

R

CỤC HÀNG KHÔNG DÂN DỤNG VIỆT NAM
TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

~~~~~\*\*\*\*\*~~~~~

ĐỀ TÀI NGHIÊN CỨU KH-CN

**BIÊN SOẠN SỔ TAY  
HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG  
TÀI LIỆU SỬA CHỮA KHUNG SƯỜN  
MÁY BAY**

**QUYỂN II**  
(PHẦN III: TẬP I & II)

Chủ nhiệm đề tài: **K.S NGUYỄN VĂN QUÝ**

HÀ NỘI 12 - 2001

5426 - 2

21/8/05

# **QUYỂN II**

## **PHẦN III**

**HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG**

**TÀI LIỆU SRM A320/321**

**PHÂN TÍCH MỘT SỐ PHƯƠNG ÁN ĐIỂN HÌNH**

**THIẾT KẾ SỬA CHỮA BỘ PHẬN KẾT A320/321**

**ĐỀ XUẤT PHƯƠNG ÁN THIẾT KẾ SỬA CHỮA**

**BỘ PHẬN KẾT CẦU A320/321**

# **TẬP I/A320/321**

*Chủ nhiệm đề tài: NGUYỄN VĂN QUÝ*



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM A320/321**

**I. HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG**  
**TÀI LIỆU SRM-A320/321**

**1. GIỚI THIỆU CHUNG.**

**1.1. Sổ tay thông dụng này được biên soạn theo tiêu chuẩn số**

**1.1. 100 - Sửa đổi 23** của Hiệp hội vận tải hàng không (Bạn có thể tham khảo hệ thống ký hiệu ATA 100 ở cuối Quyển I), bao gồm những thông tin miêu tả cũng như các chỉ dẫn cụ thể, số liệu liên quan đến phạm vi sửa chữa kết cấu và bộ phận kết cấu của A319/A320/A321.

**1.2. Sổ tay thông dụng này là không làm theo đơn đặt hàng của** khách hàng, sẽ phục vụ như một phương tiện mà tất cả các nhà khai thác máy bay A319/A320/A321 sẽ được chỉ dẫn cho cách sửa chữa thực tế đối với máy bay – nguồn lợi nhuận phát triển của công nghiệp sản xuất Airbus.

**1.3. Sổ tay này chia thành bảy chương với các đầu mục sau:**

- Giới thiệu chung về kết cấu
- Các loại cửa
- Thân
- Giá treo và các vỏ nắp động cơ
- Các bộ phận thăng bằng
- Các cửa sổ
- Các cánh

**1.4. Nội dung sổ tay là:**

- Hư hỏng có thể cho phép.
- Nhận biết vật liệu của bộ phận kết cấu để tiến hành sửa chữa.
- Những sửa chữa điển hình thường áp dụng đối với các bộ phận máy bay dễ bị hư hỏng nhất
- Những vật liệu thay thế
- Các thông tin về chi tiết kẹp chặt
- Mô tả tóm tắt về một số hướng dẫn thực hiện cùng với sửa chữa kết cấu như cách bảo vệ các khu vực sửa chữa và làm kín các thùng nhiên liệu.

**1.5. Giá treo được miêu tả trong IAE V2500 và sổ tay sửa chữa kết cấu giá treo động cơ CFM 56-5.**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM A320/321**

- 1.6. Nội dung sổ tay này được Cục Hàng không dân dụng phê duyệt (DGAC).**

*Chú ý:* Bản in đầu tiên của sổ tay sửa chữa kết cấu A319/A320/A321 (bản số 32, 01/02/1996) được DGAC phê chuẩn dành cho máy bay A320/A321

**2. Bố cục các chương trong sách.**

- 2.1. Thông tin về các khái niệm chung và các thông tin áp dụng nhiều lần có ở chương 51:** Giới thiệu chung về kết cấu.

- 2.2. Các chương sổ tay sửa chữa 52 đến 57 có bố cục tương tự, nó gồm các chủ đề sau:**

**2.2.1. Nhận biết các thành phần kết cấu chính và các phụ tùng kết cấu.**

**2.2.1.1. Các bộ phận chính.**

Trong phần nhận biết này các bộ phận chính trong lắp đặt kết cấu được mô tả minh họa và liệt kê trong các bảng. Các số mục được phân chia theo danh sách tương ứng với các minh họa và mỗi số hạng mục được phân chia đặt tên và chỉ dẫn đến vị trí của nó ở trong chương.

**2.2.1.2. Các phụ tùng kết cấu.**

Để nhận biết các phụ tùng này, các phần cụ thể của các bộ phận chính được minh họa và liệt kê theo dạng bảng. Mỗi phần nhận biết đều mở đầu bằng một trang giới thiệu gồm một đoạn các thông tin chung. Các trang nhận biết này gồm các thông tin cần thiết liên quan đến các phần kết cấu.

*Tất cả các cột nhận dạng được bố cục tiêu biểu như sau:*

**- Cột mục/Item.**

Tất cả các mục cần thiết được chỉ ở hình minh họa tương ứng được liệt kê trong cột này, theo thứ tự bắt đầu số 1 và tiếp tục ở 5 bậc ( ví dụ 5, 10, 15 ...). Để bổ sung mục mới, dùng các số 3, 7, 12, .... Các bộ phận kết cấu được lắp ghép vào cùng một vị trí với các tác dụng khác nhau, sẽ được nhận biết bằng số điểm mục có hậu tố là các chữ cái như A, B, C, ....

**- Cột đặt tên/Nomenclature**

Cột này gồm các mô tả chính xác các bộ phận kết cấu được minh họa trong hình vẽ tương ứng.

**- Cột tính năng kỹ thuật và/hoặc mã số phần (SPECIFICATION AND/OR SECTION CODE) .**

Tất cả các chỉ dẫn về các bộ phận kết cấu liên quan đến loại vật



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM A320/321**

liệu và nếu có thể các tiêu chuẩn phù hợp (phương pháp sản xuất) sẽ đưa ra ở đây.

- **Cột bề dày tính theo mm [in.] hoặc nhóm số/THICKNESS IN MM [IN] OR PART NUMBER**

Các bộ phận kết cấu ký hiệu bằng nhóm mã số (part number) có 12 đặc điểm. Số hiệu này được ghi trong cột này.

Nếu cần thông tin thêm liên quan đến độ dày của bộ phận kim loại tấm cũng sẽ được ghi trong cột này. Hệ thống đo lường Anh /Mỹ (1in = 25,4 mm) sẽ được ghi trong ngoặc. Nếu các phần nhận biết trong cột này nhiều hơn một loại thì kích thước hay hình dạng cũng được cho trong cột này.

Nhìn chung các phần “kéo theo” là LH và được cung cấp một hậu tố nhóm mã số (part number) bằng nhau nhưng trong một số trường hợp ngoại lệ các phần “kéo theo” có thể là RH và sau đó được cung cấp một hậu tố số hiệu (part number) bằng nhau.

Đối với SRM quy định sau được áp dụng để giúp khách hàng có thể đặt chính xác phụ tùng cần thiết

Hoàn toàn độc lập dù phần minh họa là LH hay RH trong sổ tay SRM, trang chỉ dẫn luôn chỉ ra số hiệu LH ngay ở dòng đầu tiên và số hiệu RH ở dòng thứ hai.

- **“IC”**

Cột này được đưa ra để giúp khả năng lắp lẫn của một bộ phận nào đó. Các mã số sau đây cho thấy khả năng đó:

01. Khả năng lắp lẫn một chiều
02. Khả năng lắp lẫn hai chiều
03. Không thể lắp lẫn

- **Cột hành động và sửa chữa/ACTION OR REPAIR**

Trong cột này tham khảo việc sửa chữa, hoặc tiến hành sửa chữa nếu có hư hỏng. Có thể sử dụng những chỉ dẫn sau:

- a) Đối với sửa chữa chung hay cụ thể hiện thời cần cho số chương/phần/mục vào.
- b) Để khuyến nên thay thế một bộ phận thì nên đưa từ “thay thế” vào
- c) Nếu không khuyến thay thế một phần nào nhưng không cần sửa chữa thì để trống cột.

Nếu cần sửa chữa mà không thấy thông tin thì hãy gửi yêu cầu tới địa chỉ sau:

**Airbus Industrie**  
**Product Support Directorate**  
**Technical Data and Documentation**  
**1, Rond Point Maurice Bellonte**  
**31707 Blagnac Cedex**  
**France**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM A320/321**

**- Cột trạng thái (cải tiến/vấn đề/thông báo kỹ thuật/chấp nhận văn bản)/STATUS (MOD/PROP/SB/RC)**

Thông tin liên quan đến trạng thái “trước sửa chữa” hoặc “sau sửa chữa” hoặc “trước và sau thông báo kỹ thuật” hoặc “sau khi chấp nhận bằng văn bản” sẽ xuất hiện trong cột này.

Một chữ cái tiền tố sẽ được dùng cho các thông báo trước/sau khi thực hiện thông báo kỹ thuật/ sửa đổi như sau:

- + A dùng cho trước khi thực hiện thông báo kỹ thuật/sửa đổi
- + A dùng cho sau khi thực hiện thông báo kỹ thuật/sửa đổi

Những chữ cái hậu tố sẽ được sử dụng để giới thiệu các giải pháp sửa đổi khác nhau.

**2.2.2. Hư hỏng cho phép.**

Số liệu cho thấy ở những trang về hư hỏng cho phép là có ý định cho phép nhà khai thác biết chắc hư hỏng như thế nào vẫn hoạt động bình thường không cần sửa chữa.

Hư hỏng có thể cho phép theo các số liệu này không ảnh hưởng lớn đến độ bền hay tuổi thọ của kết cấu mà vẫn đủ khả năng thực hiện các chức năng mà nó được thiết kế. Hư hỏng có thể cho phép cần kiểm tra như làm sạch, khoan chặn chỗ rách, và sửa lại chi tiết tối thiểu, để máy bay có thể trở lại phục vụ, đó là mục đích các số liệu đưa ra. Để định nghĩa hư hỏng có thể cho phép, các đồ thị, bảng biểu được sử dụng.

**2.2.3. Sửa chữa.**

2.2.3.1. **Phần “sửa chữa”** gồm các thông tin đủ để giúp cho các nhà khai thác có thể thực hiện những sửa chữa cho phép. Mỗi một ví dụ về sửa chữa được mô tả kèm biểu đồ tiếp theo có cả danh sách các vật tư và các chỉ dẫn thực hiện được cung cấp ở bảng trang sau đó.

2.2.3.2. **Các thực hiện theo tiêu chuẩn**, hướng dẫn chung, sửa chữa tiêu chuẩn và hướng dẫn hoạt động lại trong phần hư hỏng áp dụng nhiều hơn được trình bày trong chương 51.

2.2.3.3. **Nếu có các sửa chữa** nào không ghi trong sổ tay này thì không nên cho rằng kết cấu đó không thể sửa chữa được nữa mà cách sửa chữa chưa được xem là nên áp dụng. Nếu có thể nên chuẩn bị sơ đồ sửa chữa hư hỏng cụ thể mà không có trong sổ tay.

2.2.3.4. **Nếu tuổi thọ mỗi sửa chữa** không được chỉ trong phần nguyên tắc sửa chữa, tuổi thọ mỗi được xem bằng tuổi thọ mỗi thiết kế máy bay A319/A320/A321 là **48000 chu kỳ bay/số lần hạ cất cánh**.





**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM A320/321**

**5. TRÌNH TỰ SỬ DỤNG SỔ TAY.**

**5.1. Để sử dụng hiệu quả sổ tay này cần tham khảo trình tự sau.**

**1. Bước 1. Quyết định phân loại hư hỏng.**

- a) Sử dụng mục lục cho các chương trong sách, định vị chương để xác định phần hư hỏng.
- b) Định vị phần đề cập đến bộ phận hư hỏng trong mục lục
- c) Trong chương liên quan đến chủ đề “Hư hỏng cho phép”.

**2. Bước 2. Nhận biết phần hư hỏng trong sổ tay.**

- a) Định vị phần và mục đề cập đến phần hư hỏng trong mục lục.
- b) Xem hình tham khảo ở phần hoặc mục
- c) Định vị hình có liên quan, nhận biết bộ phận hư hỏng và tham khảo trang nhận biết liên quan.

**3. Bước 3. Xác định trình tự sửa chữa.**

- a) Ở trang nhận biết cần quan tâm đến cột “tiến hành hay sửa chữa” và xác định phần này có tham chiếu đến cách sửa chữa nào ghi trong sổ tay hay không hoặc ở một chương nào khác có liên quan hay một chương khác.
- b) Trong trường hợp hư hỏng kết cấu chủ yếu, phân thay thế cần thiết có thể được đặt hàng bằng cách nhận biết phụ tùng kết cấu. Sự nhận biết này gồm các minh họa về tất cả các phần kết cấu. Các phụ tùng kết cấu có thể đặt mua bằng bức điện đầy đủ chi tiết gửi đến địa chỉ dưới đây hoặc nhận biết bộ phận cần bằng đánh dấu mẫu bào tờ tương ứng của trang liên quan và gửi theo địa chỉ sau:

**Airbus Industrie**  
**Airspares**  
**Material Support Centre**  
**22335 Hamburg**  
**Germany**

- c) Nếu chỗ đó để trống không có nghĩa là nên thay thế phần đó trừ khi không sửa được. Hướng dẫn sửa chữa thích hợp chỉ có thể vạch ra sau khi đã đánh giá toàn bộ hư hỏng.

**6. TÊN THƯƠNG MẠI ĐÃ ĐĂNG KÝ.**

6.1. Sổ tay này được biên soạn bằng các phương pháp ngăn ngừa việc in ký hiệu tên thương mại đã đăng ký (R). các tên thương mại đã đăng ký in bằng chữ hoa, ví dụ: đinh tán HI-LOK.

6.2. Quyền hợp pháp của việc sản xuất được công nhận hoàn toàn và trong bất kỳ trường hợp nào, không ai có quyền cho rằng vì không thấy ký



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM A320/321**

hiệu tên thương mại đã đăng ký mà có thể sử dụng tên thương mại đó một cách tự do.

**7. CÁC VẬT TƯ TIÊU HAO.**

Chương 51-35-00 có tên là - Vật liệu tư tiêu hao – gồm danh sách các vật tư trích ra từ danh sách các vật tư tiêu hao và chi tiết tất cả các sản phẩm tiêu hao hiện nay được chỉ ra cụ thể ở các chủ đề của SRM.

**8. VIẾT TẮT CÁC VỊ TRÍ.**

Xem xét đến các vị trí và xà ngang bánh lái độ cao, xà vòng, xà ngang cánh, thành phần tăng cứng, xà ngang bánh lái hướng là sử dụng như sau:

| Bảng chữ                               | Bảng hình vẽ                           |
|----------------------------------------|----------------------------------------|
| STAXXX(ERXXX)<br>hoặc<br>STAXXXX(FRXX) | STAXXX(ERXXX)<br>hoặc<br>STAXXXX(FRXX) |

**9. DANH MỤC THEO THỨ TỰ CHỮ CÁI.**

Danh sách mục lục theo thứ tự chữ cái được biên soạn như một phần của sổ tay SRM. Danh mục chứa tất cả các nhóm mã số (part number) trong SRM có liên quan đến tham chiếu ATA, hình vẽ, cấu hình và đề mục



## **CHƯƠNG 51 / CHAPTER 51**

### **GIỚI THIỆU CHUNG VỀ KẾT CẤU A320/321**

#### **51-73-00. Sửa chữa hư hỏng nhỏ.**

##### ***1.1. Sửa chữa vết lõm nhỏ.***

Nguyên nhân do va đập nhẹ của vật ngoài. Phải được làm đầy bằng bột nhão và phục hồi lại độ nhẵn bóng ban đầu, đặc biệt khu vực khí động học yêu cầu cao. Quá trình phục hồi phải theo quy trình của nhà chế tạo nêu ra.

Vết lõm nhỏ ở những bộ phận dễ tháo rời và lắp lại có thể tháo ra để nắn sửa nhẹ cho hết lõm và sau đó hoàn thiện để có độ nhẵn bóng như ban đầu.

##### ***1.2. Loại vết xước bằng đánh nhẵn bóng.***

Vết xước do va quẹt với các vật cứng ngoài trong quá trình phục vụ ở mặt đất hoặc bảo dưỡng máy bay. Vết xước làm mất độ nhẵn bóng ở vỏ bọc máy bay. Vết xước làm mất vết sơn hoàn thiện, làm mất lớp nhôm phủ bọc kim loại cơ bản. Vết xước làm cho bụi, chất bẩn, chất hoá học, hơi ẩm và oxy trong không khí... thâm nhập vào kim loại cơ bản làm gỉ mục hợp kim nhôm. Vết xước còn tạo nên ứng suất tập trung tại chỗ đó, từ vết xước này trong các chu kỳ bay do lực tác động và rung động sẽ gây ra nứt.

Tóm lại vết xước nhỏ phải được loại bỏ và phục hồi lại độ phẳng nhẵn ban đầu theo quy trình hướng dẫn.

##### ***1.3. Khoan chặn lỗ rách .***

Rách ở vỏ bọc máy bay do quá tải trong khi bay và do rung động trong quá trình bay. Phải biết rách đó ở kết cấu thứ nhất hay ở kết cấu thứ 2. Rách ở kết cấu thứ nhất thì chủ yếu do quá tải, do mối kim loại gây ra. Rách ở kết cấu thứ 2 thì chủ yếu do rung động, do mối kim loại gây ra.

Khoan chặn chỗ rách dùng mũi khoan nhỏ nhất số 30 hoặc có thể lớn hơn tùy theo bề dày dày hơn. Khoan mũi khoan đường kính lớn hơn sẽ giảm nhiều ứng suất tập trung hơn mũi khoan nhỏ, nhưng mũi khoan đường kính lớn lấy đi nhiều kim loại hơn, làm giảm độ bền của tấm vỏ bọc. Khoan chặn chỗ rách xong phải kiểm tra không phá huỷ để biết chắc lỗ khoan chặn không còn vết rách nhỏ.

Sau khi khoan chặn dùng miếng vá tấm cạnh để vá, không dùng miếng vá hình chữ nhật vì bản thân miếng vá hình chữ nhật tạo nên ứng suất tập trung nhiều hơn miếng vá tấm cạnh. Miếng vá áp bên trong, tạo phẳng nhẵn bên ngoài. Khi cần sửa chữa tạm thời, nhanh, hoặc chỗ yêu cầu phẳng nhẵn khí động học không cao có thể vá ngoài.

Khi tán không tiếp cận cục đỡ hoặc tháo lắp khó khăn có thể dùng loại đinh tán một phía, nhưng phải bảo đảm độ bền của mối ghép tán yêu cầu.

**ATA-51-73-00**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

Chọn đinh tán một phía có đường kính to hơn (nhưng phải đảm bảo khoảng cách tối thiểu đến mép miếng vá) hoặc thay đinh tán một phía có độ bền cắt cao để đảm bảo độ bền như đinh tán đặc.

***1.4. Sửa chữa hư hỏng do dập lõm nhẹ, hoặc bị đốt nóng quá nhiệt làm xuất hiện trên vỏ bọc điểm lõm hoặc lỗ.***

Phương pháp sửa chữa như sau:

Khoan thủng để loại phần bị dập lõm và lỗ thủng bằng mũi khoan có đường kính tương ứng với đường kính đinh tán tùy theo bề dày của chỗ hỏng. Tiếp theo tiến hành theo hai cách :

1. Đối với tấm đủ độ dày và khi tán tiếp cận được cả hai phía thì khoét lỗ miệng lỗ sâu không quá  $3/4$  bề dày để lắp đinh tán đầu chìm. Khi tán lắp thêm đệm để tăng thêm độ tiếp xúc và giảm áp suất của lực chi tiết kẹp chặt vào vỏ bọc chỗ kẹp chặt và cũng bảo vệ vỏ bọc không biến dạng khi tán đầu nở của đinh.
2. Đối với tấm mỏng không thể khoét lỗ miệng lỗ hoặc không có điều kiện dập lõm miệng lỗ hoặc khi tán không thể đỡ được đầu nở thì dùng đinh tán một phía (đinh tán rút).

Dùng đinh tán đầu lồi thuận lợi là nhanh và đơn giản nhưng không dùng được ở chỗ vỏ bọc yêu cầu bề mặt phẳng nhẵn khí động học cao, hoặc sửa dụng khi sửa chữa tạm thời.

**ATA-51-73-00**



## **CHƯƠNG 52/CHAPTER 52**

### **CÁC LOẠI CỬA MÁY BAY**

#### **52-10-0. Sửa chữa thanh nẹp chữ U của bộ phận làm kín cửa hành khách và người lái.**

##### **2.1. Nguyên tắc sửa chữa I : Hình 201 (từ 1,2), trang 205, 206**

Hư hỏng ở đây là hỏng một đoạn thanh bên xà chữ U. Hư hỏng này do va đập hoặc gỉ mục.

Xà nẹp chữ U này để kẹp giữ vòng đệm cao su dạng ống vòng quanh mép cửa có nhiệm vụ làm kín khi đóng cửa. Khi bay buồng Cabin tăng áp để đảm bảo môi trường sống cho hành khách. Bộ phận làm kín này phải chịu được sự chênh lệch áp suất Cabin và bên ngoài khi bay.

Nguyên tắc chung ở đây : Sửa chữa phục hồi lại độ bền và kích thước, biến dạng ban đầu để đóng mở không bị vướng vào khung cửa.

Cắt khoét đoạn thanh bên thanh xà chữ U bị hỏng và lượn tròn ở góc hai đầu chỗ cắt bán kính  $R=12\text{mm}$  là hợp lý để giảm ứng suất tập trung ở góc.

Làm miếng Shim để bịt kín chỗ khoét. Miếng này không có tác dụng chịu lực, bù vào độ bền đã mất do khoét.

Làm miếng Angle nối có cùng bề dày và vật liệu với thanh xà nẹp chữ U để táp nối trong.

Dùng 13 đinh tán ở thanh đứng có 3 đinh tán nối với thanh xà chữ U ở hai đầu và 7 đinh tán thành xà góc với đế chữ U.

Ở đây khoảng cách đinh tán tới mép, đường kính đinh tán là bảo đảm trong tiêu chuẩn AC43.13-1A&2A.

Vì sửa chữa ở đây là bộ phận làm kín cho Cabin nên các mối nối chỗ sửa phải dùng keo làm kín.

##### **2.2. Nguyên tắc sửa chữa II - Hình 202 (từ 1,2)**

Hư hỏng ở đây là một đoạn của thanh xà nẹp chữ U.

Sửa chữa cắt bỏ cả một đoạn thanh xà nẹp chữ U

Cắt một đoạn thanh xà nẹp chữ U mới thay vào.

##### **2.3. Phân tích phương án sửa chữa :**

Phương án này không hợp lý vì không có xà góc táp nối tăng cường hai bên thanh xà chữ U.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

Ở đây có 2 vấn đề cần phân tích:

- Đoạn xà nối chữ U tác dụng như một đoạn điền dây/Shim. Như vậy không phục hồi được độ bền ban đầu.
- Khe hở mỗi ghép đối đầu của đoạn xà nối (Shim) với thành xà nẹp chữ U còn lại không có liên kết giữ chắc. Khi làm việc dưới tác dụng chênh áp suất hoặc biến dạng do va đập khe hở này sẽ biến dạng làm cho keo bịt kín này sẽ rách, bong, và hở.

**2.4. Đề xuất phương án sửa chữa.**

Theo nguyên tắc miếng vá sửa chữa cần : Thêm hai đoạn xà góc táp nối tương tự như ở nguyên tắc mỗi ghép nối.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**52-10-00. Sửa chữa vỏ bọc bên ngoài cửa đi hành khách và người lái ở góc dưới. Hình 203 (từ 1,2), trang 213, 214, 215, 216.**

**2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa :**

Cửa đi của hành khách và người lái là một bộ phận kết cấu độc lập. Nó phải đảm bảo yêu cầu về độ bền, độ cứng vững, không biến dạng theo các hướng, ngoài ra còn nhiệm vụ làm kín Cabin. Do đó cửa có kết cấu đặc biệt, có nhiều xà dọc, ngang và gân gờ tăng cứng.

Cửa luôn sử dụng, dễ bị va đập làm biến dạng và hư hỏng.

Sửa chữa ở đây phải phục hồi lại độ bền, độ cứng vững, biên dạng đường bao.

Để tăng độ bền và độ cứng vững, người ta làm miếng Doubler lấy vật liệu dày hơn 1,2 lần vỏ bọc cũ là 3 mm (0.118 in) so với 2,5 mm (0,098 in) và vát mép (2,5 mm x 5 mm) để tạo thuận nhẵn với vỏ bọc cửa và giảm tập trung ứng suất của mép miếng Doubler gây ra cho mỗi ghép tán. Ngoài ra khi vát mép như vậy với uốn nhẹ vào trong tạo điều kiện mép Doubler ôm khít vào vỏ bọc cửa khi tán.

Ngoài đảm bảo số lượng đinh tán, đường kính đinh tán, vật liệu đinh tán, khoảng cách mép của đinh tán, bước đinh tán, còn phải bố trí đinh tán tránh khung xà bên trong sao cho hợp lý.

Chỗ mối ghép đối đầu giữa miếng Shim với vỏ bọc cửa phải dùng keo bịt kín.

ATA 52-10-00



**52-10-00. Sửa chữa mép thành bên cửa đi hành khách và người lái - Hình 204, trang 218.**

**2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

Hư hỏng ở đây do va đập bị lõm hoặc rách.

Do không yêu cầu bề mặt phẳng nhẵn phía ngoài. Để sửa chữa nhanh và đơn giản là dùng miếng táp/Doubler táp vá ngoài. Vật liệu miếng táp/Doubler giống vật liệu chỗ vỏ bọc cắt bỏ là 2024T3 Clad, có bề dày 1,6 mm (0,063 in).

Khoét chỗ hỏng và lượn góc bán kính  $R \approx 1/2"$ . Ở đây người ta không cần dùng miếng điền đầy/Shim, vì sau khi sửa miếng vá xong, bề mặt phía trong của cửa được kẹp chặt bằng tấm phẳng để tạo mặt phẳng nhẵn và cũng tạo thành khối liên kết chắc của cửa. Miếng điền đầy/Shim là thành phần không tác dụng phục hồi độ bền ban đầu.

Khoảng cách nhỏ nhất từ chỗ cắt bỏ tới xà đỡ/Beam là 55 mm (2,165 in), đủ để lắp đặt 3 hàng đinh tán.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**52-10-00. Sửa chữa vỏ bọc bên ngoài cửa đi hành khách và tổ lái giữa các xà đỡ /Beams và thành phần/Member đứng giao cắt nhau. Hình 206 (từ 1,2) trang 227, 228.**

**2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

Hư hỏng do va đập là chủ yếu.

Sửa chữa : Cắt bỏ chỗ hỏng và lượn góc  $R = 10\text{mm}$ .

Sửa chữa ở đây cần chú ý:

Hàng đinh tán ở mép Doubler không trùng vào hàng đinh tán ở Beams.

Ngoài bảo đảm số lượng đinh tán, bước đinh tán, khoảng cách mép và các hàng đinh trùng với hàng đinh ở Beams và Members, các hàng đinh tán bố trí hợp lý. Mỗi phía chỗ cắt bỏ lắp đặt được ba hàng đinh trở lên. Nếu hàng đinh tán mép Doubler nằm trên Beam, miếng Doubler phải lấy rộng hơn một hàng đinh tán để dễ kiểm tra và giảm tập trung ứng suất của mép miếng vá, xà Beam vào vỏ bọc.

Vật liệu Doubler giống vật liệu vỏ bọc, có bề dày hơn vỏ 1,1 lần đủ tăng độ bền cho miếng vá sửa.

Các số liệu cho trong bản vẽ nằm trong phạm vi cho phép.

ATA 52-10-00



**52.33-00. Sửa chữa vỏ bọc vá bên trong, phần cắt bỏ lớn**  
**- Hình 205, trang 229, 230.**

**2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

Đây là hư hỏng ở vỏ bọc cửa buồng hàng hoá.

Chỗ cắt bỏ dài 100 mm (3.94 in)

Sửa chữa ở đây dùng hai Doubler vá chồng phía trong vì đầu mép của Doubler không ở trên Frame và Beam. Vì có điều kiện thuận lợi đưa hai Doubler vào phía trong để tán vá.

Bề dày Double (1) lớn hơn 0,2 mm so với bề dày vỏ bọc hiện có là cho phép. Doubler (2) có bề dày bằng bề dày vỏ bọc (có cùng loại vật liệu). Tối thiểu là bằng.

Đường kính đinh tán 5/32" (3,97 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép là 10 mm, 11 mm đều lớn hơn khoảng cách đinh tán tới mép nhỏ nhất là 2D (~ 8 mm).

Chỗ hư hỏng cắt bỏ lớn hơn 100 mm (3,94 in) thì phải sửa chữa vá ngoài hoặc thay cả tấm lớn và dùng tấm nối trong miếng vá và phần vỏ bọc còn lại.



## **CHƯƠNG 53/CHAPTER 53**

### **THÂN MÁY BAY A320/321**

#### **53-00-11. Sửa chữa bên ngoài vỏ bọc tại xà vòng/Frame. Hình 203, trang 213/214**

##### **3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

Xà vòng/Frame là loại xà chính, chịu tải trọng lớn của thân máy bay, nên kết cấu phức tạp và có kích thước lớn. Trong sửa chữa vỏ bọc không làm ảnh hưởng đến Frame.

*Sửa chữa* : Cắt bỏ chỗ hỏng ở vỏ bọc và chỉnh sửa để chỗ khoét hình chữ nhật, có cạnh song song và vuông góc với Frame, và lượn góc chỗ khoét bán kính nhỏ nhất R10mm (0,39 in).

Chuẩn bị miếng vá Doubler (1) có kích thước rộng hơn chỗ cắt bỏ mỗi phía 3 hàng đinh tán. Trường hợp hàng đinh tán cạnh mép Doubler trùng vào hàng đinh tán ở Frame, Stringer thì phải tăng kích thước Doubler lên đủ lắp đặt thêm một hàng đinh tán để giảm tập trung ứng suất lớn ở vỏ bọc do mép của mối ghép gây ra.

Miếng Filler (2) có bề dày bằng vỏ bọc để khi tán đinh tán Doubler vào Frame, Doubler không bị lõm, tạo độ phẳng.

Đường kính đinh tán 5/32" (4,00 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép 10 mm (0,390 in) lớn hơn 2D (8mm).

*Chú ý* : Nguyên tắc cắt bỏ chỗ hỏng là cắt hết chỗ hỏng, và chỉnh sửa chỗ cắt bỏ (có thể tăng kích thước thành hình chữ nhật, hình tròn, hoặc tám cạnh tùy cụ thể chỗ hỏng sao cho bố trí đinh tán phù hợp với các lỗ hiện có và bảo đảm khoảng cách tới mép cho phép.

*Ưu điểm* : của Miếng Doubler và chống phía ngoài là bảo đảm độ bền, giá công sửa chữa tiện lợi và nhanh chóng.

*Nhược điểm* : Không tạo được mặt phẳng nhẵn bên ngoài. Một phần nào cản trở đến dòng chảy không khí. Hạn chế cản trở dòng chảy không khí của Doubler, người ta cho vát mép Doubler. Xem SRM 51-47-00.

Theo hướng chu vi thân, ở phía trên mép chỗ cắt bỏ, Doubler rộng hơn, lắp đặt được 4 hàng đinh tán. Hàng đinh tán ở mép Doubler trùng vào hàng đinh tán ở Stringer, nên phải làm Doubler rộng thêm lắp đặt được một hàng đinh tán bên cạnh Stringer để dễ kiểm tra; giảm tập trung ứng suất do mép Doubler, Stringer vào vỏ bọc.

##### **3.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa:**

Theo như tính toán và lý luận ở mục sửa chữa hình 202, trang 211/212 SRM 53-00-11 thì theo hướng dọc thân máy bay, miếng Doubler rộng hơn chỗ vỏ bọc cắt bỏ về phía trước và sau lắp đặt được 4 hàng đinh tán nhằm tăng bền cho chiều dọc thân.



**53-00-11. Sửa chữa phẳng vỏ bọc nằm ở vị trí giữa các xà  
nẹp/ Stringers - Hình 204, trang 219/220.**

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

- **Cắt bỏ chỗ hỏng:** Nguyên tắc cắt bỏ hết chỗ hỏng kết hợp chỉnh sửa để có thể bố trí 4 đinh tán ở miếng Filler và bố trí các đinh tán ở miếng Doubler với các lỗ hiện có ở khung xà và vỏ bọc. Miếng Filler không có tác dụng chịu lực của kết cấu.

- **Chuẩn bị miếng Doubler có kích thước lớn hơn chỗ cắt bỏ mỗi phía bố trí được 3 hàng đinh tán:** Các hàng đinh tán này phải phối hợp được với hàng đinh tán hiện có ở Stringer và vẫn bảo đảm khoảng cách mép của đinh tán (10,00mm).

Mép của miếng Doubler không được nằm trên Stringer hoặc Frame, mà phải rộng thêm một hàng đinh tán bên cạnh Stringer để giảm tập trung ứng suất cho vỏ bọc do mép Doubler gây ra.

Khe hở cho phép giữa Doubler và Filler là 1mm (0,040 in) là kích thước dung sai tự do. Cụ thể  $1^{+0,25}$  mm.

**- Phân tích ưu khuyết của miếng vá :**

**Ưu điểm :** Tạo được mặt phẳng nhẵn bên ngoài, rất cần thiết cho khu vực yêu cầu về khí động học cao.

**Nhược điểm :** Tiến hành sửa chữa tán vá khó khăn.

Vỏ bọc chỗ bậc dày nằm trên Stringer, mà phía dưới sẽ lắp Doubler, được cắt bỏ bậc dày đến kích thước bằng bề dày Doubler; phần bậc còn lại nếu lớn hơn 0,2 mm (0,008 in) phải dùng Shim để tán đinh tán vỏ bọc vào Doubler không bị bẹp.

Xem 

|   |
|---|
| B |
|---|



**53-00-11. Sửa chữa tạm thời lỗ nhỏ ở vỏ bọc**  
***Hình 208, trang 233/234.***

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

**- Cắt bỏ chỗ hỏng:**

Chỗ vỏ bọc bị thủng, lõm, được cắt bỏ hết chỗ hỏng có dạng hình tròn. Đường kính chỗ khoét bỏ lớn nhất 25,4 mm (1.0 in). Lỗ cắt bỏ như vậy có thể sửa chữa nhanh, tạm thời.

**- Chuẩn bị miếng Doubler và Filler:**

Miếng Doubler, ở ngoài được vát mép (1,5mm x 8 mm) trên máy tiện để giảm tập trung ứng suất ở mép Doubler và uốn nhẹ mép để ôm sát vào vỏ bọc khi kẹp chặt. Vát mép còn tạo thuận lợi ở vỏ bọc hạn chế cản dòng chảy không khí.

Miếng Doubler, ở trong dùng êcu cố định tán chặt để vặn vít.

Miếng Filler (2) hình dạng như đệm tròn.

**- Phân tích miếng vá hư hỏng nhỏ;**

Miếng vá nhanh, tạm thời. Miếng vá này phải tiếp cận được cả hai phía để tiện hành sửa chữa.

Trong thực tế sửa chữa nhanh, tạm thời mà lại tiếp cận được hai phía dễ dàng là rất ít có.

**3-2. Đề xuất phương án sửa chữa vỏ bọc hư hỏng nhỏ.**

- Nếu tiếp cận được cả hai phía dễ dàng thì có thể dùng miếng vá phẳng ngoài và dùng đinh tán đặc tán chắc.

So sánh giữa sửa tạm thời và sửa chữa chắc chắn không tốn thời gian và vật liệu khác nhau bao nhiêu.

- Nếu chỉ tiếp cận được ở một phía khi tán đinh còn phía trong khó khăn tiếp cận, hoặc phải tháo gỡ nhiều mới tiếp cận được thì có thể dùng đinh tán một phía (đinh tán rút) vẫn bảo đảm nhanh và bền chắc.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**53-00-11. Sửa chữa mối ghép chồng chạy dọc - Giới hạn cắt bỏ**  
**Panel vỏ bọc trên và dưới - Hình 211 (từ 1, 2), trang**  
**245/246, 247/248.**

3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.

- Cắt bỏ vỏ bọc :

Cắt vỏ bọc được giới hạn chiều dài đến khoảng cách giữa các Frame và chiều rộng là một khoảng cách giữa hai Stringer. Cắt bỏ vỏ bọc không để mép cắt ở trên Stringer và phải cắt quá một hàng đinh tán bên cạnh Stringer là cần thiết. Mục đích để giảm tập trung ứng suất vỏ bọc do mối ghép gây ra.

- *Miếng Doubler và Filler :*

*Miếng Doubler :* mép không ở trên chỗ khoan chặn rách, mà phải rộng hơn hai hàng đinh tán ở chỗ khoan chặn rách là cần thiết. Vì chỗ rách do quá tải và rung động nên khi sửa vá dùng miếng Doubler để vá chồng phục hồi độ bền cho chỗ rách.

Mép miếng Doubler không được ở trên Stringer làm tập trung ứng suất cho vỏ bọc tại mép Doubler và Stringer. Doubler phải rộng thêm một hàng đinh tán bên cạnh Stringer.

- *Sửa chữa vá phục hồi ở đây là mối ghép chồng:*

Phải sử dụng nhiều miếng Filler có kích thước và bề dày khác nhau để tạo được mặt phẳng liên kết Doubler và vỏ bọc,

- Phân tích miếng vá chồng ở mối ghép chồng dọc theo mối ghép:

*Ưu điểm :* Độ bền mối ghép bảo đảm. Tiến hành sửa chữa vá không khó khăn.

*Nhược điểm :* Dãy, tăng trọng lượng mối ghép, tăng tập trung ứng suất ở mối ghép.

*Biện pháp khắc phục :* Miếng Doubler và Filler mép không trùng nhau. Ở đây miếng Filler rộng thêm một hàng đinh so với Doubler để giảm tập trung ứng suất ở mép miếng vá.

*Theo chiều dọc thân:* Miếng Doubler (1) rộng thân lắp đặt được 4 hàng đinh tán về phía trước và sau mép chỗ vỏ bọc cắt bỏ để tăng cường độ bền theo chiều dọc thân.

*Theo chiều chu vi thân :* Miếng Doubler (1) rộng lắp đặt được 3 hàng đinh tán về phía trên và dưới mép chỗ cắt bỏ vỏ bọc đủ để kẹp chặt miếng vá và đảm bảo độ bền mối ghép.

Vật liệu Doubler, Filler giống vật liệu vỏ bọc là 2024T3 Clad. Bề dày Doubler tối thiểu bằng và dày hơn vỏ bọc tối đa 1,37 lần.

ATA 53-00-11



**53-00-12. Sửa chữa Cạnh gờ/Flange bên ngoài của Xà  
vòng/Frame - Hình 202, trang 211/212.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Flange của Frame.**

Flange là thành phần chịu lực và tăng cứng của Frame theo hướng dọc máy bay là chủ yếu. Hư hỏng Flange là làm yếu khả năng mang tải của xà vòng vì giảm Moduls tiết diện của Frame.

Sửa chữa Flange nhằm phục hồi lại độ bền ban đầu của Frame. Sửa chữa phải bảo đảm nguyên tắc phục hồi hình dạng và kích thước ban đầu.

Phương án thiết kế sửa chữa ở đây là đúng nguyên tắc, bảo đảm phục hồi độ bền Moduls tiết diện ban đầu của Frame. Nghĩa là bảo đảm kích thước và hình dạng ban đầu của Flange.

**Chú ý ở đây :** Gia công Doubler (1) là đoạn xà góc có bề dày dày hơn Frame hiện có một kích cỡ kích thước (khoảng 0,2 mm (0,0079 in)) và có cùng vật liệu với Frame và phải ôm sát tự nhiên với phần Frame hiện có. Trong quá trình gia công không làm trầy xước và biến dạng Frame. Chiều dài Doubler (1) dài hơn chỗ cắt bỏ Flange về mỗi phía lắp đặt được tối thiểu 4 hàng đinh tán.

Miếng Filler (2) có cùng bề dày và vật liệu với Frame hiện có.

Khi tán vá các chi tiết Doubler, Filler, và phần Frame chỗ sửa chữa phải được kẹp chặt, chắc vào nhau mới có tác dụng phục hồi độ bền ban đầu của Frame.

**53-00-12. Sửa chữa nối xà vòng/Frame hư hỏng nặng**  
**- Hình 203, trang 217/218.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Frame hư hỏng nặng.**

Frame là xà chính chịu lực của thân máy bay theo hướng chu vi thân máy bay. Frame hay còn gọi là xà vòng định dạng thân máy bay, là xà có kết cấu phức tạp nhất. Yêu cầu Frame ngoài độ bền, độ cứng, còn phải đảm bảo kích thước và hình dạng đúng theo từng vị trí dọc theo chiều dài thân máy bay. Frame là khung tròn định dạng để gá lắp Longerons, Stringers, Bulkheads, xà đỡ sàn, và liên kết với vỏ bọc, cánh giữa, bộ phận thăng bằng... Yêu cầu sửa chữa phải phục hồi được độ bền ban đầu và các đặc tính khác của Frame.

Frame là xà chịu lực chính của thân máy bay theo hướng chu vi thân máy bay. Frame cùng với vỏ bọc dày của thân và các xà khác tạo nên dạng vỏ ứng suất chịu lực xoắn vặn và uốn của thân máy bay. Ngoài chịu các tải trọng khi bay, Frame còn chịu áp lực lớn do tăng áp suất buồng kín.

Tính chất bền quan trọng nhất của Frame là Modulus tiết diện Modulus tiết diện là phụ thuộc vật liệu, kích thước, hình dạng của tiết diện ngang Frame. Sửa chữa Frame là phục hồi lại hình dạng và kích thước bằng hoặc lớn hơn chỗ hỏng của Frame; tức là phục hồi Modulus chống uốn và xoắn.

Thiết kế ở đây bảo đảm nguyên tắc phục hồi lại độ bền, độ cứng và biên dạng ban đầu của Frame, nghĩa là phục hồi lại Modulus chống uốn và xoắn của Frame.

Cần chú ý gia công cũng như lắp đặt các phần nối flange trong và ngoài có biên dạng và ôm sát vào phần Flange của Frame hiện có.



**53-00-14. Sửa chữa xà đỡ ngang/Cross beam**

**- Hình 203 (từ 1, 2), trang 214, 215, 216.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa xà đỡ ngang/Cross beam.**

Phương án sửa chữa này là hợp lý : Cắt bỏ phần hỏng thay vào phần sửa chữa có vật liệu và kích thước giống phần hiện có.

Mỗi ghép nối xà đỡ ngang/Cross beam là chắc chắn, phục hồi được độ bền ban đầu và các tính năng làm việc của Cross beam.

Các lỗ đinh tán hiện có được sử dụng lại là hợp lý.

Giá chìa/Bracket lắp vào chỗ mới không thể dùng Bracket hiện có, Bracket mới có đế phẳng để kẹp chặt bằng 4 đinh tán, sử dụng hai lỗ đinh tán cũ, hai lỗ đinh tán mới có khoảng cách nhau lớn hơn làm tăng độ cứng vững của Bracket.



**53-00-14. Sửa chữa xà dọc/Longeron - Hình 205, trang 227/228.**

**3.1. Phân tích phương án sửa chữa Longeron.**

Xà Longeron là xà dọc chính của thân, giữ vị trí quan trọng chịu tải của thân máy bay theo hướng dọc thân máy bay. Longeron, Stringer, Frame, Bulkhead, và vỏ bọc tạo nên khung xương chính của thân máy bay.

Sửa chữa phục hồi xà dọc/Longeron là phải đảm bảo độ bền ban đầu và độ cứng vững.

Hư hỏng cần sửa ở đây là hư hỏng Flange của Longeron.

- **Miếng lấp kín/Filler** : Có kích thước tối thiểu bố trí được 1 đinh tán. Khoảng cách giữa hai miếng Filler tối thiểu bố trí được một đinh tán. Điều đó có nghĩa bảo đảm khoảng cách đinh tán tới mép nằm trong giới hạn cho phép, không bị xé rách khi chịu tải trọng cho phép.

- Đoạn góc (2).

Vát góc 15 mm x 45°, và lượn góc R 9mm để bảo đảm không có cạnh sắc và giảm kim loại thừa, giảm tập trung ứng suất ở góc nhọn khi lắp ghép với longeron.

Ở góc của đoạn góc được vát 2 mm x 45°, sau đó có thể lượn tròn. Mục đích khi ghép đoạn góc (2) vào xà Longeron sẽ ôm sát. Bản thân Longeron ở các góc đều có bán kính lượn công nghệ. Nguyên tắc lắp ghép là bán kính lượn của xà góc phải lớn hơn bán kính lượn của góc Longeron.



**53-11-11: Sửa chữa bên trong vỏ bọc tại xà vòng/Frame**  
**- Hình 202 (từ 1, 2), trang 209/210, 211.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bên trong vỏ bọc tại Frame.**

Hư hỏng ở đây là hư hỏng vỏ bọc và flange của Frame tại chỗ vỏ bọc hỏng.

**Ưu điểm :** của miếng vá sửa chữa này là tạo được mặt phẳng ngoài theo biên dạng hiện có. Phục hồi được độ bền ban đầu của vỏ bọc, flange của Frame tại chỗ hỏng, hạn chế tập trung ứng suất do miếng vá tạo nên.

Frame là xà chính, chịu tải trọng chủ yếu của máy bay nên khi sửa chữa phải được tăng cường bề dày, số lượng đinh tán so với các sửa chữa khác.

- Double (1) có cùng vật liệu với vỏ bọc, có bề dày lớn hơn vỏ bọc nhiều (từ 0,5 mm đến 1,00 mm).

- Miếng Filler (3) dày hơn vỏ bọc (từ 0,3 - 0,8 mm).

- Thanh góc uốn (2) có vùng vật liệu, có bề dày dày hơn Frame 0,2 mm (0,008).

- Hai đầu đoạn góc uốn phía ngoài Doubler có 5 đinh tán mỗi đầu.

**3-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa.**

Theo lý thuyết tính toán của nhà chế tạo yêu cầu:

Theo hướng dọc thân máy bay, Doubler làm rộng hơn lắp đặt được 4 hàng đinh tán, nếu không có ngăn trở đặc biệt để tăng độ bền theo hướng dọc thân máy bay.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**53-21-13. Sửa chữa nối xà nẹp/STG 23 LH/RH, ở giữa xà vòng/FR24 và FR35 - Hình 201 (từ 1,2), trang 203/204, 205/206.**

3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa nối Stringer.

Stringer làm việc chủ yếu chịu tải trọng uốn và xoắn.

Độ bền của Stringer phụ thuộc Moduls tiết diện. Moduls tiết diện là phụ thuộc vào hình dáng và kích thước của Stringer.

Phần nối có vật liệu giống Stringer, kích thước bằng kích thước Stringer, bề dày lớn hơn bề dày Stringer.

Moduls tiết diện (Momen Cản) chỗ sửa chữa phải bằng hoặc lớn hơn Moduls tiết diện Stringer hiện có.

Nguyên tắc nối như trình bày là đảm bảo phục hồi lại độ bền ban đầu.

Vật liệu, kích thước phần thay thế của Stringer, Coupling, Shim là đúng quy định.

Đường kính đinh tán, vật liệu đinh tán, khoảng cách đinh tán tới mép là đảm bảo.

Phần Coupling (2) dài hơn phần Stringer thay thế hai đầu 4 hàng đinh là đảm bảo kẹp chặt và độ bền Coupling.

Tính toán kiểm tra độ bền mối ghép nối xem Quyển I, phần II tài liệu này.

ATA 53-21-13



## **CHƯƠNG 54/CHAPTER 54**

### **VỎ BỌC VÀ GIÁ TREO ĐỘNG CƠ A320/321**

**54-50-00. Nguyên tắc sửa chữa hư hỏng lõm ở kết cấu thứ 2 giá treo động cơ loại CFM 56-5. Hình 201 (từ 1,2 ) trang 202, 203, 204.**

**4.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa hư hỏng lõm ở kết cấu thứ 2 giá treo động cơ.**

- Đây là loại vết lõm gây biến dạng lớn ở kết cấu thứ 2 do va đập. Sửa chữa ở đây là cắt bỏ 50% chỗ bị lõm, phần ở giữa chỗ lõm bị biến dạng nhiều. Phần còn lại bị biến dạng ít hơn được nắn sửa cho phẳng.
- Miếng Doubler lấy vật liệu tương tự thành phần hỏng và có bề dày bằng bề dày thành phần hỏng, cộng thêm 20% bề dày thành phần hỏng. Miếng Doubler tấp vá bên ngoài; có kích thước rộng hơn chỗ hỏng mỗi phía sắp đặt được 3 hàng đinh tán.
- Đường kính đinh tán sử dụng ở đây 1/8" (3,175 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép là 8 mm (0,314 in) là lớn hơn khoảng cách tối thiểu cho phép 2D (6,35 mm). Bước đinh tán 13mm (0,511 in) lớn hơn khoảng cách bước đinh tối thiểu là 3D.
- Miếng Doubler và Filler, vỏ bọc sau cắt bỏ chỗ hỏng, lượn tròn R10 mm (0,393 in) ở các góc để giảm ứng suất tập trung.
- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa:

Kết cấu thứ hai giá treo động cơ làm việc không chịu tải trọng lớn. Điều kiện làm việc bị rung động và nhiệt độ nóng thay đổi theo chu kỳ.

Sửa chữa bảo đảm chắc chắn. Bề dày Doubler (1) dày hơn vỏ bọc 1,2 lần. Chỗ cắt bỏ lượn góc lớn để giảm tập trung ứng suất. Doubler rộng hơn chỗ hỏng lắp đặt được 3 hàng đinh tán bao quanh.

**4.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa :** Khi thành phần hư hỏng có thể tháo ra được nên tiến hành dùng miếng vá phẳng ngoài. Miếng Doubler tấp chồng bên trong để tạo phẳng ngoài vẫn bảo đảm bền và mỹ quan.

Miếng Filler làm lấp khít vào chỗ khoét và phải bố trí được hai hàng đinh tán ép chặt miếng Filler vào miếng Doubler để không bị ảnh hưởng do rung động.



**54-50-00. Nguyên tắc sửa chữa hư hỏng rách kết cấu thứ 2 giá treo loại động cơ CFM 56-5 - Hình 203 (từ 1,2), trang 210, 211, 212.**

**4.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách kết cấu thứ 2 giá treo động cơ.**

- Giá treo động cơ là bộ phận kết cấu quan trọng của máy bay. Giá treo động cơ chịu toàn bộ lực đẩy của động cơ, và truyền lực đó vào cánh máy bay; đẩy máy bay tiến lên phía trước khi lăn bánh ở mặt đất và đẩy máy bay về phía trước khi bay. Giá động cơ ngoài chịu tải trọng lớn, còn chịu nhiệt nóng thay đổi theo chu kỳ của động cơ toả ra. Ngoài ra còn bị rung động do tần số vòng quay của động cơ.

Kết cấu thứ hai của giá treo động cơ tuy chịu lực không lớn, nhưng nó vẫn phải làm việc trong điều kiện khắc nghiệt là nhiệt độ cao và rung động nên nó dễ bị nứt và rách. Tuy ở đây đã dùng vật liệu chịu nhiệt và bền như Titanium và thép không gỉ.

- Khoan chặn chỗ rách để ngăn chặn rách tiếp. Dùng mũi khoan 4,8 mm (0.118 in) đường kính để khoan chặn là hợp lý (giảm được ứng suất tập trung và không làm yếu kết cấu).
- Ở đây dùng miếng vá hình chữ nhật và chồng lên chỗ rách. Mỗi phía chỗ rách lắp đặt 3 hàng đinh tán.

Đường kính đinh tán 1/8" (3,175 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép là 8 mm là lớn hơn khoảng cách đinh tán tới mép nhỏ nhất là 2D (6,28 mm); khoảng cách giữa hai đinh tán là 13 mm (0,512 in), khoảng 4D là hợp lý.

Nhớ rằng miếng Doubler vẫn phải lượn góc và vát mép.

- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.

Miếng Doubler làm cùng vật liệu với thành phần rách và có bề dày cộng thêm 0,2 mm (0,007 mm) hoặc cộng thêm 20% bề dày thành phần rách là hợp lý nhằm tăng độ bền.

Ở đây hướng lực kéo rách tấm là vuông góc với hướng của vết rách. Những đinh tán nằm trên đường kéo dài của chỗ rách không chịu tải trọng, chỉ tác dụng kẹp chặt Doubler và vỏ học

Để kiểm tra phương án thiết kế miếng vá của SRM, ta có thể kiểm tra lực cắt đinh tán, lực kéo tấm, lực xé tấm và tải trọng mang của tấm so với độ bền giới hạn cho phép cắt đinh tán, kéo tấm, độ bền giới hạn mang của tấm (USS, UTS, UBS, như thí dụ trình bày ở đầu chương III.



**54-51-18. Sửa chữa rách chỗ lắp ghép giá đỡ cơ cấu thổi ngược của giá treo động cơ CFM 56-5 - Hình 201 (từ 1,2) trang 202, 203.**

**4.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách chỗ lắp ghép giá đỡ cơ cấu thổi ngược.**

- Chỗ lắp ghép giá đỡ cơ cấu thổi ngược chịu tác động khí đốt của động cơ máy bay thổi cực mạnh tạo phản lực nhằm giảm tốc độ máy bay khi hạ cánh. Khi cơ cấu thổi ngược này làm việc, chỗ lắp ghép và cả giá đỡ chịu lực va đập và rung động liên tục là nguyên nhân gây nên nứt.

Những chỗ nứt này lại xuất hiện ở ngay bề mặt làm việc.

- Hình 201 (từ 1). Đây là loại hợp kim có độ bền cao. Công nghệ hàn phức tạp từ khi chuẩn bị mối ghép hàn, chuẩn bị trước khi hàn, quy trình hàn và xử lý sau hàn. Ứng suất dư của mối hàn luôn tồn tại, tùy thuộc khả năng làm giảm đến mức nào.

Trong quá trình sử dụng giá đỡ rất dễ nứt lại khu vực mối hàn đã sửa và nứt thêm các chỗ hàn khác.

- Hình 201 (từ 2) trình bày thiết kế mối hàn các gân tăng cứng. Bản thân mối hàn đã tạo nên ứng suất tập trung. Trong quá trình hàn làm biến đổi tính thể kim loại vùng mối hàn tạo nên ứng suất dư sau hàn. Tất cả ứng suất này khi làm việc sẽ dễ tạo nên nứt.

Vậy thiết kế mối hàn làm sao bảo đảm tính công nghệ và không tạo tập trung ứng suất hàn quá lớn gây cong vênh, dễ nứt. Phải chú ý khử ứng suất dư sau hàn.

Điều quan trọng thực hiện đúng công nghệ hàn.

**4.2. Đề xuất :** Ở chỗ các tai đỡ để lắp ghép, trong quá trình làm việc dễ có thể bị rộng ra, biến dạng, hoặc bị nứt nhiều chỗ, việc phục hồi hàn lại khó khăn để đảm bảo độ bền.

Nếu có điều kiện và vật liệu có sẵn thì cắt bỏ toàn bộ phần thành có cả hai tai đỡ và thay bằng phần làm mới có cùng vật liệu và bề dày. Đó là giải pháp cơ bản và lâu dài.



**54-55-12. Nguyên tắc sửa chữa Spar chụp thun nhẵn có thể tháo được phía sau**

- Hình 201 (từ 1 đến 11), trang 203/204 đến 221/222, 223. - Hình 201 (từ 3) Nguyên tắc sửa chữa gí Spar chụp thun nhẵn có thể tháo phía sau giá treo động cơ CFM 56-5.

**4.1. Phân tích phương án thiết kế chụp thun nhẵn có thể tháo được.**

- Hình E .Sửa chữa : Cắt bỏ flange của Spar hỏng và dài đủ bố trí 2 đỉnh tán để giữ miếng Filler (7). Dùng đoạn xà góc để tấp nối có chiều dài đủ bố trí thêm 3 hàng đỉnh tán ở mỗi phía chỗ cắt bỏ (phải bảo đảm khoảng cách đỉnh tán và khoảng cách đỉnh tán tới mép).

Chỗ cắt bỏ ở flange của Spar, phải dùng miếng Filler 7 để tạo phẳng.

Vật liệu, kích thước xà góc, Filler, đỉnh tán phải đảm bảo đúng nguyên tắc sửa chữa kết cấu như tài liệu đã đưa ra.

Tiết diện F-F ( tiết diện G-G) : Kết cấu cần sửa ở đây là Spar liên kết với kết cấu tổ ong bề mặt kim loại. Ngoài kẹp chặt bằng đỉnh tán, còn dùng kẹp chặt vít và êcu. Kẹp chặt flange Spar, Angle (2), filler (6) và phần kim loại bọc lõi tổ ong.

Nguyên tắc sửa chữa như Hình E nhưng phải chú ý khi cắt phần kim loại hỏng liên kết với kết cấu tổ ong phải cẩn thận không làm hỏng kết cấu này.

Khi khoan lắp đỉnh tán không khoan vào bề mặt kim loại đối diện của kết cấu tổ ong.

- Hình 201 (từ 4).

Tiết diện H-H, sửa cắt một đoạn flange của Spar và dùng một đoạn xà góc (Angle 2) để tấp nối phục hồi độ cứng.

Miếng Filler lắp vào chỗ cắt bỏ flange của Spar để tạo phẳng liên kết với kết cấu tổ ong.

Tiết diện J-J. Dùng Shim (9) như miếng đệm giữa Spar với tấm tăng cường.

- Hình 201 (từ 5).

- Hình L thí dụ trường hợp thứ nhất và thứ 2 sửa chữa hư hỏng nhỏ ở Spar.

Sửa chữa cắt bỏ phần Spar hỏng và dùng một hàng đỉnh tán kẹp chặt Doubler vào Spar giữa chỗ cắt bỏ và đường bao quanh Doubler - Hình 201 (từ 6).

- Có 4 tiết diện : (V-V), (T-T), (U-U), (R-R), hình chi tiết C

- Hình L Spar bị gí, nên phải cắt bỏ chỗ gí <1>.

Dùng miếng Doubler (13, 14, 16), xà góc (12), Filler (5), Washer <9>.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

Tiết diện (R-R), Dừng xà góc (12) và Doubler (13) để vá táp tăng cường phục hồi độ bền. Vì Spar liên kết với kết cấu tổ ong nên phải cẩn thận khi khoan cắt không làm hỏng kết cấu tổ ong bề mặt kim loại. Dùng đinh tán và vít + êcu + đệm để kẹp chặt.

- Hình  có tiết diện (M-M), (N-N).

Dùng miếng Doubler (13, 14, 16). Ở đây dùng, bu lông, đinh tán, vít, êcu cố định tùy theo kết cấu cụ thể mà sử dụng hợp lý. Về nguyên tắc vít, đinh tán, bu lông đều có thể thay thế được cho nhau nếu bảo đảm được độ bền và các phần nhô ra các chi tiết này không ảnh hưởng đến làm việc của các cơ cấu.

Đinh tán, vít, bu lông, Doubler, Shim. Filler, khoảng cách mép của đinh tán, bước đinh tán... đúng tiêu chuẩn nêu ở phần I tài liệu này.

- Hình 201 (tờ 8). Nguyên tắc sửa chữa rách Spar chụp thuận nhãn có thể tháo phía sau của giá treo động cơ CFM 56-5.

- Hình  có tiết diện (Z-Z), (V-V), hình chi tiết  ;  A a

Sửa chữa gỉ, gỉ và rách. Khoét chỗ hỏng <1>, và táp miếng Doubler (13, 14, 15, 16, 17), Filler (4).

Đường kính đinh tán 5/32" ( $\approx 4.00$  mm). Khoảng cách đinh tán tới méo 8 mm (0,315 in) là nằm trong giới hạn cho phép; lượn góc R8mm (0,315 in) là hợp lý.

Sử dụng các loại đinh tán, bu lông vít tùy từng vị trí cụ thể. Tiến hành sắp đặt và tán đinh như các sơ đồ tương ứng.

- Hình 201 (tờ 9), Nguyên tắc sửa chữa rách và gỉ, gỉ Spar chụp thuận nhãn có thể tháo rời phía sau.

- Hình  chỉ sửa chữa rách <25 mm (0,984 mm).

Khoan chặn chỗ rách dùng mũi khoan 4,8 mm (0,189 in) là hợp lý.

Sử dụng miếng Doubler (14), (15), (16), (17) để vá tăng cường. Đinh tán, bước đinh, và sắp đặt bố trí là hợp lý, nằm trong quy định.

- Hình 201 (tờ 10), Nguyên tắc sửa chữa Spar chụp thuận nhãn có thể tháo phía sau.

-  Chỉ sửa chữa vết rách <25 mm (0,984 in).

Khoan chặn chỗ rách dùng mũi khoan 4,8 mm (0,189 in).

Sử dụng miếng Doubler (20) phù hợp với kết cấu cụ thể.

Sắp đặt đinh tán hợp lý, tránh chỗ có khung xà.

Khoảng cách mép đến đinh tán nhỏ nhất 2D. Lượn góc R10 mm (0,315 in) là hợp lý.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**54-56-12. Nguyên tắc sửa chữa ổ đỡ chụp thuôn nhẵn ở dưới tại  
xà ngang/RIB-5 của giá treo động cơ CFM 56-5 - Hình  
201, trang 202.**

**4.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa ổ đỡ chụp thuôn nhẵn.**

Đây là ổ đỡ bạc tự lựa để đỡ trục quay lắp vào chụp thuôn nhẵn; dùng đóng mở chụp thuôn nhẵn.

Hư hỏng ở đây là thân lắp ổ đỡ bị rộng ra do quá trình làm việc. Lắp ghép ống lót vào thân đỡ là lắp ghép ép chặt. Khi lỗ ở thân đỡ bị rộng, người ta có thể doa lại có kích thước  $21^{+0,021}$  và vách mép  $0,5 \times 0,5$  để lắp ráp ống lót mới có đường kính như bản vẽ.

Lắp ráp người ta đặt cụm lắp lên đồ gá. Cụm lắp gồm bạc đỡ (2), bạc trung gian và ống lót (1). Sau đó đưa đồ gá có cụm lắp lên máy ép để ép thành rãnh làm biến dạng kim loại bạc trung gian sang hai bên ôm chặt vào bạc đỡ (2) và ống lót số (1).

Cuối cùng đem cả cụm đã lắp ghép ép vào thân đỡ ở giá treo. Đây là lắp ghép có độ dôi... Tất cả các chi tiết này có thể gia công và lắp ráp được ở điều kiện xí nghiệp bảo dưỡng máy bay.



## **CHƯƠNG 55/CHAPTER 55**

### **BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY A320/321**

**55-11-11. Sửa chữa hư hỏng tới chân đế xà ngang/Ribfoot giữa các xà nẹp/Stringers (sửa chữa phẳng) khu vực/Zones 02-08, 11, 12, 15, 16, 19, 20-23-25, 28-30**

**-Hình 207 (từ 1, 2, 3, 4), trang 285, 286, 287, 289.**

**5.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa hư hỏng chân đế xà ngang/Ribfoot giữa các Stringer.**

Packer dùng để bọc đỡ Shim (chỉ dùng ở Zone 1)

Tấm đỡ (Support) để đỡ và liên kết toàn bộ miếng vá. Thành phần "Repair Section" vừa đỡ vừa liên kết toàn bộ miếng vá với Rib.

Ở đây chiều ngang chỗ cắt bỏ hẹp ở giữa hai Stringer, nên hai hàng đinh tán dọc bên ngoài Doubler tham gia tăng độ bền mối ghép tán. Tải trọng tác dụng vào vỏ bọc; vỏ bọc truyền vào Doubler; Doubler truyền vào Stringer và Rib.

Độ bền của mối ghép ở đây quyết định ở 6 đinh tán mỗi đầu của Doubler kẹp chặt toàn bộ từ vỏ bọc, Doubler, Packer, Support Plate, Repair Section và truyền tải trọng qua Repair Section xuống Rib.

**Ưu điểm:** Sửa chữa tạo mặt phẳng nhẵn khí động học.

Sửa chữa miếng vá ở đây liên quan các thành phần vỏ bọc, Stringer, Rib. Stringer, Rib là thành phần chịu lực từ vỏ bọc truyền vào. Sửa chữa vá ở đây khác với nguyên tắc với chỗ sửa chữa chỉ có vỏ bọc hư hỏng.

ATA 55-11-11



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**55-24-11. Sửa chữa phẳng, khu vực 01 đầu mút bánh lái độ cao  
tầm ngoài/Elevator outboard Tip.**

**Hình 207, trang 237/238.**

- Miếng vá sửa chữa Elevator outboard Tip ngoài đảm bảo bền  
chắc, còn phải bảo đảm độ phẳng nhãn khí động học hạn chế  
tăng trọng lượng.

**5-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vá Elevator outboard Tip.**

Miếng Doubler có cùng vật liệu với miếng vá và có bề dày hơn vỏ bọc một  
kích cỡ kích thước để tăng độ bền và bù mất độ bền do khoan lỗ.

Kích thước Doubler lớn hơn chỗ cắt bỏ mỗi phía tối thiểu hai hàng đinh tán.

Gia công miếng Filler có vật liệu và bề dày bằng bề dày vỏ bọc chỗ cắt bỏ.

Đường kính đinh tán 5/32" (4,00mm). Khoảng cách đinh tán tới mép 12 mm  
(0,472) là hợp lý; lớn hơn khoảng cách đinh tán cho phép tới mép nhỏ nhất 2D  
(8,00 mm).

Bước đinh tán 4-5D là hợp lý; lớn hơn bước đinh tán cho phép nhỏ nhất 3D  
(12 mm).

**Ưu điểm:**

Tạo được bề mặt phẳng nhãn khí động học và bảo đảm được độ bền mối  
ghép.

**Nhược điểm :**

Tiếp cận được bên trong thuận lợi cần thời gian sửa chữa lâu hơn.

**5-2. Đề xuất bổ sung phương án thiết kế sửa chữa**

- Miếng Doubler tuy để ở trong nhưng vẫn phải vát mép 0,5 x 6mm và uốn  
nhẹ mép để ôm sát vào vỏ bọc và giảm ứng suất vào vỏ bọc tại mép miếng  
Doubler.

- Nên dùng 3 hàng đinh tán ở mỗi phía xung quanh chỗ cắt, bước đinh 3D.  
Nhằm tăng bền chắc cho mối ghép tán và không tăng nhiều kích thước mối ghép  
tán.

- Muốn sửa chữa nhanh, tạm thời bằng đinh tán rút có thể dùng miếng vá  
ngoài. Xem hình 206, trang 231/232, SRM 55-24-11.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**55-31-11. Sửa chữa xà nẹp/Stringer cùng với miếng vá vỏ bọc trong (sửa chữa phẳng) - Hình 203 (tờ 1, 2, 3), trang 223/224, 225/226, 227.**

Hư hỏng ở đây là hư hỏng cả vỏ bọc và Stringer. Sửa chữa phục hồi độ bền của cả mối ghép.

**5-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc và Stringer :**

Đây là miếng vá sửa chữa phức tạp gồm cả vỏ bọc và Stringer. Độ bền của mối ghép phụ thuộc vào độ bền của vỏ bọc và Stringer sửa chữa phục hồi.

Nếu miếng vá vỏ bọc thông thường thì miếng vá truyền tải trọng là: Khi có tải trọng tác dụng vào vỏ bọc hiện có bên cạnh mép chỗ cắt bỏ, tải trọng sẽ truyền qua miếng táp/Doubler và truyền sang vỏ bọc cạnh mép bên kia chỗ vỏ bọc cắt bỏ (thay vào chỗ cắt là miếng Filler).

Trong trường hợp ở đây: tại mép vỏ bọc hiện tại cạnh mép chỗ cắt bỏ, khi có tải trọng tác dụng, tải trọng này truyền vào Doubler và truyền vào pre-cured section, từ Pre - cured truyền vào Stringer.

*Ưu điểm* : miếng vá sửa chữa tạo được mặt phẳng nhẵn khí động.

*Nhược điểm* : tiến hành sửa chữa khó khăn, phức tạp hơn. Do phải tiếp cận phía bên trong.

**5-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa vá ngoài.**

Nếu tiếp cận bên trong khó khăn, ở chỗ yêu cầu độ nhẵn khí động học cao, cần sửa chữa nhanh xem hình 204, trang 233/234, SRM 55-31-11.



**55-31-11. Sửa chữa vỏ bọc và Stringer với miếng vá ngoài**  
**- Hình 204, trang 233/234**

**5-1. Phân tích miếng vá ngoài sửa chữa vỏ bọc và Stringer:**

Cắt bỏ phần vỏ bọc hỏng có dạng hình chữ nhật, có các cạnh song song và vuông góc với Stringer. Lượn góc chỗ cắt bỏ R10mm (0,39in).

Cắt bỏ đoạn Stringer bị hỏng có chiều dài bằng chiều rộng chỗ vỏ bọc cắt bỏ.

- Chế tạo miếng Doubler (1) : chiều dọc theo Stringer, rộng hơn chỗ cắt bỏ mỗi bên 3 hàng đinh tán; chiều vuông với Stringer, rộng hơn chỗ cắt bỏ 1 hàng đinh tán mỗi bên vì không chế bởi Stringer bên cạnh.

- Chế tạo miếng Filler (2) có chiều rộng bằng chiều ngang Stringer, có chiều dài bằng chiều dài chỗ vỏ bọc và Stringer cắt bỏ.

- Chế tạo: pre-cured section để nối tăng cường Stringer bị cắt, có chiều dài hơn chỗ cắt bỏ Stringer mỗi phía 3 hàng đinh tán.

Đường kính đinh tán 5"/32 (4.00mm). Khoảng cách đinh tán tới mép là 8, 10, 12mm (0,31 in; 0,39 in; 0,47 in), bằng và lớn hơn khoảng cách tối thiểu cho phép 2D (8.0mm). Khoảng cách giữa các đinh tán: 15, 20, 22 mm (0,59; 0,79; 0,87in) là nằm trong khoảng 3,5 đến 4,5D.

**Ưu điểm** : Bảo đảm phục hồi độ bền ban đầu của vỏ bọc và Stringer.

Nhược điểm : Không tạo được độ phẳng nhẵn mặt ngoài. Hạn chế phần nào đến dòng chảy của khí. Khắc phục bằng vát mép xung quanh Doubler. Tùy theo độ dày, nói chung vát 4t (t bề dày của Doubler).

**5-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa Vỏ bọc và Stringer :**

- Sửa chữa vá phẳng, tức là miếng vá nằm bên trong máy bay. Tạo phẳng bằng miếng Filler và miếng Doubler có hình dạng chữ H cắt đôi (T).

Thời gian và điều kiện cho phép bao giờ cũng ưu tiên sử dụng miếng vá phẳng. Xem hình 208, trang 243/244, SRM 55-21-11.

- Theo chiều vuông góc Stringer, Doubler phải lắp đặt được tối thiểu hai hàng đinh tán (Hàng ngoài mép Doubler nằm trên một 1/2 Flange của Stringer)



**55-31-18. Sửa chữa nối ghép thành đứng xà dọc/Spar**  
**- Hình 201 (tờ 1 và 2), trang 205/206; 207/208**

**5-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa nối ghép thành đứng Spar.**

Thực chất sửa chữa ở đây là nối thành đứng của Spar. Hai xà dính hình hai bên được ghép với thành đứng tạo thành Spar.

xà dọc/Spar là một loại xà dọc, chịu lực lớn; là thành phần chính tạo nên bộ phận kết cấu.

Thành đứng là tấm kim loại được tạo lỗ tròn hay o van để giảm trọng lượng và tăng cứng nhờ vành gờ và bố trí nhiều thành phần tăng cứng ngang.

Khi thay thành đứng, hoặc do tấm nối hư hỏng. Tiến hành sửa chữa phải liên kết nối hai phần thành đứng lại với nhau.

- Chế tạo thành đứng mới cùng kích thước vật liệu với thành đứng hiện có.

- Chế tạo miếng Doubler hình 201 (tờ 1, 2). Vì thành đứng Spar có nhiều thành phần tăng cứng nên ảnh hưởng đến sắp đặt dính tán ở tấm nối. Hai đầu tấm nối được ghép vào thành của hai xà dọc hai bên nên phải làm rộng hơn để phù hợp với lỗ dính tán hiện có, được cắt chéo và lượn góc để giảm ứng suất tập trung.

Tấm nối được tán ghép vào thành đứng Spar có hai hàng dính tán mỗi bên chỗ nối đủ đảm bảo liên kết chắc chắn.

Chế tạo tấm nối ở hình 201 (tờ 2). Thành đứng của Spar có các lỗ hình vuông xoay chéo 45° để giảm trọng lượng và tăng cứng. Ở đây ít thấy thanh ngang tăng cứng.

Tấm nối nối hai phần thành đứng ở mỗi phía mép có 2 hàng dính tán.

Bản vẽ không rõ, khó đọc, thiếu bản vẽ tiết diện ngang. Hai xà hai bên có hình dạng như thế nào? thành đứng hiện có kết cấu ra sao?

Nếu chỉ thay tấm nối đơn thuần thì không cần nêu phương án sửa chữa.



## **CHƯƠNG 57/CHAPTER 57**

### **BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY A320/321**

**57-21-11. Sửa chữa lỗ bu lông vỏ bọc dưới cánh đối với Panel cửa vào mang tải/loaded Access Panels giữa xà ngang/Ribs 13 và 27 - Hình 202 (từ 1, 2, 3, 4, 5, 6), trang 212, 213, 214, 215, 216, 217, 218.**

#### **7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa lỗ bulông vỏ bọc dưới cánh.**

Cánh là bộ phận kết cấu quan trọng nhất của máy bay.

Cánh chịu các loại tải trọng lớn. Các thành phần của kết cấu của cánh chịu các loại tải trọng lớn, luôn biến đổi làm cho các chỗ lắp ghép có thể bị mòn, hỏng, gỉ, gãy.

Khoan và doa lỗ lớn hơn để lắp đinh tán cạnh đó lớn hơn trong dãy số đường kính tiêu chuẩn.

Khoan, doa lỗ để lắp Bush.

Gia công Bush có đường kính ngoài A lớn hơn đường kính lỗ ở cánh đã doa hoàn thiện.

Vát mép trong và ngoài Bush để làm mất cạnh sắc và để định hướng lắp ráp dễ.

Chiều dài (L) của lỗ vỏ bọc cánh đo tại mép gần nhất.

Gia công nguội lỗ. Dùng trục hoặc bích có đường kính lớn hơn đường kính lỗ để ép giãn rộng lỗ. Mục đích của gia công nguội làm biến dạng bề mặt lỗ, các tinh thể kim loại biến dạng dồn ép tạo nên ứng suất dư nén ở vùng bề mặt. Khi kết cấu làm việc dưới tải trọng biến đổi và rung động bề mặt lỗ có ứng suất dư nén chống lại phát sinh vết nứt kim loại khi bị mỏi. Giãn nở khoảng 4% đường kính lỗ.

Bush (Item I) trước khi lắp phải cho vào tủ đá để Bush co lại, làm đường kính ngoài nhỏ đi để lắp dễ dàng. Sau khi lắp xong, hết lạnh Bush nở ra ép chặt vào lỗ ở vỏ bọc cánh. Lắp ghép này là lắp ghép có độ dôi. Nhờ lắp ghép này vùng xung quanh bề mặt lắp ghép tạo nên ứng suất dư do lắp ghép. Lắp ghép này giữ Bush chặt trong lỗ và không làm thành lỗ bị nứt khi cánh chịu tải trọng biến đổi.

Đầu mũ phẳng vận chìa vít vì có đường kính to, chiều cao đầu sâu nên phải dùng miếng DOOR có mặt nghiêng để tạo miệng khoét loe chứa đầu mũ phẳng vận chìa vít, tạo mặt phẳng lắp ráp.

Dùng Captive nut để vận chặt bolt; phải dùng đệm trước khi vận Captive nut.

Bridging plate làm tăng độ cứng vững, chống lắc ngang của chi tiết kẹp chặt.

Phương án sửa chữa này phục hồi được độ bền, độ chắc chắn, khắc phục được lỗ bị rộng.

ATA 57-21-11



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

Dùng chi tiết kẹp chặt bolt và Bush để phục hồi là bảo đảm khắc phục gỉ, mòn, và rộng lỗ. Quá trình sửa có phức tạp và tốn kém hơn so với chi tiết kẹp chặt định tán.



**57-31-21. Sửa chữa xà ngang/Rib tạo dạng bị rách - Hình 204, trang 214.**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách Rib tạo dạng :**

Khoan chặn chỗ rách đường kính đó là lớn, giảm tập trung ứng suất được lớn. Bảo đảm lỗ khoan chặn hết vết rách (kể cả vết rách nhỏ).

- Hình  Miếng sửa chữa ôm biên dạng sẵn có của Rib chỗ bị rách, mỗi phía chỗ rách có 4 đỉnh tán theo vị trí hiện có và có ít nhất 2 đỉnh tán mỗi bên mép rách.

Hình  Miếng sửa chữa có biên dạng của Rib chỗ rách và theo chiều dài chỗ rách. Mỗi phía có 3 đỉnh tán.

Đường kính đỉnh tán 4/32" (3,2 mm). Khoảng cách đỉnh tán tới mép 9,00 mm (0,354) lớn hơn 2D (6,4 mm). Bước đỉnh tán là 16,00 (0,630) và 19,00 (0,748 in) vào khoảng 5D đến 6D là hợp lý.

Hình  : Chỗ rách là chỗ yếu nhất của kết cấu.

Lực tác dụng theo phương vuông góc hướng rách. Ở đây mỗi bên mép rách có hai đỉnh tán. Tại tiết diện này là yếu nhất của cửa Formed Rib.

Hình  : Chỗ rách là chỗ chịu tải trọng quá giới hạn. Phương của tải trọng vuông góc với phương chỗ rách. Miếng vá có hình là 1/2 hình tám cạnh. Không cắt bỏ chỗ rách là đúng. Nếu cắt bỏ chỗ rách, hai đỉnh tán nằm trong chỗ có vết đứt đoạn không tham gia chịu lực. Miếng vá hình 6 cạnh này vừa bảo đảm chống rách, vừa làm giảm tập trung ứng suất ở miếng vá.

**7-2. Đề xuất phương án sửa chữa:**

Repair plate phải dùng dày hơn vật liệu chỗ hỏng 0,4 đến 0,6 mm để tăng cường nhiều độ bền.

Hoặc dùng thêm miếng sửa chữa vá đối diện phía sau lưng chỗ rách.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-A320/321**

**57-40-00. Cánh tà trước/Slat 1 - Vỏ bọc mặt dưới - Cắt mở (làm cửa vào) giữa xà ngang có rãnh trượt/Track Rib 3 và WFX 22985 - Hình 216 (từ 1, 2, 3, 4).**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

Cắt Backing Plate có chiều rộng để mỗi bên mép cắt lắp đặt 3 hàng đinh tán, chiều dài được xấn mép hai đầu để ốp sát Bottom Skin và kẹp vào lower girder và Trailing Edge để tán đinh ở mép trước và sau.

Đường kính 5/32" (4.00 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép là 9.00 mm (0,354 in) là lớn hơn khoảng cách nhỏ nhất cho phép 2D (8mm). Khoảng cách giữa các đinh tán theo chiều ngang và chiều dọc từ 16.00 (0,630) đến 22.00(0,866) vào khoảng 4D đến 5,5D là bảo đảm độ bền mối ghép.

Backing plate có cùng vật liệu và bề dày với vỏ bọc.

Sửa chữa nối hai phần tấm vỏ bọc dùng miếng Backing plate là bảo đảm độ bền ban đầu của Bottom Skin và được xấn mép hai đầu để ốp sát Bottom Skin và ghép nối vào Lower Girder và Trailing Edge.

Khe hở giữa hai mép Bottom Skin là 1,50 +0,50 m (0,059 + 0,019) để chứa chất bịt kín.

Miếng Backing Plate khi cắt ở các vị trí có lắp êcu cố định để bắt vít phải để đủ chỗ lắp để êcu cố định và xoay êcu cố định về vị trí hợp lý nhất.

Tán đinh tán ở đây chỉ tiếp cận được một phía, không thể đưa cục dờ vào để dờ đầu nở khi tán. Do đó phải dùng đinh tán một phía.



**57-41-11. Thay thế một một phần vỏ bọc - Sơ đồ A**  
**- Hình 204, trang 211.**

**7-1. Phân tích phương án thay thế một phần vỏ bọc ở mép trước cánh:**

Sửa chữa nối vỏ bọc mép trước cánh ngoài đảm bảo độ bền, còn phải bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học cao, nơi trực tiếp rẽ dòng chảy không khí.

- Gia công miếng : miếng lắp vào vỏ bọc "Skin insert " (1) có cùng vật liệu và bề dày như vỏ bọc hiện có, và có biên dạng giống biên dạng ban đầu hiện có.

- Gia công miếng nối đối đầu "Butt straps" (2). Đây là miếng nối để nối hai đầu mép vỏ bọc lại thành một tấm chịu lực. Miếng này bố trí được 4 hàng đinh tán, để ghép vào hai đầu mép vỏ bọc cắt bỏ, mỗi bên hai hàng đinh tán. Butt Straps là thành phần chịu lực.

- Miếng mảnh dài tăng bền/Reinforcing Strips (3) : là miếng thay thế một phần vỏ bọc.

- Nếu cần thiết làm miếng Shim (6): tạo ôm khít của mối ghép.

Trước khi tán đinh tán phải dùng cái kẹp vỏ bọc để kiểm tra độ ôm khít của miếng vữa.

Đường kính đinh tán 4/32" (4.00 mm). Khoảng cách từ tâm lỗ đinh tán tới mép là 9 mm (0,354 in) tức là 2,25D lớn hơn khoảng cách đinh tán tới mép tối thiểu là 2D (8mm).

Bước đinh tán cho 16,00 (0,630 in) đến 20,50 mm (0,807 in) tức vào khoảng 4D đến 5D là hợp lý (tối thiểu 3D).

*Ưu điểm :* Phục hồi lại được độ bền ban đầu, và độ nhẵn khí động học mép trước cánh. Sửa chữa đơn giản hơn là vữa miếng nhỏ. Thời gian không mất nhiều so với miếng vữa sửa chữa nhỏ.

*Khuyết điểm :* Tốn nguyên vật liệu và công lao động nhiều hơn.

Tùy theo mức độ hư hỏng, vị trí hư hỏng và điều kiện sửa chữa thuận lợi mà quyết định sửa chữa vữa nhỏ và lớn hoặc thay thế một phần.



**57-53-00. Sửa chữa vỏ bọc - xà nẹp- xà ngang/ Stringer - Rib với  
miếng táp/ Doubler ghép chống ngoài, vùng 3,4 .  
- Hình 216 (từ 1,2), trang 281/282, 283/284.**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa của tài liệu SRM:**

Cắt bỏ chỗ hỏng ở vỏ bọc có hình dáng chữ nhật, có các cạnh song song và vuông góc với Stringer (hướng bay).

Cắt để một hàng đinh tán ở mép Doubler nằm trên Flange của Stringer. Lượn tròn các góc chỗ cắt R12mm (0,49 in).

Cắt Stringer phải vuông góc bề mặt vỏ bọc và vuông góc với hướng bay.

- Gia công miếng Doubler rộng hơn chỗ cắt về hướng vuông góc với Stringer  
Lắp đặt 1 hàng đinh tán vì khoảng cách giữa các Stringer là nhỏ, về hướng song song với Stringer 4 hàng đinh tán để bảo đảm độ bền vì không bị hạn chế.

Lượn góc R12mm (0,49 in) và vát mép độ dốc 1/5.

Chọn vật liệu miếng Doubler cùng vật liệu với vỏ bọc, có độ dày dày như chỉ dẫn ở từ 1.

*Ưu điểm :*

- Bảo đảm phục hồi độ bền mối ghép.
- Tiến hành sửa chữa nhanh và đơn giản hơn miếng vá trong.

*Nhược điểm:* Không tạo được bề mặt phẳng nhẵn khí động học như ban đầu.

Khoảng cách tâm đinh tán tới mép theo hướng Rib bằng 3D, theo hướng Stringer bằng 2D. Vì các Stringer có khoảng cách gần nhau hơn các khoảng cách giữa các Rib. Khoảng cách tâm lỗ tán tới mép quy định tối thiểu 2D.

Bề dày phần sửa chữa theo Option A có thể lấy mỏng hơn bề dày vỏ bọc hiện có là trái nguyên tắc chung là bề dày bằng hoặc dày hơn.

Ở chỗ này Stringer rất gần nhau, chỗ cắt bỏ nhỏ, nằm trên Stringer nên khả năng chịu lực của vỏ bọc được truyền ngay xuống Stringer. Người ta chọn mỏng hơn tùy theo độ dày vỏ bọc hiện có để tăng độ phẳng nhẵn khí động học.

**7-2. Đề xuất phương án sửa chữa:**

Theo hướng vuông góc với Stringer miếng Doubler rộng hơn chỗ cắt bỏ phía trên và dưới mép chỗ cắt bỏ tối thiểu hai hàng đinh tán để bảo đảm bền và ôm khít miếng vá vào vỏ bọc.

Nên áp dụng sửa chữa phẳng : Bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học. Xem hình 203 (từ 1, 2, 3), trang 223 đến 227, SRM 55-31-11.



**57-61-21. Sửa chữa tạm thời mép sau cánh lái liệng/ Aileron**  
**- Hình 212, (từ 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7), trang 272 đến 280.**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa của tài liệu :**

Sơ đồ A, B : Chế tạo Doubler có dạng ôm sát Channel mép sau và vát góc hai đầu thay cho lượn góc. Có chiều dài mỗi phía ít nhất 4 đỉnh tán từ chỗ bẹp được nắn sửa. Bề dày Doubler 0,46 mm (0,018 in).

Sơ đồ C, D : Hư hỏng lớn hơn. Chế tạo Doubler plate có bề dày 2.03 mm (0.080 in), có lượn góc và vát mép.

Đỉnh tán một phía 4/32" (3,2 mm). Khoảng cách từ tâm lỗ tán tới mép là 13,0 (0,511 in), lớn hơn 2D (6,4 mm) là khoảng cách đỉnh tán tới mép tối thiểu cho phép.

Bước đỉnh tán từ 19,0 mm đến 25,0 mm (0,748 in đến 0,984 in) vào khoảng 6D đến 8D và khoảng cách đều với các đỉnh tán hiện có là nằm trong cho phép.

Đây là sửa chữa tạm thời, đơn giản và nhanh chóng. Sửa như vậy vẫn bảo đảm độ bền.

*Nhược điểm :* Không tạo được độ phẳng nhẵn khí động học và tăng trọng lượng ở bộ phận điều khiển.

Chỗ bẹp ngoài sửa nắn hoặc cắt bỏ hoàn toàn chỗ hỏng để sửa vá.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU TÀI LIỆU SRM A-320**

**MỤC LỤC**

|                                                                                                                                                     | <b>Trang</b> |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| <b>I. HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG TÀI LIỆU SRM-A320/32</b>                                                                                           | <b>1</b>     |
| 1. Giới thiệu chung                                                                                                                                 | 1            |
| 2. Bố cục các chương trong sách                                                                                                                     | 2            |
| 3. Sắp xếp các khối trang                                                                                                                           | 5            |
| 4. Hệ thống đánh số                                                                                                                                 | 5            |
| 5. Trình tự sử dụng sổ tay                                                                                                                          | 6            |
| 6. Tên thương mại đã đăng ký                                                                                                                        | 6            |
| 7. Các vật tư tiêu hao                                                                                                                              | 7            |
| 8. Viết tắt các vị trí                                                                                                                              | 7            |
| 9. Danh mục theo thứ tự chữ cái                                                                                                                     | 7            |
| <b>CHAPTER 51. GIỚI THIỆU CHUNG VỀ KẾT CẤU.....</b>                                                                                                 | <b>8</b>     |
| <i>51-73-00. Sửa chữa hư hỏng nhỏ.....</i>                                                                                                          | <i>8</i>     |
| <b>CHAPTER 52. CÁC LOẠI CỬA MÁY BAY.....</b>                                                                                                        | <b>10</b>    |
| 52-10-00. Sửa chữa thanh nẹp chữ U của bộ phận làm kín cửa hành khách và người lái. H.201 (1, 2), trang 205, 206 và H.202 (1,2) .....               | 10           |
| 52-10-00. Sửa chữa vỏ bọc bên ngoài cửa đi hành khách và người lái ở góc dưới. H 203, trang 213 - 216 .....                                         | 12           |
| 52-10-00. Sửa chữa mép thành bên cửa đi hành khách và người lái. H204, trang 218 ....                                                               | 13           |
| 52-10-00. Sửa chữa vỏ bọc bên ngoài cửa đi hành khách và tổ lái giữa các Beams ngang và Member đứng giao cắt ngang. H206 (1,2), trang 227, 228..... | 14           |
| 52-33-00. Sửa chữa vỏ bọc vá bên trong, phần cắt bỏ lớn .H205, trang 229, 230.....                                                                  | 15           |
| <b>CHAPTER 53. THÂN MÁY BAY .....</b>                                                                                                               | <b>16</b>    |
| 53-00-11. Sửa chữa bên ngoài vỏ bọc tại Frame. H203, trang 213, 214.....                                                                            | 16           |



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU TÀI LIỆU SRM A-320**

**MỤC LỤC**

|                                                                                                                                                        | <b>Trang</b> |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 53-00-11. Sửa chữa phẳng vỏ bọc nằm ở vị trí giữa các Stringers. H204, trang 219/220 .....                                                             | 17           |
| 53-00-11. Sửa chữa tạm thời lỗ nhỏ ở vỏ bọc. H208, trang 233, 234 .....                                                                                | 18           |
| 53-00-11. Sửa chữa mối ghép chồng chạy dọc - Giới hạn cắt Panel vỏ bọc trên và dưới. H211 (1,2), trang 245- 248 .....                                  | 19           |
| 53-00-12. Sửa chữa Flange bên ngoài của Frame. H202, trang 211- 212 .....                                                                              | 20           |
| 53-00-12. Sửa chữa nối Frame hư hỏng nặng. H203, trang 217/218, .....                                                                                  | 21           |
| 53-00-14. Sửa chữa Cross beam. H203 (1,2), trang 214- 216.....                                                                                         | 22           |
| 53-00-14. Sửa chữa Longeron. H205, trang 227, 228.....                                                                                                 | 23           |
| 53-11-11. Sửa chữa bên trong vỏ bọc tại Frame. H202 (1,2), trang 209-211 .....                                                                         | 24           |
| 53-21-13. Sửa chữa nối xà STG 23 LH/RH, ở giữa FR24 và FR35. H201 (1, 2), trang 203, 206 .....                                                         | 25           |
| <b>CHAPTER 54. VỎ BỌC VÀ GIÁ TREO ĐỘNG CƠ.....</b>                                                                                                     | <b>26</b>    |
| 54-50-00. Nguyên tắc sửa chữa hư hỏng lõm ở kết cấu thứ 2 giá treo động cơ loại CFM 56-5. H 201 (1, 2), trang 202 - 204. ....                          | 26           |
| 54-50-00. Nguyên tắc sửa chữa hư hỏng rách kết cấu thứ 2 giá treo loại động cơ CFM 56-5. H203 (1, 2), trang 210 - 212 .....                            | 27           |
| 54-51-18. Sửa chữa rách chỗ lắp ghép giá đỡ cơ cấu thổi ngược của giá treo động cơ CFM 56-5. H201 (1, 2), trang 202, 203 .....                         | 28           |
| 54-55-12. Nguyên tắc sửa chữa Spar chụp thuận nhãn không thể tháo được phía sau. H201 (1-11), trang 203-223.....                                       | 29           |
| 54-56-12. Nguyên tắc sửa chữa ổ đỡ chụp thuận nhãn ở dưới tại RIB-5 của giá treo động cơ CFM 56-5. Hình 201, trang 202 .....                           | 31           |
| <b>CHAPTER 55. BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY.....</b>                                                                                                     | <b>32</b>    |
| 55-11-11. Sửa chữa hư hỏng tới Ribfoot giữa các Stringers (sửa chữa phẳng) Zones 02-08, 11, 12, 15, 16, 19, 20-23-25, 28-30. H207, trang 285-289 ..... | 32           |
| 55-24-11. Sửa chữa phẳng, zone 01 Elevator outboard Tip - hình 207, trang 237/238.....                                                                 | 33           |
| 55-31-11. Sửa chữa Stringer cùng với miếng vá vỏ bọc trong (sửa chữa phẳng). H203, trang 223- 227 .....                                                | 34           |
| 55-31-11. Sửa chữa vỏ bọc và Stringer với miếng vá ngoài. H204, trang 233-234.....                                                                     | 35           |
| 55-31-18. Sửa chữa nối thành đứng Spar. H201 (1,2), trang 205-208 .....                                                                                | 36           |

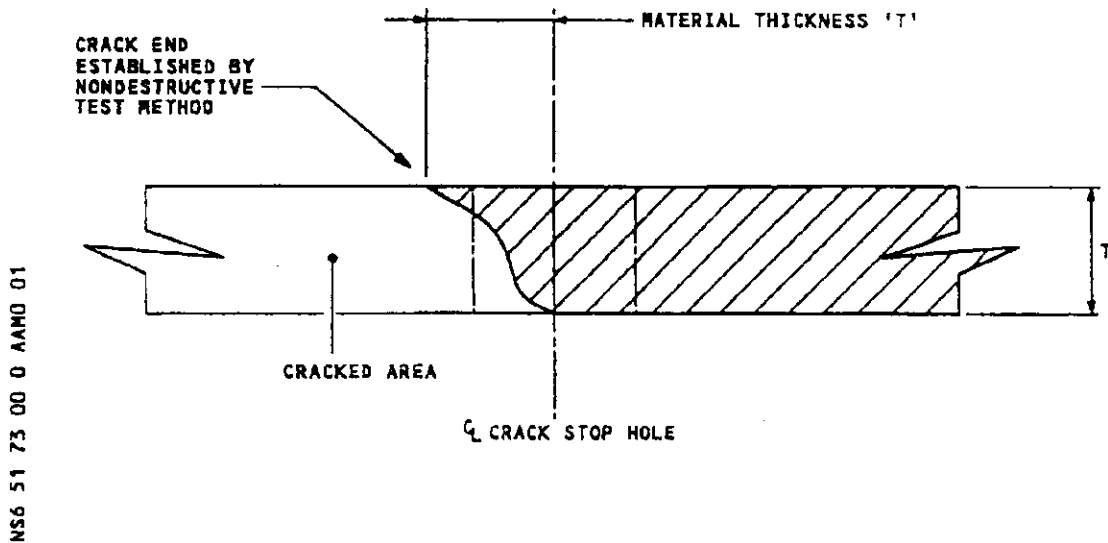


**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU TÀI LIỆU SRM A-320**

**MỤC LỤC**

|                                                                                                                        | <b>Trang</b> |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| <b>CHAPTER 57. CÁNH MÁY BAY</b> .....                                                                                  | <b>37</b>    |
| 57-21-11. Sửa chữa lỗ bolt vỏ bọc dưới cánh foro loaded Access Panels giữa Ribs 13 và 27 . H202 .....                  | 37           |
| 57-31-21. Sửa chữa Rib tạo dạng bị rách. H204, trang 214.....                                                          | 39           |
| 47-40-00. Slat 1 - Vỏ bọc mặt dưới - Cắt mở (làm cửa vào) giữa Track Rib 3 và WFX 22985. H216 (từ 1-4).....            | 40           |
| 57-41-11. Thay thế một thể một phần vỏ bọc - Sơ đồ A. H 204, trang 211.....                                            | 41           |
| 57-53-00. Sửa chữa vỏ bọc - Stringer - Rib với Doubler chống ngoài vùng 3,4. H216 (từ 1,2) trang 281/282, 283/284..... | 42           |
| 57-61-21. Sửa chữa tạm thời mép sau Aileron. H212, trang 272-280 .....                                                 | 43           |

**END!**



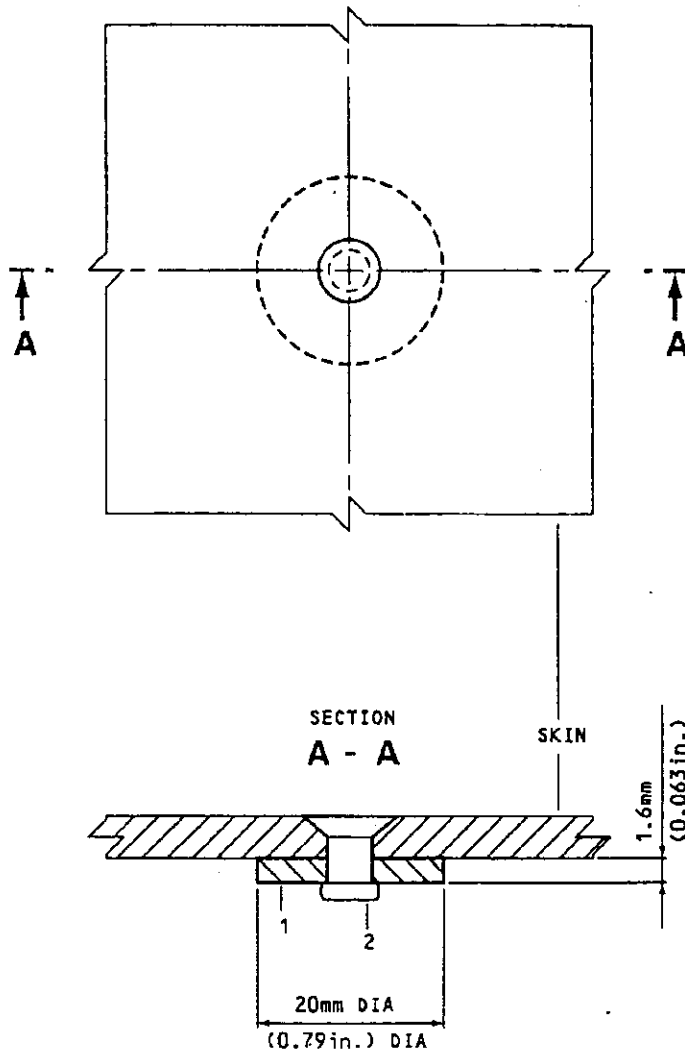
Positioning of Crack Stop Hole  
Figure 1

## 6. Lightning Strike Damage Repair (Refer to Figures 2 and 3)

R **NOTE:** Refer to SRM Chapter 52-00-00, Page Block 201 for repair of Lightning  
R strike damage on pax, cargo, bulk cargo door and emergency exit.  
R Refer to SRM Chapter 53-00-11, Page Block 201 for repair of Lightning  
R strike damage on fuselage skin.

### A. General

- (1) When the aircraft is hit by Lightning strikes, the extreme heat can burn-in spots/holes on the external skin. In the event of a Lightning strike do the inspection given in the Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter 05-51-18.
- (2) Holes caused by a Lightning strike can be repaired with a permanent (Refer to Paragraph 6. B.) or a temporary repair (Refer to Paragraph 6. C.) when they are within the subsequent Limits:
  - when holes are not larger than 6.4 mm (0.25 in.) for a skin thickness more than 1.6 mm (0.063 in.),
  - when holes are not larger than 4.8 mm (0.189 in.) for a skin thickness less than 1.6 mm (0.063 in.),
  - when existing fasteners are not located closer than 10 mm (0.39 in.),
  - when accessibility to the internal side of the skin in case of procedure 1 is possible.



| REPAIR MATERIALS |                |     |                                                                      |
|------------------|----------------|-----|----------------------------------------------------------------------|
| ITEM             | NOMENCLATURE   | QTY | MATERIAL / REMARKS                                                   |
| 1                | REPAIR WASHER  | AR  | 3.1364T3-LN9073, 1.6mm<br>(0.063 in.) THICK US EQUIVALENT CLAD2024T3 |
| 2                | RIVET CSK 100* | AR  | NAS1097D6 OR NAS1097D8                                               |

Skin Repair - Lighting Strike Damage  
Figure 2

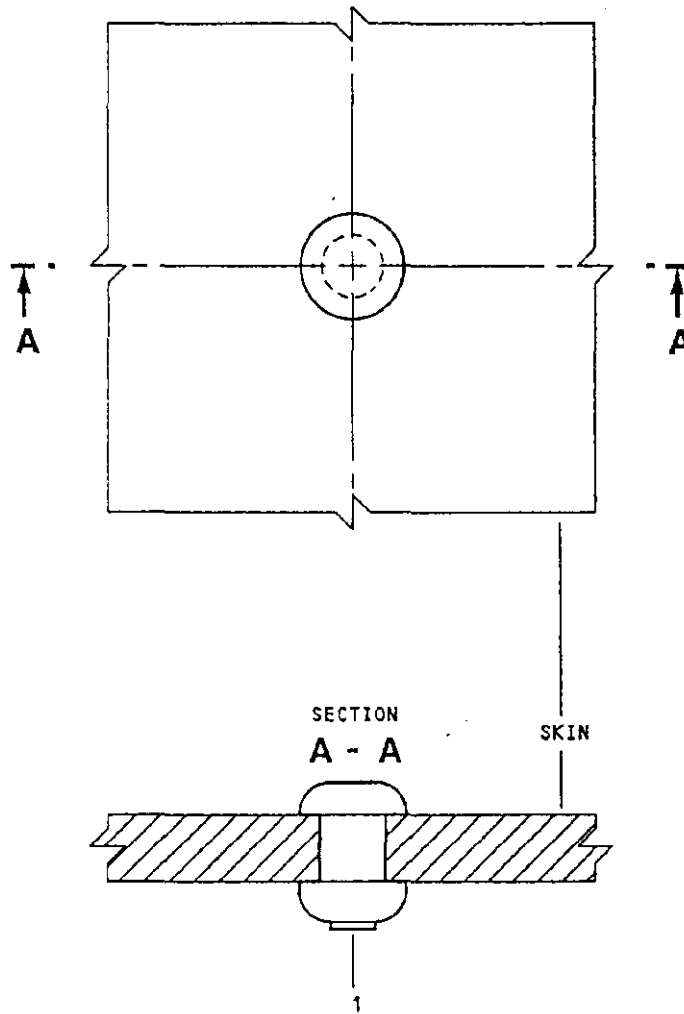
R

**51-73-00** Page 10  
Nov 01/96

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed in Germany

NS6 51 73 00 D ACHD 01



| REPAIR MATERIALS |              |     |                                                                 |
|------------------|--------------|-----|-----------------------------------------------------------------|
| ITEM             | NOMENCLATURE | QTY | MATERIAL / REMARKS                                              |
| 1                | BLIND RIVET  | AR  | ASN-A0078B6 OR ASN-A0078C6<br>FOR HOLE DIAMETER 4.8mm (0.19in.) |
|                  | HUCK BLIND   | AR  | MS90354-8 FOR HOLE DIAMETER<br>6.4mm (0.25in.)                  |

Temporary Skin Repair - Lighting Strike Damage  
Figure 3

**A319/A320/A321**  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**CAUTION:** TO AVOID DAMAGE TO THE DENTED AREA, MAKE SURE THAT THE PLASTIC HAMMER HAS A SMOOTH SURFACE.

- (4) Start to dress back the dent with a lead ball filled plastic hammer, or any other suitable tool, at the outer border with the lowest deformation and continue in circular direction until the center of the dent is reached.

**NOTE:** Special tools are partly filled with lead balls to avoid a kick-back.

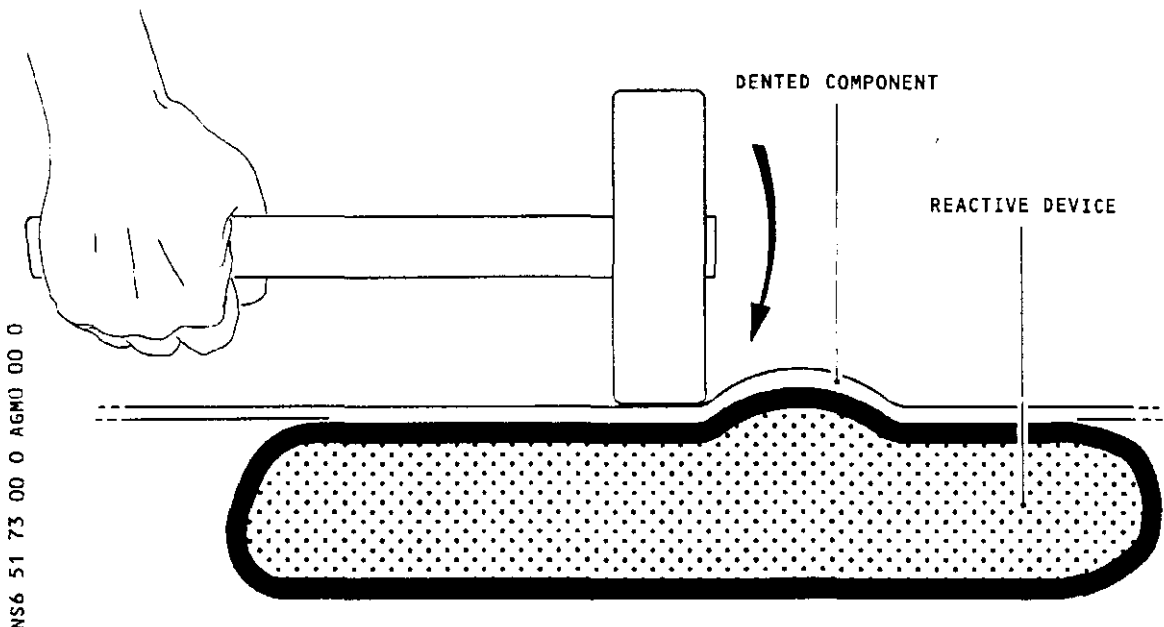
**NOTE:** Depending on the deformation ratio a complete dress out is not always successful but a soft dent could at least be brought within the allowable limits.

**NOTE:** Make sure that no 'OIL CAN EFFECT' is set up.

**WARNING:** CLEANING AGENTS (MATERIAL NO. 11-003 AND 11-004) ARE DANGEROUS.

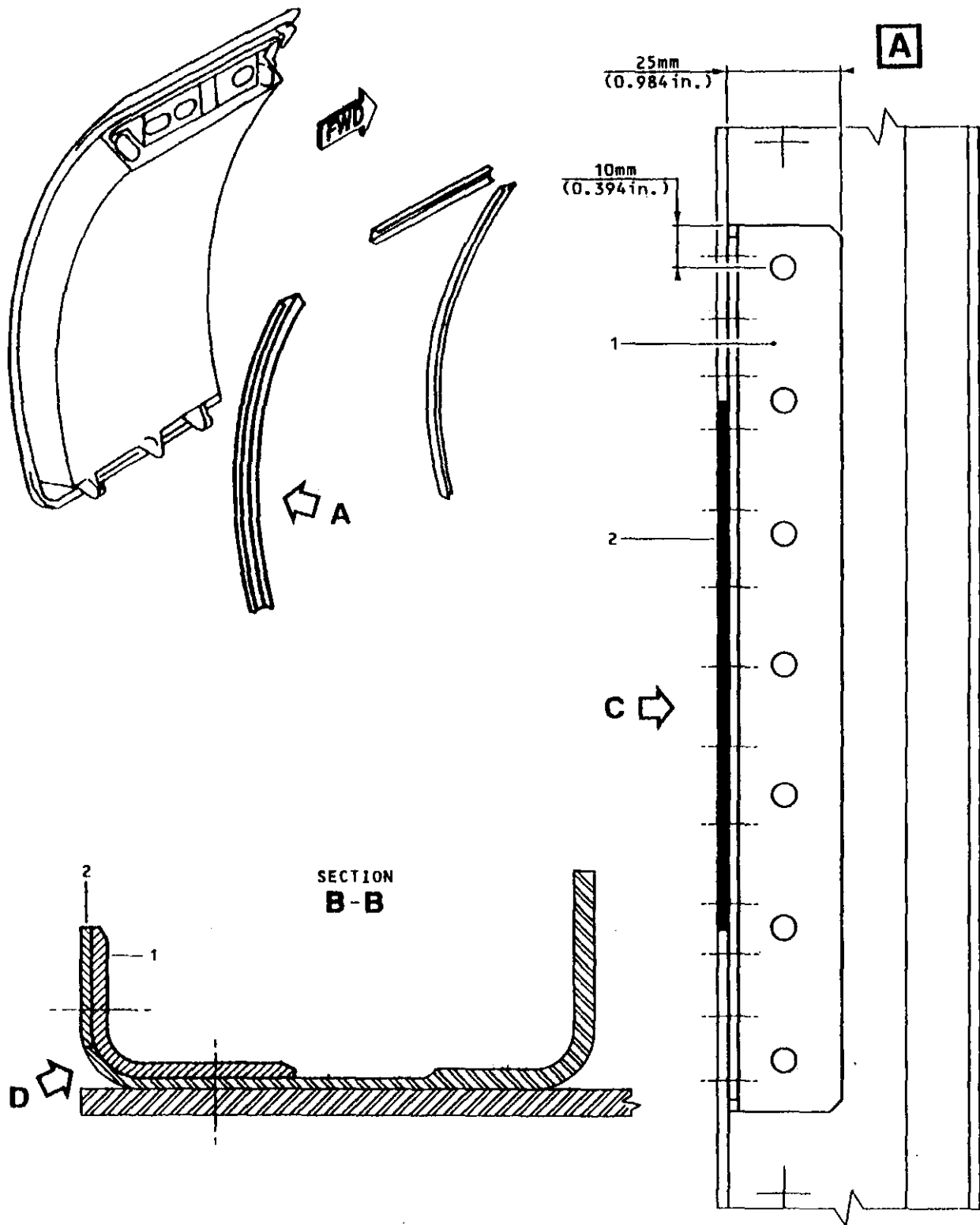
- (5) Clean the dressed out area with cleaning agent (Material No. 11-003 or 11-004).
- (6) Perform NDT-Inspection for cracks from inside and outside (Refer to NTM Chapter 51-10-08).
- (7) If, after dress out, the damage is not within the allowable limits, refer to specific Chapter 52 or 53 for an appropriate repair, or contact AIRBUS INDUSTRIE.
- (8) Restore the surface protection (Refer to Chapter 51-21-00).

R



NS6 51 73 00 0 AGM 00 0

Dress Out Procedure  
Figure 4



NOTE: DETAILS C AND D SEE SHEET 2.

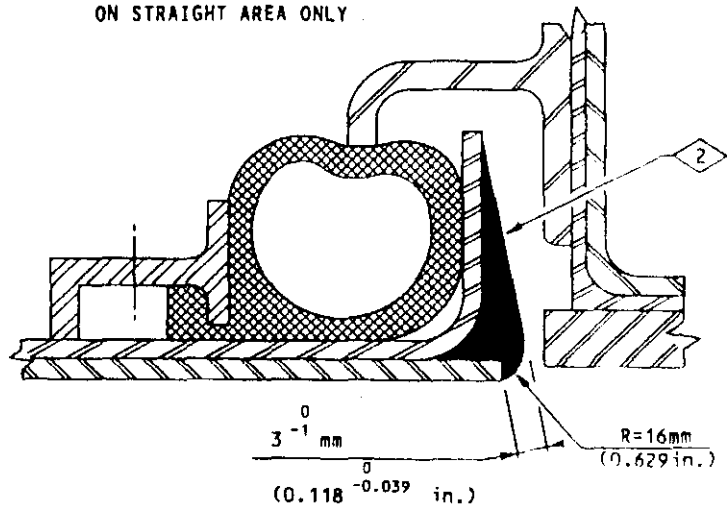
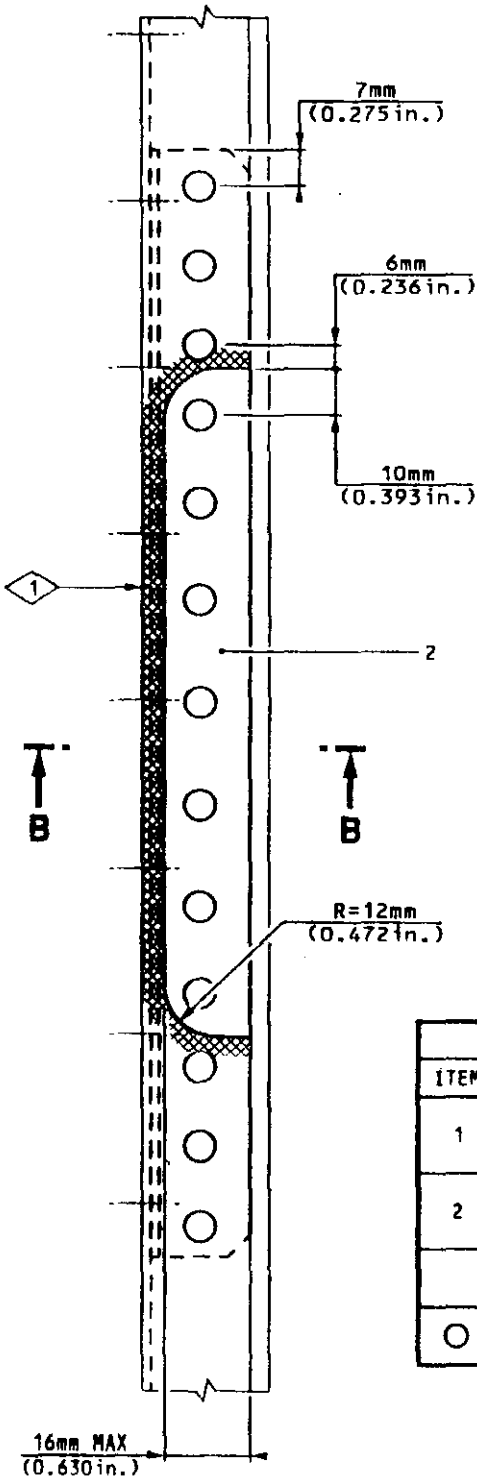
Passenger/Crew Doors Sealing Channel Repair -  
PRINCIPLE I  
Figure 201 (Sheet 1)

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**C**

**D**

VALID ON FORWARD CHANNEL  
ON STRAIGHT AREA ONLY



NOTE: FOR SECTION B-B SEE SHEET 1.

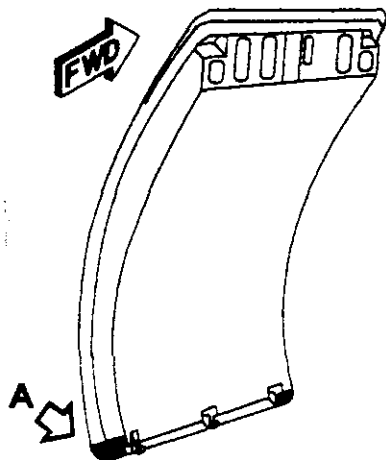
- 1 HATCHED AREA: CHANNEL CUTOUT.
- 2 APPLY A BEAD OF MATERIAL NO. 09-016B ON THE FORWARD EDGE OF THE FORWARD PASSENGER CREW DOORS.

| REPAIR MATERIAL |              |                                   |                    |
|-----------------|--------------|-----------------------------------|--------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL                          | THICKNESS mm (in.) |
| 1               | ANGLE        | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)      | 1.6 (0.063)        |
| 2               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)      | 1.6 (0.063)        |
| FASTENER SYMBOL |              |                                   |                    |
| ○               | RIVET        | ASN-A2051DCJ032-10 (REF.51-40-00) |                    |

Passenger/Crew Doors Sealing Channel Repair -  
PRINCIPLE I  
Figure 201 (Sheet 2)

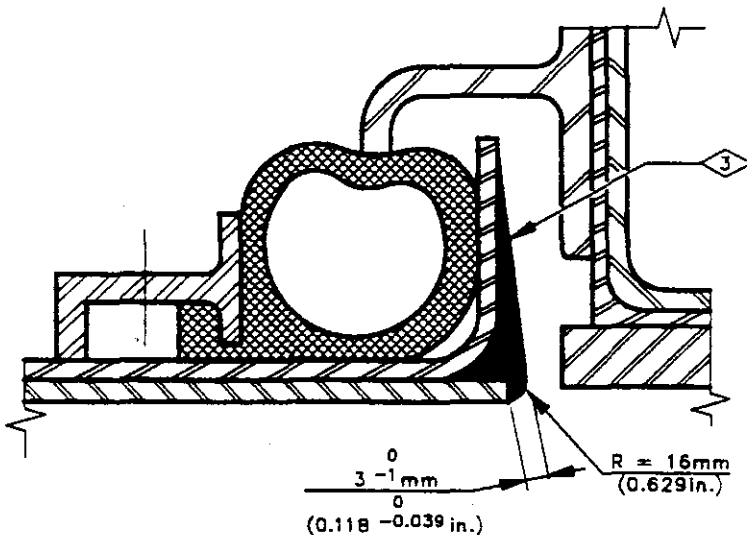
**52-10-00** Page 206  
Feb 01/00

**A319/A320/A321**  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



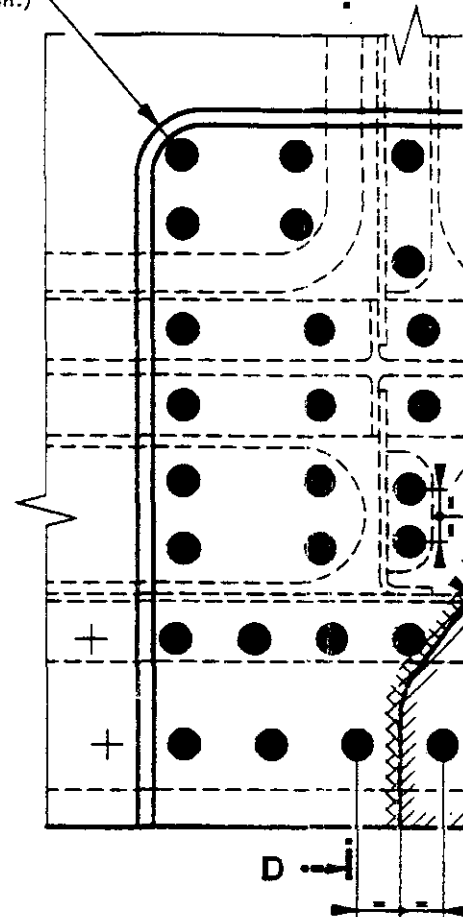
**C**

VALID ON FWD CHANNEL STRAIGHT  
AREA ON FWD PAX DOORS ONLY



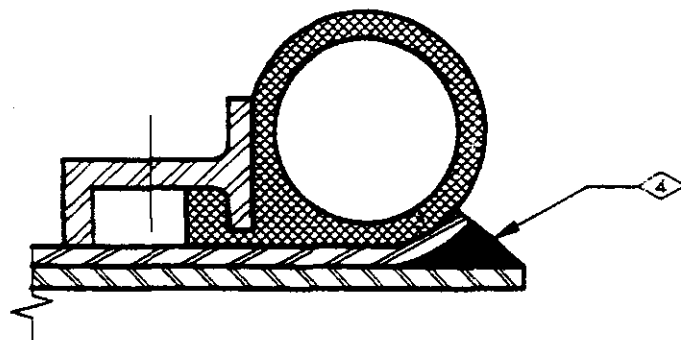
22mm  
(0.866in.)

**D**



**B**

VALID ON FWD CHANNEL CORNER  
ON FWD PAX DOORS ONLY



Passenger/Crew Doors External Skin Repair  
on Lower Corners  
Figure 203 (Sheet 1)

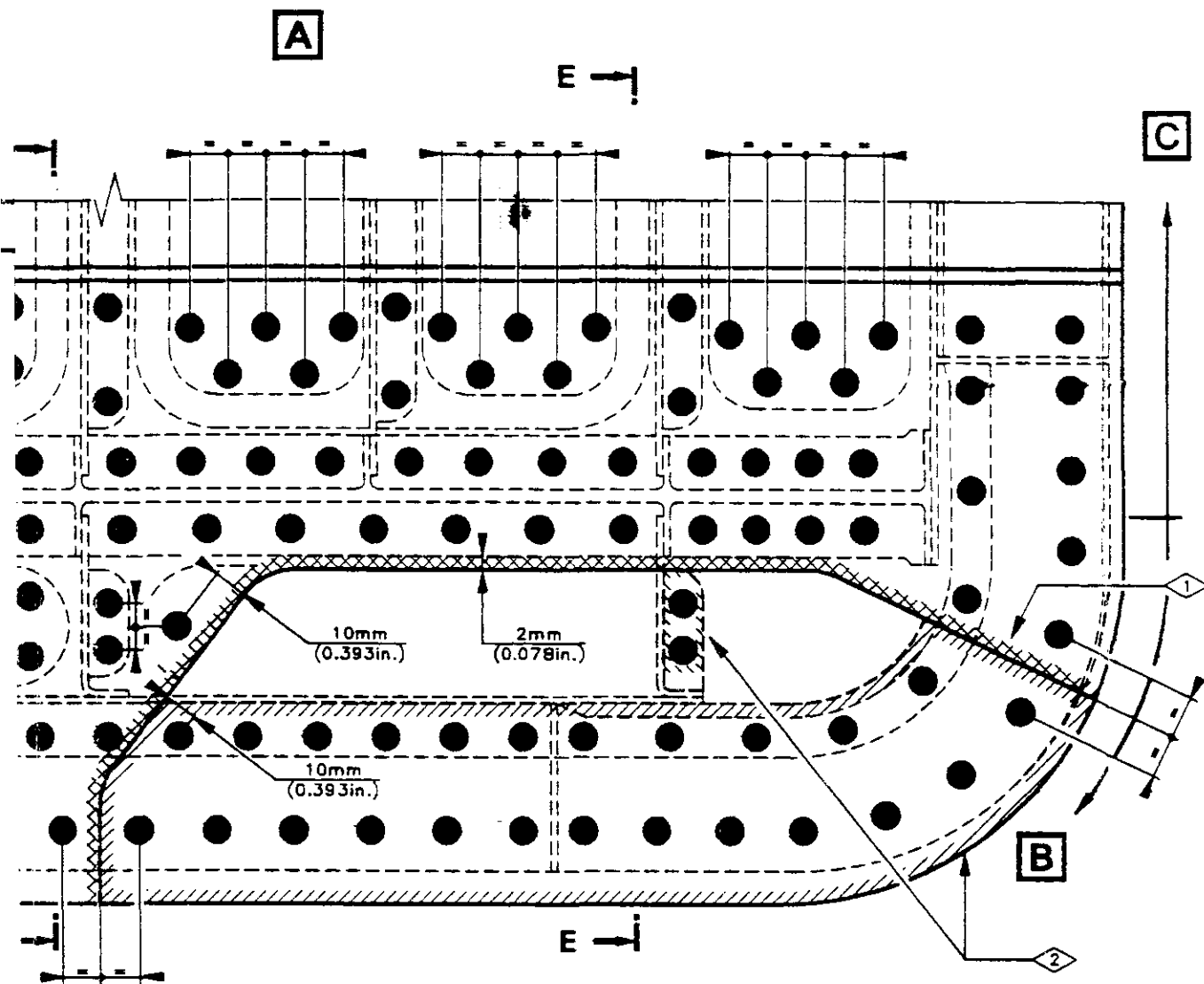
**52-10-00** Page 213/214  
Feb 01/00

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

Printed in Germany

NS5 52 10 00 2 AEMO 02 0

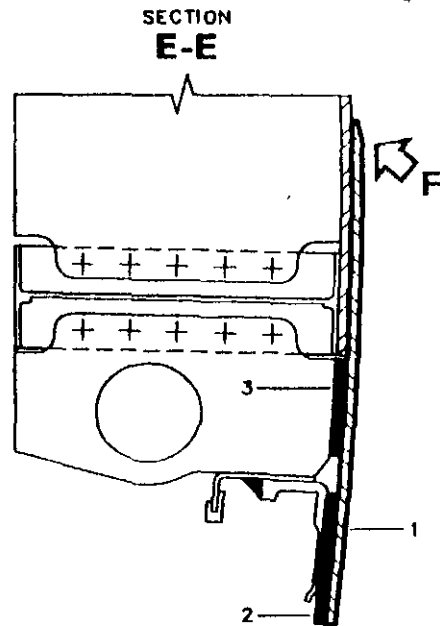
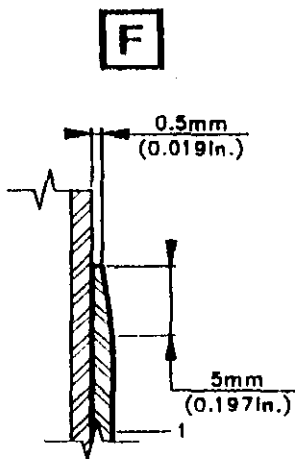
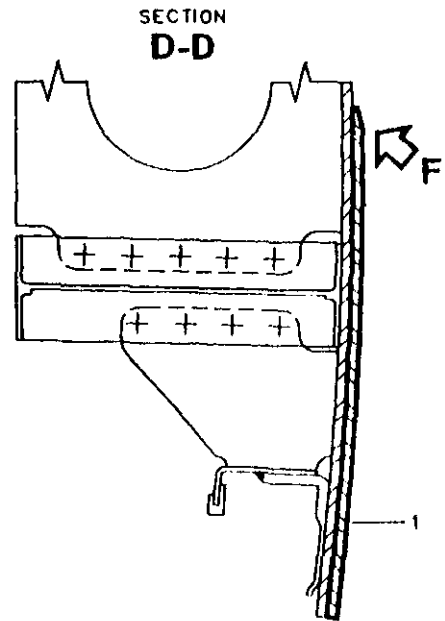
R



NOTE : FOR EXPLANATION OF **1** TO **4** SEE SHEET 2.

| REPAIR MATERIAL |                                                                                   |                          |                           |
|-----------------|-----------------------------------------------------------------------------------|--------------------------|---------------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE                                                                      | MATERIAL                 | THICKNESS mm (in.)        |
| 1               | DOUBLER                                                                           | 2024T3<br>(REF.51-31-00) | 3 (0.118)                 |
| 2               | SHIM                                                                              | 2024T3<br>(REF.51-31-00) | 2.5 (0.098)               |
| 3               | SHIM                                                                              | 2024T3<br>(REF.51-31-00) | 2.5 (0.098)               |
| RIVET SYMBOL    |                                                                                   |                          |                           |
| 5               |  | RIVET                    | MS20426D6 (REF. 51-40-00) |

- ① SHADED AREA : SKIN CUTOUT
- ② HATCHED AREA : SHIMS CONTOUR
- ③ APPLY A BEAD OF MATERIAL NO. 09-016B ON THE FORWARD EDGE OF THE FORWARD PASSENGER CREW DOORS.
- ④ FILL WITH MATERIAL NO. 09-016B
- ⑤ WITH HEAT TREATMENT



**Passenger/Crew Doors External Skin Repair  
on Lower Corners  
Figure 203 (Sheet 2)**

R D. Passenger/Crew Doors Edge Members Repair

R **NOTE:** This repair principle is applicable to the edge members located at XP70 and XP920.6 of the passenger/crew doors.

R (1) Repair Materials

| ITEM | NOMENCLATURE        | QTY | MATERIAL/REMARKS                    |
|------|---------------------|-----|-------------------------------------|
| R 1  | Doubler             | 1   | Refer to Figure 204                 |
| R -  | Sealant             | AR  | Material No. 09-013 (Ref. 51-35-00) |
| R -  | Cleaning agent      | AR  | Material No. 11-003 (Ref. 51-35-00) |
| R -  | Polyurethane primer | AR  | Material No. 16-001 (Ref. 51-35-00) |
| R -  | Wash primer         | AR  | Material No. 16-020 (Ref. 51-35-00) |

R (2) Repair Instructions (Refer to Figure 204)

R (a) Cut out the damaged area of the edge member and deburr the edges (for cutout limit, refer to Figure 204).

R (b) Manufacture the repair part (1) and break sharp edges.

R (c) Position and temporarily attach the repair part (1).

R (d) Transfer the position of the existing holes, mark and drill the new holes (for rivet pitch and edge distance, refer to 51-47-00).

R (e) Remove pitch the repair part (1) and deburr the holes.

R **WARNING:** CLEANING AGENT (MATERIAL NO. 11-003) IS DANGEROUS.

R (f) Clean and degrease all parts with cleaning agent (Material No. 11-003).

R **WARNING:** POLYURETHANE PRIMER (MATERIAL NO. 16-001) IS DANGEROUS.

R **WARNING:** WASH PRIMER (MATERIAL NO. 16-020) IS DANGEROUS.

R (g) Apply protective treatment (Refer to 51-23-00) :

R 1 On the repair part (1) :

R a Chromic Acid Anodizing.

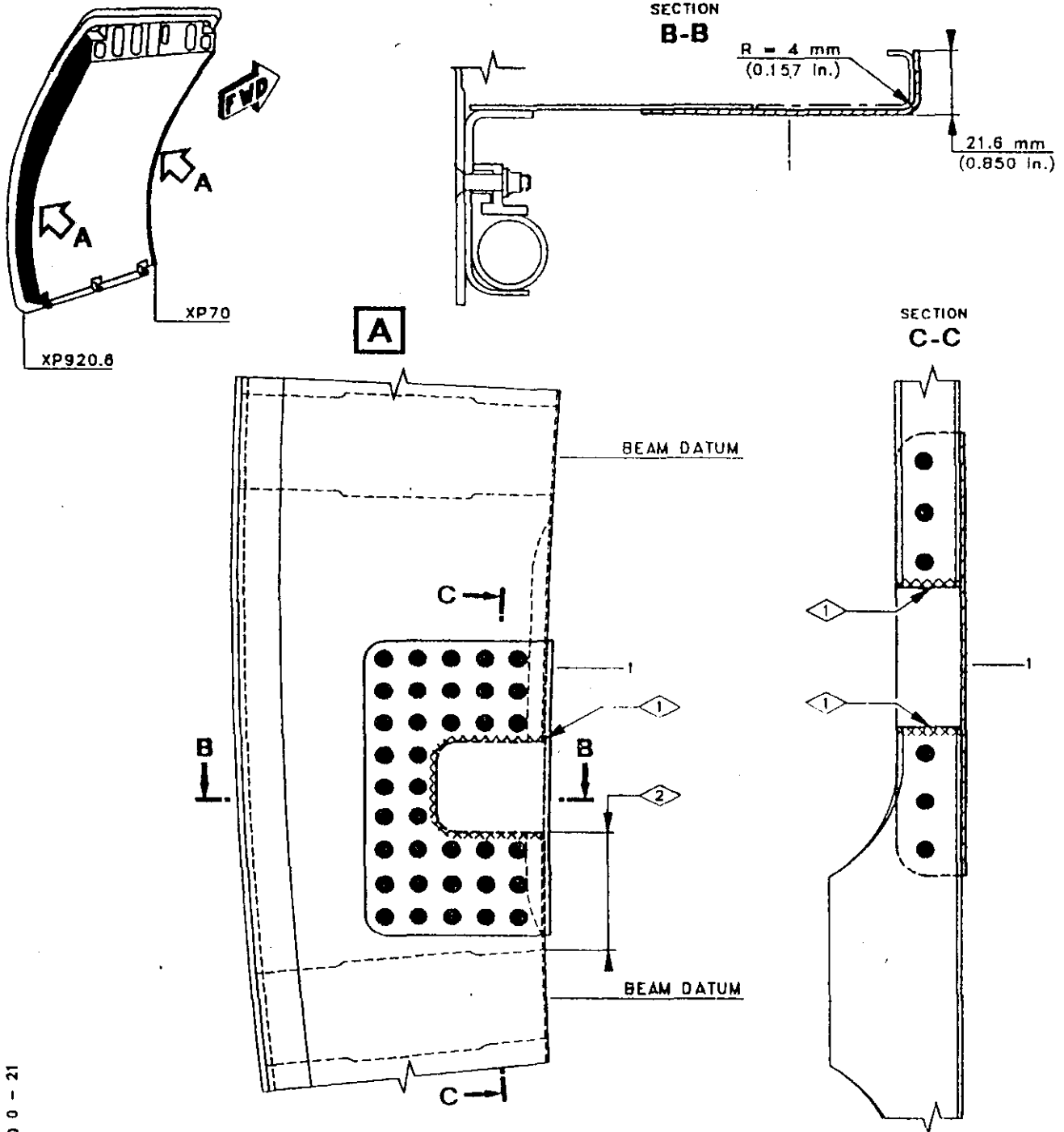
R b Polyurethane primer (Material No. 16-001).

R 2 On cutout :

R a Wash primer (Material No. 16-020).

# **A319/A320/A321**

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



- 1 HATCHED AREA : EDGE MEMBER CUTOUT
- 2 MIN. DISTANCE OF THE DAMAGE FROM THE BEAM 55 mm MIN (2.165 in.)

| REPAIR MATERIAL |              |                                |                    |
|-----------------|--------------|--------------------------------|--------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL                       | THICKNESS mm (in.) |
| 1               | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)   | 1.8 (0.063)        |
| FASTENER SYMBOL |              |                                |                    |
| ●               | RIVET        | ASN-A20500EJ040 (REF.51-40-00) |                    |

Passenger/Crew Doors Edge Members Repair

Figure 204

**52-10-00** Page 218  
Feb 01/00

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed in Germany

R                    b Polyurethane primer (Material No. 16-001).

R                    3 In the holes, Wash primer (Material No. 16-020).

R                    WARNING: SEALANT (MATERIAL NO. 09-013) IS DANGEROUS.

R                    (h) Install the repair part (1) with interposition of sealant (Material No. 09-013) on contact surfaces (Refer to 51-76-11).

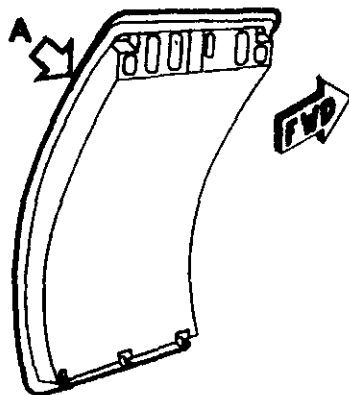
R                    (j) Install the fasteners with sealant (Material No. 09-013) (Refer to 51-76-11).

R

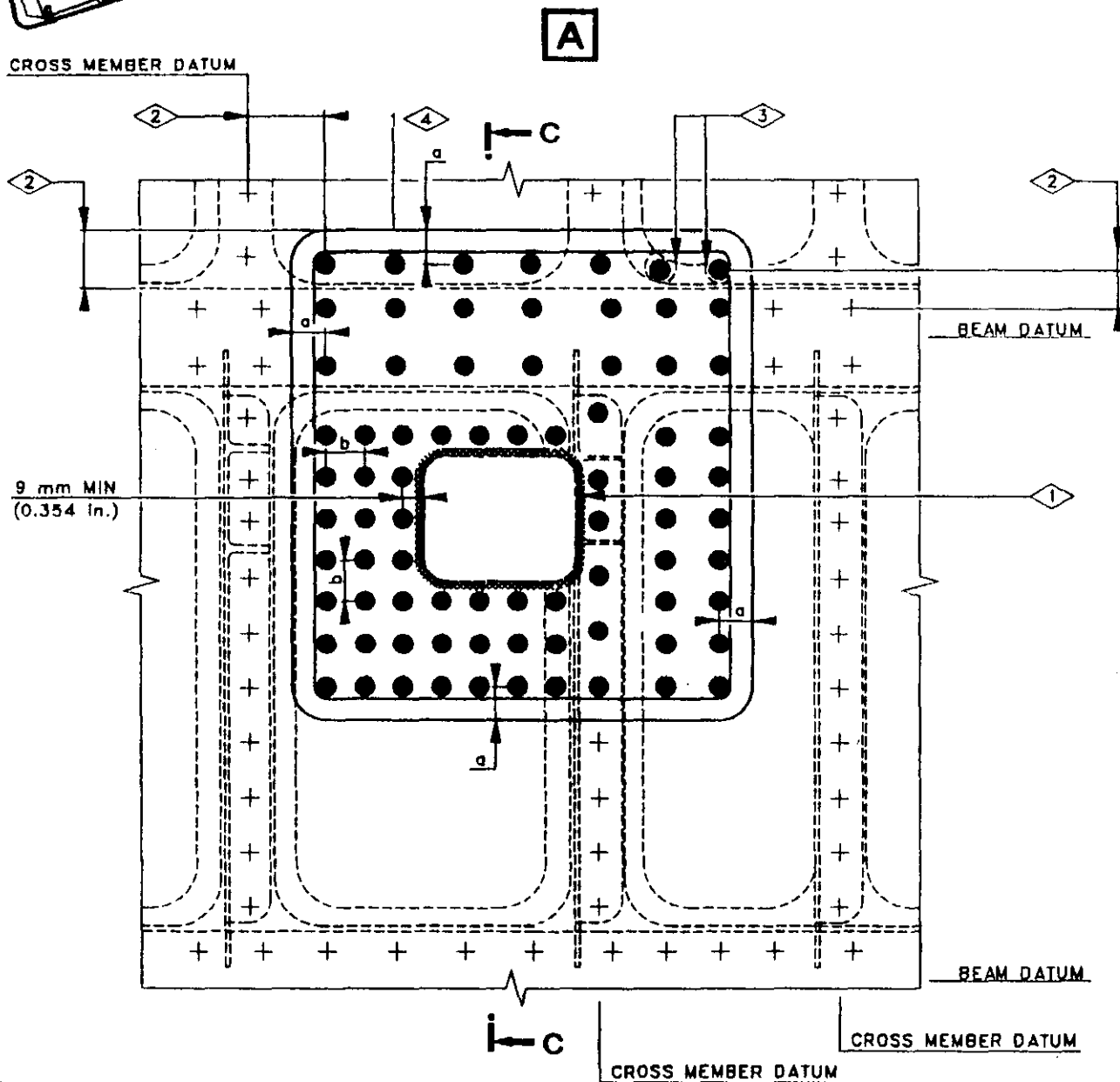
EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed in Germany

**52-10-00** Page 217  
Feb 01/00



|          |                       |
|----------|-----------------------|
| MARGIN a | 15 mm (0.590 in.)     |
| PITCH b  | 16 mm MIN (0.630 in.) |



NS5 52 10 00 2 ALMA 0 - 01

Passenger/Crew Doors External Skin Repair between  
Horizontal Beams and Vertical Cross Members  
Figure 206 (Sheet 1)

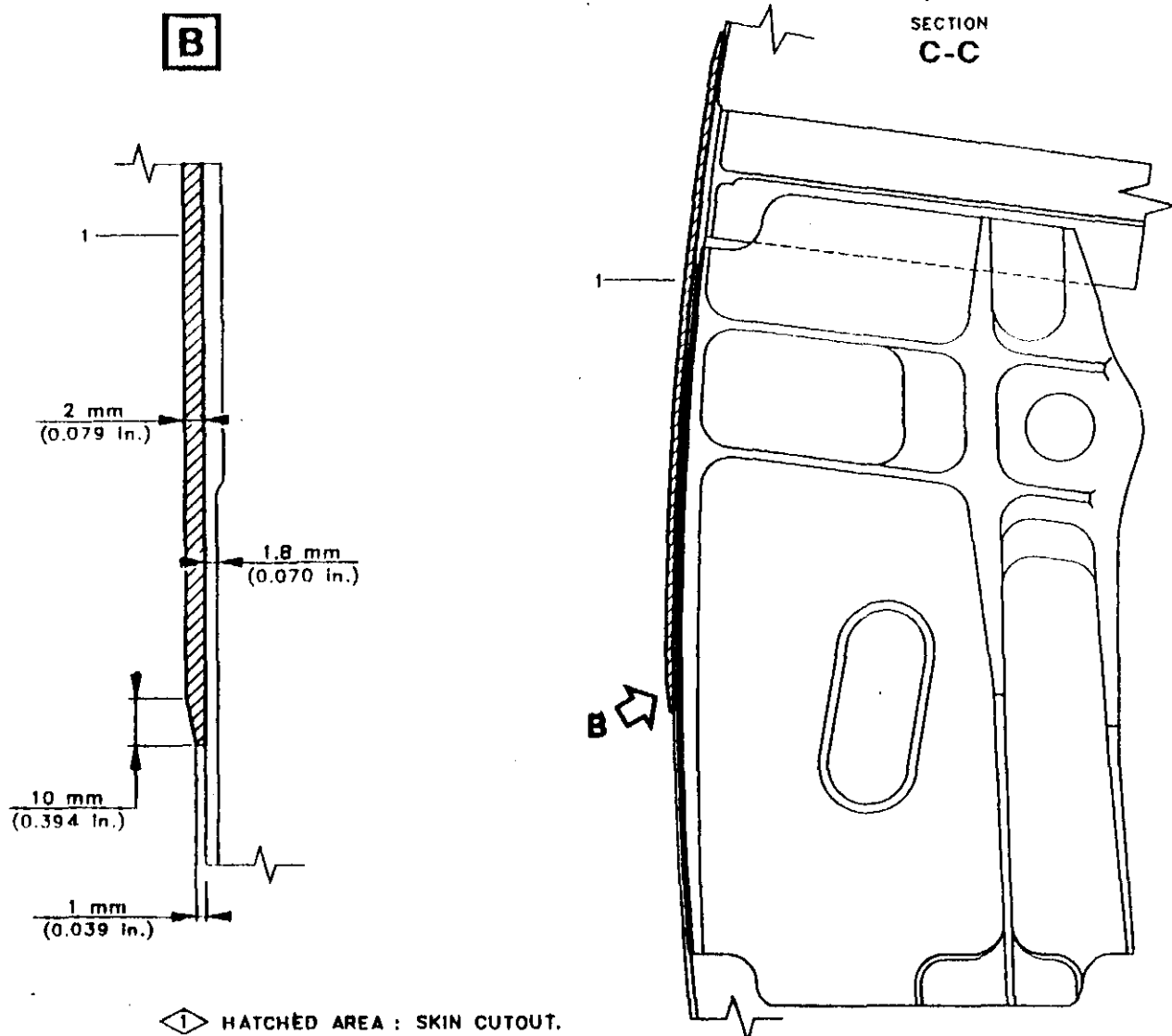
R

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed In Germany

**52-10-00** Page 227  
Feb 01/00

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL



- ① HATCHED AREA : SKIN CUTOUT.
- ② THE DOUBLER MUST NOT END AT CROSS MEMBER OR BEAM.
- ③ FOR SPOTFACING AND CHAMFER OR TRIMMING PRINCIPLE ON LINEAR OR CURVED STEP, REFER TO FIGURE 209 SHEET B.
- ④ EXTEND THE DOUBLER MINIMUM 3 ROWS OF RIVETS ALL AROUND THE CUTOUT.
- ⑤ TO BE HEAT TREATED BEFORE INSTALLATION.

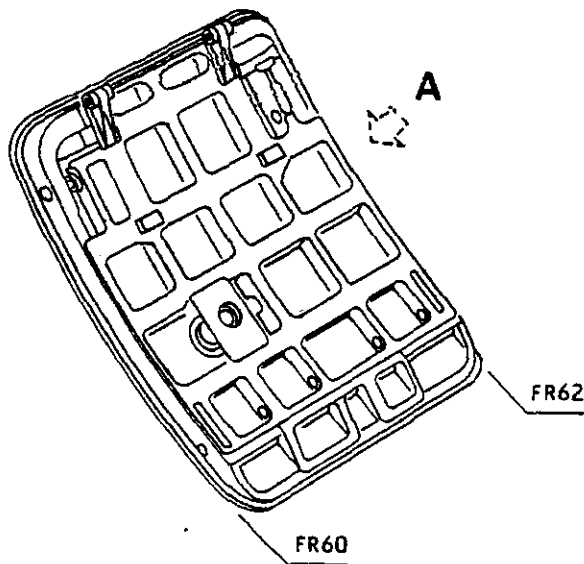
RADII NOT INDICATED : 10 mm (0.394 in.)

| REPAIR MATERIAL |              |          |                                                                        |                            |
|-----------------|--------------|----------|------------------------------------------------------------------------|----------------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL | THICKNESS mm (In.)                                                     |                            |
|                 |              |          | EXISTING SKIN                                                          |                            |
|                 |              |          | 1.1 (0.043)                                                            | 1.8 (0.071)                |
| ④               | 1            | DOUBLER  | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)                                           | 1.2 (0.047)      2 (0.079) |
| FASTENER SYMBOL |              |          |                                                                        |                            |
| ⑤               | ●            | RIVET    | ASN-A2049DEJ040 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>NAS1097005-13 (REF. 51-40-00) |                            |

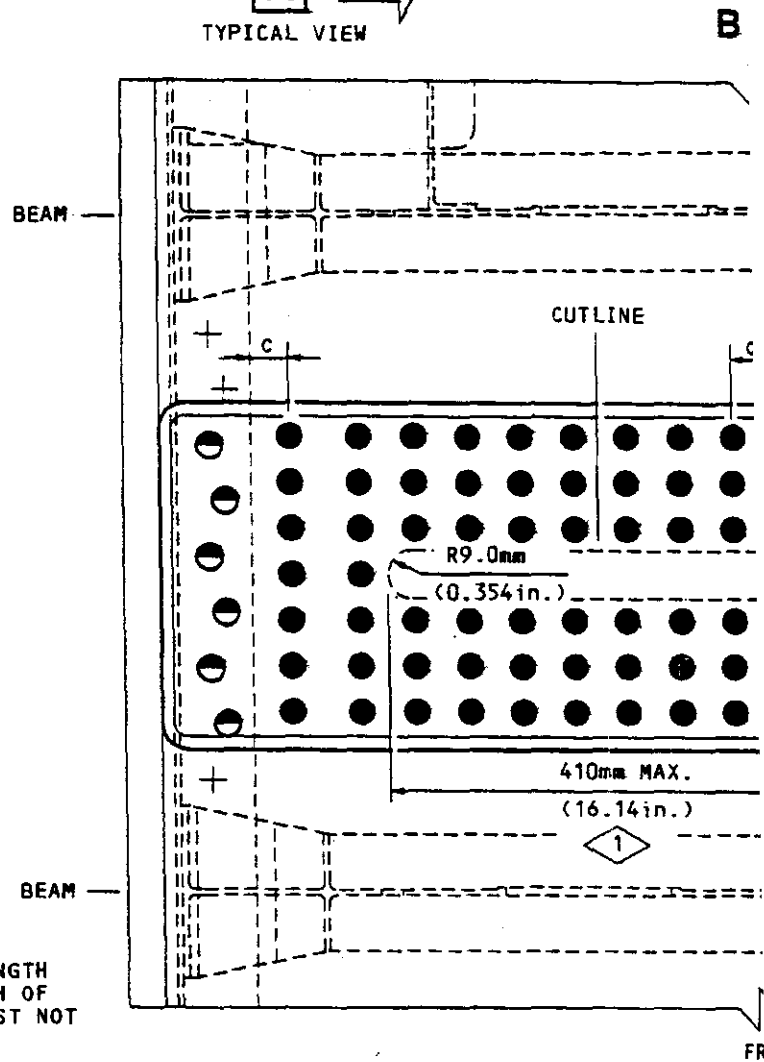
**Passenger/Crew Doors External Skin Repair between  
Horizontal Beams and Vertical Cross Members  
Figure 206 (Sheet 2)**

# **A319/A320/A321**

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**A** **FWD**  
TYPICAL VIEW

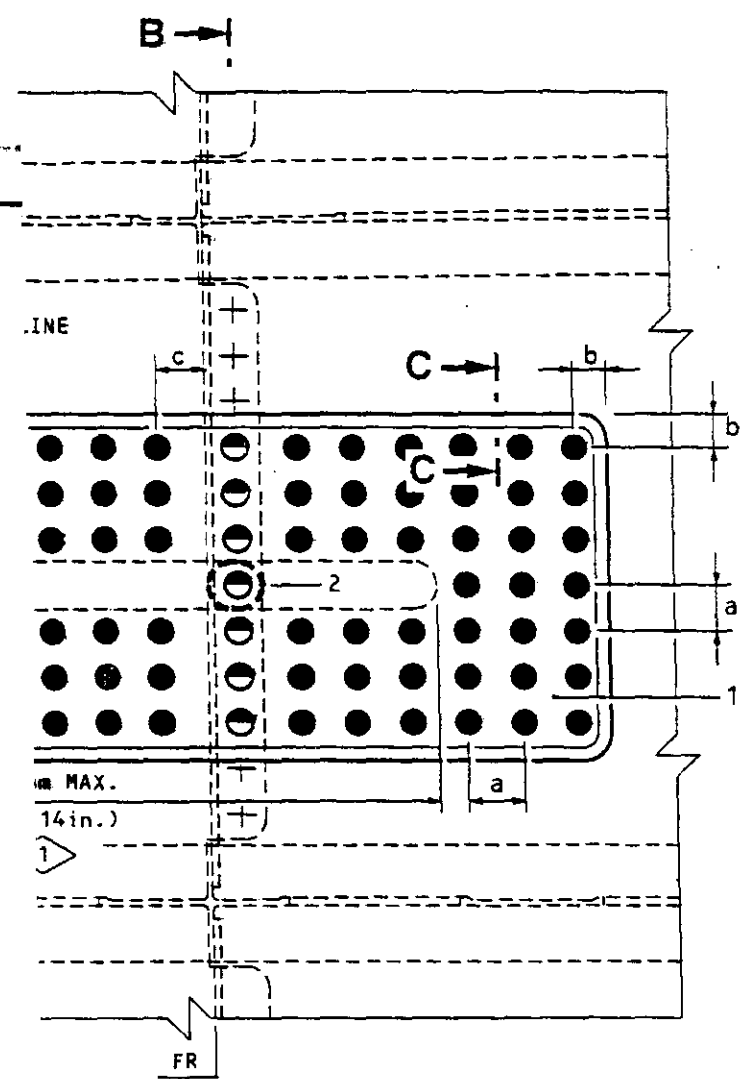


- 1 CUTOUT IN SKIN IS LIMITED TO A LENGTH OF 410mm (16.14in.) AND TO A WIDTH OF 80mm (3.14in.), BUT THE DOUBLER MUST NOT CROSS A BEAM.
- 2 EXISTING CSK IN SKIN TO BE FILLED BY CSK-REPAIR WASHER, REFER TO 51-71-15.

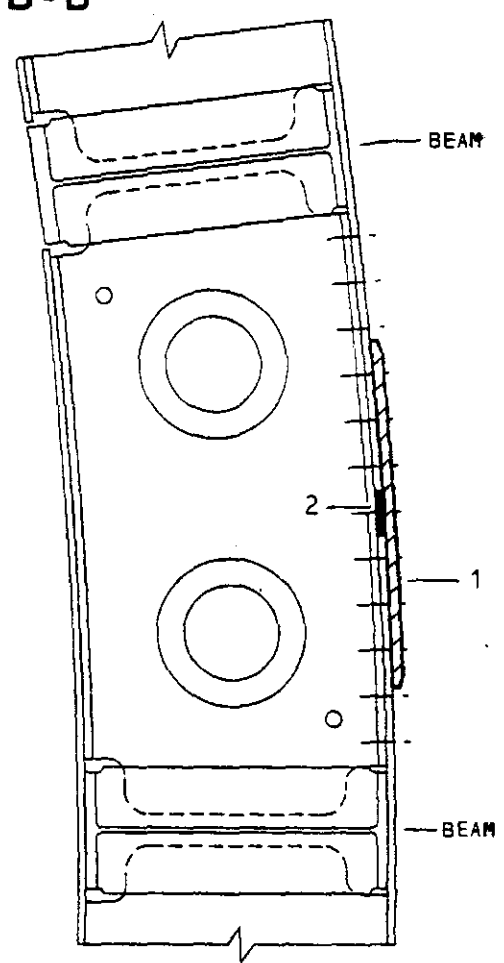
| REPAIR MATERIAL  |                                                         |            |                                 |
|------------------|---------------------------------------------------------|------------|---------------------------------|
| ITEM             | NOMENCLATURE                                            | MATERIAL   | EXISTING SKIN 1.6mm (0.063in.)  |
| 1                | DOUBLER                                                 | CLAD2024T3 | 1.8mm (0.071in.)                |
| 2                | FILLER                                                  | CLAD2024T3 | SAME THICKNESS AS EXISTING SKIN |
| FASTENER SYMBOLS |                                                         |            |                                 |
| +                | REFERENCE ONLY                                          |            |                                 |
| ●                | NAS1097DD5                                              |            |                                 |
| ◐                | NAS1097DD5 2                                            |            |                                 |
| PITCH a          | ACCORDING TO EXISTING PITCH (REFER TO CHAPTER 51-47-00) |            |                                 |
| MARGIN b         | MIN. 9.0mm (0.354in.)                                   |            |                                 |
| MARGIN c         | MIN. 11.0mm 0.433in.)                                   |            |                                 |

NS6 52 33 00 2 AEMO 00 0

Skin Repair - External, Large Cutout  
Figure 203

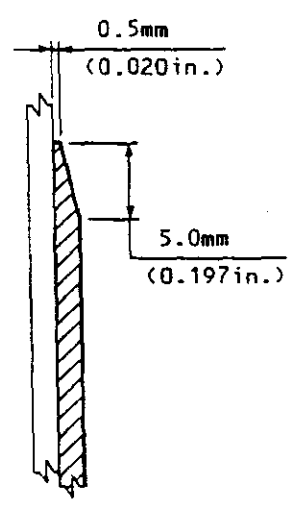


SECTION  
B-B

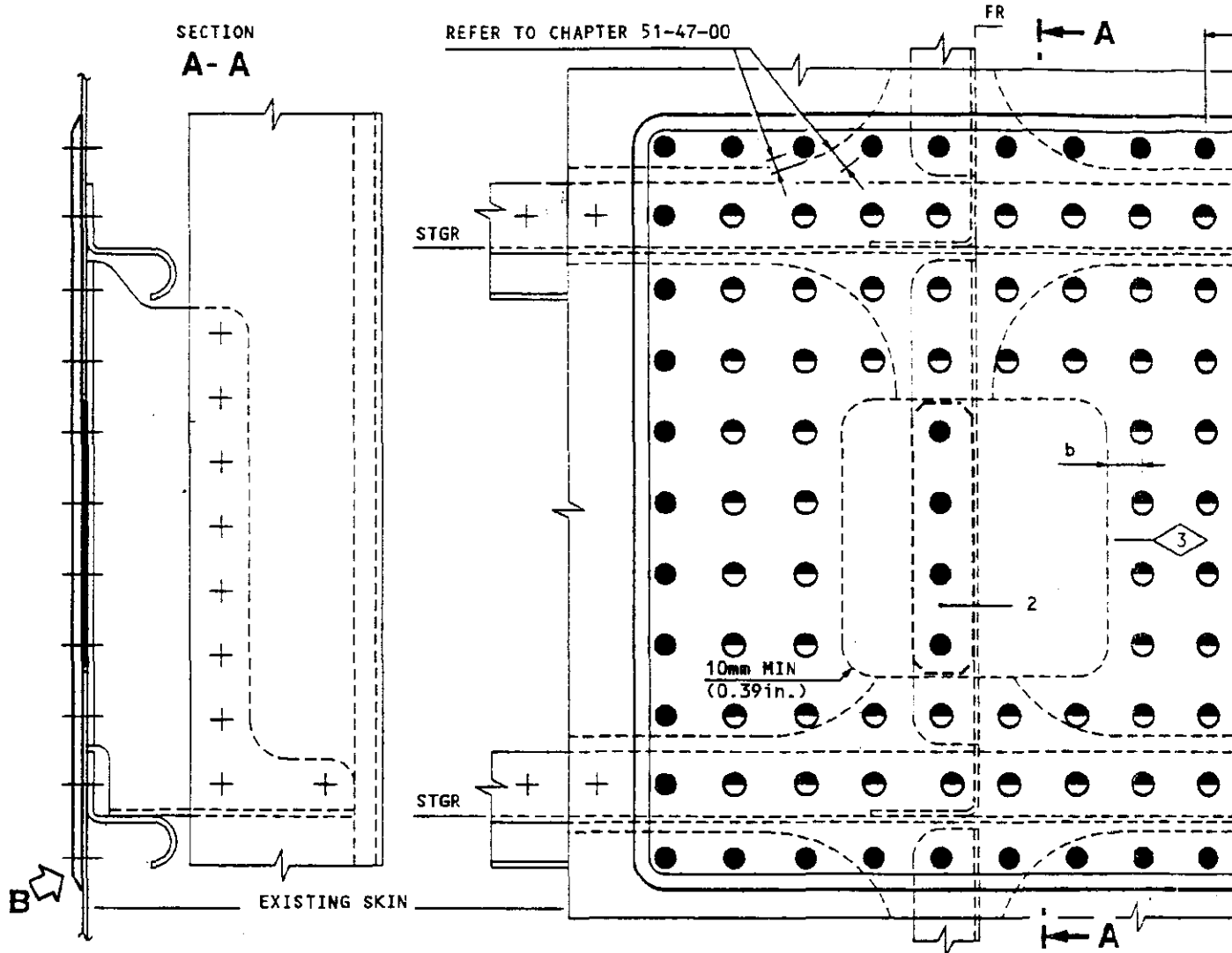


B →

SECTION  
C-C



**A319/A320/A321**  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



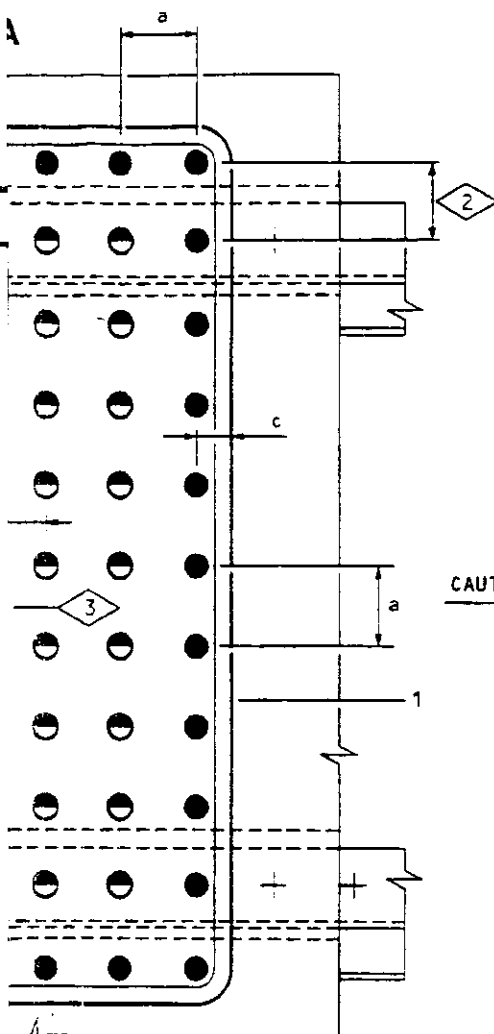
| REPAIR MATERIAL  |                   |            |                                                                               |                                         |                                           |                                          |
|------------------|-------------------|------------|-------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------|-------------------------------------------|------------------------------------------|
| ITEM             | NOMEN-<br>CLATURE | MATERIAL   | EXISTING SKIN <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">4</span> |                                         |                                           |                                          |
|                  |                   |            | 1.2mm<br>(0.047in.)                                                           | 1.4mm — 1.45mm<br>(0.055in.) (0.057in.) | >1.45mm — 1.65mm<br>(0.057in.) (0.065in.) | >1.65mm — 2.0mm<br>(0.065in.) (0.079in.) |
| 1                | DOUBLER           | CLAD2024T3 | 1.4mm<br>(0.055in.)                                                           | 1.6mm<br>(0.063in.)                     | 1.8mm<br>(0.071in.)                       | 2.0mm<br>(0.079in.)                      |
| 2                | FILLER            | CLAD2024T3 | SAME THICKNESS AS EXISTING SKIN                                               |                                         |                                           |                                          |
| FASTENER SYMBOLS |                   |            |                                                                               |                                         |                                           |                                          |
| +                | REFERENCE ONLY    |            |                                                                               |                                         |                                           |                                          |
| ●                |                   |            | NAS1097DD5 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">1</span>    |                                         |                                           |                                          |
| ○                |                   |            | NAS1097DD5 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">1</span>    |                                         |                                           | NAS1097DD5                               |
| PITCH a          |                   |            | ACCORDING TO EXISTING PITCH (REFER TO CHAPTER 51-47-00)                       |                                         |                                           |                                          |
| MARGIN b         |                   |            | 10mm (0.390in.)                                                               |                                         |                                           |                                          |
| MARGIN c         |                   |            | REFER TO CHAPTER 51-47-00                                                     |                                         |                                           |                                          |

Skin at Frame - External Repair  
Figure 203

R

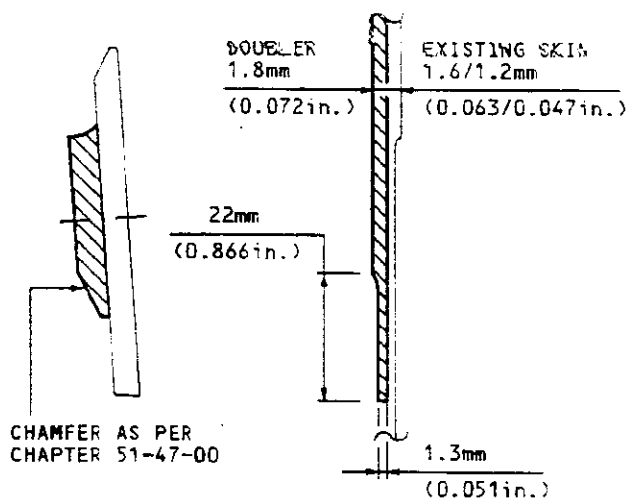
EFFECTIVITY: A319,A320,A321

53-00-11 Page 213/214  
Aug 01/97



**B**

EXAMPLE



**CAUTION:** THIS REPAIR MAY REQUIRES AN INSPECTION AT 20000 FC IF CARRIED OUT ABOVE WINDOW LINE. FOLLOW THE INSTRUCTIONS GIVEN IN PARAGRAPH A.

THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF FOUR FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROWS OF ADJACENT REPAIRS. THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF THREE FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROW OF THE DOUBLER TO THE FIRST FASTENER ROW OF A LONGITUDINAL OR CIRCUMFERENTIAL JOINT. IN CASE THIS DISTANCE CANNOT BE MAINTAINED, REFER TO THE INSTRUCTIONS FOR THE RELEVANT SRM JOINT REPAIR SCHEME.

THESE REPAIRS ARE APPLICABLE FOR DAMAGE TO THE SKIN WHERE THE SKIN THICKNESS IS BETWEEN 1.2mm (0.047in.) AND 2.2mm (0.087in.), AND ARE EFFECTIVE AS FOLLOWS:

- A319 FROM FR 1 THRU FR87
- A320 FROM FR 1 THRU FR87
- A321 FROM FR 1 THRU FR87

IF THE DOUBLER THICKNESS AT RUNOUT (LONGITUDINAL AND/OR CIRCUMFERENTIAL DIRECTION) IS MORE THAN 0.4mm (0.016in.) GREATER THAN EXISTING SKIN, THE DOUBLER HAS TO BE PROVIDED WITH A STEP OF 1.3mm (0.051in.) FOR DIMENSION REFER TO EXAMPLE

|                     |                      |                     |
|---------------------|----------------------|---------------------|
| 2.0mm<br>(0.079in.) | >2.0mm<br>(0.079in.) | 2.2mm<br>(0.087in.) |
| 0mm<br>79in.)       | 2.2mm<br>(0.087in.)  |                     |

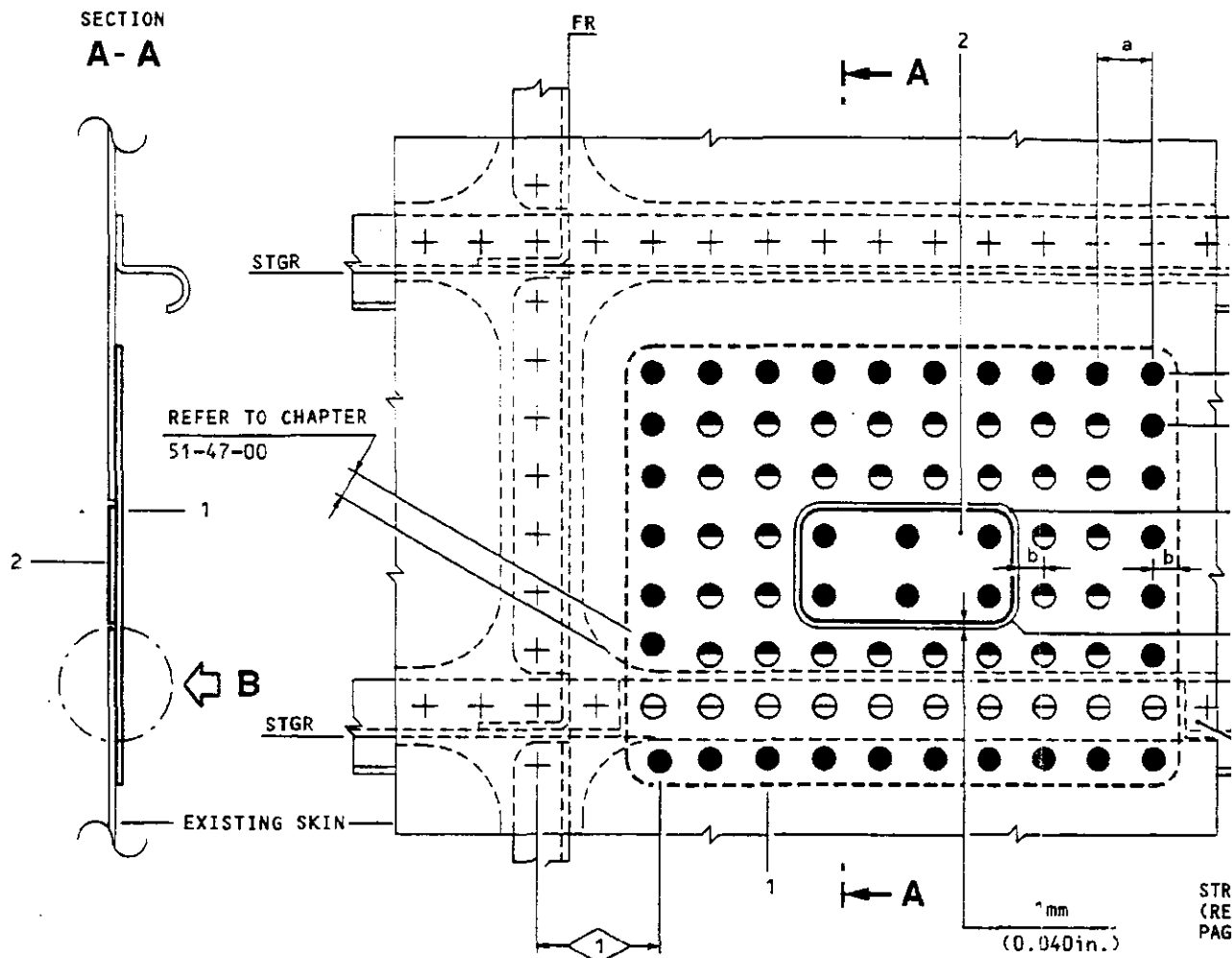
**NOTE:** FILL EXISTING COUNTERSINKS IN FUSELAGE SKIN WITH COUNTERSUNK REPAIR WASHERS, (REFER TO CHAPTER 51-71-15).

- 1 IN THE AREA ENCLOSED BY BELLY FAIRING UNIVERSAL FASTENER MS20470DD MAY BE USED.
- 2 THE DOUBLER MUST NOT END ABOVE A STRINGER OR FRAME. EXTEND THE DOUBLER IF NECESSARY BY ONE FASTENER ROW AFTER THE FRAME OR STRINGER.
- 3 CUTOUT IN SKIN IS LIMITED TO A LENGTH OF HALF A FRAME BAY AND A WIDTH OF ONE STRINGER BAY.
- 4 REFERENCE FOR THE SKIN THICKNESS IS THE MAXIMUM THICKNESS OF THE CHEMICALLY MILLED POCKETS AROUND THE DAMAGE, (REFER TO FIGURE 201).

NAS1097DD6

7-00)

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL



| REPAIR MATERIAL  |                                                                         |                                                         |                                                                                                                                             |
|------------------|-------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ITEM             | NOMEN-CLATURE                                                           | MATERIAL                                                | EXISTING SKIN <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span>                                                               |
|                  |                                                                         |                                                         | 1.4mm (0.055in.)    >1.4mm — 1.60mm (0.055in.) (0.063in.)    >1.60mm — 1.8mm (0.063in.) (0.071in.)    >1.80mm — 2.0mm (0.071in.) (0.079in.) |
| 1                | DOUBLER                                                                 | CLAD2024T3                                              | 1.4mm (0.055in.)    1.6mm (0.063in.)    1.8mm (0.071in.)    2.0mm (0.079in.)                                                                |
| 2                | FILLER                                                                  | CLAD2024T3                                              | SAME THICKNESS AS EXISTING SKIN                                                                                                             |
| FASTENER SYMBOLS |                                                                         |                                                         |                                                                                                                                             |
| +                | REFERENCE ONLY                                                          |                                                         |                                                                                                                                             |
| ●                | NAS1097DD5                                                              |                                                         |                                                                                                                                             |
| ◐                | NAS1097DD5                                                              |                                                         |                                                                                                                                             |
| ◑                | NAS1097DD6                                                              |                                                         |                                                                                                                                             |
| ○                | FASTENER IN ACCORDANCE WITH STRINGER REPAIR (REFER TO CHAPTER 53-00-13, |                                                         |                                                                                                                                             |
| PITCH a          |                                                                         | ACCORDING TO EXISTING PITCH (REFER TO CHAPTER 51-47-00) |                                                                                                                                             |
| MARGIN b         |                                                                         | 10mm (0.39in.)                                          |                                                                                                                                             |

NS6 53 00 11 2 AGMO 05 0

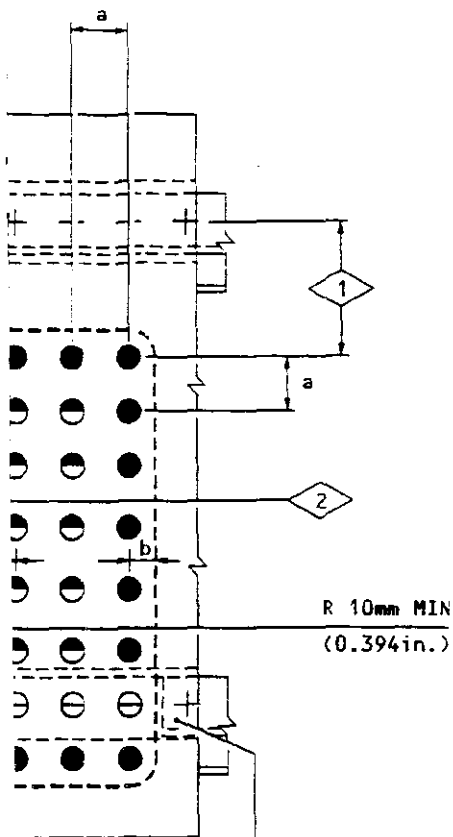
Skin between Stringers - Flush Repair  
Figure 204

R

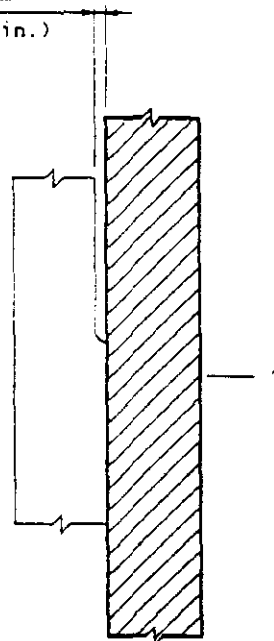
EFFECTIVITY: A319,A320,A321

**53-00-11** Page 219/220  
Aug 01/97

**B**



IN CASE OF STEP > 0.2mm  
SHIM AS REQUIRED (0.008in.)



STRINGER REPAIR  
(REFER TO CHAPTER 53-00-13  
PAGE BLOCK 201)

**CAUTION:** THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF FOUR FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROWS OF ADJACENT REPAIRS. THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF THREE FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROW OF THE DOUBLER TO THE FIRST FASTENER ROW OF A LONGITUDINAL OR CIRCUMFERENTIAL JOINT. IN CASE THIS DISTANCE CANNOT BE MAINTAINED, REFER TO THE INSTRUCTIONS FOR THE RELEVANT SRM JOINT REPAIR SCHEME.

NOTE: THESE REPAIRS ARE APPLICABLE FOR DAMAGE TO THE SKIN WHERE THE SKIN THICKNESS IS BETWEEN 1.4mm (0.055in.) AND 2.2mm (0.087in.), AND ARE EFFECTIVE AS FOLLOWS:

- A319 FROM FR 1 THRU FR87
- A320 FROM FR 1 THRU FR87
- A321 FROM FR 1 THRU FR87

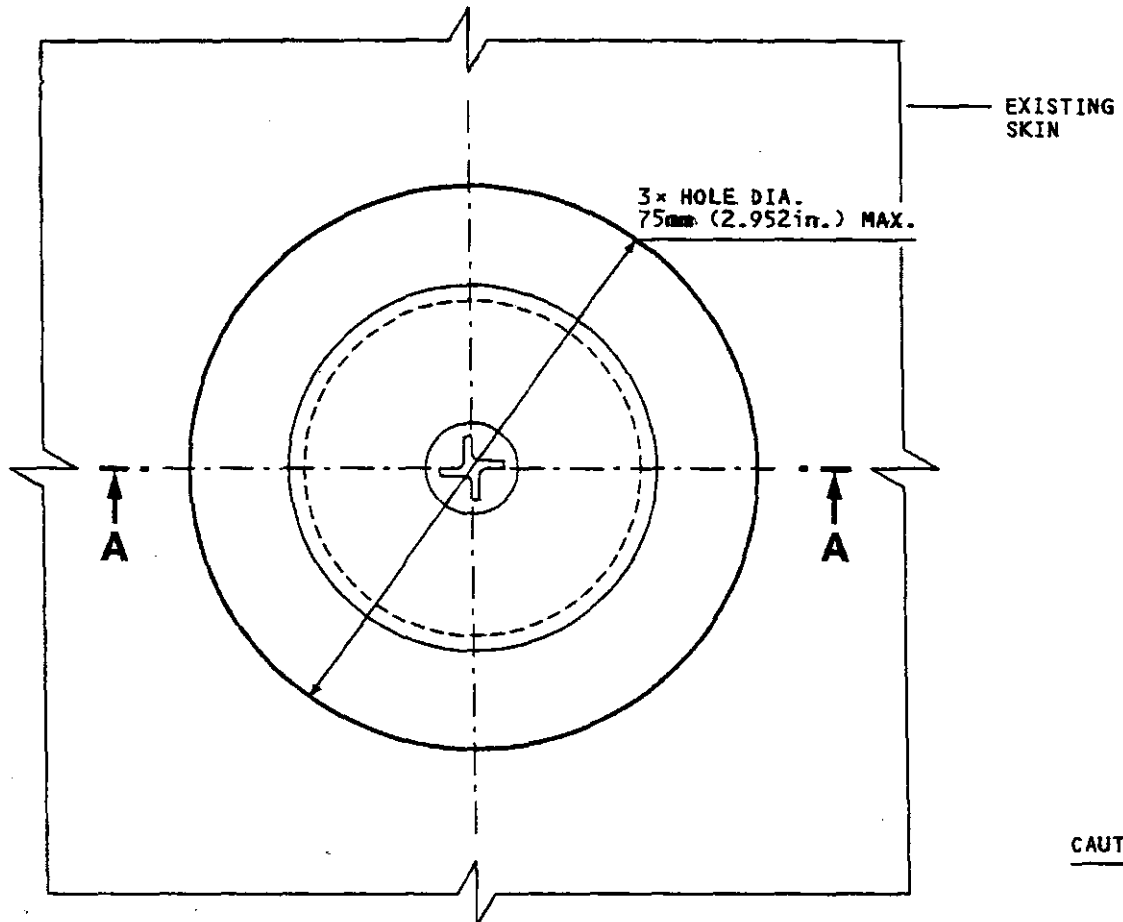
- 1 THE DOUBLER MUST NOT END ABOVE A STRINGER OR FRAME. EXTEND THE DOUBLER IF NECESSARY BY ONE FASTENER ROW AFTER THE FRAME OR STRINGER.
- 2 CUTOUT IN SKIN IS LIMITED TO A LENGTH OF HALF A FRAME BAY AND A WIDTH OF ONE STRINGER BAY.
- 3 REFERENCE FOR THE SKIN THICKNESS IS THE MAXIMUM THICKNESS OF THE CHEMICALLY MILLED POCKETS AROUND THE DAMAGE. (REFER TO FIGURE 201).

140in.)

|                            |                                         |
|----------------------------|-----------------------------------------|
| 80mm — 2.0mm<br>(0.079in.) | >2.0mm — 2.2mm<br>(0.079in.) (0.087in.) |
| 2.0mm<br>(0.079in.)        | 2.2mm<br>(0.087in.)                     |

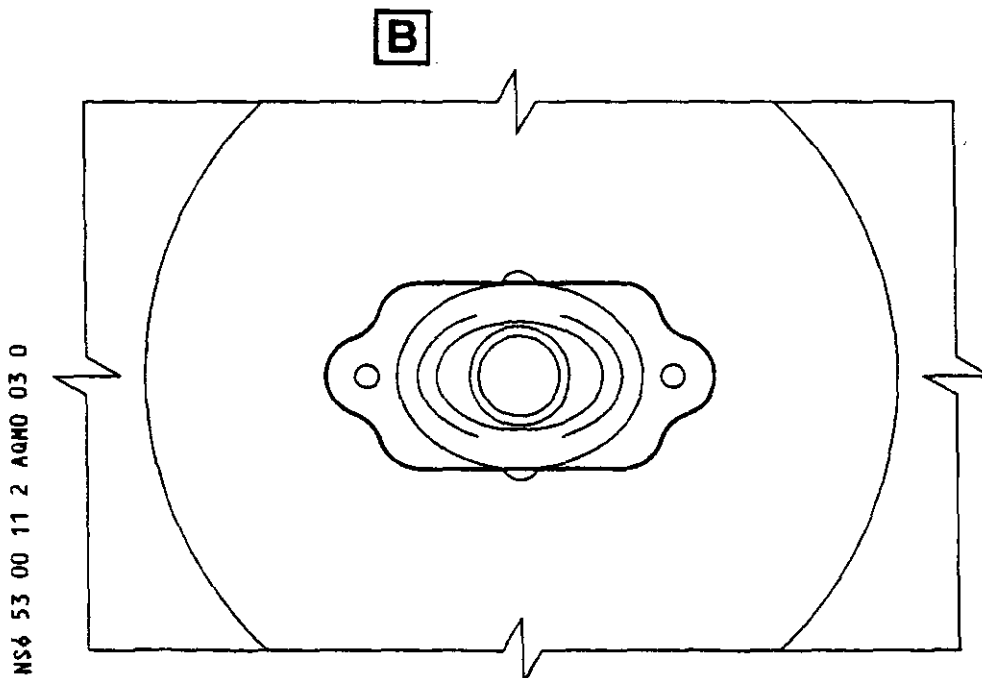
# **A319/A320/A321**

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**



**CAUTION:** THIS REPAIR MUST BE INSPECTED BY FINAL INSPECTOR TO NM, (C-CHECK)

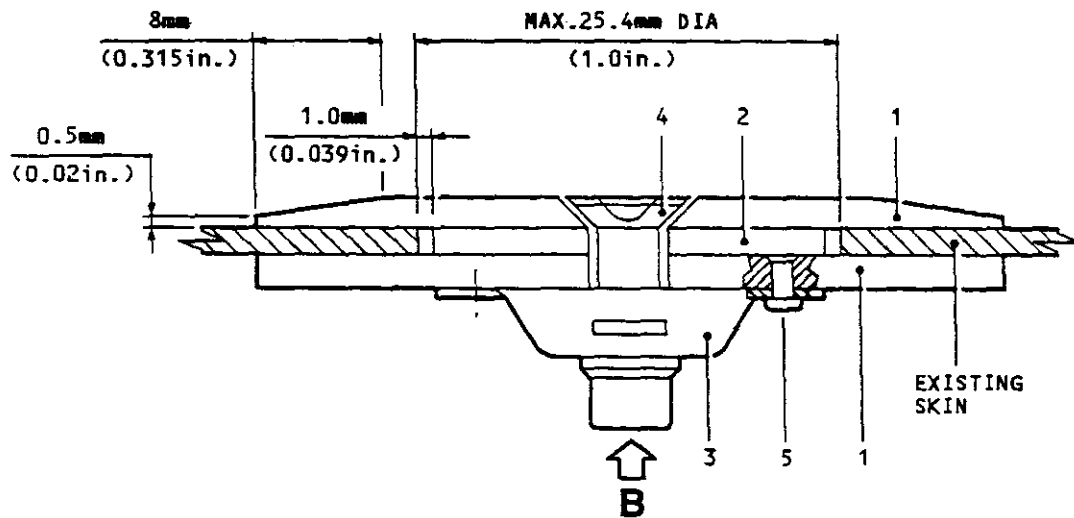
**NOTE:** THIS REPAIR IS FOR SKIN WITH A HOLE OF 2.2 IN. OR LESS.  
-A319 F  
-A320 F  
-A321 F



| ITEM | NOMEN-CLATURE | MATERIAL                  |
|------|---------------|---------------------------|
| 1    | DOUBLER       | 3.1364' US EQUIV. CLAD 20 |
| 2    | FILLER        | 3.1364' US EQUIV. CLAD 20 |
| 3    | NUT-PLATE     |                           |
| 4    | SCREW         |                           |
| 5    | FASTENER      |                           |

Small Skin - Temporary Repair  
Figure 208

SECTION  
A-A



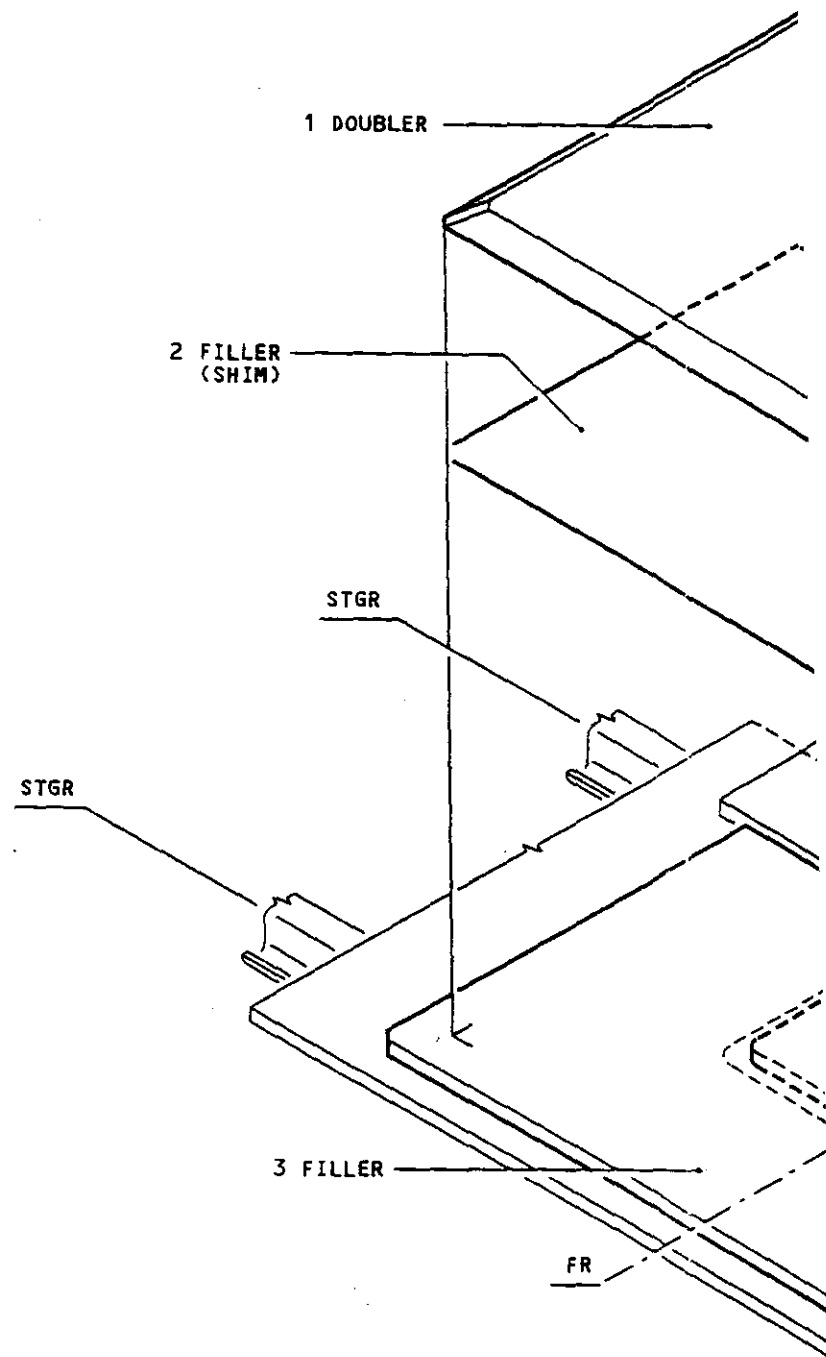
1: THIS TEMPORARY REPAIR SHALL BE REPLACED BY FINAL REPAIR AFTER 2500 FLIGHTS OR TO BE INSPECTED EVERY C-CHECK FOR CRACKS ACCORDING TO NTM, PART 1, CHAPTER 51-10-08, PAGE BLOCK 601. (C-CHECK INTERVALS OF 2500 FLIGHTS ASSUMED)

2: THIS REPAIR IS APPLICABLE FOR DAMAGE TO THE SKIN WHERE THE SKIN THICKNESS IS BETWEEN 1.2mm (0.047in.) AND 2.2mm (0.087in.), AND IS EFFECTIVE AS FOLLOWS:  
-A319 FROM FR24 THRU FR35  
-A320 FROM FR24 THRU FR87  
-A321 FROM FR35.8 THRU FR87

REPAIR MATERIAL

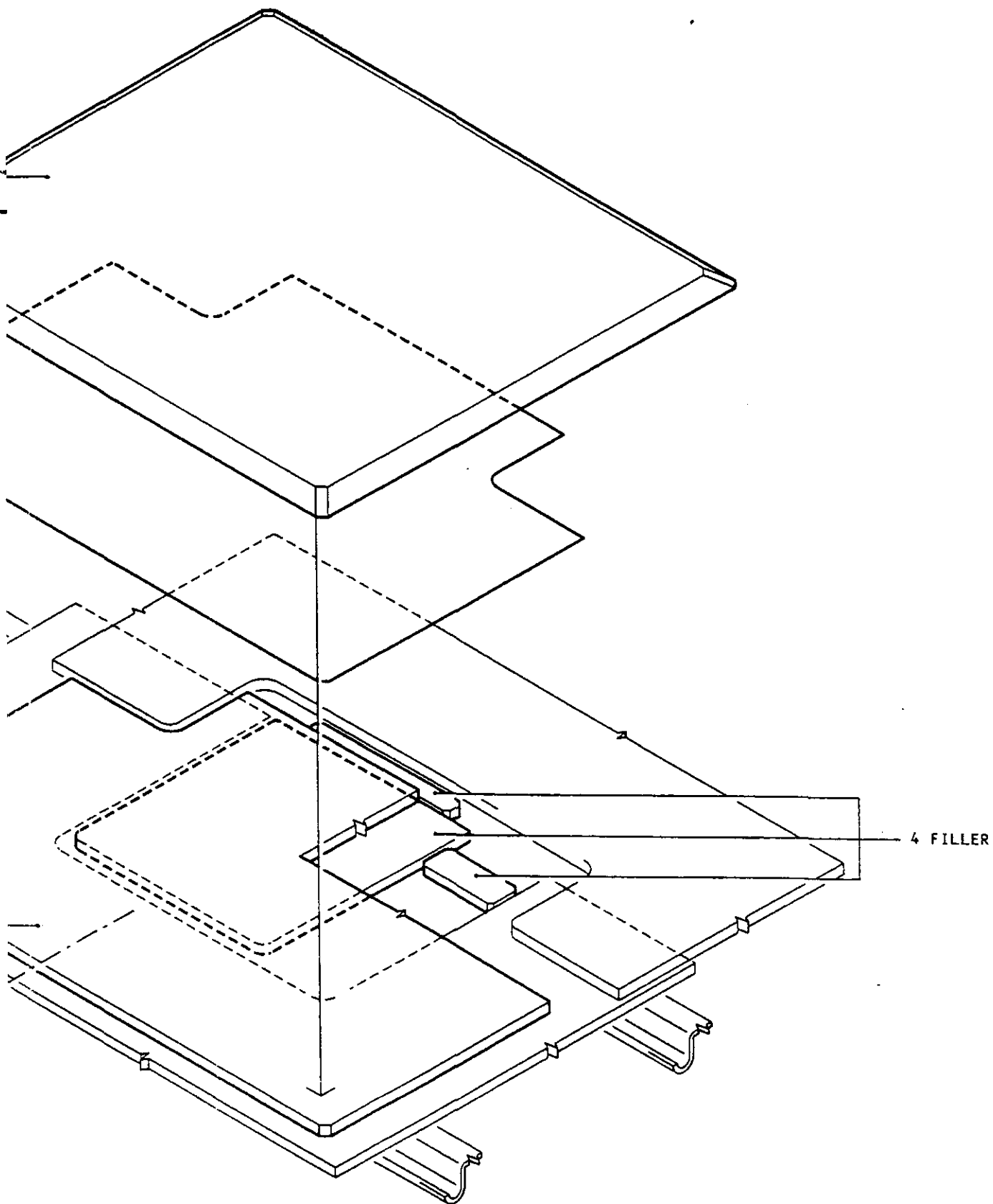
| N-<br>URE | MATERIAL                                 | EXISTING SKIN                   |                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |
|-----------|------------------------------------------|---------------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
|           |                                          | 1.2mm<br>(0.047in.)             | 1.4mm<br>(0.055in.) | 1.5mm<br>(0.059in.) | 1.6mm<br>(0.063in.) | 1.7mm<br>(0.067in.) | 1.8mm<br>(0.071in.) | 2.0mm<br>(0.079in.) | 2.2mm<br>(0.087in.) |
| LER       | 3.1364T3<br>US EQUIVALENT<br>CLAD 2024T3 | 2.0mm (0.079in.)                |                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |
| ER        | 3.1364T3<br>US EQUIVALENT<br>CLAD 2024T3 | SAME THICKNESS AS EXISTING SKIN |                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |
| PLATE     |                                          | NAS1791 A3-1                    |                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |
| W         |                                          | NAS1153-3                       |                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |
| ENER      |                                          | MS20426 AD3                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |                     |

**A319/A320/A321**  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



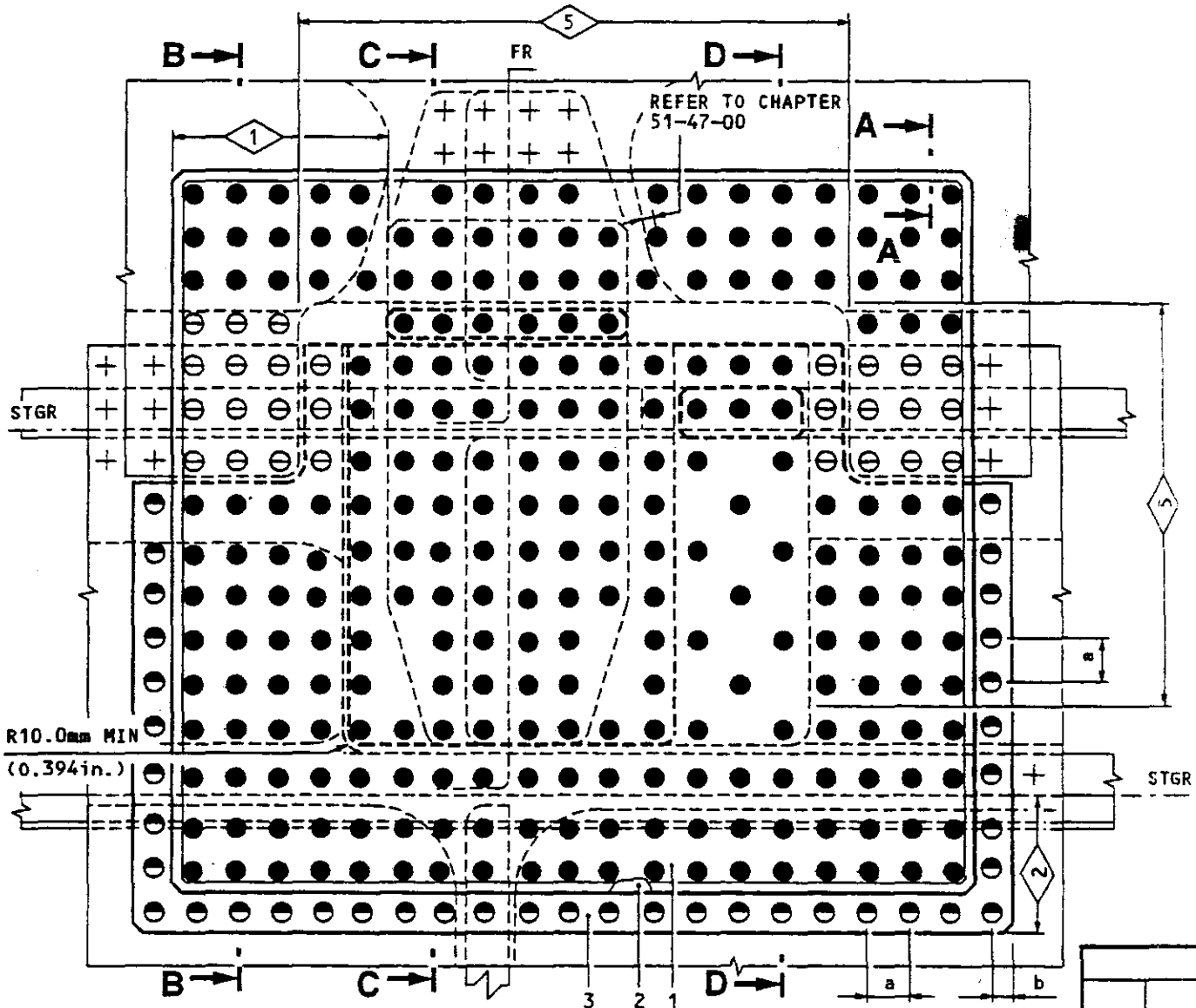
NS6 53 00 11 2 AUMF-0-01

Exploded View of  
Longitudinal Lap Joint Repair -  
Limited Cutout in Upper and Lower Skin Panel  
Figure 211 (sheet 1)



# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

SEC1  
A-



CAUTION  
THERE  
OF FOU  
BETWE  
ADJACE  
A MINI  
FASTEN  
OUTER  
FIRST  
CIRCUM  
IN CAS  
BE MAI  
INSTRU  
SRM JO

**NOTE:** THESE REPAIRS ARE APPLICABLE FOR DAMAGE TO THE SKIN WHERE THE SKIN THICKNESS IS BETWEEN 1.6mm (0.063in.) AND 2.4mm (0.094in.), AND ARE EFFECTIVE AS FOLLOWS: A319 FROM FR1 THRU FR35, A320 FROM FR1 THRU FR87, A321 FROM FR1 THRU FR87.

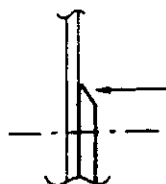
- 1 THE DOUBLER MUST NOT END ABOVE A CRACK STOPPER. EXTEND THE DOUBLER BY TWO RIVETS ROWS BEYOND THE CRACK STOPPER IF NECESSARY.
- 2 THE DOUBLER MUST NOT END ABOVE A STRINGER. EXTEND THE DOUBLER BY ONE RIVET ROW AFTER THE STRINGER IF NECESSARY.
- 3 PROTECTION: CHROMIC ACID ANODIZING, PU PRIMER, TOP COAT.
- 4 IF EXISTING FASTENER IS NOT A SOLID ALUMINUM RIVET REFER TO CHAPTER 51-43-00 FOR OVZ/REPLACEMENT. USE TRANSITION FIT FOR HI-LOK FASTENER INSTALLATION (REF. 51-44-11).
- 5 CUTOUT IN SKIN IS LIMITED TO A LENGTH OF HALF A FRAME BAY AND TO A WIDTH OF ONE STRINGER BAY. THE CUTOUT MUST NOT END ABOVE A STRINGER. EXTEND THE CUTOUT BY ONE RIVET ROW AFTER THE STRINGER IF NECESSARY.

| ITEM            | NOMEN-<br>CLATURE | MATERIAL |
|-----------------|-------------------|----------|
| 1               | 3<br>DOUBLER      | CLAD20   |
| 2               | FILLER            | CLAD20   |
| 3               | FILLER            | CLAD20   |
| 4               | FILLER            | CLAD20   |
| FASTENER SYMBOL |                   | ●        |
| FASTENER SYMBOL |                   | ⊙        |
| FASTENER SYMBOL |                   | ⊖        |
| FASTENER SYMBOL |                   | +        |
| PITCH a         |                   |          |
| MARGIN b        |                   |          |

Longitudinal Lap Joint Repair -  
Limited Cutout in Upper and Lower Skin Panel  
Figure 211 (sheet 2)

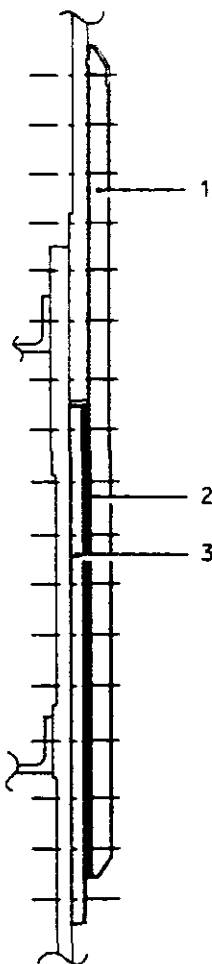
53-00-11 Page 247/248  
Nov 01/96

# SECTION A-A

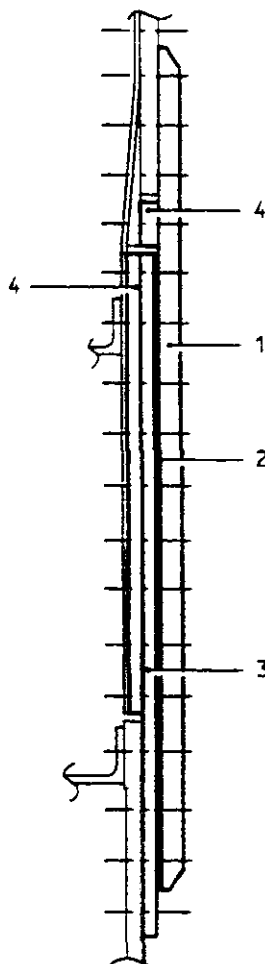


CHAMFER AS PER  
CHAPTER 51-47-00

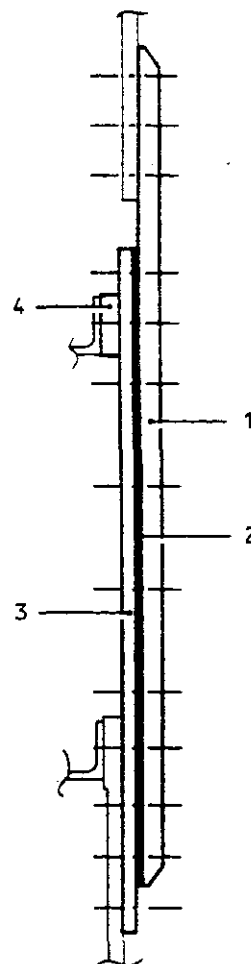
# SECTION B-B



# SECTION C-C



# SECTION D-D



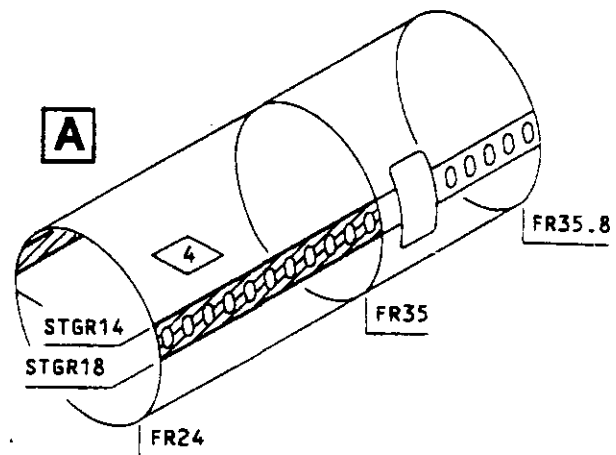
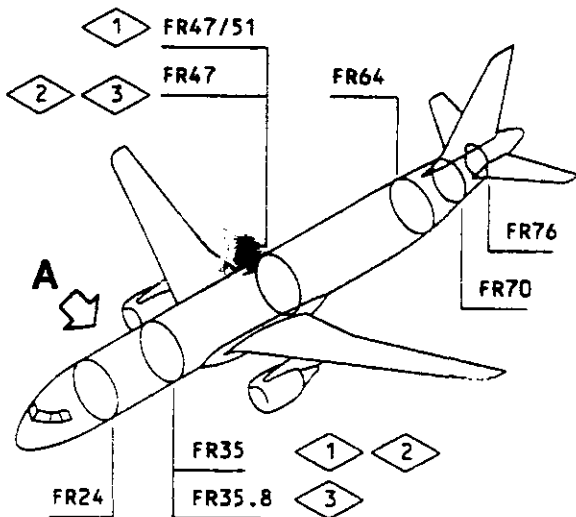
## CAUTION:

THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF FOUR FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROWS OF ADJACENT REPAIRS. THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF THREE FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROW OF THE DOUBLER TO THE FIRST FASTENER ROW OF A CIRCUMFERENTIAL JOINT. IN CASE THIS DISTANCE CANNOT BE MAINTAINED, REFER TO THE INSTRUCTIONS FOR THE RELEVANT SRM JOINT REPAIR SCHEME.

## REPAIR MATERIAL

|                         |                             | EXISTING SKIN                                      |                                         |                                         |                                         |
|-------------------------|-----------------------------|----------------------------------------------------|-----------------------------------------|-----------------------------------------|-----------------------------------------|
| NOMEN-<br>CLATURE       | MATERIAL                    | 1.6mm<br>(0.063in.)                                | >1.6mm — 2.2mm<br>(0.063in.) (0.087in.) | >2.2mm — 2.4mm<br>(0.087in.) (0.094in.) | >2.4mm — 2.5mm<br>(0.094in.) (0.098in.) |
| <div>3</div><br>DOUBLER | CLAD2024T3                  | 2.2mm<br>(0.087in.)                                |                                         |                                         | 2.5mm<br>(0.098in.)                     |
| FILLER                  | CLAD2024T3                  | IN CASE OF STEP >0.4mm (0.016in.) SHIM AS REQUIRED |                                         |                                         |                                         |
| FILLER                  | CLAD2024T3                  | 1.4mm (0.055in.)                                   |                                         |                                         |                                         |
| FILLER                  | CLAD2024T3                  | SAME THICKNESS AS EXISTING SKIN                    |                                         |                                         |                                         |
| REF SYMBOL              | ●                           | NAS1097DD5                                         | NAS1097DD6 <div>4</div>                 |                                         |                                         |
| REF SYMBOL              | ●                           | <div>4</div>                                       | NAS1097DD5 <div>4</div>                 |                                         |                                         |
| REF SYMBOL              | ⊖                           | NAS1097DD5                                         | NAS1097DD6 <div>4</div>                 |                                         | HL11VF6/HL70-6 <div>4</div>             |
| REF SYMBOL              | +                           | <div>4</div>                                       | REFERENCE ONLY                          |                                         |                                         |
| PITCH a                 | ACCORDING TO EXISTING PITCH |                                                    |                                         |                                         |                                         |
| MARGIN b                | 10.0mm (0.394in.)           |                                                    |                                         |                                         |                                         |

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**NOTE:** THIS REPAIR IS APPLICABLE FROM:  
 - FR24 THRU FR76 FOR A319.  
 - FR24 THRU FR76 FOR A320.  
 - FR24 THRU FR76 FOR A321, BUT NOT BETWEEN FR35 THRU FR35.8 (SECTION 14A).  
 ALL PARTS AND FASTENER TO BE WET INSTALLED WITH SEALANT (MATERIAL NO.09-013)

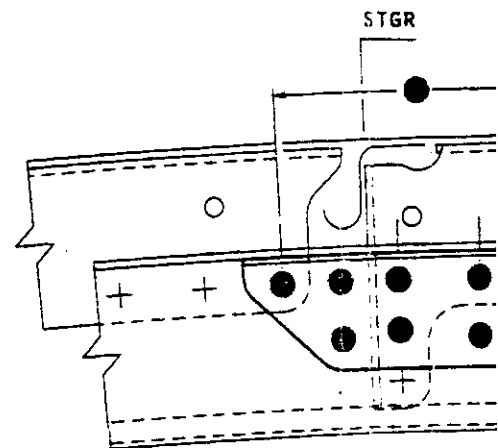
## **SURFACE PROTECTION:**

ON NEW PARTS CAA,PRIMER,TOP COAT  
 ON CUTOUTS WASHPRIMER,PRIMER,TOP COAT.

## **SRM REFERENCES:**

FASTENER INSTALLATION AND REMOVAL CHAPTER 51-42-00  
 FASTENER OVERSIZE AND ALTERNATIVE CHAPTER 51-43-00  
 FASTENER SPACING AND MARGIN DATA CHAPTER 51-47-00  
 PAINT COATINGS CHAPTER 51-23-11

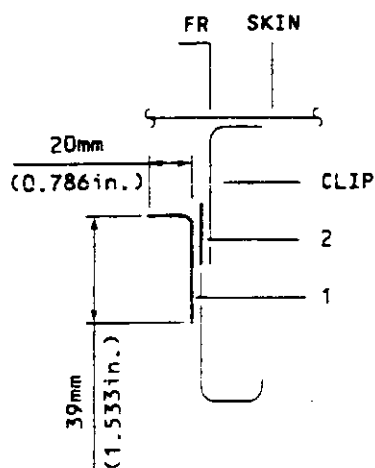
- 1 VALID FOR A319
- 2 VALID FOR A320
- 3 VALID FOR A321
- 4 THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE IN SECTION 13/14 IN THE AREA FROM STGR14 THRU STGR18 LH AND RH
- 5 ONLY VALID FOR SECTION 19 FROM FR71 THRU FR76



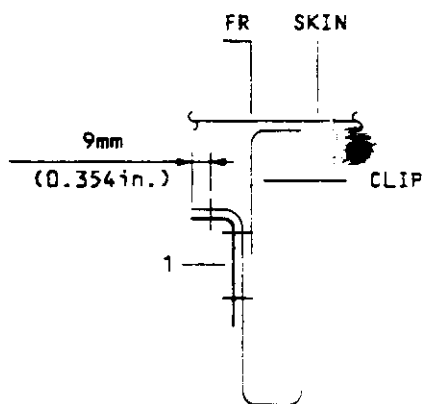
| ITEM             | NOMENCLATURE             |
|------------------|--------------------------|
| 1                | OUTER FLANGE SPLICE PART |
| 2                | FILLER                   |
| FASTENER SYMBOLS |                          |
| +                | REFERENCE ONLY           |
| ●                |                          |

Frame Repair Outer Flange  
Figure 202

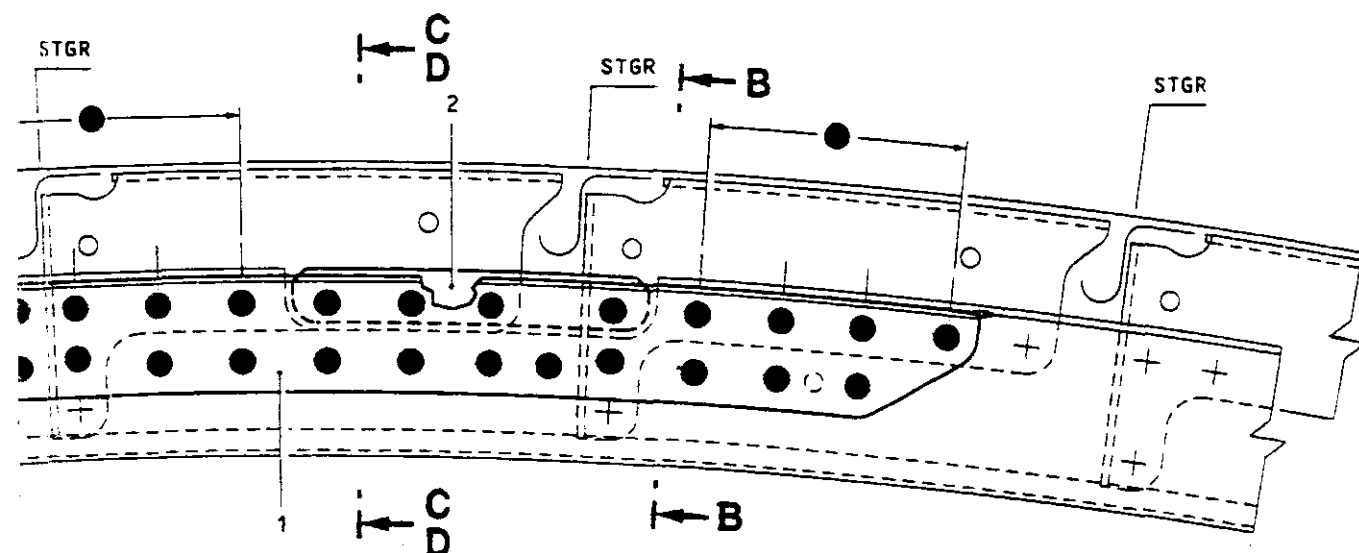
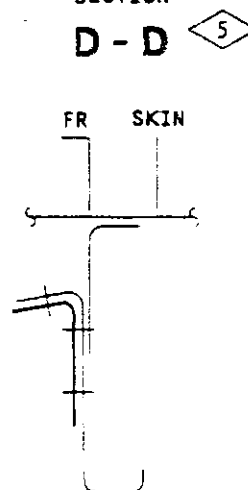
SECTION  
B - B



SECTION  
C - C



SECTION  
D - D



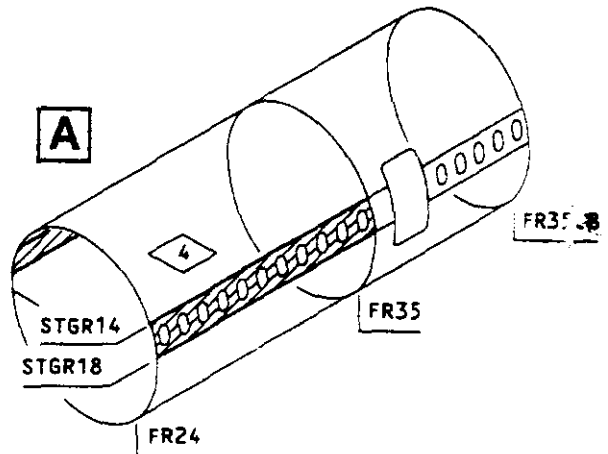
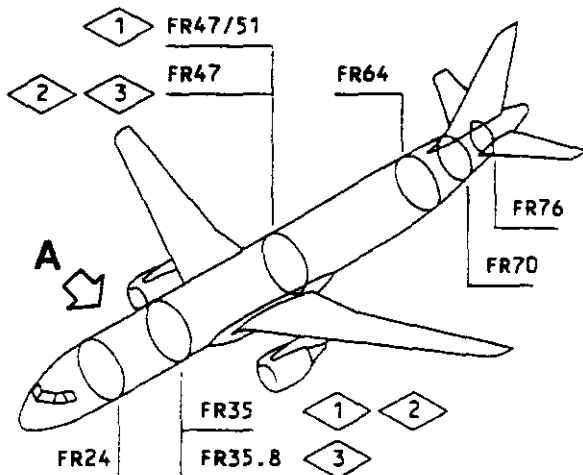
REPAIR MATERIAL

EXISTING FRAME

| MENCLATURE              | MATERIAL    | EXISTING FRAME                                 |                     |                     |                     |                     |
|-------------------------|-------------|------------------------------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
|                         |             | 1.2mm<br>(0.047in.)                            | 1.4mm<br>(0.055in.) | 1.6mm<br>(0.063in.) | 1.8mm<br>(0.071in.) | 2.0mm<br>(0.079in.) |
| TER FLANGE<br>LICE PART | CLAD2024T42 | THICKNESS ONE GAGE THICKER THAN EXISTING FRAME |                     |                     |                     |                     |
| LLER                    | CLAD2024T3  | SAME THICKNESS THAN EXISTING FRAME             |                     |                     |                     |                     |
| SYMBOLS                 |             |                                                |                     |                     |                     |                     |
| REFERENCE ONLY          |             |                                                |                     |                     |                     |                     |
|                         |             | MS20470DD5                                     |                     | MS20470DD6          |                     |                     |

# A319/A320/A321

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**NOTE:** THIS REPAIR IS APPLICABLE FROM:  
 - FR24 THRU FR76 FOR A319.  
 - FR24 THRU FR76 FOR A320.  
 - FR24 THRU FR76 FOR A321, BUT NOT BETWEEN FR35 THRU FR35.8 (SECTION 14A).

ALL PARTS AND FASTENER TO BE WET INSTALLED WITH SEALANT (MATERIAL NO.09-013)

### SURFACE PROTECTION:

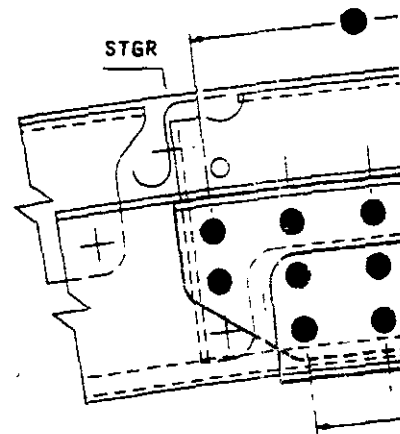
ON NEW PARTS CAA, PRIMER, TOP COAT  
 ON CUTOUTS WASHPRIMER, PRIMER, TOP COAT.

### SRM REFERENCES:

FASTENER INSTALLATION AND REMOVAL CHAPTER 51-42-00  
 FASTENER OVERSIZE AND ALTERNATIVE CHAPTER 51-43-00  
 FASTENER SPACING AND MARGIN DATA CHAPTER 51-47-00  
 PAINT COATINGS CHAPTER 51-23-11

- 4 THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE IN SECTION 13/14 IN THE AREA FROM STGR14 THRU STGR18 LH AND RH.
- 5 VALID FOR UPPER FRAME SPLICE PARTS ONLY FROM STGR17 LH TO STGR17 RH.
- 6 VALID FOR LOWER FRAME SPLICE PARTS ONLY FROM STGR17 LH TO STGR17 RH.
- 7 ONLY VALID FOR SECTION 19 FROM FR71 THRU FR76.
- 8 NOT APPLICABLE FOR SECTION 19. MANUFACTURE REPAIR PARTS AS REQUIRED.
- 9 ONLY VALID FOR EXISTING FRAME THICKNESS 1.8mm (0.071in.) AND 2.0mm (0.079in.).

- 1 VALID FOR A319
- 2 VALID FOR A320
- 3 VALID FOR A321



| REPAIR MATERIAL  |                          |                |              |   | EXISTING FRAME                                 |                     |                     |                     |                     |
|------------------|--------------------------|----------------|--------------|---|------------------------------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| ITEM             | NOMENCLATURE             | MATERIAL       | REPAIR PARTS |   | 1.2mm<br>(0.047in.)                            | 1.4mm<br>(0.055in.) | 1.6mm<br>(0.063in.) | 1.8mm<br>(0.071in.) | 2.0mm<br>(0.079in.) |
| 1                | OUTER FLANGE SPLICE PART | CLAD2024T42    | R539-70033   | 5 | THICKNESS ONE GAGE THICKER THAN EXISTING FRAME |                     |                     |                     |                     |
| 2                | INNER FLANGE SPLICE PART | CLAD2024T42    | R539-70033   | 5 | THICKNESS ONE GAGE THICKER THAN EXISTING FRAME |                     |                     |                     |                     |
| 3                | FILLER                   | CLAD2024T3     |              |   | SAME THICKNESS THAN EXISTING FRAME             |                     |                     |                     |                     |
| FASTENER SYMBOLS |                          |                |              |   |                                                |                     |                     |                     |                     |
|                  | +                        | REFERENCE ONLY |              |   |                                                |                     |                     |                     |                     |
|                  | ●                        |                |              |   | MS20470DD5                                     |                     | MS20470DD6          |                     |                     |

Frame Repair Splice - Heavy Damage  
 Figure 203

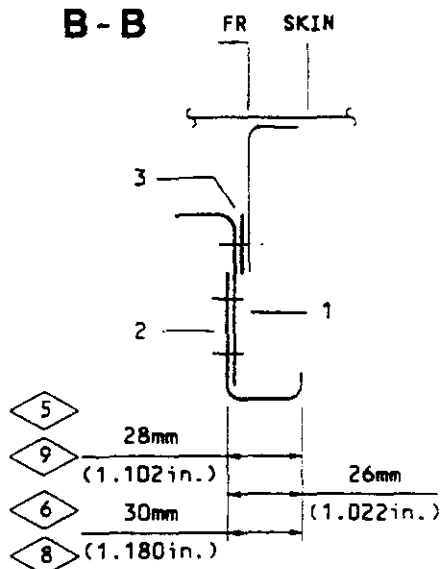
53-00-12 Page 217/218  
 Feb 01/00

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

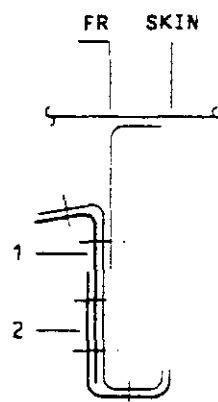
Printed in Germany

NS6 53 00 12 2 AEMD 06 0

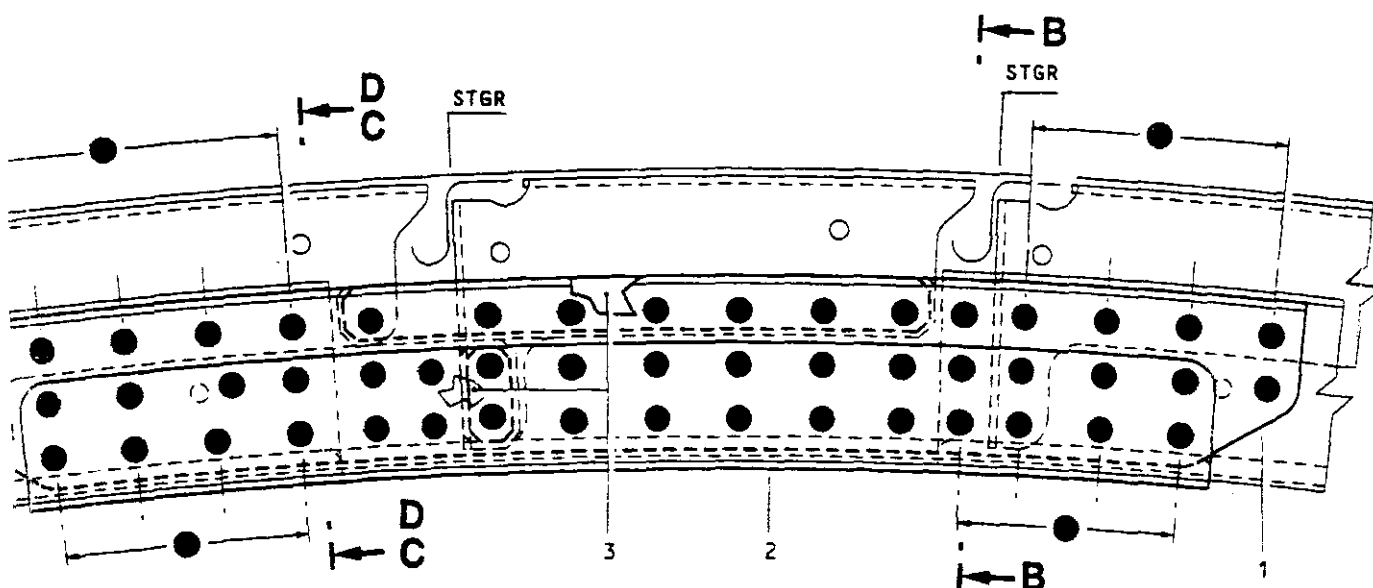
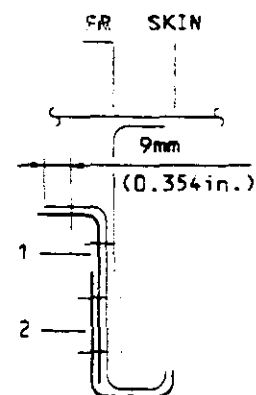
# SECTION B-B



# SECTION C-C

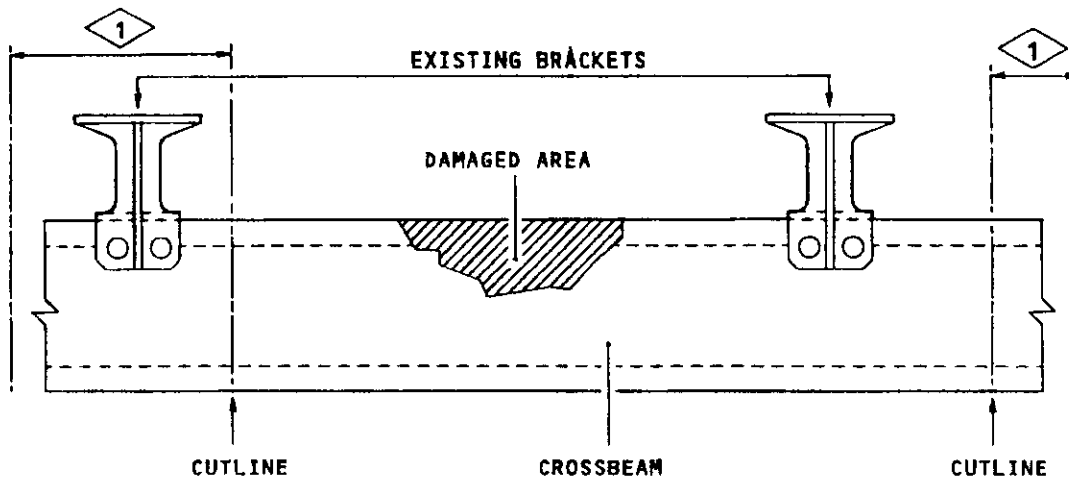


# SECTION D-D



|                  |                      |
|------------------|----------------------|
| min<br>0.71 in.) | 2.0mm<br>(0.079 in.) |
| IG FRAME         |                      |
| IG FRAME         |                      |
|                  |                      |
|                  |                      |
| 20470D06         |                      |

| 5         | REPAIR PARTS<br>R539-70033  |                         |                 |                         | 8               |
|-----------|-----------------------------|-------------------------|-----------------|-------------------------|-----------------|
|           | EXISTING FRAME<br>THICKNESS | INNER<br>FLANGE         | OUTER<br>FLANGE | INNER<br>FLANGE         | OUTER<br>FLANGE |
|           | 1.2mm (0.047 in.)           | -200                    | -206            | -214                    | -212            |
|           | 1.4mm (0.055 in.)           | -202                    | -208            |                         |                 |
|           | 1.6mm (0.063 in.)           | -204                    | -210            |                         |                 |
|           | 1.8mm (0.071 in.)           |                         |                 | -216                    | -220            |
|           | 2.0mm (0.079 in.)           |                         |                 | -218                    | -222            |
| DIMENSION | L=385mm<br>(15.131 in.)     | L=452mm<br>(17.764 in.) |                 | L=600mm<br>(23.580 in.) |                 |



| TABLE OF COUPLING/REPAIR MATERIAL |                                                                           |     |                                                                              |
|-----------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|-----|------------------------------------------------------------------------------|
| ITEM                              | NOMENCLATURE                                                              | QTY | MATERIAL/REMARKS                                                             |
| 1                                 | CROSSBEAM <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">4</span> | -   | ASNA 2216 OR<br>ASNA 2217 OR<br>D530-70008 OR<br>D530-70014 OR<br>D530-70015 |
| 2                                 | COUPLING <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">4</span>  | -   | ASNA 2216 OR<br>ASNA 2217 OR<br>D530-70008 OR<br>D530-70014 OR<br>D530-70015 |
| 3                                 | BRACKET                                                                   | -   | R 534-70445-200                                                              |
|                                   | FASTENER SYMBOL                                                           | ●   | HL10VF8/HL70-8                                                               |
|                                   | FASTENER SYMBOL                                                           | ⊙   | HL12VF6/HL86PB6                                                              |
|                                   | FASTENER SYMBOL                                                           | ⊕   | MS20470DD6                                                                   |

**NOTE:** USE TRANSITION FIT FOR HI-LOK FASTENER (REF.51-44-11).

- 1 MIN 250mm (9.8in.) BETWEEN CUTLINE AND CROSSBEAM SUPPORT STRUT.
- 2 ON NEW REPAIR PARTS CHROMIC ACID ANODIZING (CAA.), POLYURETHANE PRIMER (MATERIAL NO.16-001), POLYURETHANE GREY TOP COAT (MATERIAL NUMBER 16-002) (REFER TO 16-002).
- 3 ON CUTOUTS WASHPRIMER (MATERIAL NO.16-020), POLYURETHANE PRIMER (MATERIAL NO 16-001), POLYURETHANE GREY TOP COAT (MATERIAL NUMBER 16-022)
- 4 REPAIR PARTS MADE FROM THE SAME PROFILE AS EXISTING CROSSBEAM.
- 5 EXISTING HOLES TO BE REUSED
  - INSTALL ALL REPAIR PARTS AND FASTENERS WET WITH MATERIAL NO.93-013
  - THIS REPAIR IS APPLICABLE FOR:
    - A319 FR12 THRU FR35 AND FR47/51 THRU FR70
    - A320 FR12 THRU FR35 AND FR47 THRU FR70
    - A321 FR12 THRU FR35.8 AND FR47 THRU FR70

Crossbeam Repair  
Figure 203 (sheet 1)

**WARNING:** SEALANT (MATERIAL NO. 09-013) IS DANGEROUS.

R (y) Apply sealant (Material No. 09-013) to the faying surfaces of the repair parts.

R (z) Install the repair parts in their final position and secure with screw-pins.

**WARNING:** SEALANT (MATERIAL NO. 09-013) IS DANGEROUS.

R (aa) Install all fasteners wet with sealant (Material No. 09-013) (Refer to Figure 203).

**NOTE:** Ensure that the process of riveting is completed during the sealant curing time.

R (ab) Apply a bead of sealant (Material No. 09-013) around the repair edges and allow to cure.

**WARNING:** COATING, NYLON CLEAR (MATERIAL NO. 07-001B) IS DANGEROUS.

R (ac) Apply coating, nylon clear (Material No. 07-001B) to the seal bead.

**WARNING:** INDUSTRIAL ALCOHOL IS DANGEROUS.

R (ad) Clean the fastener heads with industrial alcohol (Refer to Chapter 51-42-11).

**WARNING:** POLYURETHANE PRIMER (MATERIAL NO. 16-001) IS DANGEROUS.

R (ae) Apply polyurethane primer (Material No. 16-001) to the fastener (Refer to Chapter 51-23-11).

**WARNING:** POLYURETHANE TOPCOAT, GREY (MATERIAL NO. 16-002) IS DANGEROUS.

R (af) Apply polyurethane topcoat, grey (Material No. 16-002) to the fastener (Refer to Chapter 51-23-11).

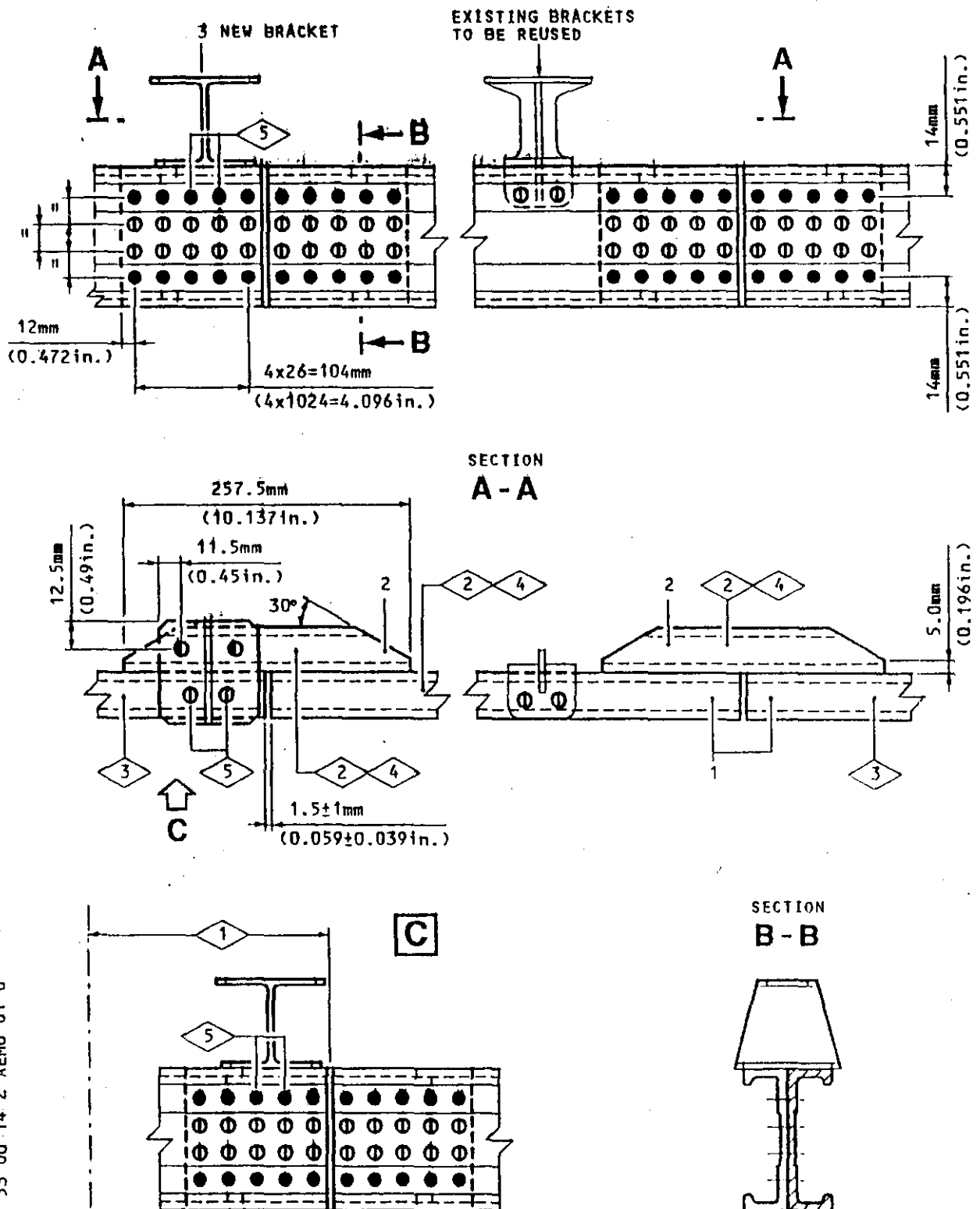
**WARNING:** DO NOT APPLY SPECIAL MATERIALS (MATERIAL NO. 05-005D AND 15-005A) IN AREA OF OXYGEN EQUIPMENT AND OXYGEN PIPES.

**WARNING:** CORROSION PREVENTIVE (MATERIAL NO. 05-005D OR EQUIVALENT) IS DANGEROUS.

R (ag) Apply corrosion preventive (Material No. 05-005D) or equivalent.

**WARNING:** CORROSION PREVENTIVE TEMPORARY PROTECTIVE COMPOUND (MATERIAL NO. 15-005A) IS DANGEROUS.

R (ah) Apply corrosion preventive temporary protective compound (Material No. 15-005A) to the repair area.



NS6 53 00 14 2 AEMU 01 0

Crossbeam Repair  
Figure 203 (sheet 2)

**53-00-14** Page 215  
Aug 01/96

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed In Germany

**b. Passenger Compartment - Longerons Repairs**

**(1) General**

**NOTE:** This repair principle is applicable to longeron sections of any length if the flange thickness is 1.55 mm (0.061 in.) or 1.6 mm (0.063 in.) and is effective as follows:

- A319 FR12 thru FR35 and FR47/FR51 thru FR70
  - A320 FR12 thru FR35 and FR47 thru FR70
  - A321 FR12 thru FR35.8 and FR47 thru FR70
- and if the flange thickness is 2.0 mm (0.079 in.) or 3.8 mm (0.150 in.) valid for:
- A319 FR12 thru FR35
  - A320 FR12 thru FR35
  - A321 FR12 thru FR35.8

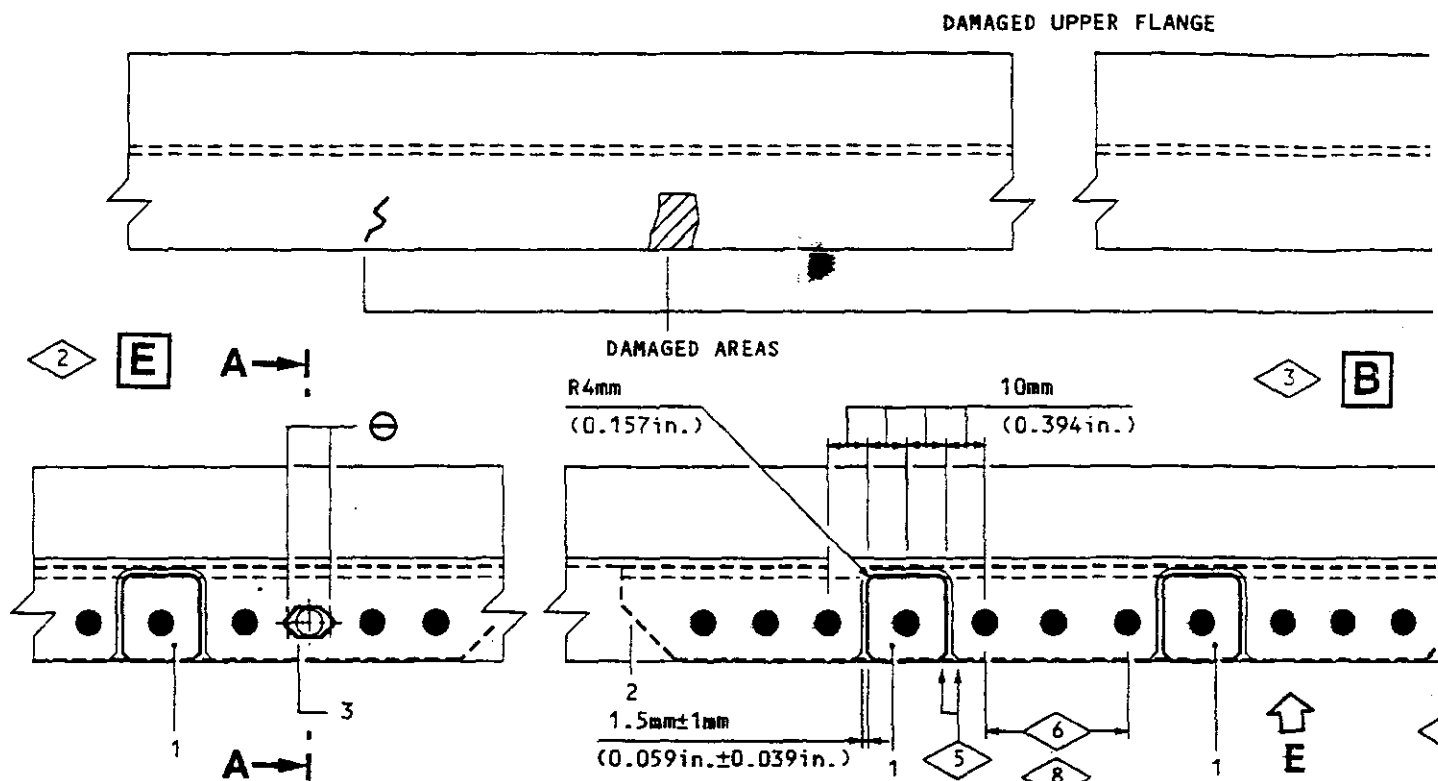
**(2) Repair Materials**

| ITEM | NOMENCLATURE                                       | QTY | MATERIAL/REMARKS                                             |
|------|----------------------------------------------------|-----|--------------------------------------------------------------|
| 1    | Filler                                             | AR  | Refer to Figure 204                                          |
| 2    | Profile                                            | AR  | Refer to Figure 204                                          |
| 3    | Profile                                            | AR  | Refer to Figure 204                                          |
| -    | Corrosion preventive temporary protective compound | AR  | Material No. 15-005A<br>(Refer to Chapter 51-35-00)          |
| -    | Sealant                                            | AR  | Material No. 09-013<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Cleaning agent                                     | AR  | Material No. 11-003 or 11-004<br>(Refer to Chapter 51-35-00) |
| -    | Polyurethane primer                                | AR  | Material No. 16-001<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Polyurethane topcoat, grey                         | AR  | Material No. 16-002<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Wash primer                                        | AR  | Material No. 16-020<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |

**(3) Repair Instructions (Refer to Figure 204).**

**WARNING:** CLEANING AGENTS (MATERIAL NO. 11-003 AND 11-004) ARE DANGEROUS.

- (a) Clean repair area with cleaning agent (Material No. 11-003 or Material No. 11-004).
- (b) Mark repair area in accordance with Figure 204.
- (c) If necessary remove brackets and angles from the damaged structure in the repair area.
- (d) Cut out the damaged area of the longeron and deburr the edges of the cutout.
- (e) Manufacture the filler and the angle as shown in Figure 204.



**NOTE:** THIS REPAIR PRINCIPLE IS ONLY VALID FOR AN UPPER FLANGE THICKNESS OF 1.8mm (0.070in.) AND 1.9mm (0.074in.), AND IS EFFECTIVE AS FOLLOWS:  
- A319 FR24 THRU FR35 AND FR47/51 THRU FR70  
- A320 FR24 THRU FR35 AND FR47 THRU FR70  
- A321 FR24 THRU FR35.8 AND FR47 THRU FR70

**BREAK SHARP EDGES.**

**USE TRANSITION FIT FOR HI-LOK FASTENER INSTALLATION (REF.51-44-11)**

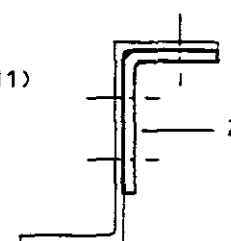
**ALL PARTS AND FASTENERS TO BE INSTALLED WET WITH SEALANT (MATERIAL NO.09-013)**

**THIS REPAIR PRINCIPLE IS NOT APPLICABLE AT A HARD POINT.**

**UNLIMITED CUTOUT LENGTH FOR THE UPPER FLANGE.**

- 1 2 EQUAL SPACES 16mm (0.629in.) TO 18mm (0.709in.).
- 2 VALID WHEN PANEL ATTACHMENT HOLE IN THE REPAIR AREA. INSTALL AT LEAST ONE FASTENER BETWEEN FLOOR PANEL ATTACHMENT HOLE AND CUTOUT. EXTEND REPAIR ANGLE TO HAVE AT LEAST 3 REPAIR FASTENER.
- 3 VARIANT OF TWO MINOR CUTOUTS.
- 4 FILL ALL GAPS WITH SEALANT (MATERIAL NO.09-013).
- 5 CHAMFER 2mm (0.079in.) TO 45°.
- 6 FASTENER SPACING OF 16mm (0.629in.) TO 18mm (0.709in.).
- 7 CHAMFER 15mm (0.591in.) TO 45° ON REPAIR ANGLE.
- 8 THE MINIMUM DISTANCE PERMITTED BETWEEN TWO FILLERS IS ONE FASTENER (INCLUDING ITS MARGINS). NAS1097DD5 AND MS20470 ONLY VALID IN THE AREA, FR24 THRU FR35 FOR A319 AND A320, FR24 THRU FR35.8 FOR A321.
- 9

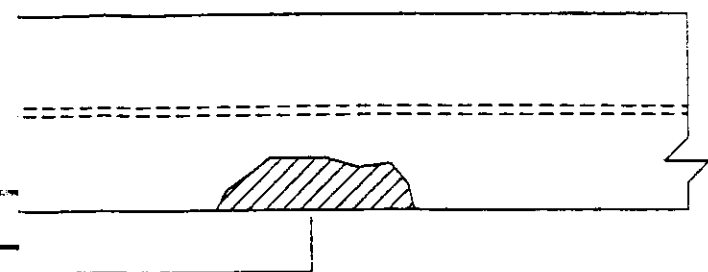
**SECTION D-D**



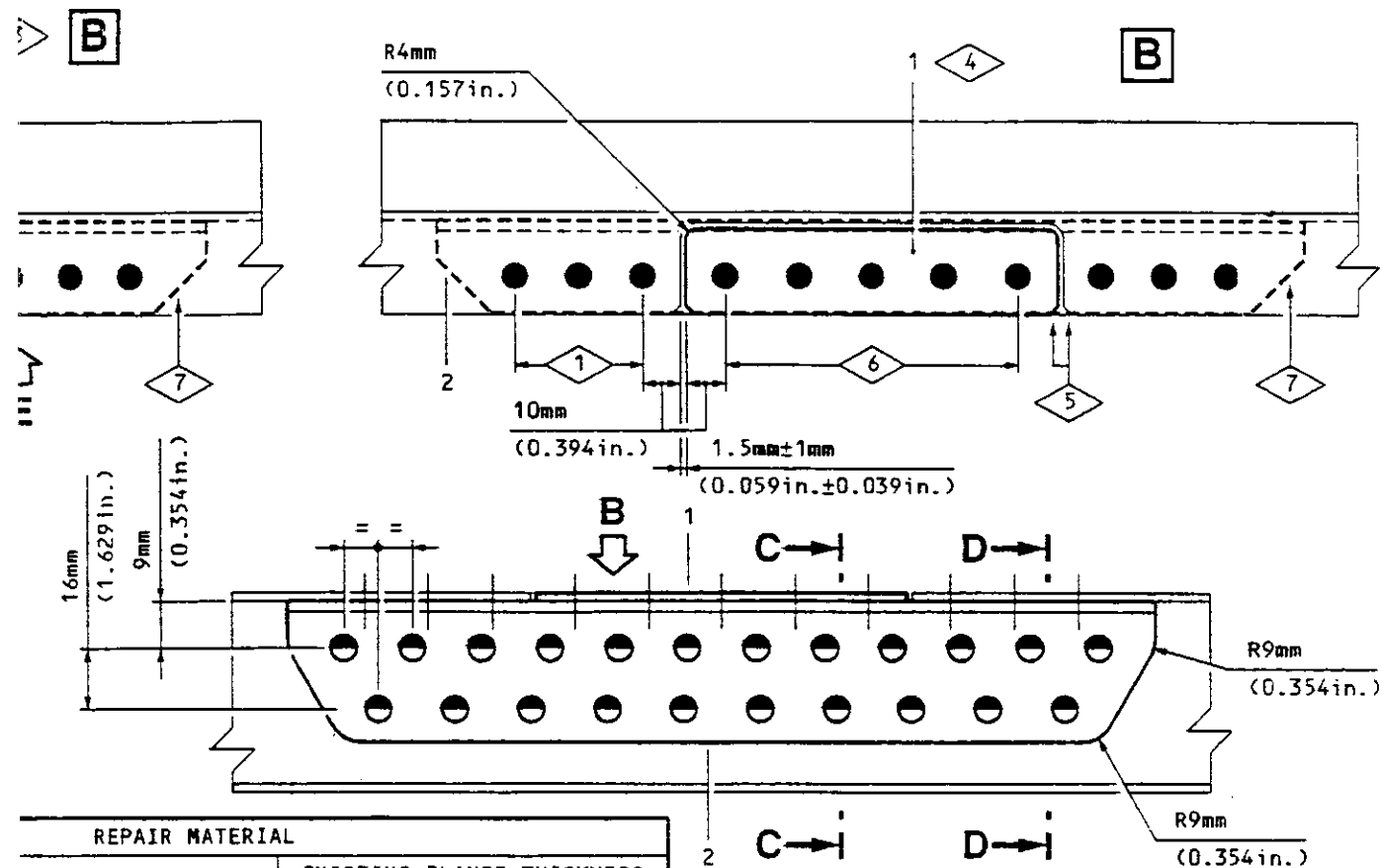
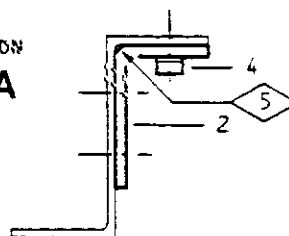
16mm (0.629in.)  
9mm

| REPAIR           |               |                                       |
|------------------|---------------|---------------------------------------|
| ITEM             | NOMEN-CLATURE | MATERIAL                              |
| 1                | FILLER        | CLAD2024T3                            |
| 2                | ANGLE         | MADE FROM EXTRUDED ASNA2199,7175T7351 |
| 3                | SCREW         | ABS0376-3-40                          |
| 4                | NUT PLATE     | NAS1068C3M                            |
| FASTENER SYMBOLS |               | ● NSA54' HL11VI                       |
|                  |               | ○ NSA541 HL10VI                       |
|                  |               | ⊖ MS2042                              |

Longeron Repair  
Figure 205



SECTION  
A-A



REPAIR MATERIAL

EXISTING FLANGE THICKNESS

1.8mm (0.070in.) 1.9mm (0.074in.)

1.8mm (0.070in.) 1.9mm (0.074in.)

1.8mm (0.070in.) 1.9mm (0.074in.)

1.8mm (0.070in.) 1.9mm (0.074in.)

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

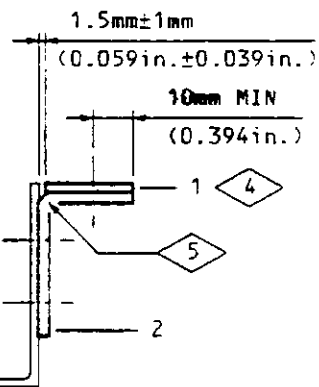
THICKNESS AS REQUIRED

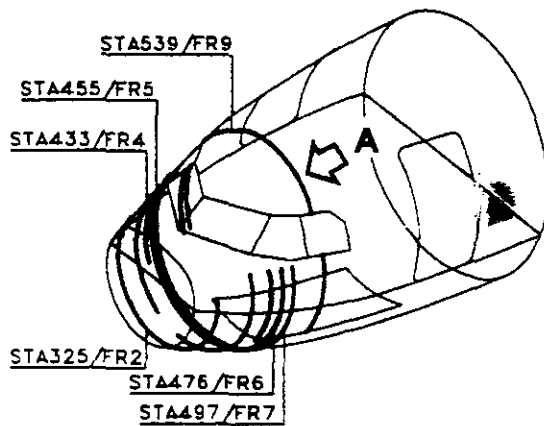
THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

THICKNESS AS REQUIRED

SECTION  
C-C



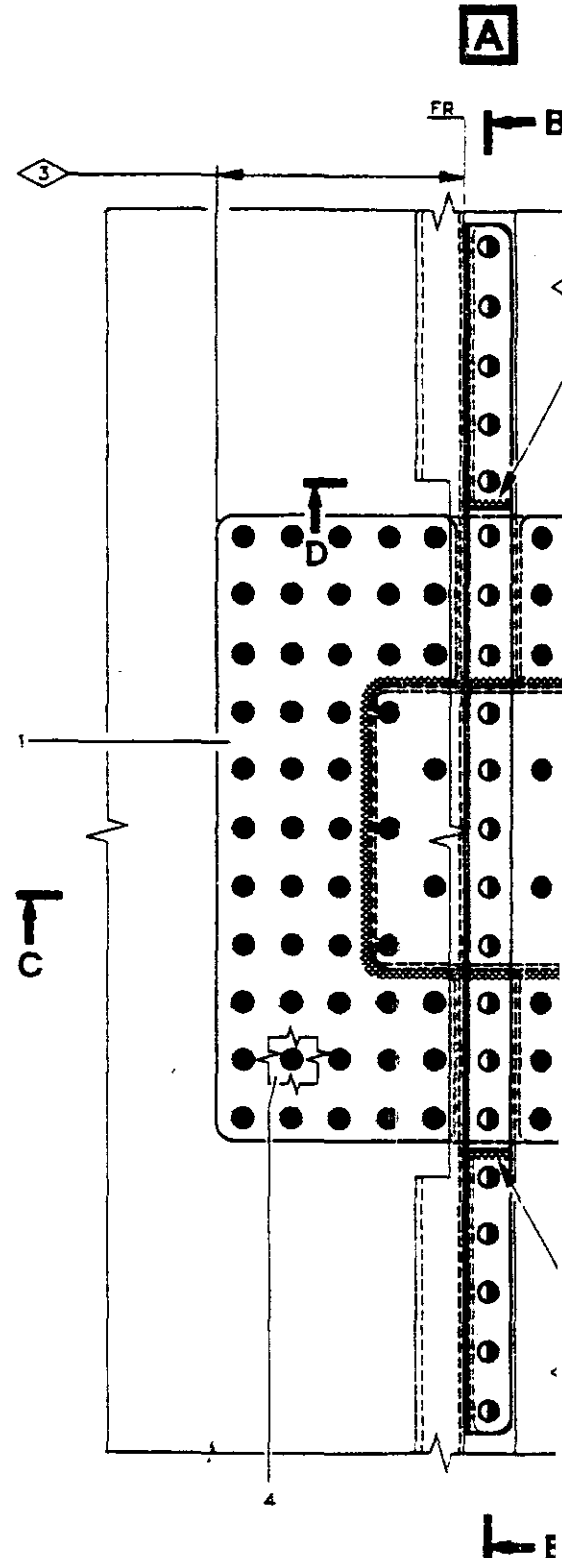


- ① HATCHED AREA : SKIN CUTOUT.
- ② HATCHED AREA : FRAME CUTOUT.
- ③ THE DOUBLER MUST NOT END AT A FRAME. EXTEND THE DOUBLER IF NECESSARY BY ONE RIVET ROW AFTER THE FRAME.
- ④ TO BE HEAT TREATED BEFORE INSTALLATION.
- ⑤ REFERENCE FOR THE SKIN THICKNESS IS THE MAX THICKNESS OF THE CHEMICALLY MILLED POCKETS AROUND THE DAMAGE.

RADI NOT INDICATED : 10 mm (0.394 in.)

**CAUTION :** THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF FOUR FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROWS OF ADJACENT REPAIRS. THERE MUST BE A MINIMUM DISTANCE OF THREE FASTENER SPACINGS BETWEEN THE OUTER ROW OF THE DOUBLER TO THE FIRST FASTENER ROW OF A LONGITUDINAL OR CIRCUMFERENTIAL JOINT. IN CASE THIS DISTANCE CANNOT BE MAINTAINED, REFER TO THE INSTRUCTIONS FOR THE RELEVANT SRM JOINT REPAIR SCHEME.

**NOTE :** FOR SECTIONS C-C AND D-D SEE SHEET 2.



Skin at Frame - Internal Repair

Figure 202 (Sheet 1)

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

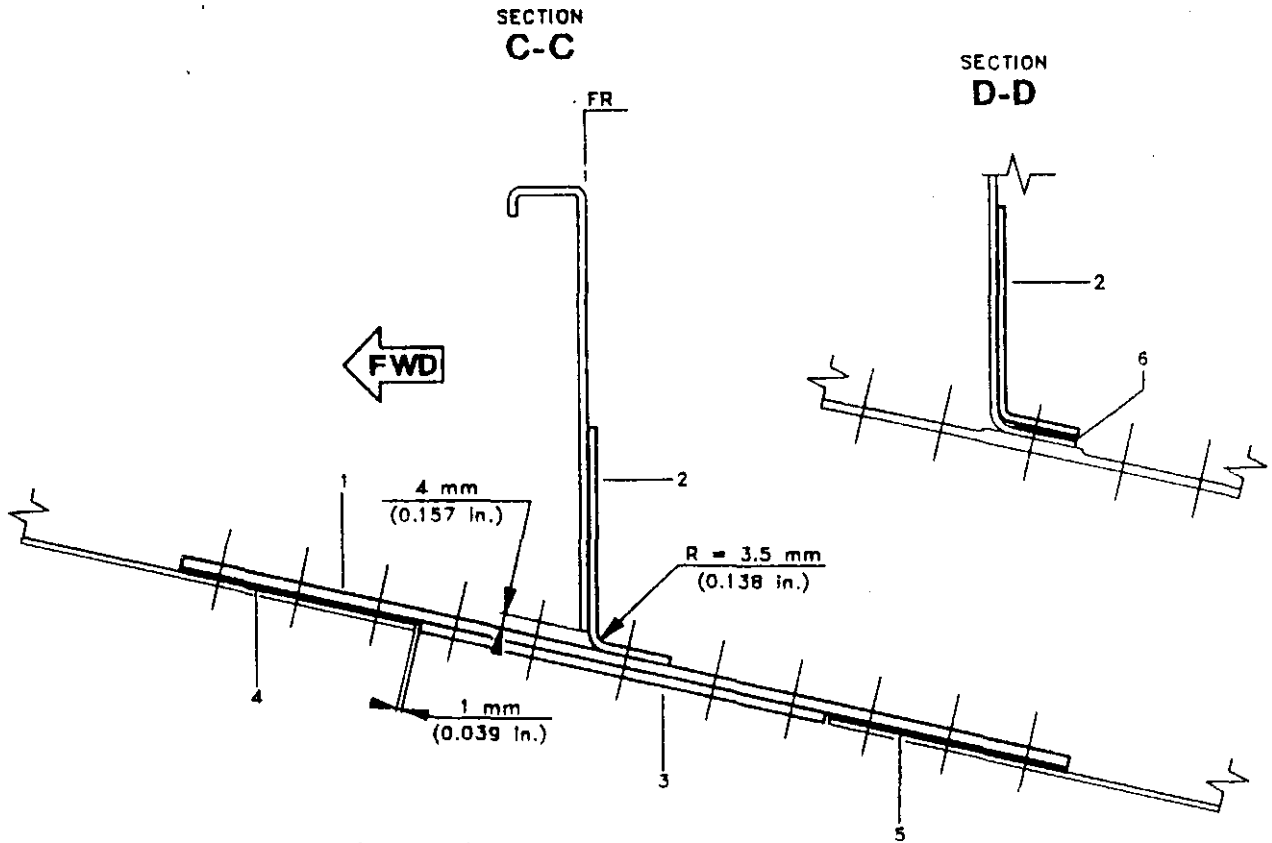
Printed in Germany

53-11-11 Page 209/210  
Feb 01/00

NS5 53 11 11 2 ACMA 0 - 03



# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL



NOTE : FOR EXPLANATION OF 4 AND 5 , SEE SHEET 1.

| REPAIR MATERIAL |              |                                     |                                                   |                |                |                |
|-----------------|--------------|-------------------------------------|---------------------------------------------------|----------------|----------------|----------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL                            | THICKNESS <sup>mm</sup><br>(In.)                  |                |                |                |
|                 |              |                                     | EXISTING SKIN                                     |                |                |                |
|                 |              |                                     | 1.2<br>(0.047)                                    | 1.4<br>(0.055) | 1.5<br>(0.059) | 1.7<br>(0.067) |
| 1               | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        | 2.2<br>(0.086)                                    |                |                |                |
| 2               | BENT SECTION | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        | SAME THICKNESS AS ORIGINAL<br>FRAME + 0.2 (0.008) |                |                |                |
| 3               | FILLER PIECE | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        | 2<br>(0.079)                                      |                |                |                |
| 4               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        | 0.8<br>(0.031)                                    | 0.6<br>(0.023) | 0.5<br>(0.019) | 0.3<br>(0.012) |
| 5               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        |                                                   |                |                |                |
| 6               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        | AS REQUIRED                                       |                |                |                |
| 7               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00)        | AS REQUIRED                                       |                |                |                |
| RIVET SYMBOL    |              |                                     |                                                   |                |                |                |
| ○               | RIVET        | ASN-A2050DEJ040-015 (REF. 51-40-00) |                                                   |                |                |                |
| ●               | RIVET        | NAS1097D5-7 (REF. 51-40-00)         |                                                   |                |                |                |
| ①               | RIVET        | ASN-A2051DEJ040-015 (REF. 51-40-00) |                                                   |                |                |                |

Skin at Frame - Internal Repair

Figure 202 (Sheet 2)

R C. Skin Repair on Lateral Passenger Door Frame

R NOTE: This repair principle is applicable for damage to the skin on Lateral door frame.

R NOTE: The maximum permitted skin cutout is limited to a length of half a frame bay and a width of 170 mm (6.693 in.).

R NOTE: The applicability of this repair principle is limited to the repair areas given in Figure 203 (Sheet 1).

R (1) Repair Materials

| ITEM | NOMENCLATURE              | QTY | MATERIAL/REMARKS                    |
|------|---------------------------|-----|-------------------------------------|
| R 1  | Doubler                   | 1   | Refer to Figure 203                 |
| R 2  | Filler                    | 1   | Refer to Figure 203                 |
| R -  | Sealant                   | AR  | Material No. 09-013 (Ref. 51-35-00) |
| R -  | Cleaning agent            | AR  | Material No. 11-003 (Ref. 51-35-00) |
| -    | Polyurethane primer       | AR  | Material NO. 16-001 (Ref. 51-35-00) |
| R -  | Polyurethane finish paint | AR  | Material No. 16-018 (Ref. 51-35-00) |
| R -  | Wash primer               | AR  | Material No. 16-020 (Ref. 51-35-00) |

R (2) Repair Instructions (Refer to Figure 203 Sheets 2 and 3)

R (a) Remove the fasteners in the repair area.

R (b) Remove the sealant from the repair area.

R WARNING: CLEANING AGENT (MATERIAL NO. 11-003) IS DANGEROUS.

R (c) Clean and degrease the repair area with cleaning agent (Material No. 11-003).

CAUTION: TAKE CARE NOT TO CAUSE DAMAGE TO THE STRUCTURE BELOW THE SKIN PANEL.

(d) Cut out the damaged area of the skin and deburr the edges (for cutout limits, refer to Figure 203 Sheet 2).

R (e) Check if the distance between the cutout and the skin pocket step is in accordance with Figure 203 Sheet 3.

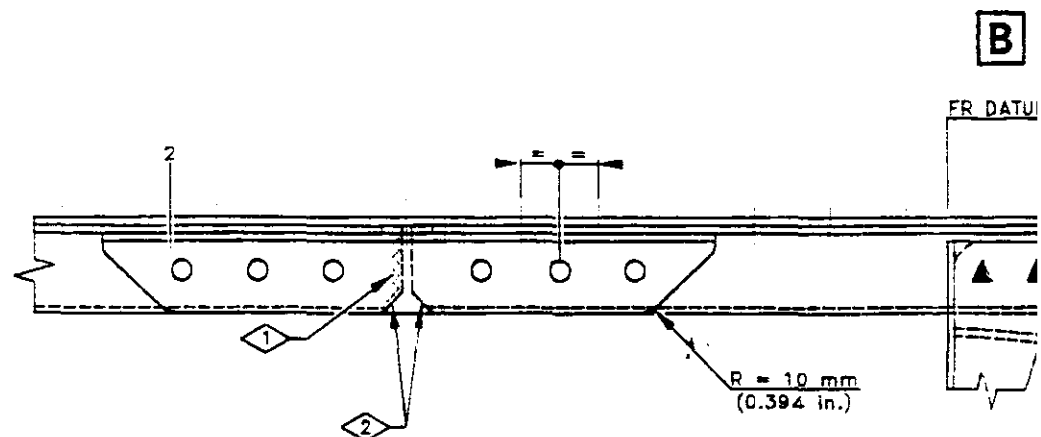
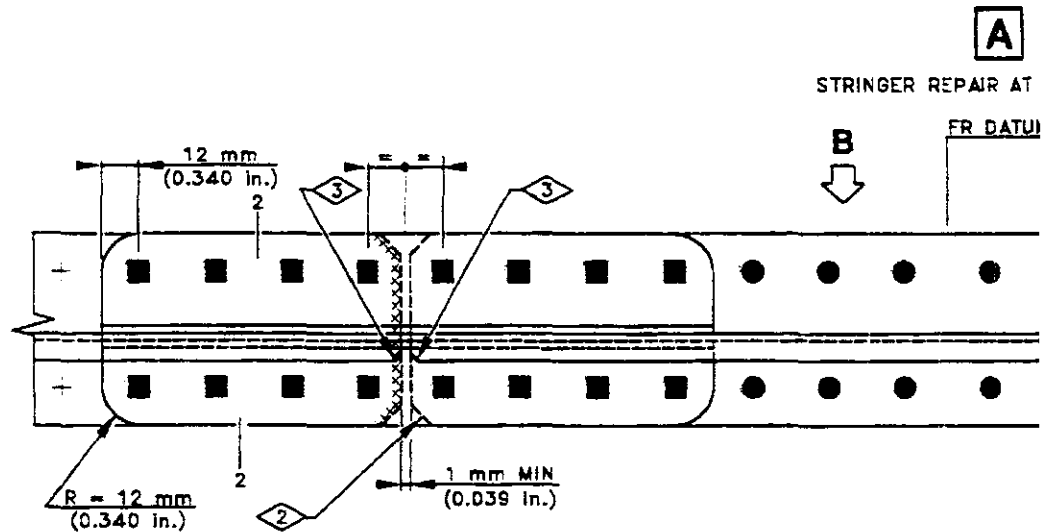
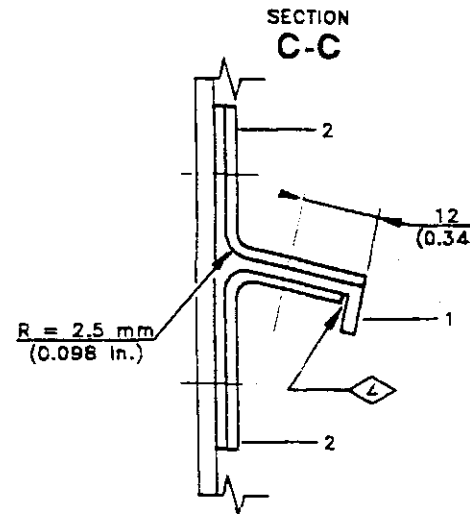
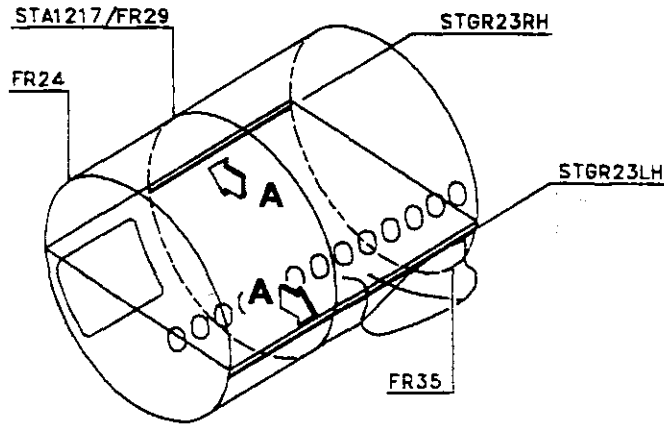
R (f) If necessary, rework the skin cutout in accordance with Figure 203 Sheet 3.

R (g) Manufacture the repair parts (1) and (2) and break sharp edges.

R (h) Mark the position of the existing holes from the skin to the repair parts (1) and (2).

R

**A319/A320/A321**  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

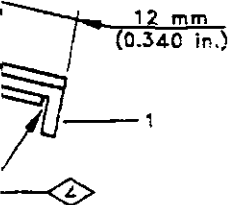


NS5 53 21 13 2 AMMA 0 - 01

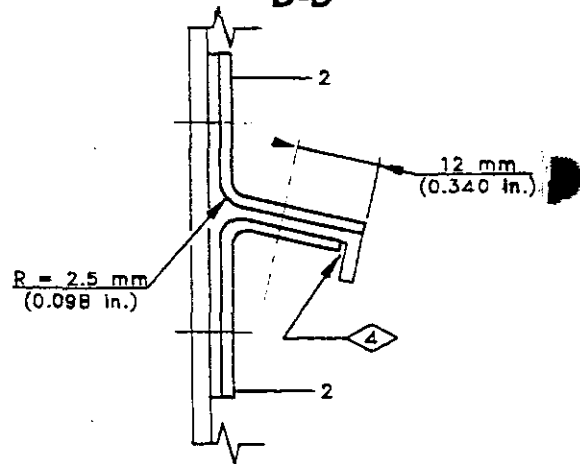
NOTE 1 : FOR STRINGER REPAIR BETWEEN FRAMES REFER TO SHEET 2.  
NOTE 2 : FOR EXPLANATION OF ① TO ④ REFER TO SHEET 2.

Splicing Repair Principle at STGR23 LH/RH  
between FR24 and FR35  
Figure 201 (Sheet 1)

- 2



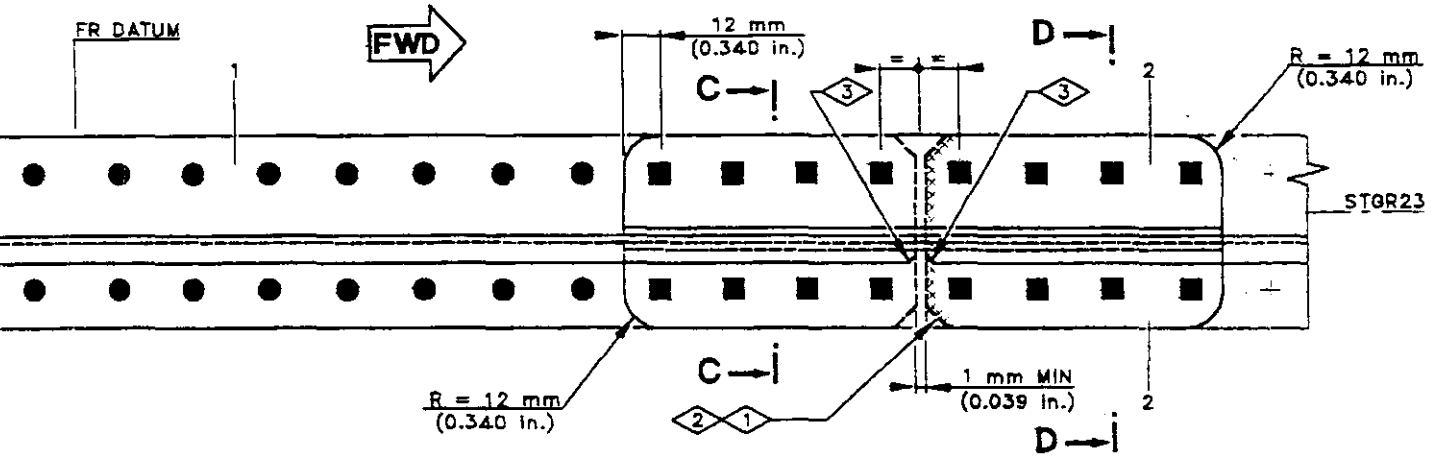
**D-D**



**A**

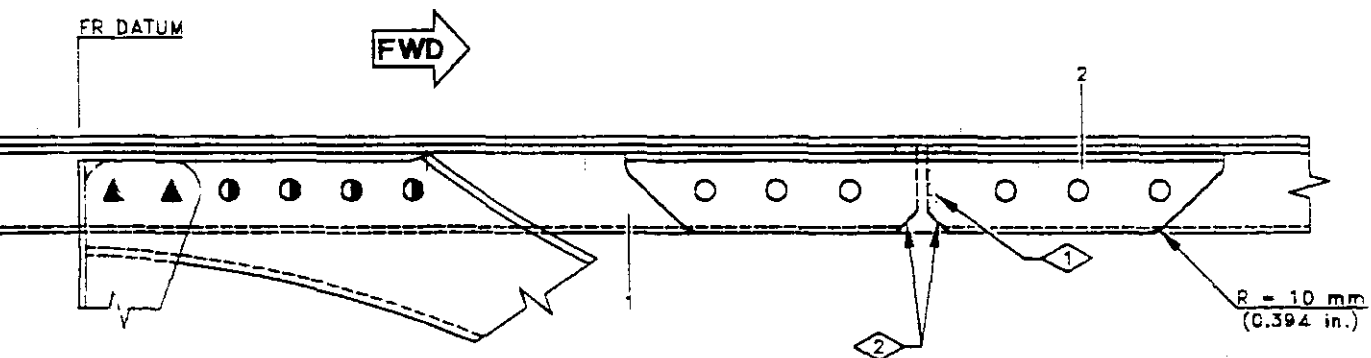
LH SIDE SHOWN  
RH SIDE SYMMETRICAL

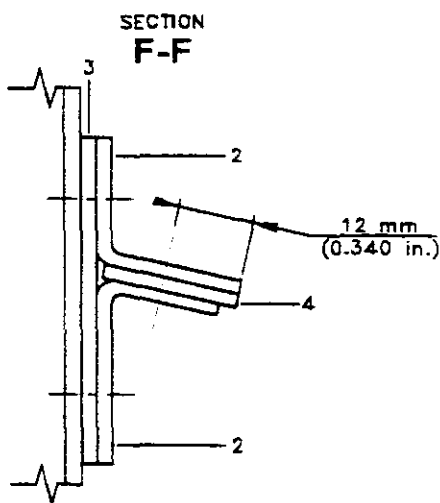
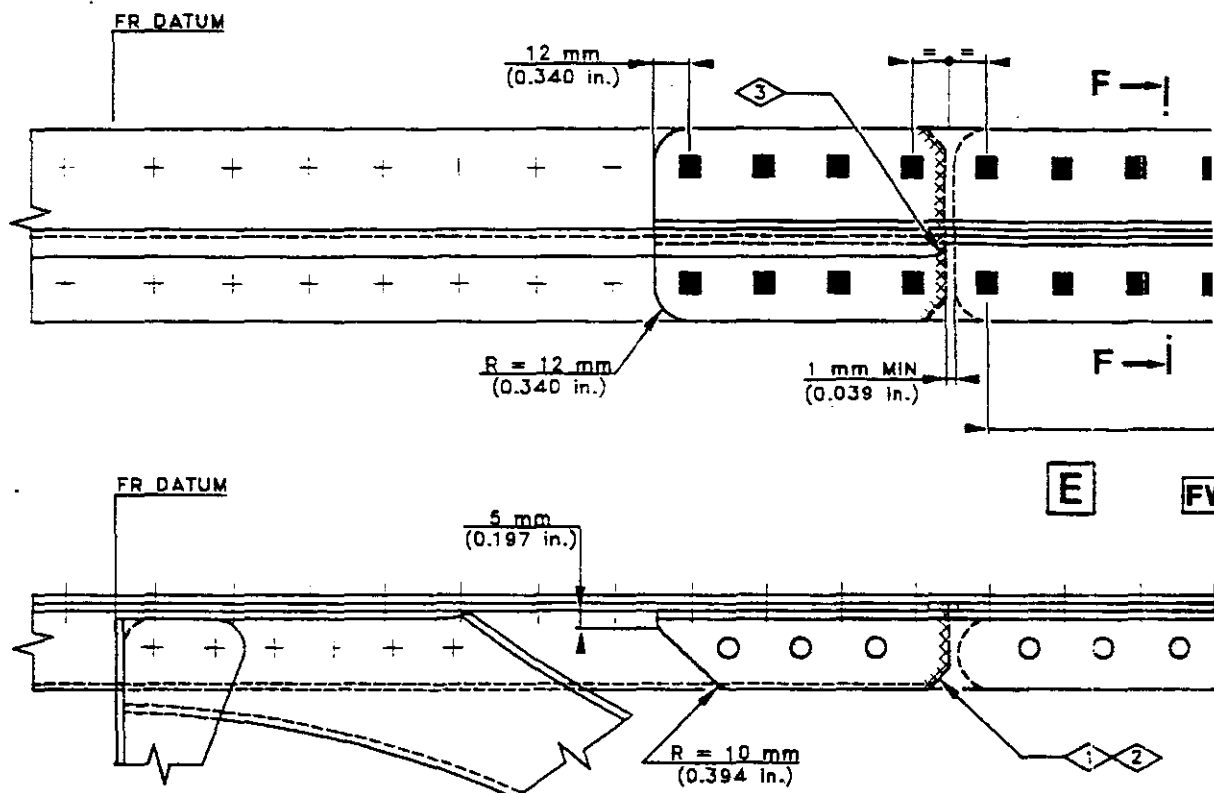
### MAJOR REPAIR AT FRAME LEVEL



**B**

FR DATUM





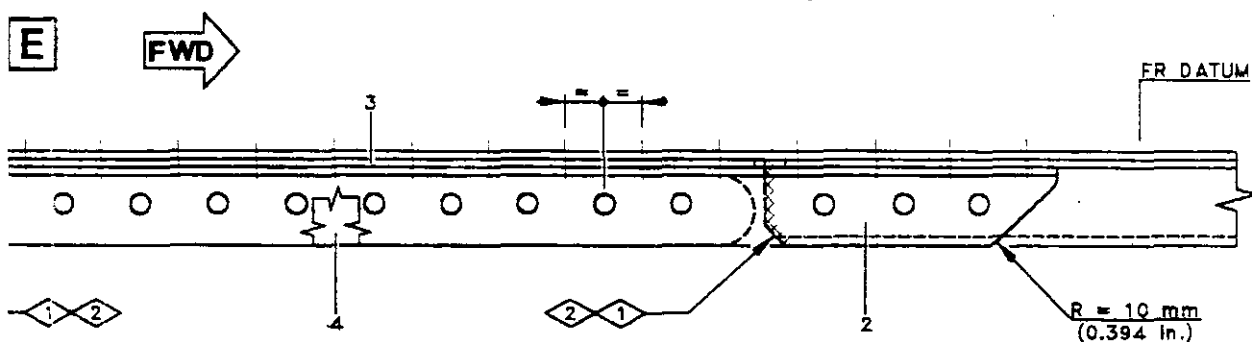
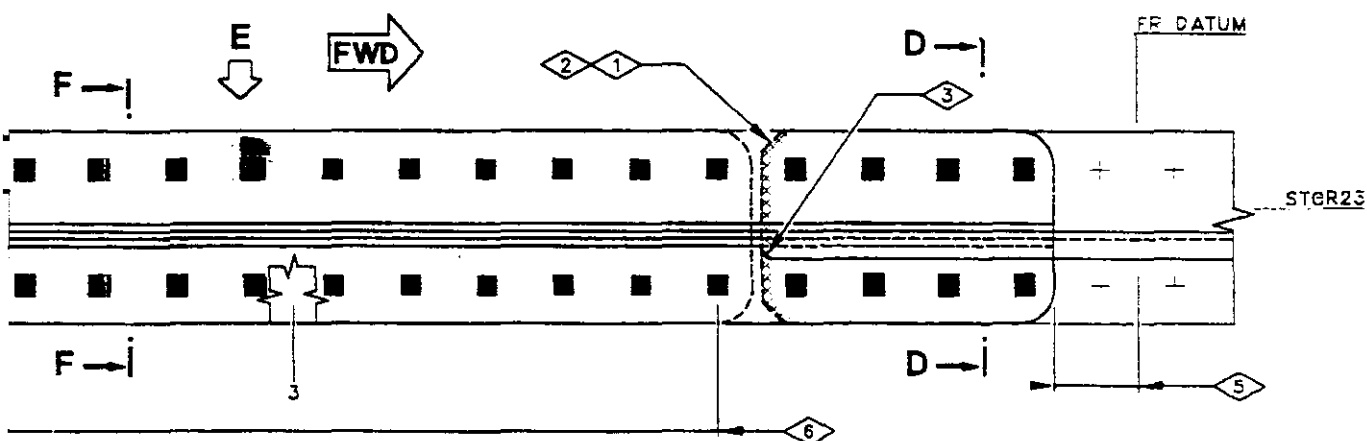
- ① HATCHED AREA : STRINGER CUTOUT.
- ② CHAMFER 5 mm x 5 mm (0.197 in. x 0.197 in.).
- ③ CHAMFER 2 mm x 2 mm (0.079 in. x 0.079 in.).
- ④ TO BE ADJUSTED AT ASSEMBLY.
- ⑤ AT LEAST ONE FASTENER BETWEEN END OF COUPLING AND FRAME.
- ⑥ FROM 1 TO 11 FASTENERS.
- ⑦ TO BE HEAT TREATED BEFORE INSTALLATION.

RADII NOT INDICATED : 5 mm (0.197 in.)

**NOTE :** FOR SECTION D-D REFER TO SHEET 1.

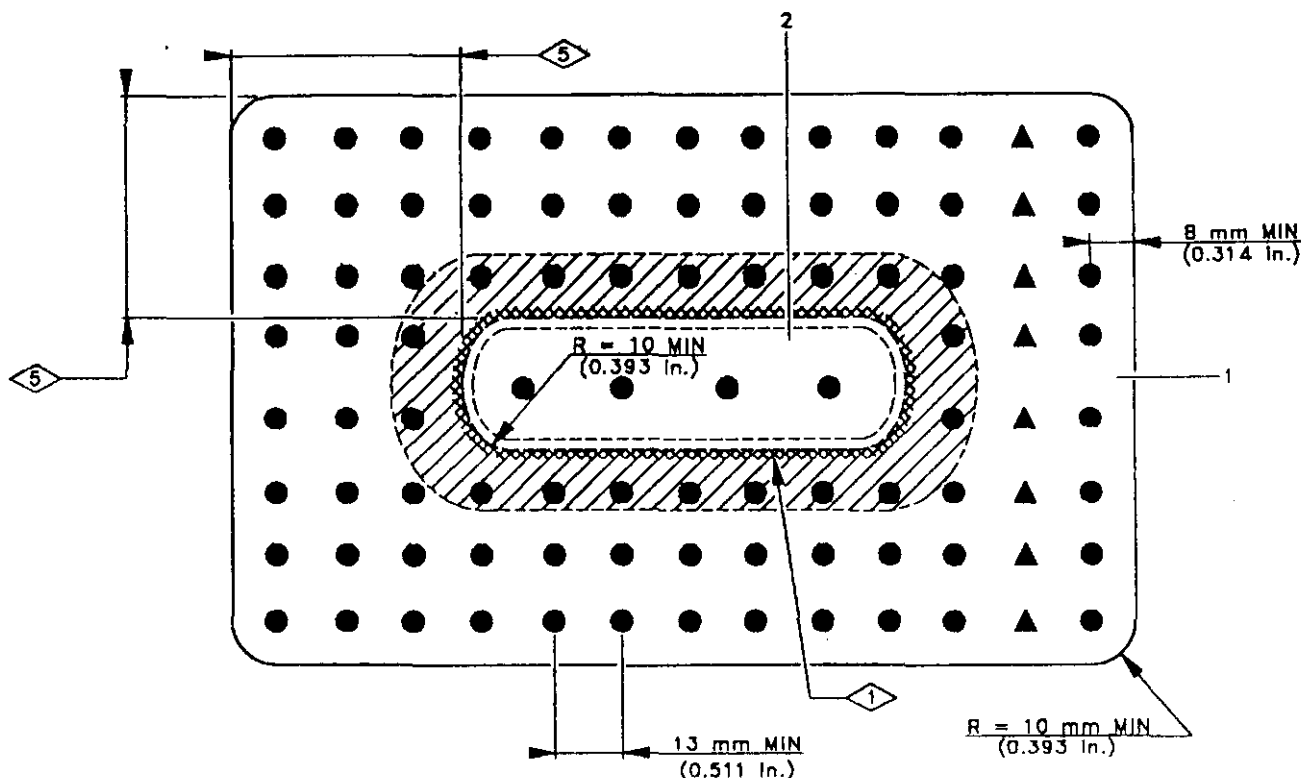
Splicing Repair Principle at STGR23 LH/RH  
between FR24 and FR35  
Figure 201 (Sheet 2)

**A** LH SIDE SHOWN  
RH SIDE SYMMETRICAL  
R BETWEEN FRAMES



3 AND FRAME.

| REPAIR MATERIAL |              |                                                |                            |
|-----------------|--------------|------------------------------------------------|----------------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL                                       | THICKNESS mm (In.)         |
| 1               | STRINGER     | 7175T73511 MADE FROM ASN-A2176 (REF. 51-31-00) |                            |
| 2               | COUPLING     | 7175T73511 MADE FROM ASN-A2176 (REF. 51-31-00) |                            |
| 3               | SHIM         | CLAD2024T3 (REF.51-31-00)                      | 1.8 (0.071)                |
| 4               | SHIM         | CLAD2024T3 (REF.51-31-00)                      | 1.8 (0.071)                |
| FASTENER SYMBOL |              |                                                |                            |
| 7               | ○            | RIVET                                          | MS20470DD5 (REF. 51-40-00) |
| 7               | ◐            | RIVET                                          | MS20470DD6 (REF. 51-40-00) |
| 7               | ●            | RIVET                                          | NAS1097DD6 (REF. 51-40-00) |
| ▲               | SCREW        | NSA5357-3-5 (REF. 51-40-00)                    |                            |
|                 | NUT          | NAS1726-3E (REF. 51-40-00)                     |                            |
| ■               | SCREW        | HL11VF6-4 (REF. 51-40-00)                      |                            |
|                 | NUT          | HL70-6 (REF. 51-40-00)                         |                            |



| REPAIR MATERIAL                                                 |              |                                                                             |                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                                           |                                |
|-----------------------------------------------------------------|--------------|-----------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|--------------------------------|
| ITEM                                                            | NOMENCLATURE | THICKNESS<br>mm (in.)                                                       | MATERIAL <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">4</span>                                                                                                                                                                                               |                                                                           |                                |
|                                                                 |              |                                                                             | TITANIUM ALLOY                                                                                                                                                                                                                                                         | STAINLESS STEEL                                                           | ALUMINIUM ALLOY                |
| 1                                                               | DOUBLER      | + 0.2 (0.007) OR<br>+20% OF NOMINAL<br>THICKNESS OF<br>DAMAGED<br>COMPONENT | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 11) OR<br>AISI 301 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span><br>AISI 321 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span><br>AISI 347 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span> | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 15)<br>OR<br>INCONEL 625<br>AISI 301 ANNEALED | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 5) |
| 2                                                               | FILLER       | SAME AS<br>DAMAGED<br>COMPONENT                                             | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 11) OR<br>AISI 301 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span><br>AISI 321 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span><br>AISI 347 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">3</span> | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 15)<br>OR<br>INCONEL 625<br>AISI 301 ANNEALED | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 5) |
| FASTENER SYMBOL                                                 |              |                                                                             |                                                                                                                                                                                                                                                                        |                                                                           |                                |
| <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">2</span> | ●            | RIVET                                                                       | NSA5414-32-15 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>NSA5415-32-15 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>MS20427M4-10 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>MS20615M4-10 (REF. 51-40-00)                                                                                                                       |                                                                           |                                |
| <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">2</span> | ▲            | RIVET                                                                       | NSA5414-36-15 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>NSA5415-36-15 (REF. 51-40-00)                                                                                                                                                                                                   |                                                                           |                                |

1 HATCHED AREA : CUTOUT 50% OF DRESSED AREA.

2 FOR AREA CONSERVED BY AIRFLOW INSTALL CSK HEAD RIVETS  
FOR OTHERS AREAS INSTALL PROTRUDING HEAD RIVETS.

3 TREATED 1/4 HARD.

4 SAME THAN ORIGINAL OR PER ALTERNATIVE GIVEN IN THE TABLE.

5 3 FASTENER ROWS.



DRESSED-OUT AREA.

**Repair Principle for Pylon Secondary Structures Dent Damage**  
**CFM56-5 Engine Pylon**  
**Figure 201 (Sheet 2)**

**54-50-00** Page 203  
Feb 01/98  
CONFIG-1

## 2. Repair Principle for Pylon Secondary Structures Dent Damage.

### A. General

(1) This repair principle is applicable to dent damage on stamped sheet metal of pylon secondary structures.

**NOTE :** This repair principle is not applicable to machined parts and composite components.

**WARNING :** IF THE DISTANCE BETWEEN TWO DAMAGES OR WITH EXISTING REPAIR IS < 250 mm (9.842 in.) CONTACT AIRBUS INDUSTRIE.

### B. Repair Materials

| ITEM    | NOMENCLATURE              | QTY | MATERIAL/REMARKS                    |
|---------|---------------------------|-----|-------------------------------------|
| 1 and 2 |                           | -   | Refer to Figure 201                 |
| -       | Mastinox D40              | -   | Material No. 05-047                 |
| -       | Sealant                   | -   | Material No. 08-004 (Ref. 51-35-00) |
| -       | Sealant                   | -   | Material No. 09-013 (Ref. 51-35-00) |
| -       | Solvent                   | -   | Material No. 11-003 (Ref. 51-35-00) |
| -       | Polyurethane primer       | -   | Material No. 16-001 (Ref. 51-35-00) |
| -       | Polyurethane finish paint | -   | Material No. 16-018 (Ref. 51-35-00) |

### C. Repair Instructions (Refer to Figure 201 Sheets 1 and 2)

(1) Cutout 50% of the damage area.

(2) Dress out the remaining edge.

(3) Check for crack after dress out.

(4) Manufacture the repair parts (1) and (2) and break the sharp edges.

(5) Mark the position of the existing holes on the repair parts (1) and (2).

(6) Drill all the pilot holes on the repair parts (1) and (2).

(7) Remove the repair parts (1) and (2) deburr the holes.

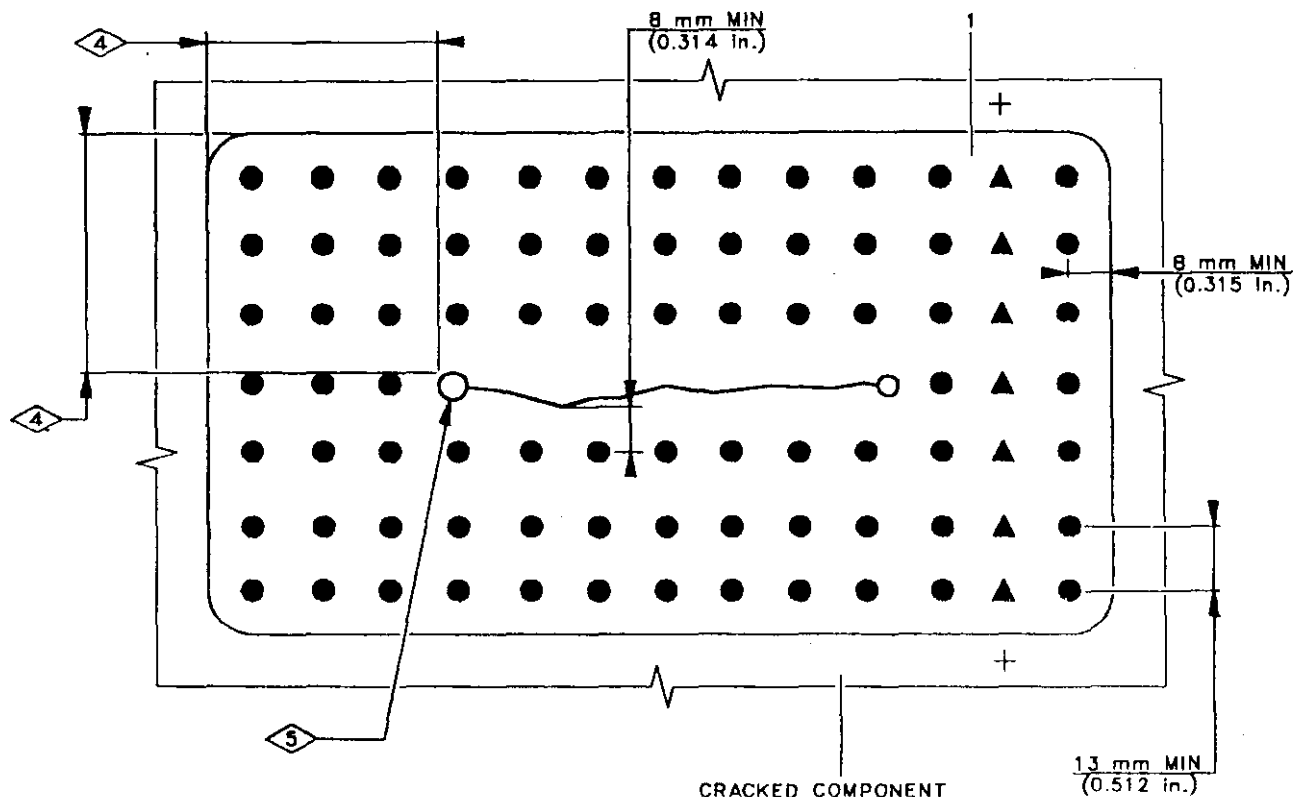
**WARNING :** CLEANING AGENT (MATERIAL NO. 11-003) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE CLEANING AGENT.

(8) Clean and degrease all parts with solvent (Material No. 11-003).

**WARNING :** POLYURETHANE PRIMER (MATERIAL NO. 16-001) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE POLYURETHANE PRIMER.

# A319/A320/A321

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



| REPAIR MATERIAL |              |                                                                                                                                                  |                                                                                                   |                                                                           |                                |
|-----------------|--------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|--------------------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | THICKNESS<br>mm (in.)                                                                                                                            | MATERIAL <b>3</b>                                                                                 |                                                                           |                                |
|                 |              |                                                                                                                                                  | TITANIUM ALLOY                                                                                    | STAINLESS STEEL                                                           | ALUMINIUM ALLOY                |
| 1               | DOUBLER      | + 0.2 (0.007) OR<br>+20% OF NOMINAL<br>THICKNESS OF<br>CRACKED<br>COMPONENT                                                                      | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 11) OR<br>AISI 301 <b>2</b><br>AISI 321 <b>2</b><br>AISI 347 <b>2</b> | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 15)<br>OR<br>INCONEL 625<br>AISI 301 ANNEALED | REFER TO 51-31-00<br>(TABLE 5) |
| FASTENER SYMBOL |              |                                                                                                                                                  |                                                                                                   |                                                                           |                                |
| <b>1</b>        | RIVET        | NSA5414-32-15 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>NSA5415-32-15 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>MS20427M4-10 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>MS20615M4-10 (REF. 51-40-00) |                                                                                                   |                                                                           |                                |
| <b>1</b>        | RIVET        | NSA5414-36-15 (REF. 51-40-00)<br>OR<br>NSA5415-36-15 (REF. 51-40-00)                                                                             |                                                                                                   |                                                                           |                                |

- 1** FOR AREA CONSERVED BY AIRFLOW INSTALL CSK HEAD RIVETS  
FOR OTHERS AREAS INSTALL PROTRUDING HEAD RIVETS.
- 2** TREATED 1/4 HARD.
- 3** SAME THAN ORIGINAL OR PER ALTERNATIVE GIVEN IN THE TABLE.
- 4** 3 FASTENER ROWS.
- 5** CRACK STOP HOLE 4.8 mm (0.188 in.) DIA.

Repair Principle for Pylon Secondary Structures Crack Damage  
CFM56-5 Engine Pylon  
Figure 203 (Sheet 2)

#### 4. Repair Principle for Pylon Secondary Structures Crack Damage.

##### A. General

(1) This repair principle is applicable to crack damage on stamped sheet metal of pylon secondary structures.

**NOTE :** This repair principle is not applicable to machined parts and composite components.

**WARNING :** IF THE DISTANCE BETWEEN TWO DAMAGES OR WITH EXISTING REPAIR IS < 250 mm (9.842 in.) CONTACT AIRBUS INDUSTRIE.

##### B. Repair Materials

| ITEM | NOMENCLATURE              | QTY | MATERIAL/REMARKS                    |
|------|---------------------------|-----|-------------------------------------|
| 1    |                           | -   | Refer to Figure 203                 |
| -    | Mastinox D40              | -   | Material No. 05-047                 |
| -    | Sealant                   | -   | Material No. 08-004 (Ref. 51-35-00) |
| -    | Sealant                   | -   | Material No. 09-013 (Ref. 51-35-00) |
| -    | Solvent                   | -   | Material No. 11-003 (Ref. 51-35-00) |
| -    | Polyurethane primer       | -   | Material No. 16-001 (Ref. 51-35-00) |
| -    | Polyurethane finish paint | -   | Material No. 16-018 (Ref. 51-35-00) |

##### C. Repair Instructions (Refer to Figure 203 Sheets 1 and 2)

(1) Drill Crack Stop Holes 4,8 mm (0.188 in.) DIA.

(2) Check that crack is well stopped.

(3) Manufacture the repair part (1) and break the sharp edges.

(4) Mark the position of the existing holes on the repair part (1).

(5) Drill all the pilot holes on the repair part (1).

(6) Remove the repair parts (1) deburr the holes.

**WARNING :** CLEANING AGENT (MATERIAL NO. 11-003) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE CLEANING AGENT.

(7) Clean and degrease all parts with solvent (Material No. 11-003).

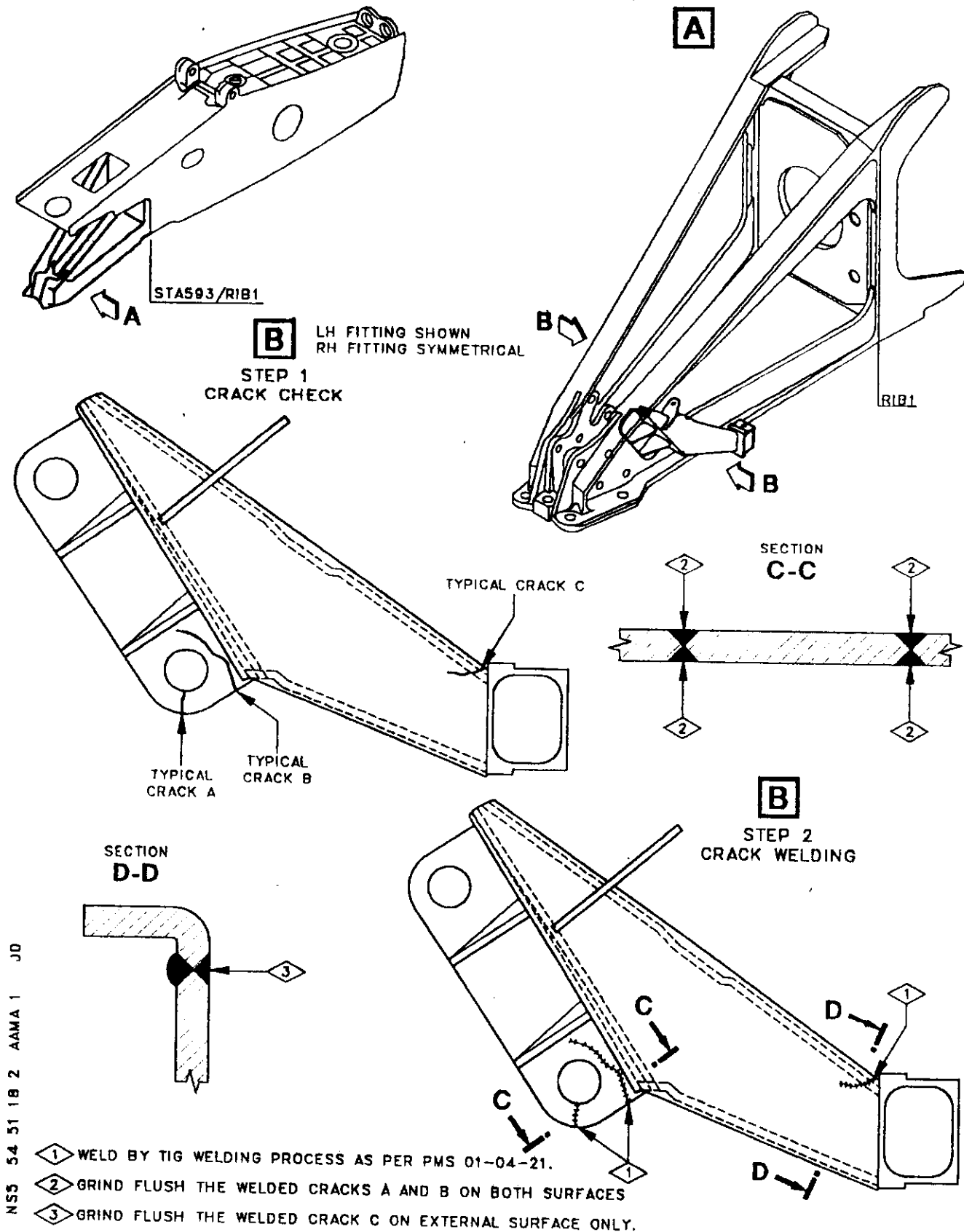
**WARNING :** POLYURETHANE PRIMER (MATERIAL NO. 16-001) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE POLYURETHANE PRIMER.

**WARNING :** POLYURETHANE FINISH PAINT (MATERIAL NO. 16-018) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE POLYURETHANE FINISH PAINT.

PYLON-TO-ENGINE ATTACH FITTINGS

1. Pylon-to-Engine Attach Fittings - Repair Scheme

| ITEM | NOMENCLATURE                          | REFER TO                  |
|------|---------------------------------------|---------------------------|
| -    | Thrust Reverser Bumper Fitting Repair | Fig. 201 (Sheets 1 and 2) |

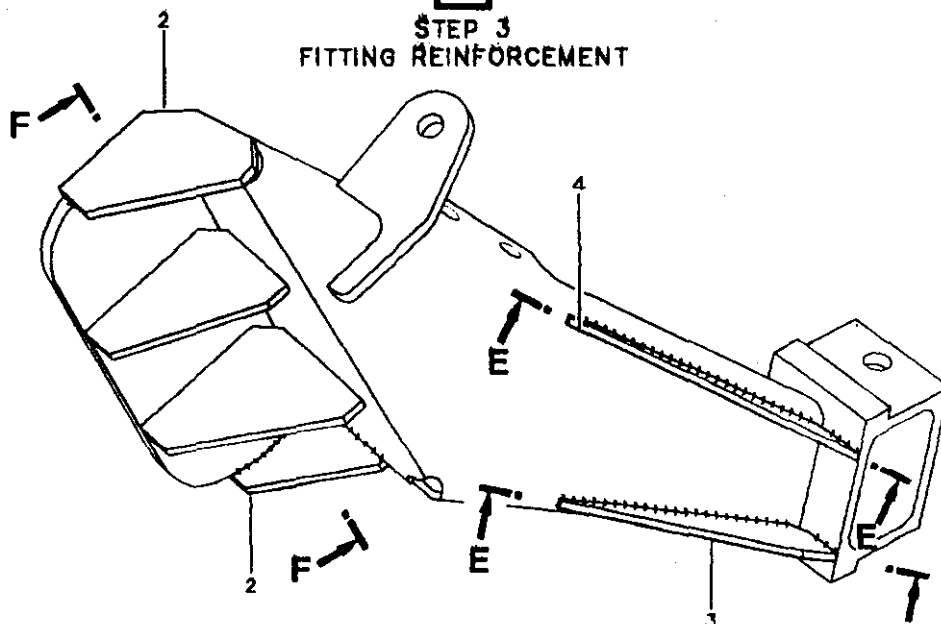


Thrust Reverser Bumper Fitting Crack Repair  
CFM56-5 Engine Pylon  
Figure 201 (Sheet 1)

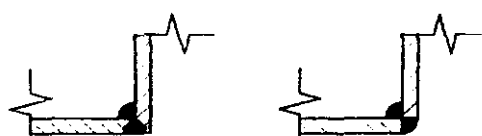
# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**B**

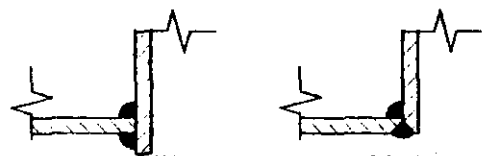
STEP 3  
FITTING REINFORCEMENT



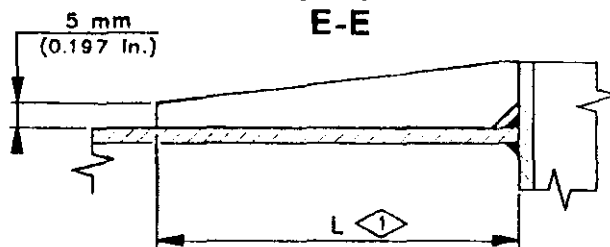
**G**



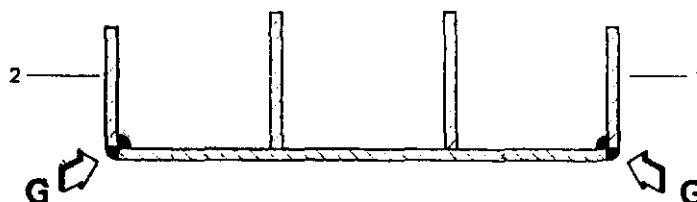
WELDING ACCEPTABLE



WELDING NOT ACCEPTABLE



SECTION  
F-F



## REPAIR MATERIAL

| ITEM | NOMENCLATURE | THICKNESS<br>mm (in.) | MATERIAL REMARKS                                                             |
|------|--------------|-----------------------|------------------------------------------------------------------------------|
| 1    | STIFFENER    | 3 mm<br>(0.118 in.)   | Z10CNT18-11 MADE FROM ASN-A31068702<br>OR AISI321 OR AISI347 (REF. 51-31-00) |
| 2    | STIFFENER    |                       |                                                                              |
| 3    | STIFFENER    |                       |                                                                              |
| 4    | STIFFENER    |                       |                                                                              |

1 L = 70 mm (2.756 in.) FOR ITEM 3  
L = 100 mm (3.937 in.) FOR ITEM 4

Thrust Reverser Bumper Fitting Crack Repair  
CFM56-5 Engine Pylon  
Figure 201 (Sheet 2)

**54-51-18** Page 203  
Nov 01/96  
CONFIG-1

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

Printed In Germany

NS5 54 51 18 2 AAMM 1 - 00

## 2. Thrust Reverser Bumper Fitting Crack Repair

### A. General

- (1) This repair restores the damaged section of the thrust reverser bumper fitting and improves the strength by welded stiffeners.

### B. Preparation before Repair

**CAUTION 1** : DO NOT REMOVE THE BOLTS IN ORDER TO NOT DAMAGE THE BORES. ONLY THE TWO NUTS HAVE TO BE REMOVED.

**CAUTION 2** : THE FITTING MUST BE REMOVED FROM THE A/C FOR REPAIR. WELDING WORKS ON THE A/C ARE DANGEROUS.

- (1) Remove the thrust reverser bumper fitting from the pylon.

**WARNING** : CLEANING AGENT (MATERIAL NO. 11-003) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE CLEANING AGENT.

- (2) Degrease the thrust reverser bumper fitting with cleaning agent (Material No. 11-003).

- (3) Do a check of the length of the cracks :

(a) If the crack length > 15 mm (0.590 in.), repair within 50 FC.

(b) If the crack length ≤ 15 mm (0.590 in.), repair at next A check.

### C. Repair Materials

| ITEM     | NOMENCLATURE          | QTY | MATERIAL/REMARKS                    |
|----------|-----------------------|-----|-------------------------------------|
| 1 thru 4 |                       | -   | Refer to Figure 201                 |
| -        | Solvent               | -   | Material No. 11-003 (Ref. 51-35-00) |
| -        | Stainless steel brush |     |                                     |

### D. Repair Instructions (Refer to Figure 201, Sheets 1 and 2)

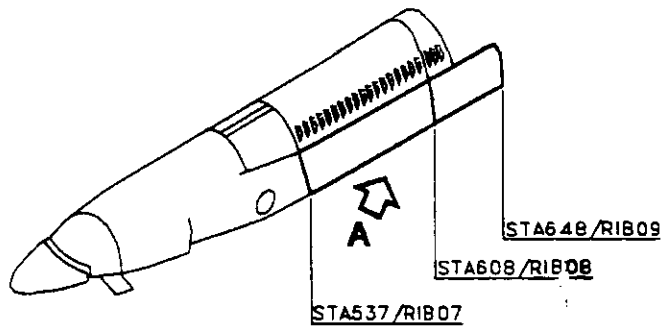
- (1) If necessary, clean again the area to be repaired on both sides with a corrosion resistant steel brush, over approx. 10 mm (0.394 in.) width.

**WARNING** : CLEANING AGENT (MATERIAL NO. 11-003) IS DANGEROUS. OBEY THE MANUFACTURER'S INSTRUCTIONS WHEN YOU USE CLEANING AGENT.

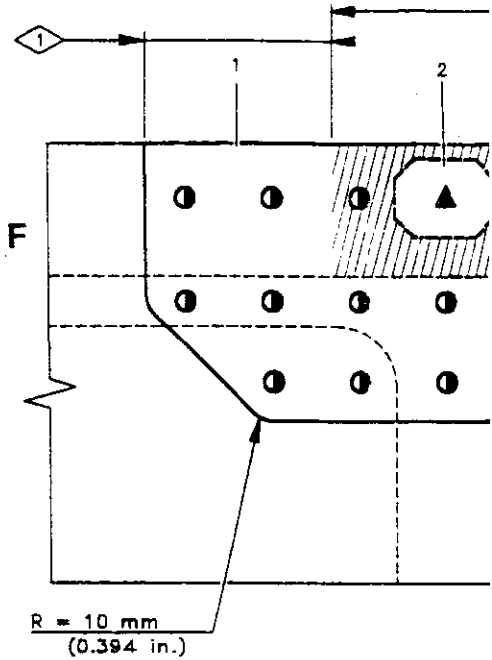
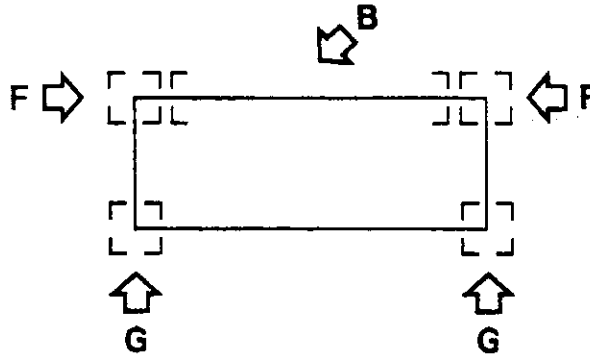
- (2) Degrease the areas to be repaired with cleaning agent (Material No. 11-003).

- (3) Weld the crack with TIG welding process (refer to PMS 01-04-21).

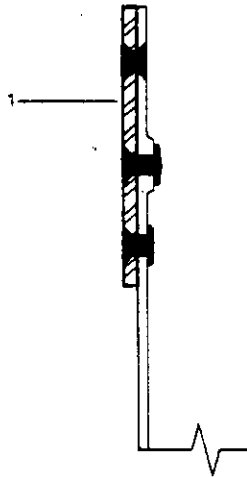
**A319/A320/A321**  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



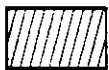
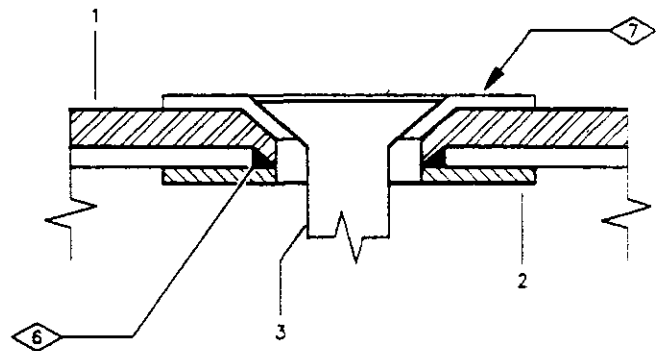
**A**  
TYPICAL MOVABLE PANEL



SECTION  
**E-E**



SECTION  
**D-D**



REWORKED AREA

NOTE: FOR EXPLANATION OF **1** TO **8** SEE SHEET 3.  
FOR VIEWS **F** AND **G** SEE SHEET 2.

Repair Principle for Corrosion around Pylon Movable Panels  
(Reworking of Damaged Area) CFM56-5 Engine Pylon  
Figure 202 (Sheet 1)

**54-52-11** Page 205/206  
Nov 01/97  
CONFIG-1

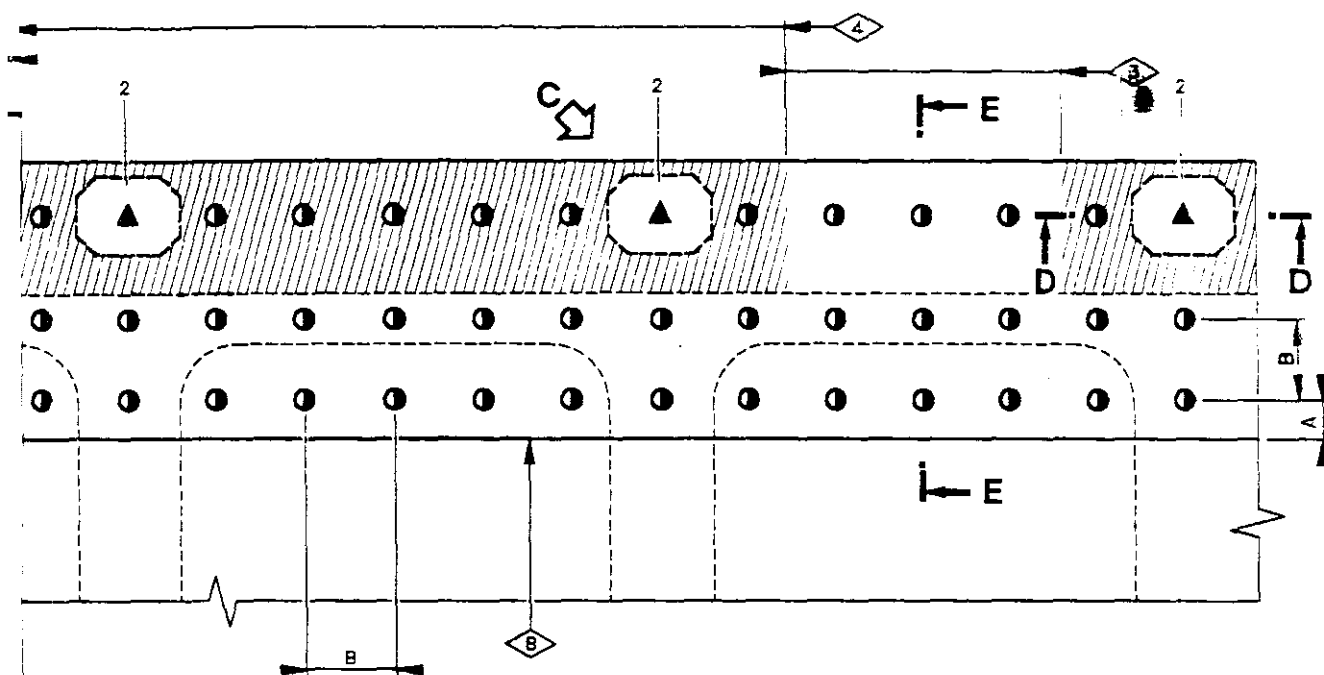
EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed in German:

NS5 54 52 11 2 ACMA 1 - 00

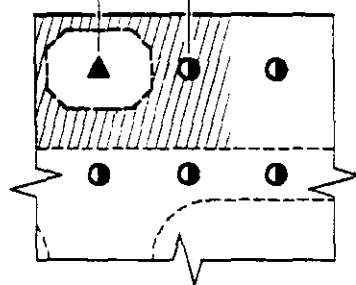
**B**

REPAIR PRINCIPLE VALID WITHOUT  
STIFFENER REWORK

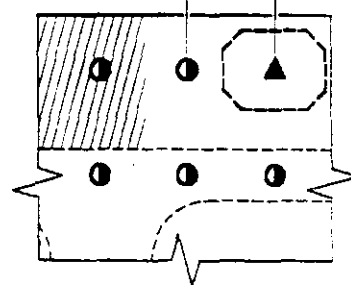


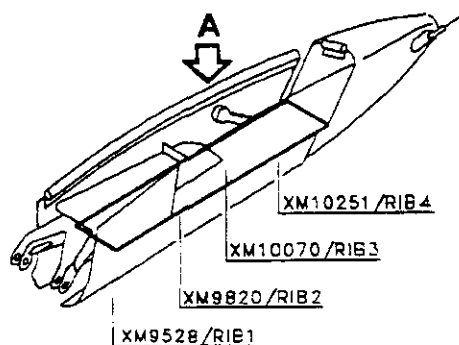
**C**

16 mm MIN  
(0.624 in.)

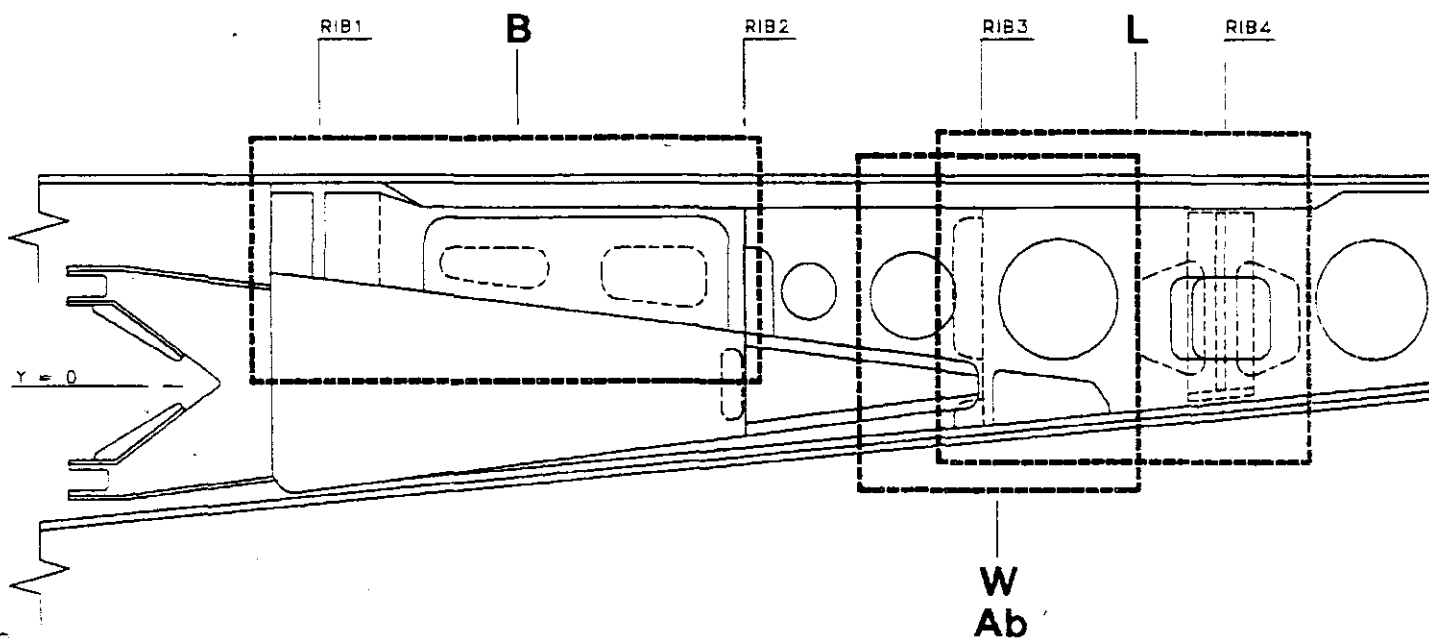


16 mm MIN  
(0.624 in.)





**A**

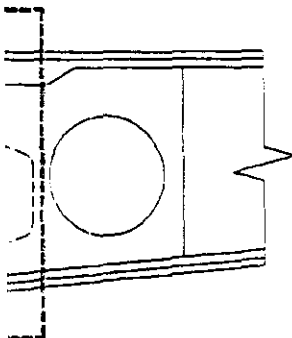


**NOTE :** FOR DETAIL B SEE SHEET 3.  
FOR DETAIL L SEE SHEETS 5 AND 6.  
FOR DETAIL W SEE SHEET 8.  
FOR DETAIL Ab SEE SHEETS 9 AND 10.

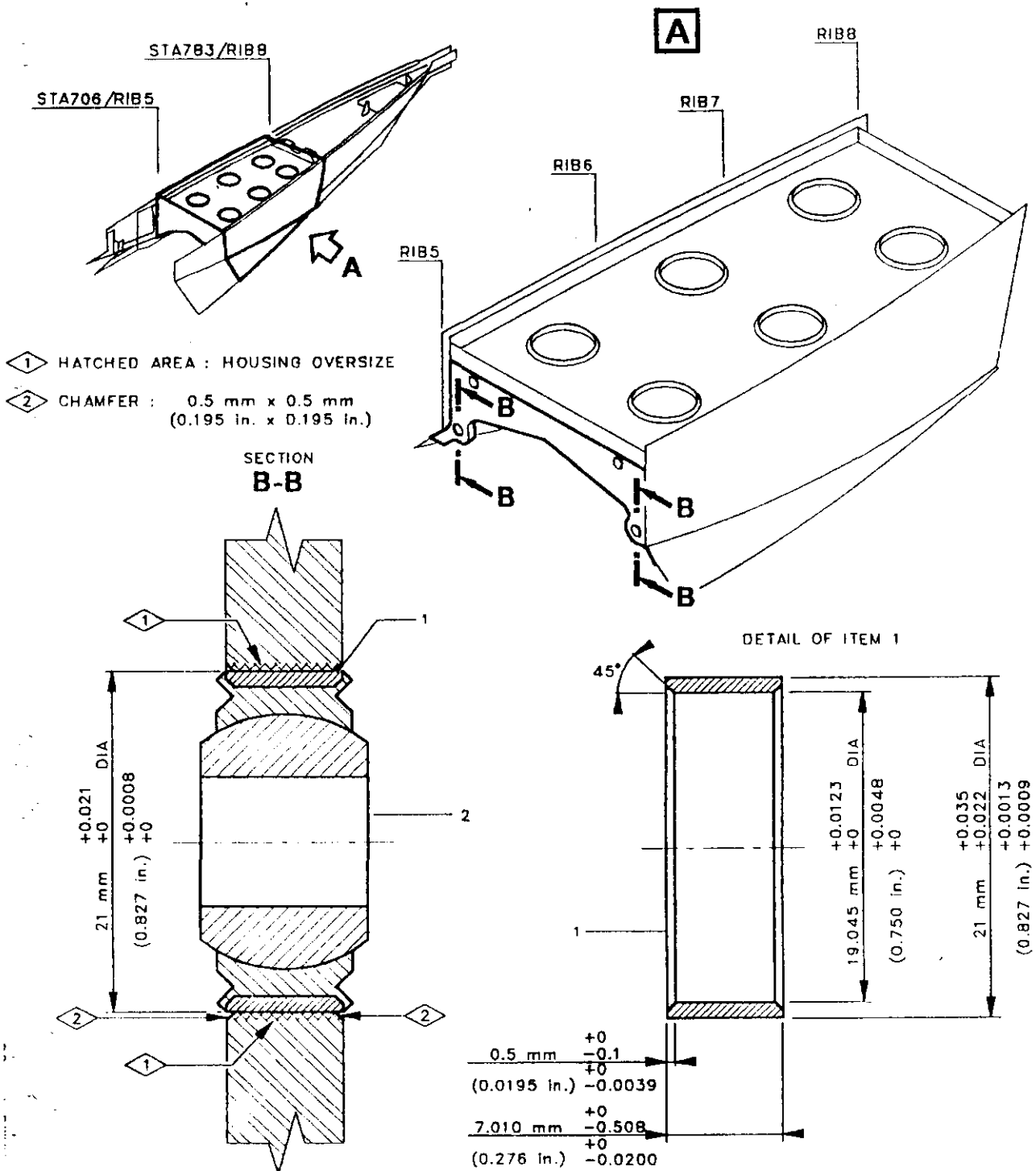
**AFT Movable Fairing Spar Repair Principle**  
**CFM56-5 Engine Pylon**  
**Figure 201 (Sheet 1)**

**54-55-12** Page 203/204  
Aug 01/97  
CONFIG-1

EFFECTIVITY: A319,A320,A321



| REPAIR MATERIAL |              |                              |                    |
|-----------------|--------------|------------------------------|--------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL                     | THICKNESS mm (in.) |
| 1               | ANGLE        | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 2               | ANGLE        | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 3               | ANGLE        | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 4               | FILLER       | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 5               | FILLER       | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 6               | FILLER       | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 7               | FILLER       | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 8               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 9               | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 10              | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 11              | SHIM         | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 12              | ANGLE        | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 13              | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 14              | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |
| 15              | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.0 (0.039)        |
| 16              | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.0 (0.039)        |
| 17              | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.0 (0.039)        |
| 18              | NUT          | MS21060L3                    |                    |
| 19              | NUT          | NAS1303-2<br>OR<br>NSA5023-2 |                    |
| 20              | DOUBLER      | CLAD2024T3<br>(REF.51-31-00) | 1.2 (0.047)        |



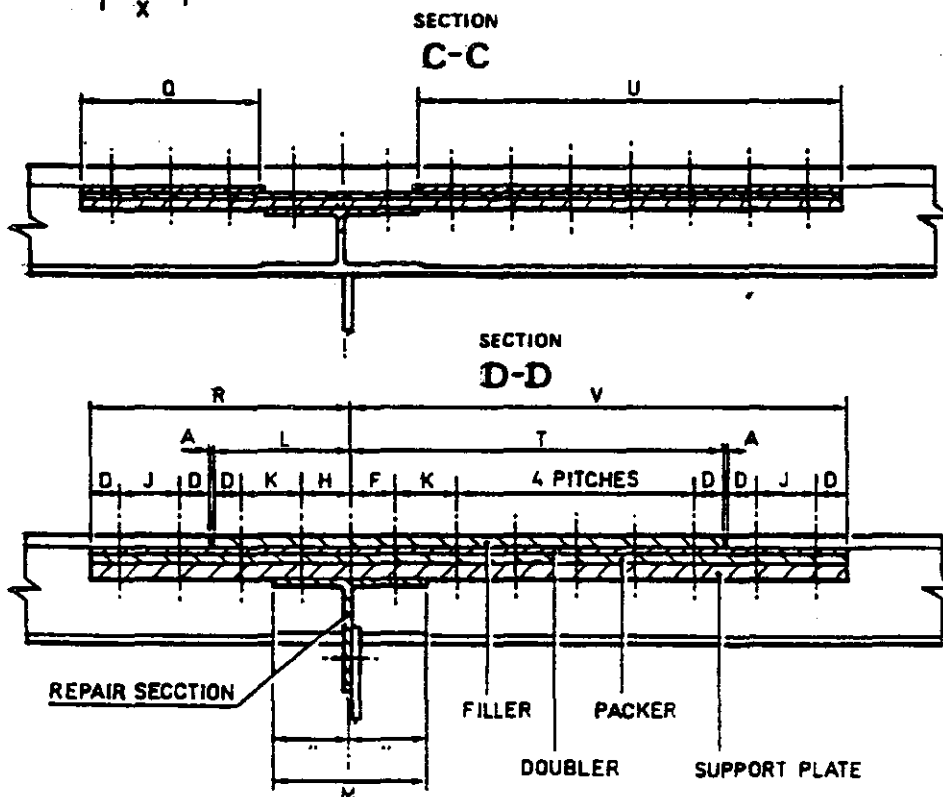
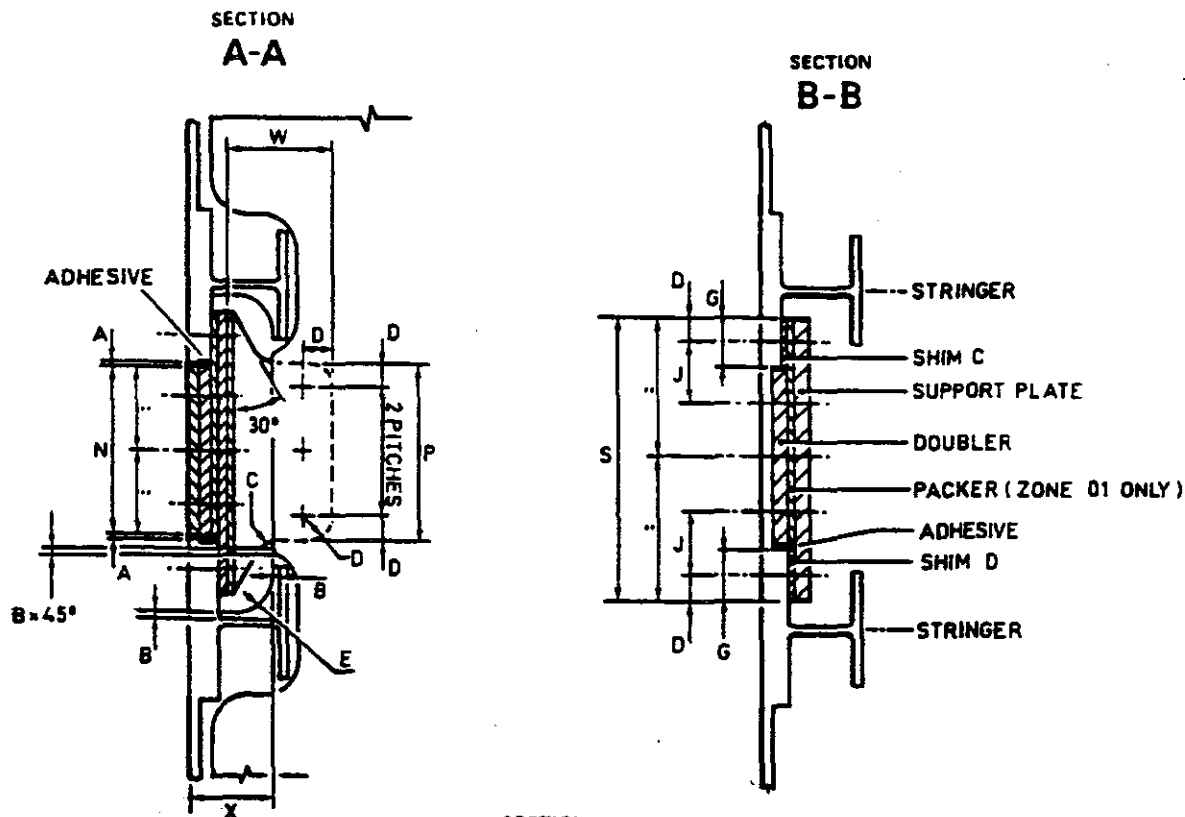
| REPAIR MATERIAL |              |                                                        |                                                  |
|-----------------|--------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE | MATERIAL                                               | THICKNESS mm (in.)                               |
| 1               | BUSH         | CADMIUM PLATED STAINLESS STEEL<br>ZBCND17-04 OR 15-5PH | 25 mm DIA x 15 mm<br>(0.984 in. DIA x 0.591 in.) |
| 2               | BEARING      | NSA8132-05                                             |                                                  |

Pylon Lower Fairing - Bearing Repair  
Principle at RIB5  
CFM56-5 Engine Pylon  
Figure 201

FRAME

1. Frame - Repair Scheme

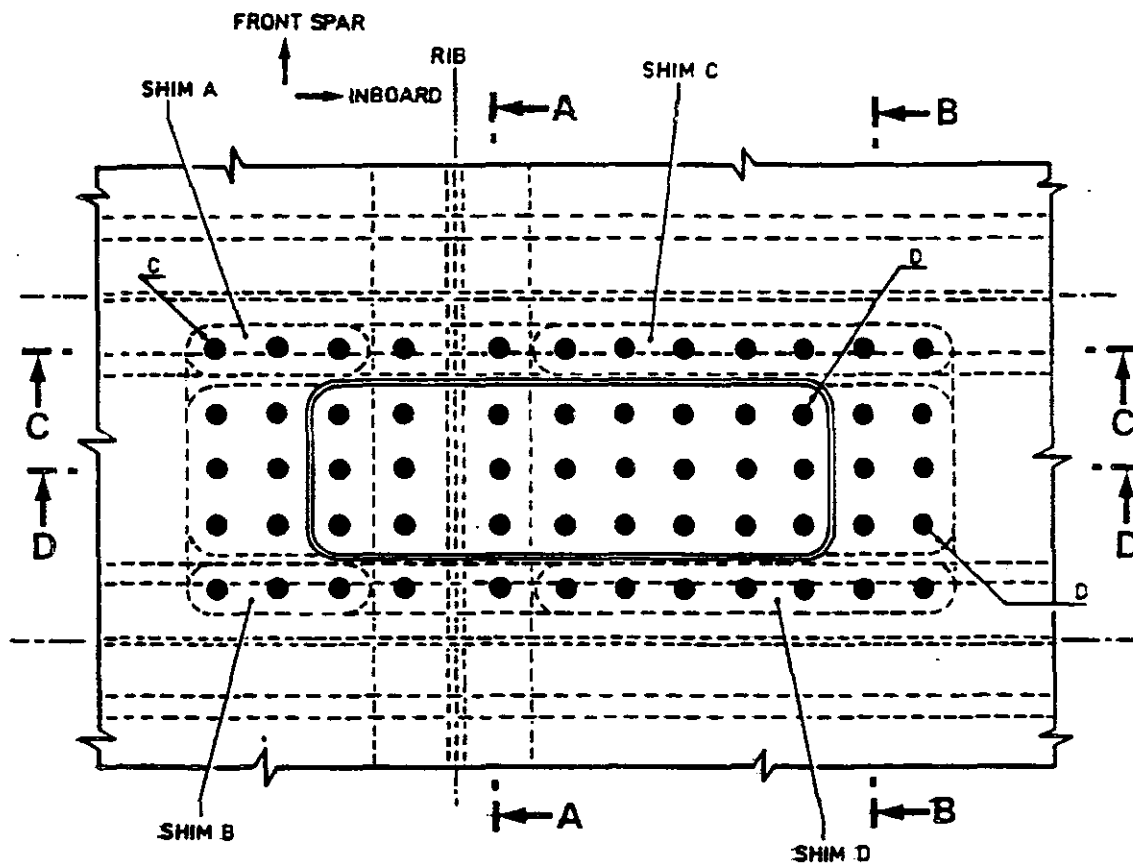
| ----- |                                                                 | -----                      |
|-------|-----------------------------------------------------------------|----------------------------|
| ITEM  | NOMENCLATURE                                                    | REFER TO                   |
| ----- |                                                                 | -----                      |
| -     | Pylon Lower Fairing - Bearing Repair<br>Principle at RIB5       | Fig. 201                   |
| R     | -                                                               | Fig. 202 (Sheets 1 thru 3) |
| R     | Pylon Lower Center Fairing - Upper Spar<br>Crack Repair at RIB5 |                            |



| DIMENSION CODES AND CONVERSIONS |       |        |
|---------------------------------|-------|--------|
| DIM.                            | mm    | in.    |
| A                               | 1.0   | 0.0394 |
| B                               | 2.0   | 0.0787 |
| C                               | 3.0   | 0.315  |
| D                               | 10.0  | 0.394  |
| E                               | 12.0  | 0.472  |
| F                               | 13.5  | 0.531  |
| G                               | 16.0  | 0.629  |
| H                               | 16.5  | 0.650  |
| J                               | 20.0  | 0.787  |
| K                               | 21.0  | 0.826  |
| L                               | 47.5  | 1.870  |
| M                               | 50.0  | 1.968  |
| N                               | 52.0  | 2.047  |
| P                               | 58.0  | 2.283  |
| Q                               | 61.0  | 2.401  |
| R                               | 86.5  | 3.484  |
| S                               | 92.0  | 3.622  |
| T                               | 124.5 | 4.901  |
| U                               | 141.0 | 5.551  |
| V                               | 165.5 | 6.516  |

Repair to Ribfoot Between Stringers (Flush Repair)  
Zones 02-08, 11, 12, 15, 16, 19, 20-23-25, 28-30  
Figure 207 (Sheet 1)

NSD 55 11 11 2 ANMB - 00

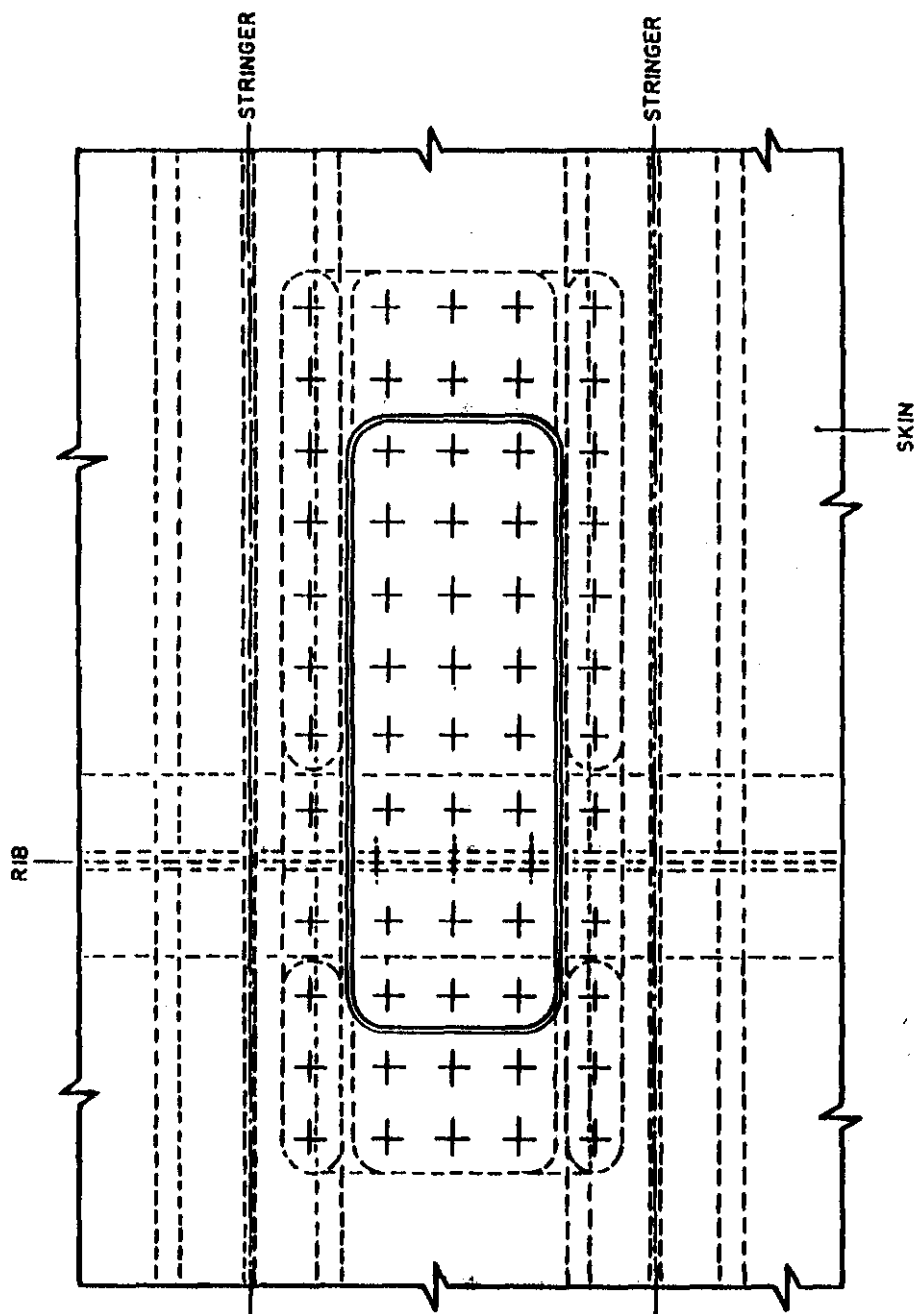


| N CODES<br>VERSIONS |        |
|---------------------|--------|
|                     | in.    |
| 0                   | 0.0394 |
| 0                   | 0.0787 |
| 0                   | 0.315  |
| 0                   | 0.394  |
| 0                   | 0.472  |
| 5                   | 0.531  |
| 0                   | 0.629  |
| 5                   | 0.850  |
| 0                   | 0.787  |
| 0                   | 0.825  |
| 5                   | 1.870  |
| 0                   | 1.968  |
| 0                   | 2.047  |
| 0                   | 2.283  |
| 0                   | 2.401  |
| 5                   | 3.484  |
| 0                   | 3.622  |
| 5                   | 4.901  |
| 5                   | 5.551  |
| 5                   | 6.516  |

| DIMENSION CODES AND CONVERSIONS |             |       |             |       |
|---------------------------------|-------------|-------|-------------|-------|
| ZONE                            | DIMENSION W |       | DIMENSION X |       |
|                                 | mm          | in.   | mm          | in.   |
| 02                              | 31.0        | 1.220 | 17.0        | 0.669 |
| 03                              | 35.0        | 1.378 | 19.0        | 0.748 |
| 04                              | 35.0        | 1.378 | 19.0        | 0.748 |
| 05                              | 36.0        | 1.417 | 21.0        | 0.827 |
| 06                              | 36.0        | 1.417 | 21.0        | 0.827 |
| 07                              | 36.0        | 1.417 | 21.0        | 0.827 |
| 08                              | 36.0        | 1.417 | 24.0        | 0.945 |
| 11                              | 37.0        | 1.457 | 28.0        | 1.024 |
| 12                              | 37.0        | 1.457 | 28.0        | 1.024 |
| 15                              | 35.0        | 1.378 | 27.0        | 1.063 |
| 16                              | 35.0        | 1.378 | 27.0        | 1.063 |
| 19                              | 36.0        | 1.417 | 28.0        | 1.102 |
| 20                              | 36.0        | 1.417 | 28.0        | 1.102 |
| 23                              | 37.0        | 1.457 | 30.0        | 1.181 |
| 24                              | 37.0        | 1.457 | 30.0        | 1.181 |
| 25                              | 37.0        | 1.457 | 30.0        | 1.181 |
| 28                              | 39.0        | 1.535 | 32.0        | 1.260 |
| 29                              | 39.0        | 1.535 | 32.0        | 1.260 |
| 30                              | 38.0        | 1.496 | 32.0        | 1.260 |

● NEW FASTENER NECESSARY FOR THIS REPAIR.

- NOTE: 1. THIS REPAIR IS VALID FOR REPAIR ZONES 02-08, 11, 12, 15, 16, 19, 20, 23-25, 28-30. REFER TO THE REPAIR ZONE DATA (55-11-00 FIGURE 105).
2. TO FIND THE CORRECT TYPE OF MATERIALS TO USE, REFER TO SHEET 3 OF THIS ILLUSTRATION.
3. REFER TO SHEET 2 OF THIS ILLUSTRATION TO FIND DATA ABOUT FASTENERS TO USE FOR THIS REPAIR.
4. MEASURE HOLE DEPTHS TO FIND THE NECESSARY GRIP LENGTH FOR THE FASTENERS.



FASTENER CODE:

+ ABS 0257-5 FOR ZONES 02,08,11,12,15,16,19,20,23-25,28-30.  
ABS 0254-5 FOR ZONES 03-07.

Repairs to Ribfoot Between Stringers (Flush Repair)  
Zones 02-08,11,12,15,16,19,20,23-25,28-30  
Figure 207 (Sheet 2)

NS0 55 11 11 2 ANNEX - 00

PRE-CURED REPAIR SECTION.  
MAKE FROM MATERIAL TYPES 1  
OR 2 AS APPLICABLE. (REFER  
TO 55-11-00 FIGURE 208).

FRONT SPAR

PRE-CURED SUPPORT PLATE.  
MAKE FROM MATERIAL TYPES 4,  
7 OR 14 AS APPLICABLE.  
(REFER TO 55-11-00 FIGURE 207).

PRE CURED SHIM D. MAKE  
FROM MATERIAL TYPES 1 OR  
2 AS APPLICABLE. (REFER TO  
55-11-00 FIGURE 207). (USE LIQUID  
SHIM FOR ZONES 3,4,5 AND 07).

PRE-CURED PACKER (FITTED IN  
ZONE 30 ONLY). MAKE FROM  
MATERIAL TYPE 3. (REFER TO  
55-11-00 FIGURE 207).  
(USE LIQUID SHIM FOR  
ZONE 02).

REAR SPAR

PRE-CURED SHIM C. MAKE FROM  
MATERIAL TYPES 2 OR 4 AS APPLICA-  
-BLE. (REFER TO 55-11-00 FIGURE  
207). (USE LIQUID SHIM FOR ZONES  
04 AND 06).

PRE-CURED SHIM B. MAKE FROM  
MATERIAL TYPES 1,2,3,5 OR 7, AS  
APPLICABLE. (REFER TO 55-11-00  
FIGURE 207).

PRE-CURED DOUBLER. MAKE FROM  
MATERIAL TYPES 4,5,7,8,9,10,13  
OR 14 AS AS APPLICABLE. (REFER  
TO 55-11-00 FIGURE 207).

PRE CURED SHIM A (NOT FITTED  
IN ZONE 01). MAKE FROM MATERIAL  
TYPES 2,3,4,5 OR 7 AS APPLICABLE.  
(REFER TO 55-11-00 FIGURE 207).

PRE-CURED FILLER PIECE.  
MAKE FROM MATERIAL TYPES 1,4,5,6,  
7,9 OR 10 AS APPLICABLE. (REFER  
TO 55-11-00 FIGURE 207).

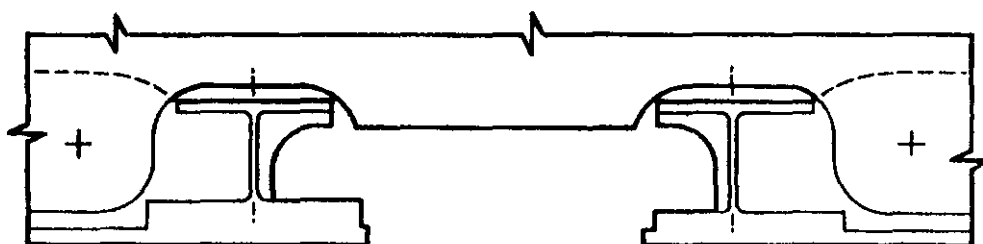
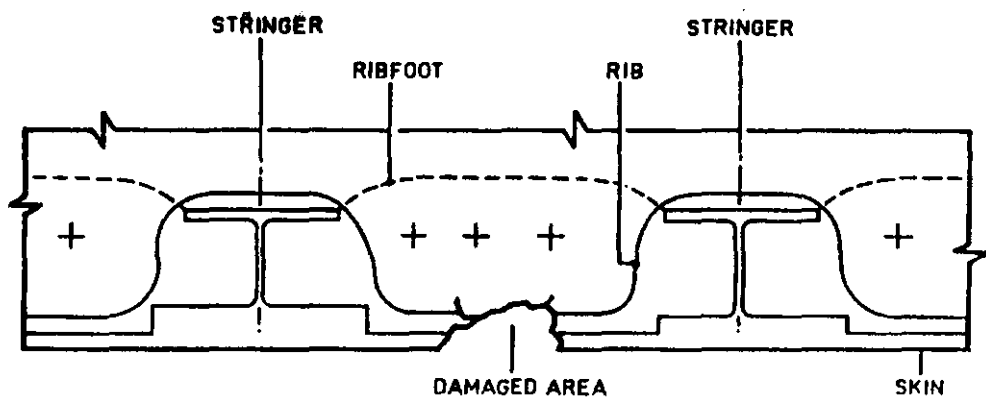
NSO 55 11 11 2 ANMH - 00

Repairs to Ribfoot Between Stringers (Flush Repair)  
Zones 02-08-11,12,15,16,19,20,23-25,28-30  
Figure 207 (Sheet 3)

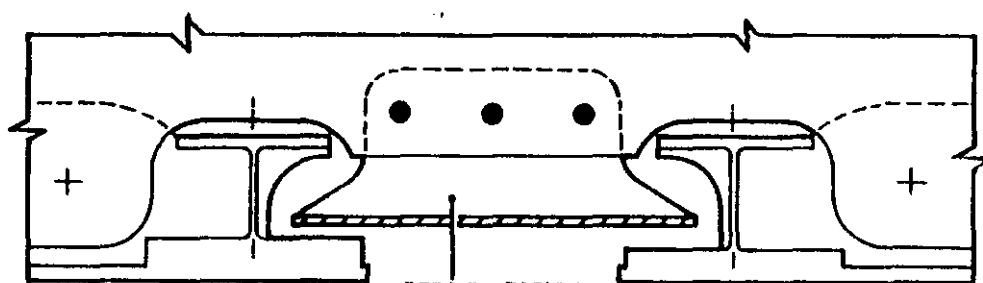
**55-11-11** Page 288  
May 01/96

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

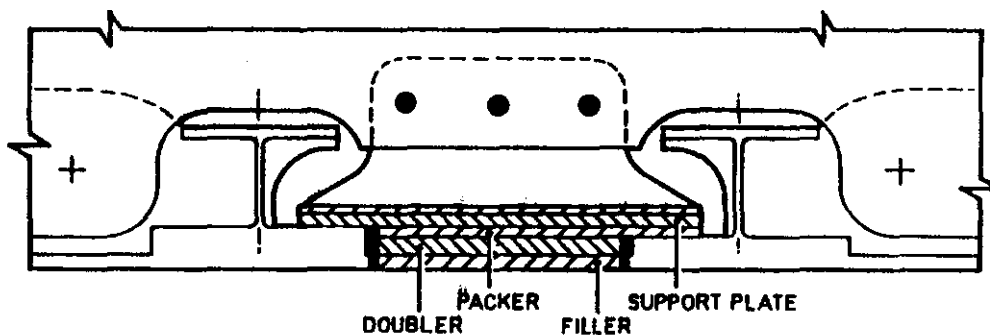
Printed in Germany



CUT OUT THE DAMAGED STRUCTURE.  
(REFER TO SHEET 1 FOR DIMENSIONS).



INSTALL THE REPAIR SECTION.



INSTALL THE SUPPORT PLATE, PACKER, SHIMS, DOUBLER AND FILLER.  
(SHIMS NOT VISIBLE IN THIS VIEW).

Repairs to Ribfoot Between Stringers (Flush Repair)  
Zones 02-08, 11, 12, 15, 16, 19, 20, 23-25, 28-30  
Figure 207 (Sheet 4)

12. Repair to Ribfoot Between Stringers (Flush Repair) Zones 33-36.

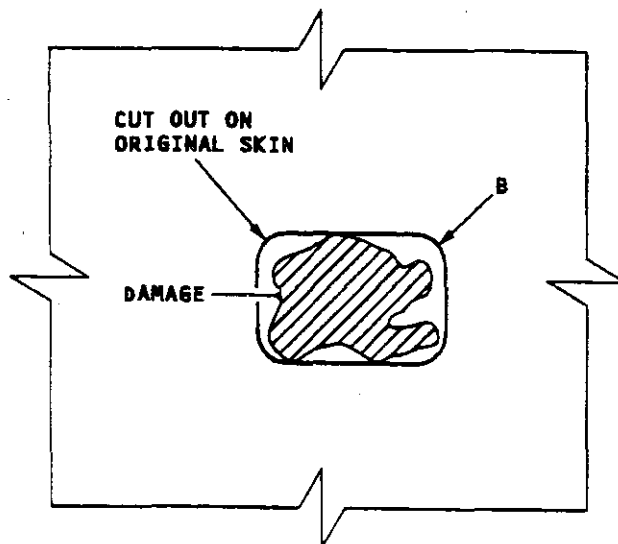
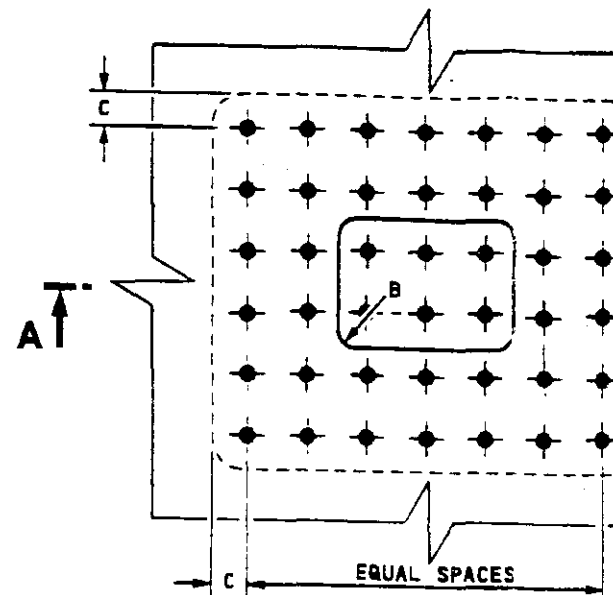
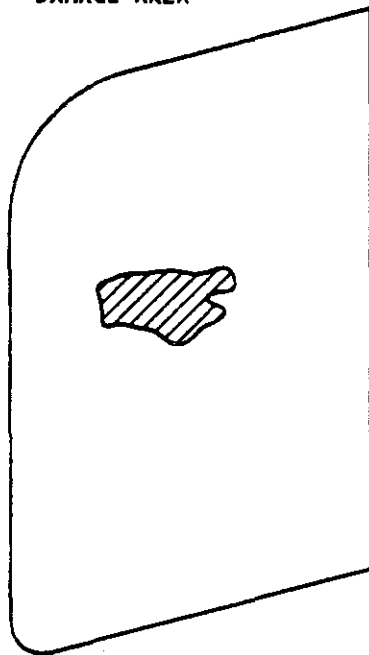
**NOTE:** Before you repair the damaged structure, you must do a damage evaluation. Refer to 51-77-10, Paragraph 3 for data.

A. Permanent Repair (Refer to Figure 208)

**WARNING:** THE DUST FROM CFRP MATERIALS IS DANGEROUS.

- (1) Cut away the skin, the ribfoot structure and the rib to the necessary shape and dimensions for the repair. Make sure that you remove all of the damaged structure.
- (2) Get the correct pre-cured materials necessary to make the repair pieces (Refer to 55-11-00, Repair Topic, Paragraph 7).
- (3) Make the repair pieces to the necessary shapes and dimensions for the repair, but do not drill any holes.
- (4) Mark the position of the three fastener holes on the leg of the repair section and pilot-drill these holes.
- (5) Position the repair section accurately in its repair location and secure with screw clamps. Pilot-drill the holes through the rib and then drill them full size to suit the diameter of the fasteners. The fasteners must be the same type and diameter as those used to attach the same rib to the ribfoot structure.
- (6) Remove the repair section, deburr holes in repair section and rib.
- (7) Install the repair section in its repair location again and secure with screw pins.
- (8) Use the hole that you have cut in the skin to position the fastener tool. Install the three fasteners through the repair section and rib.
- (9) Mark the positions of skin fasteners onto a scrap piece of sheet metal and pilot-drill the fastener holes through the metal to make a template.
- (10) Use the template to pilot-drill the fastener holes in: the doubler, the filler piece, the support plate and the shims.
- (11) Locate the template in the correct position on the skin and pilot-drill the fastener holes through the skin.
- (12) Deburr all pilot-holes in the skin and the repair parts.
- (13) Assemble all repair parts in their repair location and secure with screw pins. From the holes in the skin filler piece, pilot-drill the fastener holes through the two flanges of the repair section.
- (14) Remove all repair pieces, except the repair section, from the spar-box.

DAMAGE AREA



NOTE: RADIUS CORNERS BY DIMENSION B

| DIMENSION CODES |       |       |
|-----------------|-------|-------|
|                 | mm    | in.   |
| A               | 1.00  | 0.039 |
| B               | 10.00 | 0.394 |
| C               | 12.00 | 0.472 |

Flush Repair, Zone 01  
Elevator Outboard Tip  
Figure 207

55-24-11 Page 237/238  
May 01/98

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

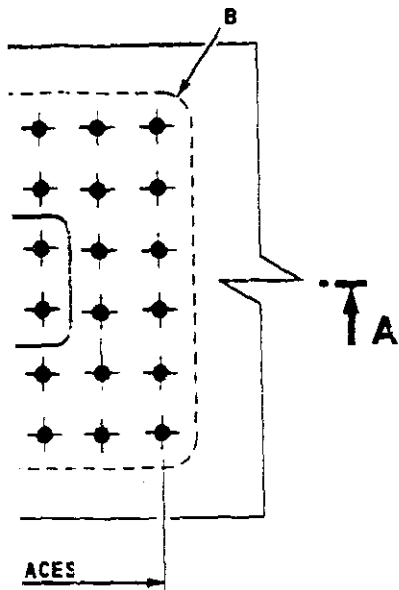
Printed in Germany

NSD 55 14 11 2 ALMD 00

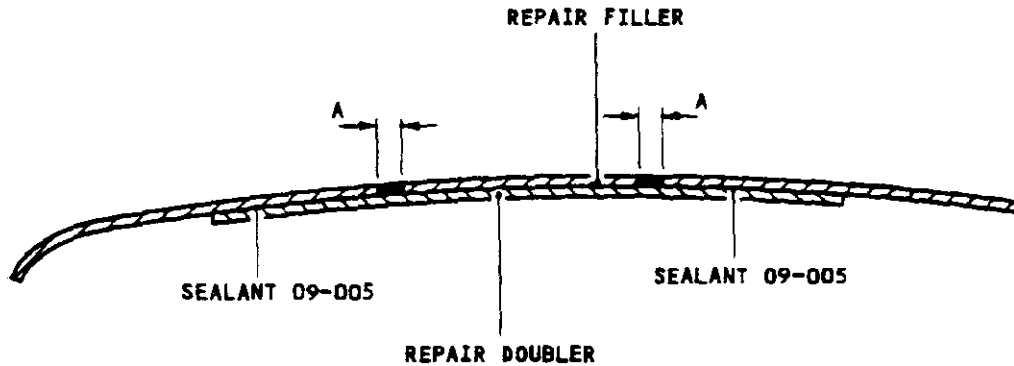
R  
R

# FASTENER CODE AND DATA

- ◆ 1. INSTALL FASTENER MS 20470 E 5  
OR ASNA 0078 A5
2. GRIP LENGTH DETERMINED ON ASSEMBLY
3. INSTALL A MINIMUM TWO ROWS OF  
FASTENERS AROUND DAMAGE CUT OUT AREA
4. DISTANCE FROM EDGE OF DOUBLER TO FIRST  
ROW OF FASTENERS AND FROM FILLER PIECE  
TO FIRST ROW OF FASTENER TO BE 10mm  
(0.394in.) MINIMUM, 14.00mm (0.551in.)  
MAXIMUM
5. FASTENER PITCH = 4-5 Ø (TYP)
6. WET INSTALL WITH SEALANT 09-005

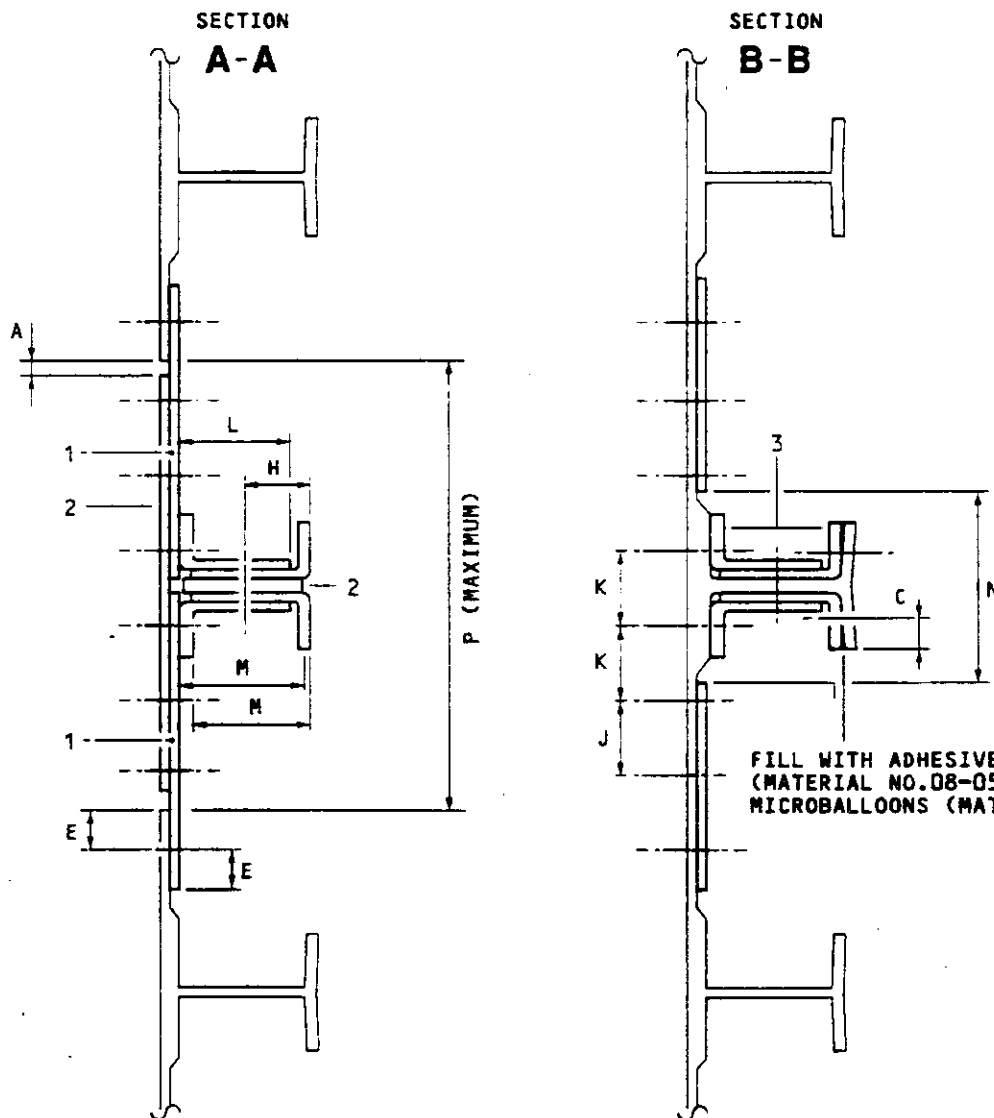


## SECTION A-A



### NOTES:

1. REPAIR DOUBLER MATERIAL 2024 T42 CLAD 1.2 mm (0.047in)
2. REPAIR FILLER MATERIAL 2024 T42 CLAD OR LAMINATED  
SHIM ALUMINIUM LN 29557 0.8 mm (0.031 in)
3. BOND FILLER PIECE AND DOUBLER USING SEALANT (09-005)
4. APPLY FILLET OF SEALANT (09-005) AROUND FILLER PIECE  
TO DIMENSION A



NOTE: 1. REFER TO SHEET 2 AND 3 FOR THE OTHER TYPE OF THIS REPAIR.

2. TO FIND THE CORRECT TYPE OF PRE-CURED MATERIALS TO USE, REFER TO THE REPAIR ZONES DATA (55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 103, 105 AND 108) AND THE PRE-CURED MATERIALS DATA (55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 203 AND 204).

FOR TEMPORARY REPAIRS A METALLIC DOUBLER MAY BE USED INSTEAD OF A COMPOSITE DOUBLER FOR THE SKIN REPAIR. IN THIS CASE THE FOLLOWING PARAMETERS APPLY:

- ZONE 1 - THICKNESS 1mm (0.039in.) MATERIAL 3.1364T3  
 ZONE 2 - BETWEEN RIBS 5 AND 9 - THICKNESS 1mm (0.039in.) MATERIAL 3.1364T3  
 ZONE 2 - BETWEEN RIBS 2 AND 5 - THICKNESS 1.4mm (0.055in.) MATERIAL 3.1364T3

3. YOU MUST MEASURE THE HOLE DEPTHS TO FIND THE NECESSARY GRIP LENGTHS FOR THE FASTENERS.

- 1 FOR TEMPORARY REPAIRS USE ALUMINUM SHEET. REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 203 AND 204 FOR THE EQUIVALENT METAL MATERIAL.
- 2 BLIND FASTENERS TYPE NAS1921C05 ARE PERMITTED FOR TEMPORARY REPAIRS ONLY.
- 3 BLIND FASTENERS TYPE NAS1919C05 ARE PERMITTED FOR TEMPORARY REPAIRS ONLY.

Stringer Repair with Internal Skin Patches  
 (Flush Repair)

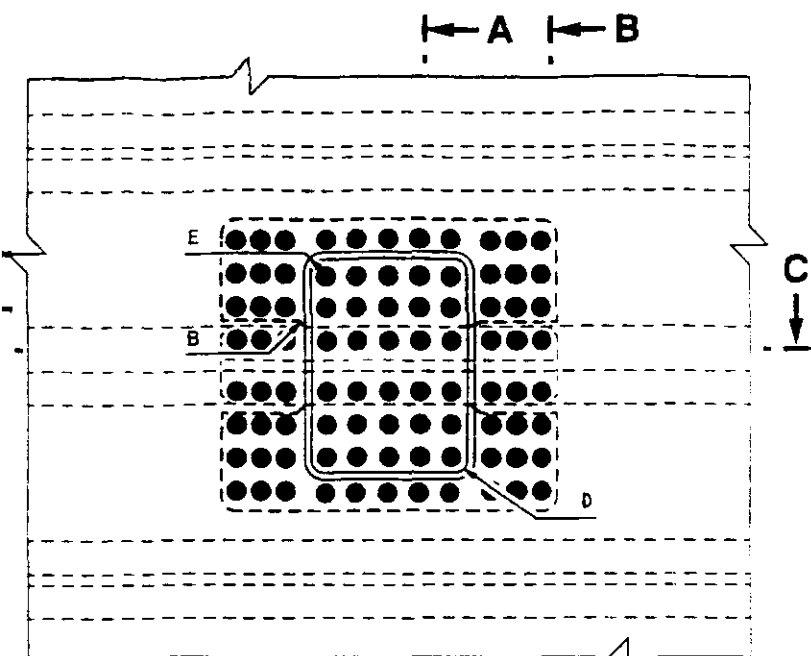
Figure 203 (sheet 1)

55-31-11 Page 223/224  
 Nov 01/99  
 CONFIG-1

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

NS6 55 31 11 2 AEMC 00 1

| ITEM |  |
|------|--|
| 1    |  |
| 2    |  |
| 3    |  |
|      |  |
|      |  |
|      |  |

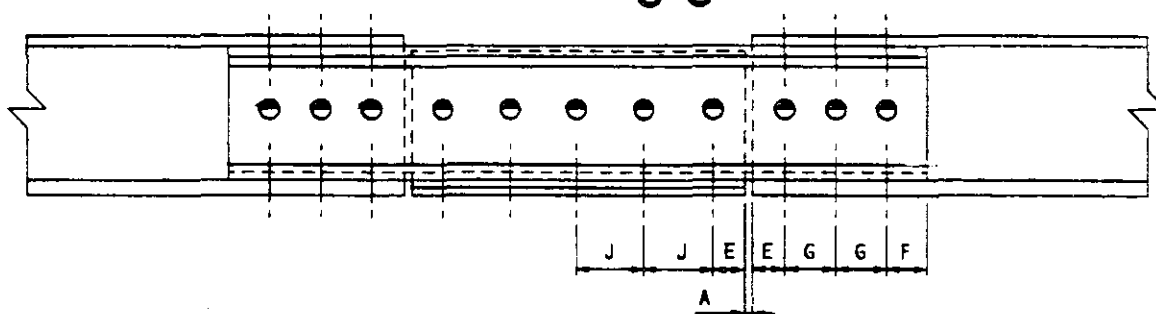


| DIMENSION CODES AND CONVERSIONS |     |      |
|---------------------------------|-----|------|
|                                 | mm  | in.  |
| A                               | 1   | 0.04 |
| B                               | 3   | 0.12 |
| C                               | 8   | 0.31 |
| D                               | 9   | 0.35 |
| E                               | 10  | 0.39 |
| F                               | 12  | 0.47 |
| G                               | 15  | 0.59 |
| H                               | 19  | 0.75 |
| J                               | 20  | 0.79 |
| K                               | 22  | 0.87 |
| L                               | 32  | 1.26 |
| M                               | 36  | 1.42 |
| N                               | 48  | 1.89 |
| P                               | 152 | 5.98 |

XY RESIN  
WITH  
(8-057)).

← A ← B

SECTION  
C-C



| REPAIR MATERIALS                                                                  |                           |                                                                                                                                              |
|-----------------------------------------------------------------------------------|---------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ITEM                                                                              | NOMENCLATURE              | MATERIAL/REMARKS                                                                                                                             |
| 1                                                                                 | PRE-CURED SHEET (DOUBLER) | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 5px;">1</span>                              |
| 2                                                                                 | PRE-CURED SHEET (FILLER)  | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 5px;">1</span>                              |
| 3                                                                                 | PRE-CURED SECTION         | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 204 <span style="border: 1px solid black; padding: 0 5px;">1</span>                              |
| FASTENER SYMBOLS                                                                  |                           |                                                                                                                                              |
| <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">1</span> | PIN-HI-LOK/COLLAR         | HL1011VF5/HL94-5/<br>NEW FASTENER TO INSTALL<br>THROUGH THE SKIN STRUCTURE <span style="border: 1px solid black; padding: 0 5px;">2</span>   |
| <span style="border: 1px solid black; border-radius: 50%; padding: 2px;">2</span> | PIN-HI-LOK/COLLAR         | HL1012VF5/HL94-5/NEW<br>FASTENER TO INSTALL THROUGH<br>OTHER STRUCTURE PARTS <span style="border: 1px solid black; padding: 0 5px;">3</span> |

**NOTE:**

1. REFER TO SHEET 1 FOR THE OTHER TYPE OF THIS REPAIR.
2. FOR DETAIL B, SECTION C-C, D-D AND E-E REFER TO SHEET 3.
3. TO FIND THE CORRECT TYPE OF PRE-CURED MATERIALS TO USE, REFER TO THE REPAIR ZONES DATA (CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 103, 105 AND 108) AND THE PRE-CURED MATERIALS DATA (CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 203 AND 204).

FOR TEMPORARY REPAIRS A METALLIC DOUBLER MAY BE USED INSTEAD OF A COMPOSITE DOUBLER FOR THE SKIN REPAIR. IN THIS CASE THE FOLLOWING PARAMETERS APPLY:

ZONE 1 - THICKNESS 1mm (0.039in.) MATERIAL 3.1364T3

ZONE 2 - BETWEEN RIBS 5 AND 9 THICKNESS 1mm (0.039in.)  
MATERIAL 3.1364T3

ZONE 2 - BETWEEN RIBS 2 AND 5 THICKNESS 1.4mm (0.055in.)  
MATERIAL 3.1364T3

4. YOU MUST MEASURE THE HOLE DEPTHS TO FIND THE NECESSARY GRIP LENGTH FOR THE FASTENERS.

- 1 FOR TEMPORARY REPAIRS USE ALUMINUM SHEET. REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 203 AND 204 FOR THE EQUIVALENT METAL MATERIAL.
- 2 BLIND FASTENERS TYPE NAS1921C05 ARE PERMITTED FOR TEMPORARY REPAIRS ONLY.
- 3 BLIND FASTENERS TYPE NAS1919C05 ARE PERMITTED FOR TEMPORARY REPAIRS ONLY.

| DIMENSION CODES AND CONVERSIONS |     |       |
|---------------------------------|-----|-------|
|                                 | mm  | in.   |
| A                               | 8   | 0.31  |
| B                               | 9   | 0.35  |
| C                               | 10  | 0.39  |
| D                               | 12  | 0.47  |
| E                               | 14  | 0.55  |
| F                               | 19  | 0.75  |
| G                               | 20  | 0.79  |
| H                               | 21  | 0.83  |
| J                               | 25  | 0.98  |
| K                               | 28  | 1.10  |
| L                               | 33  | 1.30  |
| M                               | 36  | 1.42  |
| N                               | 48  | 1.89  |
| P                               | 52  | 2.05  |
| Q                               | 95  | 3.74  |
| R                               | 110 | 4.33  |
| S                               | 112 | 4.41  |
| T                               | 150 | 5.90  |
| U                               | 152 | 5.98  |
| V                               | 370 | 14.57 |

| REPAIR MATERIALS |                           |                                                                        |   |
|------------------|---------------------------|------------------------------------------------------------------------|---|
| ITEM             | NOMENCLATURE              | MATERIAL/REMARKS                                                       |   |
| 1                | PRE-CURED SHEET (DOUBLER) | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203                        | 1 |
| 2                | PRE-CURED SHEET (FILLER)  | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203                        | 1 |
| 3                | PRE-CURED SECTION         | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 204                        | 1 |
| FASTENER SYMBOLS |                           |                                                                        |   |
| ●                | PIN-HI-LOK/COLLAR         | HL1011VF5/HL94-5/NEW FASTENER TO INSTALL THROUGH THE SKIN STRUCTURE    | 2 |
| ◐                | PIN-HI-LOK/COLLAR         | HL1012VF5/HL94-5/NEW FASTENER TO INSTALL THROUGH OTHER STRUCTURE PARTS | 3 |

NS6 55 31 11 2 AEMJ 00 1

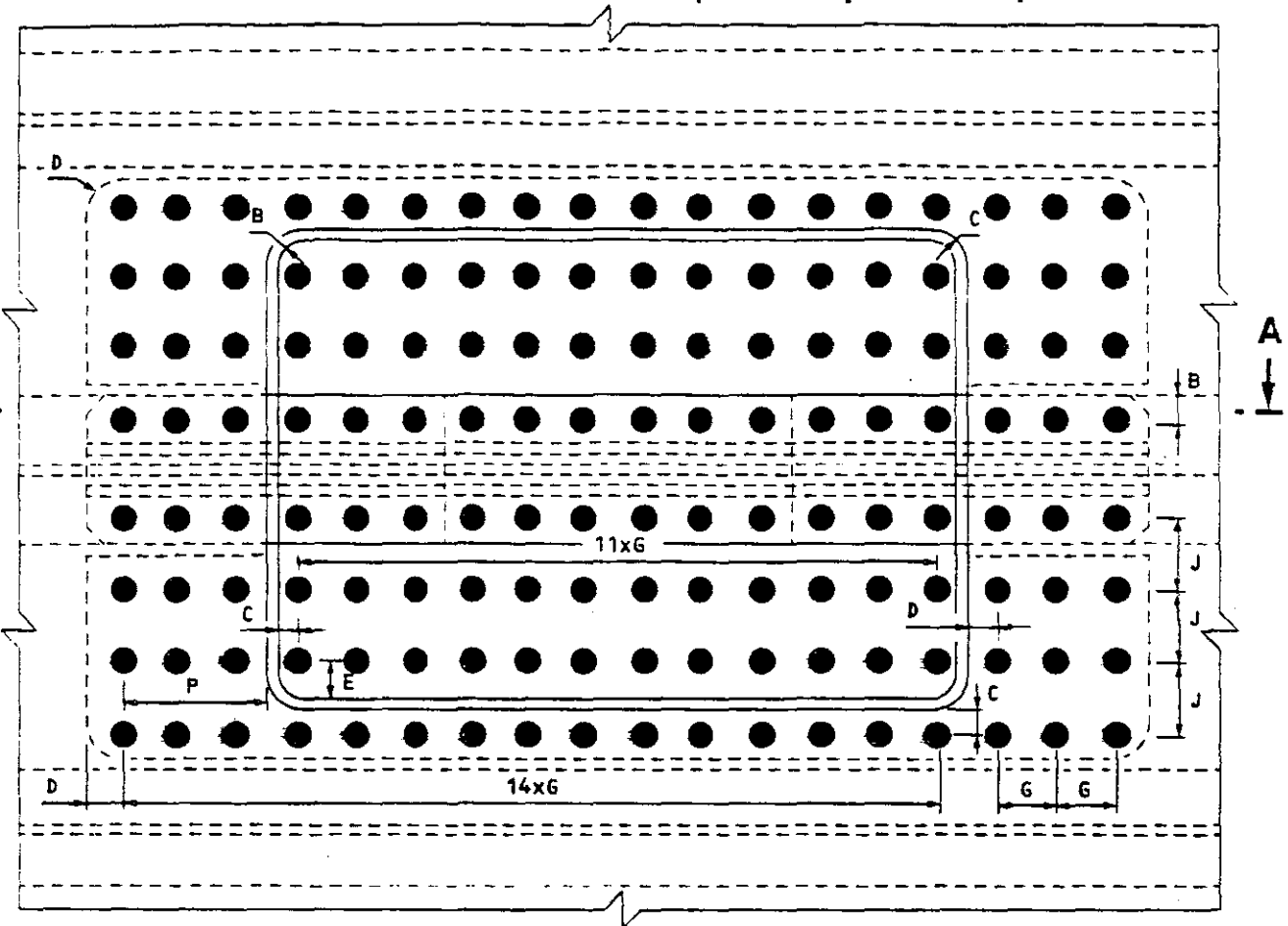
Stringer Repair with Internal Skin Patches  
(Flush Repair)  
Figure 203 (sheet 2)

**55-31-11** Page 225/226  
Nov 01/99  
CONFIG-1

EFFECTIVITIY: A319,A320,A321

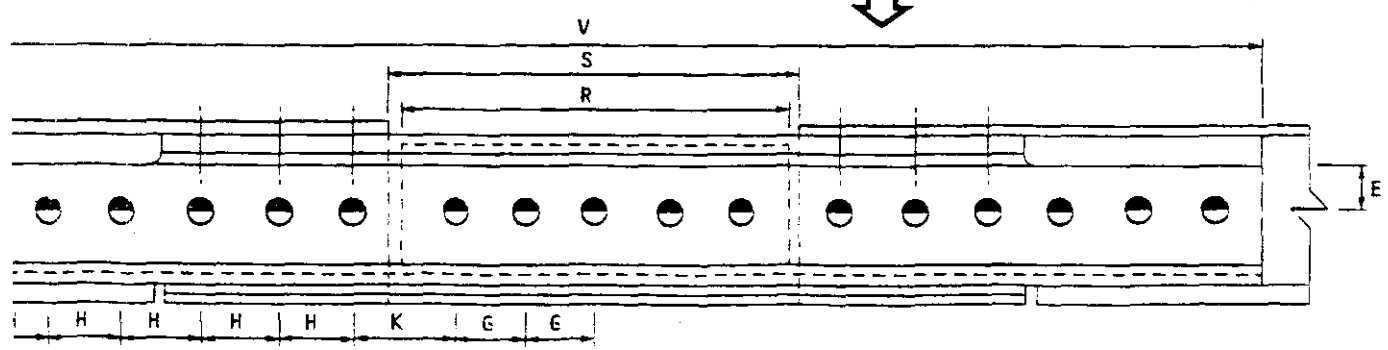
Printed in Germany

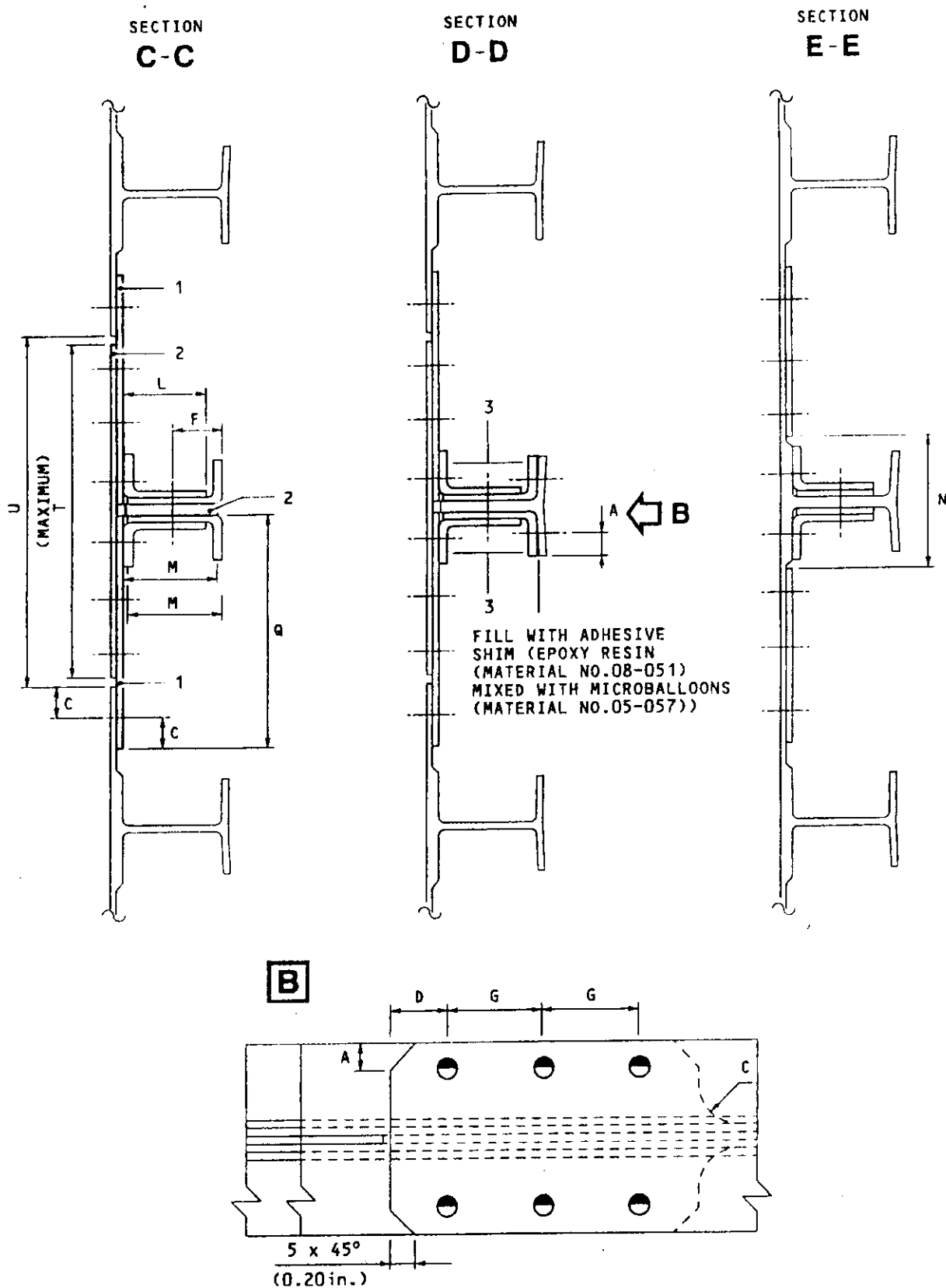
C D E



C D E

SECTION  
A-A





Stringer Repair with Internal Skin Patches  
(Flush Repair)  
Figure 203 (sheet 3)

**D. Stringer Repair with an External Skin Patch (External Repair)**

**NOTE:** Before you repair the damaged structure, you must do a damage evaluation. Refer to Chapter 51-77-10, Paragraph 3. for data.

**(1) Repair Materials**

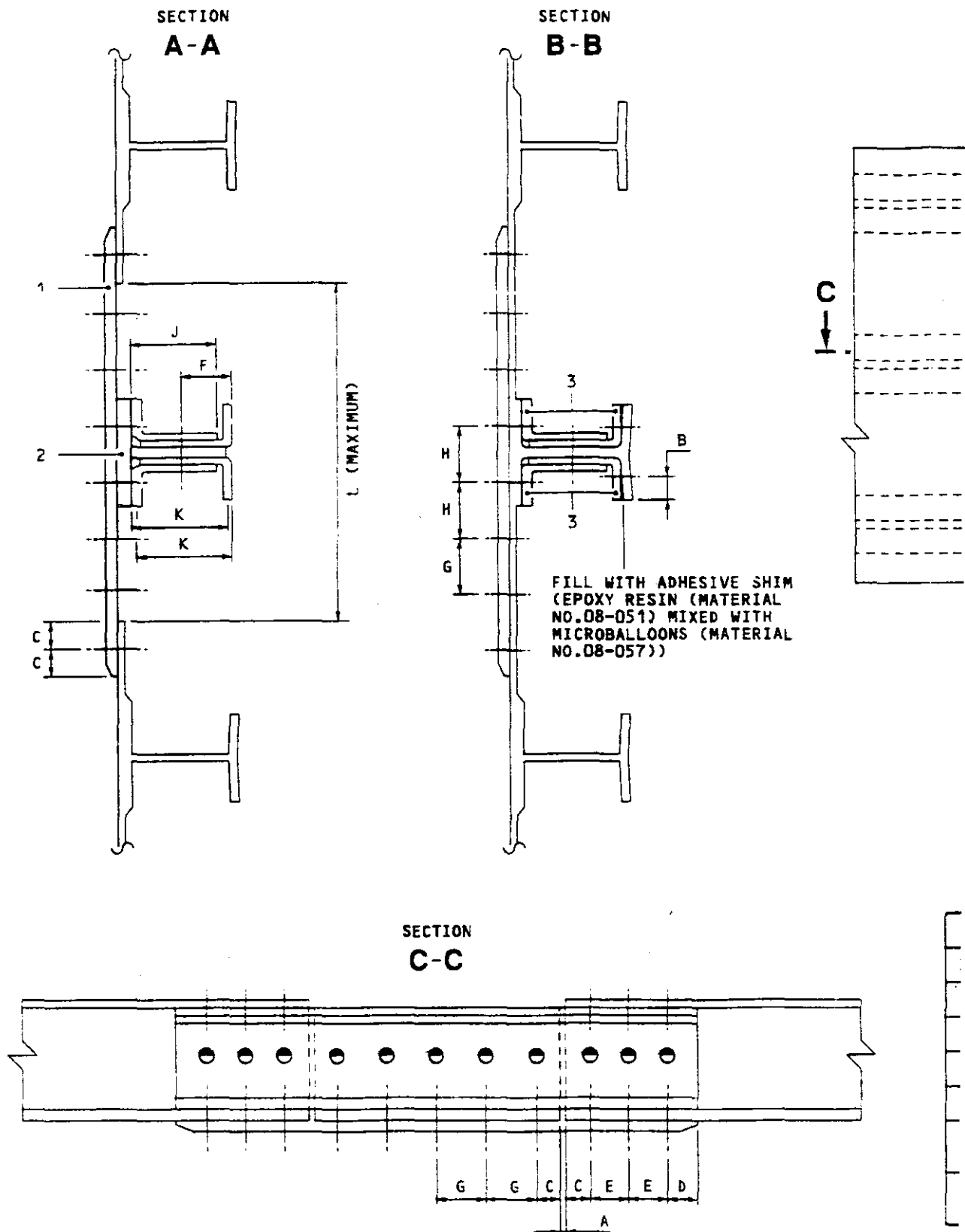
| ITEM | NOMENCLATURE                                   | QTY | MATERIAL/REMARKS                                             |
|------|------------------------------------------------|-----|--------------------------------------------------------------|
| 1    | Pre-Cured Sheet (Doubler)                      | AR  | Refer to Figure 204                                          |
| 2    | Pre-Cured Sheet (Filler)                       | AR  | Refer to Figure 204                                          |
| 3    | Pre-Cured Section                              | AR  | Refer to Figure 204                                          |
| -    | Epoxy Resin                                    | AR  | Material No. 08-051<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Microballoons                                  | AR  | Material No. 05-057<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Cleaning Agent                                 | AR  | Material No. 11-003 or 11-004<br>(Refer to Chapter 51-35-00) |
| -    | Fuorocarbon Release Agent                      | AR  | Material No. 05-020<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Sealant, Polysulfide<br>Dichromate Cured       | AR  | Material No. 09-013<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Polyurethane Primer                            | AR  | Material No. 16-001<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Polyurethane Finish Paint                      | AR  | Material No. 16-018<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |
| -    | Chromic Acid Anodizing (CAA)                   | AR  | Refer to Chapter 51-21-11                                    |
| -    | Chemical Conversion Coating<br>Yellow Aluminum | AR  | Material No. 13-002<br>(Refer to Chapter 51-35-00)           |

**(2) Permanent Repair (Refer to Figure 204)**

**WARNING:** THE DUST FROM COMPOSITE MATERIALS IS DANGEROUS.

**CAUTION:** ONLY USE A MECHANICAL PROCEDURE TO REMOVE THE SURFACE PROTECTION. REFER TO CHAPTER 51-77-11, PARAGRAPH 4.D. FOR FULL DATA.

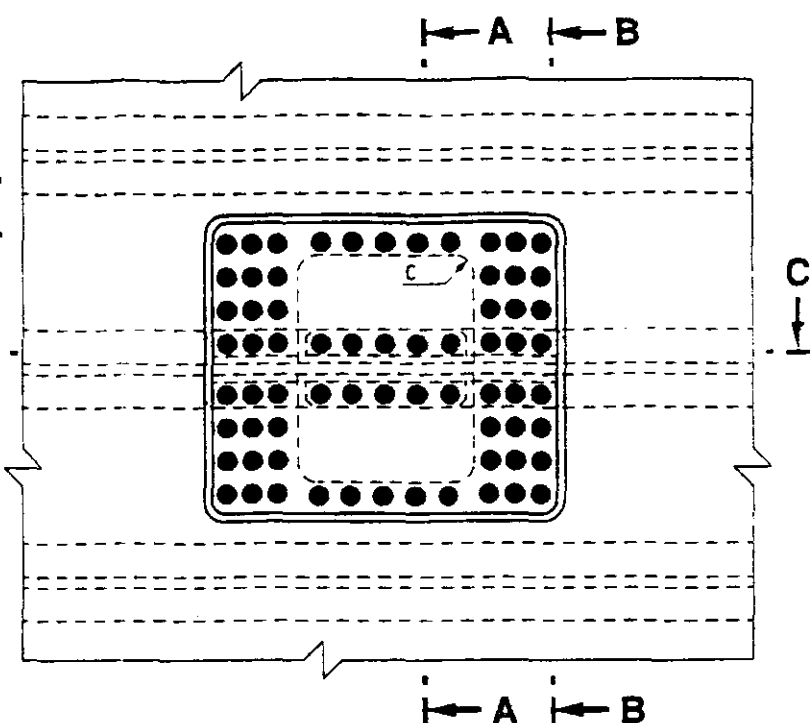
- (a) Remove the surface protection from the repair area.
- (b) Cut out the damaged skin and stringer structure to the correct repair shape and dimensions.
- (c) Pilot-drill the holes at the correct locations in the stringer inner flange.
- (d) Get the correct pre-cured materials necessary to make the repair pieces (Refer to Figure 204).
- (e) Attach the stringer repair pieces in their repair location with screw clamps.



Stringer Repair with an External Skin Patch  
(External Repair)  
Figure 204

**55-31-11**  
CONFIG-1

Page 233/234  
Nov 01/99



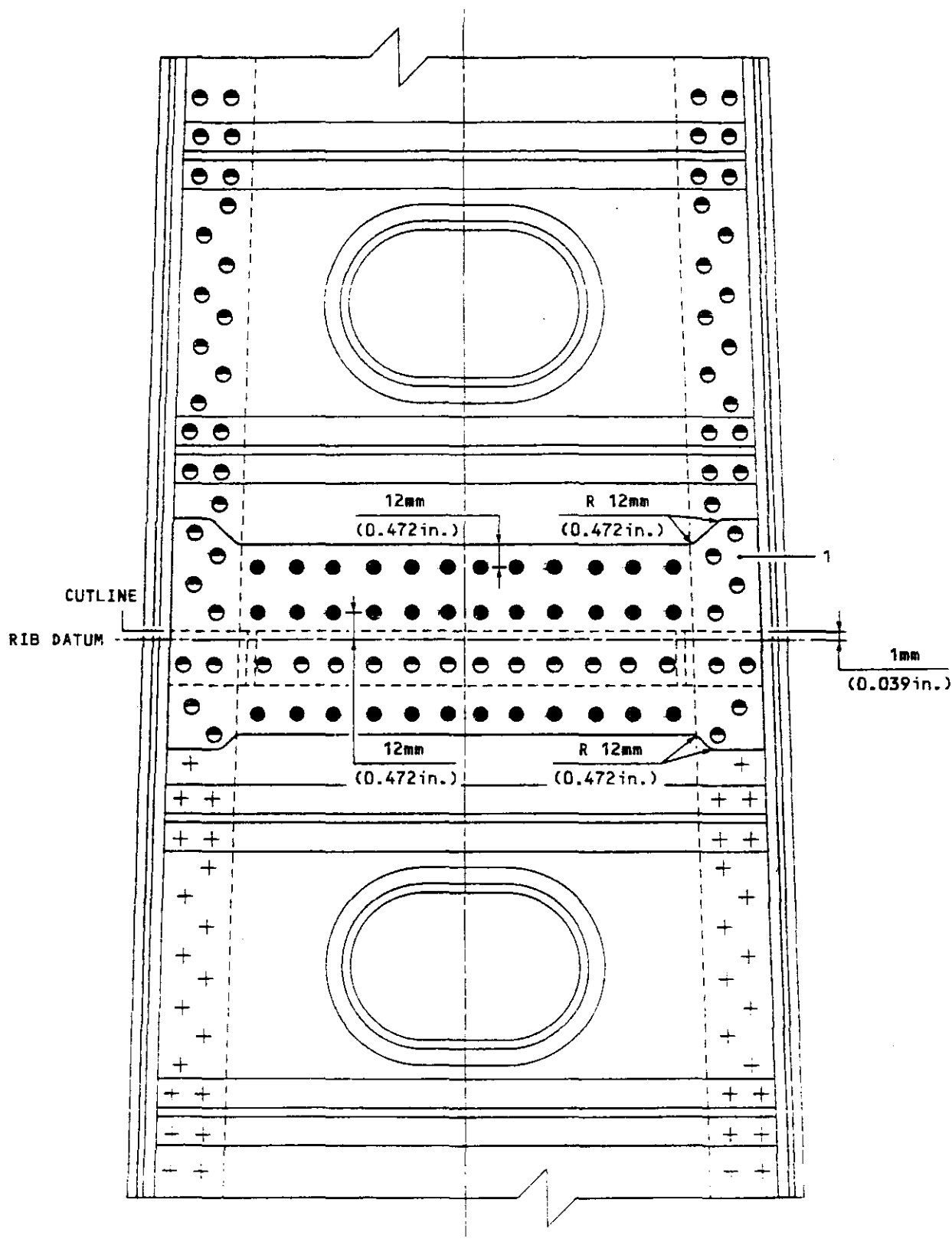
| DIMENSION CODES AND CONVERSIONS |     |      |
|---------------------------------|-----|------|
|                                 | mm  | in.  |
| A                               | 1   | 0.04 |
| B                               | 8   | 0.31 |
| C                               | 10  | 0.39 |
| D                               | 12  | 0.47 |
| E                               | 15  | 0.59 |
| F                               | 19  | 0.75 |
| G                               | 20  | 0.79 |
| H                               | 22  | 0.87 |
| J                               | 32  | 1.26 |
| K                               | 36  | 1.42 |
| L                               | 152 | 5.98 |

**NOTE:** 1. TO FIND THE CORRECT TYPE OF PRE-CURED MATERIALS TO USE, REFER TO THE REPAIR ZONES DATA (55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 103, 105 AND 108) AND THE PRE-CURED MATERIALS DATA (55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 203 AND 204).

2. YOU MUST MEASURE THE HOLE DEPTHS TO FIND THE NECESSARY GRIP LENGTHS FOR THE FASTENERS.

- 1 FOR TEMPORARY REPAIRS USE ALUMINUM SHEET. REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURES 203 AND 204 FOR THE EQUIVALENT METAL MATERIAL.
- 2 BLIND FASTENERS TYPE NAS1921C05 ARE PERMITTED FOR TEMPORARY REPAIRS ONLY.
- 3 BLIND FASTENERS TYPE NAS1919C05 ARE PERMITTED FOR TEMPORARY REPAIRS ONLY.

| REPAIR MATERIALS |                           |                                                                          |
|------------------|---------------------------|--------------------------------------------------------------------------|
| ITEM             | NOMENCLATURE              | MATERIAL/REMARKS                                                         |
| 1                | PRE-CURED SHEET (DOUBLER) | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203 1                        |
| 2                | PRE-CURED SHEET (FILLER)  | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203 1                        |
| 3                | PRE-CURED SECTION         | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 204 1                        |
| FASTENER SYMBOLS |                           |                                                                          |
| ●                | PIN-HI-LOK/COLLAR         | HL1011VF5/HL94-5/NEW FASTENER TO INSTALL THROUGH THE SKIN STRUCTURE 2    |
| ○                | PIN-HI-LOK/COLLAR         | HL1012VF5/HL94-5/NEW FASTENER TO INSTALL THROUGH OTHER STRUCTURE PARTS 3 |



NS6 55 31 18 2 AAMF 00 1

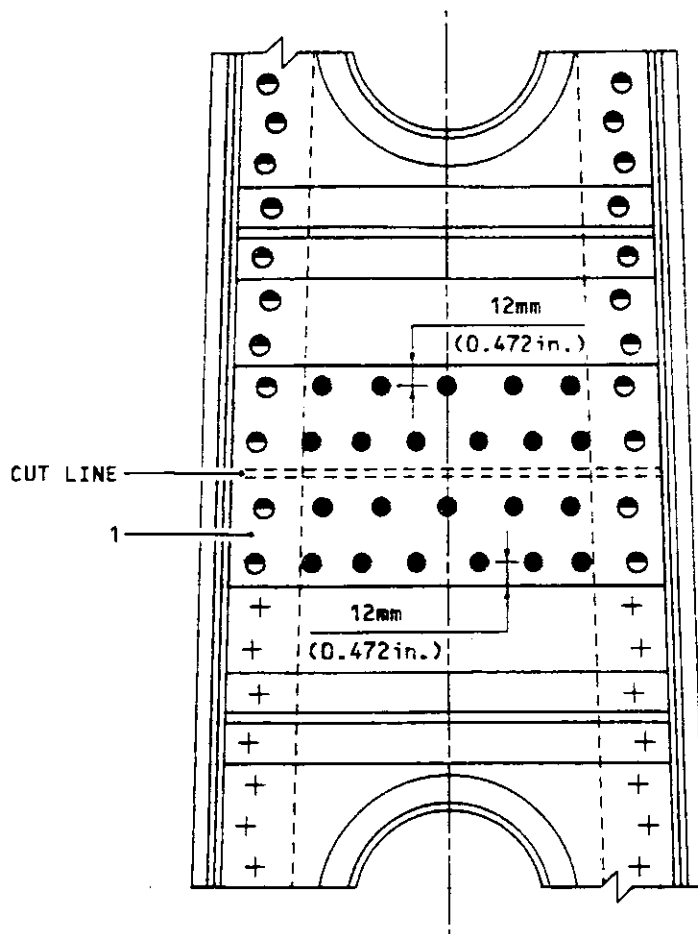
Spar Splice Repair  
Figure 201 (sheet 1)

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

Printed in Germany

**55-31-18**  
CONFIG-1

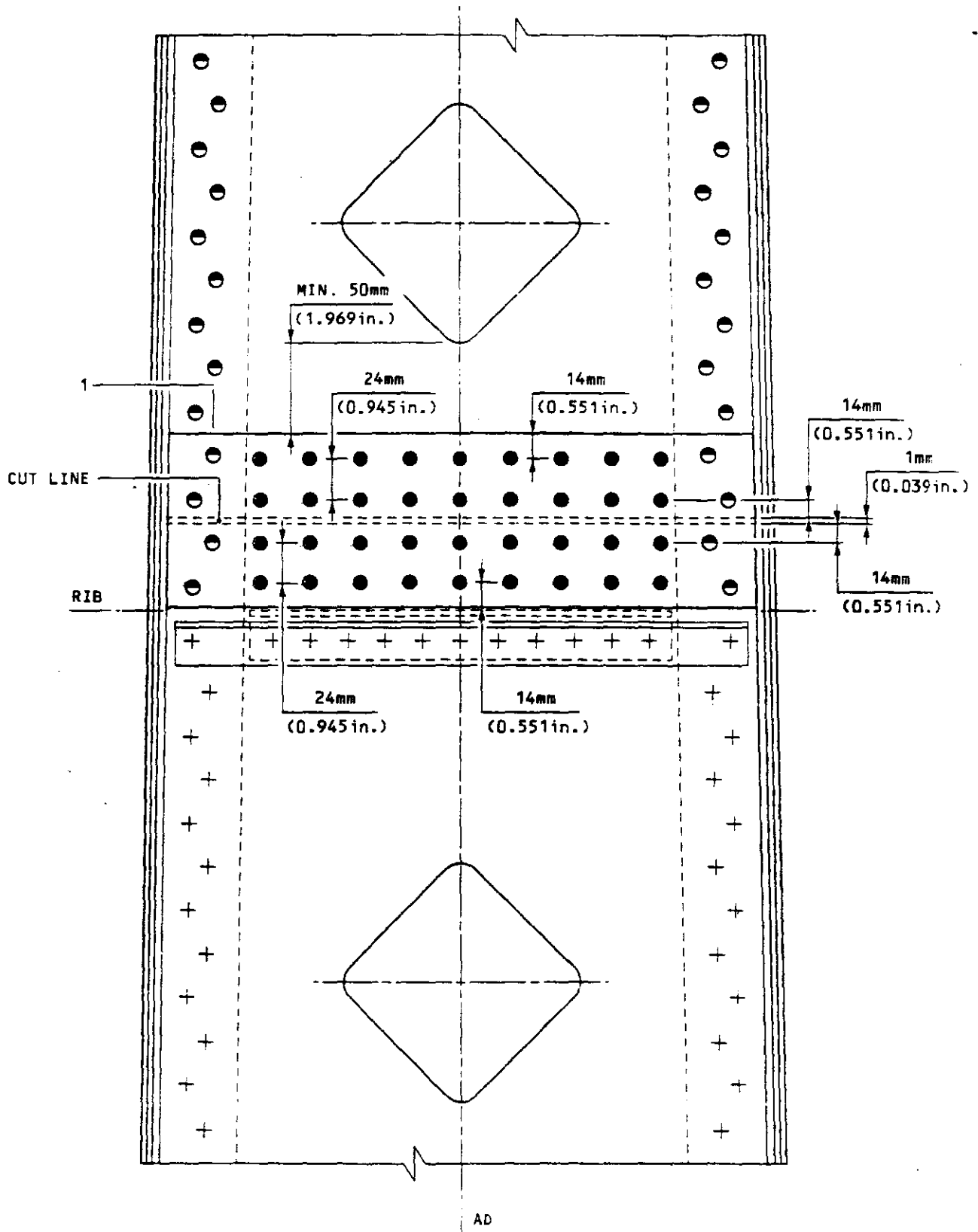
Page 205/206  
Nov 01/99



| REPAIR MATERIAL LIST |                                                                   |                                                                                                                              |
|----------------------|-------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ITEM                 | NOMENCLATURE                                                      | MATERIAL/REMARKS                                                                                                             |
| 1                    | PRE-CURED SHEET (DOUBLER)                                         | REFER TO CHAPTER 55-31-00, CONFIG-1, FIGURE 203<br>FROM RIB 1 TO RIB 8 USE TYPE NO. 6<br>FROM RIB 8 TO RIB 11 USE TYPE NO. 4 |
| FASTENER SYMBOLS     |                                                                   |                                                                                                                              |
| ●                    | PIN-HI-LOK/COLLAR                                                 | HL10VF5/HL94-5 NEW FASTENER (REFER TO CHAPTER 51-40-00)                                                                      |
| ◐                    | PIN-HI-LOK/COLLAR                                                 | HL12VF6/HL94-6 OVERSIZE FASTENER (REFER TO CHAPTER 51-40-00)                                                                 |
| +                    | FASTENER INSTALLED IN THE STRUCTURE AND NOT CHANGED BY THE REPAIR |                                                                                                                              |

**NOTE:** 1. THE MAXIMUM PERMITTED FASTENER PITCH IS 30mm (1.181in.).  
2. YOU MUST MEASURE THE HOLE DEPTHS TO FIND THE NECESSARY GRIP LENGTHS FOR THE FASTENERS.

**EFFECTIVITY:** BEFORE MODIFICATION 25484K4399



NS6 55 31 18 2 AAMU 00 1

Spar Splice Repair  
Figure 201 (sheet 2)

55-31-18 Page 207/208  
Nov 01/99  
CONFIG-1

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

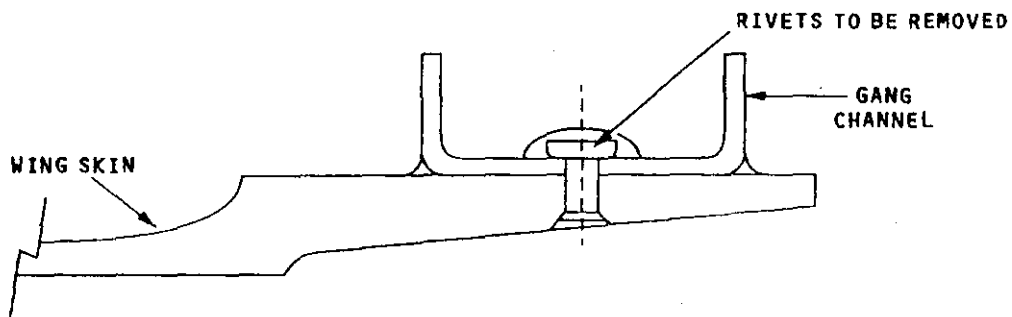
Printed in Germany

in.)

| REPAIR MATERIAL LIST                                                                |                                                                      |                                                                                                                                 |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ITEM                                                                                | NOMENCLATURE                                                         | MATERIAL/REMARKS                                                                                                                |
| 1                                                                                   | PRE-CURED SHEET<br>(DOUBLER)                                         | REFER TO CHAPTER 55-31-00,<br>CONFIG-1, FIGURE 203<br>FROM RIB 1 TO RIB 8 USE TYPE NO. 6<br>FROM RIB 8 TO RIB 11 USE TYPE NO. 4 |
| FASTENER SYMBOLS                                                                    |                                                                      |                                                                                                                                 |
|  | PIN-HI-LOK/COLLAR                                                    | HL10VF6/HL94-6 NEW FASTENER<br>(REFER TO CHAPTER 51-40-00)                                                                      |
|  | PIN-HI-LOK/COLLAR                                                    | HL12VF6X/HL94-6 OR HL12VF6Y/HL294-6<br>OVERSIZE FASTENER<br>(REFER TO CHAPTER 51-40-00)                                         |
|  | FASTENER INSTALLED IN THE STRUCTURE<br>AND NOT CHANGED BY THE REPAIR |                                                                                                                                 |

- NOTE:
1. THE FASTENER PITCH HAS TO BE BETWEEN 24mm (0.945in.) AND 30mm (1.181in.).
  2. YOU MUST MEASURE THE HOLE DEPTHS TO FIND THE NECESSARY GRIP LENGTHS FOR THE FASTENERS.

EFFECTIVITY: AFTER MODIFICATION 25484K4399F



| FASTENER<br>DIAMETER | TOOLING<br>REFERENCE | START DIAMETER |               | FINAL REAMED DIAMETER |               |
|----------------------|----------------------|----------------|---------------|-----------------------|---------------|
|                      |                      | MAX            | MIN           | MAX                   | MIN           |
| 1/4 in.              | 10-0-N               | 7.62<br>0.300  | 7.54<br>0.297 | 8.38<br>0.330         | 8.33<br>0.328 |
| 5/16 in.             | 12-0-N               | 9.19<br>0.362  | 9.12<br>0.359 | 9.97<br>0.392         | 9.92<br>0.390 |

TABLE 203

**NOTE:** DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS) WHERE APPLICABLE.

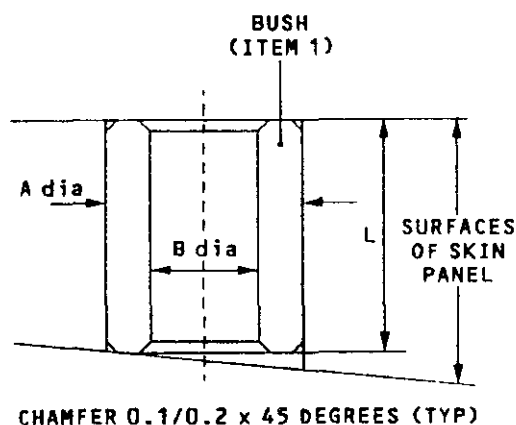
NS8 57 21 11 2 ACMA 00

Repair to Lower Wing Skin - Bolt Holes for Loaded Access  
Panels Between Ribs 13 and 27  
Figure 202 (Sheet 1)

**57-21-11** Page 212  
Nov 01/98

EFFECTIVITY: A319,A320

Printed In Germany



PREPARE BUSH

MANUFACTURE A DEDICATED BUSH FOR EACH HOLE.

MATERIAL: BS S80, BS S144, MIL.S. 18732  
OR EQUIVALENT.

A (BUSH OUTSIDE DIAMETER AFTER PLATING) TO BE  
0.076/0.051 (0.003/0.002) LARGER THAN THE  
MEASURED WING SKIN HOLE FINAL REAMED DIAMETER.

B (BUSH INSIDE DIAMETER) TO BE:  
1/4 in. FASTENER - 6.60/6.55 (0.260/0.258)  
5/16 in. FASTENER - 8.19/8.14 (0.3225/ 0.3205).

L (BUSH LENGTH) TO BE: LENGTH OF WING SKIN HOLE (MEASURED AT HOLE EDGE  
NEAREST TO THE MANHOLE CENTER -  
ie MINIMUM HOLE LENGTH) +0.0/ - 0.05 (0.002).

CHAMFER EXTERNAL CORNERS AND DEBURR INTERNAL.

CADIUM PLATE BUSHES TO QQ - P 416, TYPE II, CLASS 2.

NOTE: THE THICKNESS OF PLATING INCLUDES A NICKEL STRIKE.

NOTE: DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS) WHERE APPLICABLE.

Repair to Lower Wing Skin - Bolt Holes for Loaded Access  
Panels Between Ribs 13 and 27  
Figure 202 (Sheet 2)

**57-21-11** Page 213  
Nov 01/98

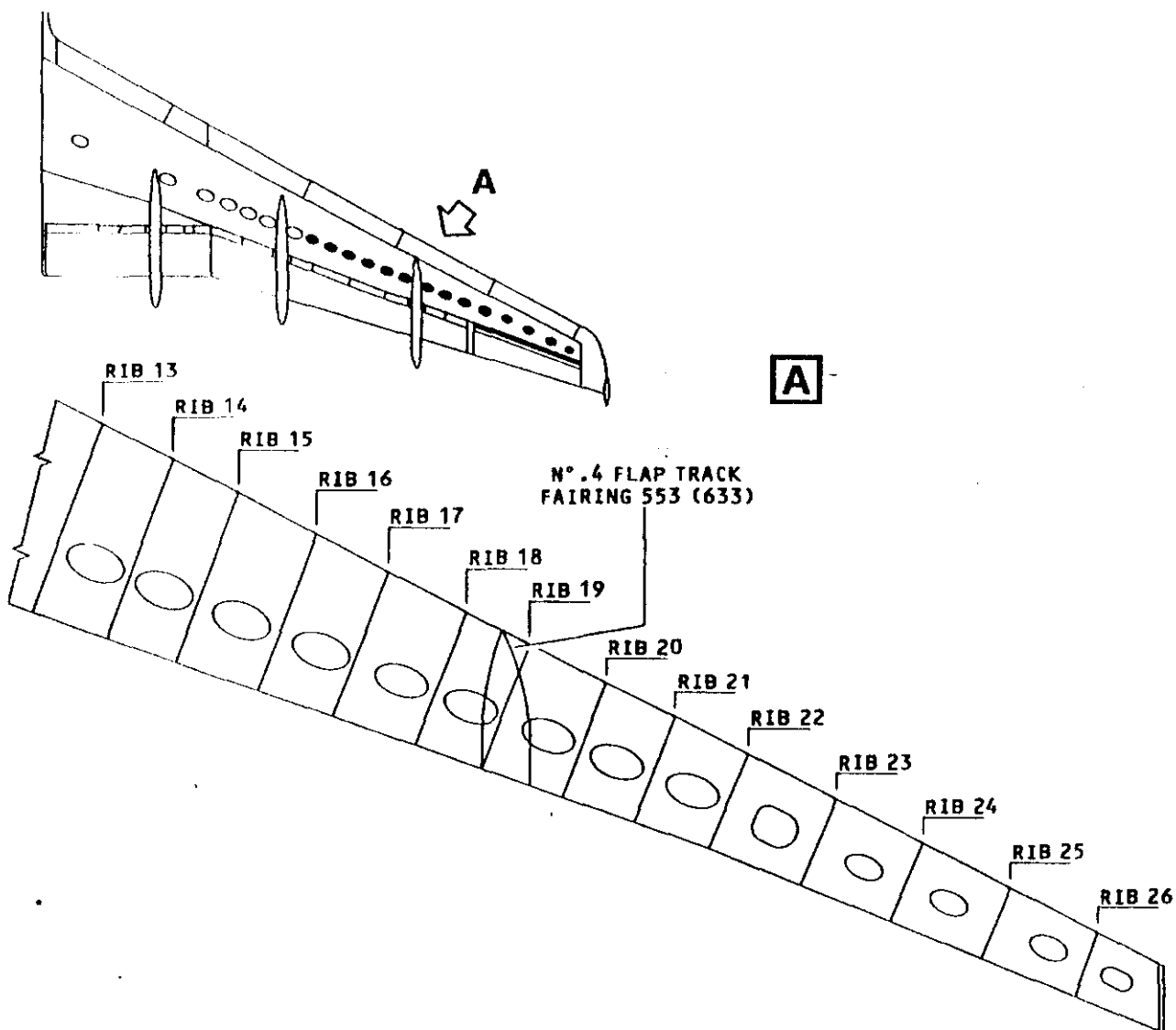
EFFECTIVITY: A319,A320

Printed in Germany

NS8 57 21 11 2 ACMD 00

R

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

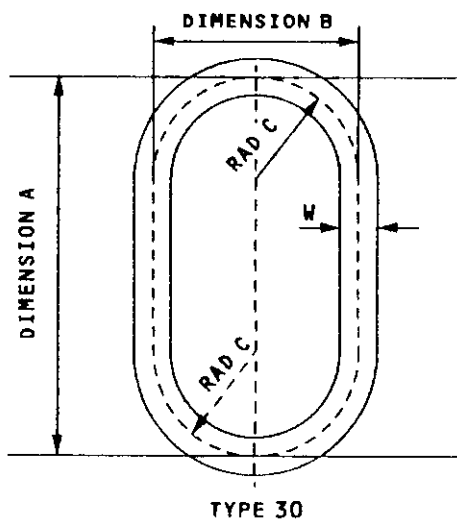
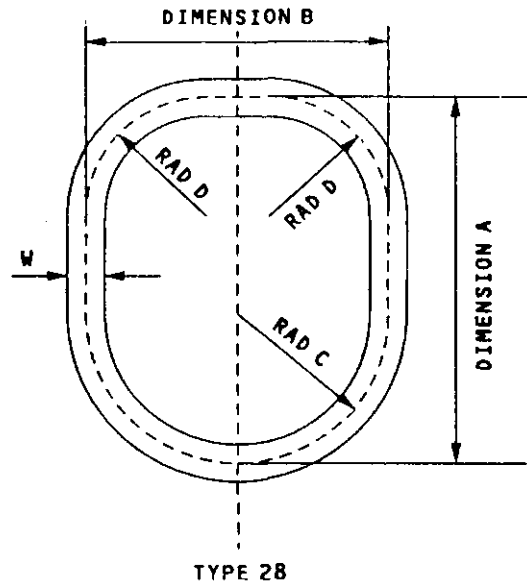
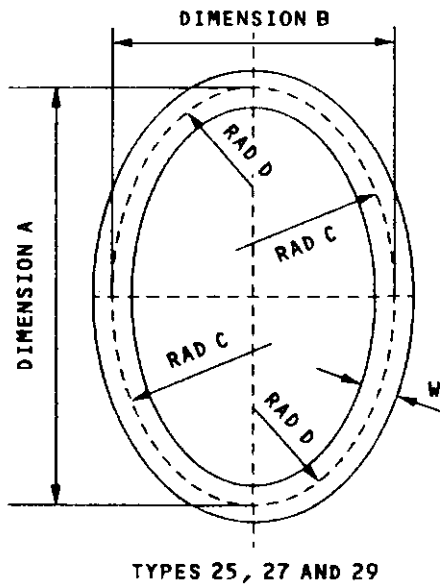


| RIB BAY          | 13 - 17  | 17 - 22 | 22 - 23 | 23 - 26 | 26 - 27 |
|------------------|----------|---------|---------|---------|---------|
| TYPE No.         | 25       | 27      | 28      | 29      | 30      |
| DIMn. A          | 416      | 385     | 320     | 280     | 230     |
| DIMn. B          | 265      | 245     | 270     | 180     | 130     |
| RAD. C           | 291.83   | 267.88  | 135     | 190     | 65      |
| RAD. D           | 98.5     | 90      | 115     | 65      | -       |
| WIDTH W          | 28       | 26      | 26      | 26      | 26      |
| FASTENER Dia.    | 5/16 in. | 1/4 in. | 1/4 in. | 1/4 in. | 1/4 in. |
| No. OF FASTENERS | 26       | 30      | 30      | 22      | 18      |

**NOTE:** DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS) WHERE APPLICABLE.

Repair to Lower Wing Skin - Bolt Holes for Loaded Access  
Panels Between Ribs 13 and 27  
Figure 202 (Sheet 3)

**57-21-11** Page 214  
Nov 01/98

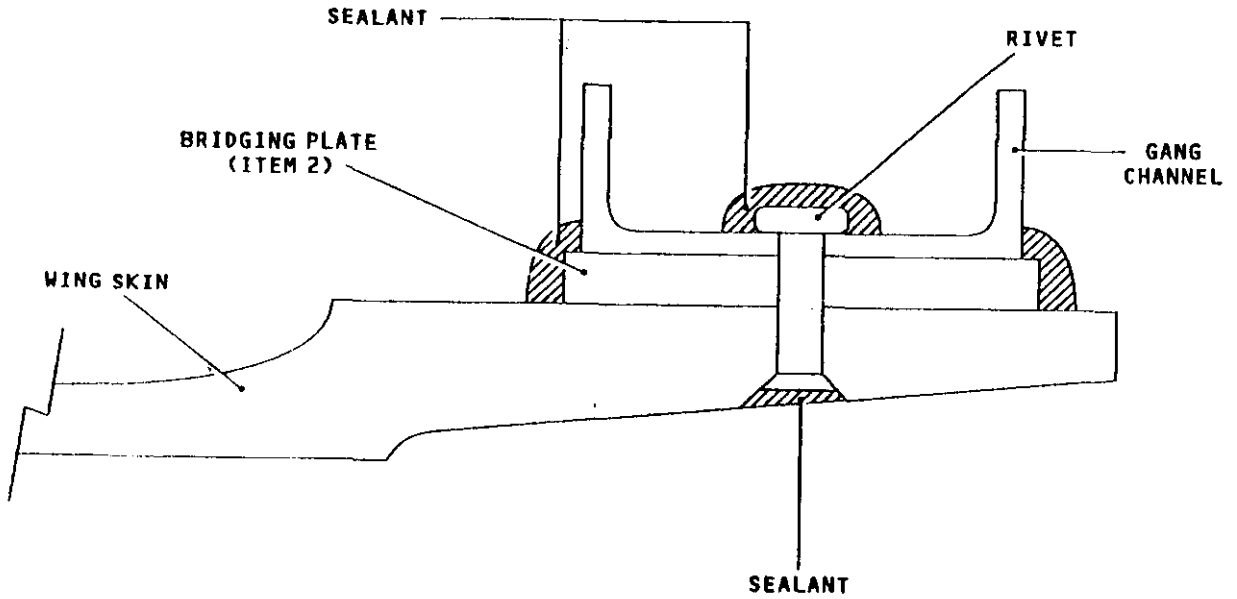


Repair to Lower Wing Skin - Bolt Holes for Loaded Access  
Panels Between Ribs 13 and 27  
Figure 202 (Sheet 4)

**57-21-11** Page 215  
Nov 01/98

EFFECTIVITY: A319,A320

Printed in Germany



NS8 57 21 11 2 ACMP 00

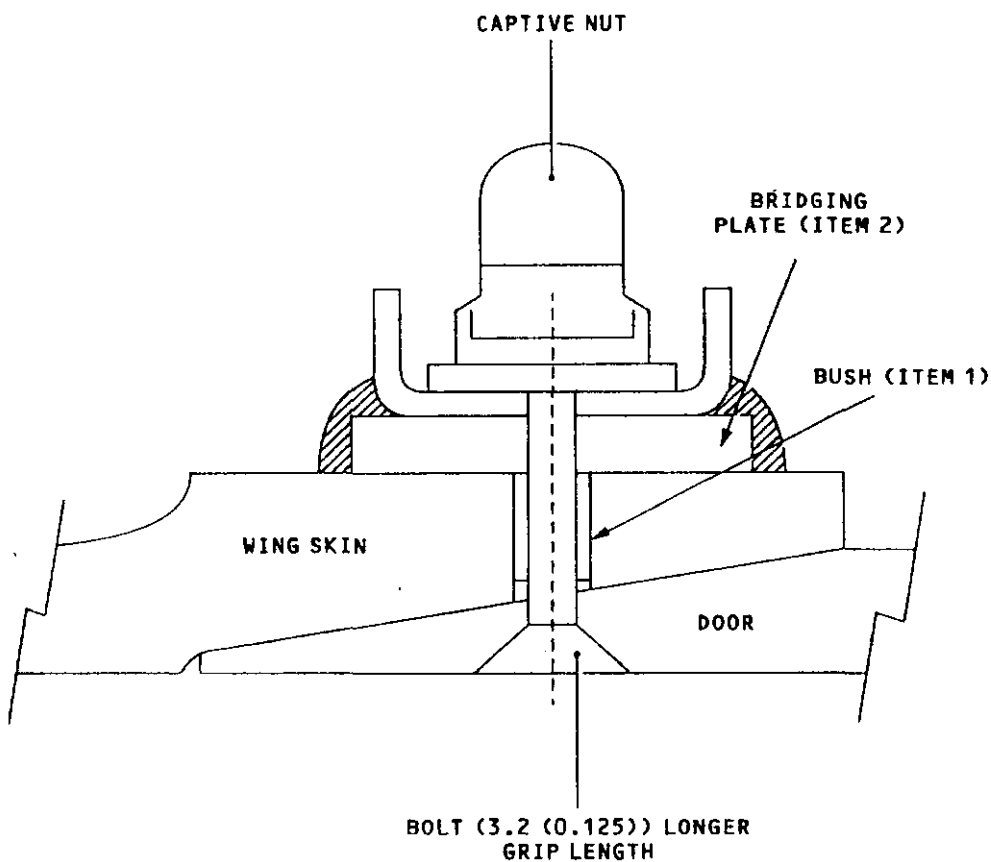
Repair to Lower Wing Skin - Bolt Holes for Loaded Access  
Panels Between Ribs 13 and 27  
Figure 202 (Sheet 5)

R

EFFECTIVITY: A319,A320

Printed in Germany

**57-21-11** Page 216  
Nov 01/98



**NOTE:** DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).

Repair to Lower Wing Skin - Bolt Holes for Loaded Access  
Panels Between Ribs 13 and 27  
Figure 202 (Sheet 6)

**57-21-11** Page 217  
Nov 01/98

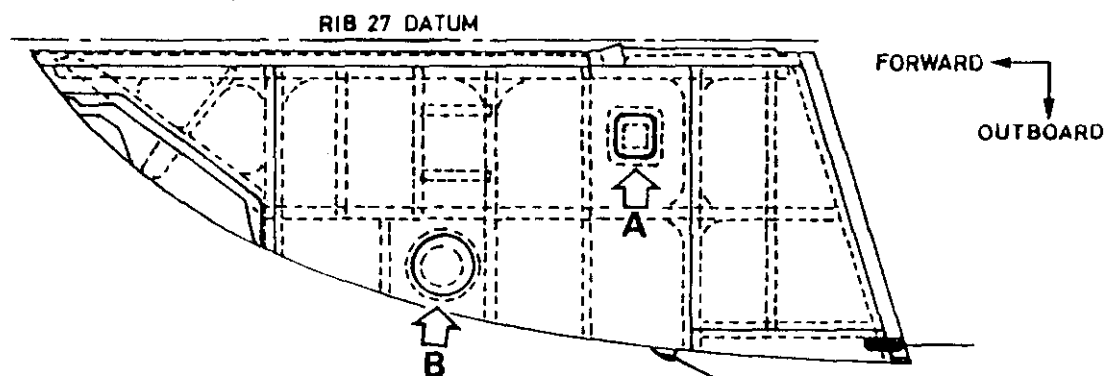
EFFECTIVITY: A319,A320

Printed In Germany

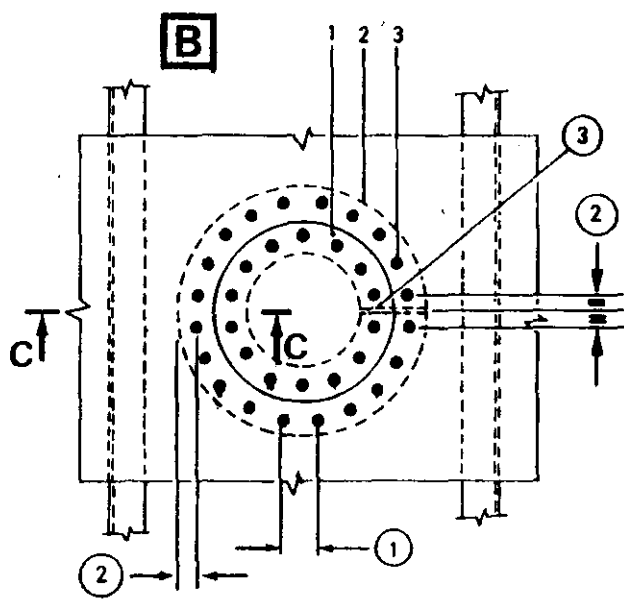
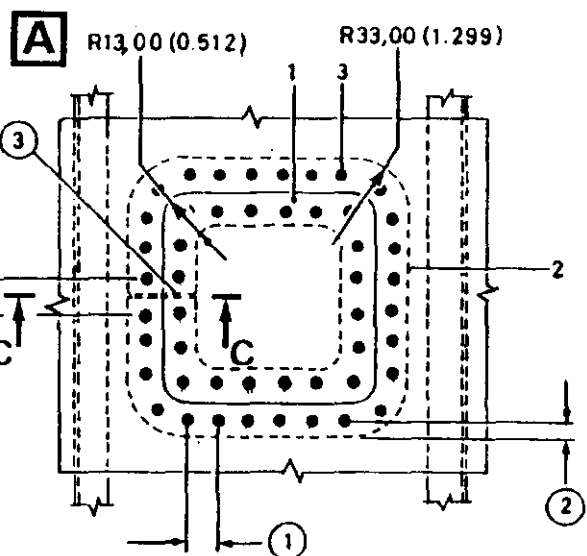
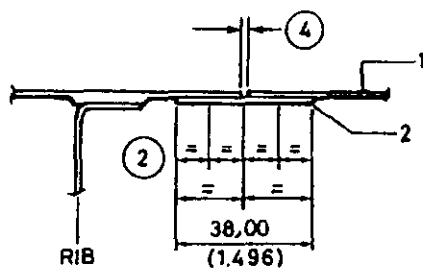
NS8 57 21 11 2 ACMU 00

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**NOTE:** DIMENSIONS IN MILLIMETERS  
(INCHES IN BRACKETS)



**SECTION C-C**

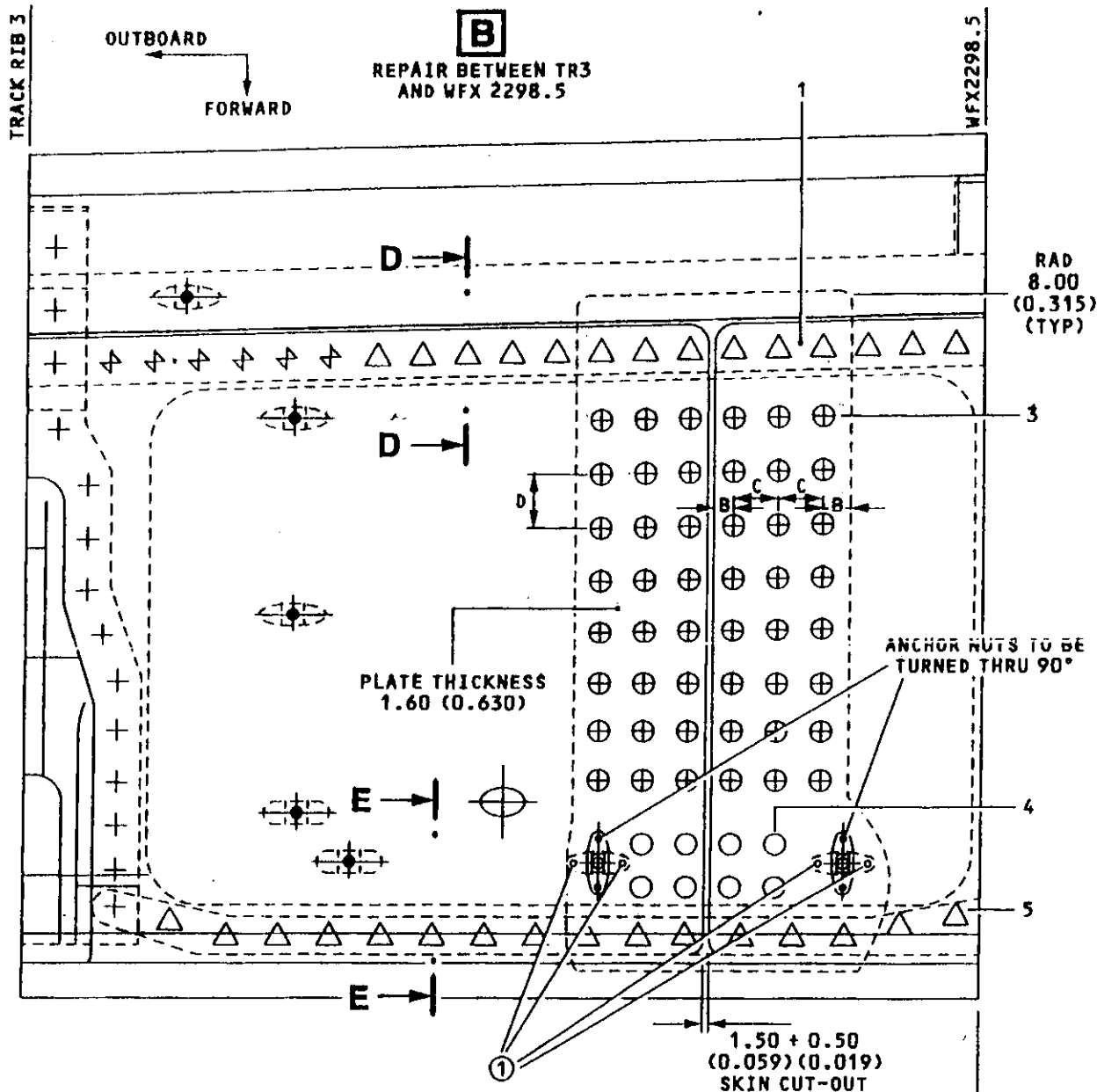


- ① RIVETS ARE TO BE AT AN EQUAL PITCH OF BETWEEN 17,00(0.669) AND 20,00(0.787)
- ② MINIMUM EDGE DISTANCE FROM THE RIVET HOLE CENTERS IS 9,00(0.354) USUAL.
- ③ THE BACKING PLATE CAN BE CUT AS SHOWN TO HELP INSTALLATION ON THE INSIDE FACE OF THE SKIN.
- ④ MAXIMUM GAP 1,00(0.039) USUAL.

Repair of a Clear Area of Skin  
Figure 201

NS8 57 31 21 2 AAMO 08

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**DIMENSIONS TABLE**

| SYMBOL | DIMENSION                                      |
|--------|------------------------------------------------|
| B      | MINIMUM 9.00 (0.354)                           |
| C      | MINIMUM 16.00 (0.630)<br>MAXIMUM 22.00 (0.866) |
| D      | MINIMUM 16.00 (0.630)<br>MAXIMUM 22.00 (0.866) |

**NOTE:** FOR SECTIONS D-D AND E-E SEE SHEET 4.  
① PLUG REDUNDANT HOLES IN BOTTOM SKIN  
WITH SOLID RIVETS DIA. 3.20 (0.125).  
DIMENSIONS IN MILLIMETERS  
(INCHES IN BRACKETS).

**FASTENER TABLE**

| SYMBOL | PART NUMBER                                                                              | ITEM No. |
|--------|------------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| ⊕      | ASNA 0080-5A<br>OR<br>NAS1921C05<br>OR<br>CR3213-5<br>OR<br>CR3223-5<br>(LENGTH TO SUIT) | 3        |
| ○      | NAS1921 C05<br>(LENGTH TO SUIT)                                                          | 4        |
| △      | ASNA 0082A<br>(LENGTH TO SUIT)                                                           | 5        |

Slat 1. Bottom Skin - Cut (made for access)  
between Track Rib 3 and WFX2298.5  
Figure 216 (Sheet 2)

**57-40-00** Page 305  
May 01/00

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

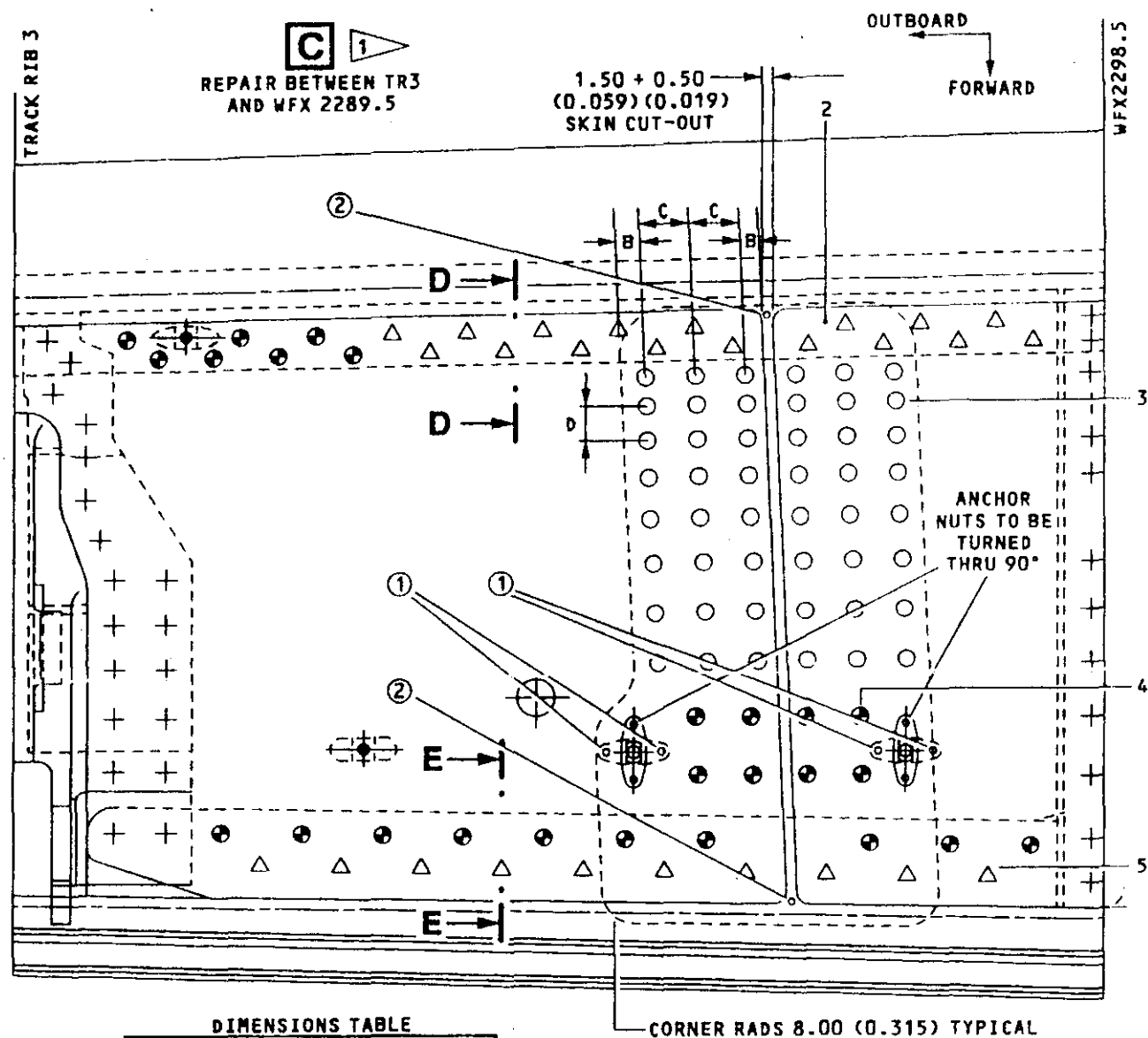
Printed In Germany

NS8 57 40 00 2 BGMF 00 0

R  
R  
R

# A319/A320/A321

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**DIMENSIONS TABLE**

| SYMBOL | DIMENSION                                      |
|--------|------------------------------------------------|
| B      | MINIMUM 9.00 (0.354)                           |
| C      | MINIMUM 16.00 (0.630)<br>MAXIMUM 22.00 (0.866) |
| D      | MINIMUM 16.00 (0.630)<br>MAXIMUM 22.00 (0.866) |

**FASTENER TABLE**

| SYMBOL | PART NUMBER                                                                               | ITEM No. |
|--------|-------------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| ○      | ASNA 0080-5A<br>OR<br>NAS1921 C05<br>OR<br>CR3213-5<br>OR<br>CR3223-5<br>(LENGTH TO SUIT) | 3        |
| ⊕      | NAS1921 C05<br>(LENGTH TO SUIT)                                                           | 4        |
| △      | ASNA 0082A-2<br>(LENGTH TO SUIT)                                                          | 5        |

**NOTE:** FOR SECTIONS D-D AND E-E SEE SHEET 4.  
DIMENSIONS IN MILLIMETERS  
(INCHES IN BRACKETS).

1 AFTER MODIFICATION 22409E0028.

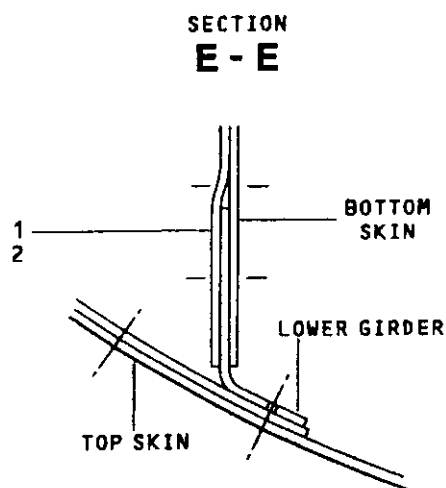
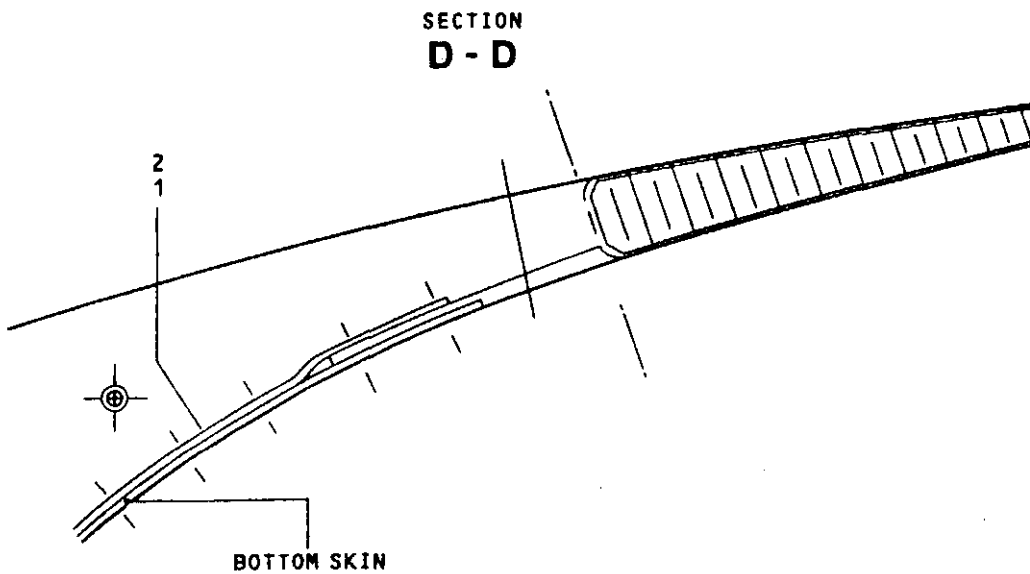
- ① PLUG REDUNDANT HOLES IN BOTTOM SKIN  
WITH SOLID RIVETS DIA. 3.20 (0.125).
- ② PLUG REDUNDANT HOLES IN TRAILING EDGE AND  
LOWER GIRDER WITH SOLID RIVET CSK HEAD.

Slat 1. Bottom Skin - Cut (made for access)  
between Track Rib 3 and WFX2298.5  
Figure 216 (Sheet 3)

**57-40-00** Page 306  
May 01/00

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

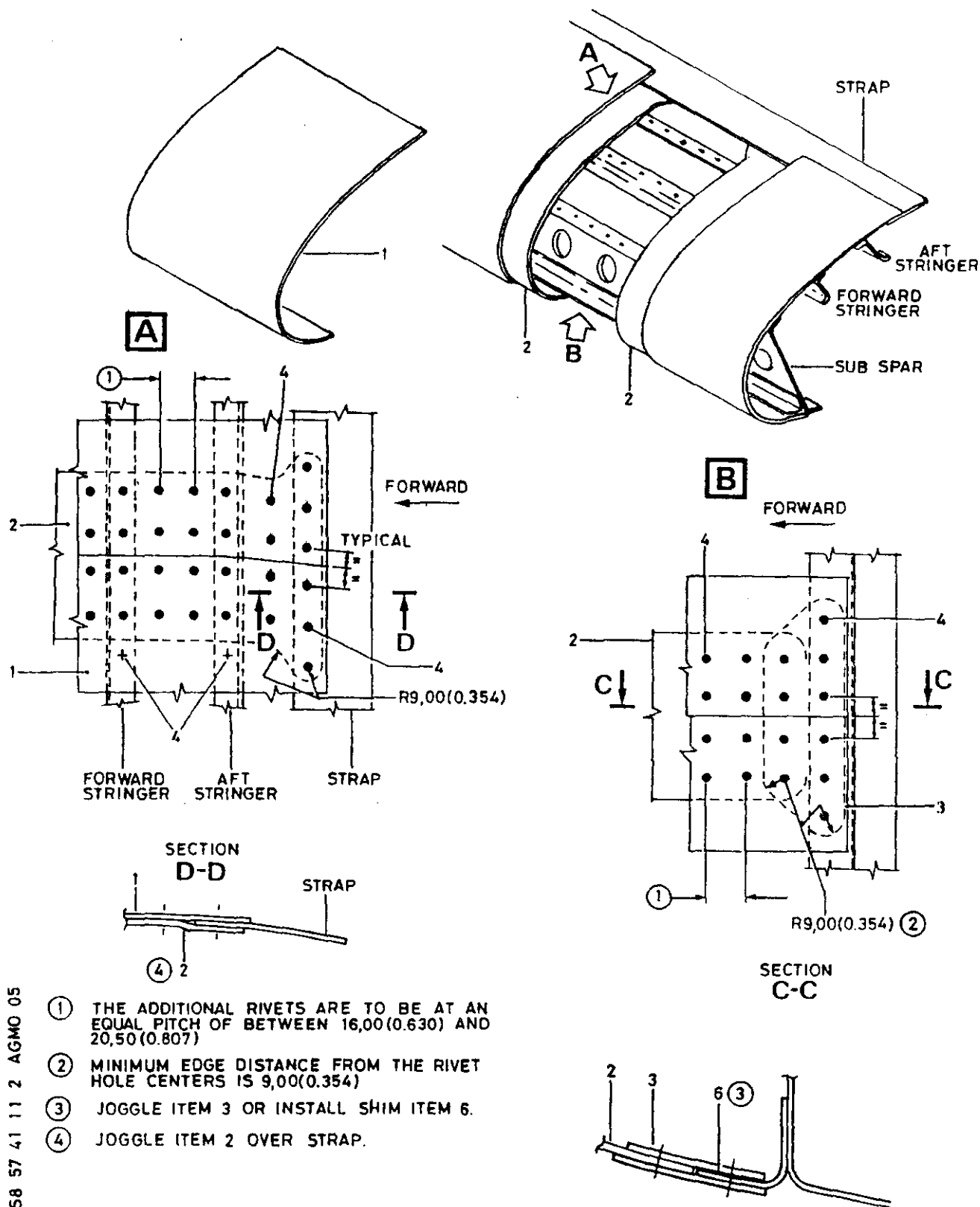
Printed in Germany



**NOTE:** FOR THICKNESS OF BACKING PLATE (1 AND 2), SEE ITEMS LIST.

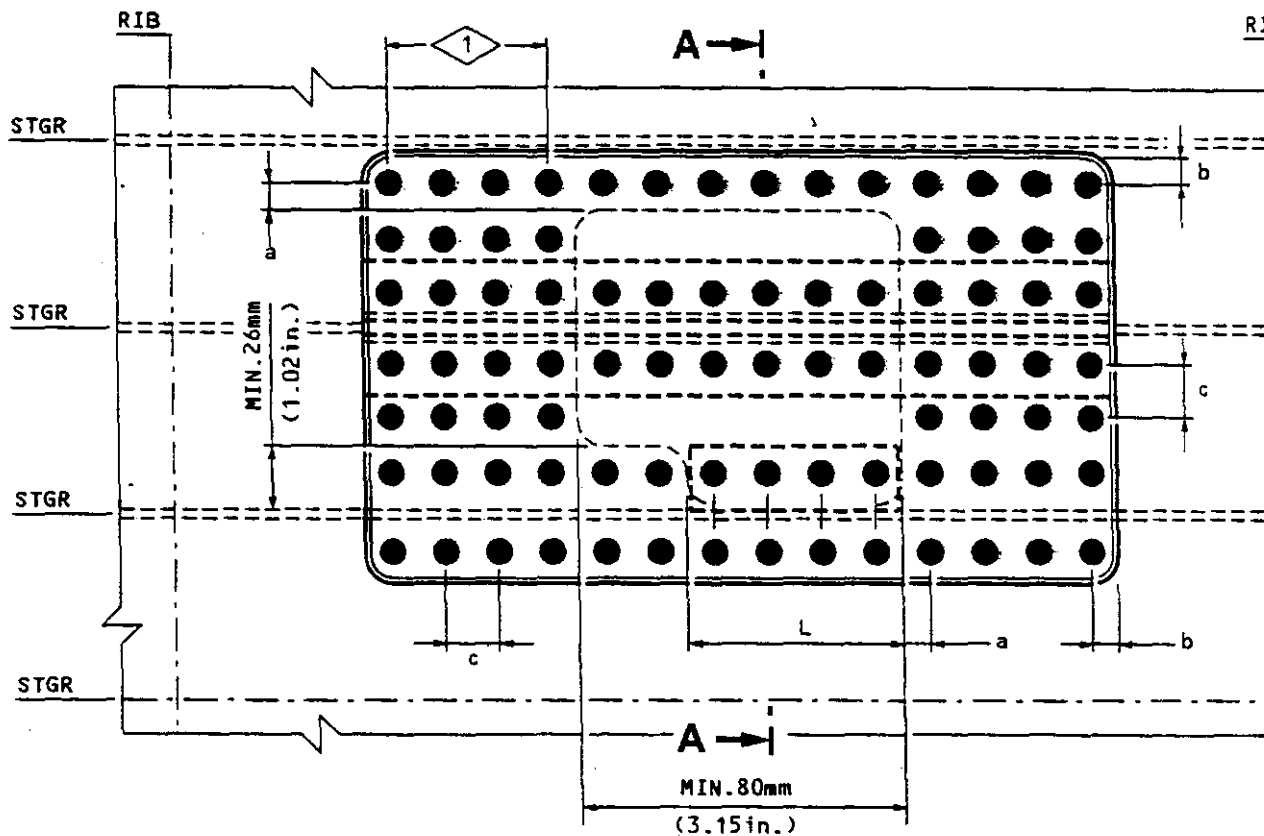
Slat 1. Bottom Skin - Cut (made for access)  
between Track Rib 3 and WFX2298.5  
Figure 216 (Sheet 4)

**57-40-00** Page 307  
May 01/00



Replacement of Part of the Skin - Scheme A  
Figure 204

# **A319/A320/A321** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

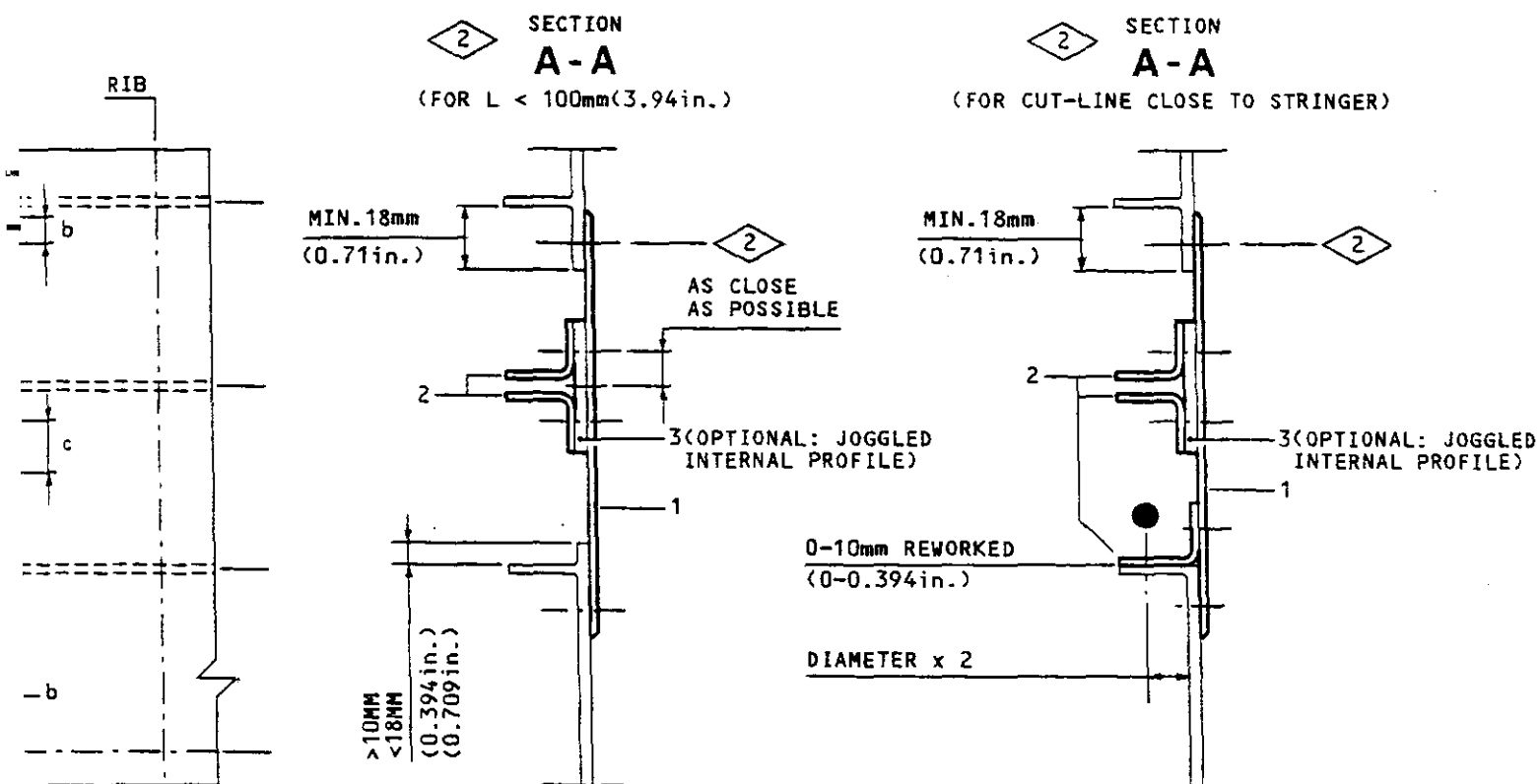


| REPAIR MATERIAL |                  |     |                                                 |                                               |
|-----------------|------------------|-----|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE     | QTY | MATERIAL REMARKS                                |                                               |
|                 |                  |     | VALID FOR OPTION A                              | VALID FOR OPTION B                            |
| 1               | EXTERNAL DOUBLER | -   | MADE FROM 3.7164.1 (Ti-6AL-4V) OR OR EQUIVALENT | MADE FROM DAN1287 (REFER TO CHAPTER 51-33-00) |
| 2               | L - PROFILE      | -   |                                                 |                                               |
| 3               | SOLID SHIM       | -   |                                                 |                                               |

| FASTENER SYMBOLS   |                                        | FASTENER DISTANCES mm (in.) |                           |                          |
|--------------------|----------------------------------------|-----------------------------|---------------------------|--------------------------|
| VALID FOR OPTION A |                                        | a                           | b                         | c                        |
| ●                  | NAS1921-05 OR MS21140-05 OR ABS0223-05 | 13 ± 1<br>(0.512 ± 0.039)   | 9 ± 1<br>(0.354 ± 0.039)  | 20 ± 5<br>(0.787 ± 0.19) |
|                    | NAS1921-06 OR MS21140-06 OR ABS0223-06 | 16 ± 1<br>(0.630 ± 0.039)   | 11 ± 1<br>(0.433 ± 0.039) | 25 ± 7<br>(0.984 ± 0.27) |
| VALID FOR OPTION B |                                        |                             |                           |                          |
| ●                  | NAS1921-05 OR MS21140-05 OR ABS0223-05 | 13 ± 1<br>(0.512 ± 0.039)   | 13 ± 1<br>(0.512 ± 0.039) | 20 ± 5<br>(0.787 ± 0.19) |
|                    | NAS1921-06 OR MS21140-06 OR ABS0223-06 | 16 ± 1<br>(0.630 ± 0.039)   | 16 ± 1<br>(0.630 ± 0.039) | 25 ± 7<br>(0.984 ± 0.27) |

NS6 57 53 00 2 BENF 02 0

Skin - Stringer - Rib Repair with External Doubler,  
Zone 3 and 4  
Figure 216 (sheet 1)



**NOTE:**

IF THE CYLINDRICAL PORTION OF THE COUNTERSUNK WOULD BE LESS THAN 0.2mm (0.008in.), USE PROTRUDING INSTEAD OF FLUSH-FASTENERS.

OPTION A: VALID FOR A319/A320 LOWER SURFACE, ZONE 3.

VALID FOR A321 LOWER SURFACE, ZONE 3 AND 4.

VALID FOR A321 UPPER SURFACE, ZONE 3.

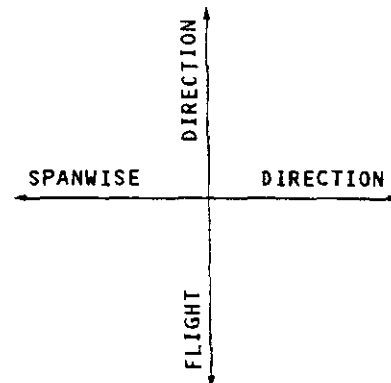
OPTION B: VALID FOR A319/A320 AND A321, ZONE 3 AND 4.

1 ZONE 3: 3 FASTENERS IN SPANWISE - DIRECTION ARE REQUIRED.  
ZONE 4: 4 FASTENERS IN SPANWISE - DIRECTION ARE REQUIRED.

2 IN GENERAL 1 FASTENER IN RIBWISE-DIRECTION IS REQUIRED. 2 FASTENERS IN RIBWISE - DIRECTION ARE REQUIRED IN THE AREAS AS SHOWN IN PAGE BLOCK 101, FIGURE 101 AND 102.

3 IN CASE OF INSTALLATION PROBLEMS THE STRINGER FLANGES OF 'L' OR 'U' SHAPED REPAIRS CAN BE REWORKED AS SHOWN.

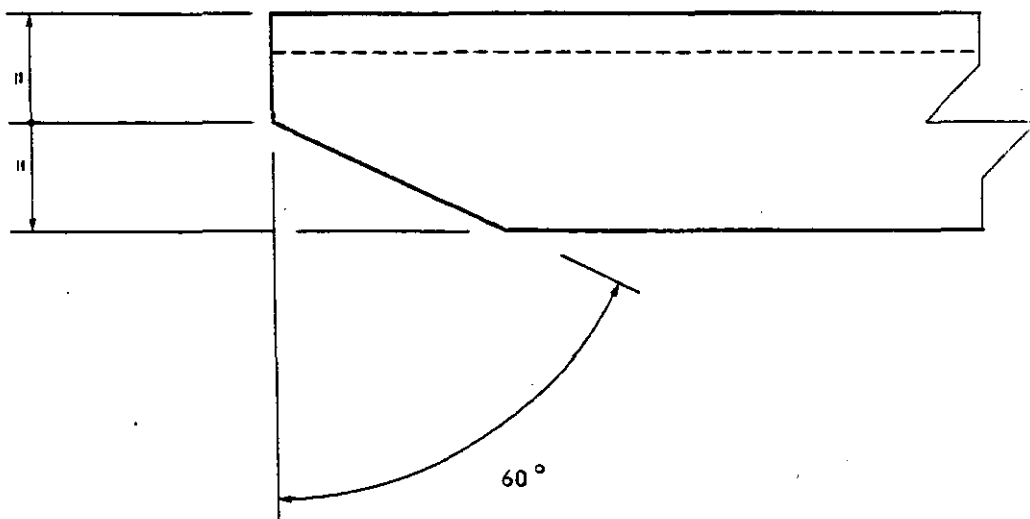
| MEAN SKIN THICKNESS<br>mm (in.) | REPAIR PARTS THICKNESS mm (in.) |             |
|---------------------------------|---------------------------------|-------------|
|                                 | OPTION A                        | OPTION B    |
| 1.5 (0.06)                      | 0.8 (0.03)                      | 1.5 (0.04)  |
| 1.75 (0.07)                     | 1.0 (0.04)                      | 1.75 (0.07) |
| 2.0 (0.08)                      | 1.2 (0.05)                      | 2.0 (0.08)  |
| 2.25 (0.09)                     | 1.2 (0.05)                      | 2.25 (0.09) |
| 2.5 (0.1)                       | -                               | 2.5 (0.1)   |
| 2.75 (0.11)                     | 1.4 (0.06)                      | 2.75 (0.11) |
| 3.0 (0.12)                      | -                               | 3.0 (0.12)  |
| 3.38 (0.13)                     | -                               | 3.38 (0.13) |



|                 |
|-----------------|
| c               |
| + 5<br>+ 0.197) |
| + 7<br>+ 0.276) |
| + 5<br>+ 0.197) |
| + 7<br>+ 0.276) |

TYPICAL REWORK OF STRINGER SUBSTITUTES.

3



NS6 57 53 00 2 BEMU 00 0

Skin - Stringer - Rib Repair with External Doubler,  
Zone 3 and 4  
Figure 216 (sheet 2)

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

Printed in Germany

**57.53.00**

Page 283/284  
Feb 01/96

NOTES:

THE THICKNESS OF THE REPAIR PARTS DEPENDS UPON THE THICKNESS OF THE ORIGINAL SKIN. REFER TO SHEET 1.

USE THE MEAN THICKNESS OF THE SKIN IN CASE OF VARYING SKIN THICKNESSES.

KEEP RIVET ROWS AS CLOSE AS POSSIBLE TO THE STRINGER LINE.

LIQUID SHIM UP TO 0.5mm (0.02in.) TO FILL STEPS AND GAPS IS PERMITTED.

CUTOUT MUST BE PARALLEL AND PERPENDICULAR TO THE STRINGERS, WHICH RESULTS IN RECTANGULAR SHAPES.

CUTOUT CORNERS SHOULD HAVE RADII OF  $R=12.0\text{mm}$  (0.49in.) THRU  $25\text{mm}$  (0.98in.).

STRINGER CUTS MUST BE PERPENDICULAR TO THE SKIN-SURFACE.

EXISTING RIVET HOLES SHOULD HAVE A MINIMUM EDGE DISTANCE (E) TO THE CUTOUT OF  $e=2$  g DIAMETER IN RIB DIRECTION AND  $e=3$  g DIAMETER IN STRINGER DIRECTION. OTHERWISE THE CUTOUT MUST BE EXTENDED TO INCLUDE THE RIVET HOLES.

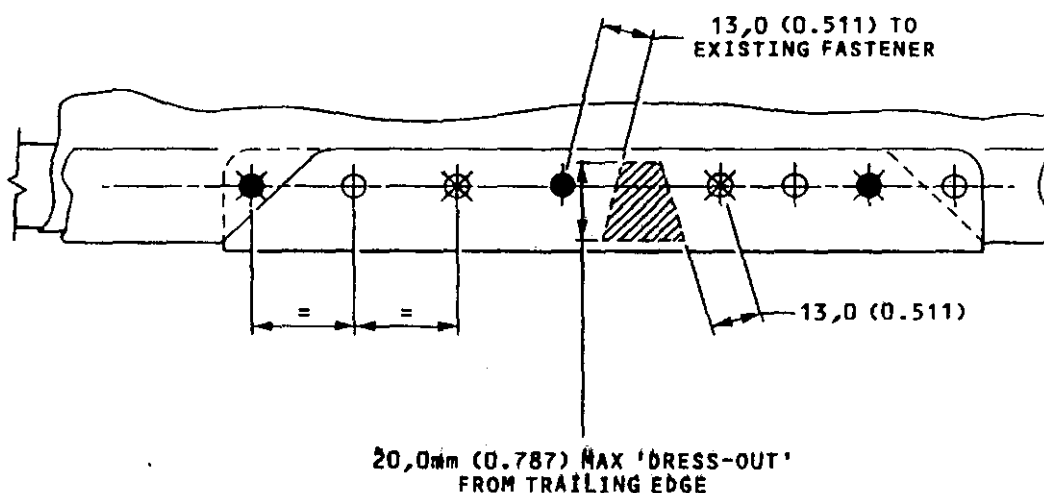
KEEP THE GAP  $\leq 1.0\text{mm}$  (0.04in.) BETWEEN CUTOUT IN THE ORIG-STRUCTURE AND THE COVER SHEET.

MAX. GAP BETWEEN STRINGER SUBSTITUTES AND STRINGER IS  $< 0.5\text{mm}$  (0.02in.).

THE HEIGHT OF THE STRINGER SUBSTITUTES SHOULD BE EQUAL TO THE EXISTING STRINGER HEIGHT WITHOUT SKIN.

REPAIR 'B'

DAMAGE BETWEEN EXISTING FASTENERS.  
MAX 'DRESS-OUT' AREA 20,0 (0.787) FROM T/E x 80,0 (3.150) WIDE.  
FOR DETAILS NOT SHOWN SEE REPAIR 'A'.



NOTE: ALL DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).

Permanent Repair to the Aileron Trailing Edge  
Figure 212 (Sheet 3)

**57-61-21** Page 274  
Nov 01/96

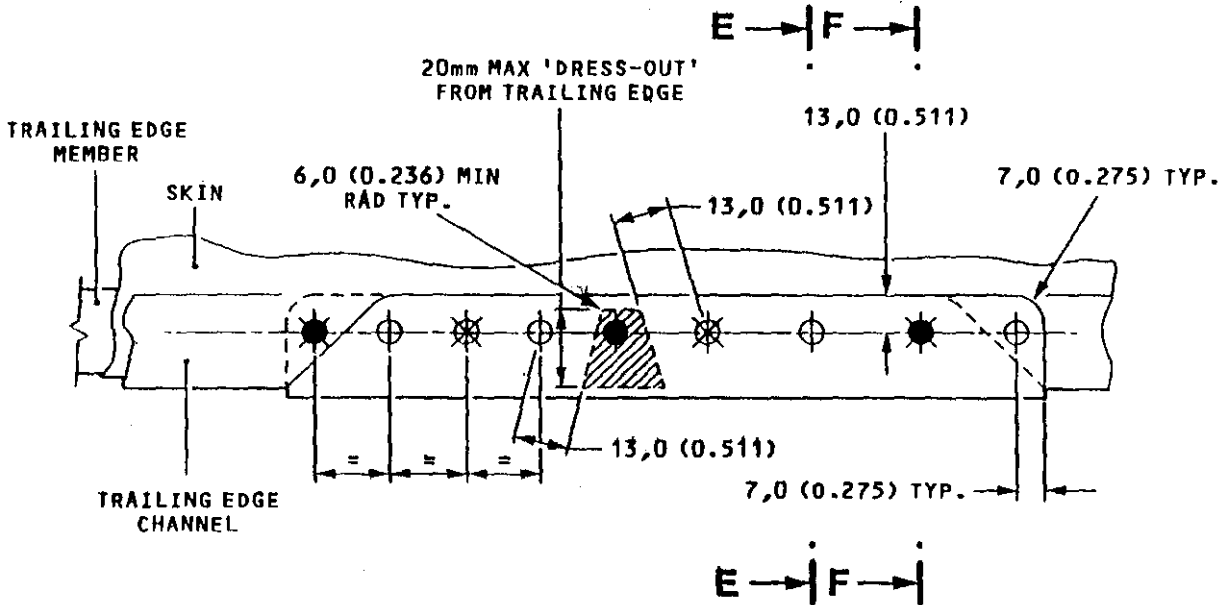
EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed In Germany

NS8 57 61 21 2 AYWG 00

REPAIR 'A'

EXISTING FASTENER WITHIN 'DRESS-OUT' AREA  
MAX 'DRESS-OUT' AREA 20,0 (0.787) FROM T/E x 80,0 (3.150) WIDE.



GENERAL GUIDANCE FOR FASTENERS:

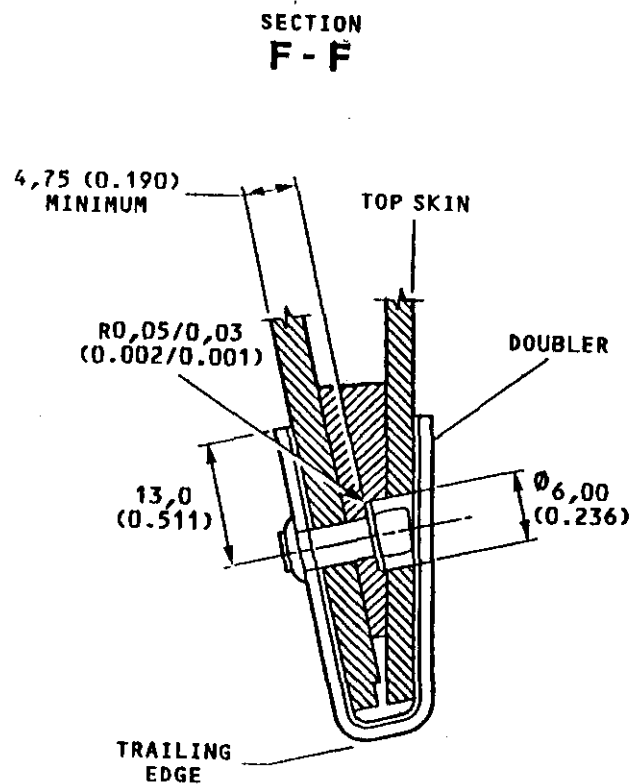
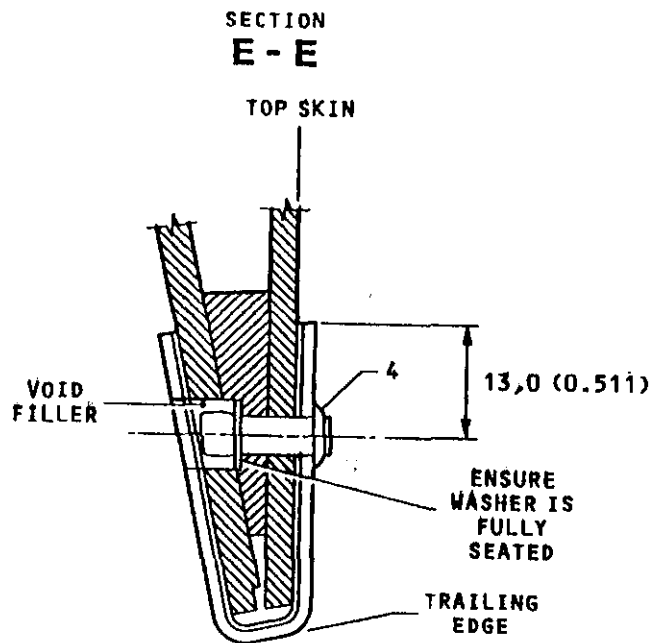
1. A MIN OF 4 FASTENER PITCHES EACH SIDE OF 'DRESS-OUT' AREA.
2. USE EXISTING FASTENER POSITIONS AS APPROPRIATE.
3. PITCHES TO BE 19,0-25,0 (0.748-0.984) AND SPACED EQUALLY BETWEEN EXISTING FASTENERS.
4. MIN EDGE DISTANCE TO 'DRESS-OUT' AREA IS 13,0 (0.511).

- EXISTING FASTENER - HEAD ON TOP SKIN
- EXISTING FASTENER - HEAD ON LOWER SKIN
- NEW FASTENER - HEAD ON TOP SKIN
- NEW FASTENER - HEAD ON LOWER SKIN

NOTE: ALL DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).  
FOR SECTIONS E-E AND F-F, SEE SHEET 4.

NS8 57 61 21 2 AYMD 00

Permanent Repair to the Aileron Trailing Edge  
Figure 212 (Sheet 2)



**NOTE:** ALL DIMNESIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).

Permanent Repair to the Aileron Trailing Edge  
Figure 212 (Sheet 4)

**57-61-21** Page 275  
Nov 01/96

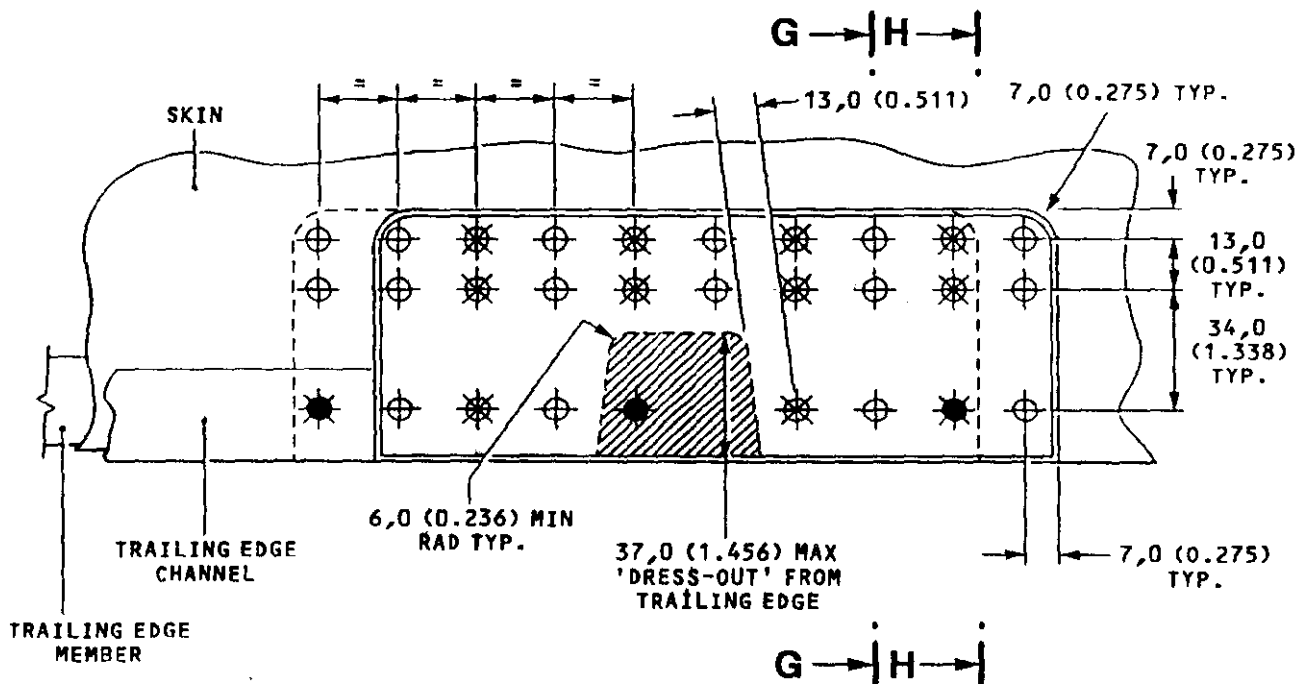
EFFECTIVITY: A319,A320,A321

Printed In Germany

NS8 57 61 21 2 AYNK 00

### REPAIR 'C'

EXISTING FASTENER WITHIN 'DRESS-OUT' AREA  
MAX 'DRESS-OUT' AREA 37mm FROM T/E x 80mm WIDE.



#### GENERAL GUIDANCE FOR FASTENERS:

1. A MIN OF 4 FASTENER PITCHES EACH SIDE OF 'DRESS-OUT' AREA.
2. USE EXISTING FASTENER POSITIONS AS APPROPRIATE.
3. PITCHES TO BE 19,0-25,0 (0.748-0.984) AND SPACED EQUALLY BETWEEN EXISTING FASTENERS.
4. MIN EDGE DISTANCE TO 'DRESS-OUT' AREA IS 13,0 (0.511).
5. ADDITIONAL FASTENERS MAY BE USED IN THE ROWS FORWARD OF 'DRESS-OUT' AREA TO MEET 19,0-25,0 (0.748-0.984) CRITERIA AS NECESSARY.

-  EXISTING FASTENER - HEAD ON TOP SKIN
-  EXISTING FASTENER - HEAD ON LOWER SKIN
-  NEW FASTENER - HEAD ON TOP SKIN
-  NEW FASTENER - HEAD ON LOWER SKIN

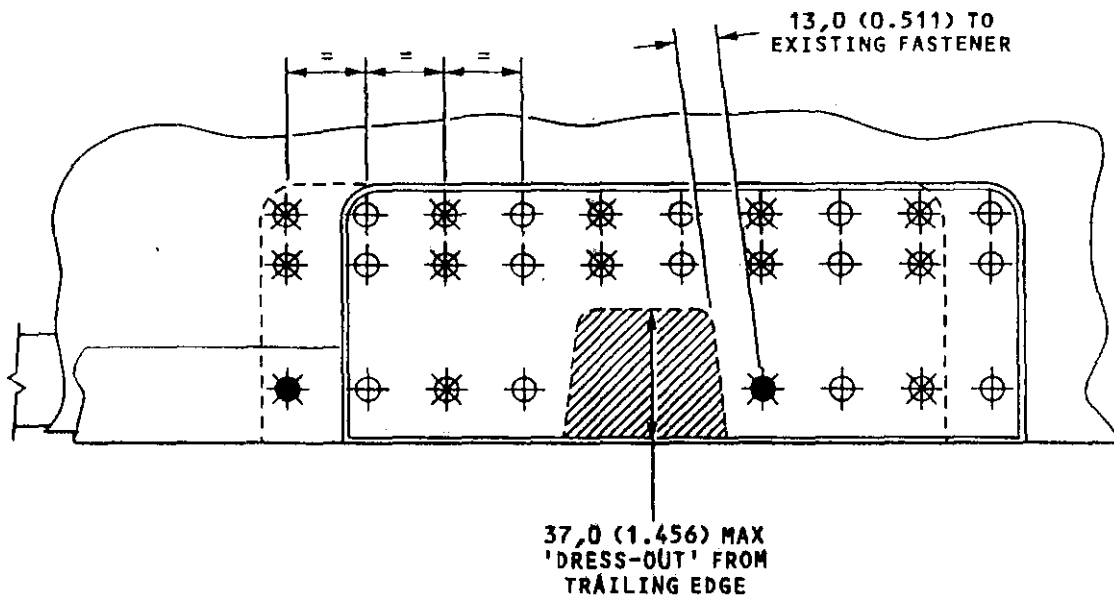
**NOTE:** ALL DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).  
FOR SECTIONS G-G AND H-H, SEE SHEET 7.

Permanent Repair to the Aileron Trailing Edge  
Figure 212 (Sheet 5)

57-61-21 Page 276  
Nov 01/96

REPAIR 'D'

DAMAGE BETWEEN EXISTING FASTENERS.  
MAX 'DRESS-OUT' AREA 37,0 (1.456) FROM  
TRAILING EDGE x 80,0 (3.149) WIDE.



**NOTE:** ALL DIMENSIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).  
FOR DETAILS NOT SHOWN, SEE REPAIR 'C' SHEET 5.

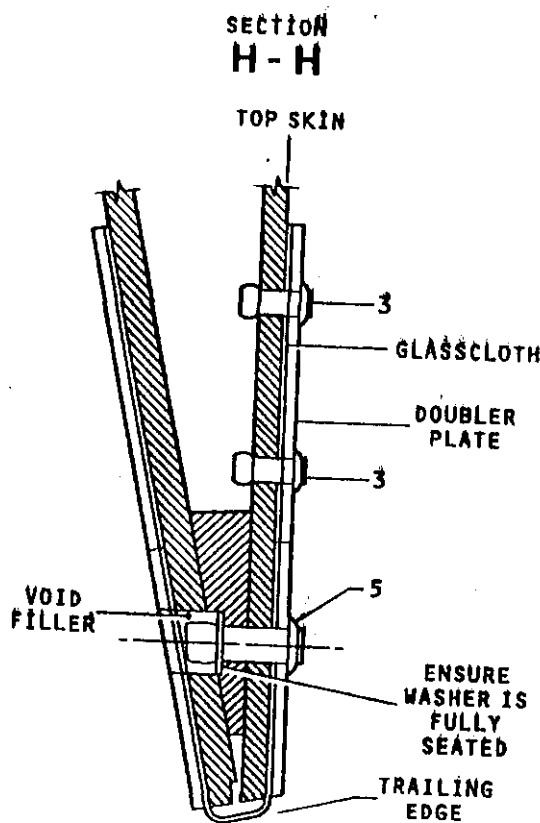
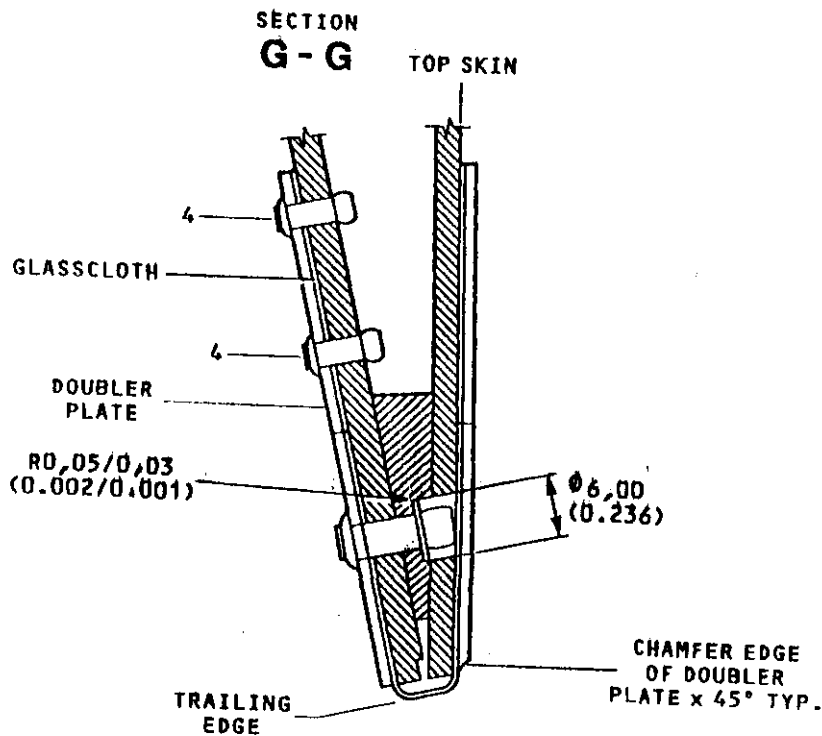
Permanent Repair to the Aileron Trailing Edge  
Figure 212 (Sheet 6)

**57-61-21** Page 277  
Nov 01/96

EFFECTIVITY: A319, A320, A321

Printed in Germany

NS8 57 61 21 2 AYHS 00



**NOTE:** ALL DIMNESIONS IN MILLIMETERS (INCHES IN BRACKETS).

Permanent Repair to the Aileron Trailing Edge  
Figure 212 (Sheet 7)

EFFECTIVITY: A319,A320,A321

**57-61-21** Page 278  
Nov 01/96

Printed in Germany

NS8 57 61 21 2 AYMW 00

# **QUYỂN II**

## **PHẦN III**

**HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG**

**TÀI LIỆU SRM-F70**

**PHÂN TÍCH MỘT SỐ PHƯƠNG ÁN ĐIỂN HÌNH**

**THIẾT KẾ SỬA CHỮA BỘ PHẬN KẾT F70**

**ĐỀ XUẤT PHƯƠNG ÁN THIẾT KẾ SỬA CHỮA**

**BỘ PHẬN KẾT CẦU F70**

## **TẬP II/F70**

*Chủ nhiệm đề tài: NGUYỄN VĂN QUÝ*



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

**A. HƯỚNG DẪN CHUNG TRA CỨU, SỬ DỤNG**  
**TÀI LIỆU SRM-F70**

**1. GIỚI THIỆU CHUNG :**

**1.1. Chỉ dẫn này của sổ tay sửa chữa cấu trúc (SRM) cho các thông tin như sau:**

1.1.1. Giới thiệu chung: Phần này cung cấp thông tin chỉ dẫn chung về sổ tay.

1.1.2. Hiệu lực: Phần này cung cấp hiệu lực của SRM

1.1.3. Bố cục của sổ tay. Phần này cung cấp:

- Trình bày chung về phần cấp chủ yếu của sổ tay.
- Liệt kê danh mục và giải thích cô đọng về các thông tin ở mỗi mức của sổ tay (những vấn đề trực diện và nội dung kỹ thuật).
- Mô tả chi tiết nội dung kỹ thuật.
- Giải thích xác định hiệu lực ở danh mục nhận dạng kết cấu.

1.1.4. Sử dụng sổ tay: Phần này cho nguyên tắc chỉ đạo cách sử dụng sổ tay thực tế.

1.1.5. Sửa đổi: Phần này giải thích về sửa đổi của sổ tay.

1.2. **Chủ yếu của sổ tay SRM** là cung cấp thông tin mô tả chung và yêu cầu hướng dẫn cụ thể sửa chữa kết cấu để duy trì tính toàn vẹn của kết cấu máy bay. Nó chứa các thông tin chung, thực tế sửa chữa chung và thông tin về vật liệu sửa chữa máy bay. Bổ sung vào sổ tay các thông tin nhận dạng kết cấu, hư hỏng kết cấu cho phép, thông tin sửa chữa cụ thể và tiêu chuẩn có thể áp dụng vào bộ phận kết cấu để bảo đảm nhất cho sửa chữa chỗ hỏng. Quy trình thực hiện trùng hợp với sửa chữa kết cấu cụ thể (ví dụ kiểm tra cân bằng máy bay) là cũng có trong sổ tay này.

Tất cả số liệu sửa chữa ở trong sổ tay này ảnh hưởng đến tính toàn vẹn kết cấu đã được chấp nhận của Người kiểm tra "Netherlands Airworthiness Authority (RLD)", hoặc cấp dưới nhà chức trách của Người kiểm tra RLD chỉ định.

1.3. **Tài liệu SRM đã được biên soạn bởi cơ quan "Hỗ trợ kỹ thuật"**, một đơn vị của cơ quan hỗ trợ sản xuất thuộc cơ quan của FOKKER (B.V. máy bay Fokker trước đây). Sổ tay này dựa trên trạng thái cấu hình tại nơi cung cấp. Các thông tin bổ sung sẽ nằm trong SRM có ý nghĩa bổ sung thêm.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**

### **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

- 1.4. **Tài liệu SRM là sổ tay bán khách hàng**, nó có nghĩa là các chương: Hướng dẫn, danh mục tham khảo chéo hiệu lực, 52 đến 55 và 57 là không khách hàng. Tất cả các nhà khai thác chấp nhận cơ quan đã duyệt SRM một sổ tay tương tự. Bổ sung thêm có thể bao gồm ngoài danh mục nhận dạng kết cấu và số liệu sửa chữa, tuy nhiên là được khách hàng hoá.
- 1.5. **Sổ tay SRM là được biên soạn phù hợp với tiêu chuẩn 100** của Hiệp hội Hàng không Mỹ. Tiêu chuẩn này được xem xét nhiều hơn như ATA 100 (Bạn có thể tham khảo hệ thống ký hiệu ATA 100 ở cuối Quyển I).
- 1.6. **Đối với một vài đề mục kết cấu, điều kiện đi theo có thể áp dụng:**
- Quy trình sửa chữa chung ở chương 51 là không thể áp dụng.
  - Không có quy trình sửa chữa cụ thể ở chương 51 đến 55 và 57.
  - Không thể có sẵn bổ sung.

Nói chung kết cấu hoặc đề mục kết cấu vẫn thường có thể sửa. Trong trường hợp Fokker làm phong phú bằng phát triển sơ đồ sửa chữa cụ thể hoặc xác định đề xuất sửa chữa của nhà khai thác đưa ra và/ hoặc ban hành bổ sung.

- 1.7. **Mọi nhận xét và yêu cầu** thay đổi hoặc hoàn thiện sổ tay hoặc mọi yêu cầu bổ sung gửi về cho công ty Fokker.

## **2. HIỆU LỰC.**

Quy trình chung, giới hạn hư hỏng cho phép, giới hạn hư hỏng có thể sửa chữa, sửa chữa và thông tin nhận dạng kết cấu ở sổ tay này chỉ có thể áp dụng vào máy bay và thành phần của nó, hoặc máy bay cùng loạt sản xuất (cùng seri) có liệt kê ở danh mục đối chiếu chéo (cross) hiệu lực.

## **3. BỐ CỤC CỦA SỔ TAY.**

### **3.1. Sổ tay SRM được tổ chức thành:**

- Vấn đề trước tiên (gồm có chỉ dẫn) đối với toàn bộ sổ tay.
- Chương gồm các vấn đề trước tiên của bản thân nó và nội dung kỹ thuật.
- Bổ sung các vấn đề trước tiên của bản thân nó và nội dung kỹ thuật.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

### **3.2. Hệ thống đánh số.**

3.2.1. **Hệ thống đánh số của SRM** sử dụng kết hợp sáu số chia thành ba nhóm số, mỗi nhóm số có hai chữ số. nhóm số thứ nhất chỉ chương/chapter, nhóm số thứ hai chỉ phần/section, nhóm số thứ ba chỉ mục/subject. Cả hai số của nhóm thứ nhất và số thứ nhất của nhóm số thứ hai là được thiết kế bởi ATA 100. Số thứ hai của nhóm thứ hai và cả nhóm số thứ ba là được thiết kế bởi Fokker.

Ví dụ:

|                                        |          |
|----------------------------------------|----------|
| Fuselage General:                      | 53-00-00 |
| Forward Fuselage General :             | 53-10-00 |
| Side Panels Under Window :             | 53-13-00 |
| Side Panels Under Window Skin/Plactes: | 53-13-01 |

### **3.2.2. Nội dung các chương là:**

**Chapter 51 - Standard Practices and Structures - General**  
**Chapter 52 - Doors**  
**Chapter 53 - Fuselage**  
**Chapter 54 - Nacelles/Pylons**  
**Chapter 55 - Stabilizers**  
**Chapter 57 - Wings**

3.2.3. **Nội dung phần/section là đánh số từ trước tới sau và từ trái qua phải**, với chú ý đến hướng bay của máy bay.

Ví dụ:

|                               |          |
|-------------------------------|----------|
| Forward Fuselage General      | 53-10-00 |
| Fuselage Tail Section general | 53-70-00 |
| LH Side Fuselage Section 1    | 52-22-00 |
| RH Side Fuselage Section 1    | 53-23-00 |

### **3.2.4. Đánh số tiêu chuẩn cho các mục/Subjects là như sau:**

|                 |                             |
|-----------------|-----------------------------|
| <b>XX-XX-01</b> | <b>Skin/Plates</b>          |
| <b>XX-XX-02</b> | <b>Structure (Complete)</b> |
| <b>XX-XX-03</b> | <b>Stringers</b>            |
| <b>XX-XX-04</b> | <b>Stringer Attachments</b> |
| <b>XX-XX-05</b> | <b>Intercostals</b>         |
| <b>XX-XX-06</b> | <b>Torsion Box</b>          |
| <b>XX-XX-07</b> | <b>Beans and Logerons</b>   |
| <b>XX-XX-08</b> | <b>Frames</b>               |

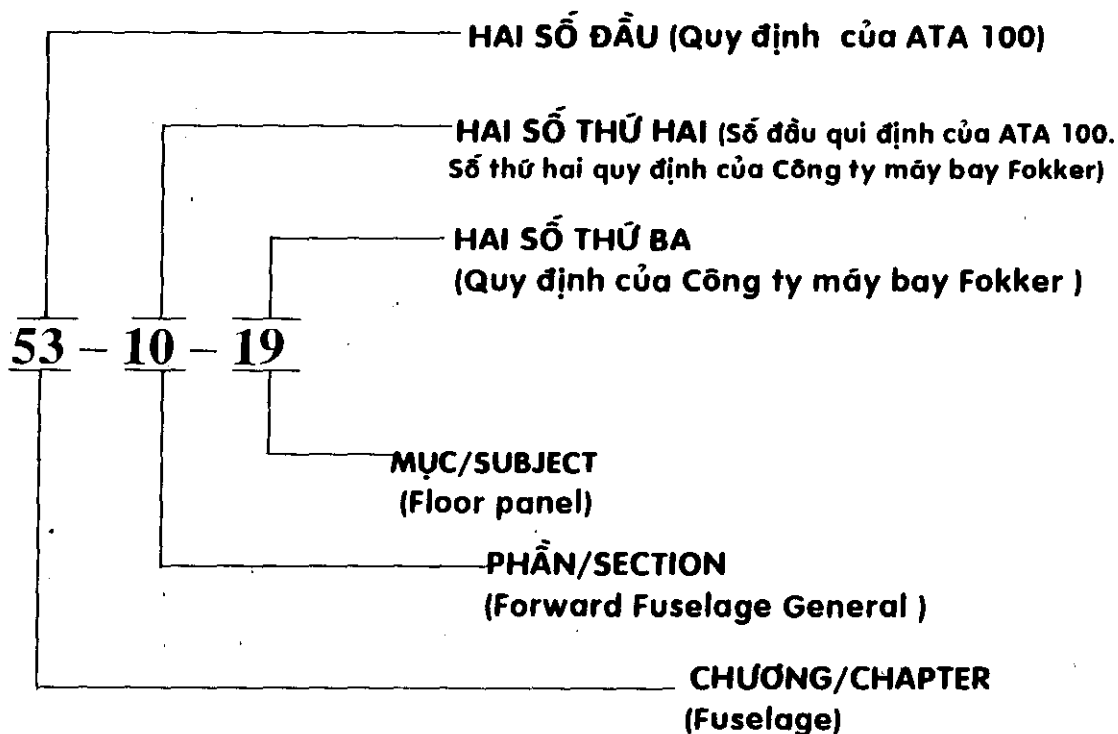


**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

|          |                                               |
|----------|-----------------------------------------------|
| XX-XX-09 | Ribs                                          |
| XX-XX-10 | Floor Beams (including crash beam)            |
| XX-XX-11 | Spars (including intermediate and false spar) |
| XX-XX-12 | Axiliary Spars                                |
| XX-XX-13 | Doors Surround Structure                      |
| XX-XX-14 | Window Surround Structure                     |
| XX-XX-15 | Post and Girders                              |
| XX-XX-16 | Brackets and Fittings                         |
| XX-XX-17 | Seat Tracks                                   |
| XX-XX-18 | Auxiliary Structure                           |
| XX-XX-19 | Floor Panels                                  |
| XX-XX-20 | Cargo Compartment Structure                   |
| XX-XX-21 | Access Provisions                             |
| XX-XX-22 | Composite Structure                           |

**Chú ý:** Số mục được thiết kế hiện có xuyên suốt từ chương 52 đến 55 và 57. Mỗi phân tách rời (Breakdown) sẽ chỉ sử dụng số mục có thể áp dụng đối với đề mục kết cấu trong phần đó. Ở đây ý nghĩa có thể là không có tất cả số mục yêu cầu trong mỗi nhóm số/phần (element/section).

Ký hiệu chương/phần/mục điển hình (chapter/Section/Subject)  
giống như ví dụ sau :





## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**

### **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

#### **3.3. Dấu chấm trong đơn vị đo chiều dài và trọng lượng.**

3.3.1. Trong phát hành này phần thập phân chỉ bằng dấu phẩy “,” trong đơn vị đo hệ mét (SI) về trọng lượng và đo chiều dài và bằng dấu chấm “.” trong đơn vị đo Anh-Mỹ

#### **3.4. Nội dung kỹ thuật trong chương.**

##### **3.4.1. Chương 51.**

3.4.1.1. Chương 51 cung cấp thông tin ở các mục là chung cho toàn bộ SRM, và đối với toàn bộ kết cấu của máy bay. Chương sắp xếp để hữu ích nhất cho phép của số liệu chung.

3.4.1.2. Chương 51 miêu tả thực tế sửa chữa chung, vật liệu và loại sửa chữa điển hình nó có thể áp dụng xuyên suốt ở các chương tiếp theo của sổ tay. Nó cũng bao gồm số liệu cho kiểm tra cân bằng máy bay, độ phẳng nhẵn khí động học và cân bằng bề mặt điều khiển bay.

3.4.1.3. Chương 51 bao gồm các phần sau:

|              |                                                 |
|--------------|-------------------------------------------------|
| <b>51-00</b> | <b>General</b>                                  |
| <b>51-10</b> | <b>Investigation and Aerodynamic Smoothness</b> |
| <b>51-20</b> | <b>Processes</b>                                |
| <b>51-30</b> | <b>Structural Materials</b>                     |
| <b>51-40</b> | <b>Fasteners</b>                                |
| <b>51-50</b> | <b>Alignment Procedures</b>                     |
| <b>51-60</b> | <b>Balancing</b>                                |
| <b>51-70</b> | <b>Repairs</b>                                  |

##### **3.4.2. Chương 52 đến 55 và 57.**

3.4.2.1. Chương 52 đến 55 và 57 cung cấp như sau:

- Thông tin nhận biết kết cấu (khối trang 1)
- Thông tin hư hỏng có thể cho phép (khối trang 201)
- Thông tin sửa chữa (khối trang 201)

##### **3.4.3. Nội dung của khối trang (chương 52 đến 55 và 57).**

3.4.3.1. Chỉ dẫn và phân tách chương (hình vẽ)  
(khối trang 1)



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

- 3.4.3.2. Thông tin hư hỏng cho phép (khối trang 101); thông tin hư hỏng cho phép là bổ sung ở các loại khác nhau của hư hỏng ở chỗ cụ thể. Thông tin này hiện có ở dạng bảng được hỗ trợ bằng hình vẽ và sơ đồ.
- 3.4.3.3. Thông tin sửa chữa (khối trang 201)
- 3.4.3.3.1. Thông tin sửa chữa hiện có ở dạng hình vẽ và hỗ trợ bằng văn bản.
- 3.4.3.3.2. Mỗi sửa chữa có nội dung riêng, tuy vậy có thể tham khảo thông tin chủ yếu cho ở phần khác của sổ tay. Sửa chữa đối với đề mục kết cấu có nội dung riêng là gộp lại với nhau dưới đầu đề chính của đề mục và nhận biết tại mức chương-phần.
- 3.4.3.4. Thông tin nhận biết kết cấu (khối trang 1)
- 3.4.3.4.1. Điểm chủ yếu ở mỗi chi tiết quan trọng của kết cấu máy bay được nhận biết bằng hình vẽ và danh mục vật liệu, tuy rằng nội dung có thể không có địa chỉ cho tất cả các cấu hình. Cấu hình khác nhau có thể nhận biết chúng bởi:
- a) Sự thay đổi kết cấu nhỏ: chi tiết khác nhau ở vị trí giống nhau, nhưng lắp đặt ở máy bay khác nhau, có số đề mục giống nhau ở danh mục. Cấu hình thứ hai, thứ ba nhận dạng bởi mã chữ đi theo số đề mục, nhưng tất cả có hình giống nhau. Nhận biết thiết kế hiệu lực ở chi tiết nào của máy bay là được lắp đặt, đối với mỗi đề mục.

**Ví dụ:**

|       |                      |        |
|-------|----------------------|--------|
| 030   | PROFILE              | 001024 |
| 0303A | PROFILE CASTELLATION | 025096 |
| 030B  | FRAME                | 097999 |

- b) Thay đổi kết cấu chủ yếu: bộ phận lắp khác nhau được tạo nên một hình vẽ mới. Cấu hình thứ hai, thứ ba có số hình giống nhau nhưng đi theo mã chữ. Nhận dạng thiết kế hiệu lực mà cấu hình là có thể áp dụng cho máy bay nào.

**Ví dụ:**

|         |                         |        |
|---------|-------------------------|--------|
| FIG. 01 | FUSILAGE SECTION 2 – RH |        |
| 020     | FRAME                   | 001096 |
| FIG. 01 | FUSILAGE SECTION 2 – RH |        |
| 020     | FRAME                   | 097999 |



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**

### **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

3.4.3.4.2. Hình vẽ chỉ chi tiết được lựa chọn để nhận biết cùng kích thước hoặc nhìn ở hình chiếu phẳng. Chi tiết cho thấy chỉ ra bởi số mục theo thứ tự nối tiếp. Khi chi tiết đánh số cũ (RH) là hình ảnh phản chiếu của ngay chi tiết đánh số (LH), thì chi tiết đánh số cũ là không có hình vẽ. Trong mỗi hình vẽ số bản vẽ Fokker cơ sở cho ở góc trên RH (chỉ để tham khảo).

3.4.3.4.3. Danh mục vật liệu.

a) Nhận biết danh mục vật liệu, các đề mục đặt tên, kích cỡ, vật liệu, và hiệu lực mục cung cấp.

b) Tính năng kỹ thuật của vật liệu cho ở mã số vật liệu Fokker hoặc mã số vật liệu người bán.

**Xem 51-30-01 để biết tính năng vật liệu và thay thế.**

c) Thiết kế hiệu lực.

- Kết cấu khác nhau giữa các máy bay cùng loại (được hợp nhất thành sản phẩm hoặc có hiệu lực về trước) là thể hiện cho phép nhà khai thác nhận biết vật liệu và các thành phần ở máy bay cụ thể bất kỳ trong đội máy bay. Chỉ thị ở đây bởi ý nghĩa của thiết kế hiệu lực, ở cột "EFFECT".
- Thông tin có thể áp dụng đối với tất cả máy bay sẽ không có thiết kế hiệu lực. Số cùng loạt sản xuất máy bay là sử dụng kết hợp số mã hiệu lực để thiết lập thiết kế hiệu lực cho danh mục vật liệu. Số mã hiệu lực là được liệt kê ở danh mục đối chiếu chéo (cross) ở chỉ dẫn của SRM.

## **4. SỬ DỤNG SỐ TAY.**

### **4.1. Nhận dạng.**

4.1.1. Nhận dạng chi tiết hư hỏng/bộ phận sử dụng mục lục cho chương 52 đến 55 và 57:

4.1.1.1. Nhận biết thành phần kết cấu chính và các chương tương ứng của nó.

*Ví dụ:* Fuselage – Chương 53-00-00

4.1.1.2. Nhận biết phần/Section của thành phần kết cấu chính.

*Ví dụ:*

Forward Fuselage Side Panel Under Window – 53-13-00

4.1.1.3. Nhận biết mục kết cấu/Subject để áp dụng vào chỗ sửa chữa.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

*Ví dụ:* Side Panels Under Window, Skin/Plates-53-13-01  
4.1.1.4. Nhận biết đặc điểm đề mục.

**CHÚ Ý:** PHẢI ĐẢM BẢO RẰNG VIỆC LỰA CHỌN ĐỀ MỤC/HÌNH LÀ ĐÚNG, CÓ THỂ ÁP DỤNG VÀO CẤU HÌNH MÁY BAY CỦA BẠN. TRONG TRƯỜNG HỢP THIẾT KẾ HIỆU LỰC LÀ ĐÃ CHO VÀ SỐ SERI MÁY BAY CỦA BẠN KHÔNG CÓ LIỆT KÊ TRONG SRM. XEM Ở PHẦN ĐOẠN 3.E.(3).(D).

### **1) Kim loại/metal.**

**Tìm mục cần từ danh mục vật liệu ở nhận biết cấu trúc, khối trang 1.**

*Ví dụ:* Side Panel Under Window, Skin/Plates,  
53-13-00, Fig.01,  
Item 170 sheet 5.322/9 1,0 mmm

## **4.2. Đánh giá hư hỏng.**

### **4.2.1. Kiểm tra hư hỏng và nhận biết chi tiết bị hư hỏng.**

**Xem 51-10-01 tương ứng mục 4.a. của chương này.**

### **4.2.2. Đánh giá hư hỏng. Xem 51-10-02 và 51-10-03.**

4.2.2.1. **Phần kim loại:** Đánh giá hư hỏng kết cấu và so sánh nó với thông tin hư hỏng cho phép ở **khối trang 101** hoặc bổ sung (nếu có thể). Chú ý rằng, phụ thuộc vào phát triển của hư hỏng, hư hỏng sẽ được đánh giá tại mức chương, phần. (xem 3.E ở trên).

4.2.3. **Trong trường hợp SRM**, hoặc tài liệu được chấp nhận bất kỳ khác, không cung cấp hư hỏng cho phép và/hoặc giới hạn sửa chữa cho phép, cơ quan hỗ trợ kỹ thuật Fokker có thể tiếp xúc với người giúp việc. Đó là đề nghị cho hình vẽ (s) và trình bày, cũng như làm rõ có thể, hư hỏng tìm thấy, bao gồm cả hư hỏng kết cấu tiếp giáp và bên cạnh chỗ sửa chữa tiếp giáp hoặc cải tiến. Tình trạng của chi tiết kết cấu này bị ảnh hưởng, loại hư hỏng và cách bố trí của nó (rách, vết lõm, v.v...) ở chi tiết bị ảnh hưởng. Sử dụng hình vẽ ở SRM hoặc tự làm phác thảo chi rõ WS, BL, frame, vị trí và/hoặc số xà nẹp để nhận biết chỗ bị ảnh hưởng và kích thước chỗ hỏng tới nó.

### **4.2.4. Khi hư hỏng được đánh giá, giải quyết nếu hư hỏng.**

- Là có thể cho phép hoặc yêu cầu tiến hành chỉnh sửa nhỏ.
- Là sửa chữa có thể (tiêu chuẩn, cụ thể, hoặc sửa chữa lớn)
- Yêu cầu thay thế.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-F70**

### **4.3. Khi chi tiết kết cấu sắp xếp theo thứ tự thì thông tin sau đây phải cho.**

#### **4.3.1. Nhận biết chi tiết từ danh mục tài liệu nhận biết kết cấu SRM.**

- Số Seri máy bay có thể áp dụng.
- Số chương/phần/mục (chapter/section/subject) của SRM.
- Số hình.
- Số đề mục, đặt tên và tính năng kỹ thuật vật liệu.

Ví dụ: Máy bay s/n 11244

SRM 53-13-01, hình 01

Item 170 sheet, 5.322/9, 1,0 mm

Hoặc

#### **4.3.2. Số chi tiết và số gạch có thể áp dụng, khi biết:**

*Ví dụ:*

- Sản phẩm hoàn thiện (đối với tờ yêu cầu): A24740-023
- Vật liệu thô (đối với xà nẹp yêu cầu): A95677-001 hoặc FoN1. 2302-20-20

### **4.4. Sửa chữa.**

#### **4.4.1. Chi tiết kim loại**

- 4.4.1.1. Nếu hư hỏng là “**hư hỏng có thể cho phép**”; xử lý hư hỏng sử dụng thông tin ở khối trang 101 ở chương 51.
- 4.4.1.2. Nếu hư hỏng là “**hư hỏng có thể sửa chữa**”, sửa chữa hư hỏng, như có thể áp dụng:
  - a) Sửa chữa tiêu chuẩn như cho ở chương 51-70.
  - b) Sửa chữa tiêu chuẩn như cho ở đầu chương 52 đến 55 và 70 (XX-00-02).
  - c) Sửa chữa cụ thể cho ở khối trang 201 tại mức tương ứng ở chương 52 đến 55 và 57 (xx-x0-02).
  - d) Cho sơ đồ chính tại mức chương.
  - e) Sơ đồ sửa chữa do cơ quan hỗ trợ kỹ thuật của Fokker
  - f) Bất kỳ sơ đồ sửa chữa được chấp nhận.
- 4.4.1.3. Tìm thông tin vật liệu của chi tiết hư hỏng ở khối trang 1 của mục tương ứng (CH-SE-SU) ở chương 52 đến 55 và 70.
- 4.4.1.4. Nếu thay thế chi tiết kết cấu nguyên gốc khi cần, xin ý kiến của của cơ quan hỗ trợ kỹ thuật của Fokker



## **CHƯƠNG 51/CHAPTER 51**

# **GIỚI THIỆU CHUNG VỀ SỬA CHỮA KẾT CẤU**

### **51-70-01 - Sửa chữa hư hỏng nhỏ**

*Hình 1. Trang 1 đến 4.*

Hư hỏng như: vết lõm nhỏ, rách nhỏ, xước, lỗ nhỏ, và gỉ nhỏ

#### **1.1. Sửa chữa vết lõm nhỏ. Chủ yếu do va đập nhẹ từ bên ngoài.**

1.1.1. Vết lõm nhấn ở hợp kim nhôm tấm 5.322, không dày hơn 1,6mm (0.063in). Có thể nắn sửa đến đường bao ban đầu. Sau đó, kiểm tra bảo đảm không có nứt, rách.

Tấm vật liệu mỏng dễ bị lõm khi va chạm và cũng dễ nắn sửa. Khi nắn sửa ít khi bị rách hơn tấm vật liệu dày. Nắn sửa vết lõm bị rách thì sửa chữa không dùng phương pháp làm đầy và hoàn thiện thông thường như sửa chữa vết lõm.

1.1.2. Vết lõm không thể nắn sửa. Vết lõm ở tấm vật liệu dày, và sâu, nhưng vẫn nằm trong phạm vi cho phép. Vết lõm phải được làm đầy đến đường bao ban đầu. Làm đầy vết lõm ở mép trước cánh cần phải chú ý vì vật liệu ở đây rất dễ bị mài mòn bởi dòng chảy không khí và nước mưa.

Vết lõm nhỏ, tức là biến dạng nhỏ, chưa làm thay đổi mang tính thể kim loại nhiều, nên kim loại vẫn giữ được đặc tính ban đầu (chịu được tải trọng và chống gỉ).

#### **1.2. Khoan chặn chỗ rách**

Rách do vỏ bọc làm việc quá tải, rung động, tải trọng thay đổi trong chu kỳ bay. Hướng tải trọng vuông góc với hướng vết rách.

1.2.1. Khoan chặn chỗ rách để khỏi rách tiếp, tới khi sửa chữa bền chắc.

1.2.2. Kiểm tra không phá huỷ để xác định chiều dài chỗ rách.

- Đánh dấu ở cuối chỗ rách và khoan chặn chỗ rách mũi khoan 4,0mm (5/32in), bảo đảm lỗ khoan chặn ở cuối chỗ rách.

Khi bị rách và khoan chặn. Tấm hợp kim nhôm chỗ đó bị mất lớp bảo vệ. Phải tiến hành xử lý bề mặt.

- Alodine 1200S là tạo màng oxyt hoá nhôm để bảo vệ hợp kim nhôm không bị gỉ.

**ATA-51-70-01**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

- Dùng sơn lót Cromat kẽm. Crom có trong sơn lót có tác dụng phối hợp tạo thụ động hoá màng oxyt nhôm. Kẽm ở trong dây điện hoá của kim loại có thể điện cực dương hơn hợp kim nhôm nên có tác dụng bảo vệ điện hoá hợp kim nhôm khỏi bị gỉ (nhận điện tử).

- Khu vực chịu áp suất: Khi sửa chữa tạm thời, người ta có thể dùng băng chịu tốc độ cao dán phủ lên chỗ rách. Nếu có thể dán bằng tốc độ cao ở bên trong.

Rách nhỏ thì phải khoan chặn rách để khỏi rách tiếp do cuối chỗ rách sắc nhọn nên tập trung ứng suất cao. Dán băng tốc độ cao chỗ rách nhằm sửa chữa tạm thời.

Khi máy bay đưa vào bảo dưỡng có thời gian phải dùng miếng vá hình tám cạnh để vá trong.

### ***1.3. Sửa chữa vết khía và nứt nhỏ ở xà nẹp/Stringer và cạnh gờ xà khung/Frame Flanges.***

Stringer và Frame Flanges là thành phần chịu lực chính của kết cấu. Vết khía nhỏ và nứt làm mất lớp mạ, lớp hoàn thiện và tạo nên tập trung ứng suất và gỉ ở Stringer và Frame Flanges.

Nhiệm vụ phải làm mất các vết đó, tại đường bao phẳng nhẵn. Sau đó phải oxyt hoá và hoàn thiện bề mặt theo quy trình cho phép.

### ***1.4. Loại vết xước nhỏ***

#### ***1.4.1. Kiểm tra thẩm lớp phủ***

Tấm hợp kim nhôm phủ bọc nhôm có bề dày trên 1,5mm (0,056in), bề dày lớp phủ bọc nhôm vào khoảng 2,5%.

Dùng dung dịch kiểm tra tấm hợp kim nhôm phủ bọc nhôm nguyên chất. Khi có màu đen khi cho dung dịch thử vào tấm hợp kim nhôm, chứng tỏ mất lớp phủ nhôm. Sau đó rửa nước sạch và lau khô.

Xử lý lại chỗ kiểm tra bằng dung dịch thụ động hoá axit chromic.

Sau cùng rửa nước sạch và lau khô.

***1.4.2. Loại bỏ vết xước.*** Dùng giấy nhám đánh bóng để loại vết xước. Sau đó oxyt hoá hợp kim nhôm và hoàn thiện lại bề mặt đánh bóng vết xước qua lớp phủ bọc nhôm ở tấm hợp kim nhôm làm mất bảo vệ chống gỉ. Vết xước vào đến tấm hợp kim nhôm cơ bản tạo nên tập trung ứng suất, nếu không sửa chữa sẽ gỉ nhanh và sinh ra nứt.

### ***1.5. Sửa chữa lỗ nhỏ hoặc vết vạch rãnh (xem hình 1)***



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

Vết vạch, lỗ nhỏ, lõm nhọn, nó có thể khoan mũi khoan không quá 4,8 mm (3/16in), sửa ba via. Khoét miệng lỗ hoặc dập lõm lỗ để tán đinh tán phẳng. Phay bằng đầu đinh tán.

Sau cùng hoàn thiện lại bề mặt kim loại.

### **1.6. *Gỉ bề mặt.***

Gỉ chấm lỗ nhỏ và bề mặt sẽ được trình bày trong 51-24-01. Đảm bảo chắc chắn rằng sau khi loại gỉ số lượng kim loại bỏ là trong phạm vi cho phép.

### **1.7. *Phân tích phương án sửa chữa:***

- 1.7.1. Không dập lõm nguội vật liệu 5.324 (2024T3) vì ở trạng thái ổn định trong hợp kim nhôm tạo thành hợp chất  $\text{CuAl}_2$  độ cứng lớn. Dập lõm nguội sẽ biến dạng quá giới hạn bền gây nên nứt tấm hợp kim nhôm.
- 1.7.2. ở panel vỏ bọc hộp chống xoắn cánh chỉ sử dụng đinh tán đầu chìm 82° để tăng độ nút chặt, hạn chế nới lỏng đinh tán (góc côn nhỏ có khả năng tự hãm chặt tốt hơn góc côn lớn).
- 1.7.3. Khoảng cách lỗ đinh tán mới và lỗ đinh tán hiện có ít nhất bằng 5 lần đường kính đinh tán là hợp lý, nằm trong phạm vi cho phép.
- 1.7.4. Sửa chữa này chỉ dùng cho panel đơn giản. Đối với panel phức tạp sửa chữa này không bảo đảm được phục hồi độ bền.
- 1.7.5. Phần xi lanh còn lại khi khoét loe nhỏ nhất 0,2mm (0,008in) để đinh tán định tâm khi lắp chặt vào lỗ, lỗ không rộng ra khi tán chặt và khi làm việc không xê dịch tấm kim loại.
- 1.7.6. Đệm sửa chữa có bề dày như vỏ bọc hoặc tấm thành/Web plate bề dày đệm lớn nhất 2mm (0,0787mm). Đệm có tác dụng tăng độ cứng chỗ vỏ bọc có khoan lỗ đinh tán và tăng độ bám và độ kẹp chặt đinh tán vào vỏ bọc, hạn chế biến dạng vỏ bọc quanh đầu nở đinh tán.

ATA-51-70-01



A member of  
Deutsche Aerospace

## Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### B. Removal of Scratches

- (9) Scratches may be removed as detailed below, provided that after removing the scratch the damage does not exceed the dimensions given in Chapters 52 thru 55 and 57.
  - (a) Polish out the scratch using abrasive paper No. 400 to an even contour. The width of the polished area must be 20 x the scratch depth.
  - (b) Polish the area using abrasive paper No. 600 or abrasive polish.
  - (c) Treat the area with Alodine 1200S (51-24-01) and renew the surface finish in accordance with the Aircraft Maintenance Manual Chapter 51. Optionally, apply an equivalent corrosion-protection system per the Operators standard procedure
- (10) Scratches in the cladding of polished skin may be removed by "burnishing". Refer to the Aircraft Maintenance Manual 53-00-00 or to the Commercial Process Manual TH 6.2604.

### 6. Repair of Small Holes or Nicks (Refer to fig 1)

Nicks, small holes and sharp dents which can be drilled out to a diameter not exceeding 4,8 mm (3/16 in.) should be repaired as follows:

- (1) Drill out the damage to a maximum diameter of 4,8 mm (3/16 in.), and deburr.
- (2) Select the applicable repair from figure 1 and countersink or dimple as appropriate.
- (3) Wet assemble (with PR 1436 G, or equivalent) the rivet and washer and seal as required (51-23-01).
- (4) Mill the the rivet heads flush with the surface. (Refer to fig 1, sketches 'A' and 'B').
- (5) Renew the surface finish where applicable in accordance with the Aircraft Maintenance Manual Chapter 51 or per the Operators standard procedure.

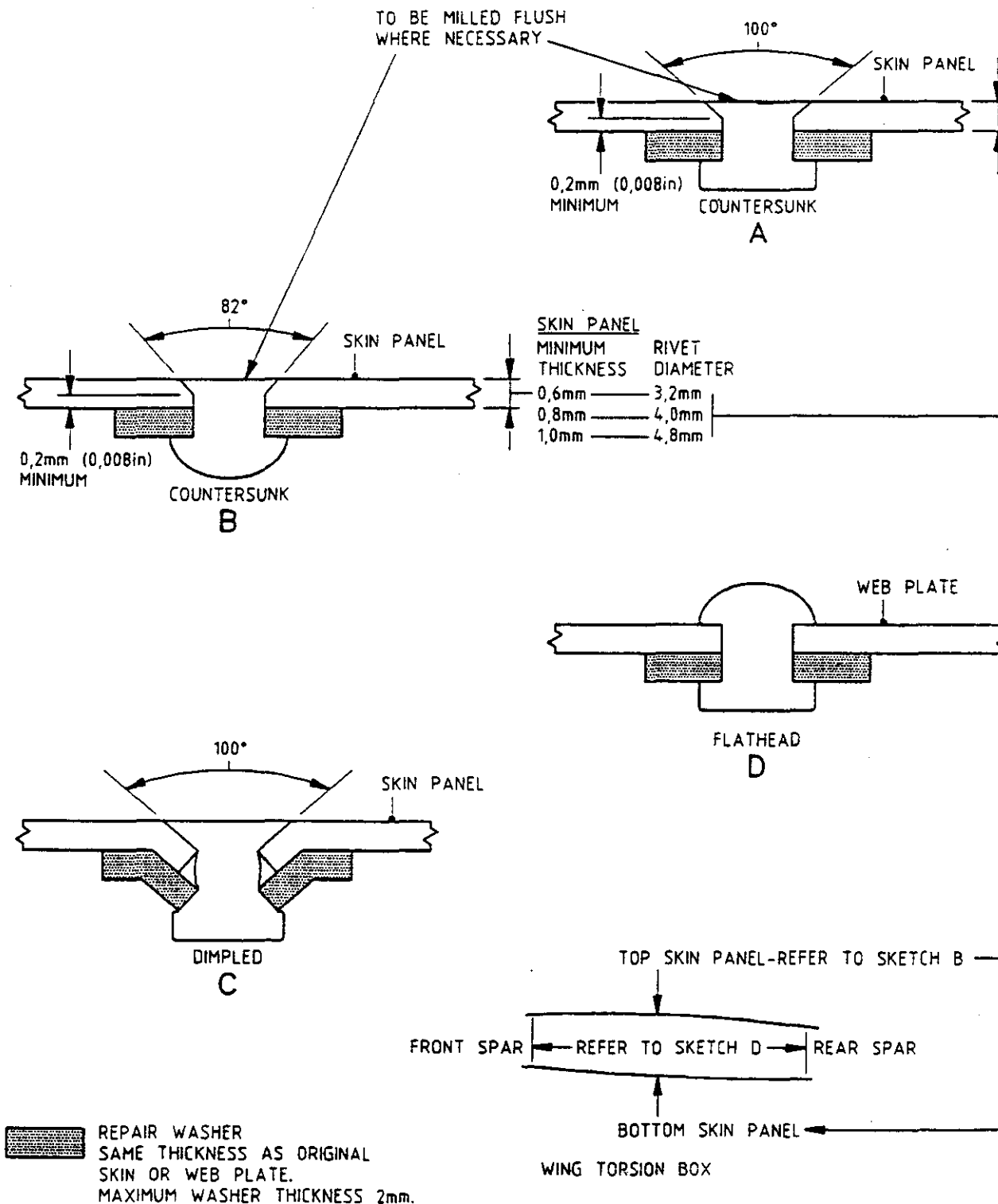
- NOTES:
1. No cold dimpling of 5.324 material allowed.
  2. In the wing torsion box skin panels only 82° countersunk MS20470AD rivets according to figure 1 sketch 'B' should be used (51-27-01).
  3. The distance between new and existing holes should be at least 5 x maximum rivet diameter.
  4. The repair must not interfere with existing structure.
  5. Dimpling according to fig 1 sketch 'C' should only be used for skin panel thicknesses below those given at fig 1 sketches 'A' and 'B'. For non-flush repairs use fig 1 sketch 'D'.
  6. Repair may only be used for single and bonded panels, not for multiple non-bonded panels.
  7. For multiple non-bonded panels use fig 1 sketch 'D'.



# **Fokker 70** **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

## **7. Surface Corrosion**

Surface pitting and corrosion should be repaired as detailed at 51-24-01. Ensure that after the corrosion has been removed the amount of removed material is within the limits given in Chapter 52 thru 55 and 57.



**Fig. 1 Standard Repair of Small Holes**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

**51-70-04 - Sửa chữa No1. Sửa chữa rách ở lỗ giảm trọng lượng.**

**Hình 201 (từ 1, 2, 3) trang 201, 202, 203.**

Sửa chữa hư hỏng ở đây là rách ở chỗ lỗ giảm trọng lượng có vành gờ tăng cứng, có đường kính nhỏ hơn 120mm (4.7in)

**1.1. Xác định hư hỏng và chỉnh sửa chỗ hỏng**

1.1.1.. Rách không phát triển đến cho bán kính lượn của Flange.

Không cần sửa chữa nhiều, chỉ chỉnh sửa bằng giũa cho đường bao nhẵn để không có tập trung ứng suất lớn. Sau đó hoàn thiện bề mặt.

1.1.2. Rách phát triển đến chỗ bán kính lượn Flanges. Dùng mũi khoan đường kính 4mm (5"/32in) khoan chặn chỗ rách. Bảo đảm không còn rách nhỏ ở chỗ khoan.

1.1.3. Rách phát triển từ chỗ bán kính lượn Flange lỗ giảm trọng lượng và tăng cứng này đến lỗ giảm trọng lượng và tăng cứng cạnh đó.

**1.2. Chế tạo miếng vá**

1.2.1. Chế tạo miếng vá sửa chữa trường hợp rách đến chỗ bán kính lượn Flange. Miếng vá có dạng hình quạt ôm vào lỗ giảm trọng lượng. Kích thước miếng vá bố trí 5 đỉnh tán.

1.2.2. Chế tạo miếng vá sửa chữa trường hợp rách đến chỗ bán kính lượn vành gờ/Flange này đến Flange khác.

Miếng vá có hình dạng ôm cả hai lỗ giảm trọng lượng. Kích thước miếng vá bố trí được 3 hàng đỉnh tán mỗi phía chỗ rách.

**1.3. Lắp đặt miếng vá và hoàn thiện bề mặt.**

Bề dày vỏ bọc: 1.2mm (0,050in), đường kính đỉnh tán 3,2m (0,125in)

Khoảng cách đỉnh tán 5D. Hợp lý

Khoảng cách đỉnh tán tới mép > 2D. Nằm trong phạm vi cho phép.

Bề dày vỏ bọc: 1,2 đến 1,8mm (0,05 in đến 0,071in), đường kính đỉnh tán 4,00mm (0,156in).

Khoảng cách đỉnh tán 4,5D. Hợp lý.

Khoảng cách lỗ nhỏ nhất ới mép 2D, ở trong giới hạn cho phép.

Bề dày vỏ bọc: 1,8mm trở lên (0,071in), đường kính đỉnh tán 4,7mm (0,187in).

Khoảng cách đỉnh tán 4,25D. Hợp lý.

**ATA-51-70-04**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

Khoảng cách lỗ nhỏ tới mép  $> 2D$ , là cho phép.

**1.4. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

- *Ưu điểm:* Sửa chữa chỗ rách lỗ giảm trọng lượng có Flange tăng cứng như trình bày là hợp lý, bảo đảm phục hồi độ bền và chặn rách tiếp.
- *Nhược điểm:* Trường hợp vá sửa chữa chỗ rách đến bán kính lượn Flange là không hợp lý. Vì hướng lực tác dụng vuông góc hướng rách. Ở đây mỗi phía chỗ rách có một hàng đinh tán là không bảo đảm độ bền.

**1.5. Đề xuất phương án sửa chữa.**

Trường hợp vá sửa chữa chỗ rách đến bán kính lượn Flange, trong khi flange không bố trí được đinh tán để liên kết vào miếng vá, miếng vá có chiều rộng rộng hơn mỗi phía chỗ rách bố trí được tối thiểu hai hàng đinh tán để bảo đảm độ bền, và kẹp chặt miếng vá.

Vật liệu miếng sửa chữa có bề dày hơn vỏ bọc chỗ vá một kích cỡ kích thước. Đinh tán trước khi sử dụng phải nhiệt luyện và sử dụng trong thời gian sau khi nhiệt luyện cho phép: sau thời gian quy định, đinh tán tự hóa cứng, khó biến dạng. Nếu sử dụng như vậy khi tán, đinh tán sẽ bị nứt, vỡ.

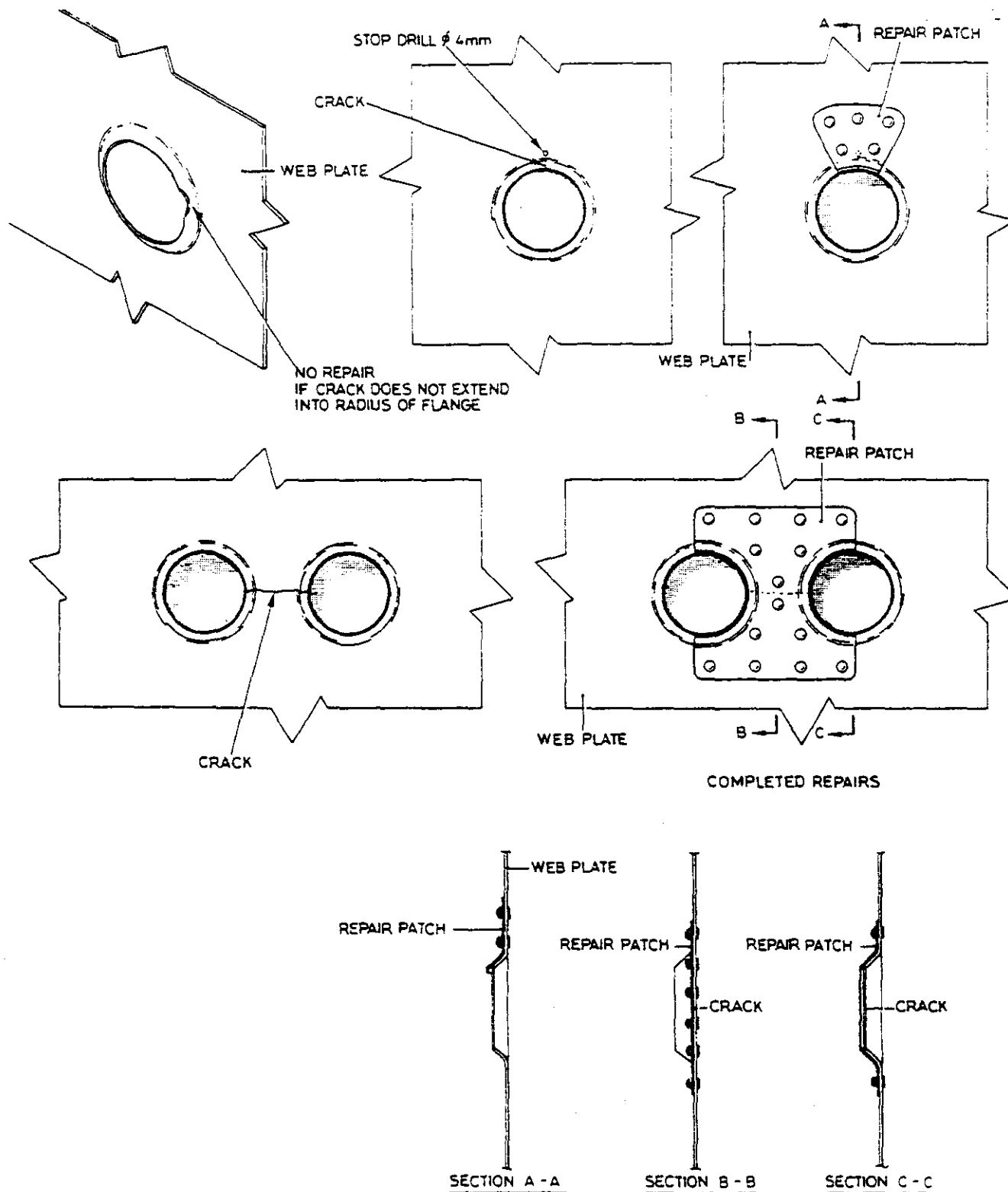


Fig. 201 Repair of Cracks in Lightning Holes  
(Sheet 3 of 3)

F100-SRM-0014



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

**51-70-04 - Sửa chữa No.2. Sửa chữa gỉ ở lỗ giảm nhẹ trọng lượng.**

*Hình 202 (từ 1, 2, 3) trang 201, 202, 203.*

**1.1. Phân tích phương án sửa chữa và đề xuất phương án sửa chữa.**

Vành gờ lỗ giảm nhẹ để tăng cứng cho vỏ bọc chỗ có lỗ. Gỉ ở vành gờ phát triển đến bán kính lượn của Flange làm mất tác dụng tăng cứng của vỏ bọc.

Gỉ ở vành gờ lỗ giảm nhẹ có đường kính nhỏ hơn 120mm (4,7in).

Không cần miếng vá sửa chữa, nếu sau khi làm sạch:

- Chiều sâu chỗ gỉ nhỏ hơn 15% bề dày vật liệu chỗ gỉ
- Hư hỏng không phát triển đến bán kính lượn Flange.

Sửa chữa chỗ hỏng này cần làm nhẵn đường bao quanh và hoàn thiện lại.

Nếu hư hỏng gỉ phát triển đến bán kính lượn Flange và gỉ sâu hơn 15% bề dày vỏ bọc chỗ hỏng, thì phải làm miếng vá sửa chữa.

Dùng vật liệu có cùng loại và bề dày như tấm Web hiện có.

Gỉ phát triển đến bán kính lượn Flange phải sử dụng miếng vá hình quạt ôm lấy vành gờ và có kích thước đủ tán số đinh tán cần thiết (6 đinh tán). khoan lỗ, loại bavia, vát mép miếng vá.

Đường kính đinh tán, khoảng cách mép, khoảng cách đinh tán giống trường hợp rách ở lỗ giảm nhẹ trên.

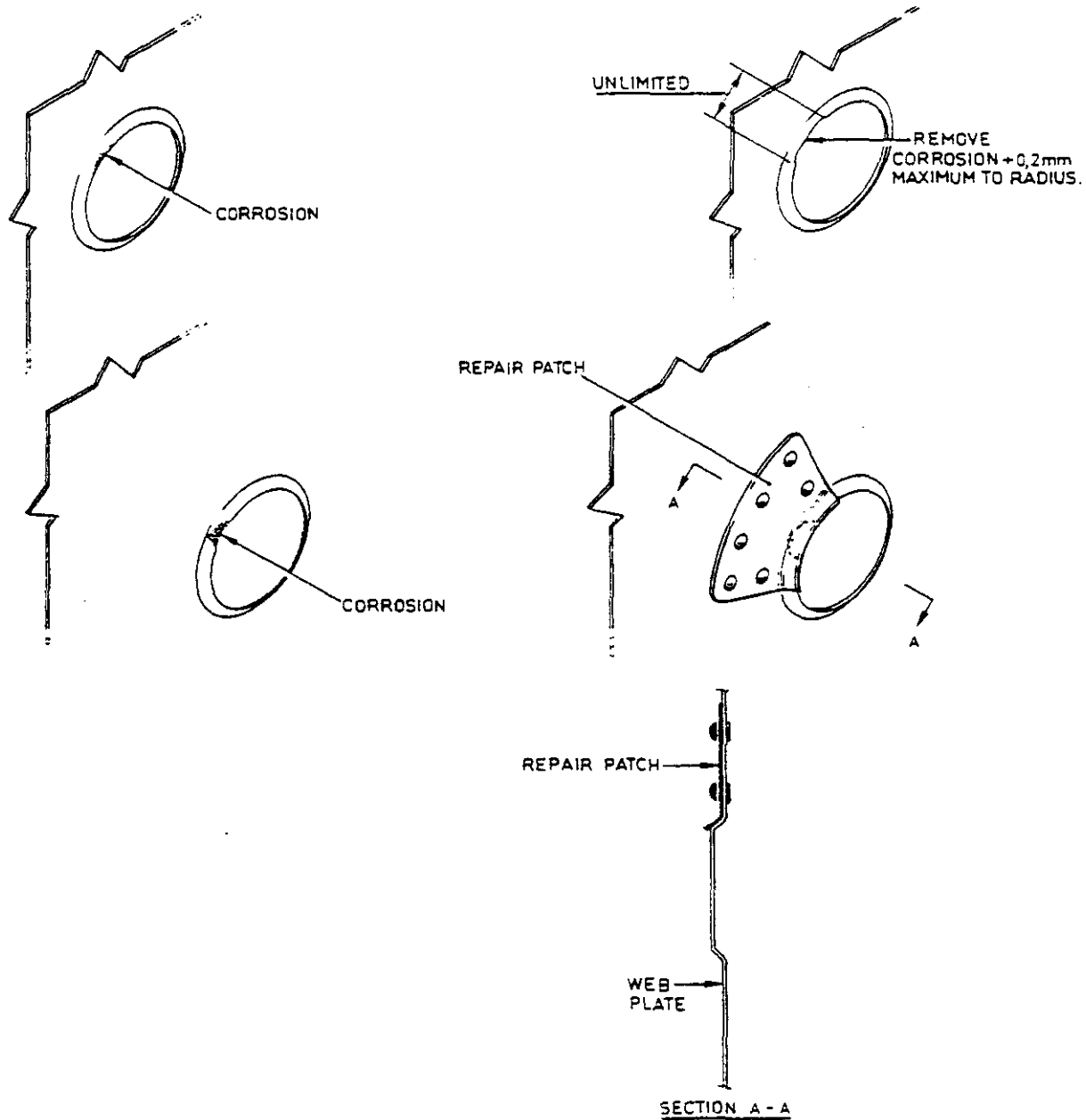
Gỉ đến chân bán kính lượn flange, dùng miếng vá chồng là bảo đảm phục hồi độ bền và ngăn chặn gỉ tiếp.

Để có miếng vá đảm bảo độ bền và phục hồi độ bền, độ cứng của lỗ giảm nhẹ trong khi trên flange không bố trí được đinh tán để vá liên kết, phải sử dụng miếng vá có kích thước rộng bao quanh chỗ hỏng ít nhất hai hàng đinh tán.



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70<sup>+</sup> STRUCTURAL REPAIR MANUAL



F100 -SRM - 0709

Fig. 202 Repair of Corrosion at Lightning Holes  
(Sheet 3 of 3)

51-70-04

Repair No. 2  
Page 203  
SEP 01/94



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**51-70-05 - Sửa chữa No.2. Sửa chữa vết lõm nhấn và “ văng dầu”/ “ Oil Canning ”. Hình 202 (từ 1,2,3) trang 201, 201, 203.**

### **1.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.**

Sửa chữa đây là sửa chữa vết lõm nhấn hoặc “ Oil Canning ” ở vỏ bọc. Khi nắn sửa chữa không bị rách.

Vết lõm nhọn, sâu, nhấn và khắc rãnh không thể nắn sửa vỏ bọc vì nó sẽ rách khi nắn sửa. Kim loại các chỗ này đã biến dạng vượt quá giới hạn bền.

Trong một vài trường hợp vết lõm phẳng nhấn khó khăn nắn sửa đến đường bao ban đầu vì vật liệu dãn dài. Trong trường hợp này anh phải lắp đặt một biên dạng cụ thể cho mỗi qui trình sửa chữa để đỡ vỏ bọc.

Sau khi nắn phải kiểm tra không phá hủy. Nếu phát hiện rách thì phải cắt bỏ và sửa chữa chỗ rách.

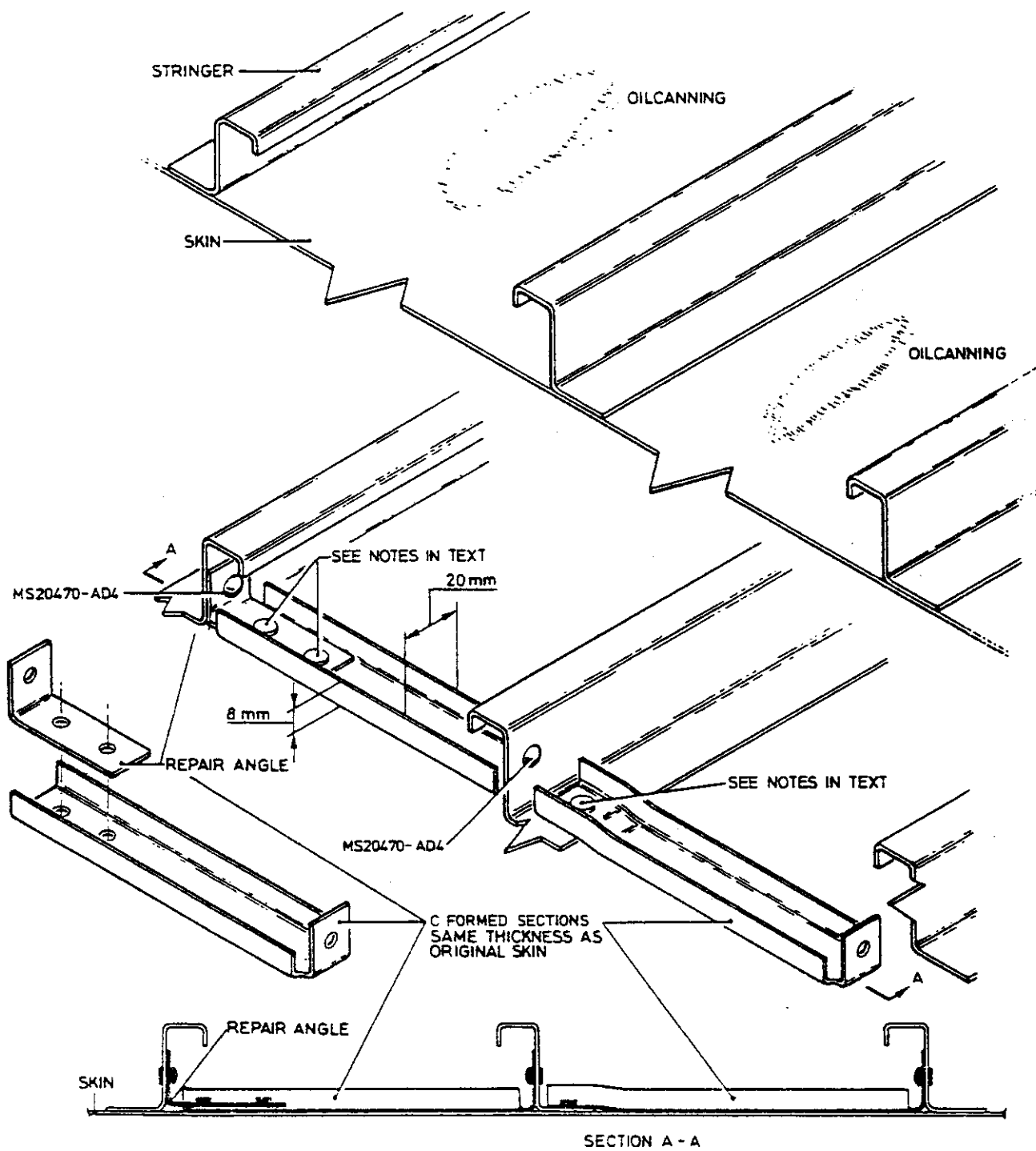
Người ta phải làm đoạn góc sửa chữa để nối đoạn tạo dạng chữ C vào Stringer. Khi đo và chế tạo đoạn tạo dạng chữ C có sai số chiều dài, nên phải dùng đoạn góc sửa chữa để điều chỉnh đúng chiều ngang giữa hai xà nẹp/Stringer ( trường hợp hai Stringer lắp đặt quay Flanger vào nhau).

Trường hợp lắp đặt các Stringer cạnh nhau, lắp Flanger theo chiều thứ tự thì đoạn tạo dạng chữ C được xấn đầu để lắp vào Flanger ở trên vỏ bọc. Chính đoạn lấy đầu này có thể điều chỉnh được sai số độ dài khi lấy đầu khoan vào Stringer.



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



F100 - SRM - 0013

Fig. 202 Repair of smooth Dents and Oilcanning  
(Sheet 3 of 3)

51-70-05

Repair No. 2  
Page 203  
SEP 01/94



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**51-70-05 - Sửa chữa No.4. Sửa chữa phẳng chụp thôn nhẵn/Fairing  
bao gồm cả Stringer. Trang 201, 202, 203.**

**1.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa và đề xuất phương án thiết kế sửa chữa.**

Sửa chữa ở đây áp dụng cho Panle vỏ bọc Fairing và cả Stringer làm bằng vật liệu 5.322 (2024T3 Clad) và 5.322/9 (2024T42) có bề dày đến 1,4mm (0,056in).

Fairing và Stringer của Fairing không chịu tải trọng của máy bay, nó chỉ chịu lực của dòng chảy không khí và rung động. Sửa chữa ở đây là phục hồi độ bền sẵn có của kết cấu và bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học.

- Ưu điểm : Miếng sửa chữa không phức tạp, dễ thực hiện; phục hồi độ bền lớn của kết cấu.

- Nhược điểm : Miếng sửa chữa "Repair patch" lớn hơn chỗ cắt bỏ lắp đặt một hàng đinh tán bao quanh như vậy không đảm bảo bền chắc của mối ghép, tuy rằng miếng vá ở dưới Stringer.

**1.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa :**

Làm miếng Repair patch lớn hơn chỗ cắt bỏ tối thiểu lắp đặt được hai hàng đinh tán bao quanh chỗ hỏng. Cắt bỏ Stringer chỗ hỏng dài đủ lắp miếng Repair Patch. Stringer sửa chữa dài hơn đoạn Stringer cắt bỏ lắp đặt được tối thiểu 3 hàng đinh tán mỗi phía chỗ cắt bỏ.

ATA-51-70-05



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**51-70-05 - Sửa chữa No.5. Sửa chữa vỏ bọc do va đập nhẹ.**

***Hình 201, 202, 203, 204, 205, trang 201 đến 206.***

Sửa chữa va đập nhẹ vỏ bọc và chi tiết kẹp chặt. Va đập nhẹ được nhận biết là các vết cháy "Burn-marks" ở trên sơn, vỏ bọc, và đầu chi tiết kẹp chặt.

Có ba quy trình sửa chữa sau:

- Sửa chữa hư hỏng bề mặt nhẹ (nằm trong giới hạn cho phép)
- Sửa chữa Burn-Marks đến kích thước 3,8 mm (0,15in)
- Thay thế kẹp chặt hư hỏng hoặc long ra.

Nếu hư hỏng ngoài hư hỏng trên phải tiến hành sửa chữa dựa trên hư hỏng cụ thể, và hỏi ý kiến nhà chế tạo, hoặc cắt bỏ và lắp đặt miếng vá sửa chữa.

***1.1. Sửa chữa hư hỏng bề mặt nhẹ. Bán kính chỗ hỏng nhỏ nhất bằng 20 lần chiều sâu chỗ hỏng.***

- Lau sạch chỗ hỏng và loại sơn quanh chỗ hỏng.
- Dùng giấy nháp đánh nhẵn bóng làm mất dấu vết hỏng theo quy định.
- Oxyt hoá, sơn lót và sơn hoàn thiện.

***1.2. Sửa chữa Burn Marks đến kích thước 3,8mm (0,15in)***

Xem phần giới hạn quy trình sửa chữa

- 1) Lau sạch chỗ hỏng và loại sơn quanh chỗ hỏng.
- 2) Khoan bỏ Burn Marks, dùng mũi khoan lớn hơn chỗ hỏng đó có kích thước mũi khoan từ 1mm (0,04in đến 4,8mm (3/16in).
- 3) Phân bố các chi tiết kẹp chặt, phải hợp lý bảo đảm khoảng cách lỗ đinh tán tới mép tối thiểu 2D, khoảng cách mép lỗ đinh tán tới mép các chi tiết bên trong hoặc mép của phần ăn mòn hoá học nhỏ nhất là 1,5D, khoảng cách tới đinh tán là 4D, Đinh tán lớn nhất 4,8mm (3/16" in)

Tất cả số liệu trên là nằm trong giới hạn cho phép nhằm bảo đảm độ bền, bền đều của mối ghép đinh tán (xem hình 202, trang 203)

Ngoài ra còn một số chú ý khác: Khoét lỗ miệng lỗ để phân xi lanh còn lại không nhỏ hơn 0,2mm (0,008in); đầu mũi đinh nhà chế tạo để phía trong để tạo phẳng ngoài; dùng đệm lắp vào đinh tán một phía chỗ khó tiếp cận bên trong.

***1.3. Thay thế đinh tán hỏng và hỏng***

- Lau sạch và loại sơn quanh chỗ hỏng
- Tháo các đinh tán chú ý không làm hỏng vỏ bọc và các chi tiết gần đó.
- Kiểm tra lỗ kẹp chặt sau khi tháo đinh tán bị hư hỏng.

**ATA-51-70-05**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

- + Lỗ có miệng khoét loe: thì khoét loe và thay đinh tán phẳng lớn hơn một kích cỡ, nếu bề dày vỏ bọc và khoảng cách mép không cho phép thì dùng đinh tán đầu nhỏ và đệm côn lắp vào.
- + Lỗ dập lõm. Phần loe bị hỏng được sửa cẩn thận để giữ hình loe tốt nhất. Chiều sâu chỗ sửa không quá 20% bề dày vỏ bọc trên. Xem phần thí dụ tính toán chương III.

Số lượng lớn nhất của chỗ dập lõm có thể sửa như sau:

- |                                       |                   |
|---------------------------------------|-------------------|
| - Mỗi ghép 4 đinh tán và nhỏ hơn      | không sửa         |
| - Mỗi ghép 5 đinh tán đến 10 đinh tán | Một cái phải sửa. |
| - Mỗi ghép có trên 10 đinh tán        | có 10% phải sửa   |

Chú ý: Đinh tán phẳng trước khi tán phải nhô trên vỏ bọc ít nhất 1,0mm (0.040in), để khi tán không làm biến dạng vỏ bọc.

Cơ sở của các quy định ở trên là độ bền cho phép của mối ghép đinh tán và hệ số an toàn thiết kế là 1,25 (tăng lên 25%), trong khoảng 1,0 đến 1,25. Xem thí dụ tính toán và giải thích ở đầu chương III.

ATA-51-70-05



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**51-70-06 - Sửa chữa No.1. Sửa chữa mép xà nẹp/Stringer và phần tạo dạng/Formed Section - Đối với vật liệu dày đến 1,6mm (0,063in). Hình 201 (từ 1, 2, 3), trang 201, 202, 203.**

**1.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa mép Stringer và Formed section.**

Sửa chữa mép Stringer và Formed Section bị gỉ có chiều sâu 15% bề dày vật liệu sau khi làm sạch thì không cần đoạn góc sửa chữa.

Trường hợp không cần gia công thành phần sửa chữa là:

- Hư hỏng sâu nhỏ hơn 3mm (0,12in), đo từ mép
- Hư hỏng không rộng đến bán kính lượn Flange
- Chiều sâu chỗ hỏng sau khi cắt bỏ nhỏ hơn 15% bề dày vật liệu.

Như vậy, chỉ oxyt hoá, sơn lót và sơn hoàn thiện.

Hư hỏng cần gia công thành phần sửa chữa là:

- Hư hỏng sâu lớn hơn 3mm (0,12in), đo từ mép
- Chiều sâu chỗ hỏng sau khi cắt bỏ lớn hơn 15% bề dày vật liệu.
- Hư hỏng phát triển đến vượt quá bán kính lượn Flange

Gia công đoạn góc sửa chữa có cùng vật liệu và bề dày với thành phần hiện có. Kích thước chiều dài góc sửa chữa tính từ chỗ hỏng về mỗi phía lắp đặt được 4 đinh tán (tổng cộng là 8 đinh tán).

Đường kính đinh tán phụ thuộc bề dày Stringer. Đúng như nguyên tắc phần I đã trình bày: Đường kính đinh tán bằng ba lần bề dày tấm ghép tán.

Đường kính đinh tán là 4/32" (3,2mm). Bước đinh tán lớn hơn 5D là hợp lý, khoảng cách từ tâm lỗ đến mép góc sửa chữa lớn hơn 2D là đạt yêu cầu.

Đường kính đinh tán là 5/32" (4,00mm). Bước đinh tán là 5D là hợp lý. Khoảng cách đinh tán tới mép lớn hơn 2D (8mm).

Stringer làm việc chủ yếu chịu uốn và xoắn. Độ bền chống uốn và xoắn của Stringer phụ thuộc Modul tiết diện ngang. Khi hư hỏng Flange tức thay đổi tiết diện ngang, hay nói cách khác thay đổi Modul tiết diện (Ký hiệu W, đơn vị  $\text{In}^3$ ). Chiều sâu chỗ hỏng sau khi cắt bỏ nhỏ hơn 15% bề dày vật liệu sau khi làm sạch thì không cần đoạn góc sửa chữa. Xem phần đầu chương III.

Flange của Stringer chủ yếu tăng độ cứng vững và độ chống uốn.

Dùng góc sửa chữa để bù vào hư hỏng một phần Flange là bảo đảm phục hồi độ cứng và độ chống uốn của Stringer. Tức là phục hồi Modul tiết diện của Stringer.

**ATA-51-70-06**



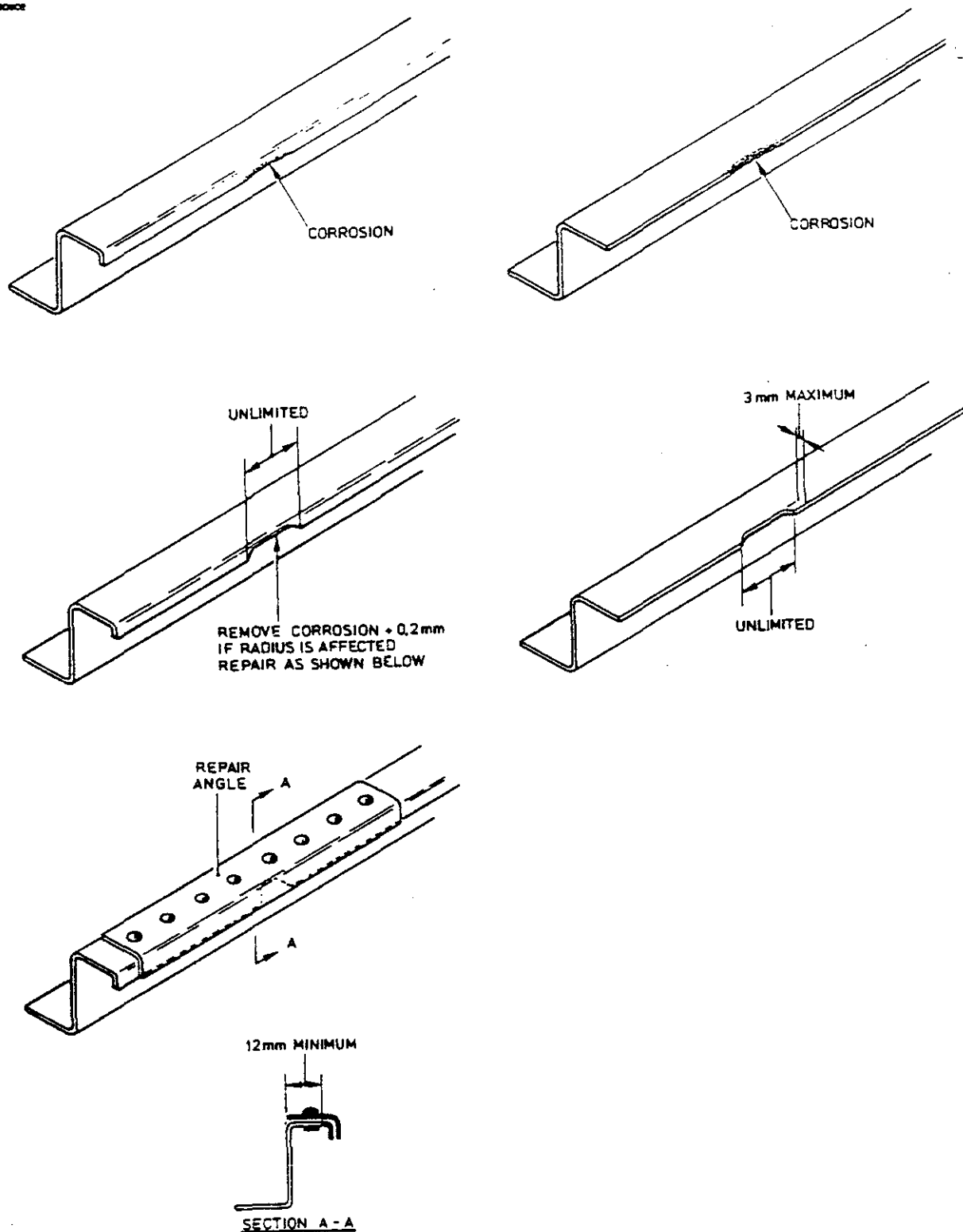
**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

Tiết diện A-A (hình 201, tờ 3), kích thước nhỏ nhất 12mm thể hiện đủ khoảng cách mép tối thiểu ở đoạn góc sửa chữa.



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70<sup>+</sup> STRUCTURAL REPAIR MANUAL



F100 - SRM - 0002

Fig. 201 Repairs to the edges of stringers and formed sections  
-Material thickness of 1,6 mm (0.063 in.)-  
(Sheet 3 of 3)



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**51-70-06 - Sửa chữa No.2. Sửa chữa xà nẹp tạo dạng/Formed Stringer.  
Hình 202, trang 201 đến 206.**

### **1.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa xà nẹp tạo dạng.**

Sửa chữa Stringer tạo dạng làm từ vật liệu tấm 5.322 (2024T3 AlClad) có bề dày đến 1,6mm (0,063in).

#### **Lắp đặt và tán miếng vá và nối ghép.**

- Nếu vỏ bọc dày 0,8mm (0,032in) đến 1,0mm (0,04in) thì dùng đinh tán 4/32" (3,2mm). Khoảng cách giữa các đinh tán 18mm (0,71in), vào khoảng 5,5D. Khoảng cách đinh tán tới mép tối thiểu 2D (7mm).

- Nếu vỏ bọc dày 1,2mm (0,45in) trở lên thì dùng đinh tán 5/32" (4,00mm). Khoảng cách giữa các đinh tán 20mm (0,8in) là bằng 5D, là hợp lý. Khoảng cách lỗ đinh tán tới mép tối thiểu 2D (8mm).

- Hình 202 (từ 4/6, 5/6): Originally Riveted Stringer
- Tiết diện A-A và hình vẽ: Cắt bỏ một phần phía trên Stringer.

Làm đoạn tạo hình sửa chữa/Repair profile có chiều dài hơn chỗ hỏng mỗi phía 4 đinh tán là bảo đảm bền chắc mối nối. Khoảng cách lỗ đinh tán mép 8mm (0,31in) là hợp lý.

- Tiết diện B-B và hình vẽ: Cắt bỏ Flange cả thành đứng của Stringer.

Làm đoạn Repair Profile chỗ hỏng mỗi phía ôm sát Stringer có chiều dài dài hơn mỗi phía chỗ hỏng 4 đinh tán (tổng cộng 11 đinh tán theo chiều dài).

Nếu không tạo dạng được Stringer để vá tấp thì phải làm hai phần sửa chữa ghép nối với nhau có dạng Stringer.

- Tiết diện C-C và hình vẽ: Cắt bỏ một đoạn Stringer chiều dài dưới 80mm (3in), chỉ cần làm miếng Filler để tạo mặt phẳng lắp ghép tán đinh kẹp chặt vỏ bọc, Filler, Repair Profile.

Đoạn Repair Profile có chiều dài hơn mỗi phía chỗ hỏng 4 đinh tán là bảo đảm bền chắc mối ghép nối.

Có thể dùng Repair Profile hoặc hai phần sửa chữa ghép lại có dạng Stringer.

- Tiết diện D-D và hình vẽ: Cắt bỏ một phần mặt Stringer tán vào vỏ bọc, có chiều dài bố trí được 3 đinh tán.

Làm đoạn Repair Angle lắp nối, có chiều dài hơn chỗ hỏng mỗi phía 4 đinh tán.

Làm miếng Filler lắp vào chỗ cắt bỏ để tạo mặt phẳng tán vá Repair Angle vào vỏ bọc.

**ATA-51-70-06**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

- Tiết diện E-E và hình vẽ: Cắt bỏ một phần để và thành đứng Stringer hòng.

Chế tạo đoạn Repair Profile có kích thước lớn hơn Stringer để tấp chồng lên Stringer bị cắt, tạo mặt phẳng lắp ráp để lắp chi tiết kẹp chặt Repair Profile vào vỏ bọc.

- Tiết diện F-F và hình vẽ

Cắt bỏ một đoạn Stringer hòng dài hơn 80mm (3in) làm đoạn Stringer, làm Filler lắp vào chỗ cắt.

Không có Stringer có kích thước lớn hơn để ghép chồng lên Stringer hiện có thì dùng Stringer có kích thước như hiện có lắp ghép lật ngược lại, có chiều dài dài hơn mỗi phía chỗ hòng 4 đỉnh tán.

Dùng Filler hình chữ nhật có chiều dài dài hơn Repair Profile lắp đặt được 2 đỉnh tán (mỗi đầu 1 đỉnh tán), chiều rộng tối thiểu 4D (16mm), có bề dày điều chỉnh sao đường tâm hàng đỉnh tán ở Repair Profile trùng với đường tâm hàng đỉnh tán ở Stringer tán vào vỏ bọc.

- Hình 202 ( từ 6/6): xà nẹp liên kết ban đầu/ Originally Bonned Stringer.

Tương tự như sửa chữa ở từ 4,5 ở trên. ở đây không sử dụng đúng đỉnh tán ban đầu, mà Stringer liên kết nối như ban đầu. Dùng các Filler lấp khít vào các chỗ cắt bỏ. Sử dụng đường kính đỉnh tán theo tính toán yêu cầu.

Sửa chữa Stringer là phục hồi lại độ bền uốn và xoắn. Độ bền uốn và xoắn của Stringer phụ thuộc Modul tiết diện. Modul tiết diện sau khi sửa chữa phải bằng hoặc lớn hơn Modul tiết diện hiện có.

- Cắt bỏ một phần hay cả đoạn Stringer dưới 80mm (3in), nên làm Filler lắp vào chỗ cắt bỏ để tăng độ cứng cho Stringer ở chỗ cắt bỏ.
- Khoét lỗ miệng lỗ khi sửa lại để phần hình trụ còn lại trên 0,2mm (0,008in) để khi biến dạng do lực không làm rộng lỗ định vị đỉnh tán, làm xê dịch tấm kim loại.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM  
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

**51-70-06 - Sửa chữa No.3. Sửa chữa Stringer ép dùm.**

***Hình 203 (từ 1 đến 5), trang 201 đến 205.***

***1.1. Phân tích phương án sửa chữa xà nẹp ép dùm.***

Xà nẹp/Stringer ép dùm là Stringer được gia công đúc áp lực cao khi kim loại trạng thái dẻo qua lỗ có tiết diện ngang đúng là tiết diện ngang của Stringer.

***Lắp đặt và tán đoạn xà nẹp nối chỗ sửa Extruded Stringer***

Ở đây sử dụng đinh tán Hi-loks có vòng khoá vai tỳ là loại đinh tán có độ bền cao, không có đầu nở do biến dạng nhiều.

Đường kính đinh tán 5/32" (4,0mm) và 6/32" (4,8mm)

Bước đinh tán 20mm (0,8in) bằng 5D và 22mm (0,86in) bằng 4,5D là hợp lý. Khoảng cách đinh tán tới mép tối thiểu 2D (8mm) hoặc 2D (9mm).

- Hình 203 (từ 4, 5) .

- Tiết diện A-A, B-B và hình vẽ:

Cắt đoạn Stringer hỏng. Làm miếng Filler lắp vào để tạo mặt ghép tán đinh tán vào vỏ bọc.

Làm Repair Profile có cùng vật liệu và kích thước với Stringer hiện có, có chiều dài hơn mỗi phía chỗ hỏng 3 đinh tán.

Làm miếng Shim dày 0,5mm (0,020in) để hai Stringer lắp khít vào nhau.

Chú ý ở đây đinh tán có vai tỳ, có kích thước đều nhô cao nên phải lắp đặt so le. Khi hai hàng đinh tán nằm vuông góc với nhau có hai đầu vai tỳ cạnh nhau.

- Tiết diện C-C, D-D và hình vẽ:

Cắt bỏ một phần đế hoặc Flange trên

Sửa chữa chỉ cần làm đoạn Repair Angle, và dài hơn chỗ hỏng mỗi phía 3 đinh tán.

Cần miếng Filler lắp vào phần cắt bỏ của Stringer để tạo mặt phẳng tán Repair Angle vào vỏ bọc.

Dùng Filler lắp vào đinh tán, nếu đầu mũ đinh chạm bán kính lượn Stringer

- Hình 203 ( từ 5)



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

Sửa chữa tương tự ở trên, nhưng ở đây kích thước Extruded Stringer có khác nhau nên sắp đặt lỗ để tán đinh có vai tỳ phải tính toán để khỏi chạm nhau, hoặc chạm chỉ tiết xung quanh.

Sửa chữa theo phương án thiết kế ở đây là bảo đảm phục hồi độ bền uốn và xoắn của Stringer và sắp đặt hợp lý khi sử dụng đoạn Repair Profile có cùng vật liệu và kích thước với Extrude Stringer hiện có. Modul tiết diện ngang tại chỗ sửa chữa bằng hoặc lớn hơn Modul tiết diện của Stringer nguyên gốc.

Đinh tán Hi-loks là loại đinh tán có độ bền cắt cao, khả năng hãm chặt vai tỳ cao, không có đầu nở nên không có biến dạng lớn. Sử dụng đinh tán này ở các bộ phận kết cấu quan trọng, chịu rung động, chịu tải trọng lớn.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

**51-70-06 - Sửa chữa No5. Thay thế xà nẹp/ Stringer**  
**Hình 205 (từ 1 đến 7) trang 201 đến trang 207.**

**1.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa thay thế xà nẹp.**

Sửa chữa ở đây là thay một phần Stringer, dùng đoạn nối để liên kết hai phần Stringer lại.

**Sắp đặt và tán nối Stringer**

- Hình 203 (từ 4. 5) .

- Tiết diện A-A và hình vẽ: Existing Fomed Stringer, sử dụng lỗ đinh tán có sẵn.

Làm Splice Section có kích thước ôm vào Stringer hiện có và có chiều dài về mỗi phía khe nối 4 hàng đinh tán là bảo đảm hợp lý. Phần Stringer thay thế như Stringer hiện có.

Nếu không làm được phần nối/Splice Section, làm hai phần nối ghép lại có dạng như Splice Section, nhưng phải bảo đảm khoảng cách tâm lỗ tán tới mép 8mm (0.31in).

- Hình và tiết diện B-B. Xà nẹp tạo dạng hiện tại/Existing Fomed Stringer, liên kết không sử dụng lỗ đinh tán sẵn có.

Dùng Repair Stringer giống Stringer hiện có, có chiều dài từ khe hở mối nối về mỗi phía bố trí được 4 hàng đinh tán là bảo đảm liên kết chắc Stringer. Vì dùng Repair Stringer giống Stringer hiện có nên phải dùng thêm miếng điền dây/Shim để điều chỉnh sao lắp hai Stringer ngược nhau ôm sát vào nhau để tán đinh tán kẹp chắc.

- Hình 205 ( từ 7). Existing Fomed Stringer

- Hình và tiết diện C-C, D-D

Khi Existing Stringer Profile P/N A95677-001 lắp với New Stringer và Splice Section A95667-001 thì phải dùng Shim điều chỉnh độ cao và góc lượn sao cho các Stringer có các mặt ghép sát nhau để đinh tán bắt chặt.

- Hình và tiết diện E-E, F-F

Khi Existing Stringer Profile lắp với New Stringer và Splice Section A95667-001 cùng giống nhau thì phải có Filler và Reinforcement Strip có chiều dài trên toàn bộ New Stringer.

Phần nối/Splice Section có chiều dài từ mép nối về mỗi phía sắp đặt được 3 hàng đinh tán là chấp nhận được.

Hư hỏng Stringer là do quá tải uốn hoặc xoắn Stringer hoặc do gỉ mục, hoặc do khuyết tật khi chế tạo. Nếu do quá tải khi làm việc thì sửa chữa Stringer phải được tăng cường bằng dùng Splice Section có tiết diện ngang lớn hơn để Modul tiết diện lớn hơn Stringer hiện có.

**ATA-51-70-06**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

Khi phải thay thế Stringer tạo dạng và Splice Section nối hai phần xà lại phải dùng 4 hàng đinh tán mỗi phía từ mép nối và dùng đinh tán thân đặc thông dụng.

Khi phải thay thế Stringer ép đùn và Splice Section nối hai phần xà lại, phải dùng 3 hàng đinh tán mỗi phía từ mép nối, và dùng đinh tán Hi-Loks có độ bền rất cao.

Đinh tán Hi-Loks chỉ sử dụng chỗ lực kéo tãm và cắt đinh tán cao và bề dày phù hợp. Đinh tán Hi-Loks không bao giờ dùng ở chỗ chiều dày kẹp chặt nhỏ hơn đường kính thân đinh tán.

ATA-51-70-06



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**51-70-06 - Sửa chữa No6. Sửa chữa xà ép đùn/EXTRUDED và xà tạo dạng/FORMED SECTION.**

**Hình 206 (từ 1, 2, 3, 4, 5, 6), trang 201, 202, 203, 204, 205, 206.**

**1.1. Phân tích phương án sửa chữa xà nẹp ép đùn và tạo dạng.**

Ở đây trình bày chỉ dẫn sửa chữa cần thiết để sửa chữa góc ép đùn và tạo dạng từ tám kim loại. Quy trình này chỉ ra cách làm đoạn nối, thay thế đoạn góc.

**Lắp đặt và tán vá chỗ nối.**

- Newsection: có cùng vật liệu và kích thước như section ban đầu
- Bonded Section, cùng loại, nhưng có bề dày lớn hơn 0,5mm (0,006in) section ban đầu, như vậy dày hơn 1,25 lần.

Splice Section có tiết diện lắp khít Existing Section, có chiều dài từ khe mối nối về mỗi phía sắp đặt được 4 hàng đinh tán.

Splice Section có cùng vật liệu, bề dày lớn dày hơn Section hiện có 1,25 lần để tăng cường bền cho chỗ nối. Sửa chữa như vậy, Modul tiết diện chỗ sửa chữa lớn hơn Modul tiết diện Section hiện có.

Sửa chữa nối và thay thế Existing Section là đúng nguyên tắc sửa chữa.

Sửa khoét lỗ miệng lỗ phân xi lanh còn lại nhỏ hơn 0.2mm (0,008in) thì phải dùng Shim còn.

Sử dụng đinh tán Hi-Loks là loại đinh tán có độ bền cắt cao, sử dụng chỗ chịu lực lớn, rung động, có bề dày kẹp lớn hơn đường kính đinh tán. Chú ý đầu đinh tán và tai tỳ chạm vào bán kính lượn của Profile phải dùng Filler để điều chỉnh.

Tính toán số lượng đinh tán và kiểm tra độ bền mối ghép nối xem quyển I, phần II tài liệu này.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**51-70-07 - Sửa chữa No1. Sửa chữa tấm thành/WEB-PLATE.**

**Hình 201 (từ 1 đến 3) trang 201 đến 203.**

**1.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa tấm thành.**

Ở đây cho chỉ dẫn chính để sửa chữa Web-plate kim loại hòng.

Không sử dụng sửa chữa này cho:

- Chỗ bị hạn chế nhỏ hơn 25mm (1in) đến Doubler, Fitting, hoặc Bracket.
- Chỗ bị hạn chế nhỏ hơn 25mm (1in) đến bậc của vỏ bọc ở web.
- Các thành phần gia công máy, rèn hoặc các thành phần khác không làm từ kim loại tấm.

Sửa chữa ở đây cho:

- Chỗ hư hỏng cách xa nhỏ hơn 8mm (0,31in) và lớn hơn 25mm (1in) cách từ mép . lỗ. kẹp chặt.
- Chỗ hư hỏng cách xa lớn hơn 8mm và nhỏ hơn 25mm (1,0in) cách lỗ mép, lỗ, chỉ tiết kẹp chặt.

Lắp đặt và tán vá

- Hình 201 (Tờ 3). Hình phía bên trái, miếng Splice Patch có chiều rộng từ khe giáp nối của Existing Web và Repair Web về mỗi phía sắp đặt hai hàng đinh tán. Hai đầu miếng nối ở trên Cap do lỗ đinh tán bố trí hai hàng sole nên phải cắt vát ở đầu miếng nối theo hàng đinh tán để bảo đảm khoảng cách đinh tán tới mép tối thiểu 2D. Chỗ rách khoan chặn, mũi khoan đường kính 4mm (0,15in) hoặc cắt bỏ chỗ hòng, lượn góc và chỉnh sửa.

Chuẩn bị miếng Repair Patch có kích thước rộng từ mép chỗ rách, cắt bỏ về mỗi phía hai hàng đinh tán là bảo đảm độ bền.

- Hình 201 (tờ 3). Hình phía bên phải khác bên trái là Web tán đinh vào Cap có một hàng đinh tán, nên miếng vá cũng như miếng nối cũng chỉ cần hai hàng đinh tán từ mép rách, mép chỗ cắt bỏ, mép giáp nối của Existing Web và Repair Web về mỗi phía.

Phương án thiết kế sửa chữa ở hình 201 (tờ 3) nêu ra là đảm bảo độ bền, đáp ứng yêu cầu kỹ thuật.

Lỗ có đường kính nhỏ hơn 10mm, không cần sửa chữa, nhưng ở vách ngăn chịu áp suất, hoặc ở khu vực thùng nhiên liệu cánh thì dùng miếng vá tròn có một hàng đinh tán bao quanh có đường kính bằng đường kính lỗ hòng cộng với 4 lần khoảng cách mép (khoảng cách lỗ đinh tán tới mép tối thiểu 2D).

ATA-51-70-07



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

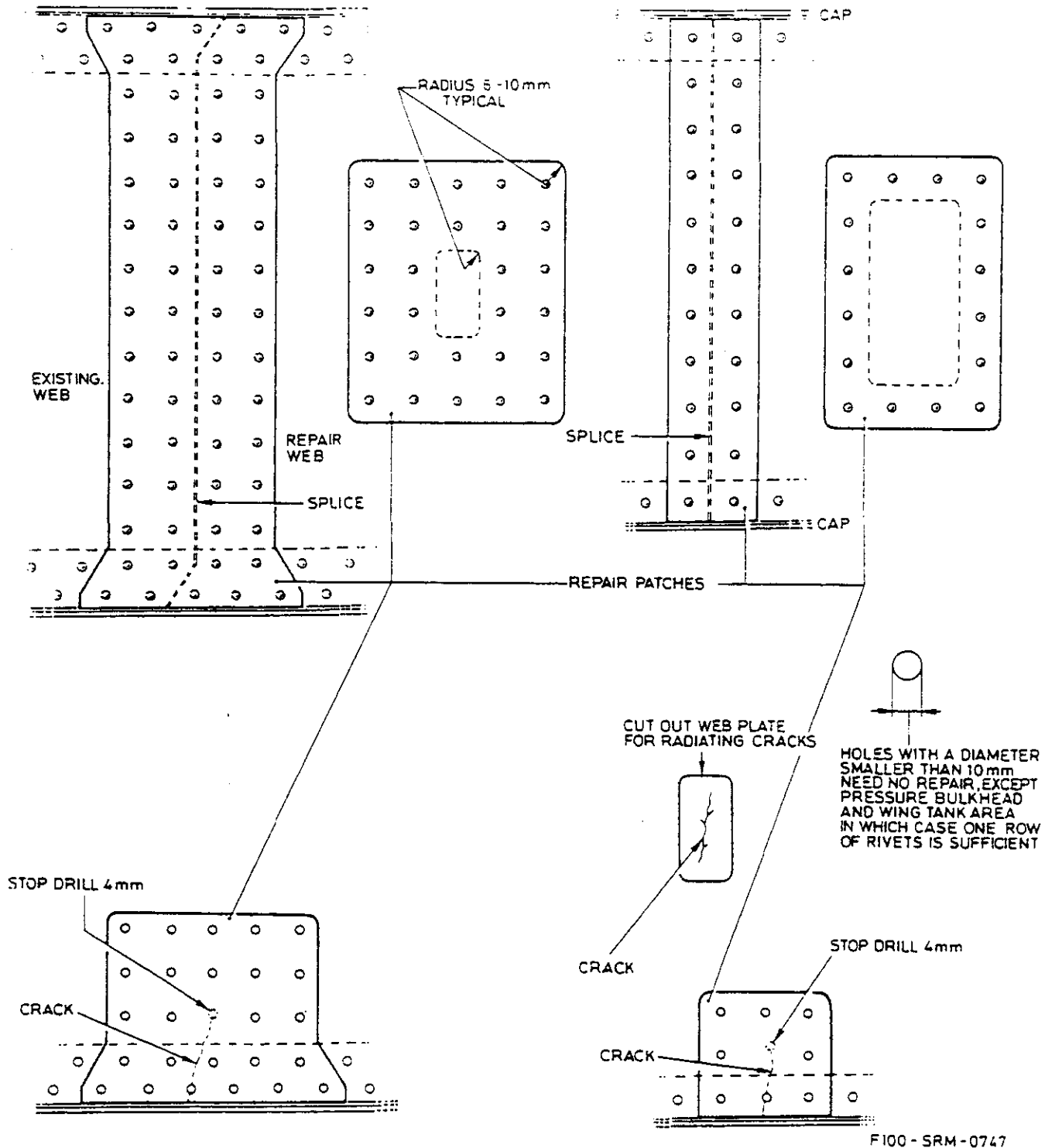
***1.2. Đề xuất phương án:***

Hình 201 (tờ 3), hình phía bên phải. Khi Web bị rách, hỏng là thể hiện làm việc quá tải hoặc rung động, hoặc điều kiện làm việc khắc nghiệt (ẩm ướt, bụi, bẩn...) nên theo nguyên tắc miếng nối, miếng vá làm tăng kích thước về mỗi phía chỗ rách, hỏng, chỗ nối lắp đặt hai hàng đinh tán để bảo đảm tăng bền, chắc, ôm khít miếng nối, miếng vá vào Web.



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**RIVETS:** USE THE RIVET TYPE, PITCH, ROW-DISTANCE AND NUMBER OF ROWS AS ARE FITTED IN THE NEAREST CONNECTION WEB TO CAP

Fig. 201 Web-Plate Repairs  
(Sheet 3 of 3)



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**CHƯƠNG 53/CHAPTER 53**  
**THÂN MÁY BAY**

**53-00-02 - Sửa chữa No.3A. Sửa chữa bền chắc không phẳng đối với vật liệu 5.322 và 5.322/9. Hình 203A (từ 1 đến 8), trang 201 đến 208.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bền chắc không phẳng.**

Ở đây chỉ dẫn sửa chữa làm miếng vá ngoài khu vực chịu áp suất của thân. Nó làm từ vật liệu 5.322 (2024T3AlClad) và 5.322/9 (2024T42 AlClad). Chỉ dẫn này cũng có thể sử dụng cho khu vực không chịu áp suất.

- Kích thước chỗ cắt bỏ giới hạn 1.000mm (40in)
- Nếu sửa chữa tạm thời sử dụng đinh tán một phía phải có kích thước lớn hơn một kích cỡ của đinh tán một phía so với đinh tán đặc hiện dùng.
- Nếu sửa chữa tạm thời, sau 3000 chu kỳ bay, làm miếng vá lớn hơn ở tất cả các hướng lắp đặt được một hàng đinh tán.
- Sửa chữa ở đây có hiệu lực cho 90.000 chu kỳ bay.
- Quy trình sửa chữa ở đây có thể sử dụng sửa chữa:
  - + Vỏ bọc đơn, có bề dày 1,0mm (0,040in); 1,2mm (0,050in); 1,6mm (0,063in).
  - + Vỏ bọc liên kết có tổng bề dày 1,6mm (0,063in).
  - + Vỏ bọc ăn mòn hoá học từ 1,6mm (0,063in) đến 1,0mm, hoặc 1,2mm (0,040in hoặc 0,050in).

**Lắp đặt và tán vá**

- Hình 203A. Sửa chữa bền chắc không phẳng cho vật liệu 5.322 và 5.322/9 (từ 5). Bề dày vỏ bọc 1,0mm (0,04in).

Dùng miếng vá 1,4mm (0,056in), vá bên trong hình dạng chữ nhật, kích thước miếng vá lớn hơn chỗ hỏng 3 hàng đinh tán hoặc hơn ở tất cả các hướng.

Mép miếng vá có hàng đinh tán trùng vào hàng đinh tán Frame, Stringer, thì phải làm miếng vá rộng thêm lắp được một hàng đinh tán ở bên cạnh xà đó. Hàng đinh tán này phải dễ kiểm tra.

**ATA-53-00-02**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

Đường kính đinh tán 5/32" (4.00mm). Khoảng cách mép 10mm (0,40in) lớn hơn 2D (8mm). Bước đinh tán và bước bằng 20mm (0,8in) bằng 5D là hợp lý.

Đinh tán phẳng: Khi khoét, phần xi lanh còn lại nhỏ nhất 0,2mm (0,008in). Lắp đinh tán vào lỗ, đầu phải nhô trên vỏ bọc ít nhất 0,1mm (0,004in) trước khi tán.

- Hình 203A (tờ 6). Sửa chữa bền chắc không phẳng cho vật liệu 5.322 và 5.322/9. Bề dày vỏ bọc 1,0mm (0,04in), do ăn mòn hoá học từ tấm vỏ bọc dày 1,6mm (0,063in).

Dùng miếng vá dày 1,4mm (0,056in). Miếng vá có hình dạng chữ nhật các cạnh song song và vuông góc Frame, Stringer. Kích thước lớn hơn chỗ cắt bỏ ở mỗi hướng lắp đặt được 3 hàng đinh. Trường hợp mép miếng vá có hàng đinh tán trùng vào hàng đinh tán ở Stringer, Frame thì phải làm miếng vá rộng lắp đặt thêm một hàng đinh tán ở bên cạnh xà đó. Nếu sửa chữa tạm thời thì dùng đinh tán một phía có kích thước lớn hơn một kích cỡ của đinh tán đặc hiện dùng.

Nếu sửa chữa tạm thời, sau 3.000 chu kỳ bay làm miếng vá sửa chữa bền chắc lớn hơn mỗi hướng lắp đặt được một hàng đinh tán mới.

Khoét lỗ miệng lỗ lắp đinh tán phẳng, phần xi lanh còn lại không nhỏ hơn 0,2mm (0,008in), phần chiều sâu khoét lỗ khi lắp đầu đinh tán vào còn nhô trên vỏ ít nhất 0,1mm (0,004in) trước khi tán.

Đường kính đinh tán 5/32" (4.00mm). khoảng cách mép 10mm (0,4in) lớn hơn 2D (8mm). Bước đinh tán 20mm (0,80in) là bằng 5D là hợp lý.

- Hình 203A (tờ 7). Sửa chữa bền chắc không phẳng vật liệu 5.322 và 5.322/9. Bề dày vỏ bọc 1,2mm (0,050in)

Dùng miếng vá dày 1,6mm (0,063in). Miếng vá hình dạng chữ nhật, có các cạnh song song và vuông góc với Stringer, Frame. Trường hợp mép miếng vá có hàng đinh tán trùng vào hàng đinh tán ở Stringer, Frame thì phải làm miếng vá rộng lắp đặt thêm một hàng đinh tán ở bên cạnh xà đó.

Nếu sửa chữa tạm thời, dùng đinh tán một phía (đinh tán rút) có kích thước lớn hơn một kích cỡ của đinh tán một phía.

Nếu sửa chữa tạm thời, sau 3.000 chu kỳ bay, làm miếng vá sửa chữa bền chắc lớn hơn mỗi hướng lắp đặt được một hàng đinh tán mới.

Khoét lỗ miệng lỗ lắp đinh tán đầu chìm, phần xi lanh còn lại không nhỏ hơn 0,02mm (0,008in), phần chiều sâu khoét lỗ khi lắp đầu đinh tán vào còn nhô trên vỏ bọc ít nhất 0,1mm (0,004in) trước khi tán.

ATA-53-00-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

Đường kính đinh tán 5/32" (4,00in). Khoảng cách lỗ đinh tán tới mép 10mm (0,50in) lớn hơn 2D (8mm). Bước đinh tán 20mm (0,80in) bằng 5D là bảo đảm phân bố hợp lý. Bước hàng 20mm (0,80mm) bằng 5D là đạt yêu cầu.

Hình 203 A, tờ 8. Sửa chữa bền chắc không phẳng ở vật liệu 5.322 và 5.322/9. Bề dày vỏ bọc 1,6mm (0,063in).

Dùng miếng vá dày 1,8mm (0,071in). Cách tiến hành sửa chữa tương tự như trên.

Đường kính đinh tán 6/32" (4,8in). Khoảng cách lỗ đinh tán tới mép 12mm (0,50in) bằng 2,5D; lớn hơn 2D (10mm). Bước đinh tán 22mm (0,90in) bằng 4,58D là hợp lý. Bước hàng 25mm (0,9in) bằng 5,2D là hợp lý.

- Miếng vá cắt theo hình chữ nhật có các cạnh song song vuông góc và với Stringer và Frame để phối hợp với khung xà bên trong khi sắp đặt đinh tán và tạo thuận lợi cho dòng chảy không khí.
- Miếng vá lớn hơn chỗ cắt bỏ mỗi hướng lắp đặt 3 hàng đinh tán hoặc hơn để bảo đảm độ bền đều của mối ghép và ôm chặt của miếng vá. Xem thí dụ tính toán ở đầu chương III.
- Hàng đinh tán ở mép miếng vá trùng vào Stringer, Frame thì phải tăng kích thước miếng vá để lắp đặt thêm một hàng đinh tán bên cạnh xà đó để giảm tập trung ứng suất cho vỏ bọc tại mép nối ghép, và cũng để nhìn để kiểm tra hàng ngoài cùng.
- Sửa chữa tạm thời dùng đinh tán một phía vì không tiếp cận được bên trong để đỡ đầu nở đinh tán đặc nên phải dùng đinh tán lớn hơn một kích cỡ của đinh tán đặc hiện có. Độ kẹp chặt và giữ chặt của đinh tán một phía không bằng đinh tán đặc.
- Sửa chữa tạm thời khi có điều kiện thời gian theo quy định tiến hành sửa chữa bền chắc. Miếng vá bền chắc phải rộng hơn tất cả các hướng so với miếng vá tạm thời lắp đặt được một hàng đinh tán mới. Miếng vá tạm thời không bảo đảm bền chắc lâu dài, trong thời gian làm việc có sự biến dạng, tạo ứng suất tập trung. Đó là lý do tăng kích thước mỗi hướng cho miếng vá bền chắc.
- Khoét lỗ miệng lỗ đinh tán phẳng.

Khoét lỗ không sâu quá, khi lắp đầu đinh tán vào còn nhô cao trên vỏ bọc ít nhất 0,1mm (0,004 in) để khi tán biến dạng, chôn đinh không làm biến dạng vỏ bọc.

ATA-53-00-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

Khoét lỗ miệng lỗ, phần xi lanh còn lại nhỏ nhất 0,2mm (0,008in) để định hướng đỉnh tán, không làm rộng lỗ, xê dịch vỏ bọc, tạo tập trung ứng suất và dễ gở sau này.

- Bề dày miếng vá dày hơn vỏ bọc: một kích cỡ kích thước hoặc hơn để tăng độ bền cho mối ghép, bù vào mất độ bền do khoan lỗ và cũng tạo điều kiện đủ bề dày khoét lỗ miệng lỗ lắp đầu đỉnh tán phẳng.
- Vật liệu sửa chữa cùng loại và xử lý nhiệt như vỏ bọc original

**3.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng đối với vật liệu 5.322 và 5.322/9**

- Nền sửa chữa vá phẳng. Miếng vá nằm phía trong và dùng miếng Insert lấp kín chỗ cắt bỏ.

Nếu vỏ bọc ăn mòn hoá học giữ lại bậc dày chỗ lắp trên Stringer và Frame là rất thuận lợi cho vá này.

- Miếng vá nên vát mép độ dốc 5t (phần còn lại không vát mép có chiều cao 0,5mm) để giảm tập trung ứng suất ở mép mối ghép đỉnh tán và mép miếng vá ôm khít vào vỏ bọc.

ATA-53-00-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**53-00-02 - Sửa chữa No.70. Sửa chữa xà vòng-cổ rãnh/Frame -  
Castellation. Hình 201, 202, trang 203, 304, 205, 206.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Frame - Castellation.**

Ở đây giới thiệu chỉ dẫn hư hỏng của Frame Castellation của Frame kết cấu từ C-Channel Section và Castellation.

Khả năng áp dụng:

- Quy trình áp dụng cho Castellation làm bằng vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad) hoặc 5.322/9 (2024T42Alclad).
- Sửa chữa ở đây có thể sử dụng để sửa chữa Frame Castellation với bề dày 0,8in (0,32in), 1,0mm (0,04in), 1,2mm (0,05in), 1,4mm (0,056in), 1,6mm (0,063in).

Frame cấu tạo gồm hai phần: C-Channel Section và Castellation. C-Channel Section là thành phần chính của Frame chịu tải trọng. Castellation là phần đế của Frame để liên kết với Stringer và vỏ bọc, có tác dụng truyền tải trọng từ vỏ bọc vào Stringer. Frame, Stringer, Longeron, Spar, ... liên kết với Skin tạo nên dạng kết cấu bán vỏ ứng suất (Semimonocoque).

Sửa chữa ở đây là cắt rời Castellation thành phần nhỏ giữa các Stringer. Miếng và sửa chữa đơn giản ở đây không thể gọi là phục hồi hình dạng và độ bền original.

Việc dùng filler thay cho xâu mép trong điều kiện sửa chữa là hợp lý.

**3.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa:**

Dùng đoạn Reinforcement Angle hoặc thanh chữ nhật có chiều dài hơn mép nối ở trên Stringer của Repair Angle và Exitxing Castellation mỗi phía 3 đỉnh tán hoặc dùng một đoạn Reinforcement Angle hoặc thanh chữ nhật nối cả hai mép nối ở trên Stringer có chiều rộng lắp đặt một hàng đỉnh tán.

Dùng một đoạn Reinforcement Angle hoặc thanh chữ nhật có chiều dài nối qua 3 chỗ nối của Repair Angle và Exitxing Castellation lắp vào chỗ cắt bỏ ở trên Stringer, có chiều rộng đủ lắp đặt một hàng đỉnh tán.

Sửa chữa như vậy, mới phục hồi hoàn toàn độ bền ban đầu Castellation nối vào C-Channel Section và vỏ bọc.

ATA-53-00-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**53-00-02 - Sửa chữa No.71. Sửa chữa hình dạng xà vòng/Frame Profile và góc tạo dạng/Flange Angle . Hình 201, 202, trang 201, 202, 203.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Frame Profile và Flange Angle.**

Ở đây chỉ dẫn thực hiện sửa chữa Frame Profile và Flange Angle của cả hai phương thẳng đứng và nghiêng của Frame thân.

Sửa chữa này đã trình bày ở sửa chữa No.2.

*Chú ý:* 1. Bước đinh tán và loại như ban đầu

2. Xấn mép Repair Section hoặc Filler lắp ráp hợp kim nhôm 5.322 như cần thiết để điều chỉnh sự khác nhau bề dày của Stringer và Frame Flange.

**Lắp đặt và tán vá sửa chữa biên dạng Frame và Frame Repair Angle**

- Hình 201, trang 203: Sửa chữa biên dạng, Frame (Frame - thông dụng)
  - Rách ở đế Frame chỗ cắt khoét lắp Stringer
  - Cắt bỏ phần xấn bậc ở đế Frame liên kết với Stringer bị rách
  - Làm đoạn góc sửa chữa (Repair Angle) có xấn bậc ở đầu có, hình dạng gần như phần lắp trước, lắp ôm khít vào Stringer và đế Frame, có chiều dài đủ tán 3 hàng đinh tán.
  - Dùng đinh tán MS20470AD, có đường kính như liên kết vỏ bọc với Frame.
  - Dùng WASHER, chỉ dùng ở khu vực chịu áp suất (buồng kín).
- Hình 202, trang 204: Sửa chữa Frame Angle
  - Hư hỏng rách flange của đế Frame và Reinforcing Angle đối diện với đế Flange Frame. Hai phần này đều liên kết tán đinh vào vỏ bọc.
  - Tháo Reinforcing Angle bị rách và cắt Flange Frame bị rách
  - Chế tạo hai đoạn góc: Flange Repair Angle và Reinforcing Repair Angle có hình dạng giống như nguyên gốc.
  - Lắp ghép hai đoạn góc sửa chữa và tán đinh tán như đinh tán Frame vào vỏ bọc.

Flange của Frame vừa để tăng cứng chống uốn và xoắn cho Frame, vừa tạo mặt đế để liên kết với vỏ bọc. Hư hỏng Flange ngoài làm giảm khả năng chống uốn và xoắn của Frame còn không truyền được tải trọng từ vỏ bọc Stringer, Longerons vào Frame.

**ATA-53-00-02**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

Sửa chữa ở đây là phục hồi lại Flange bị hỏng có cùng vật liệu hình dáng, kích thước như Flange ban đầu hoặc tăng cường độ bền. Như vậy tăng được độ cứng chống uốn và xoắn của Frame.

Cả hai phương án thiết kế sửa chữa ở hình 201, 202 đều bảo đảm phục hồi được độ bền, biên dạng, nhất là bề mặt lắp ghép với Stringer và vỏ bọc. Miếng vá phục hồi không gây tập trung ứng suất và tăng trọng lượng, sửa chữa không phức tạp.

ATA-53-00-02



## **CHƯƠNG 54/CHAPTER 54**

### **VỎ BỌC VÀ GIÁ TREO ĐỘNG CƠ**

**54-10-02 - Sửa chữa No.20. Sửa chữa lớn vỏ bọc của vỏ động cơ sau/Nacelle Aft-Cowl. Hình 201, trang 201, 202, 203, 204.**

#### **4.1. Giới thiệu chung**

Ở đây chỉ dẫn làm miếng vá sửa chữa phía ngoài vỏ bọc ngoài của Nacelle Aft Cowl

- 4.1.1. Vì kết cấu của AFT COWL bị đóng kín, lối vào phía trong của vỏ bọc là khó khăn. Do đó sửa chữa ở đây sử dụng miếng vá sửa chữa phía ngoài và dùng đinh tán một phía.
- 4.1.2. Giữa Longerons và Frames, có bề dày vỏ bọc ăn mòn hoá học giảm từ 2,05mm (0,08in) đến 0,8mm (0,032in). Xem hình 201, tiết diện A.A. Để sửa chữa, một hàng đinh tán tại hàng đinh tán hiện có là đủ vì liên quan bề dày vỏ bọc tại vị trí này là 2,05mm (0,08in). Tuy nhiên, hai hàng đinh tán là yêu cầu đối với chỗ vỏ bọc mỏng.
- 4.1.3. Quy trình này tính toán kết hợp: 3 bề dày miếng vá sửa chữa và loại đinh tán.
  - Bề dày miếng vá là 0,8 đến 1,2mm (0,032in đến 0,05in) dùng đinh tán đầu nhỏ 5/32" (4,0mm).
  - Bề dày miếng vá 0,8mm (0,032in), dùng đinh tán đầu chìm 5/32" ở lỗ dập lõm.
  - Bề dày miếng vá 1,2mm (0,050in), dùng đinh tán phẳng giảm ở miệng lỗ khoét lỗ.

Nếu sửa chữa đi vào tiếp xúc với chất làm kín Stubwing sau lắp đặt cụm lắp vỏ động cơ ở trên Stubwing, đó là yêu cầu cao đối với sử dụng miếng vá sửa chữa mỏng (0,8mm = 0,032in) với đinh tán đầu phẳng ở lỗ dập lõm. Đây là phòng ngừa làm tăng kéo căng hoặc làm hỏng bịt kín Stubwing.

**54-10-02**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**4.2. Làm sạch chỗ hỏng và cắt bỏ chỗ hỏng của vỏ bọc thành hình chữ nhật. Bán kính lượn góc 10mm (0,394in). Loại bavaria và mép sắc.**

**4.3. Làm miếng sửa chữa ở hình 201 và 202**

Hình 201. Sửa chữa các hàng đinh tán hiện có.

Hư hỏng ở giữa hai Frames. Cắt bỏ chỗ hỏng hình chữ nhật một đầu cắt sát đến Frame, một đầu cắt cả phần chống lên Frame.

Làm miếng vá ngoài chữ nhật có chiều dọc mép cắt, vuông với Frames, rộng hơn chỗ hỏng bố trí hai hàng đinh tán mỗi bên.

Chỗ cắt vỏ bọc trên Frame, phải có Filler.

*Chú ý:* Phải sử dụng đệm côn P/n FoN18-9151S05, hoặc tương đương vào vị trí khoét lỗ ở Original Skin hoặc đập lõm lỗ kẹp chặt ở miếng vá khi sử dụng miếng vá phía ngoài.

**4.4. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa lớn vỏ bọc động cơ sau.**

Vỏ bọc Nacelle Aft -Cowl là không chịu tải trọng từ máy bay. Nó làm việc chủ yếu bị rung động và nhiệt độ cao thay đổi theo chu kỳ bay nên rất dễ bị rách, hư hỏng.

Do đó sửa chữa ở đây không đòi hỏi độ bền cao, và độ phẳng nhằm khí động học.

*Ưu điểm* : Miếng vá đơn giản, nhanh.

*Nhược điểm* : Miếng vá không bền chắc lâu dài, không tạo được bề mặt phẳng nhằm khí động học.

Vật liệu sửa chữa dùng 5.322 (2024T3 Alclad) có bề dày 1,2mm (0,050in) để vừa đảm bảo tăng cường độ bền, độ cứng và đủ bề dày khoét lỗ miệng lỗ dùng đinh tán phẳng.

Đinh tán một phía phải lớn hơn đinh tán đặc hiện có một cỡ kích thước là bảo đảm độ bền.

Hàng đinh tán mép miếng vá trùng vào Frame chỉ cần một hàng đinh tán hiện có là bảo đảm bền và không tạo tập trung ứng suất ở vỏ bọc vì vỏ bọc chỗ lắp trên Frame dày 2,05mm (0,08in) phía dưới là Frame vững chắc. Miếng vá vát



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

mép 5t bao quanh mép để giảm tập trung ứng suất ở mép miếng vá và tạo thuận lợi nhả mặt ngoài.

### **4.5. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng.**

Repair Patch ở phía trong vỏ bọc. Miếng Filler có kích thước và bề dày bằng chỗ vỏ bọc cắt bỏ. Cắt bỏ bạc dày do vỏ bọc ăn mòn hoá học ở phía Frame có một hàng đinh tán đủ để lắp Repair patch.

Phương án này bảo đảm độ bền và độ phẳng nhả, nhưng sửa chữa phức tạp và bổ xung thêm đinh tán để kẹp chặt Filler vào Repair patch.

ATA-54-10-02



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT PRI43IG OR EQUIVALENT.

MATERIAL OF THE REPAIR PARTS IS 5.322 (2024 T3 ALCLAD).

THICKNESS OF REPAIR PATCH IS RELATED TO THE RIVET TYPE:

- REDUCED FLUSH-HEAD IN COUNTERSUNK HOLES: 1.2 mm (0.050 in) THICK
- FLUSH RIVETS IN DIMPLED HOLES: 0.8 mm (0.032 in) THICK
- PROTRUDING-HEAD RIVETS: 0.8 TO 1.2 mm (0.032 TO 0.050 in)

- - CR3224-5, REDUCED FLUSH-HEAD BLIND-RIVET OR
- CR3222-5, FLUSH-HEAD BLIND-RIVET, OR
- CR3223-5, PROTRUDING-HEAD BLIND-RIVET

NOTE: ALLFAST RIVETS AF322, -5 CAN BE USED ALTERNATIVELY

+ EXISTING RIVET, REFERENCE ONLY.

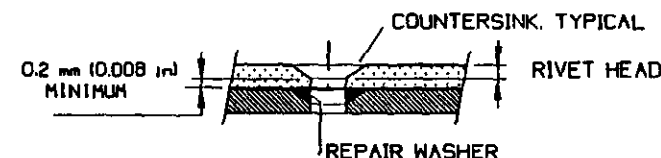
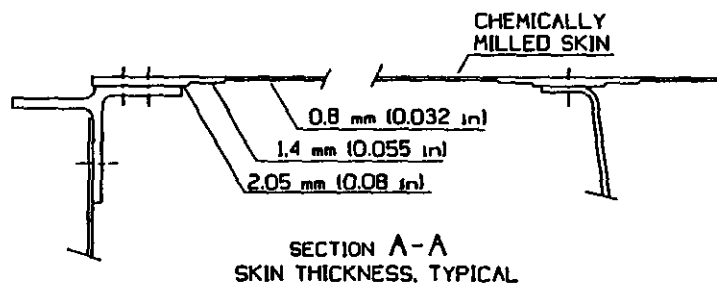
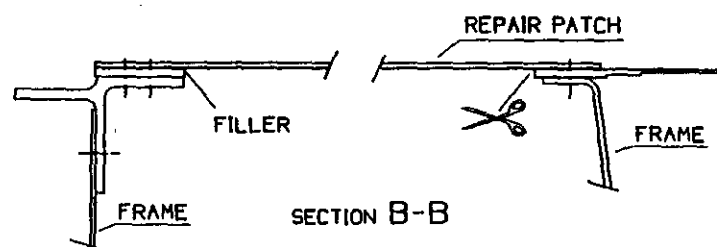
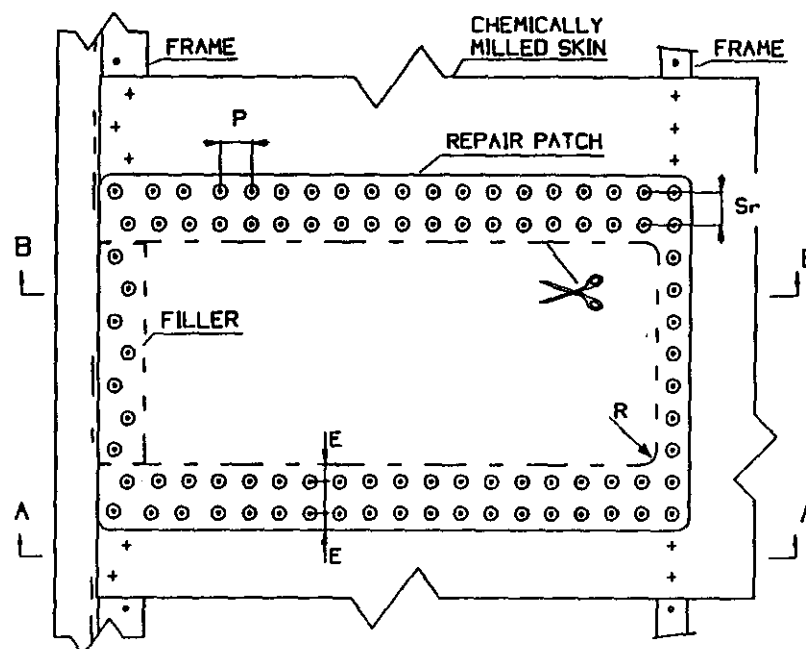
R = RADIUS. B = 10 mm (0.3 - 0.4 in), TYPICAL.

E = EDGE DISTANCE. 10 mm (0.4 in) MINIMUM, TYPICAL.

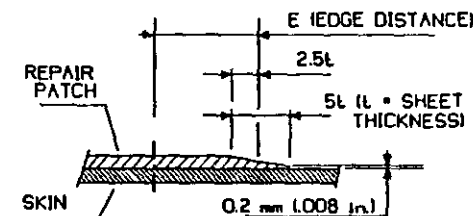
P = PITCH. 18 TO 20 mm (0.71 TO 0.79 in), TYPICAL.

Sr = ROW DISTANCE. 18 TO 20 mm (0.71 TO 0.79 in), TYPICAL.

Figure 201, Repair between existing fastener rows.



USE REPAIR WASHERS p/n FaN 18-9151S05, OR EQUIVALENT AT THE LOCATION OF COUNTERSINKS IN THE ORIGINAL SKIN OR DIMPLE THE FASTENER HOLES IN THE REPAIR PATCH.



CHAMFER THE EDGES OF THE REPAIR PATCH



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

**54-10-02 - Sửa chữa No.22. Sửa chữa chỗ hỏng sâu sau khi làm sạch ở vỏ động cơ sau/Nacelle AFT-COWL. Hình 201, trang 201, 202, 203, 204**

**4.1. Giới thiệu chung :**

- 4.1.1. Ở đây cho chỉ dẫn sửa chữa miếng vá ngoài hư hỏng vỏ bọc sâu do mài mòn, gỉ, xước, v.v... ở Nacelle Aft- Cowl.
- 4.1.2. Nếu chiều sâu chỗ hỏng sau khi làm sạch lớn hơn 0,5mm (0,002in) không thể sửa chữa bổ sung. Cắt bỏ chỗ hỏng và sửa chữa như sửa chữa No20, 21.
- 4.1.3. Vì kết cấu của Aft-Cowl là bao kín, lối vào bên trong vỏ bọc khó khăn. Do đó sửa chữa sử dụng miếng vá sửa chữa ngoài và dùng loại kẹp chặt một phía.
- 4.1.4. Giữa Longeron và Fram dùng vỏ bọc có bề dày ăn mòn hoá học giảm từ 2,05mm (0,08in) đến 0,8mm (0,032in). Xem hình 201, tiết diện A-A. Để sửa chữa, một hàng đinh tán tại hàng đinh tán hiện có là đủ vì vỏ bọc vị trí này có bề dày 2,05mm (0,08in). Xem sửa chữa No.20, tuy nhiên hai hàng đinh tán là yêu cầu ở chỗ vỏ bọc mỏng.
- 4.1.5. Quy trình này tính toán kết hợp: 3 bề dày miếng vá sửa chữa và loại đinh tán.
- Bề dày miếng vá là 0,8 đến 1,2mm (0,032in đến 0,05in) dùng đinh tán đầu nhỏ, đường kính 5/32" (4,00in)
  - Bề dày miếng vá 0,8mm (0,032in) dùng đinh tán phẳng một phía, ở lỗ dập lõm, đường kính 5/32" (4,00mm)
  - Bề dày miếng vá 1,2mm (0,050in), dùng đinh tán phẳng đầu giảm ở miệng lỗ khoét lỗ, đường kính đinh tán 5/32" (4,00mm).

Nếu sửa chữa đi vào tiếp xúc với chất làm kín Stubwing sau lắp đặt cụm lắp vỏ động cơ ở Stubwing, đó là yêu cầu cao đối với sử dụng miếng vá sửa chữa mỏng (0,8mm = 0,032in) với đinh tán phẳng lỗ dập lõm. Đây là để phòng ngừa làm tăng kéo căng hoặc hư hỏng chất làm kín Stubwing.

**4.2. Làm sạch chỗ hỏng**

Làm nhẵn chỗ hỏng. Trong trường hợp gì phải kiểm tra loại hết gỉ.

ATA-54-10-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

- 4.3. Nếu chỗ hỏng sau khi làm sạch, sâu hơn 0,5mm (0,002in) hư hỏng phải được cắt đi và sửa chữa như sửa chữa No.20, 21
- 4.4. Làm miếng sửa chữa như hình 201, sử dụng Shim nếu khe hở là 0,2mm (0,008in) hoặc hơn:

Hình 201. Sửa chữa hư hỏng sau khi làm sạch

Làm miếng vá sửa chữa, vật liệu 5.322 (2024T3 AlClad) có bề dày 1,2mm (0.050in). Miếng vá có kích thước lớn hơn chỗ hỏng ở các hướng sắp đặt hai hàng đinh tán.

Miếng vá được lượn góc, vá mép như chỉ dẫn.

Làm miếng Filler lấp vào chỗ hỏng trên Frame để kẹp chặt miếng vá và vỏ bọc vào Frame.

Dùng loại đinh tán phẳng một phía, đầu giảm, đường kính đinh tán 5/32" (4.0mm) FoN 18-9151S05 hoặc tương đương tại vị trí khoét lỗ ở vỏ bọc Original.

Khoảng cách mép 10mm (0,3-0,4in) lớn hơn 2D (8mm). Khoảng cách mép ở đây là khoảng cách từ tâm lỗ đinh tán đến giữa vát mép ( $2,5t=3mm$ ).

Bước đinh tán và bước hàng đinh tán: 18 đến 20mm (0,71 đến 0,79in) bằng 4,5D đến 5D là hợp lý.

- 4.5. *Phân tích phương án thiết kế sửa chữa chỗ hỏng sâu ở miệng hút vỏ động cơ.*

*Ưu điểm:* Miếng vá đơn giản, nhanh, bảo đảm độ bền, độ kín của mối ghép tán. Miếng vá giảm ứng suất tập trung. Vát mép lớn 5t đã giảm cản dòng chảy không khí, giảm tập trung ứng suất ở mép miếng vá.

*Nhược điểm:* Miếng vá phía ngoài, không tạo được bề mặt phẳng nhẵn khí động học và là miếng vá không bền chắc lâu dài.

Bề dày miếng vá sử dụng là 1,2mm (0,050in) để khoét lỗ miệng lỗ, tăng bền cứng. Nhưng đây, tăng trọng lượng, tăng tập trung ứng suất.

Do không tiếp cận được bên trong để đỡ đầu nở đinh tán, phải dùng đinh tán một phía. Để bảo đảm độ bền chắc phải sử dụng đinh tán một phía có kích thước lớn hơn đinh tán đặc hiện có một kích cỡ.

ATA-54-10-02



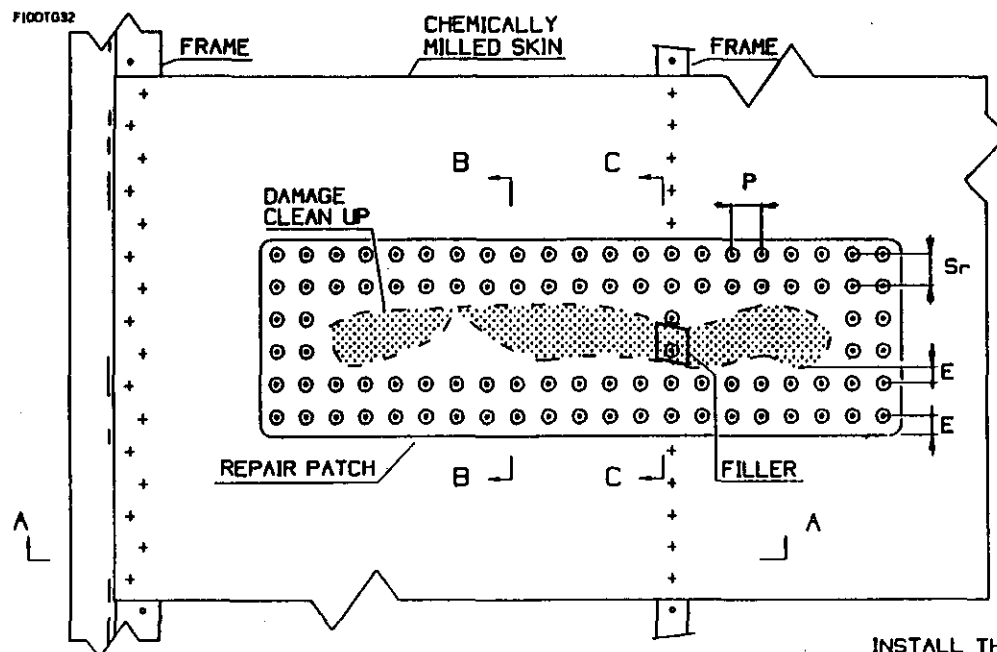
**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**4.6. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa:**

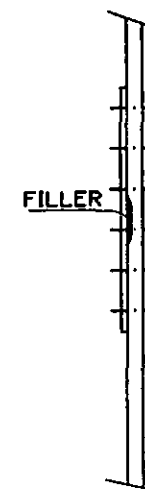
Dùng miếng vá có bề dày 0,8mm (0,032in), dập lõm các miệng lỗ để lắp đinh tán đầu chìm.

Vỏ bọc hiện có dưới miếng vá phải khoét lỗ chỗ có bề dày 1,2mm trở lên, chỗ có bề dày 0,8mm dập lõm lỗ đinh tán để liên kết vỏ bọc với miếng vá.

Nếu chiều sâu chỗ hỏng ở vỏ bọc lớn hơn 0,5 mm (0,002 in), không sửa chữa bổ sung mà phải cắt bỏ chỗ hỏng và dùng miếng vá (Doubler) để vá sửa vì độ bền kéo của vỏ bọc chỗ hỏng nhỏ hơn độ bền kéo cho phép nhỏ nhất (độ an toàn nhỏ nhất). Xem thí dụ đầu chương III tài liệu này.



SECTION B-B  
(NOT TO SCALE)



SECTION C-C  
(NOT TO SCALE)

INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT PRI431G OR EQUIVALENT.

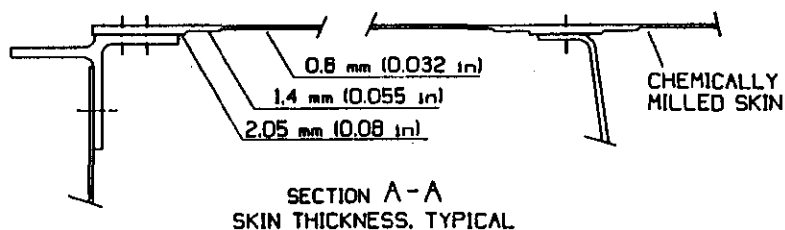
MATERIAL OF THE REPAIR PARTS IS 5.322 (2024 T3 ALCLAD).

THICKNESS OF REPAIR PATCH IS RELATED TO THE RIVET TYPE:

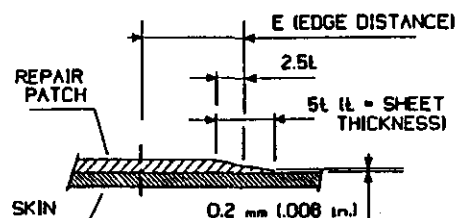
- REDUCED FLUSH-HEAD IN COUNTERSUNK HOLES: 1.2 mm (0.050 in) THICK
- FLUSH RIVETS IN DIMPLED HOLES: 0.8 mm (0.032 in) THICK
- PROTRUDING-HEAD RIVETS: 0.8 TO 1.2 mm (0.032 TO 0.050 in)

- ⊙ - CR3224-5, REDUCED FLUSH-HEAD BLIND-RIVET OR
- CR3222-5, FLUSH-HEAD BLIND-RIVET, OR
- CR3223-5, PROTRUDING-HEAD BLIND-RIVET

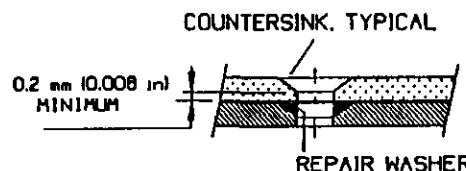
NOTE: ALLFAST RIVETS AF322 .-5 CAN BE USED ALTERNATIVELY



SECTION A-A  
SKIN THICKNESS, TYPICAL



CHAMFER THE EDGES OF THE REPAIR PATCH



USE REPAIR WASHERS p/n FAN 18-9151S05, OR EQUIVALENT, AT THE LOCATION OF COUNTERSINKS IN THE ORIGINAL SKIN OR DIMPLE THE FASTENER HOLES IN THE REPAIR PATCH.

- + EXISTING RIVET, REFERENCE ONLY.
- R = RADIUS, 8 - 10 mm (0.3 - 0.4 in), TYPICAL.
- E = EDGE DISTANCE, 10 mm (0.4 in) MINIMUM, TYPICAL.
- P = PITCH, 18 TO 20 mm (0.71 TO 0.79 in), TYPICAL.
- Sr = ROW DISTANCE, 18 TO 20 mm (0.71 TO 0.79 in), TYPICAL.

Figure 201, Repair of a damage-clean-up



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

**CHƯƠNG 55/CHAPTER 55**  
**BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY**

**55-00-02 - Sửa chữa cụ thể. Trang 1, 2, 3, 4. Hình 1, 2.**

**5.1. Giới thiệu chung**

A. Hư hỏng được phân loại tại 51-10-02 No.1 và 51-10-02 No.1 là hư hỏng cho phép hoặc hư hỏng có thể sửa chữa. Hư hỏng có thể sửa chữa là được sửa chữa bởi sửa chữa tiêu chuẩn (51-70-00), hoặc sửa chữa đặc biệt đối với chỗ cụ thể hoặc thay thế.

B. Sửa chữa phải bảo đảm cables, cơ cấu hoạt động và các chi tiết không bị hỏng do khoan và cắt.

**5.2. Sửa chữa mép trước cánh**

A. Sửa chữa phẳng có thể làm bởi lắp đặt miếng vá chống bên trong thành phần. Tuy nhiên, đây chỉ cho phép nếu Air-Channel của hệ thống phòng băng được phục hồi lại. Xem các mục sau:

B. Sửa chữa không phẳng, tất nhiên trong phạm vi giới hạn, có thể dùng miếng vá bên ngoài. Xem mục sau.

C. Vết lõm nhấn có thể nắn ra, xem 51-70-05, sửa chữa No.2.

**5.3. Độ phẳng nhấn khí động học**

A. Phục hồi hư hỏng bất kỳ để độ phẳng nhấn khí động học được phục hồi trong phạm vi giới hạn cho phép.

B. Nếu có thể sửa chữa phải làm phẳng với mặt bao bộ phận thăng bằng đến bình thường. Khi sửa chữa không phẳng là không tránh khỏi, mép của tấm nhô lên và miếng vá phải vát mép, trừ các trường hợp khác, để làm giảm như có thể.

C. Ở mép trước thăng bằng đứng, sửa chữa phía ngoài là với điều kiện cho phép miếng vá sửa chữa là bao quanh toàn bộ mép trước. Xem hình 1, tuy nhiên miếng vá nhỏ, tại bên phía sau mép trước là cho phép, nhưng nó có bị giới hạn ở số lượng và kích thước. Xem hình 2. Tất cả mép miếng vá phải được vát mép để giảm nhỏ nhất nhiễu loạn dòng không khí và nó phải

ATA-55-00-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

làm kín để phòng ngừa khe hở không khí chứa hợp chất ẩm.

### **5.4. Bộ phận phá băng**

Để phòng đóng băng ở thang bằng ngang, mép trước có hệ thống chống đóng băng; khí nóng từ động cơ đốt nóng bên trong vỏ bọc. Khí nóng ở đây truyền qua Air-channel ở giữa vỏ bọc trong.

Khi tiến hành sửa chữa mép trước thang bằng ngang, loại hư hỏng bất kỳ hoặc thành phần cản trở không khí đi qua. Nếu miếng vá sẽ lắp đặt, chú ý đến để tiếp xúc tốt giữa vỏ bọc và miếng vá để bảo đảm truyền nhiệt tốt. Cắt bỏ chỗ lõm, nó sẽ được phủ bằng miếng vá ngoài vì khe hở giữa miếng vá và vỏ bọc sẽ cách ly truyền nhiệt chống đóng băng.

### **5.5. Thành phần chế tạo**

Chi tiết chế tạo phải xử lý Alodine 1200S và sơn lót Cromat kẽm. Các miếng Insert phải được lượn góc bán kính nhỏ nhất 13mm (0,5in) (trừ yêu cầu khác ở bản vẽ); miếng Insert có kích thước lớn nhất nhỏ hơn 25mm (1in) phải làm tròn, trừ đòi hỏi khác; góc của miếng vá, Reinforcement Plate và Angles phải lượn tròn bán kính nhỏ nhất là 6mm (0,24in), trừ yêu cầu khác.

### **5.6. Lỗ vào**

Để có được lỗ vào chỗ hòng, người ta cần phải tháo bộ phận ở panel, hoặc cắt mở lỗ vào. Lỗ vào phải được sửa chữa phù hợp với sửa chữa tiêu chuẩn (51-70-01).

### **5.7. Lắp ráp ướn**

Tất cả bộ phận sửa chữa phải được lắp ráp ướn bằng hợp chất làm kín PR143G hoặc tương đương (51-23-01) trừ quy định khác. Sử dụng chất làm kín chịu nhiệt độ cao PR1910 ở "chỗ nóng" của phần mép trước. Ở những chỗ này chất làm kín sửa chữa có thể bị phá huỷ do Skydrol, bảo vệ chất làm kín phù hợp với hai lớp phủ Nycote 7-11 (51-23-01).

### **5.8. Phù hợp với tất cả quy trình tiêu chuẩn ở chương 51**

### **5.9. Sửa chữa**

Sửa chữa No.1. Sửa chữa Shroud bộ phận thang bằng ngang.

### **5.10. Sửa chữa cụ thể**

ATA-55-00-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

- Hình 1 (trang 3). Giới hạn khí động học của miếng vá sửa chữa bên ngoài ở phần mép trước.
- Vỏ bọc ăn mòn hoá học bằng Hydroxyt natri để giảm trọng lượng, chỉ giữ bề dày tấm ở các vị trí lắp ghép với Frame, Stringer, Rib, ... để đảm bảo độ bền.
- Miếng vá phải có cạnh song song hướng bay. Mép miếng vá phải được vát  $15^\circ$ , tức là độ dốc  $1/4$  (phần bề dày còn lại không vát là 0,2mm) và bịt kín nhằm làm giảm nhiều dòng chảy không khí và tích tụ hơi ẩm. Tạo cho mép ép chặt vào vỏ bọc, giảm tập trung ứng suất ở mép miếng vá.
- Miếng vá ngoài bao quanh toàn bộ mép trước để cho độ phẳng nhẵn khí động học cao, không làm nhiều loạn dòng chảy không khí.

Chú ý:

- 1) Hai miếng vá sửa chữa lớn nhất có chiều dài tổng là 300mm (12in) trên một nửa thẳng bằng (tương tự thẳng bằng đứng)
  - 2) Để có truyền nhiệt tốt giữa vỏ bọc và miếng vá sửa chữa, cắt bỏ chỗ lõm của vỏ bọc và lắp đặt miếng vá với chất làm kín chịu nhiệt cao PR1910.
  - 3) Trình bày ở đây là có ý nghĩa để thấy giới hạn độ phẳng nhẵn khí động học, phục hồi độ bền, bổ sung số liệu yêu cầu.
- Hình 2 (trang 4). Giới hạn khí động học cho sửa chữa nhỏ ở bên phía sau của phần mép trước.

Miếng vá có hình chữ nhật, có các cạnh song song với hướng bay. Miếng vá có kích thước theo chiều hướng bay lớn nhất 60mm (2,4in). Số miếng vá lớn nhất và có tổng chiều dài miếng vá sửa chữa ở một nửa thẳng bằng (tương tự thẳng bằng đứng).

- Bốn miếng ở bề mặt trên với tổng chiều dài 1200mm (47in)
- Bốn miếng ở bề mặt dưới với tổng chiều dài 1200mm (47in)

Mục đích hạn chế bảo đảm truyền nhiệt tốt cho phá băng, giới hạn phẳng nhẵn khí động học, làm nhiều loạn dòng chảy không khí. Ngoài còn bảo đảm mức độ nguyên vẹn, độ bền của kết cấu, giảm tập trung ứng suất do miếng vá gây ra, hạn chế

**ATA-55-00-02**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

tăng trọng lượng và cân bằng của thăng bằng ngang.

Vát mép ở đây cho là  $15^\circ$ , tức độ dốc  $1/4$ , phần bề dày còn lại không vát ít nhất 0,2mm và dùng keo bịt kín khe hở không để tích tụ hơi ẩm.

- Trình bày ở đây là có nghĩa để thấy giới hạn độ phẳng nhẵn khí động học, phục hồi độ bền, bổ sung số liệu yêu cầu.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**55-00-02. Sửa chữa No.1. Sửa chữa lớp vỏ ngoài/Shroud thẳng bằng ngang. Hình 201 (từ 1, 2) trang 201, 202.**

**5.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Shroud thẳng bằng ngang.**

**Lắp đặt và tán vá**

Đinh tán dùng đinh tán một phía Cherymax CR 3222.4.

Đường kính đinh tán 4/32" (1/8" = 3,2mm). Bước đinh tán theo lỗ có sẵn.

Repair Patch có kích thước lớn hơn Repair insert sắp đặt một hàng đinh tán bao quanh.

Repair Angle có chiều dài dài hơn Repair Patch mỗi phía sắp đặt được 3 đinh tán.

Về kết cấu như vậy bảo đảm phẳng nhẵn bề mặt ngoài, bảo đảm độ bền kết cấu được phục hồi.

Trước khi tán đinh tán, oxyt hoá (Alodine), sơn lót Cromat kẽm.

**5.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa:**

Nếu đinh tán ban đầu là đinh tán thân đặc có đường kính 1/8" (3,2mm), khi sửa chữa dùng đinh tán một phía phải có đường kính lớn hơn một kích cỡ, vậy đường kính đinh tán là 5/32" (4,00mm). Khi thay đinh tán kích thước lớn hơn phải chú ý vẫn bảo đảm khoảng cách mép và khoảng cách đinh tán trong quy định.

ATA-55-00-22

# Fokker 70

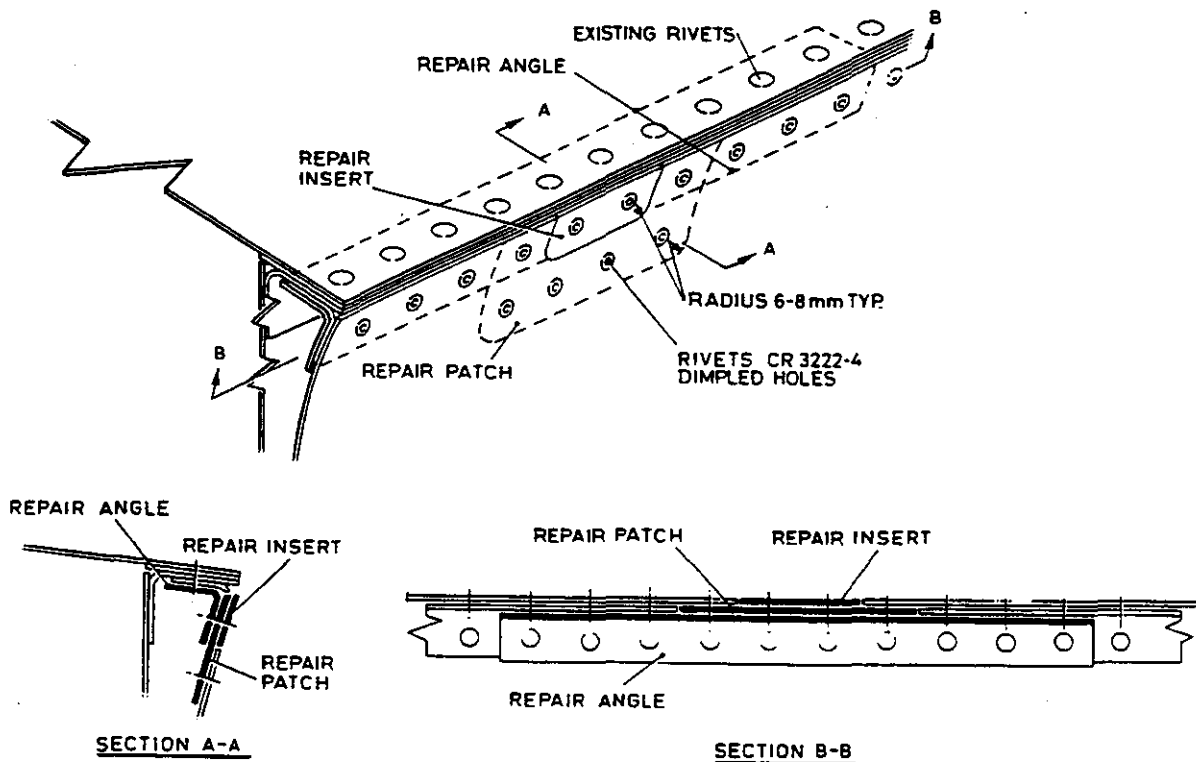
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

- (6) Fit, drill and dimple the repair parts and additional holes in original skin. Remove and deburr all holes. Polish the cut edges of repair parts.

**NOTES:**

1. Existing rivet pitch.
2. The fasteners are 3,2 mm (1/8 in.) diameter Cherrymax rivets blind CR 3222-4 (FoN2-6395-B4) (51-40-04).

- (7) Carry out Alodine 1200S treatment (51-24-01) to the repair parts and new cut holes in the existing skin. Apply zinc chromate primer to all parts.
- (8) Before assembling the repair parts carry out an internal loose article inspection in the repair area.
- (9) Using PR 1436 G (51-23-01) wet assemble the repair parts and secure using wet installed Cherrymax rivets blind (51-40-04) as above.
- (10) Remove any excess sealant and restore the surface finish as detailed in the Aircraft Maintenance Manual Chapter 51. Make sure that the aerodynamic smoothness requirements of 51-10-00 are maintained.
- (11) Refit the elevator to the aircraft as detailed in the Aircraft Maintenance Manual.



F100-SRM-0672

Fig. 201 Repair to the Horizontal Stabilizer Shroud  
(Sheet 2 of 2)

55-00-02

Repair No. 1  
Page 202  
SEP 01/94



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

**CHƯƠNG 57/CHAPTER 57.**

**CẢNH MÁY BAY**

**57-40-02. Sửa chữa cụ thể - trang 1,2.**

**7-1. Giới thiệu chung.**

Trong phần này gồm có các quy trình sửa chữa mép trước cánh. Nếu hư hỏng không có trong phần này, xem trang 57-00-02 hoặc 51-70-02.

**7-2. Độ phẳng nhẵn khí động học.**

A. Để bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học và tiết kiệm nhiên liệu nhiều nhất, phục hồi hư hỏng bất kỳ để độ phẳng nhẵn khí động học được phục hồi trong phạm vi cho phép.

B. Vết lõm nhỏ hơn giới hạn hư hỏng cho phép, có thể làm đầy bằng chất lấp kín.

C. Nói chung, sửa chữa ngoài mép trước cánh là không được phép. Nếu chỗ này bị hư hỏng tiến hành sửa chữa phẳng. Cũng như ở Boundary Layer Fences, không cho phép sửa chữa phía ngoài, nó được thay thế thành phần hư hỏng.

**7-3. Kết cấu mép trước cánh:**

A. Vỏ bọc mép trước cánh là được ăn mòn hoá học ở phía bên trong để tăng cường tại mép và để tạo "dams" ở trên vỏ bọc. Ở giữa những vách ngăn (dams) này mở khe không khí nhỏ (air-slot) còn lại sau khi lắp đặt Barrie - Angle. Mũi vỏ bọc mép trước cánh dày hơn bề mặt trên và dưới để chịu đựng hư hỏng lớn hơn.

B. Để phòng đóng băng ở cánh, mép trước có hệ thống phòng băng. Mũi và vỏ bọc ở trên của mép trước được đốt nóng bằng khí nóng từ động cơ. Vỏ bọc đốt nóng phòng đóng băng và làm bay hơi nước. Vỏ bọc ở trên cánh có thể đóng băng.

C. Ống khoan lỗ (the Piccolo tube) ở bên trong mũi của mép trước phân bố hơi nóng (bleed Air) ở trên toàn bộ chiều dài của mép trước. Mũi của phần mép trước là bị bao kín bởi Barrier-Web và Barrier Angle, trừ chỗ mở nhỏ "Air - Slot" giữa góc Barrier và vỏ bọc trên. Không khí nóng từ Piccolo tube thoát ra Slot này có tốc độ cao và đi theo mặt bao của vỏ bọc ở trên. Không khí còn lại chuyển rời ở mép trước

**ATA-57-40-02**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÀ CỨU SRM - F70**

cánh qua lỗ ở vỏ bọc dưới.

### **7.4. Giới thiệu chung hạn chế sửa chữa.**

A. Một vài quy trình sửa chữa cần lắp đặt Joint-Strips giữa vỏ bọc và Barrier Angle. Tại vị trí này là một khối, nó làm giảm khả năng phá băng. Do đó không lớn hơn hai Air-Slots kế bên có thể thành khối. Giữa hai Joint-Strips hoặc nhiều hơn Air-Slots tiếp giáp phải được để hở.

B. Một vài quy trình cần thiết lắp đặt bộ phận ở dưới vỏ bọc dưới. Các bộ phận này cản trở dòng không khí nóng phá băng ở bề mặt bên trong, nó làm giảm khả năng phá băng. Do đó chiều rộng của các bộ phận này không lớn hơn 90 mm (3,5 in) bao gồm cả vát mép. Đây là gần bằng chiều rộng hai Air-Slots. Đinh tán xuyên qua bộ phận sửa chữa phải làm phẳng ở phía trong và ngoài. Mép bộ phận sửa chữa phải vát mép để làm ổn định dòng chảy không khí ở mép trước là tốt nhất.

### **7.5. Sửa chữa:**

Sửa chữa No.1 đến No.9.

### **7.6. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa cụ thể.**

Mép trước cánh là bộ phận quan trọng của cánh máy bay. Mép trước là nơi va đập không khí đầu tiên vào cánh, là mép rẽ dòng chảy không khí, ma sát lớn hơn với không khí, nơi tạo góc tấn, ảnh hưởng lớn đến lực nâng máy bay.

Sửa chữa bảo đảm hai yếu tố quan trọng.

- Độ phẳng nhẵn khí động học cao nhất. Nên ở đây không dùng miếng vá ngoài. đầu nờ đỉnh tán phía trong cũng phải làm phẳng để dòng khí nóng không bị cản trở.

- Bảo đảm đúng biên dạng mặt bao ban đầu (tiết diện ngang của cánh). Khi sửa chữa chỉ cho phép sửa chữa hư hỏng hạn chế kích thước và làm đồ gá để giữ biên dạng mép trước cánh không thay đổi biên dạng khi cắt sửa hư hỏng ở mép trước.

ATA-57-40-02



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT PR1431G OR EQUIVALENT.

MATERIAL OF THE REPAIR PARTS IS 5.322 (2024 T3 ALCLAD).

THICKNESS OF REPAIR PATCH IS RELATED TO THE RIVET TYPE;

- REDUCED FLUSH-HEAD IN COUNTERSUNK HOLES: 1.2 mm (0.050 in) THICK
- FLUSH RIVETS IN DIMPLED HOLES: 0.8 mm (0.032 in) THICK
- PROTRUDING-HEAD RIVETS: 0.8 TO 1.2 mm (0.032 TO 0.050 in)

- ⊙ - CR3224-5, REDUCED FLUSH-HEAD BLIND-RIVET OR
- CR3222-5, FLUSH-HEAD BLIND-RIVET, OR
- CR3223-5, PROTRUDING-HEAD BLIND-RIVET

NOTE: ALLFAST RIVETS AF322 - 5 CAN BE USED ALTERNATIVELY

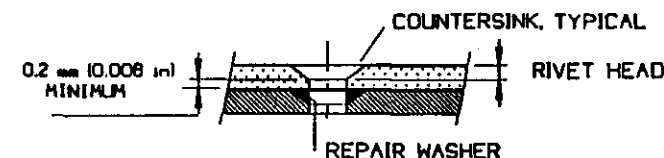
+ EXISTING RIVET, REFERENCE ONLY.

R = RADIUS, B - 10 mm (0.3 - 0.4 in), TYPICAL.

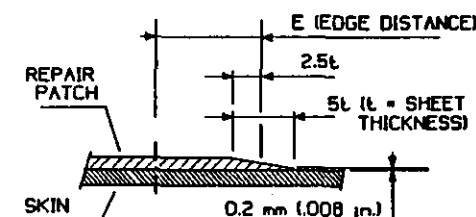
E = EDGE DISTANCE, 10 mm (0.4 in) MINIMUM, TYPICAL.

P = PITCH, 18 TO 20 mm (0.71 TO 0.79 in), TYPICAL.

Sr = ROW DISTANCE, 18 TO 20 mm (0.71 TO 0.79 in), TYPICAL.

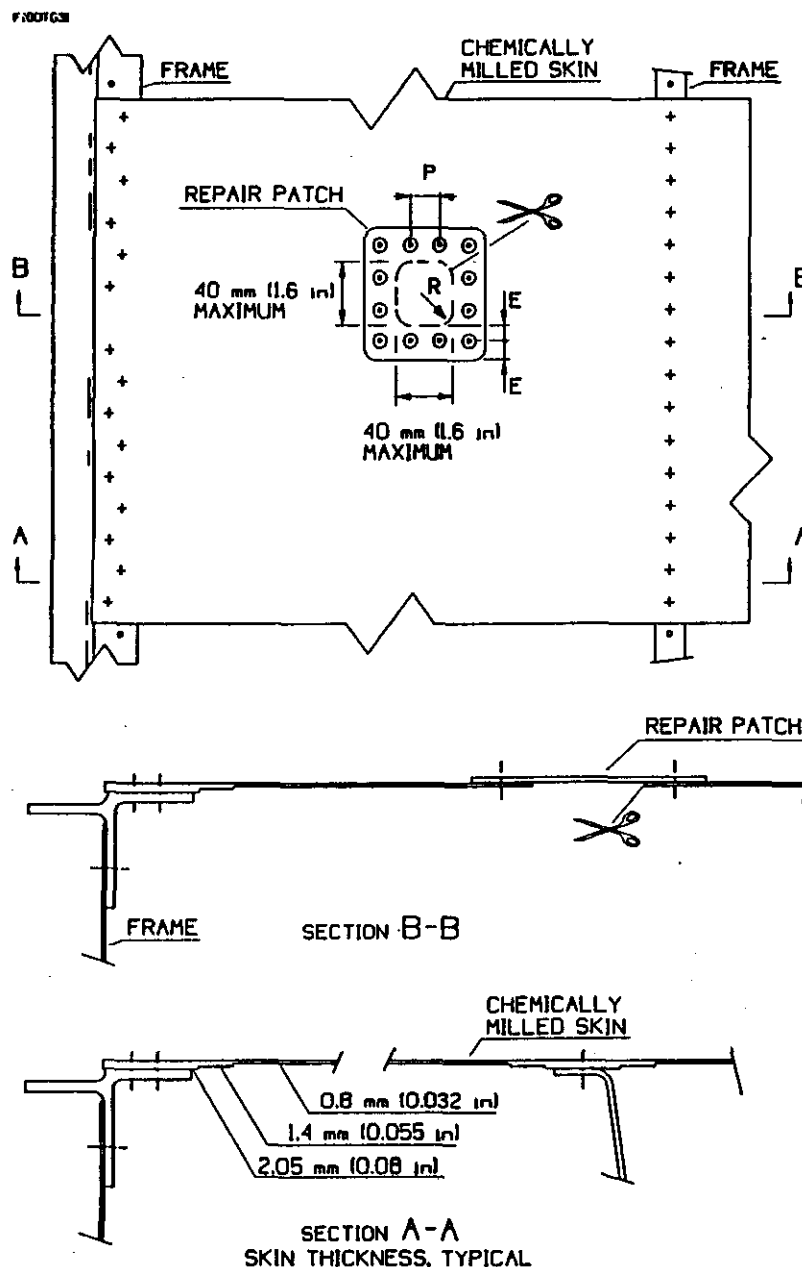


USE REPAIR WASHERS p/n F0N 18-915/S05, OR EQUIVALENT AT THE LOCATION OF COUNTERSINKS IN THE ORIGINAL SKIN OR DIMPLE THE FASTENER HOLES IN THE REPAIR PATCH.



CHAMFER THE EDGES OF THE REPAIR PATCH

Figure 201, Repair for a cut-out of 40 mm (1.6 in) maximum.





**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.1. Mở lối vào ở vách ngăn/Barrier - Web của mép trước cánh; trang 201 đến 208 - Hình 201 (từ 1 đến 8)**

**7-1. Giới thiệu chung:**

Ở đây miêu tả hai quy trình làm lối vào Barrier-Web.

- Làm lỗ vào, có nắp bịt kín ở Barrier-Web, giữa hai Rib.

- Mở lối vào bằng ghép nối và tháo bộ phận Barrier-Web bao gồm cả Ribs. Quy trình này cũng sử dụng sửa chữa rách Barrier-Web.

**7-2. Quy trình làm lỗ vào, có nắp bịt, ở vách chắn/ Barrier-Web.**

A. Đặt phần mép trước trên bề mặt làm việc thích hợp và tháo Piccolo Tube.

B. Thiết kế mở cửa vào.

C. Cắt lỗ vào ở trên Barrier-Web như chỉ dẫn. Làm các mép cắt lỗ song song với Rib.

D. Làm nắp dây lỗ vào dùng vật liệu chỉ ở bảng 2 và miêu tả. Khoan lỗ định tán ở Barrier và bộ phận mới.

E. Loại bavaria, lượn góc bảo đảm nhẵn.

**7-3. Quy trình làm lối vào bằng ghép nối Barrier-Web.**

A. Đặt phần mép trước cánh trên bề mặt làm việc thích hợp và tháo Piccolo Tube.

B. Thiết kế tấm nối.

C. Vách ngăn/Cắt Barrier- Web phòng băng tại vị trí thích hợp, và tháo kẹp chặt. Tháo Barrier-Web và Rib như là cụm lắp.

D. Làm tấm nối dùng vật liệu cho ở bảng 2 và miêu tả. Khoan lỗ tán ở Barrier và bộ phận mới.

E. Loại bavaria, lượn góc bảo đảm nhẵn.

**7-4. Tiến hành sửa chữa.**

**7-4-1. Hình 201 (từ 4, 5, 6)**

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

1. Cắt bỏ một phần Barrier-Web để có cửa vào bên trong mép trước cánh giữa hai Rib, có các cạnh song song với Rib; lượn góc R10 mm (0,394 in).

2. Làm miếng nắp bịt cửa vào (Cover) : Rộng hơn chỗ cắt bỏ, sắp đặt một hàng đinh tán bao quanh.

Vật liệu của nắp bịt là 5.322 (2024T3 Alclad), dày 1,2 mm (0,050 in).

Làm hai đoạn Angle tăng cứng chỉ lắp ở Inboard của W.STA 4700.

3. Lắp đặt và tán vá.

Đinh tán sử dụng là đinh tán một phía CR 3523P5.

Đường kính đinh tán 5/32" (4,00 mm). Khoảng cách mép 8 mm (0,31 in), bằng 2D là cho phép. Bước đinh tán 18 mm (0,71 in) bằng 4,5D, là hợp lý.

Lắp hai đoạn Angle tăng cứng vào nắp bịt kín cửa vào chỉ ở Inboard của W.STA 4700.

Stiffener 25 x 25 mm (10 x 10 in), vật liệu 5.322/9 (2024T42 Alclad).

7-4-2. Hình 201 (từ 4. 5. 7. 8).

1. Cắt Barrier -Web phòng băng tại vị trí thích hợp, tháo chi tiết kẹp chặt. Tháo Barrier -Web và Rib như một cụm lắp ráp.

2. Làm tấm nối (Splice - plates), dày 1,0 mm (0,040 in). Kích thước tấm nối lớn hơn khe hở mối ghép mỗi bên sắp đặt được 1 hàng đinh tán. Hai đầu tấm nối ghép vào Barrier Angle nên làm rộng hơn, lắp đặt được 2 đinh tán mỗi bên để tăng bền chắc và giảm ứng suất tập trung cho mối ghép nối.

Loại ba via và lượn góc R6mm (0,25 in) bảo đảm nhẵn.

3. Lắp đặt và tán đinh.

Dùng đinh tán một phía CR3523P5. Đường kính đinh tán 5/32"(4.0 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép 8 mm (0,31 in) bằng 2D là cho phép. Bước đinh tán, bước hàng 18 mm (0,71 in) bằng 4,5D là hợp lý.

**7-5. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa : Mở lối vào ở ngăn mép trước cánh.**

Barrier - Web của mép trước cánh là vách ngăn có tác dụng:

- Tăng cứng cho mép trước cánh, và cánh tạo biên dạng cho mép trước cánh.

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

- Tạo vách ngăn giữa bên trong cánh với mép trước để dẫn khí nóng phòng đóng băng cho mép trước và phía trên cánh. Sửa chữa ở đây là mở lối vào sửa chữa mép trước vì mép trước rất hay hư hỏng do va đập từ bên ngoài.

Mở lối vào không làm giảm độ bền mép trước, độ cứng của mép trước và tạo phẳng nhẵn mặt trong cho dòng chảy khí nóng lưu thông thuận lợi.

- Phương án mở cửa vào dùng Splice-plate:

*Ưu điểm:* Chỗ vào làm việc rộng, ít làm thay đổi kết cấu Original, bảo vệ được độ bền kết cấu; tạo được mặt phẳng bên trong để khí nóng lưu thông thuận lợi.

*Nhược điểm :* Phải tháo gỡ nhiều ở Barrier -Web và Rib.

- Phương án mở cửa vào có nắp bịt :

*Ưu điểm :* Ít tháo gỡ và thuận tiện mỗi khi cần có lối vào sửa chữa chỉ cần tháo nắp bịt ra là vào được bên trong.

*Nhược điểm :* Tốn vật tư và công để làm lối vào nắp bịt; làm ảnh hưởng nhiều đến kết cấu Original; không tạo được mặt phẳng bên trong để khí nóng lưu thông thuận lợi.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.2 Loại bỏ vết lõm ở mép trước cánh**  
**- Hình 202 (từ 1, 2), trang 201, 202.**

**7.1. Phương án thiết kế sửa chữa vết lõm ở mép cánh trước.**

Ở đây chỉ dẫn loại bỏ vết lõm ở mép trước cánh. Vết lõm sắc nhọn không thể nắn sửa vì vỏ bọc sẽ rách trong khi sửa. Vết lõm rộng và sâu thì khó khăn phục hồi mặt bao vì vật liệu bị giãn dài. Giới hạn cho đúng để vết lõm có thể sửa lại là khó khăn. Tuy nhiên, sửa lại vết lõm có thể, nếu sau khi sửa, mặt bao của vỏ bọc ở trong giới hạn cho phép, và không có rách.

**- Sửa nắn.**

Ép vết lõm ra ở vỏ bọc mép trước cánh đến mặt bao Original. Phục hồi phẳng nhẵn vỏ bọc trong phạm vi cho phép.

**Chú ý:**

1) Biến dạng và sửa lại vỏ bọc có thể kết quả ở vật liệu bị kéo giãn. Nó gây rất khó khăn cho phục hồi độ phẳng nhẵn vỏ bọc. Trong trường hợp như vậy, anh có thể cắt bỏ chỗ hỏng bị giãn nở. Kích thước chỗ cắt bỏ và sửa chữa. Xem ở 57-40-02, sửa chữa No.3 hoặc No.4.

2) Để làm mặt bao vỏ bọc phẳng nhẵn, vết lõm có thể làm đầy bằng quy trình phun Plasma. Mỗi vết lõm được làm đầy phải nhỏ hơn  $13 \text{ cm}^2$  ( $2 \text{ in}^2$ ) và không sâu hơn 1mm (0,04 in). Trong quá trình làm, nhiệt độ vỏ bọc không tăng cao quá  $120^\circ\text{C}$  ( $248^\circ\text{F}$ ).

Sau nắn sửa phải kiểm tra không phá huỷ để phát hiện rách. Nếu rách phải cắt bỏ và dùng miếng vá để sửa.

Mép trước cánh là thành phần rất quan trọng của cánh máy bay. Nơi đầu tiên dòng chảy không khí va đập vào cánh và rẽ dòng chảy không khí. Mép trước cánh không phải bộ phận chịu tải trọng lớn nhưng nó rất quan trọng đối với tiết diện ngang của cánh, ảnh hưởng đến lực nâng máy bay.

Mép trước có hai tác dụng chính:

- Rẽ dòng chảy không khí : Tạo dòng chảy phía trên cánh và dưới cánh mà hình thành lực nâng máy bay. Do đó biên dạng mép trước là rất quan trọng.

- Độ phẳng nhẵn mép trước là yêu cầu cao nhất so với bất kỳ bộ phận nào của máy bay. Đồng thời là nơi bị mài mòn lớn nhất với không khí, nước mưa, mưa đá... Độ phẳng nhẵn không cao gây cản trở và làm nhiễu loạn dòng chảy không khí.

Sửa chữa ở đây là phục hồi lại biên dạng và độ phẳng nhẵn khí động học ban đầu.

**ATA-57-40-02**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

Khi mép trước cánh bị lõm phải được nắn từ bên trong, phải mở cửa vào để sửa. Vết lõm sâu và sắc nhọn, nắn ra bị rách do kim loại đã bị biến dạng lớn quá giới hạn đàn hồi của vật liệu, vật liệu chỗ đó không có tác dụng chịu lực, tạo nên ứng suất tập trung và dễ gỉ.

Khi bị lõm, sửa xong phải được kiểm tra không phá huỷ. Nếu rách phải được cắt bỏ và dùng miếng vá.

Vết lõm nhỏ theo quy định được làm đầy bằng phun Plasma nhôm nóng chảy bám chắc vào chỗ lõm vỏ bọc. Ở mép trước không thể dùng vật liệu làm kín khác vì va đập và mài mòn lớn của dòng không khí, sẽ làm mòn, bong vật liệu làm kín.

ATA-57-40-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.3. Sửa chữa bề mặt ở trên mép trước cánh, một hàng đinh tán.**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế bề mặt mép trước cánh.**

**- Giới thiệu chung:**

A. Ở đây chỉ dẫn sửa chữa phẳng đối với hư hỏng nhỏ ở bề mặt phía trên của mép trước cánh.

B. Vì chỉ có một hàng đinh tán bao quanh miếng vá sửa chữa, nên có giới hạn đi theo đối với kích thước của chỗ cắt bỏ.

- 100 mm (4,0 in.) ở hướng bay.
- 30 mm (1,2 in.) ở hướng của sải cánh.

C. Vì Rib ở mép trước cánh chịu tải trọng cao, nên sửa chữa ở đây không lắp đặt vào Ribs.

D. Tạo băng đá ở trên mép trước cánh là được phòng ngừa băng hơi nóng, nó đi qua với tốc độ cao dưới bề mặt vỏ bọc. Để giảm nhiễu loạn đối với dòng không khí nóng này nhỏ nhất, có giới hạn sau đây đối với miếng vá sửa chữa (trong).

- Chiều rộng của miếng vá sửa chữa giới hạn 90 mm (3,5 in).
- Đinh tán phẳng, phải khoét lỗ ở miếng vá sửa chữa và vỏ bọc.
- Mép miếng vá phải được vát mép.

Mép của chỗ cắt bỏ phải song song với Ribs ở mép trước cánh.

Chiều rộng lớn nhất của miếng vá là 90 mm (3,5 in)

Vỏ bọc ở trên mép trước cánh là thành phần quan trọng của cánh máy bay.

- Là thành phần chịu lực quan trọng của cánh (dạng kết cấu bán vỏ ứng suất - Semiminocoque).

- Yêu cầu độ phẳng nhẵn khí động học cao. Nó trực tiếp ảnh hưởng đến tốc độ dòng chảy không khí, đến lực nâng máy bay.

Sửa chữa ở đây phải bảo đảm hai yêu cầu trên. Do đó nhà chế tạo hạn chế kích thước chỗ hỏng sửa chữa.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

Bề mặt trên mép trước cánh độ phẳng nhấn khí động học cao nhất, không làm rối loạn dòng chảy không khí, chịu mài mòn nhiều của dòng chảy không khí.

Miếng vá phẳng, một hàng đinh tán để vừa đảm bảo độ bền vừa đảm bảo độ phẳng nhấn khí động học phía ngoài và độ phẳng nhấn bên trong, nên hạn chế kích thước chỗ hòng cắt bỏ (30 mm x 100 mm).

Khe hở  $X = 0,2 \text{ mm}$  (0,008 in), ngang với dòng chảy không khí phải làm nhỏ để hạn chế mài mòn của dòng không khí đối với chất làm kín, sơn.

Khe hở  $Z = 1,5 \text{ mm}$  (0,06 in), dọc theo dòng chảy không khí, lớn hơn do ít ảnh hưởng mài mòn chất làm kín và sơn hoàn thiện hơn.

Dùng đinh tán đầu côn  $82^\circ$  có khả năng định vị và nút chặt, chống tháo lỏng tốt hơn đầu côn  $100^\circ$ .

### ***7-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa bề mặt trên mép trước cánh.***

Khi máy bay ở trạng thái bay bề mặt vỏ bọc trên mép trước cánh chịu xoắn và nén; khi máy bay đỗ trên mặt đất nhất là khi hạ cánh tiếp đất, vỏ bọc phía trên cánh chịu kéo, phía dưới cánh chịu nén.

Sửa chữa để phục hồi độ bền, nếu miếng vá không bị hạn chế bởi Rib và Barrier Angle, miếng vá phải rộng hơn chỗ cắt bỏ về các hướng lắp đặt được tối thiểu hai hàng đinh tán mới bảo đảm độ bền, độ ôm chặt của miếng vá vào vỏ bọc.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.4. Sửa chữa mũi mép trước cánh và bề mặt dưới. Lắp đặt một hàng đinh tán.**

- Hình 204 (từ 1 đến 6), trang 201 đến 206.

**7-1. Giới thiệu chung:**

A. Quy trình cho chỉ dẫn để làm sửa chữa phẳng với một hàng đinh tán cho chỗ hòng nhỏ. Có hai quy trình sửa chữa:

B. Kích thước chỗ cắt bỏ phải nhỏ hơn 100 x 30 mm (40 x 1,2 in) theo hướng bay, hoặc hướng sai cánh.

C. Vì Ribs ở mép trước cánh chịu tải trọng lớn, sửa chữa ở đây không được lắp đặt tại Ribs.

**7-2. Quy trình sửa chữa.**

**7-2-1. Quy trình sửa chữa bề mặt dưới của mép trước.**

**1. Cắt bỏ chỗ hòng ở mép trước.**

Cần đặc biệt chú ý lợi ích sau:

- Mép chỗ cắt phải song song với Rib ở mép trước cánh, hoặc Barrier - Web
- Kích cỡ lớn nhất chỗ cắt bỏ 100 x 30 mm (40 x 1,2 in) theo hướng bay hoặc theo hướng sai cánh.
- Bảo toàn độ nhẵn khí động học trong giới hạn cho phép. Lượn các góc chỗ cắt R6 mm (0,25 in).

Tùy chỗ hòng mà miếng vá có chiều dài nằm ngang hay nằm dọc trong phạm vi của hai Ribs.

**2. Làm thành phần sửa chữa như chỉ dẫn bảng 2 và miêu tả.**

- Làm miếng Repair Insert ở bề mặt dưới bảo đảm khe hở  $X = 0,2 \text{ mm}$  (0,08 in) theo chiều sai cánh.

$Y = 1,5 \text{ mm}$  (0,06 in) theo chiều song song với Ribs (hướng bay).

- Làm miếng Repair patch ở bề mặt dưới. Vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad). Rộng hơn chỗ cắt bỏ lắp đặt được một hàng đinh tán bao quanh.

Lượn góc R6mm (0,25 in), và vát nhẵn mép sắc.

**ATA-57-40-02**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

### 3. Lắp đặt miếng vá và tán vá.

Trước khi lắp đặt các thành phần sửa chữa được oxyt hoá và sơn lót Cromat kẽm.

- Đinh tán dùng để kẹp Repair - Insert, đường kính 4/32" (3,2 in) khoảng cách mép nhỏ nhất 6 mm (0,24 in) bằng gân 2D có thể chấp nhận được vì miếng Insert không chịu lực.

Khoảng cách đinh tán 16 mm (0,63 in) bằng 5D là hợp lý.

- Đường kính đinh tán ở miếng Repair patch là 5/32" (4,0 mm) dùng cho miếng vá Outboard W.STA11190, và 6/32" (4,8 mm) dùng cho miếng vá Inboard W.STA11190.

Khoảng cách mép 10 mm (0,4 in), lớn hơn 2D là cho phép.

Khoảng cách đinh tán 20 mm (0,80 in), lớn hơn 4D là hợp lý.

### *7-2-2. Quy trình sửa chữa mũi mép trước cánh.*

#### 1. Cắt bỏ chỗ hỏng ở mép trước.

Cần đặc biệt chú ý đến lợi ích sau:

- Mép của chỗ cắt phải song song với Ribs hoặc với Barrier - Web.
- Kích thước lớn nhất chỗ cắt bỏ 100 x 30 mm (4.0 x 1,2 in) ở hướng bay hoặc hướng sải cánh.

Lượn các góc chỗ cắt R6 mm (0,25 in).

Chỗ cắt bỏ để lắp Repair patch cách Repair Angle lớn hơn 10 mm (0,04 in) nếu miếng vá rộng hơn 80 mm (3,15 in).

#### 2. Làm thành phần sửa chữa cho ở bảng 2 và miêu tả.

- Làm miếng Repair Insert ở mũi, vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad) lắp vào chỗ cắt bỏ, bảo đảm khe hở:

X = 0,2 mm (0,08 in) theo chiều sải cánh.

Y = 1,5 mm (0,06 in) theo chiều song song với Rib (hướng bay).

- Làm miếng sửa chữa : Có chiều rộng lớn hơn 80 mm (3.15 in) khoảng cách giữa Barrier Angle và Repair patch phải lớn từ 10 mm (0.4 in) trở lên. Vật liệu 5.322

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

(2024T3 Alclad).

Lượn góc và vát mép cho thành phần sửa chữa theo chỉ dẫn.

### **3. Lắp đặt miếng vá và tán đinh tán.**

Trước khi lắp đặt các thành phần sửa chữa được oxyt hoá và sơn lót Cromat kẽm.

- Đinh tán dùng để kẹp chặt Repair - Insert đường kính 4/32" (3,2 mm). Khoảng cách mép nhỏ nhất 6 mm (0,24 in) bằng gân 2D có thể chấp nhận được vì miếng Insert không chịu lực.

Khoảng cách đinh tán 16 mm (0,63 in) bằng 5D là hợp lý.

- Đường kính đinh tán ở miếng Repair patch là 5/32" (4,00 mm) dùng cho miếng vá Outboard W.STA 11190, và 6/32" (4,8 mm) dùng cho miếng vá Inboard W.STA 11190.

Khoảng cách mép của đinh tán : 10 mm (0,4 in), lớn hơn 2D là cho phép.

Khoảng cách đinh tán 20 mm (0,08 in) lớn hơn 4D là hợp lý.

### ***7-3. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa mũi mép trước cánh và bề mặt dưới.***

Sửa chữa mũi mép trước cánh và bề mặt dưới, lắp đặt một hàng đinh tán.

Yếu cầu đầu tiên sửa chữa ở đây là bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học cao nên mép cắt và mép ghép phải bảo đảm song song hướng bay, khe hở ghép nối X, Y bảo đảm đúng, không làm rối dòng chảy, giảm lực nâng máy bay, còn được thể hiện hạn chế kích thước miếng vá số lượng đinh tán.

Ngoài đảm bảo độ phẳng nhẵn khí động học, còn phải bảo đảm độ bền bằng hạn chế kích thước miếng vá.

Sửa chữa vỏ bọc mũi mép trước:

Vỏ bọc mũi mép trước là bộ phận đầu tiên dòng không khí va đập vào cánh, rẽ dòng chảy không khí. Do đó sửa chữa phải bảo đảm đúng biên dạng đường bao và độ phẳng nhẵn khí động học cao; phục hồi độ bền ban đầu.

Sửa chữa vỏ bọc bề mặt dưới cánh:

Vỏ bọc bề mặt dưới cánh là thành phần chịu lực của cánh ở dạng kết cấu bán vỏ



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

ứng suất (Semimonocoque). Dòng chảy không khí đi qua mép dưới cánh chậm hơn mép trên cánh, yêu cầu độ phẳng nhẵn khí động học không cần cao cả mặt trong và mặt ngoài so với bề mặt trên cánh.

**7.4. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc mặt dưới cánh.**

Nếu miếng vá không bị hạn chế bởi Rib và Barrie - Angle, miếng vá làm rộng hơn chỗ cắt bỏ về các hướng lắp đặt được tối thiểu hai hàng đinh tán bao quanh chỗ hỏng cắt bỏ để bảo đảm độ bền và ôm chặt miếng vá vào vỏ bọc.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.5. Sửa chữa vỏ bọc mép trước cánh ở mũi**

*- Hình 205 (từ 1 đến 5), trang 201, 202, 203, 204, 205.*

**7-1. Giới thiệu chung.**

Quy trình này cho chỉ dẫn cần thiết sửa chữa phẳng hư hỏng ở mũi của mép trước cánh.

Quy trình này có thể sử dụng kết hợp với quy trình sửa chữa No.6, No.7 đối với hư hỏng lớn, rộng đến bề mặt trên, dưới của mép trước.

**7-2. Cắt bỏ chỗ vỏ bọc hỏng từ mép trước.**

- Xếp đặt đinh tán mới phải phù hợp với sơ đồ đinh tán hiện có.
- Mép chỗ cắt bỏ phải song song với Rib ở mép trước cánh và Barrier Angle.
- Khoảng cách giữa Barrier Angle và miếng vá sửa chữa phải từ 10 mm (0,4 in) trở lên.

Lượn góc chỗ cắt R6 mm (0,25 in).

**7-3. Làm thành phần sửa chữa chỉ ở bảng 2 và miêu tả.**

- Làm vỏ bọc sửa chữa mép trước dùng vật liệu 5.322(2024T3 Alclad).
- Bề dày vỏ bọc sửa chữa mép tùy theo vị trí cụ thể cho ở bảng 2.

Thực chất là miếng Insert lắp vào chỗ cắt bỏ; kích thước bằng chỗ cắt bỏ, bảo đảm khe hở.

X = 0, 2 mm (0,008 in) theo hướng sải cánh.

Y = 1,5 mm (0,06 in) lớn nhất, theo hướng song song bởi Rib.

- Làm miếng Joint Plate mép trước dùng vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad).

Cố bề dày tùy vị trí cụ thể cho ở bảng 2. Kích thước rộng hơn chỗ cắt bỏ bố trí được hai hàng đinh tán bao quanh chỗ hỏng - phía trong nhỏ hơn chỗ cắt bỏ bố trí được hai hàng đinh tán bao quanh. Mục đích giảm trọng lượng, hạn chế dùng đinh tán kẹp chặt ở vỏ bọc sửa chữa vào Joint Plate và hạn chế cản truyền nhiệt hơi nóng phá băng mép trước cánh.

Lượn góc R6 mm (0,25 in), và loại ba via để phẳng nhẵn.

**ATA-57-40-02**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

### **7-4. Sắp đặt và tán đinh tán.**

Khi khoan lỗ mới ở thành phần sửa chữa phải phù hợp với lỗ hiện có.

Dùng đinh tán có đường kính 6/32" (4.8 mm) ở Inboard W.STA11190.

Khoảng cách mép nhỏ nhất 10 mm (0,4 in), lớn hơn 2D (9,6 mm) là lớn hơn khoảng cách mép tối thiểu cho phép khoảng cách đinh tán 20 mm (0,79 in), lớn hơn là 4D là cho phép. Khoảng cách hàng 18 mm (0,71 in), nhỏ hơn 4D (19,2 mm) là chưa hợp lý.

Dùng đinh tán có đường kính 5/32" (4.00 mm). Khoảng cách đinh tán tới mép 10 mm (0.4 in), là lớn hơn 2D (8 mm). Khoảng cách đinh tán, khoảng cách hàng là 18 mm (0,71 in), lớn hơn 4D (16 mm), là lớn hơn khoảng cách tối thiểu cho phép.

### **7-5. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc mép trước cánh ở mũi.**

Mép trước cánh tại mũi là mép rẽ dòng chảy không khí, góc "tấn công", dễ bị hư hỏng do mài mòn, hoặc va đập. Mép trước cánh yêu cầu độ phẳng nhẵn khí động học cao nhất so với các phần máy bay.

Sửa chữa phải bảo đảm đúng biến dạng và độ phẳng nhẵn khí động học cao. Khe hở của mỗi ghép phải làm đúng quy định, có yêu cầu cao để hạn chế mài mòn và làm rối loạn dòng chảy không khí.

Khoảng cách giữa tấm Joint Plate và Barrier Angle phải lớn hơn 10 mm (0.04 in) để không làm ảnh hưởng đến khe hở cho hơi nóng đi qua.

Joint Plate khoét giữa để giảm trọng lượng và để tăng truyền nhiệt hơi nóng phá băng.

Độ bền mối ghép dùng miếng vá như vậy là bảo đảm. Kết cấu cánh rất nhiều Spar, Rib, Stringer, Barrier - Web, tạo nên ô, khoảng trống nhỏ. Miếng vá sửa chữa ở đây không lớn, nên không cần tới 3 hàng đinh tán ở Joint Plate bao quanh chỗ cắt bỏ.

*Ưu điểm của miếng vá phẳng* (trong) tạo được độ phẳng nhẵn khí động học cao cho mép trước cánh.

*Nhược điểm của miếng vá phẳng* sửa chữa phức tạp và tốn nhiều thời gian hơn.

ATA-57-40-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÀ CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.6 Sửa chữa phẳng bề mặt dưới mép trước cánh. Hình 206 (từ 1 đến 7), trang 201 đến 207**

**7-1. Giới thiệu chung.**

Quy trình này chỉ dẫn cần thiết sửa chữa phẳng cho hư hỏng ở bề mặt dưới của mép trước cánh. Quy trình này mô tả sửa chữa rộng đến mũi của vỏ bọc.

Quy trình sửa chữa này có thể sử dụng kết hợp với quy trình sửa chữa No.5, cho hư hỏng lớn hơn đối với bề mặt dưới và mũi mép trước cánh.

**7-2. Cắt bỏ chỗ hỏng của vỏ bọc từ mép trước cánh.**

Mép của chỗ cắt phải song song với Rib ở mép trước cánh và Barrier -Web.

Chỗ hỏng ở dưới Barrier - Angle và Rib.

Hình 206 (từ 6, trang 206. Cắt một phần ở góc Rib và Barrier Angle để lắp Repair - Insert và Repair patch và được tăng cường bằng Barrier -Web Repair Angle và Rib Repair Angle.

**7-3. Làm thành phần sửa chữa như chỉ ở bảng 2 và miêu tả.**

- Làm miếng sửa chữa lắp vào/Repair - Insert : Vật liệu 5.322 (2024 T3 Alclad) có bề dày tùy vị trí chỉ ở bảng 2. Miếng sửa chữa lắp có kích thước lắp vào chỗ cắt bỏ, có khe hở :

$X = 0,2 \text{ mm (0,008 in)}$  theo hướng sải cánh.

$Y = 1,5 \text{ mm (0,06 in)}$  lớn nhất, theo hướng song song Rib.

- Làm miếng Repair - Patch : Vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad), có bề dày theo vị trí miêu tả ở bảng. Miếng vá sửa chữa có kích thước bao quanh. Chỗ miếng vá nằm trên Barrier - Web Angle, để hợp với lỗ đinh tán hiện có, mép làm rộng hơn để lắp đặt được 3 đinh tán.

- Làm Rib Repair Angle : Vật liệu 5.322 hoặc 5.322/9 (2024T3 hoặc T42 Alclad); có bề dày tùy vị trí theo bảng. Rib Repair Angle có kích thước dài tính từ góc về mỗi phía sắp đặt được 3 đinh tán hoặc hơn tùy vị trí cụ thể của Repair patch.

Có biên dạng ôm sát thành Rib hiện có và Repair patch qua Shim.

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

- Làm Barrier - Web Repair Angle vật liệu 5.322 hoặc 5.322/9 (2024T3, hoặc T42 Alclad), có bề dày tùy vị trí cho ở bảng 2 (Barrier - Web Repair Angle có chiều dài bằng hai khoảng nhịp Ribs). Chiều rộng từ góc uốn trở ra mỗi bên sắp đặt 1 hàng đinh tán, có biên dạng ôm sát vào Barrier - Web và Repair patch.

### **7.4. Sắp đặt các thành phần sửa chữa và tán đinh.**

1) Đường kính đinh tán dùng ở miếng vá.

- Đinh tán 6/32" (4.8 mm) lắp ở phía sau chỗ cắt bỏ tính từ mũi
- Đinh tán 5/32" (4.00 mm) lắp ở phía trước chỗ cắt bỏ tính từ mũi.
- Đinh tán XBC và BB này lắp ở Inboard và W.STA 11190.

- Đường kính đinh tán 3/16" (4,8 mm).

Khoảng cách mép là 10 mm (0,4mm) là lớn hơn 2D (9,6 mm).

Khoảng cách đinh tán : Bước đinh tán là 20 mm (0,79 in) là lớn hơn 4D là hợp lý.

Khoảng cách hàng 18 mm (0,71 in) bằng 3,75D nhỏ hơn giới hạn cho phép một ít.

- Đường kính đinh 5/32" (4.00 mm).

Khoảng cách mép : 8 mm (0.31 in), bằng 2D (8 mm) là nằm trong giới hạn cho phép.

Khoảng cách đinh tán, khoảng cách hàng 18m (0,71 in) bằng 4,5D là lớn hơn khoảng cách tối thiểu cho phép là 4D.

- Đinh tán BBS có đường kính 5/32" và BB4 có đường kính 4/32" (3.2 mm) lắp ở Out board W.STA 11190.

Phân tích tương tự như trên ta thấy đều nằm trong giới hạn cho phép.

- Đường kính đinh tán ký hiệu BB4, BB5 là sử dụng theo các đinh tán hiện có.

2) Đinh tán sử dụng ở Rib Repair - Angle và Barrier - Web Repair Angle là BJ4 có đường kính 4/32" (3,2 mm), có khoảng cách mép là 6 mm (0,24 in) gần bằng khoảng cách tối thiểu cho phép 2D (6,2 mm). Khoảng cách đinh tán và khoảng cách hàng 16 mm, (0,63 in) là 5D là nằm trong giới hạn cho phép.

### **7-5. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bề mặt dưới mép trước cánh.**

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

Miếng vá sửa chữa rộng nằm ở hai khoảng nhịp của Ribs và dưới Barrier - Web Angle và rộng đến gần mũi, nên ngoài sửa chữa miếng vá còn phải làm các góc sửa chữa tăng cường cho Barrier - Web và Ribs.

Hai hàng đinh tán nằm ở miếng vá ngoài mép chỗ cắt bỏ về phía mũi dùng đinh tán có đường kính nhỏ hơn so với phần còn lại của miếng vá một kích cỡ kích thước. Phần càng gần mũi vỏ bọc càng cứng vững, càng cần độ phẳng nhẵn cao nên cần dùng đinh tán có đường kính nhỏ hơn.

Khe hở  $X = 0,2 \text{ mm}$  (0,008 in) song song Barrier - Web, vuông với hướng dòng chảy không khí nên khe hở phải làm làm nhỏ để hạn chế mài mòn chất làm kín và làm rối loạn dòng chảy không khí.

Khe hở  $Y = 1,5 \text{ mm}$  (0,006 in) lớn hơn, song song với Rib, cùng chiều với dòng chảy không khí nên ít ảnh hưởng đến dòng chảy và mài mòn của không khí đối với chất làm kín.

Nên dùng Shim hoặc Filler có bề dày hơn 0,8 mm (0,03 in) nó phải được làm dài hơn 1 đinh tán để giảm tập trung ứng suất vỏ bọc ở mép miếng vá.

Sau khi tán, đầu nhô trên vỏ bọc của đinh tán lớn nhất 0,05 mm (0,002 in) để hạn chế cản và làm nhiễu loạn dòng chảy không khí.

Phần Barrier - Angle và Rib Angle khi cắt sửa hạn chế cắt vào Rib. Nếu phải cắt để lắp miếng vá, sau đó phải được sửa chữa phục hồi độ bền ban đầu.

### *Ưu điểm :*

- Miếng vá trong tạo được độ phẳng nhẵn khí động học bên ngoài vỏ bọc.
- Phục hồi được độ bền vỏ bọc, Rib, Barrier - Web.

*Nhược điểm :* Sửa chữa phức tạp liên quan vỏ bọc, Rib, Barrier - Web.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.7. Sửa chữa bề mặt trên vỏ bọc mép trước cánh. Hình 207 (từ 1 đến 10), trang 210 đến 212.**

**7-1. Giới thiệu chung.**

A. Quy trình này cho những chỉ dẫn cần thiết tiến hành sửa chữa phẳng cho chỗ hỏng lớn ở bề mặt trên của mép trước cánh.

B. Hình thành băng đá ở bề mặt trên của mép trước cánh là được phòng ngừa bằng không khí nóng, dòng khí nóng chảy với tốc độ cao dưới bề mặt vỏ bọc. Để giảm nhiễu loạn dòng khí nóng nhỏ nhất, chỉ cần hai khe hở không khí cạnh nhau có thể ngăn cản hoặc làm nhiễu loạn. Điều này có nghĩa là không cho phép lắp đặt Span - Wise Joint - Strip (nẹp liên kết theo khoảng nhịp ở phía sau của Barrier Angle).

C. Quy trình này có thể sửa chữa kết hợp với quy trình sửa chữa No.5, đối với sửa chữa hư hỏng lớn ở bề mặt trên và mũi của mép trước cánh.

**7-2. Cắt bỏ chỗ hỏng từ mép trước cánh.**

- Làm cửa vào mũi mép trước cánh; tháo cả cụm lắp Barrier Web, Barrier - Angle và Rib.

- Làm dụng cụ giữa mép trước cánh không thay đổi kích thước trong khi sửa chữa.

- Lựa chọn vị trí cắt có liên quan đến toàn bộ Dams ở trên vỏ bọc cánh.

- Mép cắt bỏ phải song song với Rib ở mép trước và Barrier khí phòng băng.

- Lượn góc R6 mm (0,236 in), loại ba vĩa, mép sắc.

**7-3. Làm các thành phần sửa chữa ở bảng 2 và miêu tả.**

- Làm Repair - Skin mép trước xem hình 207 (từ 7) : Dùng vật liệu 5322 (2024T3 Alclad) có bề dày tùy vị trí theo cho ở bảng 2.

- Repair - Skin mép trước

-  $X = 0,2 \text{ mm (0,008 in)}$  Song song với Barrier - Web.

-  $Y = 1,5 \text{ mm (0,06 in)}$  lớn nhất, song song với Rib.

Lượn góc R 6mm (0,236 in) và vát mép sắc.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

- Làm Joint Strips mép trước cánh. Xem hình 207 (tờ 7). Dùng vật liệu 5322 (2024T3 Alclad) có bề dày tùy vị trí theo chỉ dẫn ở bảng 2.

Joint Strips có kích thước tính từ mép cắt, rộng về hai phía sắp đặt được hai hàng đinh tán. Số lượng có 3 Joint Strips.

- Làm Replacement dam. Vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad), có bề dày tùy vị trí, xem ở bảng 2. Xem hình 207 (tờ 7), chi tiết 1.

Dams và Pads có tác dụng như Shim để liên kết Barrier Angle vào vỏ bọc mép trước cánh, xen kẽ là các khe hở để cho khí nóng đi qua.

- Làm miếng Joint - Strip coupler. Dùng vật liệu 5.322 (2024 T3 Alclad) có kích thước lắp đặt được 4 đinh tán. Dùng để nối Joint Strip ở bên với Joint Strip ở giữa. Số lượng 2 Joint Strip Coupler. Xem hình 207 (tờ 8), chi tiết 4.
- Chế tạo tấm nối và phần nối cho Barrier - Web và Barrier - Angle. Dùng vật liệu 5-322 (2024T3 Alclad), có bề dày tùy vị trí cho ở bảng 2.

Splice - Plate có kích thước rộng về hai bên mép nối lắp đặt một hàng đinh tán. Xem hình 207 (tờ 8).

Splice - Plate có kích thước rộng về hai bên mép nối lắp được hai hàng đinh tán. Xem hình 207 (tờ 8).

Đây là chỗ nối mở cửa vào chỗ mũi để sửa chữa. Xem hình 207 (tờ 7), tiết diện E-E.

Khoét lỗ miệng lỗ 82°, không quá sâu. Xem chi tiết 2, phần xi lanh còn lại không khoét lỗ 0,2-0,3 mm (0,008-0,012 in).

### **7-4. Lắp đặt các phần sửa chữa và tán đinh.**

Đinh tán sử dụng cho miếng vá có hai loại chính: XBC 6, BB4, BB5, còn lại sử dụng đinh tán như hiện có.

Đường kính đinh tán 6/32" (4.8 mm), 5/32" (4.00 mm).

Khoảng cách đinh tán tới mép 10 mm (0,4 in), lớn hơn 2D (9,6 mm) là cho phép.

Khoảng cách đinh tán (bước đinh tán) : 20 mm (0,79 in) bằng 4,2D là hợp lý.

Khoảng cách đinh tán (bước hàng đinh tán): 18 mm (0,71 in), bằng 3,75D, có thể chấp nhận. Để hợp lý phải là 4D.

**ATA-57-40-02**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

Đường kính đinh tán 5/32" (4.0 mm), 4/32" (3,2 mm).

Khoảng cách đinh tán 8 mm (0,32 in) bằng 2D là nằm trong cho phép.

Khoảng cách đinh tán, khoảng cách hàng 18 mm (0,71 in) bằng 4,5D là hợp lý.

**7-5. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bề mặt phía trên vỏ bọc mép trước cánh.**

- Chỗ nối Barrier - Web và Barrier - Angle không được ở trên Joint Strip để không tập trung ứng suất do chỗ vá ghép nối dày gây ra.
- Joint Strip không được gập, phải xa hơn 2 khe hở không khí đi qua cạnh nhau. Tại ít nhất hai khe hở không khí nóng đi qua phải hở cách xa Joint Strip để không cản, nhiễu loạn dòng khí nóng đi qua khe hở không khí.
- Khoảng giữa Barrier - Angle và Span - Wise Joint - Strip phải ít nhất 10 mm (0,4 in) để không làm nhiễu loạn dòng khí nóng đi qua khe không khí.
- Span - Wise Joint - Strip ở vỏ bọc trên (phía sau Barrier - Angle) là không cho phép vì nó sẽ làm nhiễu loạn dòng khí phòng băng. Do đó vỏ bọc phải cắt phía trước của Barrier - Angle đến phía sau của Panel.
- Lắp đặt thành phần sửa chữa (VIEW - A) với ít chất làm kín PR1910. Sau khi lắp đặt phải đảm bảo rằng khe không khí hở hoàn toàn.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.8. Sửa chữa vỏ bọc mép trước cánh bề mặt dưới và mặt trên mũi cánh. Hình 208 (từ 1 đến 11), trang 201 đến 215.**

**7-1. Giới thiệu chung:**

- A. Quy trình này cho chỉ dẫn cần thiết sửa chữa phẳng hư hỏng mép trước cánh. Quy trình sửa chữa bao gồm hư hỏng từ bề mặt dưới, quanh mũi, đến bề mặt trên của mép cánh.
- B. Dùng khí nóng phòng ngừa đóng băng: Dòng khí nóng có tốc độ cao dưới bề mặt của vỏ bọc. Để giữ nhiều loạn dòng không khí là nhỏ nhất, chỉ có hai khe hở không khí cạnh nhau là có thể ngăn cản và làm nhiễu loạn. Mục đích ở đây không cho phép lắp đặt Span-Wise Joint Strip (thanh nẹp liên kết dọc theo khoảng nhịp) ở phía sau Barrier - Angle.

**7-2. Cắt bỏ chỗ hỏng ở mép trước.**

- Cắt chỗ hỏng có các mép song song Ribs ở mép trước và Barrier - Angle và Wing Chord (Ribs ở mép trước phía sau Barrier - Angle).
- Chỗ nối Barrier - Web và Barrier - Angle không ở trên Joint - Strip.
- Joint Strip phải không bị kín - Cách xa hơn hai khe hở khí nóng đi qua. Ít nhất là hai khe hở không khí tiếp giáp phải hở giữa Joint Strip.
- Span Wise Joint - Strip ở vỏ bọc trên là không cho phép vì nó làm nhiễu loạn dòng chảy khí nóng phá băng. Do đó vỏ bọc phải cắt đến mép sau của Panel mép trước.
- Làm dụng cụ gá lắp ở mép trước phòng ngừa thay đổi kích thước của mép trước trong khi sửa chữa.

**7-3. Làm thành phần sửa chữa chỉ ở bảng 2 và miêu tả.**

- Làm miếng Repair - Skin mép trước cánh: Dùng vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad), có bề dày tùy vị trí cho ở bảng 2. Xem hình 208 (từ 6, từ 11).
- Repair - Skin có kích thước rộng và dài từ mặt dưới mép trước, quanh mũi, đến bề mặt trên mép cánh lắp khít vào chỗ cắt bỏ, có khe hở :  $Y = 1,5 \text{ mm}$  (0,06 in) song song với Rib, với hướng bay.

**ATA-57-40-02**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

- Làm Joint - Strips mép trước : Dùng vật liệu 5.322(2024T3 Alclad) có bề dày tùy vị trí cho ở bảng 2. Xem hình 208 (tờ 6).

Joint - Strips có chiều rộng lớn hơn từ mép ghép sau khi cắt bỏ về hai bên, mỗi bên hai hàng đinh tán; chiều dài tùy vị trí liên kết. Số lượng 2 Joint Strips.

- Làm Replacement dam. Xem hình 208 (tờ 6, tờ 8), chi tiết 1, vật liệu, bề dày xem ở bảng 2, trang 205.
- Làm hai mảnh liên kết/Joint Strip Couplers (Splice - Plate). Xem hình 208, tờ 6. Có vật liệu và bề dày cho trong bảng 2 trang 205.
- Làm Rib Repair - Angle. Xem hình 208 (tờ 10). Dùng vật liệu và bề dày cho bảng 2, trang 205. Có kích thước bố trí dài hơn chỗ hỏng từ 2 đến 3 đinh tán.
- Làm Splice - Plate cho Barrier - Web và Barrier - Angle. Xem hình 208 (tờ 6 và 8), trang 207/208 và 211/212.

Vật liệu và bề dày cho ở bảng 2, trang 205.

Kích thước đo cụ thể chỗ hỏng.

- Làm Splice Part cho Flange dưới của Barrier - Web. Xem hình 208, trang 211/212.

Vật liệu và kích thước bề dày cho bảng 2, trang 205.

- Sửa chữa Barrier - Web Repair - Angle. Xem hình 208 (tờ 8, tờ 11), chi tiết 4a, b và 11, trang 211/212 và 215.

Vật liệu và bề dày xem bảng 2, trang 205.

- Làm Filler ở dưới mép trước cánh. Xem hình 208 (tờ 8 tờ 11), trang 211/212, 215.

### **7-4. Lắp ráp và tán đinh.**

- Để lắp đặt Joint Strip tại Barrier - Angle, phải sửa lại kết cấu như sau:
  - + Tháo Pads khỏi Barrier - Angle.
  - + Xấn mép Barrier - Angle flat.
  - + Phay Dam khỏi vỏ bọc.



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỬU SRM - F70**

- Lắp ráp kết cấu như sau :

- + Xem bảng 1 cho các loại đinh tán. Như phân tích ở các sửa chữa trước :
- Đường kính đinh tán, khoảng cách mép, bước đinh, bước hàng là nằm trong giới hạn cho phép.
- + Người ta cho một ít chất làm kín chịu nhiệt cao PR 1910 hoặc tương đương vào đinh tán hoặc thành phần sửa chữa trước khi lắp đặt.
- + Lắp đặt thành phần sửa chữa và cụm lắp Barrier - Rib.

### **7-5. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc mép trước cánh bề mặt dưới và mặt trên mũi cánh.**

Vỏ bọc trên, mũi dưới mép trước cánh là bộ phận quan trọng của cánh máy bay có nhiệm vụ rẽ dòng chảy không khí và tạo dòng chảy không khí phía trên và phía dưới cánh có tốc độ khác nhau, ngoài ra còn nhiệm vụ chống đóng băng đá trong khi bay nhờ nhiệt của dòng khí nóng chảy bên trong mũi, ở trên mép trước cánh.

Sửa chữa phải đảm bảo yêu cầu sau:

- Phục hồi độ bền ban đầu: Dùng vật liệu sửa chữa giống vật liệu nguyên gốc và có bề dày dày hơn để tăng cường độ bền. Xem chỉ dẫn cho ở bảng 2.
- Bảo đảm biên dạng mặt bao có độ chính xác cao so với biên dạng ban đầu vì nó ảnh hưởng đến lực nâng của cánh. Do đó làm đồ gá để giữ không làm thay đổi kích thước biên dạng trong khi sửa chữa.
- Bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học bên ngoài cao và cả bên trong để không gây cản và làm nhiễu loạn dòng chảy không khí bên ngoài và khí nóng bên trong.
- Mép chỗ cắt bỏ chỗ bị hỏng có cạnh song song với Ribs ở mép trước cánh và Barrier - Angle để không làm nhiễu loạn dòng chảy không khí.
- Chỗ nối Barrier - Web và Barrier - Angle không ở Joint Strip để giảm ứng suất tập trung do mối ghép dày ở một chỗ và không làm ảnh hưởng dòng chảy khí nóng ở khe hở cạnh Barrier - Angle ở phía trên mép rẽ dòng.
- Joint Strip không bị - phải cách xa khe hở không khí hai tiếp giáp cạnh nhau để dòng khí nóng lưu thông bình thường.

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

- Span - Wise Joint - Strip vỏ bọc trên không cho phép vì làm nhiễu loạn dòng chảy không khí. Do đó vỏ bọc cắt ở mép sau của Panel mép rẽ dòng.
- Lắp đặt và thay thế Dam (với chất làm kín PR 1910), để Barrier - Angle ở trên Pad, dùng đinh tán MS 2024AD2; thay thế lỗ 2/32" (1,6 mm) hiện có và dập lỗ này ở Replacement dam.

Vì giữ Dam (tấm ngăn) mỏng nên chỉ cần đinh tán 2/32" (1,6 mm).

- Khi làm dùng chất làm kín không được bịt vào khe hở giữa Barrier - Angle và vỏ bọc để dòng chảy khí nóng lưu thông bình thường.
- Phay đầu đinh tán phẳng còn nhô trên vỏ bọc. Phần nhô lớn nhất cho phép 0,05 mm (0,002 in) để không cản trở và nhiễu loạn dòng chảy ở vị trí yêu cầu độ nhấn khí động học cao này.
- Đinh tán trước khi tán phải xử lý nhiệt. Xem chú ý ở hình 208, tờ 4, trang 204 để đinh tán khỏi nứt do biến dạng quá giới hạn bền của đinh tán, làm nhanh gỉ và vỡ đầu nở đinh tán.
- Miếng khoét lỗ đầu đinh tán phẳng 82°, không sâu quá 0,2-0,3 mm (0,008 đến 0,012 in). Xem chi tiết 2, tiết diện H-H, Hình 208 (tờ 6), trang 207/208.
- Vì miếng vá sửa chữa lớn, phần cắt bỏ và tháo nhiều, nên phải làm đồ gá giữ biên dạng mép trước cánh để không làm thay đổi kích thước khi sửa chữa.
- Làm biên dạng đồ gá đúng biên dạng mặt bao ban đầu là cần thiết.
- Làm mất mép sắc, loại ba vĩa, lượn tròn các góc R6 mm (0,24 in) để có độ phẳng nhẵn là yêu cầu đối với miếng vá bất kỳ đều phải làm.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SRM - F70**

**57-40-02. Sửa chữa No.9. Sửa chữa rách ở vách chắn/Barrier - Web của mép trước cánh. Hình 209 (từ 1 đến 5), trang 201 đến 205.**

**7-1. Giới thiệu chung.**

Ở đây chỉ dẫn cần thiết sửa chữa rách ở Barrier - Web của mép trước cánh. Sửa chữa là cắt bỏ phần hỏng của Barrier - Web và nối thành phần mới.

**7-2. Cắt bỏ chỗ hỏng (xem như miêu tả). Tháo Rib và thành phần hư hỏng của Barrier - Web.**

Nếu ở đây không đủ khoảng cách giữa chỗ rách và Rib lắp đặt, lắp đặt miếng nối phía bên kia của Rib (tránh mối nối ở cạnh hoặc chồng vào rib).

**7-3. Làm thành phần mới như chỉ ở bảng 2 và miêu tả.**

Khoan lỗ đinh tán ở kết cấu mới và hiện có.

- Làm phần mới cho Barrier - Web. Vật liệu 5.322 (2024T3 Alclad) dày 0,8 mm (0,032 in). Kích thước phần mới cho Barrier - Web tùy khoảng cách từ chỗ cắt bỏ đến Rib.
- Làm tấm nối Splice - Plate cho Barrier - Web. Vật liệu 5.322/9 (2024T3 Alclad), dày 10 mm (0,040 in).

Làm tương tự như ở sửa chữa No.1 mở cửa vào mép trước dùng tấm nối. Tấm nối/Splice-Plate có kích thước theo chiều đứng bằng vách ngăn/Barrier - Web, có chiều rộng, hơn mép nối sau khi cắt lắp đặt được một hàng đinh tán, riêng hai đầu ghép tán lên Barrier - Angle nên làm rộng hơn lắp đặt được hai đinh tán để giảm ứng suất tập trung do thành phần kết cấu gây ra cho mối ghép tán đinh.

**7-4. Loại ba via và cạnh sắc, lượn góc R10mm (0,394 mm).**

Lắp ráp và tán đinh tán.

Các thành phần sửa chữa sau khi chế tạo phải oxýt hoá và sơn lót Cromat kẽm.

Lắp ráp kết cấu phải như sau:

- Xem bảng 1 cho các loại đinh tán. Như phân tích ở các sửa chữa trên. Đường kính đinh tán, bước hàng, khoảng cách hàng, khoảng cách mép của đinh tán nằm trong giới hạn cho phép.
- Cho ít chất làm kín chịu nhiệt độ cao PR 1910 hoặc tương đương vào đinh

ATA-57-40-02



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SRM - F70**

tán, thành phần sửa chữa trước khi lắp đặt. Bảo đảm rằng chất làm kín không chảy bịt khe hở không khí.

- Lắp đặt và tán các thành phần.

### **7-5. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách ở Barrier - Web của mép trước cánh.**

Barrier - Web là vách tăng cứng giữa mép trước cánh và phần thân cánh phía sau. Barrier - Web có tác dụng sau:

- Tăng cứng vững cho mép trước : gồm mũi cánh, mép trên, mép dưới của phía trước cánh.
- Cùng Ribs tạo kích thước biên dạng mặt bao mép trước cánh.
- Tạo với phần mũi cánh thành ống dẫn khí nóng lớn chứa Piccolo Tubes, dọc mép trước cánh để phòng đóng băng cho mép trước và cung cấp khí nóng qua khe hở không khí để phòng đóng băng cho phần mép trên của cánh.

Trong quá trình làm việc của máy bay, Barrier - Web chịu tác dụng của tải trọng uốn, xoắn, rung động, nhiệt độ thay đổi theo chu kỳ bay làm rách Barrier - Web.

Sửa chữa ở đây là cắt bỏ phần Barrier - Web hỏng có mép cắt song song Rib kết hợp với thay thế một phần Barrier - Web để dùng tấm nối ghép hai phần Barrier - Web. Đồng thời chỗ nối này cũng là lối vào bên trong khi sửa chữa.

Mặt bên trong Barrier - Web chỗ sửa chữa phải làm phẳng nhẵn để không cản trở và làm nhiễu loạn dòng chảy khí nóng.

- Cắt bỏ phần chỗ rách và tháo phần rách ở Barrier - Web có mép song song Rib theo chiều chịu lực và sắp đặt của kết cấu bên trong phù hợp với dòng chảy không khí bên ngoài.
- Cắt bỏ ở vị trí hợp lý để tháo bỏ được một phần Barrier - Web, nếu chỗ cắt gần Rib bố trí dinh tán ghép không được thì phải cắt rộng để nối ghép ở bên kia Rib. Tránh mối ghép trùng vào xà chịu lực Rib, tạo tập trung ứng suất lớn vào mối ghép.

ATA-57-40-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SRM - F70**

- Khi lắp ráp không để chất bịt kín chảy vào khe hở không khí giữa Barrier - Angle và vỏ bọc làm cản trở và rối loạn dòng chảy không nóng khí có tốc độ cao.
- Đinh tán phải nhiệt luyện trước khi tán để tránh nứt đầu đinh tán, dễ bị gỉ và vỡ đầu đinh.
- Đầu đinh tán phẳng nhô trên vỏ bọc phải được phay phẳng bảo đảm độ phẳng nhấn bề mặt. Đầu nhô cho phép lớn nhất là 0,05 mm(0,002 in)
- Khi lắp ghép các thành phần sửa chữa nếu còn khe hở 0,2 mm (0,008 in) do bề dày khác nhau, phải làm Shim để lấp đầy. Mục đích để mối ghép kẹp chặt chắc và chịu lực đúng với yêu cầu, thành phần sửa chữa không bị lõm, cong vênh

ATA-57-40-02

END!



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU TÀI LIỆU SRM F-70.**

**MỤC LỤC**

**Trang**

**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG TÀI LIỆU SRM-70**

|                                                                                                                                                 |           |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>1. Giới thiệu chung</b>                                                                                                                      | <b>1</b>  |
| <b>2. Hiệu lực</b>                                                                                                                              | <b>2</b>  |
| <b>3. Bố cục của sổ tay</b>                                                                                                                     | <b>2</b>  |
| <b>4. Sử dụng sổ tay</b>                                                                                                                        | <b>7</b>  |
| <b>CHAPTER 51. GIỚI THIỆU CHUNG VỀ KẾT CẤU.....</b>                                                                                             | <b>10</b> |
| 51-70-01. Sửa chữa hư hỏng. Trang 1÷ 4 .....                                                                                                    | 10        |
| 51-70-04. Sửa chữa No1. Sửa chữa rách ở lỗ giảm trọng lượng. Hình 201<br>( từ 1, 2,3) Trang 201 ÷ 203 .....                                     | 13        |
| 51-70-04. Sửa chữa No.2. Sửa chữa gí ở lỗ giảm nhẹ trọng lượng. Hình 202<br>( từ 1÷ 3) Trang 201 ÷ 203. ....                                    | 15        |
| 51-70-04. Sửa chữa No.2. Sửa chữa vết lõm nhẵn và "Oil Canning" Hình 202<br>( từ 1÷ 3) Trang 201 ÷ 203. ....                                    | 16        |
| 51-70-05. Sửa chữa No.4. Sửa chữa phẳng Fairing bao gồm cả Stringer. Hình 1.<br>Trang 201 ÷ 203 .....                                           | 17        |
| 51-70-05. Sửa chữa No.5. Sửa chữa do va đập nhẹ. Hình 201÷205. Trang 201÷206... ..                                                              | 18        |
| 51-70-06. Sửa chữa No.1. Sửa chữa mép Stringer và Formed Section - Đối với vật<br>liệu dày đến 1,6 mm (0,063 in). Hình 201 Trang 201 ÷ 203..... | 20        |
| 51-70-06. Sửa chữa No.2. Sửa chữa Formed Stringer. Hình 202. Trang 201 ÷ 206 .....                                                              | 22        |
| 51-70-06. Sửa chữa No.3. Sửa chữa Stringer ép dòn. Hình 203 ( từ 1÷ 5)<br>Trang 201 ÷ 205 .....                                                 | 24        |
| 51-70-06. Sửa chữa No.5. Thay thế Stringer. Hình 205 ( từ 1÷ 7). Trang 201 ÷ 207....                                                            | 26        |
| 51-70-06. Sửa chữa No.6. Sửa chữa EXTRUDED và FORMED SECTION.<br>Hình 206 ( từ 1÷ 6). Trang 201 ÷ 206 .....                                     | 28        |
| 51-70-07. Sửa chữa No.1. Sửa chữa WEB - PLATE. Hình 201( từ 1÷ 3)<br>Trang 201 ÷ 203 .....                                                      | 29        |



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU TÀI LIỆU SRM F-70.**

**MỤC LỤC**

**Trang**

|                                                                                                                                           |           |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>CHAPTER 53. THÂN MÁY BAY .....</b>                                                                                                     | <b>31</b> |
| 53-00-02. Sửa chữa No.3A. Sửa chữa bền chắc không phẳng đối với vật liệu 5.322 và 5.322. Hình 203A ( từ 1÷ 8). Trang 201 ÷ 208 .....      | 31        |
| 53-00-02. Sửa chữa No.70. Sửa chữa Frame - Castellation . Hình 201, 202. Trang 203 ÷ 206 .....                                            | 35        |
| 53-00-02. Sửa chữa No.71. Sửa chữa Frame Profile và Flange Angle . Hình 201, 202. Trang 201 ÷ 203.....                                    | 36        |
| <b>CHAPTER 54. VỎ BỌC VÀ GIÁ TREO ĐỘNG CƠ.....</b>                                                                                        | <b>38</b> |
| 54-10-02: Sửa chữa No.20. Sửa chữa lớn vỏ bọc của Nacelle Aft - Cwl. Hình 201 Trang 201 ÷ 204 .....                                       | 38        |
| 54-10-02. Sửa chữa No.22. Sửa chữa chỗ hỏng sâu sau khi làm sạch ở Nacelle AFT-COWL. Hình 201. Trang 201 ÷ 204 .....                      | 41        |
| <b>CHAPTER 55. BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY .....</b>                                                                                       | <b>44</b> |
| 55-00-02. Sửa chữa cụ thể. Trang 1, 2 .....                                                                                               | 44        |
| 55-00-02. Sửa chữa No.1. Sửa chữa Shroud thăng bằng ngang. Hình 201 (từ 1, 2) . Trang 201, 202. ....                                      | 48        |
| <b>CHAPTER 57. CÁNH MÁY BAY .....</b>                                                                                                     | <b>49</b> |
| 57-40-02. Sửa chữa cụ thể. Trang 1, 2 .....                                                                                               | 49        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.1. Mở lối vào Barrier - Web của mép trước cánh. Hình 201 ( từ 1÷ 8) Trang 201 ÷ 208 .....                           | 51        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.2 Loại bỏ vết lõm ở mép trước cánh. Hình 202 (từ 1, 2). Trang 201, 202 .....                                        | 54        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.3. Sửa chữa bề mặt ở trên mép trước cánh, một hàng đinh tán. Hình 203 ( từ 1÷ 4). Trang 201 ÷ 204 .....             | 56        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.4. Sửa chữa mũi mép trước cánh và bề mặt dưới. Lắp đặt một hàng đinh tán. Hình 204 ( từ 1÷ 6) Trang 201 ÷ 206 ..... | 58        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.5. Sửa chữa vỏ bọc mép trước cánh ở mũi. Hình 205 ( từ 1÷ 5). Trang 201 ÷ 205.....                                  | 62        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.6 Sửa chữa phẳng bề mặt dưới mép trước cánh. Hình 206 ( từ 1÷ 7). Trang 201 ÷ 207.....                              | 64        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.7. Sửa chữa bề mặt trên vỏ bọc mép trước cánh. Hình 207 ( từ 1÷ 10). Trang 210 ÷ 212.....                           | 67        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.8. Sửa chữa vỏ bọc mép trước cánh bề mặt dưới và mặt trên mũi cánh. Hình 208 ( từ 1÷ 11). Trang 201 ÷ 215 .....     | 70        |
| 57-40-02. Sửa chữa No.9. Sửa chữa rách ở Barrier - Web của mép trước cánh. Hình 209 ( từ 1÷ 5). Trang 201 ÷ 205 .....                     | 74        |

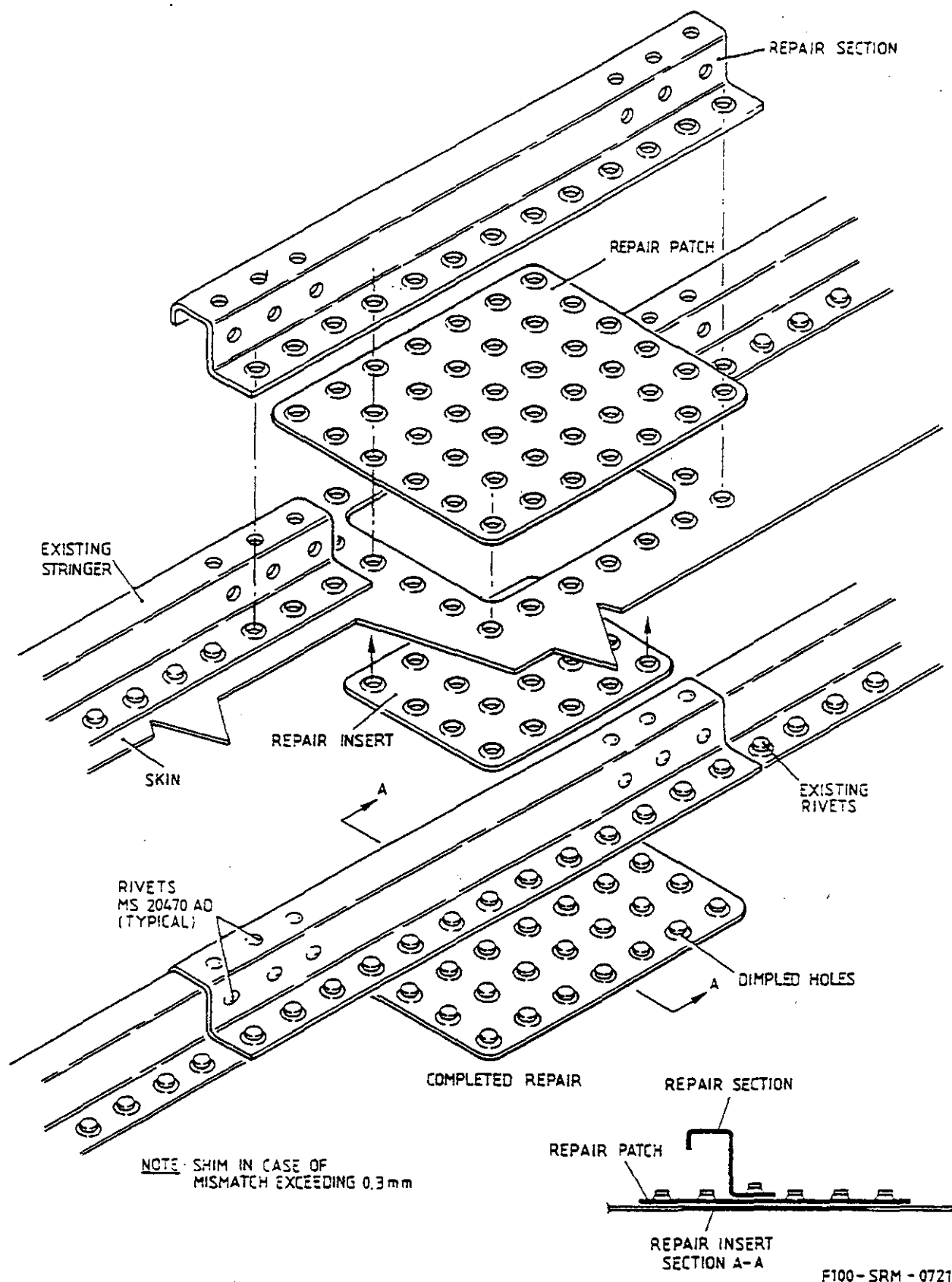


Fig. 1 Flush Repair for Fairings and Shrouds

"END"



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

THIS PAGE LEFT BLANK INTENTIONALLY

51-70-05

Repair No.4  
Page 204  
DEC 01/99



Daimler-Benz  
Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

## REPAIR No 5 REPAIR OF LIGHTNING STRIKE DAMAGE

### 1. General

- A. This procedure gives the necessary information to repair lightning strike damage to metal skins and fasteners.
- B. Lightning strikes are indicated by a series of small burn-marks on the paint, skin and/or on fastener-heads.

### 2. Applicability

This repair is applicable to metal skins and fasteners. It is not applicable for composite materials.

### 3. Repair limits

- A. Light surface damage is blended out within the Allowable Damage limits. Larger damage-spots, up to 3,8 mm (0.15 in) in size, are repaired by the installation of a 4,8 mm (3/16 in) rivet.
- B. Damaged fasteners are replaced, however, the number of fastener-holes, countersinks or dimples which can be reworked is limited.

### 4. Repair Materials

|            |                                                    |    |
|------------|----------------------------------------------------|----|
| NAS1097AD- | , solid rivets, reduced countersunk head           | AR |
| MS20470AD- | , solid rivets, protruding head                    | AR |
| CR3223-    | or AF3223-, blind rivets, protruding head          | AR |
| CR3224-    | or AF3224-, blind rivets, reduced countersunk head | AR |

### 5. Special Tools and Equipment

Not Applicable

### 6. Consumable Materials

Use the following materials, or suitable alternatives:

|           |                                            |    |
|-----------|--------------------------------------------|----|
| -         | Abrasive paper grid 400, and 600.          | AR |
| Fk07-008  | Epoxy base primer, Aerodur S15/60          | AR |
| Fk09-017  | Sealant, Corrosion inhibitive, PR1436G     | AR |
| Fk11-003  | Solvent, Methyl Ethyl Ketone (M.E.K.)      | AR |
| Fk13-003A | Chemical conversion coating, Alodine 1200S | AR |
| Fk13-004A | Chemical conversion coating, Alodine 1000  | AR |

### 7. Reference Procedures

|           |                                                 |
|-----------|-------------------------------------------------|
| 51-10-00  | Aerodynamic smoothness                          |
| 51-10-02  | Damage Classification No.1 - Metals             |
| 51-22-01  | Drilling, reaming and countersinking procedures |
| 51-23-01  | Sealing                                         |
| 51-24-01  | Corrosion control and prevention                |
| 51-40-04  | Cherrymax rivets                                |
| AMM 51-21 | Painting                                        |



## 8. Repair Instructions

**WARNING:** BE CAREFUL WHEN YOU USE THE CONSUMABLE MATERIALS. OBEY THE OPERATOR'S AND MANUFACTURER'S HEALTH AND SAFETY INSTRUCTIONS.

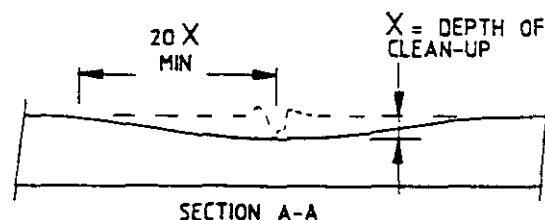
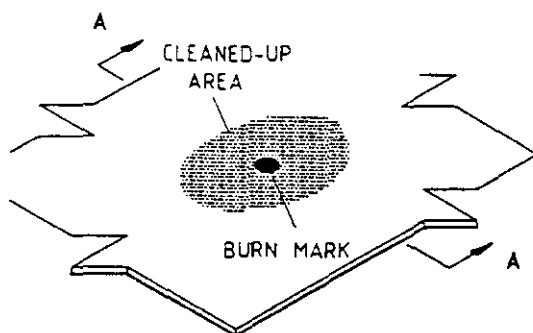
A. There are the following three repair procedures:

- Repair for LIGHT SURFACE DAMAGE (damage within the Allowable Damage Limits), refer to Para B.
- Repair for BURN-MARKS up to 3,8 mm (0.15 in) in size, refer to para C
- For the replacement of DAMAGED OR LOOSE FASTENERS refer to para D.

If the damage cannot be repaired by the above actions, the corrective action must be based on the specific damage and situation (contact Fokker), or cut out the damage and install a repair patch.

### B. Procedure for the repair of LIGHT SURFACE DAMAGE

- (1) Clean the area and remove the paint around the damage.
- (2) Carefully blend-out the damage using abrasive paper No. 400 (or equivalent) to a smooth contour, refer to Fig. 201. Polish the area using abrasive paper No. 600 (or equivalent). The depth and size of the cleaned-up area must be within the Allowable Damage Limits, refer to the applicable chapters on Allowable Damage.
- (3) Apply a corrosion prevention treatment as follows:
  - On polished-skin areas do an Alodine 1000 treatment (51-24-01) to the bare material.
  - On painted areas do an Alodine 1200S treatment (51-24-01) to the bare material and apply primer Aerodur S15/60, or equivalent. Repair the paint system, refer to AMM 51-21 or the operators standard procedures.



**NOTE:** FOR THE MAXIMUM ALLOWABLE DEPTH OF THE CLEAN-UP REFER TO THE APPLICABLE SRM CHAPTERS ON ALLOWABLE DAMAGE LIMITS.

Figure 201 Damage clean-up for light surface damage



Daimler-Benz  
Aerospace

## Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### C. Procedure for the repair of BURN MARKS up to 3,8 mm (0.15 in) in size.

Limitations to this procedure:

- Do not drill holes in the joint-strips (finger doublers) at:  
Fokker 100: Fuselage Station 14911 and 17011 (53-41-08)  
Fokker 70: Fuselage Station 12447 and 14547 (53-41-08)
- Do not drill holes in the corners of cut-outs for doors and hatches.
- The maximum number of new holes to be drilled is 3 per 500 mm (20 in).
- The distance between the new rivets and the edge of an inside part must be more than  $1,5d$ , refer to Fig. 202.
- Distances between any new and existing fasteners must be more than  $4d$ , refer to Fig. 202.
- The edge distances must be more than  $2d$ , refer to Fig. 202.

NOTE: "d" stands for the rivet diameter.

- (1) Clean the area and remove the paint around the damage.
- (2) Drill out the burn-marks using a drill which is 1 mm (0.04 in) larger in diameter than the burn-mark, up to a maximum hole size of 4,8 mm (3/16 in) in diameter, refer to Fig. 203.
- (3) Decide which type of fastener will be installed (refer to per Fig. 204), and prepare the hole accordingly.
- (4) Do an Alodine 1200S treatment (51-24-01) to the bare material and apply primer Aerodur S15/60 (AMM 51-21), or equivalent. Install the fastener (51-40-02) with sealant PR1436G (51-23-01), or equivalent.
- (5) Repair the paint system. Refer to AMM 51-21, or the operators standard procedures.

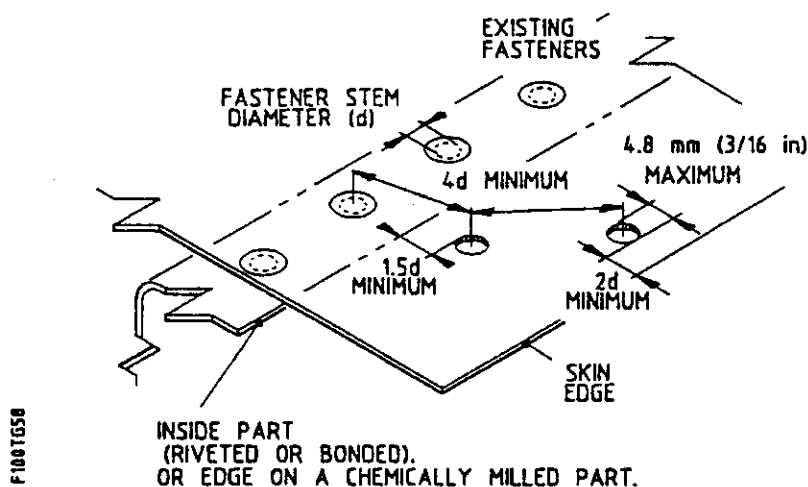


Figure 202 Fastener distances



Daimler-Benz  
Aerospace

# Fokker 70 . STRUCTURAL REPAIR MANUAL

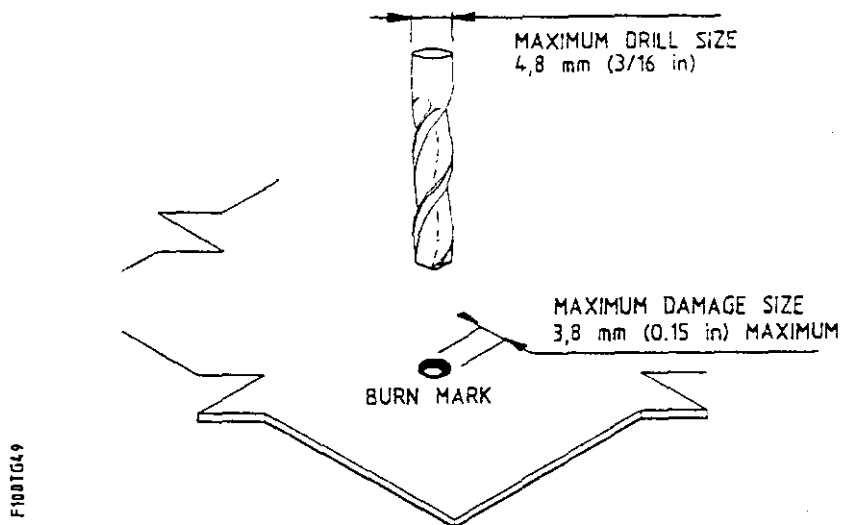
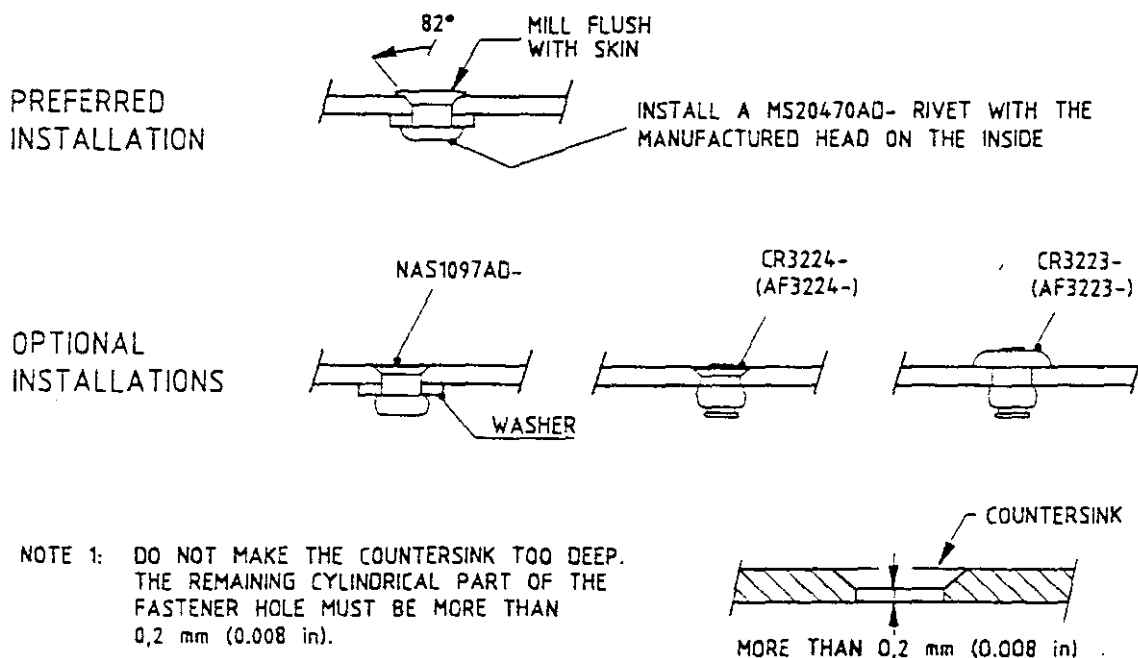


Figure 203 Repair of a deep burn-mark



NOTE 2: IF THE INSIDE AREA IS NOT ACCESSIBLE FOR THE INSTALLATION OF A SOLID RIVET, YOU CAN USE A BLIND RIVET. MAKE SURE THAT THE MINIMUM GRIP-LENGTH OF THE RIVET IS ADEQUATE FOR THE THICKNESS OF THE SKIN.

Figure 204 Rivet types



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

Daimler-Benz  
Aerospace

## D. Procedure for the replacement of DAMAGED OR LOOSE FASTENERS

- (1) Clean the areas and remove the paint around the damage.
- (2) Support the inside structure to prevent damage to the skin, the rivet hole or any near bonded joint, and carefully remove the fastener as follows:
  - remove a rivet by drilling the head and punching it out (51-40-02).
  - for the removal of other type fasteners refer to SRM 51-40-0x.
- (3) Inspect the fastener hole for damage; if damaged, repair as follows:
  - (a) COUNTERSUNK HOLES; Remove the damage by enlarging the hole and countersink, and install an oversize or next size fastener of the originally installed type per step (4). If the skin-thickness does not allow a larger countersink (refer to Fig. 204 note 1), use a protruding head fastener. Fill the remaining countersink with a conical washer (FoN18-9151 or equivalent).
  - (b) DIMPLED HOLES; Remove the damage by carefully blending it out. Maintain the original dimple-shape as good as possible. The maximum depth of such a rework is 20 percent of the thickness of the top-skin.
 

The maximum amount of dimples which can be reworked in this way :

    - in a joint with 4 fasteners or less: none
    - in a joint with 5 to 10 fasteners: one
    - in a joint with more than 10 fasteners: 10 percent
- (4) After rework of the fastener hole, do an Alodine 1200S treatment (51-24-01) to the bare material and apply primer Aerodur S15/60 (refer to AMM 51-21), or equivalent.
- (5) Install a fastener (51-40-0x) of the originally installed type with a standard head-size, reduced head size (NAS1097 type) or protruding head. Install with sealant PR1431G (51-23-01), or equivalent.

NOTE: A solid rivet may be temporarily replaced by a blind rivet (refer to figure 204). Replace this blind rivet within 2000 landings for the originally type rivet.

- (6) Repair the paint system. Refer to AMM 51-21, or the operators standard procedures.

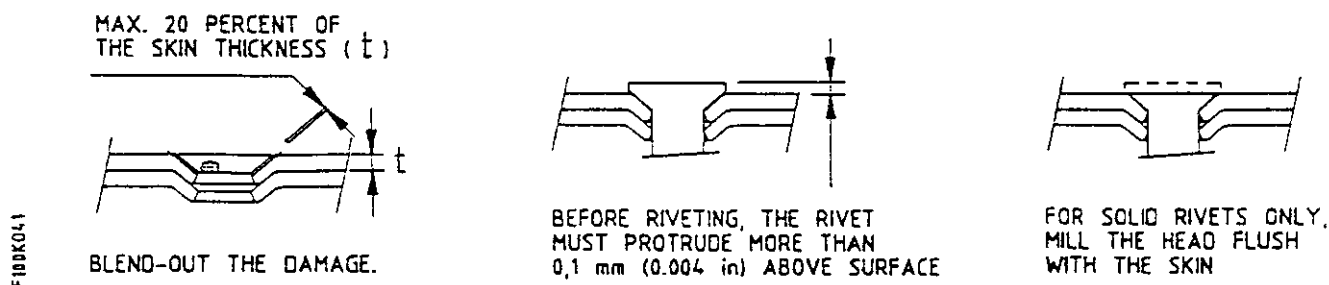


Figure 205 Depth of the rework in a dimple

- END -



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

Daimler-Benz  
Aerospace

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

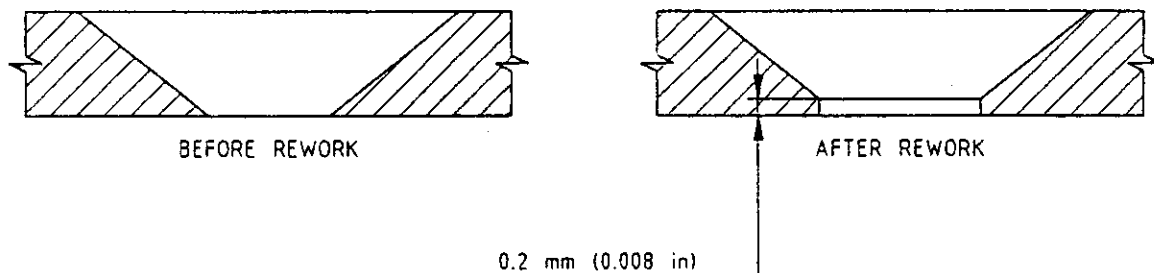


# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

A member of  
Deutsche Aerospace

| FASTENERS                                                                                                                  | PITCH                             |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|
| ✚ = ORIGINAL FASTENERS                                                                                                     | AS ORIGINAL                       |
| ✱ = NAS1097AD4, IF SKIN IS 1,0 mm (0.040 in)<br>NAS1097AD5, IF SKIN IS 1,2 mm (0.045 in) OR THICKER                        | 18 mm (0.71 in)<br>20 mm (0.8 in) |
| ✚ = MS20470AD4, IF STRINGER IS 0,8 OR 1,0 mm (0.032 OR 0.04 in)<br>MS20470AD5, IF STRINGER IS 1,2 mm (0.045 in) OR THICKER | 18 mm (0.71 in)<br>20 mm (0.8 in) |

Fasteners for Repair  
Table 1



REWORK EXISTING RIVET HOLES AS SHOWN

EXPLANATION OF THE NOTES USED ON THE ILLUSTRATIONS:

- NOTE 1: If the length of the damage is longer than 80 mm (3 in.) use a full stringer section, same as original, to fill the gap. Install the inserted full stringer section with rows of rivets through all flanges.  
If the length of the damage is smaller than 80 mm (3 in) a full stringer section is not necessary. Use a shim between the skin and lower stringer-flange to fill the gap.
- NOTE 2: Make a filler from material 5.322 (2024T3 clad), 20 mm (0.8 in.) wide. Make the filler thick enough so the rivets, through the existing holes in the skin, will seat properly between the radii of the stringer.

Fig. 202 Repair of Formed Stringers  
-Material thickness upto 1,6 mm (0.063 in.)-  
(Sheet 3 of 6)

51-70-06

Repair No. 2  
Page 203  
SEP 01/94



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

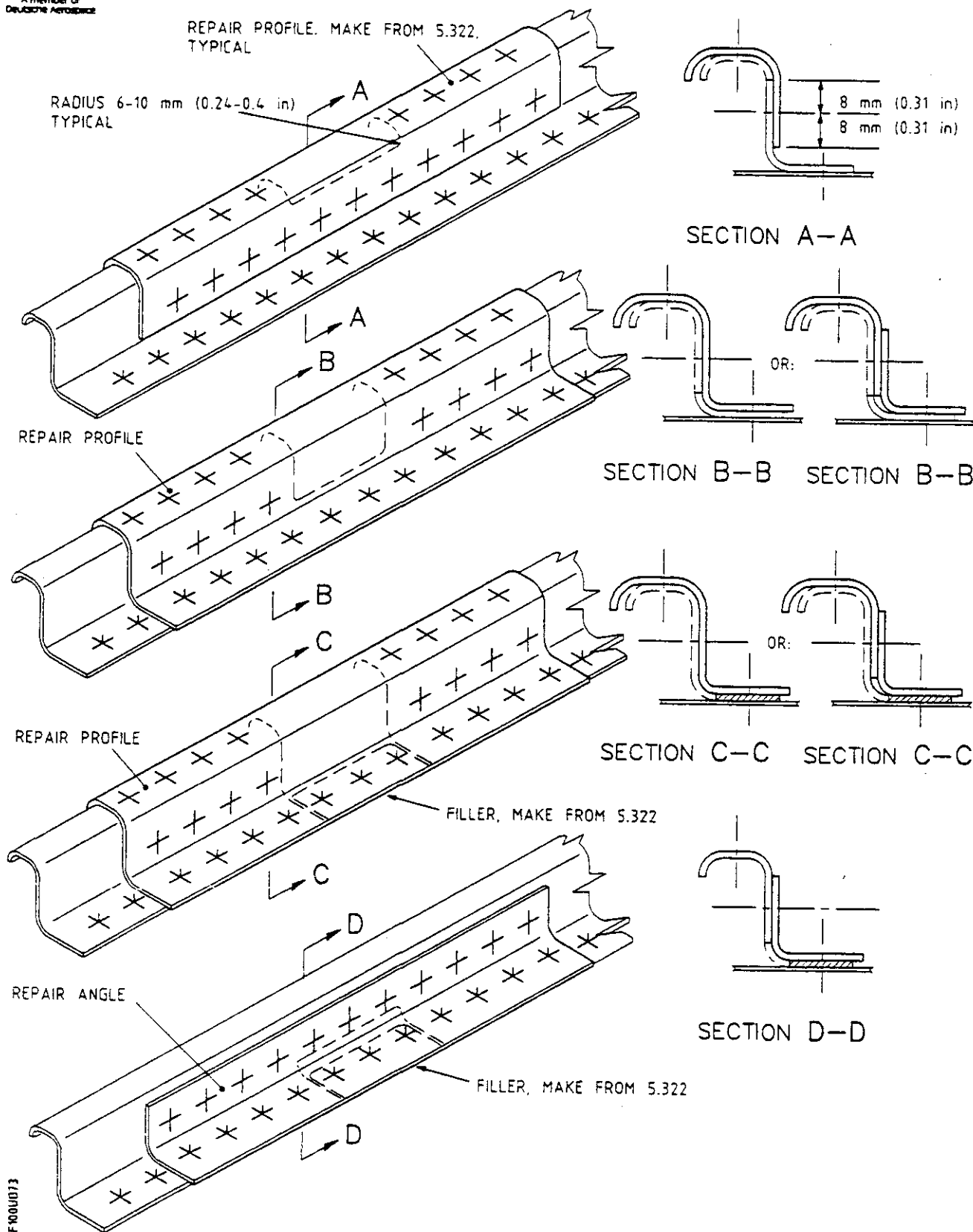
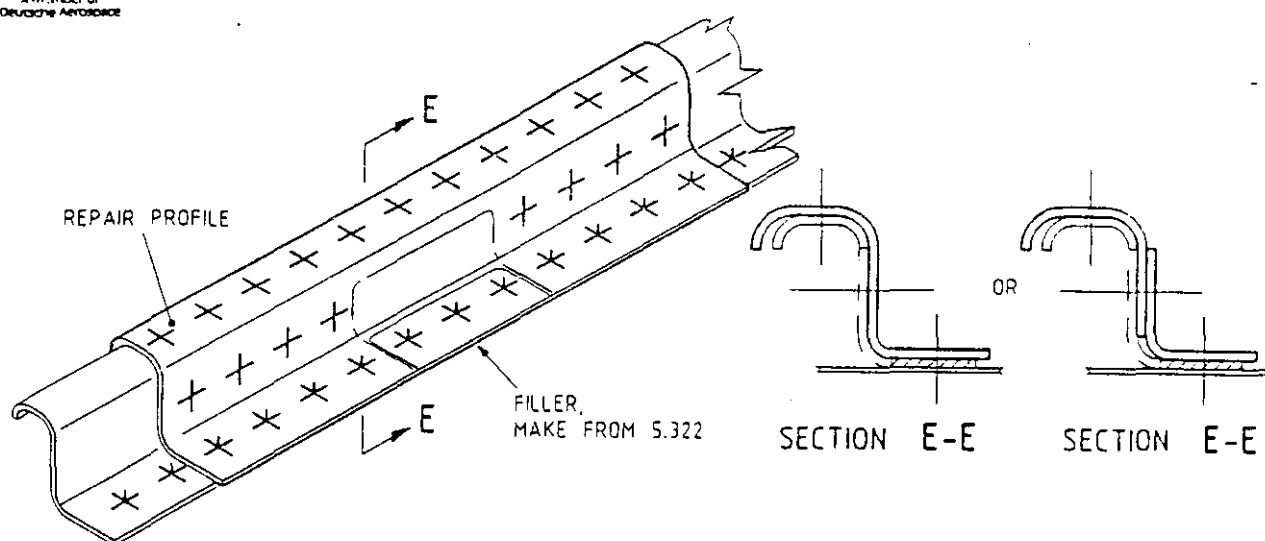


Fig. 202

Repair of Formed Stringers; **ORIGINALLY RIVETTED STRINGERS**  
-Material thickness upto 1,6 mm (0.063 in.)-  
(Sheet 4 of 6)



OPTIONALLY FOR ALL REPAIRS IN FIGURE 8:  
USE A TURNED STRINGER, SAME SIZE,  
AND A FILLER, SEE BELOW.

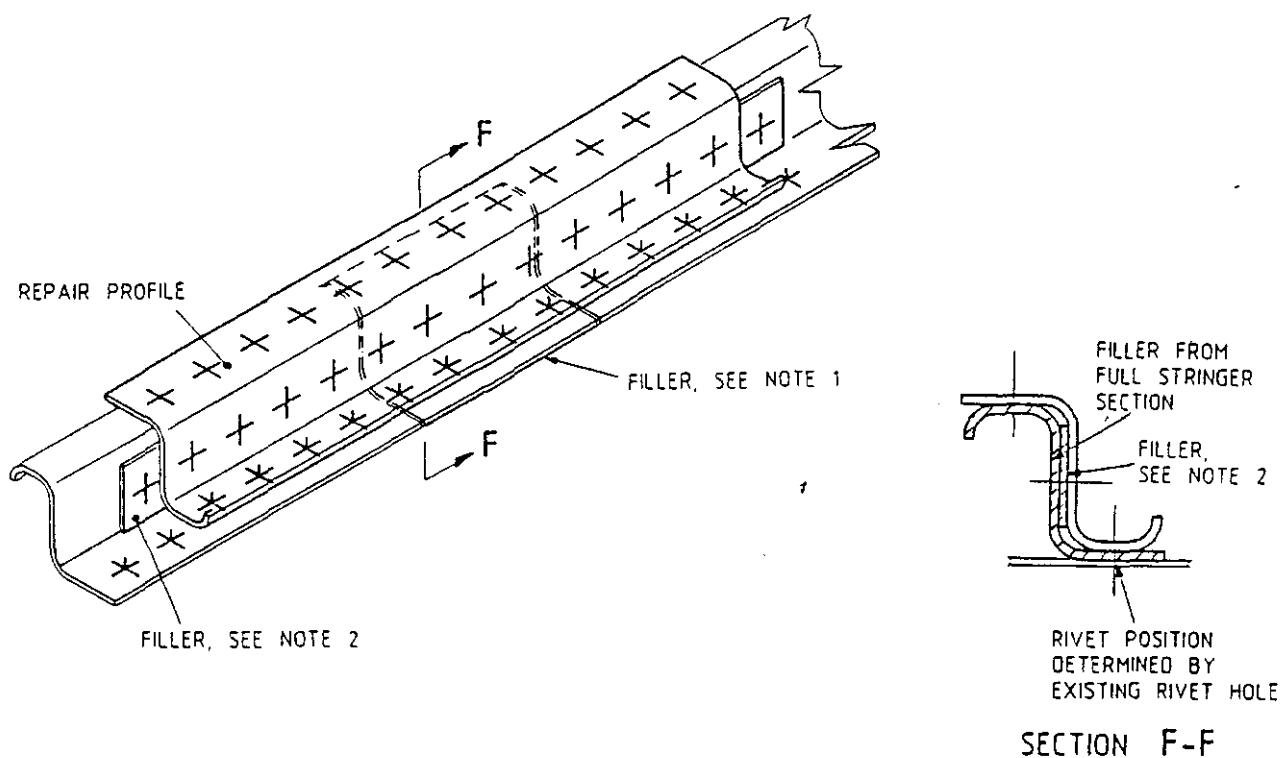


Fig. 202 Repair of Formed Stringers; **ORIGINALLY RIVETTED STRINGERS**  
-Material thickness upto 1,6 mm (0.063 in.)-  
(Sheet 5 of 6)

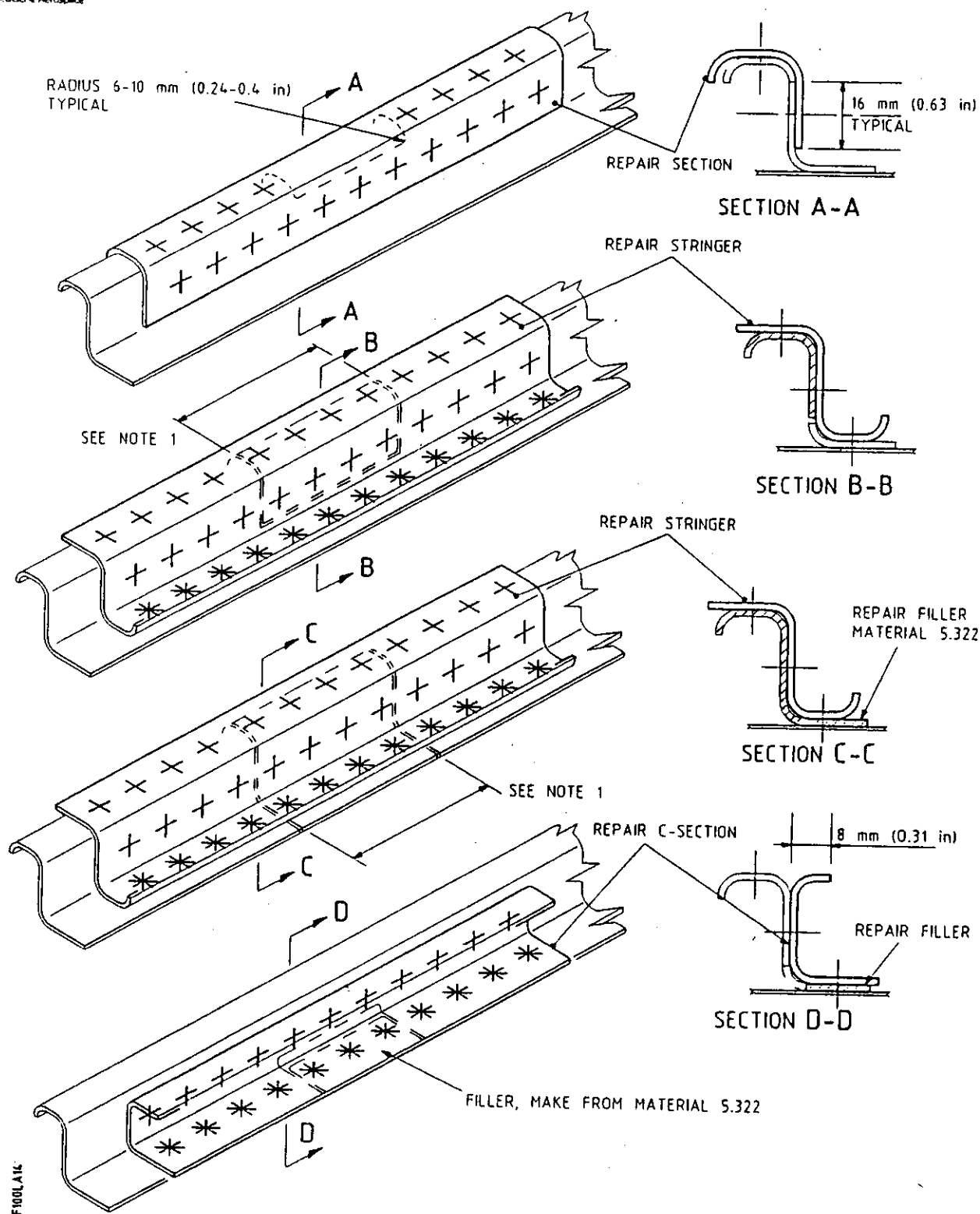
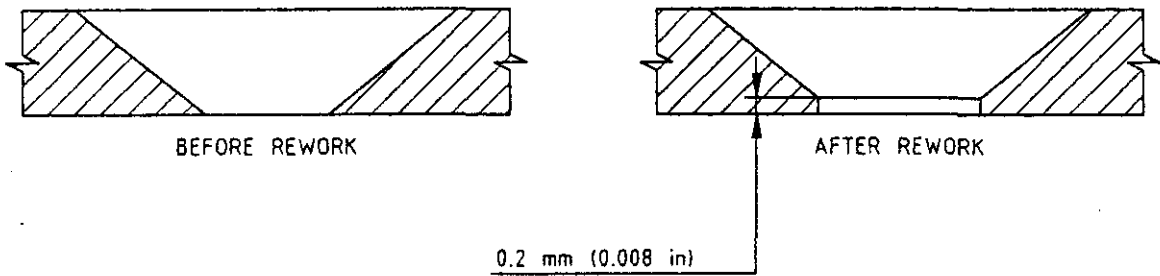


Fig. 202

Repair of Formed Stringers; **ORIGINALLY BONDED STRINGERS**  
 -Material thickness upto 1,6 mm (0.063 in.)-  
 (Sheet 6 of 6)

| FASTENERS                                                           | PITCH           |
|---------------------------------------------------------------------|-----------------|
| ⊕ = HL10VF5, COLLAR HL70-5                                          | 20 mm (0.8 in)  |
| ⊕ = HL10VF5, COLLAR HL70-5, IF SKIN IS 1,0 mm (0.040 in)            | 20 mm (0.8 in)  |
| ⊕ = HL11VF5, COLLAR HL70-5, IF SKIN IS 1,2 mm (0.045 in) OR THICKER | 20 mm (0.8 in)  |
| ⊕ = HL10VF6, COLLAR HL70-6                                          | 22 mm (0.86 in) |

Fasteners for Repair  
Table 1



REWORK EXISTING RIVET HOLES AS SHOWN

NOTES USED IN THE ILLUSTRATIONS:

NOTE 1: Rework the radius to  $R = 3 \text{ mm}$  (0.12 in.) so the profile will fit properly. You can use a 1 mm (0.04 in.) shim instead between the flanges of the repair part and the stringer.

Fig. 203 Repair of Extruded Stringers  
(Sheet 3 of 5)



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

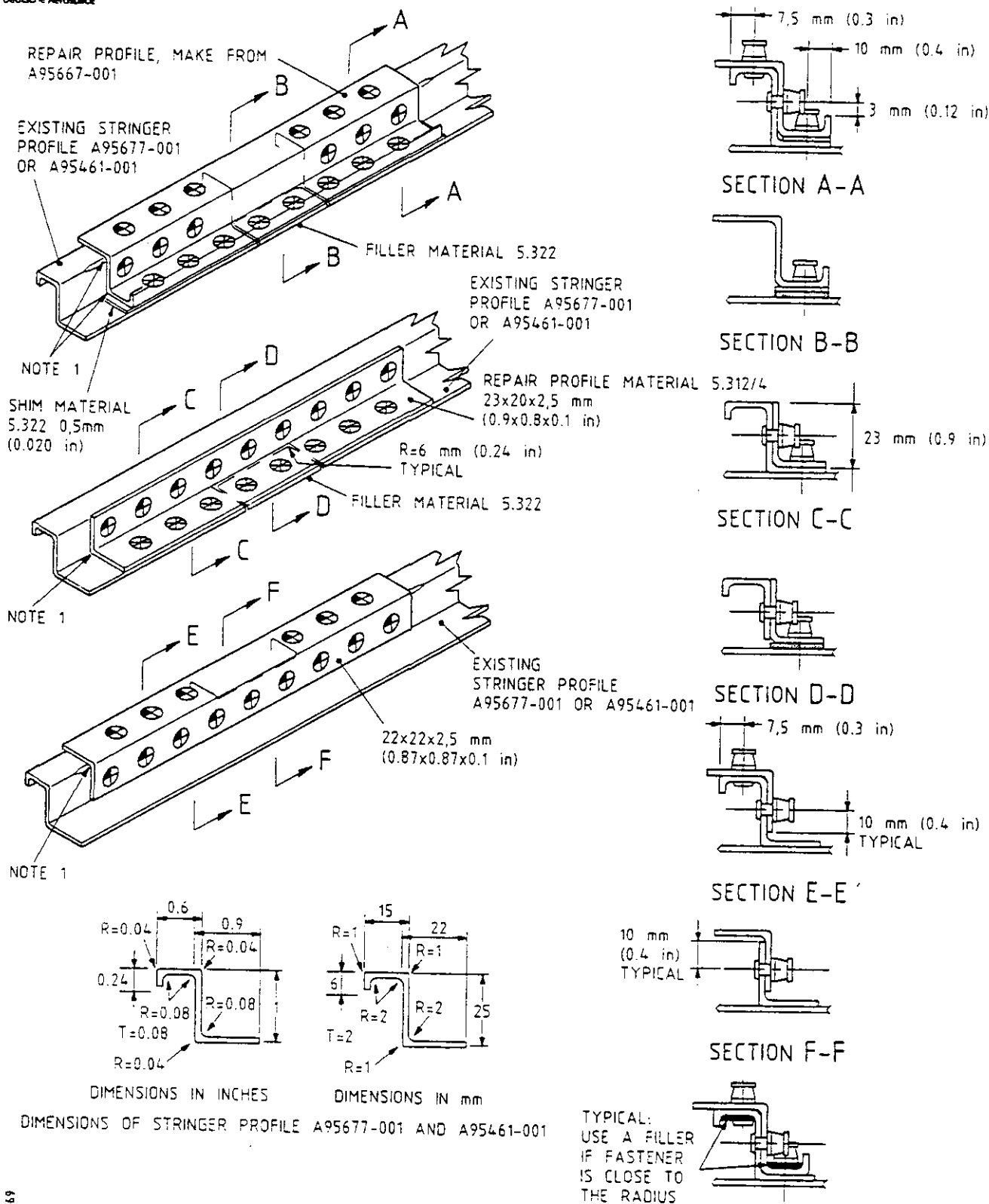


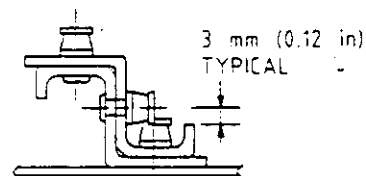
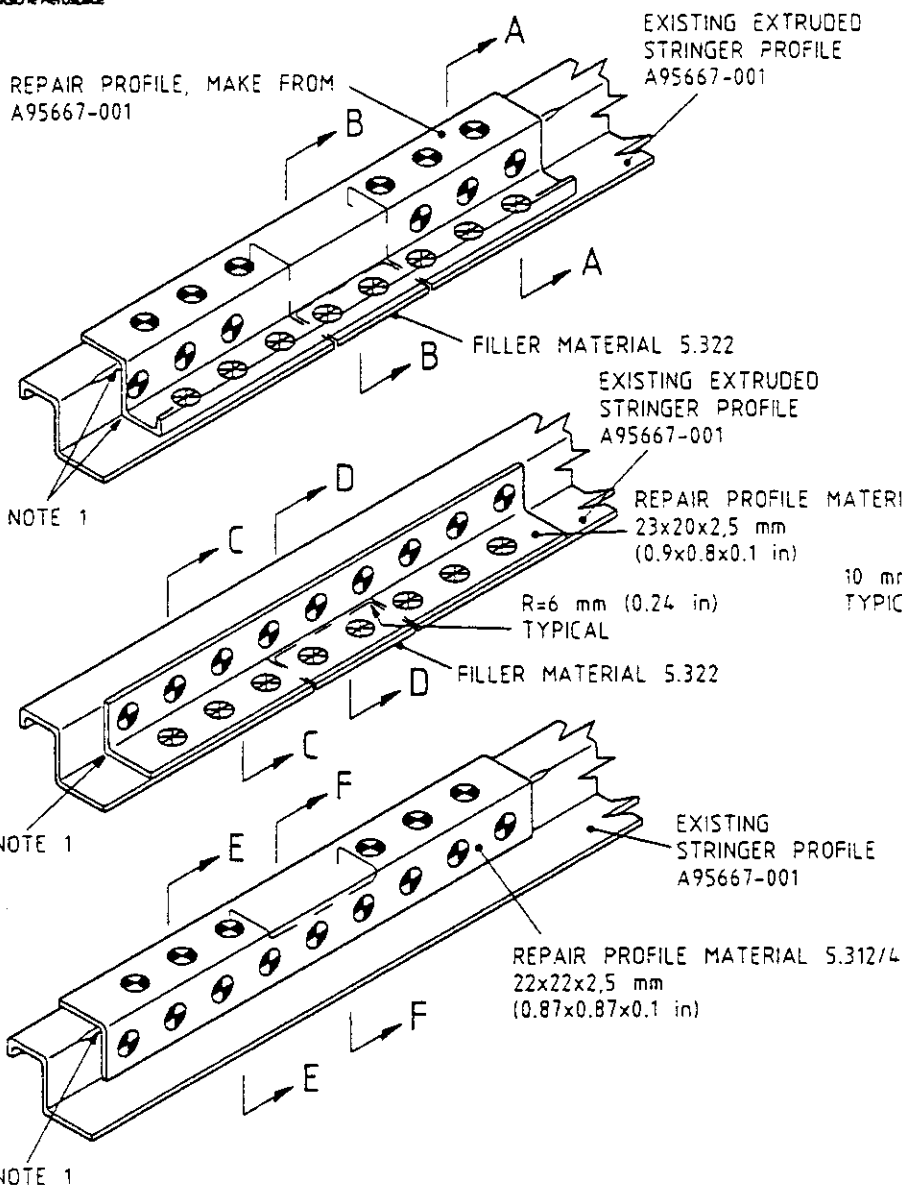
Fig. 203 Repair of Extruded Stringers, p/n A95461-001 and A95677-001  
(Sheet 4 of 5)

Repair No. 3

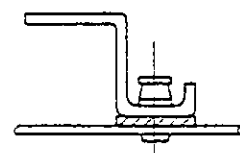
51-70-06 . Page 204  
SEP 01/94

F000069

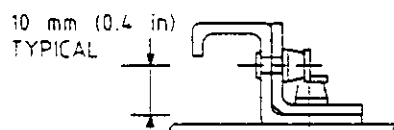
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



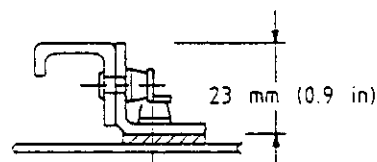
SECTION A-A



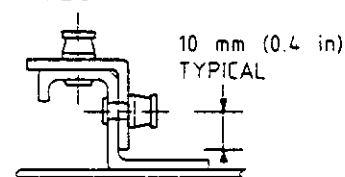
SECTION B-B



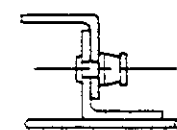
SECTION C-C



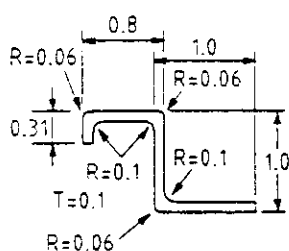
SECTION D-D



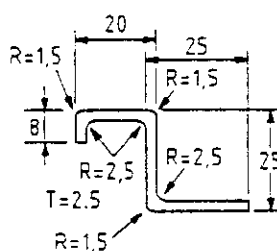
SECTION E-E



SECTION F-F



DIMENSIONS IN INCHES



DIMENSIONS IN mm

DIMENSIONS OF STRINGER PROFILE A95667-001

TYPICAL:  
USE A FILLER  
IF FASTENER  
IS CLOSE TO  
RADIUS

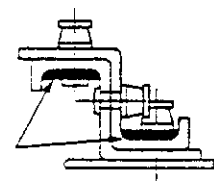
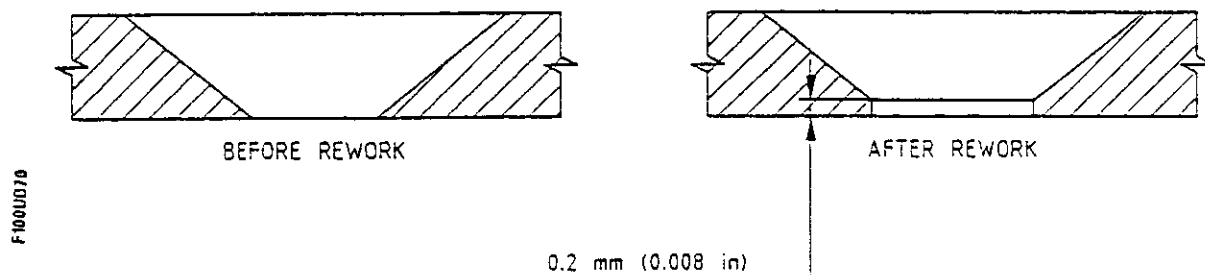


Fig. 203

Repair of Extruded Stringers; p/n A95667-001  
(Sheet 5 of 5)

| FASTENERS                                                                                                                  | PITCH                             |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|
| * = NAS1097AD4, IF SKIN IS 1.0 mm (0.040 in)<br>NAS1097AD5, IF SKIN IS 1.2 mm (0.045 in) OR THICKER                        | 18 mm (0.71 in)<br>20 mm (0.8 in) |
| + = MS20470AD4, IF STRINGER IS 0.8 OR 1.0 mm (0.032 OR 0.04 in)<br>MS20470AD5, IF STRINGER IS 1.2 mm (0.045 in) OR THICKER | 18 mm (0.71 in)<br>20 mm (0.8 in) |

Fasteners for Repair  
Table 1



REWORK EXISTING RIVET HOLES AS SHOWN

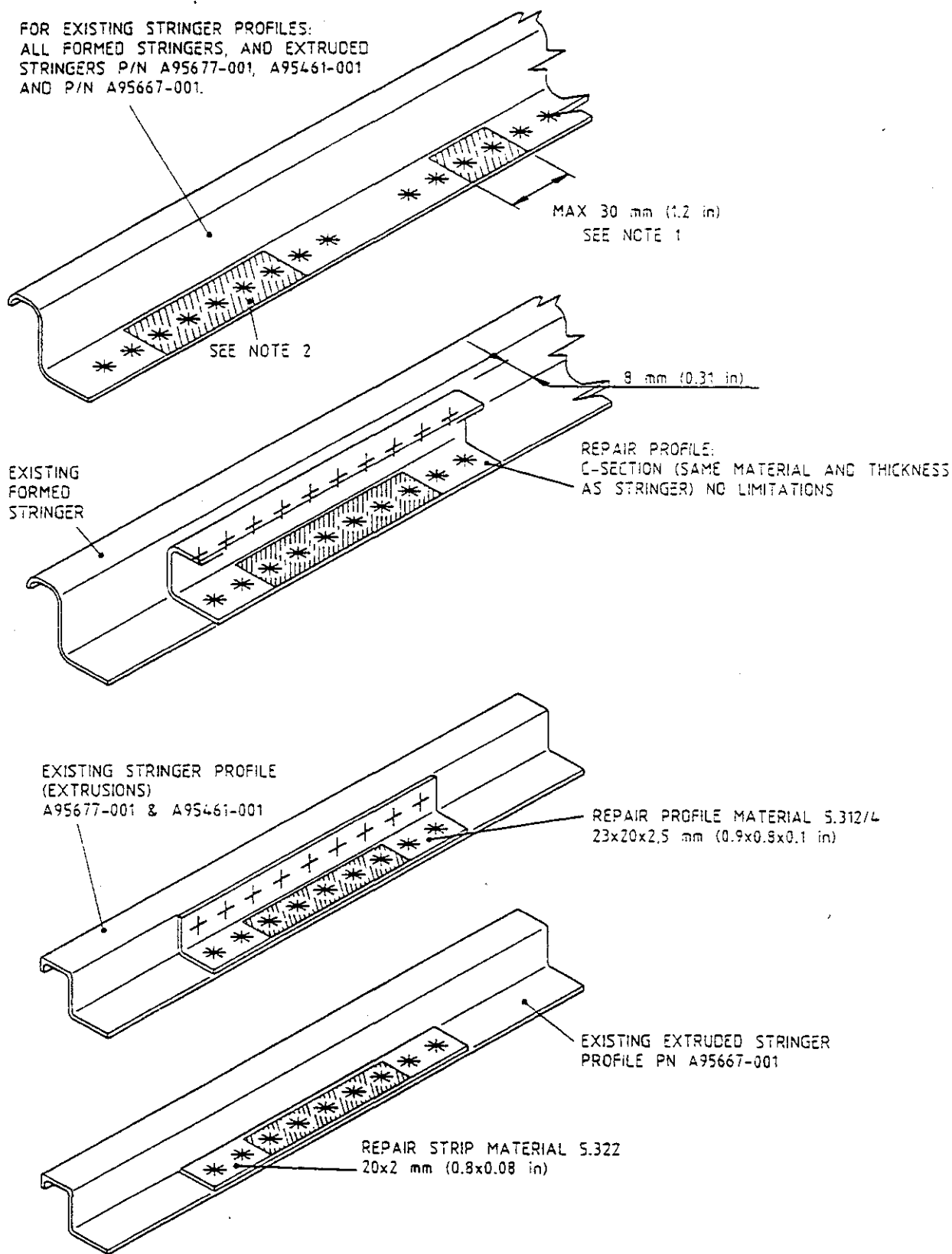
NOTES USED ON THE ILLUSTRATIONS:

- NOTE 1: If the bond is loose over a distance smaller than 30 mm (1.2 in.), repair by the installation of rivets.
- NOTE 2: If the bond is loose over a distance longer than 30 mm (1.2 in.), and no damage or loose spots are present at the 4 nearest stringers on both sides, repair by the installation of rivets.

Fig. 204

Repair of Stringers with a Broken Bond  
(sheet 3 of 4)

FOR EXISTING STRINGER PROFILES:  
ALL FORMED STRINGERS, AND EXTRUDED  
STRINGERS P/N A95677-001, A95461-001  
AND P/N A95667-001.



F1000066

Fig. 204

Repair of Stringers with a Broken Bond  
(sheet 4 of 4)

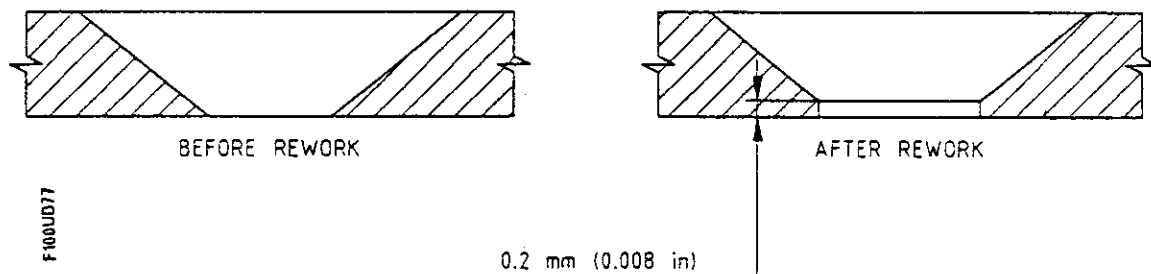


A member of  
Deutsche Aerospace

## Fokker 70<sup>\*</sup> STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### NOTES USED ON THE ILLUSTRATIONS:

- NOTE 1: Replace a bonded stringer by a riveted stringer which is 0,4 mm (0.016 in.) thicker than the original (bonded) stringer. If the original stringer is 1,6 mm thick (0.063 in.), replace the stringer by a stringer profile p/n A95677-001.
- NOTE 2: - A bonded stringer p/n A95667-001 must be replaced by a same stringer profile with a reinforcement-strip over the total length of the new stringer and the splice.  
- A riveted stringer p/n A95667-001 can be replaced by one of the same p/n.
- NOTE 3: Rework the radius to  $R = 3 \text{ mm}$  (0.12 in.) so the profile will fit properly. You can use a 1 mm (0.04 in.) shim instead between the flanges of the repair part and the stringer.
- NOTE 4: If the original stringer was riveted to the skin, replace the stringer by stringer profile p/n A95677-001. If the original stringer was bonded to the skin, replace the stringer by stringer profile p/n A95667-001, use shims where required (see note 7).
- NOTE 5: Use shims if the mismatch is larger than 0,2 mm (0.008 in.).



REWORK EXISTING RIVET HOLES AS SHOWN.

Fig. 205

Replacement of Stringers  
(sheet 5 of 7)

51-70-06

Repair No. 5  
Page 205  
SEP 01/94

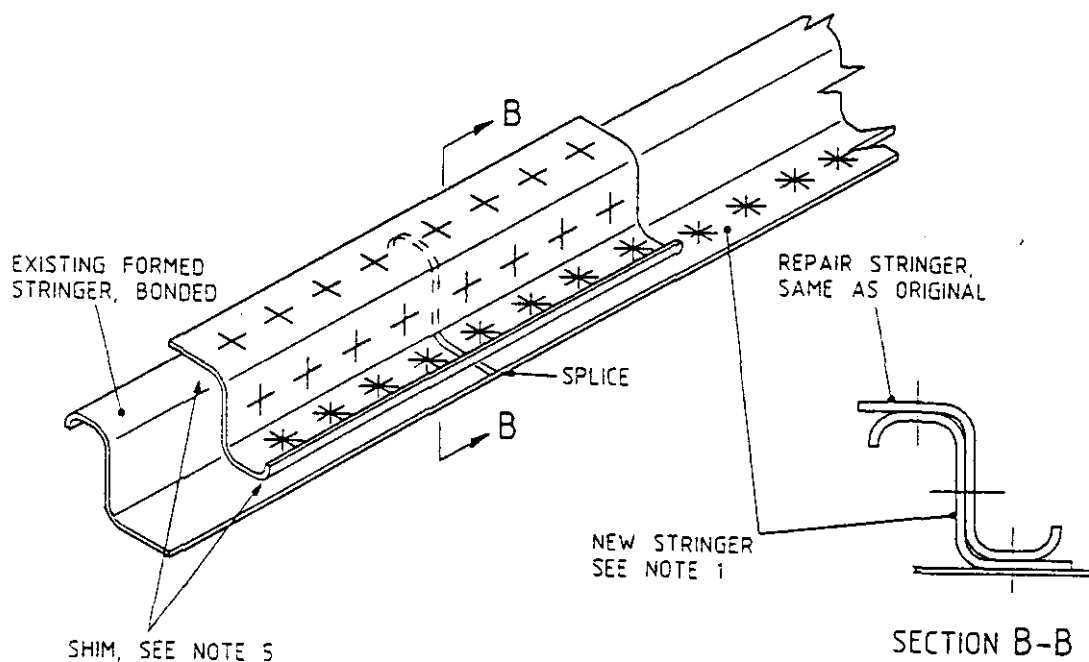
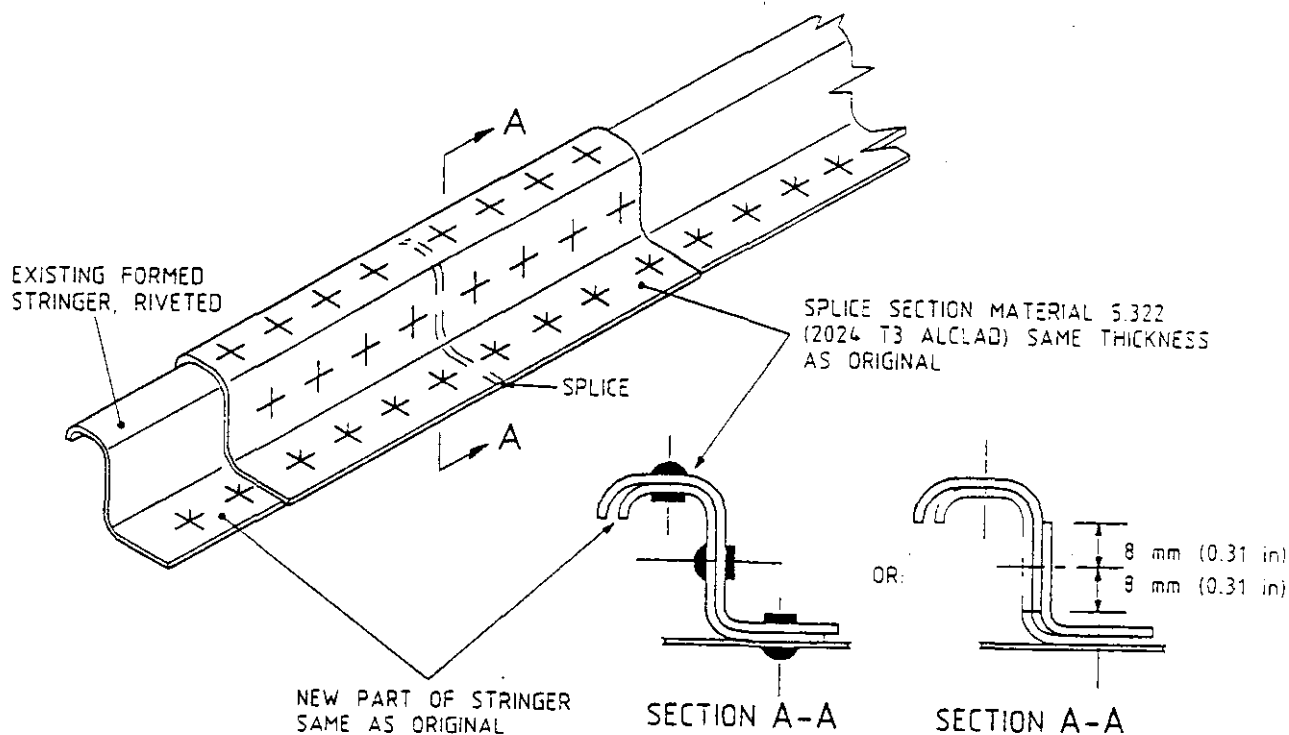


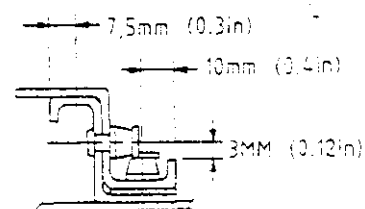
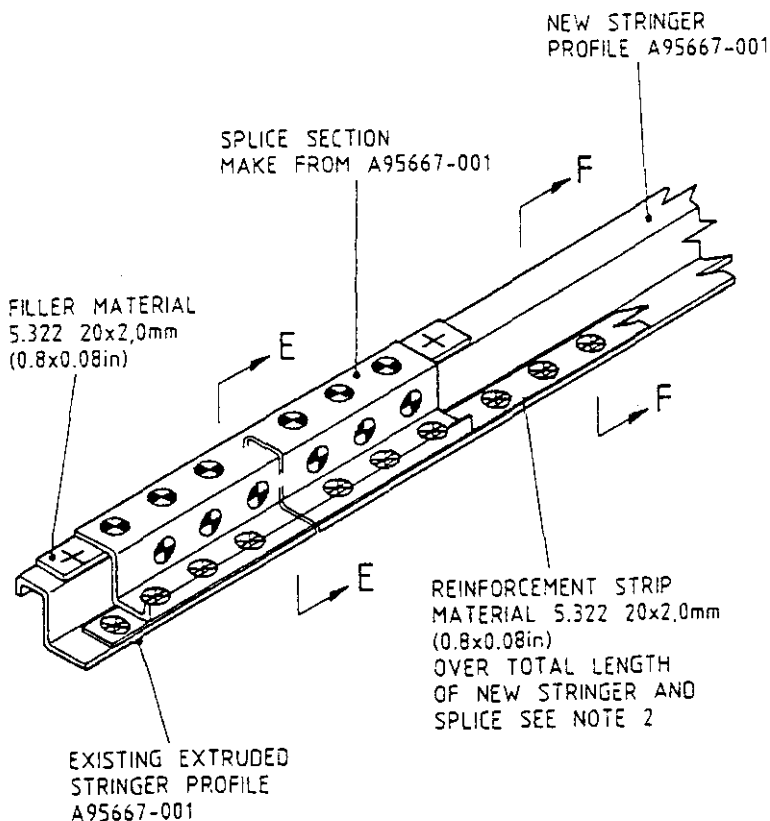
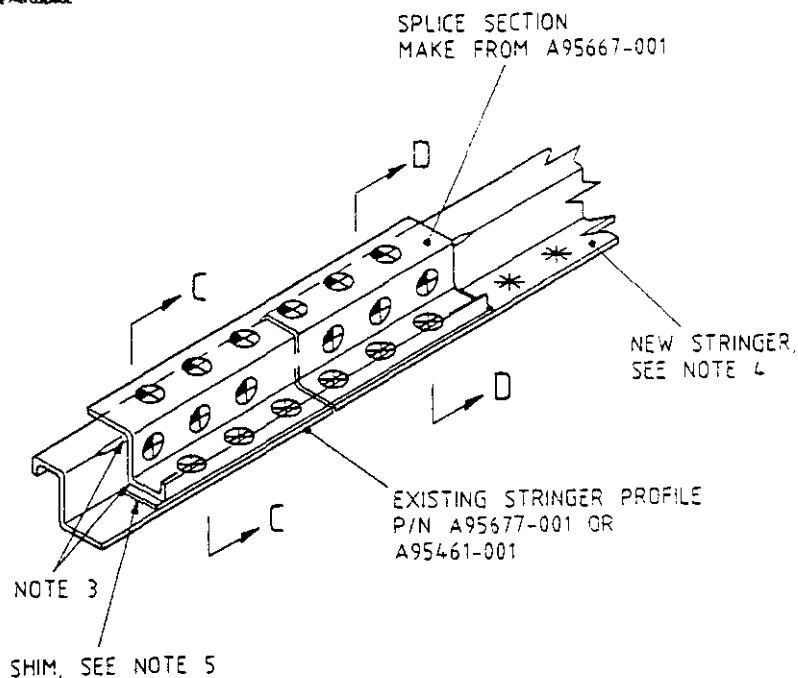
Fig. 205

Replacement of Stringers  
(sheet 6 of 7)

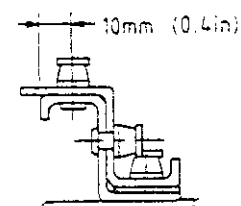


# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

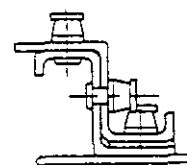
A member of  
Deutsche Aerospace



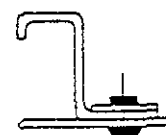
SECTION C-C



SECTION D-D



SECTION E-E



SECTION F-F

TYPICAL:  
USE A FILLER  
IF FASTENER  
IS CLOSE TO  
THE RADIUS

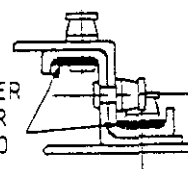


Fig. 205

Replacement of Stringers  
(sheet 7 of 7)



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

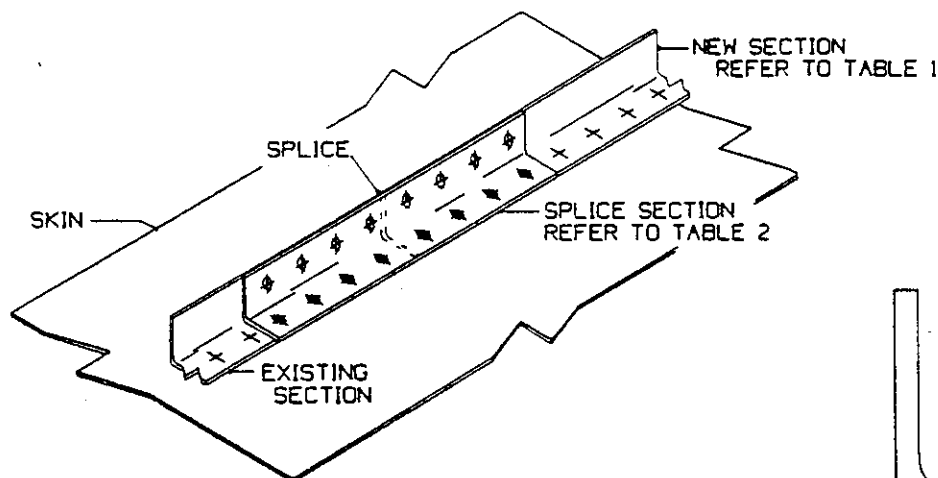
A member of  
Deutsche Aerospace

| EXISTING FoN1-2302<br>EXTRUSION<br><br>REFER 51-30-02        | SPLICE PART.<br>(5.322/2024T3<br>clad)<br><br>THICKNESS<br>mm in | FASTENER IN SKIN-FLANGE<br><br>THICKNESS OF THE SKIN |                      |                                | FASTENER IN<br>FREE FLANGE |
|--------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------|----------------------|--------------------------------|----------------------------|
|                                                              |                                                                  | 1.0 mm<br>(0.040 in)                                 | 1.2 mm<br>(0.050 in) | MORE THAN 1.2 mm<br>(0.050 in) |                            |
|                                                              |                                                                  |                                                      |                      |                                |                            |
| 20 X 20 X 1,5<br>20 X 20 X 2<br>20 X 25 X 1,5<br>20 X 25 X 2 | 2.0 (0.08)<br>2.5 (0.10)<br>2.0 (0.08)<br>2.5 (0.10)             | NAS1097AD4                                           | NAS1097AD5           | HL11VF5                        | HL10VF5                    |
| 20 X 30 X 1,5<br>20 X 30 X 2<br>25 X 25 X 1,5<br>25 X 25 X 2 | 2.0 (0.08)<br>2.5 (0.10)<br>2.0 (0.08)<br>2.5 (0.10)             | HL10VF5                                              | HL10VF5              | HL11VF5                        | HL10VF6                    |

Material and Fasteners for making a Splice in a FoN1-2302 Section  
Table 2

## NOTES:

1. For Hi-lok HL10VF5 and HL11VF5 use Collar HL70-5  
For Hi-lok HL10VF6 use Collar HL70-6
2. If the head or collar of a fastener will be close to the radius of a profile, use a filler to make sure that the fastener seats properly.



- ◆ FASTENER THROUGH SKIN-FLANGE. REFER TO TABLE 2
- ⊕ FASTENER THROUGH FREE FLANGE. REFER TO TABLE 2
- + EXISTING OR SAME FASTENER

USE SHIMS IF A MISMATCH IS MORE THAN 0.2 mm (0.008 in)

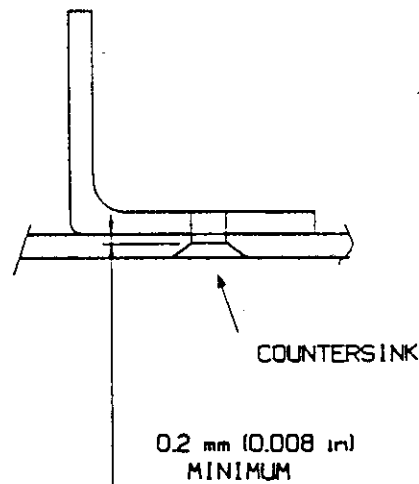


Fig. 206 Repair to Extruded and Sheet-metal Sections  
(sheet 3 of 6)



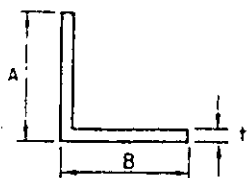
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

A member of  
Deutsche Aerospace

## 8. Equivalent sheet metal profiles for FoN1-2302

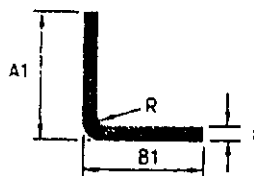
**WARNING:** BE CAREFUL WHEN YOU USE THE CONSUMABLE MATERIALS. OBEY THE OPERATOR'S AND THE MANUFACTURER'S HEALTH AND SAFETY INSTRUCTIONS.

- Tables 3A and 3B give the sheet metal equivalents to replace extruded sections FoN1-2302. Table 3A gives an equivalent made of a single sheet, table 3B gives an equivalent made of a double sheet.
- No equivalents are allowed for section FoN1-2302 (60 x 60 x 5)
- Refer to table 3A or 3B and find the applicable splice equivalents.
- Make the replacement section from 5.322 (2024T3 Alclad). For the bend radii refer to 51-21-02. Remove all burrs.
- Do an alodine 1200S treatment (51-24-01) to the parts. Apply primer Aerodur S15/60, or equivalent.



F100-SRM-0551/2

EXTRUSION  
FoN1-2302



F100-SRM-0551/3

FORMED SHEET METAL EQUIVALENT  
(MATERIAL 5.322)

| A<br>mm | B<br>mm | t<br>mm | A1<br>mm (in.) | B1<br>mm (in.) | t<br>mm (in.) | R<br>mm (in.) |
|---------|---------|---------|----------------|----------------|---------------|---------------|
| 15      | 15      | 1       | 15 (0.6)       | 15 (0.6)       | 1,2 (0.050)   | 2,5 (0.10)    |
| 15      | 15      | 1,5     | 15 (0.6)       | 15 (0.6)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 15      | 20      | 1,5     | 15 (0.6)       | 20 (0.8)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 20      | 1,5     | 20 (0.8)       | 20 (0.8)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 25      | 1,5     | 20 (0.8)       | 25 (1.0)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 30      | 1,5     | 20 (0.8)       | 30 (1.2)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 25      | 25      | 1,5     | 25 (1.0)       | 25 (1.0)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 15      | 20      | 2       | 15 (0.6)       | 20 (0.8)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 15      | 25      | 2       | 15 (0.6)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 20      | 2       | 20 (0.8)       | 20 (0.8)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 25      | 2       | 20 (0.8)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 30      | 2       | 20 (0.8)       | 30 (1.2)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 25      | 25      | 2       | 25 (1.0)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |

Formed Sheet Metal equivalents for FoN1-2302  
Table 3A

Fig. 206 Repair to Extruded and Sheet-metal Sections  
(sheet 4 of 6)



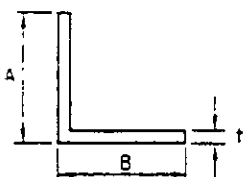
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

A member of  
KLM Aerospace

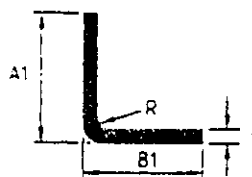
## 8. Equivalent sheet metal profiles for FoN1-2302

**WARNING:** BE CAREFUL WHEN YOU USE THE CONSUMABLE MATERIALS. OBEY THE OPERATOR'S AND THE MANUFACTURER'S HEALTH AND SAFETY INSTRUCTIONS.

- A. Tables 3A and 3B give the sheet metal equivalents to replace extruded sections FoN1-2302. Table 3A gives an equivalent made of a single sheet, table 3B gives an equivalent made of a double sheet.
- B. No equivalents are allowed for section FoN1-2302 (60 x 60 x 5)
- C. Refer to table 3A or 3B and find the applicable splice equivalents.
- D. Make the replacement section from 5.322 (2024T3 Alclad). For the bend radii refer to 51-21-02. Remove all burrs.
- E. Do an alodine 1200S treatment (51-24-01) to the parts. Apply primer Aerodur S15/60, or equivalent.



F100 - SRM - 0551/2



F100 - SRM - 0551/3

EXTRUSION  
FoN1-2302

FORMED SHEET METAL EQUIVALENT  
(MATERIAL 5.322)

| A<br>mm | B<br>mm | t<br>mm | A1<br>mm (in.) | B1<br>mm (in.) | t<br>mm (in.) | R<br>mm (in.) |
|---------|---------|---------|----------------|----------------|---------------|---------------|
| 15      | 15      | 1       | 15 (0.6)       | 15 (0.6)       | 1,2 (0.050)   | 2,5 (0.10)    |
| 15      | 15      | 1,5     | 15 (0.6)       | 15 (0.6)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 15      | 20      | 1,5     | 15 (0.6)       | 20 (0.8)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 20      | 1,5     | 20 (0.8)       | 20 (0.8)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 25      | 1,5     | 20 (0.8)       | 25 (1.0)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 30      | 1,5     | 20 (0.8)       | 30 (1.2)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 25      | 25      | 1,5     | 25 (1.0)       | 25 (1.0)       | 2 (0.080)     | 4,0 (0.16)    |
| 15      | 20      | 2       | 15 (0.6)       | 20 (0.8)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 15      | 25      | 2       | 15 (0.6)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 20      | 2       | 20 (0.8)       | 20 (0.8)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 25      | 2       | 20 (0.8)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 20      | 30      | 2       | 20 (0.8)       | 30 (1.2)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |
| 25      | 25      | 2       | 25 (1.0)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)   | 4,0 (0.16)    |

### Formed Sheet Metal equivalents for FoN1-2302

Table 3A

Fig. 206 Repair to Extruded and Sheet-metal Sections  
(sheet 4 of 6)

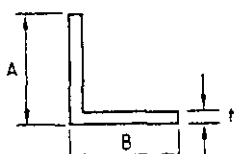
51-70-06

Repair No. 6  
Page 204  
SEP 01/94

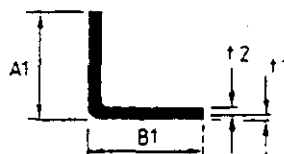


A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



F100 - SRM - 0550/6



F100 - SRM - 0550/7

EXTRUSION  
FoN1-2302

FORMED SHEET METAL EQUIVALENT,  
MADE OF TWO LAYERS (MATERIAL 5.322)

| A<br>mm | B<br>mm | t<br>mm | A1<br>mm (in.) | B1<br>mm (in.) | t1<br>mm (in.) | t2<br>mm (in.) |
|---------|---------|---------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| 20      | 20      | 2,5     | 20 (0.8)       | 20 (0.8)       | 2,5 (0.100)    | 1 (0.040)      |
| 20      | 25      | 2,5     | 20 (0.8)       | 25 (1.0)       | 2,5 (0.100)    | 1 (0.040)      |
| 25      | 25      | 2,5     | 25 (1.0)       | 25 (1.0)       | 2 (0.080)      | 2 (0.080)      |
| 30      | 30      | 2,5     | 30 (1.2)       | 30 (1.2)       | 2 (0.080)      | 2 (0.080)      |
| 20      | 20      | 3       | 20 (0.8)       | 20 (0.8)       | 2,5 (0.100)    | 2 (0.080)      |
| 25      | 40      | 3       | 25 (1.0)       | 40 (1.6)       | 2,5 (0.100)    | 2 (0.080)      |
| 30      | 30      | 3       | 30 (1.2)       | 30 (1.2)       | 2,5 (0.100)    | 2 (0.080)      |
| 40      | 40      | 3       | 40 (1.6)       | 40 (1.6)       | 2,5 (0.100)    | 2 (0.080)      |

Formed Sheet Metal equivalents for FoN1-2302, made of two formed Sheets  
Table 3B

Fig. 206 Repair to Extruded and Sheet-metal Sections  
(sheet 5 of 6)

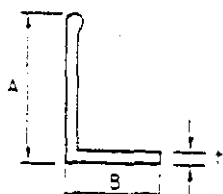


A member of  
DEUTSCHE AEROSPACE

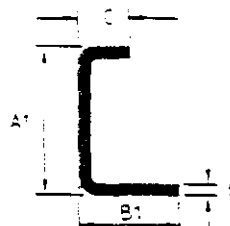
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

## 9. Equivalent sheet metal profiles for FoN1-2303

A. Make the replacement section from 5.322 (2024T3 Alclad). For the bend radii refer to 51-21-02.



F100 - SRM - 0550/8



F100 - SRM - 0551/1

EXTRUSION  
FoN1-2303

FORMED SHEET METAL EQUIVALENT  
(MATERIAL 5.322)

| A<br>mm | B<br>mm | t<br>mm | A1<br>mm (in.) | B1<br>mm (in.) | C<br>mm (in.) | t<br>mm (in.) |
|---------|---------|---------|----------------|----------------|---------------|---------------|
| 13      | 11      | 1       | 13 (0.5)       | 11 (0.43)      | 6 (0.24)      | 1,2 (0.050)   |
| 19      | 13      | 1       | 19 (0.75)      | 13 (0.5)       | 6 (0.24)      | 1,5 (0.063)   |
| 25      | 17      | 1,5     | 25 (1.0)       | 17 (0.67)      | 6 (0.24)      | 2,0 (0.080)   |
| 38      | 17      | 1,5     | 38 (1.5)       | 17 (0.67)      | 6 (0.24)      | 2,0 (0.080)   |
| 42      | 30      | 2,5     | 42 (1.65)      | 30 (1.2)       | 8 (0.3)       | 3,0 (0.125)   |

Formed Sheet Metal equivalents for FoN1-2302 and FoN1-2303

Table 4

Fig. 206 Repair to Extruded and Sheet-metal Sections  
(sheet 6 of 6)

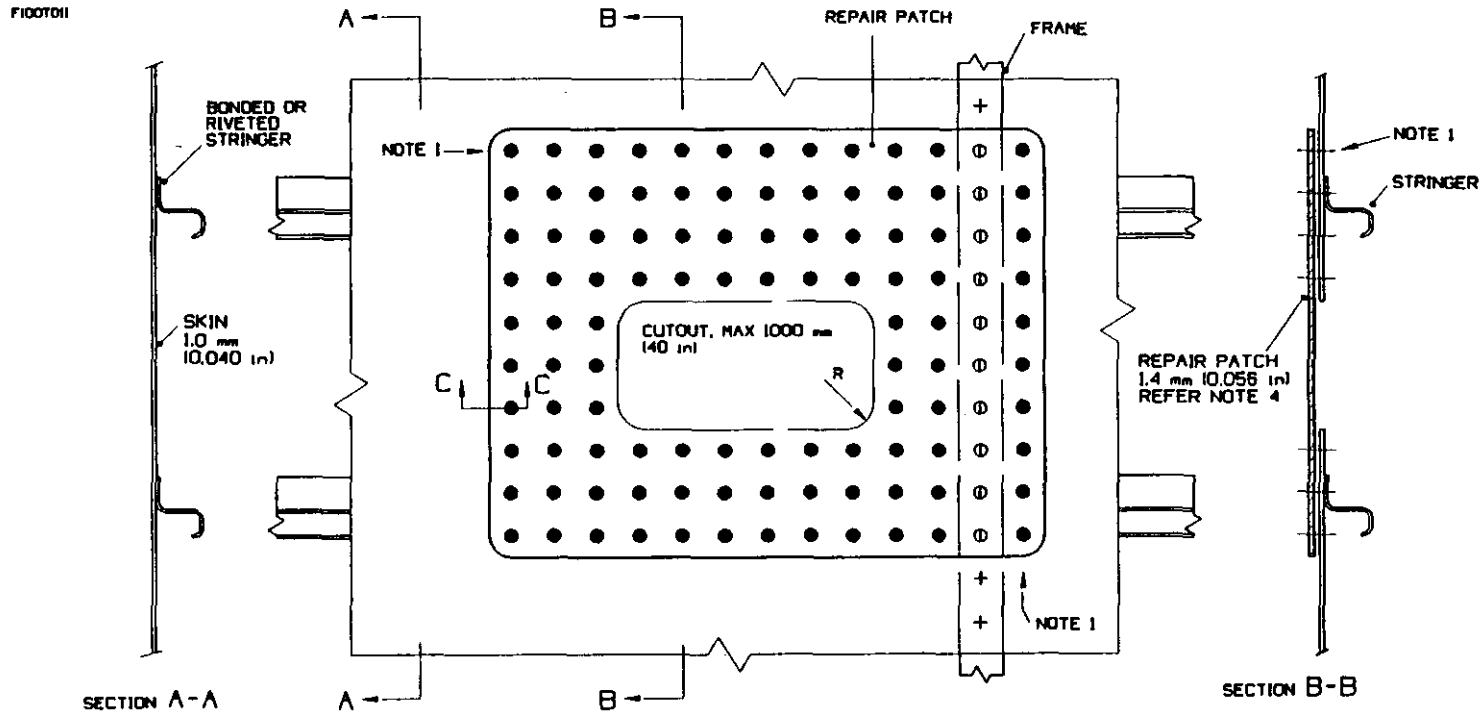
51-70-06

Repair No. 6  
Page 206  
SEP 01/94



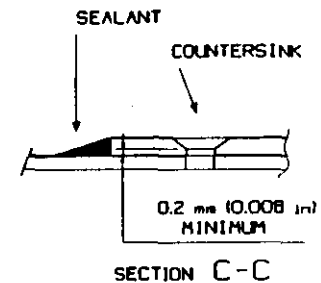
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

Fig. 203A Non-Flush Permanent Repair for Material 5.322 and 5.322/9  
(Sheet 5 of 8)



- NOTES:
- 1 - THE REPAIR PATCH MUST NOT END AT A FRAME OR (BONDED OR RIVETED) STRINGER, OR ANOTHER EXISTING RIVET ROW. IF SO, EXTEND THE REPAIR SO THE OUTER ROW OF RIVETS IS AFTER THE FRAME OR THE STRINGER. THE SKIN AT THE OUTER RIVET-ROWS MUST BE VISIBLE AND ACCESSIBLE FOR INSPECTIONS
  - 2 - IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR USE RIVETS WHICH ARE ONE SIZE LARGER THAN THOSE OF THE INSTALLED BLIND RIVETS
  - 3 - IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR WHICH WAS INSTALLED MORE THAN 3000 FLIGHT-CYCLES AGO MAKE THE REPAIR PATCH LARGER IN ALL DIRECTIONS AND ADD ONE RIVET-ROW IN FRESH HOLES
  - 3 - INSTALL THREE OR MORE ROWS OF RIVETS AT ALL SIDES OF THE REPAIR PATCH
  - 4 - IF YOU USE PROTRUDING HEAD RIVETS THE THICKNESS OF THE REPAIR PATCH CAN BE 1.0 TO 1.4 mm (0.040 TO 0.056 in)
  - 5 - MAKE SURE THAT THE HEAD OF THE COUNTERSUNK-HEAD RIVETS PROTRUDES AT LEAST 0.1 mm (0.004 in) ABOVE THE SURFACE BEFORE RIVETING.

- 6 - INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT
  - 7 - USE REPAIR MATERIAL OF SAME TYPE AND HEAT TREATMENT AS THE ORIGINAL SKIN
- R = RADIUS, 8 - 10 mm (0.3 - 0.4 in) TYPICAL.
- E = EDGE DISTANCE. REFER TO THE TABLES
- P = PITCH. REFER TO THE TABLES
- NAS1097A05, COUNTERSUNK HEAD OR MS20470A05, PROTRUDING HEAD
  - ⊙ SAME AS ORIGINAL
  - + EXISTING RIVET, REFERENCE ONLY



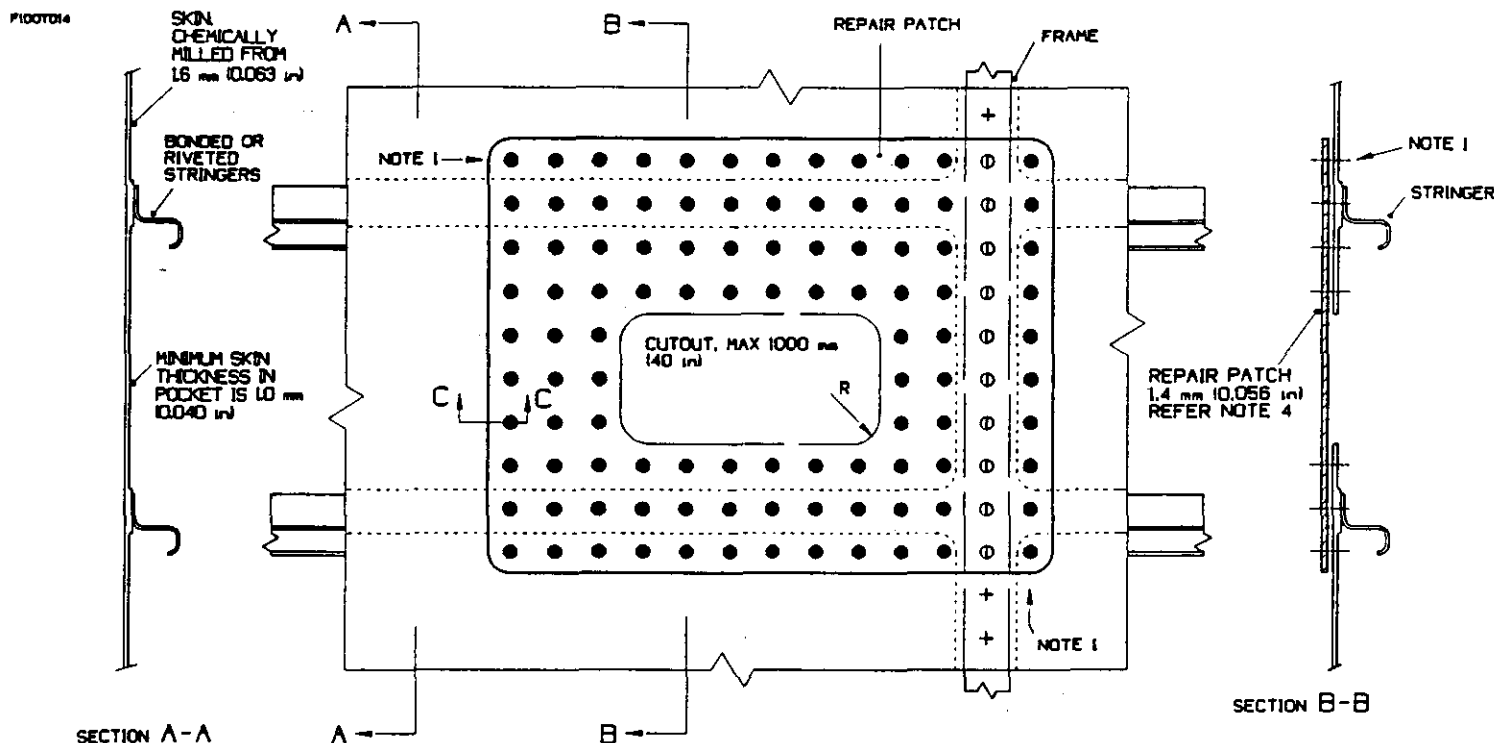
1.0 mm (0.04 in) SKIN

53-00-02

Repair No. 3A  
Page 205  
SEP 01/94

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

Fig. 203A Non-Flush Permanent Repair for material 5.322 and 5.322/9  
(Sheet 6 of 8)



- NOTES: 1 - THE REPAIR PATCH MUST NOT END AT A FRAME OR (BONDED OR RIVETED) STRINGER, OR ANOTHER EXISTING RIVET ROW. IF SO, EXTEND THE REPAIR SO THE OUTER ROW OF RIVETS IS AFTER THE FRAME OR THE STRINGER. THE SKIN AT THE OUTER RIVET-ROWS MUST BE VISIBLE AND ACCESSIBLE FOR INSPECTIONS
- 2 - IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR USE RIVETS WHICH ARE ONE SIZE LARGER THAN THOSE OF THE INSTALLED BLIND RIVETS
- IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR WHICH WAS INSTALLED MORE THAN 3000 FLIGHT-CYCLES AGO MAKE THE REPAIR PATCH LARGER IN ALL DIRECTIONS AND ADD ONE RIVET-ROW IN FRESH HOLES
- 3 - INSTALL THREE OR MORE ROWS OF RIVETS AT ALL SIDES OF THE REPAIR PATCH
- 4 - IF YOU USE PROTRUDING HEAD RIVETS THE THICKNESS OF THE REPAIR PATCH CAN BE 1.0 TO 1.4 mm (0.040 TO 0.056 in)
- 5 - MAKE SURE THAT THE HEAD OF THE COUNTERSUNK-HEAD RIVETS PROTRUDES AT LEAST 0.1 mm (0.004 in) ABOVE THE SURFACE BEFORE RIVETING.

- 6 - INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT
- 7 - USE REPAIR MATERIAL OF SAME TYPE AND HEAT TREATMENT AS THE ORIGINAL SKIN

R = RADIUS, 8 - 10 mm (0.3 - 0.4 in) TYPICAL.

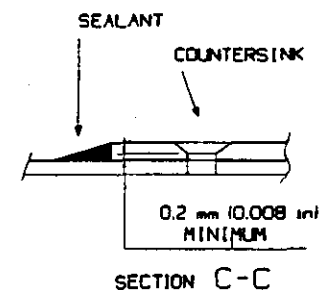
E = EDGE DISTANCE. REFER TO THE TABLES

P = PITCH. REFER TO THE TABLES

- NAS1097AD5, COUNTERSUNK HEAD OR MS20470AD5, PROTRUDING HEAD

⊙ SAME AS ORIGINAL

+ EXISTING RIVET, REFERENCE ONLY

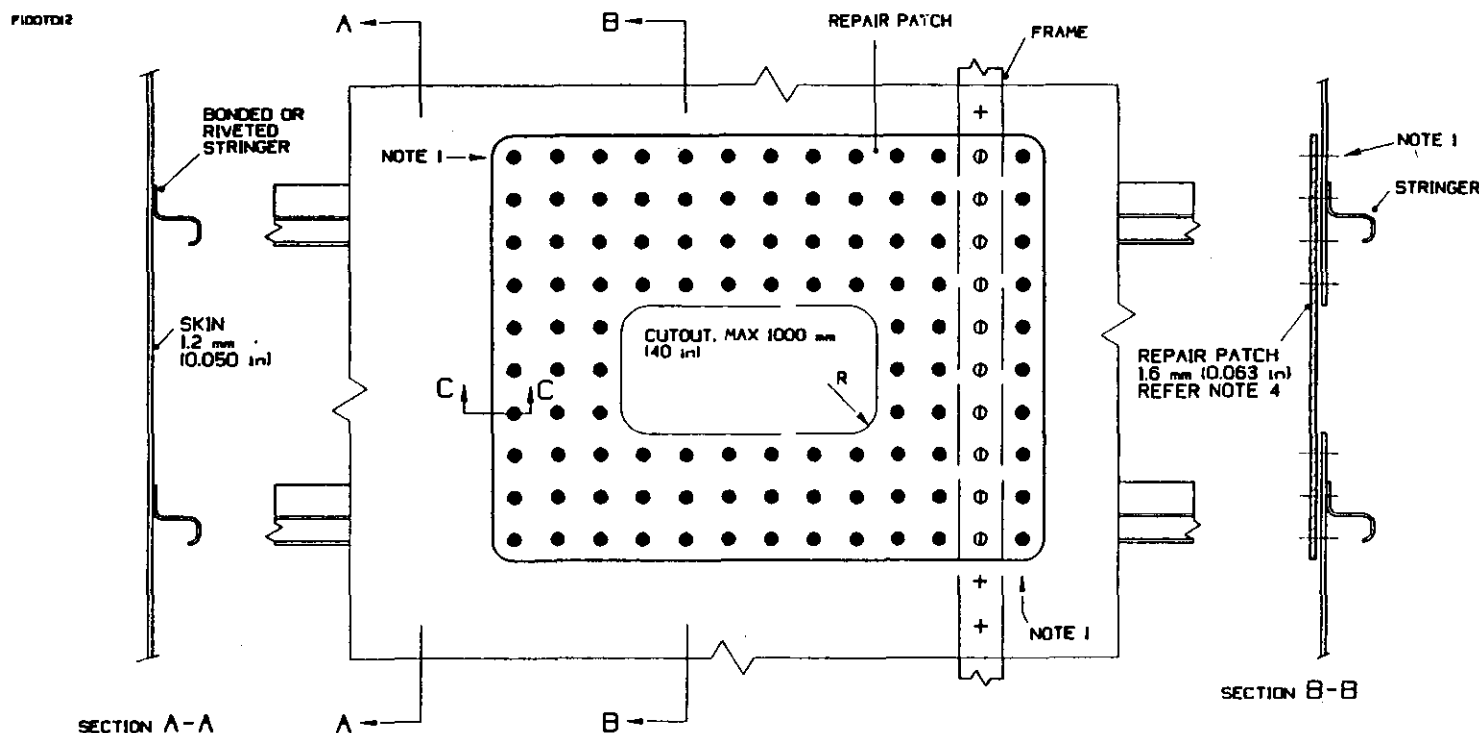


1.0 mm (0.04 in) SKIN, CHEMICALLY MILLED FROM 1.6 mm (0.063 in)

53-00-02

Repair No. 3A  
Page 206  
SEP 01/94

Fig. 203A Non-Flush Permanent Repair for material 5.322 and 5.322/9  
 (Sheet 7 of 8)



- NOTES:
- 1 - THE REPAIR PATCH MUST NOT END AT A FRAME OR (BONDED OR RIVETED) STRINGER, OR ANOTHER EXISTING RIVET ROW. IF SO, EXTEND THE REPAIR SO THE OUTER ROW OF RIVETS IS AFTER THE FRAME OR THE STRINGER. THE SKIN AT THE OUTER RIVET-ROWS MUST BE VISIBLE AND ACCESSIBLE FOR INSPECTIONS
  - 2 - IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR USE RIVETS WHICH ARE ONE SIZE LARGER THAN THOSE OF THE INSTALLED BLIND RIVETS
  - IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR WHICH WAS INSTALLED MORE THAN 3000 FLIGHT-CYCLES AGO MAKE THE REPAIR PATCH LARGER IN ALL DIRECTIONS AND ADD ONE RIVET-ROW IN FRESH HOLES
  - 3 - INSTALL THREE OR MORE ROWS OF RIVETS AT ALL SIDES OF THE REPAIR PATCH
  - 4 - IF YOU USE PROTRUDING HEAD RIVETS THE THICKNESS OF THE REPAIR PATCH CAN BE 1.2 TO 1.6 mm (0.050 TO 0.063 in)
  - 5 - MAKE SURE THAT THE HEAD OF THE COUNTERSUNK-HEAD RIVETS PROTRUDES AT LEAST 0.1 mm (0.004 in) ABOVE THE SURFACE BEFORE RIVETING.

- 6 - INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT
- 7 - USE REPAIR MATERIAL OF SAME TYPE AND HEAT TREATMENT AS THE ORIGINAL SKIN

R = RADIUS, 8 - 10 mm (0.3 - 0.4 in) TYPICAL.

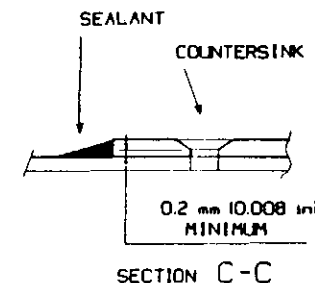
E = EDGE DISTANCE, REFER TO THE TABLES

P = PITCH, REFER TO THE TABLES

● NAS1097A05, COUNTERSUNK HEAD OR MS20470A05, PROTRUDING HEAD

⊙ SAME AS ORIGINAL

+ EXISTING RIVET, REFERENCE ONLY

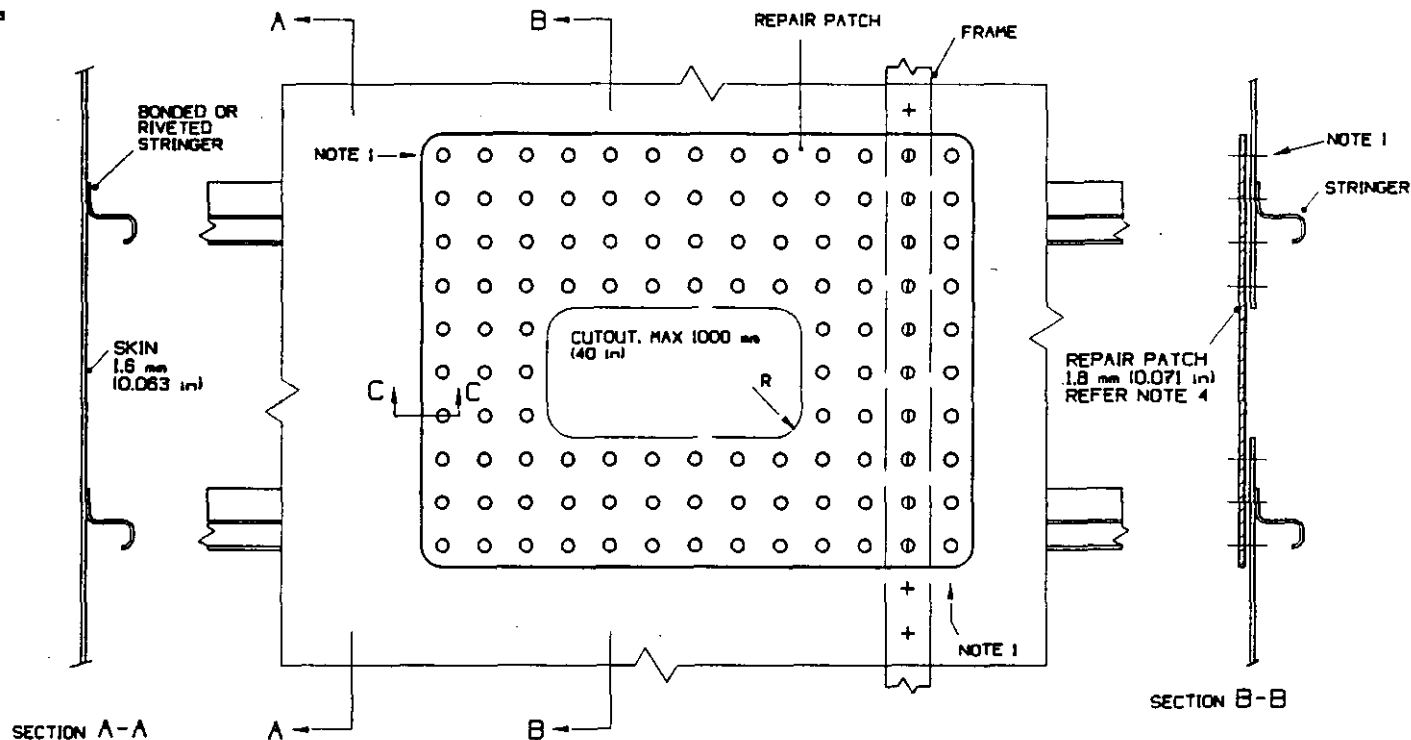


1.2 mm (0.050 in) SKIN

53-00-02

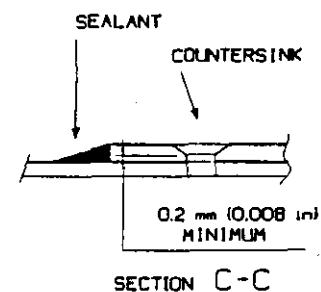
Repair No. 3A  
 Page 207  
 SEP 01/94

## FINDINGS



- NOTES: 1 - THE REPAIR PATCH MUST NOT END AT A FRAME OR (BONDED OR RIVETED) STRINGER, OR ANOTHER EXISTING RIVET ROW. IF SO, EXTEND THE REPAIR SO THE OUTER ROW OF RIVETS IS AFTER THE FRAME OR THE STRINGER.  
THE SKIN AT THE OUTER RIVET-ROWS MUST BE VISIBLE AND ACCESSIBLE FOR INSPECTIONS
- 2 - IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR USE RIVETS WHICH ARE ONE SIZE LARGER THAN THOSE OF THE INSTALLED BLIND RIVETS
- IF THE REPAIR REPLACES A TEMPORARY REPAIR WHICH WAS INSTALLED MORE THAN 3000 FLIGHT-CYCLES AGO MAKE THE REPAIR PATCH LARGER IN ALL DIRECTIONS AND ADD ONE RIVET-ROW IN FRESH HOLES
- 3 - INSTALL THREE OR MORE ROWS OF RIVETS AT ALL SIDES OF THE REPAIR PATCH
- 4 - IF YOU USE PROTRUDING HEAD RIVETS THE THICKNESS OF THE REPAIR PATCH CAN BE 1.6 OR 1.8 mm (0.063 OR 0.071 in)
- 5 - MAKE SURE THAT THE HEAD OF THE COUNTERSUNK-HEAD RIVETS PROTRUDES AT LEAST 0.1 mm (0.004 in) ABOVE THE SURFACE BEFORE RIVETING.

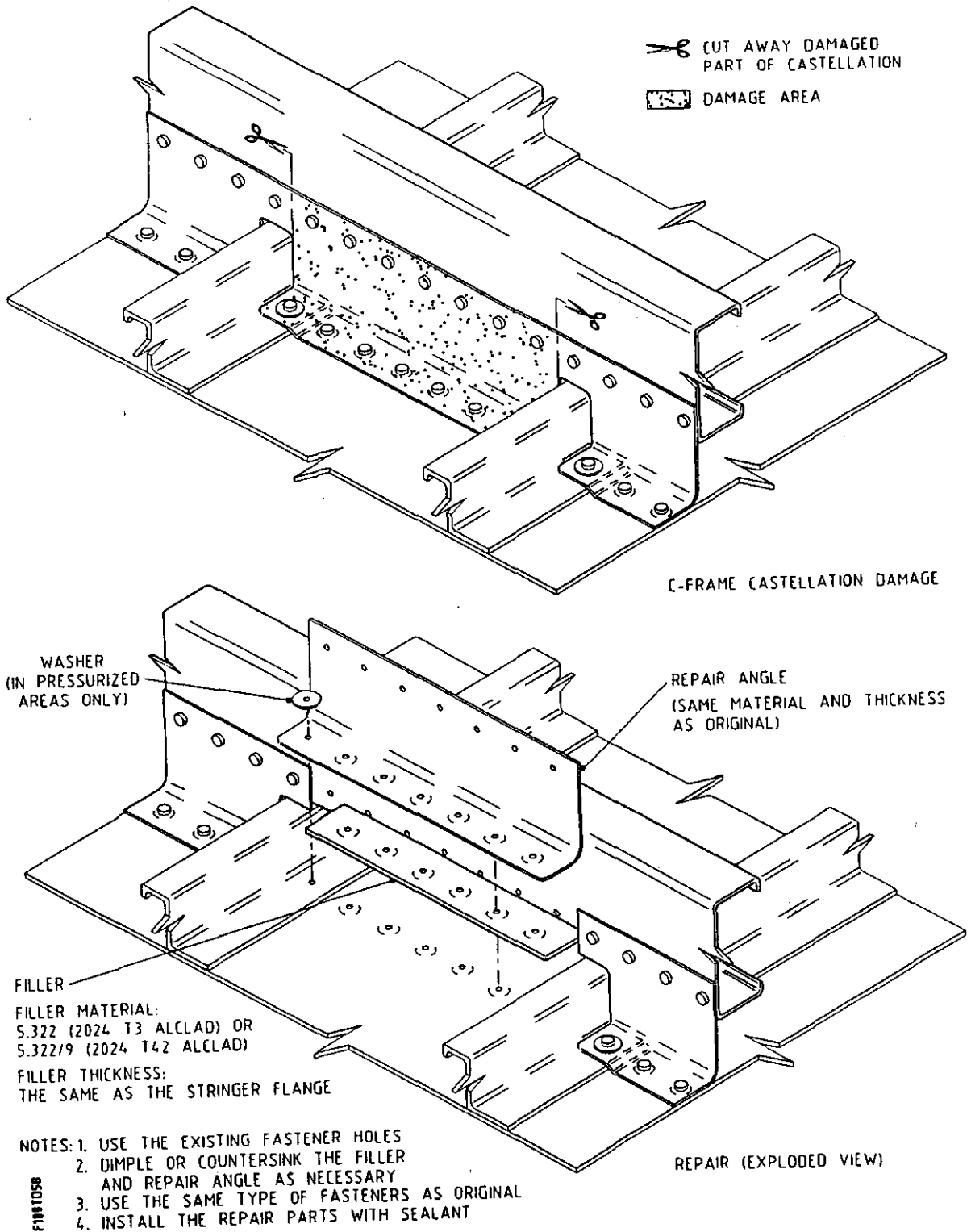
- 6 - INSTALL THE REPAIR PARTS WITH SEALANT
- 7 - USE REPAIR MATERIAL OF SAME TYPE AND HEAT TREATMENT AS THE ORIGINAL SKIN
- R = RADIUS, 8 - 10 mm (0.3 - 0.4 in) TYPICAL.
- E = EDGE DISTANCE. REFER TO THE TABLES
- P = PITCH. REFER TO THE TABLES
- NAS1097A06, COUNTERSUNK HEAD OR MS20470A06, PROTRUDING HEAD
- ① SAME AS ORIGINAL
- + EXISTING RIVET. REFERENCE ONLY



1.6 mm (0.063 in) SKIN

# Fokker 70

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

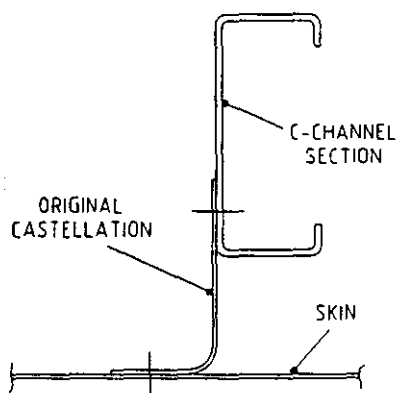
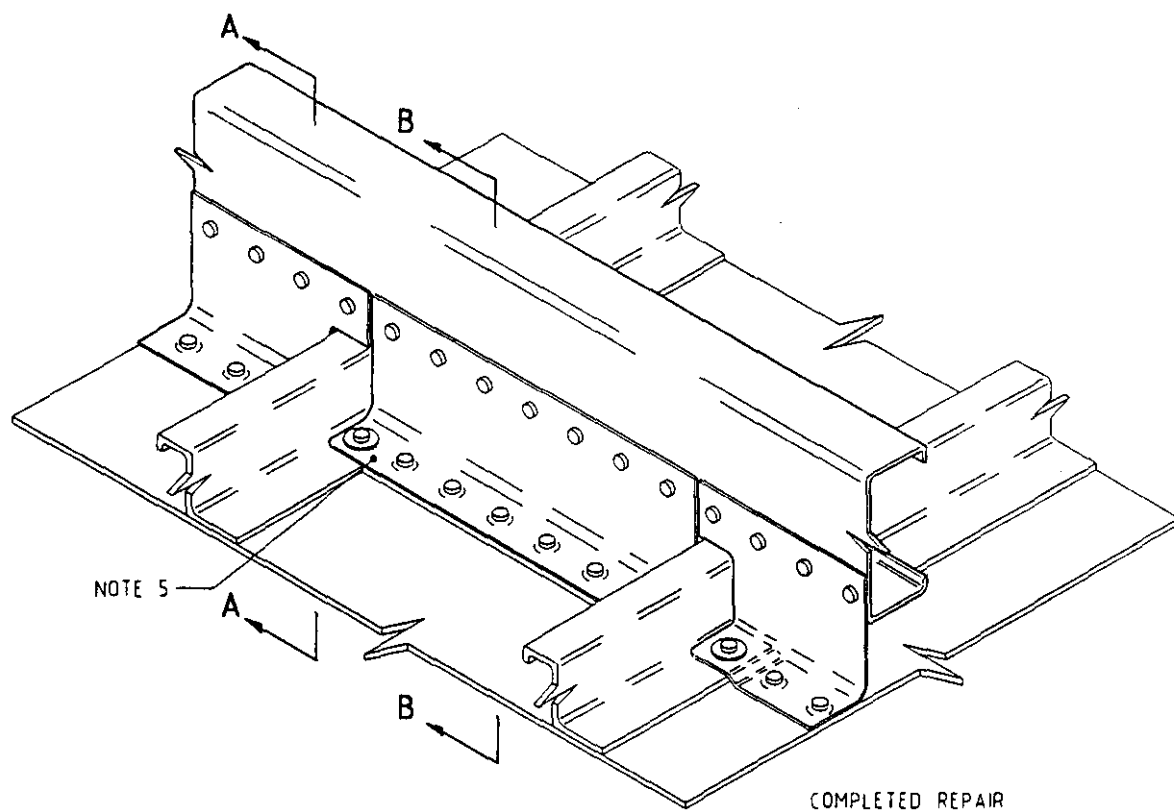


Repair of Frame Castellation Between Two Stringers  
Figure 201 (Sheet 1)

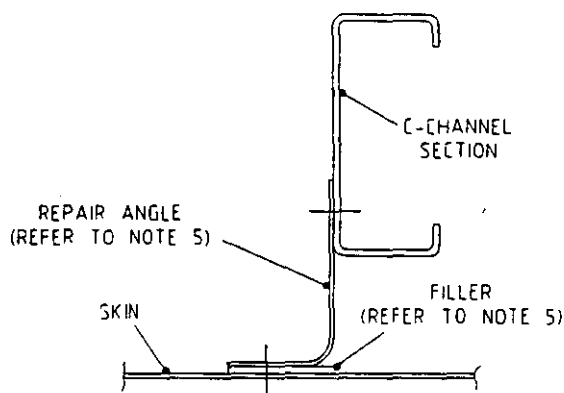


A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



SECTION B-B

NOTE 5: TO COMPENSATE FOR THE DIFFERENT THICKNESS OF THE STRINGER AND THE CASTELLATION FLANGE, THE REPAIR ANGLE FLANGE CAN EITHER BE JOGGLED AT THE STRINGER OR AN ALUMINUM ALLOY (5.322 OR 5.322/9) FILLER CAN BE FITTED. IN CASE A FILLER IS USED, THE REPAIR ANGLE WILL HAVE TO BE MADE SLIGHTLY SMALLER TO COMPENSATE FOR THE THICKNESS OF THE FILLER.

FIGURE 201

Repair of Frame Castellation Between Two Stringers  
Figure 201 (Sheet 2)

Frame Repairs - Repair of Frame Castellation - Repair No. 70

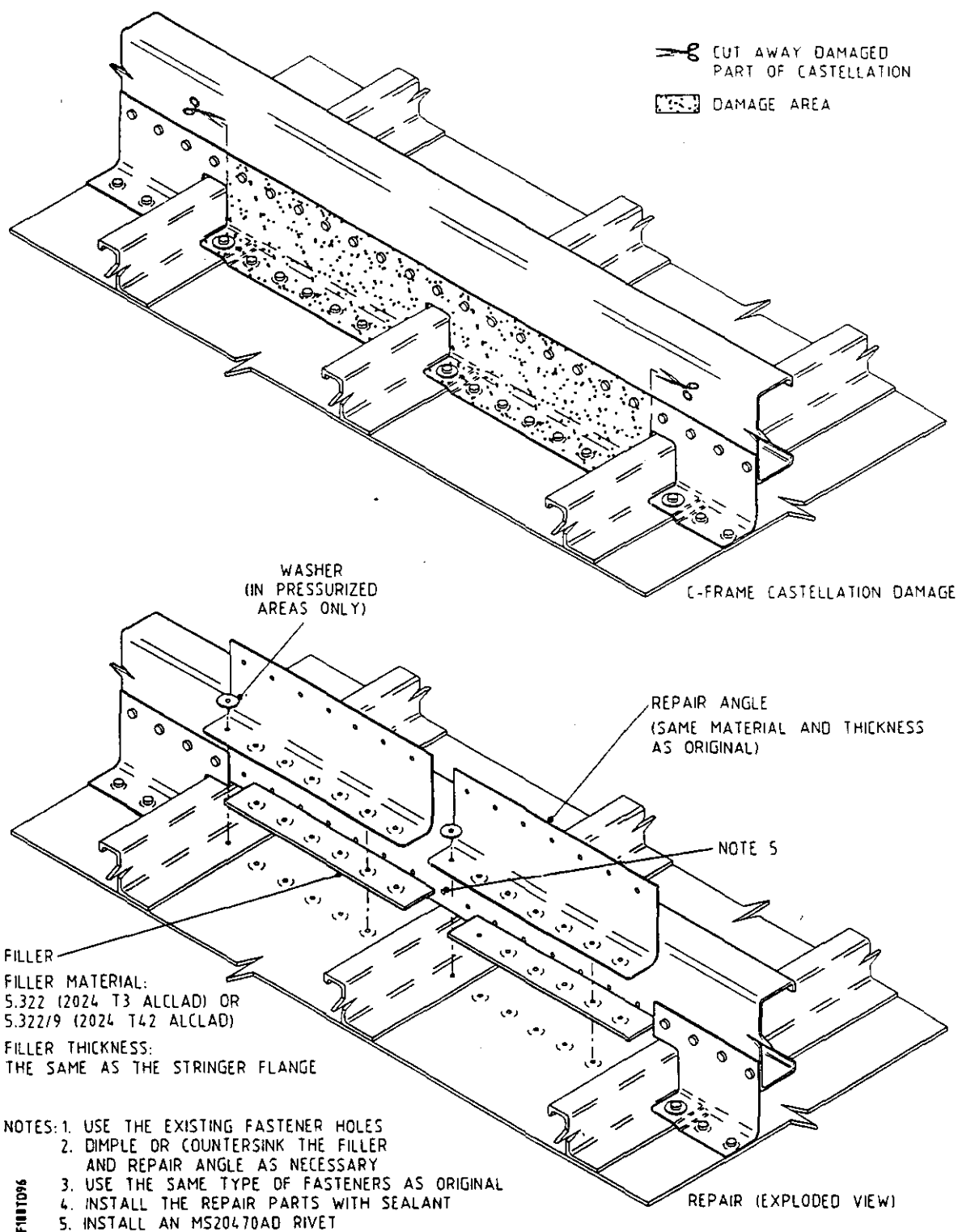
53-00-02

Page 204  
MAR 01/95



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

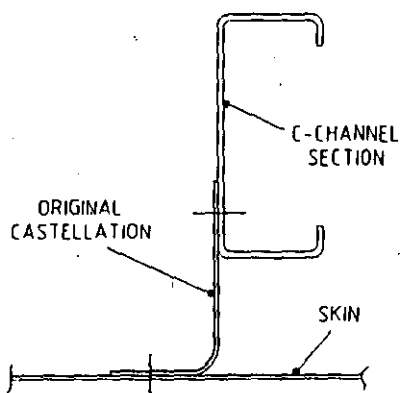
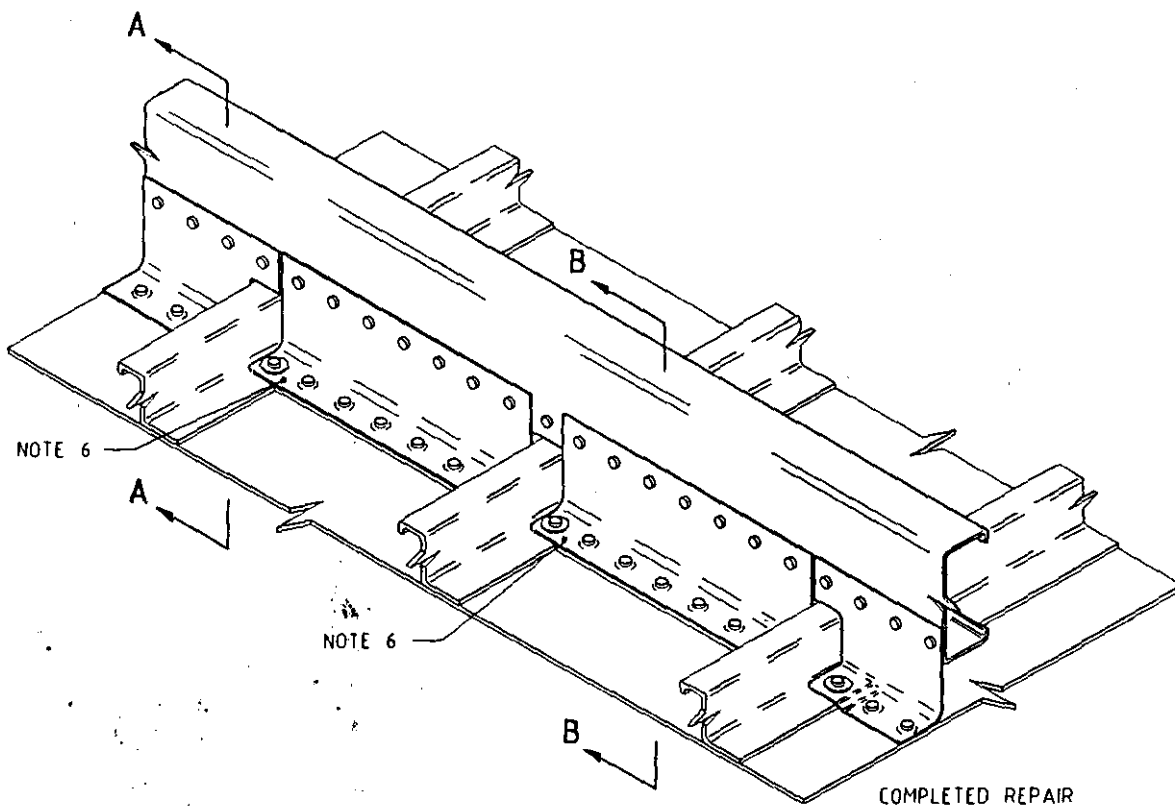


Repair of Frame Castellation Over One or More Stringer(s)  
Figure 202 (Sheet 1)

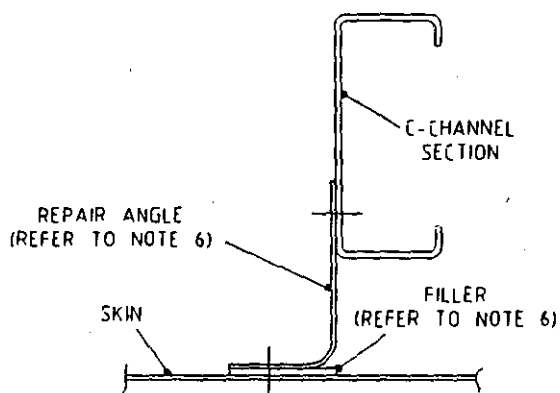


A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



SECTION B-B

NOTE 6: TO COMPENSATE FOR THE DIFFERENT THICKNESS OF THE STRINGER AND THE CASTELLATION FLANGE, THE REPAIR ANGLE FLANGE CAN EITHER BE JOGGLED AT THE STRINGER OR AN ALUMINUM ALLOY (5.322 OR 5.322/9) FILLER CAN BE FITTED. IN CASE A FILLER IS USED, THE REPAIR ANGLE WILL HAVE TO BE MADE SLIGHTLY SMALLER TO COMPENSATE FOR THE THICKNESS OF THE FILLER.

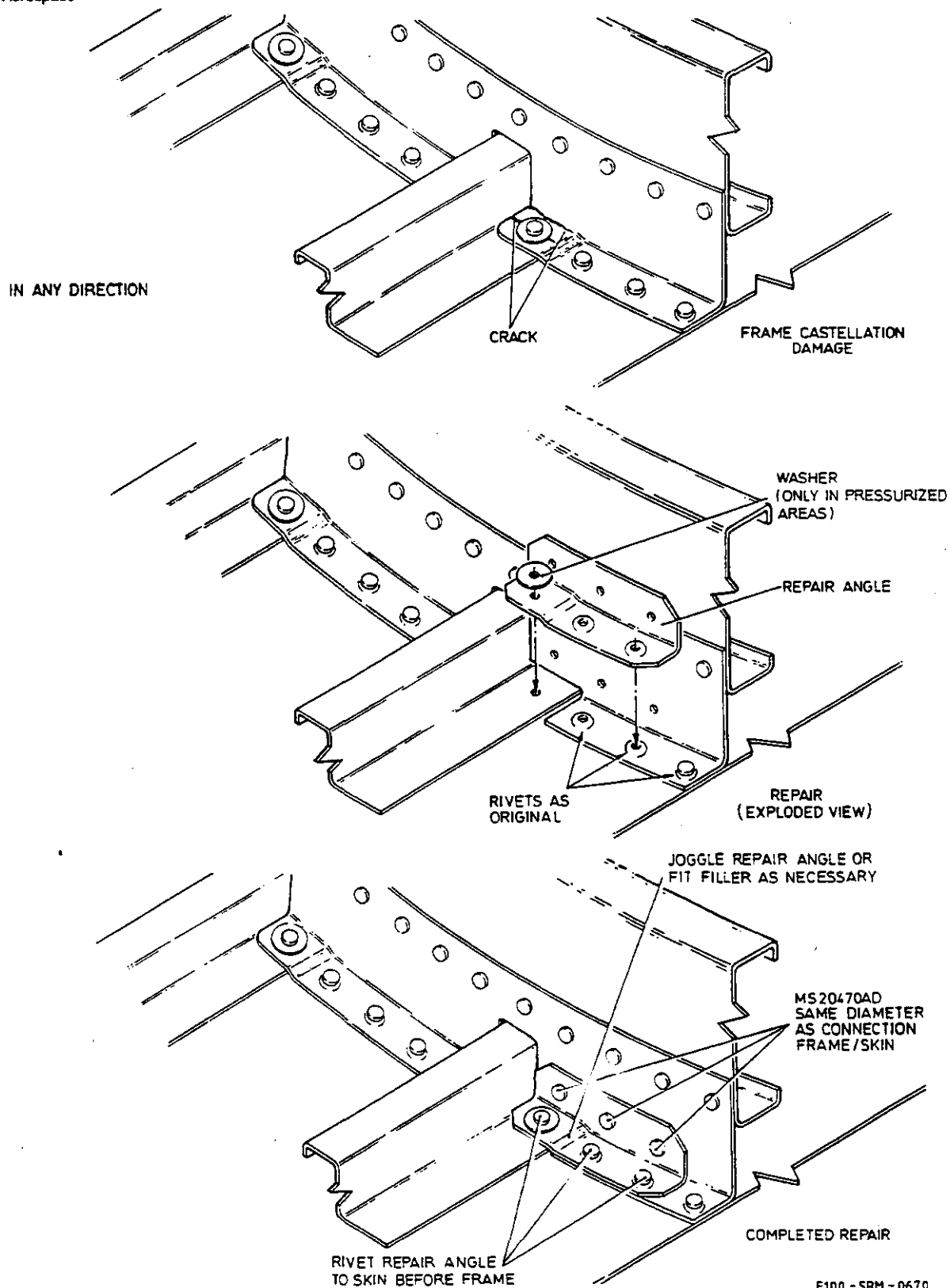
FIG 202

## Repair of Frame Castellation Over One or More Stringer(s) Figure 202 (Sheet 2) "END"

Frame Repairs - Repair of Frame Castellation - Repair No. 70

53-00-02

Page 206  
MAR 01/95

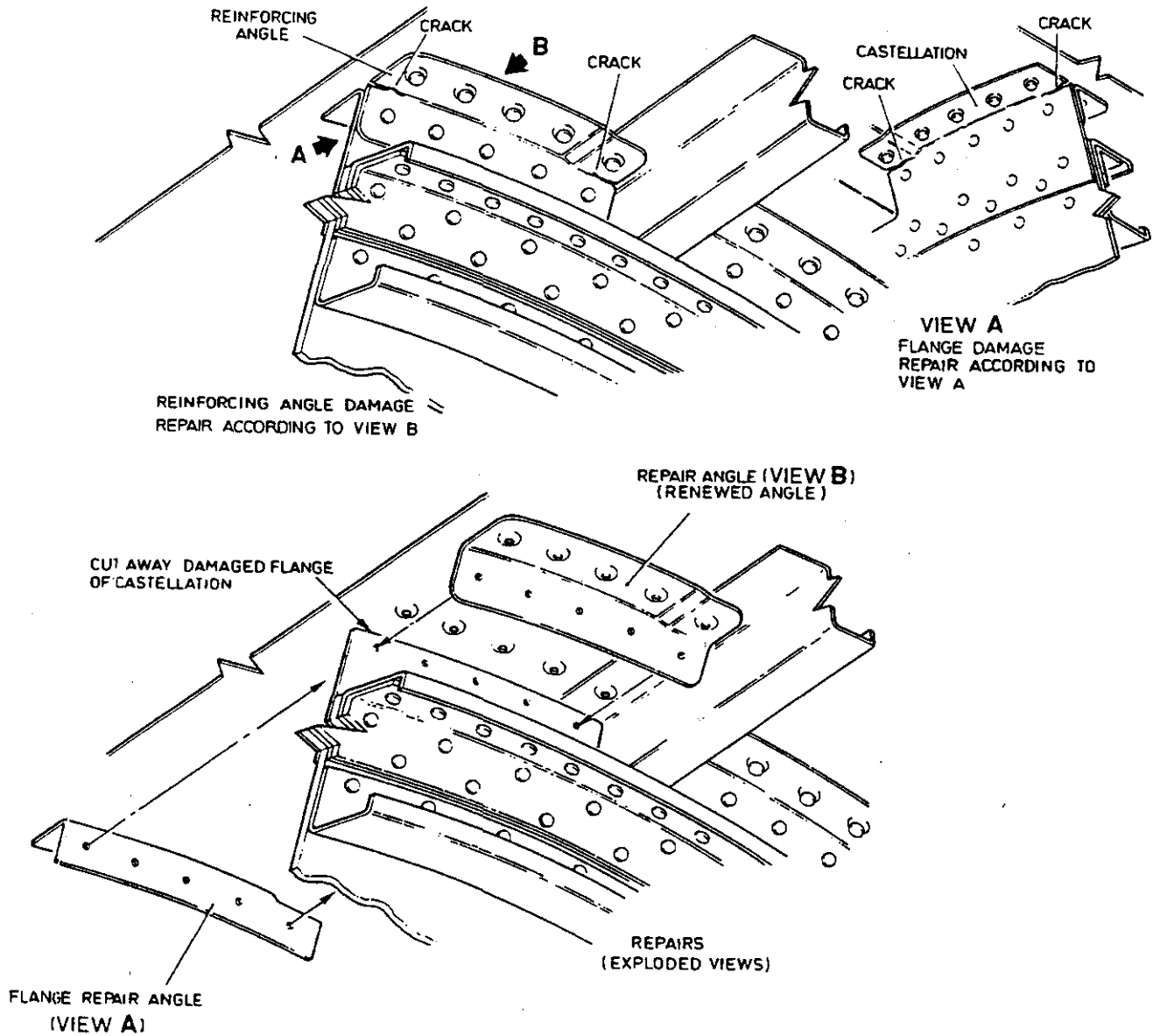


**Fig. 201 Repair of a Frame Profile (Frame-Castellation)**



Daimler-Benz  
Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



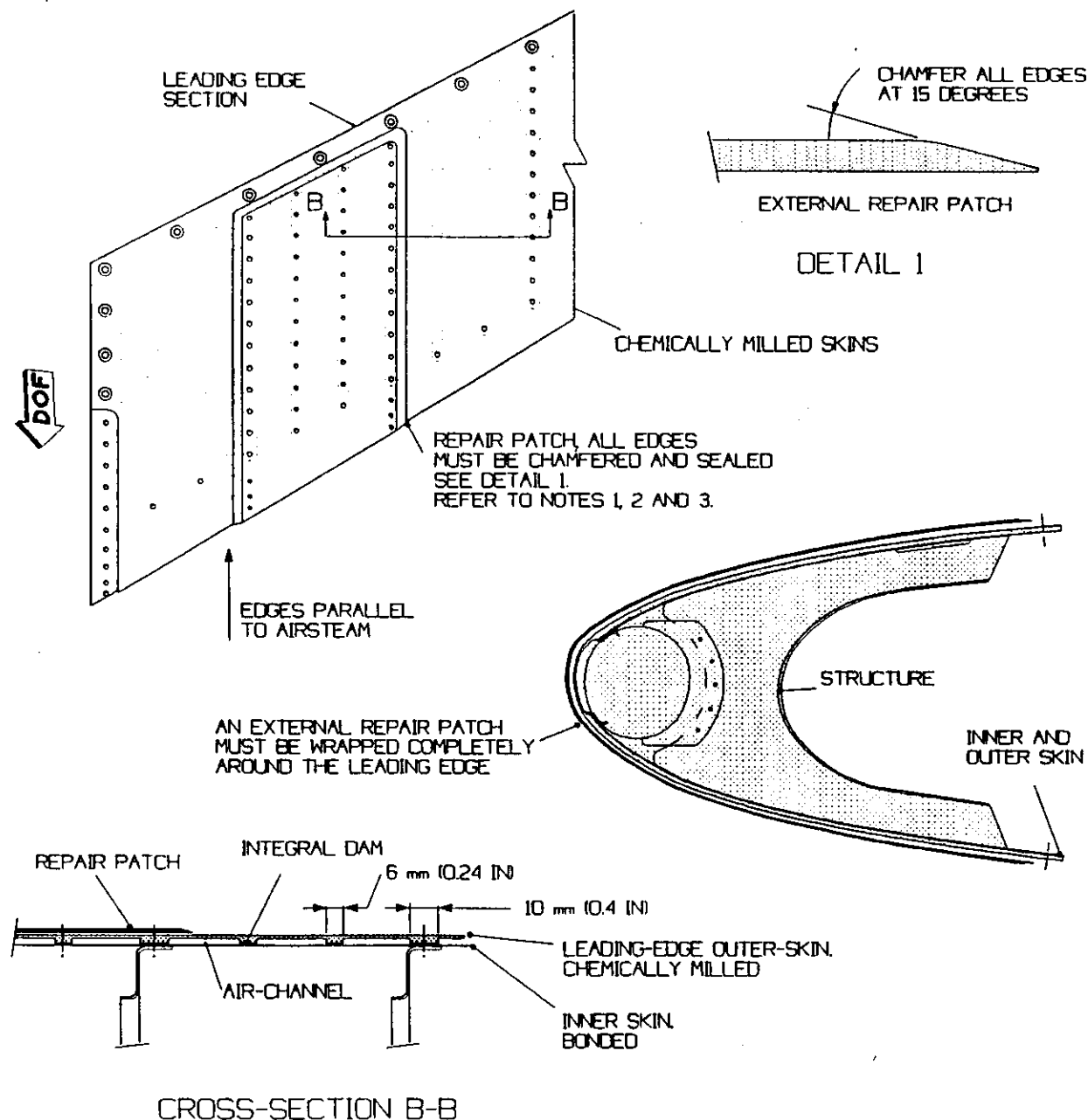
F100-SRM-0669

Fig. 202 Repair of a Frame Angle

Repair of Frame Profile and Flange Angle - Repair No. 71

53-00-02

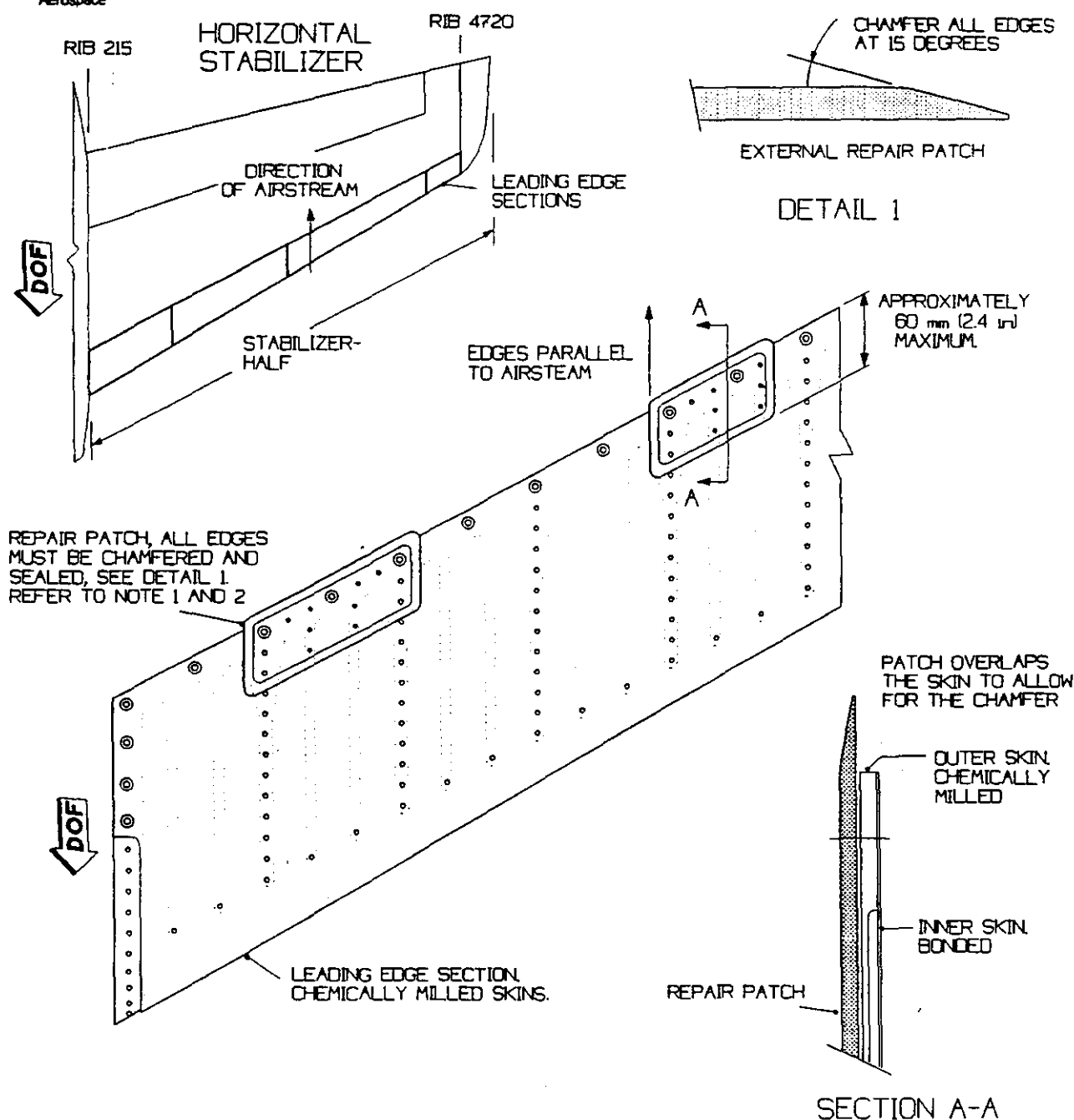
Page 204  
JUN 01/95



- NOTE 1: MAXIMUM 2 REPAIR PATCHES WITH A CUMULATIVE LENGTH OF 300 mm (12 in) PER STABILIZER HALF (VERTICAL STABILIZER SIMILAR). THE DISTANCE BETWEEN THE REPAIRS MUST BE MORE THAN 1000 mm (40 in).
- NOTE 2: IN ORDER TO HAVE A GOOD HEAT TRANSFER BETWEEN THE SKIN AND THE REPAIR PATCH, CUT OUT ANY DENTED SKIN AND INSTALL THE PATCH WITH HIGH TEMPERATURE SEALANT PR1910.
- NOTE 3: THESE ILLUSTRATIONS ARE INTENDED TO SHOW THE AERODYNAMIC SMOOTHNESS LIMITATIONS, FOR RESTORATION OF THE STRENGTH ADDITIONAL INFORMATION IS REQUIRED.

**Figure 1 Aerodynamic limitations for external patch-repairs on the Leading Edge Sections**

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

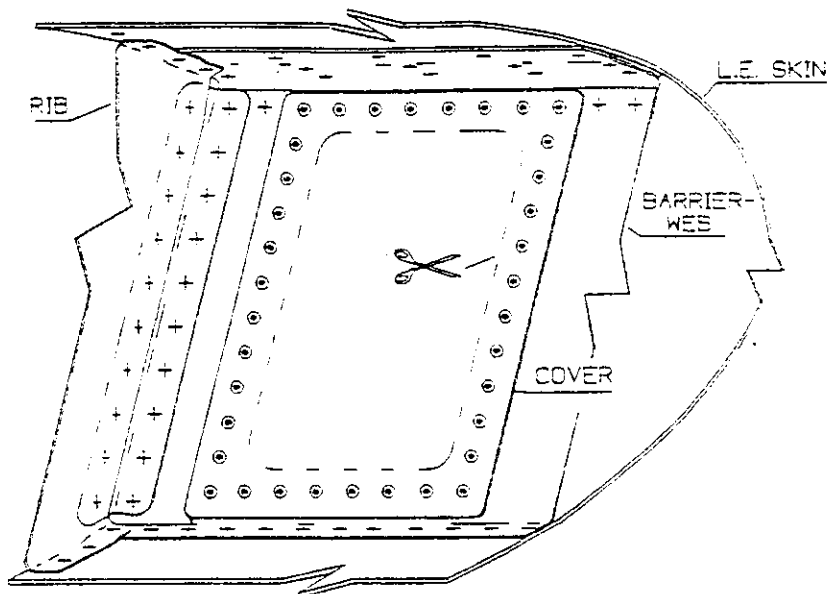


- NOTE 1: MAXIMUM NUMBER OF- AND CUMULATIVE LENGTH OF REPAIR PATCHES PER STABILIZER HALF (VERTICAL STABILIZER SIMILAR):
- 4 ON THE UPPER SURFACE WITH A TOTAL LENGTH OF 1200 mm (47 in)
  - 4 ON THE LOWER SURFACE WITH A TOTAL LENGTH OF 1200 mm (47 in)

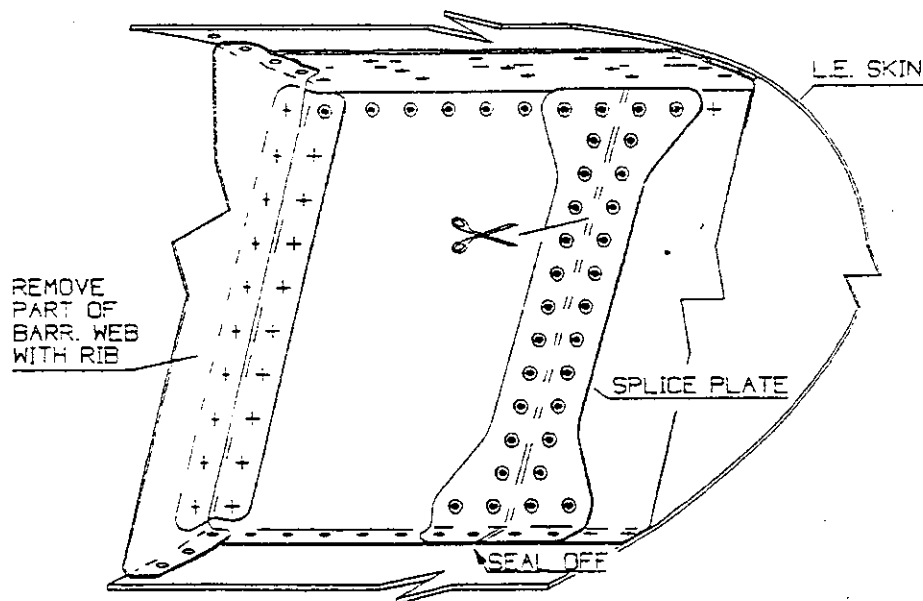
NOTE 2: THESE ILLUSTRATIONS ARE INTENDED TO SHOW THE AERODYNAMIC SMOOTHNESS LIMITATIONS, FOR RESTORATION OF THE STRENGTH ADDITIONAL INFORMATION IS REQUIRED.

**Figure 2 Aerodynamic limitations for small repairs at the rear sides of the Leading Edge Sections**

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

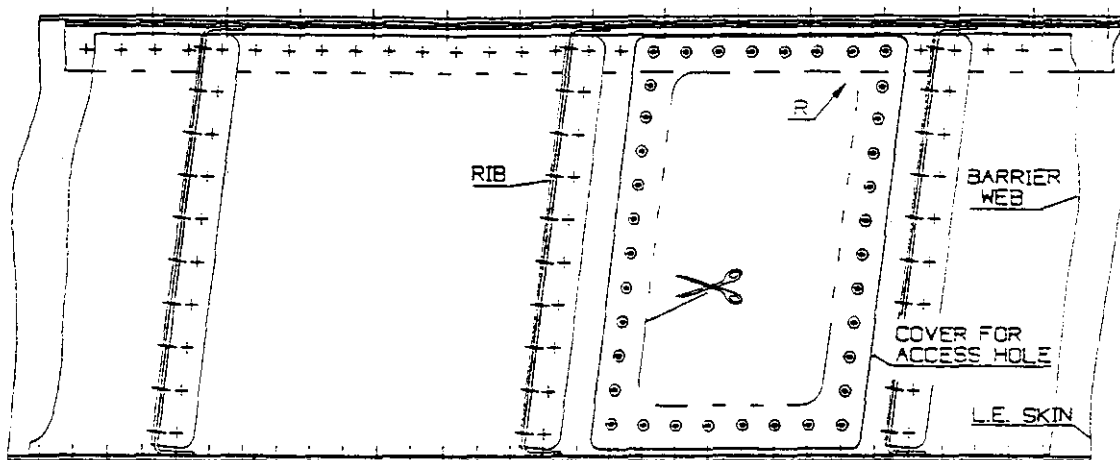


ACCESS TO THE NOSE OF THE L.E. BY MAKING  
AN ACCESS HOLE IN THE BARRIER-WEB  
SEE NEXT ILLUSTRATIONS FOR MORE DETAILS

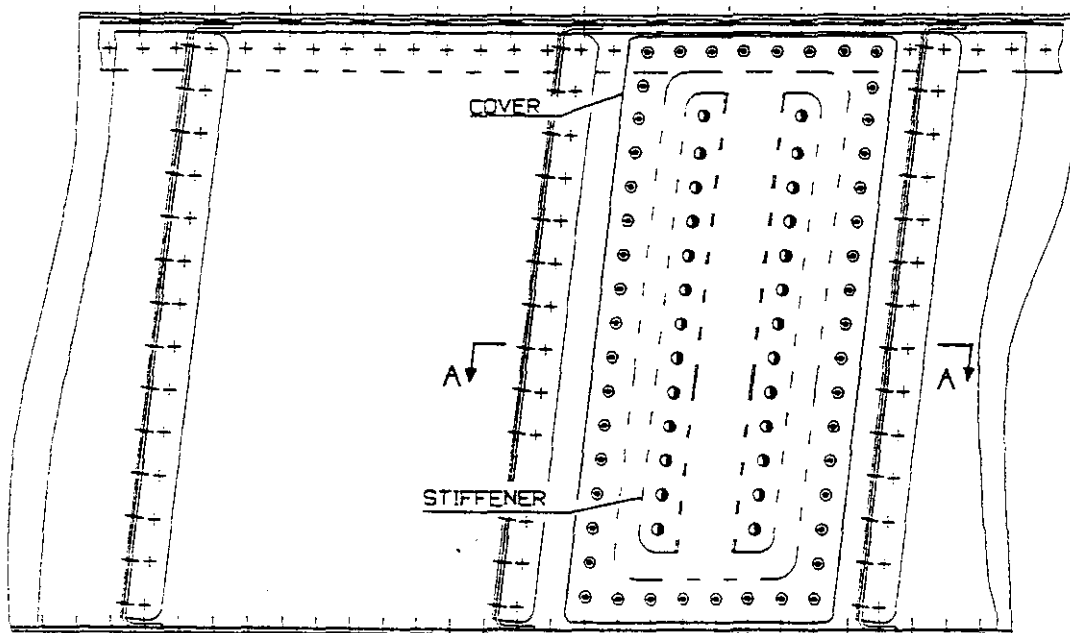


ACCESS TO THE NOSE OF THE L.E. BY REMOVAL  
OF A PART OF THE BARRIER-WEB  
SEE NEXT ILLUSTRATIONS FOR MORE DETAILS

Fig. 201 Making an Access in the Barrier-Web  
(Sheet 5 of 8)

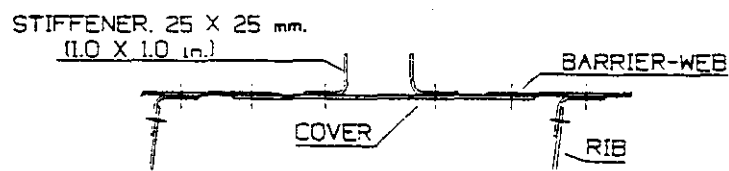


ACCESS-COVER INSTALLATION OUTBOARD OF W.STA 4700  
VIEW LOOKING FORWARD AT BARRIER-WEB



ACCESS-COVER INSTALLATION INBOARD OF W.STA 4700  
VIEW LOOKING FORWARD AT BARRIER-WEB

REFER TO THE NOTES  
ON PAGE 207



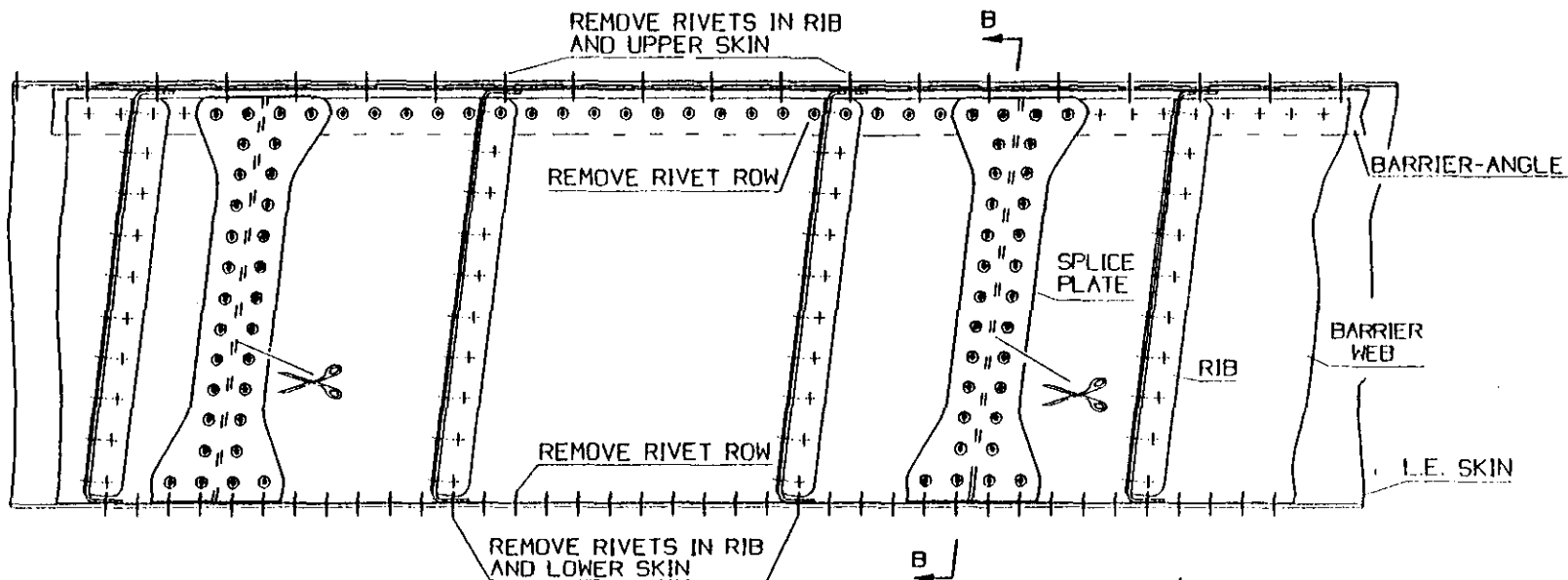
SECTION A-A

Fig. 201 Making an Access in the Barrier-Web  
(Sheet 6 of 8)



A member of  
Dutch Aerospace

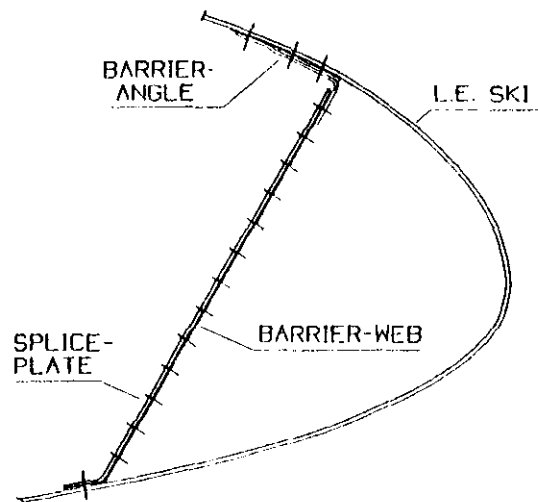
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



## INSTALLATION OF SPLICES IN BARRIER-WEB

VIEW LOOKING IN D.O.F.

- NOTES:
- INSTALL THE PARTS WITH PR1910 (HIGH TEMP. SEALANT)
  - REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
  - R = RADIUS IS 6 mm (0.25 in), TYPICAL
  - MILL THE RIVET-HEADS TO MAKE THEM FLUSH WITH THE SKIN



SECTION B-B

Fig. 201 Making an Access in the Barrier-Web  
(Sheet 7 of 8)

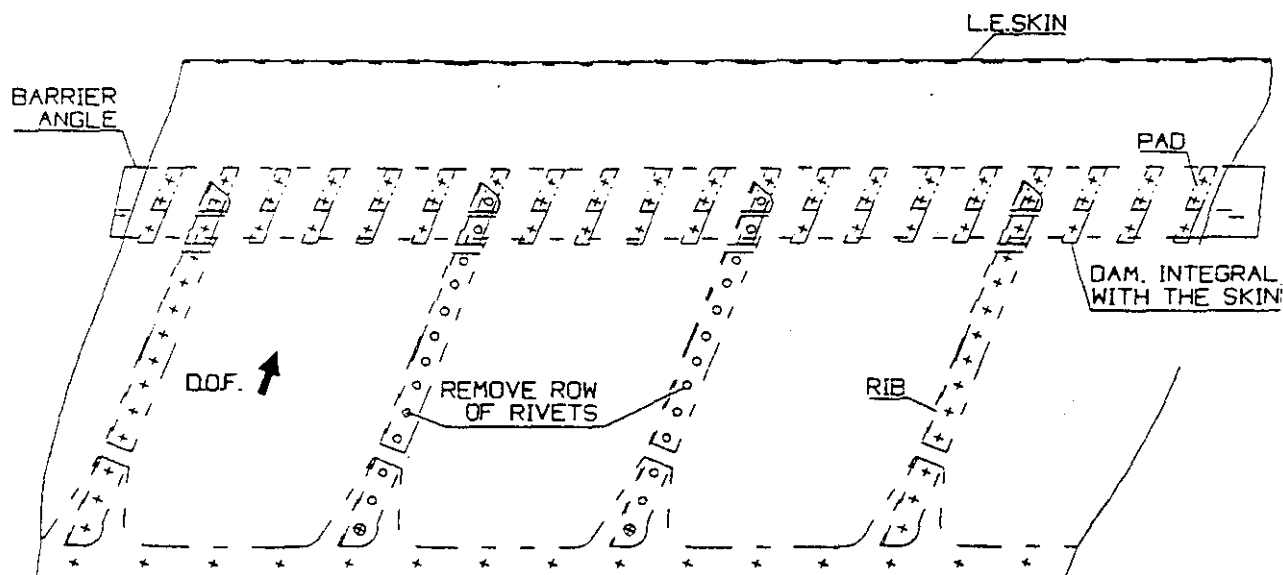
57-40-02

Repair No. 01  
Page 207  
SEP 01/94



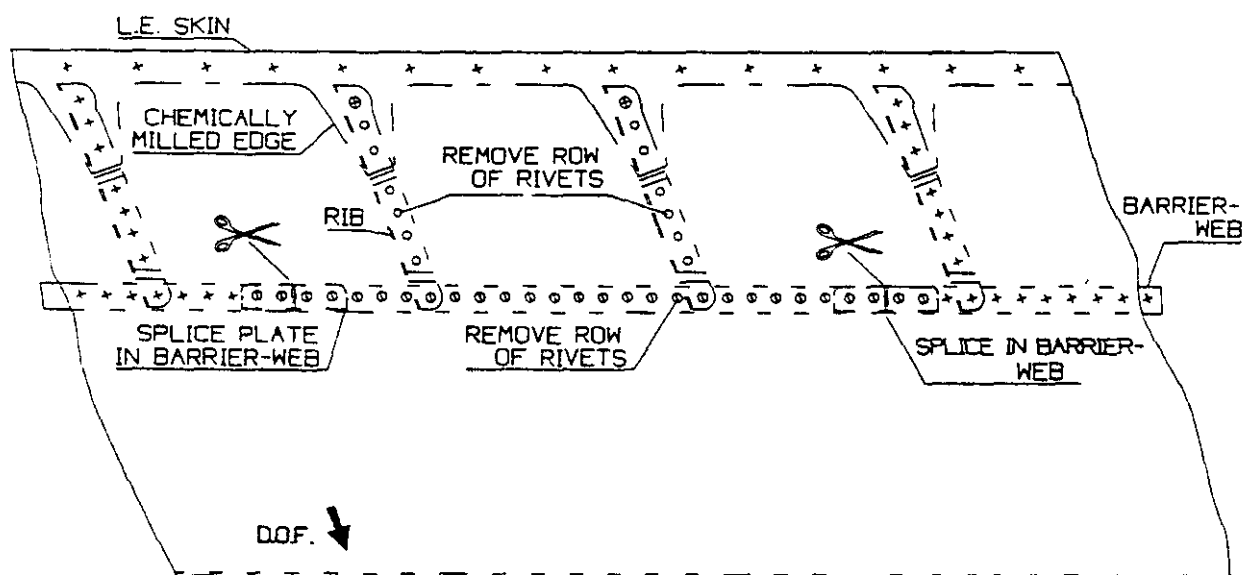
A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



## UPPER SKIN OF THE LE

VIEW LOOKING DOWN



## LOWER SKIN OF THE LE

VIEW LOOKING UP

Fig. 201 Making an Access in the Barrier-Web  
(Sheet 8 of 8)

57-40-02

Repair No. 01  
Page 208  
SEP 01/94



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| RIVET SYMBOL | RIVET CODE AND PART NUMBER     |                   | PITCH            | ROW DISTANCE | MINIMUM EDGE DISTANCE |
|--------------|--------------------------------|-------------------|------------------|--------------|-----------------------|
|              | INBOARD W.STA 11190            | OUTBD W.STA 11190 |                  |              |                       |
| ⊕            | XBC 6. FoN2.6323S6             | BB 5. MS20426AD5  | 20 mm (0.80 in.) | NOT APPL     | 10 mm (0.4 in.)       |
| ⊙            | BB 4. MS20426AD4               |                   | 16 mm (0.63 in.) | NOT APPL     | 6 mm (0.24 in.)       |
| +            | EXISTING RIVET. REFERENCE ONLY |                   |                  |              |                       |

## NOTES

- The rivet FoN2.6323S can be replaced by MS20426DD of the same size. Both rivets must be heat treated before use. After the heat treatment, rivet FoN2.6323S must be driven within 2 hours, but MS20426DD must be driven within 20 minutes. Refer also 51-40-02.
- In thin skins use rivet NAS1097AD instead of rivet MS20426AD
- For more details on fastener pitch, edge distance and row distance, refer to 51-40-02

- Mill the rivet-heads to make them flush with the skin. See below.
- Do not make the countersink too deep. See below.

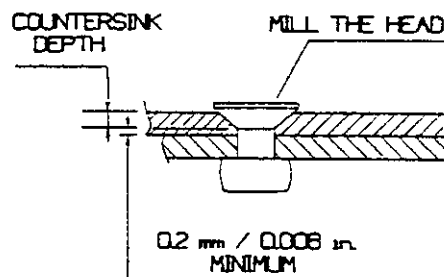


TABLE 1: FASTENERS FOR REPAIR

| REPAIR PART   | MATERIAL               | THICKNESS          |                     |                     |                     |
|---------------|------------------------|--------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
|               |                        | 3 INBOARD SECTIONS | OUTBOARD SECTION    |                     |                     |
|               |                        | wsta 1950 to 10110 | wsta 10110 to 11190 | wsta 11190 to 12279 | wsta 12279 to 13550 |
| repair-patch  | 5.322 (2024 T3 alclad) | 1,8 mm (.071 in)   | 1,6 mm (.063 in)    | 1,6 mm (.063 in)    | 1,4 mm (.056 in)    |
| repair-insert |                        | 1,8 mm (.071 in)   | 1,6 mm (.063 in)    | 1,6 mm (.063 in)    | 1,4 mm (.056 in)    |

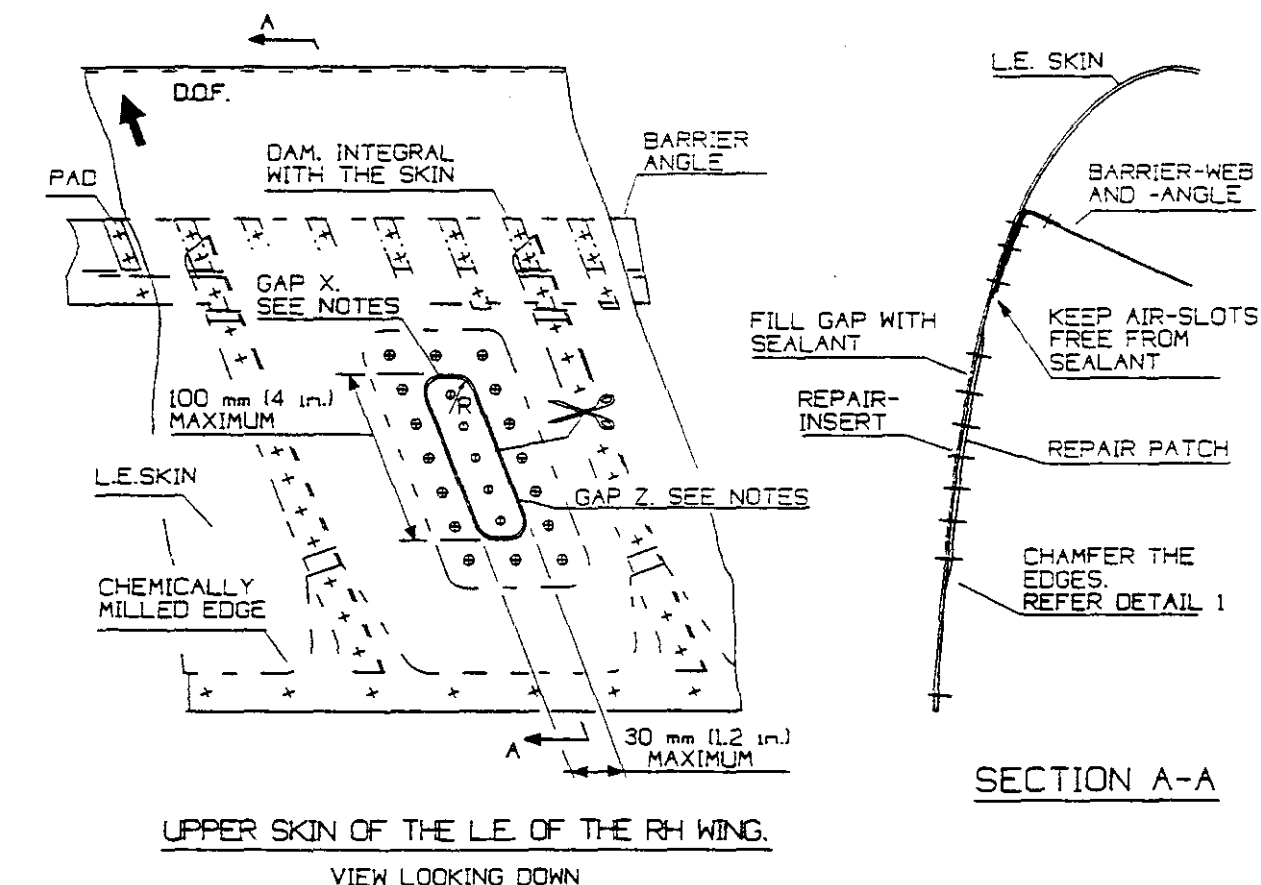
TABLE 2: REPAIR MATERIAL

Fig. 203 Repair of the Wing-Leading-Edge upper surface with one row of rivets (Sheet 3 of 4)

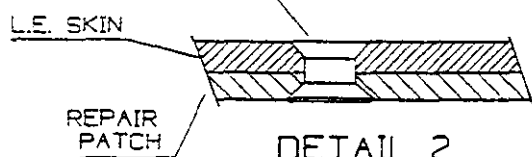


A member of  
Deutsche Aerospace

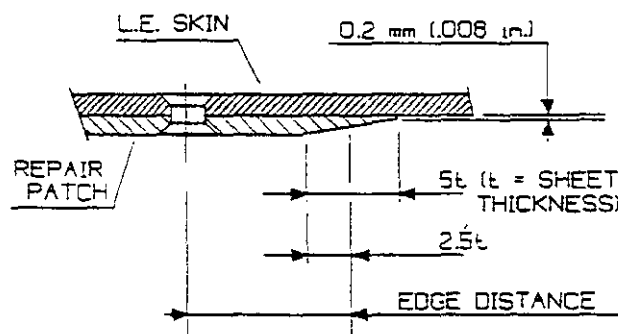
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DRIVEN HEAD IN 82°  
COUNTERSUNK HOLE.  
MILL RIVET FLUSH  
WITH THE SURFACE



TYPICAL RIVET INSTALLATION  
IN REPAIR PATCH AND FILLER



## NOTES:

- TYPICAL GAP: GAP X = 0.2 mm (0.008 in)  
GAP Z = 1.5 mm (0.06 in)
- USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008)
- REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
- INSTALL THE PARTS WITH PR1910, HIGH TEMP. SEALANT
- THE REPAIR MUST BE LOCATED WITHIN THE RIBS
- R = RADIUS, IS 6 mm (0.25 in) TYPICAL
- INSTALL THE RIVETS IN A COUNTER-SINK AT BOTH SIDES. REFER DETAIL 2
- THE MAXIMUM WIDTH OF THE REPAIR-PATCH, INCLUDING THE CHAMFERS, IS 90 mm (3.5 in)

Fig. 203 Repair of the Wing-Leading-Edge upper surface with one row of rivets  
(Sheet 4 of 4)



## Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### 8. Repair procedure for the nose of the Leading Edge.

**WARNING:** BE CAREFUL WHEN YOU USE THE CONSUMABLE MATERIALS. OBEY THE OPERATOR'S AND THE MANUFACTURER'S HEALTH AND SAFETY INSTRUCTIONS.

- A. Put the Wing Leading Edge section on a suitable work surface and remove the piccolo tube. Refer to the Aircraft Maintenance Manual 30-11.
- B. Based on the illustrations and other parameters of this repair procedure, design a repair which fits the actual damage. On the damaged Leading Edge, draw the location of the cut-out, repair rivets and the position of the repair parts. Pay special attention to the following:
  - the edges of the cut-out must be parallel to the ribs in the Leading edge, and/or to the barrier.
  - the maximum size of the cut-out is 100 x 30 mm. (4.0 x 1.2 in.), in the direction of flight, or in spanwise direction.
  - if the repair patch is wider than 80 mm (3.15 in.), the distance between the barrier-angle and the repair-patch must be 10 mm (0.4 in.) or more.
  - keep the aerodynamic smoothness within the limits of 51-10-00.
- C. Get access into the nose of the Leading Edge. Refer to repair No 1 ("Making an access in the barrier-web of the Leading Edge").
- D. Cut away the damage from the Leading Edge.
- E. Make the repair parts as shown in table 2 and the illustrations. Use shims if gaps exceed 0,2 mm (0.008 in.).
- F. Remove all burrs. Make sure that the radius of the corners is smooth.
- G. Do an Alodine 1200S treatment (51-24-01) to the repair parts, and to the new holes and edges in the existing structure, and apply primer Aerodur S15/60, or equivalent. Do not apply the Alodine and primer to the external surface of the repair-insert and Leading Edge.
- H. Assemble the structure as follows:
  - refer to table 1 for the type of rivets
  - apply a little amount of high temperature sealant PR1910 (51-23-01), or equivalent, to the rivets and repair parts before installation
  - install the repair parts.
- I. Mill the rivet heads flush with the surface of the skin. The maximum protrusion of a rivet head above the skin is 0,05 mm (0.002 in.).
- J. Fill the gaps between the filler and the Leading Edge skin with sealant, and let the sealant cure.
- K. Optionally, for aesthetic reasons, polish the external surface of the repair on the Leading Edge with Scotch-Bright (type A, very fine) and kerosene. Polish in the direction of flight.
- L. Fully clean the surface with aliphatic naphtha and do a Alodine 1000 treatment (51-24-01).
- M. Install the piccolo tube into the Leading Edge. Refer to the Aircraft Maintenance Manual chapter 30-11.

Fig. 204 Repair of the nose and lower surface with one row of rivets  
(Sheet 3 of 6)

57

57-40-02

Repair No. 04  
Page 203  
SEP 01/94



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| RIVET<br>SYMBOL | RIVET CODE AND PART NUMBER     |                   | PITCH           | ROW DISTANCE | MINIMUM EDGE<br>DISTANCE |
|-----------------|--------------------------------|-------------------|-----------------|--------------|--------------------------|
|                 | INBOARD W.STA 11190            | OUTBD W.STA 11190 |                 |              |                          |
| ⊕               | XBC 6. FoN2.6323S6             | BB 5. MS20426AD5  | 20 mm (.80 in.) | NOT APPL     | 10 mm (.4 in.)           |
| ⊖               | BB 4. MS20426AD4               |                   | 16 mm (.63 in.) | NOT APPL     | 6 mm (.24 in.)           |
| +               | EXISTING RIVET. REFERENCE ONLY |                   |                 |              |                          |

## NOTES

- The rivet FoN2.6323S can be replaced by MS20426DD of the same size. Both rivets must be heat treated before use. After the heat treatment, rivet FoN2.6323S must be driven within 2 hours, but MS20426DD must be driven within 20 minutes. Refer also 51-40-02.
- In thin skins, use rivet NAS1097AD instead of MS20426AD
- For more details on fastener pitch, edge distance and row distance, refer to 51-40-02

- Mill the rivet-heads to make them flush with the skin. See below.
- Do not make the countersink too deep. See below.

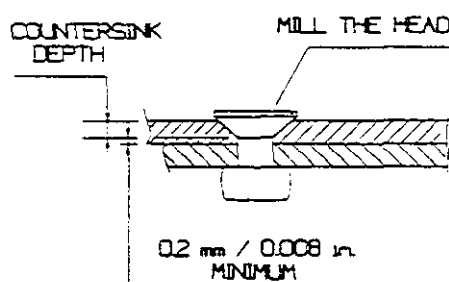


TABLE 1: FASTENERS FOR REPAIR

| REPAIR PART                        | MATERIAL                  | THICKNESS           |                     |                     |                     |
|------------------------------------|---------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
|                                    |                           | 3 INBOARD SECTIONS  | OUTBOARD SECTION    |                     |                     |
|                                    |                           | wsta 1950 to 10110  | wsta 10110 to 11190 | wsta 11190 to 12279 | wsta 12279 to 13550 |
| repair-patch at the nose           | 5.322<br>(2024 T3 alclad) | 2,0 mm<br>(.080 in) | 2,0 mm<br>(.080 in) | 1,8 mm<br>(.071 in) | 1,6 mm<br>(.063 in) |
| repair-patch at the lower surface  |                           | 1,8 mm<br>(.071 in) | 1,6 mm<br>(.063 in) | 1,6 mm<br>(.063 in) | 1,4 mm<br>(.056 in) |
| repair-insert at the nose          |                           | 2,0 mm<br>(.080 in) | 2,0 mm<br>(.080 in) | 1,8 mm<br>(.071 in) | 1,6 mm<br>(.063 in) |
| repair-insert at the lower surface |                           | 1,8 mm<br>(.071 in) | 1,6 mm<br>(.063 in) | 1,6 mm<br>(.063 in) | 1,4 mm<br>(.056 in) |

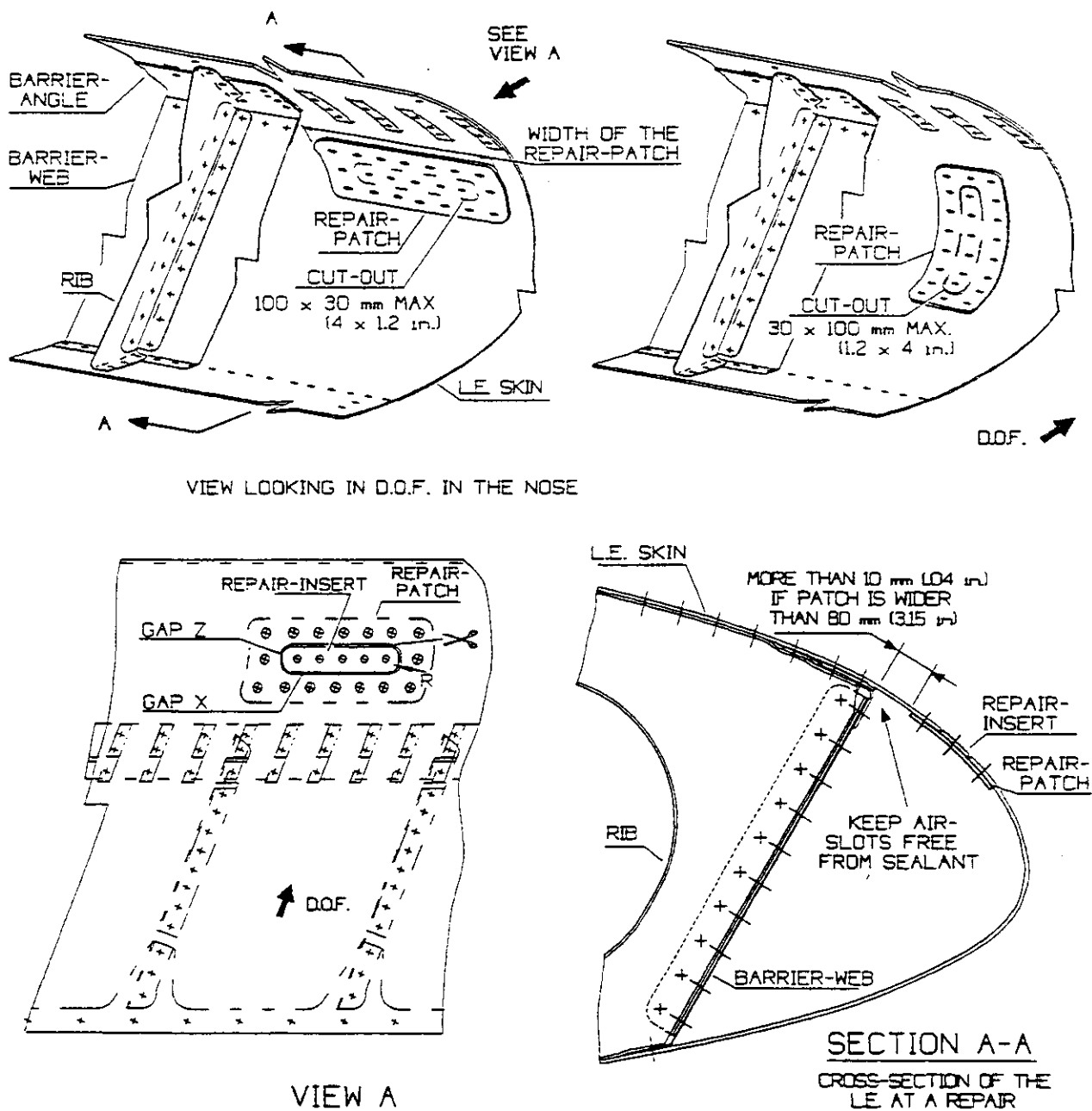
TABLE 2: REPAIR MATERIALS

Fig. 204 Repair of the nose and lower surface with one row of rivets  
(Sheet 4 of 6)

57-40-02

Repair No. 04  
Page 204  
SEP 01/94

## Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



### NOTES:

- MAKE AN ACCESS IN THE BARRIER-WEB  
REFER TO REPAIR No 1
- TYPICAL GAP: GAP X = 0.2 mm (0.008 in.)  
GAP Z = 1.5 mm (0.06 in.) MAX.
- R = RADIUS. IS 6 mm (0.25 in.) TYPICAL
- INSTALL THE PARTS WITH PRIGIO. HIGH TEMP. SEALANT
- REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
- USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008 in.)

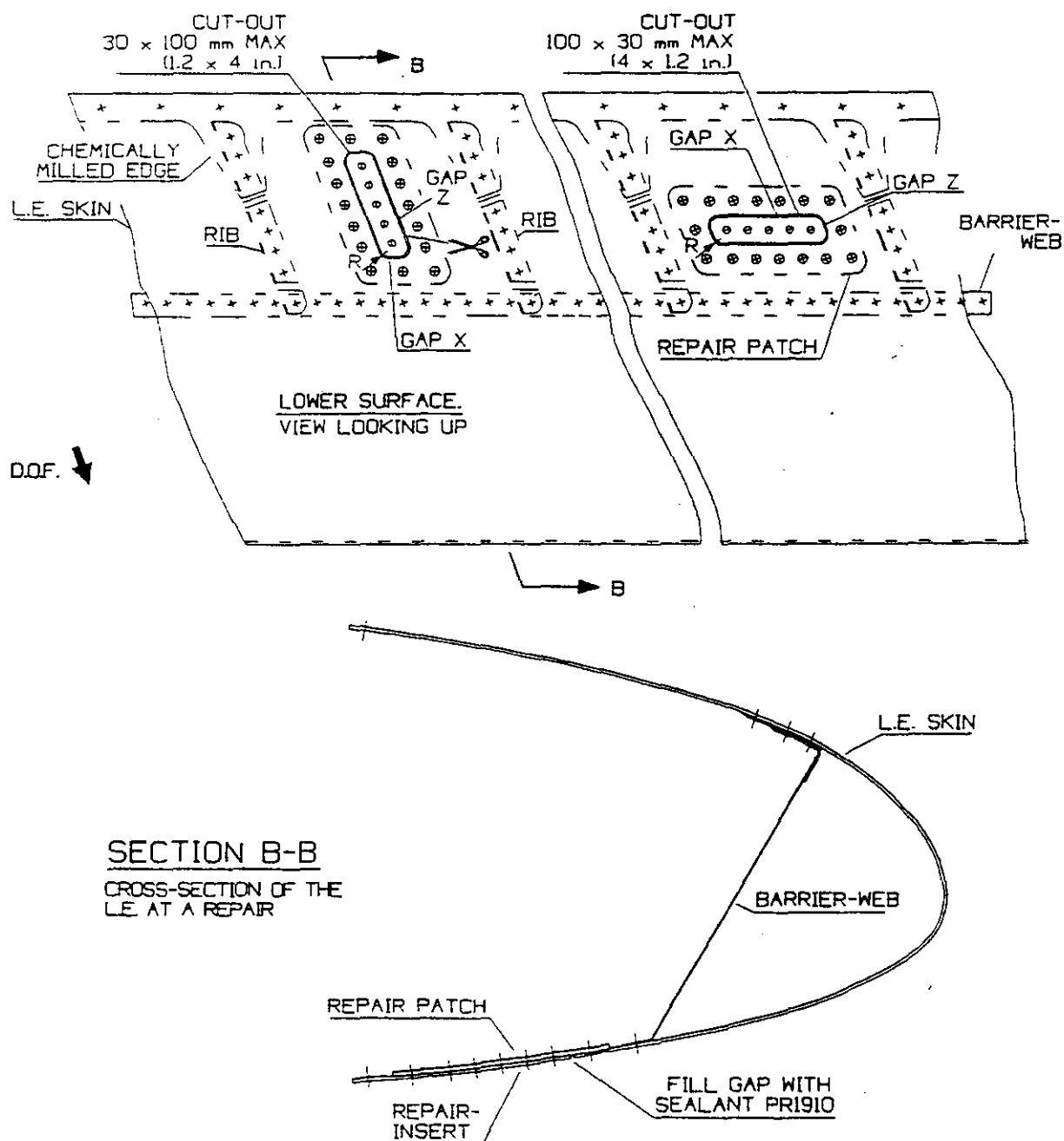
### REPAIR FOR THE NOSE OF THE LEADING EDGE

Fig. 204 Repair of the nose and lower surface with one row of rivets  
(Sheet 5 of 6)



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



## NOTES:

- REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
- INSTALL THE PARTS WITH PR1910 HIGH TEMP. SEALANT
- TYPICAL GAP: GAP X = 0.2 mm (0.008 in.)
- USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008 in.)
- GAP Z = 1.5 mm (0.06 in.) MAX.
- R = RADIUS IS 6 mm (0.25 in.) TYPICAL

## REPAIR FOR THE LOWER SURFACE OF THE LEADING EDGE SKIN

Fig. 204 Repair of the nose and lower surface with one row of rivets  
(Sheet 6 of 6)

57-40-02

Repair No. 04  
Page 206  
SEP 01/94



# **Fokker 70** **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

| RIVET SYMBOL | RIVET CODE AND PART NUMBER     |                    | PITCH            | ROW DISTANCE     | MINIMUM EDGE DISTANCE |
|--------------|--------------------------------|--------------------|------------------|------------------|-----------------------|
|              | INBOARD W.STA 11190            | OUTBRD W.STA 11190 |                  |                  |                       |
| ⊕            | XBC 6. FoN2.6323S6             |                    | 20 mm (0.79 in.) | 18 mm (0.71 in.) | 10 mm (0.4 in.)       |
|              |                                | BB 5. MS20426AD5   | 18 mm (0.71 in.) | 18 mm (0.71 in.) | 8 mm (0.31 in.)       |
| +            | EXISTING RIVET. REFERENCE ONLY |                    |                  |                  |                       |

## **NOTES**

- The rivet FoN2.6323S can be replaced by MS20426DD of the same size. Both rivets must be heat treated before use. After the heat treatment, rivet FoN2.6323S must be driven within 2 hours, but MS20426DD must be driven within 20 minutes. Refer also 51-40-02.
- Mill the rivet-heads to make them flush with the skin.
- For more details on fastener pitch, edge distance and row distance, refer to 51-40-02

**TABLE 1: FASTENERS FOR REPAIR**

| REPAIR PART              | MATERIAL               | THICKNESS          |                    |                    |                    |
|--------------------------|------------------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
|                          |                        | 3 INBOARD SECTIONS | OUTBOARD SECTION   |                    |                    |
|                          |                        |                    | sta 10110 to 11190 | sta 11190 to 12279 | sta 12279 to 13550 |
| Leading Edge repair-skin | 5.322 (2024 T3 alclad) | 2,0 mm (.080 in)   | 2,0 mm (.080 in)   | 1,8 mm (.071 in)   | 1,6 mm (.063 in)   |
| Leading Edge joint-plate |                        | 2,0 mm (.080 in)   | 2,0 mm (.080 in)   | 1,8 mm (.071 in)   | 1,6 mm (.063 in)   |

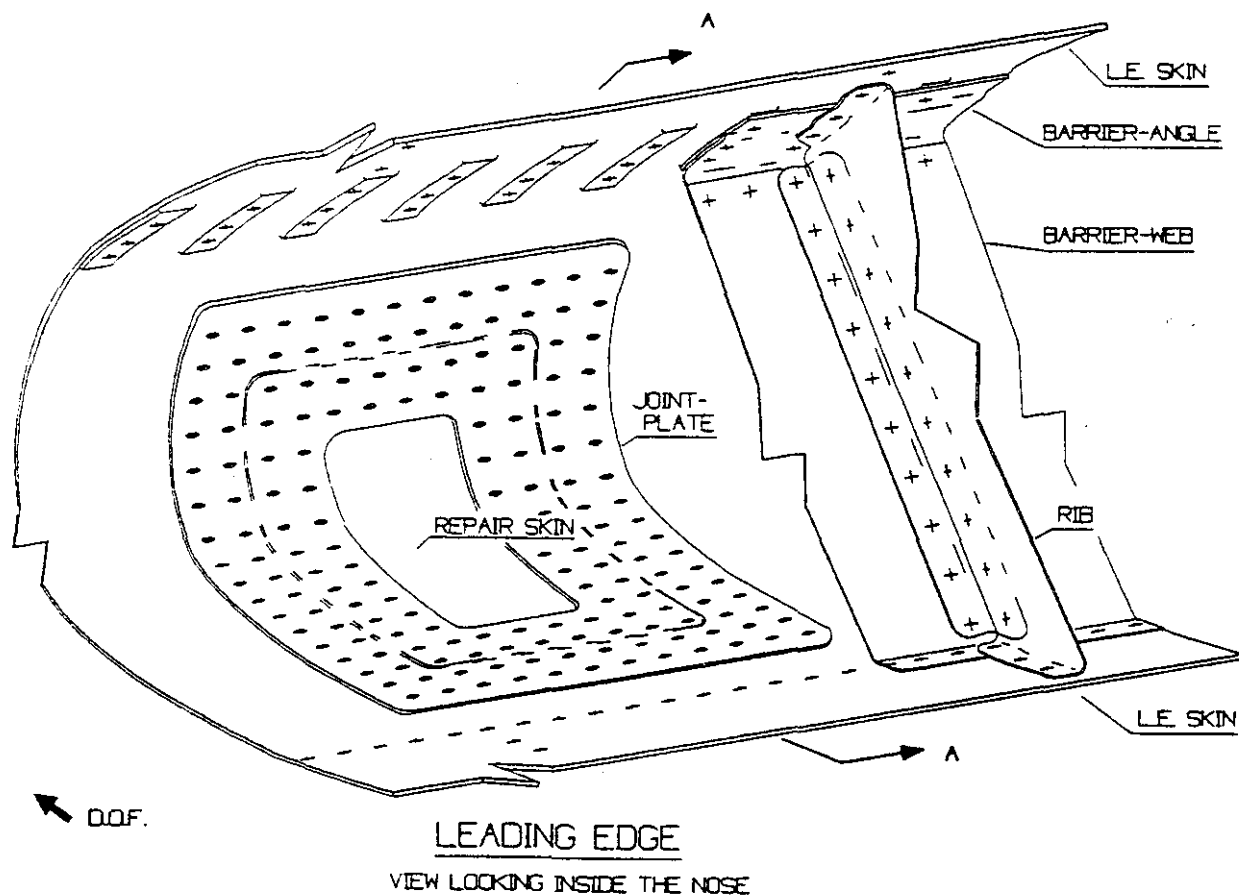
**TABLE 2: REPAIR MATERIAL**

Fig. 205 Repair of the Wing Leading Edge skin at the nose  
(Sheet 3 of 5)



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DISTANCE BETWEEN JOINT-PLATE  
AND BARRIER-ANGLE MUST BE  
MORE THAN 10 mm (04 in)

## SECTION A-A

CROSS-SECTION OF THE  
LE AT THE REPAIR

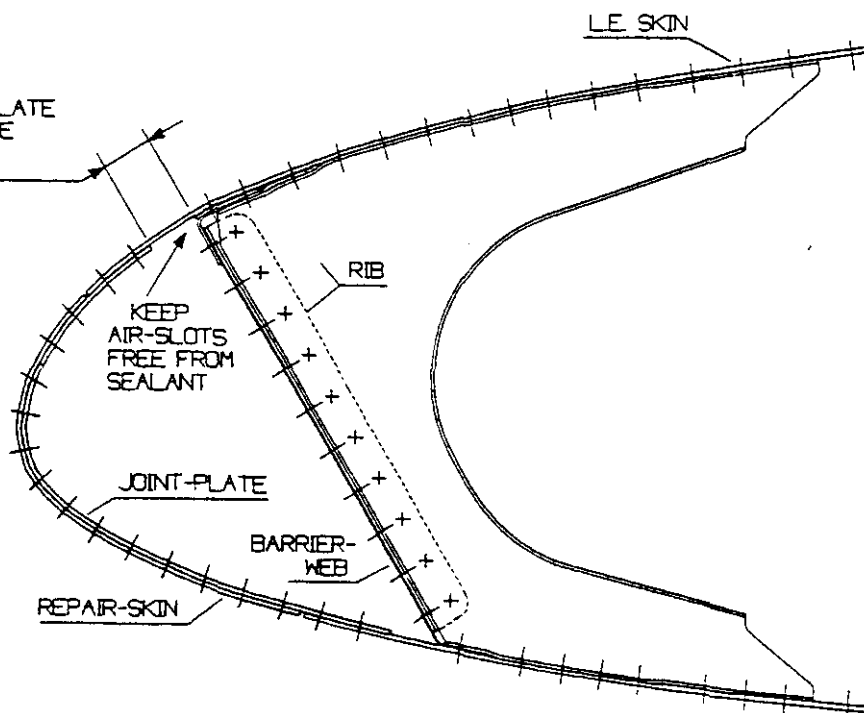


Fig. 205 Repair of the Wing Leading Edge skin at the nose  
(Sheet 4 of 5)

57-40-02

Repair No. 05

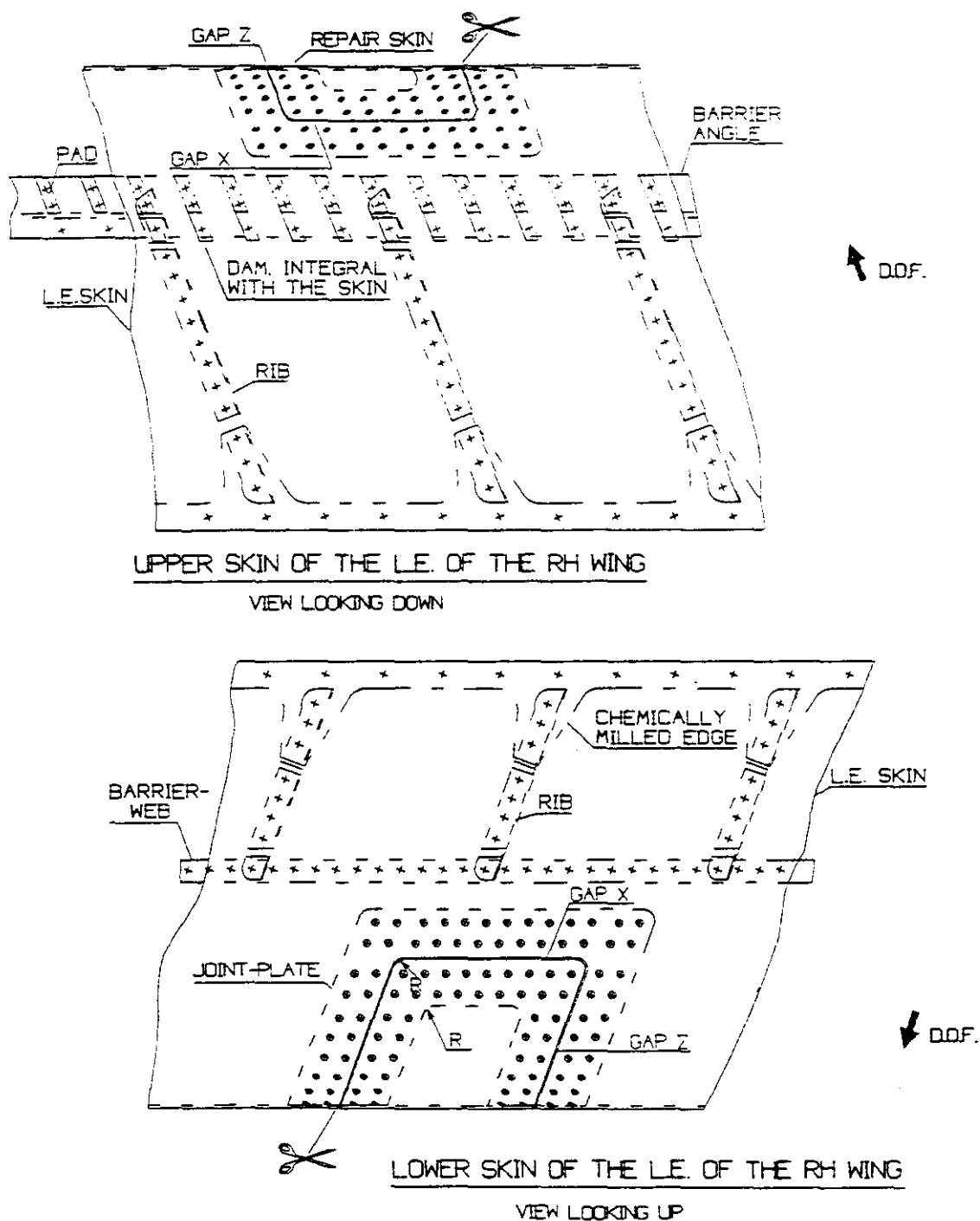
Page 204

SEP 01/94



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



## NOTES:

- MAKE AN ACCESS IN THE BARRIER-WEB. REFER TO REPAIR No 1
- TYPICAL GAP: GAP X = 0.2 mm (0.008 in)  
GAP Z = 1.5 mm (0.06 in) MAX.
- INSTALL THE PARTS WITH PRISO. HIGH TEMP. SEALANT
- REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
- USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008 in)
- R = RADIUS. IS 6 mm (0.25 in) TYPICAL

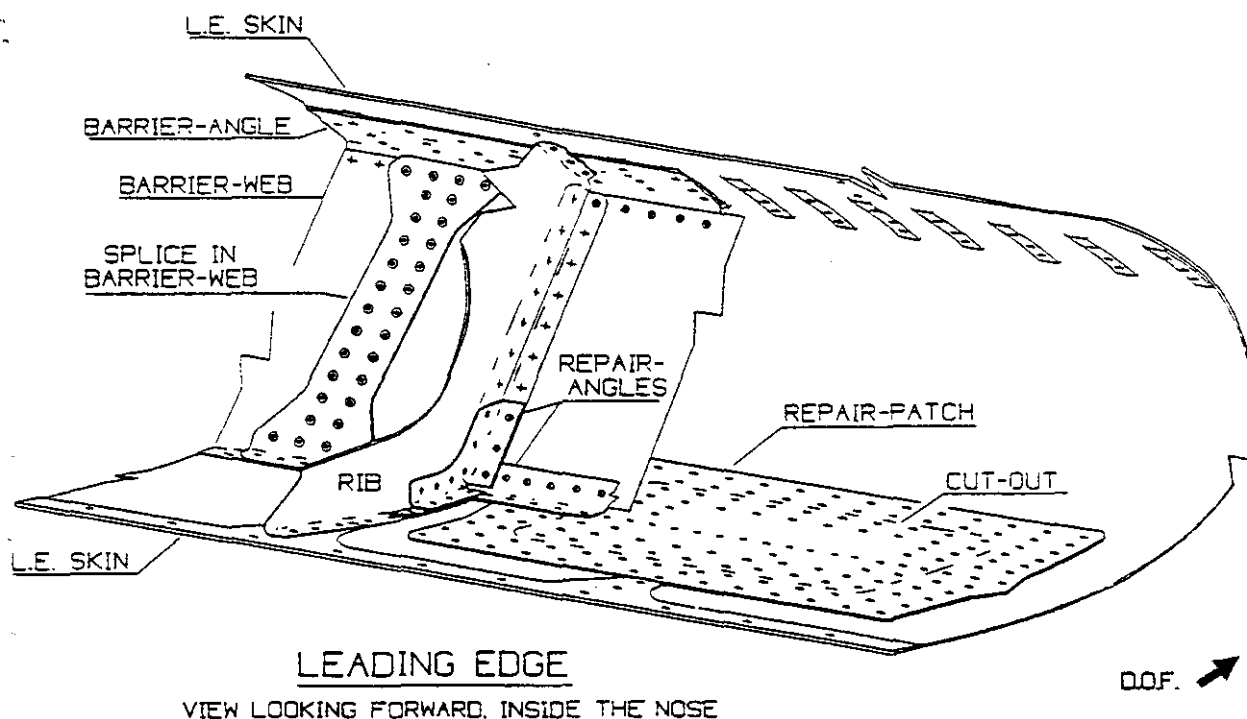
Fig. 205 Repair of the Wing Leading Edge skin at the nose  
(Sheet 5 of 5)

57-40-02

Repair No. 05  
Page 205  
SEP 01/94



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



## NOTES:

1. IF NECESSARY, MAKE THE FINGER OF THE CHEMICALLY MILLED EDGE FLUSH WITH THE SKIN INNER SURFACE. THIS IS ONLY ALLOWED AT THE SHOWN RIVET LOCATION. ONE RIVET PER RIB.

## GENERAL NOTES:

- MAKE AN ACCESS IN THE BARRIER-WEB. REFER TO REPAIR No 1
- USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (.008)
- IF SHIMS OR FILLERS ARE THICKER THAN 0.8 mm (.03 in.), IT IS ADVISED TO MAKE THE SHIM/FILLER LONGER, SO IT WILL PICK-UP ONE RIVET MORE
- INSTALL THE PARTS WITH PRISIO. HIGH TEMP. SEALANT
- REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
- R = RADIUS. IS 6 mm (0.25 in.) TYPICAL
- TYPICAL GAP: GAP X = 0.2 mm (.008 in.)  
GAP Z = 1.5 mm (.06 in.) MAX.

- MILL THE RIVET HEAD UNTIL IT IS FLUSH WITH THE SKIN. TYPICAL. SEE BELOW

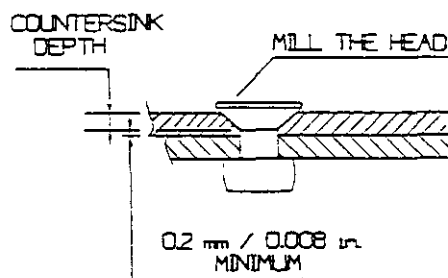


Fig. 206 Repair of the Wing-Leading-Edge lower surface.  
(Sheet 4 of 7)

57-40-02

Repair No. 06  
Page 204  
SEP 01/94

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

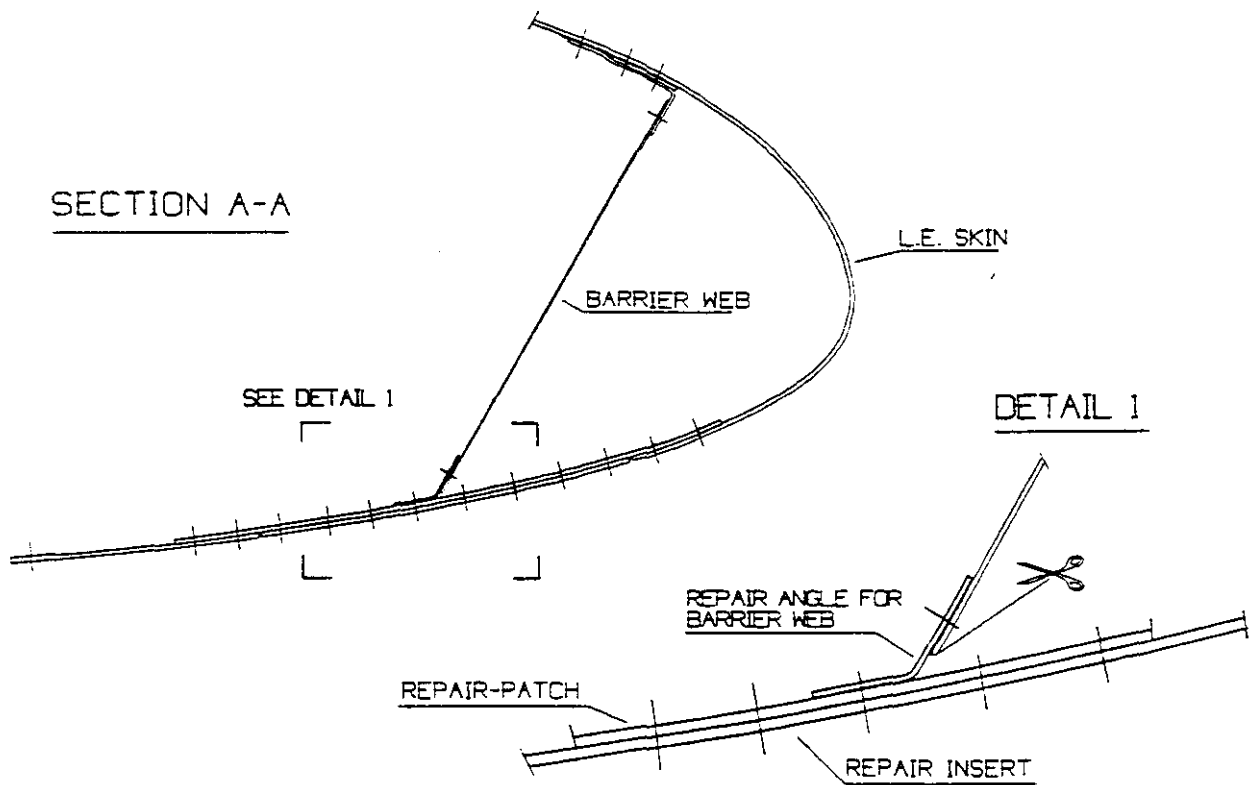
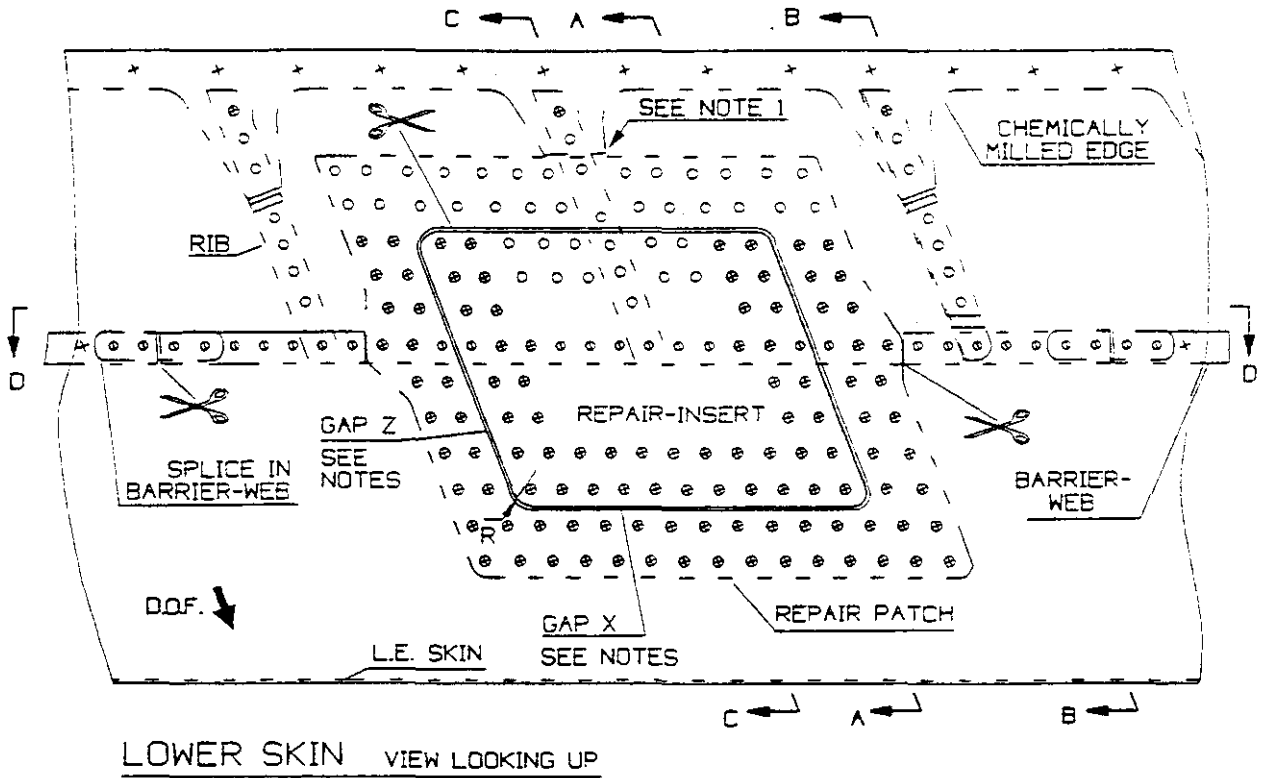
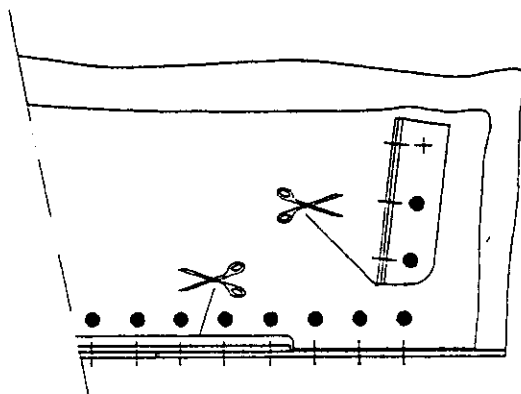
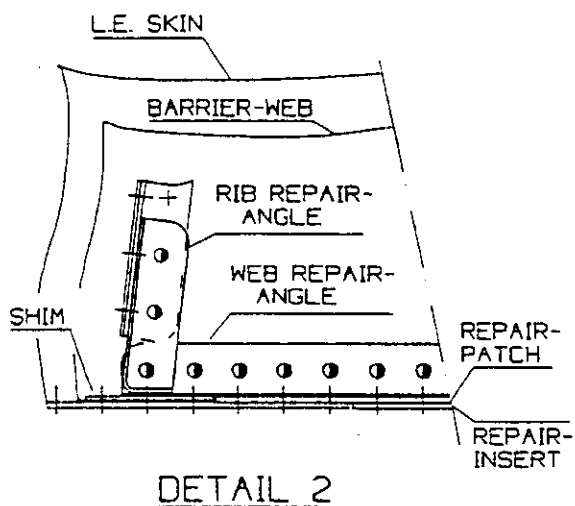
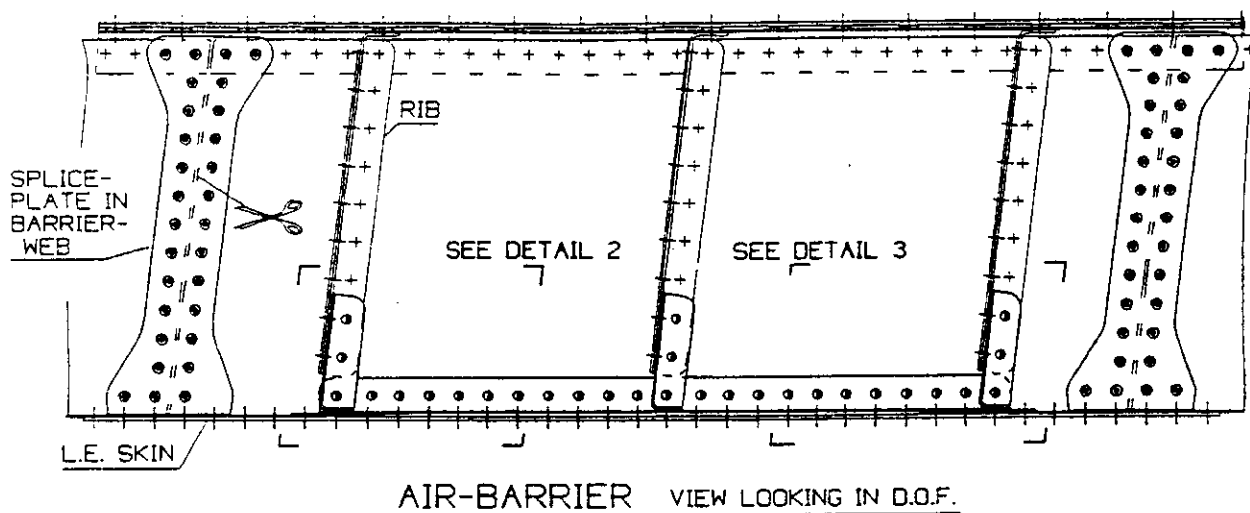


Fig. 206 Repair of the Wing-Leading-Edge lower surface  
(Sheet 5 of 7)



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DETAIL 3  
REPAIR ANGLES NOT SHOWN FOR CLARITY

Fig. 206 Repair of the Wing-Leading-Edge lower surface.  
(Sheet 6 of 7)

57-40-02

Repair No. 06  
Page 206  
SEP 01/94



# **Fokker 70** STRUCTURAL REPAIR MANUAL

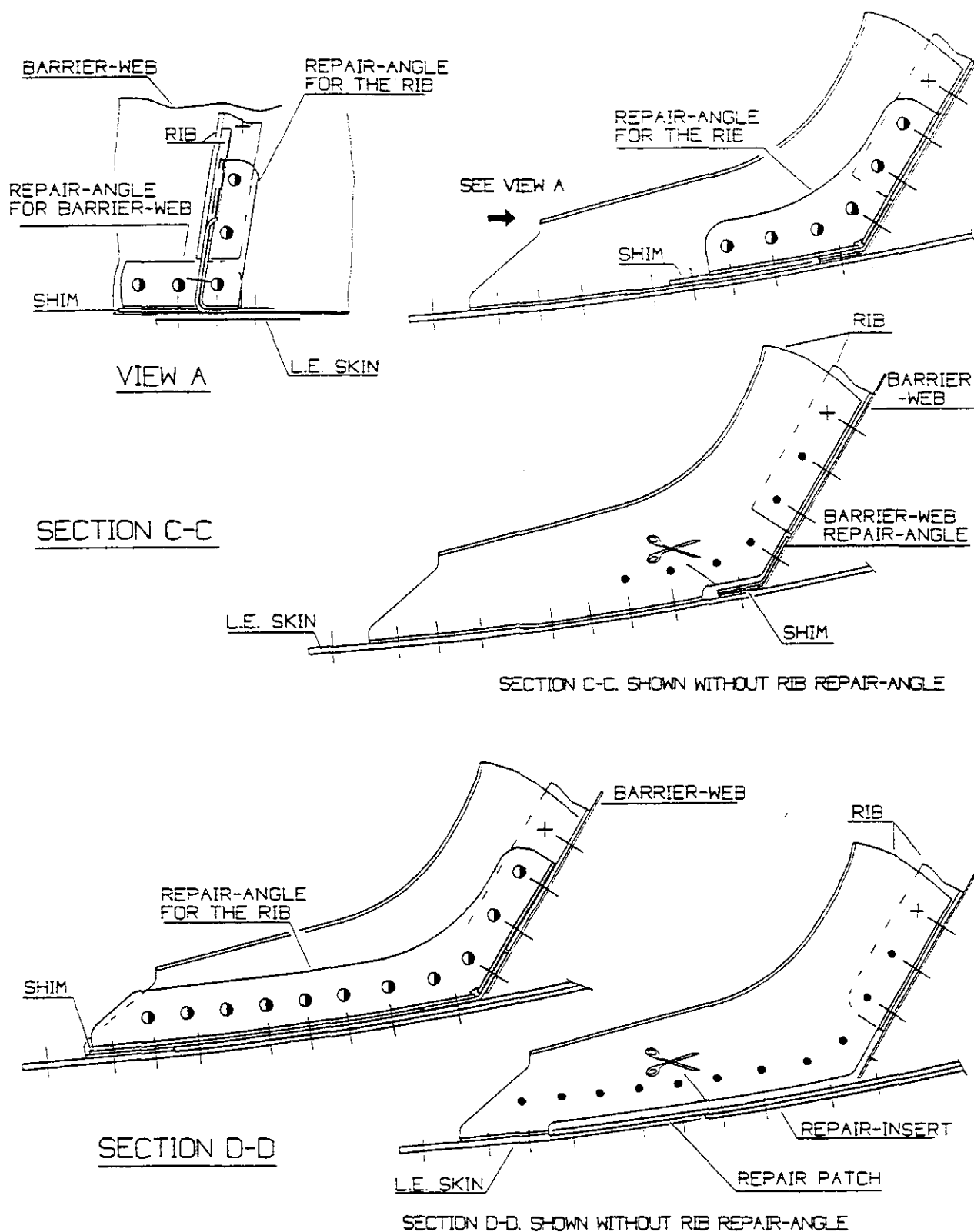


Fig. 206 Repair of the Wing-Leading-Edge lower surface.  
(Sheet 7 of 7)



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REPAIR PART                                     | MATERIAL                           | THICKNESS           |                     |                     |                                          |
|-------------------------------------------------|------------------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|------------------------------------------|
|                                                 |                                    | 3 INBOARD SECTIONS  | OUTBOARD SECTION    |                     |                                          |
|                                                 |                                    |                     | sta 1950 to 10110   | sta 10110 to 11190  | sta 11190 to 12279<br>sta 12279 to 13550 |
| Leading Edge repair-skin                        | 5.322<br>(2024 T3<br>alclad)       | 2,0 mm<br>(.080 in) | 2,0 mm<br>(.080 in) | 1,8 mm<br>(.071 in) | 1,6 mm<br>(.063 in)                      |
| Leading Edge joint-strips                       |                                    | 2,0 mm<br>(.080 in) | 2,0 mm<br>(.080 in) | 1,8 mm<br>(.071 in) | 1,6 mm<br>(.063 in)                      |
| replacement-dam                                 | 5.322<br>(2024 T3<br>Alclad)<br>or | 0,7 mm<br>(.028 in) | 0,9 mm<br>(.035 in) | 0,9 mm<br>(.035 in) | 0,8 mm<br>(.032 in)                      |
| joint-strip couplers                            |                                    | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in)                      |
| splice-plate for barrier-web and barrier-angle  | 5.322/9<br>(2024 T42<br>Alclad)    | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in)                      |
| splice part for the lower flange of barrier-web |                                    | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in) | 1,0 mm<br>(.040 in)                      |
| filler under the edge of L.E. skin              |                                    | 0,5 mm<br>(.020 in) | 0,5 mm<br>(.020 in) | 0,7 mm<br>(.025 in) | 0,9 mm<br>(.036 in)                      |

TABLE 2: REPAIR MATERIAL FOR THE LEADING EDGE

Fig. 207 Repair of the Wing-Leading-Edge Skin Upper-Surface.  
(Sheet 5 of 10)

641

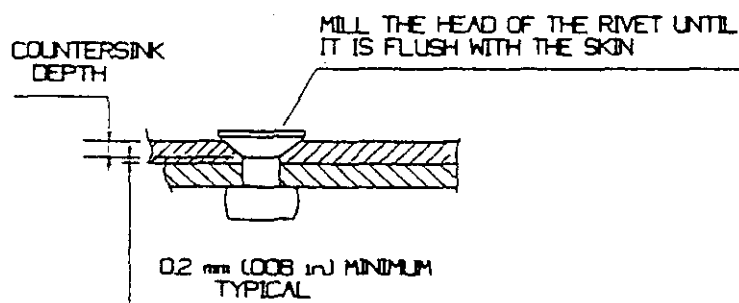


# Fokker 70

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

A member of  
Deutsche Aerospace

- NOTES:
- BEFORE CUTTING THE SKIN, MAKE AND INSTALL A TOOL TO PREVENT PERMANENT DEFORMATION OF THE LEADING EDGE
  - A SPAN-WISE JOINT-STRIP IS NOT ALLOWED IN THE UPPER SKIN BEHIND THE BARRIER-ANGLE, BECAUSE THIS WOULD DISTURB THE AIR-FLOW FOR THE ANTI-ICING. THEREFORE, CUT THE UPPER SKIN TO THE REAR EDGE OF THE LEADING EDGE PANEL
  - THE SPLICE IN THE BARRIER-ANGLE AND -WEB MUST NOT BE AT A JOINT-STRIP
  - THE JOINT-STRIP MUST NOT CLOSE-OFF MORE THAN TWO ADJACENT AIR-SLOTS. AT LEAST TWO ADJACENT AIR-SLOTS MUST BE OPEN BETWEEN THE JOINT-STRIPS
  - INSTALL THE PARTS WITH PRISO. HIGH TEMP. SEALANT
  - REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
  - USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008)
  - R = RADIUS. IS 6 mm (25 in) TYPICAL



FOR ALL COUNTERSUNK RIVETS

Fig. 207 Repair of the Wing-Leading-Edge Skin Upper-Surface.  
(Sheet 6 of 10)

57-40-02

Repair No. 07  
Page 206  
SEP 01/94



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

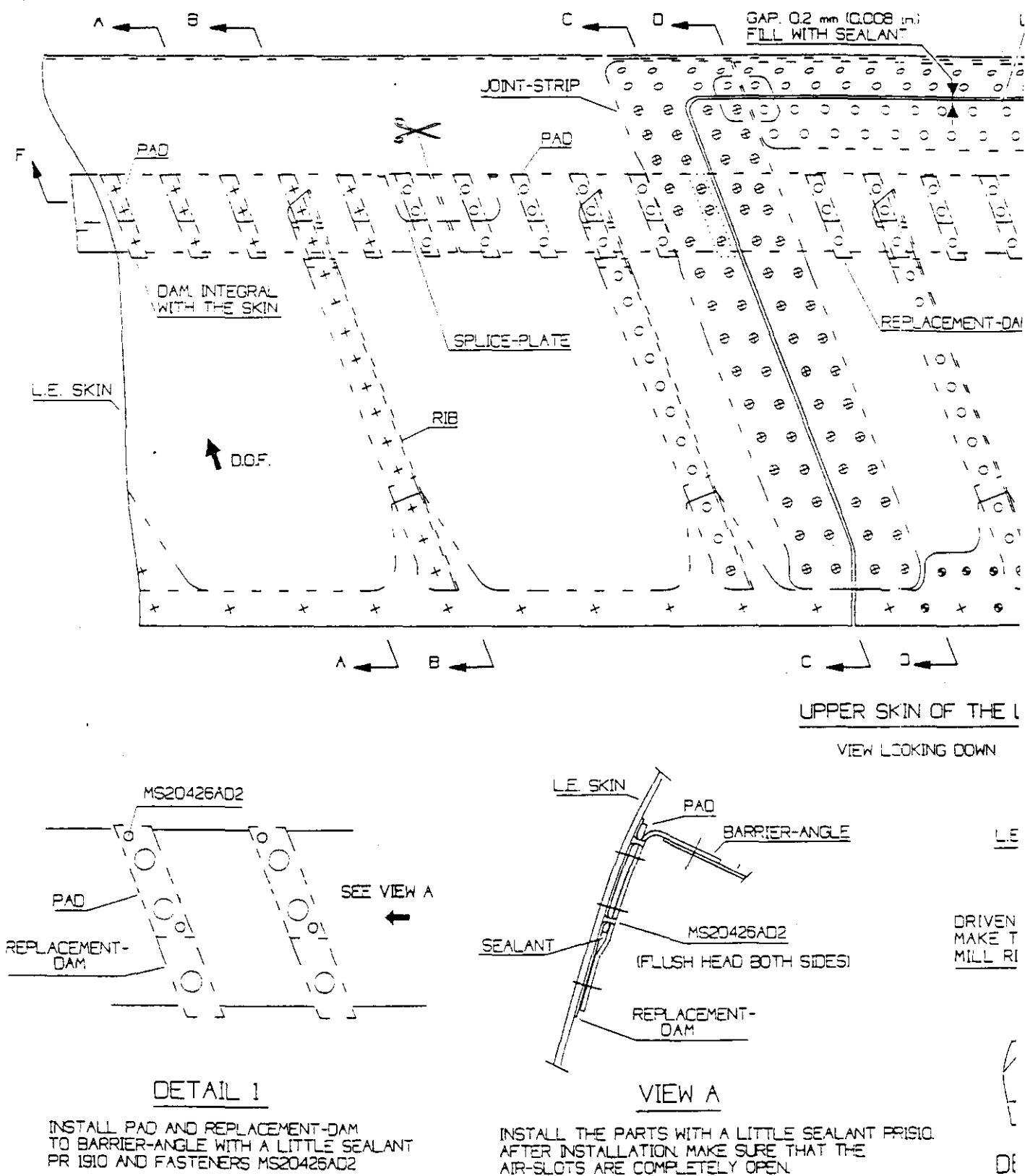
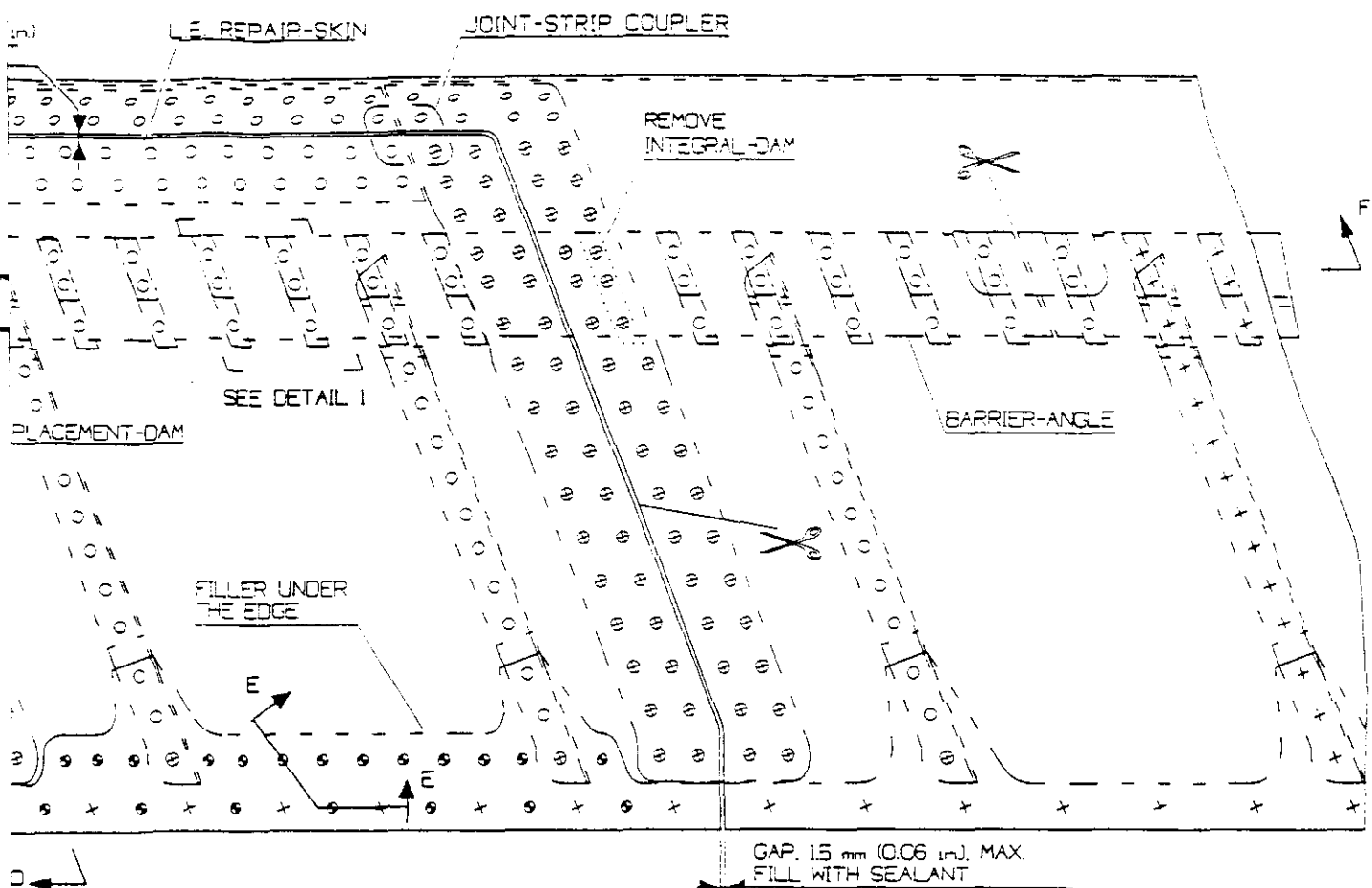


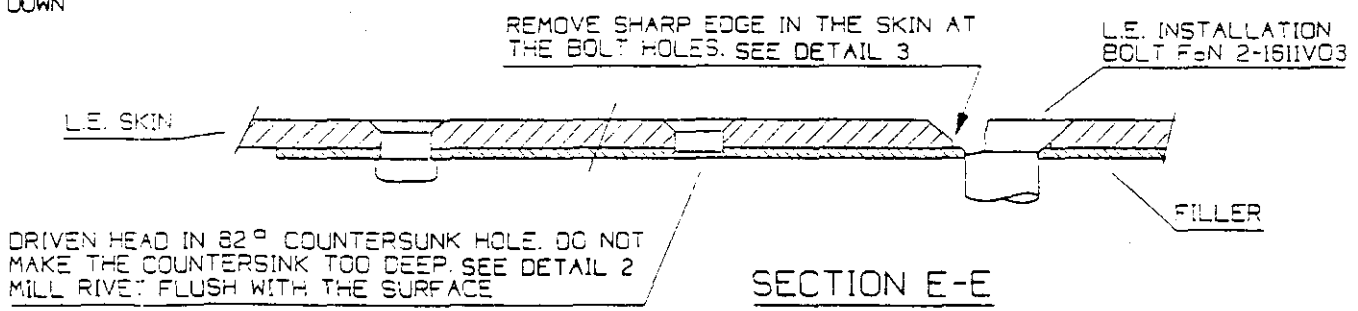
Fig. 207 Repair of the Wing-Leading-Edge Skin Upper-Surface.  
(Sheet 7 of 10)

57-40-02

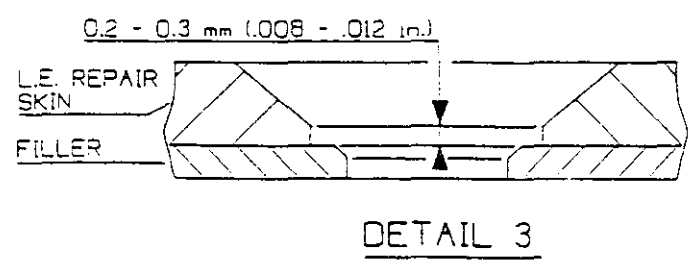
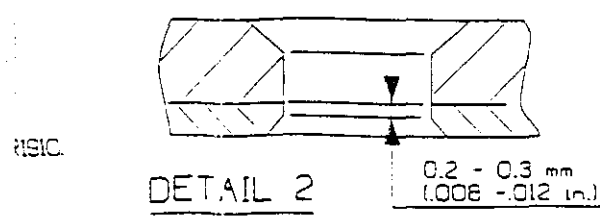
Repair No. 07  
Page 207/208  
SEP 01/94



IN OF THE L.E.  
OKING DOWN



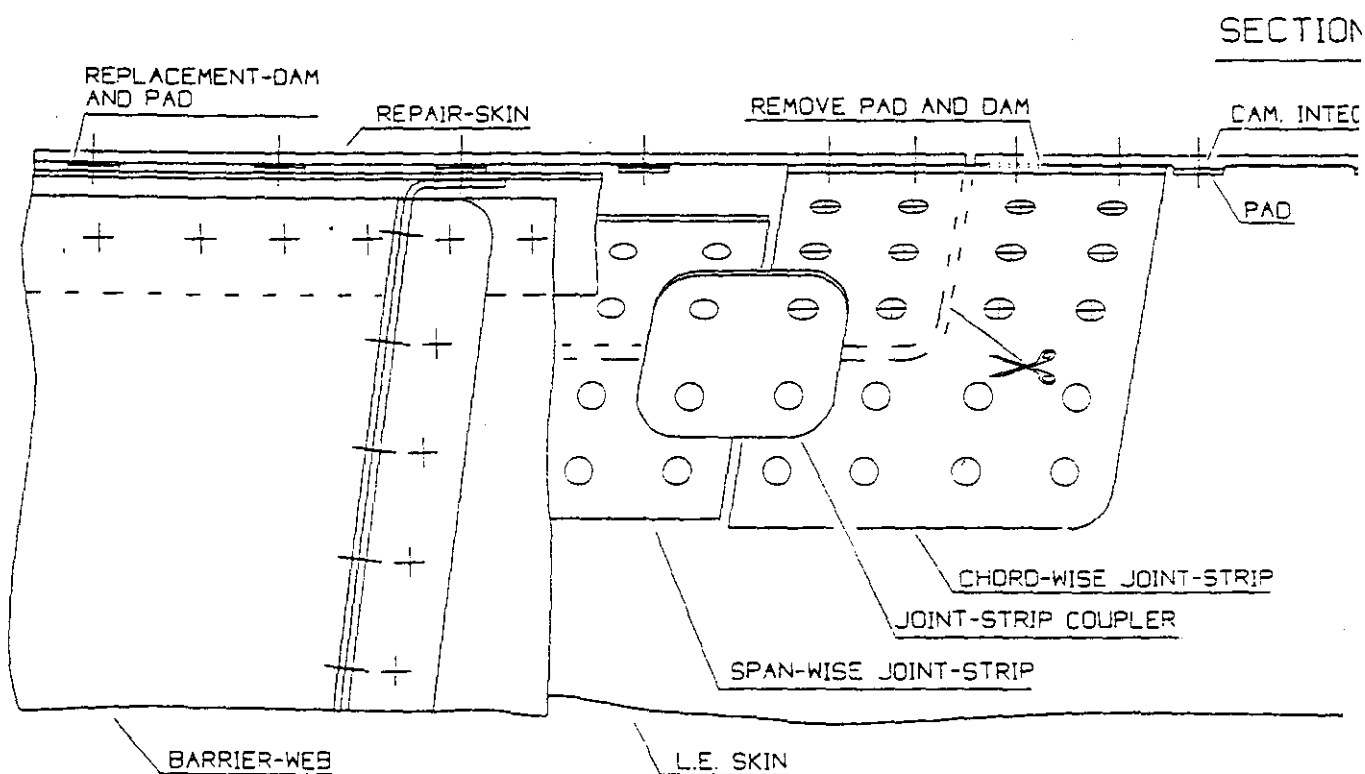
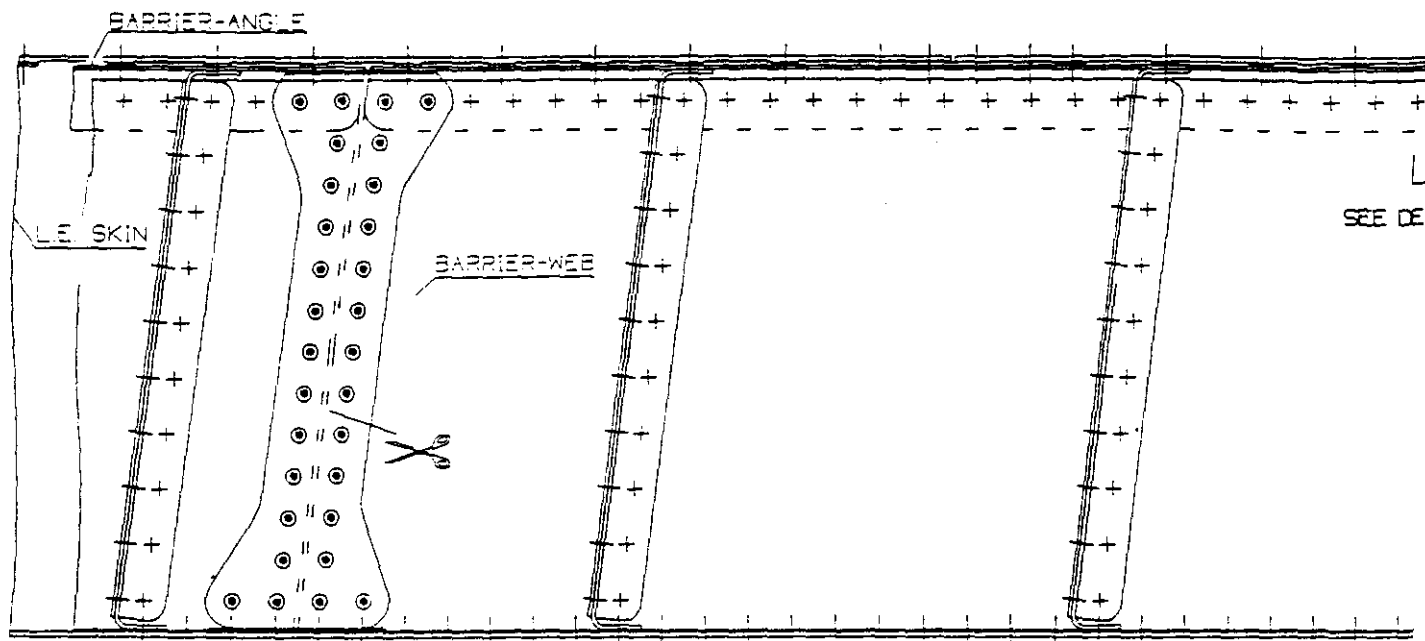
DRIVEN HEAD IN 82° COUNTERSUNK HOLE. DO NOT MAKE THE COUNTERSINK TOO DEEP. SEE DETAIL 2  
MILL RIVET FLUSH WITH THE SURFACE





A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



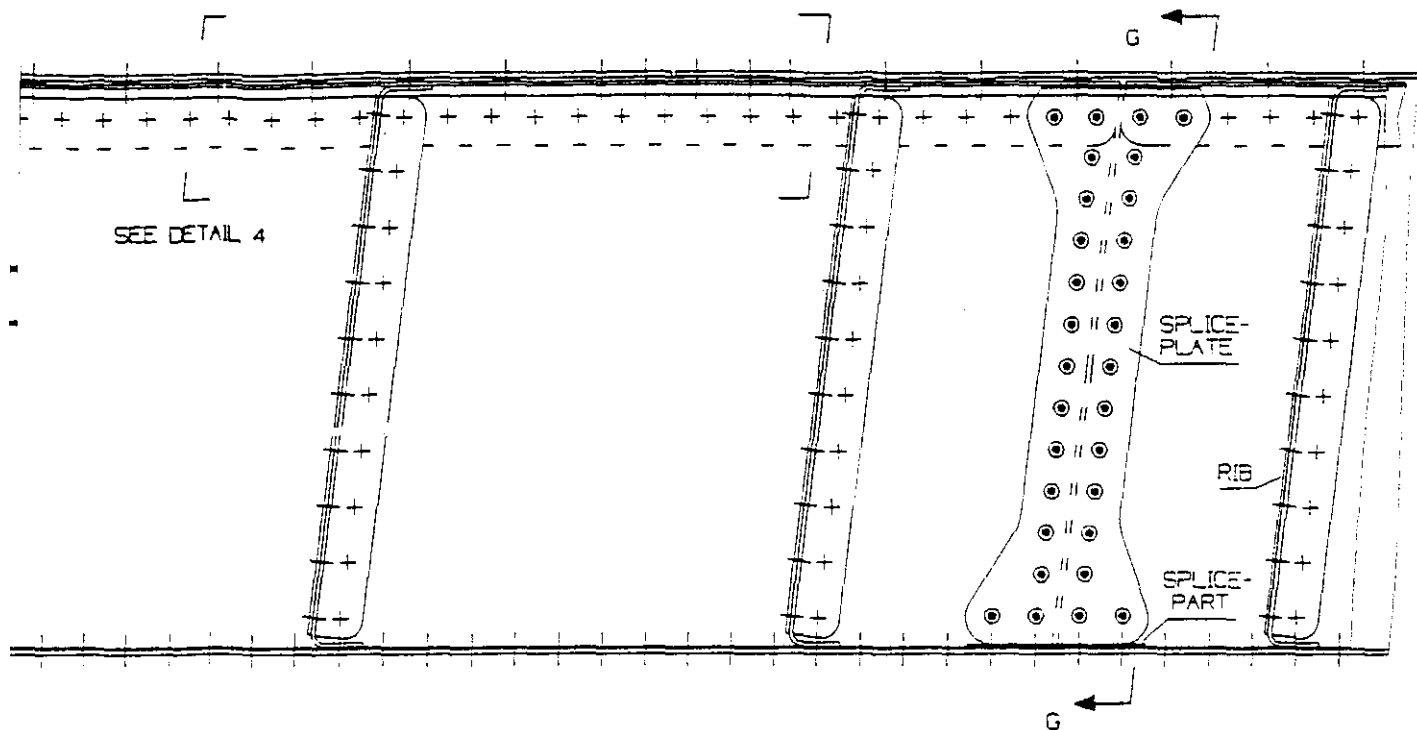
DETAIL 4

AIR BARRIER, LOOKING

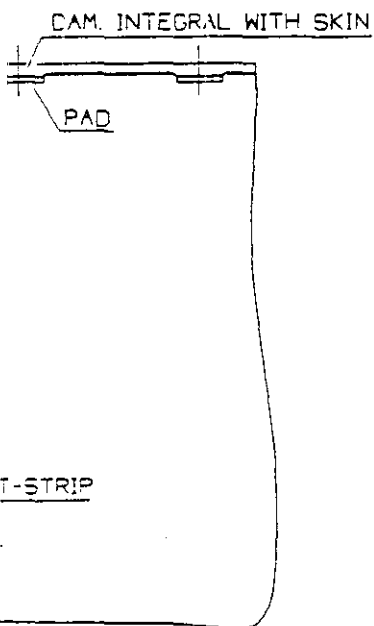
Fig. 207 Repair of the Wing-Leading-Edge Skin Upper-Surface.  
(Sheet 8 of 10)

57-40-02

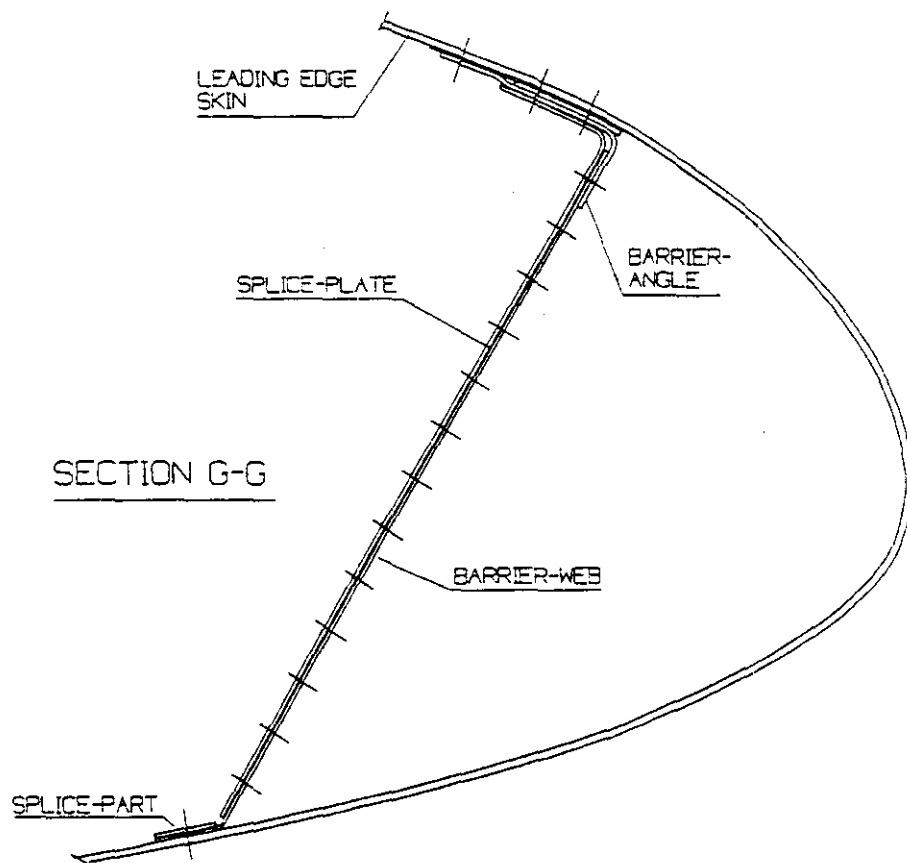
Repair No. 07  
Page 209/210  
SEP 01/94



# SECTION F-F



# SECTION G-G



LOOKING IN D.O.F.



A member of  
Deutsche Aerospace

## Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

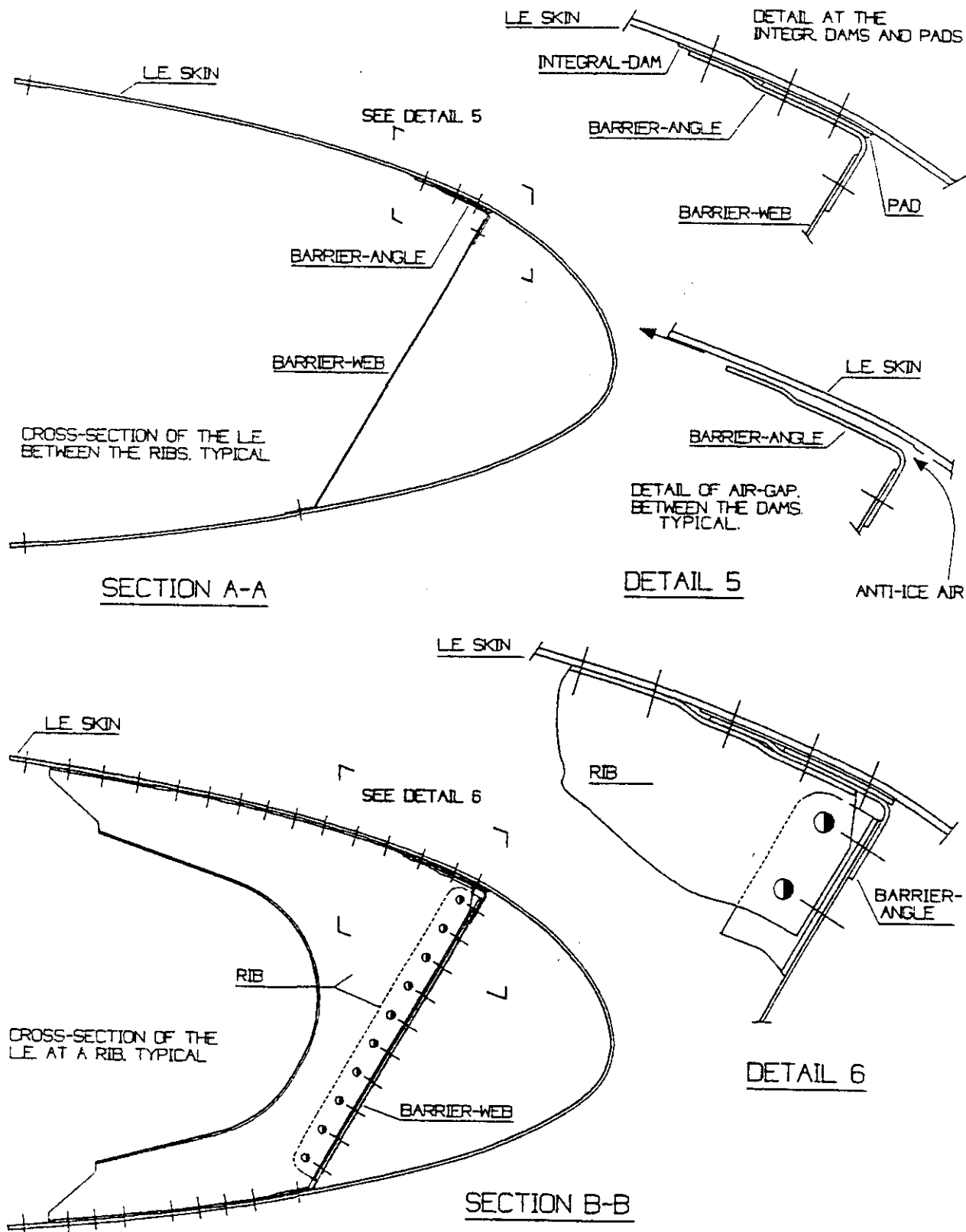


Fig. 207 Repair of the Wing-Leading-Edge Skin Upper-Surface.  
(Sheet 9 of 10)

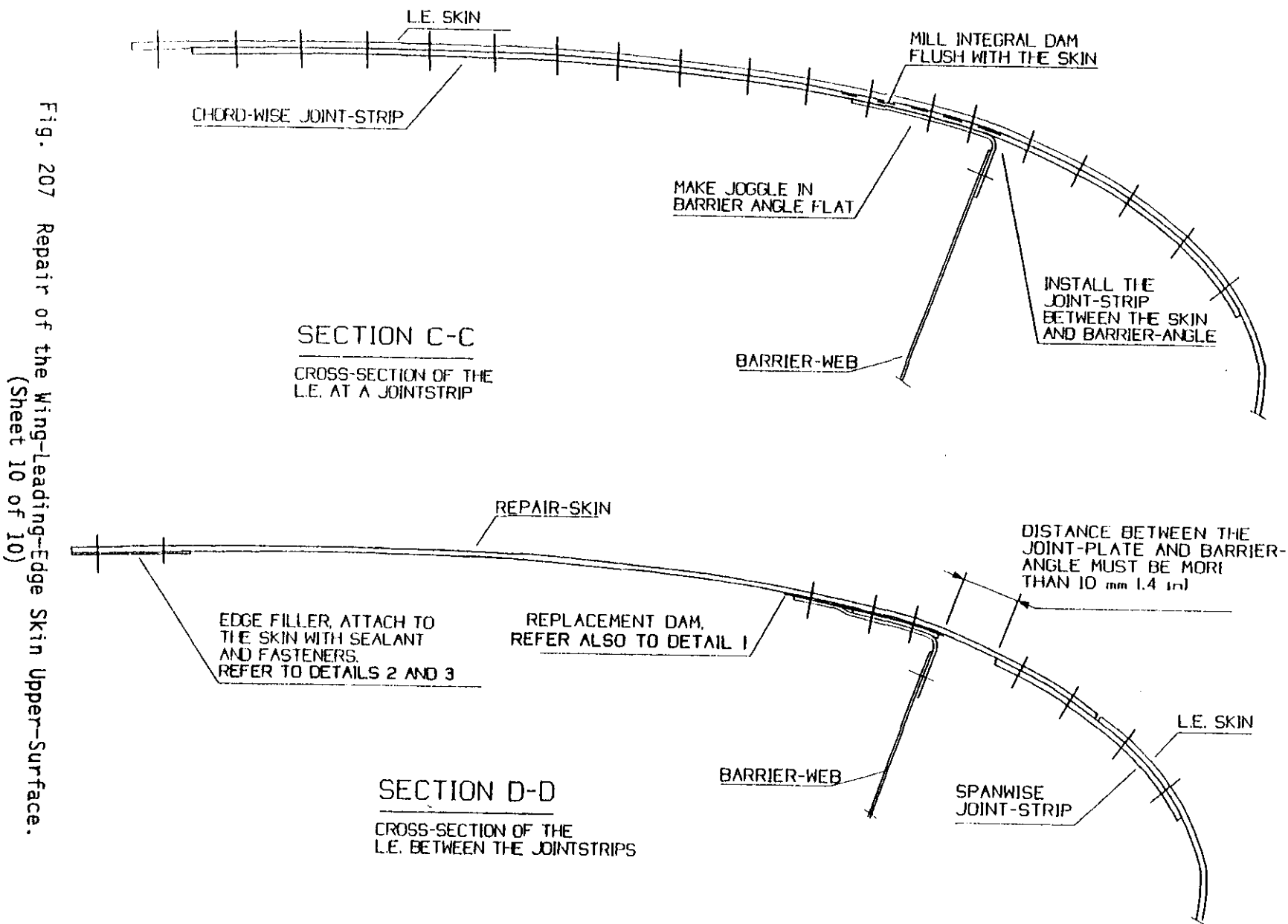
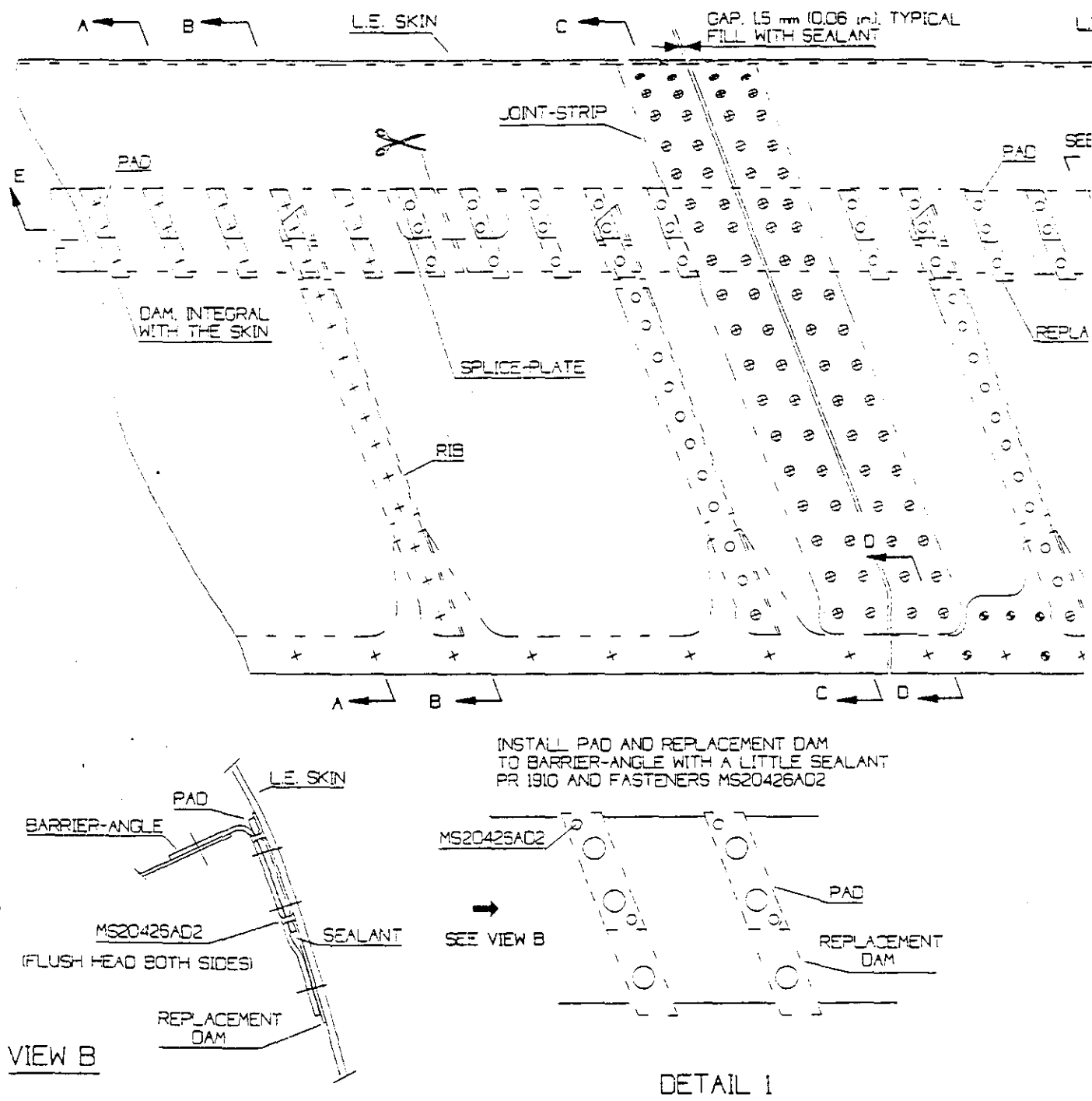


Fig. 207 Repair of the Wing-Leading-Edge Skin Upper-Surface.  
(Sheet 10 of 10)

57-40-02

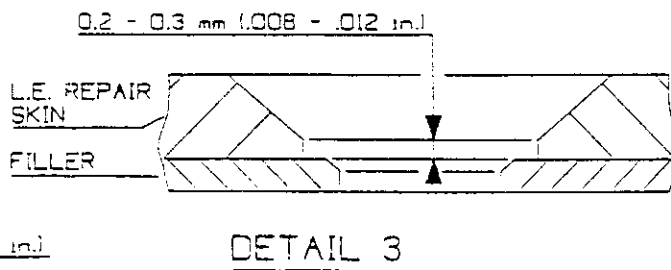
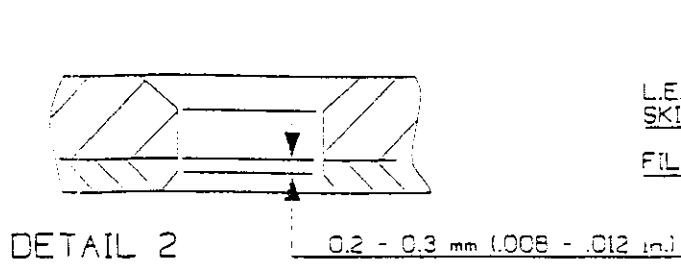
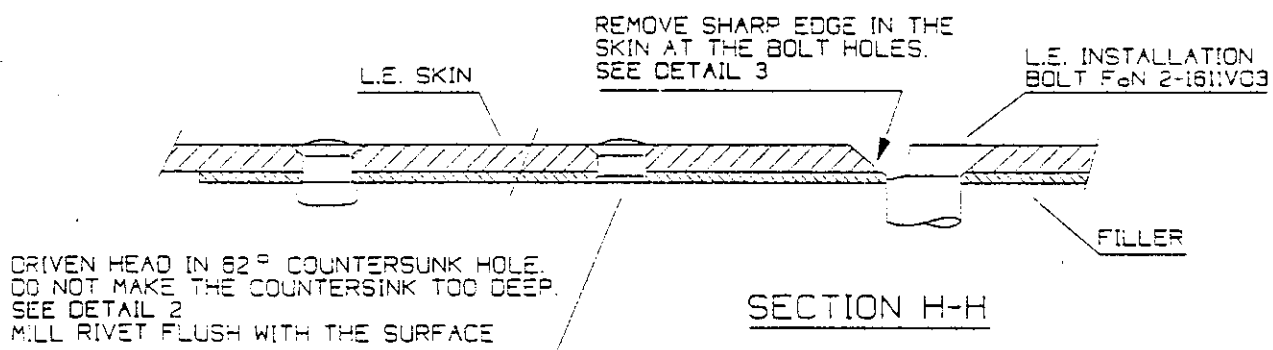
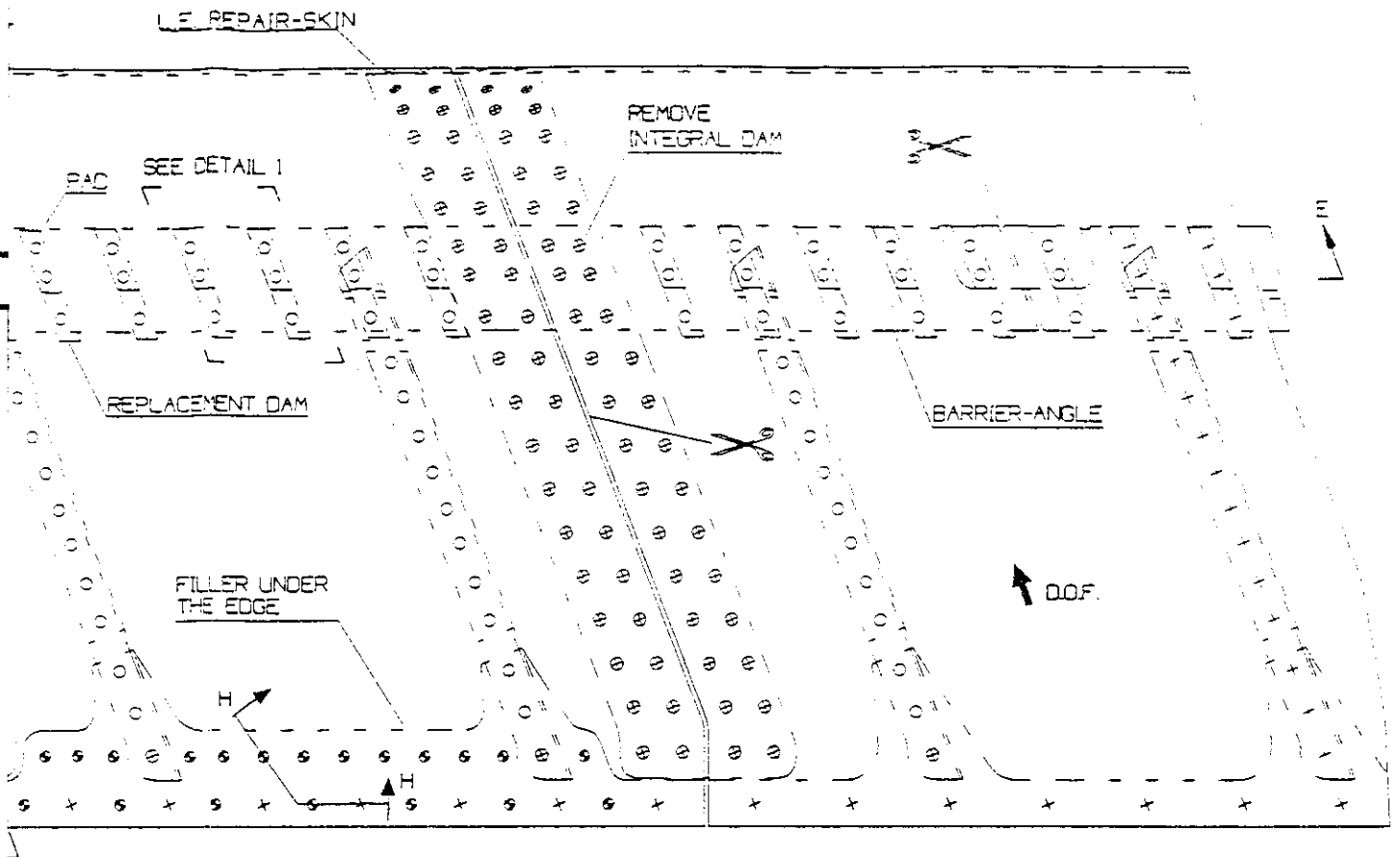
# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



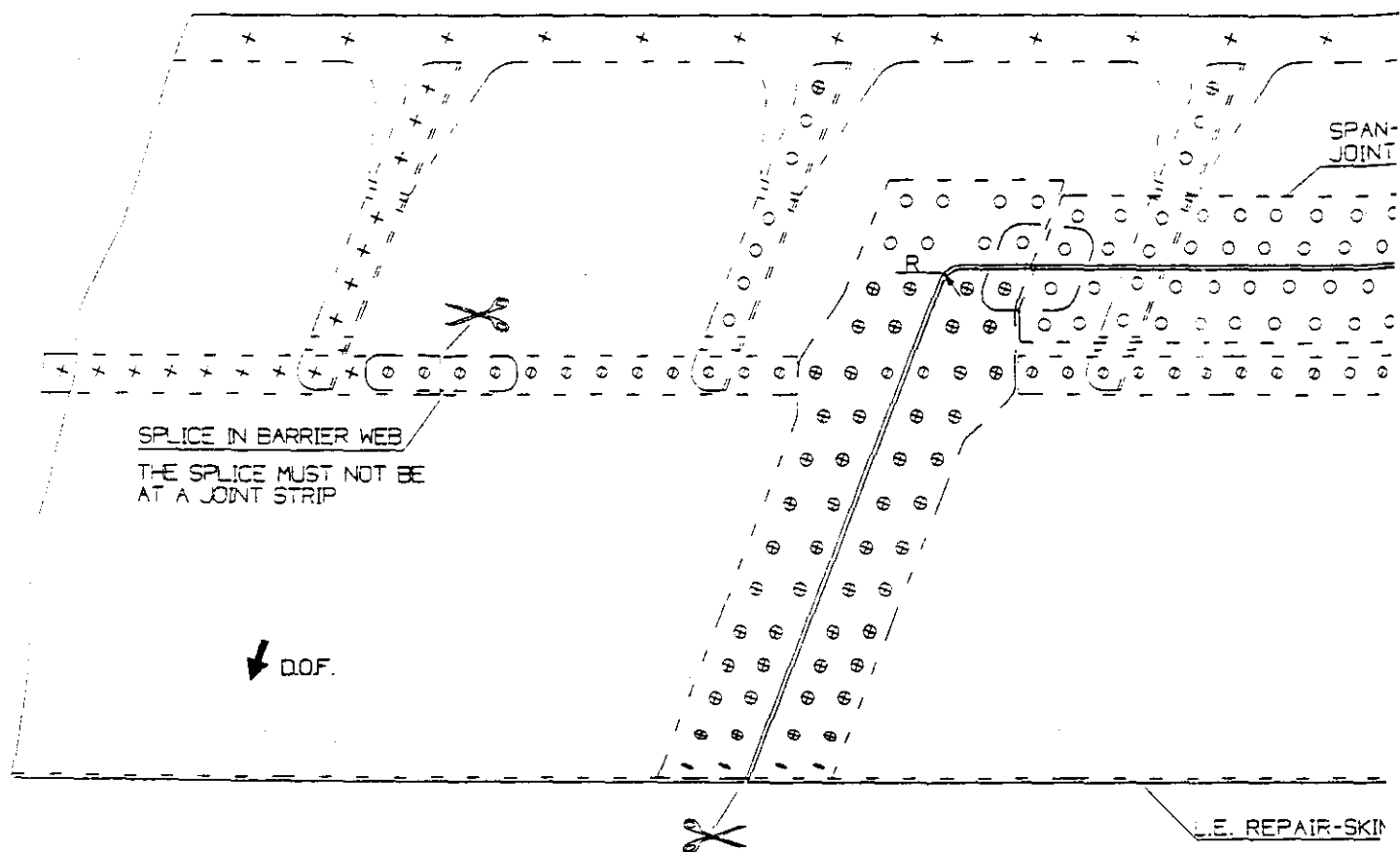
UPPER SKIN OF THE L.E. OF THE RH WING

VIEW LOOKING DOWN

Fig. 208 Repair of the Wing Leading Edge skin at the lower surface, nose and upper surface  
(Sheet 6 of 11)



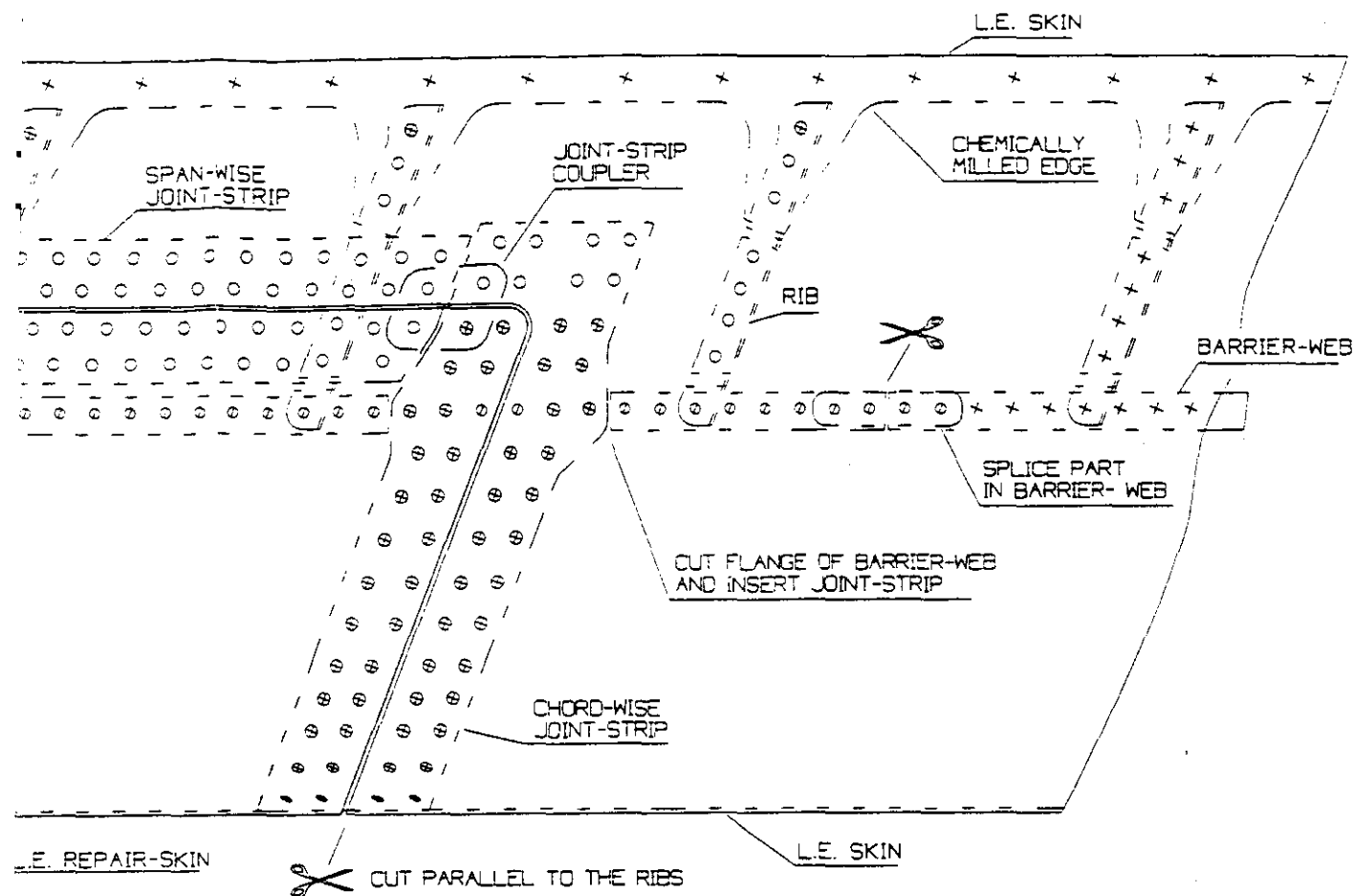
ING



LOWER SKIN OF THE L.E. OF THE RH WING  
VIEW LOOKING UP

- NOTES: - THE LOWER SKIN HAS A SPAN-W ALLOWED FOR THE UPPER SKIN. THE AIR-FLOW FOR THE ANT UPPER SKIN TO THE REAR EDGE
- BEFORE CUTTING THE SKIN, MAX PREVENT PERMANENT DEFORMA
- THE SPLICE IN THE BARRIER-AN AT A JOINTSTRIP
- THE JOINT-STRIP MUST NOT ADJACENT AIR-SLOTS. AT LEA MUST BE OPEN BETWEEN THE J
- INSTALL THE PARTS WITH PRIS
- REFER TO TABLE I FOR THE FI
- USE SHIMS IF GAPS ARE LARGE
- R = RADIUS. IS 6 mm (0.25 in)

Fig. 208 Repair of the Wing Leading Edge skin at the lower surface, nose and upper surface  
(Sheet 7 of 11)



SKIN HAS A SPAN-WISE JOINT-STRIP. THIS IS NOT THE UPPER SKIN, BECAUSE THIS WOULD DISTURB THE ANTI-ICING. THEREFORE, CUT THE SKIN TO THE REAR EDGE OF THE LEADING EDGE PANEL.

FLATTENING THE SKIN. MAKE AND INSTALL A TOOL TO PREVENT DEFORMATION OF THE LEADING EDGE.

THE BARRIER-ANGLE AND -WEB MUST NOT BE CUT.

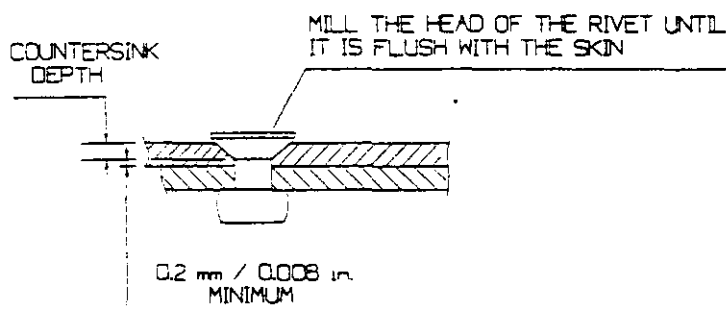
THE JOINT-STRIP MUST NOT CLOSE-OFF MORE THAN TWO AIR-SLOTS. AT LEAST TWO ADJACENT AIR-SLOTS MUST BE BETWEEN THE JOINT-STRIP.

USE PARTS WITH PRISID, HIGH TEMP. SEALANT.

SEE TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES.

GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008 in).

THE GAP IS 6 mm (0.25 in) TYPICAL.



TYPICAL FOR ALL RIVETS



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

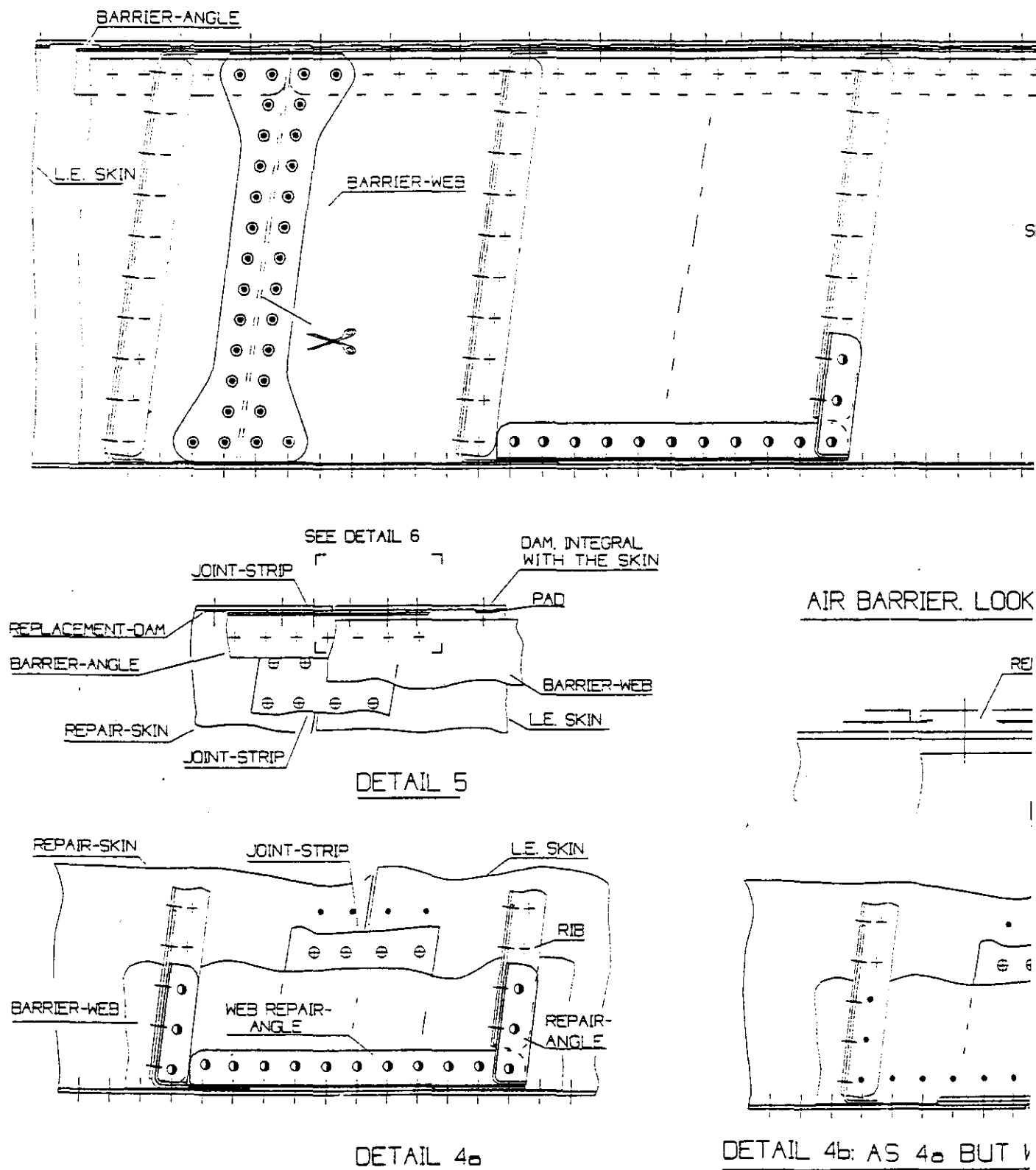
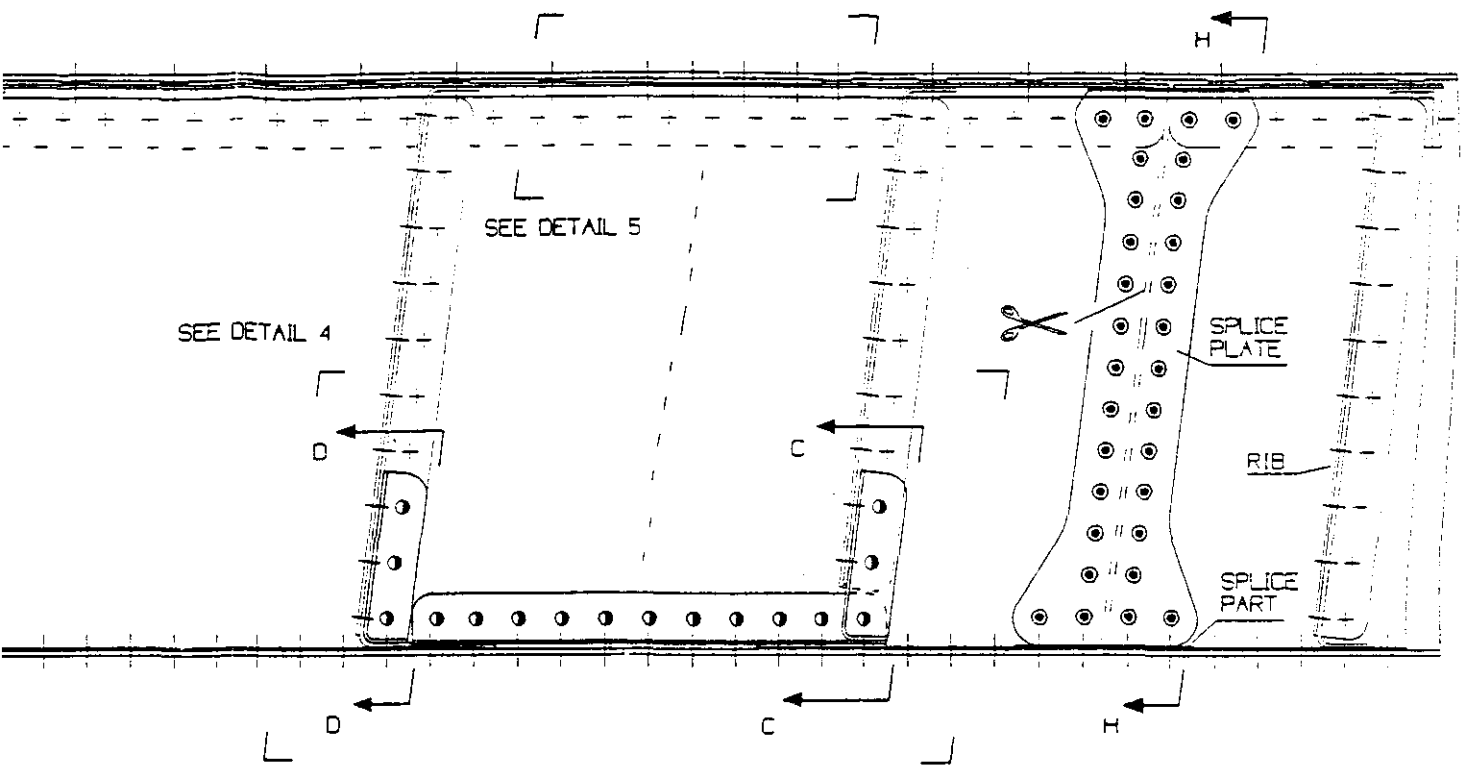


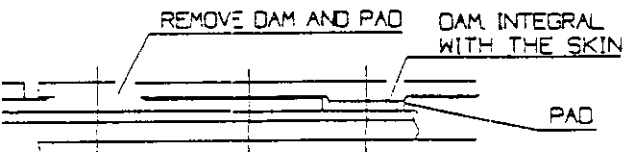
Fig. 208 Repair of the Wing Leading Edge skin at the  
lower surface, nose and upper surface  
(Sheet 8 of 11)

57-40-02

Repair No. 08  
Page 211/212  
SEP 01/94



BARRIER. LOOKING IN D.O.F.



DETAIL 6

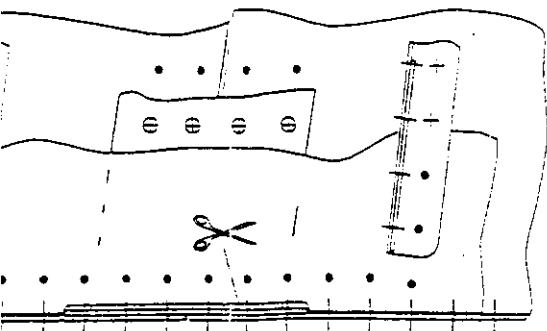
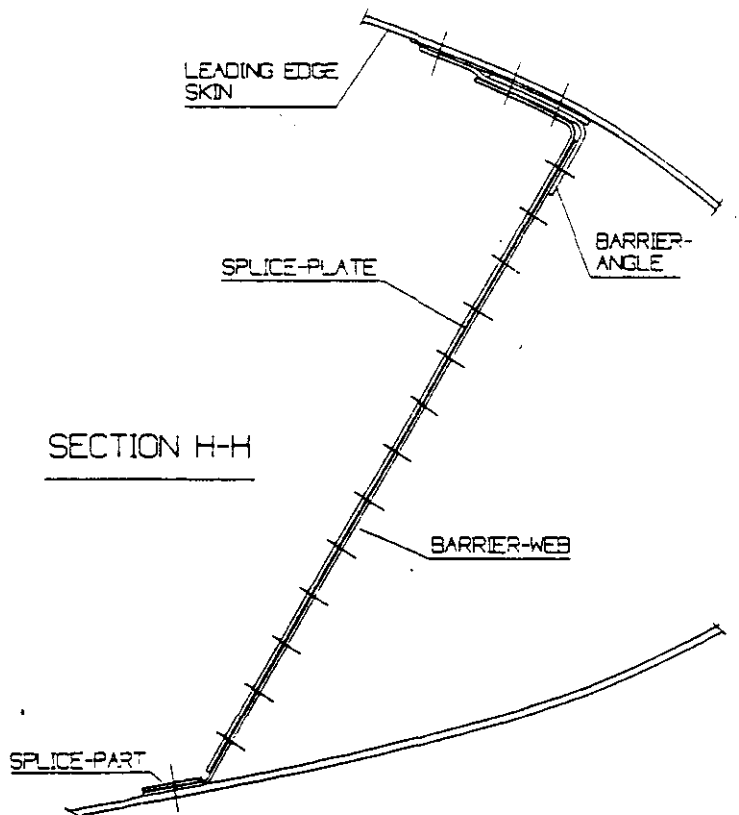


FIG. 4a BUT WITHOUT REPAIR ANGLES



SECTION H-H



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

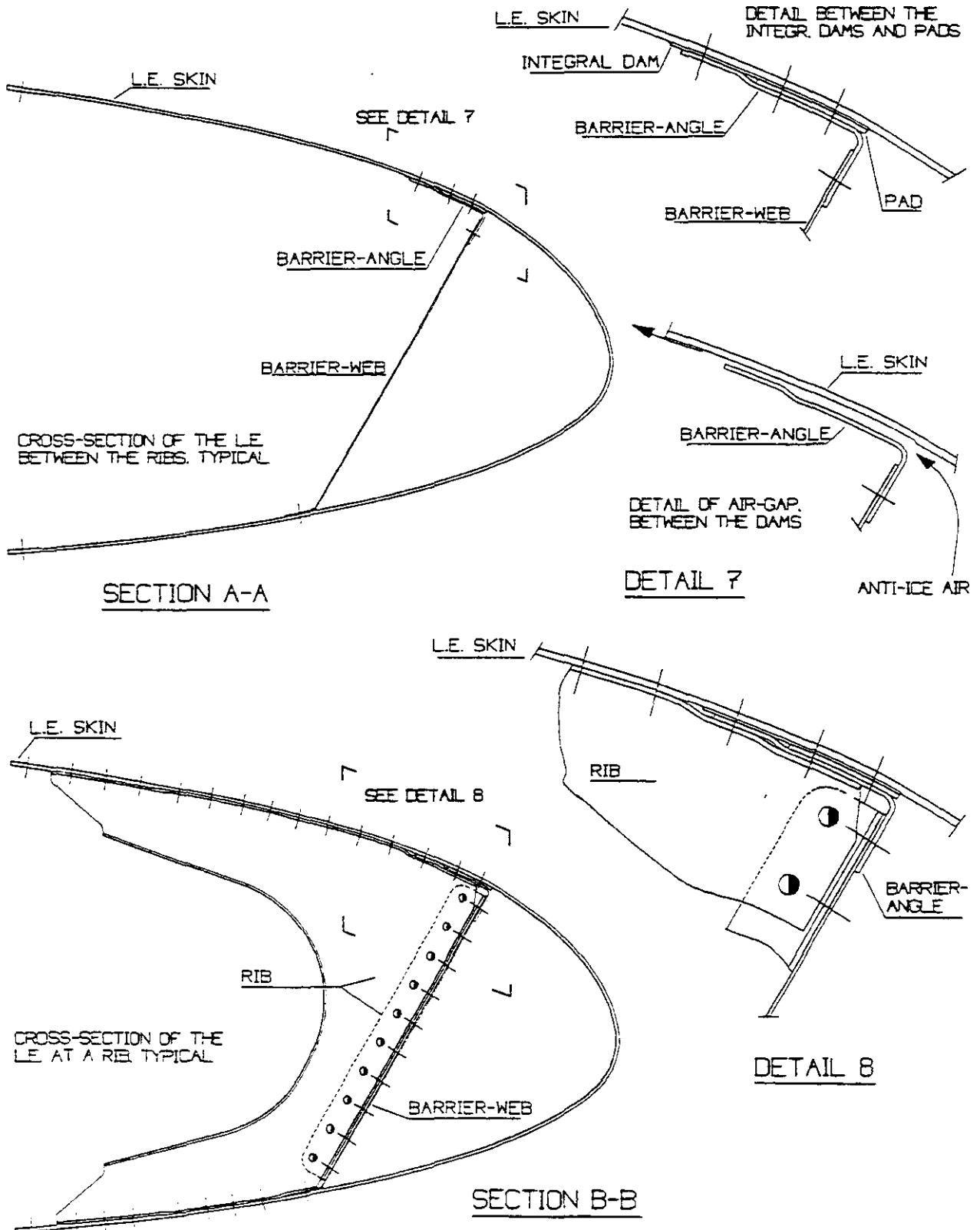


Fig. 208 Repair of the Wing Leading Edge skin at the lower surface, nose and upper surface  
(Sheet 9 of 11)



A member of  
Deutsche Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

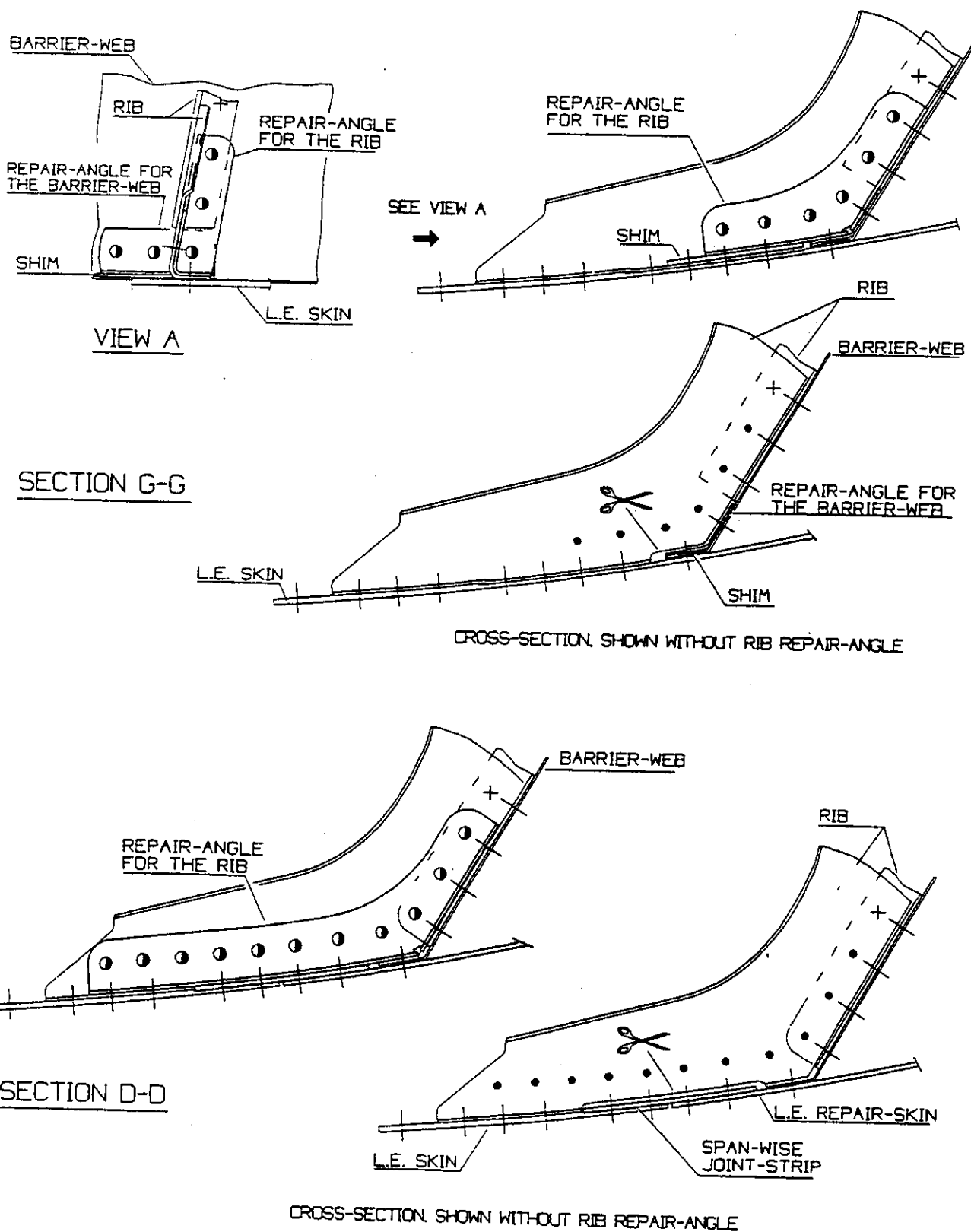


Fig. 208 Repair of the Wing Leading Edge skin at the lower surface, nose and upper surface  
(Sheet 10 of 11)

57-40-02

Repair No. 08  
Page 214  
SEP 01/94



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

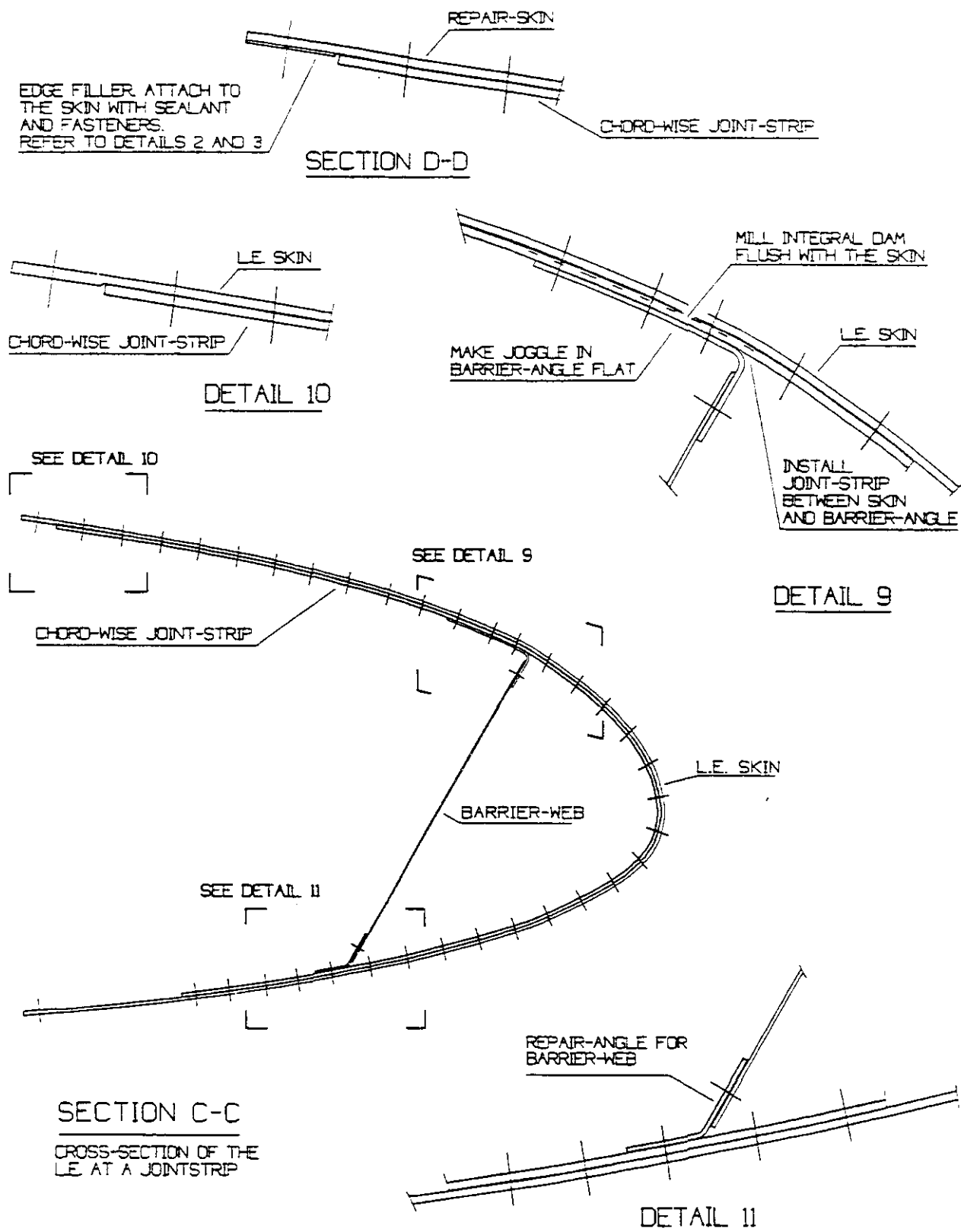
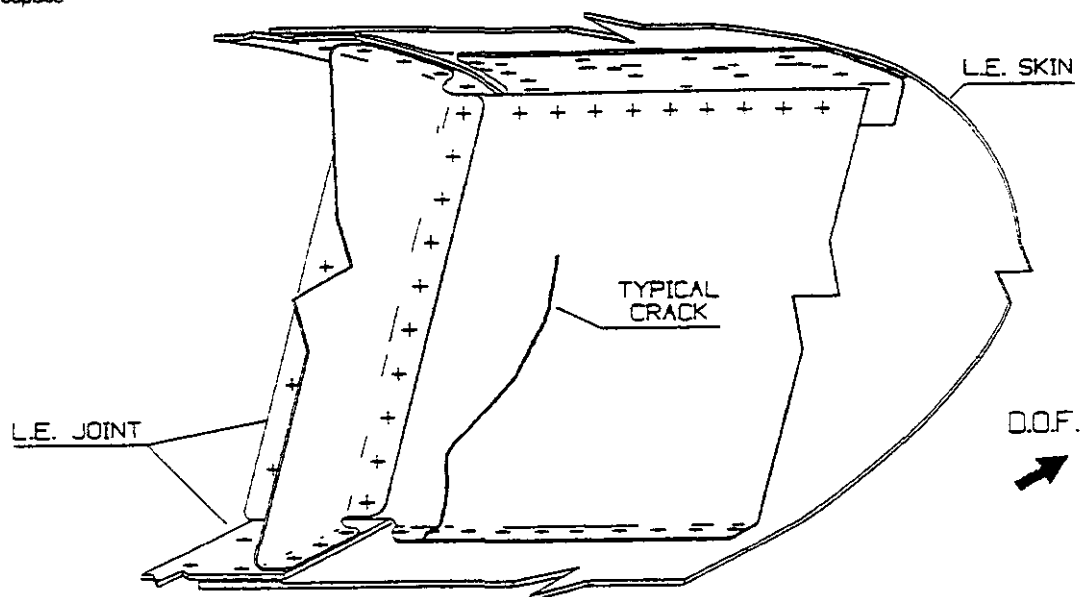


Fig. 208 Repair of the Wing Leading Edge skin at the lower surface, nose and upper surface  
(Sheet 11 of 11)

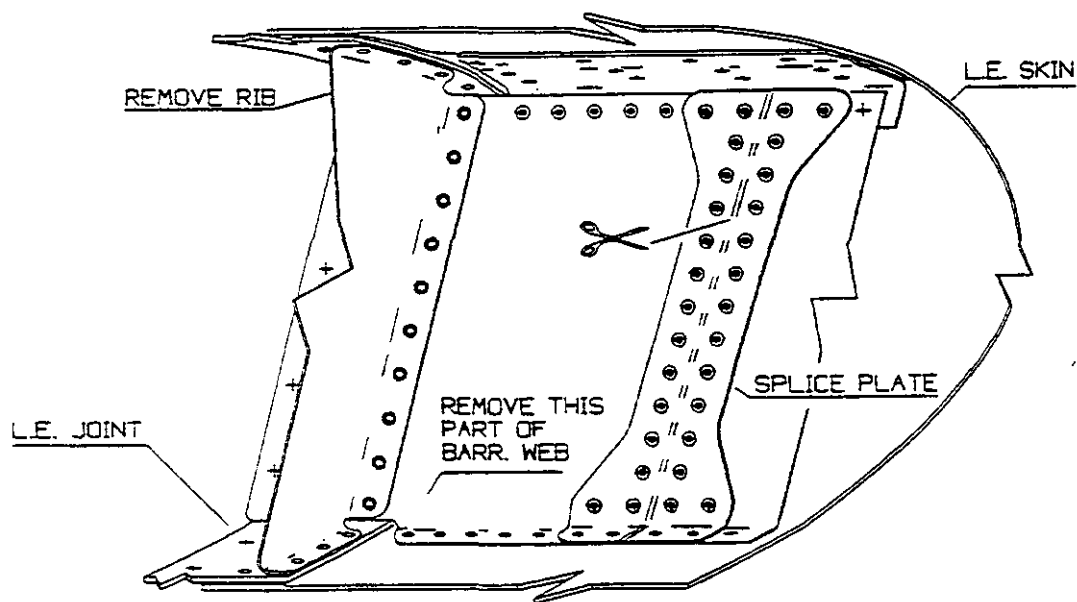


Daimler-Benz  
Aerospace

# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



VIEW ON A PART OF THE L.E. SECTION, SHOWING A  
TYPICAL CRACK IN THE BARRIER-WEB

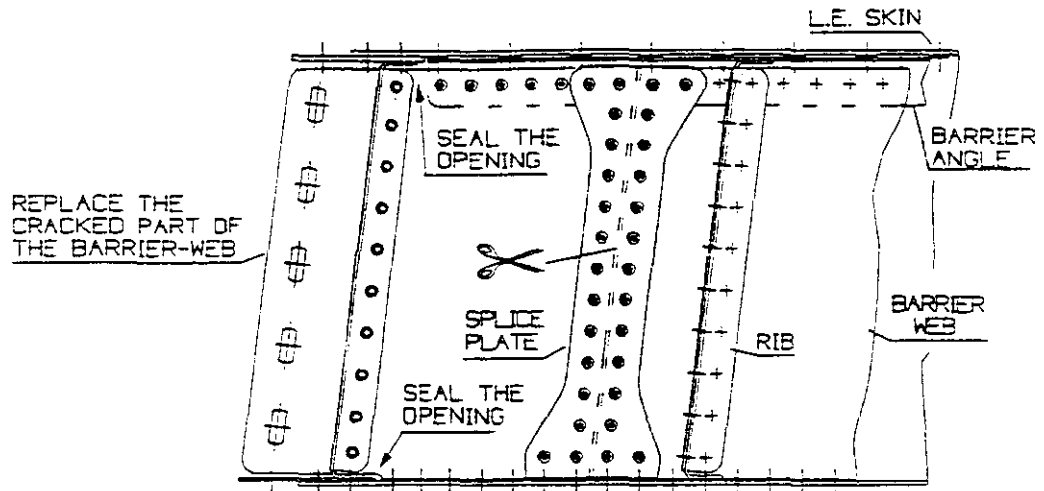


CUT THE BARRIER-WEB AND SPLICE IN A NEW PART

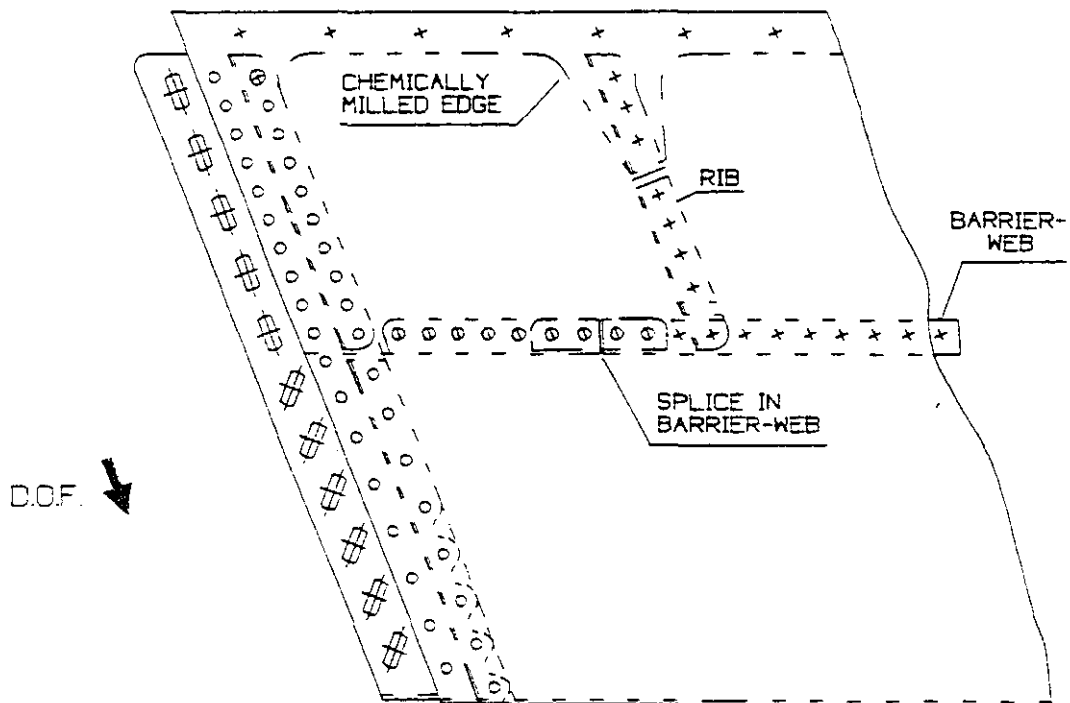
Fig. 209 Repair of cracks in the in the Barrier-Web of the Wing Leading Edge  
(Sheet 4 of 5)



# Fokker 70 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



VIEW AT ANTI-ICE-AIR BARRIER  
VIEW LOOKING FORWARD



LOWER SURFACE OF THE L.E. SKIN  
VIEW LOOKING UP

- NOTES:
- INSTALL THE PARTS WITH PRISIQ HIGH TEMP. SEALANT
  - REFER TO TABLE 1 FOR THE FASTENER CODES
  - USE SHIMS IF GAPS ARE LARGER THAN 0.2 mm (0.008)
  - MILL THE HEADS OF THE RIVETS UNTIL THEY ARE FLUSH WITH THE SKIN

Fig. 209 Repair of cracks in the in the Barrier-Web of the Wing Leading Edge  
(Sheet 5 of 5)