marche I-IVBP

Tipo dell'aeromobile e marche	Grob G 102 Standard Astir III, marche I-IVBP.
Data e ora	9 marzo 2006, 14.00 UTC (16.00 locali).
Località dell'evento	Aeroporto di Aosta "Corrado Gex".
Descrizione dell'evento	<p>Il giorno 9 marzo 2006, alle ore 16.00 locali, il pilota dell'aliante Grob G 102 Standard Astir III, marche I-IVBP, giunto alla quota di sgancio di 800 m, effettuava, come da procedura, la retrazione del carrello. A metà corsa avvertiva la rottura del leveraggio ed il sistema rimaneva conseguentemente in posizione retratta e bloccata.</p> <p>L'atterraggio su pista 27 con carrello retratto, eseguito in ottemperanza alle procedure previste, produceva danni lievi all'aeromobile ed alla pista stessa.</p>
Esercente dell'aeromobile	Aero Club Valle d'Aosta.
Natura del volo	Volo officina.
Persone a bordo	Una (pilota).
Danni a persone e cose	Abrasione della superficie inferiore della fusoliera; abrasione della pista.
Informazioni relative al personale di volo	<p>Pilota, maschio, 38 anni, licenza di pilota di aliante in corso di validità.</p> <p>Certificazione medica in corso di validità.</p> <p>Ore di volo totali: 407h 16'.</p> <p>Ore di volo negli ultimi 90 giorni: 7h 4'.</p>
Informazioni relative all'aeromobile	I-IVBP è un aliante monoposto da 15 m, costruito nel 1981 (n. 5524 S) dalla Grob; peso massimo al decollo 450 kg.

Immatricolato nel 1981.

Certificato di navigabilità con classifiche d'impiego semiacrobatica/turismo/scuola in corso di validità.

Ultima ispezione periodica effettuata il 27.2.2006.

Ore di funzionamento dall'ultima ispezione: 0h.

Informazioni sull'aeroporto

Denominazione ICAO: LIMW.

Coordinate geografiche: 45° 44' 19"N, 7° 21' 45" E.

Informazioni meteorologiche

Vento proveniente da 280° con intensità di 18 nodi; cielo coperto con base nubi tra 15.000 e 16.000 piedi; visibilità oltre 10 km.

Altre informazioni

Nessuna.

Analisi

In data 27 febbraio 2006, l'aliante era stato sottoposto, nel corso dell'ultima ispezione 100h, alla sostituzione del gruppo comando carrello, a causa dell'avvenuta deformazione del meccanismo di retrazione. Tale deformazione era stata provocata da un contraccolpo dovuto al rientro forzato del carrello in seguito ad un atterraggio effettuato con carrello estratto ma non bloccato.

Quando, nel corso del volo officina successivo all'intervento manutentivo citato, giunto alla quota di sgancio, il pilota azionava la retrazione del carrello, si produceva la rottura del nuovo leverismo installato, causando così il blocco del carrello e l'impossibilità di estenderlo in fase di atterraggio.

L'atterraggio è stato pertanto effettuato con il carrello represso e i danni sono stati comunque contenuti (foto in Allegato A); il particolare spezzato è stato successivamente smontato per le analisi di laboratorio.

Il componente P/N 102S3-5250 installato sull'aliante era stato recentemente prodotto dalla ditta certificata tedesca Fiberglas-Technik, come risulta dal relativo EASA Form 1 emesso in data 7 febbraio 2006 (Allegato B). Non era quindi stato utilizzato in precedenza su altro aeromobile.

Apparentemente, la tecnica costruttiva impiegata (TIG welding) prevede la saldatura senza materiale di apporto fra piastra e

perno, entrambi in acciaio bassolegato al nichel-cromo. Come risulta da letteratura tecnica di riferimento, tale diffusa tecnica di saldatura presenta, in particolare su materiali acciaioli, alcune criticità che possono favorire l'insorgenza di difettosità, fra cui un infragilimento ed una estesa porosità.

I risultati delle indagini (relazione di analisi in Allegato C) hanno evidenziato che la rottura del meccanismo di azionamento del carrello si è verificata in corrispondenza della saldatura, a causa della presenza di difettosità indotte in tale zona da un errato processo di esecuzione della saldatura stessa.

In particolare, dimensione, localizzazione e natura delle difettosità riscontrate sono state tali da provocare la rottura istantanea del particolare nel corso del primo impiego del componente, in condizioni di utilizzo standard.

Causa identificata o probabile

La causa dell'inconveniente è da individuare in una rottura istantanea del meccanismo di retrazione carrello, dovuta ad un difetto di materiale indotto, in fase di produzione, nel corso delle operazioni di saldatura perno/piastra.

Raccomandazioni di sicurezza

Raccomandazione ANSV-25/88-06/1/I/06

Motivazione: rottura prematura del componente P/N 102S3-5250 relativo al meccanismo di azionamento del carrello.

Destinatario: European Aviation Safety Agency (EASA).

Testo: qualora l'evento trovi riscontro in una adeguata base statistica di rotture analoghe, valutare l'opportunità di rivedere il progetto del componente, o in termini di processo di fabbricazione, o in termini di introduzione di un opportuno controllo non distruttivo

Allegato A:

foto danneggiamento aliante.

Allegato B:

Authorised Release Certificate - EASA Form 1.


Allegato C:

indagine frattografica (Relazione tecnica CSV).

Foto 1



Abrasione fusoliera inferiore.

1. Approving Competent Authority/Country <small>Zuständige Genehmigungsbehörde / Staat</small> Luffahrt-Bundesamt / Germany		2. AUTHORISED RELEASE CERTIFICATE <small>Autorisierte Freigabebescheinigung</small> EASA FORM 1 <small>EASA Formblatt 1</small>			3. Form Tracking Number <small>Lfd. Formularnummer</small> 09/06								
4. Approved Organisation Name and Address: <small>Name und Anschrift des genehmigten Betriebes</small>		 Fiberlas-Technik Rudolf Lindner GmbH & Co. KG Steige 3 D-88487 Walpertshofen Tel.: +49 (0) 7353 / 2243 E-Mail: H.Lindner@t-online.de											
6. Item <small>Lfd. Nr./Position</small>		7. Description <small>Beschreibung</small>		8. Part No. <small>Teile-Nr.</small>		9. Eligibility(*) <small>Verwendbarkeit(*)</small>		10. Quantity <small>Anzahl/Menge</small>		11. Serial/Batch-No. <small>Werk-/Los-Nr.</small>		12. Status/Work <small>Zustand/Arbeiten</small>	
1		Friction Plate		102-2800.03		G 102		5		N/A		hergestellt	
2		Jaw-Brake		N/A		G 102		2		N/A		hergestellt	
3		Gear Unit		102SS35250		G 102		1		N/A		hergestellt	
13. Remarks <small>Bemerkungen</small>													
14. Certifies that the items identified above were manufactured in conformity to: <small>Es wird bescheinigt, dass die oben aufgeführten Artikel hergestellt wurden in Übereinstimmung mit:</small> <input checked="" type="checkbox"/> approved design data and are in condition for safe operation <small>genehmigten Konstruktionsdaten und in einem Zustand für einen sicheren Betrieb sind.</small> <input type="checkbox"/> non-approved design data specified in block 13 <small>in Feld 13 aufgeführten nicht genehmigten Konstruktionsdaten.</small>													
19. <input type="checkbox"/> Part-145.A.50 Release to Service <small>Freigabebescheinigung gemäß Teil-145.A.50</small> <input type="checkbox"/> Other Regulation specified in block 13 <small>Freigabebescheinigung gemäß anderer in Feld 13 aufgeführter Vorschrift</small>													
Certifies that unless otherwise specified in block 13, the work identified in block 12 and described in block 13, was accomplished in accordance with Part-145 and in respect to that work the items are considered ready for release to service <small>Es wird bescheinigt, dass, sofern in Feld 13 nichts anderes bestimmt ist, die in Feld 12 aufgeführten und in Feld 13 beschriebenen Arbeiten in Übereinstimmung mit Teil-145 durchgeführt wurden, und dass die Artikel im Hinblick auf diese Arbeiten als geeignet für die Freigabe zum Betrieb betrachtet werden.</small>													
15. Authorised Signature <small>Unterschrift der berechtigten Person</small>		16. Approval/Authorisation Number <small>Genehmigungs-Zulassungsnummer</small> DE.21G.0118		20. Authorised Signature <small>Unterschrift der berechtigten Person</small>		21. Certificate/Approval Ref. No. <small>Bescheinigungs-/Genehmigungsnummer</small>							
17. Name <small>Name</small> Helmut Lindner		18. Date (d/m/y) <small>Datum (T/M/J)</small> 07.02.2006		22. Name <small>Name</small>		23. Date (d/m/y) <small>Datum (T/M/J)</small>							

(*) Der Verwender/einbauende Betrieb ist verpflichtet, die Verwendbarkeit anhand der geltenden technischen Unterlagen zu überprüfen.
 (*) Installer must cross-check eligibility with applicable technical data

Relazione n° 06/122

**Oggetto: Aliante Astir III – marche I-IVBP. Inconveniente grave
09 Marzo 2006 presso l'Aeroclub Valle d'Aosta.**

1. Premessa

In seguito all'inconveniente del 09 Marzo 2006, l'Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo, ha consegnato al Reparto Scrivente due reperti metallici, facenti parte del sistema di azionamento del carrello del velivolo in oggetto, al fine di accertarne la natura della rottura ed esaminarne lo stato della saldatura preesistente.

2. Esami visivi

I due reperti metallici, sono analoghi, **Figura 1**, ma, mentre il particolare B si presenta integro, il particolare A è caratterizzato dalla presenza di una rottura passante che ha frammentato uno dei due perni del leveraggio, freccia e tratteggio rosso in **Figura 1**.

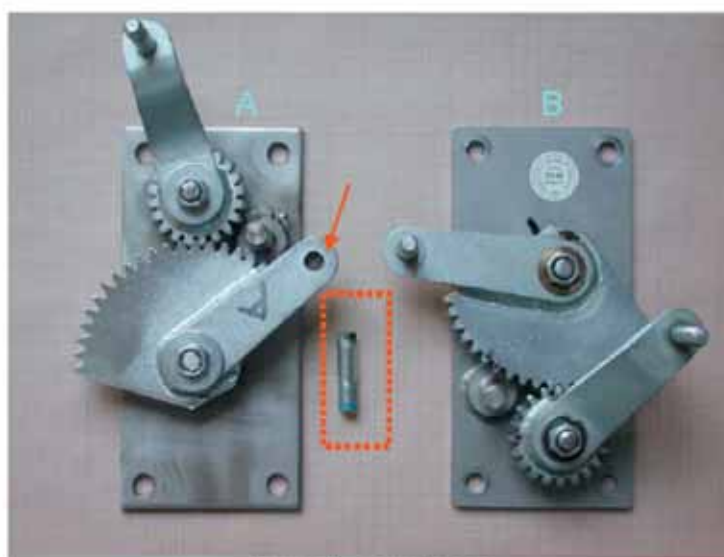


Figura 1 – complessivi

Una prima osservazione delle superfici di rottura complementari ha messo in evidenza la presenza di:

- una cavità sferica, freccia gialla in Figura 2 e in Figura 3;
- una cavità di notevole dimensione in prossimità del bordo, freccia blu in Figura 2 e in Figura 3;
- uno "scalino" tratteggio in Figura 3 che divide la superficie in due zone a morfologia diversa: una a grana fine ed una a grana grossa.

Inoltre, in corrispondenza dell'incavo del leveraggio sede del perno è presente una deformazione, evidenziata dalla freccia arancio in Figura 3.

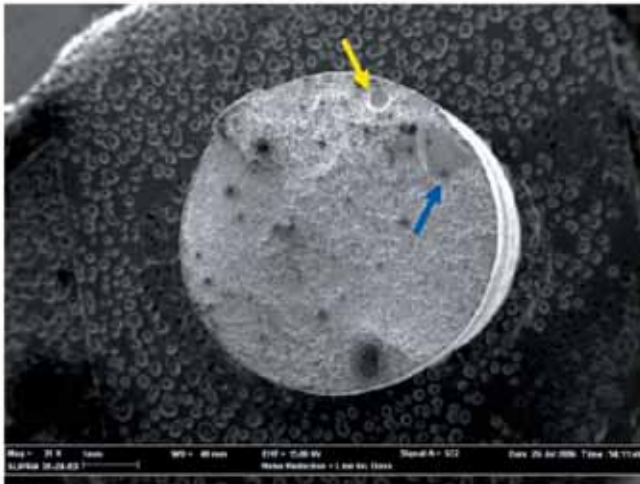


Figura 2 - superficie di rottura

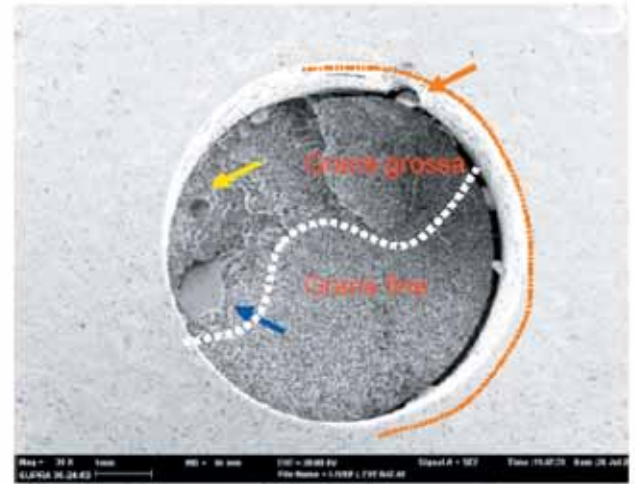


Figura 3 – superficie di rottura lato piastra

- L'osservazione a più elevati ingrandimenti delle superfici di rottura ha messo in luce:
- una zona a grani grandi con le caratteristiche morfologiche di una rottura intergranulare fragile, Figura 4;
 - una zona con disomogeneità dei grani che passano da una dimensione massima di 90 - 120 a 30 - 40 micron, Figura 5.
 - una zona a grani piccoli con le caratteristiche morfologiche di una rottura intergranulare e la presenza di dimples tipiche del sovraccarico, Figura 6.

Inoltre, le due cavità già menzionate presentano:

- dimensioni pari a circa 420 micron per il diametro della cavità sferica, Figura 7, a circa 1,5 mm per la lunghezza ed a circa 1 mm per la larghezza, della seconda cavità, Figura 8;
- una posizione, soprattutto nel caso della cavità di dimensioni maggiori, geometricamente critica poiché sfociante in superficie, dove sono presenti anche delle deformazioni plastiche, freccia in Figura 9;
- una geometria tondeggiante ed un aspetto liscio. Nel caso della parete della cavità minore si palesa un cambiamento strutturale del materiale da grossi grani, freccia verde in Figura 7, a dendriti allungate, freccia azzurra in Figura 7 e nel caso della cavità maggiore si evidenzia una struttura dendritica orientata ed allungata, Figura 10 e Figura 11.

In corrispondenza dell'alloggiamento del perno, la piastra presenta una deformazione, Figura 12, dovuta all'interazione del particolato, freccia in Figura 12, con la piastra stessa e con il perno al momento della collocazione del perno oggetto di indagine.

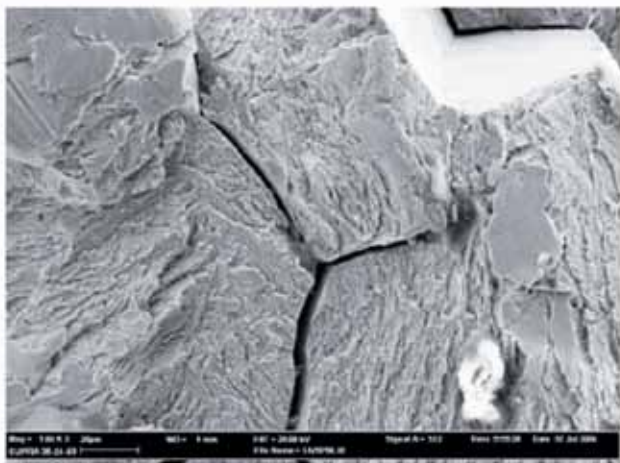


Figura 4 – morfologia intergranulare

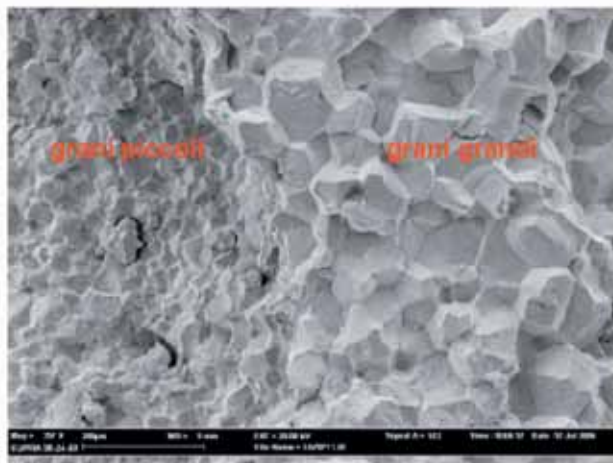


Figura 5 – disomogeneità dimensionale dei grani

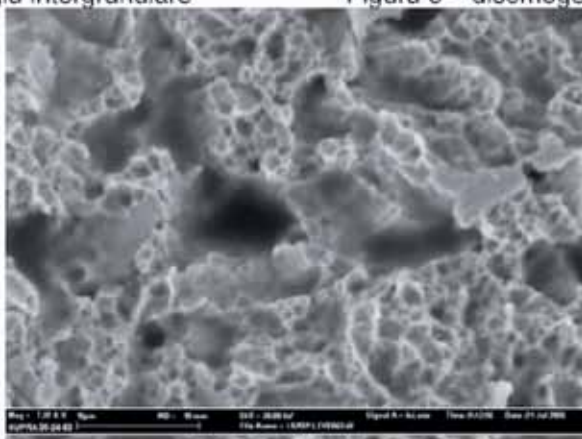


Figura 6 – dimples

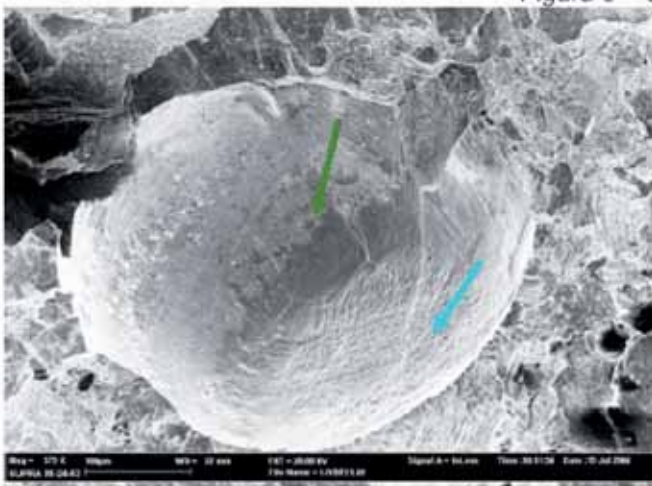


Figura 7– cavità minore

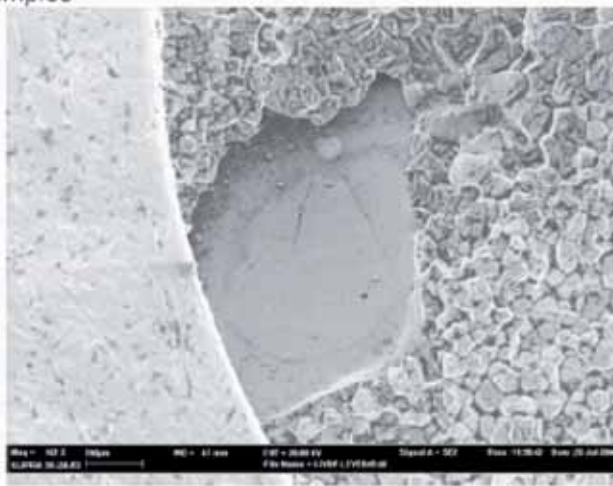


Figura 8 – cavità maggiore

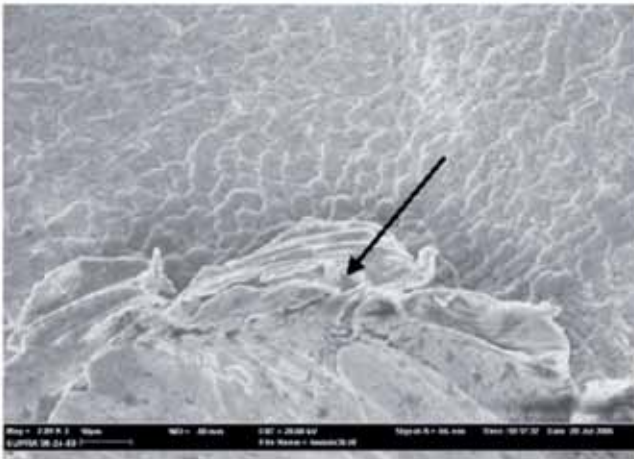


Figura 9 – bordo cavità maggiore

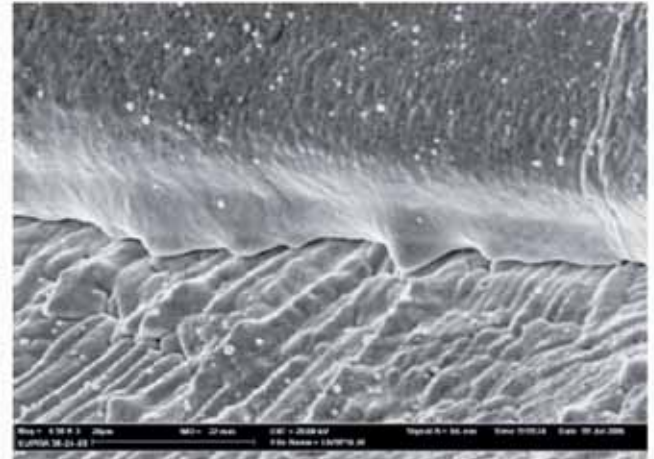


Figura 10 – particolare superficie cavità maggiore

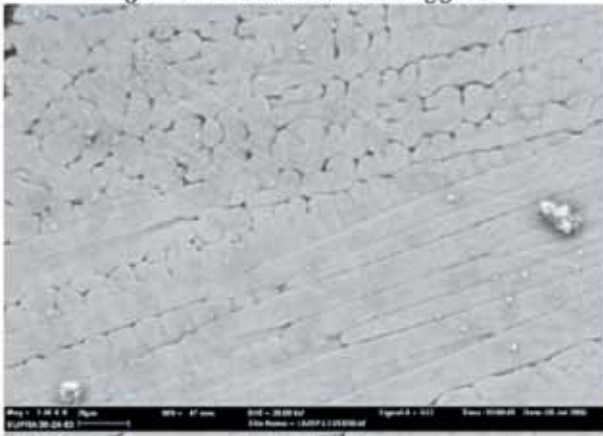


Figura 11 – struttura dendritica

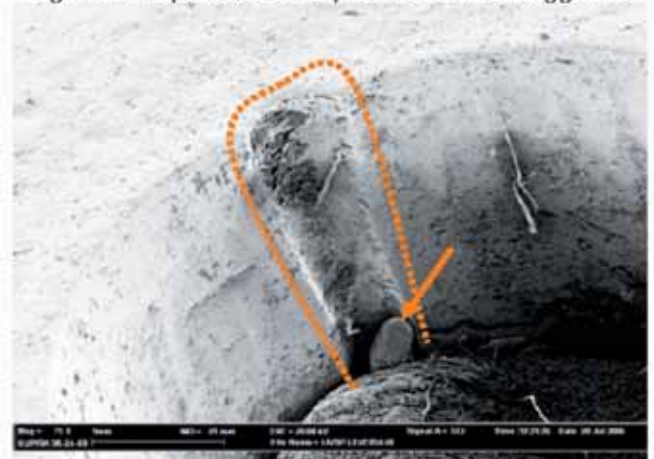


Figura 12 – deformazione piastra alloggiamento perno

3. Caratterizzazione del materiale

Gli esami sono stati condotti al fine di stabilire il tipo e le caratteristiche dei materiali costituenti il particolare in oggetto, per verificare la presenza e lo stato di un'eventuale saldatura e per evidenziare possibili anomalie in prossimità della superficie di rottura.

3.1 Esami metallografici

L'esame metallografico è stato effettuato su una sezione longitudinale sia del perno che della piastra, Figura 13.



Figura 13 – sezione complessivo perno-piastra(13X)

Il perno evidenzia una struttura martensitica con caratteristiche diverse procedendo dal cuore alla superficie di rottura: l'alterazione termica, evidenziata dalla presenza delle aree scure, Figura 13, è dovuta ad un processo di saldatura ha causato la riorganizzazione della struttura in grani di notevoli dimensioni, Figura 14.



Figura 14– metallografia sezione perno (640X)

L'osservazione in sezione della rottura conferma quanto già rilevato ovvero un andamento intergranulare che comporta uno scollamento dei grani stessi, Figura 15, e la presenza di una cavità di lunghezza pari a circa $\frac{1}{4}$ del diametro del perno e sfociante sul bordo esterno, Figura 16.



Figura 15– sezione superficie di rottura intergranulare

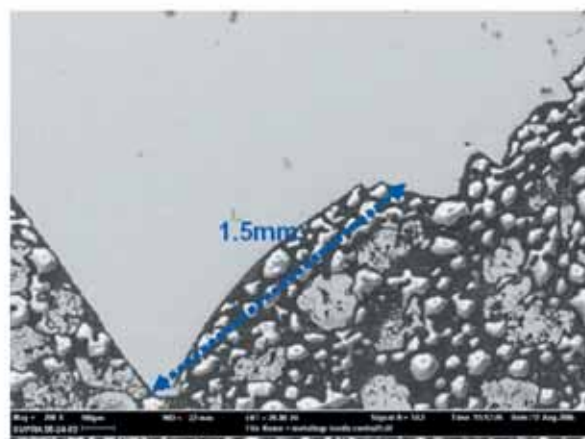


Figura 16– sezione superficie di rottura - cavità

La sezione del complessivo dal lato della piastra evidenzia la presenza di ulteriori cavità, anche queste in prossimità della superficie esterna, tratteggio verde in Figura 17 e Figura 18, dalle quali partono crinature. Lo scalino visibile sulla superficie non è altro che materiale rialzato per effetto di una importante crinatura molto aperta, quasi uno "strappo del materiale", tratteggio giallo in Figura 17. Significativo anche lo spazio tra il perno e la piastra, freccia in Figura 18, proprio in corrispondenza della parete della piastra (tratteggio arancio in Figura 3) dove è presente la deformazione plastica sopra citata.

Le due cavità, Figura 18, come anche le altre due presenti sulla superficie di rottura, sono localizzate in corrispondenza del cambiamento strutturale da grandi grani a dendriti dovuto alla fusione del materiale per ottenere la saldatura, dettaglio in Figura 19, come descritto dalla sequenza e dallo schema in Figura 20.

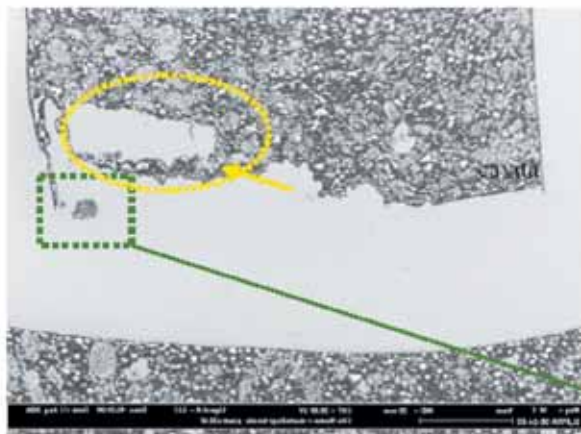


Figura 17 - sezione piastra



Figura 18– sezione piastra porosità (64X)



Figura 19– variazione struttura (640X)

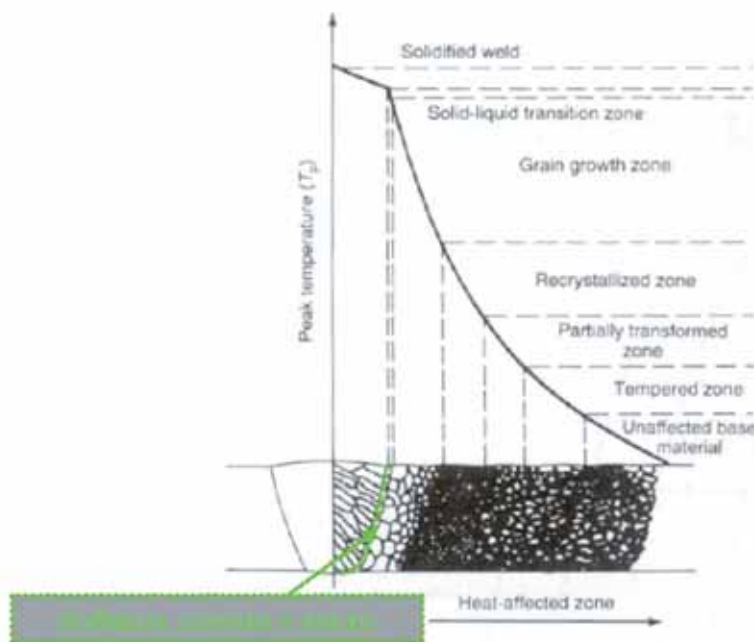
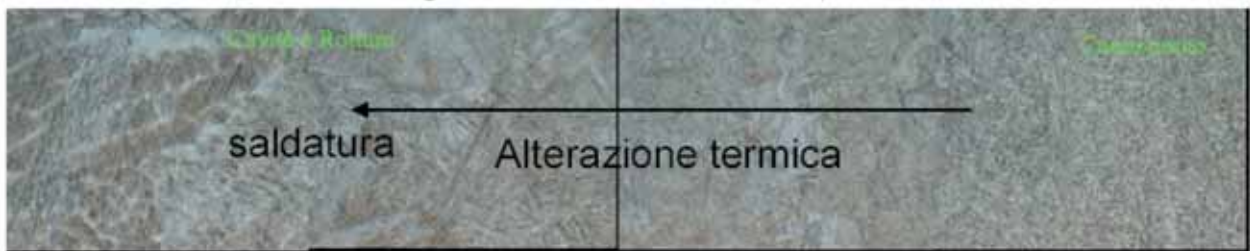


Figura 20 – effetto della temperatura sulla microstruttura ¹

3.2 Analisi chimica

L'analisi elementare, vista la necessità di mappare puntualmente le diverse aree costituenti il particolare, è stata eseguita mediante spettroscopia a dispersione di energia (EDS). I risultati delle analisi semiquantitative sono di seguito riportati.

¹ "Welding, brazing and soldering" ASM HANDBOOK Vol.6

Tabella 1 – confronto in base alla composizione chimica elementare espressa in % in peso

	Fe	Ni	Cr	Mn	Si
perno	base	1.27	0.98	0.87	0.41
area alterata termicamente	base	1.62	1.12	0.84	0.44
saldatura	base	1.32	1,32	0.72	0.42

Tabella 2 – composizione chimica elementare della piastra espressa in % in peso

Fe	Cr	Mn	Si
base	2.04	0.74	0.44

Le composizioni elementari del perno e dell'area di saldatura sono entrambe riconducibili ad acciaio bassoalegato al Ni-Cr del tipo AISI 3140, mentre la piastra è costituita da acciaio bassoalegato al Cr del tipo AISI 52100.

3.3 Misure di durezza

Le misure di durezza sono state effettuate sia lungo l'asse longitudinale del perno che sulla piastra che sul punto di saldatura, Figura 21.

I valori di durezza sono stati determinati con metodo microVickers (carico applicato 100g).

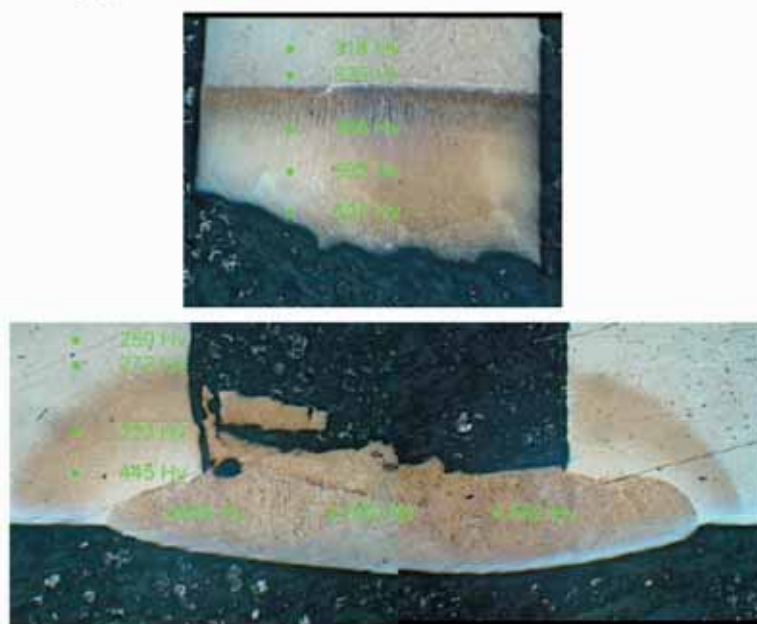


Figura 21 – durezza su sezione complessivo piastra-perno

La piastra ha un valore medio di durezza di circa 260 Hv (24-25 HRC) tipico di un acciaio AISI 52100 temprato a circa 700°C. Il perno ha un valore medio di durezza di circa 320 Hv (33 HRC) tipico di un acciaio AISI 3140 temprato a circa 540°C. L'area di saldatura a struttura dendritica ha un valore di durezza medio di circa 560 Hv (52-53 HRC). Lo schema mostra che al variare della struttura aumenta la durezza del materiale di circa 280Hv per effetto dell'alterazione termica dovuta alla saldatura.

4. Considerazioni

L'osservazione morfologica delle superfici ed il loro esame metallografico rivelano che la rottura è avvenuta in corrispondenza della saldatura.

La saldatura mostra le caratteristiche di un processo autogeno per fusione. In questo tipo di saldatura il materiale di apporto può essere presente o meno, come sembrerebbe nel caso in oggetto^{2 3}.

Le cavità sono definite dalla UNI EN ISO 6520-1 quali imperfezioni del processo di saldatura e come tali non accettabili quando assumono la connotazione di difetti. In questo caso, l'ubicazione delle cavità, le loro caratteristiche morfologiche e strutturali indicano che la loro formazione è avvenuta al momento della saldatura. Queste imperfezioni sono per quantità e dimensioni, soprattutto in relazione all'esiguo diametro del perno, tali da poter essere considerate difetti.

Le inclusioni gassose osservate, riconducibili ad un intrappolamento del gas per la troppo elevata velocità di solidificazione del bagno di saldatura, possono essere state provocate dalla presenza di impurezze sulle superfici dei materiali da saldare, dalla presenza di umidità o dalla presenza dei gas impiegati nel processo stesso^{2 3}.

Quindi quelle osservate sono vere e proprie porosità da saldatura e la cavità di dimensione maggiore (superiore ad 1mm), che si può addirittura classificare come soffiatura, sembra essere il punto di partenza della rottura intergranulare istantanea sviluppatasi sulla sezione residua.

5. Conclusioni

Il particolare pervenuto presenta una rottura istantanea intergranulare prodottasi in corrispondenza di porosità e di una soffiatura da saldatura.

Tali difetti sono riconducibili ad una saldatura non correttamente eseguita.
