

---

# **LE RIPARAZIONI STRUTTURALI**

---

Nel corso della vita operativa di un velivolo possono presentarsi danni a strutture più o meno importanti causati da eventi accidentali, usura, malfunzionamenti, etc.

Le riparazioni strutturali, che servono a ripristinare il livello di sicurezza ed operatività della parte, costituiscono quindi un aspetto fondamentale della manutenzione del prodotto aeronautico.

# LE CAUSE DI DANNO

Le "vie del danno" sono pressappoco infinite, ma tra le più frequenti si annoverano:

**Danni da impatto** - Si verificano quando il velivolo impatta (o è impattato da) un oggetto.

Questo tipo di danno può verificarsi in qualsiasi momento. In volo, il bordo d'attacco dell'ala e gli impennaggi sono le parti maggiormente a rischio di impatto. Al suolo invece l'intera superficie del velivolo può essere soggetta al danno.

**Stress Damage** – Si verificano quando il velivolo è sottoposto ad uno stress anormale (sovraccarico, volo turbolento, decollo/atterraggio, etc.).

Il danno da stress può verificarsi su qualsiasi struttura che sopporti ripetutamente o per lungo tempo carichi eccessivi.

**Danni da fatica** – Di solito si verificano dopo un elevato numero di voli.

I danni di questo tipo sono in genere delle cricche localizzate inizialmente per lo più in prossimità di organi di collegamento che sono sottoposti a forti vibrazioni o a flessione.

**Danni da corrosione** – Occorrono in genere in presenza di condizioni estreme (ambiente salino) quando sono a contatto materiali scarsamente compatibili dal punto di vista galvanico o quando il rivestimento protettivo utilizzato è inadeguato o è stato rimosso/rovinato.

I danni da corrosione si verificano spesso in zone dove si accumula umidità o sporczia quali interstizi, giunzioni, zone chiuse o difficilmente raggiungibili per la pulizia.

## **LA CLASSIFICAZIONE DEL DANNO**

Qualsiasi sia la natura del danno verificatosi è possibile fare una classificazione di massima che serve a stabilire quali sono le successive operazioni da compiere. In linea di principio si possono quindi distinguere tre categorie

### **→Danni ammissibili (Allowable Damage)**

Questi danni possono essere sempre riparati secondo procedure standard d'officina e non limitano in alcun modo l'impiego del velivolo.

### **→Danni riparabili (Repairable Damage)**

Sono danni che riducono la resistenza strutturale del velivolo. La riparazione richiede generalmente l'impiego di un materiale "di supporto" per riportare la struttura almeno al suo grado di resistenza e funzionalità originale.

### **→Danni da sostituzione (Replacement Damage)**

Questi danni eccedono i limiti di riparabilità della parte interessata e richiedono (ove possibile) la sostituzione della stessa.

# LE ISPEZIONI

L'individuazione del danno è affidata alle ispezioni periodiche cui è normalmente sottoposto un velivolo.

Al di là di quelle previste dal piano di manutenzione e che vengono effettuate in hangar rivestono una importanza primaria le ispezioni "di routine", cioè quelle pre e post volo, e quelle che fanno seguito ad eventi inattesi.

**Un danno individuato in tempo evita rischi, costi e complicazioni**

---

In generale una ispezione accurata deve essere condotta dopo il verificarsi di uno dei seguenti eventi:

- volo in condizioni estreme
- atterraggio pesante
- sospetto di collisione
- taxing/handling anomalo
- ...

E' inoltre necessario ispezionare il velivolo ogni qualvolta il pilota segnali un comportamento o un rumore ritenuto inconsueto.

---

Durante le ispezioni le zone del velivolo cui prestare particolare attenzione sono:

- skin (con particolare attenzione alle giunzioni rivettate)
- bordi d'attacco ed uscita di ali ed impennaggi
- carrelli e ruote
- serbatoi ed aree interessate dal passaggio carburante
- parti mobili
- parti in composito
- attacchi motore e nacelles

## LO STRUCTURAL REPAIR MANUAL

Lo **STRUCTURAL REPAIR MANUAL (SRM)** è un documento di vitale importanza che accompagna il velivolo durante tutta la sua vita operativa e che viene sviluppato incessantemente fin dalla fase di concezione del velivolo attraverso l'esperienza accumulata sulla flotta nel corso degli anni.



---

Il manuale ha la funzione di fornire al personale incaricato di effettuare gli interventi di manutenzione le istruzioni necessarie per la riparazione (entro certi limiti) delle parti danneggiate.

I diversi capitoli riportano dunque le informazioni essenziali per ripristinare la resistenza e la funzione delle strutture danneggiate in funzione della *classe*, del *materiale* e del *tipo di danno*.

Quando i danni eccedono i limiti stabiliti dallo stesso manuale è necessario rivolgersi alla casa madre per gli interventi del caso.

# L'organizzazione

Lo SRM può essere organizzato in vari modi, in funzione soprattutto della classe e della complessità del velivolo ma è possibile distinguere alcune sezioni di fondamentale importanza che ne definiscono generalmente l'ossatura.

- Descrizione e caratterizzazione delle strutture
- Definizione generale dei danni ammissibili
- Definizione dei materiali e dei processi applicabili
- Descrizione delle procedure

## **Descrizione e caratterizzazione delle strutture**

In questa sezione del manuale viene fornita una descrizione generale delle strutture del velivolo indicando sia le peculiarità costruttive delle stesse sia i materiali (in linea generale) e le tecnologie utilizzate per la fabbricazione.

Di notevole importanza è la classificazione delle strutture grazie alla quale è possibile determinare "l'importanza" di una singola parte dal punto di vista strutturale.

### **Classificazione delle strutture**

I principali elementi strutturali del velivolo sono classificati in categorie per stabilire l'urgenza con le quali devono essere riparate e quali siano gli standard da adottare per gli interventi, in relazione ovviamente anche all'entità del danno.

Si possono individuare tre categorie di strutture così definite:

- 
- PRIMARIE – strutture che sopportano la maggior parte del carico applicato o che sono indispensabili al mantenimento dei requisiti di sicurezza del velivolo.
  - SECONDARIE – strutture fortemente caricate che trasmettono il carico a quelle primarie.
  - TERZIARIE – strutture che non contribuiscono alla resistenza strutturale del velivolo

# Un esempio di classificazione

STRUCTURE CLASSIFICATION				
ITEM	STRUCTURE	PRIMARY	SECONDARY	TERTIARY
1	EMERGENCY DOOR	•		
2	FORWARD FUSELAGE	•		
3	CABIN DOOR	•		
4	FORWARD WING FLAP		•	
5	FORWARD WING FLAP		•	
6	FORWARD WING TIP			•
7	FORWARD WING	•		
8	FORWARD WING TIP			•
9	FORWARD WING FAIRING			•
10	FRONT PRESSURE BULKHEAD	•		
11	NLG REAR DOOR			•
12	NLG LEFT DOOR			•
13	LANDING/TAXI LAMP ASSY			•
14	NLG RIGHT DOOR			•
15	FORWARD WING FAIRING			•
16	RADOME/NOSE COME		•	
17	MAIN WING TIP			•
18	AILERON	•		
19	FLAP TRACK COVER		•	
20	CENTRAL TRAILING EDGE		•	
21	OUTBOARD FLAP			•
22	FLAP TRACK COVER		•	
23	INBOARD FLAP		•	
24	REAR FUSELAGE		•	
25	NACELLE		•	
26	BAGGAGE COMP. DOOR		•	
27	INBOARD FLAP		•	
28	NACELLE		•	
29	ENGINE MOUNT	•		

STRUCTURE CLASSIFICATION				
ITEM	STRUCTURE	PRIMARY	SECONDARY	TERTIARY
30	FLAP TRACK COVER			•
31	CENTRAL TRAILING COVER		•	
32	OUTBOARD FLAP		•	
33	FLAP TRACK COVER			•
34	AILERON	•		
35	MAIN WING	•		
36	MAIN WING TIP			•
37	LEADING EDGE OUTBOARD		•	
38	FAIRING			•
39	LEADING EDGE INBOARD		•	
40	MLG REAR DOOR		•	
41	MLG FWD DOOR		•	
42	MLG REAR DOOR		•	
43	MLG FWD DOOR		•	
44	REAR PRESSURE, BULKHEAD	•		
45	LEADING EDGE INBOARD		•	
46	FAIRING			•
47	ENGINE MOUNT	•		
48	LEADING EDGE OUTBOARD		•	
49	MAIN WING	•		
50	FAIRING		•	
51	HORIZONTAL STABILIZER	•		
52	ELEVATOR		•	
53	ELEVATOR		•	
54	RUDDER		•	
55	RUDDER TRIM		•	
56	VERTICAL FIN/TAILCONE	•		
57	TAILCONE FAIRING			•
58	VENTRAL FIN		•	

# Definizione generale dei danni ammissibili

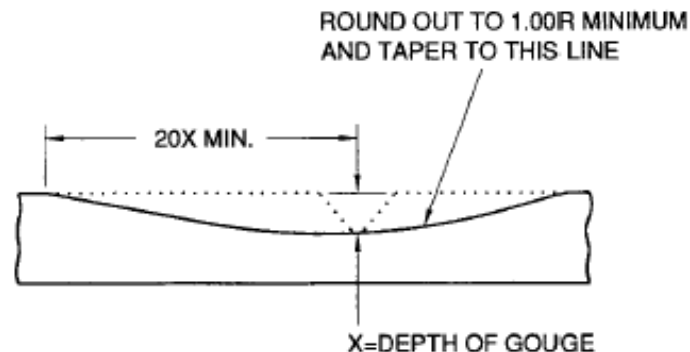
In questa sezione vengono forniti gli elementi per valutare l'ammissibilità di un danno verificatosi.

In generale si riportano dimensioni e/o locazioni degli allowable damages più frequenti rimandando l'operatore ai capitoli relativi alle riparazioni qualora i danni eccedano i limiti riportati.

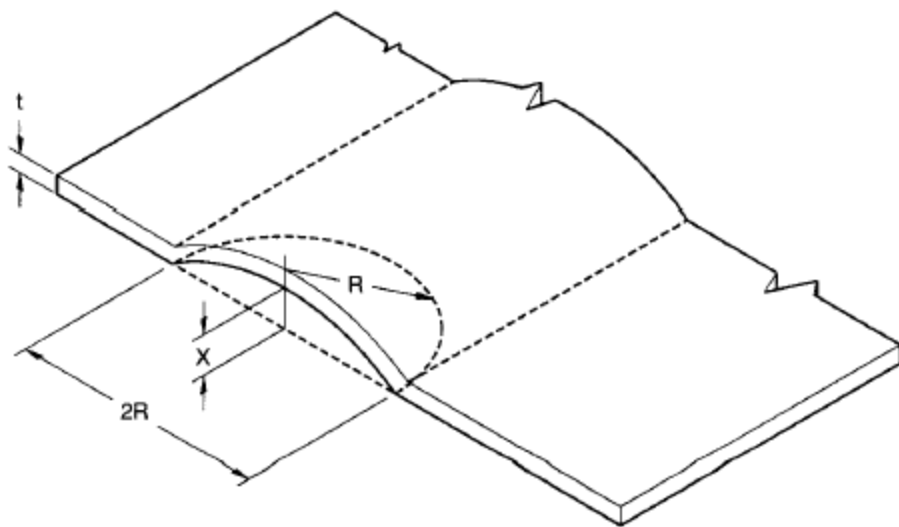
Per i materiali compositi la faccenda è notevolmente più complicata e si ricorre generalmente ad una classificazione più approfondita del danno riportata in un capitolo dedicato.

# Esempi di danni ammissibili su strutture metalliche

Depressioni ed  
avvallamenti



SECTION THROUGH GOUGE



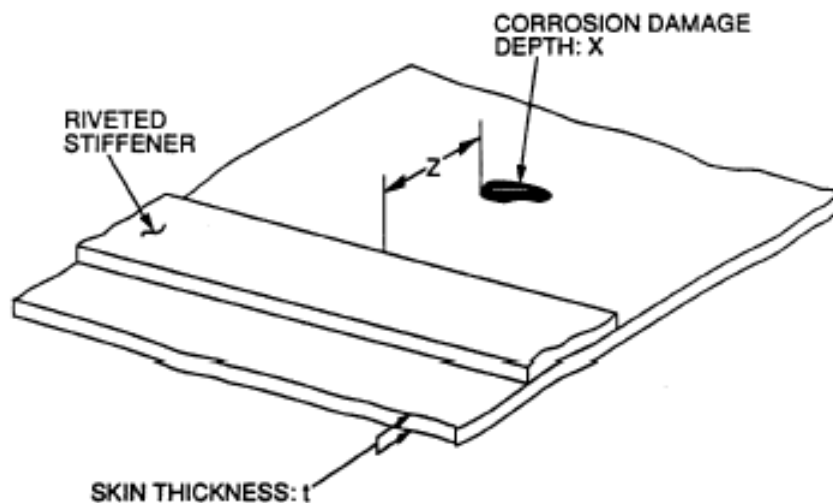
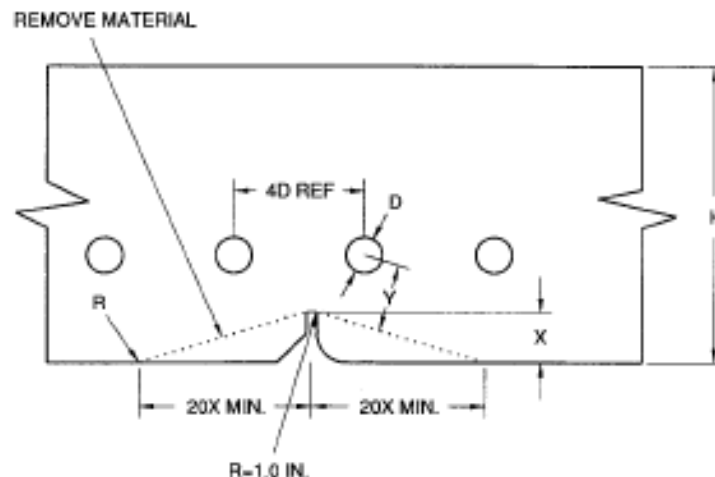
Imbozzamenti

- (1) Limitations
- (a)  $t$  less than or equal to 0.125 inches.
  - (b)  $X$  less than or equal to 0.10 inches.
  - (c)  $x/R$  less than 0.03 inches.

# Esempi di danni ammissibili su strutture metalliche

- (1) Limitations
  - (a) Thickness less than 0.125 inches.
  - (b)  $Y/D$  greater than or equal to 1.5 inches.
  - (c)  $X/H$  less than or equal to 0.05 inches.
  - (d) Maximum length  $X = 0.25$  inches.
  - (e) Maximum of one crack at cross section.

Cricche sui bordi



Corrosione

- (1) Limitations
  - (a)  $x/t$  less than 0.05 inches.
  - (b)  $Z$  greater than  $20X$ .
  - (c) Maximum area 1.0 inch square.
  - (d)  $X$  less than or equal to 0.040 inch.

## Definizione dei materiali






In questa sezione vengono elencati i materiali metallici e compositi utilizzabili per le riparazioni, indicando quali siano le sostituzioni possibili e quelle consigliate per riottenere le prestazioni migliori dal componente riparato.

MATERIAL	PERMITTED SUBSTITUTE
2024-T3	7075-T6
2024-T42	7075-T6
6061-T6	2219-T81
7075-T6	7178-T6

Esempio di tabella sostituitiva

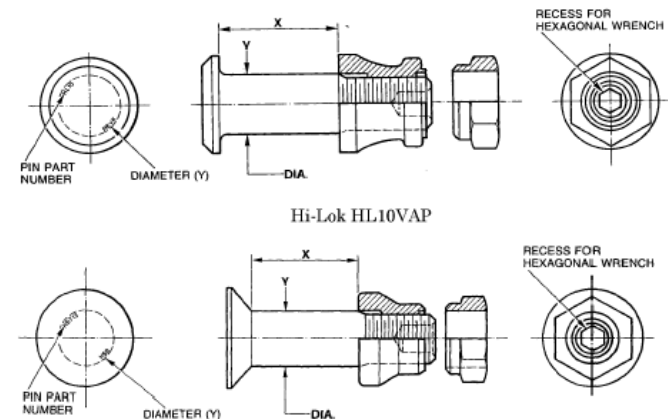
Particolare attenzione viene riservata ai sigillanti ed agli adesivi da utilizzare durante le procedure di riparazione, riportando dettagliatamente sia i tipi ammessi che le procedure di impiego e segnalando i dati dei diversi produttori per garantire l'approvvigionamento in tutto il mondo.

Anche i fastener sono elencati per tipo ed applicazione onde evitare usi impropri o accoppiamenti indesiderati con le strutture

RIVET	PART NUMBER	MARKING	MATERIAL	DESCRIPTION
	MS20470A	None	AL1100	Universal head
	MS20470AD	Dimple in head	AL2117	Universal head
	MS20426AD	Dimple in head	AL2117	100 deg CSK head
	MS20427M	None	Monel	100 deg CSK head Used in high heat areas
	Allfast AF195	Dimple in end of shank	AL2117	100 deg CSK reduced head

Solid rivets are identified by the basic rivet part number, followed by the diameter code and the length code, for example:

MS20470A 2-4  
 └── Length x 0.0625 in (1.6 mm) = 0.25 in (6.35 mm)  
 └── Diameter x 0.031 in (0.8 mm) = 0.062 in (1.6 mm)  
 └── Basic rivet part number.



## **Definizione delle procedure**

La parte più corposa di un manuale di riparazione è senza dubbio quella relativa alla descrizione delle procedure da attuare una volta che il danno è stato individuato e classificato.

In genere vengono riportate le procedure per il ripristino dei danni riparabili più comuni distinguendo il caso delle strutture metalliche da quelle in materiale composito.

Tali procedure possono essere impiegate anche per riparazioni più complesse di quelle definite ma, in tal caso, è necessario l'avallo della casa produttrice del velivolo.

# Esempi tipici di applicazioni su strutture metalliche

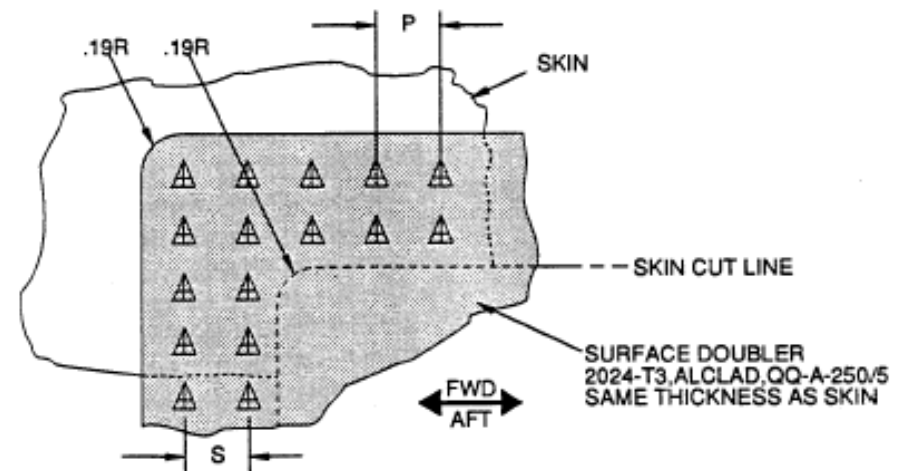
## Pressurized Fuselage Skin Surface Repair

(1) Cut out the damaged skin.

(2) Fabricate a repair surface doubler as shown in Figure.

(3) Match drill the repair surface doubler to the existing skin as shown in Figure.

(4) Remove the repair parts. Deburr all fasteners holes. Break all sharp edges.



### NOTES:

1.  $\Delta$  SUPPLEMENTAL RIVETS
2. EDGE DISTANCE  $\approx 2D$ .
3. BEVEL THE EDGES OF THE REPAIR SURFACE DOUBLER TO AN ANGLE OF  $45^\circ$  FOR APPROXIMATELY ONE HALF ITS THICKNESS.
4. PICK UP EXISTING RIVETS IN STRINGERS AND FRAMES.

---

(5) 100° dimple or countersink the fasteners holes as shown in Figure.

(6) Clean the surfaces of the repair parts and the repair area with safety solvent such as TURCO 657.

(7) Finish the repair area

(8) Apply a film of EC 2216 structural adhesive to the repair doubler and repair filler.

(9) Install the repair doubler and filler to the skin with fasteners as shown in Figure. Install the fasteners wet with adhesive.

---

(10) Clean squeezed out adhesive with safety solvent such as TURCO 657 .

(11) Pressure seal fuselage repair area.

(12) Apply protective finish to the repair area.

(13) Make the required entries to the aircraft records as specified by applicable regulations.

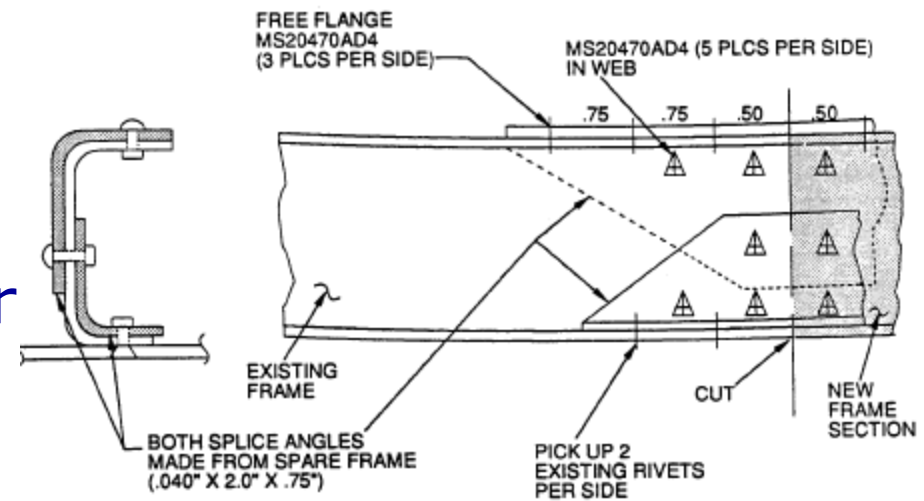
# Esempi tipici di applicazioni su strutture metalliche

## Fuselage Frames Splice Repair

(1) Cut and remove the damaged portion of the frame.

(2) Use a spare frame assembly to make the repair splice angles as shown in Figure.

(3) Match drill the repair splice doublers to the original frame assembly and the repair frame section as shown in Figure.



NOTE:  
1.▲ SUPPLEMENTAL FASTENERS

- 
- (4) Remove the repair parts. Deburr all fastener holes. Break all sharp edges.
  - (5) Clean the surfaces of the repair parts and the repair area with safety solvent such as TURCO 657
  - (6) Finish the repair area.
  - (7) Install the repair parts to the repair area using the proper size fasteners as shown in Figure.
  - (8) Seal pressurized area (if required).
  - (9) Apply protective finish to repair area.
  - (10) Make the required entries to the aircraft records as specified by applicable regulations.

## **Il caso dei compositi**

Le riparazioni sulle strutture realizzate in materiale composito costituiscono un argomento estremamente delicato e ad esse viene perciò dedicata nello SRM una apposita sezione.

I difetti riscontrabili su strutture in composito sono oggetto di una differente classificazione per poter meglio valutare le diverse situazioni e stabilire dei "Repair Criteria" che consentano di stabilire caso per caso se e come sia possibile procedere alla riparazione di un componente danneggiato.

Si possono, in linea di massima, distinguere quattro classi di difetti:

- Difetti di Classe I – difetti più grandi dei limiti massimi stabiliti e per i quali è necessaria la sostituzione della parte secondo le disposizioni della casa produttrice.
- Difetti di Classe II – difetti che richiedono una riparazione importante basata su procedure standard ma che richiede l'approvazione della casa produttrice.
- Difetti di Classe III - difetti che richiedono una riparazione minore basata su procedure standard ma che richiede l'approvazione della casa produttrice.
- Difetti di Classe IV – difetti minori che richiedono interventi di tipo cosmetico; non è necessaria approvazione.

---

La definizione dei limiti massimi per la classificazione dei difetti per ogni singolo componente si effettua sulla base dell'esperienza, dei test di qualifica del materiale e di certificazione del componente, basandosi su tecniche di riparazione che rappresentino lo "stato dell'arte" al momento della redazione del manuale.

Ovviamente i risultati delle analisi di fail-safe e damage tolerance condotte sui componenti in composito durante la progettazione costituiscono una fonte imprescindibile nella definizione dei repair criteria e ciò dà la percezione di come la compilazione dello SRM sia integrata nel processo di progettazione, sviluppo e fabbricazione di un velivolo.

In ogni caso, ci sono alcuni punti salienti da tener presente nell'affrontare una riparazione su un componente in composito, indipendentemente dalla classe della parte e del difetto:

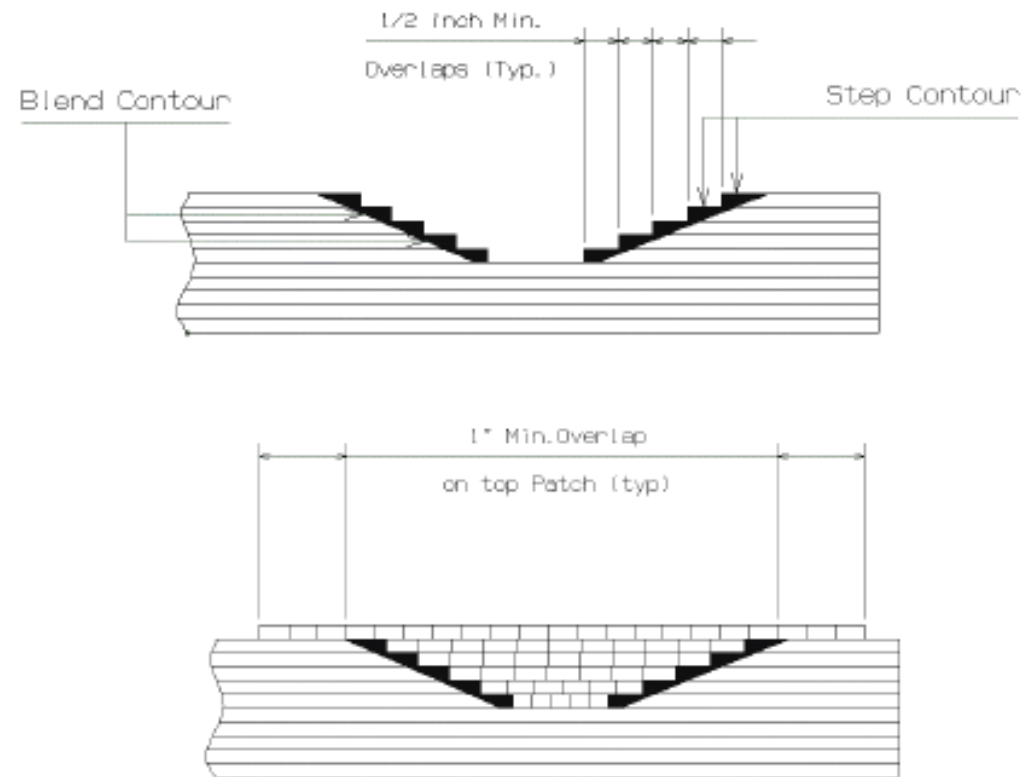
- Rimpiazzare la parte se il danno è maggiore di quello massimo ammissibile
- Eseguire tutte le operazioni seguendo fedelmente quanto indicato: anche la più insignificante riparazione può avere effetto sull'aerodinamica o sul bilanciamento del velivolo
- Valutare attentamente se un danno ammissibile possa estendersi ad un componente primario
- Evitare di riparare più volte una parte, anche se poco importante
- Trattare con cura le parti, soprattutto durante le fasi di pulitura e sverniciatura per non aggravare il danno
- Rimuovere ed installare le parti secondo quanto riportato nello SRM e nel Manuale di Manutenzione del velivolo

- 
- Valutare attentamente l'estensione del danno non limitandosi ad una mera "misura" dello stesso
  - Richiedere sempre il Controllo Qualità per le riparazioni di Classe II e III
  - Documentare dettagliatamente ed in maniera idonea tutte le riparazioni
  - Impiegare solo personale qualificato con esperienza riconosciuta nelle riparazioni aeronautiche su parti in composito

# Esempi tipici di applicazioni su strutture in composito

## Laminate repair - Wrinkle Class II

(a) Parts shall be prepared for repair by either blending or stepping back, calculating the size of the opening that must be made by allowing 0.5" minimum blend or step per ply penetrated; remove one ply (or more if required) by sending or by lifting and peeling with a knife or similar flat tool.



(b) Sand the area lightly with N° 80 grit abrasive paper or cloth or using a rotary file and clean with acetone or MEK.

NOTE: Misuse of rotary file can damage good material

(c) Cut the reinforcement plies to size with the fabric directions oriented as in the corresponding removed plies; cut one ply to be put on the surface of the part, overlapping the patch by a minimum of 1" in every direction with the fabric directions oriented as in the surface ply.

(d) Prepare EA956A/EA956B Epoxy Adhesive per manufacturer's instructions.

(e) Lay the cloth plies on a flat surface covered with clean bagging film or directly on the laminate and saturate the plies with mixed resin using a brush or spatula; apply a coat of mixed resin to the repair area using a brush and then put each ply of cloth in place and cover the repair with bagging film. Squeegee the trapped air and excess resin out of the patch.

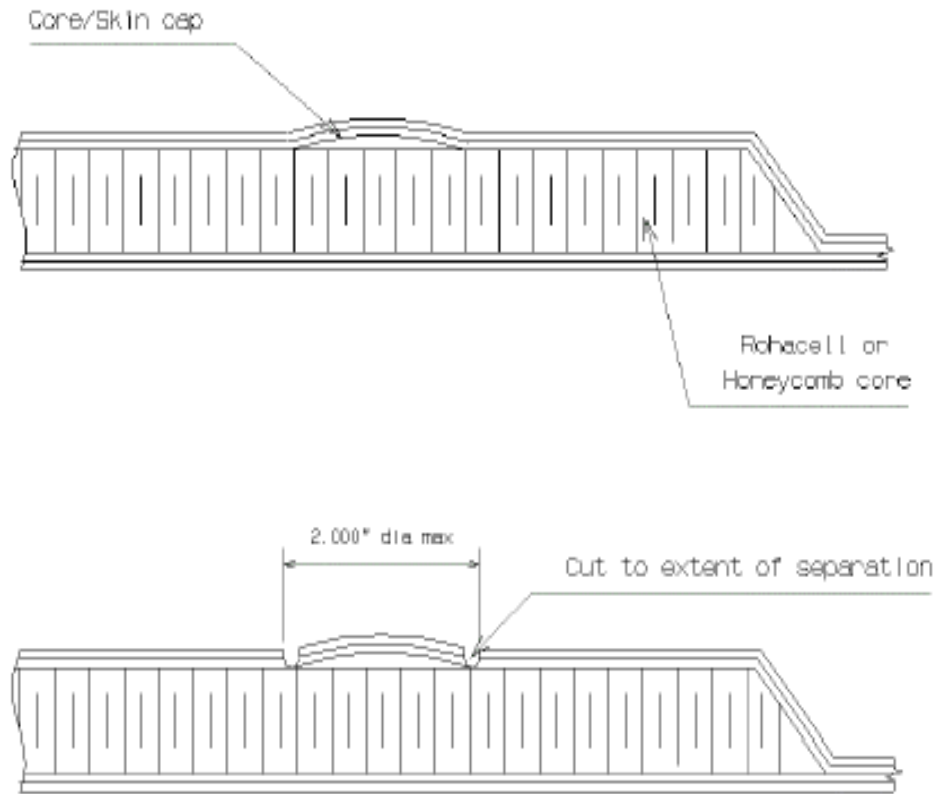
---

(f) Apply sufficient pressure to keep this wet patch stationary; pressure can be applied by vacuum bag, clamping plates or a system of weights and pressure plates. Cure per manufacturer's instructions maintaining pressure until resin is cured.

(g) Remove clamps, bagging film, sealing material etc. and file or sand to remove excess resin and to blend the repair into the adjoining surface.

# Esempi tipici di applicazioni su strutture in composito

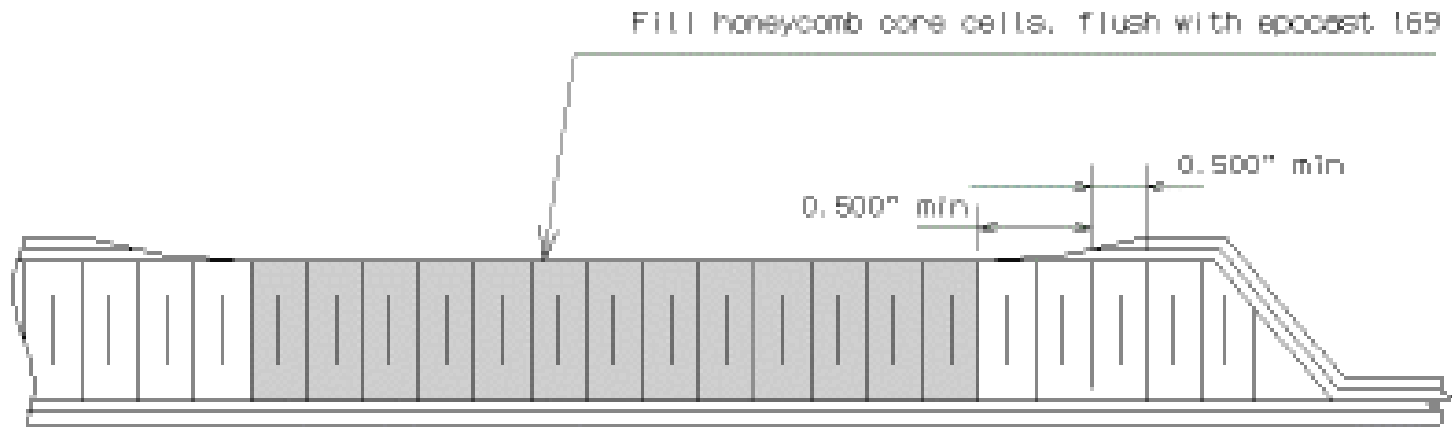
## Sandwich repair - Skin to core disbond Class II



(a) Coin tap the composite sandwich panel and mark the area of the disbonded skin; with a router or diamond wheel, cut through skin along marking being cautious to keep core damage minimal. Remove cut-out portion of skin and discard.

(b) Allowing 0.5" minimum blend per ply, calculate the size of the opening and mark the outline on the surface of the part; blend the plies as marked. Mark the outline of the overlap ply (1" minimum) on part with masking tape or a pencil.

(c) Sand the marked area lightly with N° 180-240 grit abrasive paper or cloth; sanding dust shall be removed by wiping with a clean tack rag. Vacuum hole to remove loose particles.



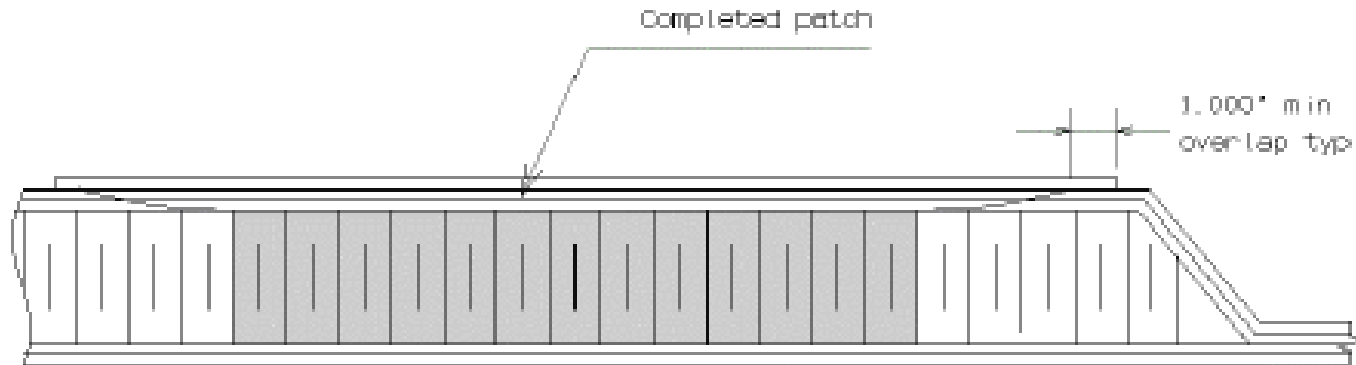
(d) Syntactic foam (EPOCAST) shall be mixed per manufacturer's instructions; fill the exposed core area with syntactic foam applied by pouring or by spatula. Fill the cavity flush to core surface and cure per manufacturer's instructions.

(e) When cure is complete, cut the required number of plies, to size with the fabric directions oriented the same as in the corresponding plies removed from the part; cut an additional ply to be put on the surface of the part, overlapping the patch by a minimum of 1" in every direction with the fabric direction oriented the same as in the surface ply of the part.

(f) Prepare EA956A/EA956B Epoxy Adhesive per manufacturer's instructions; lay the cloth plies on a flat surface covered with clean bagging film or directly on the part and saturate the ply with mixed resin using a brush or a spatula. Apply a coat of mixed resin to the repair area of the part using a brush. Put each ply of cloth in place and cover the repair with bagging film; squeegee the trapped air and excess resin out of the patch.

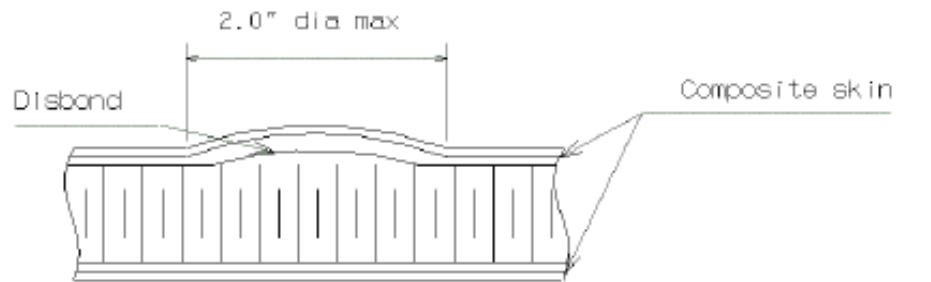
(g) Apply sufficient pressure to keep this wet patch stationary; pressure can be applied by vacuum bag, clamping plates or a system of weights and pressure plates. Cure per manufacturer's instructions maintaining pressure until resin is cured.

(h) Remove clamps, bagging film, sealing material etc. and file or sand to remove excess resin and to blend the repair into the adjoining surface.



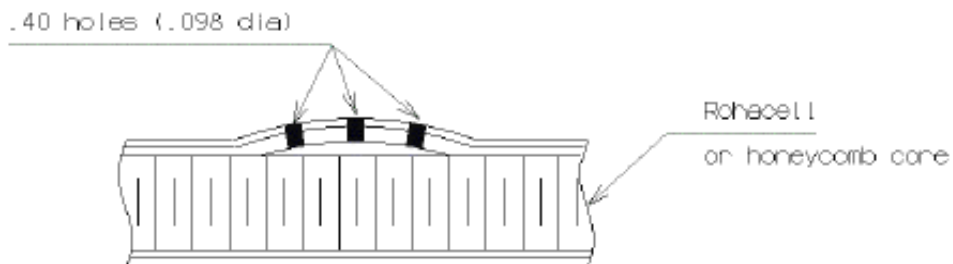
# Esempi tipici di applicazioni su strutture in composito

## Sandwich repair - Skin to core disbond Class III



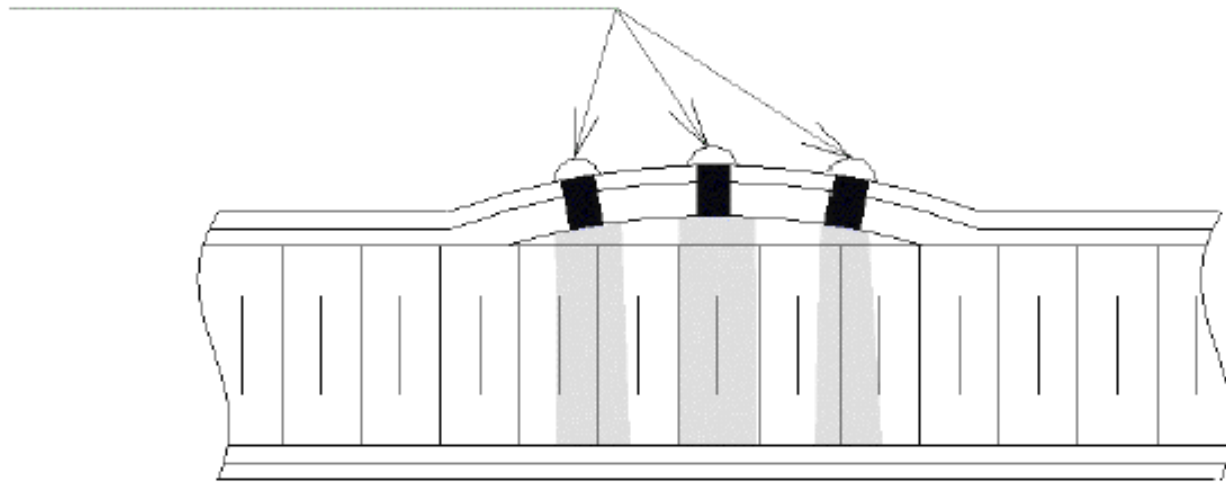
(a) Coin tap the panel and mark the outline of the disbonded area with a pencil or chalk.

(b) Drill two or more 0.098" diameter holes, spaced apart 0.5" minimum through the disbonded skin; vacuum in and around holes to remove any loose particles.



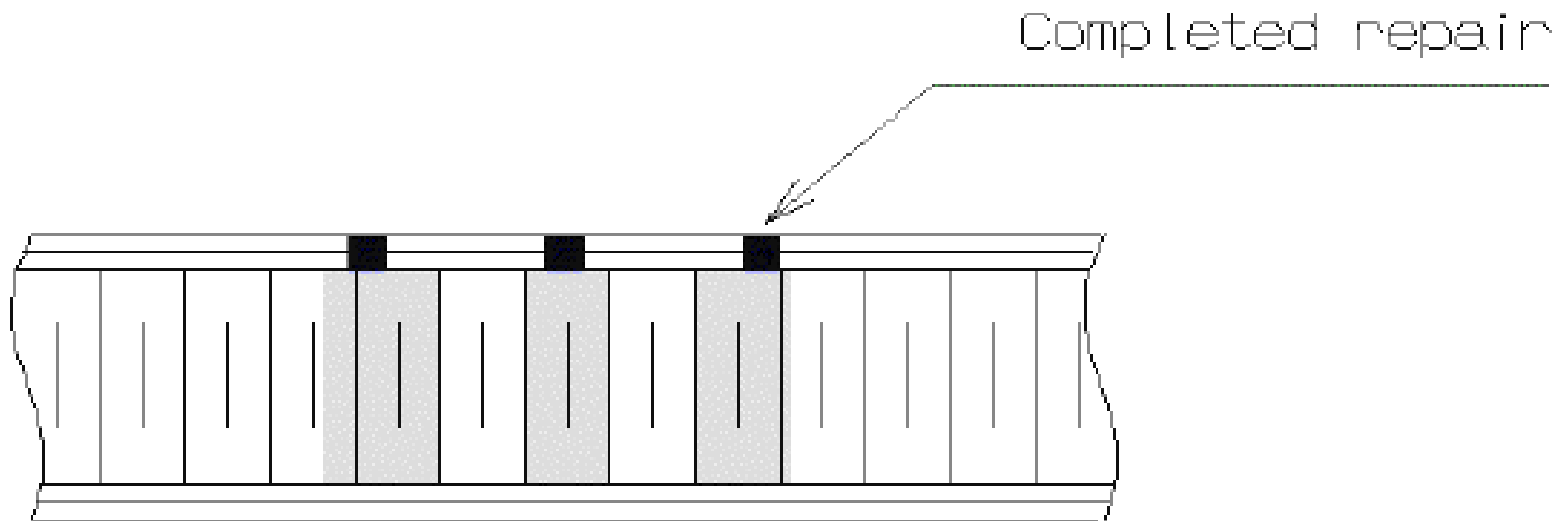
- (c) Mix EPON 828 resin or EA934 adhesive in accordance with manufacturer's instruction; fill the appropriate size hypodermic syringe or simco gun for the void size to be filled.
- (d) Inject each drilled holed until overflow is detected.
- (e) Remove excess resin or adhesive from skin surface and apply tape or bagging material over the holes.

Adhesive or resin



(f) Apply pressure to the filled area by vacuum bag, plates or weights during the cure cycle and cure per manufacturer's instruction.

(g) After cure, sand area smooth to maintain surface finish requirements.

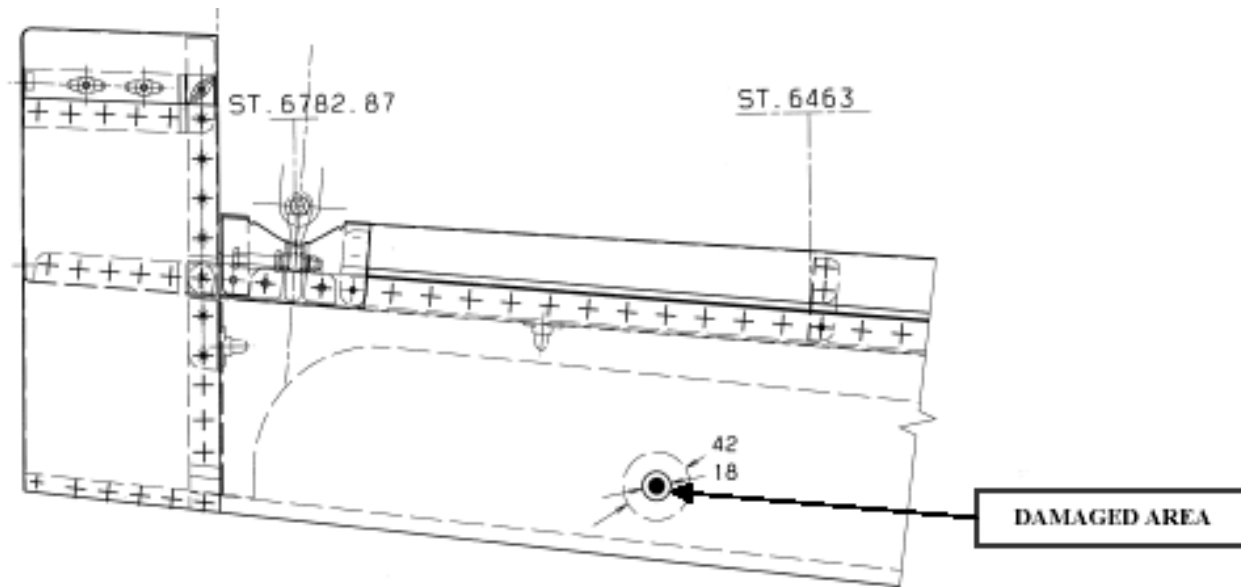


# ESEMPIO N°1

Durante una consueta ispezione pre-volo viene identificato un danno da impatto su un alettone di un velivolo rimasto esposto ad un violento nubifragio.



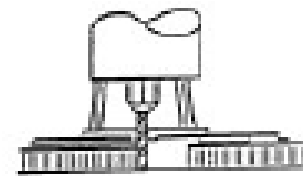
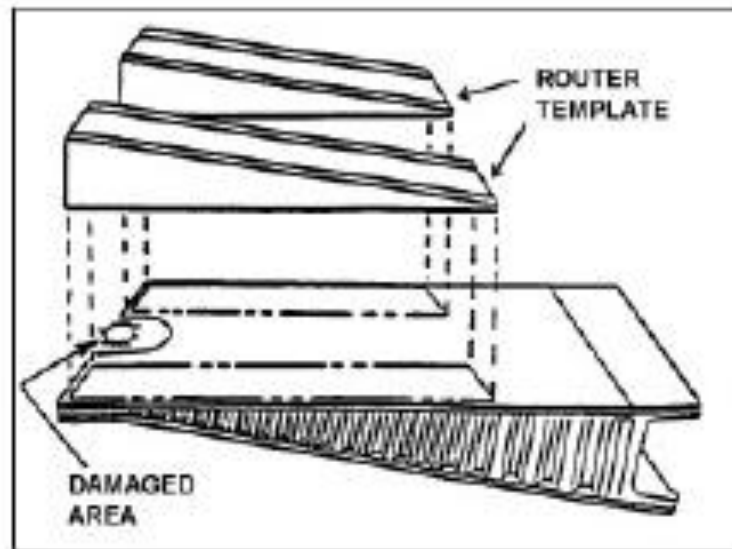
Nella zona danneggiata l'alettone è costituito da una struttura sandwich metallica con un core in honeycomb d'alluminio avente celle da 1\4 di pollice e upper e lower skin in alluminio 2024-T3 con spessore di 0.4 mm incollati.



Le riparazioni su strutture sandwich metalliche non sono contemplate dallo STRUCTURAL REPAIR MANUAL del velivolo in oggetto per cui viene chiamata in causa la Ditta detentrica del progetto per la definizione di una procedura adeguata a ripristinare le condizioni di funzionalità e sicurezza della parte danneggiata.

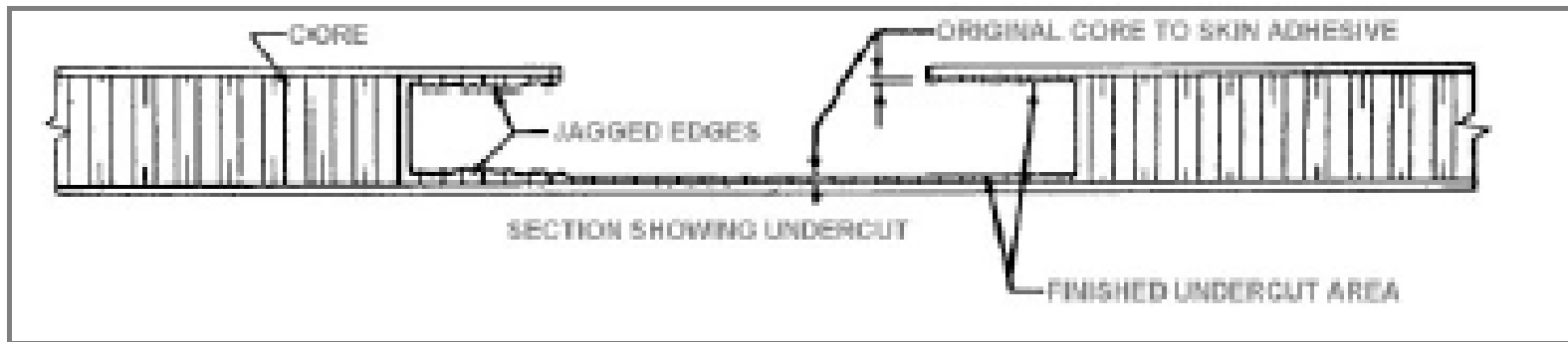
Sulla base della conoscenza dell'architettura strutturale della parte e dei carichi agenti su di essa vengono quindi stabilite la modalità di riparazione in accordo con la ADVISORY CIRCULAR 43.13-1B "ACCEPTABLE METHODS, TECHNIQUES, AND PRACTICES – AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR"

1. Remove the face sheet with a power router, using a router template to prevent injury to undamaged face skin. A wedge-shaped block between the routing template and the upper surface shall be used to allow the router to cut the core material parallel with the lower surface (See Figure). The router shall be adjusted to remove a face skin and part of the core having a diameter of 18 mm



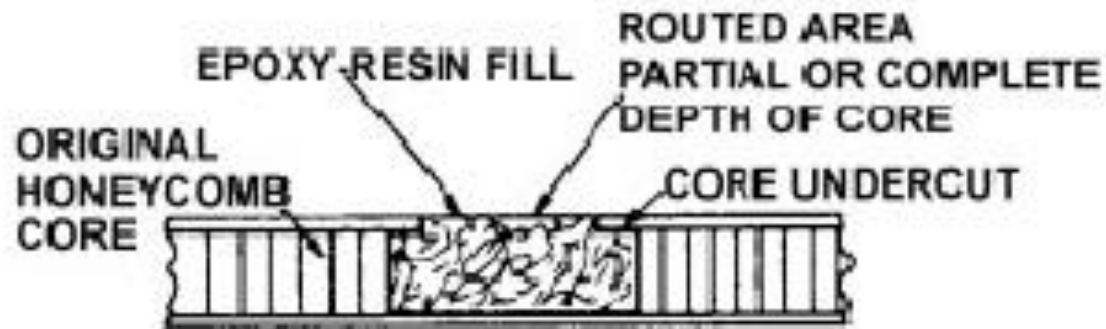
POWER ROUTER

2. Undercut core a minimum of 12 mm from the edge of the skin removed zone by breaking at least two cells (See Figure).
3. Clean out crushed core, clean with acetone or MEK and allow to air dry.



**NOTE: Make sure that the reworked area is dry and clean prior to continue with repair**

4. Mix a sufficient quantity of EA956A/EA956B Epoxy Adhesive as recommended by the manufacturer and add glass microballoons as filler. When the resin and filler are thoroughly mixed pour the mixture into the hole filling the core cavity to slightly above the original core, as shown in the Figure:



5. Squeegee the trapped air and excess resin out of the patch and apply sufficient pressure to keep this wet patch stationary; pressure can be applied by vacuum bag, clamping plates or a system of weights and pressure plates.
6. Cure per manufacturer's instructions maintaining pressure until resin is cured.
7. Remove clamps, bagging film, sealing material etc. and file or sand to remove excess resin and to blend the repair into the adjoining surface.
8. Finally, restore the surface smoothness as appropriate and apply protective finish to the repair area per SRM.

## ESEMPIO N°2

Durante la fase di avvicinamento un velivolo ha impattato un volatile di grosse dimensioni riportando danni al radome.



Nella zona interessata dal danno il radome è costituito da una struttura sandwich in composito con honeycomb in Nomex e skin in fibra di vetro. Un consistente strato di vernice serve ad assicurare il mantenimento dei requisiti aerodinamici richiesti.

Da un esame visivo superficiale sembra che il danno sia di tipo cosmetico ed abbia interessato esclusivamente lo strato esterno.

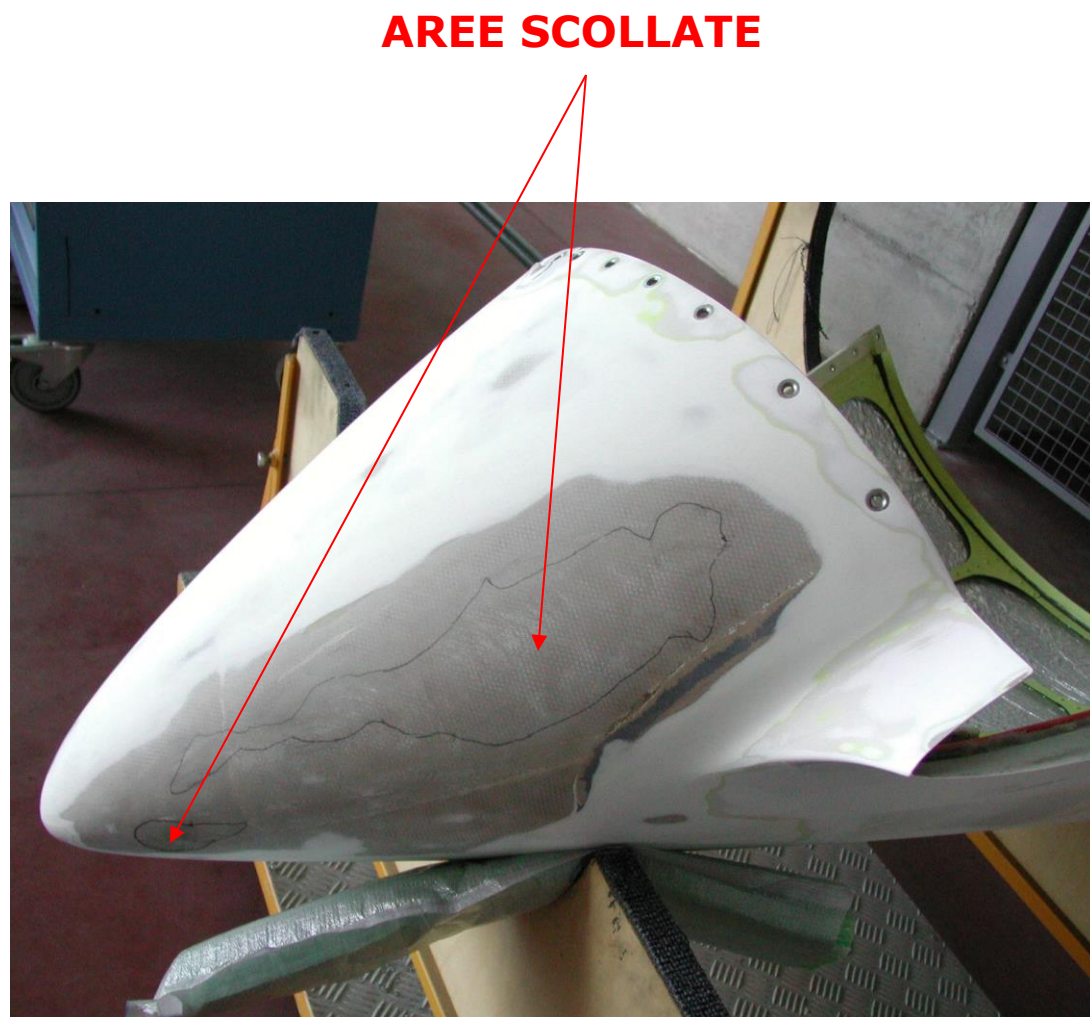


In realtà una volta smontato il radome si nota come esso presenti un danno consistente sulla superficie interna che ne compromette la funzionalità



Riparazioni di questo tipo sono contemplate dallo Structural Repair Manual del velivolo ma si sono ecceduti i limiti stabiliti dai Repair Criteria, per cui l'autorizzazione ad eseguire l'intervento di riparazione deve comunque arrivare direttamente dalla casa madre il cui Controllo Qualità provvederà alla fine anche ad una ispezione finale per assicurare che il pezzo riparato risponda agli standard di funzionalità e sicurezza previsti per questa classe di componenti.

La riparazione è stata autorizzata ed eseguita correttamente secondo quanto riportato dal manuale ma in fase di verniciatura del pezzo sono state riscontrate vaste zone interessate da fenomeni di scollamento tra honeycomb e skin in aree lontane da quella d'impatto.



A valle della segnalazione è stato condotto un approfondito esame a seguito del quale il pezzo è stato dichiarato **NON RIPARABILE** in base a considerazioni di carattere sia tecnico (peso finale, presenza del radar) che economico (la riparazione doveva essere affidata a chi costruisce il particolare).

Quest'esempio ci mostra quindi come sia difficile prevedere le implicazioni di un danno apparentemente "banale" e quanto sia importante condurre indagini approfondite prima di decidere il da farsi.