

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 IIB**  
(PHẦN III: TẬP III & IV)

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

HÀ NỘI 12 - 2001

5426 - 3.

21/7/05

# **QUYỂN II**

## **PHẦN III**

**HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG**

**TÀI LIỆU SRM-B767**

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

**THIẾT KẾ SỬA CHỮA BỘ PHẬN KẾT B767**

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

**BỘ PHẬN KẾT CẤU B767**

# **TẬP III/B767**

*Chủ nhiệm đề tài:* **NGUYỄN VĂN QUÝ**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

# **I. HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG TÀI LIỆU SRM-B767**

## **1. GIỚI THIỆU CHUNG :**

1.1. Sổ tay này được biên soạn phù hợp với sổ tiêu chuẩn số 100 của Hiệp hội vận tải hàng không (Bạn có thể tham khảo hệ thống ký hiệu ATA 100 ở cuối Quyển I) bao gồm các thông tin và chỉ dẫn cụ thể và số liệu liên quan đến sửa chữa kết cấu máy bay Boeing 767-300. Nó bao gồm tiêu chuẩn hư hỏng kết cấu cho phép, nhận biết vật liệu kết cấu, và thiết kế sửa chữa có thể áp dụng vào thành phần kết cấu của máy bay để bảo đảm sửa chữa hư hỏng tốt nhất. Bổ sung vào nội dung các thông tin thích hợp đối với cùng loại máy bay và thực tế sửa chữa chung và vật liệu. Các quy trình (như là thực hiện kiểm tra cân bằng máy bay hoặc đỡ máy bay ở vị trí giá đỡ) nó có thể thực hiện đồng thời với sửa chữa kết cấu là cũng được đáp ứng. Tất cả số liệu chứa trong sổ này ảnh hưởng đến toàn bộ kết cấu của máy bay đã được chấp nhận của FAA.

1.2. Ở đây sửa chữa là không bao gồm những kết cấu hư hỏng không thể sửa chữa. Mặt khác nó cũng không có căn cứ thực tế có thể đối với thiết kế sửa chữa điển hình, hoặc kinh nghiệm phục vụ đã không có thể hiện đòi hỏi yêu cầu. Trong một vài trường hợp, một thiết kế sửa chữa phù hợp sẽ yêu cầu đánh giá của công ty Boeing. Tính toán sau đây khi sửa chữa điển hình là không có cơ sở :

1.2.1. **Thực hiện sửa chữa phù hợp với thực tế sửa chữa chung và quy trình được chấp nhận ở chương 51 của sổ tay.**

1.2.2. **Chuẩn bị sẵn thiết kế sửa chữa cụ thể đối với hư hỏng là không có.**

1.2.3. **Thay thế các chi tiết hư hỏng.**

## **2. BỐ CỤC CỦA SỔ TAY VÀ HỆ THỐNG ĐÁNH SỐ.**

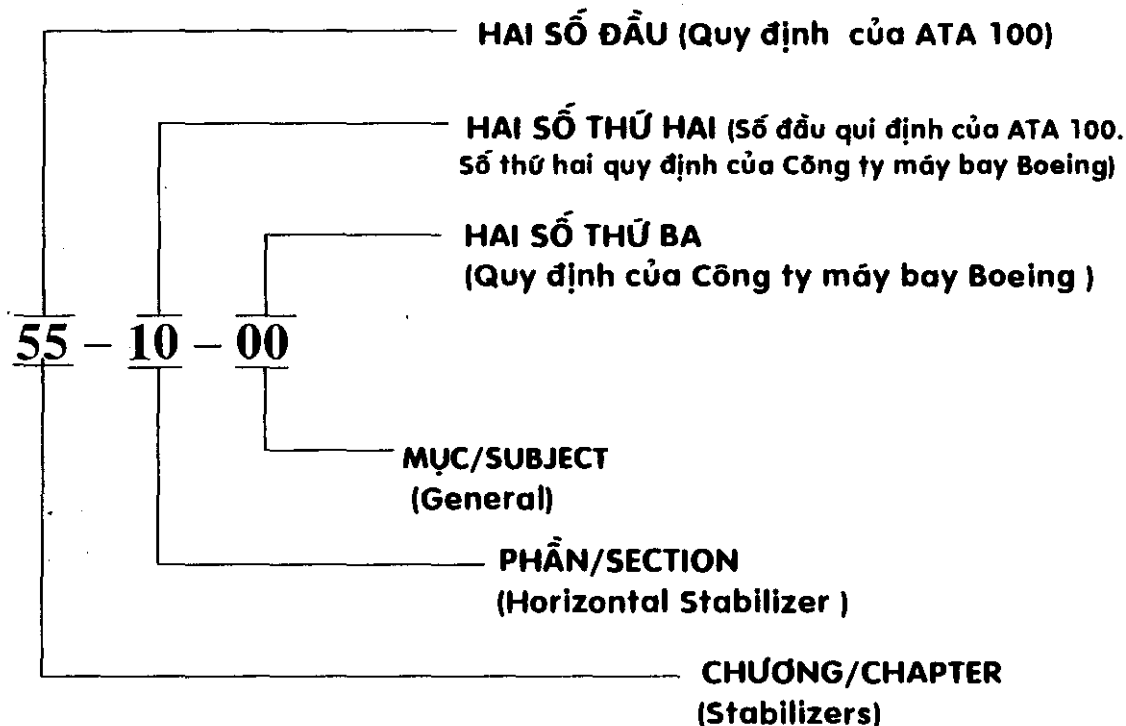
### **2.1. Giới thiệu chung.**

2.1.1. Hệ thống đánh số cho SRM là đã được mô tả đầy đủ ở ATA 100. Nó là hệ thống gồm ba thành phần với nhóm đầu chỉ số *chương* (Chapter), nhóm số thứ hai là *phần* (Section), nhóm số thứ ba là chỉ *mục* (Subject). Số chương chỉ khu vực chính của cấu trúc máy bay (có nghĩa là, thân, cánh v.v...), số phần chỉ chi tiết của khu vực chính ( có nghĩa là, phần thân 41, phần giữa cánh) và số *mục* là phân bổ tới thành



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

phần kết cấu (vỏ bọc, xà nẹp v.v...) của kết cấu được mô tả ở *chương/phần*. Một số chương/phần/mục điển hình (chapter/Section/Subject) giống như ví dụ sau :



### **2.2. Sổ chương (chapter)**

2.2.1. Sổ tay này chia thành các chương với đầu mục sau:

|            |                      |
|------------|----------------------|
| Chapter 51 | Structures □ General |
| Chapter 52 | Doors                |
| Chapter 53 | Fuselage             |
| Chapter 54 | Nacelles/Pylons      |
| Chapter 55 | Stabilizers          |
| Chapter 56 | Windows              |
| Chapter 57 | Wings                |

### **2.3. Sổ phần (Section)**

2.3.1. Sổ chương ở trên được phân chia chi tiết thành số phần. Trong một vài số phần cụ thể đòi hỏi phân chia để đáp ứng kết cấu khác nhau giữa các loại máy bay khác nhau.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

2.3.2. Xem xét chương 51 với mục này là chung ở bản chất đối với toàn bộ kết cấu của máy bay. Đó là sắp xếp tính đến lợi ích nhất của số liệu chung. Số phần quy định là như sau:

| <b>ATA<br/>NUMBER</b> | <b>CHAPTER/SECTION<br/>NOMENCLATURE</b>                        |
|-----------------------|----------------------------------------------------------------|
| 51-00                 | General                                                        |
| 51-10                 | Investigation and Cleanup of Damage and Aerodynamic Smoothness |
| 51-20                 | Processes and Procedures                                       |
| 51-30                 | Materials                                                      |
| 51-40                 | Fasteners                                                      |
| 51-50                 | Support of Airplane for Repair and Symmetry Check              |
| 51-60                 | Control Surface Balancing                                      |
| 51-70                 | Repairs                                                        |

Số thứ tự sử dụng để chủ yếu phân chia số liệu trong *khối* của số phần.

2.3.3. Xem xét chương 52 đến 57 với các bộ phận chính của máy bay. Số phần này là quy định đối với bộ phận cụ thể trong nhóm chính. Số thứ tự, nếu không quy định, là sử dụng cho sự khác nhau của các loại máy bay có ý nghĩa liên quan đến số liệu phân chia như lựa chọn động cơ khác nhau. Số phần quy định là như sau:

| <b>ATA<br/>NUMBER</b> | <b>CHAPTER/SECTION<br/>NOMENCLATURE</b> | <b>ATA<br/>NUMBER</b> | <b>CHAPTER/SECTION<br/>NOMENCLATURE</b> |
|-----------------------|-----------------------------------------|-----------------------|-----------------------------------------|
|                       | <b>CHEPTER 52 DOORS</b>                 |                       |                                         |
| 52-00                 | GENERAL                                 | 54-30                 | FAN THRUST REVERSER COWL                |
| 52-10                 | PASSENGER/CREW                          | 54-40                 | CORE COWL                               |
| 52-20                 | EMERGENCY EXIT                          | 54-50                 | PYLON                                   |
| 52-30                 | CARGO                                   |                       | <b>CHAPTER 55 STABILIZERS</b>           |
| 52-40                 | SERVICE                                 | 55-00                 | GENERAL                                 |
| 52-50                 | FIXED INTERIOR                          | 55-10                 | HORIZONTAL STABILIZER                   |
| 52-80                 | LANDING GEAR                            | 55-20                 | ELEVATOR                                |
|                       | <b>CHAPTER 53 FUSELAGE</b>              | 55-30                 | VERTICAL STABILIZER                     |
| 53-00                 | GENERAL                                 | 55-40                 | RUDDER                                  |
| 53-10                 | SECTION 41                              |                       | <b>CHAPTER 56 WINDOWS</b>               |
| 53-30                 | SECTION 43                              | 56-00                 | GENERAL                                 |
| 53-50                 | SECTION 45                              | 56-10                 | FLIGHT COMPARTMENT                      |
| 53-60                 | SECTION 46                              | 56-20                 | CABIN                                   |
| 53-80                 | SECTION 48                              | 56-30                 | DOOR                                    |
|                       | <b>CHAPTER 54 NACELLES/PYLONS</b>       | 56-40                 | INSPECTION AND OBSERVATION              |
| 54-00                 | GENERAL                                 |                       | <b>CHAPTER 57 WINGS</b>                 |
| 54-10                 | INLET COWL                              | 57-00                 | General                                 |
| 54-20                 | FAN COWL                                | 57-10                 | CENTER WING                             |



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

| <b>ATA<br/>NUMBER</b> | <b>CHAPTER/SECTION<br/>NOMENCLATURE</b>  | <b>ATA<br/>NUMBER</b> | <b>CHAPTER/SECTION<br/>NOMENCLATURE</b> |
|-----------------------|------------------------------------------|-----------------------|-----------------------------------------|
| 57-20                 | OUTER WING                               |                       | TRAILING EDGE DIVICES                   |
| 57-30                 | WING TIP                                 | 57-51                 | TRAILING EDGE                           |
| 57-40                 | LEADING EDGE AND<br>LEADING EDGE DEVICES | 57-53                 | TRAILING EDGE FLAPS                     |
| 57-41                 | LEADING EDGE                             | 57-60                 | AILERONS                                |
| 57-43                 | LEADING EDGE SLATS                       | 57-70                 | SPOILERS                                |
| 57-50                 | TRAILING EDGE                            |                       |                                         |

**2.4. Số phần (Subjects).**

- 2.4.1. Số mục/ Subject trong kết cấu chương/phần (chapter/section) của chương 51 sẽ quy định tuần tự.
- 2.4.2. Trong chương 52 đến 57 một hệ thống đánh số phù hợp sẽ áp dụng. Số mục mà có quy định là chỉ ở dưới. Mỗi phần sẽ chỉ sử dụng số mục có thể áp dụng vào thành phần kết cấu mà đã mô tả ở mục phần. Ý nghĩa ở đây là số mục là không cần theo tuần tự, nhưng nó cho thấy trước rằng người sử dụng sổ tay thường xuyên sẽ trở nên quen thuộc với hệ thống số phù hợp và có thể chuyển hướng đến chỗ đáng quan tâm.

**SUBJECT NUMBER ASSIGNMENT-CHAPTERS 52 THRU 57**

| <b>5X-XX-00</b> | <b>GENERAL</b>                          | <b>5X-XX-00</b> | <b>GENERAL</b>                          |
|-----------------|-----------------------------------------|-----------------|-----------------------------------------|
| -01             | SKINS AND PLATES                        |                 | STRUCTURE                               |
| -02             | STRUCTURE COMPLETE                      | -15             | DOOR SURROUND STRUCTURE                 |
| -03             | STRINGERS AND SKIN<br>STIFFENERS        | -16             | EDGE MEMBERS                            |
| -04             | INTERCOSTALS                            | -17             |                                         |
| -05             | LONGERONS                               |                 | THRU NOT USED                           |
| -06             | FORMERS                                 | -29             |                                         |
| -07             | FRAMES                                  | -30             | AUXILIARY                               |
| -08             | BULKHEADS                               | -31             |                                         |
| -09             | RIBS                                    |                 | THRU NOT USED                           |
| -10             | SPARS                                   | -49             |                                         |
| -11             | INTERMEDIATE, AUXILIARY<br>AND SUBSPARS | -50             | FLOOR PANELS                            |
| -12             | KEEL STRUCTURE                          | -51             | FLOOR STRUCTURE                         |
| -13             | BEAMS                                   | -52             | SEAT TRACKS                             |
| -14             | LANDING GEAR SUPPORT                    | -53             | CARGO COMPARTMENT<br>SPECCIAL STRUCTURE |



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

| <b>5X-XX-00</b> | <b>GENERAL</b>                             | <b>5X-XX-00</b> | <b>GENERAL</b>      |
|-----------------|--------------------------------------------|-----------------|---------------------|
| -54             | EQUIPMENT BAY SPECIAL                      | -91             | ATTACHMENT FITTINGS |
| -55             |                                            | THRU NOT USED   |                     |
| THRU NOT USED   |                                            | -69             |                     |
| -69             |                                            | -70             |                     |
| -70             | FILLETS AND FAIRINGS, SKINS<br>AND PLATING | -71             |                     |
| -71             | FILLETS AND FAIRINGS,<br>STRUCTURE         | -72             |                     |
| -72             | RADOMES AND ANTENNA<br>FAIRINGS            | -73             |                     |
| -73             |                                            | THRU NOT USED   |                     |
| THRU NOT USED   |                                            | -89             |                     |
| -89             |                                            | -90             |                     |
| -90             | ATTACHMENT FITTINGS                        | -91             |                     |
|                 |                                            | THRU NOT USED   |                     |
|                 |                                            | -99             |                     |

## **2.5. Đề mục.**

2.5.1. Trong chương 52 đến 57 mỗi mục trình bày một thành phần cấu trúc. Tất cả số liệu liên quan thành phần này là chứa trong phần mục này. Để phân chia đề mục chỉ định, khối trang tiếp theo là sử dụng.

|                      |                          |
|----------------------|--------------------------|
| <b>1 - 99 :</b>      | <b>Nhận dạng kết cấu</b> |
| <b>101 - 199 :</b>   | <b>Hư hỏng cho phép</b>  |
| <b>201 và trên :</b> | <b>Sửa chữa</b>          |

## **2.6. Đánh số hình.**

2.6.1. Số hình đánh số theo thứ tự trong khối trang. Số hình ở khối trang 1-99 bắt đầu từ hình 1 (Fig. 1), Trong khối trang 101 đến 199 bắt đầu là hình 101 và khối trang 201 trên nữa bắt đầu tương tự.

## **3. CÁCH SỬ DỤNG SỔ TAY (HÌNH 1)**

3.1. Kiểm tra hư hỏng cho phép bằng tìm số mục tương ứng ở mục lục có thể áp dụng. Ví dụ, nếu chi tiết hư hỏng ở xà nẹp thăng bằng ngang, mục lục của sổ tay chỉ ra ở chương 55 là có thể áp dụng; mục



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

lục ở chương 55 sẽ cho thấy 55-10-03 chứa tất cả số liệu về xà nẹp (Stringer) thăng bằng ngang; khối trang 101 đến 109 chứa các số liệu hư hỏng cho phép.

- 3.2. **Xác định vật liệu** chi tiết hư hỏng để áp dụng vào sửa chữa, bằng việc trở lại khối trang 1 đến 99 của 55-10-03 để biết vật liệu. Nên nhớ rằng hình vẽ chỉ dẫn ở trong ngoặc đơn đối với nhận biết mỗi đề mục. Tuy nhiên, nếu mỗi đề mục nhận biết là chỉ ở một bản vẽ liên quan có số bản vẽ cho ở trên góc bên tay phải của trang.
- 3.3. **Số liệu sửa chữa** nhận được bằng trở lại khối trang 201 và trên nữa. Trong thí dụ này, thiết kế sửa chữa xà nẹp thăng bằng ngang là tìm ở 55-10-03. Sửa chữa thích hợp có thể được lựa chọn từ cả hai có thể này bằng sao chép sửa chữa ở khối trang 201 hoặc sao chép danh mục nội dung sửa chữa ở chương có mục lục ở dưới 55-10-03.
- 3.4. **Để tiện lợi nhận biết khung sườn chính** của thân là được chia thân máy bay thành số phần. Ký hiệu nhận biết là nằm trong 53-10-00 đến 53-80-00 [xem par. 2.C.(3) ]. Liên quan tới hư hỏng cho phép và sửa chữa là vẫn duy trì bởi sắp xếp khối trang như ghi chú ở par. 2. E. (1).
- 3.5. **Sử dụng bảng nội dung** sắp đặt bắt đầu của mỗi chương, bổ sung quy trình cho ở trên.
- 3.6. **Đọc tất cả nội dung** khi có thể áp dụng. Xem lại hình trợ giúp và đối chiếu khi trích dẫn.
- 3.7. **Trừ chú ý khác** ra, tất cả kích thước là đơn vị inches.



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

**BOEING 767**  
**767-300**  
**STRUCTURE REPAIR MANUAL**

**PHƯƠNG PHÁP  
TÌM ĐỂ MỤC**

**CHƯƠNG 55  
THĂNG BẰNG NGANG  
BẢNG NỘI DUNG**

**METHOD TO FIND  
TOPIC**

| <b>BOEING 767</b><br>767-300<br>STRUCTURAL REPAIR MANUAL |                         |
|----------------------------------------------------------|-------------------------|
| CHAPTER 55<br>STABILIZERS                                |                         |
| TABLE OF CONTENTS                                        |                         |
| SUBJECT                                                  | CHAPTER SECTION SUBJECT |
| GENERAL                                                  | 55-00-00                |
| HORIZONTAL STABILIZER                                    | 55-10-00                |
| 55-CONTENTS                                              |                         |

**B** STRINGERS  
Figure 1 - Horizontal Stabilizer St Identification 55-10-03

**A** Figure - 101 - Allowable Damage - Hor Stringers 55-10-03

**C** Figure 201 - Horizontal Stabilizer Stringer Repair 55-10-03

55-CONTENTS  
Page 1  
Jun 10/86

- B** Hình 1. Nhận dạng xà nẹp thăng bằng ngang 55-10-03
- A** Hình 101. Hư hỏng cho phép xà nẹp ngang 55-10-03
- C** Hình 201. Sửa chữa xà nẹp thăng bằng ngang 55-10-03

**CÁCH SỬ DỤNG SỔ TAY**  
**Hình 1./Figure 1 (tờ 1)**

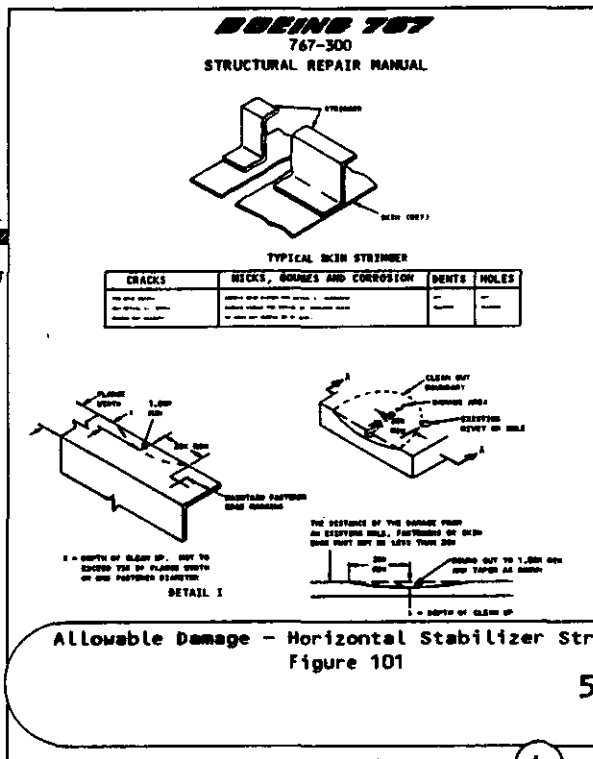


**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-B767**

**BOEING 767**

**767-300**

**STRUCTURE REPAIR MANUAL**



**55-10-03**  
Page 101  
Jun 10/86

**CHECK FOR  
ALLOWABLE  
DAMAGE**

**Horizontal Stabilizer Stringer Identification  
Figure 1 (Sheet 1)**

**55-10-03**  
Page 1  
Jun 10/86

**IDENTIFY  
MATERIAL**

**Horizontal Stabilizer Stringer - Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 2)**

**55-10-03**  
Page 201  
Jun 10/86

**SELECT  
REPAIR**

**A Kiểm tra hư hỏng cho phép**

**Hình 101 - Trang 101**

**B Nhận dạng vật liệu**

**Hình 1 - Trang 1**

**C Lựa chọn phương án sửa chữa**

**Hình 201 - Trang 201**

**CÁCH SỬ DỤNG SỔ TAY.**  
**Hình 1./Figure 1. ( tờ 2)**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**CHAPTER 51**  
**GIỚI THIỆU CHUNG VỀ SỬA CHỮA KẾT CẤU B767-300**

**51-70-01. Quy trình sửa chữa làm đầy vết lõm ở bộ phận kim loại của bề mặt khí động học phía ngoài. Trang 1 đến 11.**

**1.1. Giới thiệu chung:**

**A. Quy trình sửa chữa vết lõm có thể áp dụng nếu vết lõm phù hợp điều kiện sau:**

- Vết lõm trên bề mặt khí động học phía ngoài.
- Vết lõm trên tấm nhôm loại 2000 đến 7000 (trừ 7178) hoặc Panel nhiều lớp lõi tổ ong nhôm, bề mặt nhôm tấm.
- Vết lõm ở chỗ vỏ bọc dày nhất 0.063 in.
- Vết lõm nằm trong giới hạn cho phép.
- Ngoài vết lõm không có hư hỏng khác (như : nhăn, vạch, có rãnh, xước, thủng) lớn hơn giới hạn cho phép.

**B. Quy trình làm đầy vết lõm có thể, nếu vết lõm phù hợp điều kiện sau:**

- Vết lõm trên bề mặt khí động học phía ngoài.
- Vết lõm trên bề mặt kim loại.
- Vết lõm nằm trong giới hạn cho phép.

**C. Chỉ dẫn trong mục này là không áp dụng cho:**

- Bộ phận không phải nhôm.
- Bộ phận có tấm nhôm liên kết với lõi tổ ong không kim loại.
- Bộ phận có nhiều lớp không kim loại liên kết vào lõi tổ ong nhôm.
- Vết lõm ở chỗ vỏ bọc liên kết vào xà vòng, xà nẹp, xà giữa các xà vòng (Frame, Stringer, Inter Costal), hoặc miếng táp (Doubler).
- Vết lõm cắt ngang lỗ kẹp chặt.

**51-70-01**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**D. Trong phần này không cho trạng thái vết lõm, có phải sửa chữa hoặc không sửa vết lõm.** Xem chỉ dẫn hỏng ở mục tương ứng của bộ phận hỏng để tìm giới hạn của chỗ hỏng.

**1-2. Kiểm tra để sửa chữa và làm đầy vết lõm.**

**A. Quy trình kiểm tra:**

Trước và sau khi sửa tấm nhôm, hoặc trước khi làm đầy bằng chất dính kết hoặc hợp chất tạo phẳng nhẵn phải kiểm tra không phá hủy, không có nứt, rách. Nếu có nứt, rách phải cắt bỏ chỗ hỏng và sửa chữa.

**B. Quy trình sửa chữa:**

1. Kiểm tra vết lõm xem có bị nứt, rách.
2. Loại lớp hoàn thiện bên ngoài.
3. Che băng dính quanh chỗ sửa chữa.
4. Sửa vết lõm.
5. Sửa chữa vết lõm phải đảm bảo đáp ứng các yêu cầu.

**C. Quy trình làm đầy.**

**D. Sử dụng chất dính để làm đầy vết lõm.**

Sau cùng phải đánh nhẵn bằng giấy nhám chất dính đã khô để bảo đảm độ phẳng nhẵn mặt bao khí động học. Sử dụng giấy nhám không làm hỏng bề mặt ngoài xung quanh chỗ sửa.

**E. Áp dụng hợp chất tạo phẳng nhẵn để làm đầy chỗ lõm.**

**1.3. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa của tài liệu.**

Vết lõm ở khu vực yêu cầu cao độ phẳng nhẵn khí động học có ảnh hưởng lớn đến quá trình bay của máy bay như:

- Làm giảm hiệu suất bay.
- Làm ảnh hưởng xấu đến đặc tính bay.
- Làm ảnh hưởng xấu đến tốc độ xoáy cản của dòng khí.
- Làm tăng rung động khi bay.

**51-70-01**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Khi vết lõm vượt quá giới hạn hoặc bị nứt, rách không sửa chữa làm đầy chỗ lõm; vết lõm như vậy phải cắt bỏ và dùng miếng vá.

Trước và sau sửa chỗ lõm hoặc trước khi làm đầy phải kiểm tra không phá huỷ để phát hiện nứt, rách.

Nếu vết lõm ở Panel nhiều lớp lõi tổ ong nhôm, bề mặt kim loại nhôm, chỉ sử dụng cụ kéo vết lõm điện từ để sửa theo chỉ dẫn của nhà chế tạo.

**51-70-01**



## **CHAPTER 52. CỬA MÁY BAY.**

**52-10-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà đỡ Beams của cửa Hành khách / Người lái / Phục vụ. Hình 203 (từ 1, 2), trang 204, 205.**

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

- Cửa là bộ phận kết cấu không mang tải trọng của máy bay.

Cửa cần có độ cứng vững khỏi biến dạng khi sử dụng, làm kín máy bay và chịu áp lực buồng kín.

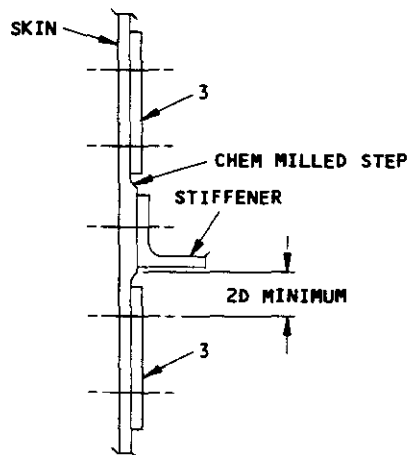
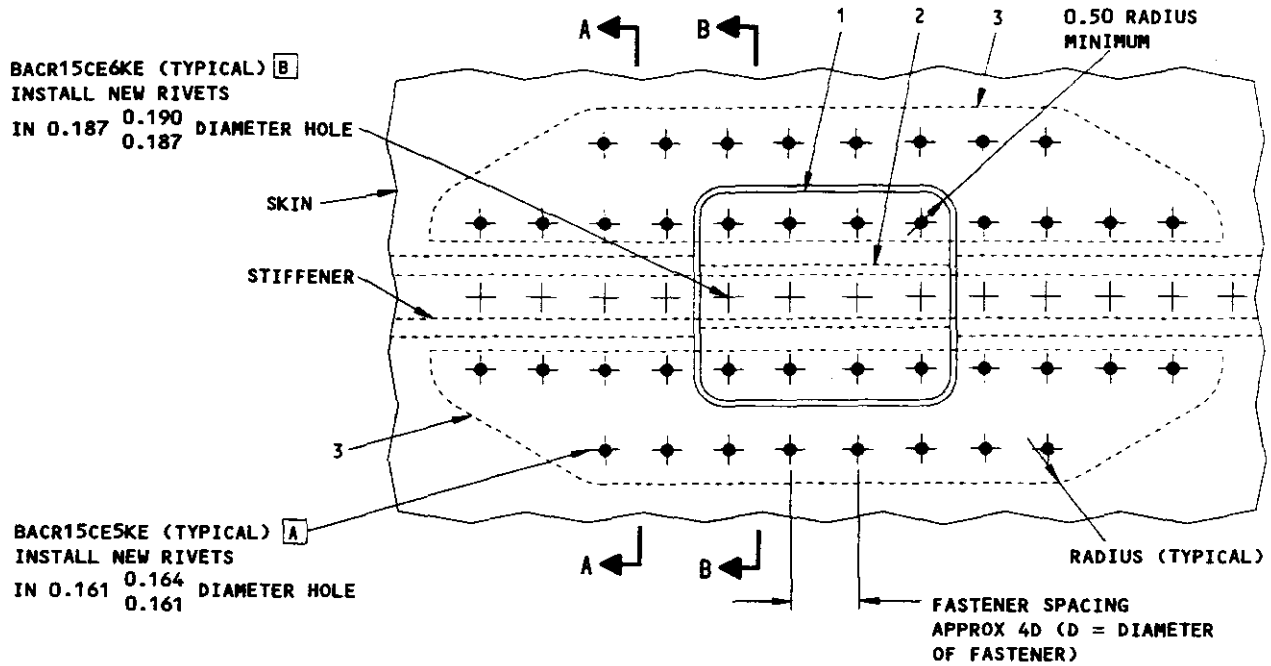
Cấu tạo của cửa có nhiều xà ngang và dọc : theo chiều dọc máy bay (chiều xà đỡ/Beam hay thành phần tăng cứng/Stiffener) miếng kim loại dài hơn sắp đặt được 4 hàng đỉnh tán về mỗi phía chỗ cắt bỏ để tăng cường độ bền.

- Hư hỏng tại xà đỡ (Beam) : Cắt bỏ vỏ bọc, không làm ảnh hưởng độ bền của xà đỡ (Beam): Dùng hai miếng kim loại lắp hai bên xà đỡ (Beam) có hình dạng hình thang cân vừa bảo đảm độ bền, độ bền đều, vừa giảm tập trung ứng suất lớn do miếng vá gây ra ở mép miếng vá.

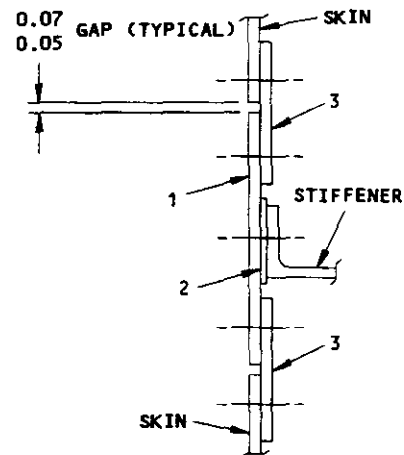
Miếng kim loại có chiều dài dọc theo xà đỡ (Beam), lớn hơn chỗ cắt bỏ tối thiểu mỗi hướng 4 đỉnh tán; có chiều ngang với xà đỡ (Beam) rộng hơn chỗ cắt bỏ một hàng đỉnh tán đủ để bảo đảm liên kết bền chắc.

**52-10-01**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



SECTION B-B

| REPAIR MATERIAL |        |     |                       |
|-----------------|--------|-----|-----------------------|
|                 | PART   | QTY | MATERIAL              |
| 1               | FILLER | 1   | 0.050 CLAD<br>2024-T3 |
| 2               | FILLER | 1   | 0.020 CLAD<br>2024-T3 |
| 3               | PLATE  | 2   | 0.063 CLAD<br>2024-T3 |

Flush Skin Repair At Beam - Passenger/Crew/Service Doors  
Figure 203 (Sheet 2)

 **BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

## REPAIR INSTRUCTIONS

1. Remove the inner skin panel for access if required.
2. Clean out the damaged hole to 1-inch diameter maximum. The center of the hole to an edge or cutout must not be less than 1.90.
3. Make repair parts 1 and 2.
4. Assemble repair parts in installed positions and drill fastener holes.
5. Remove repair parts.
6. Break sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030.
7. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
8. Alodize all raw edges of existing and repair parts per 51-20-01.
9. Apply one coat of BMS 10-11, type 1, primer to all of part 2 and to the edges and inner surface of part 1 in accordance with 51-21-00 of the 767 Maintenance Manual.
10. Install repair parts, making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant as described in 51-20-05.
11. Form a fillet seal around the edge of the repair parts, using the sealant squeezed out during installation. Apply additional sealant where necessary.
12. Reinstall inner skin panel if removed for access.
13. Restore the surface finish in accordance with 51-20-00 of the 767 Maintenance Manual.

## NOTES

- NOT TO BE USED IN AREAS WITH DOUBLERS AND THE SKIN GAGE MUST BE CONSTANT
- REFER TO 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES, EDGE MARGINS AND SUBSTITUTIONS

**[A]** SEE 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS

**[B]** WHERE RIVET SUBSTITUTIONS ARE MADE THE COUNTERSINK DEPTH FOR BACR15CE RIVETS MUST BE MAINTAINED AND THE EXCESS PORTION OF THE SUBSTITUTE RIVET HEAD SHAVED OFF AFTER INSTALLATION PER 51-10-01

## SYMBOLS

 REPAIR FASTENER LOCATION

Small Hole - Flush Repair - Passenger/Crew/Service Doors  
Figure 204 (Sheet 1)

52-10-01

6

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**52-10-01. Sửa chữa phẳng lỗ nhỏ cửa Hành khách / Người lái / Phục vụ. - Hình 204 (từ 1, 2), trang 206, 207.**

**2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng, lỗ nhỏ.**

- Miếng táp (Doubler) có bề dày lớn hơn vỏ bọc nguyên gốc một kích cỡ để tăng cường độ bền cho mối ghép và bù vào mất độ bền do khoét lỗ, lỗ khoan đỉnh tán.
- Khoảng cách từ tâm lỗ khoét đến mép miếng vá không nhỏ hơn 1,90 in (48,26 mm) để bảo đảm khoảng cách đỉnh tán giữa hàng thứ nhất và hàng thứ hai là 0,7 in (17,78 mm), gần bằng 4,5 D là đúng yêu cầu.
- Khoảng cách đỉnh tán vòng tròn ngoài nằm trên góc 30°, đường kính 3,10 in (78,74 mm) là 0,802 in (20,37 mm), gần 5D là nằm trong phạm vi cho phép.
- Khoảng cách đỉnh tán vòng tròn trong nằm trên góc 60°, đường kính 1,7 in (43,18 mm) là 0,85 in (21,59 mm), gần 5D là nằm trong phạm vi cho phép.

*Ưu điểm :* Miếng vá tròn là miếng vá có ứng suất tập trung do miếng vá là nhỏ nhất đối với vỏ bọc.

Miếng vá phẳng tạo được độ phẳng nhẵn khí động học.

*Nhược điểm:* Sửa chữa phải có lối vào bên trong.

**2.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa:**

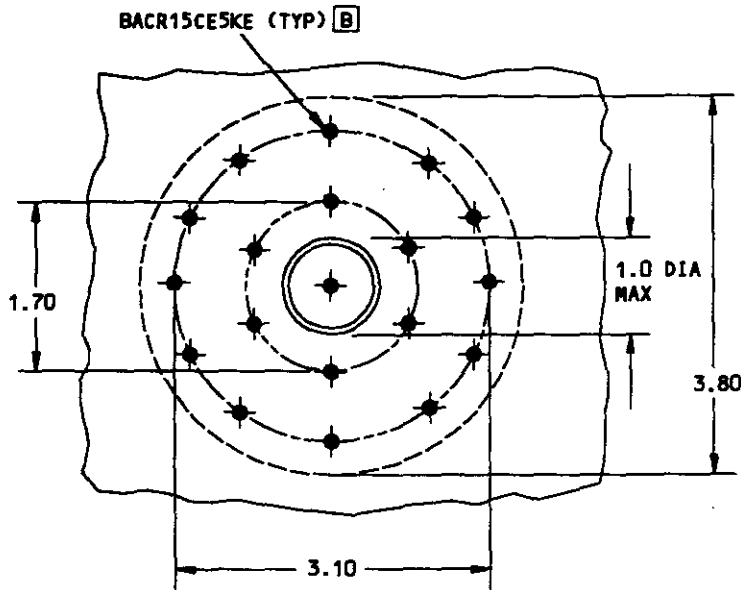
Do điều kiện tiếp cận bên trong khó khăn, hoặc cần sửa nhanh, có thể sửa chữa ngoài, dùng đỉnh tán một phía (Xem hình 205, trang 209).

**52-10-01**

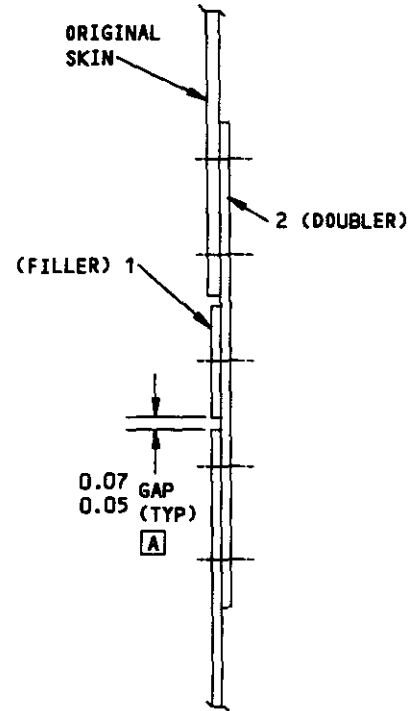
# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



EXTERIOR VIEW



SECTION THROUGH REPAIR

| REPAIR MATERIAL |         |     |                                                    |
|-----------------|---------|-----|----------------------------------------------------|
| PART            |         | QTY | MATERIAL                                           |
| 1               | FILLER  | 1   | SAME MATERIAL AND GAGE AS ORIGINAL SKIN            |
| 2               | DOUBLER | 1   | SAME MATERIAL, ONE GAGE HEAVIER THAN ORIGINAL SKIN |

### SYMBOLS

★ REPAIR FASTENER LOCATIONS

Small Hole - Flush Repair - Passenger/Crew/Service Doors  
Figure 204 (Sheet 2)

# **BOEING 767**

**767-300**

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

### **REPAIR INSTRUCTIONS [B]**

1. Remove the inner skin panel for access if required.
2. Clean out the damaged hole to 1.00 diameter maximum. The center of the hole to an edge or cutout must not be less than 4D.
3. Fabricate repair parts.
4. Break sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030.
5. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
6. Alodize all raw edges of existing and repair parts per 51-20-01.
7. Apply one coat of BMS 10-11, type 1, primer to all of part 1 and to the edges and inner surface of part 2 in accordance with 51-21 of the 767 Maintenance Manual.
8. Install repair parts, making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant as described in 51-20-05.
9. Form a fillet seal around the edge of the repair parts, using the sealant squeezed out during installation. Apply additional sealant where necessary.
10. Reinstall inner skin panel if removed for access.
11. Restore the surface finish in accordance with 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

### **NOTES**

- SEE 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS

- REFER TO 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES, EDGE MARGINS AND SUBSTITUTIONS

**[A]** THIS REPAIR IS NOT TO BE USED IN AREAS WITH DOUBLERS. THE AREA UNDER REPAIR PART 1 MUST NOT HAVE ANY FASTENERS, AND THE SKIN GAGE MUST BE CONSTANT

**[B]** INSPECT THIS REPAIR AT EACH "A" CHECK. THIS REPAIR IS A TIME-LIMITED REPAIR. REPLACE THIS REPAIR WITH A PERMANENT REPAIR SHOWN IN FIG. 204 AT THE END OF 2500 FLIGHTS OR AT THE NEXT "C" CHECK. REPLACE TIME-LIMITED REPAIR IF ANY DETERIORATION IS EVIDENT. THIS REPAIR HAS FAA APPROVAL CONTINGENT ON COMPLIANCE WITH THE FLIGHT RESTRICTIONS CONTAINED HEREIN

**Small Hole - External Repair - Passenger/Crew/Service Doors  
Figure 205 (Sheet 1)**

**52-10-01**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**52- 40-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà đỡ/Beam - Hình 203 (từ 1, 2), trang 204, 205.**

**2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà đỡ/Beam.**

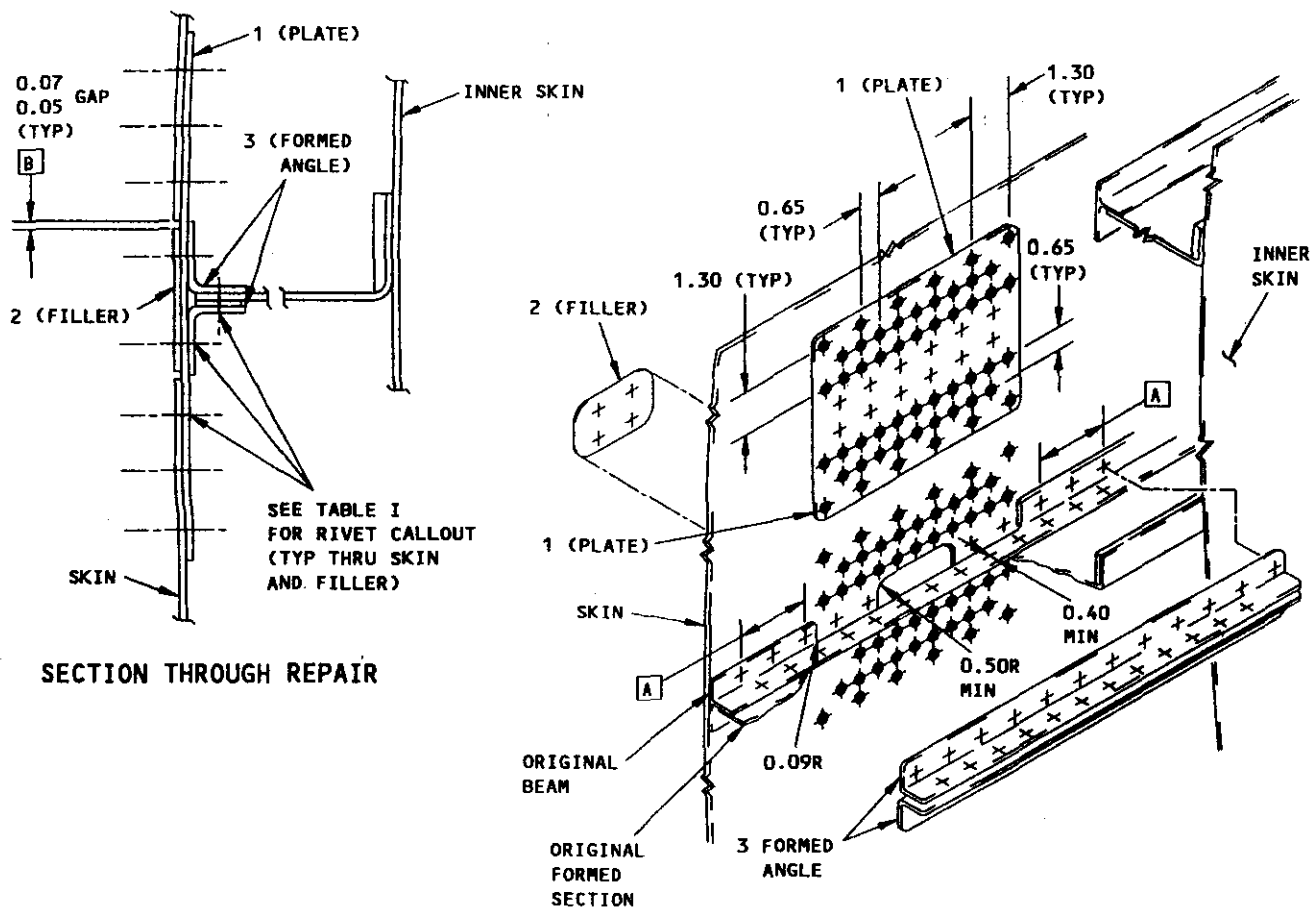
- Sửa chữa ở đây ngoài cắt bỏ vỏ bọc hỏng, còn cắt bỏ cả cạnh gờ xà đỡ/Beam Flange. Sửa chữa phục hồi độ bền phải tăng bề dày miếng tấp/Doubler và xà góc tạo dạng/Formed Angle lên một cỡ kích thước so với phần nguyên gốc để bù mất mát độ bền do cắt bỏ và khoan lỗ đinh tán.

Xà góc sửa chữa/ Repair Angle dài hơn chỗ cắt bỏ cạnh gờ xà đỡ/Beam Flange mỗi hướng lắp đặt tối thiểu 3 hàng đinh tán. Nếu góc sửa chữa/Repair Angle sử dụng ở xà đỡ/ Beam theo phương đứng, tối thiểu cần 4 đinh tán để bảo đảm bền mối ghép.

**2.2. Đề xuất phương án sửa chữa phẳng vỏ bọc Beam.**

Nếu không hỏng Beam Flange, chỉ cắt bỏ vỏ bọc. Miếng Doubler làm thành hai miếng, có hình dạng thay làm tương tự hình 204 trang 207, ATA 52-30-01..

**52-10-01**



| REPAIR MATERIAL |              |     |                                                                        |
|-----------------|--------------|-----|------------------------------------------------------------------------|
| PART            |              | QTY | MATERIAL                                                               |
| 1               | DOUBLER      | 1   | SAME MATERIAL, ONE GAGE HEAVIER THAN ORIGINAL SKIN                     |
| 2               | FILLER       | 1   | SAME MATERIAL AND GAGE AS ORIGINAL SKIN                                |
| 3               | FORMED ANGLE | 2   | SAME MATERIAL, ONE GAGE HEAVIER THAN SKIN SIDE LEG OF ORIGINAL SECTION |

| RIVET CALLOUT       |                 |                    |
|---------------------|-----------------|--------------------|
| ACCESS DOOR         | RIVET THRU SKIN | RIVET THRU 3 ANGLE |
| FORWARD ACCESS      | BACR15CE5KE [C] | BACR15FT5KE( )C    |
| CONTROLS BAY ACCESS | BACR15FT5AD     | BACR15FT5AD        |
| SERVICE ACCESS      | BACR15BA5AD     | BACR15FT5AD        |
| ELEC/ELEX ACCESS    | BACR15CE5KE [C] | BACR15FT5KE        |
| APU ACCESS          | BACR15FT5AD     | BACR15FT5AD        |

TABLE I

Flush Skin Repair at Beam  
Figure 203 (Sheet 2)

 **BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**REPAIR INSTRUCTIONS**

1. Remove the inner skin panel for access if required.
2. Clean out the damaged hole to 1-inch diameter maximum. The center of the hole to an edge or cutout must not be less than 1.90.
3. Make repair parts 1 and 2.
4. Assemble repair parts in installed position and drill fastener holes.
5. Remove repair parts.
6. Break sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030.
7. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
8. Alodize all raw edges of existing and repair parts per 51-20-01.
9. Apply one coat of BMS 10-11, type 1, primer to all of part 2 and to the edges and inner surface of part 1 in accordance with 51-21-00 of the 767 Maintenance Manual.
10. Install repair parts, making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant as described in 51-20-05.
11. Form a fillet seal around the edge of the repair parts, using the sealant squeezed out during installation. Apply additional sealant where necessary.

12. Re-install inner skin panel if removed for access.
13. Restore the surface finish in accordance with 51-20-00 of the 767 Maintenance Manual.

**NOTES**

- THIS REPAIR IS NOT TO BE USED IN AREAS WITH DOUBLERS AND THE SKIN GAGE MUST BE CONSTANT
- REFER TO 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES, EDGE MARGINS AND SUBSTITUTIONS.

**[A]** SEE 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS

**[B]** WHERE RIVET SUBSTITUTIONS ARE MADE THE COUNTERSINK DEPTH FOR BACR15CE RIVETS MUST BE MAINTAINED AND THE EXCESS PORTION OF THE SUBSTITUTE RIVET HEAD SHAVED OFF AFTER INSTALLATION PER 51-10-01

**SYMBOLS**

 REPAIR FASTENER LOCATION

Small Hole Flush Repair  
Figure 204 (Sheet 1)

52-40-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HỒNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**CHAPTER 53.**  
**THÂN MÁY BAY B-767-300**

**53-00-01. Sửa chữa bên ngoài vỏ bọc thân tại xà nẹp/Stringer -  
*Hình 201 (từ 1 đến 11), trang 201, 211.***

**3-1. Áp dụng:**

Sửa chữa này áp dụng cho sửa chữa vỏ bọc hư hỏng tại xà nẹp/Stringer.

Sửa chữa này không áp dụng cho:

- Hư hỏng ở mỗi nối đầu ở hướng chu vi thân.
- Hư hỏng tại mỗi nối chồng ở vỏ bọc.
- Hư hỏng gần lỗ tĩnh điện/Static Ports hoặc góc của cảm biến tấn công/ATTACK Sensors.
- Trong phạm vi 22 inches ở chỗ tiếp giáp vỏ bọc sửa chữa (trong hoặc ngoài).
- Trong phạm vi 22 inches ở chỗ cửa cất bỏ.
- Hư hỏng tại dây đai của sổ/Window Belt.

**3.2. Phân tích phương án sửa chữa ngoài vỏ bọc tại xà nẹp/Stringer.**

Vỏ bọc ngoài của thân máy bay là dạng kết cấu bán vỏ ứng suất (Semimonocoque). Vỏ chiếm vị trí quan trọng trong thành phần kết cấu vỏ và khung xương bên trong.

Toàn bộ phần thân máy bay là một xà chịu lực dạng ống có tiết diện ngang lớn, Modulus chống uốn và xoắn rất lớn (Modulus tiết diện). Trong đó theo chiều dọc thân máy bay chịu tải trọng uốn và xoắn lớn hơn theo hướng chu vi thân. Do đó khi sửa chữa chỗ hỏng theo chiều dọc thân dọc tăng cường độ bền hơn theo chiều chu vi thân máy bay.

- Hình 201 (từ 7).

Detail I : Hình dạng một miếng táp/Doubler:

Chỉ dẫn sửa chữa dùng đinh tán đặc, sửa chữa dùng đinh tán một phía tương tự, trừ số hàng của kẹp chặt.

**53-00-01**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**

### **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

#### **Chú ý:**

Kiểm tra sau đó là cần thiết cho sửa chữa kiểu/Category B và C. Xem bảng V, VII.

- Miếng táp/ Doubler (1) : Cùng vật liệu với vỏ bọc, có kích thước dài hơn vỏ bọc 1 kích cỡ để bảo đảm tăng cường độ bền và cứng cho chỗ cắt bỏ.  
Miếng táp/ Doubler vát mép có chiều dài 4T, phần bề dày còn lại không vát lớn nhất 0,02 in là đủ tạo thuận nhẵn và ôm sát vỏ bọc.
- Đinh tán ở thành phần miếng lắp kín/Filler (3) : Khoảng cách mép 2D, khoảng cách đinh tán 6D đến 8D.  
Đinh tán ở thành phần Miếng táp/ Doubler (1) : khoảng cách mép 2D, khoảng cách đinh tán 4D đến 6D.
- Số hàng đinh tán:
  - + Theo hướng chu vi thân máy bay : có 3 hàng đinh tán đặc. Nếu dùng đinh tán một phía có 4 hàng đinh tán.
  - + Theo hướng dọc theo chiều dài thân máy bay : có 4 hàng đinh tán đặc. Nếu dùng đinh tán một phía có 5 hàng đinh tán.
- Hình 201 (tờ 8)  
Detail II. Hình dạng hai miếng táp/Doubler.

#### **Chú ý:**

Kiểm tra tiếp theo là cần thiết cho sửa chữa kiểu/Category B. Xem bảng VI.

*Bảng V: Sửa chữa kẹp chặt dùng đinh tán đặc là hạng B*

- + Ngưỡng bắt đầu kiểm tra 37.500 cycles.
- + Kiểm tra luân phiên : Kiểm tra HFEC 12000 chu kỳ/cycles, kiểm tra LFEC 3000 cycles (vỏ bọc mỏng hơn 0.11 in).
- + Kiểm tra hàm kẹp chặt ngoài cùng quanh mép miếng táp/Doubler.
- Sử dụng hai miếng táp/Doubler khi bề dày vỏ bọc sửa chữa là lớn hơn 0,112 in (2,845 mm). Mục đích để giảm từ từ tập trung ứng suất do mép Doubler gây ra cho vỏ bọc.

**53-00-01**

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Để tìm bề dày thích hợp cho Doubler : Tổng bề dày của Doubler 1 và 2 tối thiểu phải lớn hơn một kích cỡ so với bề dày vỏ bọc sửa chữa. Tính toán bề dày Doubler 1 và 2. Xem mục ở trên. II

- Đinh tán đặc : có khoảng cách mép 2D, khoảng cách hàng 4D đến 6D. Không dùng đinh tán một phía ở đây.
- Số hàng đinh tán:
  - + Theo hướng chu vi thân: có 3 hàng đinh tán đặc.
  - + Theo hướng dọc theo chiều dài thân : có 4 hàng đinh tán đặc.
  - + Có 1 hàng đinh tán đặc ở mép Doubler 2 bao quanh Doubler 1, đó là hàng tối hạn (Critical).

- Hình 201 (tờ 9)

Chi tiết III/Detail III.

Chú ý:

Kiểm tra vỏ bọc quanh hàng ngoài cùng của kẹp chặt dọc theo mép của Doubler như chỉ ở Detail III.

Nếu chỗ kẹp chặt ban đầu ở chỗ kiểm tra là thời điểm bắt đầu, bắt đầu ngồi kiểm tra từ lúc sửa chữa lắp đặt; nếu lỗi này không phải là lúc bắt đầu, bắt đầu ngồi kiểm tra từ lúc máy bay giao nhận.



Chỗ kiểm tra. Nếu anh sử dụng LFEC, sau đó tiến hành kiểm tra vỏ bọc bên ngoài qua Doubler. Nếu anh sử dụng HFEC kiểm tra vỏ bọc bên trong. Tuy nhiên không yêu cầu kiểm tra quanh kẹp chặt ở chỗ vỏ bọc phía dưới có xà nẹp/Stringer bằng HFEC.

*Bảng V: Thứ hạng B: Yêu cầu kiểm tra sửa chữa.*

Ngưỡng kiểm tra là 37.500 chu kỳ bay.

- Hình 201 (tờ 10)

*Detail IV:*

Bảng VII: Sửa chữa kẹp chặt bằng đinh tán một phía là hạng C với kiểm tra bổ sung sau sửa chữa.

Ngưỡng bắt đầu : 1.000 chu kỳ/cycles, khoảng thời gian 1.000 cycles, thời hạn 3.000 cycles.

**53-00-01**



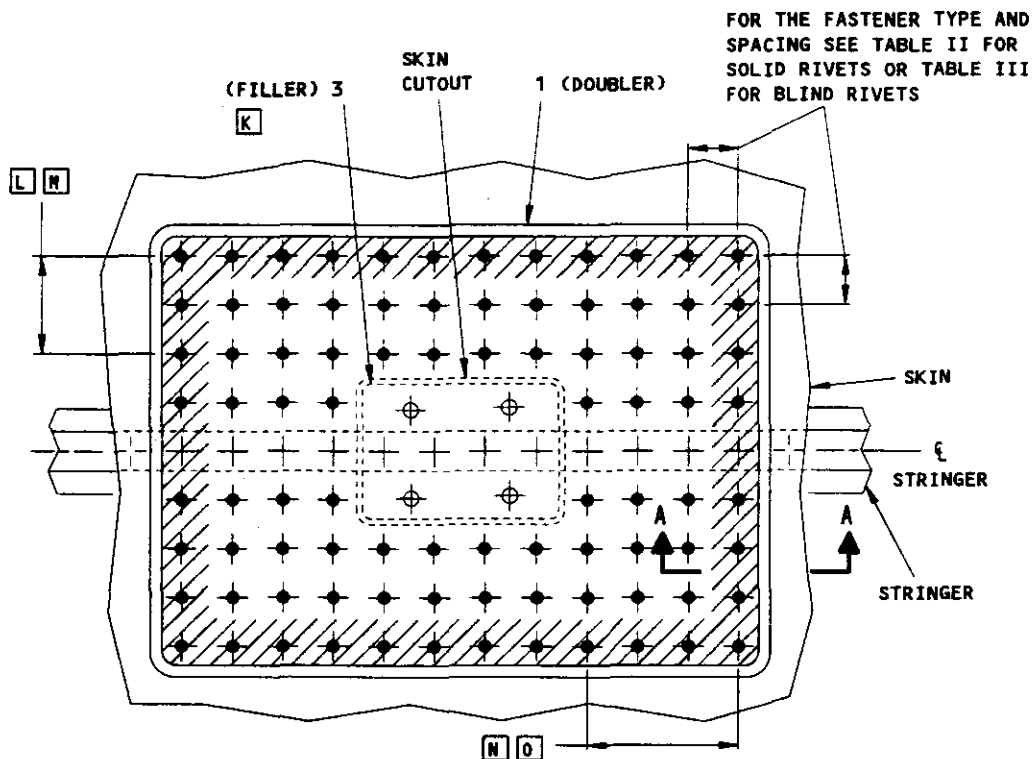
**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Kiểm tra bằng nhìn chỗ kiểm tra, chiều rộng 2 in quanh miếng tấp/Doubler và kiểm tra đỉnh tán long hoặc lắp đặt không đúng.

- 3.3. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc thân tại xà nẹp/Stringer. Xem 53-00-01, hình 203, trang 217.

**53-00-01**

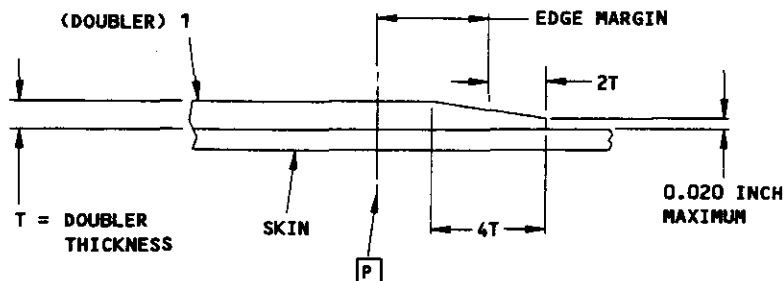
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



CRITICAL FASTENER ROW

**NOTE:** SUBSEQUENT INSPECTIONS ARE NECESSARY FOR CATEGORY B AND C REPAIRS. REFER TO TABLES V AND VII RESPECTIVELY.

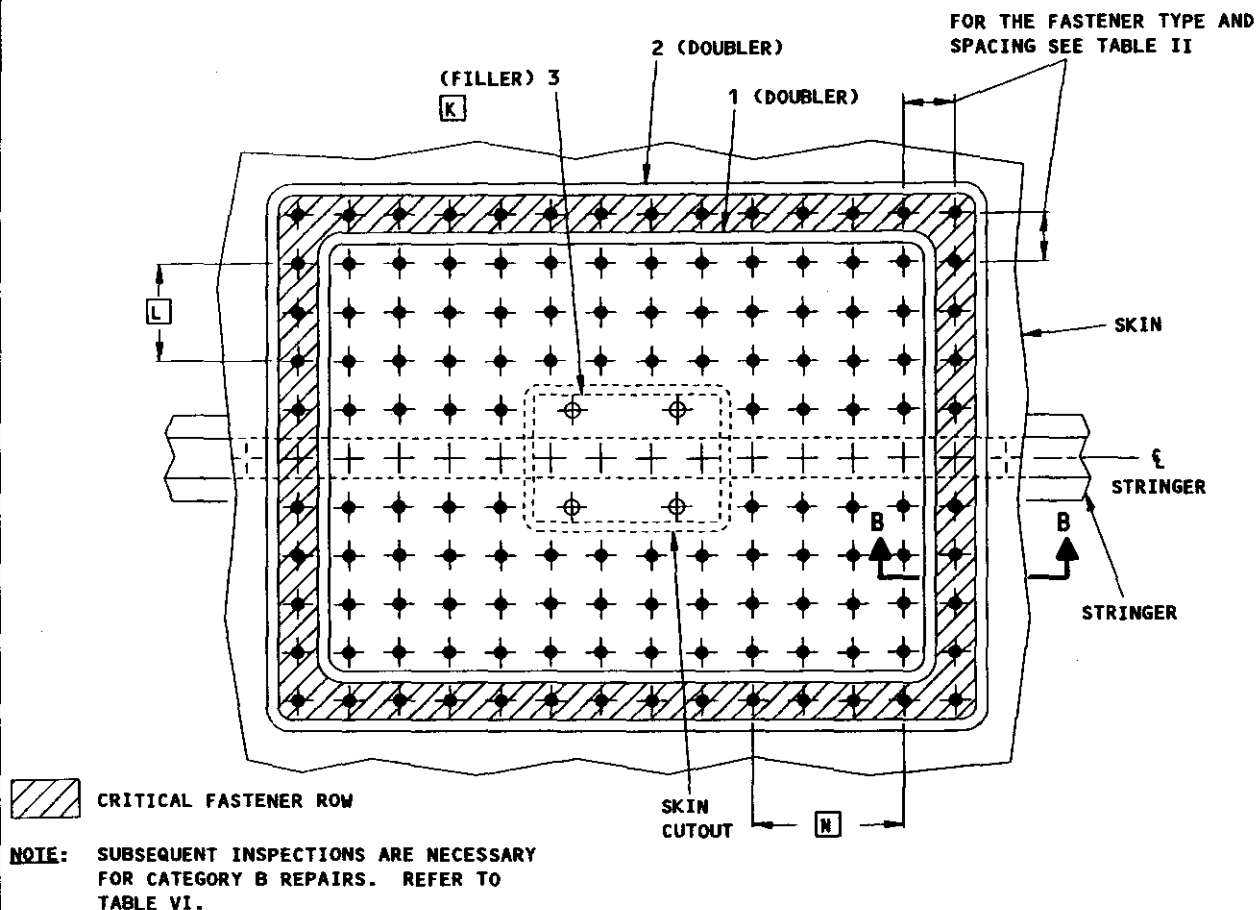
SOLID RIVET REPAIR SHOWN,  
BLIND RIVET REPAIR SIMILAR EXCEPT  
FOR NUMBER OF ROWS OF FASTENERS  
ONE DOUBLER CONFIGURATION  
DETAIL I



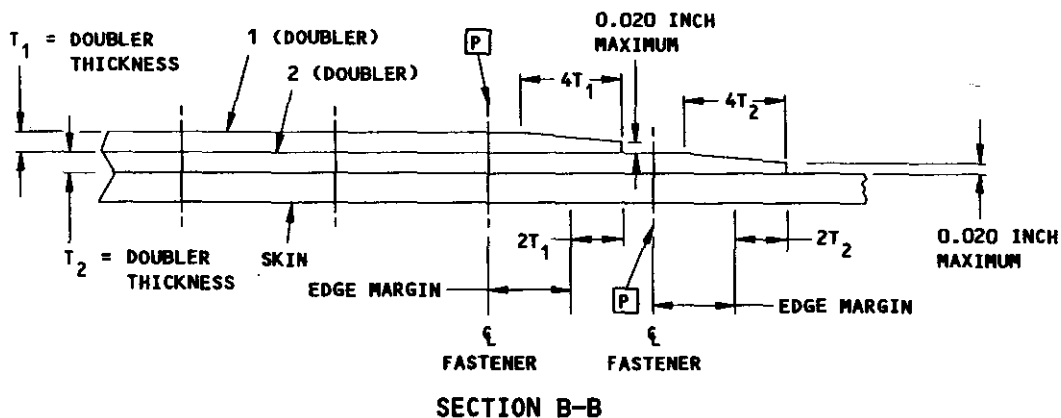
SECTION A-A

Fuselage Skin - External Repair at a Stringer  
Figure 201 (Sheet 7)

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**TWO DOUBLER CONFIGURATION  
DETAIL II**



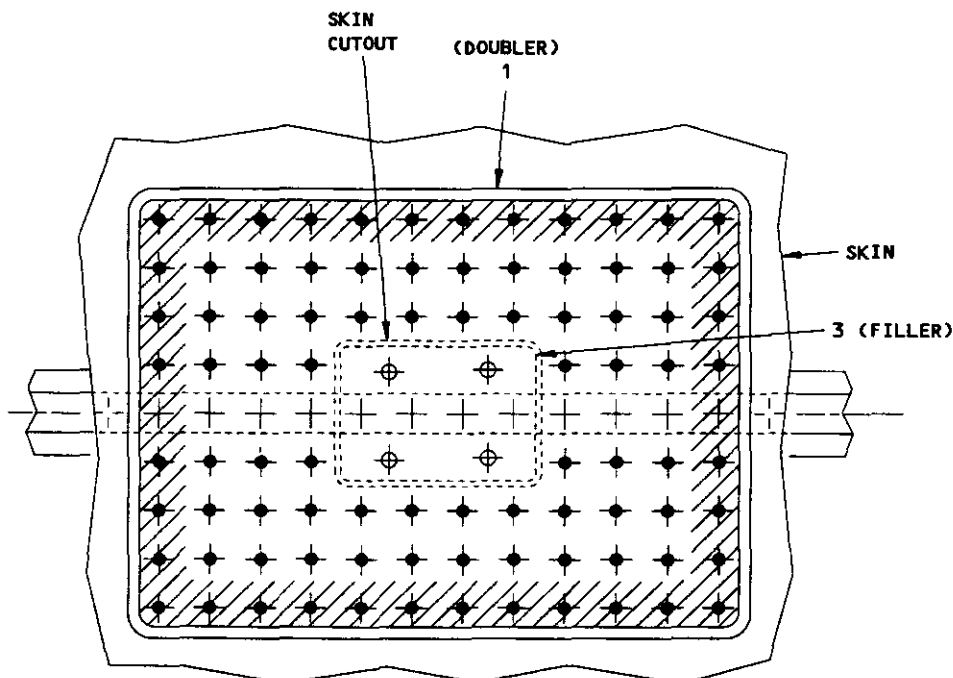
**Fuselage Skin - External Repair at a Stringer  
Figure 201 (Sheet 8)**

**53-00-01**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| CATEGORY B REPAIR INSPECTION REQUIREMENTS                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |                                                                                                   |               |                     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|---------------------|
| INSPECTION THRESHOLD                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | REPEAT INSPECTION ALTERNATIVES                                                                    |               |                     |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | METHOD                                                                                            | INTERVAL      | REFERENCE           |
| 37,500 CYCLES                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | HIGH FREQUENCY EDDY CURRENT (HFEC)                                                                | 12,000 CYCLES | NDT PART 6 51-00-01 |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | LOW FREQUENCY EDDY CURRENT (LFEC) <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">Q</span> | 3,000 CYCLES  | NDT PART 6 53-00-06 |
| <b>NOTE:</b> INSPECT THE SKIN AROUND THE OUTER ROW OF FASTENERS ALONG THE EDGE OF THE DOUBLER AS SHOWN IN DETAIL III. IF THE INITIAL FASTENER HOLES IN THE INSPECTION AREA ARE ZERO-TIMED, THE INSPECTION THRESHOLD STARTS FROM THE TIME THE REPAIR WAS INSTALLED; IF THESE HOLES ARE NOT ZERO-TIMED, THE INSPECTION THRESHOLD STARTS FROM THE TIME THE AIRPLANE WAS DELIVERED. <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">R</span> |                                                                                                   |               |                     |

TABLE V



INSPECTION AREA. IF YOU USE LFEC, THEN DO THE INSPECTION OF THE SKIN EXTERNALLY THROUGH THE DOUBLER. IF YOU USE HFEC, INSPECT THE SKIN INTERNALLY. HOWEVER, HFEC INSPECTION IS NOT REQUIRED AROUND THE FASTENERS WHERE THE SKIN IS UNDER THE STRINGER.

DETAIL III

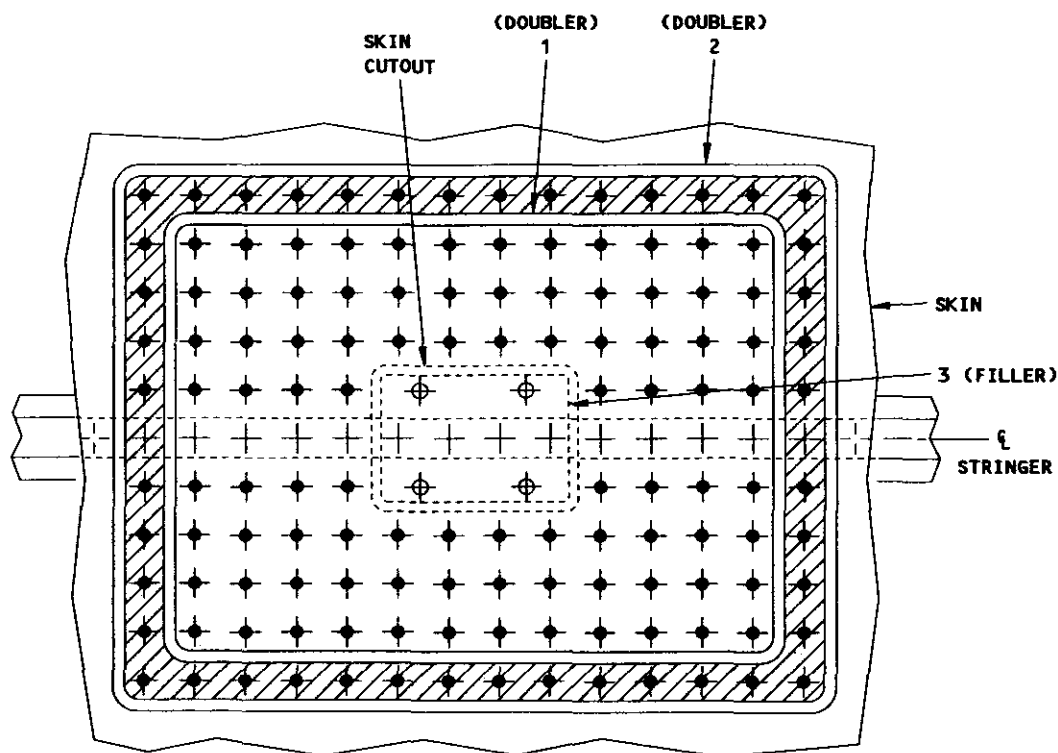
Fuselage Skin - External Repair at a Stringer  
Figure 201 (Sheet 9)

53-00-01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| CATEGORY B REPAIR INSPECTION REQUIREMENTS                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |                                       |               |                     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------|---------------|---------------------|
| INSPECTION THRESHOLD                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               | REPEAT INSPECTION ALTERNATIVES        |               |                     |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | METHOD                                | INTERVAL      | REFERENCE           |
| 37,500 CYCLES                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | HIGH FREQUENCY EDDY CURRENT (HFEC)    | 12,000 CYCLES | NDT PART 6 51-00-01 |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | LOW FREQUENCY EDDY CURRENT (LFEC) [a] | 3,000 CYCLES  | NDT PART 6 53-00-06 |
| <b>NOTE:</b> INSPECT THE SKIN AROUND THE OUTER ROW OF FASTENERS ALONG THE EDGE OF THE DOUBLER AS SHOWN IN DETAIL IV. IF THE INITIAL FASTENER HOLES IN THE INSPECTION AREA ARE ZERO-TIMED, THE INSPECTION THRESHOLD STARTS FROM THE TIME THE REPAIR WAS INSTALLED; IF THESE HOLES ARE NOT ZERO-TIMED, THE INSPECTION THRESHOLD STARTS FROM THE TIME THE AIRPLANE WAS DELIVERED. [R] |                                       |               |                     |

TABLE VI



 INSPECTION AREA. IF YOU USE LFEC, THEN DO THE INSPECTION OF THE SKIN EXTERNALLY THROUGH THE DOUBLER. IF YOU USE HFEC, INSPECT THE SKIN INTERNALLY. HOWEVER, HFEC INSPECTION IS NOT REQUIRED AROUND THE FASTENERS WHERE THE SKIN IS UNDER THE STRINGER.

DETAIL IV

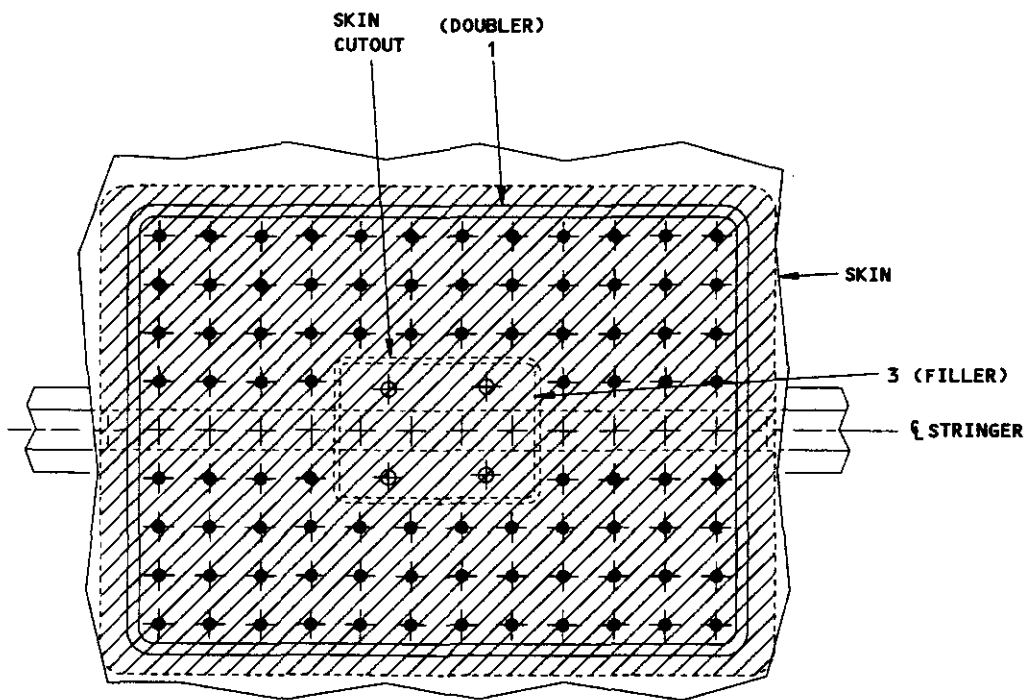
Fuselage Skin - External Repair at a Stringer  
Figure 201 (Sheet 10)

53-00-01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| CATEGORY C REPAIR INSPECTION AND REPLACEMENT REQUIREMENTS                                                                                                                                                                |                   |              |           |              |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------|--------------|-----------|--------------|
| INSPECTION THRESHOLD                                                                                                                                                                                                     | REPEAT INSPECTION |              |           | TIME LIMIT   |
|                                                                                                                                                                                                                          | METHOD            | INTERVAL     | REFERENCE |              |
| 1,000 CYCLES                                                                                                                                                                                                             | DETAILED VISUAL   | 1,000 CYCLES |           | 3,000 CYCLES |
| <b>NOTE:</b> INSPECT THE 2 INCH WIDE ZONE AROUND THE DOUBLER FOR SKIN DAMAGE AND INSPECT THE DOUBLER FOR MISSING OR LOOSE FASTENERS. REFER TO DETAIL V FOR THE AREA WHERE THE EXTERNAL DETAILED INSPECTION IS NECESSARY. |                   |              |           |              |

TABLE VII



 EXTERNAL DETAILED VISUAL INSPECTION AREA  
(INCLUDES 2 INCHES AROUND THE DOUBLER)

DETAIL V

Fuselage Skin - External Repair at a Stringer  
Figure 201 (Sheet 11)

53-00-01

 **BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**APPLICABILITY**

**THIS REPAIR IS APPLICABLE TO:**

- SKIN DAMAGE BETWEEN STRINGERS AND FRAMES

**THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE TO:**

- DAMAGE AT A CIRCUMFERENTIAL BUTT SPLICE
- DAMAGE THAT EXTENDS OVER A CHEM-MILLED OR MACHINED RADIUS
- DAMAGE AT A SKIN LAP-SPLICE
- DAMAGE NEAR THE STATIC PORTS OR ANGLE OF ATTACK SENSORS
- WITHIN 22 INCHES OF AN ADJACENT SKIN (EXTERNAL OR INTERNAL) REPAIR
- WITHIN 22 INCHES OF A DOOR CUTOUT
- DAMAGE AT THE WINDOW BELT

**REPAIR INSTRUCTIONS**

**CAUTION:** IF ACOUSTIC TILES ARE FOUND DURING THE FUSELAGE SKIN REPAIR, REMOVE THESE TILES BEFORE YOU DO THIS REPAIR.

1. Get access to the damaged area.

**CAUTION:** DO NOT GOUGE, SCRATCH, OR BUCKLE THE STRUCTURE ADJACENT TO THE REPAIR.

2. Carefully cut and remove the damaged part of the fuselage skin.
  - A. Make the cut a rectangular shape with the sides either parallel or perpendicular to the stringers.
  - B. Make the corner radii of the cutout a minimum of 0.5 inch.
  - C. Make the edges of the cut smooth with a surface finish of 125 microinches  $R_a$ .
3. Do a high frequency eddy current (HFEC) inspection of the repair area to make sure all of the damage has been removed. Refer to NDT Part 6, SRM 51-00-01. Repeat steps 2 and 3 if all of the damage was not removed.
4. Make the repair parts. See Table I.
5. Assemble the repair parts as shown in Detail I and drill the fastener holes. Refer to SRM 51-40-05 for the fastener hole sizes.

6. Disassemble the repair parts.
7. Remove all nicks, scratches, gouges, burrs, and sharp edges from the initial and repair parts.
8. Apply a chemical conversion coating to the repair parts and to the bare surfaces of the initial parts. Refer to SRM 51-20-01.
9. Apply two layers of BMS 10-11, Type I primer to the internal surfaces of the repair parts and to the bare internal surfaces of the initial parts. Refer to SOPM 20-41-02.
10. Apply one layer of BMS 10-79, Type II or III primer to the external surfaces of the repair parts and to the bare external surfaces of the initial parts. Refer to SOPM 20-44-04.
11. Install the repair parts wet with BMS 5-95 sealant between mating surfaces.
12. Install the fasteners as given in Table II. Fasteners that are not made of aluminum must be installed wet with BMS 5-95 sealant. Overdrive BACR15FV( )KE rivets to make the driven head 1.5D. **A**
13. Apply a fillet seal to the repair parts on the internal and external edges of the repair area. Refer to SRM 51-20-05.
14. Apply a layer of BMS 3-23 corrosion inhibiting compound to the internal structure of the repair area if the repair is below the main passenger floor. Refer to SRM 51-20-01.
15. Fill the gap between parts with aerodynamic smoother.
16. Apply the decorative finish to the repair area. Refer to AMM 51-21.
17. Replace the acoustic tiles, if necessary.

**NOTES**

- THIS REPAIR IS A CATEGORY A REPAIR AND NO SUPPLEMENTAL INSPECTIONS ARE NECESSARY.
- D = FASTENER DIAMETER.
- THE MAXIMUM PULL-UP PERMITTED PRIOR TO FASTENER INSTALLATION IS 0.005 INCH.
- MAINTAIN A MINIMUM OF 2D EDGE MARGIN ON ALL REPAIR PARTS.

Fuselage Skin - Flush Repair Between Stringers  
Figure 202 (Sheet 1)

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HỒNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc thân tại xà nẹp/ Stringer. ( Miếng  
táp/ Doubler dày hơn chân đế Stringer) - Hình 203 (từ 1, 2,  
3) trang 215, 216, 217.**

**3.1-Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà  
nẹp/Stringer.**

Hư hỏng vỏ bọc tại Stringer. Để sửa chữa phẳng phải cắt bỏ vỏ bọc tại  
chỗ hỏng và cắt cả xà nẹp/Stringer dưới chỗ hỏng.

**Ưu điểm:**

Sửa chữa này có ưu điểm là tạo mặt phẳng nhẵn khí động học và phục  
hồi được độ bền.

**Nhược điểm:**

Cắt bỏ phần xà nẹp/Stringer liên quan, và ngoài sửa chữa vỏ bọc, còn  
sửa chữa xà nẹp/Stringer. Để tạo được mặt phẳng liên kết phải có  
nhiều thành phần sửa chữa tham gia. Sửa chữa này tốn vật tư và công  
lao động.

**3.2- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa:**

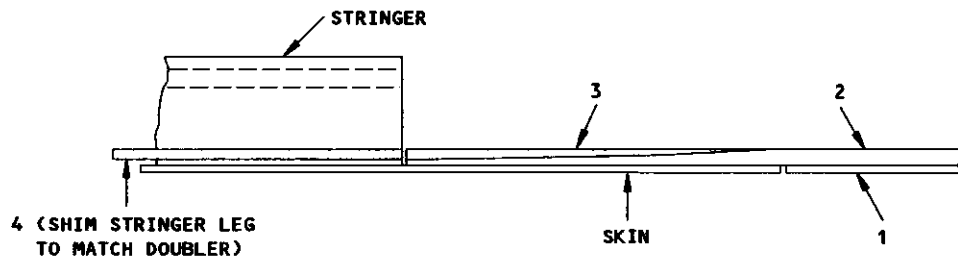
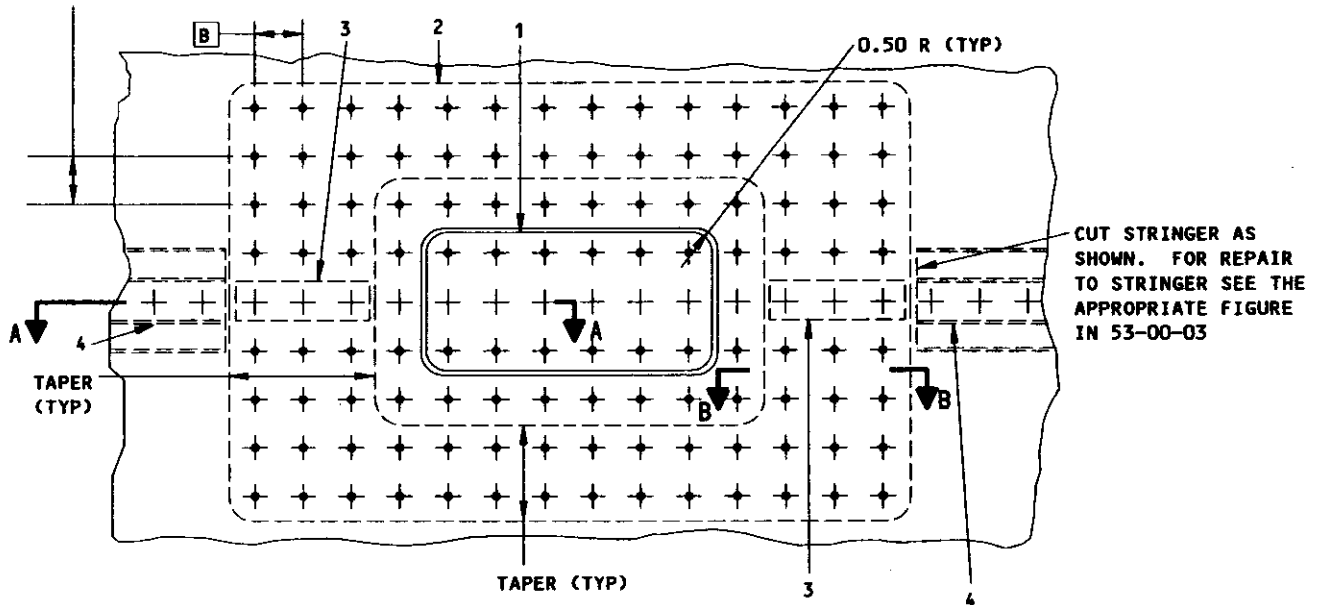
Chỗ hư hỏng vỏ bọc nhỏ, có thể sửa chữa và ngoài.

Xem mục 53-00-01 hình 201 trang 206 đến 211.

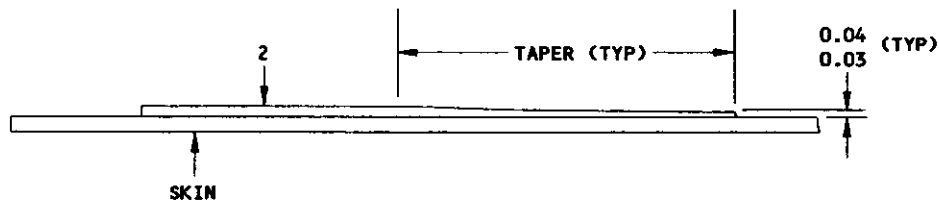
**53-00-01**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

FOR VERTICAL FASTENER  
SPACING SEE TABLE 1



SECTION A-A



SECTION B-B

Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer  
(Doubler Thicker Than Stringer Leg)  
Figure 203 (Sheet 3)

53-00-01

 **BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

## REPAIR INSTRUCTIONS

**CAUTION:** IF ACOUSTIC TILES ARE ENCOUNTERED DURING FUSELAGE SKIN REPAIR, REMOVE TILE BEFORE PROCEEDING WITH REPAIR.

1. Cut and remove damaged portion of skin and stringer.

**NOTE:** The stringer will have to be cut back beyond edge of hole to permit installation of doubler plate with four rows of rivets at each end.

2. Make repair parts.

**NOTE:** For stringer repair, refer to SRM 53-00-03.

3. Assemble repair parts and drill the fastener holes.
4. Remove repair parts.
5. Break sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.030R.
6. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
7. Alodize the repair parts and raw edges of original parts.
8. Apply one coat of BMS 10-11, type 1 primer to all of part 2, 3, 4 and to the raw edges and inner surface of part 1 in accordance with AMM 51-24.
9. Install repair parts, making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant. Install hex-drive bolts wet with BMS 5-95.
10. Fill gap between parts with aerodynamic smoother.
11. Restore exterior and interior finish.
12. Replace acoustic tile.

## NOTES

- WHERE THIS REPAIR IS BEING USED IN A MACHINED OR CHEM-MILLED SKIN, SHIMS MAY BE USED BETWEEN DOUBLER AND SKIN TO MAKE UP VARIATIONS IN THICKNESS
- WHEN YOU USE THIS REPAIR REFER TO:
  - AMM 51-21 OR INTERIOR AND EXTERIOR FINISHES
  - AMM 53-01-04 FOR INSTALLATION AND REMOVAL OF ACOUSTIC TILE
  - SRM 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
  - SRM 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS
  - SRM 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL

- SRM 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS
- SRM 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS.

- [A]** SAME MATERIAL ONE GAGE HEAVIER THAN GREATEST THICKNESS OF SKIN REMOVED.
- [B]** HORIZONTAL SPACING OF FASTENERS TO BE SAME AS THE NEAREST LONGITUDINAL FUSELAGE SKIN LAP SPLICE.
- [C]** USE BACR15CE6D FOR SKINS IN SECTIONS 41 AND 48. USE BACR15FV6KE FOR SKINS IN SECTIONS 43, 45 AND 46.
- [D]** USE BACR15CE8D FOR SKINS IN SECTIONS 41 AND 48. USE BACR15FV8KE FOR SKINS IN SECTIONS 43, 45 AND 46.
- [E]** BACB30FN8A MAY BE USED AS A SUBSTITUTE FOR BACB30NW8K.

## SYMBOLS

- + ORIGINAL FASTENER LOCATION. SAME SPACING, TYPE AND DIAMETER AS STRINGER RIVETING.
- ✦ REPAIR FASTENER LOCATION. SEE TABLE I FOR TYPE DIAMETER.

Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer  
(Stringer Leg Thicker Than Doubler)  
Figure 204 (Sheet 1)

53-00-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc thân tại xà nẹp/Stringer (Chân đế Stringer dày hơn miếng táp/Doubler) - Hình 204 (từ 1, 2, 3), trang 218 đến 220.**

Tương tự như sửa chữa trình bày ở 53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc thân tại xà nẹp/Stringer (Doubler dày hơn chân đế Stringer) đã phân tích ở trên.

Điểm khác nhau:

- Không cắt vào chân đế nẹp/Stringer, nên không cần Shim ở đây.
- Miếng điền đầy/Shim (4) : miếng táp điền đầy/Shim Doubler để tạo mặt phẳng với chân đế Stringer. Có mặt phẳng này để đoạn Stringer sửa chữa liên kết nối Stringer bị cắt bỏ và liên kết vào vỏ bọc.
- Sửa chữa ở phương án này đơn giản hơn phương án sửa chữa trên.
- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa ngoài tại xà nẹp/Stringer. Xem mục 53-00-01, hình 201, trang 201 đến 211.

*Ưu điểm* : Sửa chữa nhanh, đơn giản.

*Nhược điểm* : Không tạo được độ phẳng nhẵn khi động học.

**53-00-01**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REPAIR MATERIAL |              |     |                                     |
|-----------------|--------------|-----|-------------------------------------|
| PART            |              | QTY | MATERIAL                            |
| 1               | FILLER       | 1   | SAME MATL AND GAGE AS EXISTING SKIN |
| 2               | DOUBLER      | 1   | [A]                                 |
| 3               | TAPERED SHIM | 2   | 2024-T3 OR 7075-T6                  |
| 4               | SHIM         | 1   | 2024-T3 OR 7075-T6                  |

| ORIGINAL SKIN GAGE | REPAIR FASTENERS | VERTICAL SPACING OF FASTENERS |
|--------------------|------------------|-------------------------------|
| 0.040 TO 0.050     | BACR15BB5D       | 1.20<br>1.00                  |
| 0.051 TO 0.071     | [C]              | 1.35<br>1.30                  |
| 0.072 TO 0.125     | [D]              | 1.50<br>1.40                  |
| OVER 0.125         | BACB30NW8K [E]   | 1.50<br>1.40                  |

TABLE I

Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer  
(Stringer Leg Thicker than Doubler)  
Figure 204 (Sheet 2)

20

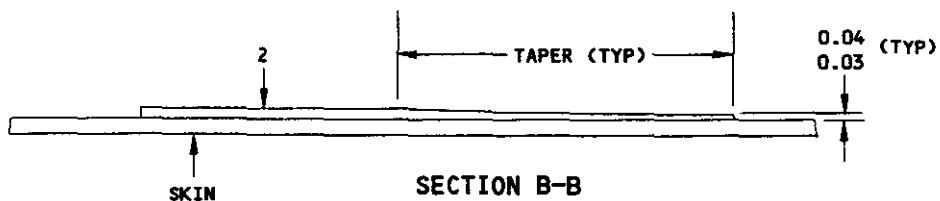
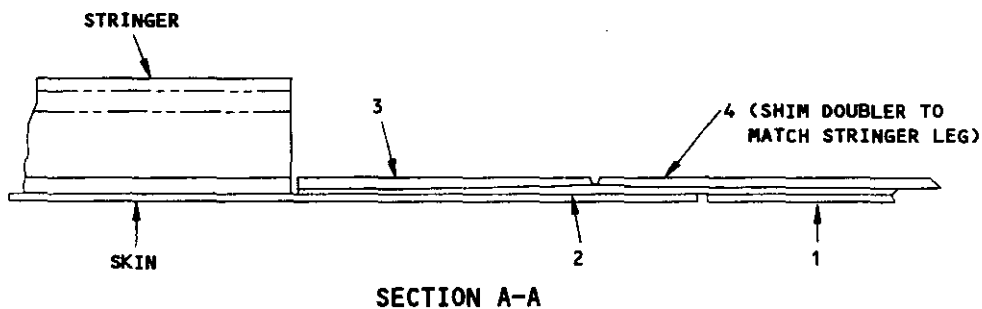
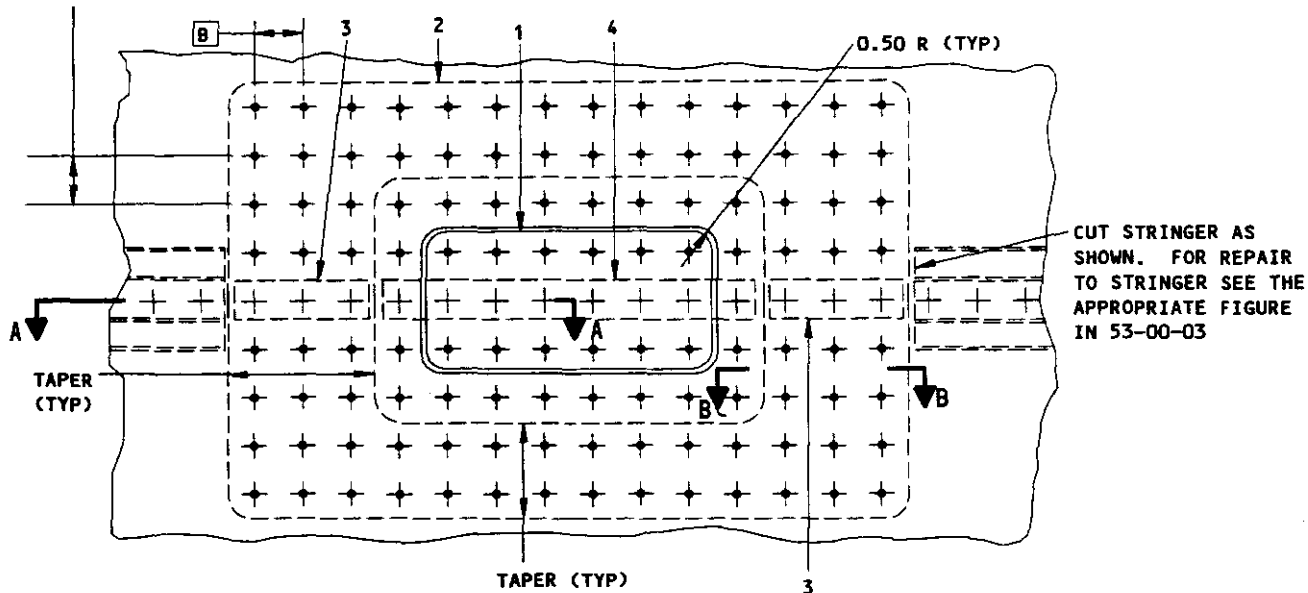
53-00-01

300.101

Page 219  
Apr 15/01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

FOR VERTICAL FASTENER  
SPACING SEE TABLE I



Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer  
(Stringer Leg Thicker Than Doubler)  
Figure 204 (Sheet 3)

53-00-01

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà nẹp/Stringer đối với vỏ bọc dày 0,09 in (2,286 mm) hoặc nhỏ hơn. - Hình 209 (từ 1 đến 5), trang 233 đến 238.**

**3.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà nẹp/Stringer đối với vỏ bọc mỏng 0,09 in (2,286 mm).**

Sửa chữa phẳng không cắt xà nẹp/Stringer. Dựa trên tính chất biến dạng đàn hồi của hợp kim nhôm.

Để tạo thuận nhả của miếng vá dùng miếng điện dây/Shim còn có chiều dài 100 in (254 mm) lắp giữa vỏ bọc và Stringer.

**Ưu điểm :** - Sửa chữa đơn giản, nhanh. Độ bền mối ghép tán vẫn bảo đảm phục hồi. Miếng vá không tạo tập trung ứng suất lớn.

**Nhược điểm :** Vỏ bọc bị võng, chỗ có miếng vá, mặt bao biến dạng ngoài có thay đổi chút ít. Chỉ áp dụng cho vỏ bọc mỏng dưới 0,1 inch.

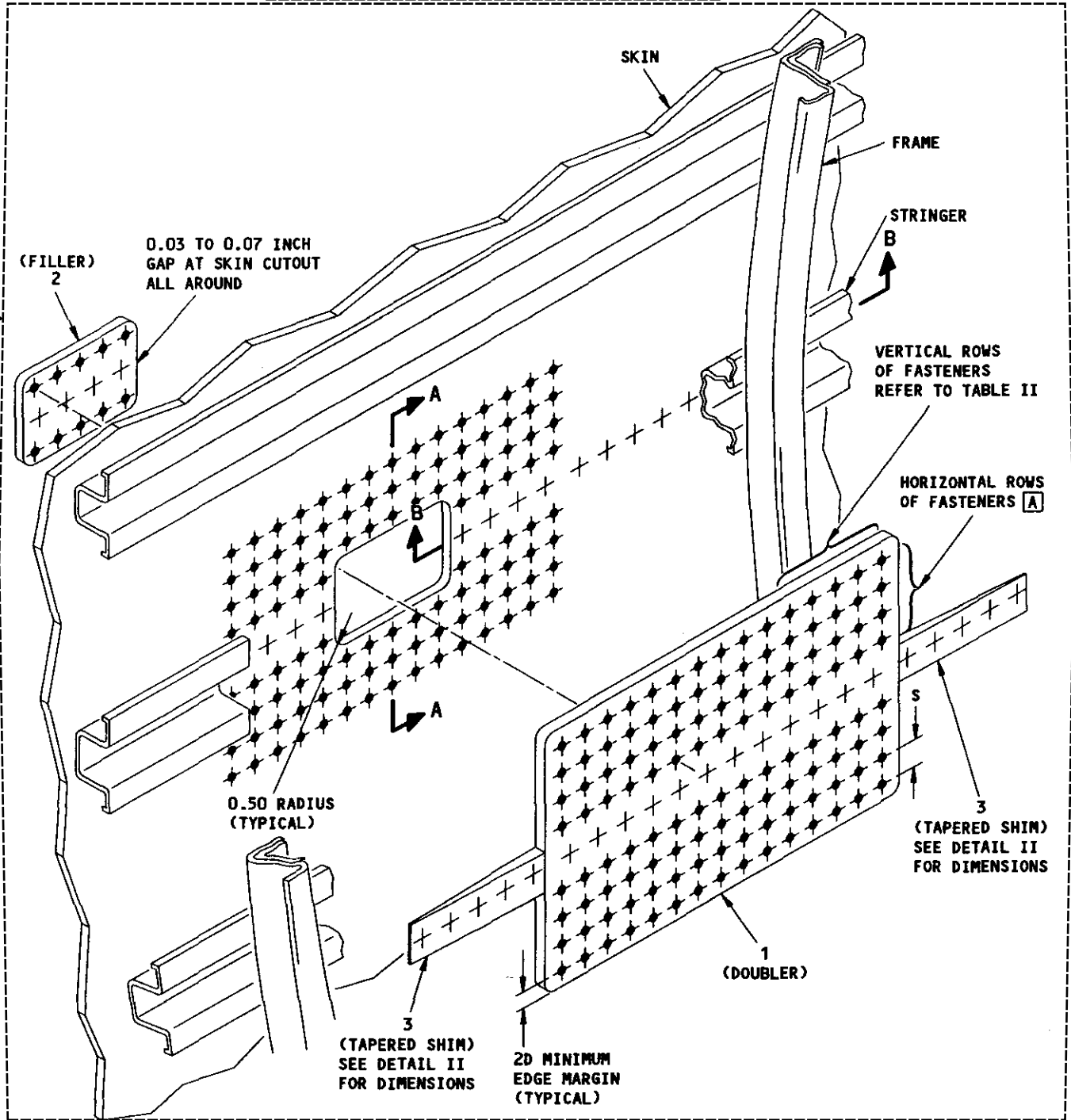
**3.2- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa**

Vát mép Double để giảm thiểu tập trung ứng suất do mép miếng vá gây ra cho vỏ bọc.

**53-00-01**



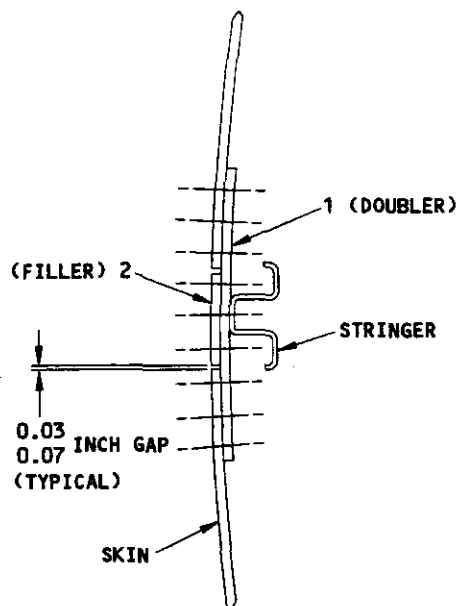
**767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL**



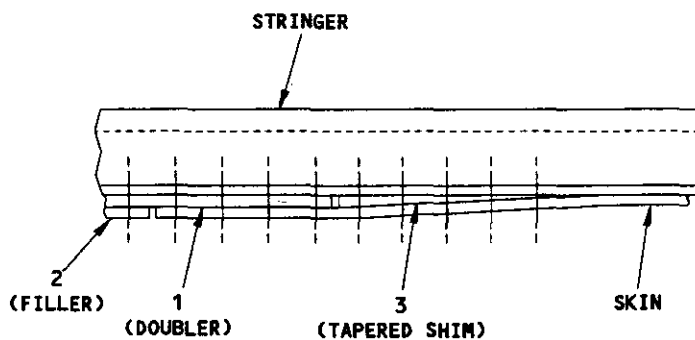
**DETAIL I**

**Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer For Skin Thickness of 0.09 inch or Less**  
**Figure 209 (Sheet 3)**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



SECTION B-B

Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer For Skin Thickness of 0.09 inch or Less  
Figure 209 (Sheet 4)

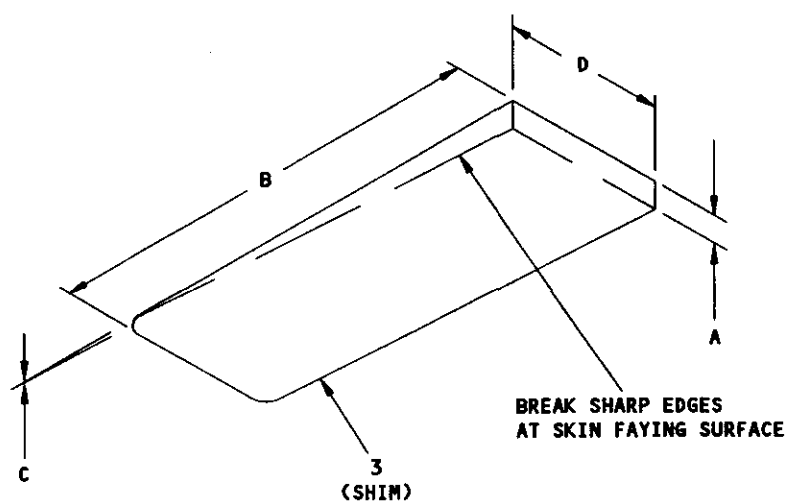
53-00-01

300.101

Page 236  
Apr 15/01

BOEING PROPRIETARY - Copyright (C) - Unpublished Work - See title page for details.

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



A = DOUBLER THICKNESS  
B = 100 (A-C)  
C = 0.01  
D = 1.30

DETAIL II

Fuselage Skin - Flush Repair at Stringer For Skin Thickness of 0.09 inch or Less  
Figure 209 (Sheet 5)

53-00-01

300.101

Page 237  
Apr 15/01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**APPLICABILITY**

BLIND RIVETS MUST BE INSPECTED EVERY 1000 FLIGHT CYCLES AND BE REPLACED WITH PERMANENT FASTENERS AT THE NEXT SCHEDULED MAJOR MAINTENANCE CHECK **A**.

**REPAIR INSTRUCTIONS**

1. Clean out the damage to a 1-inch max diameter hole. The distance from the center of hole to an edge or cutout must not be less than 4 times the diameter of the hole.
2. Make the repair doubler. Refer to Table I.
3. Assemble the repair doubler and drill the fastener holes. Use a drill stop to restrict penetration to 0.06 inch max.
4. Remove the repair doubler.
5. Remove the nicks, scratches, gouges, burrs, and sharp edges from the repair doubler and the bare surfaces of the skin.
6. Apply a chemical conversion coating to the repair doubler and to the bare surfaces of the skin.
7. Apply one layer of BMS 10-11, Type 1 primer to the doubler and to the bare surfaces of the skin.
8. Install the repair doubler with BMS 5-95 sealant between the mating surfaces.
9. Install the fasteners.
10. Apply aerodynamic smoother, if required.

**NOTES**

- WHEN YOU USE THIS REPAIR REFER TO:
  - SOPM 20-41-02 FOR APPLICATION OF FINISHES.
  - SRM 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
  - SRM 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS
  - SRM 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL
  - SRM 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS
  - SRM 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

- BLIND RIVET REPAIRS SHOULD NOT BE USED WHERE DOUBLERS, TRIPLERS AND NONTYPICAL STRUCTURE EXISTS UNLESS IT CAN BE DEFINITELY ESTABLISHED THAT THE BLIND RIVETS WILL BE PROPERLY SEATED ON THE INTERNAL STRUCTURE AND THAT ADEQUATE RIVET SPACING AND EDGE MARGINS ARE KEPT.
- NAS1738, NAS1739, BACR15FR()MP AND BACR15FP()MP RIVETS ARE 1/64 OVERSIZE FASTENERS. REFER TO SRM 51-40-05, FIGURE 1 FOR THE CORRECT HOLE SIZE.

- A** THIS REPAIR HAS FAA APPROVAL IF THE INSPECTIONS SHOWN IN THIS FIGURE ARE COMPLETED AT THE SPECIFIED TIMES.
- B** THE DISTANCE FROM THE CENTER OF THE HOLE TO AN EDGE OR CUTOUT MUST NOT BE LESS THAN 4 TIMES THE DIAMETER OF THE HOLE.

**FASTENER SYMBOLS**

- REPAIR FASTENER LOCATION. REFER TO TABLE II FOR THE FASTENER CALLOUT.

| REPAIR MATERIAL |         |     |                                                                           |
|-----------------|---------|-----|---------------------------------------------------------------------------|
| PART            |         | QTY | MATERIAL                                                                  |
| 1               | DOUBLER | 1   | SAME MATERIAL AND HEAT TREAT AS ORIGINAL SKIN. REFER TO TABLE II FOR GAGE |

TABLE I

Fuselage Skin - Time Limited External Repair  
Figure 210 (Sheet 1)

53-00-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-01. Sửa chữa bên ngoài mối ghép chồng - Hình 212 (từ 1 đến 8), trang 246 đến 253.**

**3.1. Phạm vi áp dụng :**

Sửa chữa này chỉ áp dụng cho mối ghép chồng có 3 hàng kẹp chặt.

Sửa chữa này không áp dụng cho:

- Hư hỏng mối ghép đối đầu (giáp mối cho chu bao quanh).
- Hư hỏng gần lỗ tĩnh điện/Static Ports hoặc góc của cảm biến tấn công/Attack Sensors.
- Trong phạm vi 22 in cách chỗ sửa chữa cạnh đó.
- Trong phạm vi 22 in chỗ cửa cắt bỏ.
- Mối ghép chồng dây đai cửa sổ/Windows Belt S-17 L/R.

**3.2 - Phân tích phương án thiết kế sửa chữa ngoài mối nối chồng.**

- Hình 213 (từ 4, 5).

Chi tiết I, II, III/Detail I, II, III.

- Miếng tấp/Doubler (1) : Có bề dày dày hơn vỏ bọc sửa chữa 1 kích cỡ kích thước để tăng cường độ bền bù vào mất mát độ bền của vỏ bọc và khoan lỗ ở vỏ bọc làm mối ghép đinh tán. Doubler (1) được làm thành hai tấm Doubler và thêm một hàng đinh tán bổ sung tăng cường vào Doubler (XI). Mục đích vừa giảm tập trung ứng suất của miếng vá vào vỏ bọc vừa tăng cường độ bền và thuận tiện cho vỏ bọc. Doubler không bao giờ có bề dày nhỏ hơn vỏ bọc.

Vì Doubler vá ngoài nên phải vát mép (Xem chi tiết III); Chiều dài vát là 4T, phần bề dày mép còn lại không vát 0,020 in (0,508 mm).

- Hướng dọc theo chiều dài, Doubler (1) rộng đủ lắp đặt 4 hàng đinh tán về phía trước và sau lớn hơn 1 hàng đinh tán so với hướng chu vi tròn bao quanh để tăng độ bền theo chiều dọc thân.
- Miếng lấp kín/Filler 2, 3, 4, 5 : Mục đích để tạo mặt phẳng từ vỏ bọc dưới bằng mặt phẳng vỏ bọc trên để lắp đặt Doubler (1).
- Vì đây là sửa chữa hạng B nên cần kiểm tra bổ sung đã đọc FAA chấp nhận. Xem bảng II.

**53-00-01**



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**

### **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

- Hình 212 (từ 6, 7).

Detail IV:

- Miếng táp/Doubler (1) : Có bề dày dày hơn vỏ bọc sửa chữa 1 kích thước, thì Doubler (1) tách thành hai Doubler mỏng hơn và tăng thêm một hàng đinh tán tăng cường để bảo đảm tăng bền và giảm tập trung ứng suất do Doubler gây ra. Doubler không bao giờ có bề dày nhỏ hơn vỏ bọc.
- Ở hướng chu vi thân, Doubler (1) rộng đủ lắp được 4 hàng đinh tán phía trên và 3 hàng đinh tán phía dưới. Do mép Doubler phía trên trùng với Stringer, nên tăng thêm một hàng đinh tán để dễ kiểm tra và tăng bền, giảm tập trung ứng suất của mép Doubler gây ra cho vỏ bọc.
- Ở hướng dọc theo chiều dài thân: Doubler (1) lắp được 4 hàng đinh tán phía trước và sau để tăng độ bền theo chiều dọc thân máy bay.
- Doubler (1) vá ngoài nên phải vát mép (xem chi tiết III), chiều dài vát 4T, phần bề dày mép còn lại không vát 0,020 in (0,508 mm).
- Tấm nối chống xé/Tear Straps: Là tấm nối chống xé rách để liên kết nối vỏ bọc vào Stringer.
- Thanh giằng/Shear Tie: Là dạng thanh nối tăng cường chống cắt dùng liên kết vỏ bọc, Tear Strap, và các thành phần sửa chữa lại.
- Filler 2, 3, 4, 5 để phối hợp với vỏ bọc dưới tạo mặt phẳng mối ghép với vỏ bọc trên để lắp Doubler (1).

### **3.3 -Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng mối ghép chống.**

Xem hình 213, trang 255 đến 259 mục 53-00-01.

**53-00-01**



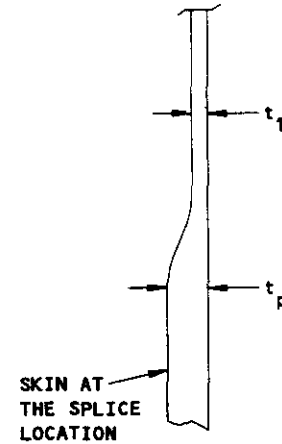
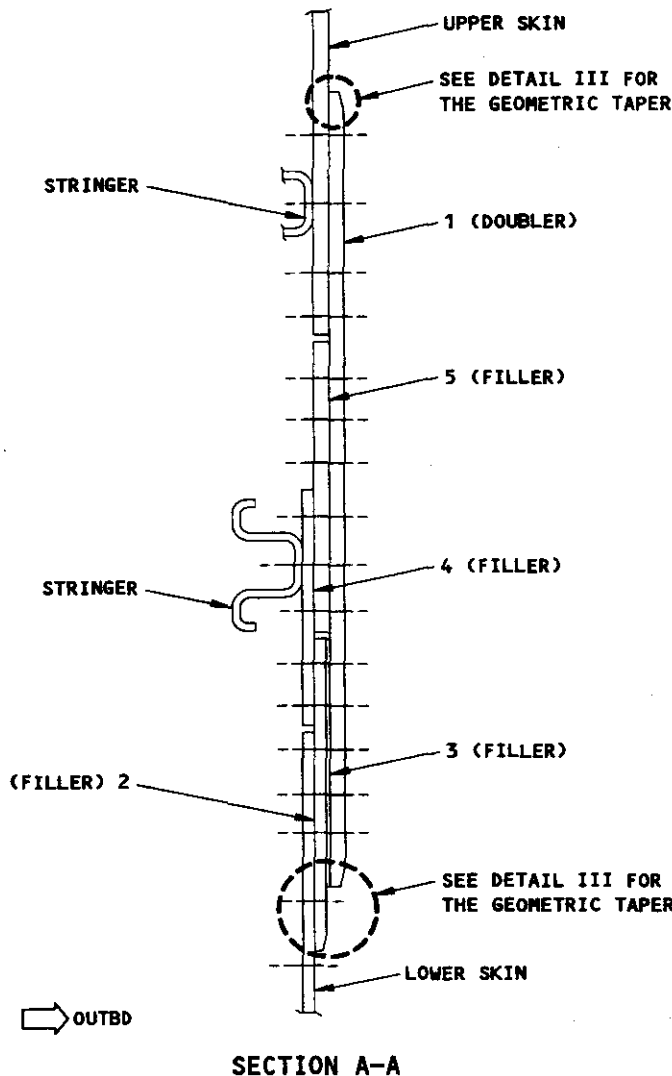
**⇒ FWD**

### DETAIL I

23

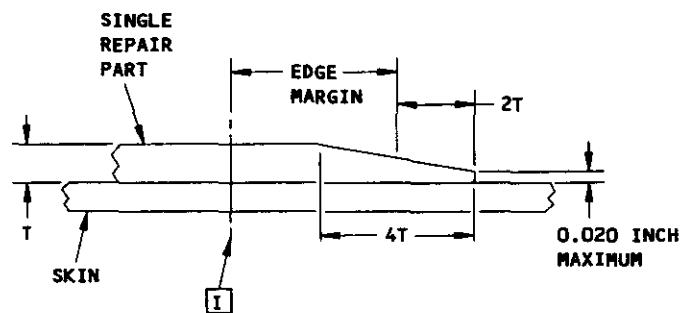
53-00-01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



THICKNESS OF PART 1 DOUBLER =  $t_{DBLR}$   
 $t_{DBLR} > t_1$  BY ONE GAGE OR  
 $t_{DBLR} = t_p$  WHICHEVER IS GREATER.

DETERMINATION OF THE THICKNESS  
OF PART 1 DOUBLER  
DETAIL II



GEOMETRIC TAPER FOR EXTERNAL REPAIR PARTS  
DETAIL III

Lap Splice External Repair  
Figure 212 (Sheet 5)

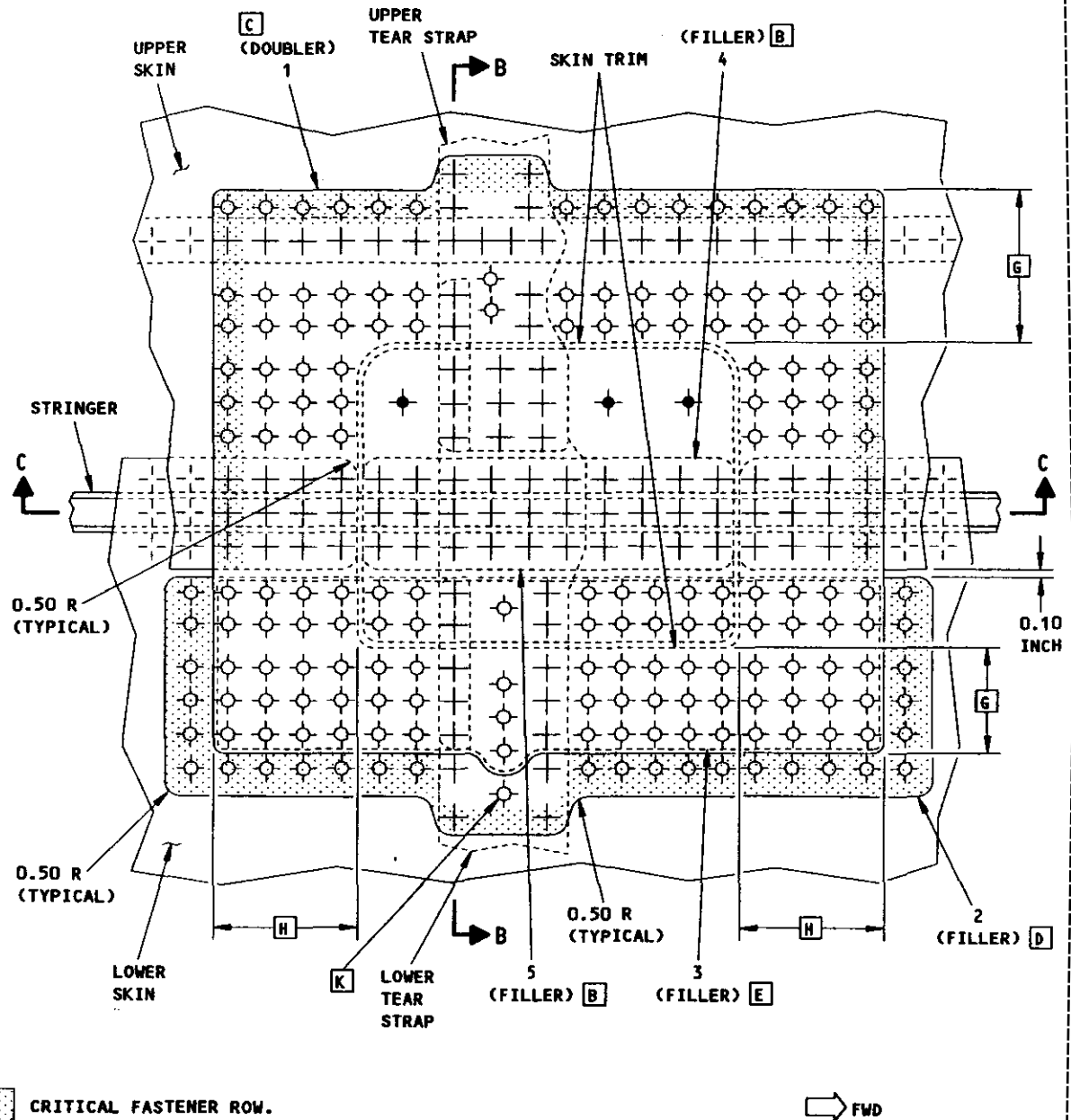
53-00-01

300.101

Page 250  
Apr 15/01



767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**NOTE:** SUBSEQUENT INSPECTIONS ARE NECESSARY FOR A CATEGORY B REPAIR. REFER TO TABLE II.

DETAIL IV

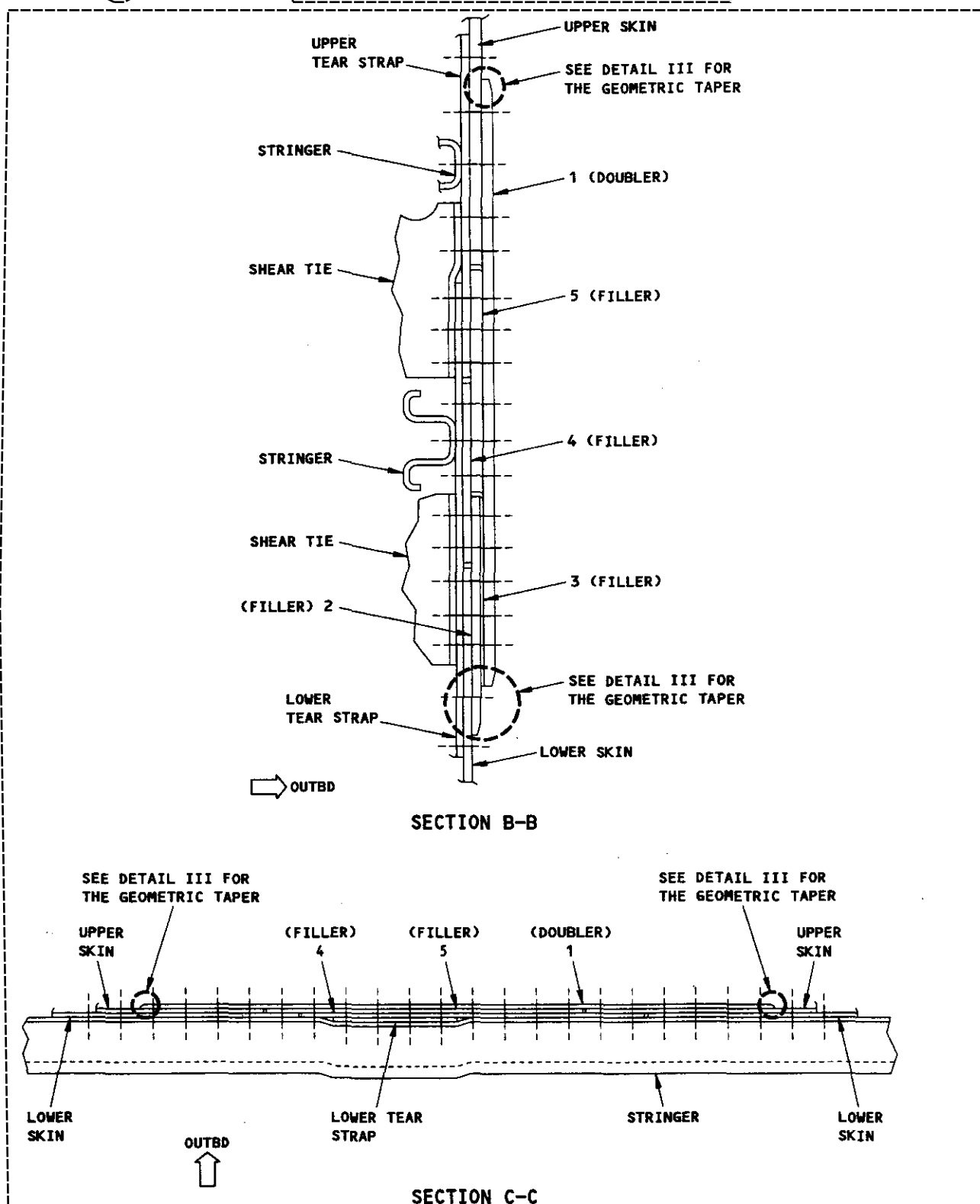
Lap Splice External Repair  
Figure 212 (Sheet 6)

53-00-01

300.1

Page 251  
Apr 15/01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Lap Splice External Repair  
Figure 212 (Sheet 7)

53-00-01

300.101

Page 252  
Apr 15/01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-01. Sửa chữa phẳng mối ghép nối chồng - Hình 213 (từ 1 đến 6), trang 254 đến 259.**

**3.1- Áp dụng sửa chữa này cho:**

- Ghép nối chồng với 3 hàng đinh tán.
- Chỉ áp dụng cho bề dày vỏ bọc chính sửa nhỏ hơn 0,063 in (1,6 mm) (bao gồm cả bề dày PAD - UP),

*Chú ý:* Sửa chữa này chỉ thích hợp nếu sửa chữa bên trong miếng lấp kín đúp/Doublers Fillers, Miếng điền đầy côn/Tapered Shims không bị cản trở của kết cấu bên trong hiện có như miếng nối chồng xé/Tear Straps hoặc miếng nối chịu nén/Bear Straps.

Sửa chữa này chỉ hư hỏng cả vỏ bọc trên và vỏ bọc dưới. Nếu hư hỏng chỉ ở một vỏ bọc, vỏ bọc kia không cần chỉnh sửa.

**3.2- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng mối ghép chồng:**

- Sửa chữa này chỉ áp dụng ở vỏ bọc mỏng nhỏ hơn 0.063 in (1,6 mm), vỏ bọc này mới dễ uốn cong vòng ra ngoài để lắp miếng tấp/Doubler và miếng điền đầy côn/tapered Shim, miếng lấp kín/Filler.
- Phía bên trong không có thành phần kết cấu như Tear Straps, Bear Straps.
- Miếng điền đầy côn/Tapered Shim : Có độ côn và chiều dài lắp được 5 đinh tán để tạo độ dốc từ từ không làm biến dạng lớn vỏ bọc.

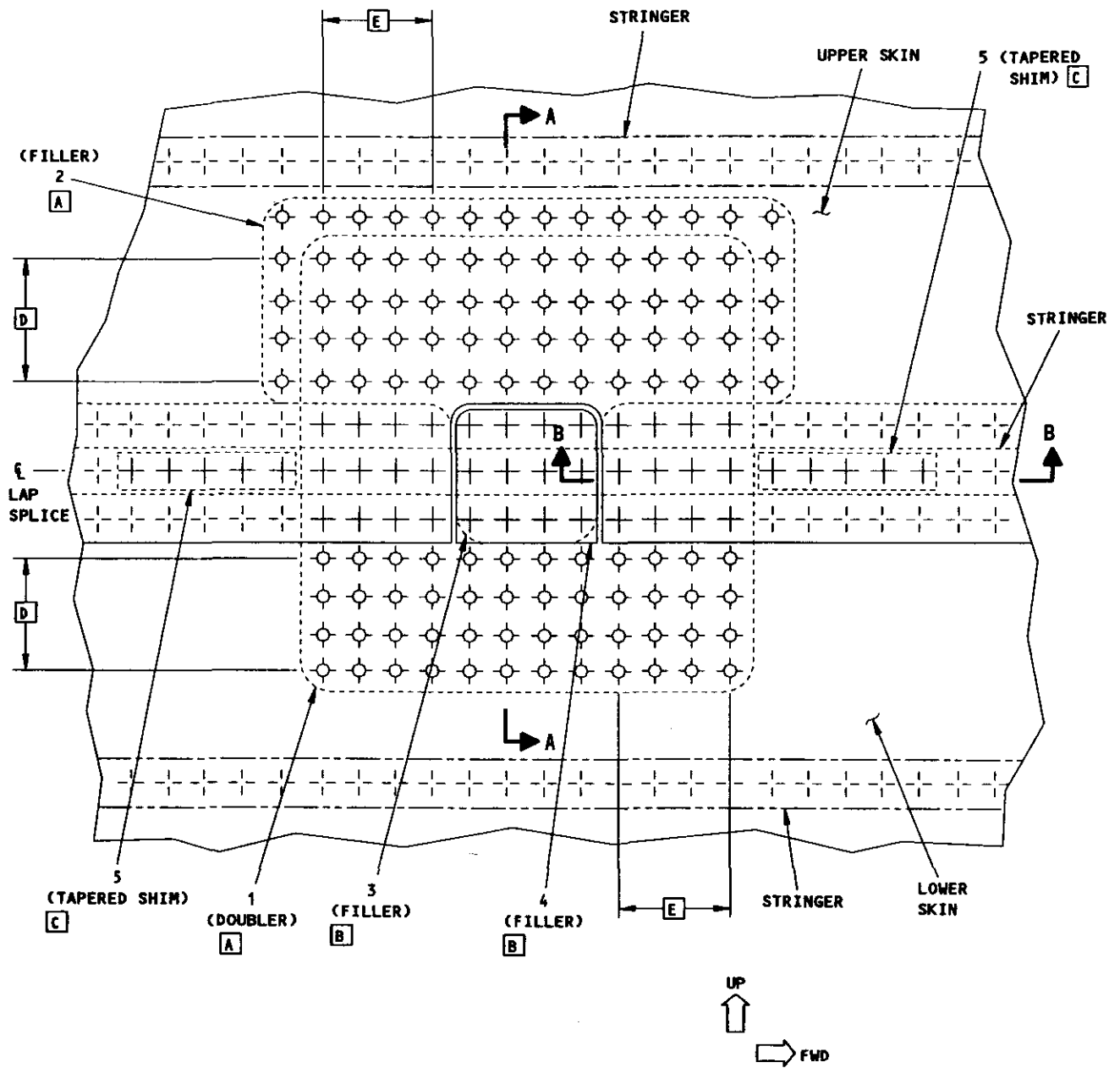
**3.3- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa ngoài mối ghép chồng:**

Sửa chữa phẳng mối ghép chồng có ưu điểm tạo mặt phẳng ngoài như vỏ bọc hiện có. Nhưng có nhược điểm chỉ dùng cho vỏ bọc mỏng. Vỏ bọc bị uốn cong, tạo một ít độ cong mặt bên ngoài khác với xung quanh.

*Đề xuất :* Có thể dùng phương án sửa chữa vá ngoài mối ghép chồng như sửa chữa 53-00-01, hình 212, trang 246 đến 253.

**53-00-01**

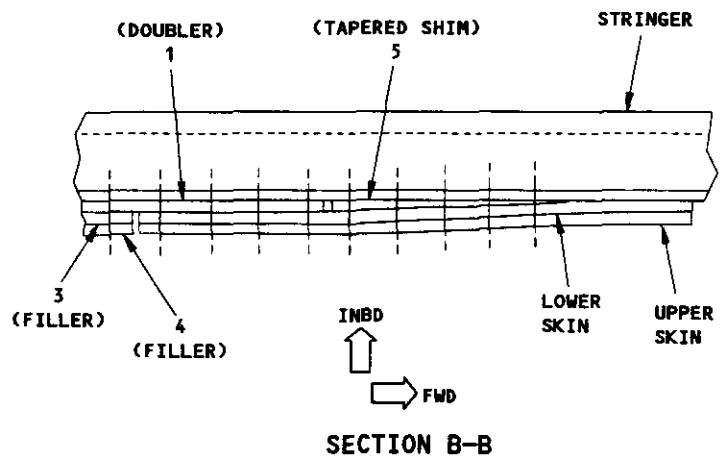
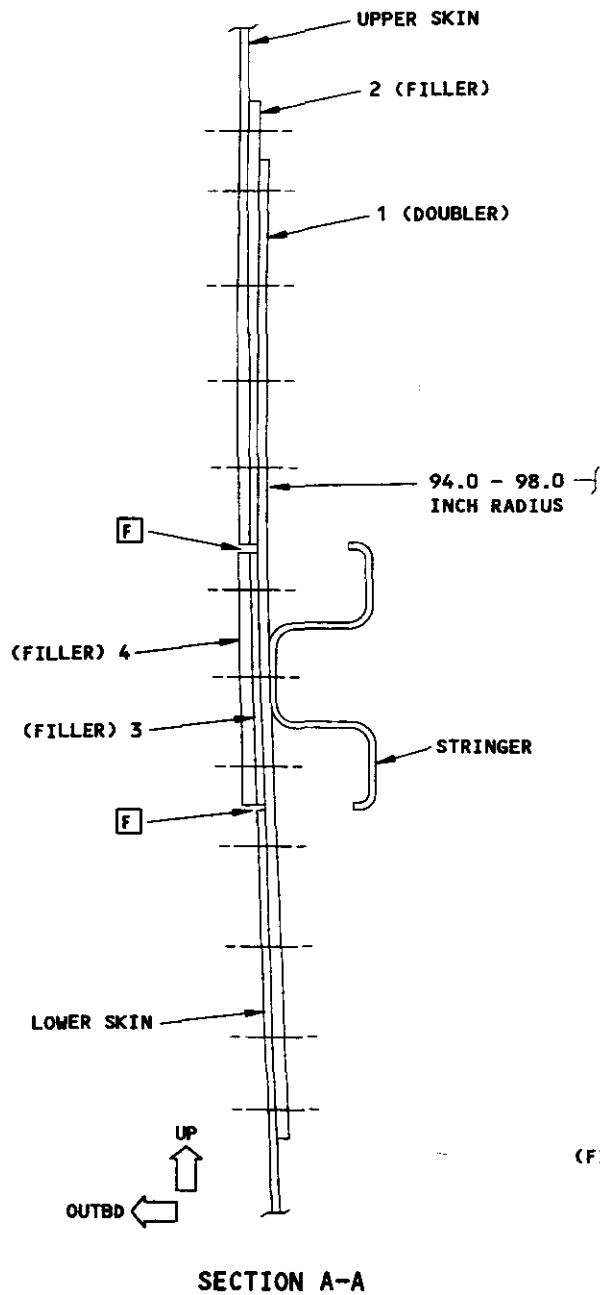
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DETAIL I

Lap Splice Flush Repair  
Figure 213 (Sheet 4)

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Lap Splice Flush Repair  
Figure 213 (Sheet 5)

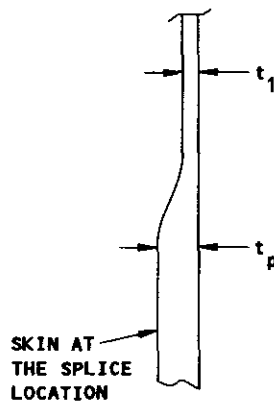
53-00-01

300.101

Page 258

Apr 15/01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

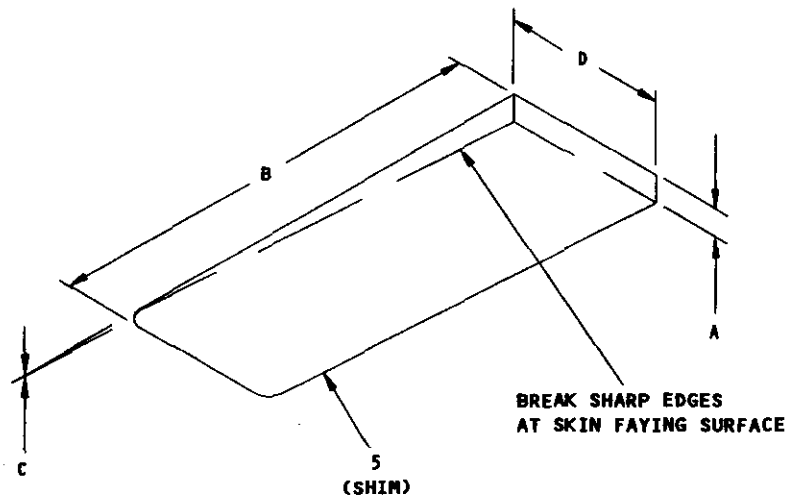


THICKNESS OF PART 1 DOUBLER =  $t_{DBLR}$   
 $t_{DBLR} > t_1$  BY ONE GAGE OR  
 $t_{DBLR} = t_p$  WHICHEVER IS GREATER.

THICKNESS OF PART 2 FILLER =  $t_{FILLER}$   
 THICKNESS OF LOWER SKIN AT LAP SPLICE =  $t_{LOWER}$   
 $t_{FILLER} = t_{LOWER} + (t_p - t_1)$

DETERMINATION OF THE THICKNESS  
OF PART 1 DOUBLER AND PART 2 FILLER

DETAIL II



A = DOUBLER THICKNESS  
 B = 100 (A-C)  
 C = 0.01  
 D = 1.30

DETAIL III

Lap Splice Flush Repair  
Figure 213 (Sheet 6)

53-00-01

# BOEING

## 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| APPLICABILITY                                                        |
|----------------------------------------------------------------------|
| THIS REPAIR IS APPLICABLE TO:                                        |
| - SKIN DAMAGE BETWEEN STRINGERS AND FRAMES                           |
| THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE TO:                                    |
| - DAMAGE AT A CIRCUMFERENTIAL BUTT SPLICE                            |
| - DAMAGE AT A SKIN LAP-SPLICE                                        |
| - DAMAGE NEAR THE STATIC PORTS OR ANGLE OF ATTACK SENSORS            |
| - WITHIN 22 INCHES OF AN ADJACENT SKIN (EXTERNAL OR INTERNAL) REPAIR |
| - WITHIN 22 INCHES OF A DOOR CUTOUT                                  |
| - DAMAGE AT THE WINDOW BELT                                          |

### REPAIR INSTRUCTIONS

THE EXTERNAL REPAIR AS SHOWN ALLOWS EITHER SOLID FASTENER OR BLIND FASTENER REPAIR. REFER TO THE APPLICABLE REPAIR INSTRUCTIONS.

### SOLID FASTENER REPAIR

**CAUTION:** IF ACOUSTIC TILES ARE FOUND DURING THE FUSELAGE SKIN REPAIR, REMOVE THESE TILES BEFORE YOU DO THIS REPAIR.

1. Get access to the damaged area.
2. Remove the necessary fasteners in the area of the damaged skin.
- CAUTION:** DO NOT GOUGE, SCRATCH, OR BUCKLE THE STRUCTURE ADJACENT TO THE REPAIR.
3. Carefully cut and remove the damaged part of the fuselage skin.
  - A. Make the cut a rectangular shape with the sides either parallel or perpendicular to the stringers.
  - B. Use caution so you do not cut or cause damage to the stringers. If the stringer is damaged, repair as shown in SRM 53-00-03.
  - C. Make the corner radii of the cutout a minimum of 0.5 inch.
  - D. Make the edges of the cut smooth with a surface finish of 125 microinches Ra.
4. Do a high frequency eddy current (HFEC) inspection of the repair area to make sure all of the damage has been removed. Refer to NDT Part 6, 51-00-01. Repeat steps 3 and 4 if all of the damage was not removed.
5. Make the repair parts. See Table I.

6. Assemble the repair parts as shown in Detail I or II and drill the fastener holes. Refer to SRM 51-40-05 for the fastener hole size. Do not drill the fastener holes near a chem-milled or machined radius. If you must drill a fastener hole near a chem-milled or machined radius, shift the location to prevent the hole or fastener from interfering with the radius or use a radius filler.

**NOTE:** For category B repairs, the initial fastener holes in the critical fastener rows (as shown in Detail I or II) can be zero-timed to make the inspection threshold start from the time the repair was installed. Refer to the paragraph "Hole Preparation for Repairs" in SRM 51-10-00 for the zero-timing procedure.

7. Disassemble the repair parts.
8. Remove all nicks, scratches, gouges, burrs, and sharp edges from the initial and repair parts.
9. Apply a chemical conversion coating to the repair parts and to the bare surfaces of the initial parts. Refer to SRM 51-20-01.
10. Apply two layers of BMS 10-11, Type I primer to the internal surfaces of the repair parts and to the bare internal surfaces of the initial parts. Refer to SOPM 20-41-02.
11. Apply one layer of BMS 10-79, Type II or III primer to the external surfaces of the repair parts and to the bare external surfaces of the initial parts. Refer to SOPM 20-44-04.
12. Install the repair parts wet with BMS 5-95 sealant between mating surfaces.
13. Install the fasteners as given in Table II.
 

**A** Fasteners that are not made of aluminum must be installed wet with BMS 5-95 sealant. Overdrive BACR15FV( )KE rivets to make the driven head 1.5D. Use a countersink repair washer to fill any initial countersink in the skin. Refer to SRM 51-40-08.
14. Apply a fillet seal to the repair parts on the external edges of the repair area. Refer to SRM 51-20-05.
15. Apply a layer of BMS 3-23 corrosion inhibiting compound to the internal structure of the repair area if the repair is below the main passenger floor. Refer to SRM 51-20-01.

Fuselage Skin - External Repair Between Stringers  
Figure 214 (Sheet 1)

53-00-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-03. Sửa chữa xà nẹp/Stringer thân S1 đến S-19.**

*Hình 201 (từ 1 đến 8), trang 201 đến 208.*

**3.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa xà nẹp/Stringer thân S1 đến S-19.**

- Hình 201 (từ 6).

*Detail II.* Bề dày Stringer nhỏ hơn hoặc bằng 0,080 in.

Bề dày 0,032 đến 0,063 in : Dùng đinh tán 6/32"(4.8 mm), số đinh tán nhỏ nhất ở mỗi hàng dọc ở mỗi đầu chỗ hỏng là 4. Mỗi nối có 4 hàng ngang, 5 hàng dọc. Tổng cộng tối thiểu có 20 đinh tán.

- Bề dày 0,064 in đến 0,08 in; dùng đường kính đinh tán 6/32"(4.8 mm).

Số đinh tán nhỏ nhất ở mỗi hàng dọc ở mỗi đầu là 5.

Mỗi nối có tối thiểu 5 hàng ngang và 5 hàng dọc: Tổng cộng tối thiểu có 25 đinh tán.

Phần nắp I/Hat Section 1 được vát góc ở đầu để giảm dần tập trung ứng suất ở đầu Hat Section và xà nẹp ép đùn/Existing Stringer.

Mỗi ghép nối Stringer bảo đảm nguyên tắc ghép nối: Vật liệu, kích thước Hat Section thay thế và các Miếng lấp đầy/Shim để bảo đảm bề mặt ghép tiếp xúc chắc chắn cho tán đinh kẹp chặt.

- Hình 201 (từ 7):

*Detail III.* Bề dày Stringer bằng 0,080 in hoặc lớn hơn.

Trong trường hợp này dùng xà chữ U 5/Channel 5, xà góc 6/Angle 6, các miếng lấp kín/Filler 3,4 để liên kết nối Stringer. Dùng đoạn Stringer để tạo thuận lợi liên kết.

Sửa chữa này có ưu điểm;

- Bảo đảm độ bền ban đầu.
- Giữ được biến dạng bên ngoài, thuận lợi cho lắp ráp với các thành phần liên quan: vỏ bọc, xà vòng/Frame...
- Để sửa chữa và lắp đặt vì các thành phần sửa chữa độc lập với nhau.

**53-00-03**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**Nhược điểm:**

Có Phần nắp/Hat Section có bề dày dày hơn xà nẹp/ép đùn/Existing Stringer mới đảm bảo độ bền tương đương.

Channel 5 và Angle 6 có góc vát đầu khác nhau để tránh tập trung ứng suất lớn ở tại một tiết diện.

Còn các phân tích tương tự như chi tiết II/Detail II (từ 6).

**Hình 20 K (từ 8).**

**Detail I :** Bề dày Stringer dày hơn 0,08 in (2,032 mm).

Ở đây Stringer có độ dày lớn, khả năng chịu tải của Stringer lớn hơn nhiều so với trường hợp Detail II, III.

Phương pháp và nguyên tắc tương tự như trên (III). Để tăng cường bằng ghép đúp Channel 5, 7 và Angle 6,8 để tăng độ bền, độ cứng.

**Ưu điểm:**

Giữ được hiện trạng ngoài, thuận lợi cho lắp ráp với các thành phần liên quan.

Phục hồi độ bền, độ cứng và khả năng chịu lực của chỗ nối.

Để sửa chữa và lắp đặt.

**Nhược điểm:**

Tốn vật liệu.

Kết cấu dày tạo nên tập trung ứng suất ở mép chỗ ghép nối, tăng trọng lượng chỗ sửa chữa.

Để khắc phục giảm tập trung ứng suất ở đầu Angler 6, 8 và Channel 5, 7 được vát các góc độ khác nhau.

Phân tích khác tương tự như Detail III.

**3.2- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa Stringer thân S-1 đến S-19.**

Chi tiết II/Detail II : Phần nắp/Hat Section có kích thước nhỏ hơn xà nẹp (Stringer) hiện có không bảo đảm nguyên tắc tối thiểu kích thước bằng hoặc lớn hơn Stringer hiện có. Để bảo đảm độ bền uốn và xoắn đoạn xà nẹp (Stringer) nối nên áp dụng như phương án sửa chữa Detail III, IV.

ATA 53-00-03

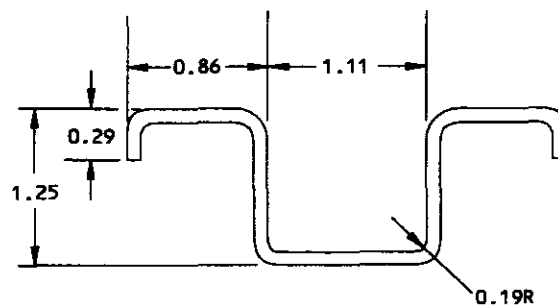
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| ORIGINAL<br>SECTION<br>GAGE | ORIGINAL<br>SECTION                                                     | REPAIR SECTION |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|-----------------------------|-------------------------------------------------------------------------|----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|                             |                                                                         | DETAIL II      | DETAIL III                                                                                                                      | DETAIL IV                                                                                                                       |
| 0.032                       | BAC1498-205                                                             | BAC1498-200    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  |                |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.036                       | BAC1498-206                                                             | BAC1498-201    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  |                |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.040                       | BAC1498-140                                                             |                | BAC1493-412<br>BAC1493-513                                                                                                      |                                                                                                                                 |
|                             | BAC1498-207                                                             | BAC1498-202    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  |                |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.045                       | BAC1498-141                                                             | BAC1498-132    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  | BAC1498-202    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.050                       | BAC1498-142                                                             | BAC1498-132    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | BAC1498-208                                                             | BAC1498-203    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  |                |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.056                       | BAC1498-143                                                             | BAC1498-132    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  | BAC1498-203    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.063                       | BAC1498-144                                                             | BAC1498-132    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | BAC1498-209                                                             | BAC1498-203    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  |                |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.071                       | BAC1498-145                                                             | BAC1498-131    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  | BAC1498-204    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.080                       | BAC1498-146                                                             | BAC1498-131    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
|                             | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  | BAC1498-204    |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |
| 0.090                       | BAC1498-147                                                             |                |                                                                                                                                 | <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">I</span> <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">K</span> |
|                             | BAC1498-210                                                             |                |                                                                                                                                 | <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">I</span> <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">K</span> |
| 0.032<br>THRU<br>0.0800     | TYPE II <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span> |                | <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">H</span> <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">J</span> |                                                                                                                                 |
| 0.081<br>THRU<br>0.112      | TYPE I <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span>  |                |                                                                                                                                 | <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">I</span> <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">K</span> |
|                             | TYPE II <span style="border: 1px solid black; padding: 0 2px;">G</span> |                |                                                                                                                                 |                                                                                                                                 |

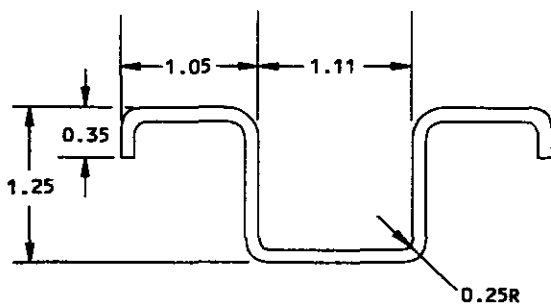
TABLE II N

Fuselage Stringer Repair S-1 thru S-19  
Figure 201 (Sheet 3)

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



TYPE I



TYPE II

| TYPE | LOCATION                                                                                                 |
|------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| I    | STA 434 THRU STA 785.9<br>STA 1307 THRU STA 1582, S17A THRU S19<br>STA 1395 THRU STA 1582, S1 THRU S13A  |
| II   | STA 785.9 THRU STA 1065<br>STA 1065 THRU STA 1395, S1 THRU S13A<br>STA 1065 THRU STA 1307, S17A THRU S19 |

TABLE III N

Fuselage Stringer Repair S-1 thru S-19  
Figure 201 (Sheet 4)

53-00-03

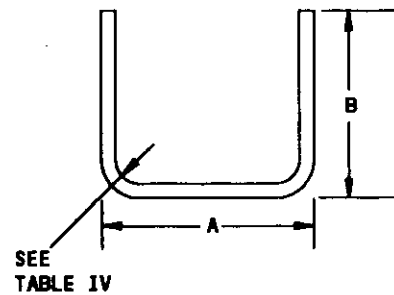
# BOEING 767

767-300

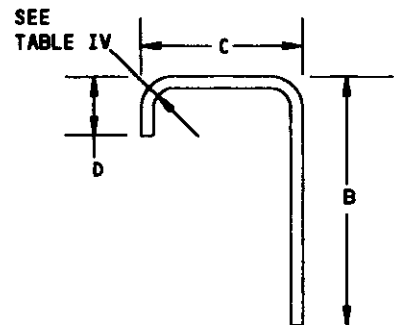
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| ORIGINAL SECTION GAGE | ORIGINAL SECTION | A    | B    | C    | D    |
|-----------------------|------------------|------|------|------|------|
| 0.090                 | BAC1498-147      | 0.98 | 0.96 | 0.68 | 0.25 |
| 0.090                 | BAC1498-210      | 1.09 | 0.94 | 0.63 | 0.20 |
| 0.081 THRU 0.112      | TYPE I           |      |      |      |      |
| 0.032 THRU 0.112      | TYPE II          | 1.09 | 0.88 | 0.82 | 0.25 |

DETAIL I



CHANNEL



ANGLE

| GAGE  | ALLOY  |         |
|-------|--------|---------|
|       | 7075-0 | 7075-T6 |
| 0.032 | 0.06   | 0.16    |
| 0.036 | 0.06   | 0.19    |
| 0.040 | 0.06   | 0.19    |
| 0.045 | 0.09   | 0.25    |
| 0.050 | 0.09   | 0.25    |
| 0.056 | 0.12   | 0.28    |
| 0.063 | 0.12   | 0.31    |
| 0.071 | 0.12   | 0.38    |
| 0.080 | 0.19   | 0.44    |
| 0.090 | 0.19   | 0.50    |
| 0.100 | 0.22   | 0.62    |
| 0.112 | 0.28   | 0.75    |

MINIMUM STANDARD INSIDE BEND RADIUS  
ROOM TEMPERATURE FORMING  
TABLE IV

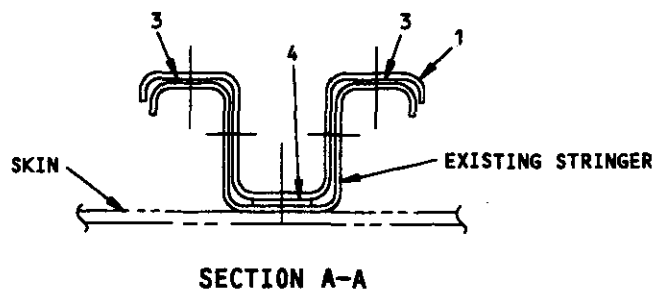
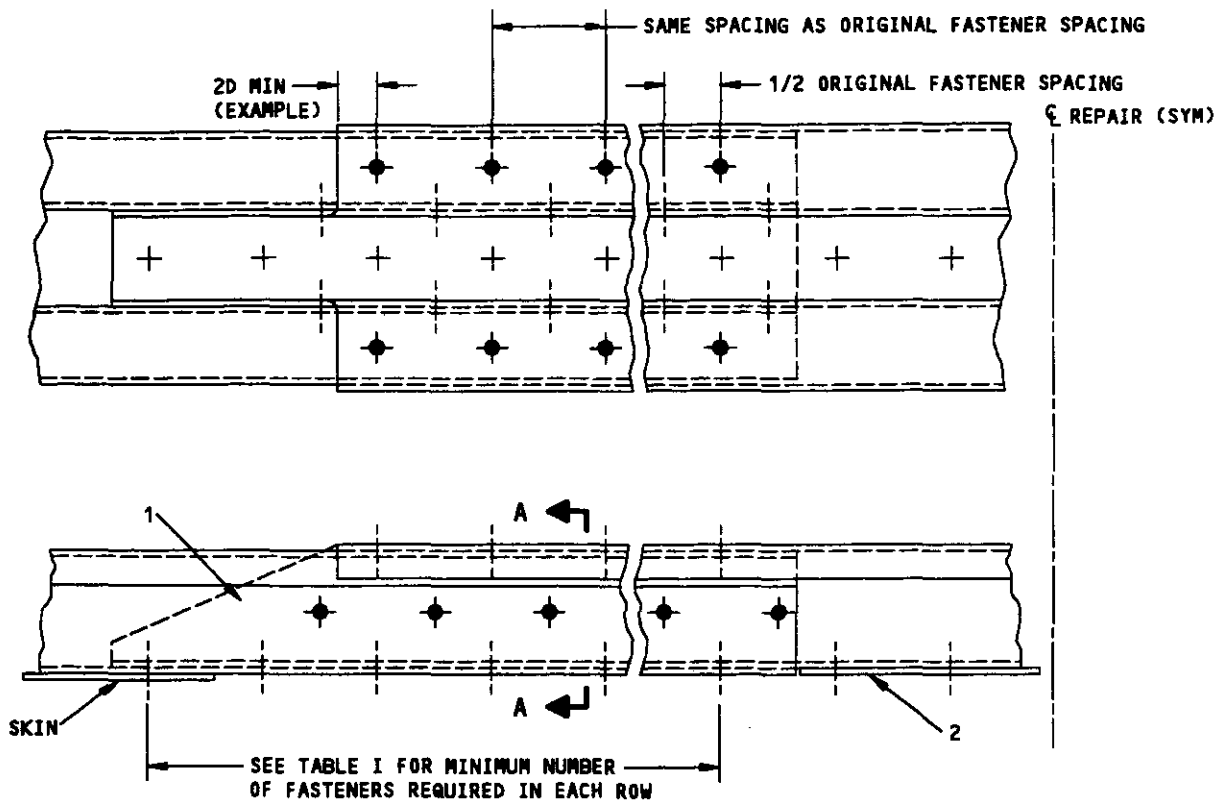
Fuselage Stringer Repair S-1 thru S-19  
Figure 201 (Sheet 5)

53-00-03

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



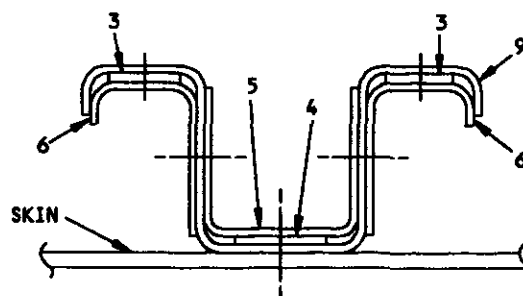
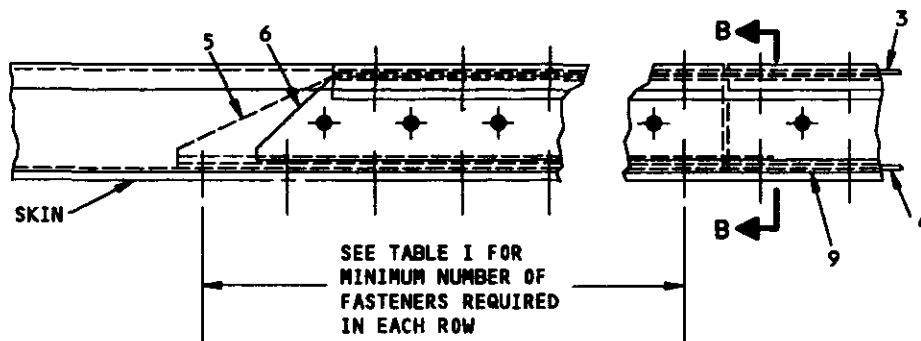
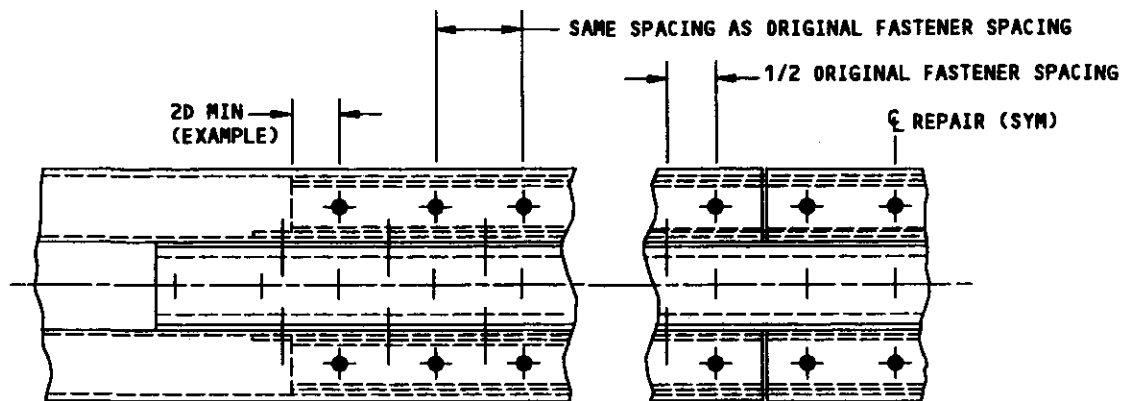
STRINGER GAGE 0.080 OR LESS  
DETAIL II

Fuselage Stringer Repair S-1 thru S-19  
Figure 201 (Sheet 6)

53-00-03

# BOEING 767

## 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



STRINGER GAGE 0.080 OR LESS  
DETAIL III

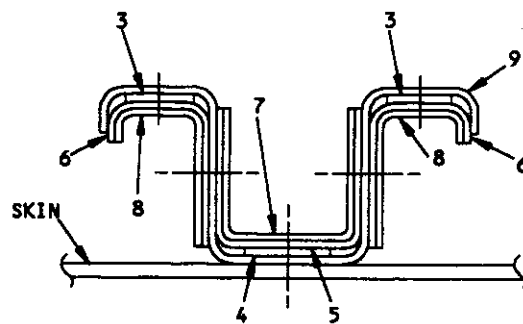
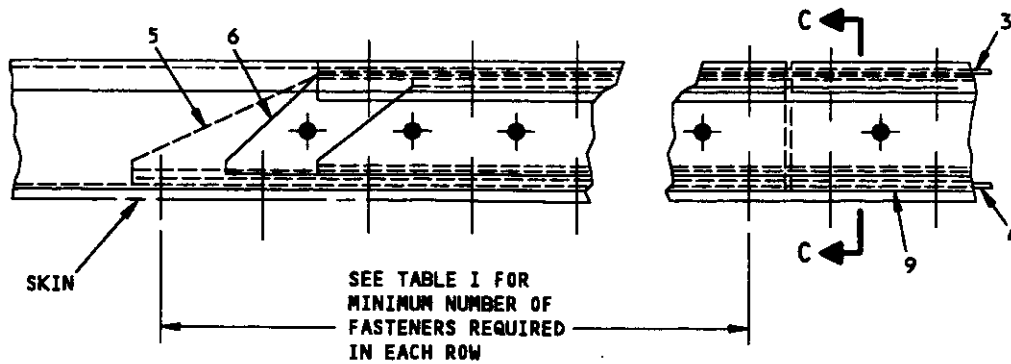
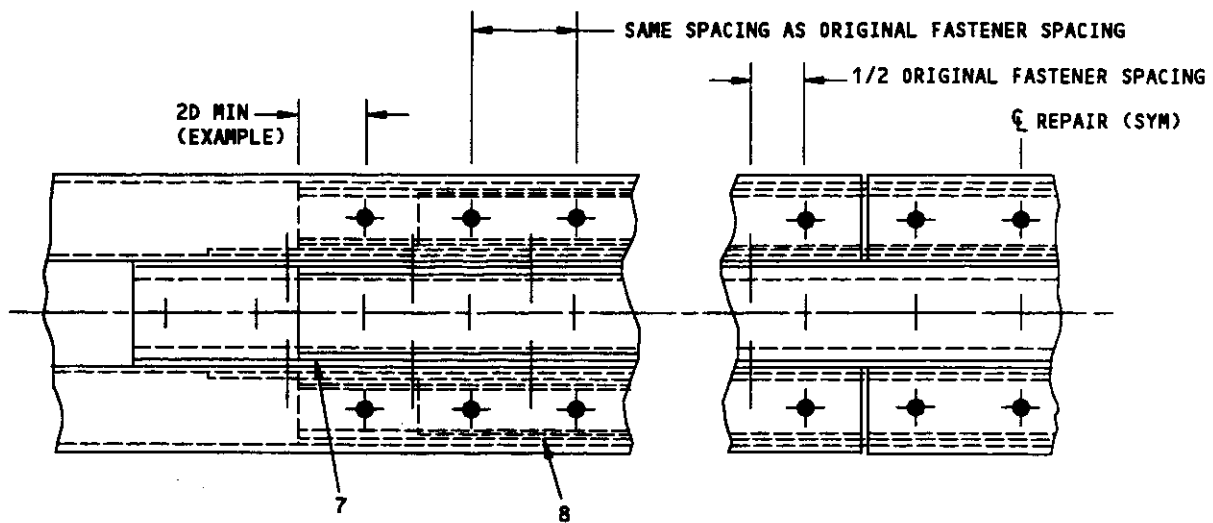
Fuselage Stringer Repair S-1 thru S-19  
Figure 201 (Sheet 7)

53-00-03

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



### SECTION C-C

STRINGER GAGE GREATER THAN 0.080  
DETAIL IV

Fuselage Stringer Repair S-1 thru S-19  
Figure 201 (Sheet 8)

53-00-03



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-07. Sửa chữa xà vòng/Frame chữ Z ăn mòn hoá học - Hình 201 (từ 1 đến 6), trang 201 đến 206.**

**3.1. Áp dụng :** Sửa chữa này chỉ áp dụng xà vòng/Frame chữ Z ăn mòn hoá học.

**3.2. Phân tích sửa chữa Frame chữ Z ăn mòn hoá học.**

Frame là xà vòng hay xà định dạng chu vi thân máy bay, là xà quan trọng tạo hình dáng để tiết diện ngang thân tại chỗ mỗi vị trí và chịu tải trọng chính theo phương hướng tâm. Frame cũng là giá đỡ để lắp đặt nhiều thành phần kết cấu quan trọng khác.

Do đó sửa chữa Frame là rất thận trọng, bảo đảm nguyên tắc tăng cường độ bền và giữ được biên dạng mặt bao ngoài.

- Hình 201 (từ 3).

*Detail I:* Sửa chữa hư hỏng nhỏ thành /Web ăn mòn hoá học của Frame.

Chỗ hỏng cắt bỏ lớn nhất có đường kính 1,5 in (38,1 mm) ở phần ăn mòn hoá học. Nếu chỗ hỏng đường kính lớn hơn sẽ phát triển hết phần ăn mòn hoá học, lúc đó phải cắt chỗ hỏng theo hình chữ nhật theo phần ăn mòn.

*Miếng vá (Plate) 1:* Có cùng vật liệu và dày hơn bề dày ăn mòn hoá học một kích cỡ để tăng cường độ bền.

*Tám/miếng vá (Plate) 1:* Lượn góc 1.0 in ở hai đầu để giảm tập trung do miếng vá gây ra cho thành/Web của Stringer ăn mòn hoá học mỏng.

Hai đầu của plate phải lắp đặt tối thiểu 2 hàng đinh tán mới đảm bảo mối ghép bền chắc.

Chỗ tám/miếng vá (Plate) 1 có kẹp chặt và Web có ăn mòn hoá học phải có miếng lấp kín/Filler 2 và 6 để kẹp chắc Plate vào Web của Stringer.

- Hình 201 (từ 5).

*Detail II:* Sửa chữa hư hỏng lớn Web ăn mòn hoá học của Frame.

Hư hỏng phải cắt bỏ toàn bộ bề ngang Web ăn mòn hoá học, chiều dài Web ăn mòn hoá học giữa hai kẹp xà nẹp/Stringer Clip. Lượn góc cho chỗ cắt R 0,50 in (12,7 mm) là hợp lý.

Miếng Plate 1 phải làm dài qua kẹp/Clip của Stringer lắp đặt được 1 hàng đinh tán để bảo đảm dễ kiểm tra và tránh tập trung ứng suất của Web tại Clip của Stringer.

**53-00-07**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

*Miếng vát Plate 1:* Có bề dày dày hơn chỗ Web cắt bỏ một kích cỡ kích thước bề dày để tăng bền cho chỗ vát. Lượn góc ở Plate (1) 1.0 in (25,4 mm) đủ để giảm tập trung ứng suất.

Khoảng cách mép tối thiểu  $2D + 0,05$  in ( $2D + 1,27$  mm) đó để phòng dung sai do cắt phần ăn mòn hoá học ở Web.

- Hình 201 (tờ 5).

*Detail III :* Sửa chữa chỗ phần ngoài cạnh gờ/Flange.

Cắt bỏ cạnh gờ/Flange không đến bán kính lượn vì làm yếu phần tăng cứng này của Frame. Chỗ cắt lượn góc R 0,5 in (12,7 mm).

*Xà góc/Angle 3:* Trước khi tạo dạng phải có trạng thái "0", sau khi tạo dạng phải xử lý nhiệt T6. Angle 3 ở trạng thái "0" để dễ uốn, không gây nứt vỡ khi uốn. Sau khi tạo dạng xong phải xử lý nhiệt T6 để có độ bền chịu tải trọng.

Xà góc/ Angle 3 có cùng vật liệu với Xà vòng/ Frame, có bề dày hơn Flange một kích cỡ kích thước để tăng cường bền cho Flange.

*Angle 3:* có hình dạng ôm sát vào Flange, có chiều dài hơn chỗ cắt bỏ lắp đặt 5 hàng đinh tán hoặc hơn mới đủ bền cho Flange là phần tăng cứng, chống uốn của Frame.

- Hình 201 (tờ 6).

*Detail IV :* Sửa chữa hư hỏng Web và Flange ngoài của Frame.

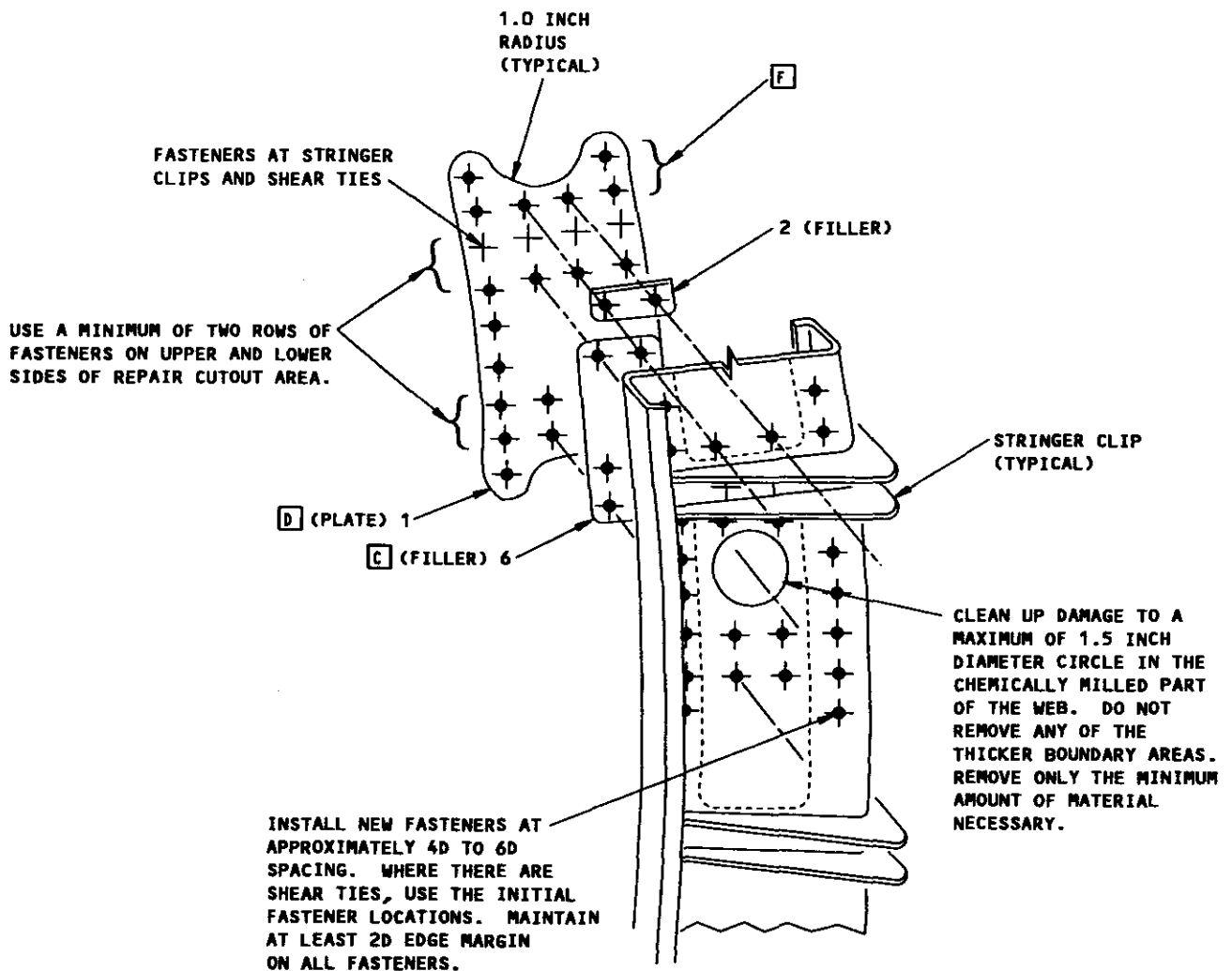
Frame là xà chịu lực quan trọng của thân máy bay, ngoài ra còn phải bảo đảm biến dạng chu vi bao quanh để bảo đảm hình dạng khí động học của thân.

Sửa chữa này là kết hợp hai sửa chữa trên là sửa chữa Flange và Web của Frame.

Ở đây có khác phải dùng thêm Filler 4 và 5.

ATA 53-00-07

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



REPAIR TO CHEMICALLY MILLED WEB OF FRAME ONLY - SMALL DAMAGE

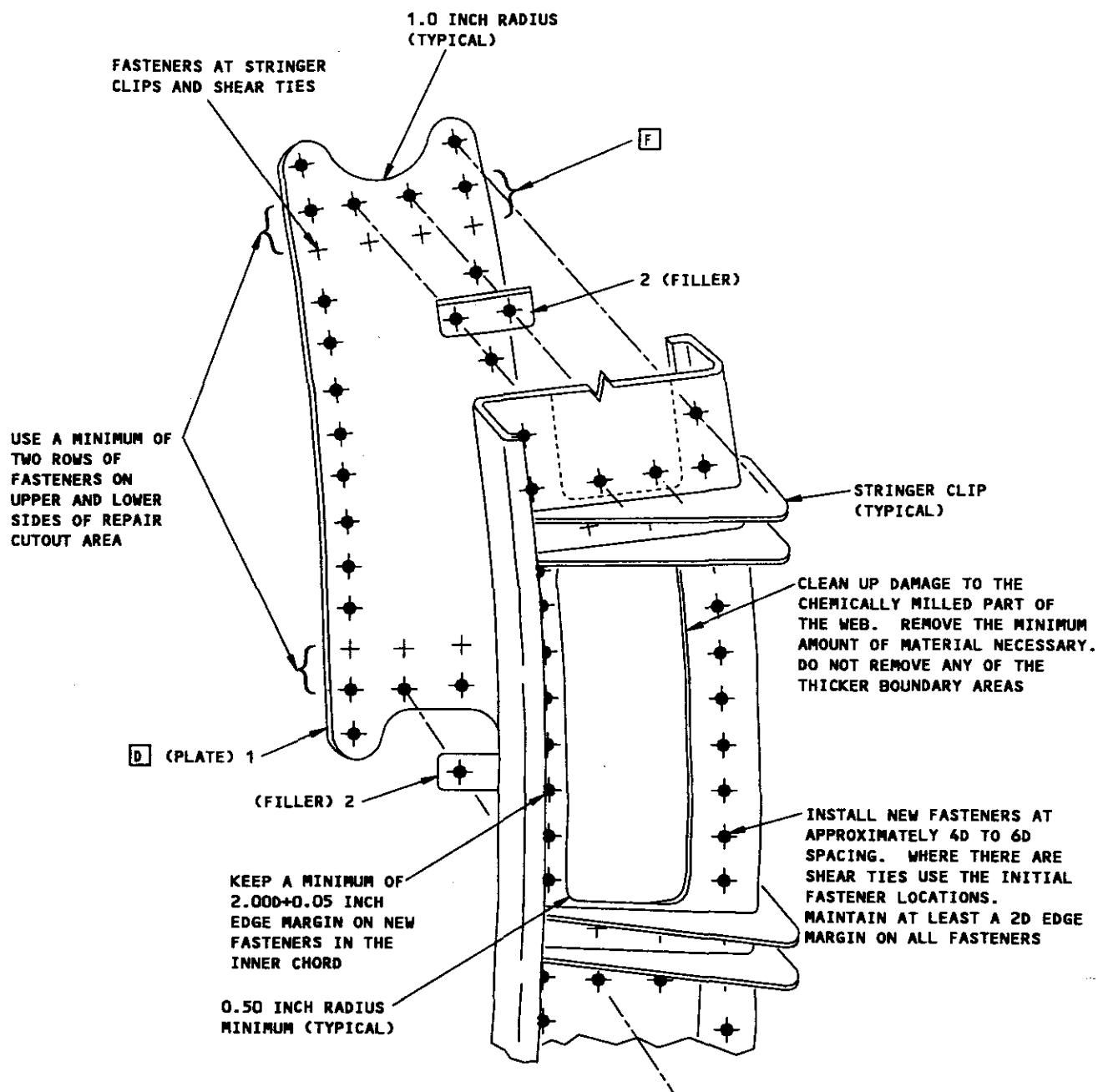
DETAIL I

Chem - Milled Zee Frame Repair  
Figure 201 (Sheet 3)

28

53-00-07

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



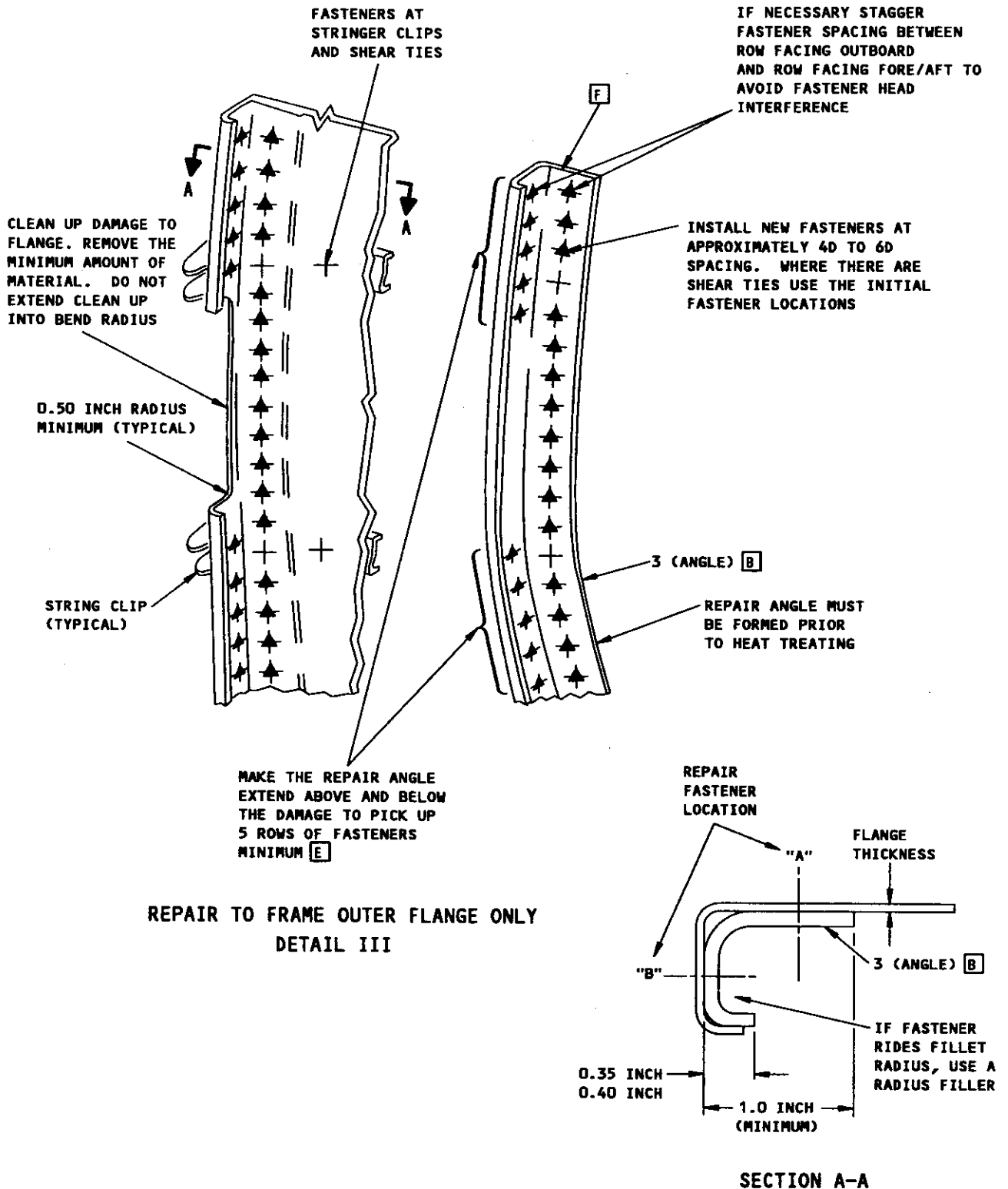
REPAIR TO CHEMICALLY MILLED WEB OF FRAME ONLY - LARGE DAMAGE

DETAIL II

Chem - Milled Zee Frame Repair  
Figure 201 (Sheet 4)

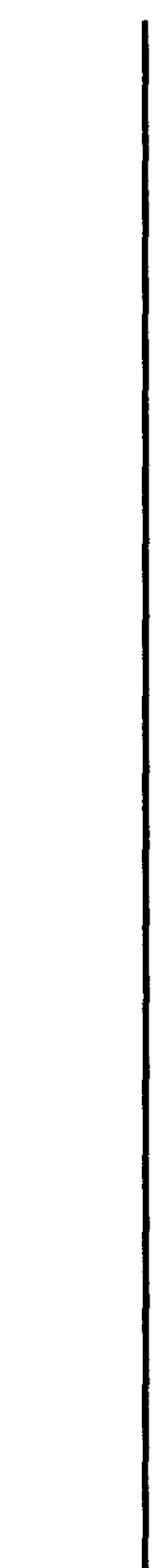
53-00-07

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Chem - Milled Zee Frame Repair  
Figure 201 (Sheet 5)

53-00-07



100



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-00-52. Sửa chữa nối thanh trượt ghế loại loại ép đùn BAC1520-2192. Hình 202 (từ 1 đến 6), trang 204 đến 209.**

**3.1. Phân tích phương án thiết kế nối Thanh trượt ghế/seat track loại BAC1520-2192.**

- Chỗ nối sửa chữa thanh trượt ghế làm ở giữa hai xà đỡ sàn/Floor Beam và nó phải ít nhất ở hai khoảng nhịp Floor Beam cách xa chỗ nối ban đầu hoặc chỗ nối khác. Xem chi tiết I.

Mục đích Miếng nối chữ U 2/Splice Channel 2 đủ dài về mỗi phía từ chỗ mép cắt nối lắp đặt được tối thiểu 8 hàng đinh tán.

- Vát góc ở đầu phần 1/Part 1 thanh trượt ghế và thanh trượt ghế ép đùn nguyên gốc 0,06 in x 45° (1,524 mm x 45°), đó là vấn đề công nghệ. Thanh trượt ghế chịu lực uốn lớn nhất tại vị trí giữa; tại tiết diện cạnh Floor Beam chịu lực uốn nhỏ nhất.

- Xác định vị trí kẹp chặt ở cạnh gờ ngang trên/Upper Horizontal Flanger rất cần thiết để xác định vị trí kẹp chặt Panel sàn. Tối thiểu một kẹp chặt ở giữa đầu Splice Channel 2 và kẹp chặt Panel sàn.

- Chỗ mép cắt chỗ nối thanh trượt ghế cách vị trí kẹp chặt Panel sàn, nguyên gốc tối thiểu 0,55 in (13,97 mm) để có khoảng cách lớn hơn 2D.

- Giữ khoảng cách đinh tán bằng nhau. Tối thiểu từ mép cắt nối về hai hướng của Flanger ngang trên mỗi bên 5 đinh tán sửa chữa mới bảo đảm độ bền chắc mỗi ghép nối. Giữ khoảng kẹp chặt với kẹp chặt giữ chặt Panel sàn để không ảnh hưởng đến nhau.

- Xác định vị trí và lắp đặt ở sơ đồ so le như cần thiết để phòng ngừa ngăn trở của đầu kẹp chặt và vai tỳ.

- Tối thiểu phải có 8 kẹp chặt sửa chữa sử dụng ở tấm nối (3) về mỗi phía chỗ ghép nối mới bảo đảm bền chắc mỗi ghép nối.

Miếng nối 3/Splice Plate 3 liên kết nối cạnh gờ/Flange ngang ở dưới của Splice Channel 2 tại giữa vị trí mép cắt thanh trượt ghế. Nó tăng khả năng chịu kéo tại vị trí chịu tải trọng uốn lớn nhất và lấy dấu khoan Channel kia khi lắp ghép.

Tóm lại : Vị trí cắt ghép nối thanh trượt ghế; dùng Splice Channel , Splice Plate; lượn góc, vát mép; khoảng cách mép, khoảng cách kẹp chặt đều bảo đảm đúng tiêu chuẩn tối thiểu của mỗi ghép nối kẹp chặt.

ATA 53-00-52



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**3-2. Tính toán số lượng đinh tán để liên kết nối tấm nối (Splice Plate 3).**

Hình 202 (từ 3, 4, 5, 6), trang 206, 207, 208, 209.

Thanh trượt ghế nối tại điểm giữa hai gối đỡ là xà đỡ/Beam đỡ sàn.

Nối thanh trượt ghế dùng Splice Channel (2) để nối. Splice Plate (3) dùng nối tập tăng cường phía dưới chịu kéo của chỗ chịu uốn lớn nhất tại điểm giữa chỗ nối.

Làm việc của thanh trượt ghế là chịu uốn. Thanh trượt có dạng chữ I, giàn trên chịu nén, giàn dưới chịu kéo.

Ở đây chỉ tính số lượng đinh tán để ghép nối Splice Plate vào Splice Channel (Xem Chi tiết IV)

Dựa trên nguyên tắc bảo đảm độ bền đều kéo đứt tấm nối và độ bền cắt đinh tán.

Theo công thức tính số lượng đinh tán ở chương II, phần II tài liệu này :

$$Tr = \frac{1,27 \times W \times T \times Ft}{D^2 \times Fs}$$

Trong đó : W = 1,69 in

T = 0,09 in (bề dày nhỏ nhất)

Ft = 82.000 PSI (Tra bảng vật liệu kim loại)

Fs = 49.000 PSI (Tra bảng vật liệu kim loại)

D = 3"/16 = 0,1875 in

Thay vào công thức :

$$Tr = \frac{1,27 \times 1,69 \times 0,09 \times 82.000}{0,1875^2 \times 49.000} = \frac{15.580}{1.960} = 7,95 \text{ đinh tán}$$

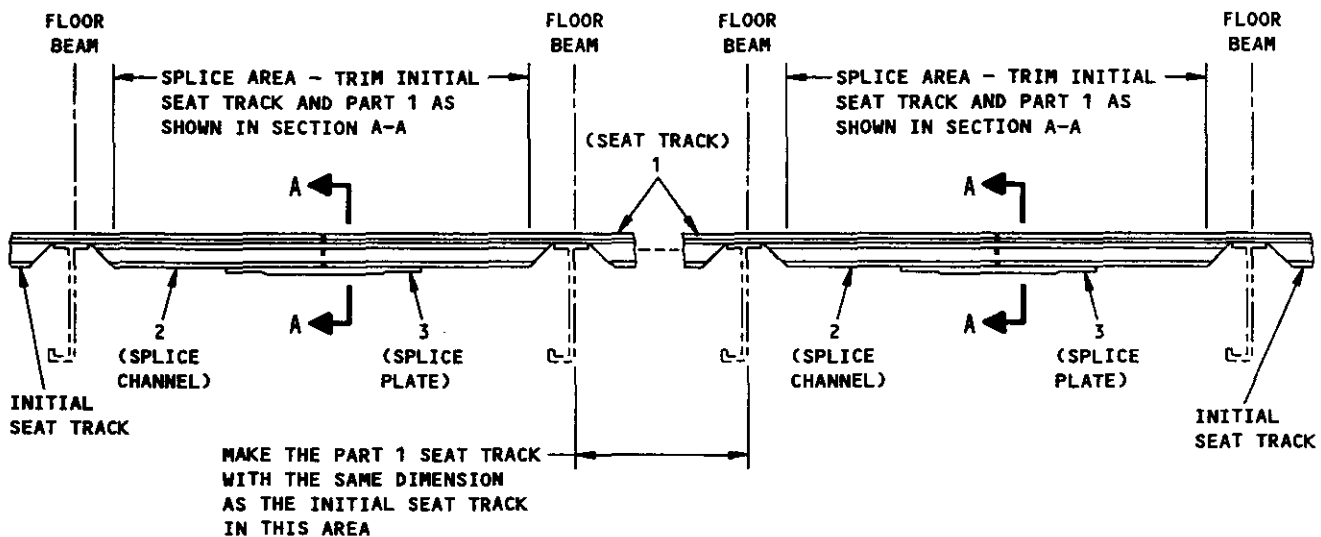
Lấy chẵn là 8 đinh tán.

Theo SRM tính toán mỗi phía chỗ ghép nối 8 đinh tán.

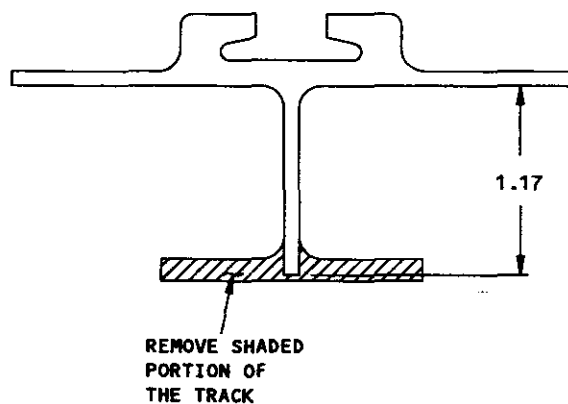
Tổng số đinh tán mỗi ghép nối là 16 đinh tán.

ATA 53-00-52

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SEAT TRACK TRIM AREAS  
DETAIL I



REPAIR PARTS NOT SHOWN  
SECTION A-A

Seat Track Splice Repair - BAC1520-2192 Extrusion  
Figure 202 (Sheet 3)

**NOTES (CONT)**

- [D]** INSTALL A BACN10JR3CFD NUTPLATE WITH TWO BACR15BA3D RIVETS ON THE PART 2 SPLICE CHANNEL AT FLOOR PANEL FASTENER LOCATIONS.
- [E]** CUT MUST BE 0.55 INCH MINIMUM FROM INITIAL FLOOR PANEL FASTENER LOCATIONS.
- [F]** KEEP EQUAL SPACING. A MINIMUM OF 5 REPAIR FASTENERS MUST BE USED ON EACH SIDE OF THE SPLICE THROUGH EACH UPPER HORIZONTAL FLANGE OR THE SPLICE CHANNEL. ADJUST FASTENER SPACING TO PREVENT FASTENER INTERFERENCE WITH THE FLOOR PANEL ATTACHMENT FASTENERS.
- [G]** LOCATE AND INSTALL THE FASTENERS IN A STAGGERED PATTERN, AS NECESSARY TO PREVENT INTERFERENCE BETWEEN THE FASTENER HEADS AND THE COLLARS.
- [H]** A MINIMUM OF 8 REPAIR FASTENERS MUST BE USED ON EACH SIDE OF THE SPLICE THROUGH THE SPLICE PLATE.
- [I]** FILL THE GAP BETWEEN REPAIR PART 1 AND THE INITIAL SEAT TRACK WITH BMS 5-95 SEALANT.
- [J]** USE PART 4 SHIM AS NECESSARY. MAXIMUM GAP PERMITTED IS 0.003 INCH. FAY SURFACE SEAL REPAIR PARTS WITH BMS 5-95 SEALANT.
- [K]** MAKE ONE CHANEL WITH PILOT HOLES AND THE MATING CHANNEL BLANK.

**FASTENER SYMBOLS**

- ✱ INITIAL FASTENER LOCATION. USE SAME TYPE AND SIZE AS INITIAL FASTENER.
- ✚ REPAIR FASTENER LOCATION. INSTALL A BACB30NW6K( ) HEX DRIVE BOLT WITH BACC30M6( ) COLLAR.
- ✚ REPAIR FASTENER LOCATION. INSTALL A BACB30MY8K( ) HEX DRIVE BOLT WITH BACC30M8( ) COLLAR.
- ✚ REPAIR FASTENER LOCATION. INSTALL A BACB30MY6K( ) HEX DRIVE BOLT WITH BACC30M6( ) COLLAR.

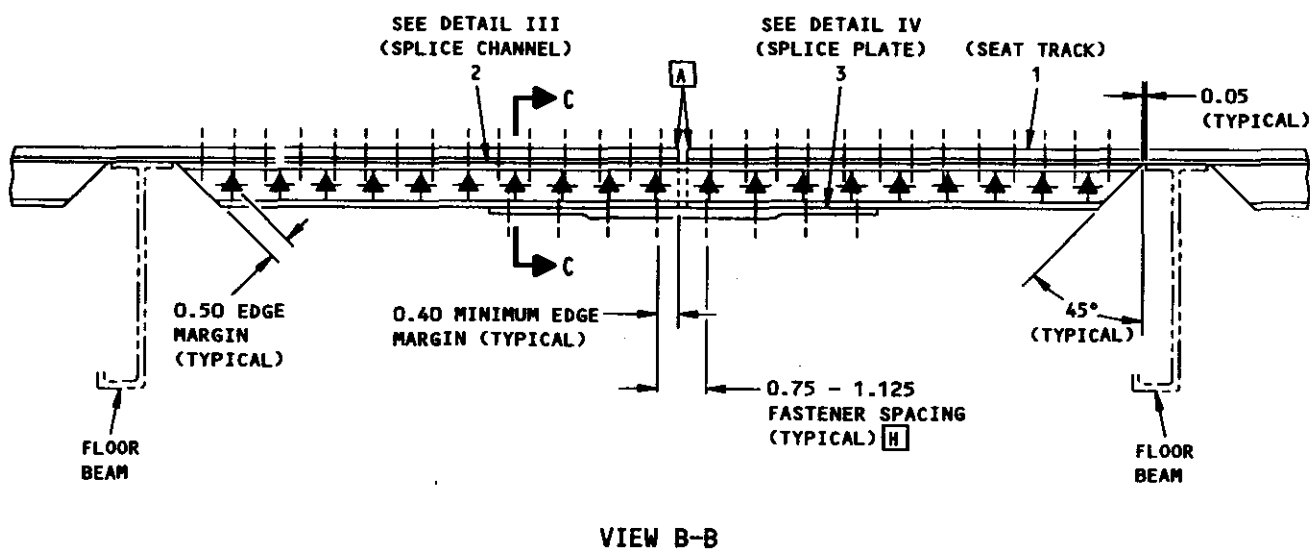
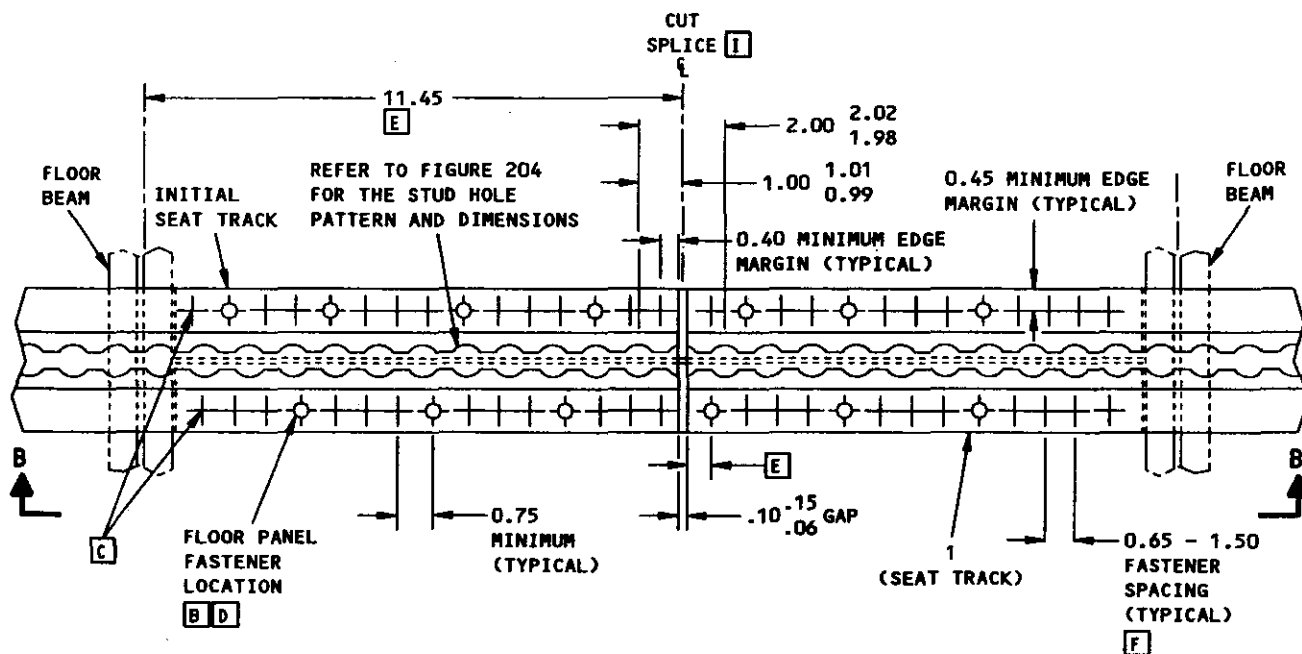
| REPAIR MATERIAL |                |                |                                                                                             |
|-----------------|----------------|----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|
| PART            |                | QTY            | MATERIAL                                                                                    |
| 1               | SEAT TRACK     | 1              | BAC1520-2192<br>7178-T6511<br>ALTERNATIVE MATERIAL:<br>7150-T77511 AS GIVEN<br>IN BMS 7-306 |
| 2               | SPLICE CHANNEL | 2 <b>[K]</b>   | MAKE FROM<br>BAC1509-100027<br>7075-T6511                                                   |
| 3               | SPLICE PLATE   | 1              | 0.160 7075-T6<br>BARE PLATE                                                                 |
| 4               | SHIM           | AS<br>REQUIRED | 2024-T4 OR 7075-T6<br>OR AN ALTERNATIVE<br>BACS40R008B088NG<br>LAMINATED SHIM               |

Seat Track Splice Repair - BAC1520-2192 Extrusion  
Figure 202 (Sheet 2)

**53-00-52**



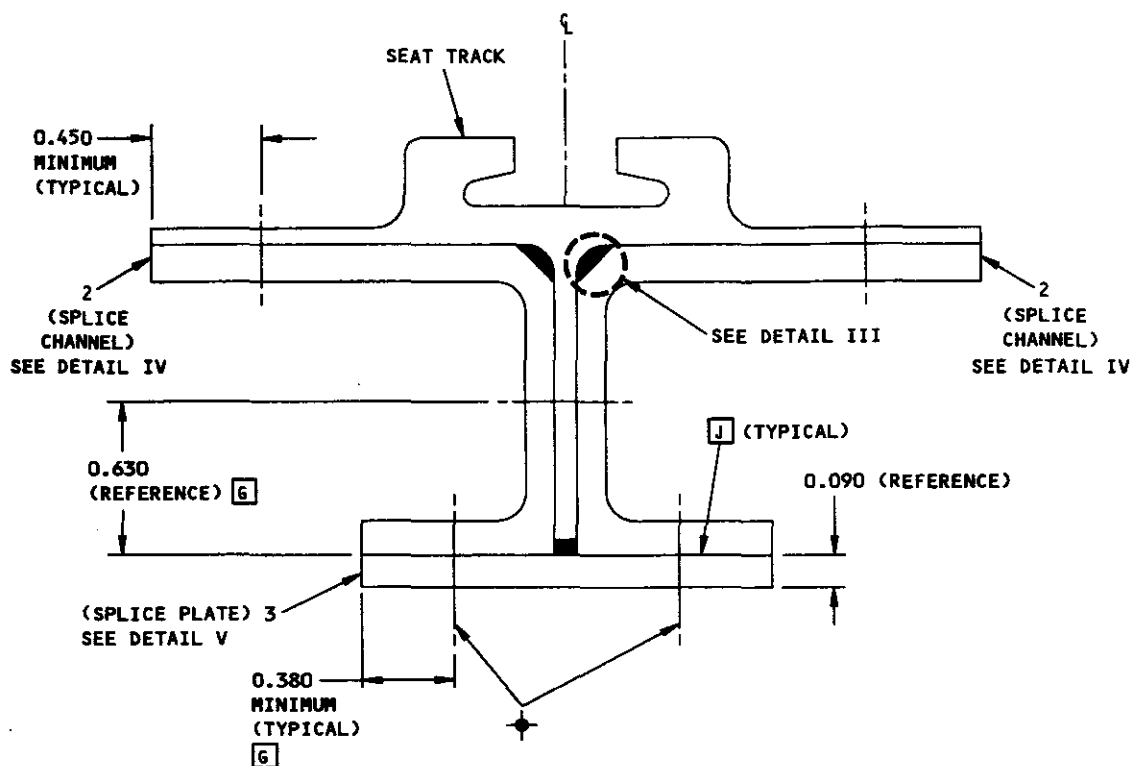
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



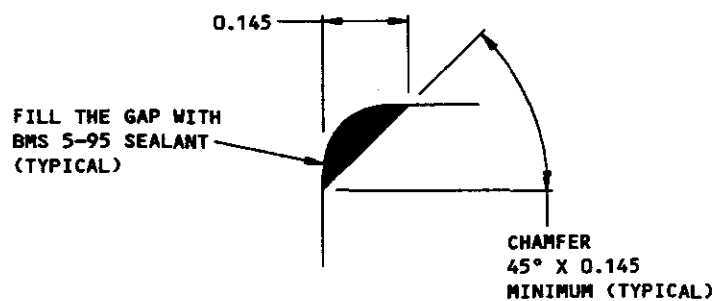
Seat Track Splice Repair - BAC1520-2192 Extrusion  
Figure 202 (Sheet 4)

53-00-52

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION C-C



DETAIL III

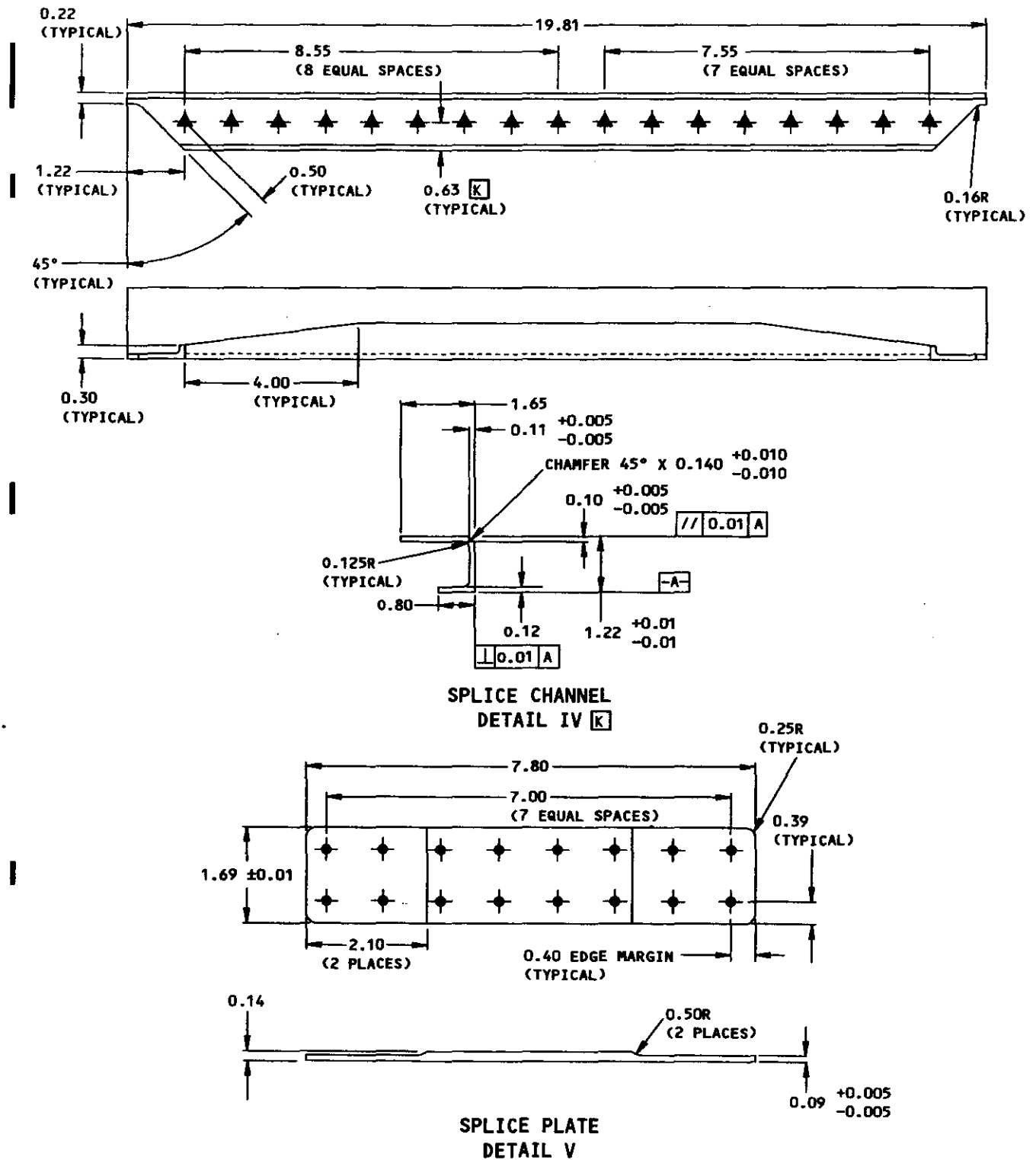
Seat Track Splice Repair - BAC1520-2192 Extrusion  
Figure 202 (Sheet 5)

53-00-52

300.1

Page 208  
Aug 15/00

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Seat Track Splice Repair - BAC1520-2192 Extrusion  
Figure 202 (Sheet 6)

53-00-52

 **BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

## REPAIR INSTRUCTIONS

1. Remove floor panels to get access to the damaged seat track.
2. Remove excess sealant from the seat track flange. Use a hardwood or phenolic scrapper.
3. Cut and remove the damaged section of seat track. Make each cut 11.45 inches from the aft surface of the floor beam web. See Detail II.
4. Trim existing seat track extrusions as given in Detail I.
5. Make repair parts. Trim part 1 as given in Detail I. **A**
6. Assemble the repair parts and drill the fastener holes.
7. Disassemble the repair parts.
8. Remove the nicks, scratches, gouges, burrs, and sharp edges from the seat track and the repair parts.
9. Apply a chemical conversion coating to parts 2 and 3 and the bare surfaces of the installed seat track. Refer to SRM 51-20-01. Do not apply this coating to part 1 seat track.
10. Apply 2 layers of BMS 10-11, Type 1 primer to parts 2 and 3 and the bare surfaces of the initial seat track. Do not apply this coating to the part 1 seat track. Refer to SOPM 20-41-02.
11. Anodize the part 1 seat track. Include the crown center and the crown flanges. Refer to SOPM 20-43-01.
12. Apply an aluminized epoxy primer to the part 1 seat track. Include the crown center. Refer to SOPM 20-41-04. The inner surfaces of the crown flanges do not have to be primed.
13. Install the nutplates to the part 3 strap at the floor panel fastener locations. **D**
14. Install the repair parts with BMS 5-95 sealant between the mating surfaces.
15. Install the fasteners. Fasteners must be installed wet with BMS 5-95 sealant.
16. Apply BMS 5-95 sealant at the splice center-line gap.
17. Apply a layer of BMS 3-29 corrosion inhibiting compound to the repair area. Refer to SRM 51-20-01.

## NOTES

- THIS REPAIR CAN ONLY BE USED ON SEAT TRACKS AT BL 88.50, BAC1520-2193 EXTRUSIONS
- A REPAIR SPLICE CAN BE MADE BETWEEN ANY PAIR OF ADJACENT FLOOR BEAMS
- ANY TWO SPLICE CENTERS IN A TRACK MUST BE SEPARATED BY A MINIMUM OF TWO FLOOR BEAMS (44 INCHES).
- D = FASTENER DIAMETER
- ALL DIMENSIONS ARE GIVEN IN INCHES UNLESS SPECIFIED OTHERWISE.
- WHEN YOU USE THIS REPAIR REFER TO:
  - SOPM 20-41-02 FOR THE APPLICATION OF FINISHES
  - SOPM 20-41-04 FOR APPLICATION OF DECORATIVE INTERIOR FINISHES
  - SOPM 20-43-01 FOR CHROMIC ACID ANODIZING
  - SRM 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL
  - SRM 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS.
  - SRM 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS.

- A** CHAMFER THE ENDS OF THE INITIAL AND THE REPAIRED SEAT TRACK EXTRUSIONS 0.06 X 45°.
- B** USE THE FLOOR PANELS TO LOCATE AND DRILL THE FLOOR PANEL FASTENER HOLES IN THE PART 1 SEAT TRACK.
- C** THE LOCATION OF REPAIR FASTENERS ON THE UPPER HORIZONTAL FLANGE WILL VARY DUE TO THE LOCATION OF FLOOR PANEL FASTENERS. A MINIMUM OF ONE REPAIR FASTENER MUST BE INSTALLED BETWEEN THE END OF PART 3 AND A FLOOR PANEL FASTENER.
- D** INSTALL A BACN10JR3CFD NUTPLATE WITH TWO BACR15BA3D RIVETS ON THE PART 3 STRAP AT FLOOR PANEL FASTENER LOCATIONS.
- E** LOCATE THE CENTER OF THE CUT AT THE CENTER OF THE TRACK STUD HOLE.
- F** THE MINIMUM NUMBER OF FASTENERS NECESSARY FOR EACH SIDE ON A TOP FLANGE OF THE SPLICE IS 8. THE MINIMUM NUMBER OF FASTENERS NECESSARY FOR EACH SIDE ON THE VERTICAL WEB SPLICE IS 8.

Seat Track Repair - BL 88.50  
Figure 203 (Sheet 1)

53-00-52



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-50-51. Sửa chữa sàn buồng lái/Wheel Well Pressure Deck Web giữa các Beam vị trí 954 đến vị trí 1065. (Sàn buồng lái)**  
**Hình 202 (từ 1 đến 4), trang 202 đến 205.**

*Đề phòng:* Lắp đặt càn máy bay và khoá cửa xem trong MM 767. Thu càn và tác động nhanh của cửa có thể gây hư hại cho người và hỏng thiết bị nếu khoá không lắp đặt đúng. Hình ảnh phục vụ thi công ở buồng lái để phòng ngừa tai nạn khi thi công.

**3.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Web Well Pressure Deck Web (sàn buồng lái) giữa Beams - STA954 đến 1065.**

Vì Deck Web là sàn tạo kín cho buồng lái nên phải đặc biệt chú ý đến làm kín để không dò rỉ không khí. Sửa chữa này thể hiện như sau:

- Ngoài tấm thành/Web Plate, miếng điền đầy/Shim, ở đây còn dùng miếng tấp/ Doubler : miếng tấp dọc trên/Upper Longitudinal Doubler 2 và Lower Doubler 1 để tăng độ bền, độ kín.

- Khe hở giữa miếng vá thành/Web Plate và chỗ cắt bỏ thành sàn áp suất/Pressure Deck Web là 0,02 đến 0,08 in (0,508 đến 2,032 mm) để bơm đầy chất làm kín.

- Bán kính lượn góc Web Plate là 1 in (25,4 mm) để giảm nhiều tập trung ứng suất ở góc miếng vá (Web Plate).

ATA 53-50-51

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### NOTES

- REPAIR MAY BE AS SMALL AS TWO STIFFENER BAYS BETWEEN THREE SUCCESSIVE STIFFENERS OR AS LONG AS REQUIRED TO TERMINATE DAMAGED AREA. REPAIR IS LIMITED TO PRESSURE DECK WITH "I" SECTION LONGITUDINAL STIFFENERS.
  - REFER TO THE FOLLOWING WHEN MAKING THIS REPAIR:
    - 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
    - 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS
    - 51-21 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR FINISHES
    - 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL PARTS
    - 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS
- [A] WEB CUTOUT EDGES MUST BE LOCATED FAR ENOUGH FROM STIFFENERS OR BEAM CHORD FLANGE TO ALLOW ROOM FOR A MINIMUM OF TWO ROWS OF FASTENERS ON EACH SIDE
- [B] INSTALL FASTENERS IN TRANSITION FIT HOLES ACCORDING TO 51-40-05

### SYMBOLS

- + EXISTING FASTENER HOLES
- ⊙ REPAIR FASTENER BACR15FT6KE RIVET
- ✦ REPAIR FASTENER BACB30MY6K HEX-DRIVE AND BACC30M-6 COLLAR [B]
- △ ORIGINAL FASTENER LOCATION REPLACE WITH BACB30MY6K-X HEX-DRIVE AND BACC30M-6 COLLAR [B]

| REPAIR MATERIAL |                            |             |                                                                                 |
|-----------------|----------------------------|-------------|---------------------------------------------------------------------------------|
| PART            |                            | QTY         | MATERIAL                                                                        |
| 1               | LOWER DOUBLER              | 2           | CLAD 2024-T3 ONE GAGE HEAVIER THAN WEB AT ITS GREATEST THICKNESS IN CUTOUT AREA |
| 2               | UPPER LONGITUDINAL DOUBLER | AS REQUIRED | CLAD 2024-T3 ONE GAGE HEAVIER THAN WEB AT ITS GREATEST THICKNESS IN CUTOUT AREA |
| 3               | WEB PATCH                  | 1           | CLAD 2024-T3 SAME GAGE AS WEB AT ITS GREATEST THICKNESS IN CUTOUT AREA          |
| 4               | SHIM                       | AS REQUIRED | BACS 1534 LAMINATED ALUMINUM                                                    |

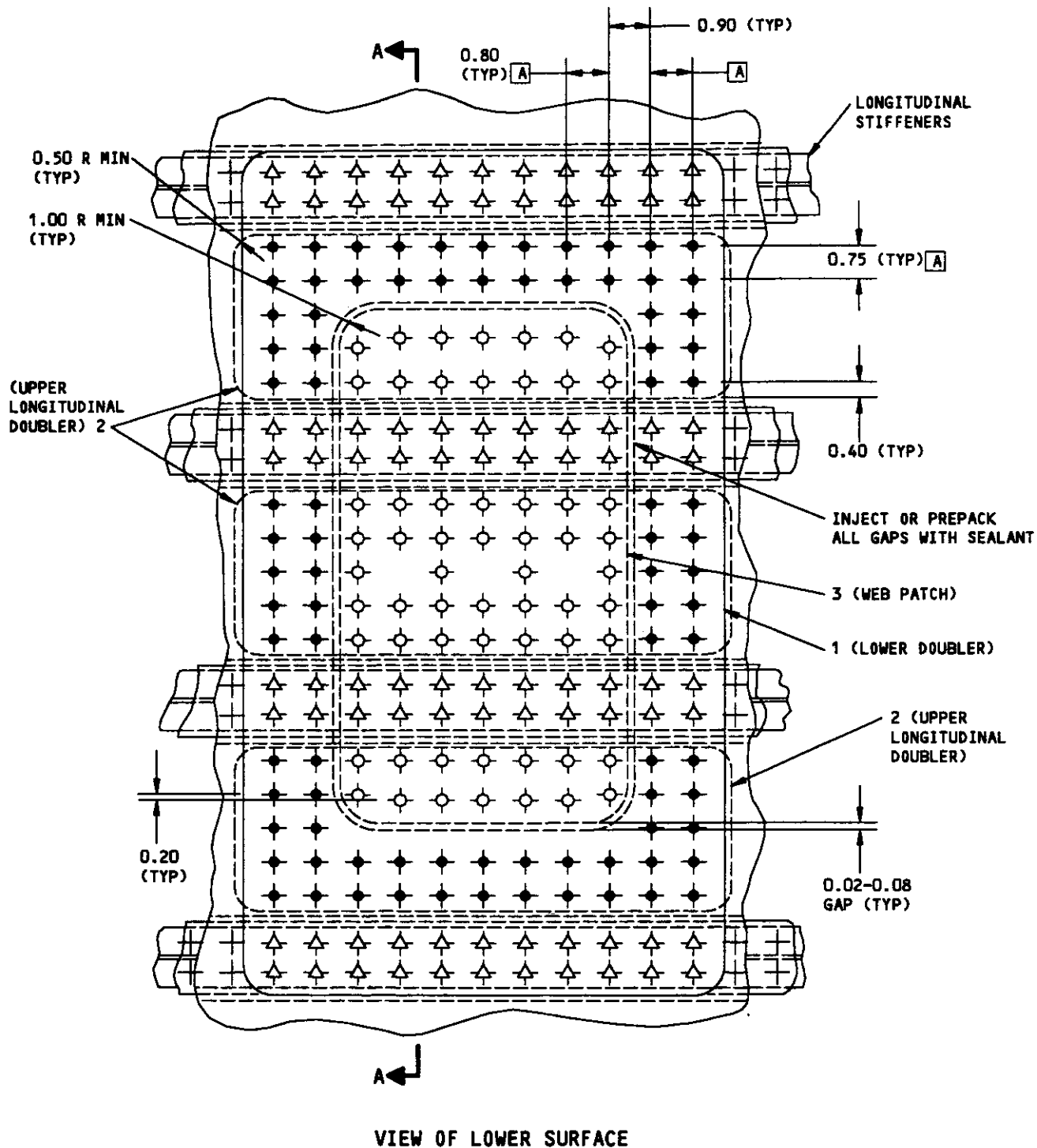
Wheel Well Pressure Deck Web Repair Between Beams - Station 954 to Station 1065  
Figure 202 (Sheet 2)

53-50-51

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

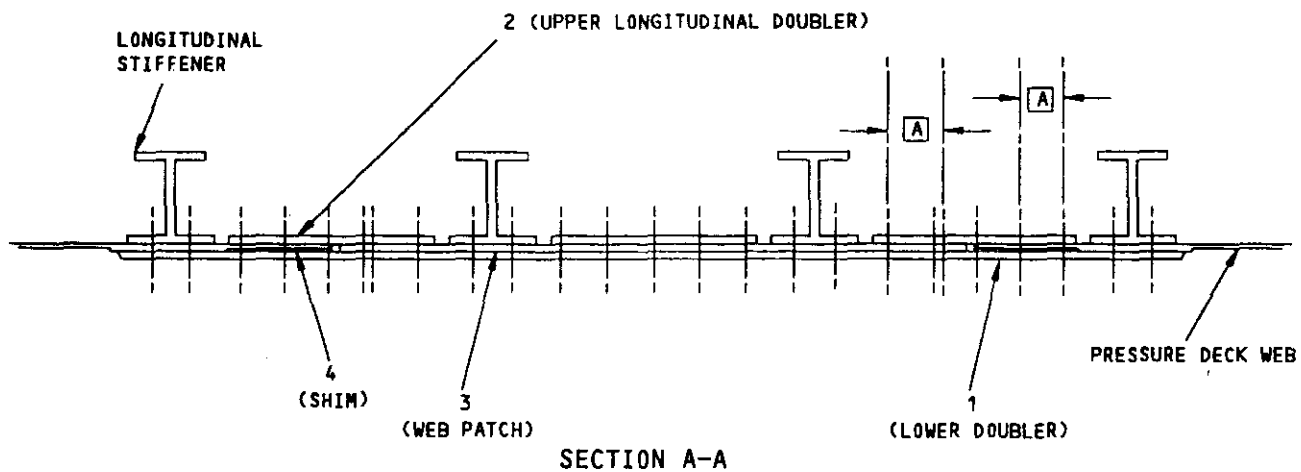


Wheel Well Pressure Deck Web Repair Between Beams - Station 954 to Station 1065  
Figure 202 (Sheet 3)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Wheel Well Pressure Deck Web Repair Between Beams - Station 954 to Station 1065  
Figure 202 (Sheet 4)

53-50-51

# **BOEING 767**

767-300

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

### **REPAIR INSTRUCTIONS**

**WARNING:** INSTALL LANDING GEAR AND DOOR LOCKS PER 32-00-00 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL. RETRACTION OF LANDING GEAR AND RAPID ACTION OF DOORS MAY INJURE PERSONNEL OR DAMAGE EQUIPMENT IF LOCKS ARE NOT PROPERLY INSTALLED. PLACARD THE LANDING GEAR CONTROL HANDLE IN THE COCKPIT TO PREVENT ACCIDENTAL GEAR RETRACTION.

1. Remove floor panels and miscellaneous clips and brackets to gain access to pressure deck web.
2. Cut out web per note [A]. Maintain fastener edge margins and a minimum 1.00 inch radius at corners.

3. Remove damaged area of web.

**NOTE:** Take care not to damage stiffeners or beam chords.

4. Make repair parts.

5. Break all sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030 inches.

6. Assemble repair parts and drill fastener holes.

**NOTE:** For web repair at a beam it may be necessary to replace seat track pylons due to added thickness of repair. To install new pylons, trim the short pylon leg as required to clear the seat track by 0.03 max. Trim the longer pylon leg to 5.71 minus the longitudinal doubler thickness and add 0.06 by 45 degree chamfer. Locate fastener holes in pylons using the old holes in the seat track.

7. Disassemble the repair parts and remove all nicks, scratches, burrs and sharp corners from the original web and the repair parts.

8. Alodine treat all unclad edges per 51-20-01.

9. Apply two coats of BMS 10-11, Type I primer all over repair parts and to edge of web cutout.

10. Install repair parts with a faying surface seal of BMS 5-95 between all parts per 51-10-05.

11. Install fasteners wet with BMS 5-95.

12. Reinstall miscellaneous clips and brackets previously removed.

13. Apply BMS 10-60 Boeing color 702, white gloss enamel to upper and lower surfaces of repair.

14. Apply water displacing corrosion inhibiting compound per 51-20-01 to top surface of repair only.

15. Reinstall floor panels and seal if previously sealed.

Wheel Well Pressure Deck Web Repair at a Beam - Station 954 to Station 1065  
Figure 203 (Sheet 1)

**53-50-51**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-50-90. Sửa chữa lắp ghép ổ đỡ xà đỡ/Beam càng chính vị trí 1043 - Hình 203 (từ 1 đến 7), trang 227 đến 233.**

**3.1- Quy trình sửa chữa này sử dụng để sửa chữa hư hỏng lỗ lắp ghép đỡ xà đỡ/Beam càng chính vị trí 1043.**

Lỗ lắp ghép có thể có hư hỏng gỉ, mòn, xây sát từ bạc dịch chuyển hoặc quay.

Sửa chữa ở đây là lắp đặt bạc lót vào lỗ đỡ để phục hồi lại kích thước chính xác. Không dùng bạc lót sửa chữa kích thước lớn ở đây.

**3.2- Tháo bạc lót. Sử dụng dụng cụ tháo BOF 113 T1100 theo chỉ dẫn.**

**3.3- Kiểm tra thấm bột màu để tìm hư hỏng ở lỗ ổ đỡ.**

**3.4- Loại vết vạch, xước hư hỏng khác ở lỗ ổ đỡ là nguyên nhân làm sai lệch cụm lắp thẳng hàng BF 113T 1100-505.**

Dùng đầu mài doa (Khôn) cho đi qua nhẹ nếu cần.

**Chú ý:**

Phải đảm bảo dụng cụ mài doa là đúng thẳng hàng trước khi lỗ gia công. Nếu dụng cụ đặt sai, lỗ sẽ không được cắt đúng vị trí hoặc lỗ rộng hơn giới hạn cho phép trước khi tất cả các hư hỏng có thể loại bỏ.

**3.5- Lắp đặt định vị dụng cụ mài doa BOF 113T1100, trục mài doa, và cụm mô tơ.**

Làm theo chỉ dẫn. Làm phải bảo đảm dụng cụ thẳng chính xác ở lỗ doa lắp ghép. Trục lỗ doa mới phải đúng tâm trong phạm vi 0,003 in (0,0762 mm) so với trục lỗ ban đầu.

**3.6- Gia công lỗ để loại chỗ hỏng.**

Không loại vật liệu chỗ lắp ghép quá cần thiết. Để có được đường kính lỗ mài doa chính xác, anh có thể sử dụng đầu mài doa loại bỏ ít nhất 0,002 in. Loại bỏ đủ vật liệu ở lỗ doa để cho phép nong và mài doa. Xem bảng cho toàn bộ đường kính lỗ mài doa. Chỗ lắp ghép làm từ vật liệu 7175-T736.

**3.7- Định vị đầu mài doa vào vị trí, tháo trục doa và kiểm tra thấm bột mài lỗ doa bảo đảm tất cả chỗ hỏng bị loại.**

**3.8- Vát mép một phía trên máy gối đỡ : 0,075/0,065 x 45°, sau đó vát đầu bên kia 0,085/0,055 x 45° để có chiều dài chỗ doa 1,055 đến 1.045 in. Xem tiết diện A-A.**

**53-50-90**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**3.9- Tháo đầu mài doa.**

**3.10- Nong (giãn nở nguội) lỗ mài doa và chỗ vát mép.**

Dùng búa nong theo chỉ dẫn.

**3.11- Doa lỗ không, loại lớn hơn 0,002 in khỏi lỗ doa.**

Dùng bộ dụng cụ mài nghiền theo chỉ dẫn. Bề mặt hoàn thiện sau khi mài doa Ra 63 microinches hoặc tốt hơn.

**3.12- Áp dụng lớp phủ biến đổi hoá học để lắp ghép và sơn lót.**

**3.13- Làm hay mua bạc lót để lắp ghép. Xem bảng I, II và chi tiết IV, V và VI.**

Giữa độ nhấp nhô Ra 63 microinches hoặc tốt hơn ở đường kính ngoài của bạc lót. Kích thước cho ở Detail IV, V và VI là sau khi mạ.

**3.14- Áp dụng phủ mạ Cadimium và bạc lót.**

Đề phòng chất Nitơ lỏng - 320°F (-196°C). Mặc quần áo hộ và có hút gió. Chất lỏng Nitơ có thể làm tổn thương da hoặc hô hấp khi sử dụng ở chỗ kín.

**3.15- Chuẩn bị bạc lót để lắp. Dùng phương pháp co giãn để lắp ghép.**

Ngâm bạc lót vào Nitơ lỏng -320°(-176°F) tới khi dừng sôi.

**3.16- Bôi lớp mỏng chất làm kín vào lỗ doa, lau sạch chỗ vát mép.**

**3.17- Lắp đặt bạc lót:**

- Lấy bạc lót từ Nitơ lỏng.
- Lắp thật nhanh vào lỗ mài doa.
- Giữ vai bạc lót sát vào chỗ vát mép tới khi nguội đến nhiệt độ phòng.
- Kiểm tra dung sai của Lip bạc lót với chỗ vát lắp ghép. Dung sai giữa Lip bạc lót và chỗ vát là 0,0015 đến 0,003 in.

**3.18- Bơm mỡ qua chỗ lắp ghép đến khi có mỡ đi ra.**

**3.19- Làm bảo đảm không có chất bịt kín ở chỗ vát mép trước khi ổ đỡ. Còn chất bịt kín chỗ vát mép làm lắp đặt ổ đỡ/Bearing không chính xác.**

**3.20- Lắp đặt ổ đỡ mới.**

**3.21- Ép ổ đỡ : Sử dụng dụng cụ ép theo chỉ dẫn.**

ATA 53-50-90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**3.22- Tiến hành thí nghiệm lực đẩy ra để bảo đảm rằng có chịu đủ lực đẩy ra.**

Làm thí nghiệm lực đẩy ra từ hai phía. Sử dụng dụng cụ theo quy định. Không dừng ở trên đường kéo bulông khi thí nghiệm lực kéo kiểm nghiệm làm việc.

*Chú ý:* Không cho chất làm kín vào bên trong ổ đỡ và rãnh.

Chất làm kín vào ổ đỡ là nguyên nhân mòn nhanh, kẹt. Đây có thể làm giảm tuổi thọ, và làm hỏng lỗ lắp ghép.

**3.23- Phân tích sử chữa lắp ghép ổ đỡ Beam càng chính vị trí 1043.**

Ổ đỡ xà đỡ/Beam càng chính vị trí 1043 có vị trí quan trọng trong quá trình thu thả càng. Điều kiện làm việc của ổ độ vừa chịu tải trọng lớn, luôn chịu lực va đập, làm việc nhiều nên dễ xây sát, mòn làm bạc lót dịch chuyển và quay tròn, ngoài ra còn bị gỉ dẫn đến sai lệch vị trí lắp đặt, làm việc không chính xác vị trí thu nhỏ càng.

Sửa chữa lắp ghép ổ đỡ là mài doa (Khôn) hay gọi là mài nghiền lại lỗ ổ tai đỡ đến kích thước lắp ép chặt bạc lót (ống lót) mới làm hoặc mua có đường kính cho ở bảng.

Bạc lót làm bằng vật liệu : 15-5 PH CRES STEEL có độ bền 140-16 DKSI, độ cứng 32-38 Roc well "C".

Bạc lót cũng được mài nghiền đạt độ chính xác cao và độ bóng Ra 63 microinches.

Bạc lót vát mép trong và ngoài để định hướng khi lắp ráp thuận lợi.

- **Lắp đặt.**

- + Dùng bi nong bi làm biến dạng nguội lỗ tai đỡ để tạo ứng suất dư chống nứt trong quá trình làm việc và khi đàn hồi trở lại một phần sẽ ôm chặt vào bạc lót.

- + Bạc lót cho vào Nitơ lỏng để co lại khi lắp dễ dàng hơn nhiều. Sau khi đến nhiệt độ phòng bạc lót nở ra ép chặt vào lỗ tai đỡ.

- Thí nghiệm lực kéo đẩy: Kiểm tra dung sai lắp ghép có đúng, độ bám chặt do ma sát có đúng yêu cầu không. Nếu không chịu lực kéo bạc lót thì phải làm lại.
- Khi lắp đặt dùng keo bịt kín không được để vào trong ổ bi, hoặc nằm ở mép vát bạc lót làm kẹt gỉ ổ bạc và thay đổi vị trí lắp đặt.

ATA 53-50-90

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### NOTES (CONT)

- A** THE SLEEVE BUSHINGS ARE AVAILABLE FROM THE BOEING SPARES DEPARTMENT WITH THE PART NUMBERS THAT FOLLOW:

| SLEEVE       | PART NUMBER |
|--------------|-------------|
| 1ST OVERSIZE | 691T0023-1  |
| 2ND OVERSIZE | 691T0023-2  |
| 3RD OVERSIZE | 691T0023-3  |

- B** THESE DIMENSIONS APPLY AFTER THE BUSHING HAS BEEN CADMIUM PLATED. ALSO, THE NECESSARY SURFACE SMOOTHNESS AFTER PLATING IS 63 MICROINCHES R<sub>a</sub>.

| REPAIR MATERIAL |                |     |                                                                                                                                                                                        |
|-----------------|----------------|-----|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| PART            |                | QTY | MATERIAL                                                                                                                                                                               |
| 1               | SLEEVE BUSHING | 2   | 15-5 PH CRES STEEL<br>140-160 KSI, HT TO<br>32-38 ROCKWELL<br>HARDNESS "C" <b>A</b> AS<br>AN ALTERNATIVE,<br>MAKE THE BUSHING TO<br>THE DIMENSIONS SHOWN<br>IN DETAILS IV,V<br>AND VI. |

TABLE I

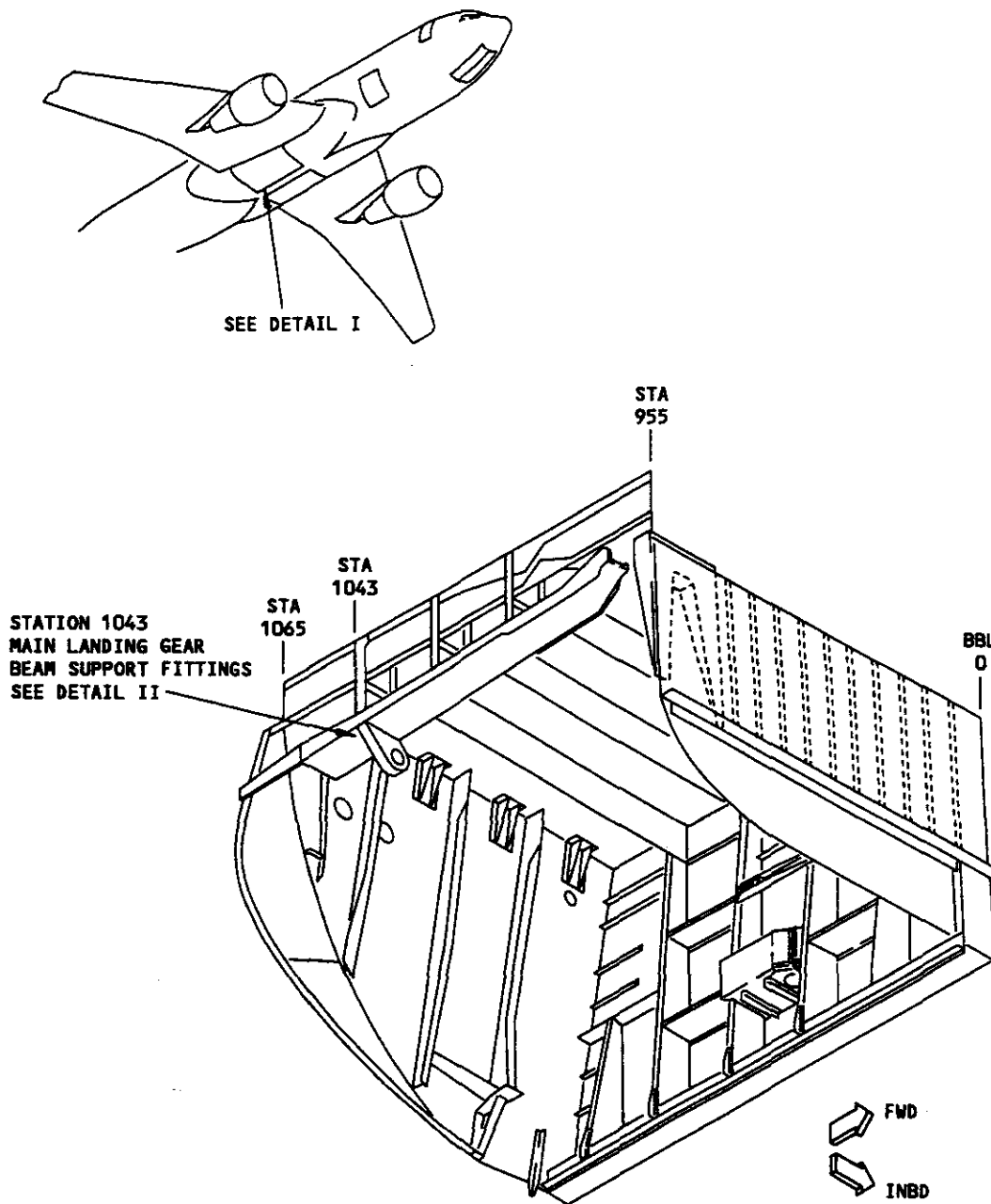
| SLEEVE BUSHING<br>PART NUMBER | OUTSIDE DIAMETER<br>OF SLEEVE BUSHING <b>B</b> |                     | INSIDE DIAMETER OF<br>LUG BORE |                     |
|-------------------------------|------------------------------------------------|---------------------|--------------------------------|---------------------|
|                               | MAXIMUM<br>DIAMETER                            | MINIMUM<br>DIAMETER | MAXIMUM<br>DIAMETER            | MINIMUM<br>DIAMETER |
| 691T0023-1                    | 2.8920                                         | 2.8910              | 2.8895                         | 2.8890              |
| 691T0023-2                    | 2.9120                                         | 2.9110              | 2.9095                         | 2.9090              |
| 691T0023-3                    | 2.9320                                         | 2.9310              | 2.9295                         | 2.9290              |

TABLE II

Station 1043 - Main Landing Gear Beam Support Fitting Repair  
Figure 203 (Sheet 3)

# BOEING 767

## 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



RIGHT SIDE SHOWN  
LEFT SIDE OPPOSITE  
MAIN LANDING GEAR WHEEL WELL  
DETAIL I

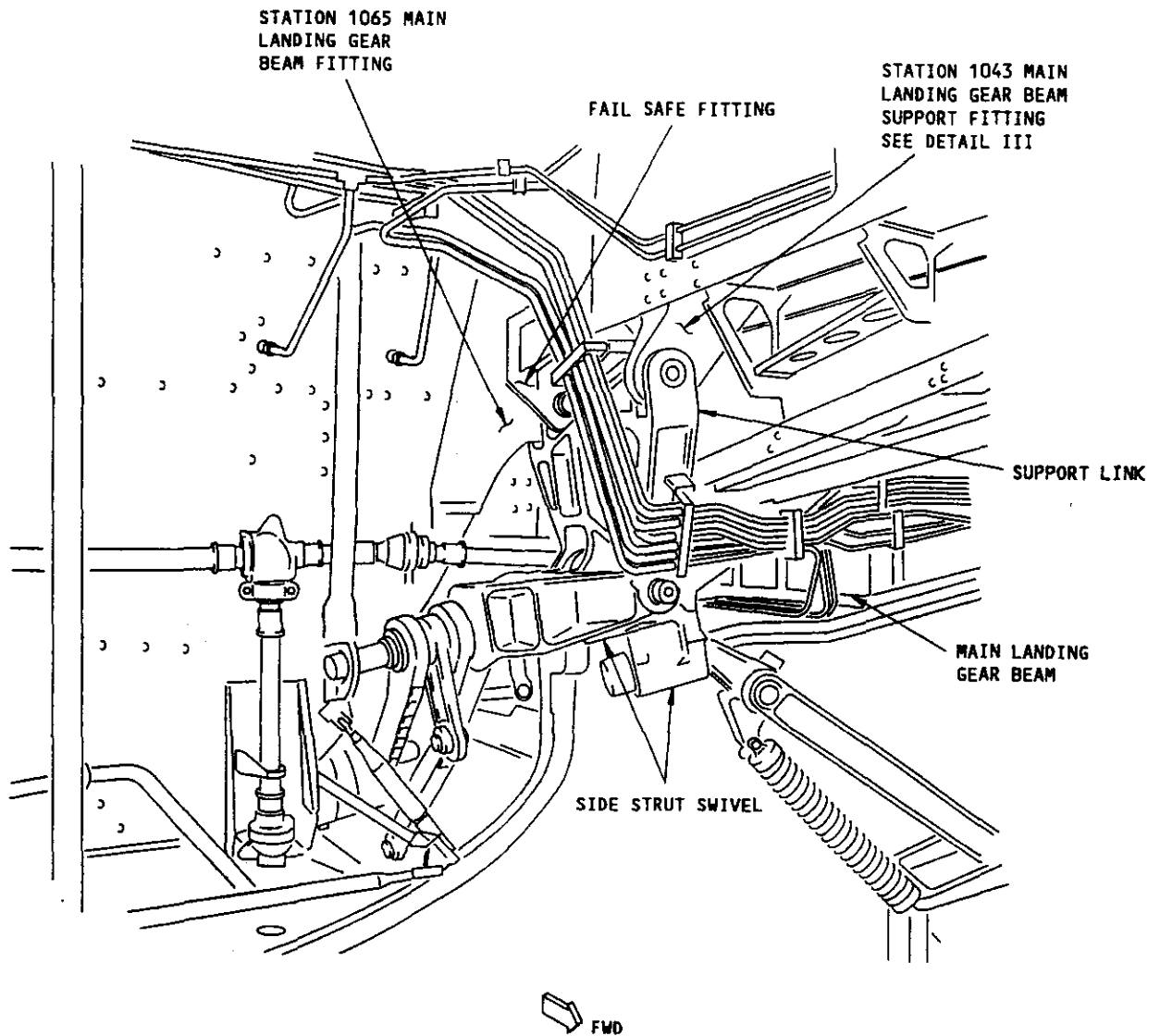
Station 1043 - Main Landing Gear Beam Support Fitting Repair  
Figure 203 (Sheet 4)

53-50-90

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



LEFT SIDE SHOWN, RIGHT SIDE OPPOSITE  
MAIN LANDING GEAR WHEEL WELL  
DETAIL II

Station 1043 - Main Landing Gear Beam Support Fitting Repair  
Figure 203 (Sheet 5)

53-50-90

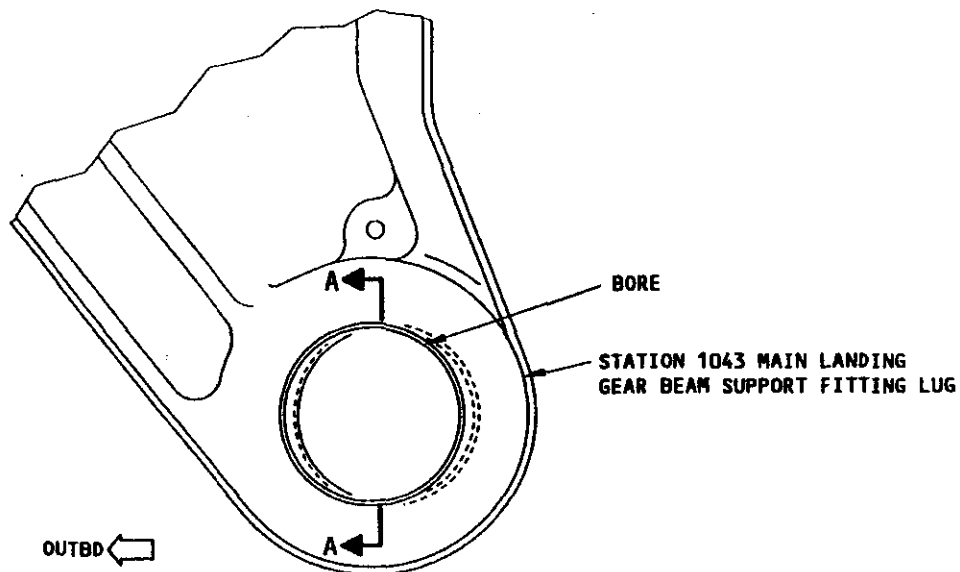
300.101

Page 231  
Nov 15/96

# BOEING 767

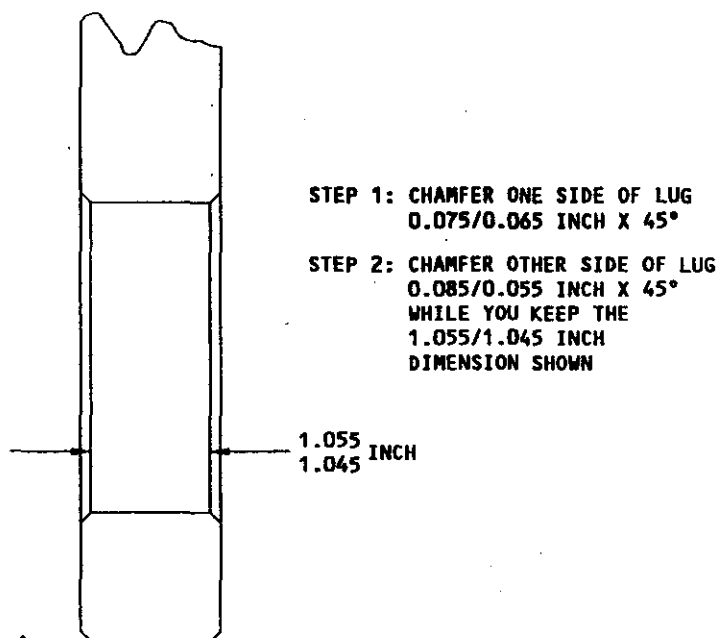
767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



FITTING SHOWN WITH THE BEARING REMOVED

DETAIL III



SECTION A-A

CHAMFER DIMENSIONS

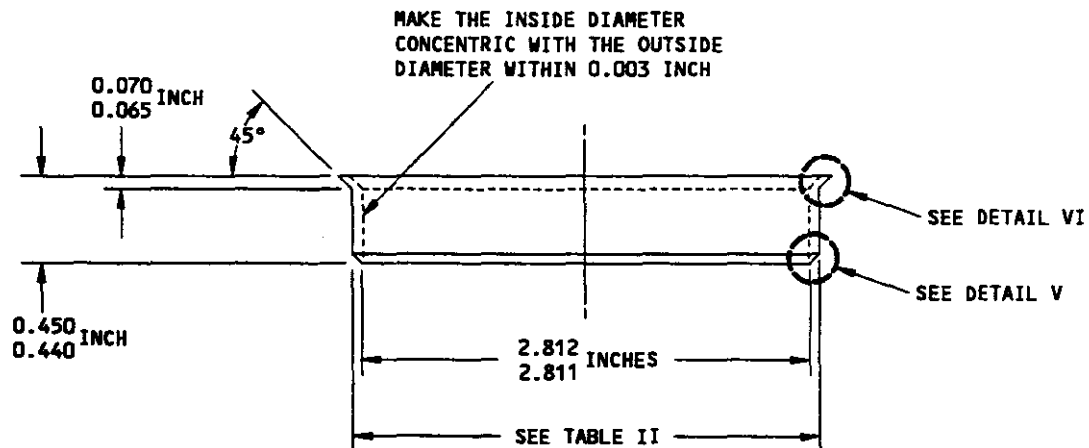
Station 1043 - Main Landing Gear Beam Support Fitting Repair  
Figure 203 (Sheet 6)

53-50-90

# BOEING 767

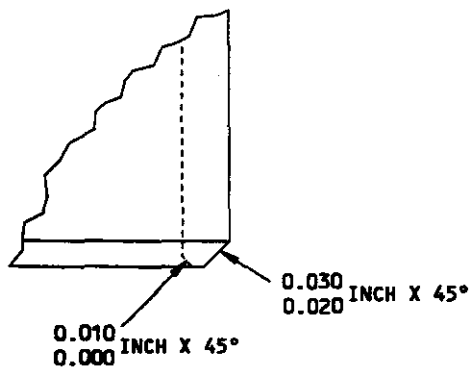
767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

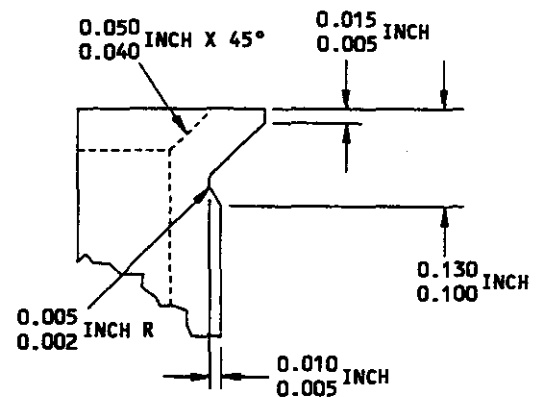


DETAIL IV

(PART I SLEEVE BUSHING)



DETAIL V



DETAIL VI

Station 1043 - Main Landing Gear Beam Support Fitting Repair  
Figure 203 (Sheet 7)

53-50-90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**53-80-08. Sửa chữa thành/Web phía trước - mỗi nối chồng vách ngăn áp suất sau. - Hình 207 (từ 1 đến 6), trang 213 đến 218.**

**3.1- Áp dụng:**

Sửa chữa này có thể áp dụng mỗi ghép chồng cho thành/Web vách ngăn áp suất giữa Tear Strap (tấm nối chống xé rách).

Đây là sửa chữa bên trong máy bay với Cum line số 1 đến 175.

- Sửa chữa này đã được FAA chấp nhận nếu kiểm tra cho ở dưới là làm tại thời gian quy định rõ.

- Không dùng dòng xoáy tần số cao kiểm tra kẹp chặt sửa chữa ở Detail I hoặc II, nhận biết bởi ký hiệu (□). Làm kiểm tra đầu tiên sau 25,000 chu kỳ bay kẹp chặt được lắp đặt. Làm kiểm tra tiếp theo sau mỗi 6000 chu kỳ bay.

Xem NDT, Part 6, 51-00-01 hoặc 51-00-16.

Đây là sửa chữa bên chắc cho máy bay với Cum Line số 176 và liên quan.

Xem SB 767-53-0026 để bổ sung kiểm tra yêu cầu cho vách áp suất.

**3.2 - Phân tích sửa chữa thành/Web phía trước mỗi ghép chồng vách ngăn áp suất sau.**

Các thành phần tăng cứng bán kính được gắn chặt bằng hàng chi tiết kẹp chặt dọc mép của thành vách phía trước/Forward Web. Ở vị trí khác, bán kính tăng cứng/Radial Stiffener được gắn chặt bằng hàng đinh tán dọc mép AFT Web. Sửa chữa này có thể sử dụng ở hai hình. Thành phần Filler còn 3 chỉ có ở chi tiết I, thành phần Filler còn và Filler 4, 5 chỉ ở Detail II là luôn nằm dưới Radial Stiffener.

Sau khi tạo dạng các thành phần phải kiểm tra dòng xoáy để bảo đảm không có hư hỏng nứt, vỡ sau gia công.

Sửa chữa ở đây là sửa chữa vách áp suất ngoài đảm bảo độ bền, còn bảo đảm độ kín. Nguyên tắc sửa chữa bảo đảm các mép nối giáp mỗi phải có các thành phần sửa chữa chồng lên, chỗ mép ghép chồng lên tối thiểu lắp đặt được hai hàng đinh tán.

ATA 53-80-08



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

- Detail I và tiết diện A-A, B-B:

Thành phần sửa chữa gồm có: miếng tấp/Doubler, miếng lấp kín kết cấu/Structural Filler, miếng lấp kín côn/Tapered Filler.

- Doubler 1 dày hơn Web nguyên gốc 0,006 đến 0,008 in (0,1524 đến 0,2032 mm), uốn ôm vào bán kính hình cần 96 in (2438,4 mm) và rộng hơn chỗ cắt bỏ các hướng bố trí được hai hàng đinh tán.

- Tapered Filler có độ dốc nhỏ nhất 1/2000.

- Structural Filler 2 : Có hình dạng chữ T lấp kín chỗ cắt bỏ ở Web, và rộng hơn Doubler lắp đặt một hàng đinh tán.

- Detail II, tiết diện C-C D-D.

Thành phần sửa chữa gồm có : miếng tấp đôi/Doubler, miếng tấp ba/Tripler, Structural Filler, Taper filler, Filler.

- Doubler 1 có bề dày đúng bằng Web nguyên gốc nên dùng thêm Tripler. Tripler có kích thước rộng hơn chỗ cắt bỏ lắp đặt 2 hàng đinh tán bao quanh. Doubler rộng hơn Tripler lắp đặt được một hàng đinh tán ở ba hướng.

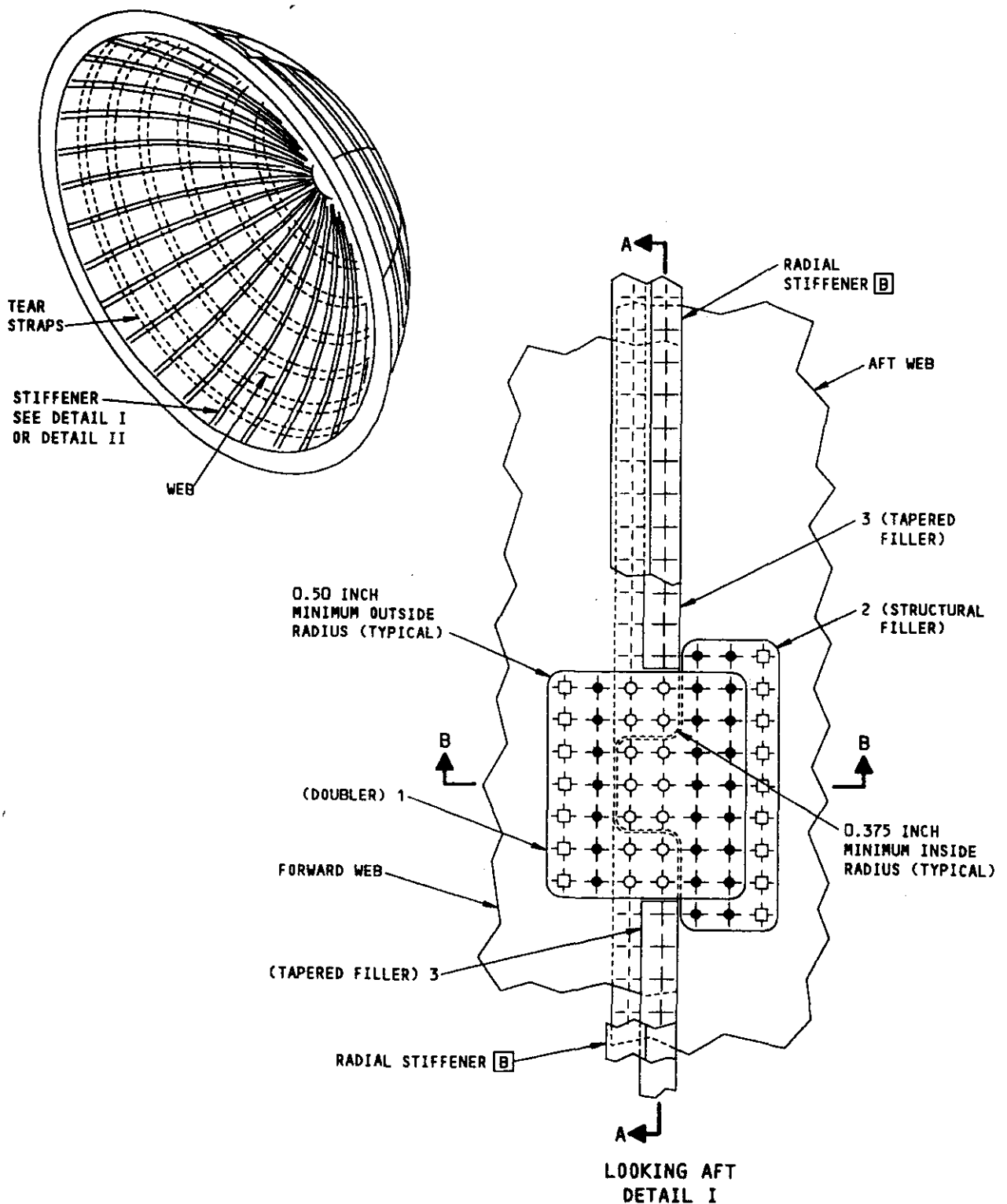
- Structural Filler có hình dạng chữ T vừa lấp kín chỗ cắt bỏ ở Web trước, vừa rộng hơn Doubler ở ba hướng lắp đặt được một hàng đinh tán.

- Tapered Filler có độ dốc nhỏ nhất 1/200.

*Ưu điểm* : Phương pháp sửa chữa ở đây bảo đảm được bền, độ kín.

Sửa chữa như chỉ dẫn Detail II có ưu điểm hơn Detail I là bền chắc và ít tập trung ứng suất ở Doubler vì vật liệu mỏng hơn, kích thước rộng hơn.

ATA 53-80-08

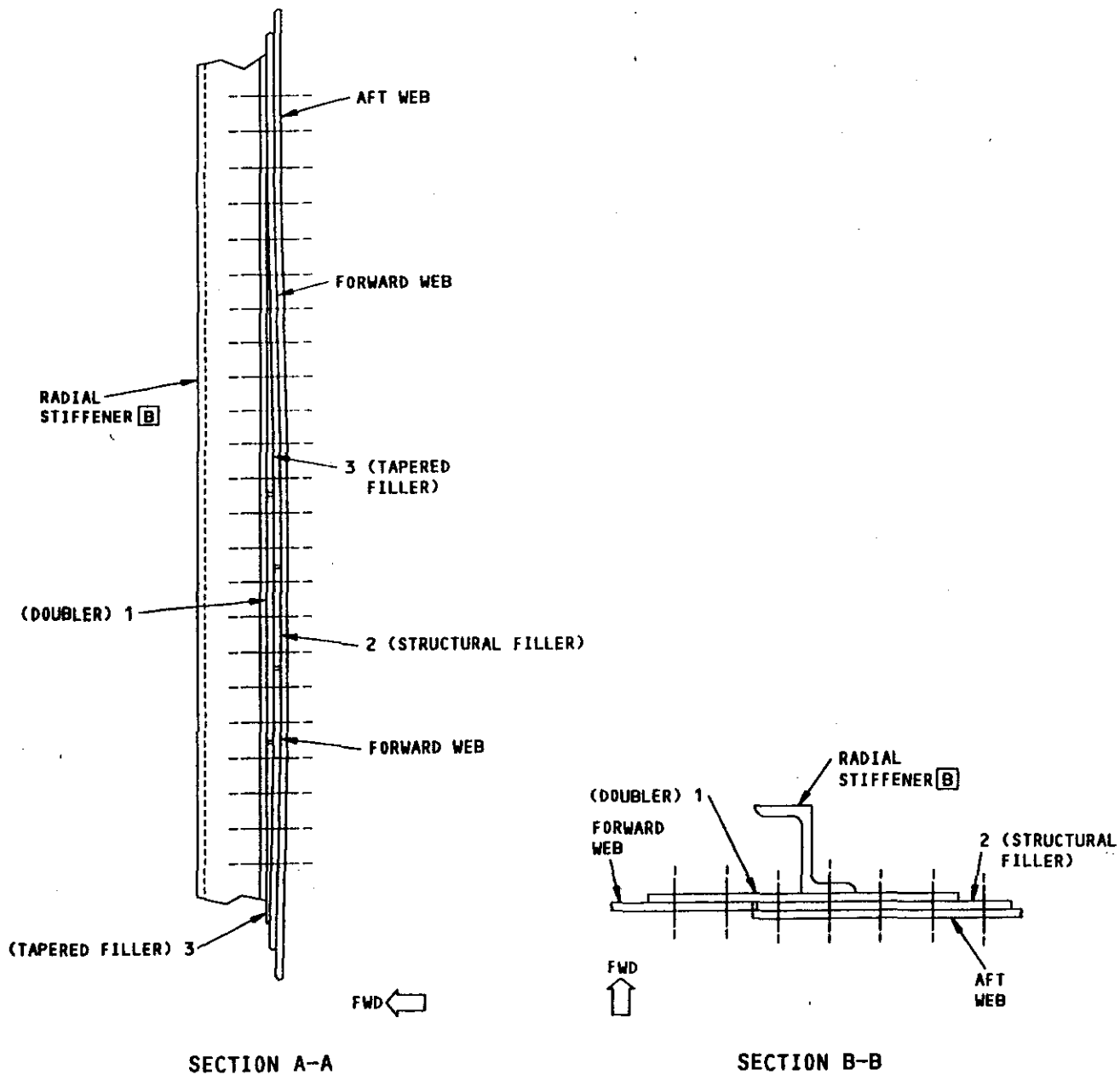


Aft Pressure Bulkhead Lap Splice - Forward Web Repair  
Figure 207 (Sheet 3)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



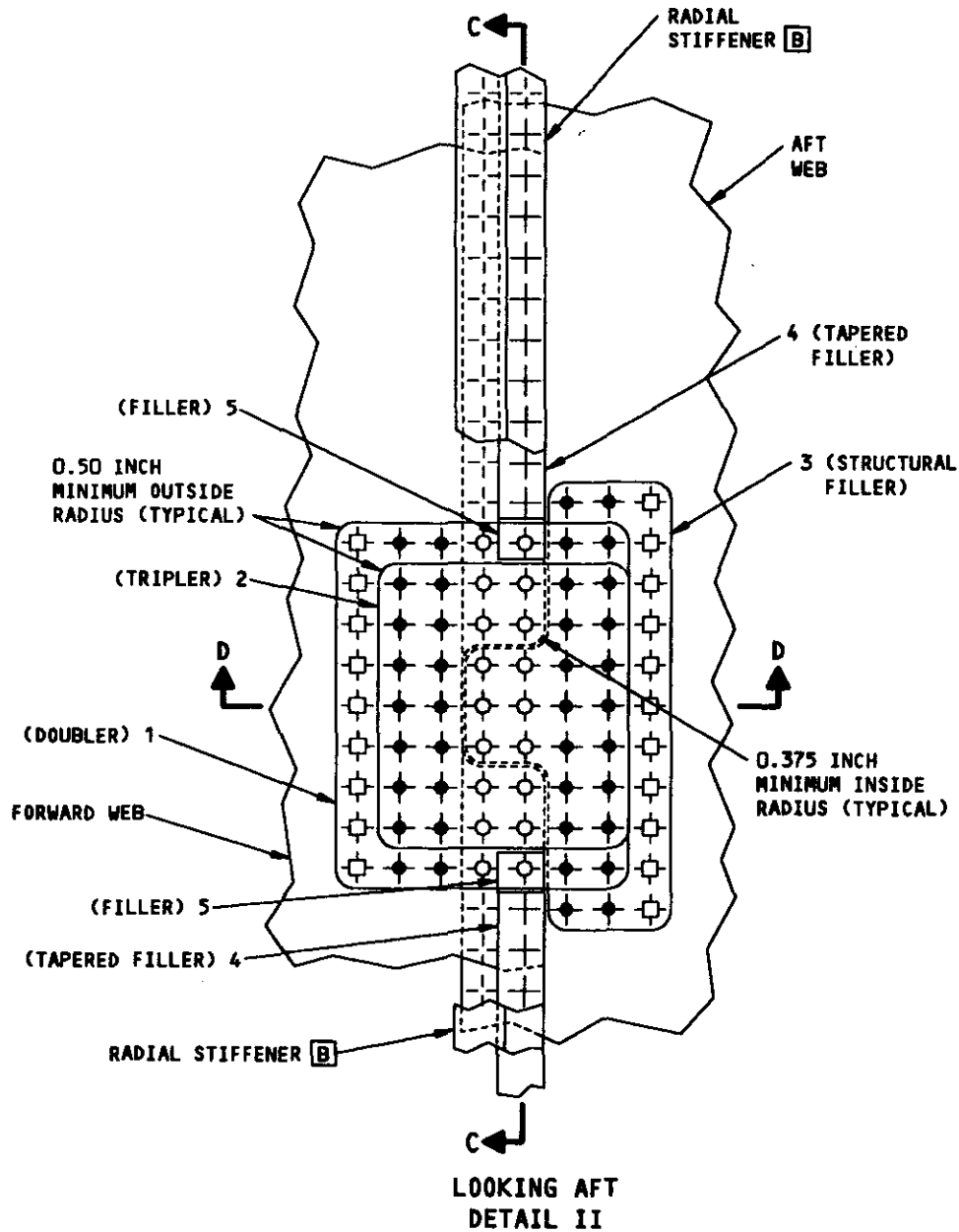
Aft Pressure Bulkhead Lap Splice - Forward Web Repair  
Figure 207 (Sheet 4)

53-80-08

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



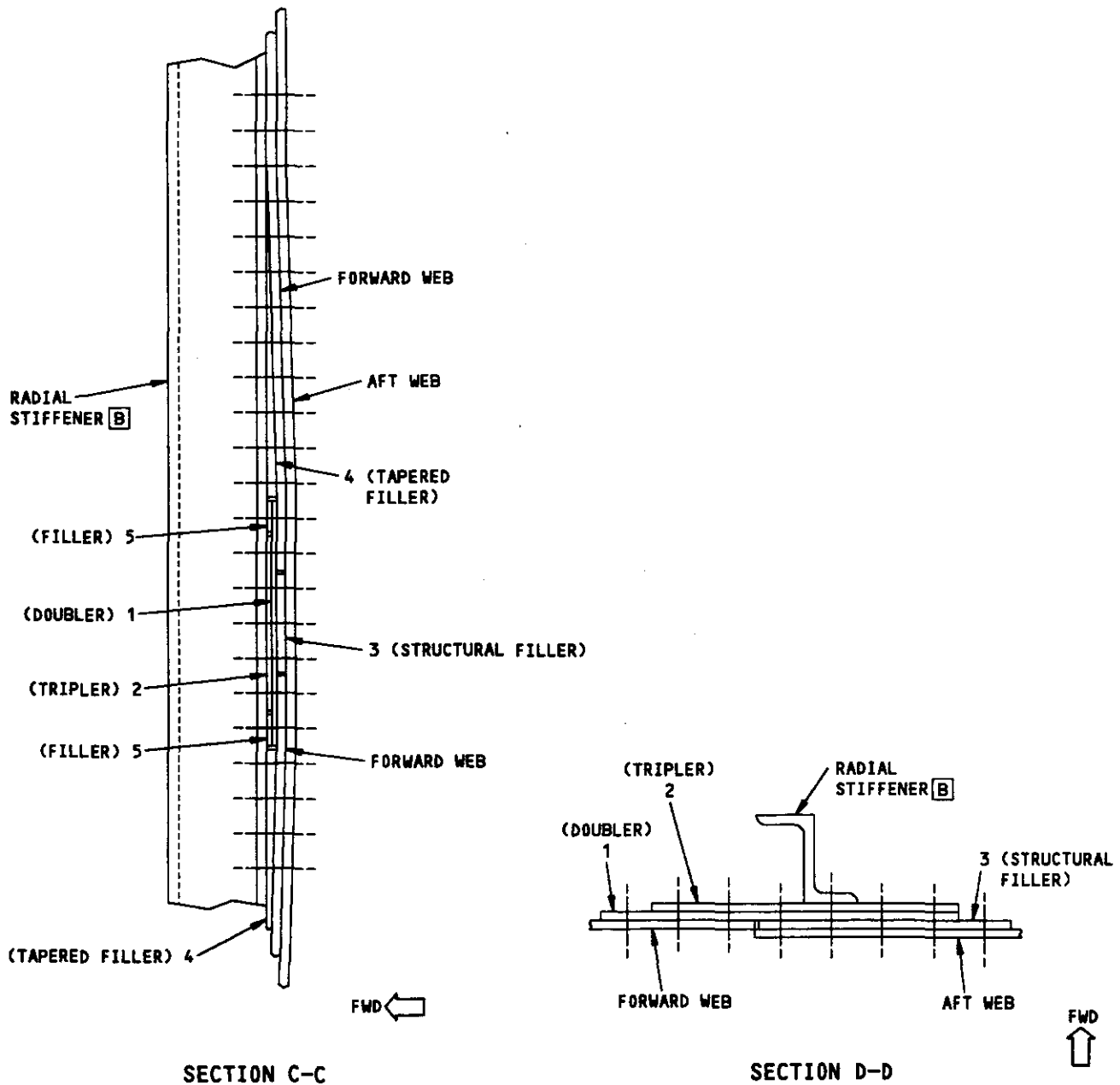
Aft Pressure Bulkhead Lap Splice - Forward Web Repair  
Figure 207 (Sheet 5)

53-80-08

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Aft Pressure Bulkhead Lap Splice - Forward Web Repair  
Figure 207 (Sheet 6)

53-80-08

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**CHAPTER 54**  
**VỎ BỌC VÀ GIÁ TREO ĐỘNG CƠ B767-300**

**54-13-01 . Sửa chữa vỏ bọc mép trước miệng hút/Inlet Cowl - Động cơ PW 400. -Hình 203 (tờ 1, 2, 3); trang 206, 207, 208.**

**4.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc mép trước miệng hút/Inlet Cowl - Động cơ PW 4000.**

Mép trước vỏ miệng hút (Inlet Cowl) là bộ phận không chịu lực lớn.

Yêu cầu sửa chữa bảo đảm biên dạng ban đầu và độ phẳng nhẵn khí động học.

Do đó miếng tấp (Doubler) chỉ có một hàng đinh tán để kẹp chặt vào vỏ bọc hiện có, một hàng đinh tán một phía kẹp chặt vào vỏ bọc sửa chữa.

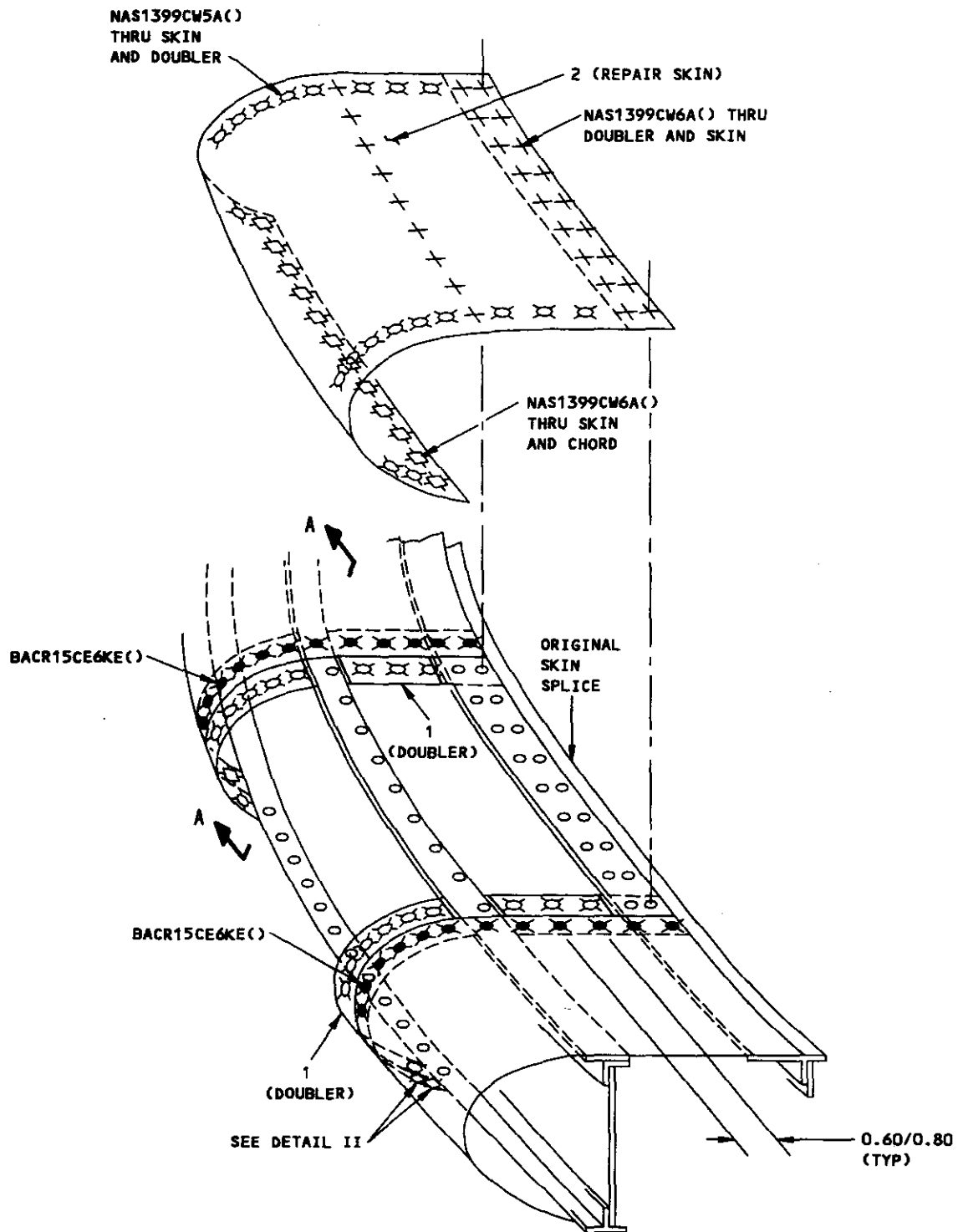
Đường kính đinh tán đặc 6/32"(4.8 mm). Khoảng cách đinh tán 0,60/0,8 in (15,24/20,32 mm) bằng 3,18D/ 4,23D là nằm trong giới hạn cho phép.

Đường kính đinh tán một phía NAS 1399 CW5A() là 5/32"(4.0 mm). Khoảng cách mép tối thiểu 2D (8 mm). Khoảng cách đinh tán 0,6/ 0,80in (15,24/20,23mm) bằng 3,81D/5,08D là khoảng cách nằm trong giới hạn cho phép.

**ATA - 54-13-01**

# BOEING 767

## 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL

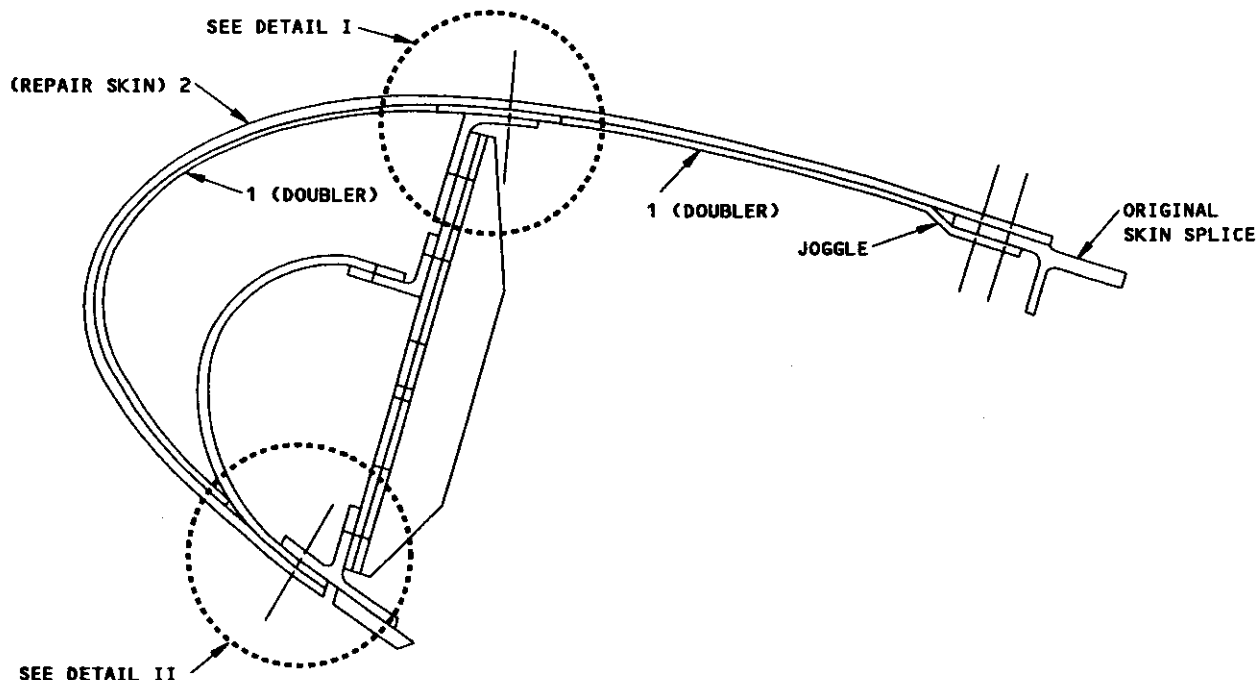


Inlet Cowl Leading Edge Skin Repair - PW4000 Engine  
Figure 203 (Sheet 2)

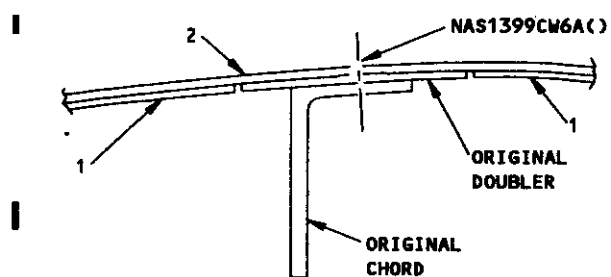
# BOEING 767

767-300

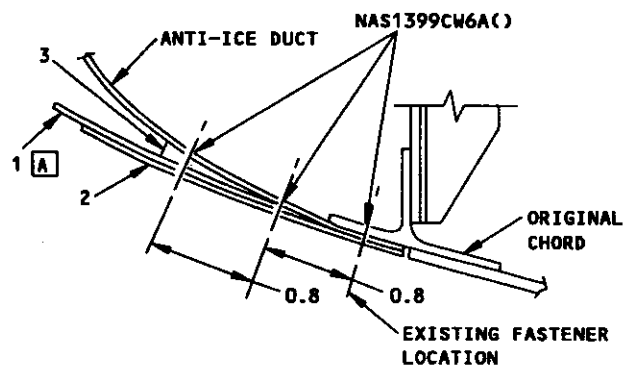
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



DETAIL I



DETAIL II

Inlet Cowl Leading Edge Skin Repair - PW4000 Engine  
Figure 203 (Sheet 3)

54-13-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**54-13-02: Sửa chữa vỏ bọc ống dẫn/D-Duct dẫn hơi nóng phòng băng - Động cơ PW 4000. - Hình 201 (từ 1, 2, 3), trang 201, 202, 203.**

**4.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách vỏ bọc ống dẫn/D-duct dẫn hơi nóng phòng băng - Động cơ PW 4000.**

Ống dẫn hơi nóng phòng băng làm việc trong điều kiện nhiệt độ thay đổi theo chu kỳ và rung động nên có thể bị nứt, rách.

Nguyên tắc chung sửa chữa chỗ rách là khoan chặn và làm miếng sửa chữa rộng hơn chỗ rách mỗi hướng lắp đặt được tối thiểu hai hàng đinh tán bao quanh.

*Detail II.* Do chỗ rách quá gần mép D-duct, không bảo đảm nguyên tắc trên, nên phải dùng Doubler 2 tầng cường độ bền chắc mỗi ghép tán. Theo chiều tiết diện ngang Doubler 2 cần lớn hơn chỗ rách lắp đặt một hàng đinh tán là đủ.

Lắp đặt khi sửa chữa ở bộ phận ống dẫn khí nóng dùng lắp đặt ướm chịu nhiệt độ cao bằng BAC 5710, sơn lót loại 51 để không cho hơi nóng đi qua khe hở lắp ráp.

**ATA - 54-13-02**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Remove inlet cowl leading edge skin section and damaged D-duct section.

2. Stop drill cracks 0.25 diameter.

3. Make the repair parts. Form doublers, skin or shims to required contour. Make repair skin large enough to extend two rows of fasteners past the crack in all four directions. See Detail I. For cracks too near an edge of the D-duct to allow room for two rows of fasteners, refer to Detail II.

**Note:** The repair skin may be cut from an existing damaged D-duct.

4. Break all sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.030R.

5. Locate, drill and countersink fastener holes.

6. Alodine treat repair parts and raw edges of skin per 51-20-01. Apply one coat of BAC 5710, Type 51 (Desoto Hi-Temp) primer to all surfaces of doublers, raw edges and interior surface of repair skin.

7. Rivet doublers and shims to existing D-duct skin using BACR15BB6AD rivets.

8. Rivet inner diameter edge of D-duct to angle with NAS1398CW6 blind rivets installed wet with BAC 5710, Type 51 (Desoto Hi-Temp) primer.

9. Attach cowl leading edge skin outer diameter edge and outer diameter edge of D-duct together to outer chord with Cleco fasteners. Fasten cowl leading edge skin inner diameter edge in its original location with Cleco fasteners.

10. Rivet cowl leading edge skin and outer diameter of D-duct into place with NAS1399CW6 blind rivets installed wet with BAC 5710, Type 51 (Desoto Hi-Temp) primer.

11. Fill gaps with aerodynamic smoother.

12. Restore finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

### NOTES

• FOR CRACK IN D-DUCT NEAR AN EXISTING D-DUCT SPLICE, REPLACE SPLICE WITH A WIDER SPLICE SO THAT AT LEAST TWO ROWS OF FASTENERS EXTEND BEYOND CRACK

• REFER TO THE FOLLOWING WHEN USING THIS REPAIR:

51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE

51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS WHERE THE DAMAGE EXCEEDS THE LIMITS SHOWN IN 51-10-01, CONSIDERATION SHOULD BE GIVEN TO THE LOSS OF PERFORMANCE INVOLVED

51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL REPAIR PARTS

51-40 FOR FASTENER REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES, AND EDGE MARGINS

### SYMBOLS

✦ REPAIR FASTENER IN NEW LOCATION. INSTALL BACR15BB6AD

⊕ REPAIR FASTENER IN EXISTING LOCATION. INSTALL NAS1398CW6 PROTRUDING HEAD BLIND RIVET

⊞ REPAIR FASTENER IN EXISTING LOCATION. INSTALL NAS1399CW6 FLUSH HEAD BLIND RIVET

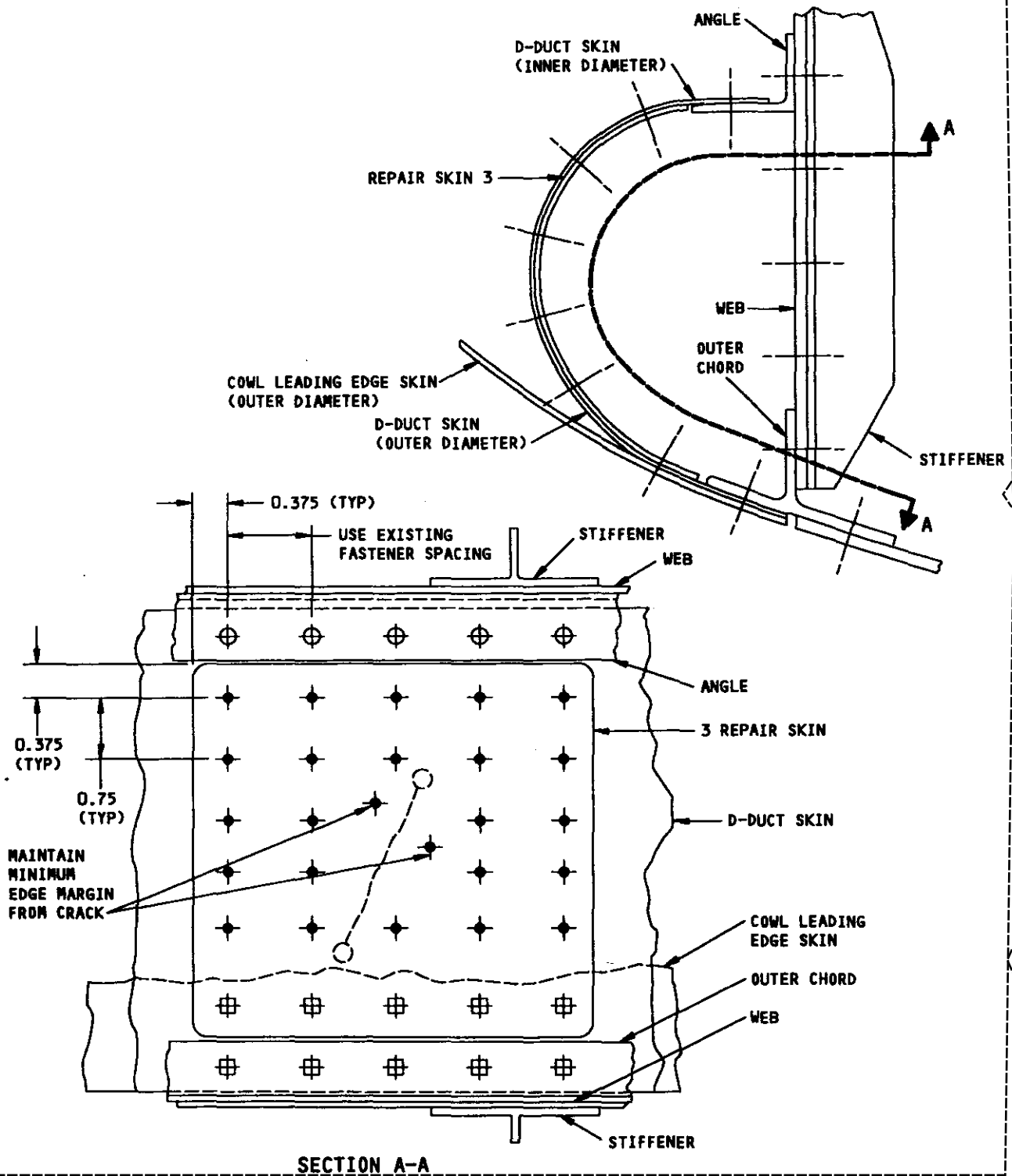
| REPAIR MATERIAL |                |         |                                                 |
|-----------------|----------------|---------|-------------------------------------------------|
| PART            |                | QTY     | MATERIAL                                        |
| 1               | SHIM           | 1       | 0.05 2219-0 BARE SHEET HT TR T62 AFTER FORMING  |
| 2               | REPAIR DOUBLER | AS REQD | 0.045 2219-0 BARE SHEET HT TR T62 AFTER FORMING |
| 3               | REPAIR SKIN    | 1       | 0.045 2219-0 BARE SHEET HT TR T62 AFTER FORMING |

Thermal Anti-Icing D-Duct Skin Repair - PW4000 Engine  
Figure 201 (Sheet 1)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



REPAIR FOR CRACKS AT CENTER OF D-DUCT  
DETAIL 1

Thermal Anti-Icing D-Duct Skin Repair - PW4000 Engine  
Figure 201 (Sheet 2)

54-13-02

300

Page 202  
Nov 15/90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**54-53-01. Sửa chữa rách thành xà dọc/ Spar Web ở trên phía trước thanh chống/Strut tại lỗ thoát nước mưa NAC STA 156- Động cơ PW- 4000 - Hình 210 (từ 1 đến 6), trang 237 đến 242.**

**4.1- Phân tích phương án sửa chữa rách thành xà dọc/ Spar Web ở trên phía trước thanh chống/Strut tại lỗ thoát nước mưa NAC STA 156 - Động cơ PW4000.**

- Sửa chữa A: Rách nhỏ ở lỗ thoát nước mưa có thể loại bỏ bằng doa rộng lỗ đường kính lớn nhất 0,4688 in (12 mm). Ở đây không chế đường kính lỗ thoát nước lớn nhất vì làm đường kính lỗ lớn hơn sẽ làm yếu Spar Web, dễ nứt tiếp ở lỗ thoát nước.

- Sửa chữa B: Chiều dài rách nhỏ hơn 0,75 in (19,05 mm) thì phải khoan chặn chỗ rách và dùng miếng vá tấp/Doubler với miếng đệm đáy/Shim để tấp chồng lên để tăng cường độ bền, độ cứng của Spar Web, chặn rách tiếp.

~~Sửa chữa C: Chiều dài rách lớn hơn 0,75 in (19,05 mm) sửa chữa tương tự như sửa chữa B.~~

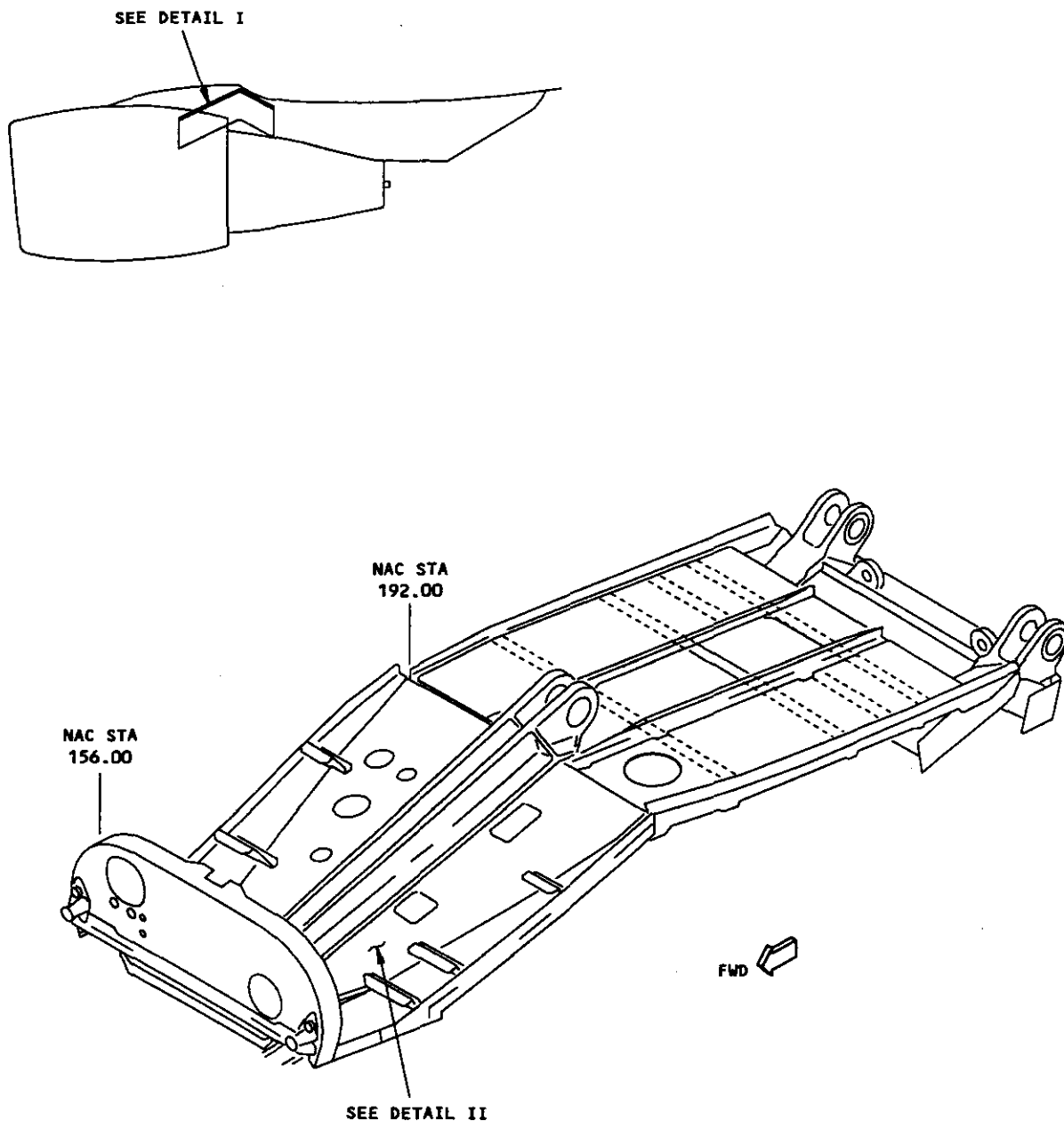
Điều khác ở đây là rách kéo dài đến bên dưới chỗ lắp sau bản lề thổi ngược, lắp ghép xà trên (the Upper Spar fitting, the thrust Reverser Hinge Backup fitting) hoặc đai tấp xà dọc trên phía trước (the forward upper Spar Chord) thì phải xin ý kiến của nhà chế tạo Boeing.

- Các lỗ thoát nước không có rách, hoặc đã sửa hết rách phải tiến hành nong rộng lỗ bằng trục nong hoặc bi có đường kính lớn hơn đường kính lỗ để biến dạng nguội lớp bề mặt lỗ, tạo nên ứng suất nén dư lớp bề mặt. Nhờ lớp bề mặt biến dạng, có ứng suất dư nên hạn chế phát sinh vết nứt do rung động, do môi trường làm việc. Do đó các lỗ thoát nước này cũng phải tiêu chuẩn.

- Miếng tấp 1/ tấp đúp 1/Doubler 1: Làm từ vật liệu tấm, gia công cơ khí tạo bậc bề dày khác nhau để đảm bảo độ chịu tải đều, giảm trọng lượng ở chỗ không cần thiết, giảm tập trung ứng suất ở mép Doubler vào vỏ bọc.

**ATA 54-53-01**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DETAIL I

Strut Forward Upper Spar Web Crack Repair at  
NAC STA 156 Drain Holes - PW 4000 Engine  
Figure 210 (Sheet 3)

39

54-53-01

300.1

Page 239  
Aug 15/00



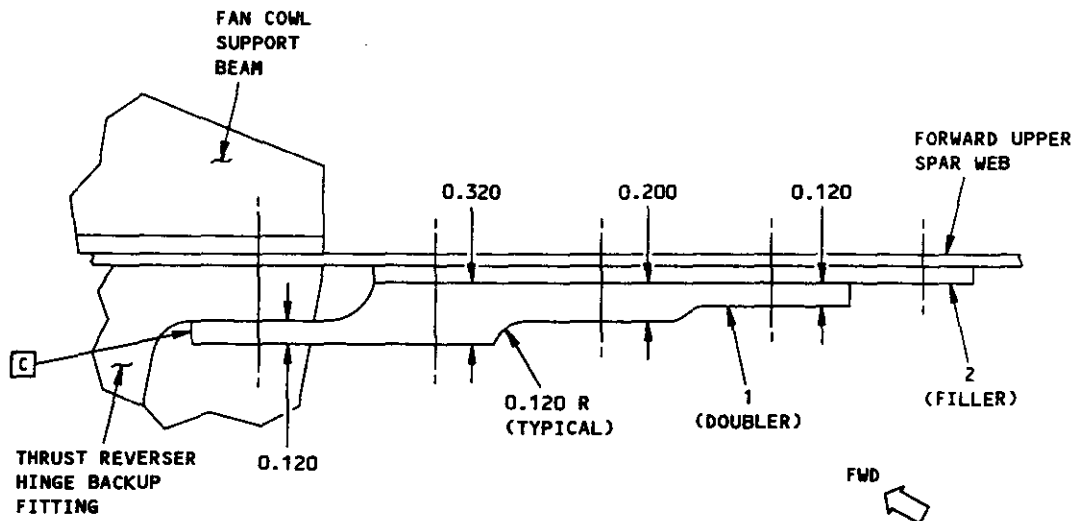
## DETAIL II



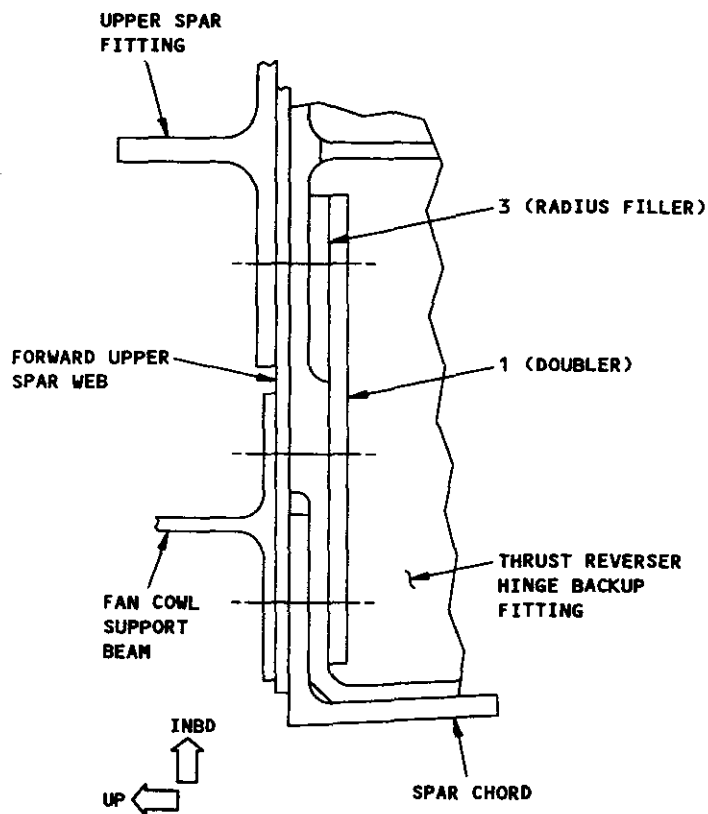
### 300.1

Page 240  
Aug 15/00

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



SECTION B-B

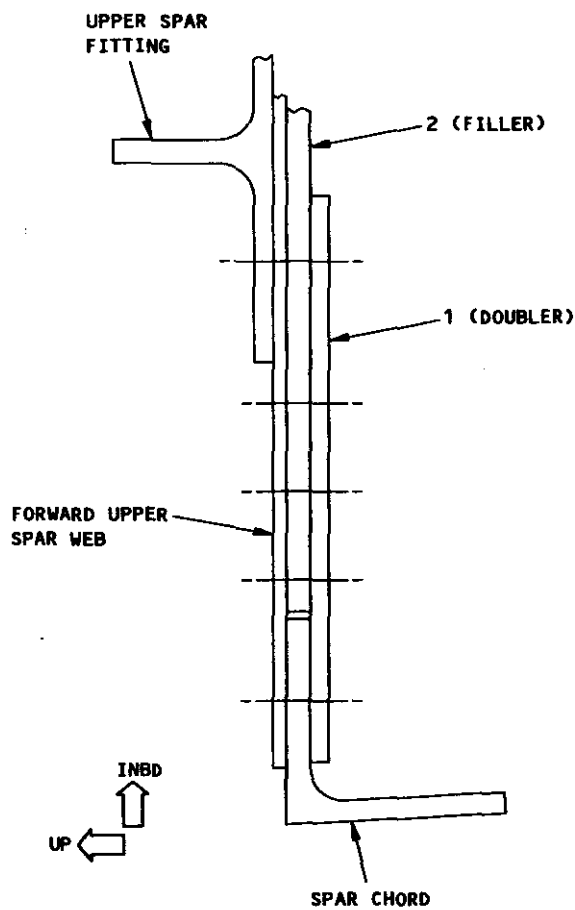
Strut Forward Upper Spar Web Crack Repair at  
NAC STA 156 Drain Holes - PW 4000 Engine  
Figure 210 (Sheet 5)

54-53-01

300.1

Page 241  
Aug 15/00

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION C-C

Strut Forward Upper Spar Web Crack Repair at  
NAC STA 156 Drain Holes - PW 4000 Engine  
Figure 210 (Sheet 6)

54-53-01

300.1

Page 242  
Aug 15/00



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**54-53-01. Sửa chữa Panel vỏ bọc ở bên cạnh thanh chống/Strut tại  
lỗ vào hộp chống xoắn phía trước - Động cơ PW 4000. -  
Hình 206 (từ 1 đến 6), trang 215 đến 220.**

**4.1- Áp dụng:**

Sửa chữa này có thể áp dụng cho chỗ rách ở lỗ vào hộp xoắn phía trước (giữa NAC STA 156.0 và 172.0). Để sử dụng sửa chữa này, rách tìm thấy không ở vùng 2, như chỉ ở chi tiết II.

**4.2- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Panel vỏ bọc bên cạnh thanh  
chống/ Strut tại lỗ vào hộp xoắn phía trước - Động cơ PW400.**

Sửa chữa này chỉ áp dụng cho chỗ rách ở lỗ vào hộp xoắn phía trước (giữa NAC STA 156.0 và 172.0). Để sử dụng sửa chữa này, rách tìm thấy không ở vùng 2, như chỉ ở Detail II.

Sửa chữa này cho phép rách phát triển đến hàng đầu tiên của kẹp chặt ở trên cửa vào bị hỏng. Nếu như hỏng vượt quá vùng này phải xin ý kiến của nhà chế tạo Boeing.

- Lỗ cửa vào hộp xoắn phía trước khi mở đã làm vành gờ tăng cứng vững và được tăng cường độ bền.

Do điều kiện làm việc rung động, chịu nhiệt độ từ động cơ truyền ra nên dễ bị nứt.

Sửa chữa ở đây dùng hai Doubler, mỗi Doubler có bề dày 0,04 in (1,016 mm) vừa để tăng độ bền đều, vừa giảm tập trung ứng suất ở mép Doubler vào vỏ bọc bên thanh giằng/Strut.

Doubler 1 có kích thước rộng hơn Doubler 2 lắp đặt được một hàng đinh tán (ở những chỗ cho phép).

Hình dạng Doubler vát và lượn góc vừa ôm bao chỗ hỏng lỗ mở vào hộp xoắn, vừa tập nối khung xà cạnh đó để tăng độ bền đều cho miếng vá sửa, hạn chế tạo tập trung ứng suất do miếng vá gây ra cho vỏ bọc.

Khoảng cách mép nhỏ nhất 1,5D là của kẹp chặt ngoài cùng ở Doubler 2 đó là thực tế do lỗ hiện có và vướng bản lề. A.

Khoảng cách mép ở Doubler 1 tối thiểu 2D. Do đó khoảng cách mép 1,5D vẫn có thể chấp nhận được.

**ATA - 54-53-01**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**4.3- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa Panel vỏ bọc bên thành chống/Strut tại lỗ vào hộp xoắn phía trước.**

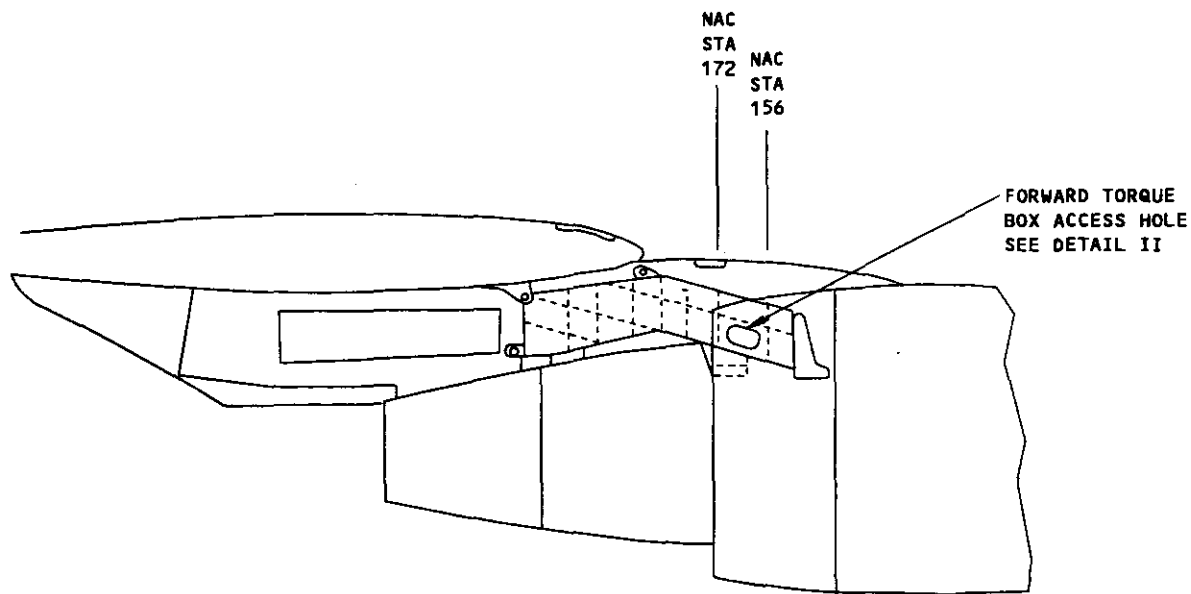
Khi hư hỏng vượt quá vùng I thì thiết kế phương án thiết kế sửa chữa:

- Thay thế Panel vỏ bọc bên thành giằng/Strut tại lỗ vào hộp xoắn phía trước.

- Làm miếng Doubler 1 và 2 bao quanh toàn bộ lỗ vào hộp xoắn phía trước, có vành gờ tăng cứng, nếu cách đến bán kính lượn vành gờ tăng cứng.

**ATA - 54-53-01**

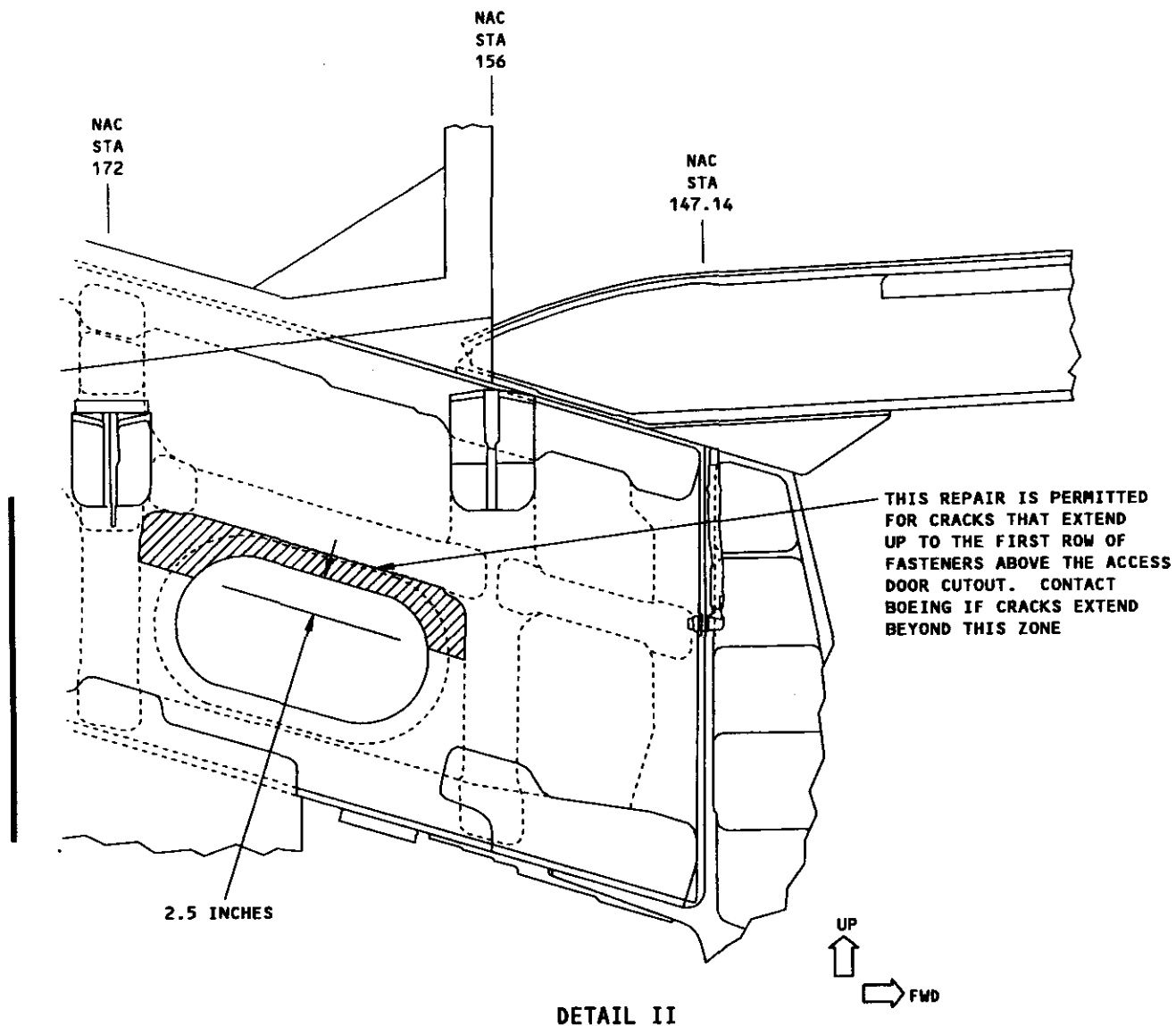
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DETAIL I

Strut Side Skin Panel Repair at Forward Torque Box Access Hole -  
PW4000 Engine  
Figure 206 (Sheet 3)

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



-  ZONE I - THIS REPAIR IS APPLICABLE TO ALL DAMAGE THAT IS FOUND IN THIS ZONE. SEE DETAIL III.
-  ZONE II - THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE FOR DAMAGE IN THIS ZONE.

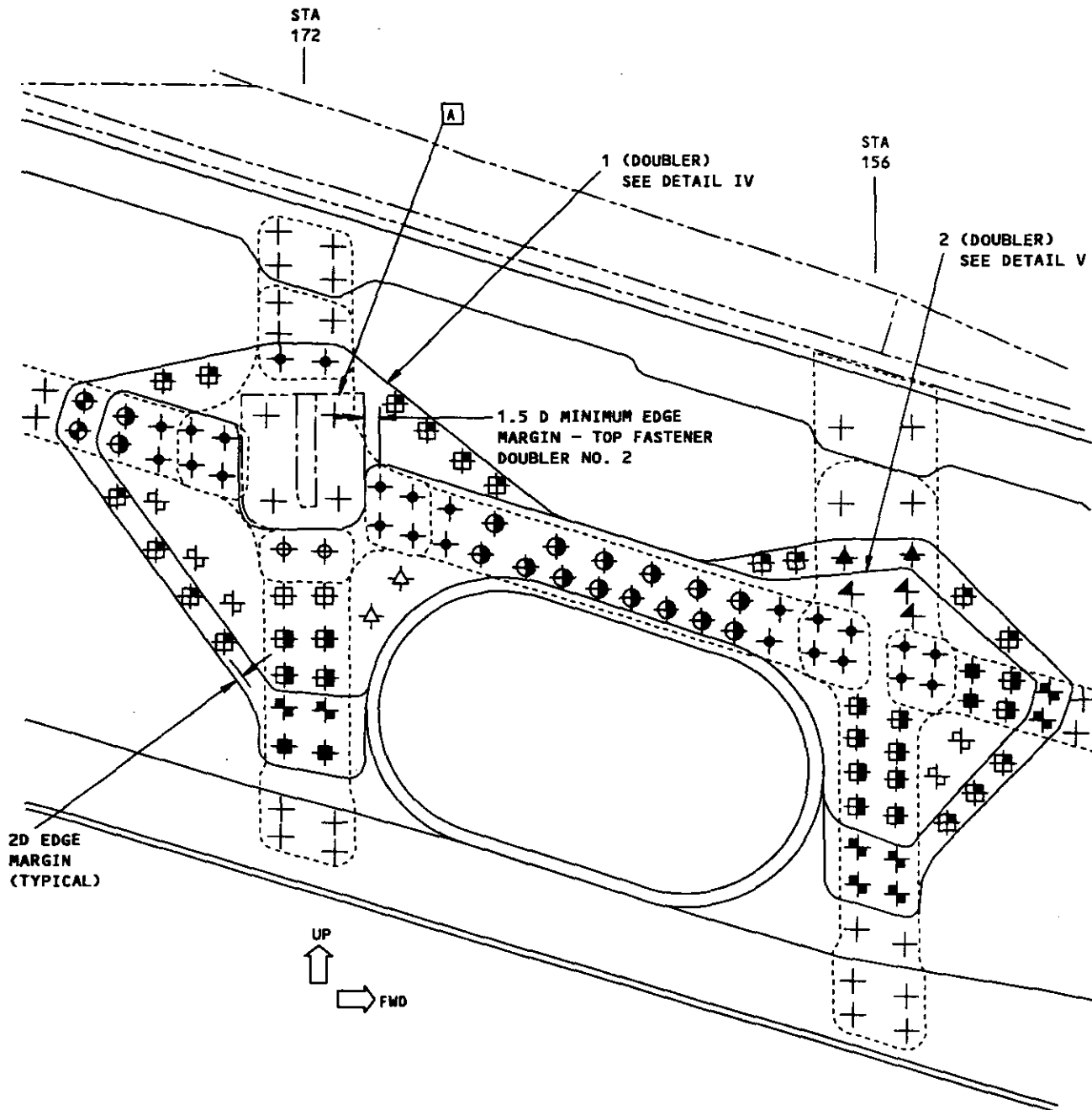
Strut Side Skin Panel Repair at Forward Torque Box Access Hole -  
PW4000 Engine  
Figure 206 (Sheet 4)

54-53-01

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



DETAIL III

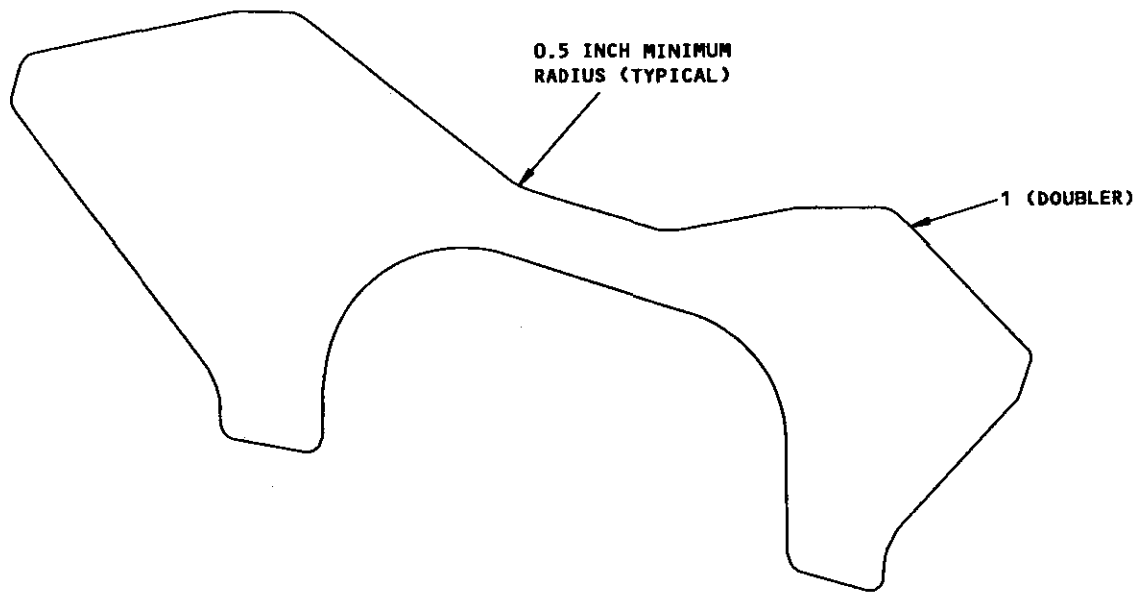
Strut Side Skin Panel Repair at Forward Torque Box Access Hole -  
PW4000 Engine  
Figure 206 (Sheet 5)

54-53-01

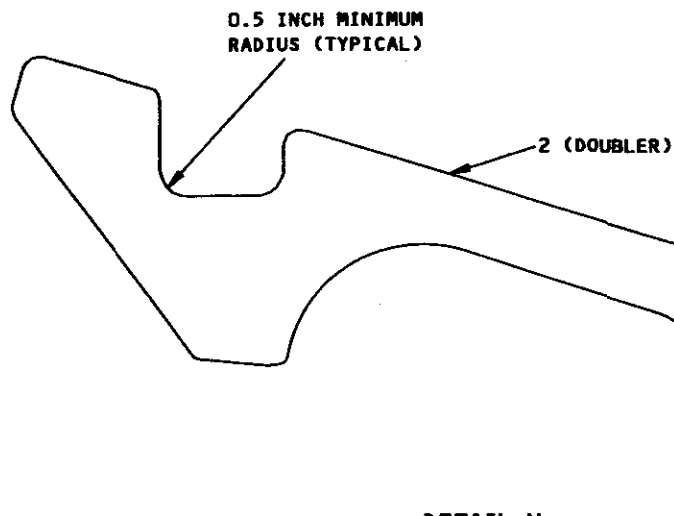
# **BOEING 767**

767-300

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**



**DETAIL IV**



**DETAIL V**

**Strut Side Skin Panel Repair at Forward Torque Box Access Hole -  
PW4000 Engine  
Figure 206 (Sheet 6)**

**54-53-01**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**54-53-70. Sửa chữa rách vách ngăn mép sau của phần sườn nhẵn sau cùng thanh giằng/ thanh chống/Strut. - Hình 204 (từ 1 đến 6), trang 223 đến 228.**

**4.1. Áp dụng:**

Sửa chữa này áp dụng để sửa chữa rách tại cạnh gờ tăng cứng/Flanges bên cạnh vách ngăn.

**4.2- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách vách ngăn mép sau của phần sườn nhẵn sau cùng thanh giằng/Strut.**

Sửa chữa ở đây áp dụng sửa chữa rách tại Flanges bên cạnh Web. Cắt và loại Flanges bên cạnh vách bị rách dọc theo đường uốn có thể dùng lại nếu khoảng cách mép tối thiểu 2D vẫn được duy trì sau khi rách được loại bỏ.

*Ưu điểm của miếng vá sửa chữa:* Phục hồi độ bền, độ cứng vững.

*Nhược điểm của miếng vá sửa chữa:* Flanges của Web được thay thế bằng xà góc phía ngoài/Outboard Angle và xà góc phía trong/Inboard Angle ở dưới Web và phía trên Web là xà chữ U phía ngoài/Outboard Channel và xà chữ U phía trong/Inboard Channel. Độ bền chỗ nối ghép thay thế Flange của Web quá lớn so với Web tại mép miếng vá, tạo nên ứng suất tập trung lớn ở đây. Do đó dễ dàng rách tiếp sau này khi làm việc.

**4.3- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa rách Flange bên cạnh của Web vách ngăn.**

Giảm bề dày tấm 2024-T3 Clad chế tạo xà góc tấm trong/Inboard Angle 1 và xà góc tấm ngoài/Outboard Angle 2 xuống một kích cỡ kích thước, giảm độ bền chỗ nối ghép, giảm tập trung ứng suất mép miếng vá.

**ATA - 54-53-70**

# BOEING

## 767-300

### STRUCTURAL REPAIR MANUAL

#### APPLICABILITY

THIS REPAIR IS APPLICABLE TO REPAIR OF CRACKS AT THE BULKHEAD SIDE FLANGES.

#### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Get access to the damaged aft fairing trailing edge bulkhead. Remove the aft fairing trailing edge assembly (313T3360) and the aft fairing panel assembly (313T3380) from the engine pylon.
2. Do a high frequency eddy current (HFEC) inspection of the bulkhead flanges to locate the full length of the crack. Refer to NDT Part 6, 51-00-00. As an alternative, do a penetrant inspection. Refer to SOPM 20-20-02.
3. Cut and remove the cracked bulkhead side flanges along the bend line. Keep the minimum corner radii of 0.25 inch and break all sharp edges.
4. Make the repair parts. See Table I and Details II, III, and IV.

NOTE: As an alternative, the initial web of the bulkhead can be used in lieu of the part 3 bulkhead web if there is a 2D minimum edge margin on the web after the cracks are removed and the initial hole locations are not damaged.

5. Assemble the repair parts and drill the fastener holes. **A**
6. Disassemble the repair parts.
7. Remove the nicks, scratches, gouges, burrs, and sharp edges from the repair parts and the web.
8. Apply a chemical conversion coating to the bare surfaces of the skin cutout. Refer to SRM 51-20-01.
9. Apply two layers of BMS 10-11, Type I primer to the repair parts and the bare surfaces of the web. Refer to SOPM 20-41-02.
10. Install the fasteners. Fasteners that are not made of aluminum must be installed wet with BMS 5-95 sealant.
11. Install the aft fairing trailing edge and panel assemblies.

#### NOTES

- D = FASTENER DIAMETER
- WHEN YOU USE THIS REPAIR, REFER TO:
  - NDT PART 6, 51-00-00 FOR EDDY CURRENT INSPECTION PROCEDURES
  - SOPM 20-20-02 FOR PENETRANT INSPECTION PROCEDURES
  - SOPM 20-41-02 FOR APPLICATION OF FINISHES
  - SRM 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
  - SRM 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METALLIC AND GRAPHITE MATERIALS
  - SRM 51-40-02 FOR INSTALLATION AND REMOVAL OF FASTENERS
  - SRM 51-40-05 FOR FASTENER HOLE SIZES.

**A** THE INITIAL WEB AND STIFFENERS MAY BE USED AS A TEMPLATE TO FIND INITIAL FASTENER LOCATIONS

**B** FOUR EVENLY SPACED FASTENER LOCATIONS ON EACH FLANGE. SEE DETAIL I, VIEW A-A. KEEP A 2D MINIMUM EDGE MARGIN AND 4D - 6D FASTENER SPACING ON EACH ROW.

#### FASTENER SYMBOLS

- |— REFERENCE FASTENER LOCATION.
- ◆ INITIAL FASTENER LOCATION. INSTALL A BACR15FT6KE()C RIVET OR INSTALL A BACB30MY6K()X HEX DRIVE BOLT WITH A BACC30M6 COLLAR.
- ★ INITIAL FASTENER LOCATION. INSTALL A BACB30NY6K()X HEX DRIVE BOLT WITH A BACC30X6 COLLAR.
- ⊙ REPAIR FASTENER LOCATION. INSTALL A BACR15FT5KE()C RIVET OR INSTALL A BACB30MY5K()X HEX DRIVE BOLT WITH A BACC30M5 COLLAR. **B**

| REPAIR MATERIAL |                |     |                                                   |
|-----------------|----------------|-----|---------------------------------------------------|
|                 | PART           | QTY | MATERIAL                                          |
| 1               | OUTBOARD ANGLE | 1   | 0.063 CLAD 2024-0 HEAT TREAT TO T42 AFTER FORMING |
| 2               | INBOARD ANGLE  | 1   | 0.063 CLAD 2024-0 HEAT TREAT TO T42 AFTER FORMING |
| 3               | BULKHEAD WEB   | 1   | 0.063 CLAD 2024-0 HEAT TREAT TO T42 AFTER FORMING |
| 4               | FILLER         | 1   | 0.063 CLAD 2024-T3 OR 7075-T6                     |
| 5               | FILLER         | 1   | 0.063 CLAD 2024-T3 OR 7075-T6                     |

TABLE I

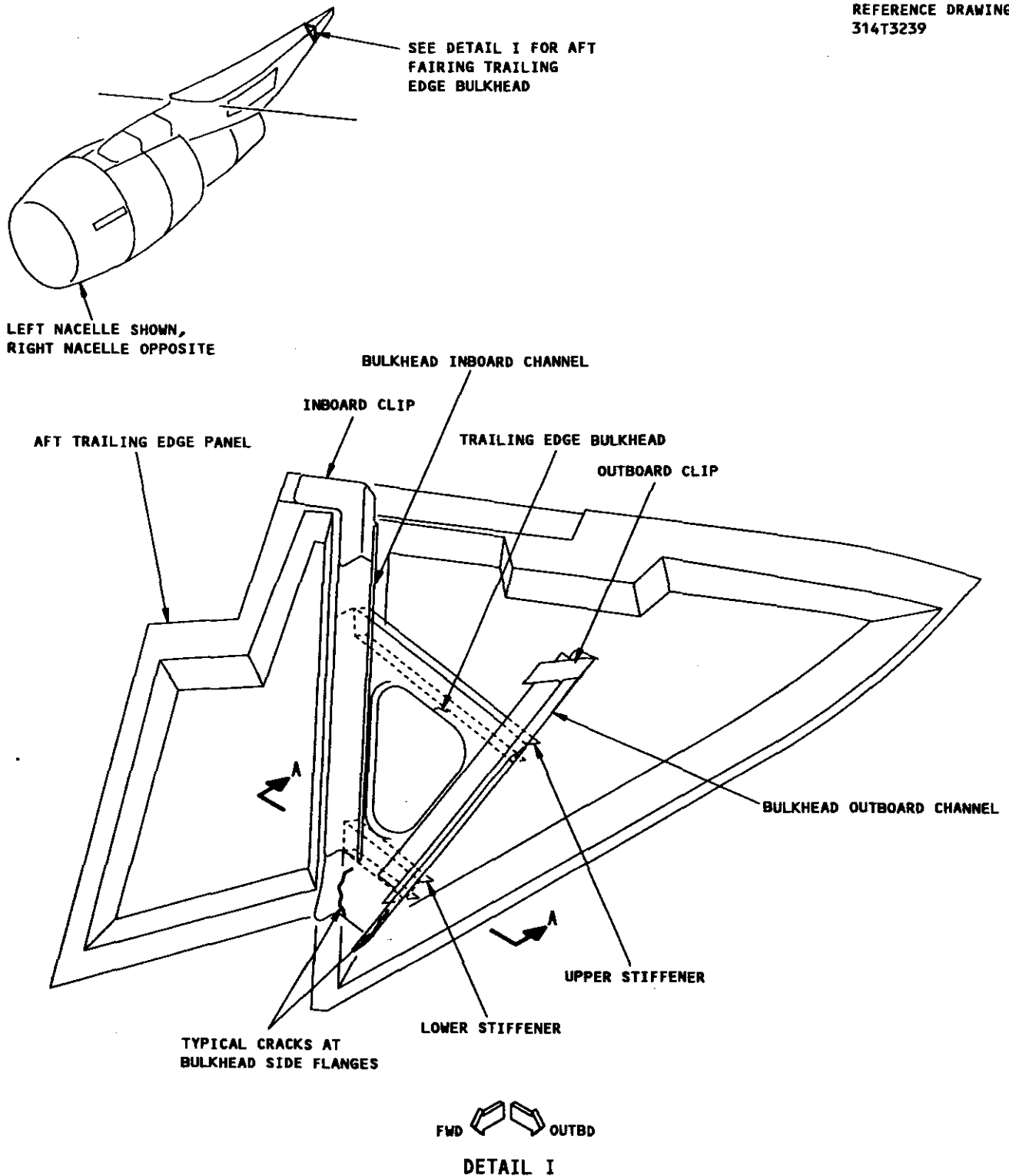
Strut Aft Fairing Trailing Edge Bulkhead Crack Repair -  
PW4000 Engine  
Figure 204 (Sheet 1)

54-53-70



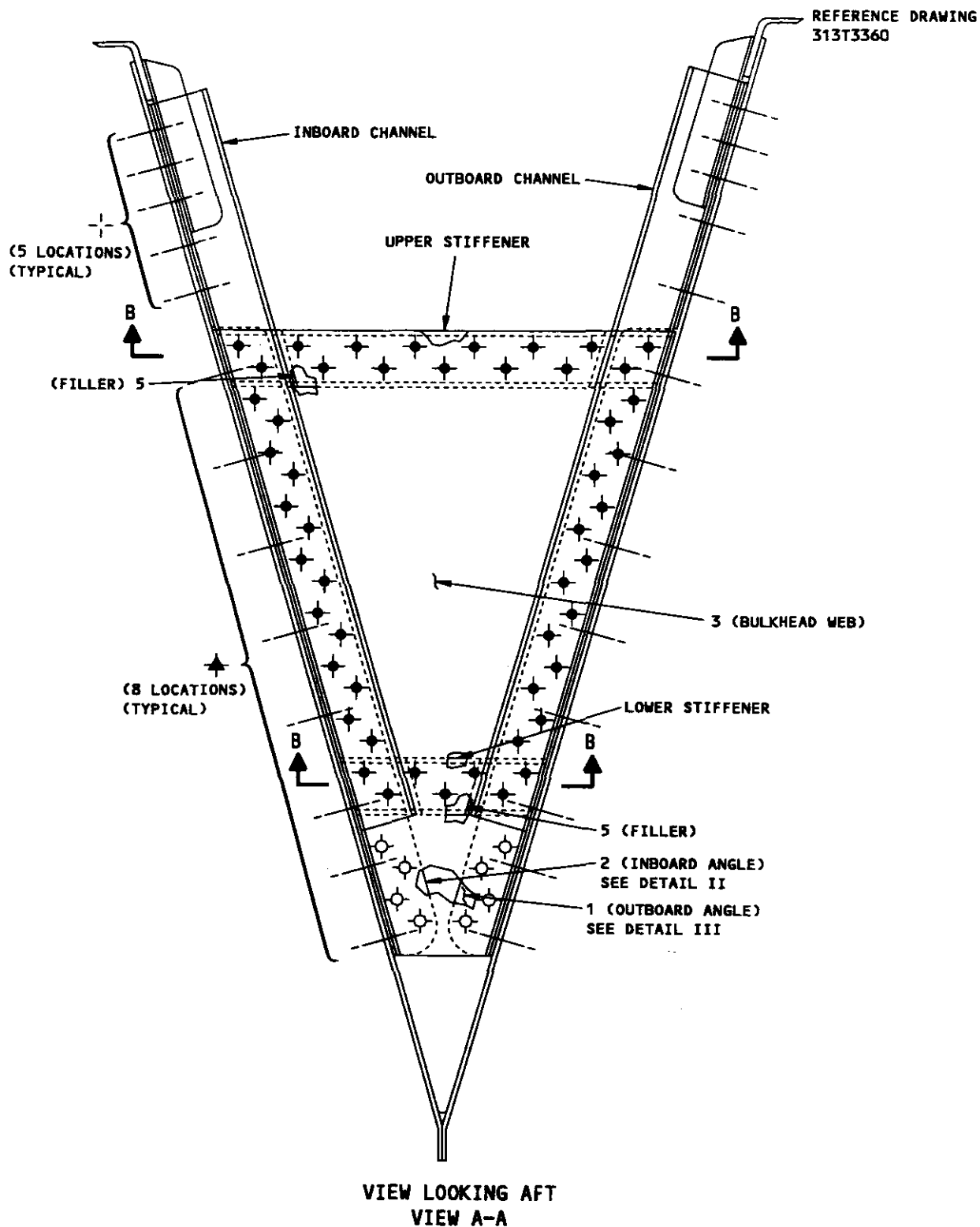
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

REFERENCE DRAWING  
314T3239



Strut Aft Fairing Trailing Edge Bulkhead Crack Repair -  
PW4000 Engine  
Figure 204 (Sheet 2)

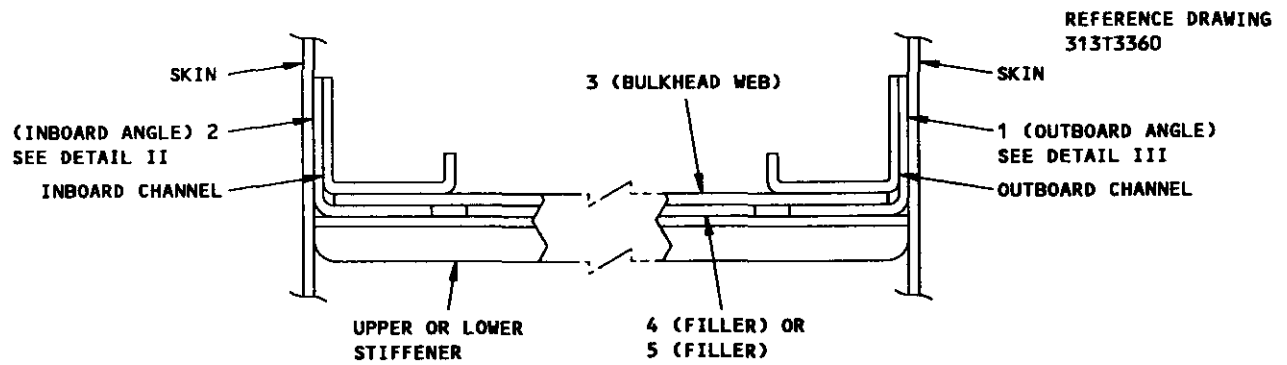
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



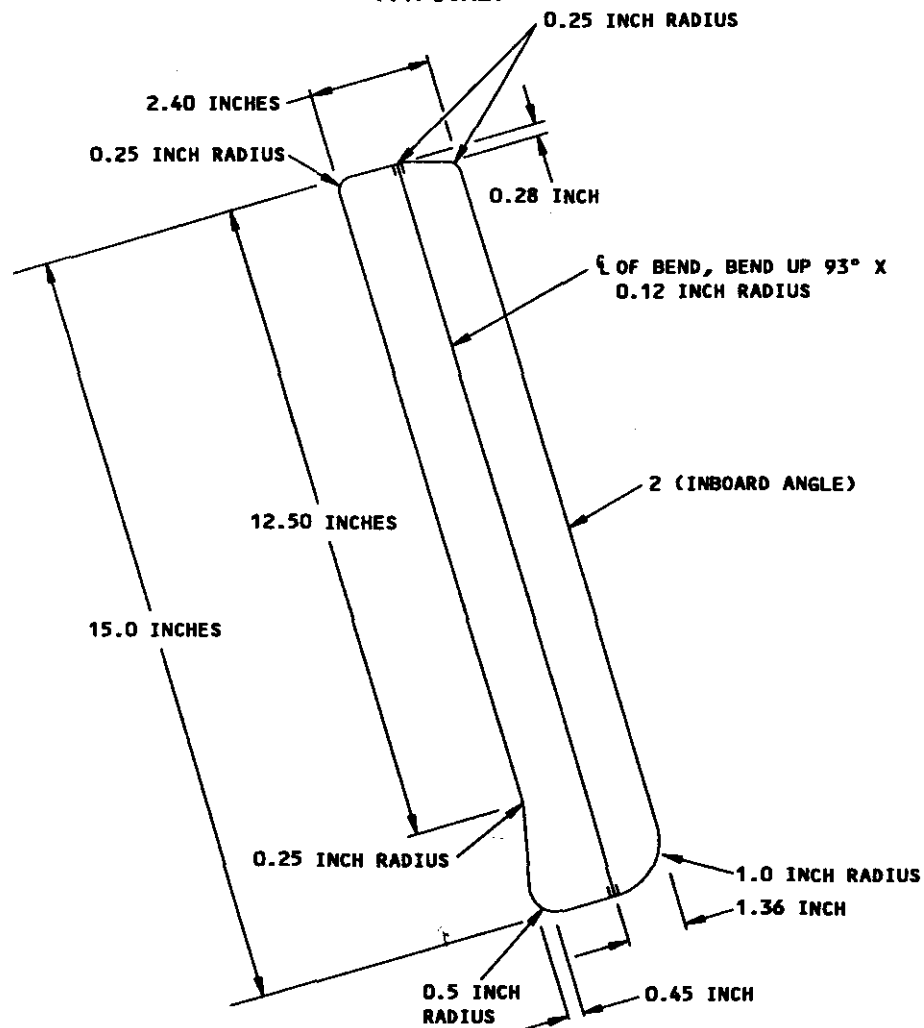
Strut Aft Fairing Trailing Edge Bulkhead Crack Repair -  
PW4000 Engine  
Figure 204 (Sheet 3)

54-53-70

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**SECTION B-B  
(TYPICAL)**



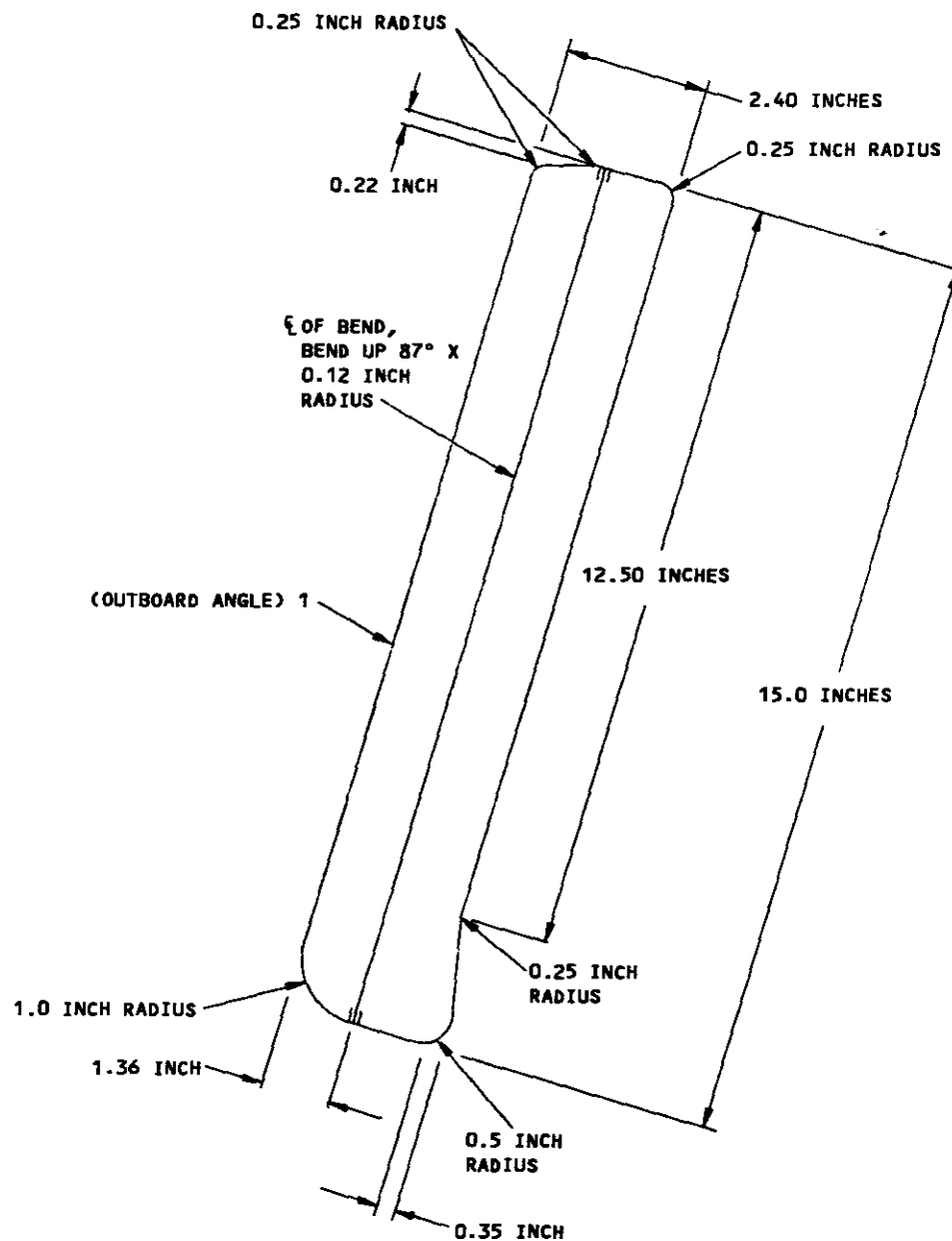
LEFT SIDE IS SHOWN, RIGHT SIDE IS OPPOSITE  
DETAIL II

Strut Aft Fairing Trailing Edge Bulkhead Crack Repair -  
PW4000 Engine  
Figure 204 (Sheet 4)

**54-53-70**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

REFERENCE DRAWING  
313T3360



LEFT SIDE IS SHOWN,  
RIGHT SIDE IS OPPOSITE

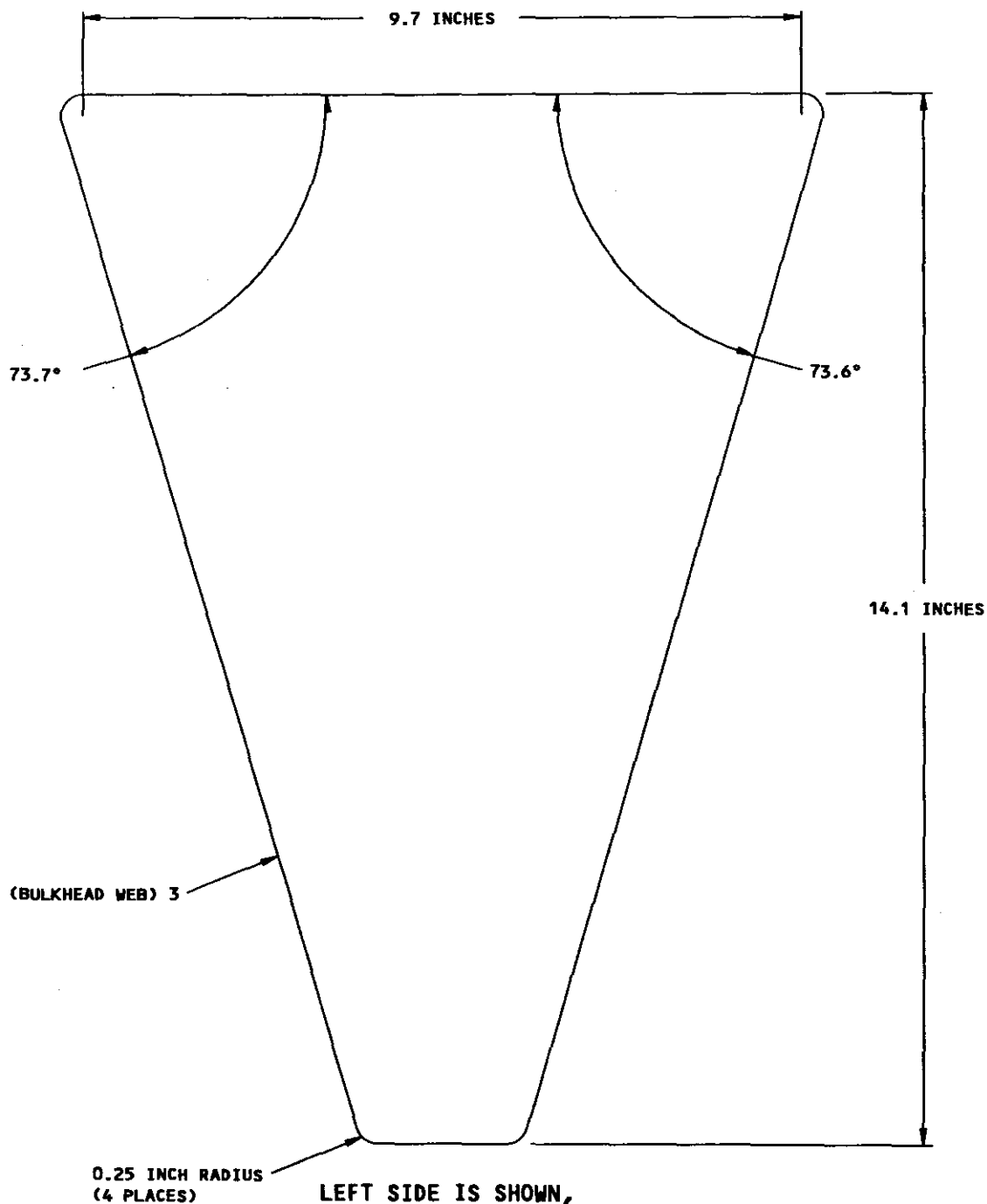
DETAIL III

Strut Aft Fairing Trailing Edge Bulkhead Crack Repair -  
PW4000 Engine  
Figure 204 (Sheet 5)

54-53-70

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

REFERENCE DRAWING  
313T3360



LEFT SIDE IS SHOWN,  
RIGHT SIDE IS OPPOSITE

DETAIL IV

Strut Aft Fairing Trailing Edge Bulkhead Crack Repair -  
PW4000 Engine  
Figure 204 (Sheet 6)

54-53-70



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**CHAPTER 55**  
**BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY B-767-300**

**55-10-01 : Sửa chữa phẳng vỏ bọc ở xà dọc giữa/Inter Spar bộ phận thăng bằng ngang nằm giữa xà nẹp/Stringers - tấm trong/Inboard của xà ngang/Rib No.8. - Hình 202 (từ 1, 2, 3), trang 205, 206, 207.**

*5.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc xà dọc giữa/Interspar thăng bằng ngang giữa xà nẹp/Stringers - Inboard của Rib No.8.*

Bộ phận thăng bằng ở máy bay là bộ phận kết cấu quan trọng của máy bay. Nó giữ thăng bằng máy bay trong khi bay, đồng thời là giá đỡ để lắp bánh lái điều khiển độ cao và phương hướng. Khi bay bằng, không thay đổi hướng bay, bánh lái cùng với bộ phận thăng bằng tạo độ ổn định của máy bay.

Kết cấu thăng bằng ngang là mô hình kết cấu dạng dầm chìa, dầm hộp. Dưới tác dụng của trọng lượng, lớp vỏ bọc mặt trên của thăng bằng ngang chịu kéo, lớp vỏ bọc mặt dưới chịu nén.

Do đó vỏ bọc trên dùng vật liệu 2024-T3, vỏ bọc dưới dùng vật liệu 7075-T6.

Lỗ đinh tán vỏ bọc trên gia công nguội làm biến dạng lớp bề mặt, tạo nên ứng suất dư trước chống lại nứt khi tải trọng tác dụng.

Tổng bề dày Plate 1, 2, 3, 4 dày hơn vỏ bọc tối thiểu 0,02 in đến 0,04 in (0,508 đến 1,016 mm).

Các tấm miếng vá/Plate rộng hơn chỗ hỏng về các hướng, mỗi hướng lắp đặt tối thiểu hai hàng đinh tán.

Các tấm nối/ Plate có hình dạng vát nhọn về trục tâm mục đích:

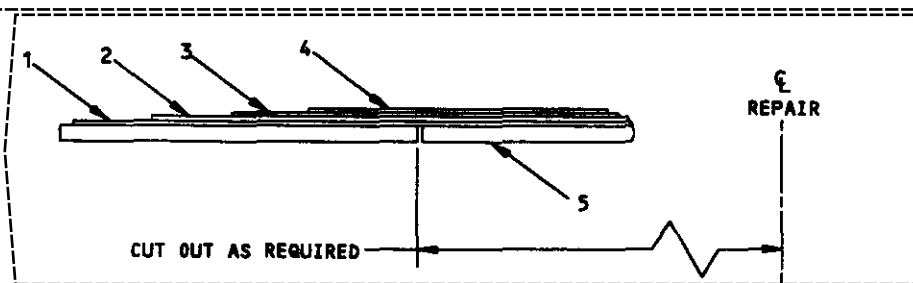
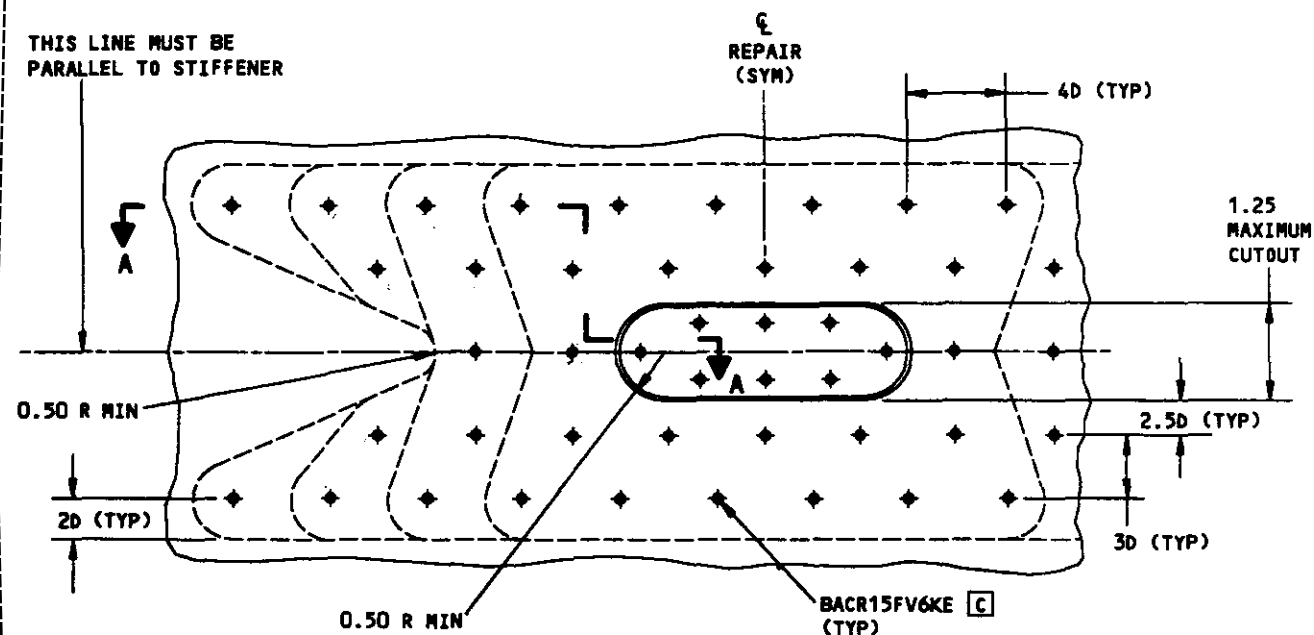
- Tăng độ bền chịu uốn của miếng vá theo chiều trục tâm. Độ bền giảm dần theo trục tâm và về hai phía xà nẹp (Stringer).
- Làm giảm dần tập trung ứng suất do các Plate gây ra cho vỏ bọc (độ bền giảm dần, tức ứng suất tập trung giảm dần) về hai phía xà nẹp (Stringer).

ATA 55-10-01

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



### SECTION A-A

Horizontal Stabilizer Interspar Skin Flush Repair  
Between Stringers - Inboard of Rib No. 8  
Figure 202 (Sheet 3)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

### NOTES

1. Drill out existing fasteners in the skin to stringer attachment as required.
2. Cut out damaged portion of skin to give a rectangular hole with radiused corners. Do not cut into stiffener. If stiffener is damaged, refer to 55-10-03.
3. Make the repair parts.
4. Assemble the repair parts and drill the fastener holes.
5. Remove the repair parts.
6. Break sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.030R.
7. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
8. Alodize repair parts 1 thru 4, the cut edges of repair part 5 and the cut edges of the original parts per 51-20-01.
9. Apply one coat of BMS 10-79, type III primer to the repair parts and the cut edges of the original parts in accordance with 51-24 of the 767 Maintenance Manual.
10. Install the repair parts. Install rivets wet with BMS 5-95.
11. Fill gap between parts with aerodynamic smoother (BMS 5-79 or BMS 5-95).
12. Restore original finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

- REFER TO THE FOLLOWING WHEN USING THIS REPAIR:

51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL

51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS

51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS

51-21 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR INTERIOR AND EXTERIOR FINISHES

51-31 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR SEALS AND SEALING

**[A]** 2024-T3 FOR UPPER SKIN. 7075-T6 FOR LOWER SKIN. FOR MATERIAL GAGES, SEE TABLE I

**[B]** CLAD 2024-T3 FOR UPPER SKIN. CLAD 7075-T6 FOR LOWER SKIN. SAME THICKNESS AS SKIN

**[C]** OPTIONAL REPAIR FASTENER: BACB30NW( )K BOLT WITH BACB30M COLLAR. SEE TABLE I FOR FASTENER SIZE. COLD WORK FASTENER HOLES ON UPPER SKIN PER 51-40-09

**[D]** IF HOLE IS DAMAGED, USE NEXT SIZE FASTENER. ORIGINAL DEPTH OF COUNTERSINK MUST BE MAINTAINED. MICROSHAVE FLUSH PROTRUDING PORTION OF FASTENER HEAD PER 51-10-01

### SYMBOLS

+ ORIGINAL FASTENER LOCATION

◆ REPAIR FASTENER LOCATION

Horizontal Stabilizer Interspar Skin Flush Repair  
at a Stringer - Inboard of Rib No. 8  
Figure 203 (Sheet 1)

55-10-01

300

Page 208  
Nov 15/90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**55-10-01. Sửa chữa vỏ bọc dưới phần giữa thùng bằng ngang tại xà nẹp/Stringer. - Hình 205 (từ 1 đến 4), trang 214 đến 218.**

**5.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc dưới phần giữa thùng bằng ngang tại xà nẹp/Stringer.**

Thùng bằng ngang thực chất là một dạng xà hộp, công xon (xà chìa). Phương chịu lực chính của thùng bằng ngang là hướng song song Stringer. Từ phân tích này quyết định đến kết cấu và sửa chữa hư hỏng ở đây.

Dưới tác dụng của trọng lượng: Bề mặt trên thùng bằng ngang chịu kéo, bề mặt dưới chịu nén.

Hư hỏng theo hướng song song Stringer được hạn chế: lớn nhất là 6.00 in (152,400 mm).

Sửa chữa này không cho phép hư hỏng gần mép Panel vỏ bọc hoặc lắp ghép chính nhỏ hơn 10.00 in (254 mm).

Lăn bi tất cả các mép cắt vỏ bọc. Không lăn bi mép sát Stringer nhỏ hơn 0,50 in (12,7 mm). Lăn bi để hạn chế phát sinh vết nứt do tạo nên ứng suất dư nén trên bề mặt mép.

Các Plate liên kết với Stringer có hai đinh tán về mỗi phía chỗ hỏng bằng đinh tán lớn hơn 1/32" in để tăng độ bền liên kết, còn các đinh tán liên kết Stringer với vỏ bọc giữ nguyên, nên phải khoan miếng vá dưới/Lower Plate không cản trở kẹp chặt. Mục đích giảm tập trung ứng suất vào Stringer và vỏ bọc tại vị trí Stringer.

Miếng vá/Plates có hình 8 cạnh, sáu cạnh giảm tập trung ứng suất ở góc và mép Plates gây ra cho vỏ bọc. Theo hướng Stringer, Plate (2), (4) lắp đặt được 3 hàng đinh tán về mỗi hướng từ chỗ cắt bỏ vỏ bọc, Plate (1), (2) lắp đặt bổ sung 2 hàng đinh tán so với Plate (2), (4). Mục đích vừa tăng độ bền cho hướng chịu tải trọng của thùng bằng ngang và giảm dần ứng suất tập trung cho mỗi ghép tán gây rách vỏ bọc; tăng độ bền về phía xà nẹp (Stringer).

Bề dày vỏ bọc từ 0,150 đến 0,180 in (3,81 đến 4,572 mm) và tổng bề dày Plate (1), Plate (2), Plate (3), Plate (4) là 0,226 in (5,74 mm). Vây các Plate dày hơn tối thiểu vỏ bọc 0,046 in (1,17 mm).

ATA 55-10-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**5.2- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc dưới phần giữa thùng bằng ngang tại xà nẹp/Stringer.**

Thiết kế sửa chữa phẳng: Cắt phần Stringer chỗ vỏ bọc hỏng bị cắt bỏ. Sửa nối Stringer xem 55-10-03. Dùng 4 tấm liên kết nối Plate (1) theo chiều Stringer lắp đặt được hai hàng đinh tán, còn các tấm nối còn lại Plate (2), Plate (3), Plate (4) mỗi Plate dài lắp đặt bổ sung một hàng đinh tán.

Để sửa hồi phục Stringer xem 55-10-03, và dùng Shim để tạo mặt phẳng nối.

ATA 55-10-01

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REPAIR MATERIAL |        |     |                               |
|-----------------|--------|-----|-------------------------------|
| PART            |        | QTY | MATERIAL                      |
| 1               | PLATE  | 1   | 7075-T651<br>OPT: 7075-T6 [A] |
| 2               | PLATE  | 1   | 7075-T651<br>OPT: 7075-T6 [A] |
| 3               | PLATE  | 2   | 7075-T651<br>OPT: 7075-T6 [A] |
| 4               | PLATE  | 2   | 7075-T651<br>OPT: 7075-T6 [A] |
| 5               | FILLER | 1   | 7075-T6 [B]                   |

55

| SKIN<br>THICKNESS | REPAIR PLATE THICKNESS |         |         |         | REPAIR<br>FASTENER<br>DIAMETER |
|-------------------|------------------------|---------|---------|---------|--------------------------------|
|                   | PLATE 1                | PLATE 2 | PLATE 3 | PLATE 4 |                                |
| 0.150 THRU 0.180  | 0.050                  | 0.063   | 0.050   | 0.063   | 1/4                            |

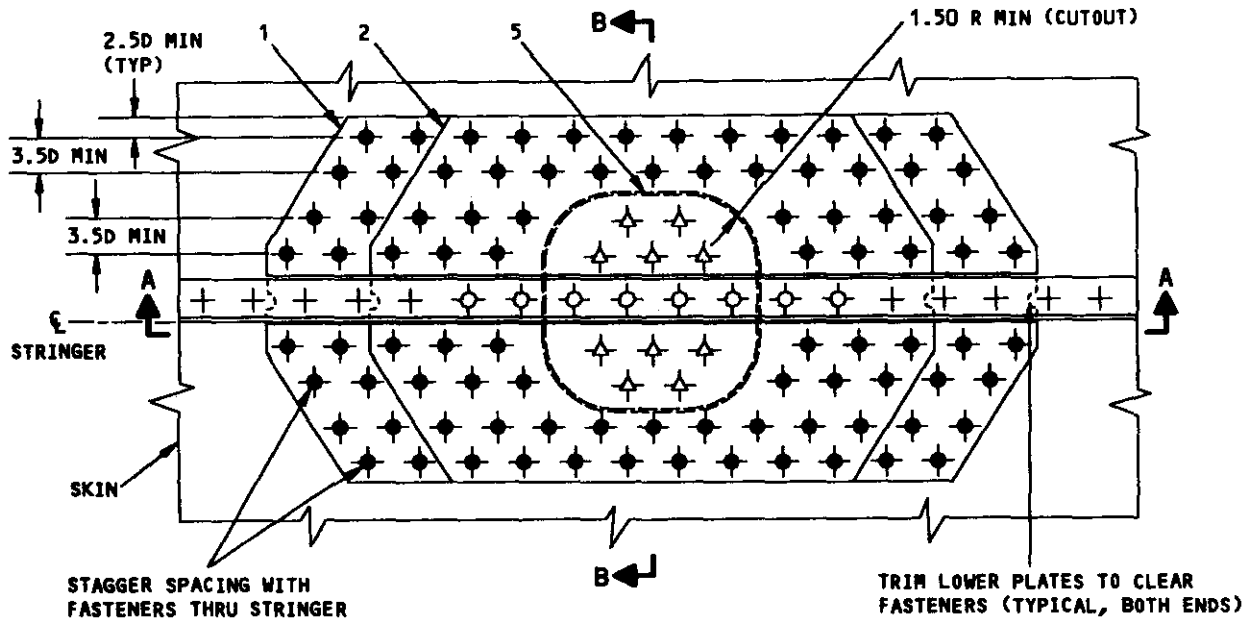
TABLE I

Horizontal Stabilizer Center Section Lower Skin Repair at a Stringer  
Figure 205 (Sheet 2)

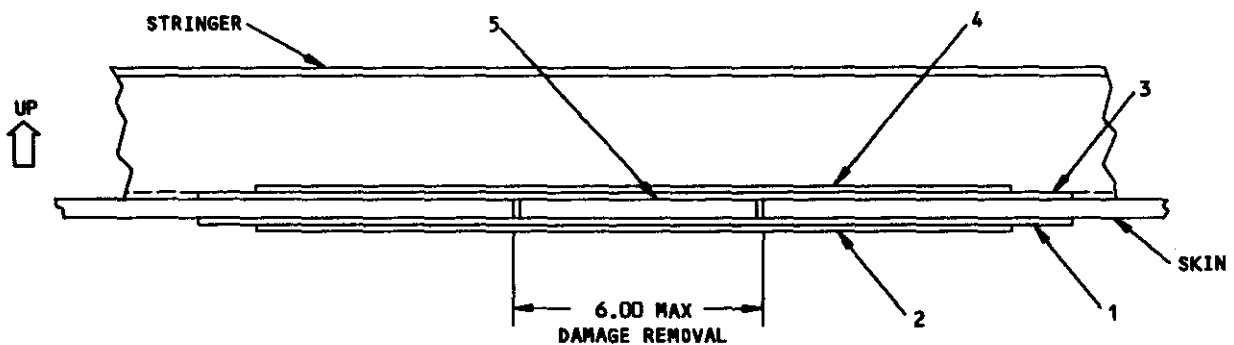
# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



PLAN VIEW - LOWER SKIN



SECTION A-A

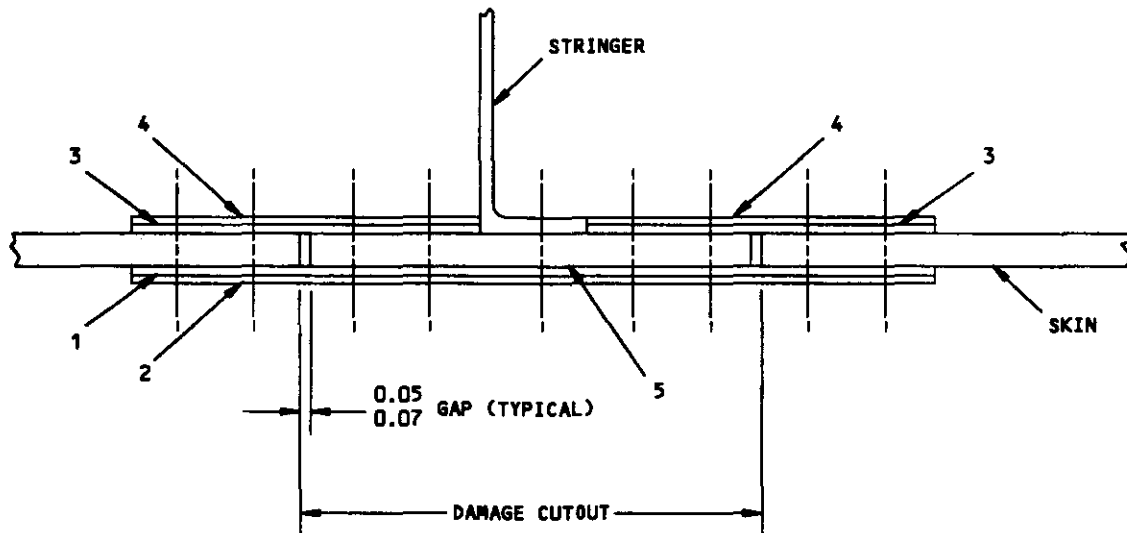
Horizontal Stabilizer Center Section Lower Skin Repair at a Stringer  
Figure 205 (Sheet 3)

55-10-01

# **BOEING 767**

767-300

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**



**SECTION B-B  
(ROTATED CLOCKWISE 90°)**

Horizontal Stabilizer Center Section Lower Skin Repair at a Stringer  
Figure 205 (Sheet 4)

**55-10-01**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Cut out the damaged portion of the skin to give a hole with the major axis parallel to the stringers.
2. Make the repair parts.
3. Assemble the repair parts and drill the fastener holes.
4. Remove the repair parts.
5. Break sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.03R.
6. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
7. Rotary peen all edges of skin cutout per 20-10-03 of Standard Overhaul Practices, 06-51702.
8. Alodine treat the repair parts and the cut edges of the original parts per 51-20-01.
9. Apply BMS 10-11 Type I protective primer to the repair parts and the cut edges of the original parts.
10. Install the repair making faying surface seals with BMS 5-95 sealant. Install fasteners wet with BMS 5-95 sealant. [B]
11. Apply a fillet seal with BMS 5-95 sealant in accordance with 51-20-05.
12. Apply BMS 10-11, Type I protective primer to sealant.
13. Restore original finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

### NOTES

- THIS REPAIR NOT PERMITTED FOR DAMAGE CLOSER THAN 10.00 INCHES TO SKIN PANEL EDGE OR MAJOR FITTINGS
- D = REPAIR FASTENER DIAMETER
- REFER TO THE FOLLOWING WHEN USING THIS REPAIR:
  - 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGES
  - 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS
  - 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL
  - 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS
  - 51-21 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR INTERIOR AND EXTERIOR FINISHES
  - 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

[A] FOR MATERIAL GAGE SEE TABLE I

[B] FOR SKIN THICKNESS OVER 0.160 COLD WORK FASTENER HOLES PER 51-40-09, HIGH INTERFERENCE METHOD

[C] SAME THICKNESS AS SKIN

### FASTENER SYMBOLS

⊕ REPAIR FASTENER LOCATION  
INSTALL BACR15FT8D [B]

⊕ REPAIR FASTENER LOCATION  
INSTALL BACB30MY8K WITH BACC30M8 [B]

Horizontal Stabilizer Center Section Upper Skin Repair Between Stringers  
Figure 206 (Sheet 1)

55-10-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**55-10-03. Sửa chữa xà nẹp/Stringer tiết diện chữ Z thẳng bằng ngang. Hình 201 (từ 1 đến 7), trang 201 đến 207.**

**5.1- Áp dụng:** Sửa chữa này áp dụng cho phần ngoài và giữa thang bằng ngang.

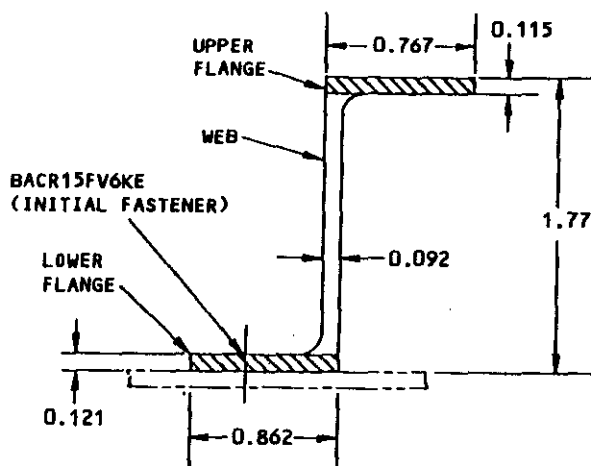
**5.2- Cắt và loại phần hỏng của xà nẹp/Stringer:** Cắt Stringer đủ cách xa xà ngang/Rib. Nếu không làm như vậy, không đủ khoảng hở giữa phần sửa chữa và Pad tại chỗ bắt chặt Rib. Nếu vỏ bọc hỏng, xem SRM 55-10-01.

*Chú ý:* Mở lối vào xà nẹp thang bằng tấm ngoài /Stabilizer Stringers Outboard của Rib No.8 qua lỗ vào ở Spar sau.

**5.3-Tính toán kích thước bề dày thành phần sửa chữa.**

Tính toán mẫu Stringer (Hư hỏng Stringer phía dưới giữa Rib No.8 và 9).

**1. Xác định kích thước Stringer nguyên gốc.**



**2. Tính toán diện tích cạnh gờ/Flanges và Web của Stringer nguyên gốc**

Cạnh gờ trên/Upper Flange :  $0,767 \times 0,115 = 0,0882 \text{ in}^2$

Cạnh gờ dưới/Lower Flange :  $0,862 \times 0,121 = 0,104 \text{ in}^2$

Thành vách/Web :  $(1,77 - 0,115 - 0,121) \times 0,092 = 0,141 \text{ in}^2$

**3. Tính toán bề dày của phần sửa chữa mà yêu cầu có diện tích dày hơn 1,25 lần diện tích nguyên gốc (xem bảng II).**

ATA 55-10-03



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Upper Flange : Diện tích là  $1,25 \times 0,0882 \text{ in} = 0,110 \text{ in}^2$

chi tiết sửa chữa 2/Repair part 2 :

Có bề dày  $0,040 \text{ in}$ , diện tích  $= 0,767 \text{ in} \times 0,040 \text{ in} = 0,0307 \text{ in}^2$ .

Repair part 4 :

Có bề dày  $0,045 \text{ in}$ , diện tích  $= (0,767 \text{ in} - 0,040) \times 0,045 \text{ in} = 0,0327 \text{ in}^2$ .

Repair part 6 : Bề dày bằng diện tích còn lại chia cho chiều rộng còn lại.

Diện tích  $= (0,110 - 0,0307 - 0,0327) = 0,0466 \text{ in}^2$

Chiều rộng  $= (0,767 - 0,040 - 0,045) = 0,682 \text{ in}$ .

Bề dày  $=$  Diện tích : chiều rộng  $= 0,0466 \text{ in}^2 : 0,682 \text{ in} = 0,068 \text{ in}$ .

(Sử dụng bề dày tán tiêu chuẩn  $0,071 \text{ in}$ ).

Lower Flange : Diện tích là  $1,25 \times 0,104 = 0,130 \text{ in}^2$ .

Repair part 1 : Có bề dày  $0,040$ , diện tích  $= 0,862 \text{ in} \times 0,040 \text{ in} = 0,0345 \text{ in}^2$

Repair part 3 :

Có bề dày  $0,045$ , diện tích  $= (0,862 - 0,040) \times 0,045 \text{ in} = 0,037 \text{ in}^2$

Repair part 5 :

- Diện tích  $= 0,130 - 0,0345 - 0,0370 = 0,0585 \text{ in}^2$

- Chiều rộng  $= 0,862 - 0,040 - 0,045 = 0,777 \text{ in}^2$

- Bề dày  $= 0,0585 : 0,777 = 0,075 \text{ in}$

Web : Thành phần sửa chữa cung cấp diện tích lớn hơn yêu cầu tính toán.

*4. Tính toán số lượng kẹp chặt yêu cầu. Mỗi Flange của mỗi thành phần sửa chữa sẽ được tính toán riêng (Xem bảng III).*

Cạnh gờ trên xà nẹp/Stringer Upper Flanges : (Sử dụng bu lông điều chỉnh đầu lục giác 3/16/3/16 DIA HEX DRIVE BOLT).

Repair part 2, dày  $0,040 \times$  Rộng  $0,767$ , yêu cầu nhỏ nhất:

$3,5 \times 0,767 = 2,7$  .Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 4, dày  $0,045$  dày  $\times$   $0,727$  Rộng, yêu cầu nhỏ nhất:

$3,5 \times 0,727 = 2,5$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 6, dày  $0,071 \times 0,682$  Rộng, yêu cầu nhỏ nhất:

ATA 55-10-03



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

$3,5 \times 0,682 = 2,4$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Stringer Lower flange (Sử dụng như nguyên gốc là BACR15FV6KE).

Repair part 1, dày 0,040 x 0,862 Rộng, yêu cầu nhỏ nhất:

$5,3 \times 0,862 = 4,6$ . Sử dụng 5 kẹp chặt.

Repair part 3, dày 0,045 x 0,822 Rộng, yêu cầu nhỏ nhất:

$5,1 \times 0,822 = 4,2$ . Sử dụng 5 kẹp chặt.

Repair part 5, dày 0,080 x 0,777 Rộng, yêu cầu nhỏ nhất:

$5,0 \times 0,777 = 3,90$ . Sử dụng 4 kẹp chặt.

Stringer Web (Sử dụng 3/16 DIA Hi LOKS).

*Chú ý:* Tính toán kẹp chặt yêu cầu ở Stringer Web, chia trị số bảng III cho 2.

Repair part 1, dày 0,040 x rộng 1,534, yêu cầu nhỏ nhất:

$1,8 \times 1,534 = 2,8$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 2, dày 0,040 x rộng 1,534, yêu cầu nhỏ nhất:

$1,8 \times 1,534 = 2,8$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 3, dày 0,045 x rộng 1,494, yêu cầu nhỏ nhất:

$1,8 \times 1,494 = 2,7$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 4, dày 0,045 x rộng 1,494, yêu cầu nhỏ nhất:

$1,8 \times 1,494 = 2,7$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 5, dày 0,080 x rộng 1,449, yêu cầu nhỏ nhất:

$1,8 \times 1,449 = 2,6$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

Repair part 6, dày 0,071 x rộng 1,449, yêu cầu nhỏ nhất:

$1,8 \times 1,449 = 2,6$ . Sử dụng 3 kẹp chặt.

**5.4- Chế tạo thành phần sửa chữa . Xem bảng I.**

- Chế tạo xà góc/Angle (1), (2), (3), (4), (5), (6): Vật liệu 7075 - 0, xử lý nhiệt T6.

Lựa chọn bề dày Stringer nguyên gốc và diện tích yêu cầu ở liên kết với thành phần sửa chữa khác cho ở bảng II.

ATA 55-10-03



## **TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM** **SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Lựa chọn bề dày Stringer nguyên gốc chỗ liên kết với thành phần sửa chữa khác cho ở diện tích tiết diện ngang của tất cả góc sửa chữa ít nhất lớn hơn 1,25 lần diện tích tiết diện ngang Stringer nguyên gốc. Mỗi Flange sẽ liên kết bằng vật liệu dày hơn 1,25 lần diện tích tiết diện ngang nguyên gốc.

- Làm Filler (7) : Vật liệu giống Stringer nguyên gốc.
- Làm Angle (8), (9), (10), (11) : Vật liệu 7075-0, xử lý nhiệt T6.
- Làm Strap (12), (13) : Vật liệu 7075-T6, dày 0,04 in (1,016 mm).

### **5.5- Lắp đặt thành phần sửa chữa:**

Trước khi lắp đặt phải tiến hành:

- Lắp ráp lấy dấu khoan lỗ đinh tán.
- Làm mất mép sắc, loại vết vạch, xước, bavia ở thành phần sửa chữa và Stringer nguyên gốc.
- Lăn bi mép cắt Stringer tạo biến dạng nén lớp bề mặt để chống phát sinh vết nứt trong quá trình làm việc.
- Alodize và sơn lót trước khi lắp đặt.

Đường kính đinh tán 3/16" (4.8 mm). Khoảng cách mép tối thiểu của đinh tán 2D. Khoảng cách đinh tán 4D. Khoảng cách hàng đinh tán 3,5D là nằm trong giới hạn cho phép.

- Lắp đặt Repair part với chất bịt kín BMS 5-95 vào các bề mặt tiếp giáp nhau.
- Lắp đặt kẹp chặt không làm bằng nhôm phải lắp đặt ướt với chất làm kín BMS 5-95.

### **5.6- Phục hồi bề mặt hoàn thiện ban đầu.**

### **5.7- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Stringer tiết diện chữ Z thặng bằng ngang.**

Stringers là xà dọc theo chiều dài, chịu lực trực tiếp từ vỏ bọc. Khoảng nhịp giữa các Stringer nhỏ hơn các loại xà khác nên nó quyết định mặt phẳng và biến dạng vỏ bọc.

Các phần sửa chữa/Repair Parts nối Stringer có tổng bề dày dày hơn bề dày Stringer nguyên gốc 25% (1,25 lần) để phục hồi hoàn toàn độ bền ban đầu và tăng cường độ bền.

ATA 55-10-03



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Thành phần sửa chữa (Angles) và tấm nối/Strap có nhiều thành phần ghép lại có kích thước chiều dài khác nhau để giảm dần độ bền mỗi ghép nối ra hai đầu của các thành phần nối, tức giảm tập trung ứng suất ở đầu thành phần sửa chữa vào Stringer nguyên gốc.

Strap (12), (13) : Tăng khả năng chịu uốn của chỗ nối Stringer.

Detail I, tiết diện A-A : Có 3 cặp Repair Angles chiều dài khác nhau, tạo thuận lợi sửa chữa và giảm tập trung ứng suất do đầu thành phần Angle sửa chữa tác dụng vào Stringer.

Detail II, tiết diện B-B: Có 2 cặp Repair Angles, và hai Strap trên và dưới.

*Ưu điểm so với Detail I* : Đơn giản khi sửa chữa và tăng độ chịu uốn của chỗ nối Stringer.

*Nhược điểm so với Detail I* : Dùng tấm dày hơn tạo góc uốn khó khăn hơn và giảm tập trung ứng suất do mép đầu Repair Angles vào Stringer ít hơn.

ATA 55-10-03

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| INITIAL STRINGER THICKNESS | THICKNESS OF REPAIR PARTS 1 AND 2 | THICKNESS OF REPAIR PARTS 3 AND 4 |
|----------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| UP TO 0.112                | 0.040                             | 0.040                             |
| OVER 0.112 THRU 0.125      | 0.040                             | 0.045                             |
| OVER 0.125 THRU 0.140      | 0.040                             | 0.050                             |
| OVER 0.140 THRU 0.160      | 0.040                             | 0.056                             |
| OVER 0.160 THRU 0.180      | 0.045                             | 0.063                             |
| OVER 0.180 THRU 0.200      | 0.050                             | 0.071                             |

TABLE II

57

| GAGE OF REPAIR PLATE | MINIMUM NUMBER OF FASTENERS PER INCH WIDTH OF REPAIR PART FLANGE<br>F G |          |         |               |                            |          |
|----------------------|-------------------------------------------------------------------------|----------|---------|---------------|----------------------------|----------|
|                      | INITIAL FASTENER                                                        |          |         |               | REPAIR FASTENER            |          |
|                      | BACR15FV( )KE                                                           |          |         | BACR15FT( )KE | BACB30FM( )- ,BACB30MY( )K |          |
|                      | 5/32 DIA                                                                | 3/16 DIA | 1/4 DIA | 1/4 DIA       | 5/32 DIA                   | 3/16 DIA |
| 0.040                | 5.9                                                                     | 5.3      | 4.8     | 2.5           | 4.1                        | 3.5      |
| 0.045                | 5.5                                                                     | 5.1      | 4.4     | 2.5           | 4.1                        | 3.5      |
| 0.050                | 5.3                                                                     | 4.8      | 4.1     | 2.5           | 4.1                        | 3.5      |
| 0.056                | 5.2                                                                     | 4.5      | 3.9     | 2.5           | 4.1                        | 3.5      |
| 0.063                | 5.7                                                                     | 4.3      | 3.7     | 2.5           | 4.1                        | 3.5      |
| 0.071                | 6.4                                                                     | 4.5      | 3.5     | 2.6           | 4.1                        | 3.5      |
| 0.080                |                                                                         | 5.0      | 3.3     | 2.9           |                            | 3.5      |
| 0.090                |                                                                         | 5.6      | 3.2     | 3.2           |                            | 3.5      |
| 0.100                |                                                                         |          | 3.5     | 3.5           |                            | 3.5      |
| 0.112                |                                                                         |          | 4.0     | 4.0           |                            | 3.5      |
| 0.125                |                                                                         |          | 4.4     | 4.4           |                            | 3.5      |
| 0.140                |                                                                         |          | 4.9     | 4.9           |                            | 3.7      |
| 0.160                |                                                                         |          | 5.6     | 5.6           |                            | 4.2      |

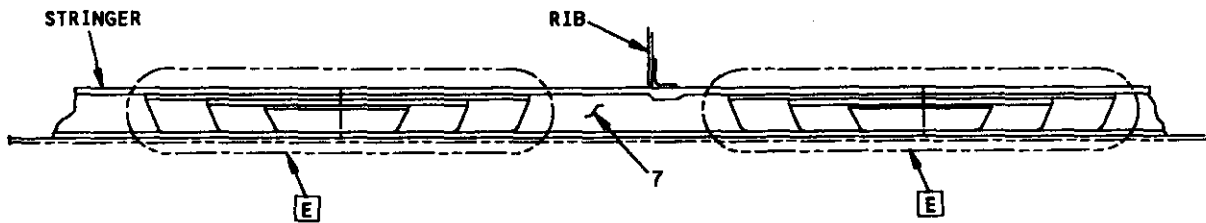
TABLE III

Horizontal Stabilizer Zee Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 3)

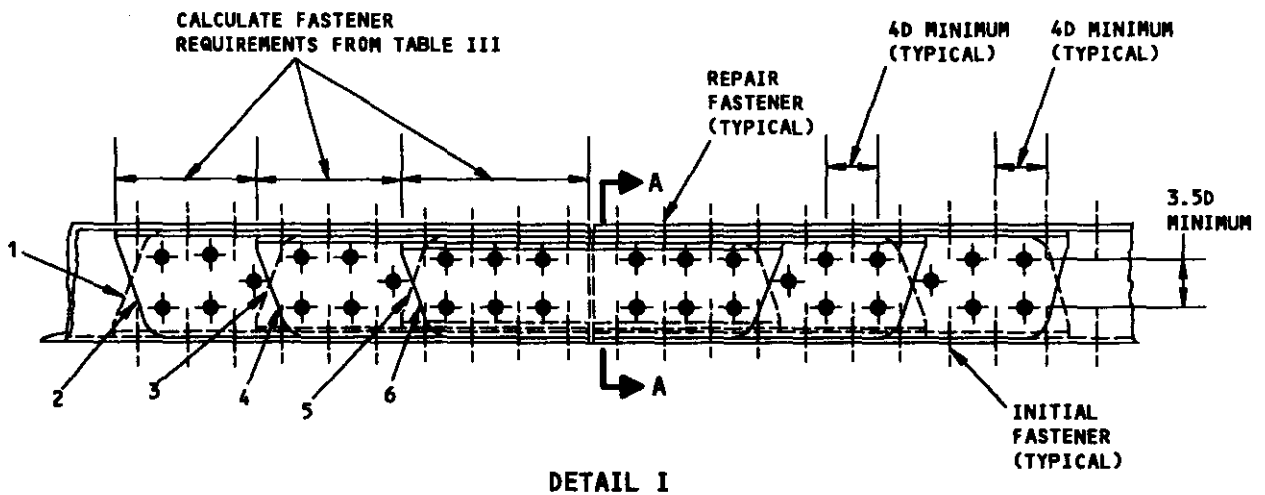
# BOEING 767

767-300

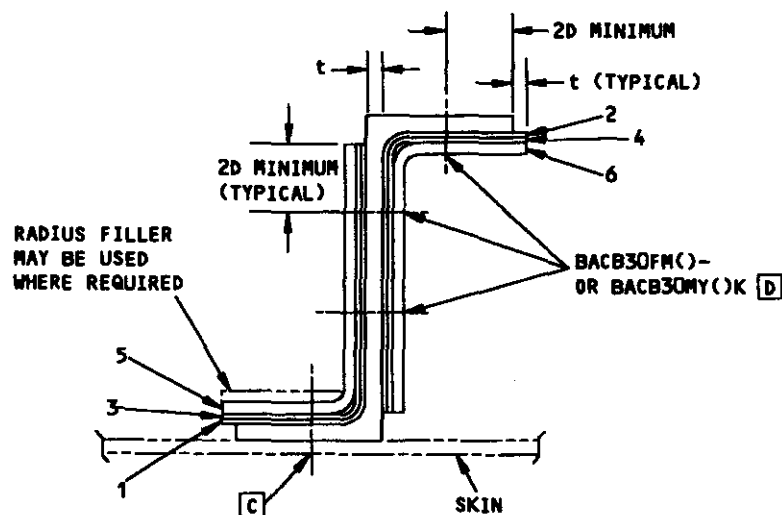
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



TYPICAL REPAIR INSTALLATION



DETAIL I



SECTION A-A

Horizontal Stabilizer Zee Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 4)

55-10-03

## 892621

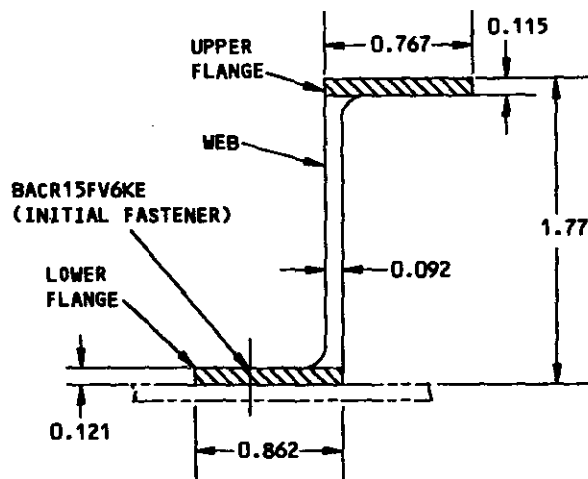
# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

SAMPLE CALCULATION (DAMAGE TO LOWER STRINGER BETWEEN RIB NOS. 8 AND 9)

1. DETERMINE THE DIMENSIONS OF THE INITIAL STRINGER.



2. CALCULATE THE AREAS OF THE EXISTING FLANGES AND WEB.

UPPER FLANGE  $0.767 \times 0.115 = 0.0882$  sq. in.  
LOWER FLANGE  $0.862 \times 0.121 = 0.104$  sq. in.  
WEB  $(1.77 - 0.115 - 0.121) \times 0.092 = 0.141$  sq. in.

3. CALCULATE THE GAGES OF THE REPAIR PARTS THAT ARE REQUIRED TO GIVE AN AREA 1.25 TIMES GREATER THAN THE INITIAL AREA. (REFER TO TABLE II)

**UPPER FLANGE** - REPAIR ANGLE GAGES THAT ARE REQUIRED TO GIVE AN AREA OF  $1.25 \times 0.0882 = 0.110$  sq. in.

REPAIR PART 2 IS 0.040 THICK, AREA =  $0.767 \times 0.040 = 0.0307$  sq. in.

REPAIR PART 4 IS 0.045 THICK, AREA =  $(0.767 - 0.040) \times 0.045 = 0.0327$  sq. in.

REPAIR PART 6 MUST PROVIDE AN AREA OF  $0.110 - 0.0307 - 0.0327 = 0.0466$  sq. in. THIS WOULD MEAN THAT REPAIR PART 6 SHOULD BE A MINIMUM OF 0.0466 (DIVIDED BY)  $(0.767 - 0.040 - 0.045) = 0.068$  THICK. (USE 0.071 GAGE SHEET)

**LOWER FLANGE** - REPAIR ANGLE GAGES THAT ARE REQUIRED TO GIVE AN AREA OF  $1.25 \times 0.104 = 0.130$  sq. in.

REPAIR PART 1 IS 0.040 THICK, AREA =  $0.862 \times 0.040 = 0.0345$  sq. in.

REPAIR PART 3 IS 0.045 THICK, AREA =  $(0.862 - 0.040) \times 0.045 = 0.037$  sq. in.

REPAIR PART 5 MUST PROVIDE AN AREA OF  $0.130 - 0.0345 - 0.0370 = 0.0585$  sq. in. THIS WOULD MEAN THAT REPAIR PART 5 SHOULD BE A MINIMUM OF 0.0585 (DIVIDED BY)  $(0.862 - 0.040 - 0.045) = 0.075$  THICK. (USE 0.080 GAGE SHEET)

**WEB** - THE REPAIR PARTS PROVIDE MORE AREA THAN REQUIRED SO NO CALCULATIONS ARE NECESSARY.

Horizontal Stabilizer Zee Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 6)

55-10-03

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**55-30-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc xà dọc giữa/InterSpar thẳng bằng đứng tại xà nẹp/Stringer. - Hình 203 (từ 1, 20), trang 205, 206.**

**5.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc xà dọc giữa/InterSpar của thẳng bằng đứng.**

Thẳng bằng đứng như là xà hộp chịu lực uốn theo chiều đứng và xoắn theo chiều ngang.

Plate (1) có chiều rộng theo chiều Stringer lắp đặt dọc 5 hàng định tán là chiều chịu tải trọng lớn, cần tăng độ bền mối ghép.

Plate (1) có hình 8 cạnh để giảm tập trung ứng suất ở góc, ở mép miếng vá so với miếng vá hình chữ nhật.

**5.2- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa ngoài vỏ bọc Interspars thẳng bằng đứng tại Stringer.**

Dùng Plate (1) liền, hình tám cạnh vá chồng bên ngoài. Plate (1) phải vát mép tạo thuận nhẵn.

**Ưu điểm :** Độ bền chắc cao hơn phương pháp vá phẳng (miếng Plate (1) nằm trong), dễ sử dụng hơn.

**Nhược điểm :** Không tạo được độ phẳng nhẵn khí động học như sửa chữa phẳng ngoài.

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Cut out damaged portion of skin to give a rectangular hole with radiused corners. Do not cut into stringer. If stringer is damaged, see 55-30-03.

**NOTE:** Access to the inside of the stabilizer, outboard of Rib No. 10, may be obtained through the access holes in the front and rear spars.

2. Drill out existing fasteners in the skin to stringer attachment as required.
3. Make the repair parts.
4. Assemble the repair parts and drill the fastener holes.
5. Remove the repair parts.
6. Break sharp edges of the original and repair parts 0.015R to 0.030R.
7. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
8. Alodize the repair parts and the cut edges of the original parts per 51-20-01.
9. Apply one coat of BMS 10-11, type I primer to the repair parts and the cut edges of the original parts in accordance with 51-24 of the 767 Maintenance Manual.
10. Install the repair parts making a faying surface seal with BMS 5-95 per 51-20-05. Install fasteners wet with BMS 5-95.
11. Fill gap between parts with aerodynamic smoother. (BMS 5-79 or BMS 5-95)
12. Restore original finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

### NOTES

- REFER TO THE FOLLOWING WHEN USING THIS REPAIR:
  - 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
  - 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS
  - 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL
  - 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS
  - 51-21 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR INTERIOR AND EXTERIOR FINISHES

### NOTES (CONT)

51-31 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR SEALS AND SEALING  
51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

• D = FASTENER DIAMETER

- [A] ONE GAGE HEAVIER THAN SKIN
- [B] SAME GAGE AS SKIN
- [C] OUTBOARD OF RIB NO. 11 USE 5/32 DIA FASTENER. INBOARD OF RIB NO. 11 USE 3/16 DIA FASTENER
- [D] IF FASTENER HOLE IS DAMAGED USE NEXT SIZE FASTENER. ORIGINAL DEPTH OF COUNTERSINK MUST BE MAINTAINED, MICROSHAVE FLUSH PROTRUDING PORTION OF FASTENER HEAD PER 51-10-01

### SYMBOLS

- + ORIGINAL FASTENER LOCATION
- ◆ REPAIR FASTENER LOCATION

| REPAIR MATERIAL |        |     |                  |
|-----------------|--------|-----|------------------|
| PART            |        | QTY | MATERIAL         |
| 1               | PLATE  | 2   | 7075-T6 [A]      |
| 2               | FILLER | 1   | CLAD 7075-T6 [B] |

Vertical Stabilizer Interspar Skin Flush Repair at a Stringer  
Figure 203 (Sheet 1)

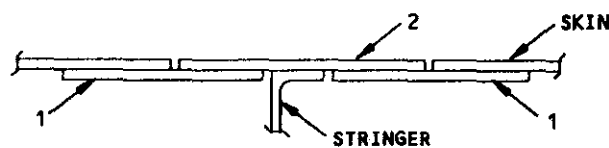
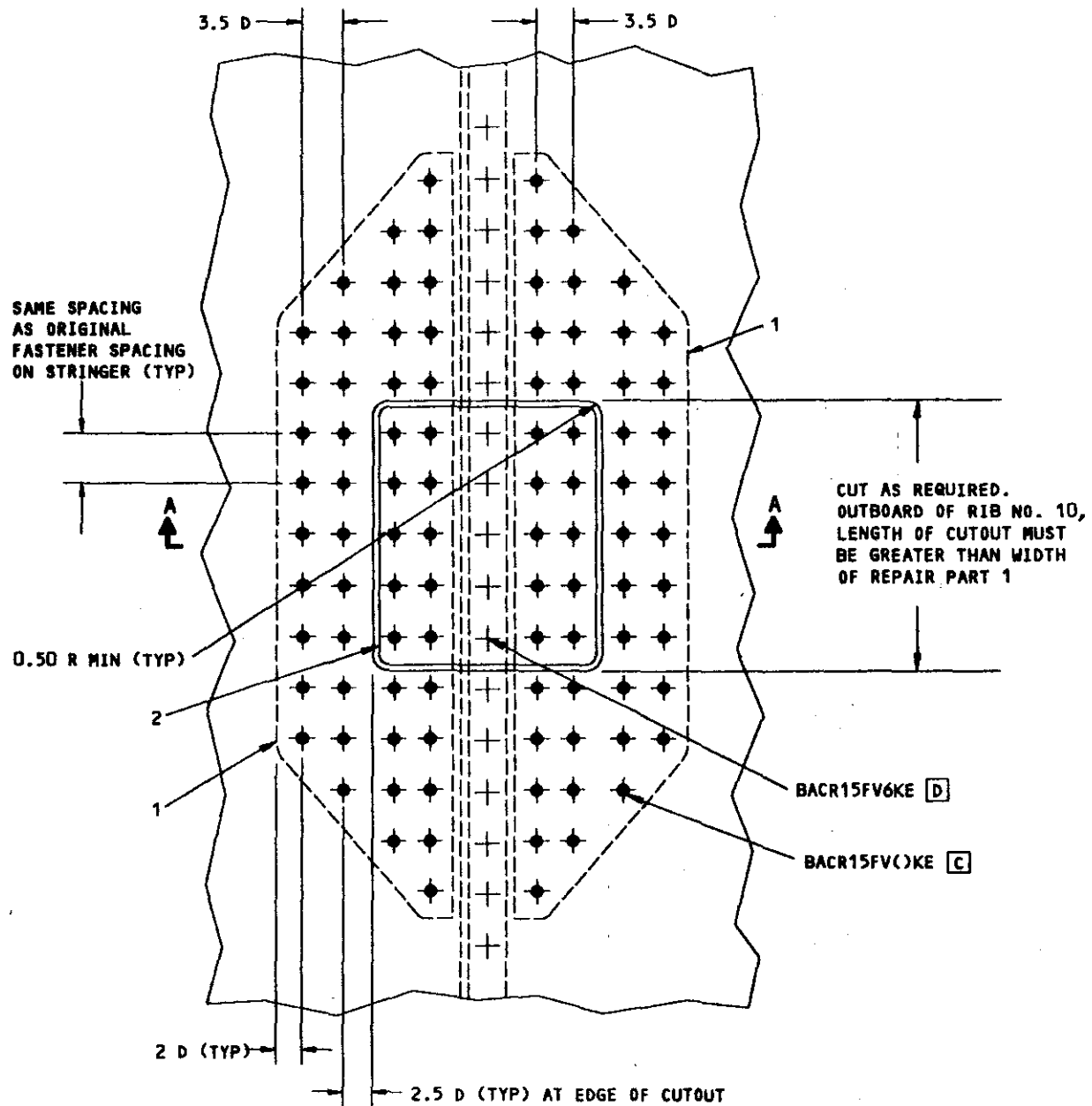
51

55-30-01

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A

Vertical Stabilizer Interspar Skin Flush Repair at a Stringer  
Figure 203 (Sheet 2)

55-30-01

6

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**55-30-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc mép trước thặng bằng đứng (giữa các xà ngang/Ribs). Hình 205 (từ 1, 2, 3), trang 209 đến 211.**

**5.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc mép trước thặng bằng đứng (giữa các Ribs).**

- Mặt trước thặng bằng đứng trong làm việc chịu lực không lớn, nhưng đòi hỏi độ phẳng nhẵn khí động học cao, hạn chế làm nhiễu loạn dòng chảy không khí.

- Muốn sửa chữa bảo đảm bền chắc, phẳng nhẵn phải mở lối vào bên trong để đỡ đầu nở đinh tán. Mở lối vào ở đây ngay tại miếng vá.

- Dùng đinh tán một phía để kẹp chặt Repair Plate vào Doubler (3), (4) được FAA chấp nhận và có kiểm tra theo dõi theo quy định.

**5.2. Đề xuất phương án sửa chữa vỏ bọc mép trước thặng bằng đứng.**

- Muốn sửa chữa nhanh, tạm thời dùng miếng vá tấp ngoài và kẹp chặt bằng đinh tán một phía. Miếng Repair Plate phải được vát mép và lượn góc tạo thuận nhẵn. Đường kính đinh tán có kích thước lớn hơn đinh tán đặc một kích cỡ.

- Tháo vỏ bọc mép trước để lấy lối vào sửa chữa. Sửa chữa xong chỗ hỏng lại tán đinh tán kẹp chặt lại vỏ bọc mép trước.

ATA 55-30-01

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Cut out the damaged skin to a rectangular shape. Radius corners 0.50 min.
2. Make repair plate 1. Form to required contour.
3. Make the repair doublers, and strap items 2, 3, and 4 into required contour.
4. Break all sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030 inches.
5. Locate, drill and countersink fastener holes.
6. Remove all nicks, burrs, scratches and corners from original and repair parts.
7. Alodine treat and apply one coat of BMS 10-11 to repair parts and raw edges of skin per 51-20-01.
8. Install repair doublers, and strap items 2, 3, and 4 through rectangular hole in skin making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant. Rivet in place using solid BACR15CE(5)D rivets installed wet with BMS 5-95 sealant.
9. Fit repair plate onto doubler and fasten using blind rivets NAS1739E5 installed wet with BMS 5-95 sealant.
10. Fill gaps between skin and repair plate with BMS 5-79 or BMS 5-95 sealant.

### NOTES

- REFER TO THE FOLLOWING WHEN MAKING THIS REPAIR

51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE

51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS, WHERE THE REPAIR EXCEEDS THE LIMITS SHOWN IN 51-10-01 CONSIDERATION SHOULD BE GIVEN TO THE LOSS OF PERFORMANCE INVOLVED

51-10-05 FOR SEALING OF REPAIRS

51-20 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR FINISHES

51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL REPAIR PARTS

51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

### SYMBOLS

✦ REPAIR FASTENER LOCATION

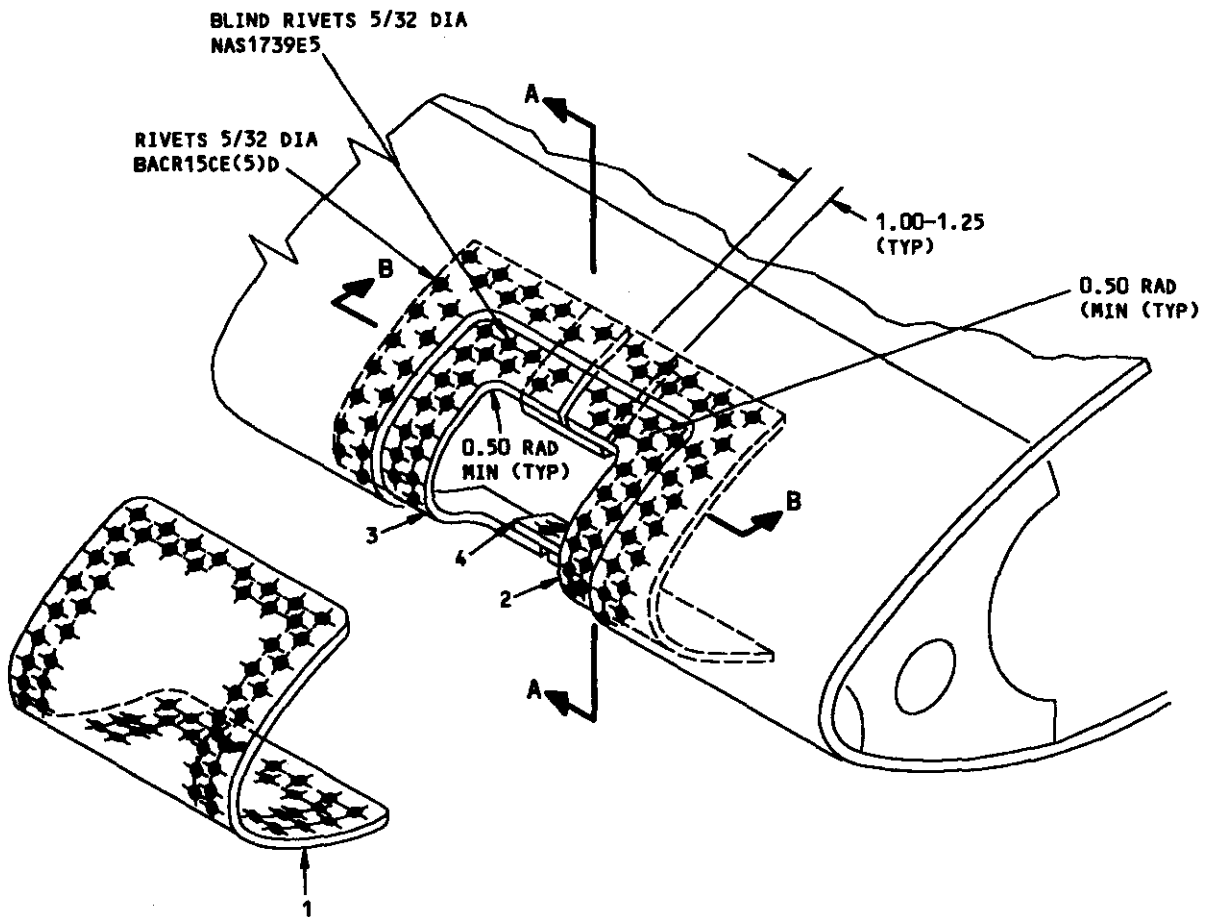
| REPAIR MATERIAL |              |     |            |         |
|-----------------|--------------|-----|------------|---------|
| PART            |              | QTY | MATERIAL   |         |
| 1               | REPAIR PLATE | 1   | 0.063 CLAD | 7075-T6 |
| 2               | DOUBLER      | 1   | 0.071 CLAD | 7075-T6 |
| 3               | DOUBLER      | 1   | 0.071 CLAD | 7075-T6 |
| 4               | STRAP        | 1   | 0.071 CLAD | 7075-T6 |
| 5               | FILLER       | 2   | 0.025 CLAD | 7075-T6 |

Vertical Stabilizer Leading Edge Skin Flush Repair (Between Ribs)  
Figure 205 (Sheet 1)

# BOEING 767

767-300

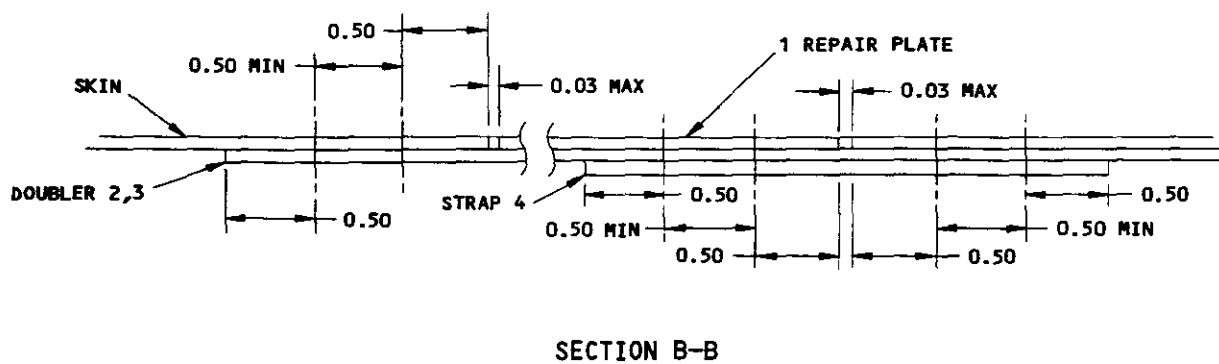
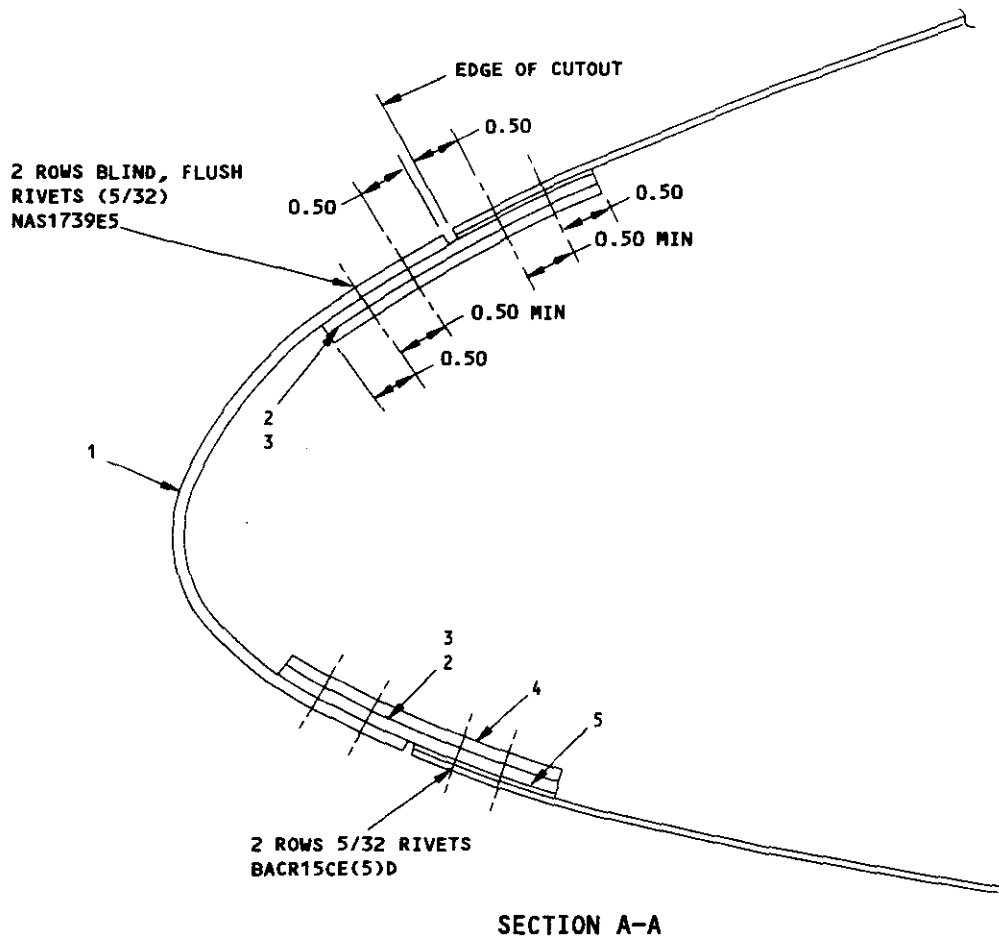
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Vertical Stabilizer Leading Edge Skin Flush Repair (Between Ribs)  
Figure 205 (Sheet 2)

55-30-01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

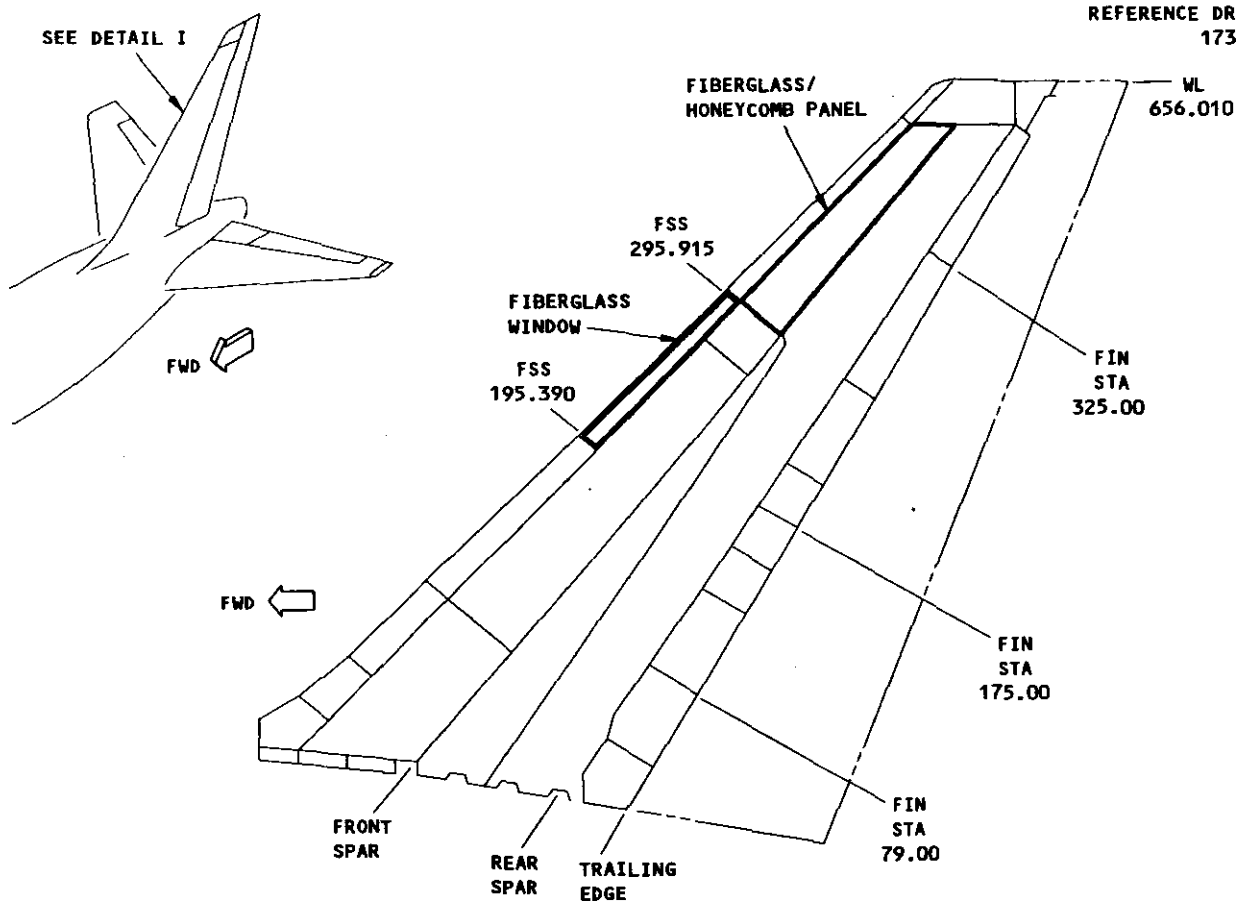


Vertical Stabilizer Leading Edge Skin Flush Repair (Between Ribs)  
Figure 205 (Sheet 3)

55-30-01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

REFERENCE DRAWING  
173T1000



LEFT SIDE IS SHOWN, RIGHT SIDE IS OPPOSITE  
DETAIL I

**NOTES**

- REFER TO SRM 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
- REFER TO SRM 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS.
- REFINISH REWORKED AREAS AS GIVEN IN AMM 51-20
- RESTORE DAMAGED ALUMINUM FLAME SPRAY OR CONDUCTIVE COATING AS GIVEN IN SRM 51-70-14

**A** ONE REPAIR FOR EACH SQUARE FOOT OF AREA AND A MINIMUM SPACING (EDGE TO EDGE) OF 6 INCHES TO ANY OTHER DAMAGE OR REPAIRS.

**B** LIMITED TO REPAIR OF ONE FACESHEET SKIN AND HONEYCOMB CORE. INSPECT INTERIM REPAIR USING INSTRUMENTED NDI METHODS OR "TAP" TEST EVERY AIRPLANE "2A" CHECK. FOR "TAP" TEST, USE A SOLID METAL DISK AND TAP THE REPAIR AREA LIGHTLY BUT FIRMLY. VOID AREAS WILL PRODUCE A DULL SOUND AS OPPOSED TO A SHARP RING ON A SOLID BONDED AREA. PERMANENT REPAIR IS REQUIRED IF ANY DETEIORATION IS EVIDENT. REFER TO 51-70-03, PAR. 3.J. AND THE NONDESTRUCTIVE TEST MANUAL, D634T301. THIS REPAIR HAS FAA APPROVAL CONTINGENT ON ACCOMPLISHMENT OF THE INSPECTIONS AT THE INTERVALS CONTAINED HEREIN

**C** WHERE BMS 5-95 SEALANT IS APPLIED ON EXTERIOR SURFACE OF PANEL AT MANUFACTURE, REAPPLY BMS 5-95 SEALANT ON REWORKED AREAS PRIOR TO THE APPLICATION OF ENAMEL FINISH. REFER TO AMM 51-21-12

Vertical Stabilizer Leading Edge Fiberglass Panel Repair  
Figure 206 (Sheet 1)

**55-30-01**

6

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**55-30-03. Sửa chữa xà nẹp/ Stringer dạng chữ Z thẳng bằng đứng.**  
**- Hình 201 (từ 1 đến 5), trang 201 đến 205.**

**5.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa xà nẹp/ Stringer tiết diện chữ Z thẳng bằng ngang.**

Bề dày tổng của các Repair Part để nối Stringer dày hơn bề dày Stringer nguyên gốc 25% (1,25 lần) để phục hồi hoàn toàn độ bền ban đầu.

Thành phần sửa chữa gồm nhiều cặp Angles có chiều dài khác nhau để giảm dần độ bền ra hai đầu Angle sửa chữa, tức giảm tập trung ứng suất do đầu Angle tác dụng vào Stringer.

Strap (12), (13) : Làm tăng khả năng chống uốn của chỗ nối Stringer.

*Detail I, tiết diện A-A* : Có 3 cặp Repair Angles chiều dài khác nhau, tạo thuận lợi sửa chữa và giảm tập trung ứng suất do đầu Repair Angle tác dụng vào Stringer.

*Detail II, tiết diện B-B* : Có hai cặp Repair Angles và hai Strap (12), (13).

*Ưu điểm so với Detail I* : Đơn giản khi sửa chữa và tăng độ chịu uốn chỗ nối Stringer.

*Nhược điểm so với Detail I* : Dùng tấm dày hơn tạo góc uốn khó khăn hơn và giảm tập trung ứng suất do mép đầu Repair Angle vào Stringer ít hơn.

Bảng I : Từ bề dày Stringer nguyên gốc, nhà chế tạo cho kích thước Repair Parts 1, 2, 3, 4 để người thiết kế phương án sửa chữa lựa chọn.

Bảng II : Từ bề dày sửa chữa (Flange trên, dưới Stringer hoặc Web Stringer), định án sửa chữa, nhà chế tạo cho số lượng đinh tán tối thiểu trên một Inch chiều rộng Repair Part Flange để người thiết kế phương án sửa chữa lựa chọn.

ATA 55-30-03

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| ORIGINAL STRINGER THICKNESS | THICKNESS OF REPAIR PARTS 1 AND 2 | THICKNESS OF REPAIR PARTS 3 AND 4 |
|-----------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| UP TO 0.112                 | 0.040                             | 0.040                             |
| OVER 0.112 THRU 0.125       | 0.040                             | 0.045                             |
| OVER 0.125 THRU 0.140       | 0.040                             | 0.050                             |
| OVER 0.140 THRU 0.150       | 0.040                             | 0.056                             |

TABLE I

| GAGE OF REPAIR | MINIMUM NUMBER OF FASTENERS PER INCH WIDTH OF REPAIR PART FLANGE <b>D</b> <b>E</b> |                  |          |
|----------------|------------------------------------------------------------------------------------|------------------|----------|
|                | ORIGINAL FASTENERS                                                                 | REPAIR FASTENERS |          |
|                | 3/16 DIA                                                                           | 5/32 DIA         | 3/16 DIA |
| 0.040          | 5.3                                                                                | 4.1              | 3.5      |
| 0.045          | 5.1                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.050          | 4.8                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.056          | 4.5                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.063          | 4.3                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.071          | 4.5                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.080          | 5.0                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.090          | 5.6                                                                                |                  | 3.5      |
| 0.100          | 6.2                                                                                |                  | 3.5      |

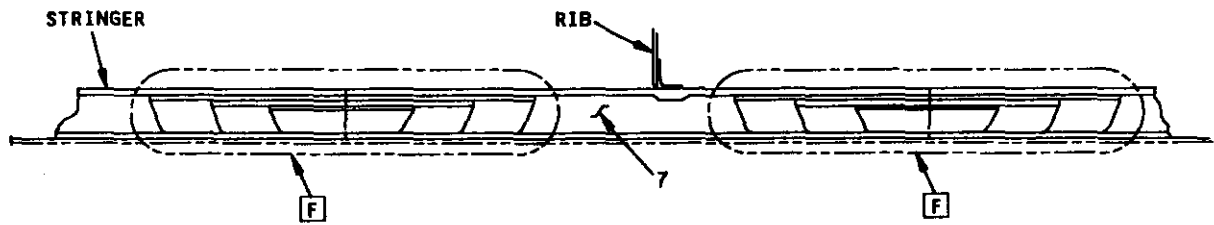
TABLE II

Vertical Stabilizer Zee Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 3)

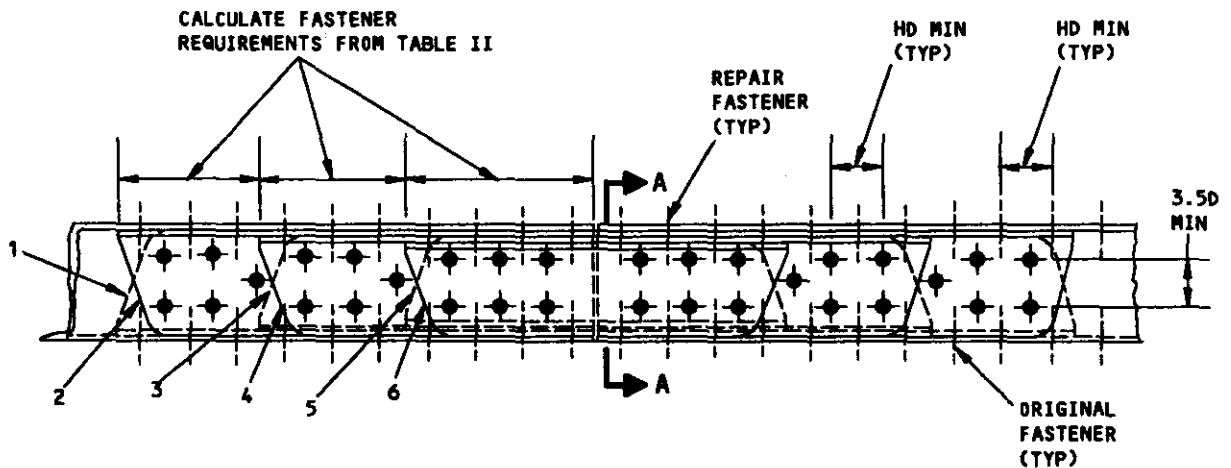
# BOEING 767

767-300

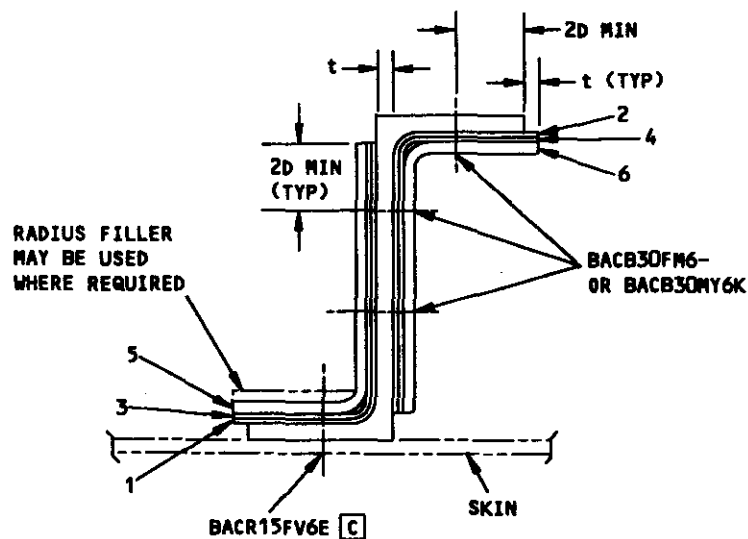
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



TYPICAL REPAIR INSTALLATION



DETAIL I

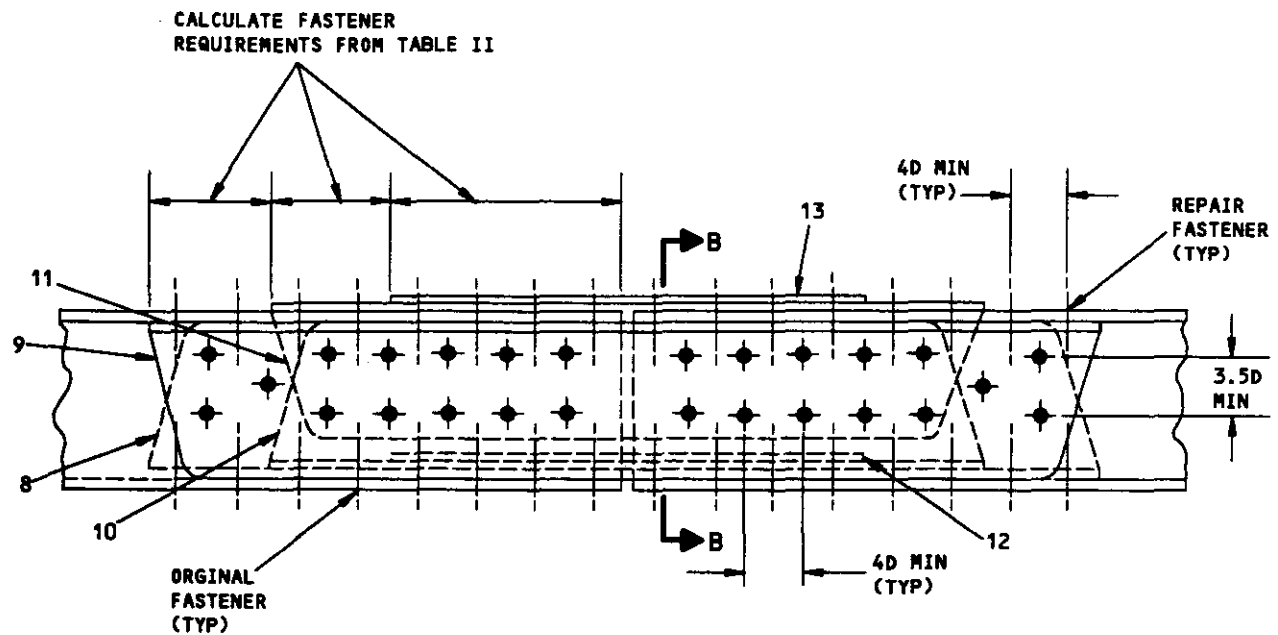


SECTION A-A

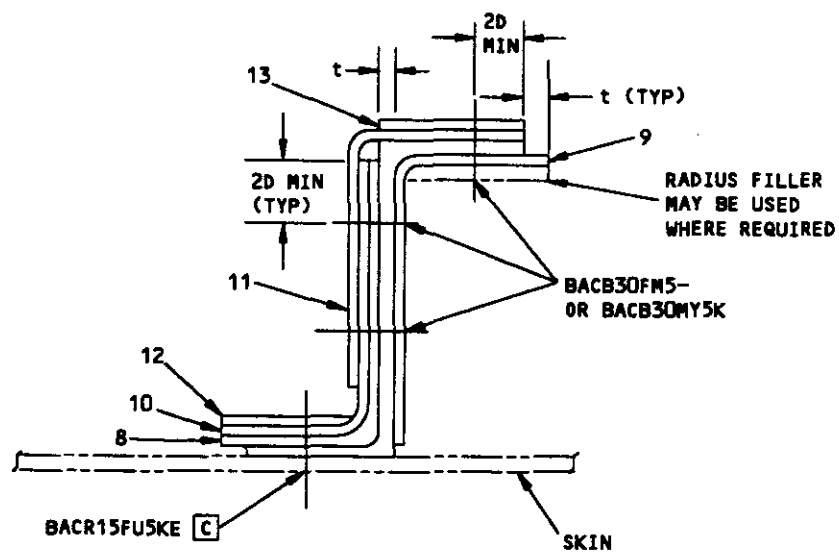
Vertical Stabilizer Zee Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 4)

55-30-03

**767-300**  
**STRUCTURAL REPAIR MANUAL**



## DETAIL II



**SECTION B-B**

### Vertical Stabilizer Zee Stringer Repair Figure 201 (Sheet 5)

55-30-03

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**CHAPTER 57**  
**CÁNH MÁY BAY B-767-300**

**57-00-03. Sửa chữa xà nẹp/Stringer tiết diện chữ Z ở phía trên cánh.**  
**Hình 201 (từ 1, 2, 3) trang (201-203)**

**7.1- Cắt bỏ phần hỏng của Stringer.**

**7.2- Xác định tiết diện lớn nhất của phần loại bỏ** (không để ý đến Pads, tại vị trí Rib), và tính toán kẹp chặt yêu cầu và kích thước của thành phần sửa chữa. Xác định loại kẹp chặt cho tấm nối Web từ yêu cầu xếp chồng lớn nhất 2,5D.

**7.3- Làm thành phần sửa chữa:**

Làm Plate (1), (2), (3), (4) : Vật liệu 7150-T6511.

Plate (1), (2), (3), (4) có bề dày : Diện tích tiết diện ngang chia cho bề rộng.

Diện tích tiết diện ngang Plate 1 = 1,5 x diện tích Flanger phía trên.

Diện tích tiết diện ngang Plate 2 = 1,5 x diện tích Flanger phía dưới.

Diện tích tiết diện ngang Plate 3 = 0,75 x diện tích Stringer Web.

Diện tích tiết diện ngang Plate 4 = 0,75 x diện tích Stringer Web.

Plate (1), (2) được tạo dốc nhỏ hơn 5% ra hai đầu, phần bề dày còn lại ở hai đầu không vát dốc 0,06 in.

Chiều dài của các Plate phụ thuộc số đinh tán nhà chế tạo cho ở bảng I.

**7.4- Lắp đặt thành phần sửa chữa:**

Kích thước đinh tán và số lượng đinh tán tra ở bảng I.

Khoảng cách mép của lỗ đinh tán 2D.

Khoảng cách đinh tán là 4D.

**7.5- Phân tích phương án hướng dẫn thiết kế sửa chữa Stringer chữ Z ở phía trên cánh.**

Cách dùng để tạo lực nâng máy bay khi bay, đỡ máy bay khi ở mặt đất. Cách còn chứa nhiên liệu, lắp các bộ phận điều khiển máy bay.

**ATA 57-00-03**

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Cánh máy bay là bộ phận kết cấu quan trọng bậc nhất của máy bay, chịu tải trọng lớn, chủ yếu chịu uốn và xoắn, rung động.

Cánh là một dạng xà hộp cộng xon nên kết cấu bền chắc, nhỏ gọn dẫn về nút cánh.

Cánh có biên dạng đường bao tiết diện ngang kết cấu dạng cánh (Airfoil) để tạo lực nâng máy bay. Cánh cần độ phẳng nhẵn khí động học cao, đặc biệt mép trước cánh.

Do đó cánh dễ bị ảnh hưởng nhiều hư hỏng nhỏ như vết xước, vạch, lõm, đến hư hỏng lớn như nứt, rách, bẹp, biến dạng bộ phận vỏ bọc và khung xà, đứt, gãy thành phần kết cấu.

- Sửa chữa hư hỏng các thành phần của cánh phải hết sức cẩn thận, tăng cường độ bền, bảo đảm biên dạng mặt bao ban đầu, bảo đảm độ phẳng nhẵn khí động học, phân bố đều độ bền, cũng tức giảm từ từ tập trung ứng suất do mối ghép sửa chữa gây ra cho thành phần kết cấu nguyên gốc.

Diện tích tiết diện ngang của Repair Plate có diện tích lớn hơn 50% diện tích (1,5 lần lớn hơn) thành phần của Stringer nguyên gốc để tăng cường Modul tiết diện chống uốn và xoắn của Stringer tiết diện chữ Z.

Các miwngs và sửa chữa/Repair Plate (1), (2) được vát dốc ra hai đầu từ điểm giữa hàng kẹp chặt thứ nhất và hàng thứ 2 từ mép nối đều hai đầu. Bề dày hai đầu còn lại không vát dốc 0,060 in (1,524 mm). Độ dốc lớn nhất cho phép 5%. Mục đích giảm dần độ chịu uốn ra hai đầu, tức giảm tập trung ứng suất.

Sử dụng đinh tán chốt khoá cơ khí bằng vai tỳ, có độ bền cao (BACB 30 MY () K() với BACC 30 AG () ở chỗ bề dày lớn hơn 2,5D. Nếu chỗ kẹp chặt ban đầu hỏng dùng đinh tán lớn hơn 1/32". Mục đích bảo đảm độ bền đều giữa đinh tán và vỏ bọc.

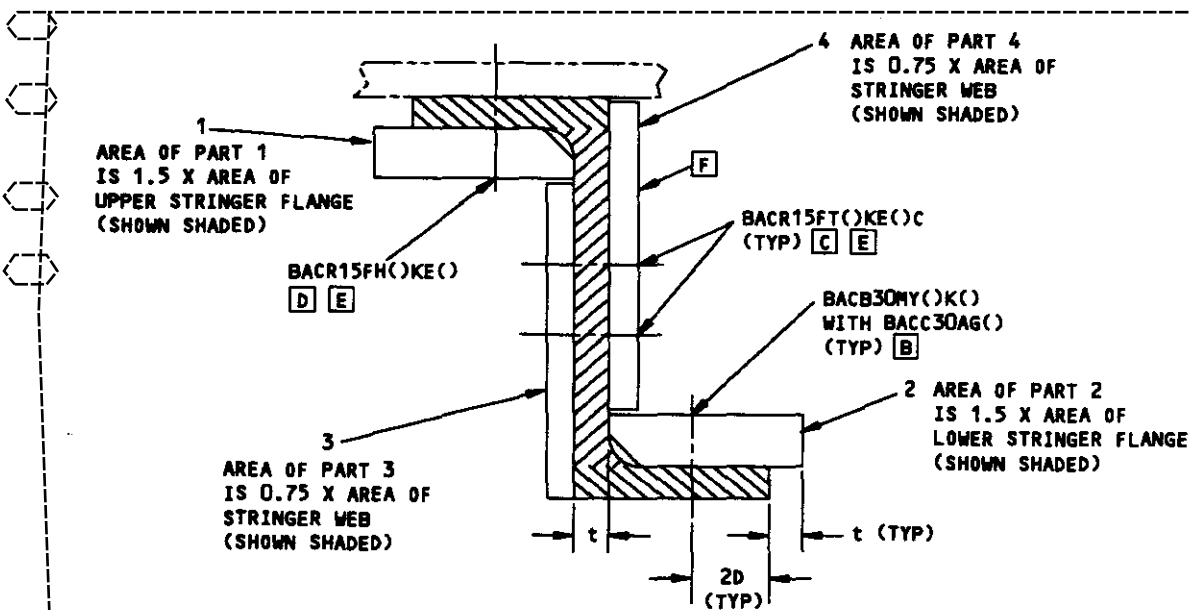
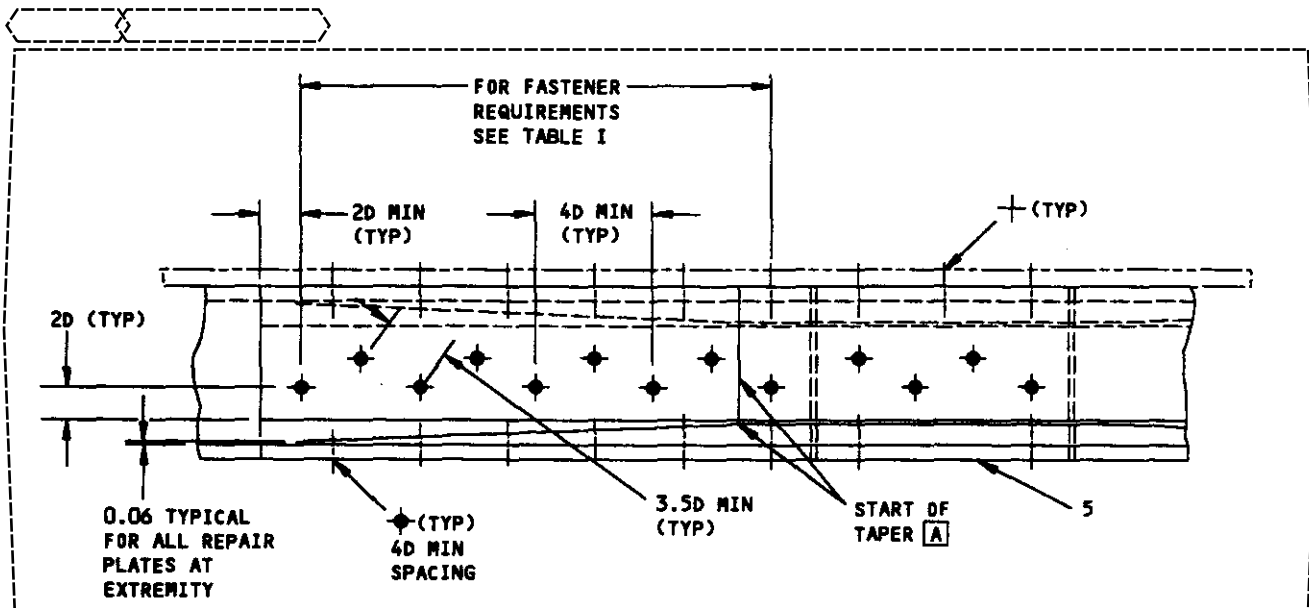
Lăn bi mép cắt Stringer : Tạo biên dạng nén lớp bề mặt mép cắt, hình thành ứng suất dư nén để chống lại ứng suất kéo giãn theo chu kỳ là, xuất hiện vết nứt do mỏi.

**ATA 57-00-03**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



### SECTION THRU REPAIR IN UNTAPERED AREA

Wing Upper Zee Stringer Repair  
Figure 201 (Sheet 3)

54

57-00-03

300

Page 203  
Nov 15/90

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

**WARNING:** FUEL VAPORS ARE HAZARDOUS AND EXPLOSIVE. PURGE AND VENTILATE THE FUEL TANKS PER 28-11 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL BEFORE ENTERING FUEL TANKS.

1. Cut and remove the damaged portion of stringer. If skin is damaged see 57-10-01 or 57-20-01.
2. Establish the maximum section of the portion removed (ignore pads at rib stations), and calculate the fastener requirements and dimensions of the repair parts. Determine the material for the web splice plates by considering nut interference. Determine the fastener type for the web splice plates from the 2.5D maximum stack up requirement. See note [C].

3. Make the repair parts.

4. Assemble the repair parts and drill the fastener holes.

5. Remove the repair parts.

6. Break sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.030R.

7. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.

8. Shot peen the cut edges of stringer per 51-20-06.

9. Alodize the repair parts and the cut edges of stringer per 51-20-01.

10. Apply BMS 10-20, type 2 protective coating to the repair parts and the cut edges of stringer in accordance with 28-11-00 of the 767 Maintenance Manual.

11. Install the repair parts with BMS 5-26 faying surface sealant. Install fasteners wet with BMS 5-26 sealant. Care must be taken to ensure that channels formed at the stringer joints are kept clear for sealant injection.

12. Seal the repair per 51-20-05.

13. Install the fasteners, in the positions indicated, at the stringer joint lines.

14. Restore original finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

Wing Upper "J" Stringer Repair - Skin Splice  
Figure 202 (Sheet 1)

57-00-03

300

Page 204  
Nov 15/90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-00-03. Sửa chữa xà nẹp thông hơi/Vent Stringer ở phía trên cánh. - Hình 203 (từ 1 đến 4), trang 208 đến 211.**

**7.1 - Phân tích phương án thiết kế sửa chữa xà ngang thông hơi/Vent Stringer phía trên cánh.** Tương tự như phân tích ở 57-00-03, Hình 201 về sửa chữa Stringer chữ Z ở phía trên cánh.

Diện tích tiết diện ngang của thành phần sửa chữa phải lớn hơn DTTDN thành phần Stringer nguyên gốc 1,5 lần để tăng độ bền. Do tăng độ bền lớn nên dẫn tới tập trung ứng suất ở mép thành phần sửa chữa nối với Stringer nguyên gốc. Để giảm ứng suất tập trung được khắc phục vát dốc Plate sửa chữa giảm dần ra hai đầu.

Sử dụng đinh tán chốt khoá cơ khí bằng vai tỳ, có độ bền cắt cao chỉ ở chỗ có bề dày kẹp chặt lớn hơn 2,5D.

Lăn bi mép cắt Stringer để tạo biến dạng dư nén lớp bề mặt mép cắt, hình thành ứng suất dư nén chống lại ứng suất kéo giãn theo chu kỳ làm xuất hiện vết nứt do mỏi.

**AT 57-00-03**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### NOTES (Cont)

- [A]** TAPER FROM A POINT BETWEEN THE FIRST AND SECOND FASTENER FROM THE STRINGER JOINT TO 0.060 AT THE EXTREMITY. TAPER MUST BE 20 TO 1 OR GREATER, I.E., 5% MAX ALLOWABLE SLOPE
- [B]** USE SAME SIZE FASTENER AS ORIGINAL. IF FASTENER HOLE IS DAMAGED USE 1/32 OVERSIZE. WHERE THICKNESS TO BE RIVETED IS GREATER THAN 2.50 USE 1/32 OVERSIZE BACB30NY( )K( ) WITH BACC30AG( )
- [C]** PARTS 5,6, AND 7 MAY BE MACHINED AS ONE PIECE TO FACILITATE INSTALLATION
- [D]** RIVETS MUST BE DRIVEN PER FLUID TIGHT REQUIREMENTS OF 51-40-02

| REPAIR MATERIAL |        |     |                                    |
|-----------------|--------|-----|------------------------------------|
| PART            |        | QTY | MATERIAL                           |
| 1               | PLATE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T6 OR T651 |
| 2               | PLATE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T6 OR T651 |
| 3               | PLATE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T6 OR T651 |
| 4               | PLATE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T6 OR T651 |
| 5               | PLATE  | 1   | 0.100 7075-T6                      |
| 6               | PLATE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T6 OR T651 |
| 7               | PLATE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T6 OR T651 |
| 8               | FILLER | 1   | SAME AS ORIGINAL STRINGER          |
| 9               | ANGLE  | 1   | 7150-T6511<br>OPT: 7075-T651       |
| 10              | FILLER | 1   | 7075-T6 OR T651                    |

| ORIGINAL SKIN FASTENER SIZE | REPAIR FASTENER SIZE REQUIRED | NUMBER OF FASTENERS REQUIRED |     |
|-----------------------------|-------------------------------|------------------------------|-----|
|                             |                               | FLANGES                      | WEB |
| 5/16                        | 1/4                           | 8/ROW                        | 15  |
| 1/4                         | 1/4                           | 10/ROW                       | 15  |
| 3/16                        | 3/16                          | 8/ROW                        | 16  |
| 5/32                        | 3/16                          | 9/ROW                        | 16  |

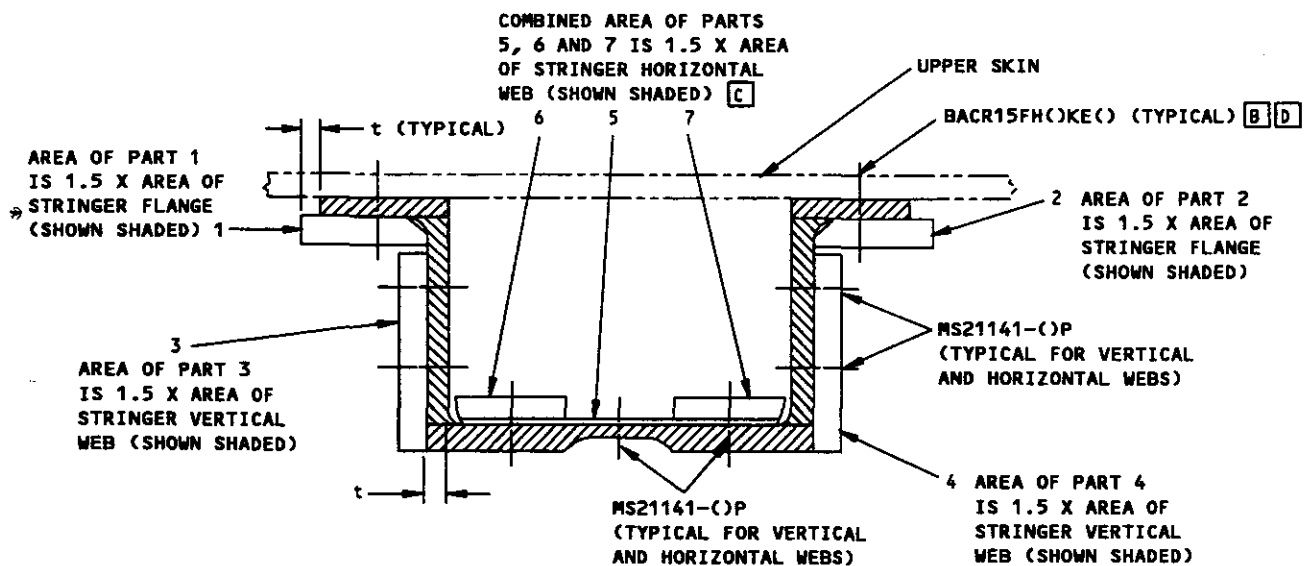
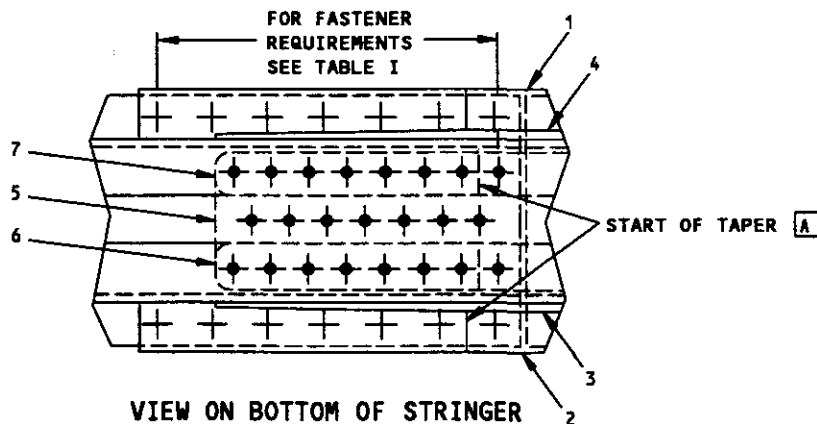
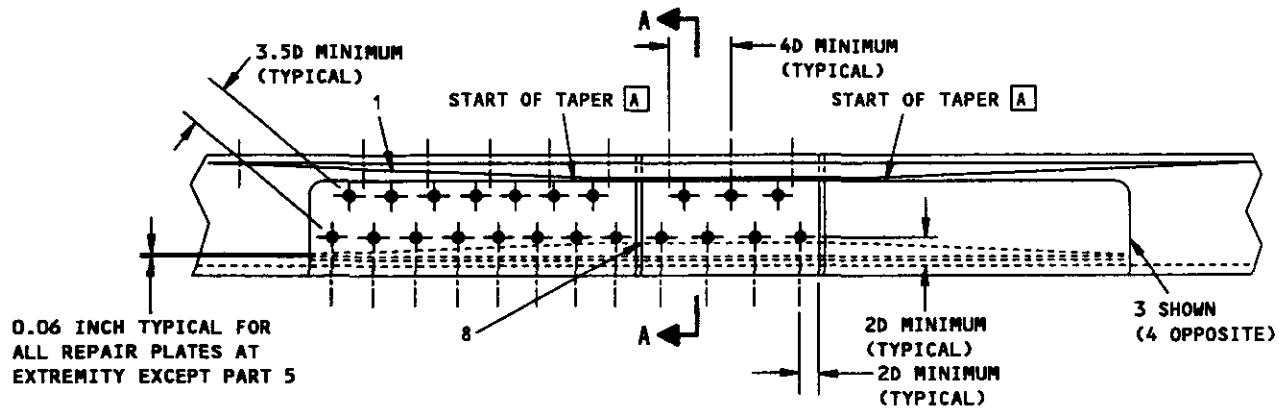
TABLE I

Wing Upper Vent Stringer Repair  
Figure 203 (Sheet 2)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



### SECTION A-A

REPAIR FOR EXTENSIVE DAMAGE TO STRINGER  
(FOR DAMAGE CONFINED TO FLANGE SEE DETAIL II)

### DETAIL II

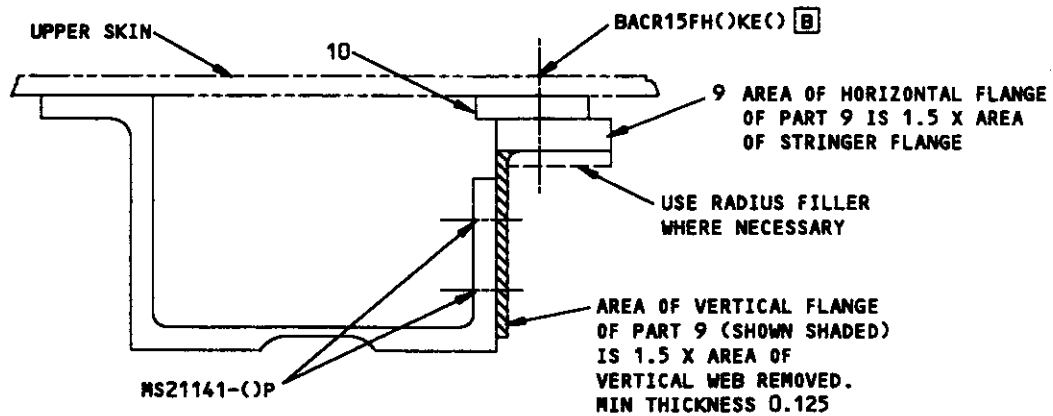
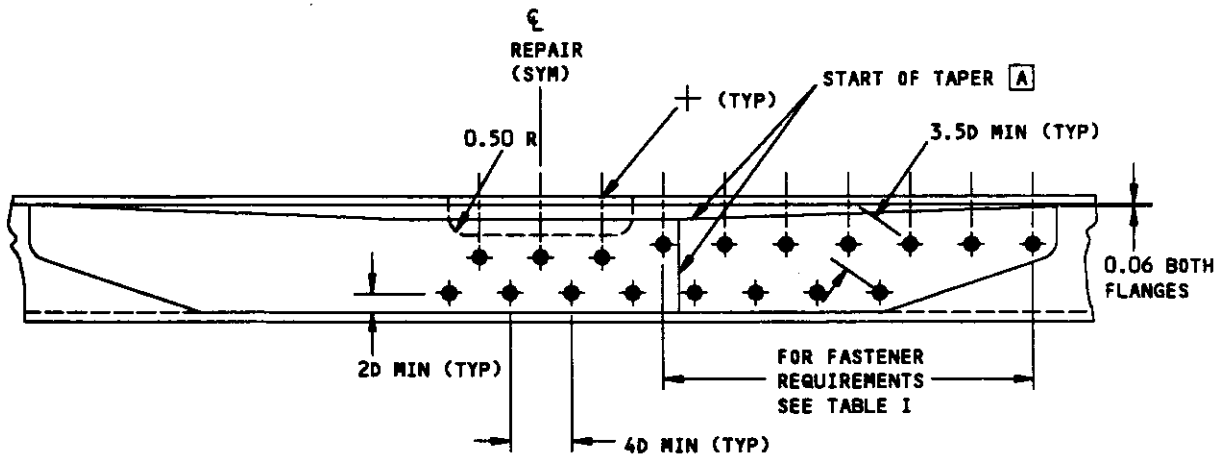
Wing Upper Vent Stringer Repair  
Figure 203 (Sheet 3)

57-00-03

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION THRU REPAIR IN UNTAPERED AREA

ALTERNATIVE REPAIR FOR DAMAGE CONFINED TO THE FLANGE

DETAIL II

Wing Upper Vent Stringer Repair  
Figure 203 (Sheet 4)

57-00-03

# **BOEING 767**

**767-300**

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

### **REPAIR INSTRUCTIONS**

**WARNING:** FUEL VAPORS ARE HAZARDOUS AND EXPLOSIVE. PURGE AND VENTILATE THE FUEL TANKS PER 28-11 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL BEFORE ENTERING FUEL TANKS.

1. Cut and remove the damaged portion of stringer. If skin is damaged see 57-10-01 or 57-20-01.
2. Establish the maximum section of the portion removed (ignore pads at rib stations), and calculate the fastener requirements and dimensions of the repair parts. Determine the fastener type for the web splice plates from the 2.5D maximum stack up requirement. See note [C].
3. Make the repair parts.
4. Assemble the repair parts and drill the fastener holes. All original and repair fastener holes except those common to the stringer web must be high interference cold worked per 51-40-09.
5. Remove the repair parts.
6. Break sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.030R.
7. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
8. Shot peen the cut edges of stringer per 51-20-06.
9. Alodize the repair parts and the cut edges of stringer per 51-20-01.
10. Apply BMS 10-20, type 2 protective coating to the repair parts and the cut edges of stringer in accordance with 28-11-00 of the 767 Maintenance Manual.
11. Install the repair parts with BMS 5-26 faying surface sealant. Install fasteners wet with BMS 5-26 sealant.
12. Seal the repair per 51-20-05.
13. Restore original finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

**Wing Lower Zee Stringer Repair  
Figure 204 (Sheet 1)**

**57-00-03**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-10-01. Sửa chữa vỏ bọc phía trên cánh giữa các xà nẹp/Stringer (giữa xà đỡ/Beams sàn) - Hình 201 (từ 1, 2, 3), trang 201, 202, 203.**

**7.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc ở trên cánh giữa các xà nẹp/Stringer (giữa các Beam đỡ).**

- Vỏ bọc phía trên hộp cánh giữa chủ yếu chịu lực nén và xoắn khi bay. Khi đỗ chủ yếu chịu lực nén. Do đó sửa chữa ở đây để phục hồi độ bền phải dùng các tấm Plate 1, 2 táp phía trên và Plate 3, 4 táp phía dưới. Bề dày toàn bộ các Plate 1, 2, 3, 4 dày hơn vỏ bọc nguyên gốc tối thiểu 1,2 lần, tối đa đến 1,5 lần.
- Hình dáng chỗ hỏng cắt bỏ có chiều dài theo hướng Stringer, điều đó có nghĩa lực kéo hỏng có hướng vuông góc với trục đối xứng. Đây là lý do Plate 1, 3 được khoét bỏ lượn ở hai đầu quanh trục đối xứng.
- Khi bề dày Plate sửa chữa lớn hơn 0,112 in (2,845 mm) phải tách làm hai Plate, Plate ở dưới phải rộng hơn Plate ở trên lắp đặt được thêm hai hàng đinh tán.

Chiều dài của Plate 1, 3 vừa tăng độ bền vừa giảm ứng suất tập trung của mép Plate cho vỏ bọc.

- Lăn bi mép cắt vỏ bọc để tạo biến dạng dư nén lớp bề mặt mép cắt để chống lại biến dạng kéo giãn theo chu kỳ và rung động không phát sinh vết nứt do mỏi.

**7.2- Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc phía trên cánh giữa.**

Về nguyên tắc chung: Chiều rộng Repair plate rộng hơn chỗ cắt bỏ lắp đặt tối thiểu hai hàng đinh tán. Sửa chữa ở đây theo hướng vuông góc với trục đối xứng. Plate chỉ rộng lắp đặt được một hàng đinh tán không bảo đảm độ bền theo hướng này và bảo đảm kẹp chặt ôm khít, còn tăng cường và dự trữ độ bền.

Do đó cần làm rộng Plate theo hướng vuông góc trục đối xứng tối thiểu lắp đặt được hai hàng đinh tán. Ở vị trí này có thể hai bên miếng vá sát stringer, hoặc Plate (1), (3) có thể chồng lên trên stringer.

Sửa chữa này áp dụng cho chỗ cắt bỏ có đường kính lớn nhất 6,0 in (152,4 mm). Nếu hư hỏng lớn hơn, thiết kế phương án sửa chữa khác.

Sửa chữa này không cho phép chỗ hỏng gần hơn mép Panel vỏ bọc 10,00 in (254 mm). Mỗi ghép sửa chữa làm tăng ứng suất tập trung, ở gần Panel vỏ bọc ảnh hưởng đến độ bền, độ bền đều, mức độ toàn vẹn của kết cấu sửa chữa.

**ATA 57-10-01**

# **BOEING 767**

**767-300**

## **STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

### **REPAIR INSTRUCTIONS**

**WARNING:** FUEL VAPORS MAY BE PRESENT IN THE CENTER WING BAYS. FUEL VAPORS ARE HAZARDOUS AND EXPLOSIVE. PURGE AND VENTILATE THE FUEL TANKS PER 28-11 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL BEFORE ENTERING FUEL TANKS.

1. Cut out the damaged portion of the skin to give a hole with the major axis parallel to the stringers.
2. Make the repair parts.
3. Assemble the repair parts and drill the fastener holes.
4. Remove the repair parts.
5. Break sharp edges of original and repair parts 0.015R to 0.03R.
6. Remove all nicks, scratches, burrs, sharp edges and corners from original and repair parts.
7. Rotary peen all edges of skin cutout per 20-10-03 of Standard Overhaul Practices, D6-51702.
8. Alodize the repair parts and the cut edges of the original parts per 51-20-01.
9. Apply BMS 10-20 Type 2 protective coating to the repair parts and the cut edges of the original parts in accordance with 28-11-00 of the 767 Maintenance Manual.
10. Install the repair making faying surface seals with BMS 5-26 sealant. Install fasteners wet with BMS 5-95 sealant.
11. Apply a fillet seal with BMS 5-26 sealant in accordance with 51-20-05.
12. Apply BMS 10-20, Type 2 protective coating to sealant.
13. Restore original finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

### **NOTES**

- THIS REPAIR NOT PERMITTED FOR DAMAGE CLOSER THAN 10.00 INCHES TO SKIN PANEL EDGE
- REMOVE AND INSTALL ACCESS DOORS PER 28-11 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL
- D = REPAIR FASTENER DIAMETER
- REFER TO THE FOLLOWING WHEN USING THIS REPAIR:
  - 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGES
  - 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS
  - 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL
  - 51-20-05 FOR SEALING OF REPAIRS
  - 51-21 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR INTERIOR AND EXTERIOR FINISHES
  - 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

**[A]** FOR MATERIAL GAGE SEE TABLE I

**[B]** SAME THICKNESS AS SKIN

### **FASTENER SYMBOLS**

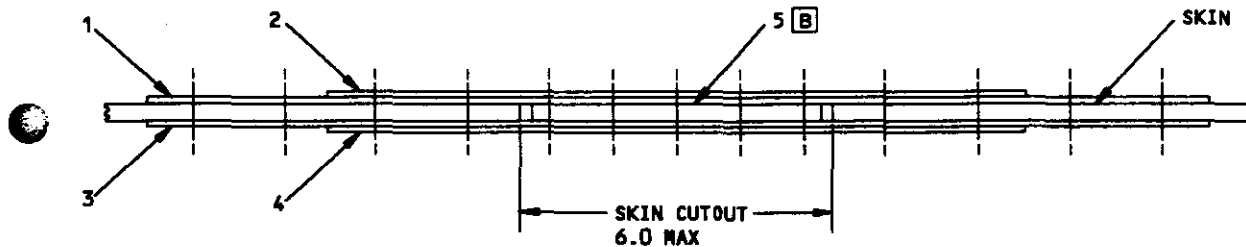
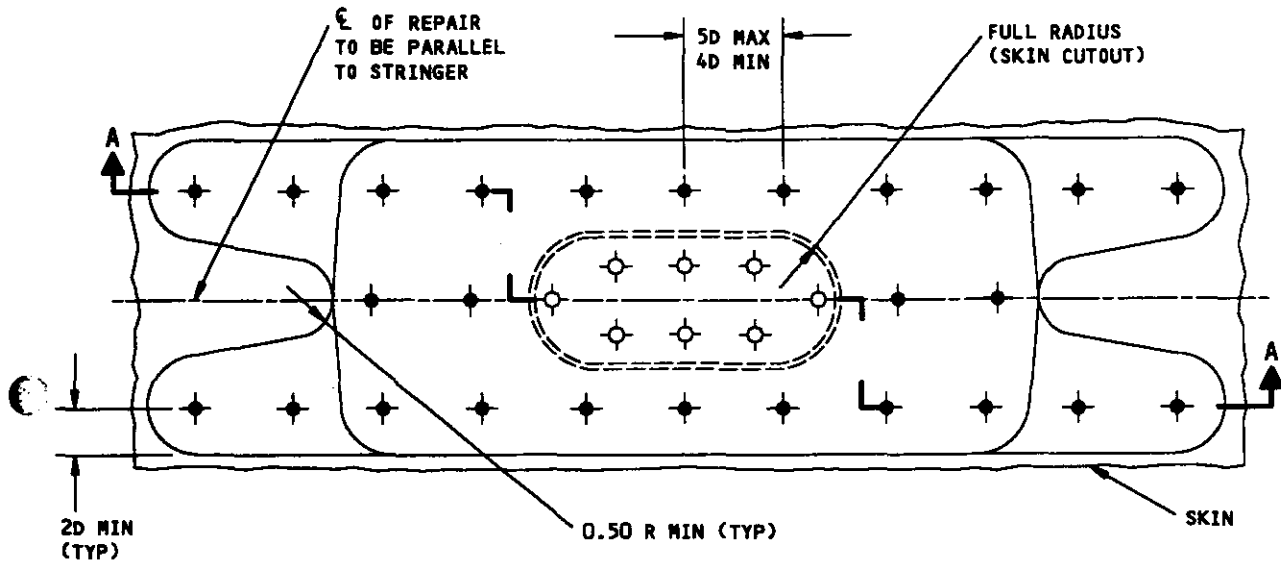
- ✦ REPAIR FASTENER LOCATION  
INSTALL BACB30MY( )K WITH BACN10WM( )  
SEE TABLE I FOR FASTENER SIZE
- ✧ REPAIR FASTENER LOCATION  
INSTALL BACR15FT( )AD  
SEE TABLE I FOR FASTENER SIZE

Center Wing Upper Skin Repair Between Stringers (Between Floor Beams)  
Figure 201 (Sheet 1)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A

Center Wing Upper Skin Repair Between Stringers (Between Floor Beams)  
Figure 201 (Sheet 2)

57-10-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-10-01. Sửa chữa vỏ bọc phía trên xà dọc giữa/InterSpar cánh trong tại xà nẹp (giữa các xà đỡ/Beam). - Hình 20 2 (tờ 1, 2, 3), trang 204, 205, 206.**

*7.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa vỏ bọc trên xà dọc giữa/Interspar cánh trong (ở giữa các xà đỡ Beam).*

Tổng Plate sửa chữa dày hơn vỏ bọc tối thiểu 1,25 lần, đủ bảo đảm độ bền và tăng cường độ bền cho chỗ vá sửa chữa.

Tổng Plate sửa chữa dày trên 0,279 In (7,086 mm) nên phải chia thành nhiều Plate có bề dày khác nhau và kích thước theo chiều trục đối xứng khác nhau để giảm dần độ bền mỗi ghép đinh tán ra hai đầu các tấm Plate, có nghĩa giảm tập trung ứng suất ở mép miếng vá vào vỏ bọc, vẫn bảo đảm tăng độ bền tổng của mối ghép và theo hướng chịu lực chính.

Đinh tán dùng loại đinh tán chốt có vòng vai tỷ khoá cơ khí có khả năng chịu bền cắt cao, chịu được rung động, va đập.

Lượn góc R 1.00 (25,4 mm) có bán kính lớn giảm nhiều tập trung ứng suất.

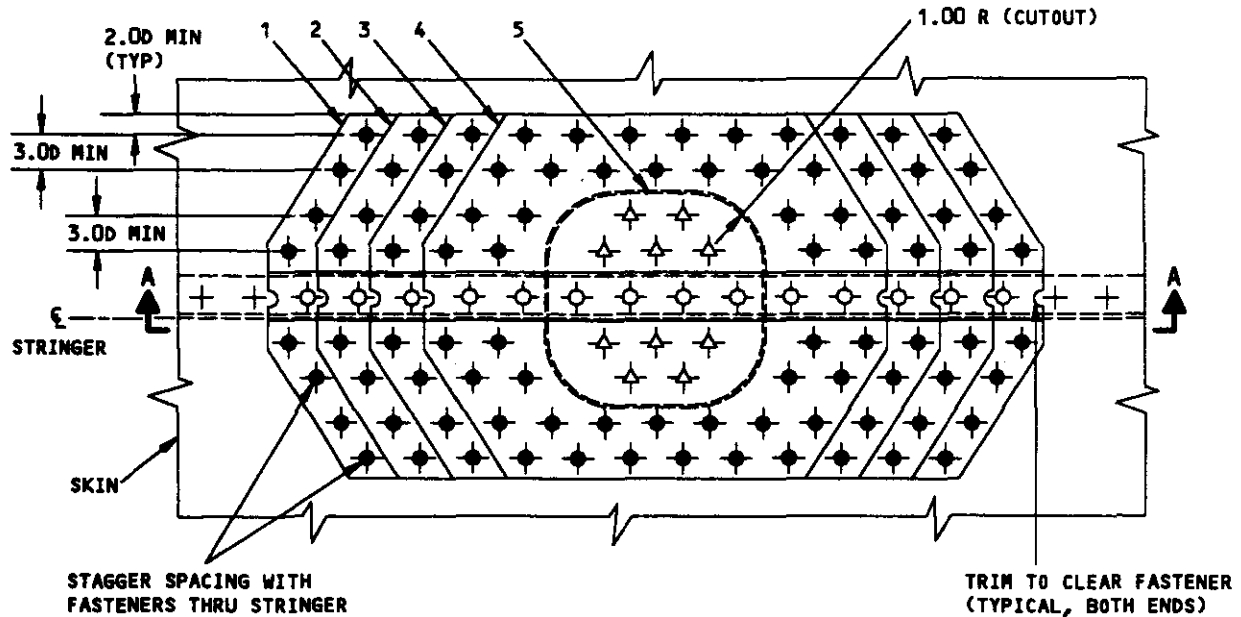
Các đinh tán sắp xếp So le với hàng kẹp chặt ở Stringer để bảo đảm kẹp chặt đồng đều và tạo hình dáng miếng vá hợp lý.

**ATA 57-10-01**

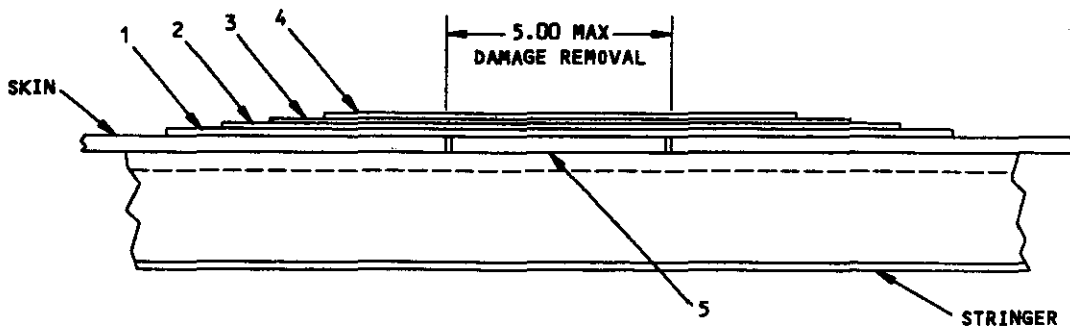
# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



PLAN VIEW - UPPER SKIN



SECTION A-A

Center Wing Interspar Upper Skin Repair at a Stringer (Between Floor Beams)  
Figure 202 (Sheet 2)

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REPAIR MATERIAL |        |     |                                    |
|-----------------|--------|-----|------------------------------------|
| PART            |        | QTY | MATERIAL                           |
| 1               | PLATE  | 1   | 7150-T651<br>OPT: 7075-T6 <b>A</b> |
| 2               | PLATE  | 1   | 7150-T651<br>OPT: 7075-T6 <b>A</b> |
| 3               | PLATE  | 1   | 7150-T651<br>OPT: 7075-T6 <b>A</b> |
| 4               | PLATE  | 1   | 7150-T651<br>OPT: 7075-T6 <b>A</b> |
| 5               | FILLER | 1   | 7075-T6 <b>B</b>                   |

| SKIN<br>THICKNESS     | REPAIR PLATE THICKNESS |         |         |         | REPAIR<br>FASTENER<br>DIAMETER |
|-----------------------|------------------------|---------|---------|---------|--------------------------------|
|                       | PLATE 1                | PLATE 2 | PLATE 3 | PLATE 4 |                                |
| 0.156 THRU 0.224      | 0.063                  | 0.063   | 0.063   | 0.090   | 1/4                            |
| OVER 0.224 THRU 0.250 | 0.071                  | 0.071   | 0.071   | 0.100   | 5/16                           |
| OVER 0.250 THRU 0.282 | 0.080                  | 0.090   | 0.090   | 0.090   | 5/16                           |

TABLE I

Center Wing Upper Skin Repair at a Stringer (Between Floor Beams)  
Figure 202 (Sheet 3)

57-10-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-10-01. Sửa chữa vỏ bọc ở dưới xà dọc giữa/InterSpar cánh trong tại xà nẹp/Stringer. - Hình 204 (từ 1 đến 4), trang 210 đến 213.**

**7.1- Phân tích phương án thiết kế. Sửa chữa vỏ bọc phía dưới xà dọc giữa/Inter Spar cánh trong tại Stringer.**

Cánh máy bay chủ yếu chịu uốn và xoắn.

Vỏ bọc dưới nằm giữa Spar cánh giữa chịu lực kéo và xoắn là chủ yếu. Bề dày Plates 1, 2, 3, 4 có tổng bề dày bằng 1,25 lần bề dày vỏ chỗ sửa chữa đủ đảm bảo tăng độ bền của mối ghép.

Theo hướng dọc chiều dài cánh, hướng của Stringer là hướng chịu lực chính của cánh cần tăng cường độ bền. Các Plate mở rộng theo hướng này lắp đặt 5 hàng đinh tán về mỗi phía. Plate 1, 3 rộng hơn Plate 2, 4 lắp đặt bổ sung được hai hàng đinh tán mỗi bên chỗ hỏng.

Plates là hình tám cạnh và bề dày Plates giảm dần ra hai đầu để giảm từ từ ứng suất tập trung do Plate tác dụng vào vỏ bọc chỗ mối ghép vá, đồng thời tăng độ bền đồng đều.

Đối với vỏ bọc dày trên 0,160 in (4,064 mm), lỗ đinh tán phải gia công người hàn nong bi hoặc trục có đường kính lớn hơn đường kính lỗ để tạo biến dạng dư nén lớn lớp bề mặt lỗ, lớp bề mặt hình thành ứng suất dư nén lớn để chống lại ứng suất kéo giãn theo chu kỳ tải trọng làm việc hình thành vết nứt do mỏi.

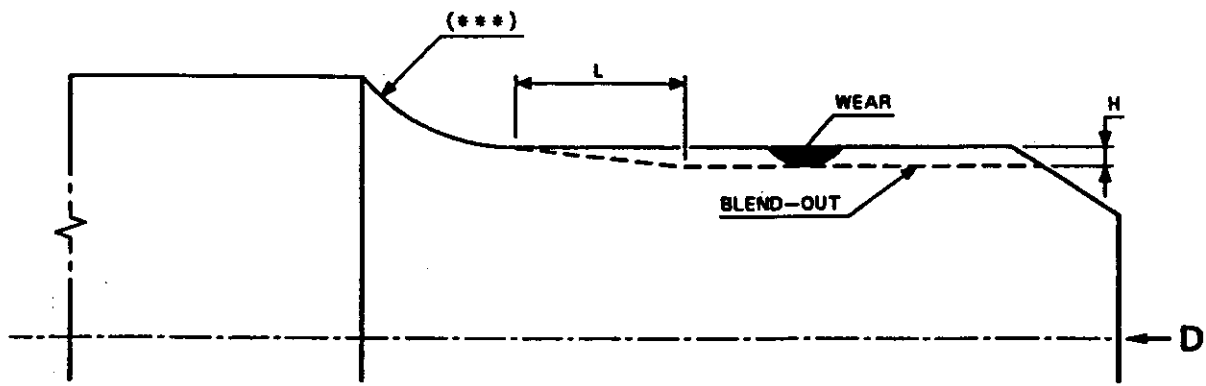
Lăn bi tất cả các mép cắt vỏ bọc có tác dụng tương tự như nong lỗ bằng bi và trục có đường kính lớn hơn đường kính lỗ.

Sửa chữa này không cho phép chỗ hư hỏng gần các bộ phận như : Mép Panel vỏ bọc, lỗ vào, lắp ghép chính/Major Fittings, xà sống/Keen Beams hoặc xà sống dưới/Lower Beam tại BBL 62.05 vì làm tăng ứng suất tập trung do miếng vá gây ra, và ảnh hưởng tính toàn vẹn của kết cấu.

**ATA 57-10-01**

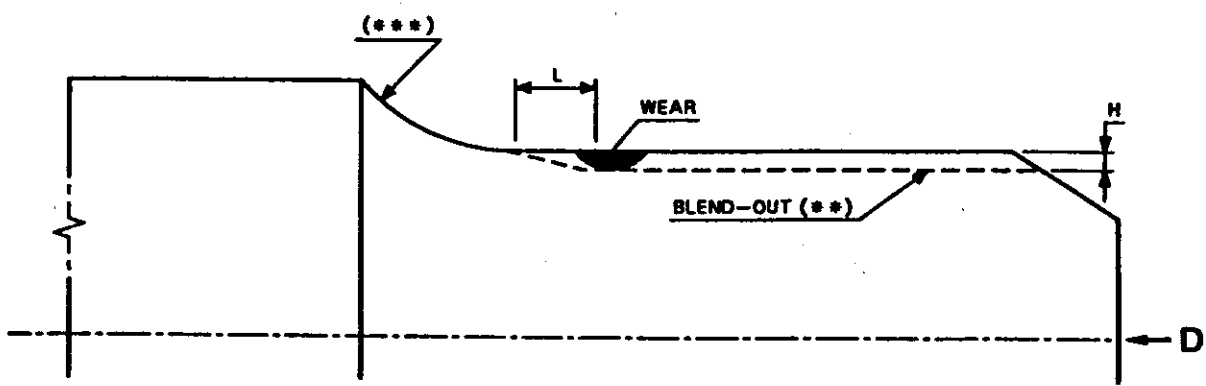
CASE A

SHOOT BOLT BLENDING-OUT  
BEYOND CHROMIUM THICKNESS



CASE B

BEYOND CHROMIUM THICKNESS



H = DEPTH AFTER BLEND-OUT

CASE A  $\frac{L}{H} = 20$

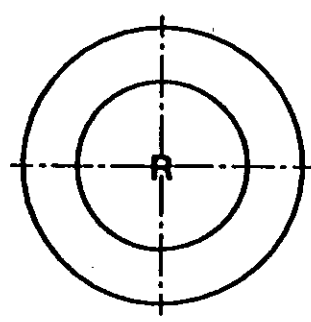
CASE B  $10 \leq \frac{L}{H} \leq 20$

CASE C  $\frac{L}{H} < 10$  INFORM ATR

\* AFTER TO HAVE PERFORMED THE BLEND-OUT AND COMPLETED THE REWORK, MARK WITH A LETTER "R"(REPAIRED) THE TIP SURFACE TO IDENTIFY A BLENDED-OUT SHOOT BOLT. WHEN A SHOOT BOLT IS IDENTIFIED WITH "R", IT IS NOT ALLOWED TO REWORK IT A SECOND TIME.

(\*\*) BLEND-OUT HAS TO BE DONE PARALLEL TO EXISTING DAMAGED PLANE  
(\*\*\*) REWORK IS NOT ALLOWED IN THE RADIUS AREA

VIEW FROM D\*



RS2 52 11 00 4 ASMF-00

R

AFT Passenger/Crew Door  
Shoot Bolt Surface Repair (Step by Step)  
Figure 409 (Sheet 2)

EFFECTIVITY:  
AFTER MOD.1861N1047  
2643N1464

R

52-11-00

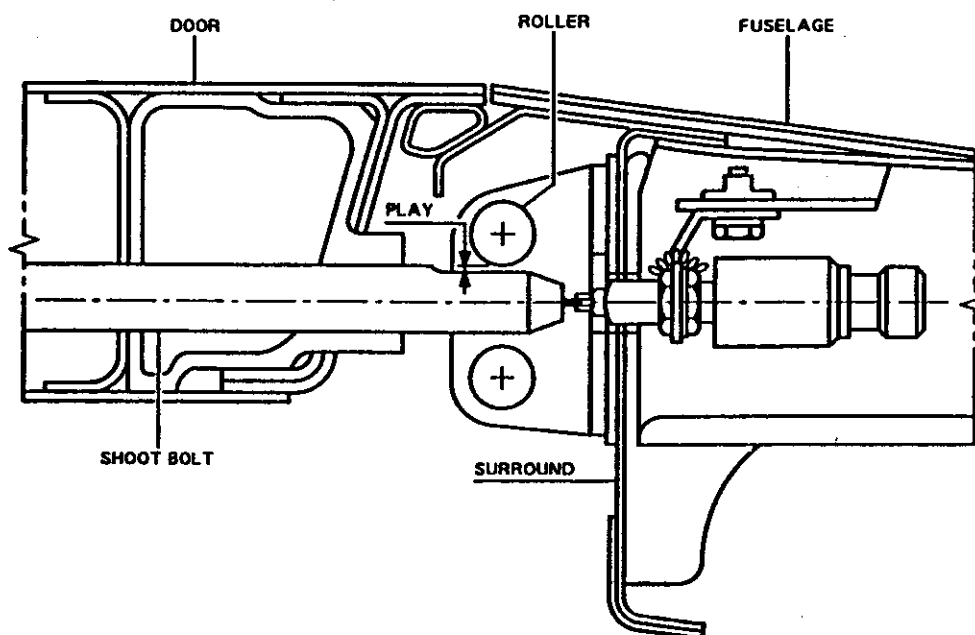
Page 439  
Jul 01/98

Printed in France



**ATR**

**ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**



RS2 52 11 00 4 ASMM-00

R

**AFT Passenger/Crew Door  
Shoot Bolt Surface Repair (Step by Step)  
Figure 409 (Sheet 3)**

**EFFECTIVITY:**

**AFTER MOD.1861N1047**

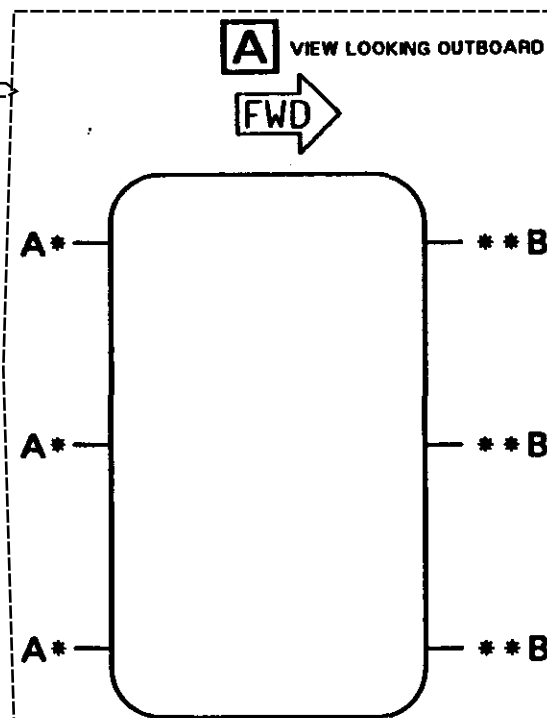
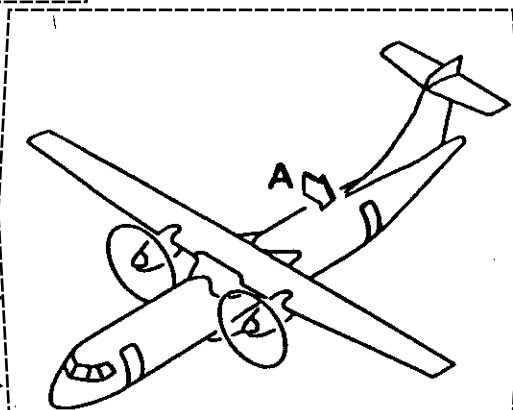
**2643N1464**

R

**52-11-00**

Page 440

Jul 01/98



**SHOT PEENING PARAMETERS :**

\*/\*\* { SHOT NUMBER 170-460 (INCH x 10<sup>-4</sup>)  
INTENSITY 008A  
COVERAGE 100/200 (SRM 51-24-04)

**NUMBER DRAWING SHOOT BOLT**

SHOOT BOLT A S52176666  
SHOOT BOLT B S52176664

RS2 52 11 00 4 ASMU-00

(R)

AFT Passenger/Crew Door

Shoot Bolt Surface Repair (Step by Step)

Figure 409 (Sheet 4)

EFFECTIVITY:

AFTER MOD. 1861N1047

(R)

2643N1464

Printed in France

**52-11-00**

Page 441/442

Jul 01/98



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**CHƯƠNG 53/CHAPTER 53**  
**SỬA CHỮA THÂN MÁY BAY ATR-72**

**53-00-00. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà nẹp/Stringer**  
**Hình 406 (từ 1,2), trang 422, 423, 424, 425.**

*Chú ý :* Sửa chữa này có hiệu lực đối với hư hỏng vỏ bọc từ Frame 1 đến Frame 47 nếu bề dày vỏ bọc giữa 0,8mm (0,035in) và 2,3mm (0,090in)

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc tại Stringer**

*Chú ý :*

1) Khoảng cách giữa mép Doubler và mép Stringer bên cạnh phải không nhỏ hơn 13mm (0,590in). Nếu khoảng cách này không được duy trì, Doubler phải làm rộng hơn để định tán kẹp vỏ bọc , Doubler vào Frame.

Mục đích giảm tập trung ứng suất giữa Frame và mép Doubler, và để thuận lợi sửa chữa cũng như kiểm tra miếng vá.

2) Sử dụng kẹp chặt bằng kẹp chặt có sẵn nếu đường kính của nó lớn hơn hoặc bằng kẹp chặt sửa chữa thì dùng kẹp chặt sửa chữa tính toán. Nếu kẹp chặt hiện có nhỏ hơn kẹp chặt sửa chữa thì dùng kẹp chặt sửa chữa. Mục đích bảo đảm độ bền miếng vá sửa.

3) Không vát mép Doubler (1) nếu bề dày mỏng hơn 1,6mm (0,063in). Xem Chapter 51-11-00.

4) Nếu bề dày vỏ bọc từ 0,8mm (0,030in) hoặc 0,9mm (0,036in); Khoan lỗ kẹp chặt để tối thiểu 25% bề dày giữa vỏ bọc không khoét loe miệng lỗ. Sau khi lắp đặt, cạo phẳng đầu đinh tán.

• **Ưu điểm của sửa chữa phẳng vỏ bọc**

- Phục hồi độ bền ban đầu bằng tăng bề dày Doubler (1) dày hơn vỏ bọc khoảng 1,1 lần (10%).

Kích thước Doubler rộng hơn lắp đặt dọc 3 hàng đinh tán về các hướng bao quanh chỗ vỏ bọc cắt bỏ.

**ATA-53-00-00**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

Stringer giống vật liệu và kích thước Stringer hiện có. Kích thước dài hơn đoạn Stringer cắt bỏ hai hướng lắp đặt 5 hàng đinh tán.

- Tạo được mặt phẳng nhẵn khí động học như ban đầu.

• **Nhược điểm :**

- Sửa chữa tốn thời gian và nguyên liệu vì thêm nhiều thành phần sửa chữa.
- Phải cắt bỏ Stringer đoạn dài.

**3-3. Đề xuất phương án sửa chữa ngoài vỏ bọc.0**

- Nếu Stringer không hỏng chỉ cắt bỏ vỏ bọc chỗ hỏng và dùng Doubler vá phía ngoài vỏ bọc và vát mép Doubler để tạo thuận nhẵn mặt ngoài.

- Nếu Stringer bị hỏng cắt bỏ chiều dài Stringer đúng bằng chỗ hỏng thì dùng miếng Filler và đoạn Stringer mới dài hơn chỗ cắt bỏ Stringer lắp đặt được 5 hàng đinh tán hai đầu chỗ cắt bỏ và dùng Doubler vá phía ngoài vỏ bọc và vát mép Doubler.

ATA-53-00-00

- (12) Fill existing countersink with filler (Mat. No. 05-051) as per 51-25-10.
- (13) Degrease doubler and filler using solvent (Mat. No. 11-003E) and apply chemical conversion coating (Mat. No. 13-002) on the edges of repair components as per 51-21-17.

**WARNING:** SOLVENT VAPOR IS EXTREMELY FLAMMABLE.

- (14) Apply primer (Mat. No. 16-001C) on repair components as per 51-21-27.
- (15) Apply sealant (Mat. No. 09-013) on all contacting surface and position the doubler and filler on skin (Ref. 51-22-02).
- (16) Rivet the doubler and filler in position on skin as per 51-25-01 and figure 405.

**Note:** Ensure that process of rivetting is finished during curing time.

- (17) Seal edges of cutout with sealant (Mat. No. 09-013) as per 51-22-02.
- (18) Apply polyurethane top coat (Mat. No. 16-018C) to external and internal surface of repair area including sealing bead as per 51-21-27.
- (19) Apply water repellent protective coating (Mat. No. 05-027F) to repair area inside lower shell area.

**WARNING:** DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING IN AREA OF OXYGEN-SYSTEM EQUIPMENT AND PIPELINES.

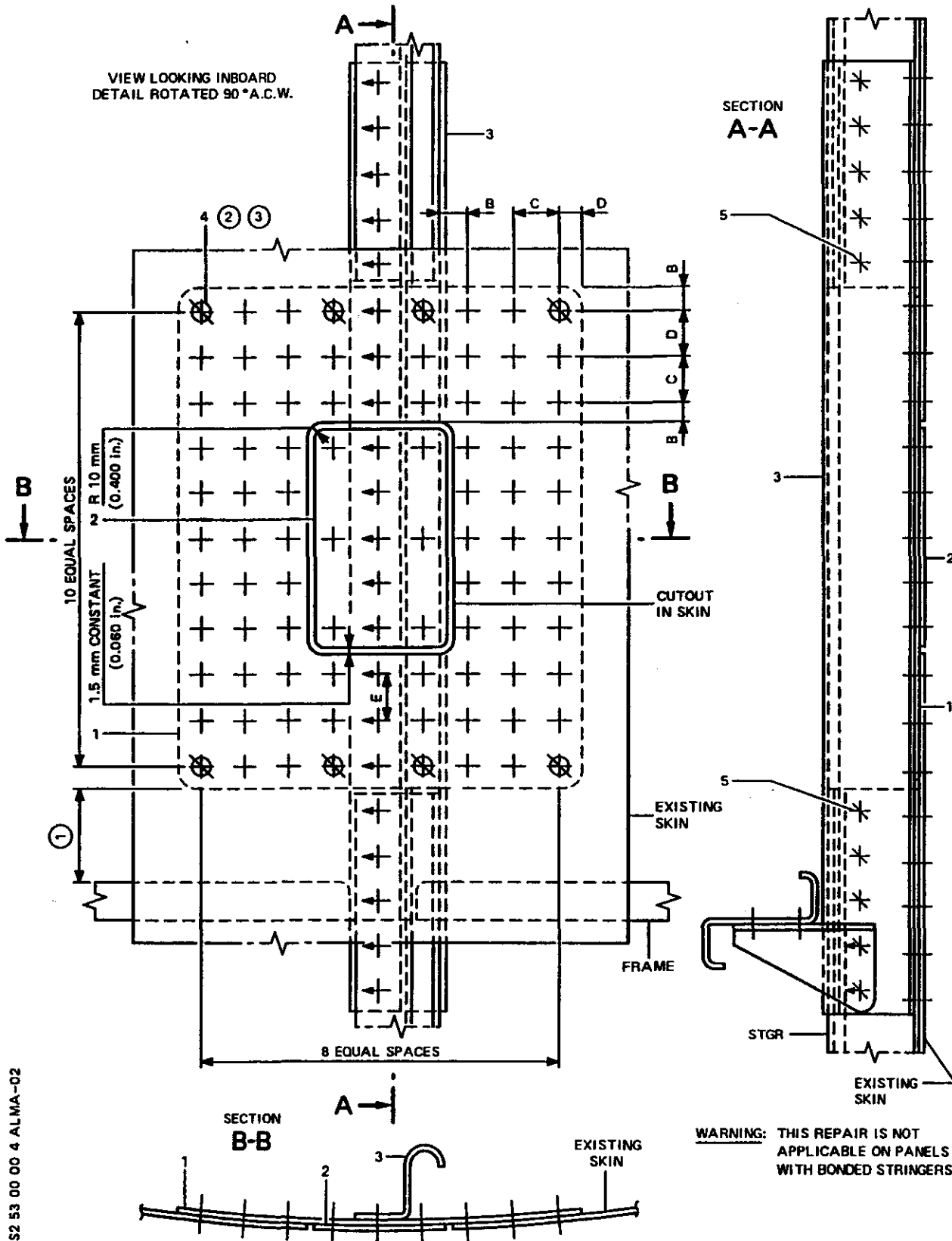
#### C. Close-up

Touch-up paint work.

**53-00-00**

Page 421B

Jan 01/01

**ATR****ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

RS2 53 00 00 4 ALMA-02

R

Skin at Stringer - Flush Repair  
Figure 406 (Sheet 1)

**53-00-00**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà vòng/Frame (không có Pad vỏ bọc). Hình 409 (từ 1,2,3), trang 434 đến 437 B.**

*Chú ý :* Sửa chữa này có hiệu lực cho liên kết vỏ bọc vào Frame bằng thanh xà nối/Shear tie không có Pad vỏ bọc.

**3-1. Phân tích sửa chữa phẳng vỏ bọc tại xà vòng/Frame (không có pad vỏ bọc)**

Sửa chữa vỏ bọc tại Frame và Stringer. Vì Frame có lắp Shear Tie nên không cắt đến Frame.

Để lắp Doubler nên phải cắt đoạn Stringer bằng chiều rộng Doubler và sau đó dùng đoạn nối Stringer để nối.

*Ưu điểm :*

- Miếng vá sửa chữa phục hồi được độ bền
- Tạo được độ phẳng nhẵn khi động học.
- Không phải sửa chữa vào Frame.

*Nhược điểm :*

- Sửa chữa phức tạp, tốn thời gian, nguyên liệu.
- Cắt và sửa Stringer; cắt và sửa Shear Tie.

**3-2. Đề xuất phương án sửa chữa ngoài vỏ bọc tại Frame (không có Pad vỏ bọc)**

- Muốn sửa chữa nhanh tạm thời có thể dùng miếng vá ngoài và đinh tán một phía.

- Hoặc dùng miếng vá bền chắc ngoài. Miếng Doubler phải vát mép tạo tròn nhẵn. Nhược điểm của phương pháp này là không tạo được độ phẳng nhẵn khi động học như nguyên gốc.

ATA-53-00-00

- (11) Cut the doubler (1) to size deburre and deburr the edges.
- (12) Degrease repair components and faying surfaces using solvent (Mat. No.11-003E) and manually apply chemical conversion coating (Mat. No.13-002) on edges of repair components and other reworked areas such as cutout, holes as per 51-21-17.

**WARNING:** SOLVENT VAPOR IS EXTREMELY FLAMMABLE.

- (13) Apply primer (Mat. No.16-001C) to repair components as per 51-21-27.
- (14) Fill existing countersink on skin with filler (Mat. No.05-051) as per 51-25-10.
- (15) Apply sealant (Mat. No.09-013) on all contacting surface and position the doubler (1) and filler piece (2) on skin as per 51-22-02.
- (16) Rivet the doubler (1) and filler (2) on skin as per 51-25-01 and figure 408.

**Note:** The process of rivetting has to be finished during curing time.

- (17) Fill the gap between the surfaces with sealant (Mat. No.09-013).

**Note:** If the stringer is bonded drill holes from inside. The minimum edges margin 2D to be maintained and rivets are to be installed on bonded stringer with PR 14366 (Mat. No.09-016) or PR 1422-B2 (Mat. No.09-002).

- (18) Seal edge of cutout with sealant (Mat. No.09-013) as per 51-22-02.
- (19) Apply polyurethane top coat (Mat. No.16-018C) to external and internal surface of repair area including sealing bead as per 51-21-28.
- (20) Apply water repellent protective coating (Mat. No.05-027F) to repair area.

**WARNING:** DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING (MAT. NO.05-027F) IN AREA OF OXYGEN-SYSTEM EQUIPMENTS AND PIPES.

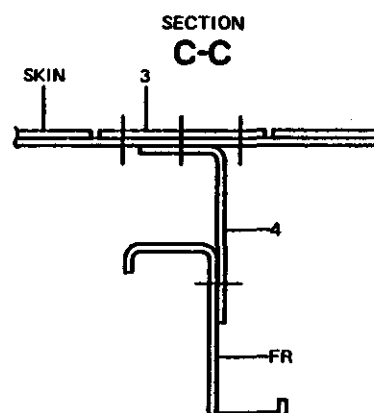
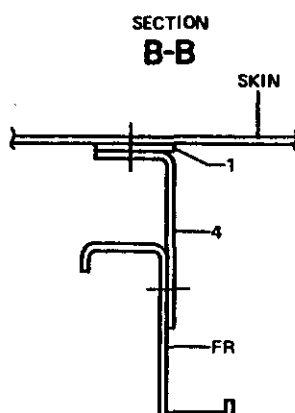
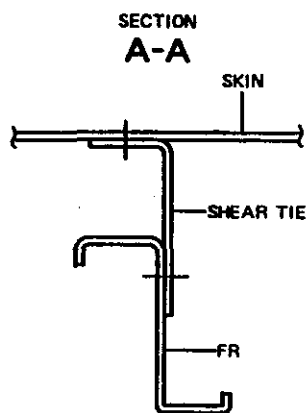
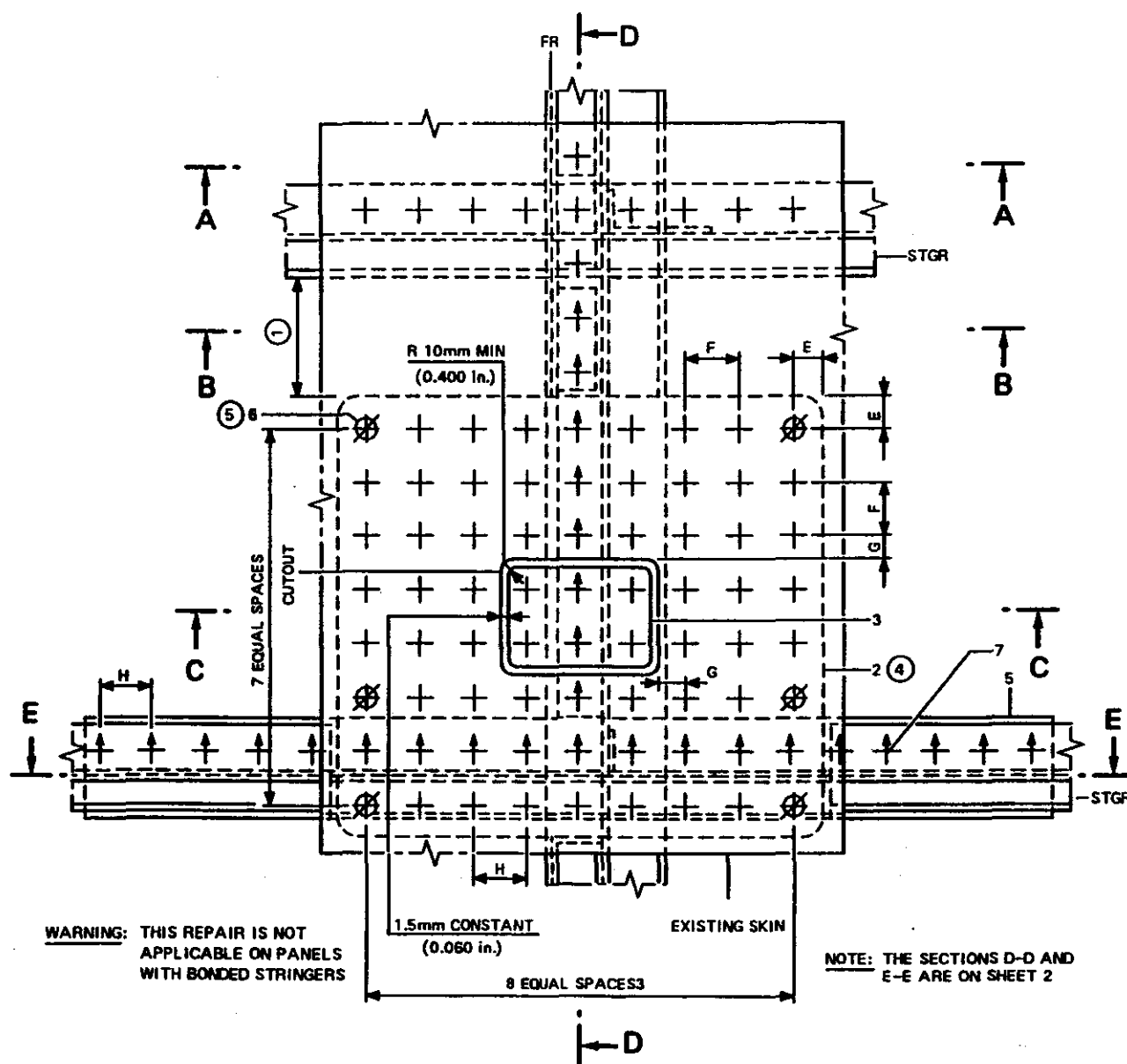
#### C. Close-up

Touch-up paint work.

**53-00-00**

Page 433B

Jan 01/01



Skin at Frame (Without Skin Pad)

Flush Repair

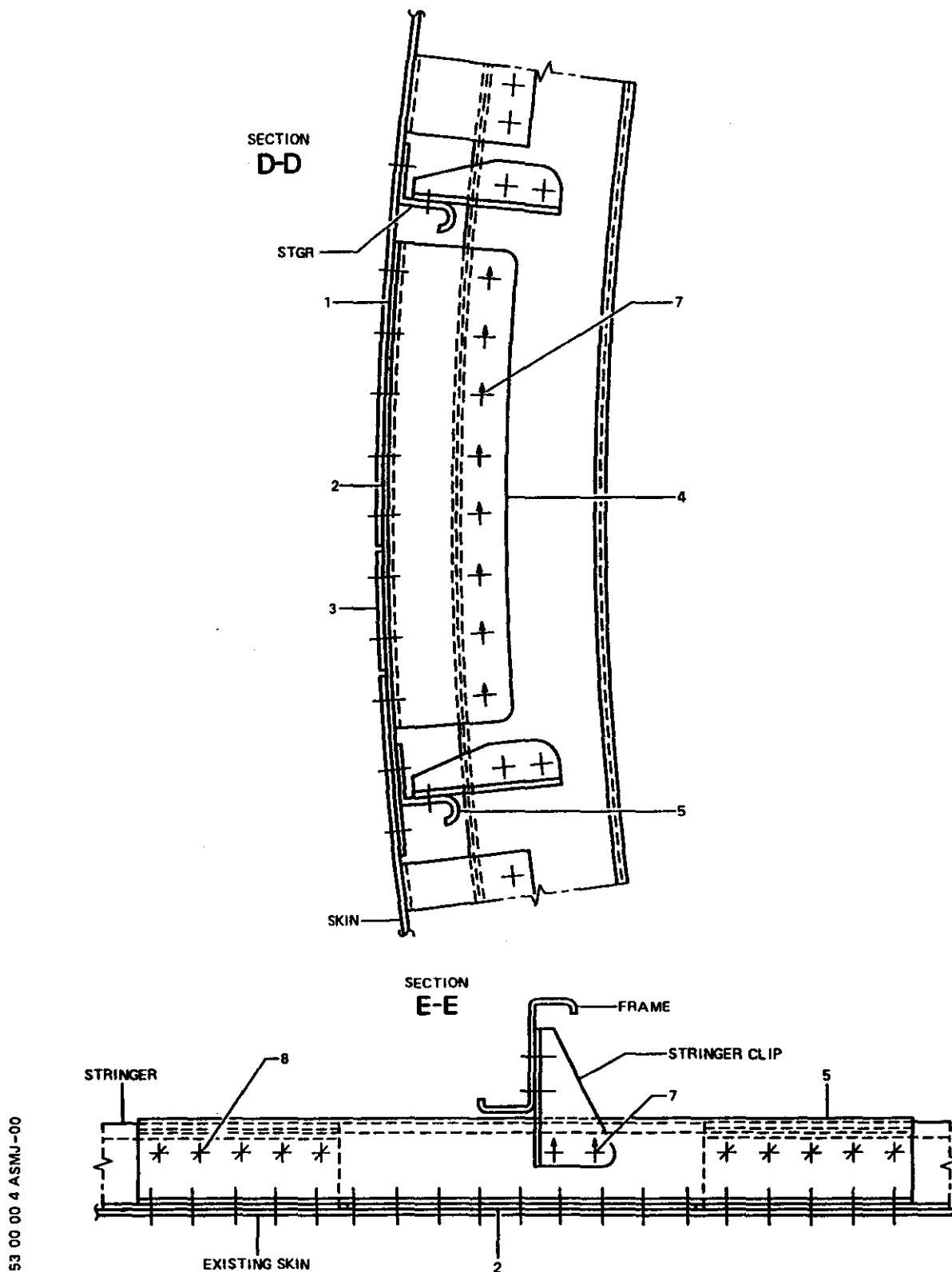
Figure 409 (Sheet 1)

27

**53-00-00**

Page 434

Jan 01/01



RS2 53 00 00 4 ASMJ-00

Skin at Frame (Without Tear Strap)  
Flush Repair  
Figure 409 (Sheet 2)

**53-00-00**

Page 434A/434B

Jan 01/01

Printed in France

R



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Sửa chữa xà vòng/Frame hư hỏng nặng**

**Hình 416 (từ 1,2), trang 462 đến 465B.**

*Chú ý :* Sửa chữa này áp dụng cho FR16, FR20 đến FR23, từ FR29 đến FR35, FR38, FR40, FR41, FR43, FR44 có h hỏng.

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa frame hư hỏng nặng.**

Xà vòng/Frame là xà vòng định dạng thân, là thành phần quan trọng của kết cấu chịu lực chính của thân. Frame là “giá đỡ” để lắp Stringer, xà dọc/Longeron, vách ngăn, vỏ bọc, xà đỡ sàn....Frame nhận các lực truyền từ vỏ bọc, từ Stringer, Longeron..... và cùng các thành phần kết cấu đó tạo thành kết cấu “Bán vỏ ứng suất” ( Stress Semimonocoque). Trong kết cấu “bán vỏ ứng suất” vỏ là thành phần rất quan trọng chịu lực của kết cấu thân. Nó thể hiện ở vật liệu sử dụng, các vị trí sử dụng, và kích cỡ loại máy bay nên có độ dày khác nhau.

Sửa chữa không chỉ phục hồi độ bền, cần tăng cường độ bền chỗ sửa của Frame.

Kết cấu của Frame là dạng chữ Z có Flange để tăng cường độ cứng vững của Frame lên rất lớn.

Tấm tăng bền/Reinforcing Plate (3) có kích thước lớn hơn bề dày phần dưới tiết diện ngang Frame.

Tấm tăng bền/Reinforcing Plate (2) có kích thước nhỏ hơn bề dày kích phần trên tiết diện ngang Frame do tính chất ghép nối.

Filler piece (1) có bề dày đúng bằng bề dày của Frame để tạo mặt phẳng ghép nối do đoạn Frame bị cắt bỏ.

Do thiết kế có thanh nối xà/Shear Tie để liên kết Frame vào vỏ bọc. Shear Tie còn được cắt bỏ lấy chỗ cho Stringer, Longeron chạy qua dọc thân. Khi sửa chữa lắp ráp thuận lợi, ít ảnh hưởng đến Frame và thanh nối/Shear Tie làm tăng khả năng chống uốn theo hướng kính của thân.

**3-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa Frame hư hỏng nặng.**

Reinforcing Plate (2) có kích thước nhỏ hơn trên tiết diện ngang nên phải tăng bề dày lên 20% hoặc làm thêm tấm tăng cường ôm bao quanh trên Frame ở đoạn nối. Mục đích bảo đảm Modulus tiết diện ngang của Frame tại chỗ sửa phải lớn hơn Modulus tiết diện ngang nguyên gốc để tăng khả năng chống uốn xoắn.

**ATA-53-00-00**

R (12) Apply sealant (Mat. No.09-013) on all contacting surface of  
R reinforcing plate (1) and position them on frame as per 51-22-02.

R (13) Rivet the reinforcing plate (1) on frame as per 51-25-01.

R Note: The process of rivetting has to be finished during curing time.

R (14) Apply polyurethane top coat (Mat. No.16-018C) to internal and external  
R surface of repair area as per 51-21-28.

R (15) Apply water repellent protective coating (Mat. No.05-027F) to repair  
R area.

R WARNING: DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING  
R (MAT. NO.05-027F) IN AREA OF OXYGEN SYSTEM EQUIPMENTS AND  
R PIPES.

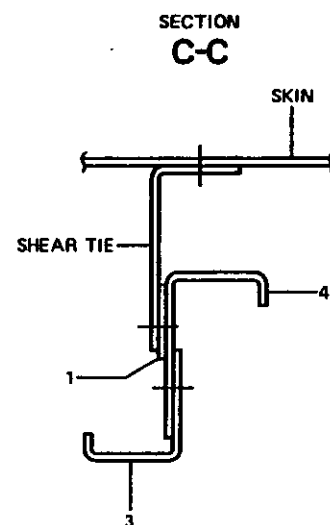
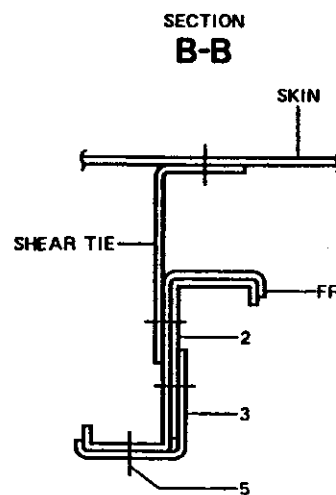
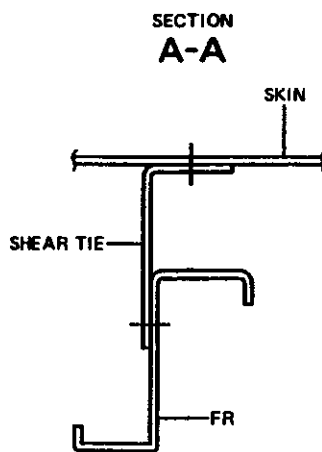
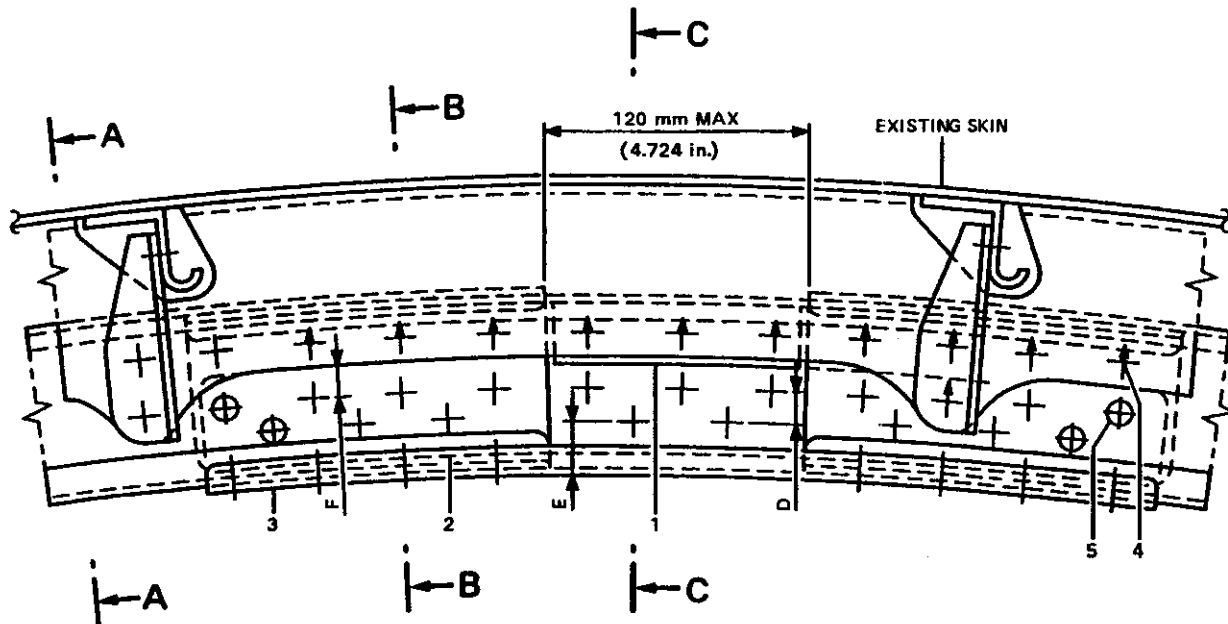
R C. Close-up

R Touch-up paint work.

**53-00-00**

Page 461  
Jan 01/01

Printed in France



RS2 53 00 00 4 BGMA-02



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Giới thiệu chung về thân máy bay - Sửa chữa phẳng vỏ bọc mỗi ghép chồng chạy dọc giữa các xà vòng/Frame.**  
**Hình 423 (từ 1,2,3) từ trang 490 đến 493.**

*Chú ý :* Sửa chữa này là hiệu lực cho hư hỏng nặng (rách, lõm và lỗ) đối với mỗi ghép chồng dọc của Panel có vỏ bọc dày giữa 0,8mm (0,030in) và 20 mm (0,090in).

Khoảng cách nhỏ nhất (Doubler) bằng 20mm (0,80in) từ thay đổi bề dày hoặc chi tiết cụm lắp (Strap v.v...)

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc mỗi ghép chồng chạy dọc thân giữa các Frame.**

- Khoảng cách nhỏ giữa mép Doubler và Frame tiếp giáp là 15mm (0,590in). Nếu khoảng cách này lớn hơn, Doubler (1) sẽ phải làm rộng hơn để liên kết vào Frame. Trong trường hợp phải cắt Shear Tie để lắp Doubler (1) vào vỏ bọc bằng Shear Tie mới chỉ ở hình 409. Mục đích tránh tập trung ứng suất và tăng bền chắc cho mỗi ghép sửa chữa.

- Chiều dài chỗ cắt bỏ theo hướng Stringer, do đó miếng Doubler (1) rộng theo hướng Frame lắp đặt được 4 hàng đinh tán về hai phía chỗ cắt bỏ.

*Ưu điểm của mỗi ghép và sửa chữa.*

- Tạo được mặt phẳng nhẵn khí động học cho vỏ bọc.
- Phục hồi được độ bền của mỗi ghép sửa chữa.

*Nhược điểm :*

- Cắt bỏ đoạn Stringer dài và phải liên kết nối lại.
- Tăng thời gian và chi phí sức lao động và vật tư sửa chữa.

**3-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa ngoài mỗi ghép chồng dọc thân giữa các Frame.**

Dùng Doubler (1) vát mép xung quanh miếng vá bên ngoài chỗ hỏng.

*Ưu điểm của phương pháp vá ngoài :*

- Nếu không có hư hỏng Stringer không cần cắt Stringer.
- Đơn giản và nhanh chóng khi sửa chữa.
- Ít tốn thời gian và vật tư sửa chữa.
- Bảo đảm phục hồi độ bền chắc.

*Nhược điểm :*

Không tạo được độ phẳng nhẵn khí động học cao như nguyên gốc.

ATA-53-00-00

- (10) Remove the repair components. Deburr the rivet holes.
- (11) Cut repair components to size required and deburr the edges.
- (12) Chamfer the doubler (1) and filler (2) (for filler only three edges) as per 51-11-00 and in accordance with figure 422.
- (13) Clean and degrease rivet holes and repair parts with solvent (Mat. No.11-003E).

**WARNING:** SOLVENT VAPOR IS EXTREMELY FLAMMABLE.

- (14) Manually apply chemical conversion coating (Mat. No.13-002) on repair component, rivet holes as per 51-21-17.
- (15) Apply primer (Mat. No.16-001C) on the edge of cutout repair components as per 51-21-27.
- (16) Fill existing countersink with filler as per 51-25-10.
- (17) Apply sealant (Mat. No.09-013) on all contacting surface of repair components and position them on frame as per 51-22-02.
- (18) Rivet the repair components in position on frame as per 51-25-01.

**Note:** The process of rivetting has to be finished during curing time.

- (19) Fill gap between surfaces with sealant (Mat. No.09-013).
- (20) Apply polyurethane top coat (Mat. No.16-018C) to external and internal surface of repair area as per 51-21-28.
- (21) Apply water repellent protective coating (Mat. No.05-027F) to repair area.

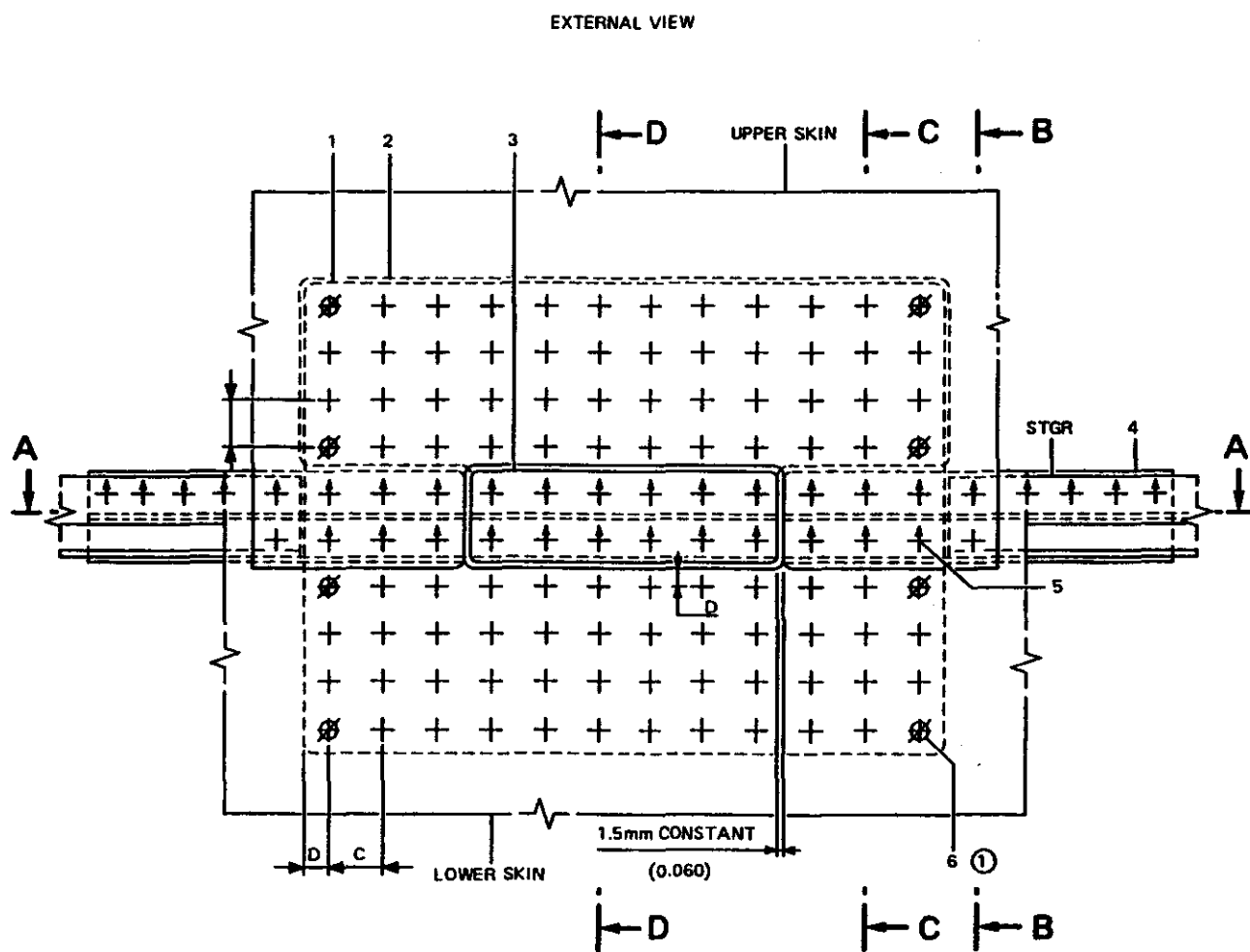
**WARNING:** DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING (MAT. NO.05-027F) IN AREA OF OXYGEN EQUIPMENTS AND PIPES.

#### C. Close-up

Touch-up paint work.

**53-00-00**

Page 489B  
Jan 01/01

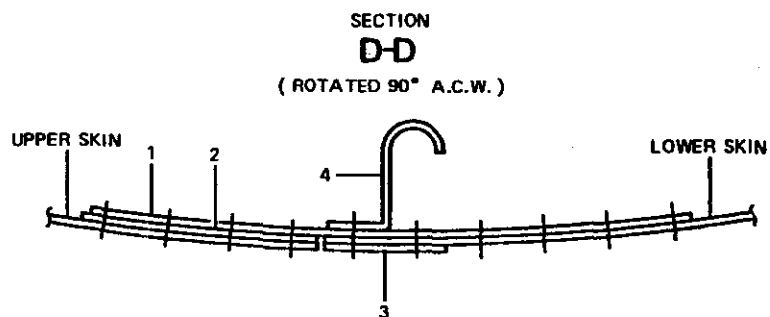
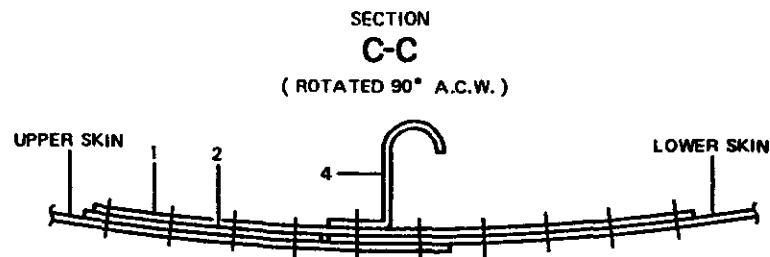
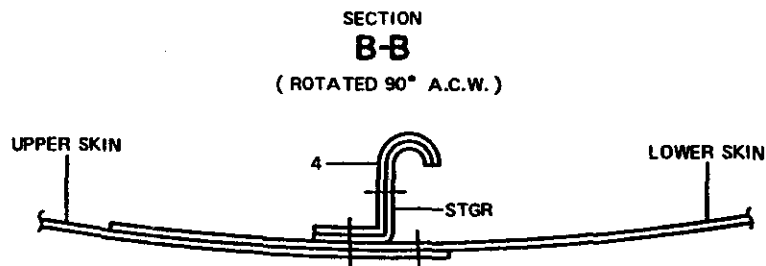
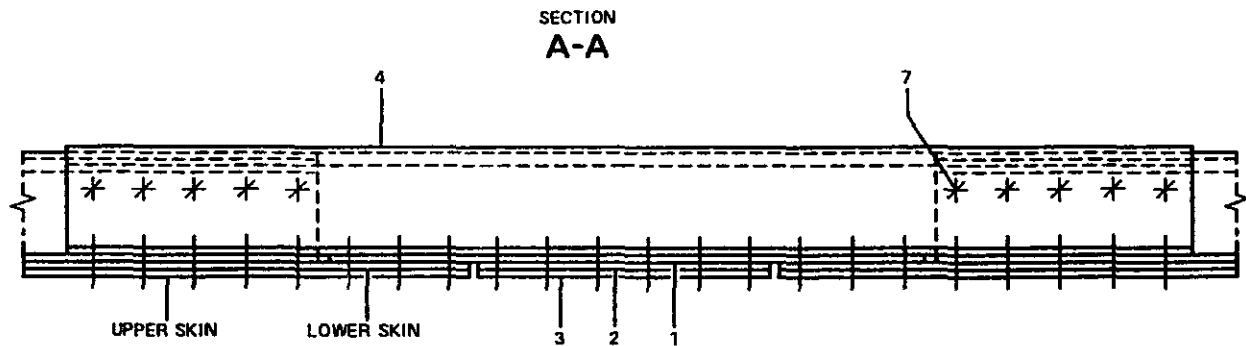
**ATR**

**NOTE :** FOR ALL SECTIONS SEE FIG.423 SH.2

**WARNING :** THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE  
ON PANELS WITH BONDED STRINGERS

RS2 53 00 00 4 BWMA-02

Longitudinal Lap Joint Between  
Frames - Flush Repair  
Figure 423 (Sheet 1)



RS2 53 00 00 4 BWMJ-01

Longitudinal Lap Joint Between  
Frames - Flush Repair  
Figure 423 (Sheet 2)

R

**53-00-00**

Page 490A  
Jan 01/01

Printed in France

3



# ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REPAIR MATERIAL |                    |                                            |                                                          |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
|-----------------|--------------------|--------------------------------------------|----------------------------------------------------------|----------------|----------------|----------------------------------------------------------|----------------|----------------|----------------------------------------------------------|----------------|----------------|
| ITEM            | NOMENCLATURE       | MATERIAL                                   | THICKNESS ② mm (in.)                                     |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
| -               | EXISTING SKIN      |                                            | 0.8<br>(0.030)                                           | 1<br>(0.040)   | 1.2<br>(0.048) | 1.3<br>(0.053)                                           | 1.5<br>(0.060) | 1.6<br>(0.063) | 1.8<br>(0.071)                                           | 2<br>(0.080)   | 2.3<br>(0.090) |
| 1               | DOUBLER            | 2024 T3 CLAD<br>QQ.A.250/5 OR<br>ASN A3012 | 1<br>(0.040)                                             | 1.1<br>(0.042) | 1.3<br>(0.053) | 1.4<br>(0.056)                                           | 1.6<br>(0.063) | 1.8<br>(0.071) | 2<br>(0.080)                                             | 2.3<br>(0.090) | 2.5<br>(0.100) |
| 2               | SHIM               | 2024 T3 CLAD<br>QQ.A.250/5 OR<br>ASN A3012 | SAME THICKNESS OF LOWER SKIN                             |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
| 3               | SHIM               | 2024 T3 CLAD<br>QQ.A.250/5 OR<br>ASN A3012 | SAME THICKNESS OF UPPER SKIN                             |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
| 4               | STRINGER<br>SPLICE | EXISTING<br>STRINGER                       | SAME THICKNESS OF EXISTING STRINGER                      |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
| 5               | RIVET UNIVERSAL HD |                                            | SAME AS EXISTING                                         |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
| 6               | RIVET CSK 100°     |                                            | NAS 1097 AD 4 OR<br>NTA 12252 AD 4 OR<br>ASN-A2049DCJ032 |                |                | NAS 1097 AD 5 OR<br>NTA 12252 AD 5 OR<br>ASN-A2049DEJ040 |                |                | NAS 1097 AD 6 OR<br>NTA 12252 AD 6 OR<br>ASN-A2049DEJ048 |                |                |
| 7               | RIVET HD           |                                            | MS 20470 AD 5 OR NTA 12250 AD 5                          |                |                |                                                          |                |                |                                                          |                |                |
| PITCH C         |                    |                                            | 15 (0.590)                                               |                |                | 19 (0.748)                                               |                |                | 22 (0.866)                                               |                |                |
| MARGIN D        |                    |                                            | 8 (0.315)                                                |                |                | 10 (0.394)                                               |                |                | 12 (0.472)                                               |                |                |
| MARGIN E        |                    |                                            | 8 (0.315)                                                |                |                | 10 (0.394)                                               |                |                | 12 (0.472)                                               |                |                |

† EXISTING ATTACHING HOLES TO BE PICKED UP WITH NEW RIVET

⊗ NEW RIVET CSK 100° (SEE TABLE)

\* NEW RIVET UNIVERSAL HD (SEE TABLE)

① - IN AERODYNAMICALLY UNCRITICAL AREAS UNIVERSAL HEAD RIVET MS 2047 AD HAVING SAME DIAMETER OF ITEM 6 MAY BE USED.

② - IF SKIN THICKNESS IS 0.8 mm (0.030 in) OR 0.9 mm (0.036 in) DRILL THE FASTENER HOLE IN ORDER TO HAVE MINIMUM 25% OF SKIN THICKNESS NOT GUNTERSUNK. AFTER FASTENERS INSTALLATION, FLUSH SHAVE RIVET HEADS.

RS2 53 00 00 4 BW3S-01

Longitudinal Lap Joint Between  
Frames - Flush Repair  
Figure 423 (Sheet 3)

53-00-00

Page 490B

Jan 01/01

Printed in France



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Sửa chữa ngoài vỏ bọc trên và dưới tại mỗi ghép chồng dọc xà vòng/Frame. Hình 424 (từ 1,2,3), trang 492 đến 497B.**

*Chú ý :* Sửa chữa này là hiệu lực cho hư hỏng nặng tại mỗi ghép chồng dọc thân cho vỏ bọc dày từ 1mm (0,040in) đến 1.8mm (0.71in) và có vỏ bọc

**3-1. Phân tích sửa chữa ngoài vỏ bọc trên và dưới tại mỗi ghép chồng dọc và Frame.**

- Doubler (1) có bề dày dày hơn vỏ bọc tối thiểu 1,25 lần.

Kích thước lớn hơn chỗ cắt bỏ theo hướng Frame lắp đặt dọc 4 hàng đinh tán về mỗi phía; theo hướng song song Stringer lắp được 3 hàng đinh tán về mỗi phía (tiết diện ngang chỗ cắt bỏ nhỏ hơn).

Miếng vá bảo đảm độ bền và tăng cường độ bền cho mỗi ghép đinh tán.

- Miếng vá vát mép tạo thuận nhẵn.

*Ưu điểm :* Cửa miếng vá sửa chữa.

- Phục hồi và tăng cường độ bền.

- Sửa chữa nhanh và không phải cắt bỏ nhiều.

*Nhược điểm :*

Không tạo được độ phẳng nhẵn như nguyên gốc.

**3-4. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc ở trên và dưới tạo mới ghép chồng dọc và Frame.**

Phương án này phải cắt nhiều Stringer và Frame để lắp Doubler. Tốn thời gian và nguyên vật liệu.

Phương án này không hợp lý.

*Ưu điểm :* Tạo được độ phẳng nhẵn như nguyên gốc.

Tham khảo phương án thiết kế sửa chữa 53-00-00 hình 423, trang 490 đến 493.

ATA-53-00-00

R (12) Match all repair components once again and transfer the new holes of  
R doubler (1) and shims (2 and 3) on skin and deburr the holes as shown  
R in figure 423.

R (13) Clean and degrease new components and holes with solvent  
R (Mat. No.11-003E). Manually apply chemical conversion coating on all  
R new components and marked areas such as cuts, surfaces and holes as  
R per 51-21-17.

R **WARNING:** SOLVENT VAPOR IS EXTREMELY FLAMMABLE.

R (14) Apply primer (Mat. No.16-001C) to repair components as per 51-21-27.

R (15) Apply sealant (Mat. No.09-013) on all contacting surface of repair  
R components and position them on skin as per 51-22-02.

R (16) Rivet the repair components in position as per 51-25-01.

R **Note:** The process of rivetting has to be finished during curing time.

R (17) Apply polyurethane top coat (Mat. No.16-018C) to external and internal  
R surface of repair area as per 51-21-28.

R (18) Apply water repellent protective coating (Mat. No.05-027F) to repair  
R area.

R **WARNING:** DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING  
R (MAT. NO.05-027F) IN AREA OF OXYGEN EQUIPMENTS AND PIPES.

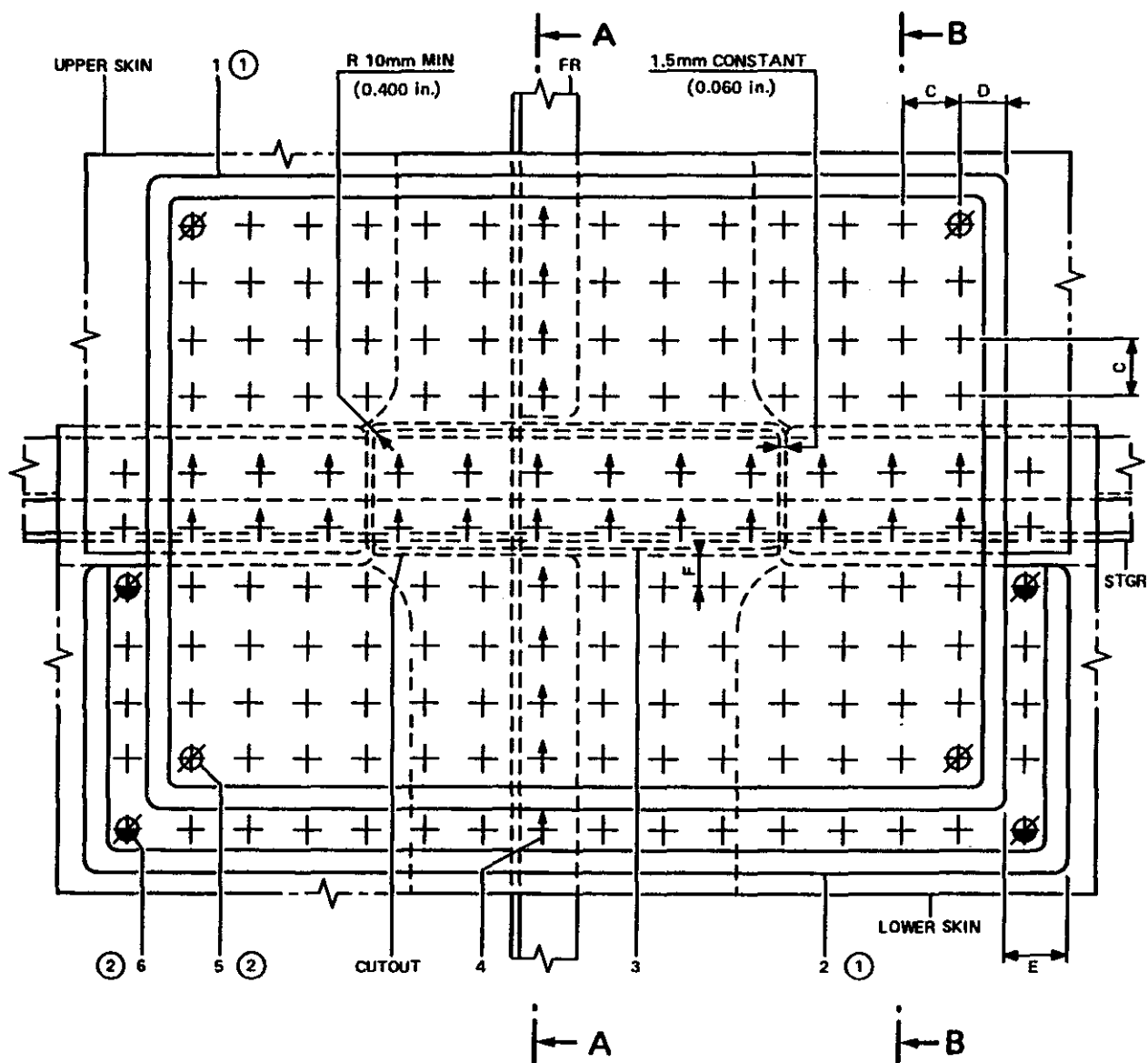
#### C. Close-up

Touch-up paint work.

**53-00-00**

Page 493

Jan 01/01

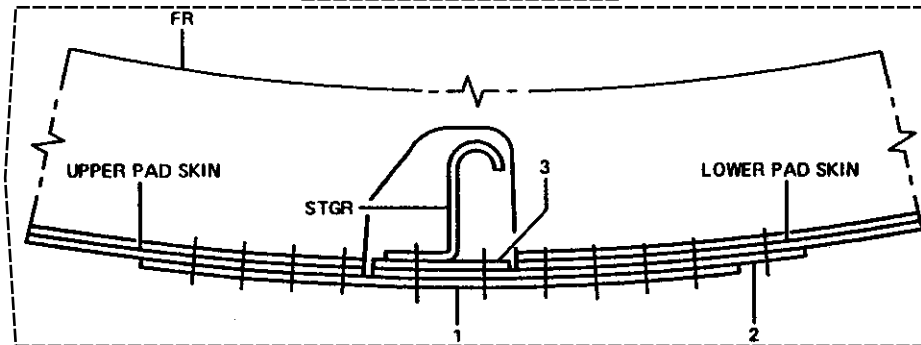


**WARNING:** THIS REPAIR IS NOT APPLICABLE  
ON PANELS WITH BONDED STRINGERS

Repair Scheme for Upper and Lower Skins  
at Longitudinal Lap Joint and  
Frame - External Repair  
Figure 424 (Sheet 1)

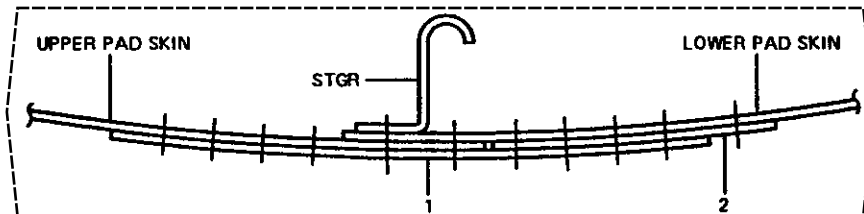
SECTION  
A-A

(ROTATED 90° ANTICLOCKWISE)



SECTION  
B-B

(ROTATED 90° ANTICLOCKWISE)



RS2 53 00 00 4 BYMJ-00

Repair Scheme for Upper and Lower Skins  
at Longitudinal Lap Joint and  
Frames - External Repair  
Figure 424 (Sheet 2)

53.00.00

Page 494A/494B

Jan 01/01

Printed in France



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Xà nẹp/Stringer ép đùn - Sửa chữa phía ngoài xà nẹp/Stringer đặt biệt số 4,5. Hình 427 (tờ 1,2), trang 498 - 498.11B.**

*Chú ý :* Sửa chữa này hiệu lực đối với chỗ hư hỏng nặng ở Stringer chữ Z.

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Stringer ép đùn, phía ngoài.**

- Hình 427 (tờ 1)

Trong trường hợp đoạn Stringer cắt bỏ dài, nên làm đoạn Filler như Stringer hiện có và chiều dài lấp khít vào chỗ Stringer cắt bỏ.

Trong trường hợp đoạn Stringer cắt bỏ dài có thể lắp đặt trên 20 hàng đinh tán; Làm đoạn Stringer chữ Z như hiện có thay thế vào chỗ cắt bỏ. Dùng hai đoạn Stringer chữ Z để nối hai đầu như hình 427 (tờ 2).

Hình 427 (tờ 2) : Hai mép nối Stringer sát vào nhau, không cần miếng Filler. Khe hở giữa hai mép nối Stringer 1,5mm (0,06in).

- Đoạn Stringer nối chữ Z có cùng vật liệu và kích thước với Stringer hiện có, nhưng bề dày dày hơn một kích cỡ kích thước nên tăng được độ bền của chỗ nối.

Cần kiểm tra độ bền của mối ghép Stringer xem hướng dẫn tính toán ở chương II, Quyển I, phần II tài liệu này.

ATA-53-00-00

**NOTE:** The process of rivetting has to be finished during curing time.

- (13) Apply polyurethane top coat (Mat.N°16-018C) to internal or external surfaces of repair area as per 51-21-28.

**WARNING:** DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING (MAT.N°05-027F) IN THE AREA OF OXYGEN EQUIPMENT AND PIPES.

- (14) Apply water repellent protective coating (Mat.N°05-027F) to repair area.

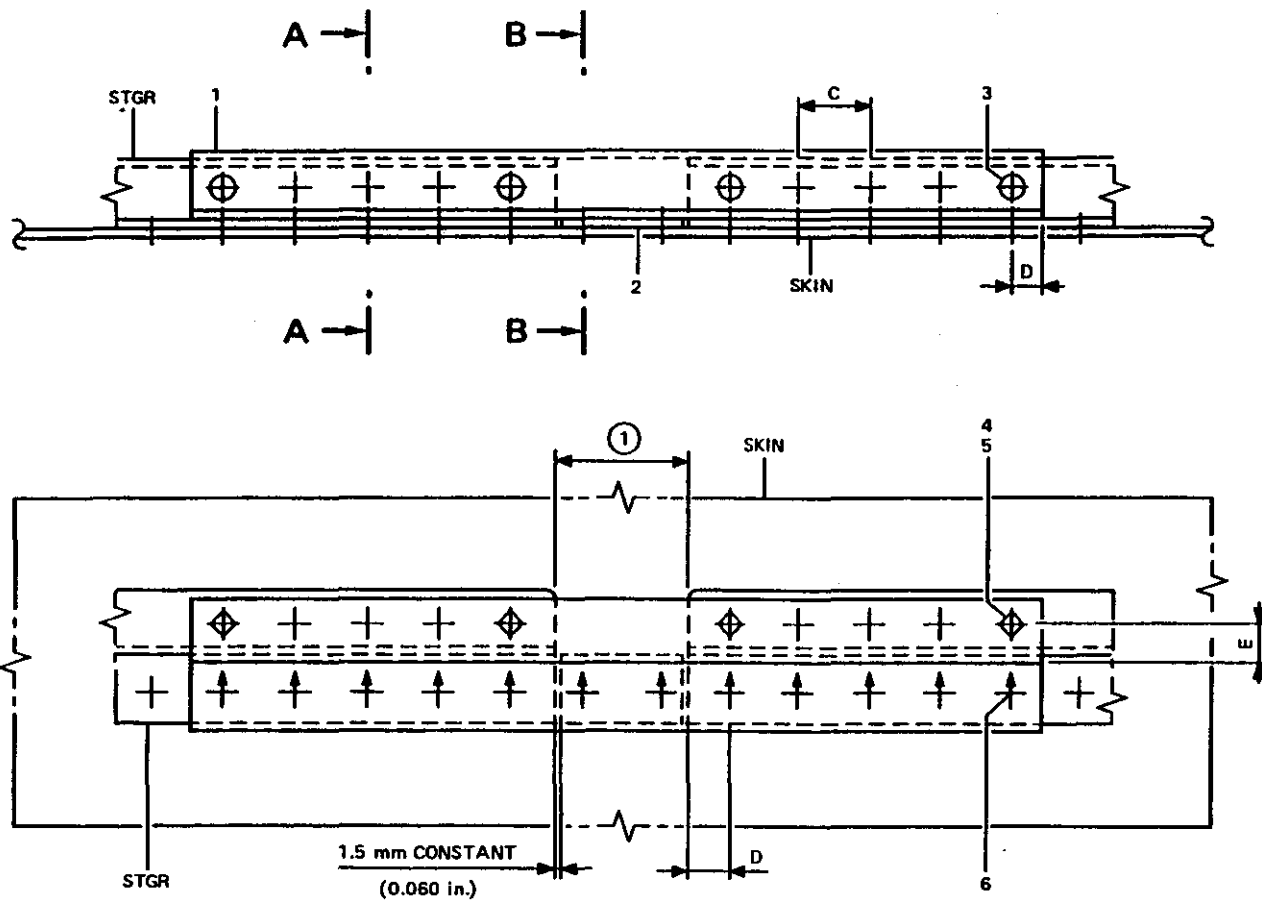
**C. Close-up**

**Touch-up paint work.**

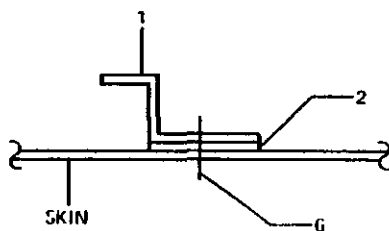
**53-00-00**

Page 498.7B

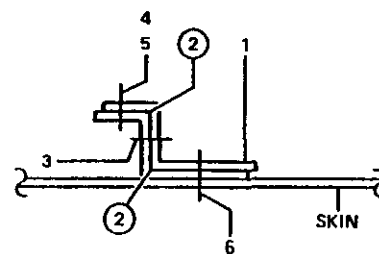
Jan 01/01



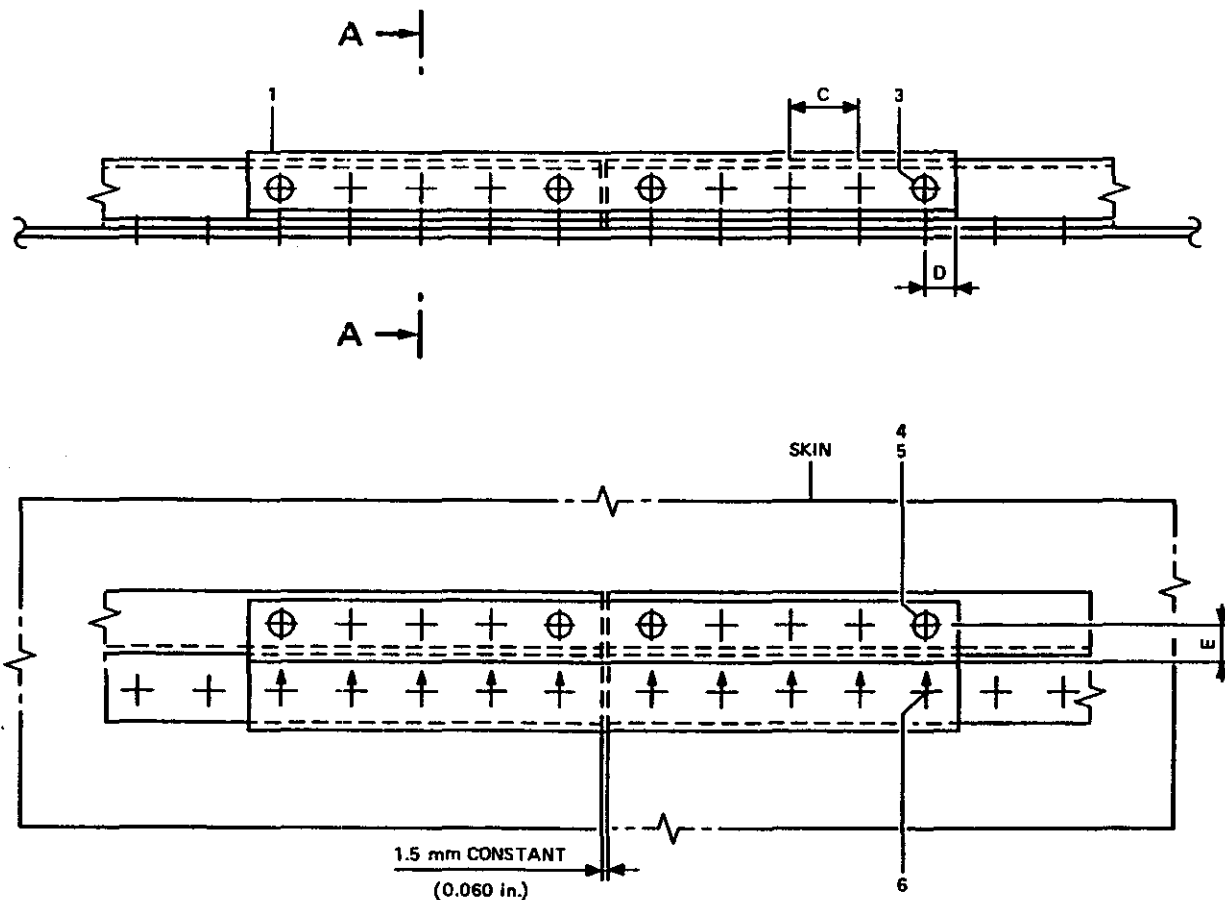
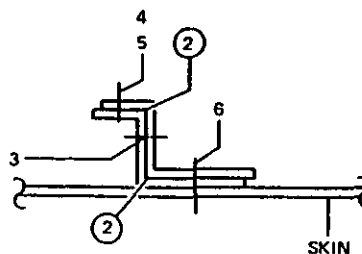
SECTION  
B-B



SECTION  
A-A



Extrusion Stringer  
Outside Special Stringer 4 and 5 Repair  
Figure 427 (Sheet 1)


SECTION  
A-A


RS2 53 00 00 4 CEMM-02

R

Extrusion Stringer  
Outside Special Stringer 4 and 5 Repair  
Figure 427 (Sheet 2)

**53-00-00**

Page 498.8A/498.8B

Jan 01/01

Printed in France



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Sơ đồ sửa chữa nổi thanh trượt ghế.**

**Hình 434 (từ 1 đến 5), trang 498.50 đến 498.57.**

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa nổi thanh trượt ghế.**

- Thanh trượt ghế là xà chịu uốn. Kết cấu thanh trượt ghế có dạng chữ I, giàn ngang phía trên chịu nén, giàn ngang dưới (đế) chịu kéo. Để chịu lực kéo này người thiết kế phải dùng thanh nối (Strap) có cùng vật liệu với thanh trượt ghế và có bề dày tối thiểu bằng bề dày giàn dưới thanh trượt ghế.

Nhiệm vụ ở đây là xác định số lượng đinh tán cần thiết để ghép nối Strap.

Khi ứng suất giới hạn kéo đứt Strap thì cần bao nhiêu đinh tán có thể chịu được ứng suất giới hạn cắt đinh.

Dùng công thức tính đinh tán ở chương II phần II tài liệu này ta có thể tính được số lượng đinh tán.

$$Tr = \frac{1,27 \times W \times T \times Ft}{D^2 \times Fs}$$

Ở đây có :

$$W = 1,210in - 2 \times D + 1,210 - 0,3125 = 0,8975in$$

$$T = 0,160in$$

$$D = 5"/32 = 0,15625in$$

$$Ft = 82.000 \text{ PSI (Tra bảng độ bền vật liệu kim loại)}$$

$$Fs = 49.000 \text{ PSI (Tra bảng độ bền vật liệu kim loại)}$$

Thay vào công thức trên ta có

$$Tr = \frac{1,27 \times 0,8975 \times 0,160 \times 82.000}{0,15625 \times 49.000}$$

$$= \frac{14.954,504}{1.196,289} = 12,5 \text{ đinh tán}$$

**ATA-53-00-00**



## TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

### SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

Theo tính toán so với thiết kế trong SRM sai số 0,5 đinh tán là có thể chấp nhận được. Để tăng cường độ bền có thể dùng mỗi phía chỗ nối 14 đinh tán. Tổng số đinh tán của mỗi ghép là 28 đinh tán.

Giàn phía trên và thành đứng thanh trượt ghế nối bằng hai Angle (2) dày và làm việc chịu nén nên không cần kiểm tra bền và số lượng đinh tán.

- Chế tạo Angle (2) ở trạng thái "O" và sau đó xử lý nhiệt T62 (xem SRM 51-24-01).

ATA-53-00-00

QII/TIV/ATR72



R (15) Apply water repellent protective coating (Mat.N°05-027F) to repair  
R area.

R WARNING: DO NOT APPLY WATER REPELLENT PROTECTIVE COATING (MAT.N°05-027F)  
R IN THE AREA OF OXYGEN EQUIPMENT AND PIPES.

R C. Close-up

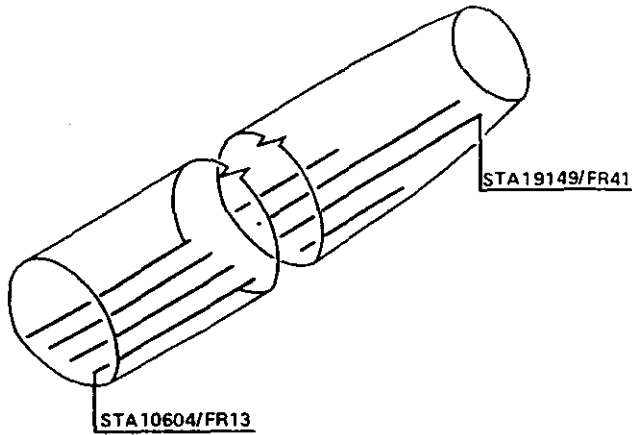
R Touch-up paint work.

**53-00-00**

Page 498.49

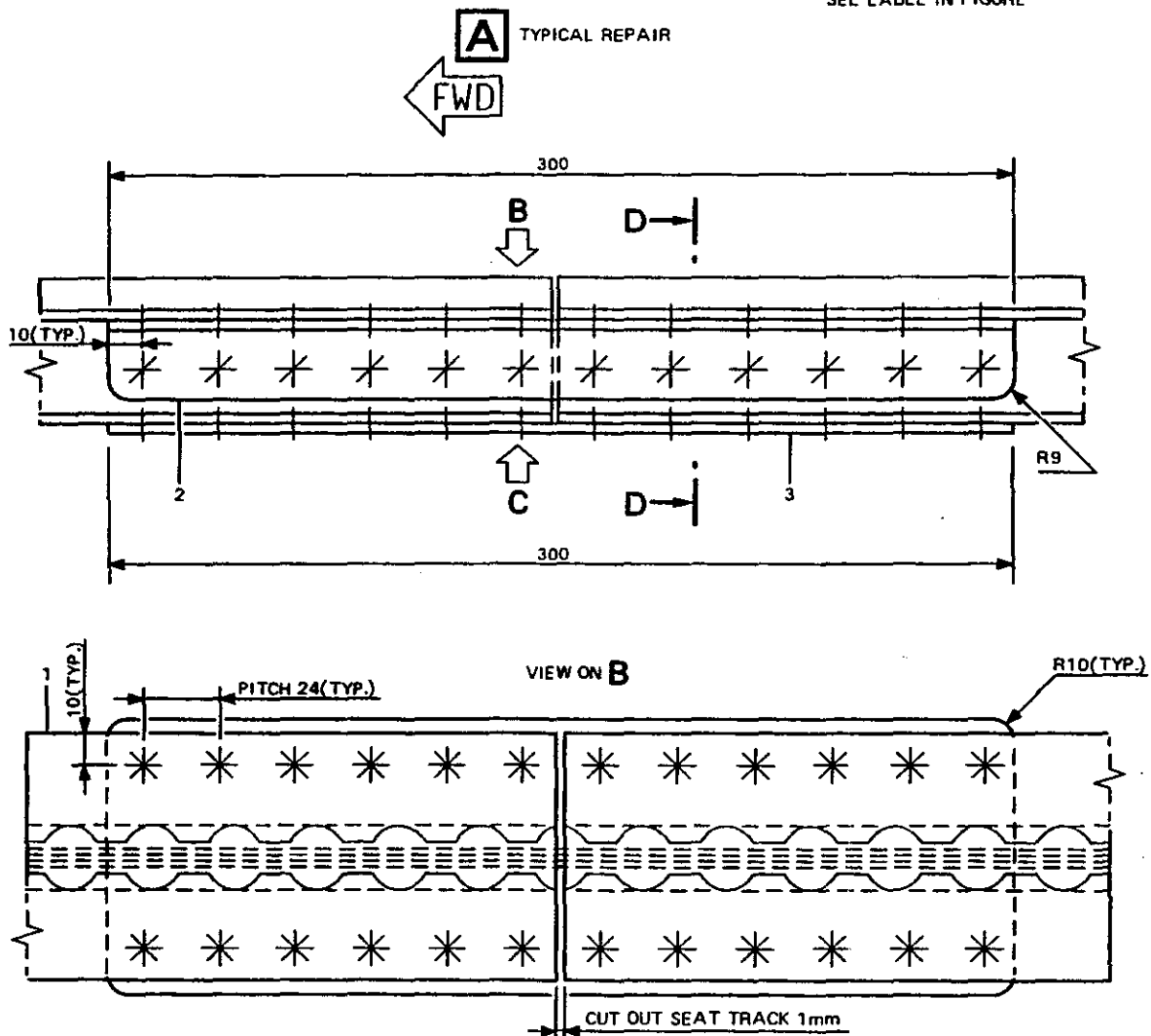
Jan 01/01

Printed in France



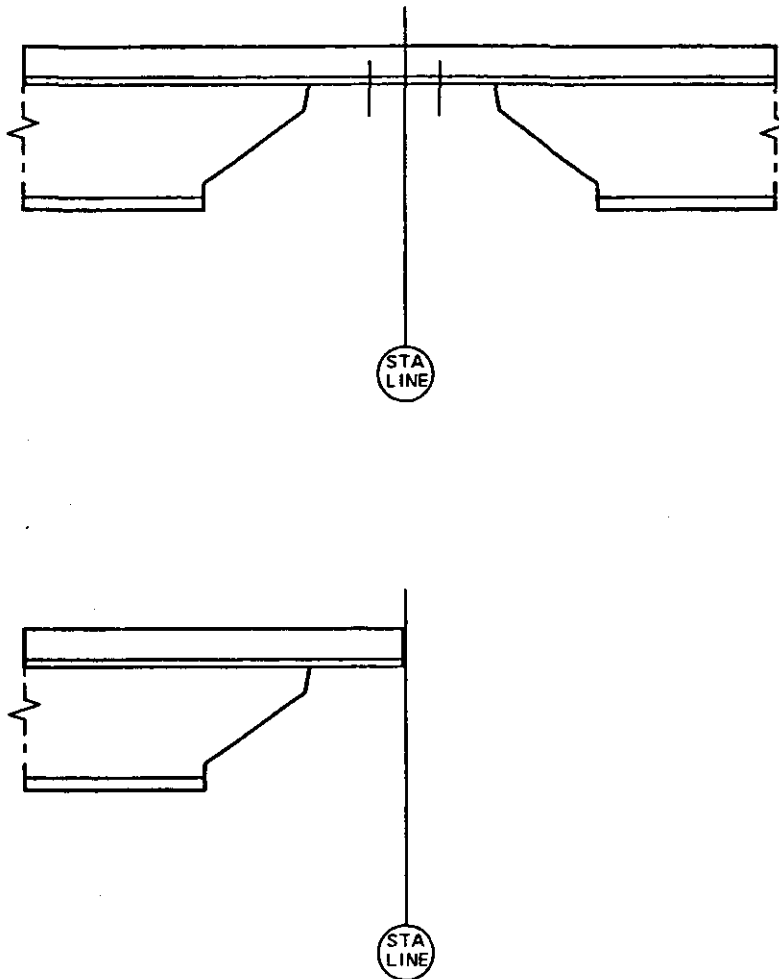
| mm  | in.   | mm   | in.    |
|-----|-------|------|--------|
| 1   | 0.040 | 10   | 0.400  |
| 2.5 | 0.100 | 23.5 | 0.925  |
| 3.5 | 0.140 | 24   | 0.950  |
| 4   | 0.160 | 25   | 1      |
| 6   | 0.240 | 30.5 | 1.210  |
| 7.5 | 0.300 | 40.6 | 1.600  |
| 9   | 0.360 | 42   | 1.650  |
|     |       | 300  | 11.810 |

NOTE: FOR THE VALUES IN INCH  
SEE LABEL IN FIGURE



NOTE : FOR VIEW C AND SECTION D-D SEE SHEET 2

Seat Track  
Repair Scheme for Seat Track Splicing  
Figure 434 (Sheet 1)



NOTE : TYPICAL SEAT TRACK CUT OUT  
AT FLOOR BEAM ATTACHMENT

RS2 53 00 00 4 CWMQ-00

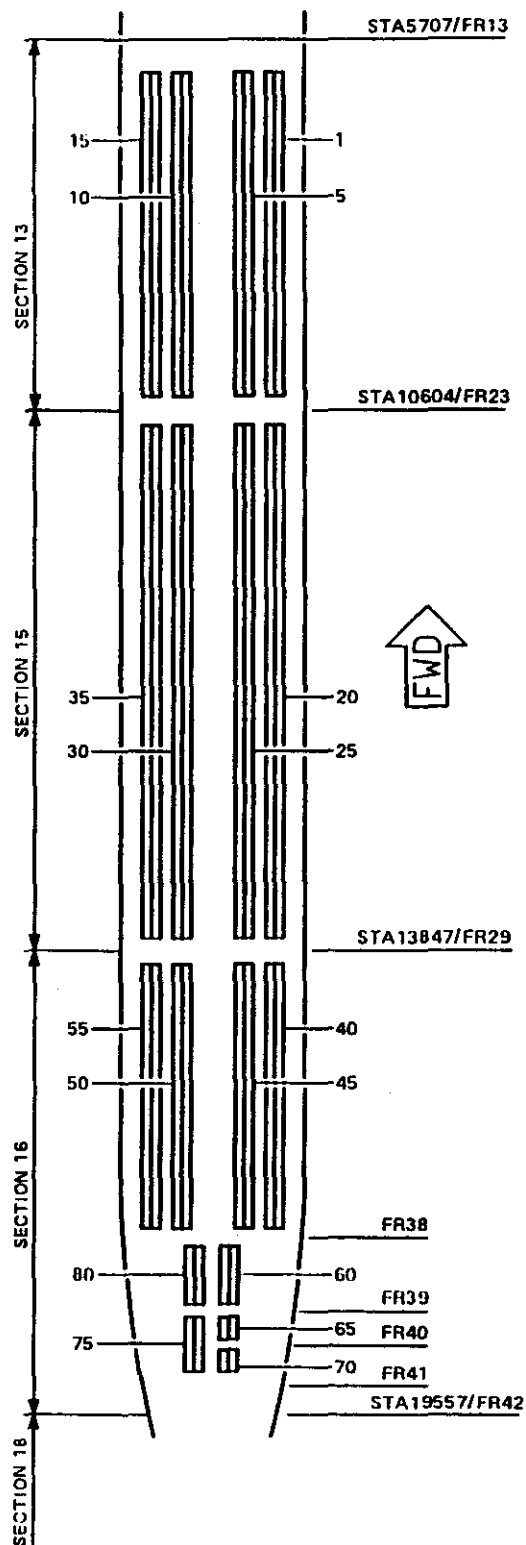
Seat Track  
Repair Scheme for Seat Track Splicing  
Figure 434 (Sheet 4)

**53-00-00**

Page 498.52A  
Jul 01/00

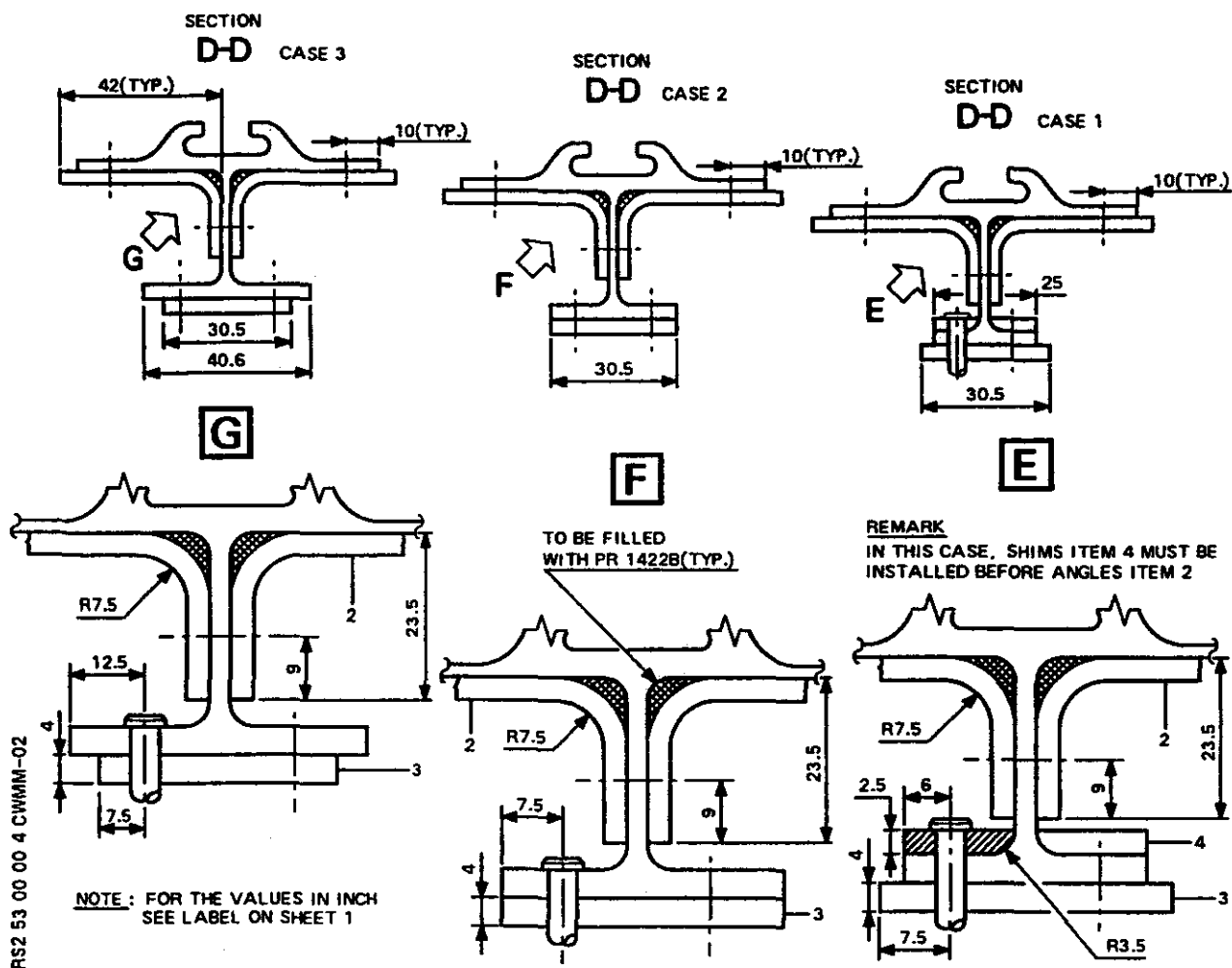
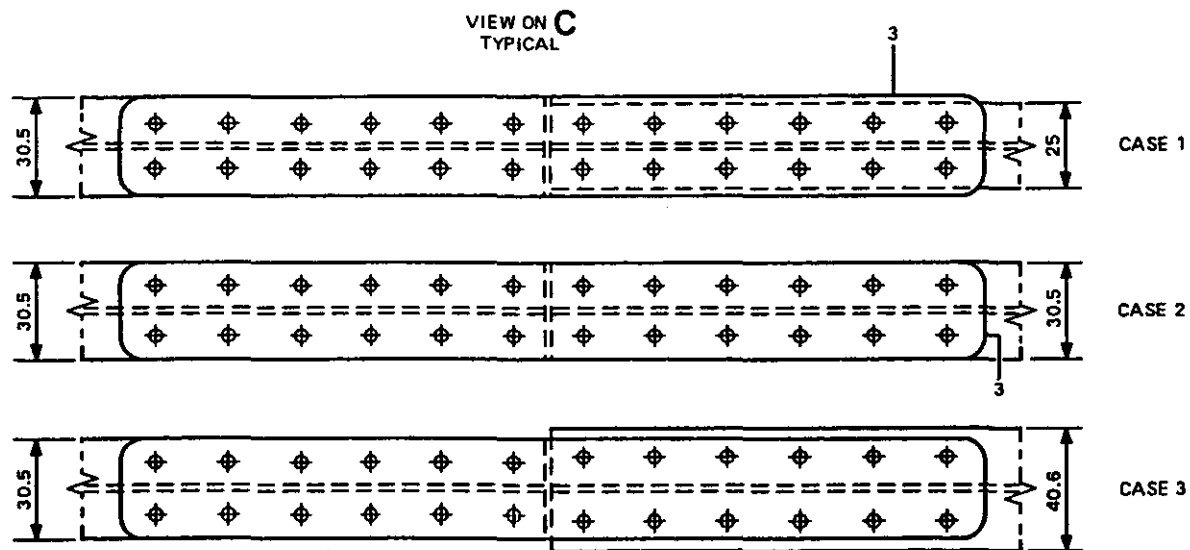
Printed in France

**A** VIEW LOOKING DOWN



**53-00-00**

**Printed in France**

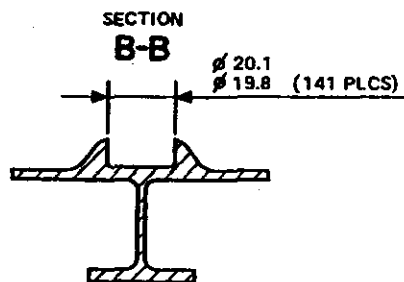
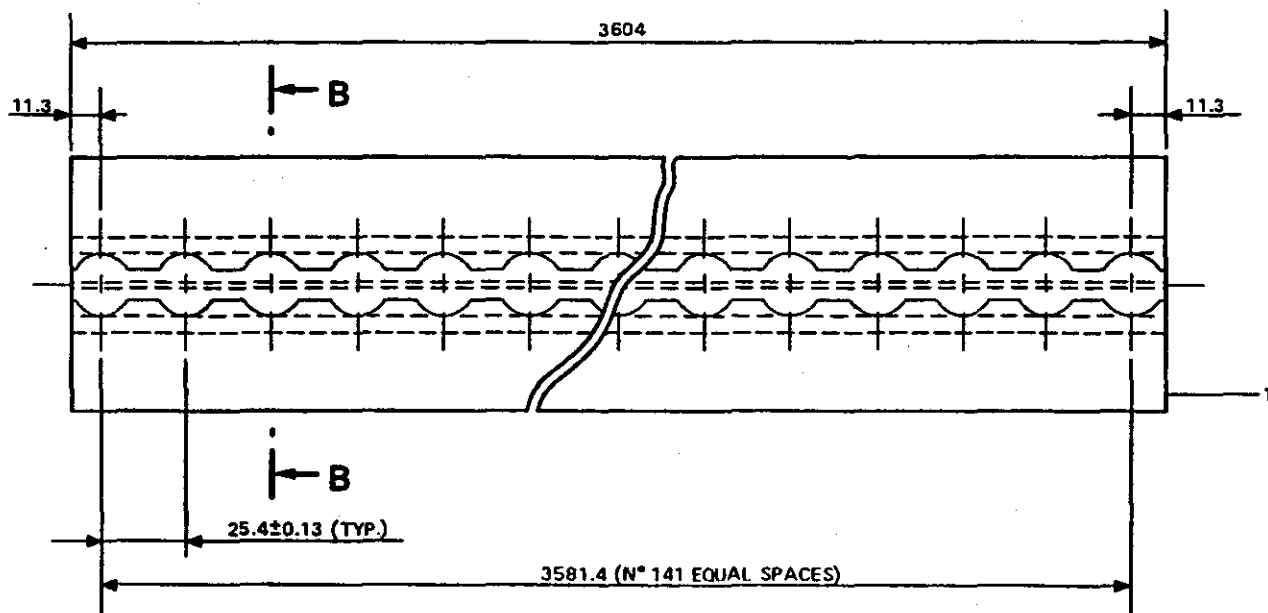


Seat Track  
Repair Scheme for Seat Track Splicing  
Figure 434 (Sheet 2)

53-00-00

Page 498.51  
Jul 01/00

Printed in France



RS2 53 00 00 4 CWMP-00

Seat Track  
Repair Scheme for Seat Track Splicing  
Figure 434 (Sheet 3)

**53-00-00**

Page 498.52  
Jul 01/00



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-00-00. Sơ đồ sửa chữa nối xà đỡ sàn/Bean.**

***Hình 435, trang 498.58, 498.59, 498-61.***

**3-1. Chỉ dẫn sửa chữa. (xem 435)**

**3-2. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa nối Bean sàn.**

- Phong án nối làm hai đoạn chữ U lắp hai bên Bean chữ I đảm bảo nối bền chắc Bean sàn.

- Hai đầu đoạn chữ U lộn R15mm và R10mm nhằm giảm tập trung ứng suất của mép đầu chữ U vào phần giữa Bean chữ I.

- Xà Bean chịu uốn : Thành phần trên của Bean chịu nén dày 1,4mm. Thành dưới Bean chịu kéo (dày 1,6mm). Đoạn xà chữ U nối dày 2mm là tăng cường cho mối ghép nối.

Tính toán số lượng đinh tán ghép nối ở dàn dưới tương tự như tính toán số lượng đinh tán ghép nối thanh trượt ghế mục 53-00-00, hình 434.

ATA-53-00-00



- R (7) Drill a 2.5 mm (0.100 in.) Dia. pilot holes at each marked hole
- R components.
  
- R (8) Match repair components and drill the new holes on the coupled
- R components.
  
- R (9) Remove temporarily the taked components.
  
- R (10) Breack the corner and deburr the holes.
  
- R (11) Coat the seat track section (1), angles (2), strap (3), shims (4) as
- R required and coat reworked areas as cuts and holes in faying surfaces
- R (Alodine + Primer + Top Coat) (Ref. to 51-21-17 and 51-21-27).
  
- R (12) Position new components using PR1422B and 1436G (Ref. to 51-22-02).
  
- R (13) Fasten new components with fasteners required in figure 434.

C. Close-up

Touch-up paint work.

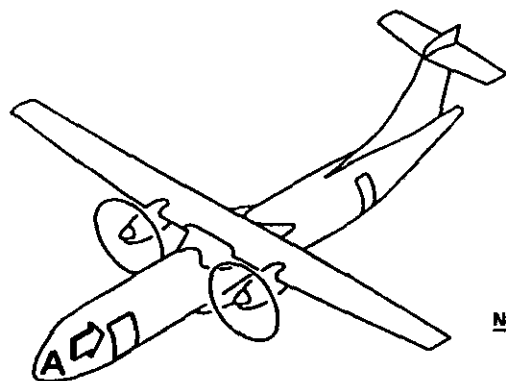
**53-00-00**

Page 498.57

Jul 01/00



# ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

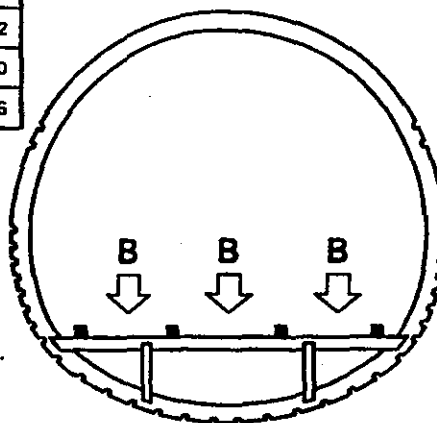


| mm  | in.   | mm   | in.   |
|-----|-------|------|-------|
| 1   | 0.039 | 8    | 0.315 |
| 1.4 | 0.055 | 10   | 0.394 |
| 1.6 | 0.063 | 12   | 0.472 |
| 1.8 | 0.071 | 15   | 0.590 |
| 5   | 0.197 | 21.5 | 0.846 |

NOTE 1: FOR THE VALUES IN INCH  
SEE LABEL IN FIGURE

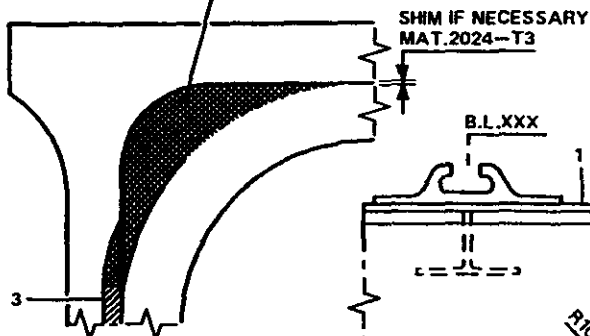
NOTE 2: TYPICAL FRAME  
BETWEEN STA5707/FR13  
AND STA18149/FR39,  
EXCEPT STA11660/FR25  
AND STA12791/FR27.  
STA18649/FR40 AFT.MOD.  
0639 ONLY.

**A** VIEW LOOKING AFT  
SEE NOTE 2

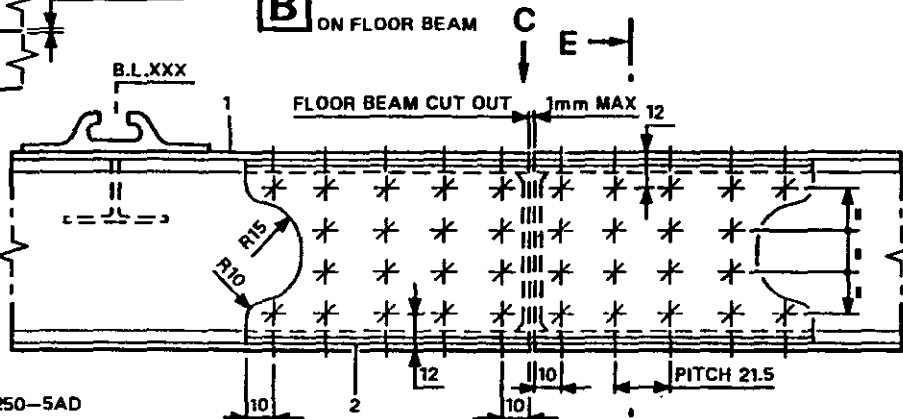


**F** TYPICAL

TO BE SEALED WITH PR 1422B



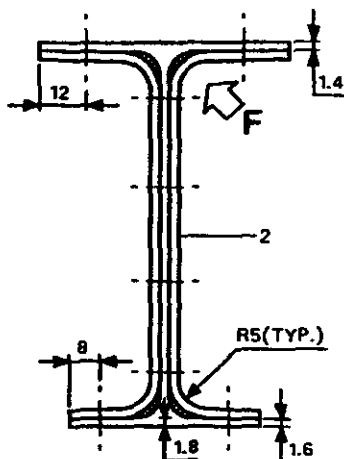
**B** TYPICAL POSITION  
ON FLOOR BEAM



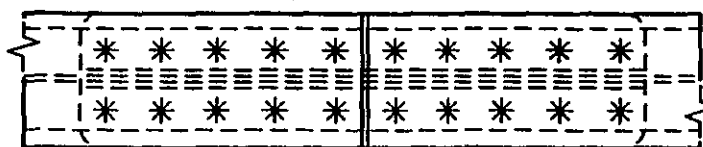
\* RIVET UNIV. HEAD - NTA 12250-5AD

\* RIVET CSK - NTA 12252-5AD

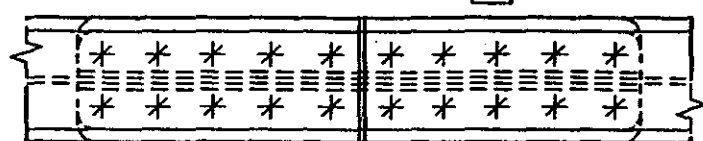
SECTION  
E-E



VIEW ON C  
FWD



VIEW ON D  
FWD



RS2 53 00 00 4 CYMO-00

Frames  
Repair Scheme for Floor Beam Splice  
Figure 435



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**53-81-40. Sửa chữa phẳng hư hỏng xà vòng/Frame tại vị trí STA 22170/FR47. Hình 401 (từ 1,2,3), trang 402 đến 411.**

**3-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng hư hỏng tại nạn Frame tại STA22170/FR47.**

Hư hỏng tại nạn là do va đập mạnh với vật bên ngoài làm biến dạng lớn, hư hỏng nhiều thành phần kết cấu máy bay như : Stringer, Strap, Plice, Clip, Skin plate, wedge , Chord-Angle.

Sửa chữa phục hồi là cắt bỏ chỗ hỏng và thay thế vào thành phần sửa chữa mới. Sửa chữa phục hồi lại biên dạng ban đầu và độ bền ban đầu :

- Phục hồi biên dạng ban đầu : Cắt bỏ phần biến dạng. Đầu tiên sửa chữa các thành phần : xà nẹp/Stringer, miếng nối/Strap, tấm nối/Splice, xà góc đai/Chord-Angle, tấm vỏ bọc/Skin Plate, xà khung/Frame để phục hồi hình dạng ban đầu.

- Phục hồi độ bền : là tiến hành kết hợp các loại sửa chữa cụ thể.

Sửa chữa : Nối ghép Stringer, vỏ bọc lõm, rách, Chord-Angle, Strap ..... như các phần đã trình bày trước đây trong tài liệu SRM.

ATA-53-81-40

## 1. Frame - Repair

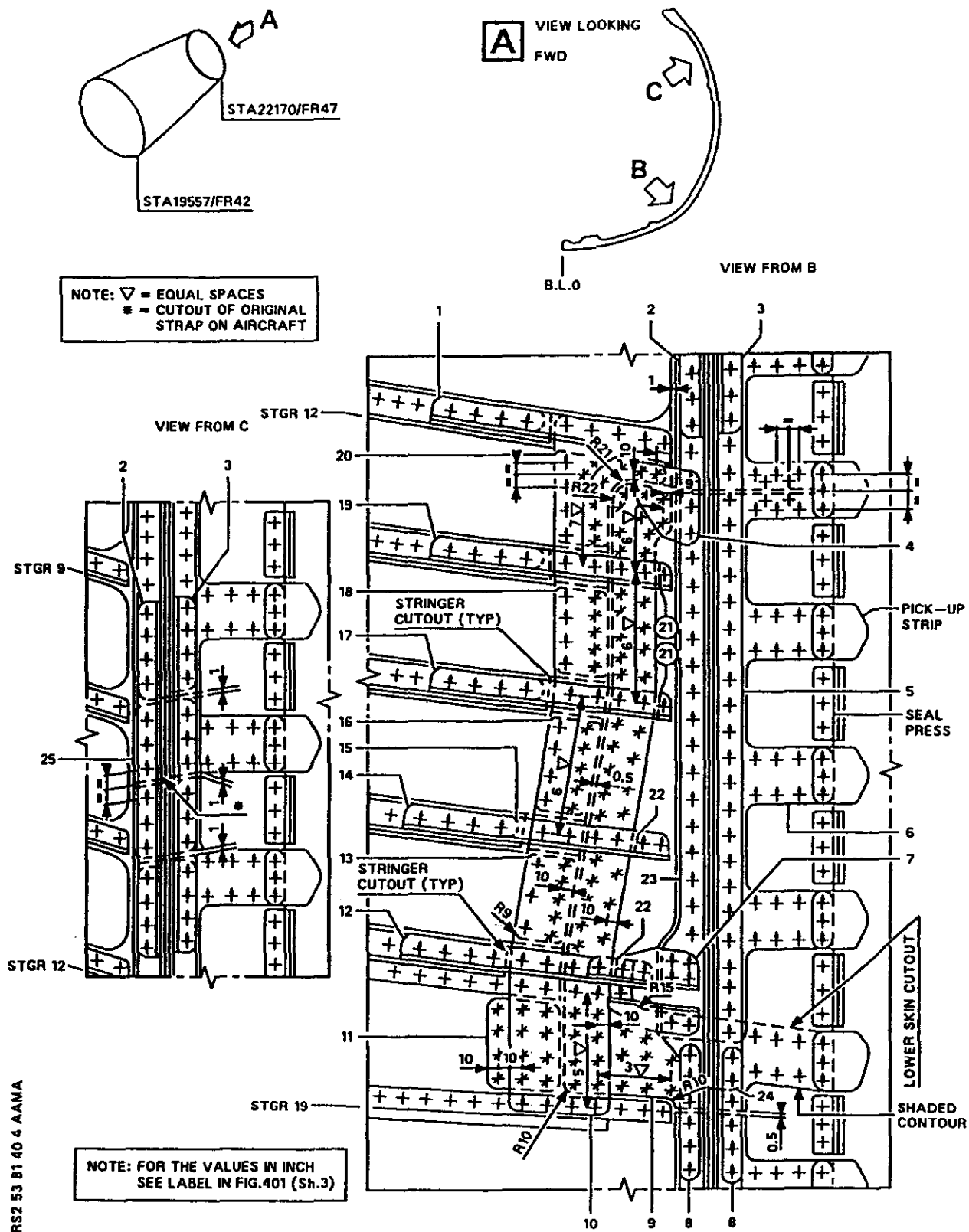
R - Accidental Damage Flush Repair at  
R STA22170/FR47 Level  
(REF. DWG S538R0008)

Fig. 401

**53-81-40**

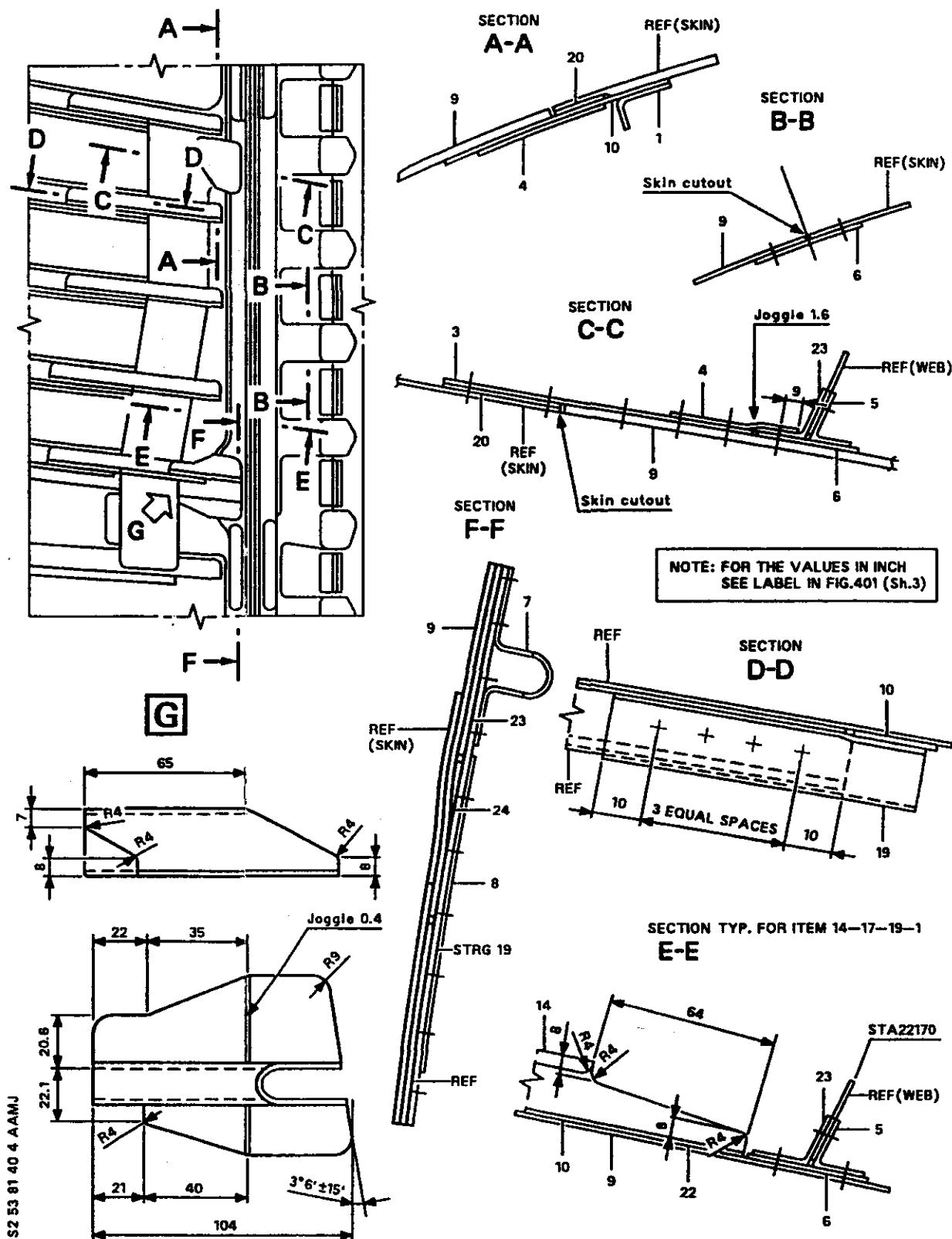
Page 401  
Jan 01/99

Printed in France

**ATR****ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

RS2 53 81 40 4 AAMA

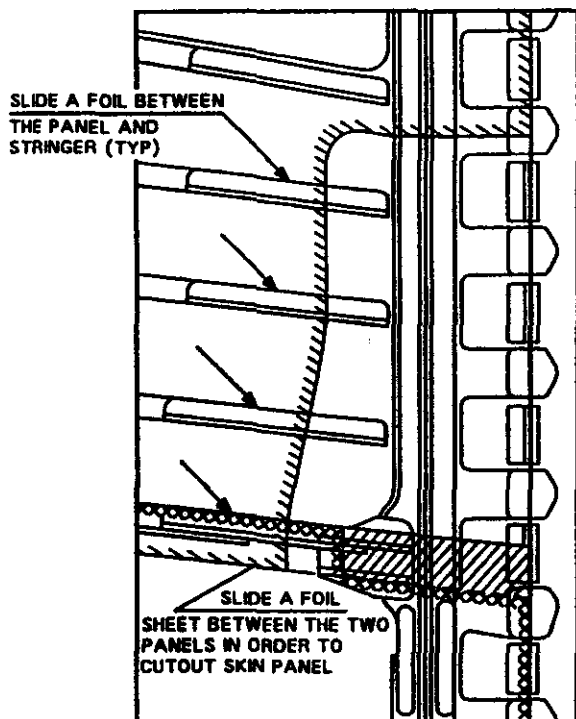
**Frames - Accidental Damage**  
• Flush Repair at STA22170/FR47 Level  
**Figure 401 (Sheet 1)**



Frames - Accidental Damage  
Flush Repair at STA22170/FR47 Level  
Figure 401 (Sheet 2)

**53-81-40**

Page 403  
Oct 01/93

**ATR****ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

—— UPPER PANEL, STRINGER, CHORD—ANGLES AND STRAP CUTOUT

//// LOWER PANEL, CHORD—ANGLES STRAP CUTOUT

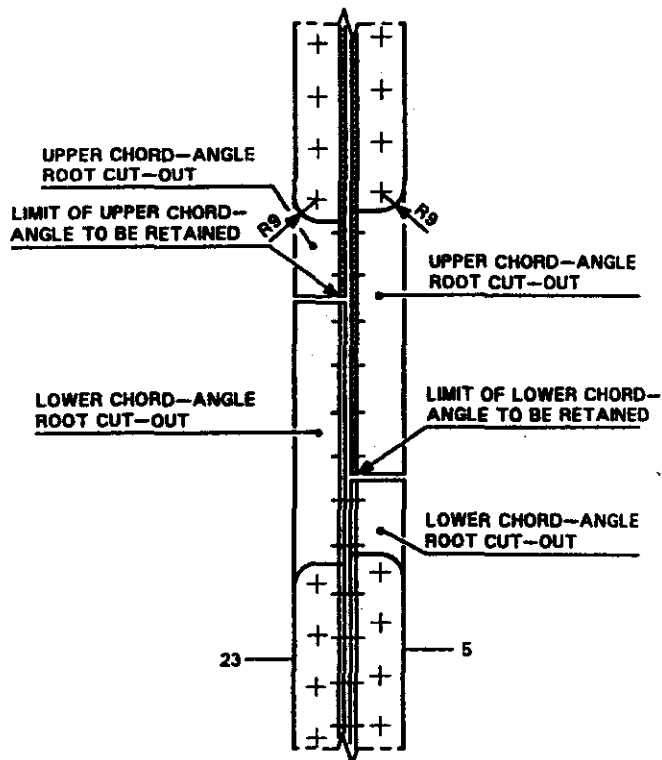
XXXXX LOWER PANEL

////// UPPER PANEL

| mm  | in.   | mm | in.   |
|-----|-------|----|-------|
| 0.5 | 0.020 | 10 | 0.394 |
| 4   | 0.157 | 22 | 0.866 |
| 7   | 0.257 | 24 | 0.945 |
| 8   | 0.315 | 35 | 1.378 |
| 9   | 0.354 | 40 | 1.575 |

NOTE: FOR THE VALUES IN INCH SEE LABEL IN FIGURE

RS2 53 81 40 4 AAMS

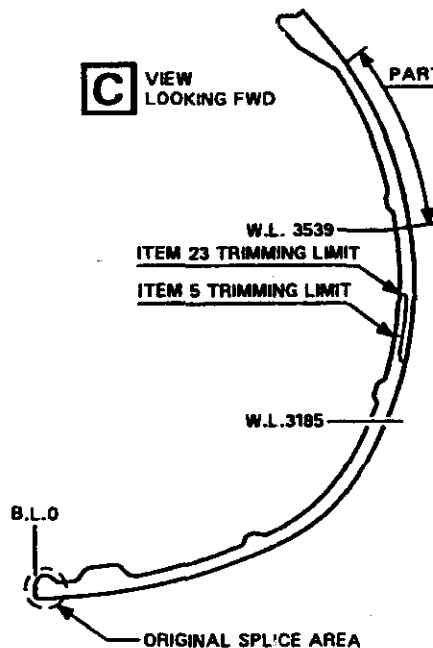
**B**

VIEW OF CHORD—ANGLES ALONE BEFORE SPLICING

**C**

VIEW LOOKING FWD

PART TO USE FOR ITEMS 2,3



**Frames - Accidental Damage**  
**Flush Repair at STA22170/FR47 Level**  
**Figure 401 (Sheet 3)**

**53-81-40**

Page 404

Oct 01/93



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**CHƯƠNG 54/CHAPTER 54**  
**SỬA CHỮA BỘ PHẬN GIÁ TREO VÀ VỎ ĐỘNG CƠ**

**54-11-61. Sơ đồ sửa chữa phẳng nhẵn mặt ngoài ở ống giá treo phía trước bị hỏng. Hình 401, trang 402, 403, 405.**

**4-1. Phân tích phương án sửa chữa phẳng nhẵn bề mặt ngoài ống giá treo phía trước bị hỏng.**

Giá động cơ làm bằng ống thép hợp kim có độ bền dai cao. Thiết kế giá treo có hệ số an toàn lớn. Giá động cơ là bộ phận kết cấu quan trọng của máy bay.

Giá treo động cơ giữ chặt động cơ và nhận lực và truyền lực đẩy của động cơ vào cánh hoặc thân máy bay. Giá treo động cơ làm việc chế độ chịu tải trọng uốn và xoắn, chịu xung lực, rung động, nhiệt độ cao, thay đổi theo chu kỳ bay. Do đó giá động cơ bị ảnh hưởng lớn của tập trung ứng suất gây ra.

Mọi sửa chữa phải rất thận trọng theo đúng quy định của nhà chế tạo.

Khi làm phẳng nhẵn chỗ hỏng phải tạo được :

- + Độ dốc của chỗ đánh nhẵn vào khoảng 20 : 1
- + Nếu chỗ hỏng chiều dài nhỏ hơn chiều rộng, phải làm mở rộng theo chiều dọc trục ống tối thiểu thành hình tròn.
- + Đánh nhẵn chỉ theo một hướng dọc bằng giấy mài nhẵn thô (180) và bóng (400), phải đạt độ nhám nhỏ hơn 60 microinches, không còn vết xước, dấu vết khắc.

Đánh nhẵn không được làm nóng kim loại quá 80°C. Tất cả việc làm trên để giảm tập trung ứng suất đến tối đa. Nguyên nhân gây ra nứt gở, và gãy hỏng.

- Phải được kiểm tra chặt chẽ sau sửa chữa bằng thấm màu để đảm bảo không còn hư hỏng và kiểm tra bề dày chính xác không nhỏ hơn cho phép. Bề dày còn lại phải lớn hơn hoặc bằng bề dày lý thuyết nhỏ nhất tức là ứng suất phát sinh khi bay nhỏ hơn ứng suất thiết kế cho phép khi Modulus tiết diện của ống thay đổi ít.

**ATA-54-11-61**

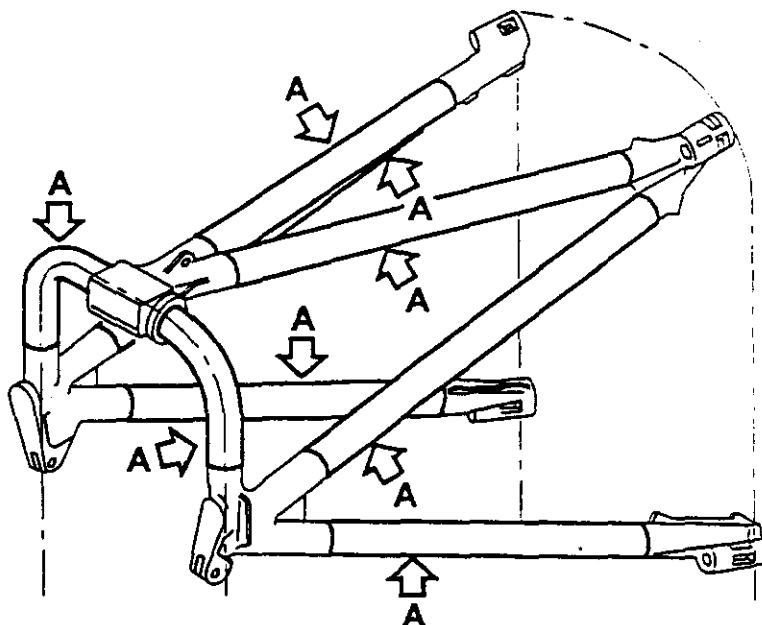


**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

- Nếu không phù hợp tiêu chuẩn chấp nhận, làm nhấn đến kích thước xác định chỉ ở ống 2,3,4,5,(xem hình 402)

*Tóm lại :* Giá treo động cơ làm bằng ống thép có độ bền cao, làm việc chịu tải trọng lớn, điều kiện làm việc khắc nghiệt nên giá động cơ bị ảnh hưởng lớn của tập trung ứng suất, dễ phát sinh vết nứt.

ATA-54-11-61

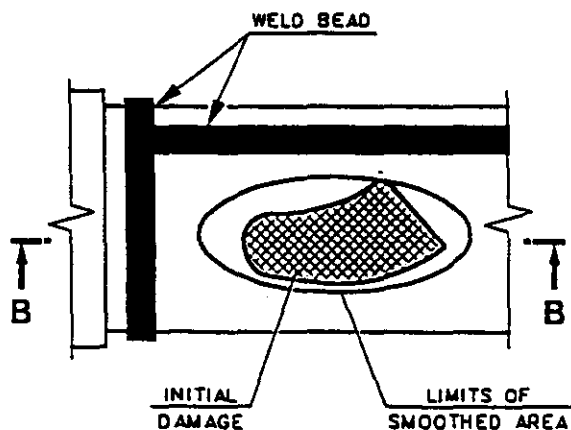


**A**

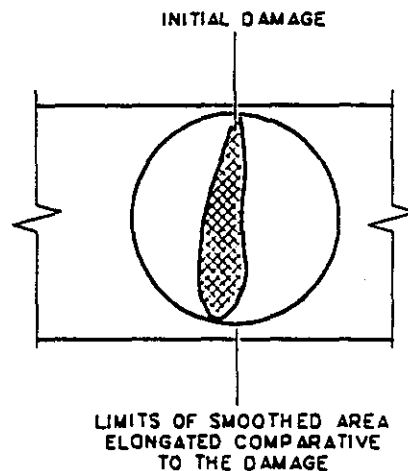
SMOOTHED AREA IF DAMAGE  
WIDTH SMALLER THAN ITS LENGTH

**A**

SMOOTHED AREA IF DAMAGE  
LENGTH SMALLER THAN ITS WIDTH



SECTION  
B-B



SLOPE ABOUT 20:1

d (SEE NOTE)

NOTE :  $d \geq$  MIN. THEORETICAL THICKNESS (SEE PB 300)

Repair Scheme for a Superficial Smoothing  
on Forward Tubular Mount  
Figure 401

40

**54-11-61**

Page 402  
Jul 01/96



# TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

## SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

**54-11-61. Sơ đồ sửa chữa làm phẳng nhẵn đến kích thước xác định ở ống giá treo động cơ phía trước. Hình 401, 402, trang 402 đến 409.**

**4-1. Phân tích sơ đồ sửa chữa làm phẳng nhẵn đến kích thước xác định ở ống giá treo động cơ phía trước.**

- Giới hạn sửa chữa chỉ ở các ống 2,3,4,5. Các ống này ở phía trên động cơ, khi bay các ống này được tác dụng lực đẩy của động cơ chịu kéo và chịu uốn là chủ yếu. Ngoài ra còn chịu rung động, biến đổi của tải trọng tăng nhiệt độ trong khi bay.

- Sửa chữa ở đây hạn chế kích thước hỏng ảnh hưởng đến độ bền uốn, xoắn của ống, tức là hạn chế đến Modulus tiết diện (momen cản) và momem thứ hai (quán tính) khi thiết kế ban đầu tính toán.

Hạn chế kích thước hư hỏng, còn hạn chế hình dạng hư hỏng và độ nhẵn bóng chỗ hư hỏng đều nhằm hạn chế giảm tối đa tập trung ứng suất do chỗ hỏng sinh ra trong điều kiện làm việc chịu tải trọng lớn và phức tạp.

Cụ thể hạn chế kích thước hư hỏng, hình dáng chỗ hỏng, độ bóng nhẵn chỗ hư hỏng:

**Chỗ làm phẳng nhẵn nếu hư hỏng chiều dài lớn hơn 4 lần chiều rộng (tiết diện B-B)**

$$L \geq 2R_2 [20(D-d)] \quad \text{Độ dốc tang} \leq \frac{D-d}{20}$$

$$(L_{\max} \leq 70 \text{ mm (2,75 in)})$$

**L** Chiều dài chỗ hỏng hiện có

**W** Chiều rộng chỗ hỏng

$$\leq 1,5 \text{ mm (0,59 in) MAX.}$$

**L** Chiều dài toàn bộ chỗ hỏng sau khi làm nhẵn bóng

**d**  $\geq 50\%$  bề dày lý thuyết danh nghĩa tính toán (xem PB300)

Độ nhám nhỏ hơn : 1,6 Mm RA (RA 64 microinches)

**A** Chỗ làm phẳng nhẵn nếu chỗ hư hỏng nhỏ hơn 4 lần chiều rộng (tiết diện C-C).

ATA-54-11-61



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

$$L = 4W$$

L : Chiều dài chỗ hỏng.

W : Chiều rộng chỗ hỏng,  $\leq 15$  mm (0,59 in)

d  $\geq 50\%$  bề dày lý thuyết danh nghĩa tính toán (Xem PB 300)

Độ nhám nhỏ hơn : 1,6  $\mu$ m Ra (Ra 64 microinches).

- Khi làm nhẵn chỗ hỏng phải tạo được :

+ Độ dốc chỗ đánh nhẵn vào khoảng 20:1

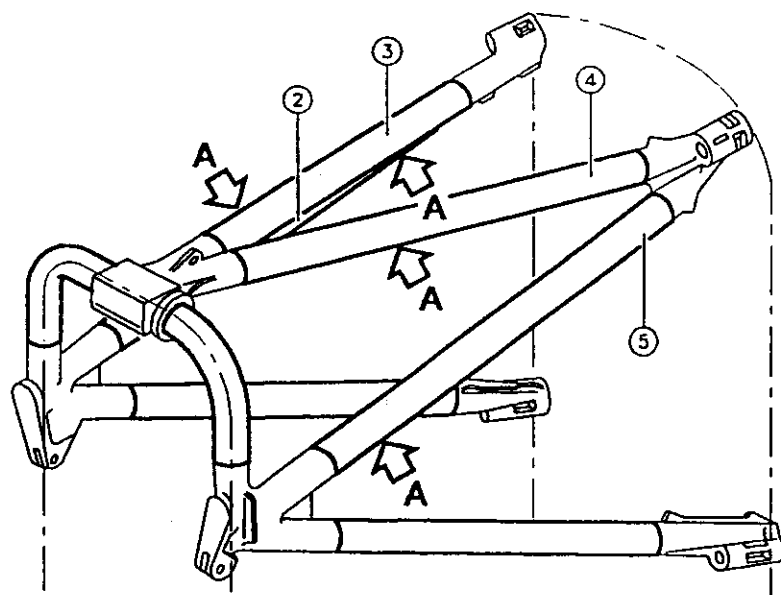
+ Nếu chỗ hỏng chiều dài nhỏ hơn 4 lần chiều rộng, làm mở rộng theo chiều dọc trục ống (thành hình gần tròn) Đạt chiều dài gần 4 lần chiều rộng.

+ Đánh nhẵn chỉ theo một hướng dọc ống bằng giấy mài nhẵn thô (180) và bóng nhẵn (400) phải đạt độ nhám nhỏ hơn 60 microinches ; không còn vết xước, dấu vết khác.

Đánh nhẵn không làm nóng kim loại quá 80°C.

- Phải được kiểm tra chặt chẽ sau sửa chữa bằng thấm màu để đảm bảo không còn hư hỏng và kiểm tra bề dày chính xác không nhỏ hơn cho phép. Bề dày còn lại phải lớn hơn hoặc bằng bề dày lý thuyết tính toán (d  $\leq 50\%$  bề dày danh nghĩa tính toán).

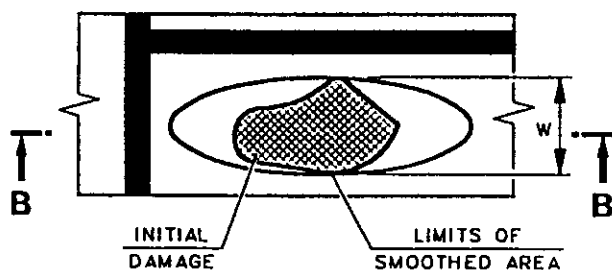
ATA-54-11-61



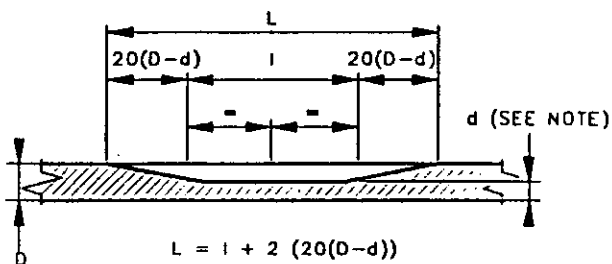
**LIMITATIONS** = THESE REPAIRS ARE LIMITED TO THE TUBES 2, 3, 4, 5

**A**

SMOOTHED AREA IF DAMAGE GREATER THAN 4 TIMES ITS WIDTH



SECTION B-B

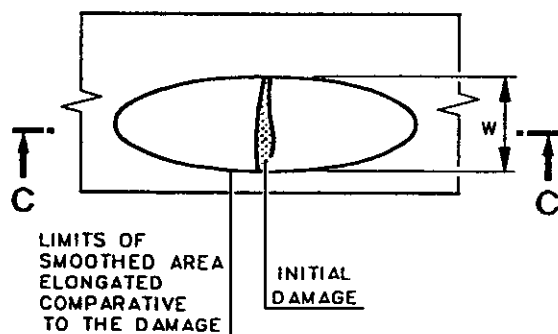


$L = I + 2(20(D-d))$   
 $(L \leq 70 \text{ mm (2.75 in.) MAX.})$   
 $I$  : LENGTH OF DAMAGE  
 $W$  = WIDTH OF DAMAGE  
 $\leq 15 \text{ mm (0.59 in.) MAX.}$

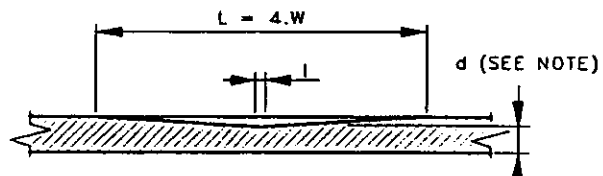
**NOTE** :  $d \geq 50\%$  OF NOMINAL THEORETICAL THICKNESS (SEE PB 300)

**A**

SMOOTHED AREA IF DAMAGE SMALLER THAN 4 TIMES ITS WIDTH



SECTION C-C



$L = 4.W$   
 $I$  : LENGTH OF DAMAGE  
 $W$  = WIDTH OF DAMAGE  
 $\leq 15 \text{ mm (0.59 in.) MAX.}$

**NOTE** :  $d \geq 50\%$  OF NOMINAL THEORETICAL THICKNESS (SEE PB 300)

RS5 54 11 61 4 ACMO - 00

Repair Scheme for a Calibrated Smoothing  
on Forward Tubular Mount  
Figure 402

**54-11-61**

Page 406  
Jul 01/96

**ATR**

(5) Remove access platforms from engines.

(6) Remove warning notice from the engine controls.

32

**54-11-61**

Page 405  
Jul 01/96

40

28



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**CHƯƠNG 55/CHAPTER 55**  
**SỬA CHỮA BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY**

**55-40-00 Sơ đồ sửa chữa lắp ghép ống chịu xoắn bánh lái hướng.**  
**Hình 401, trang 402, 405.**

**5-1. Phân tích sửa chữa lắp ghép ống chịu xoắn.**

Ống chịu xoắn là ống truyền mome xoắn lớn và làm việc luôn luôn thay đổi lực tác dụng và chịu va đập.

Ống chịu xoắn là thành phần quan trọng dùng điều khiển máy bay.

- Cấu tạo đệm, chốt chặn làm bằng thép Inox có độ bền dai, không cứng nên thuận lợi để hãm chặt chốt côn.

- Dùng chốt côn (1) để bắt chặt thay cho bulông êcu vì nó có khả năng tự hãm, không có độ dơ khi lắp đặt.

- Quá trình làm việc do va đập và chịu xoắn lớn làm chỗ lắp ghép dơ lỏng.

- Sửa chữa ở đây là doa lại lỗ côn và lựa chọn chốt côn, đệm, êcu, chốt chặn mới để đảm bảo lắp ghép như chỉ dẫn ở hình 401, có 3 trường hợp cho phép:

Trường hợp tốt nhất (kết quả 1) (Lúc đầu)

Chỉ cần lắp hai đệm (2), (3) và đường kính chốt côn đồng mặt phẳng tiếp giáp với đệm (2) là:

$$\Phi 8,28 \pm 0,025 \text{ Max}$$

+ Trường hợp lớn nhất cho phép (kết quả 2) (đã sửa nhiều lần)

Dùng 4 đệm để lắp là đệm (2), (3), (7), (8) và đường kính chốt côn đồng mặt phẳng tiếp giáp với đệm (2) là:

$$\Phi 8,43 \pm 0,025 \text{ Max}$$

Trường hợp trung gian (kết quả 3) (đã sửa chữa lần đầu hoặc hư hỏng ít)

Dùng 3 đệm lắp là (2), (3), (6) hoặc (7).

**55-40-00**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẠ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

- Khi lắp ghép chỗ nối gồm chốt côn, đệm và vặn chặt êcu với momen vặn 0,4 đến 0,6mdaN (35-53-In. Lb).

- Sau khi lắp ráp hoàn chỉnh phải thí nghiệm chức năng làm việc của ống xoắn bánh lái hướng.

*Tóm lại :* Tình hình đường kính lỗ côn doa lại và lựa chọn số đệm có tổng bề dày để đệm 3 nằm ở phần ren của chốt côn. Khi êcu vặn chặt chốt của côn không bị hạn chế.

Tài liệu tham khảo : Xem chi tiết tiêu chuẩn AN 386 PIN-Threaded

Taper trong Standard Aircraft Handbook và dung sai lắp ghép.

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

Có thể dùng chốt côn AN 386 có kích thước đường kính và chiều dài khác để sửa chữa mà vẫn bảo đảm độ bền và nguyên tắc lắp ghép.

**55-40-00**



1. Rudder General - Repairs

- Repair Scheme for Rudder Torque  
Tube Fitting  
(REF. DWG S272R0001)

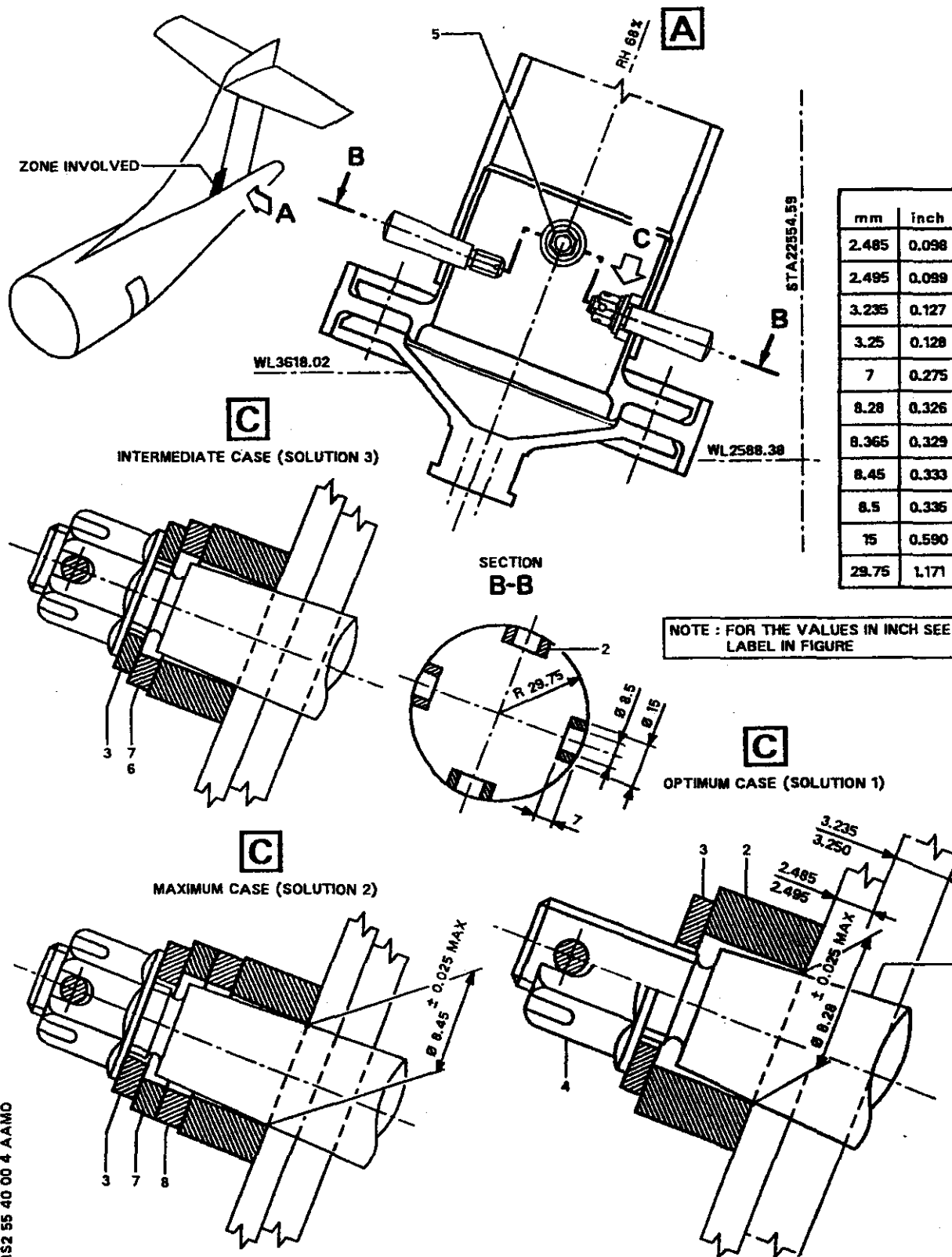
Fig. 401

- R - Rudder Elevator and Tabs Composite
- R - Parts - Repairs

Ref.to CH.55-00-00 CONFIG - 1  
PART 2 - P.B.400

33  
35

5



Rudder  
Repair Scheme for Rudder Torque Tube Fitting  
Figure 401



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**CHƯƠNG 57/CHAPTER 57**  
**SỬA CHỮA CẢNH MÁY BAY ATR-72**

**57-14-10. Sơ đồ sửa chữa gở ở Panel có thể tháo rời giữa Rib 0 và Rib 8.**

*Hình 402, trang 406 đến 410*

*Chú ý :* Sơ đồ này xác định để sửa chữa gở tại kẹp chặt. Sơ đồ sửa chữa này là có thể áp dụng ở tất cả hộp cánh giữa ở trên bề mặt Panel vỏ bọc có thể tháo từ Rib 0 đến Rib 8 LH/RH.

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa gở ở vỏ bọc bề mặt trên ở Panel có thể tháo giữa Rib 0 và Rib 8.**

Vỏ bọc trên Panel xà hộp cánh máy bay là thành phần quan trọng chịu lực nén và xoắn trong khi bay. Trong khi cất hạ cánh vỏ bọc trên Panel xà hộp cánh chịu cánh tải trọng kéo, rung động mạnh.

Bên trong xà hộp cánh là thùng chứa nhiên liệu.

- Sửa chữa ở đây phải tăng cường độ bền lên rất nhiều, hạn chế ảnh hưởng của tập trung ứng suất và tăng độ làm kín nhiên liệu.

Miếng Doubler (1) có hình 6 cạnh, vát 5mm (0,197in) lượn góc lớn R17,2mm (0,677in). Doubler (1) dùng vật liệu có độ bền có độ chịu nén cao và dày : 7010 T6, dày 6mm(0,236in).

- Chỗ hư hỏng gở ở đầu đỉnh tán phẳng được khoét rộng 25mm (0,984in), sâu 3mm (0,118in) để lắp Shim (2) có cùng vật liệu.

- Các lỗ đỉnh tán hiện có nằm dưới Doubler (1) khi thay bằng đỉnh tán mới dài hơn, các lỗ miệng khoét loe hiện có dùng đệm côn quy định lắp kín.

- Đỉnh tán dùng loại :

+ Đỉnh tán một phía ASN - A0081- 4 -XX.

+ Vít làm kín ASN -A2022- 4 - XX. Dùng êcu cố định kín một đầu.

- Lắp ráp ướt :

+ Các thành phần sửa chữa cũ và mới trước khi lắp ráp phải ôxyt hóa và sơn lót.

**ATA 57-14 -10**

- (3) Check and select repair material given in the repair material table.

**NOTE:** Use material and ingredients recommended.

- (4) Protect the work area of the part to be repaired by a carpet.
- (5) Clean area to be repaired with solvent (Mat. No. 11-003).
- (6) Remove corrosion (Ref. 51-21-42).

#### B. Repair

- (1) Manufacture doubler (1, 2, 3 or 4 depends on local panel thickness).
- (2) Cut-out damaged area.
- (3) Clean faying surfaces.
- (4) Adapt doubler (1).
- (5) Mark off holes on doubler (1) and layout fasteners rows.
- (6) Drill a 2.4 mm (3/32 in.) dia. pilot holes at each marked holes.
- (7) Match repair component and drill new holes according to fasteners diameters (Ref. 51-25-01).
- (8) Remove temporarily the taked components.
- (9) By means of vacuum cleaner remove scraps through access doors and clean faying surfaces.
- (10) Coat doubler (1) and reworked areas as cuts and holes on faying surfaces (CAA or Alodine 1200 + Primer, Ref. 51-21-17, 51-21-18 and 51-21-27).

**NOTE:** All parts must be deburred and drilled before protection.

- (11) Position new components using sealant (Mat. No. 09-002A) on doubler and install fasteners with mastic (Mat. No. 09-031) (Ref. 51-22-02).
- (12) Fasten new fasteners (Ref. 51-25-01)

#### C. Close-up

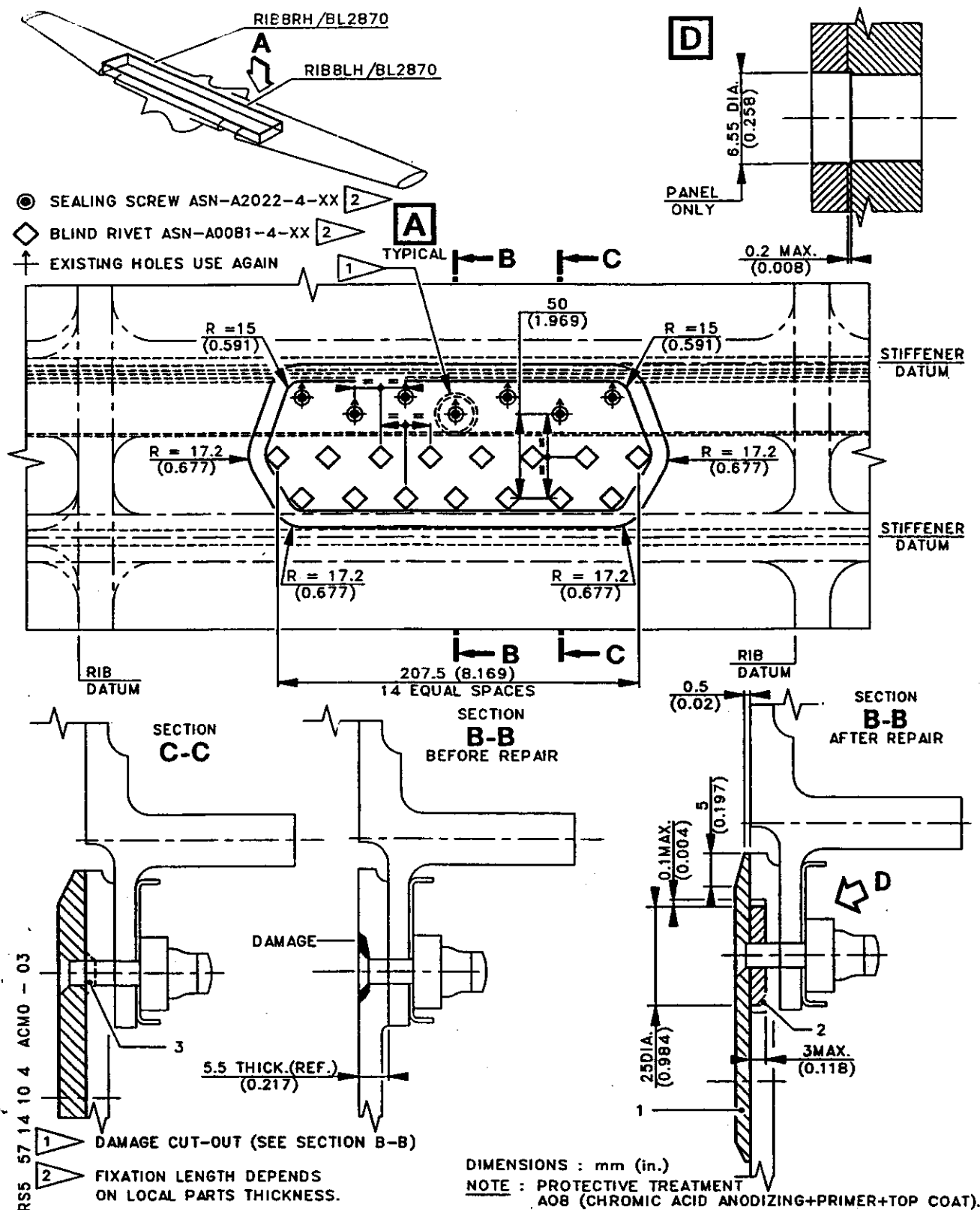
- (1) Clean work area.

**WARNING:** MAKE CERTAIN THAT WORKING AREA IS CLEAN AND CLEAR OF TOOLS AND MISCELLANEOUS ITEMS OF EQUIPMENT.  
MAKE CERTAIN TO SUCK MACHINING CHIPS FROM INSIDE WING BOX IF ANY.

- (2) Close wing box access doors (Ref. JIC 57-00-00 OAC 10000).
- (3) Touch-up paint work (Ref. 51-21-27).

**57-14-10**

Page 405  
Jan 01/01



Upper Surface Skin  
 Repair Scheme for Corrosion on Removable Panels  
 Between Rib 0 and Rib 8

Figure 402

43

57-14-10

Page 406  
Jul 01/00

Printed in France

59/



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**57-14-10. Sơ đồ sửa chữa vách ở phần tăng cứng Panels vỏ bọc bề mặt trên cánh. Hình 404 ( Tờ 1,2,3 ), trang 414 đến trang 419.**

*Chú ý :* Sơ đồ này xác định để sửa chữa vách ở bề mặt trên Panel tại thành phần tăng cứng, trừ vách tại phần tăng cứng 4 và 8.

Sửa chữa này yêu cầu mở lối vào hộp cánh.

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa rách ở phần tăng cứng Panel vỏ bọc bề mặt trên hộp cánh.**

Hộp cánh giữa còn gọi xà hộp chịu uốn và xoắn lớn nhất của máy bay. Bề mặt phía trên hộp cánh chịu nén và xoắn.

Kết cấu xà hộp cánh rất bền chắc gồm xà dọc, xà ngang, vỏ bọc dày và các phần sống tăng cứng. Cánh giữa là giá đỡ của cánh ngoài và nhận tất cả lực tải trọng cánh ngoài truyền vào thân máy bay.

Sửa chữa rách phần tăng cứng Panel vỏ bọc ở trên hộp cánh phải sử dụng đúng vật liệu ( 7010 T6), có bề dày phần sửa chữa tăng cường dày hơn vỏ bọc hiện có 1,5 lần. Hình dáng và kích thước miếng vá giảm tập trung ứng suất tối đa.

Trong sửa chữa đặc biệt chú ý :

Khoan chặn chỗ rách dùng mũi khoan đường kính lớn : 6mm (0,236in) để giảm tập trung ứng suất cuối chỗ rách.

- Nguyên tắc sửa chữa không hiệu lực nếu hư hỏng đường kính lớn hơn 30mm (1.181in).

- Ấn định chiều dài sửa chữa phụ thuộc bề dày chỗ sửa chữa.

- Doubler (1), (2), (3) có hình 8 cạnh, vát mép, nằm trên phần tăng cứng hư hỏng và giữa hai phần tăng cứng bên cạnh.

Hướng của chỗ rách song song Rib và vuông góc Stiffeners.

Do đó tính toán số lượng đinh tán mỗi ghép và bố trí đinh tán theo hướng lực xé rách 1 . Xem thí dụ tính toán ở chương II, phần II tài liệu này.

ATA 57-14-00



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

- Splice (12 ) đến (15) : Có bề dày tổng kích thước 10mm (0.394in) và 11mm (0.434in) phải dày hơn bề dày phần tăng cứng 1,5 lần, và được tạo bậc độ dày khác nhau và vát mép để phân bố hợp lý độ bền và giảm tập trung ứng suất ở mép ngoài Splice. Xem hình 404 (tờ 2), E

Miếng nối/Splice có chiều rộng hẹp hơn Doubler 1 hàng đinh tán và có chiều dài hơn Doubler 1 hàng đinh tán. Mục đích để giảm tập trung ứng suất do mối ghép chồng gây ra.

- Shim (4) đến (11) có chiều rộng bằng Doubler (1), (2), (3), chiều dài hơn Splice một hàng đinh tán. Mục đích giảm dần độ bền của mối ghép ra xa chỗ hổng và giảm tập trung ứng suất.

- Cắt Rib để lắp đặt Splice, sau đó phải dùng Angle (16) để phục hồi độ bền của Rib.

Tuỳ theo vị trí và kích thước chỗ hổng ở Stiffeners mà có thiết kế kích thước Doubler, Splice, Shim, Angle khác nhau.

Tóm lại sửa chữa bộ phận ở nắp trên xà hộp cánh là phải tính toán chính xác, cẩn thận, tăng cường độ bền lớn, và đặc biệt giảm tập trung ứng suất do thiết kế miếng vá gây ra cho vỏ bọc và kết cấu hiện có.



(12) Fasten new fasteners (Ref. 51-25-01).

(13) Install sealing screws with increased grip length (Ref. 51-25-02).

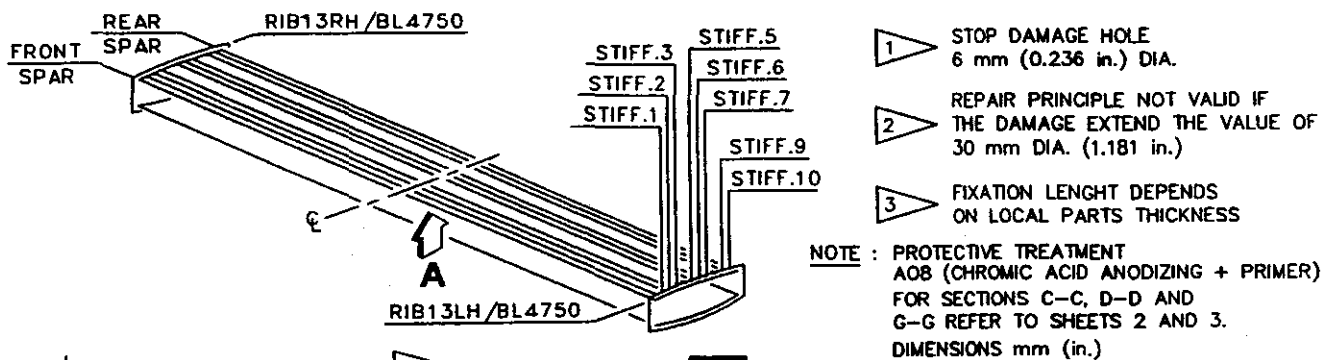
C. Close-up

(1) Clean work area

R        WARNING: MAKE CERTAIN THAT WORKING AREA IS CLEAN AND CLEAR OF TOOLS AND  
R                   MISCELLANEOUS ITEMS OF EQUIPMENT.  
R                   MAKE CERTAIN TO SUCK MACHINING CHIPS FROM INSIDE WING BOX IF  
R                   ANY.

R        (2) Close wing box access doors (Ref. JIC 570000-0AC-10000).

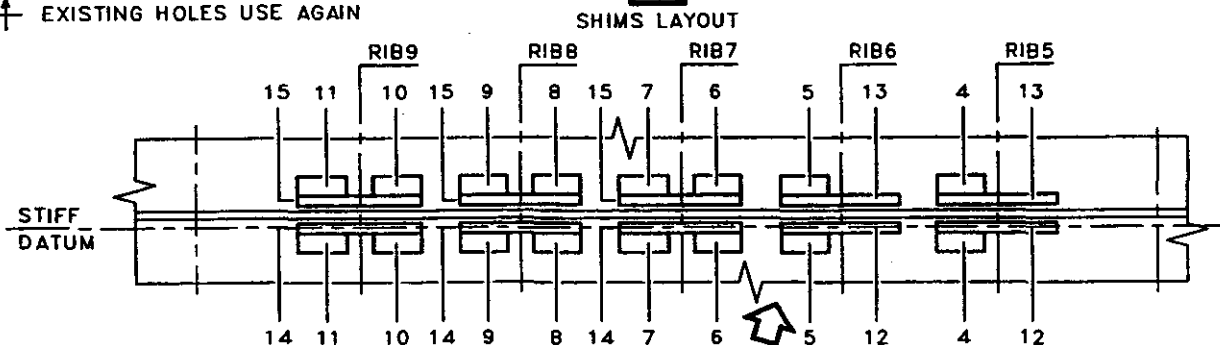
R        (3) Touch-up paint work (Ref. 51-21-27).



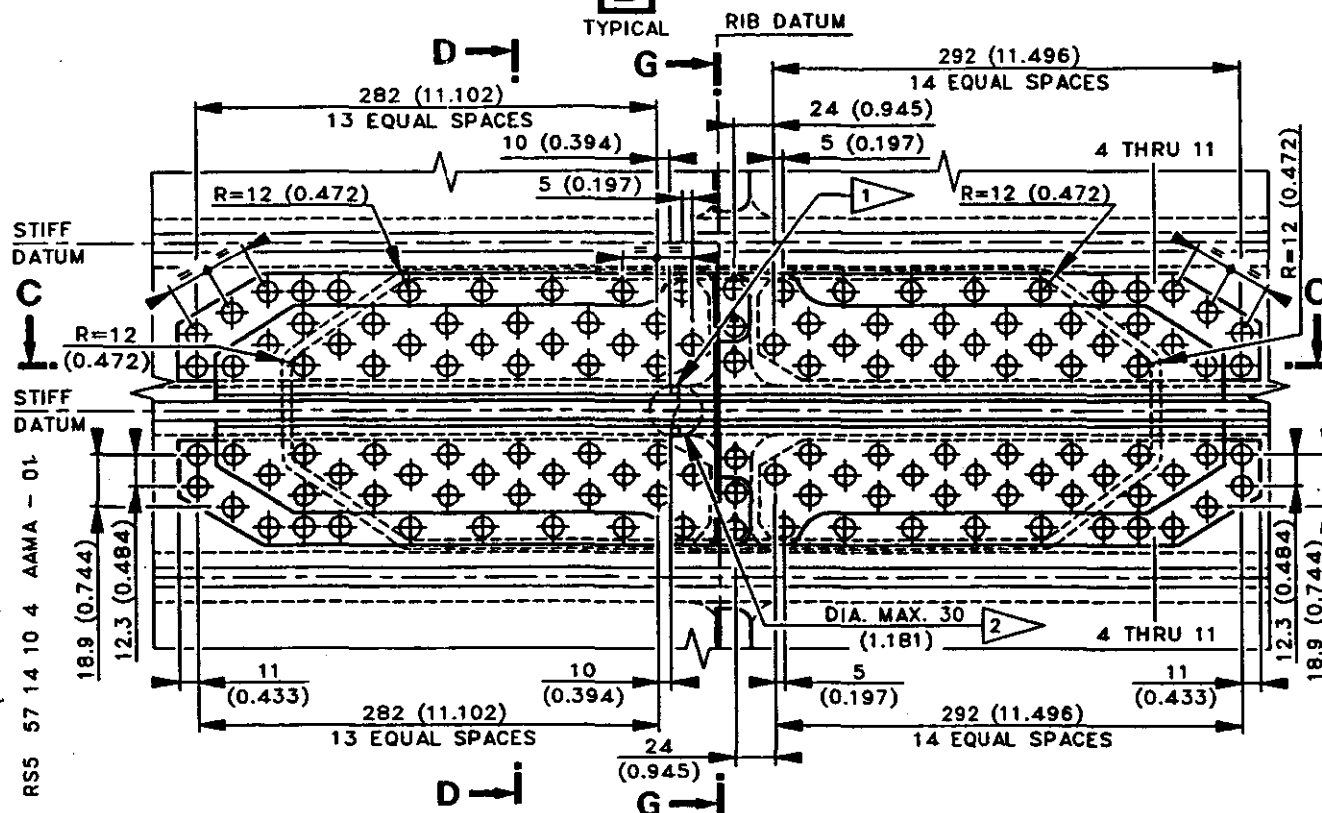
⊕ RIVET NSA5414-48-XX 3

⊕ EXISTING HOLES USE AGAIN

**A** VIEW LOOKING OUTBOARD



**B** TYPICAL

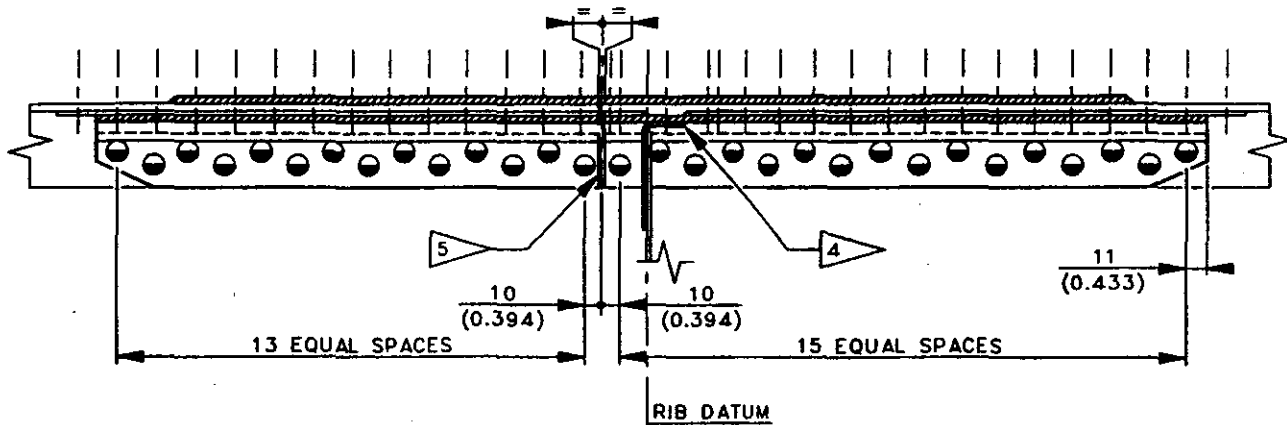


Upper Surface Skin  
Repair Scheme for Crack on Skin Panels Stiffeners  
Figure 404 (Sheet 1)

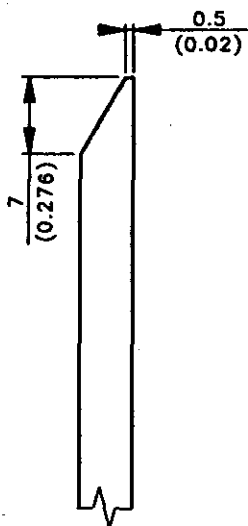
● RIVET NSA5415-48-XX

6

SECTION  
C-C

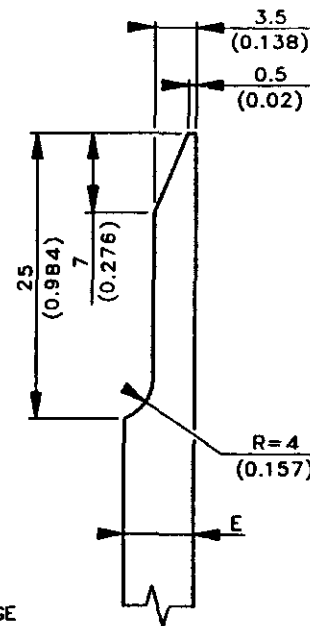


**E**

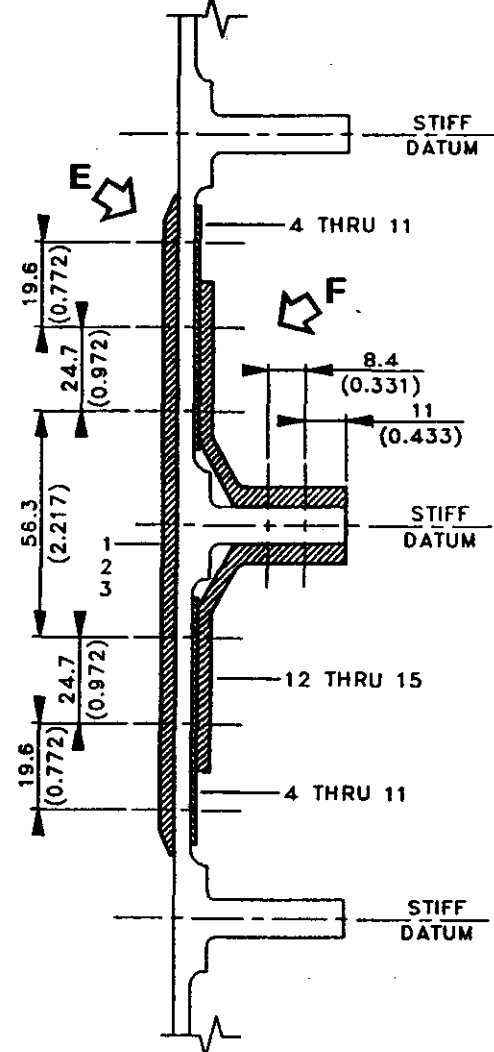


**E**

VALID ONLY IF E=6(0.236)



SECTION  
D-D



RS5 57 14 10 4 AAMM - 01

4

TO BE ADJUSTED  
AT ASSEMBLY

5

ACCIDENTAL DAMAGE

6

FIXATION LENGTH DEPENDS  
ON LOCAL PARTS THICKNESS

NOTE : DIMENSIONS mm (in.)  
FOR DETAIL F REFER TO SHEET 3.

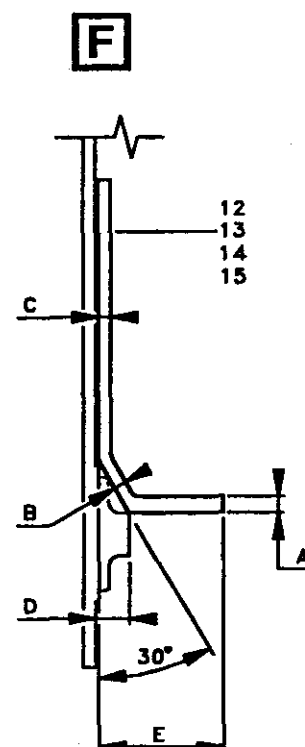
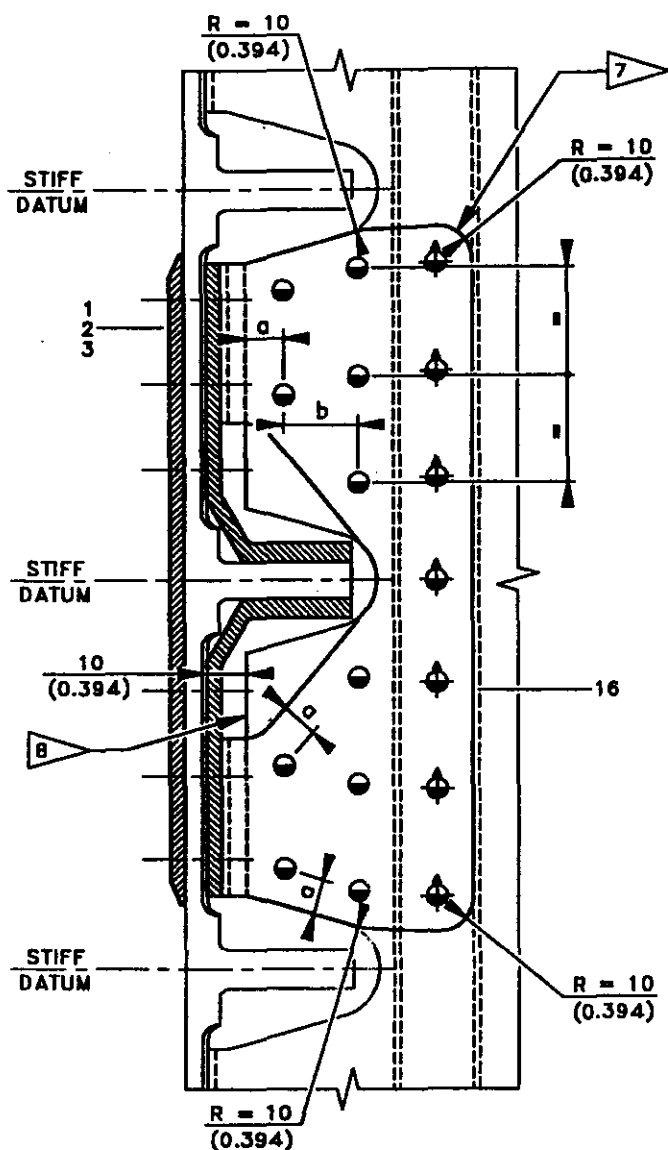
Upper Surface Skin  
Repair Scheme for Crack on Skin Panels Stiffeners  
Figure 404 (Sheet 2)

**57-14-10**

Page 415  
Oct 01/99

Printed in France

**SECTION  
G-G**



7 TO BE ADJUSTED  
AT ASSEMBLY

 RIB CUT-OUT

**NOTE : DIMENSIONS mm (in.)**  
**FOR RIVETS SYMBOL SEE SHEET 2**

RS5 57 14 10 4 AAMS - 00

| DIMENSIONS |            |
|------------|------------|
| a          | 10 (0.394) |
| b          | 20 (0.787) |

| ITEM | NOMENCLATURE | THICKNESS SPLICE |                |                |              |                 |
|------|--------------|------------------|----------------|----------------|--------------|-----------------|
|      |              | A                | B              | C              | D            | E               |
| 12   | SPLICE       | 5.5<br>(0.217)   | 4.5<br>(0.177) | 4.5<br>(0.177) | 9<br>(0.354) | 37.5<br>(1.476) |
| 13   | SPLICE       | 5.5<br>(0.217)   | 4.5<br>(0.177) | 4.5<br>(0.177) | 9<br>(0.354) | 37.5<br>(1.476) |
| 14   | SPLICE       | 5<br>(0.197)     | 4.5<br>(0.177) | 4<br>(0.157)   | 9<br>(0.354) | 38<br>(1.498)   |
| 15   | SPLICE       | 5<br>(0.197)     | 4.5<br>(0.177) | 4<br>(0.157)   | 9<br>(0.354) | 38<br>(1.498)   |

Upper Surface Skin  
Repair Scheme for Crack on Skin Panels Stiffeners  
Figure 404 (Sheet 3)

**57-14-10**

Page 416  
Oct 01/99

**Printed in France**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**57-14-12. Sơ đồ sửa chữa bề mặt hố lõm/Housing ở cửa vào của Panel có thể tháo. Hình 401 (tờ 1), trang 403 đến 407.**

*Chú ý :* Sơ đồ này xác định để sửa chữa gì hoặc là chỗ chà xát ở bề mặt Housing (lõm) ở cửa vào của Panel cánh có thể tháo rời giữa Ribs 1-2 và Ribs 4-5 (cửa No. 521DT, 522CT, và 622CT) (sau khi sửa đổi 2980 T3092, SB57-1013).

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bề mặt lõm (Housing) cửa vào hộp cánh ở Panels trên có thể tháo được.**

- Trong quá trình sử dụng máy bay chỗ bề mặt lõm cửa vào hộp cánh có thể bị gỉ ăn mòn, chà xát mòn làm thay đổi hình dạng và kích thước. Sửa chữa ở đây là làm nhẵn đến hình dạng ban đầu, hòa hợp với xung quanh. Sửa chữa chỉ cho phép chiều sâu tối đa để có kích thước  $X_{min} = 19mm \pm 0,1mm$  (0,748in  $\pm$  0,004in), tương ứng Foil (TF = 1,2mm (0,05in).

Spacer (LS) = 1,3 mm (0,062 in) để bảo đảm độ bền chỗ vành lõm cửa.

- Làm nhẵn chỗ lõm cửa hòa hợp với xung quanh.

+ Bề dày còn lại phải giống nhau ở trên chỗ lõm vòng tròn của lỗ cửa.

+ Dung sai độ song song lớn nhất 0,2mm (0,0079in) phải được duy trì giữa chỗ làm nhẵn hòa hợp và bề mặt bên trong.

- Kiểm tra độ nhám Ra nhỏ hơn  $0,0032\mu m$  (0,000126 microinches) nhằm đảm bảo sau khi lắp đặt cửa bảo đảm chặt, kín như nguyên gốc, không để rò rỉ nhiên liệu ra ngoài.

- Lựa chọn Foil hoặc chế tạo Foils và Spacers theo kích thước vành lõm ở bảng trang 404 (hình 401, tờ 2) để bù cho kích thước vành lõm cửa đã làm nhẵn hòa hợp.

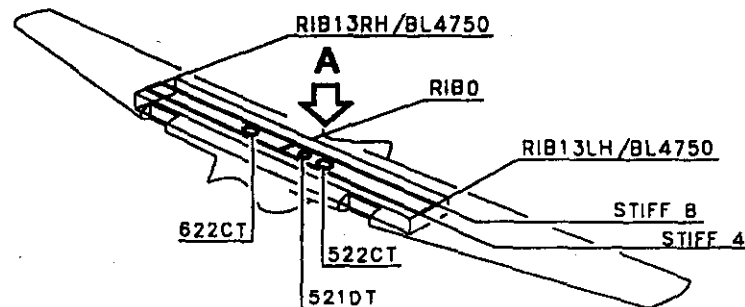
- Lắp đặt : Dùng kẹp chặt bắt chặt Spacer vào Foil bảo đảm dẫn điện tích từ nhiên liệu ra vỏ máy bay.

**Chú ý:** Nhà chế tạo gọi Foil và Spacer là tấm gia công áp lực, đơn vị In.

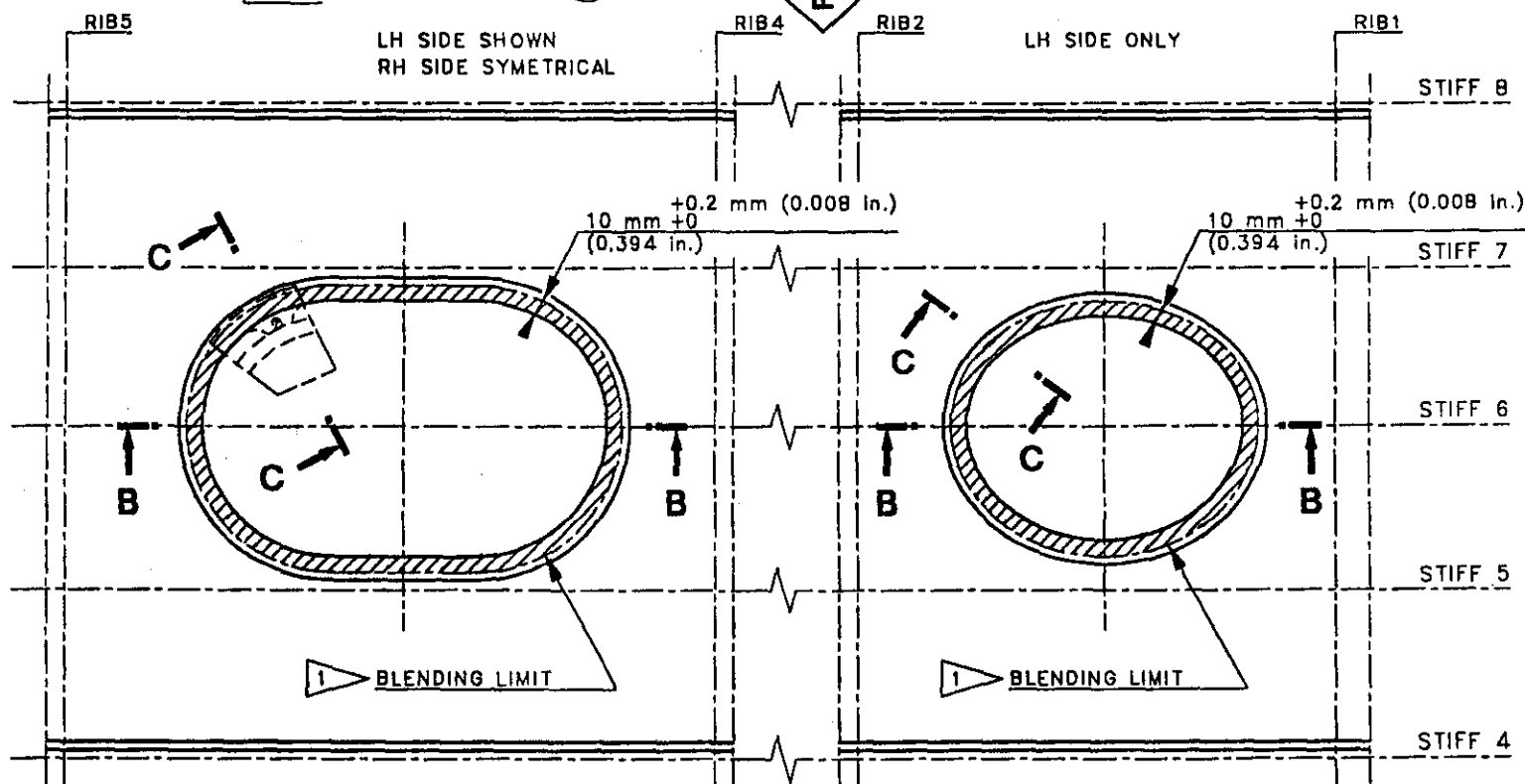
ATA 57-14-12



RS5 57 14 12 4 AAMA - 01



**A**  
VIEW LOOKING DOWN



AREA TO BE BLENDED OUT  
BLENDING MUST BE UNIFORM OVER THE HATCHED AREA.

**1** THE WIDTH OF THE BLENDED AREA  
MUST BE 10 mm (0.394 in.)  $+0.2$  mm (0.008 in.)  $+0$

**NOTE :** FOR SECTIONS B-B AND C-C, SEE SHEET 2.  
FOR NEW P/N DOOR, SEE SHEET 3 .

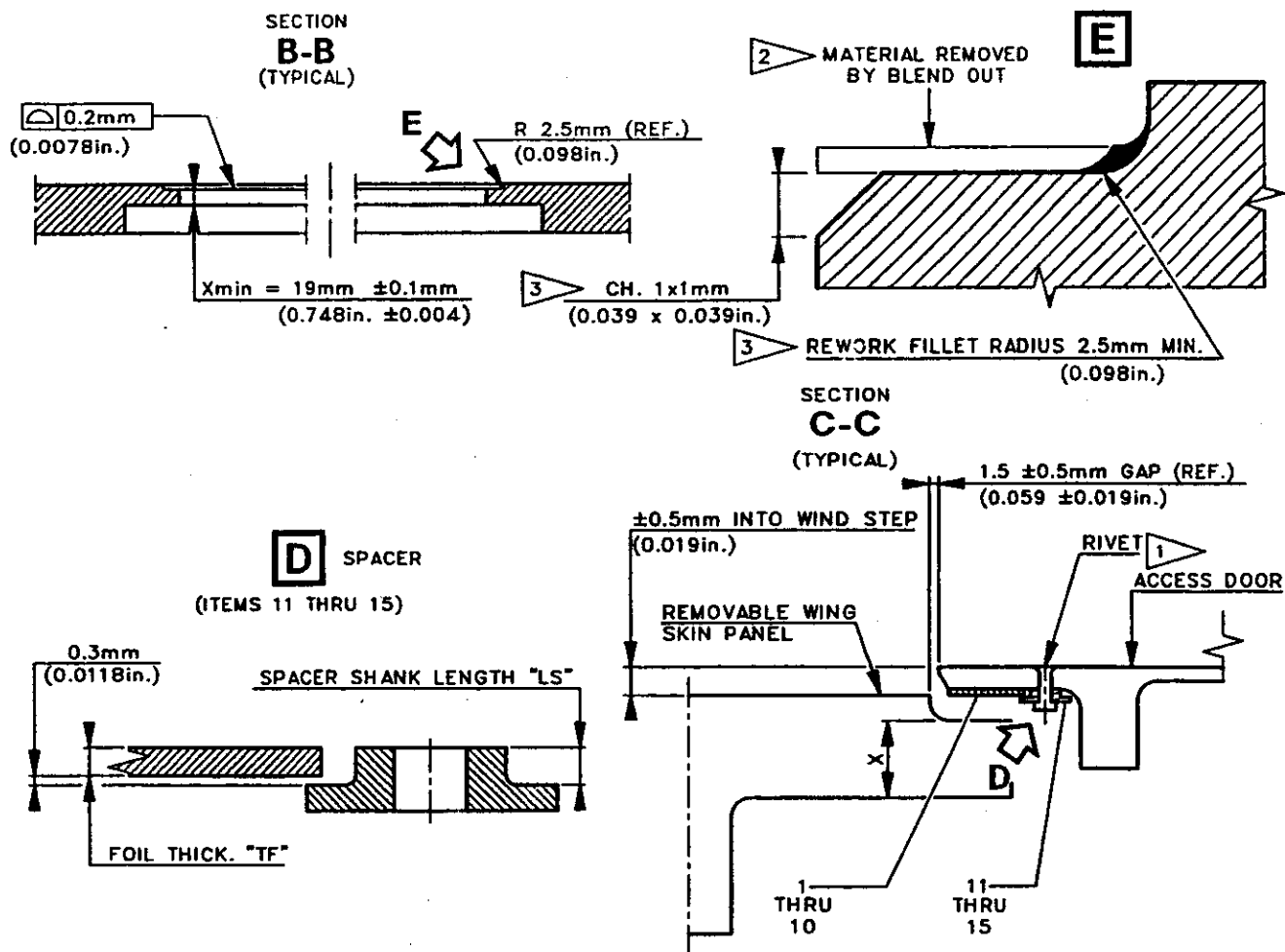
Removable Panels  
Repair Scheme for Housing Surface  
of the Access Doors  
Figure 401 (Sheet 1)

46

57-14-12

Printed in France

Page 403  
Apr 01/99



| DOOR HOUSING                            | FOIL 4              | SPACER 4            | REMARKS                                                                                          |
|-----------------------------------------|---------------------|---------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|
| X<br>mm (in.)                           | TF<br>ITEM mm (in.) | LS<br>ITEM mm (in.) |                                                                                                  |
| $X \geq 19.9$<br>(0.782)                | 1;2 0.5<br>(0.02)   | 11 0.8<br>(0.032)   | NO REPAIR FOIL REQUIRED. USE ORIGINAL ONE IF SERVICEABLE OR NEW IDENTICAL ONE.                   |
| $19.7 \leq X < 19.9$<br>(0.774) (0.782) | 3;4 0.6<br>(0.025)  | 12 0.9<br>(0.037)   | REPAIR FOIL REQUIRED.<br>(SAME AS ORIGINAL EXCEPT THICKNESS)<br>REMOVE AND DISCARD ORIGINAL ONE. |
| $19.5 \leq X < 19.7$<br>(0.767) (0.774) | 5;6 0.8<br>(0.032)  | 13 1.1<br>(0.044)   |                                                                                                  |
| $19.3 \leq X < 19.5$<br>(0.758) (0.767) | 7;8 1<br>(0.04)     | 14 1.3<br>(0.052)   |                                                                                                  |
| $19.0 \leq X < 19.3$<br>(0.749) (0.758) | 9;10 1.2<br>(0.05)  | 15 1.5<br>(0.062)   |                                                                                                  |

- 1 FASTENER LENGHT DEPENDS ON THE TOTAL THICK. TO CLAMP.
- 2 COAT WITH ALODINE ONLY (MAT. No. 13-002)
- 3 COAT WITH ALODINE AND PRIMER (MAT. No. 13-002 AND No. 16-001)
- 4 FOR LOCAL MANUFACTURING OF FOILS AND SPACERS THE WROUGHT SHEETS IN INCH. GIVEN IN THE TABLE, CAN BE USED.

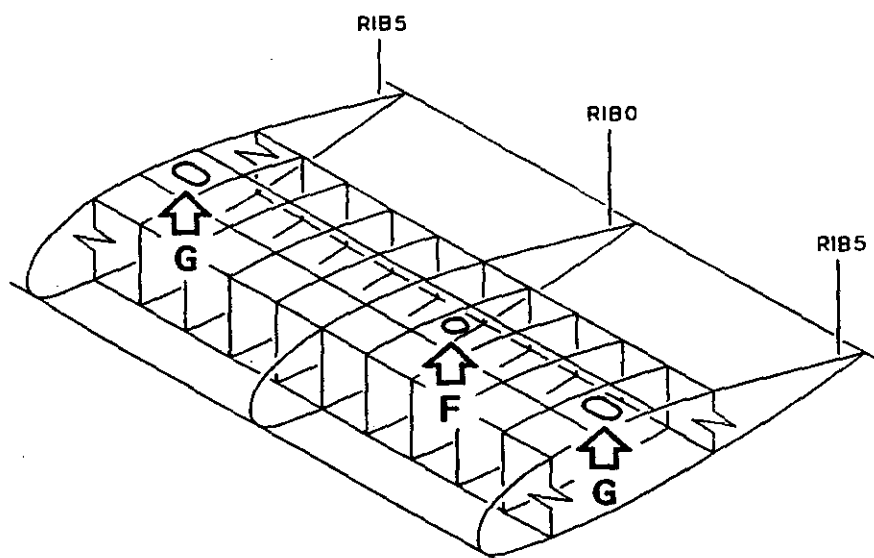
**Removable Panels**  
**Repair Scheme for Housing Surface**  
**of the Access Doors**  
**Figure 401 (Sheet 2)**

**57-14-12**

Page 404  
Jul 01/00

**ATR**

## ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL



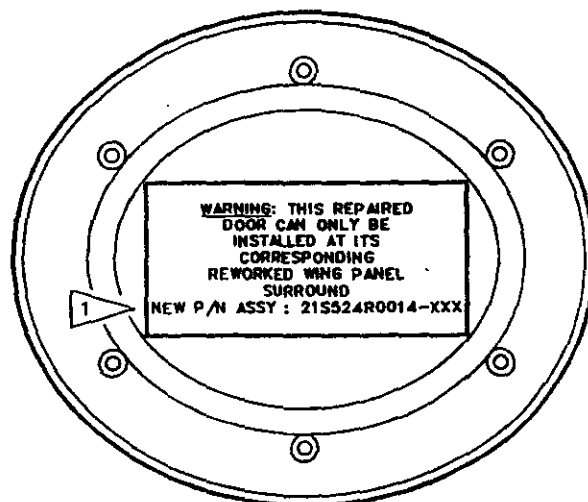
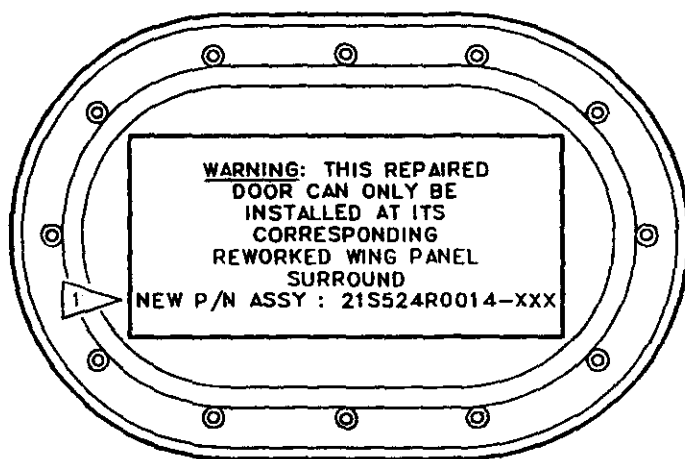
RIB BAY 4-5

(DOORS 522CT AND 622 CT)



RIB BAY 1-2

(DOOR 521DT)



RS 57 14 12 4 AANS - 02

| NEW DOOR P/N ASSY | FOIL                |                 | SPACER              |                 |
|-------------------|---------------------|-----------------|---------------------|-----------------|
|                   | ITEM                | FOIL P/N        | ITEM                | SPACER P/N      |
| 21S524R0014-016   | 3                   | 21S524R0014-200 | 12                  | 21S524R0014-230 |
| 21S524R0014-018   | 5                   | 21S524R0014-204 | 13                  | 21S524R0014-232 |
| 21S524R0014-020   | 7                   | 21S524R0014-208 | 14                  | 21S524R0014-234 |
| 21S524R0014-022   | 9                   | 21S524R0014-212 | 15                  | 21S524R0014-236 |
| 21S524R0014-024   | 4                   | 21S524R0014-202 | 12                  | 21S524R0014-230 |
| 21S524R0014-026   | 6                   | 21S524R0014-206 | 13                  | 21S524R0014-232 |
| 21S524R0014-028   | 8                   | 21S524R0014-210 | 14                  | 21S524R0014-234 |
| 21S524R0014-030   | 10                  | 21S524R0014-214 | 15                  | 21S524R0014-236 |
| 21S524R0014-900   | LOCAL MANUFACTURING |                 | LOCAL MANUFACTURING |                 |
| 21S524R0014-902   |                     |                 |                     |                 |

2

1

2

FOR ASSY P/N REFER TO TABLE

DOOR ASSY P/N 900 : RIB BAY 1-2

DOOR ASSY P/N 902 : RIB BAY 4-5

Removable Panels  
Repair Scheme for Housing Surface  
of the Access Doors  
Figure 401 (Sheet 3)

**57-14-12**

Page 404A/404B

Jul 01/00

Printed in France

R

633



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**57-24-00. Sửa chữa tạm thời bề mặt trên và dưới (chỉ vỏ bọc), (sơ đồ sửa chữa C1 đến C8). Hình 409 (từ 1,2), trang 424, 425, 427, 428, 429.**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa tạm thời vỏ bọc bề mặt trên và dưới (sơ đồ C8).**

- Phạm vi hư hỏng 54mm (2,12in), đường kính chỗ hỏng :  
25,4mm (1,00in) < ĐK hỏng < 54mm (2,12in), nếu đường kính chỗ hỏng lớn sẽ gây sống tăng cứng, ảnh hưởng nhiều đến độ bền vỏ bọc.
- Giới hạn hư hỏng lớn là vòng tròn R40 (1,54in) ở trên Stiffeners .

*Chú ý 1 :*

- Với điều kiện lắp đặt dọc 2 hàng đinh tán bên kia Rib và ít nhất 4 hàng đinh tán ở mỗi phía chỗ hỏng.
- Chiều chịu uốn chính của cánh là chiều Stiffener. Theo chiều này phải lắp đặt ít nhất 4 hàng đinh tán về hai phía chỗ hỏng ở Doubler .
- Chiều vuông góc với Stiffeners (chiều song song Rib) lắp đặt tối thiểu 3 hàng đinh tán về mỗi phía chỗ hỏng ở Doubler.
- Vát mép miếng vá (Doubler) 13mm (0,51in) để tạo thuận nhẵn và ôm chặt mép miếng vá và vỏ bọc, đồng thời giảm ứng suất ở mép miếng vá vào vỏ bọc.

*Chú ý 2 :*

- Không lắp đặt kẹp chặt ra khỏi đường giới hạn lớn nhất hư hỏng này về phía hư hỏng. Đó là vùng ảnh hưởng của chỗ hỏng. Bảo đảm nguyên tắc từ đinh tán tới mép chỗ hỏng tối thiểu 2D. Đường kính đinh tán 3/16 in.
- Khoảng cách A là khoảng cách từ tâm chỗ hỏng đến Rib. Tùy theo khoảng cách này lớn nhỏ mà lắp đặt các đinh tán (1). (2). (3). Tức là bảo đảm khoảng cách đinh tán, khoảng cách đinh tán tới Rib, Stiffener, tới mép chỗ hư hỏng như đã trình bày ở các phần trước.

Đường kính đinh tán 3"/16 (4,8 mm);

ATA 57-24-00



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

Khoảng cách mép tối thiểu : 2D (10mm); khoảng cách mép đến giữa chỗ vát cụ thể ở đây 13,5mm (0,5315in); khoảng cách đỉnh tán tới Stiffener là 12mm (0,47in); 17,5mm (1,317in).

Khoảng cách đỉnh tán (bước hàng đỉnh tán) 5D (24mm).

Khoảng cách đỉnh tán (bước hàng đỉnh tán) 5,5D (26mm) và 7D (33,5mm).

**7-2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa tạm thời bề mặt trên và dưới vỏ bọc hộp cánh (sơ đồ C8).**

Chuyên viên kỹ thuật muốn kiểm tra độ bền mối ghép và tính số lượng đỉnh tán dùng cho mỗi ghép chồng tham khảo tính toán ở chương III, phần II tài liệu này.

Để tăng cường cho mỗi ghép chồng cần tăng cường kích thước miếng vá chồng:

Theo hướng sải cánh, song song với Stiffeners, miếng vá chồng rộng hơn chỗ hỏng về hai phía lắp đặt được 5 hàng đỉnh tán.

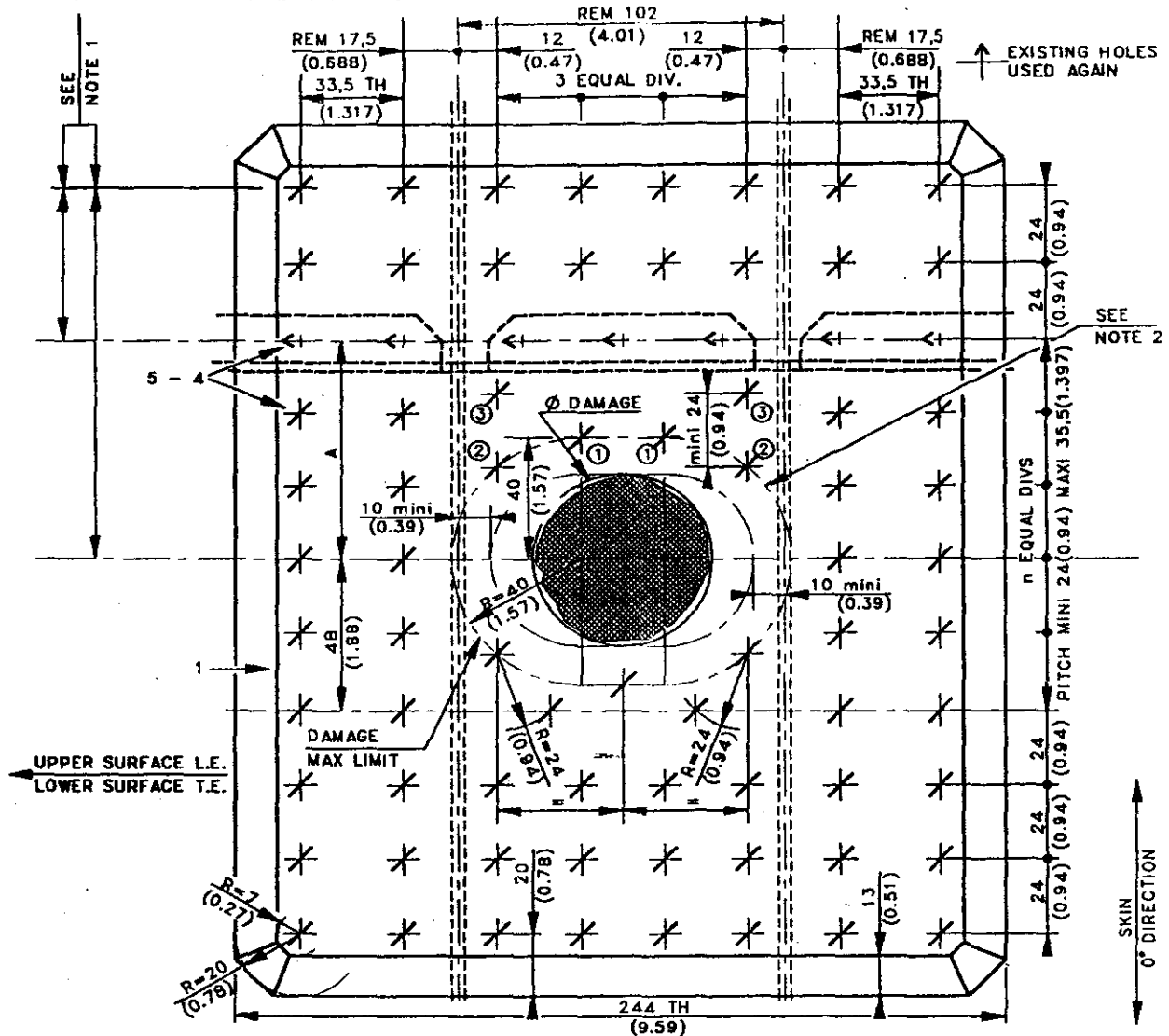
Theo hướng Rib (vuông góc với Stiffener), miếng vá chồng rộng hơn chỗ hỏng về hai phía lắp đặt được 4 hàng đỉnh tán.

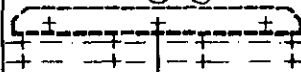
NOTE 1:

PROVIDE MANDATORILY 2 ROWS OF FASTENERS  
AFTER THE RIB AND AT LEAST 4 ROWS OF  
FASTENERS ON EITHER SIDE OF DAMAGE

NOTE 2:

DO NOT INSTALL FASTENERS OUT OF THIS LINE  
TOWARDS DAMAGE (EXCEPT RIB FASTENERS  
IF IT LOCATED IN THE DAMAGED AREA)



| A=<br>DAMAGE/RIB FASTENER<br>AXIS DISTANCE | FASTENERS TO BE INSTALLED<br>(AS ON SKETCH)                                                 | FASTENERS NOT<br>TO BE INSTALLED |
|--------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------|
| $A < 54(2.12)$                             |                                                                                             | ① ② ③                            |
| $54(2.12) \leq A < 64(2.51)$               | ②                                                                                           | ① ③                              |
| $64(2.51) \leq A < 78(3.06)$               | ① ②                                                                                         | ③                                |
| $78(3.06) \leq A < 88(3.46)$               | ① ② ③                                                                                       |                                  |
| $A \geq 88(3.46)$                          | ① ②<br> | ③                                |

**NOTE :** -DIMENSIONS : mm(in.)  
-SEE SHEET 1 FOR APPLICATION FIELD  
-25.4(1.00) < Ø DAMAGE < 54(2.12)

## Skins and Stiffeners

### Temporary Repair on Upper and Lower Surface (Skin Only) (Scheme C8)

Figure 409 (Sheet 2)

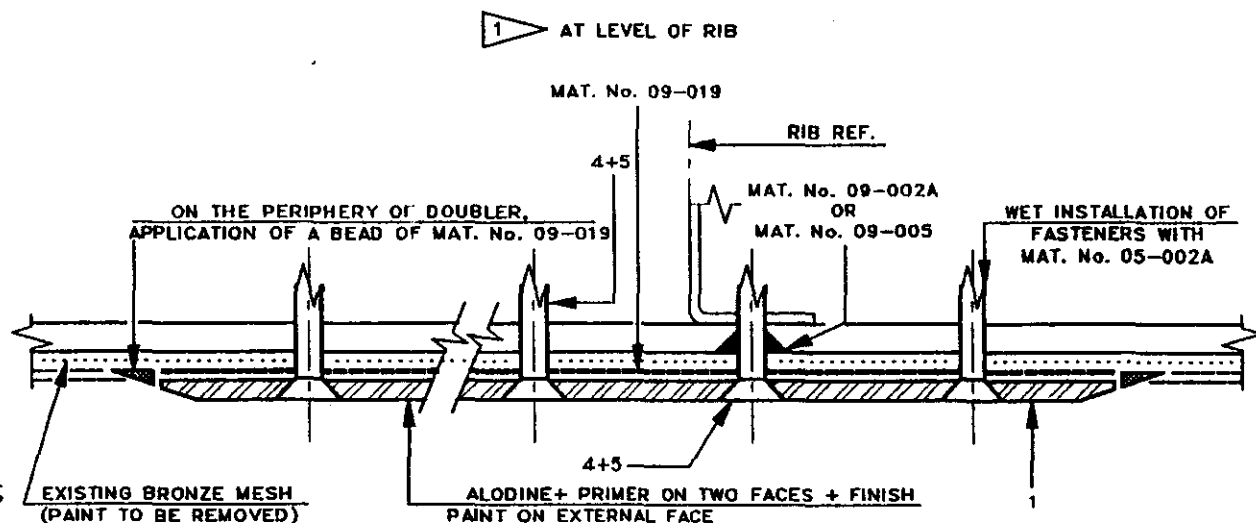
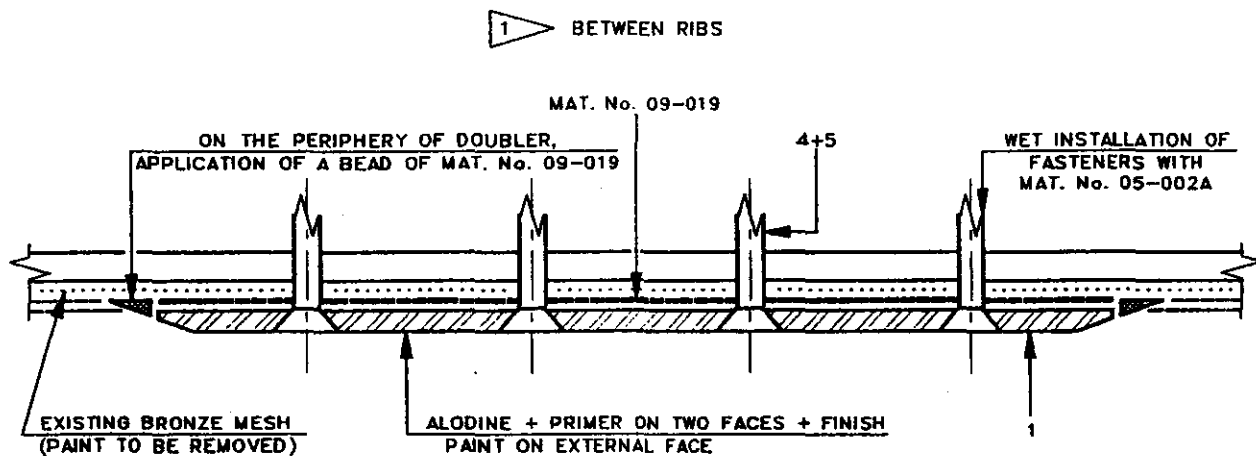
48

**57-24-00**

Page 425  
Jan 01/93

Printed in France

RS5 57 24 00 4 BJMO - 00



1 REPAIR SCHEMES C1 THRU C8.

Skins and Stiffeners  
Temporary Repair on Upper and Lower Surface (Skin Only)  
Repair Process (Typical)  
Figure 410

57-24-00

Page 426  
Apr 01/01

Printed in France

RS5 57 24 00 4 FPMO - 01

R



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**57-24-00. Sửa chữa bề ngoài vỏ bọc trên và dưới hộp cánh. (sơ đồ D11). Hình 426 (từ 1,2,3), trang 473,474,475.**

**7-1. So sánh giữa hai miếng vá chồng ngoài ở vỏ bọc xà ngoài hộp cánh.**

Tương tự như : Sửa chữa tạm thời vỏ bọc trên và dưới hộp cánh (sơ đồ C8), hình 409 (từ 1,2,3), trang 424, 425, 427, 428, 427.

- Miếng vá chồng (Doubler) không nằm trên Rib. Mép miếng vá cách Rib tối thiểu :

+  $X = 24\text{mm}$  (0,94in), đối với Panel lắp cố định.

+  $X = 28\text{mm}$  (1,10in), đối với Panel có thể tháo.

- Khoảng cách đỉnh tán theo chiều đỉnh tán Stiffener (song song Rib) là 12mm (0,47in) bằng 2,5D là khoảng cách tối thiểu.

- Khoảng cách đỉnh tán tới mép : Là khoảng cách từ đỉnh tán tới giữa chỗ vát mép là : 13,5mm (0,531in) bằng 2,8D là khoảng cách tối thiểu.

- Vòng tròn giới hạn hư hỏng lớn nhất (R40mm) lắp 6 đỉnh tán để giữ chặt miếng vá quanh chỗ hỏng, cách vòng tròn đường tâm trong thuộc vùng ảnh hưởng hư hỏng tối thiểu 10mm (0,39in).

**7-2. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bề mặt vỏ bọc trên dưới xà hộp cánh (sơ đồ II).**

Xà hộp cánh gồm Rib ngang và vỏ bọc trên dưới cánh có sống tăng cứng dọc theo sải cánh, đó là sự cấu tạo kết hợp vỏ bọc và xà chữ T.

Kết cấu của vỏ bọc nắp trên và dưới của xà hộp cánh quyết định chịu lực uốn và xoắn lớn của cánh. Đó là một dạng kết cấu bán vỏ ứng suất (Stress Semimonocoque). Kết cấu đơn giản, nhẹ và chịu ứng suất lớn, rộng bên trong chứa nhiên liệu. Hư hỏng nằm giữa cánh Stiffener và giữa cánh Rib. Đường kính chỗ hỏng 25,4mm (1in) < ĐK < 54mm (2,12in). Chỗ hỏng phải được làm sạch, nhẵn và tạo thuôn nhẵn đều để hạn chế tập trung ứng suất. Khi làm sạch, vỏ bọc thùng có thể cắt bỏ theo vòng tròn.

**7-3. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa bề mặt trên và dưới hộp cánh (sơ đồ DII).**

Để bảo đảm và tăng cường cho xà hộp cánh cần lắp đặt:

- Thiếu chiều sải cánh, chiều Stiffener, miếng vá chồng có chiều dài lắp đặt dọc 5 hàng đỉnh tán về mỗi phía chỗ hỏng.

ATA 57-24-00



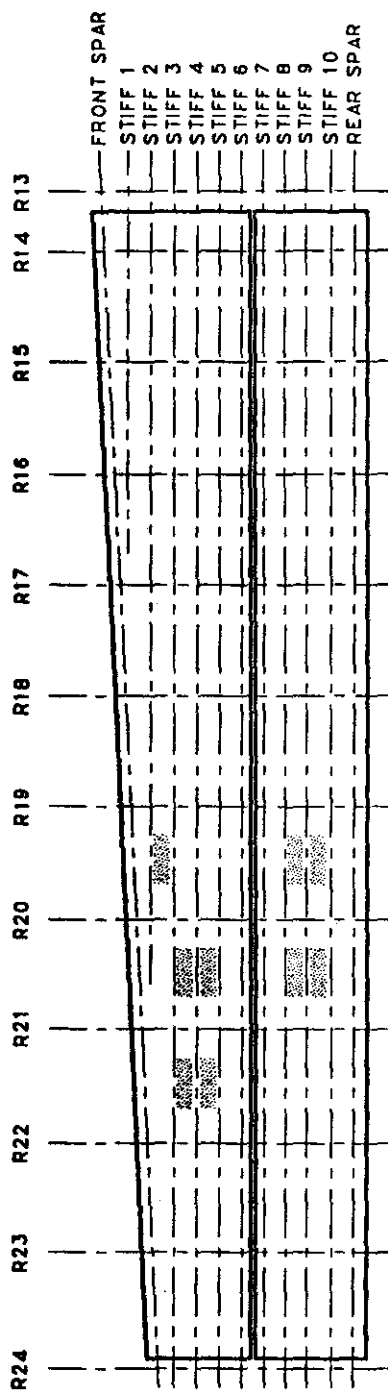
**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

- Theo chiều dài Rib, miếng vá chồng có kích thước rộng hơn chỗ hỏng về mỗi phía lắp đặt được 4 hàng đinh tán.

Chuyên viên kỹ thuật muốn kiểm tra độ bền và tính số lượng đinh tán cần thiết cho miếng vá chồng nên tham khảo chương III, phần II tài liệu này.

ATA 57-24-00

RS5 57 24 00 4 EAMO - 00

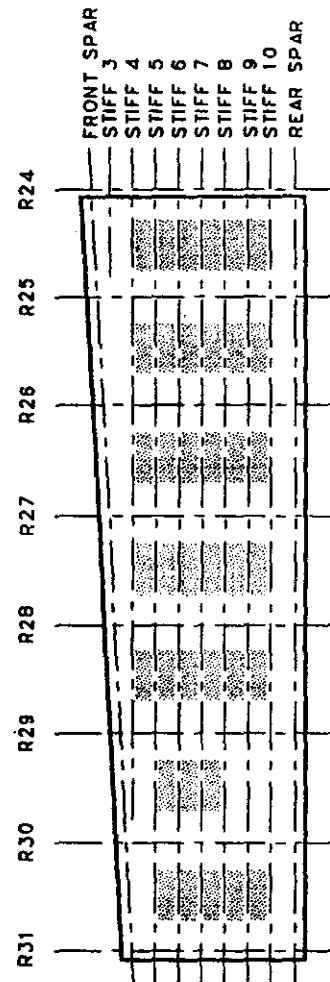
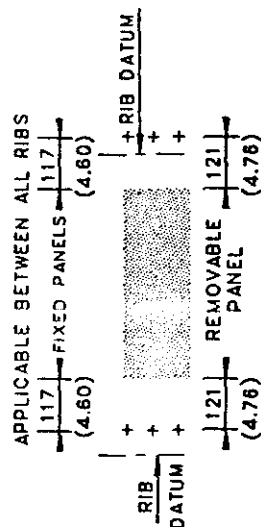


NOTE : UPPER SURFACE SKIN

- DIMENSIONS : mm (in.)

 APPLICATION FIELD

25.4(1.00) &lt; Ø DAMAGE ≤ 54(2.12)



Skins and Stiffeners  
Repair on Upper and Lower Surface (Skin Only)  
(Scheme D11)

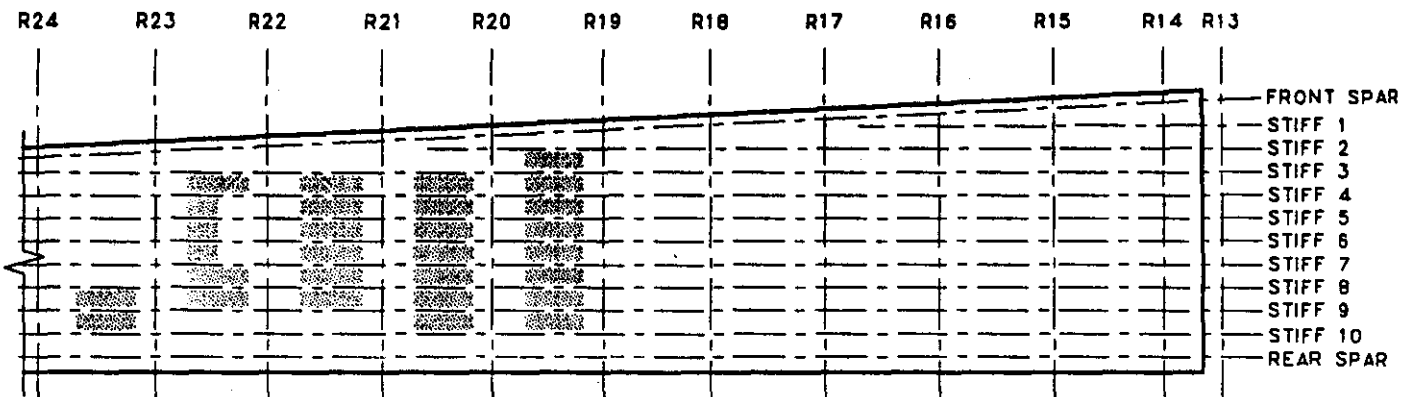
Figure 426 (Sheet 1)

50

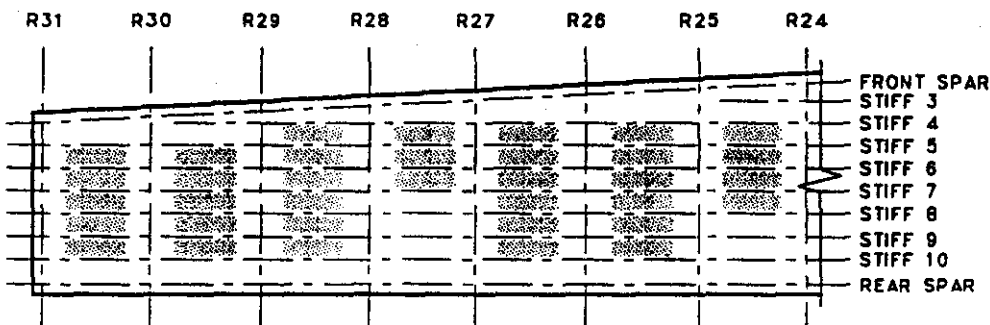
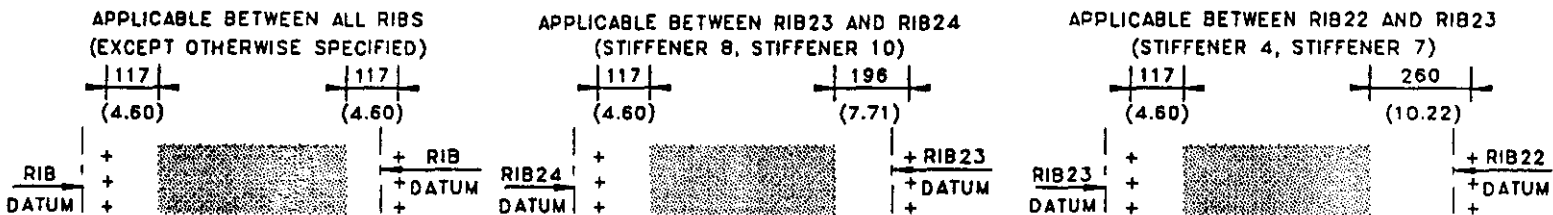
57-24-00

Page 473  
Jan 01/93

RS5 57 24 00 4 ECMO - 00

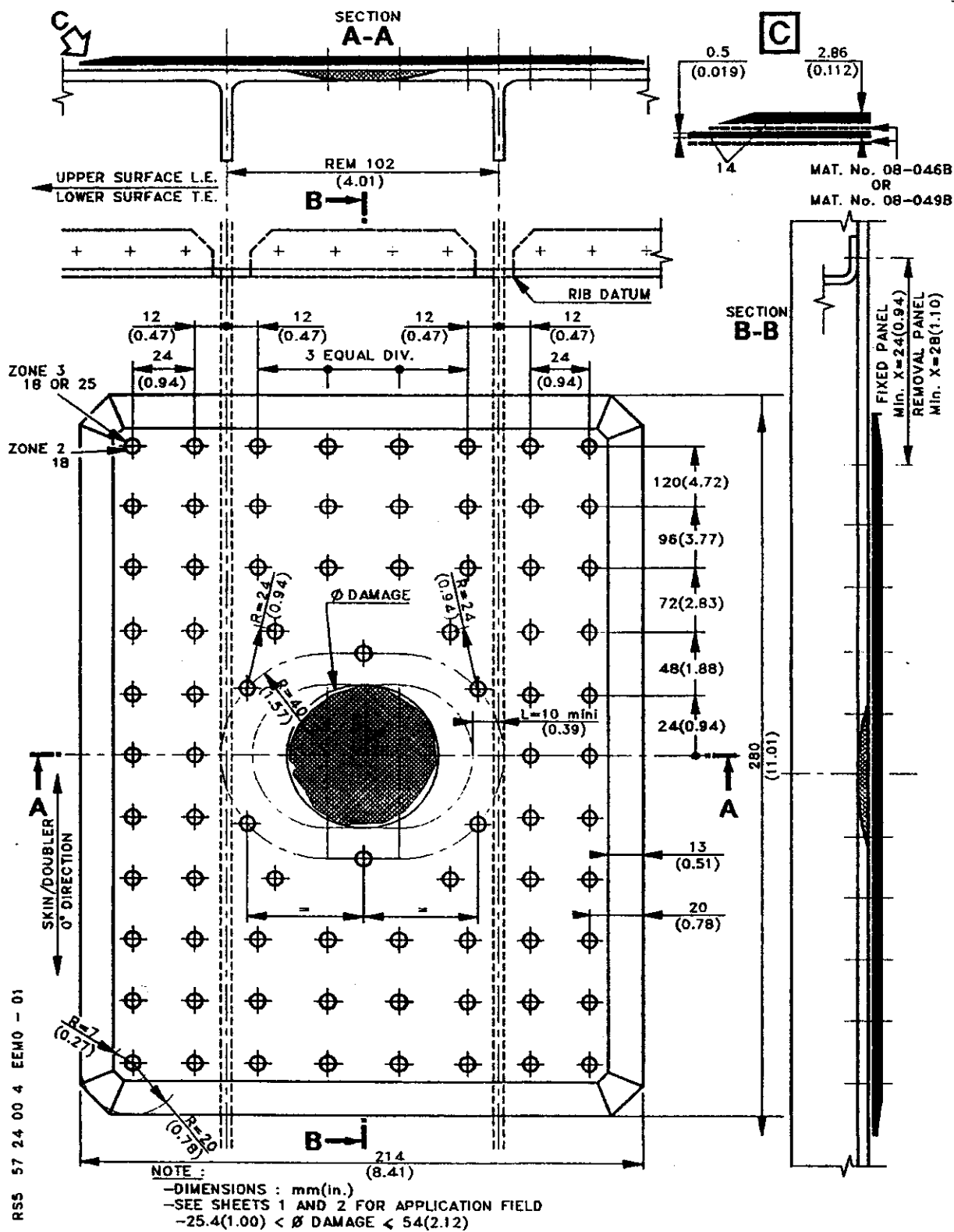


NOTE : LOWER SURFACE SKIN  
 DIMENSIONS : mm (in.)  
 APPLICATION FIELD  
 25.4(1.00) < Ø DAMAGE < 54(2.12)



Skins and Stiffeners  
 Repair on Upper and Lower Surface (Skin Only)  
 (Scheme D11)  
 Figure 426 (Sheet 2)

Printed in France



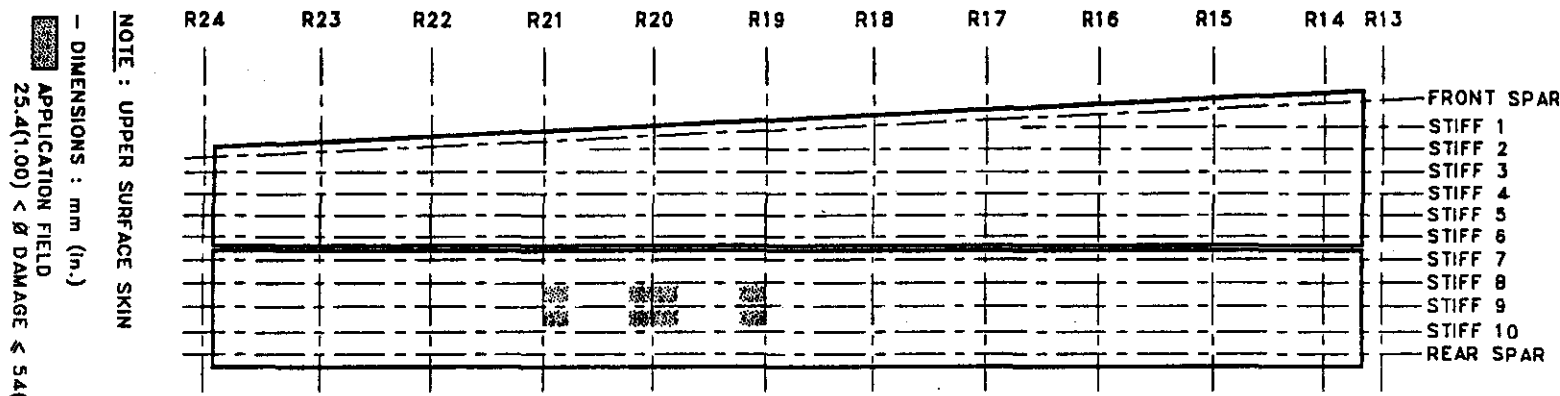
Skins and Stiffeners  
Repair on Upper and Lower Surface (Skin Only)  
(Scheme D11)  
Figure 426 (Sheet 3)

57-24-00

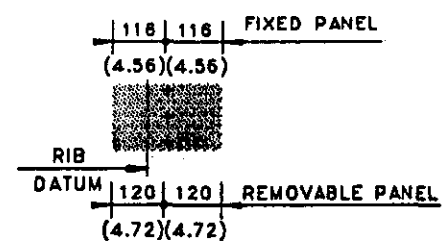
Page 475

Apr 01/01

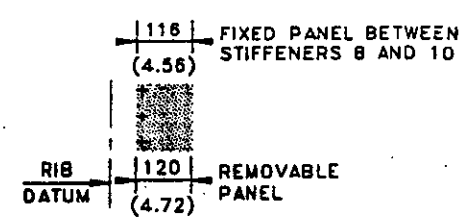
RS5 57 24 00 4 EGMO - 00



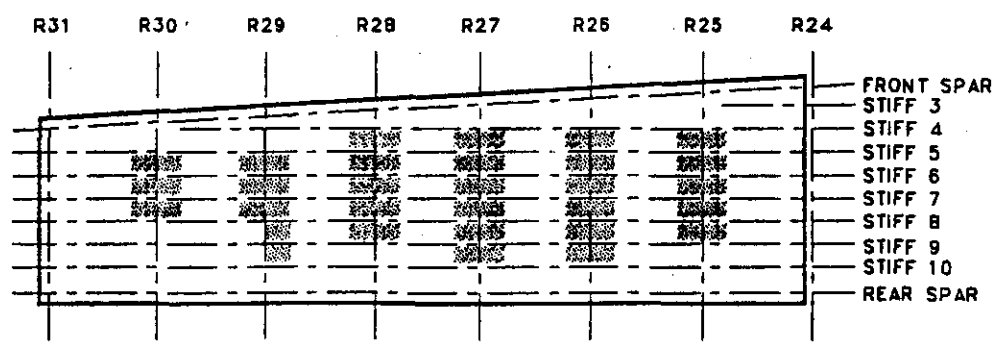
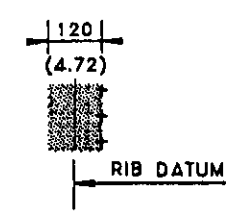
APPLICABLE TO ALL RIBS  
(EXCEPT OTHERWISE SPECIFIED)



APPLICABLE TO RIB 21 AND RIB 29



APPLICABLE TO RIB 19



Skins and Stiffeners  
Repair on Upper and Lower Surface (Skin Only)  
(Scheme D12)

Figure 427 (Sheet 1)

57-24-00



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**57-50-00. Sửa chữa khớp quay bản lề thanh truyền thu thả cánh tà. Hình 401 (từ 1, 2), trang 403, 404, 405, 406.**

**7.3. Phân tích sửa chữa khớp quay bản lề thanh truyền thu thả cánh tà.**

Quá trình thu thả cánh tà do xung lực mạnh trong quá trình làm việc bạc lót và đệm mài mòn làm dơ lỏng, dẫn đến cánh tà rung lắc khi làm việc và khi thu thả cánh tà sinh ra va đập, không ổn định đều, hoạt động không chính xác.

- Doa lại đường kính lỗ ở Rib.8 và Rib.18 (trước khi lắp bạc lót) là:

ĐK  $16^{+0.011}$  mm (ĐK  $0,62299^{+0.00043}$  in)

Vát mép 0, 5 x 0,5 mm (0,02 x 0,02 in)

- Doa lại đường kính lỗ ở Rib.13 (trước khi lắp bạc ) là:

ĐK  $14^{+0.011}$  mm (ĐK  $0,55118^{+0.00043}$  in)

- Bạc lót (5) : Vật liệu 05-5PH

Có hai kích thước đường kính quan trọng:

+ Đường kính trong lỗ bạc lắp vào trục bản lề:

ĐK:  $11.112^{+0.018}$  mm (ĐK  $0,43748^{+0.00071}$  in)

+ Đường kính ngoài lắp vào lỗ ở Rib bằng lắp ghép có độ dôi có khả năng tự hãm chặt:

ĐK:  $14^{+0.018}$  mm (ĐK  $0.55118^{+0.00071}$  in)

Đường kính lỗ Rib nhỏ hơn đường kính ngoài của bạc lót với lắp ghép có độ dôi từ 0,017mm đến 0,029 mm (0,00007 - 0,00114 in). Để bảo đảm bạc không chuyển dịch trong quá trình làm việc của chốt bản lề thanh truyền.

Nếu dung sai lắp ghép nêu trên không bảo đảm sẽ làm cho bản lề thanh truyền rung lắc, hoạt động thu thả cánh tà không chính xác và hư hỏng sau đó càng nhanh.

ATA 57- 50 - 00



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72**

**57-50-00. Sửa chữa thanh truyền bắt chặt mép sau bề mặt trên cánh. Hình 402 (từ 1,2), trang 407, 408, 409.**

**7-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa bạc lót liên kết thanh truyền gắn chặt mép sau bề mặt trên.**

Trong quá trình làm việc thanh truyền chuyển động quay tại khớp bản lề (E) làm cho bạc lót (1), (2) mòn, làm dơ lỏng; Dẫn đến chuyển động rung lắc, không chính xác.

Sửa chữa ở đây là lựa chọn hoặc chế tạo bạc lót thay thế tùy theo vị trí lắp thanh truyền tại Rib.

- Chế tạo bạc lót sửa chữa có hai kích thước quan trọng :

Đường kính lỗ bạc lắp với bulông và đường kính ngoài bạc lắp vào lỗ ở Rib.

+ Đối với bạc lót sửa chữa (1).

$6,337 < ĐK_T < 3,357 \text{ mm}$ , dung sai cho phép 0,020 mm

$8,523 < ĐK_N < 8,532 \text{ mm}$ , dung sai cho phép 0,009 mm

+ Đối với bạc lót sửa chữa (2) :

$7,925 < ĐK_T < 7,950 \text{ mm}$ , dung sai cho phép 0,025 mm

$10,023 < ĐK_N < 10,032 \text{ mm}$ , dung sai cho phép 0,009 mm.

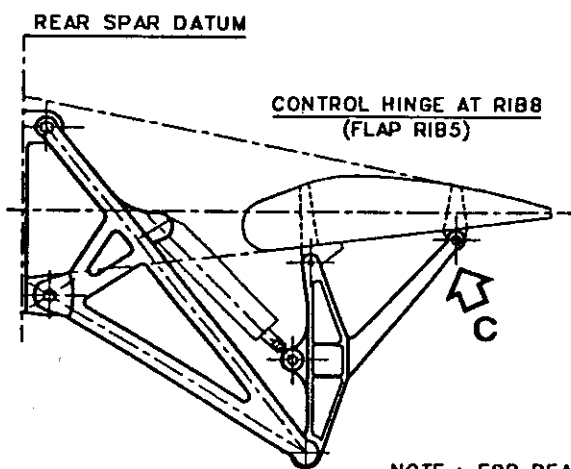
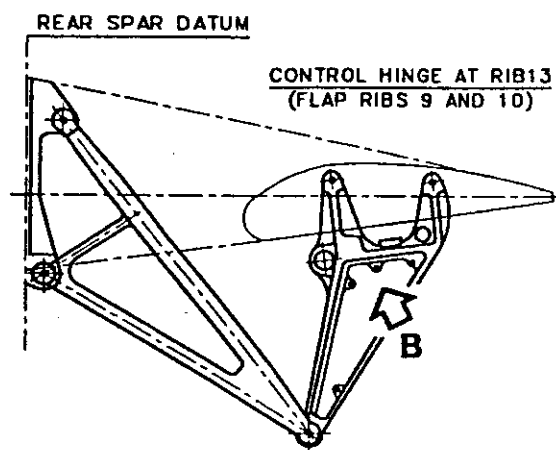
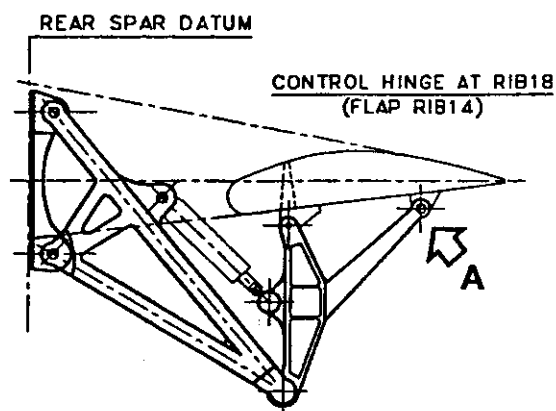
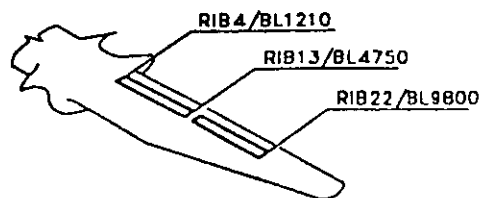
- Vát mép đường kính ngoài bạc :  $0,2 \text{ mm} \times 45^\circ$  ( $0,008 \text{ in} \times 45^\circ$ ) để dễ lắp ráp vào lỗ ở Rib.

- Lắp ráp bạc vào lỗ ở Rib.

Ở đây dùng lắp ghép ép chặt, có độ đôi lớn. Để dễ dàng khi lắp ghép người ta nhúng bạc lót vào Nitơ lỏng ( $-196^\circ \text{C}$ ) đến khi hết sôi, bạc đã co lại, đường kính ngoài của bạc lót nhỏ lại, dễ dàng lắp vào lỗ ở Rib và giữ ở vị trí lắp đến khi bạc có nhiệt độ phòng. Đến nhiệt độ phòng bạc lót nở ra ép cứng vào lỗ.

ATA 57-50-00

**END!**

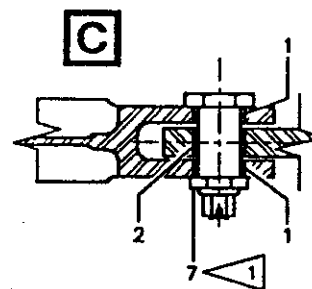
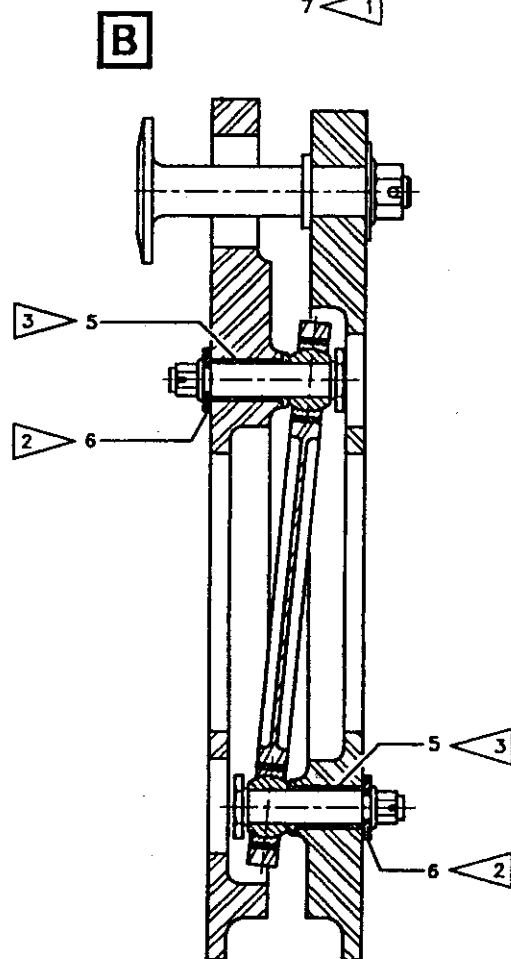
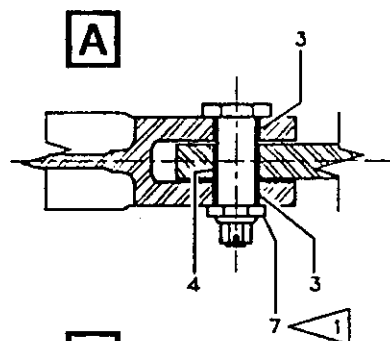
**ATR**

NOTE : FOR REAMING DATA SEE SHEET 2

Trailing Edges - Repairs  
Repair of Flap Hinge Arms  
Figure 401 (Sheet 1)

51

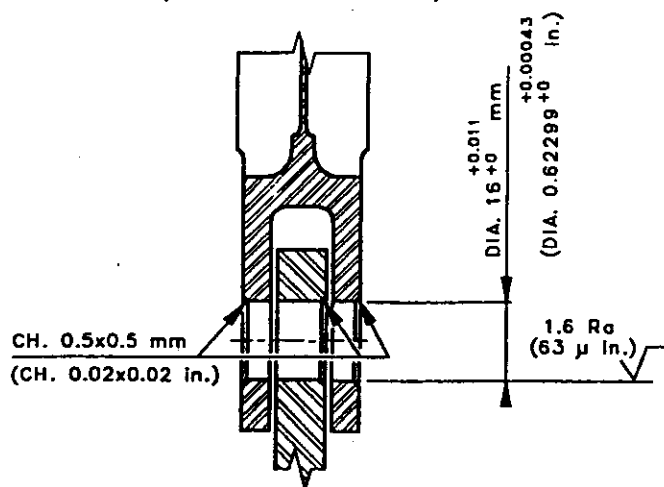
Printed in France

**57-50-00**Page 403  
Oct 01/98

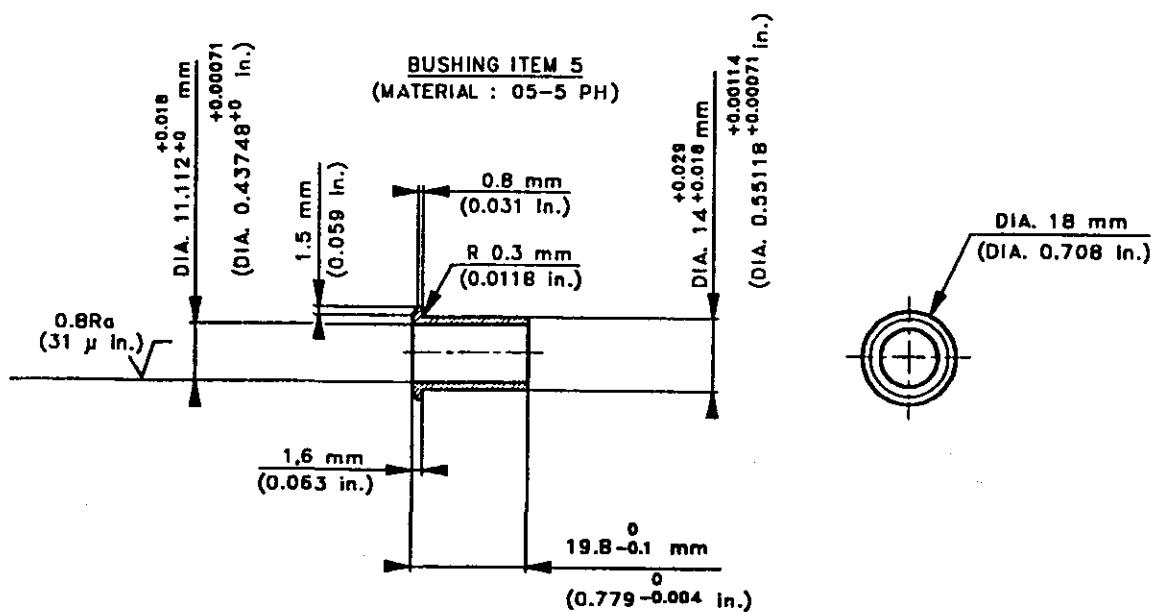
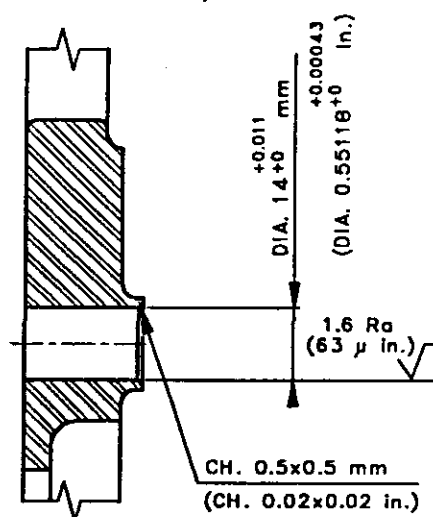
RS5 57 50 00 4 AAMA - 01

R

REAMING AT RIB8 AND RIB18  
(BEFORE BUSHING INSTL)



REAMING AT RIB13  
(BEFORE BUSHING INSTL)

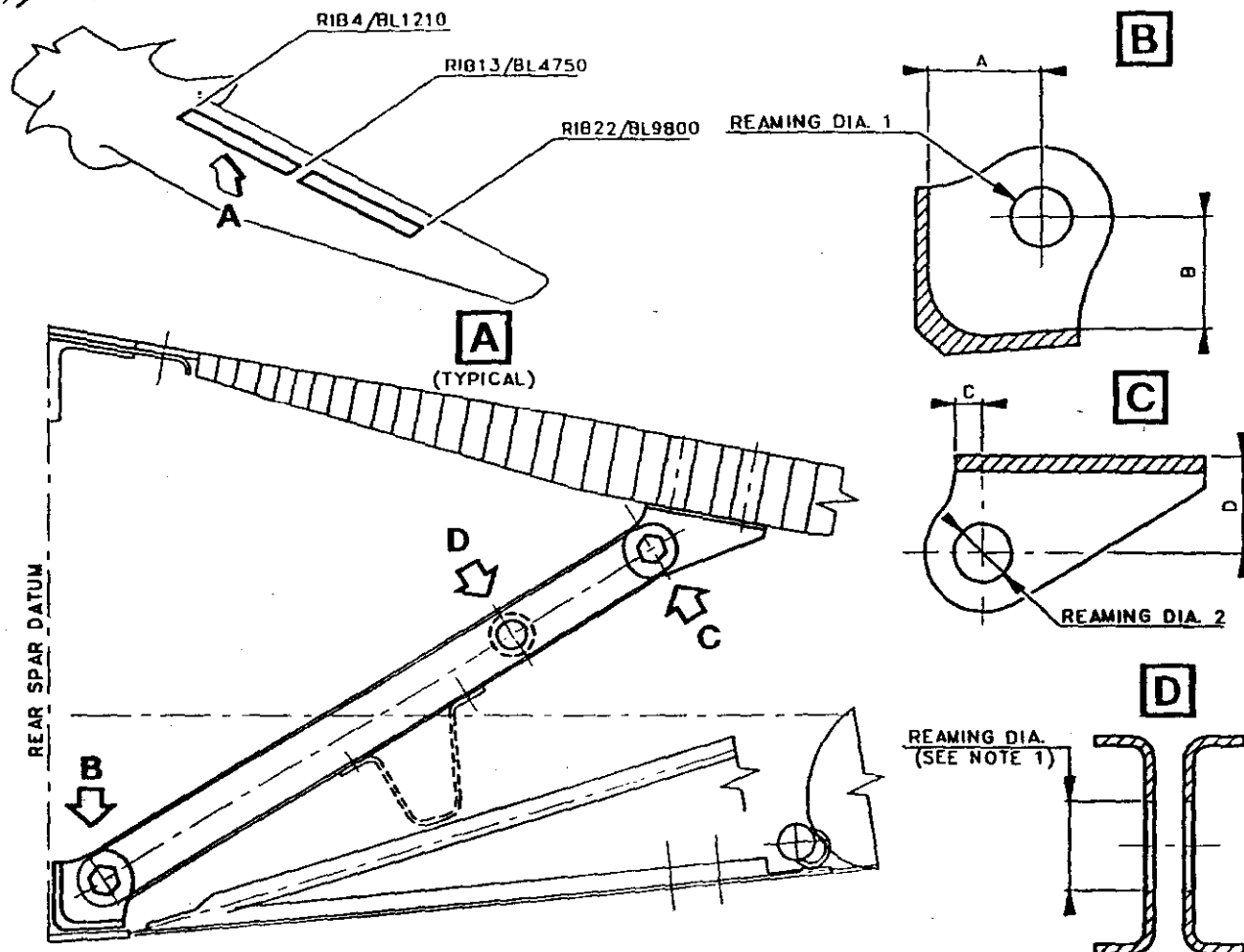


- 1 DO NOT REINSTALL WASHER NSA 5305-5 REPLACED BY WASHER ITEM 7
- 2 DO NOT REINSTALL WASHER AN 960-516 REPLACED BY WASHER ITEM 6
- 3 DO NOT REINSTALL WASHER AN960-716 REPLACED BY SHOULDER OF ITEM 5

Trailing Edges - Repairs  
Repair of Flap Hinge Arms  
Figure 401 (Sheet 2)

57-50-00

Page 404  
Jul 01/97



|            | LOCATION<br>FLAP | A           | B           | C        | D           | REAM. DIA. 1 AND 2                                                               |
|------------|------------------|-------------|-------------|----------|-------------|----------------------------------------------------------------------------------|
|            | mm (in.)         | mm (in.)    | mm (in.)    | mm (in.) | mm (in.)    | mm (in.)                                                                         |
| INNER FLAP | 1557 (61.30)     | 22,5(0.889) | 22(0.866)   | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 1985 (78.15)     | 22,5(0.889) | 22(0.866)   | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 2535 (99.80)     | 20,5(0.807) | 20,2(0.795) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 3202 (126.06)    | 22,5(0.889) | 22(0.866)   | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 3724 (146.61)    | 23(0.906)   | 23,5(0.925) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 4400 (173.23)    | 21,5(0.846) | 21,8(0.858) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
| OUTER FLAP | 300 (11.81)      | 22,5(0.889) | 23(0.906)   | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 1110 (43.70)     | 19,5(0.768) | 20,3(0.799) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 10 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.39370 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> )  |
|            | 1840 (72.44)     | 19,5(0.768) | 19,1(0.752) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 8,5 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.33464 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> ) |
|            | 2556 (100.63)    | 19,5(0.768) | 19,8(0.780) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 8,5 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.33464 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> ) |
|            | 3180 (125.20)    | 19,5(0.768) | 19,8(0.780) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 8,5 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.33464 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> ) |
|            | 3645 (143.50)    | 19,5(0.768) | 19,8(0.780) | 7(0.276) | 22,4(0.882) | 8,5 <sup>+0.015</sup> <sub>-0</sub> (0.33464 <sup>+0.00059</sup> <sub>-0</sub> ) |

NOTE : FOR CONNECTING PARTS, SEE SHEET 2 (DETAILS E AND F)

NOTE 1 : ROD REAM. DIA. BETWEEN RIB4 AND RIB16 = 12<sup>+0.018</sup><sub>-0</sub> mm (0.47244<sup>+0.00071</sup><sub>-0</sub> in.)

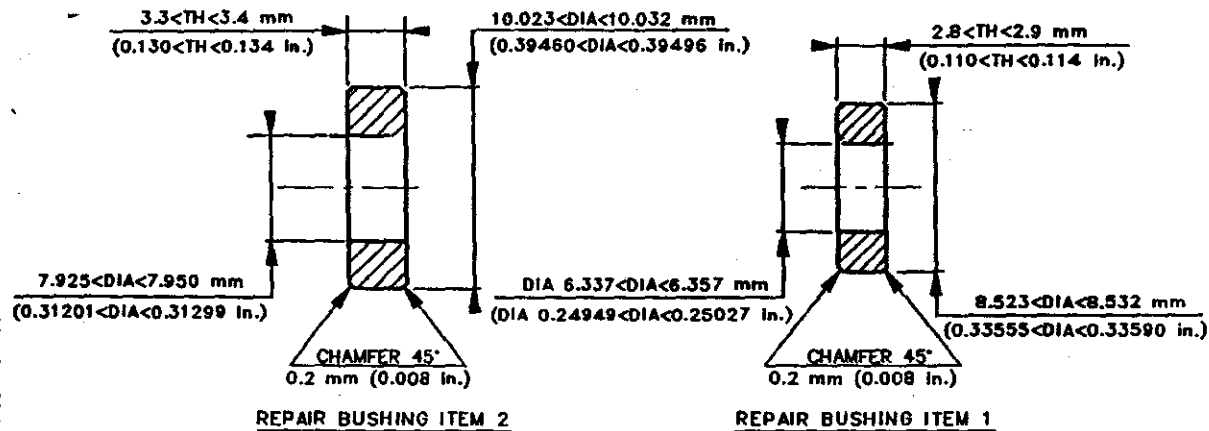
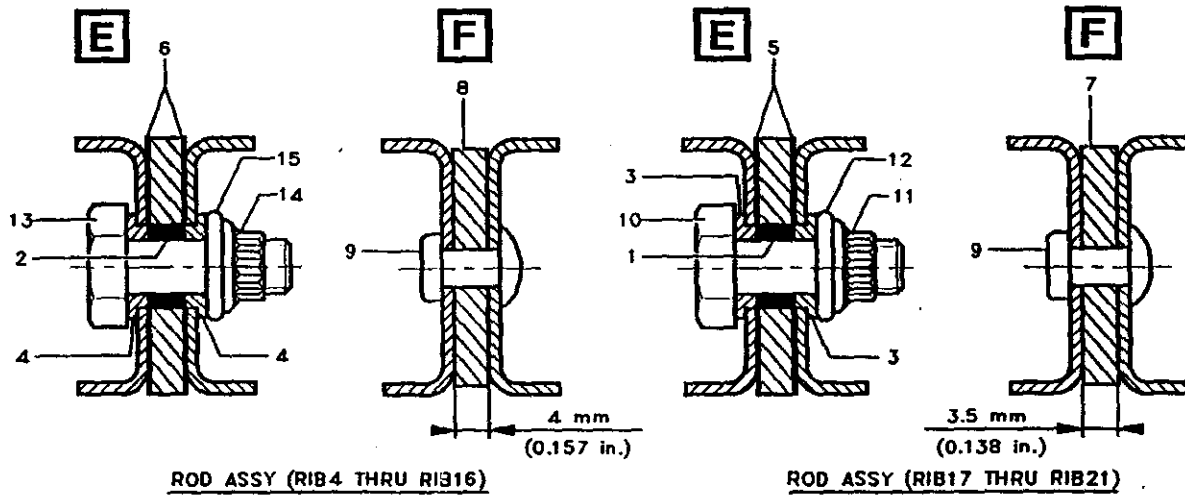
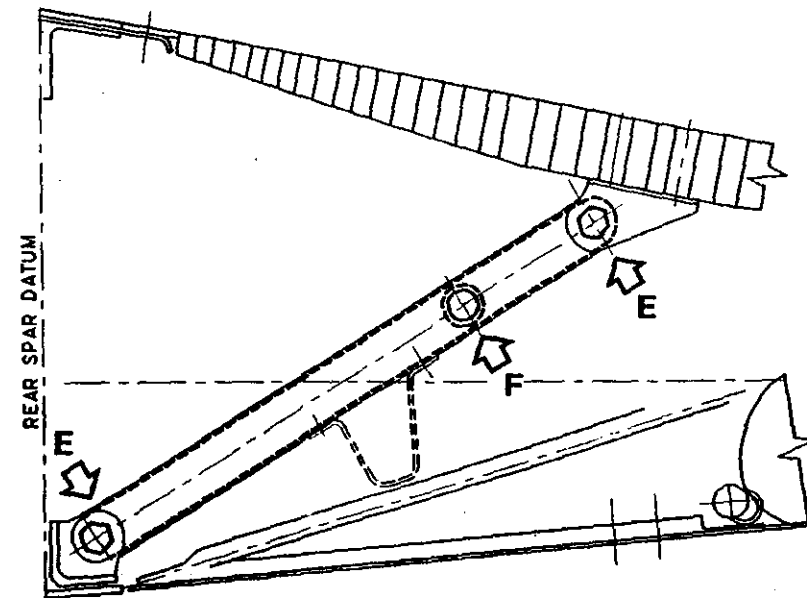
ROD REAM. DIA. BETWEEN RIB17 AND RIB21 = 10<sup>+0.015</sup><sub>-0</sub> mm (0.39370<sup>+0.00059</sup><sub>-0</sub> in.)

### Trailing Edges - Repairs

#### Repair of Upper Surface Trailing Edge

#### Attachment Rods

#### Figure 402 (Sheet 1)



### Trailing Edges - Repairs

#### Repair of Upper Surface Trailing Edge Attachment Rods

Figure 402 (Sheet 2)

57-50-00

Page 408  
Apr 01/01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU TÀI LIỆU SRM ATR-72**

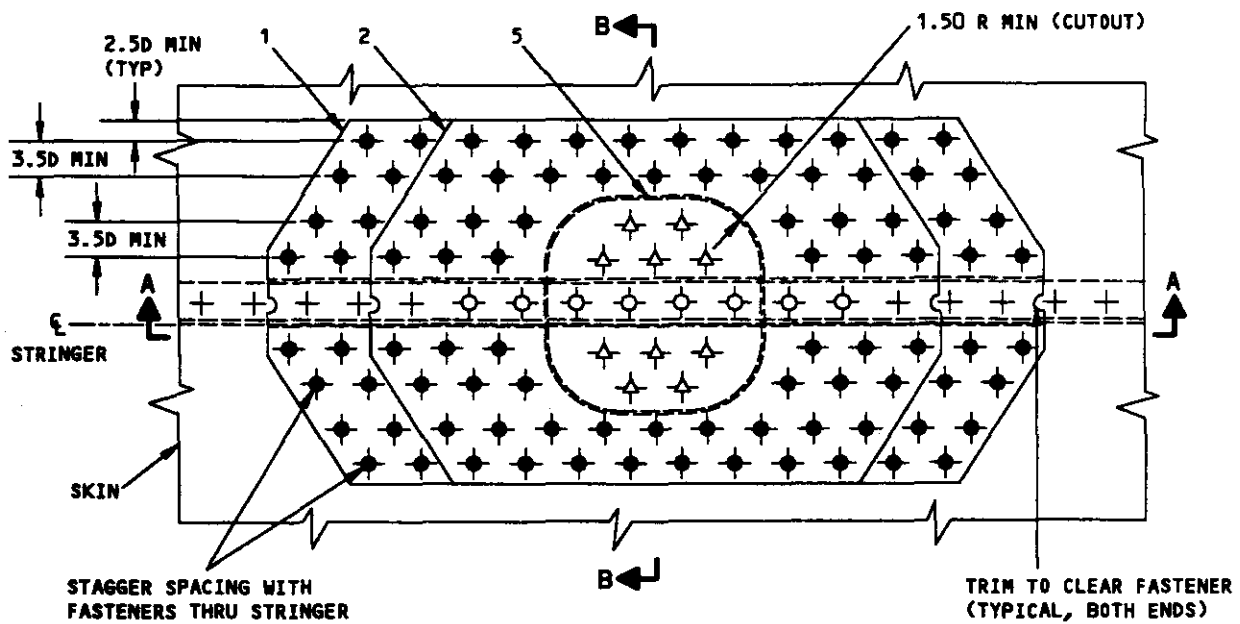
**MỤC LỤC**

|                                                                                                                                                    | Trang     |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>I. HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG TÀI LIỆU SRM-ATR72</b>                                                                                             | <b>1</b>  |
| 1. Cách giải quyết chung                                                                                                                           | 1         |
| 2. Nguyên tắc kỹ thuật chung                                                                                                                       | 3         |
| 3. Hướng dẫn sử dụng sổ tay                                                                                                                        | 5         |
| <b>CHAPTER 51. GIỚI THIỆU CHUNG VỀ SỬA CHỮA KẾT CẤU .....</b>                                                                                      | <b>18</b> |
| 51-73-10. Giới thiệu chung về rò rỉ nhiên liệu H1,2,3. Trang 1,2,3 và trang 1-13 .....                                                             | 18        |
| <b>CHAPTER 52. SỬA CHỮA CỬA MÁY BAY .....</b>                                                                                                      | <b>20</b> |
| 52-00-00. Sửa chữa phẳng vỏ bọc bên ngoài cửa . Hình 402. Trang 402 - 409 .....                                                                    | 20        |
| 52-00-00. Sửa chữa ngoài vỏ bọc ngoài cửa và Frame. Hình 403. Trang 410 - 413 .....                                                                | 22        |
| 52-00-00. Sửa chữa Frame cửa. Hình 404. Trang 414 - 417 .....                                                                                      | 23        |
| 52-11-00. Sửa chữa bề mặt Bulông Shoot của buồng hành khách, người lái. Hình 406. Trang 438 - 445,446 .....                                        | 24        |
| <b>CHAPTER 53. SỬA CHỮA THÂN MÁY BAY .....</b>                                                                                                     | <b>25</b> |
| 53-00-00. Sửa chữa bên ngoài vỏ bọc thân tại Stringer. Hình 406 (tờ 1,2) Trang 422-425 .....                                                       | 25        |
| 53-00-00. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại Frame (không có Pad vỏ bọc) . Hình 409 (tờ 1-3)434-437B .....                                                  | 27        |
| 53-00-00. Sửa chữa Frame hư hỏng nặng . Hình 416 (tờ 1,2), trang 462-465B.....                                                                     | 28        |
| 53-00-00. Giới thiệu chung về thân máy bay sửa chữa phẳng vỏ bọc mối ghép chồng chạy dọc giữa các Frame . Hình 423 (tờ 1,2,3), trang 490-493 ..... | 29        |
| 53-00-00. Sửa chữa ngoài vỏ bọc trên và dưới tại mối ghép chồng dọc Frame . Hình 424 (tờ 1,2,3),trang 492-497B.....                                | 30        |
| 53-00-00. Stringer ép đùn - sửa chữa Panel ngoài Stringer đặc biệt số 4, 5. Hình 427 (tờ 1,2), trang 498-498 11B.....                              | 31        |
| 53-00-00. Sơ đồ sửa chữa nối thanh trượt ghế . Hình 434 ( tờ 1-5) trang 489.50 - 489.57 .....                                                      | 32        |
| 53-00-00. Sơ đồ sửa chữa nối Bean sắn . Hình 435, trang 498.58-498.59,498 -61 .....                                                                | 34        |
| 53-81-40. Sửa chữa phẳng hư hỏng Frame tại vị trí STA 22170/FR47 H 401 (1,2,3), trang 402-411 .....                                                | 35        |

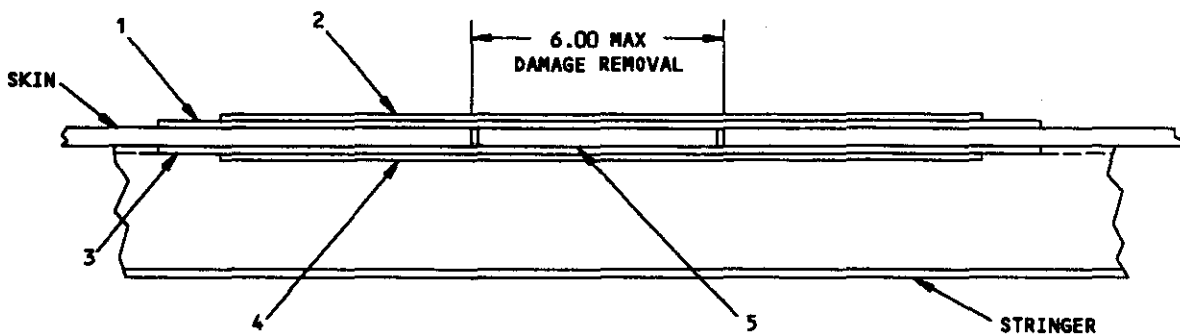
# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



PLAN VIEW - LOWER SKIN



SECTION A-A

Center Wing Interspar Lower Skin Repair at a Stringer  
Figure 204 (Sheet 2)

0120 8 00000

# STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**Center Wing Interspar Lower Skin Repair at a Stringer**  
**Figure 204 (Sheet 3)**

300

Page 212  
Nov 15/90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-20-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc ở phía trên ở xà dọc giữa/ InterSpar cánh ngoài tại xà nẹp/ Stringer. - Hình 202 (từ 1 đến 5), trang 205 đến 209.**

**7.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc phía trên xà dọc giữa/ Inter Spar cánh ngoài tại Stringer.**

- Bề dày tổng các Plates dày hơn vỏ bọc tối thiểu 1,25 đủ đảm bảo phục hồi độ bền chỗ vỏ bọc hỏng.

Hình dáng và kích thước các Plates : Hình tám cạnh vừa phù hợp hàng đinh tán lắp đặt So le, vừa giảm tập trung ứng suất vào vỏ bọc do mép Plate tác dụng, tăng độ cứng về phía Stringer.

Theo chiều chịu lực chính dọc Stringer, các Plates 3, 2, 1 rộng hơn lắp đặt được một hàng đinh tán để giảm dần độ bền ở mép Plate và giảm tập trung ứng suất tập trung ở mép miếng vá vào vỏ bọc và vẫn tăng độ bền chỗ hỏng cắt bỏ và phân phối độ bền chung của mối ghép đinh tán.

- Angle 6, 7 được gia công cơ khí tạo bậc để giảm trọng lượng và sử dụng hợp lý độ bền Flange, giảm tập trung ứng suất vào miếng vá.

Chỗ cắt bỏ có bán kính lượn góc R6 in (152,4 mm) là bán kính lượn rất lớn nên giảm tập ứng suất tập trung ở góc lượn nhiều.

- Sửa chữa này cho phép hư hỏng không được gắn lỗ vào, các chỗ liên kết chính (Engine support, Drag Strut, Flap Support, Landing gear beam, trunnion) hoặc giữa Stringer 7 và 9.

- Sửa chữa này có ưu điểm tạo mặt phẳng ngoài. Phục hồi được độ bền, không phải cắt bỏ Stringer và nối lại.

- Do các tấm Plate không liên, phải cắt rời nên phải dùng Angle 6,7 để liên kết tăng cường giữa Stringer, Filler, Plates vào vỏ bọc.

Truyền tải trọng của vỏ bọc vào các Plates, các Plates truyền qua vỏ bọc vào Stringer ngay tiếp giáp.

*Nhược điểm :* Các Plates phải cắt rời nên phải dùng Angle 6, 7 tăng cường liên kết nối.

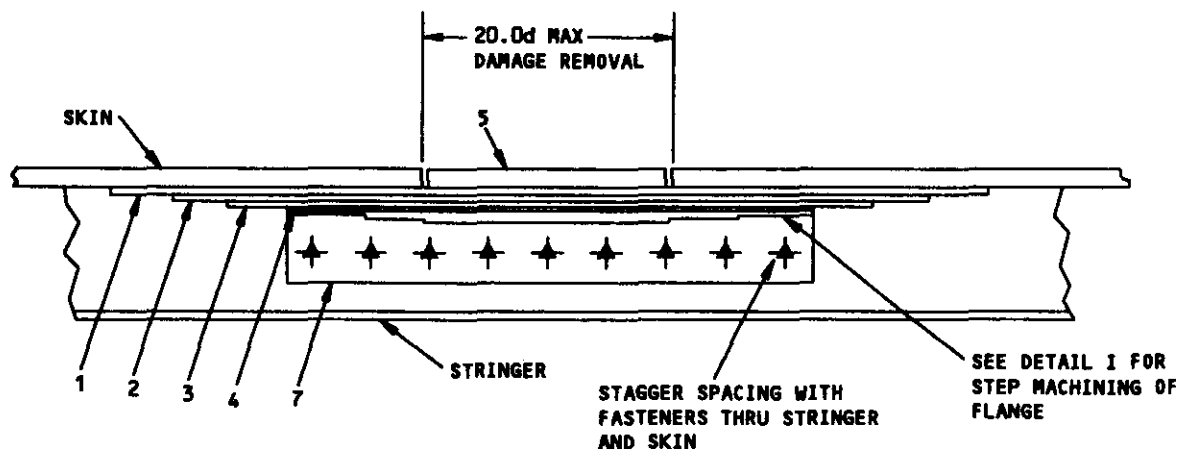
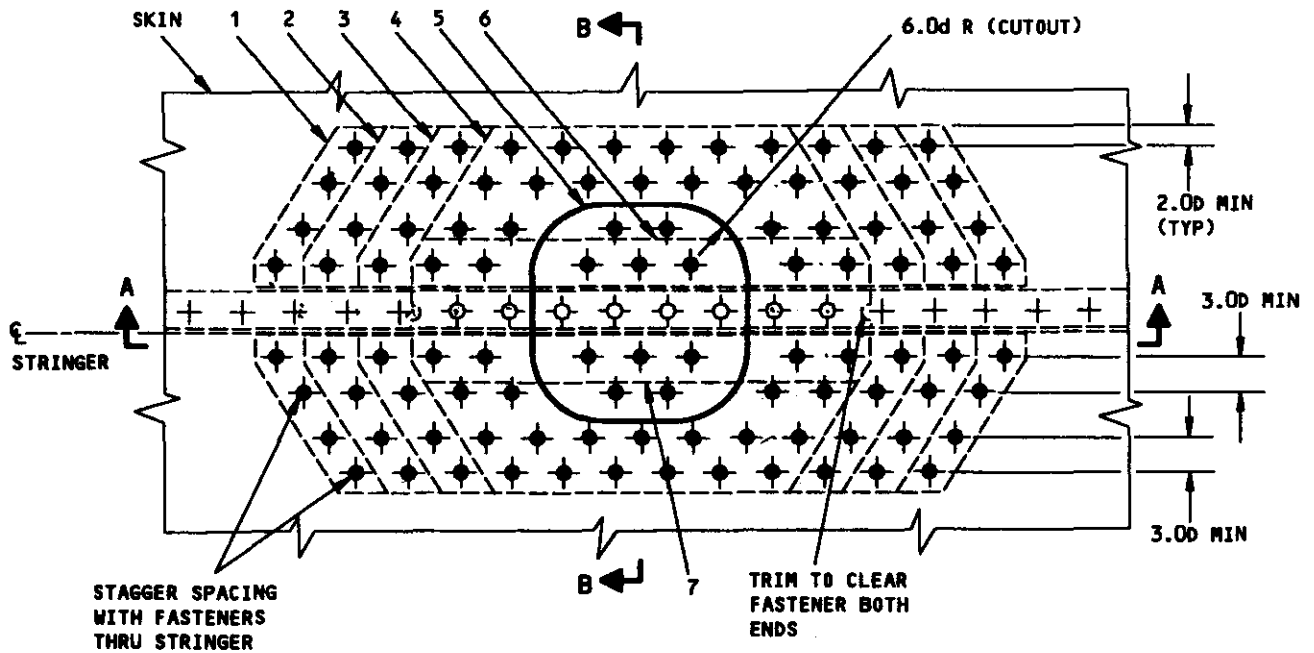
**7.2- Đề xuất phương án sửa chữa phẳng vỏ bọc trên ở xà dọc giữa/ Inter Spar cánh ngoài.** Cắt bỏ Stringer bằng chiều dài tấm nối, và sửa chữa nối Stringer. Xem 57-20-03. Sửa chữa này các Plates không phải làm thành hai phần.

**ATA 57-20-01**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

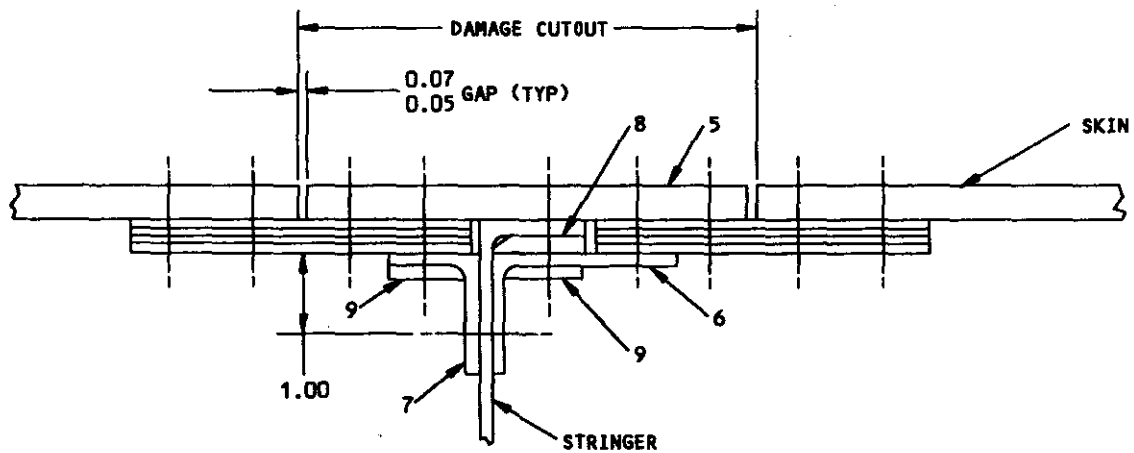


SECTION A-A

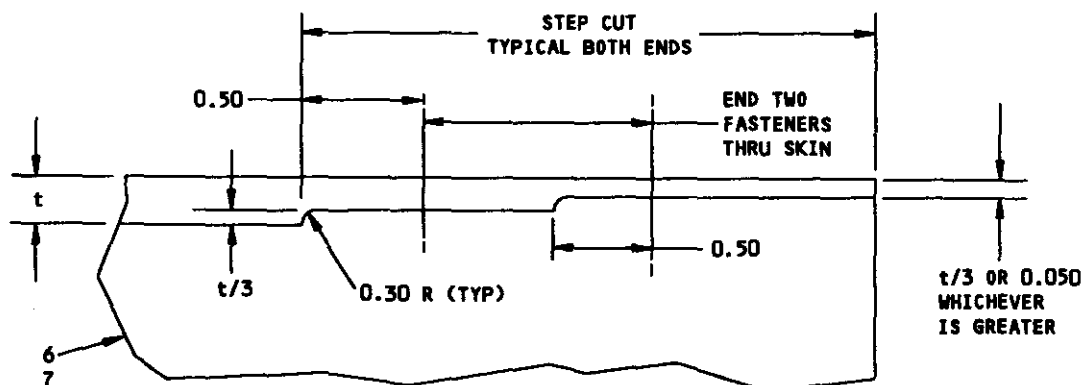
Outer Wing Interspar Upper Skin Flush Repair at a Stringer  
Figure 202 (Sheet 3)

# BOEING 767

## 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION B-B  
(ROTATED CLOCKWISE 90°)



DETAIL I

Outer Wing Interspar Upper Skin Flush Repair at a Stringer  
Figure 202 (Sheet 4)

57-20-01

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-20-01. Sửa chữa gỉ bề mặt dới vỏ bọc cánh tại chỗ mở cửa vào thùng nhiên liệu. - Hình 206 (từ 1 đến 5), trang 220 đến 224.**

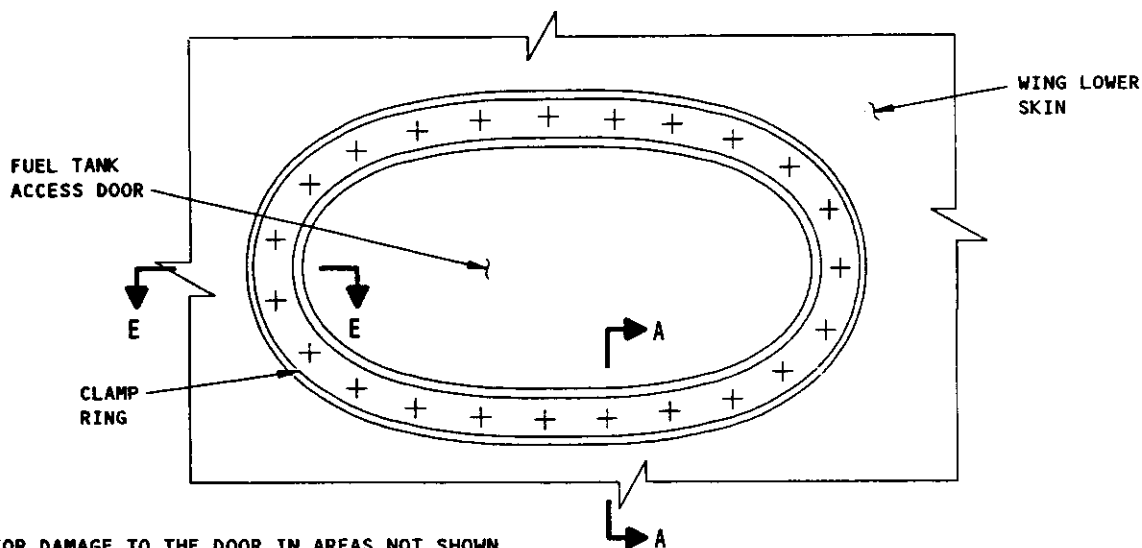
**7.1-Phân tích phương án sửa chữa gỉ bề mặt dới vỏ bọc cánh tại chỗ mở cửa vào thùng nhiên liệu.**

Cửa vào thùng nhiên liệu phải được liên kết điện vào vỏ bọc cánh qua chỗ bề mặt tiếp xúc liên kết điện phải lớn hơn 50%.

- Thùng dầu được bọc lớp cao su chịu dầu, cách điện với kết cấu thân máy bay. Nhiên liệu dầu đốt có độ nhớt khi bị chuyển động do ma sát trong tạo ra các điện tích ion dương, ion âm tích tụ trong dầu. Các điện tích này không được truyền ra mát (vỏ máy bay). Nếu các chỗ tiếp mát không bắt chặt, không tiếp xúc tốt sẽ sinh ra phóng tia lửa điện, là nguyên nhân gây cháy, nổ.
- Không cho phép sửa chữa hư hỏng bề mặt lắp ghép vỏ bọc cửa của cửa vào thùng nhiên liệu. Xem Detail I hư hỏng phải thay thế cửa mới. Bề mặt lắp ghép này bảo đảm định vị, tiếp xúc, giữ vòng bịt kín chặt không cháy dầu đốt.
- Cửa vật liệu kết hợp/Composite không sửa khi hỏng, phải thay thế.
- Không sơn lót vào bề mặt dưới của cửa, hoặc vỏ bọc dưới, hoặc bề mặt trên vòng kẹp để bảo đảm dẫn điện tốt.
- Làm các vết ép của Knitted Aluminum Gasket khi chiều sâu vết ép lớn hơn 0,005 in (0,127 mm).
- Sửa chữa gỉ bề mặt dưới vỏ bọc cánh là phải chú ý đúng chỉ dẫn cho phép của nhà chế tạo, nếu không có chỉ dẫn chỗ hư hỏng phải hỏi ý kiến nhà chế tạo. Mục đích sửa chữa phải bảo đảm:
  - Không chảy dầu.
  - Các tiếp mát phải bảo đảm không để phóng tia lửa điện gây nguy hiểm cháy nổ.

**ATA 57-20-01**

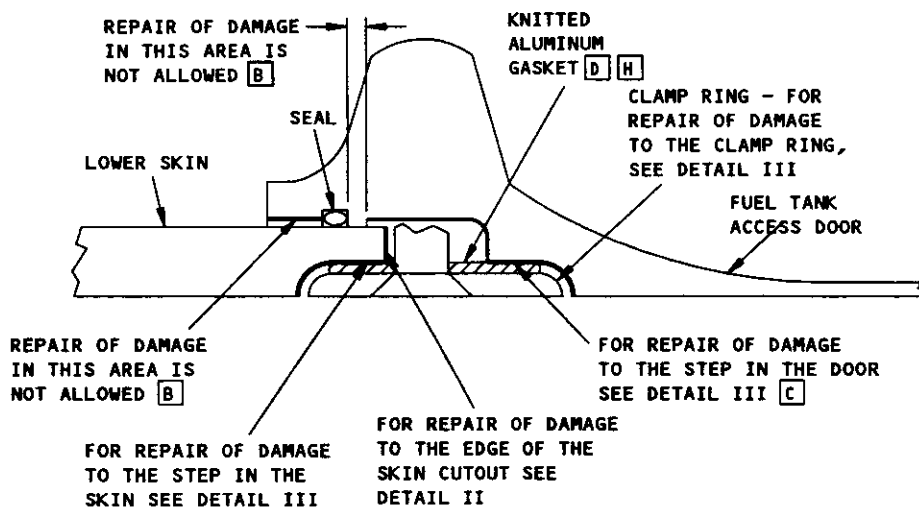
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**NOTE:** FOR DAMAGE TO THE DOOR IN AREAS NOT SHOWN CONTACT THE BOEING COMPANY FOR ALLOWABLE DAMAGE LIMITS. [C]

SEE DETAIL IV FOR ELECTRICAL BONDING REQUIREMENTS.

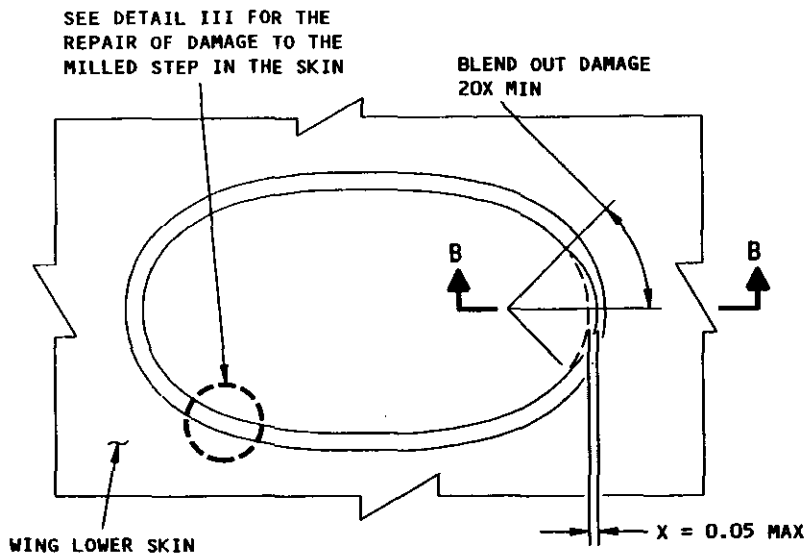
**BOTTOM VIEW  
FUEL TANK ACCESS DOOR  
DETAIL I**



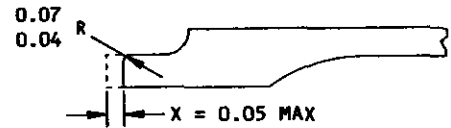
**SECTION A-A**

**Wing Skin Lower Surface - Corrosion Repair at Fuel Tank Access Door Cutouts  
Figure 206 (Sheet 2)**

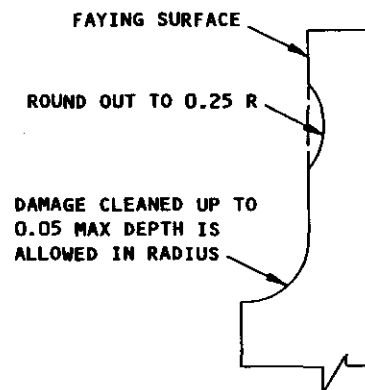
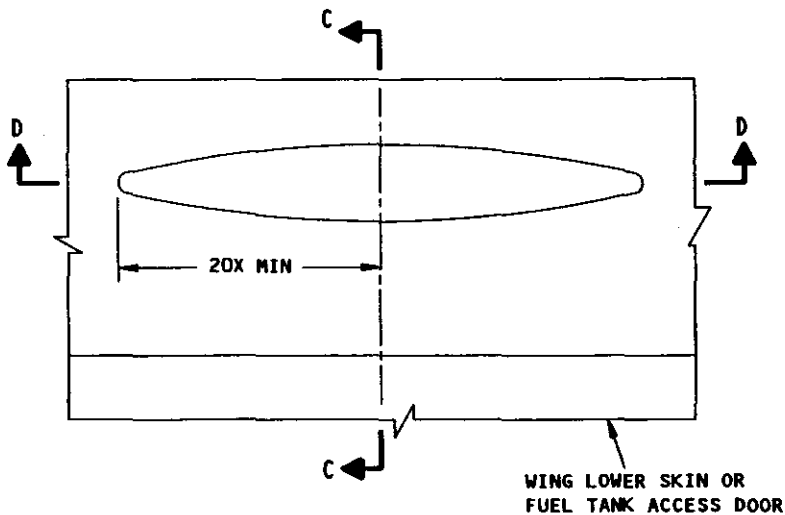
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



BOTTOM VIEW - DOOR NOT SHOWN  
DAMAGE REMOVAL AT THE EDGE OF THE SKIN CUTOUT  
DETAIL II

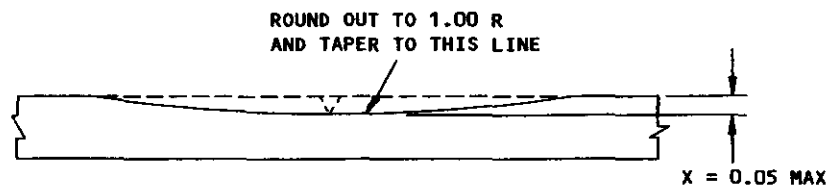


TYPICAL BLENDOUT AROUND  
DOOR CUTOUT PERIPHERY  
SECTION B-B



SECTION C-C

DAMAGE REMOVAL ON THE MILLED STEP IN THE SKIN OR  
FUEL TANK ACCESS DOOR OR CLAMP RING  
DETAIL III [C] [H]



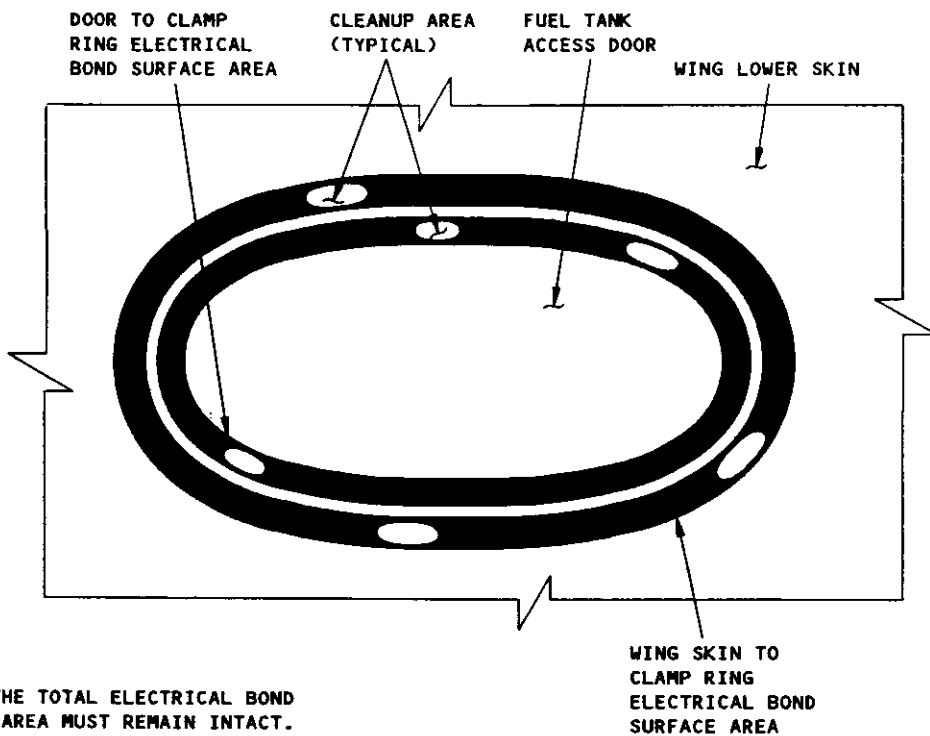
SECTION D-D

Wing Skin Lower Surface - Corrosion Repair at Fuel Tank Access Door Cutouts  
Figure 206 (Sheet 3)

57-20-01

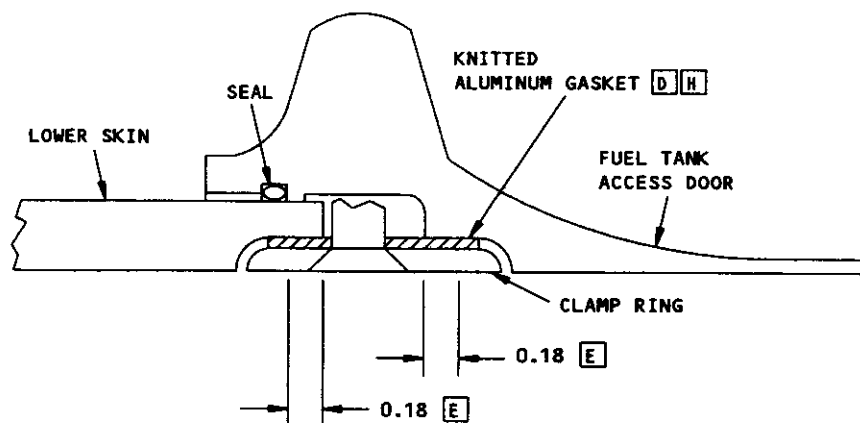


767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



**NOTE:** 50% OF THE TOTAL ELECTRICAL BOND SURFACE AREA MUST REMAIN INTACT. FOR ELECTRICAL BOND SURFACE AREA LOSS GREATER THAN 50%, CONTACT THE BOEING COMPANY.

BOTTOM VIEW - CLAMP RING NOT SHOWN

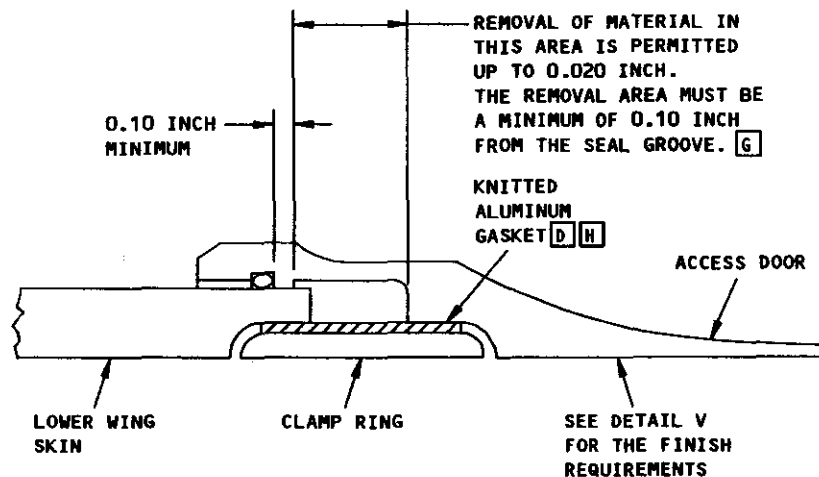


REQUIREMENTS FOR ELECTRICAL BONDING  
DETAIL IV A

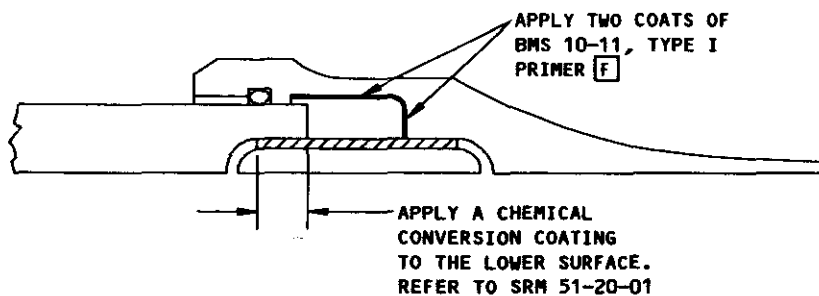
Wing Skin Lower Surface - Corrosion Repair at Fuel Tank Access Door Cutouts  
Figure 206 (Sheet 4)

57-20-01

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION E-E



FINISH REQUIREMENTS FOR ACCESS DOOR AND LOWER SKIN  
DETAIL V

Wing Skin Lower Surface - Corrosion Repair at Fuel Tank Access Door Cutouts  
Figure 206 (Sheet 5)

57-20-01



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-20-90. Sửa chữa lỗ tai đỡ mang tải trọng ở dưới cánh với lắp đặt bạc lót lắp ghép có độ dôi (ép chặt). - Hình 202 (từ 1 đến 7), trang 205 đến 211.**

**7.1- Áp dụng :** Sửa chữa này là áp dụng từ CUM LINES 1 đến 663 A

*Chú ý:* Sửa chữa này sử dụng quy trình lắp ghép có độ dôi để lắp bạc lót thay thế vào lỗ tai đỡ mang tải dưới cánh. Doa lỗ lắp ghép khi có hư hỏng do gỉ, mòn, xước hoặc do dịch chuyển hoặc bạc lót quay tròn. Phải dùng dụng cụ doa lỗ đặc biệt để loại bỏ hư hỏng khỏi chỗ lắp ghép và vát mép. Bộ dụng cụ bao gồm tháo bạc lót, doa lỗ lắp ghép, cắt, vát, mài nghiêng (không) lỗ doa, lắp đặt và ép bạc lót mới.

**7.2- Tháo tháo thanh giằng động cơ/Engine Strut khỏi cánh. Tháo các thành phần cần thiết để có lối vào lỗ tai đỡ mang tải bên dưới cánh.**

**7.3- Tháo bạc lót dịch chuyển hoặc hư hỏng từ lỗ tai đỡ mang tải. Dùng dụng cụ chuyên dùng tháo bạc lót.**

**7.4- Dùng dòng xoáy tần số cao để tìm chỗ hỏng ở lỗ tai đỡ.**

**7.5- Nếu lỗ tai đỡ không có gỉ, mòn, xước, tiếp tục quy trình gia công cắt ở bước 7.**

*Chú ý:* Phải bảo đảm dụng cụ doa thẳng đúng vị trí trước khi doa. Nếu dụng cụ không thẳng đúng vị trí thì cắt sai vị trí hoặc hư hỏng không được loại bỏ trước khi đường kính lỗ vượt quá giới hạn cho phép. Sau khi chỉnh thẳng đúng vị trí, không tháo dụng cụ doa trước khi gia công hoàn chỉnh.

**7.6- Lắp đặt dụng cụ theo yêu cầu. Làm bảo đảm dụng cụ lắp thẳng đúng tâm lỗ doa.**

**7.7- Gia công doa lỗ mỗi lần tăng 0,02 in (0,508 mm) đường kính là cần để đủ cắt gọt loại vết hỏng.** Không làm lỗ đường kính lớn hơn 2.1810 in (55.3974 mm). Vật liệu tai đỡ mang tải trọng là 7175-T736 hoặc 7050-T74. Kiểm tra cho ở bước 3 và lắp lại gia công doa lỗ tăng 0,02 in đường kính tới khi loại hết hư hỏng.

Nếu đường kính lỗ cắt lớn hơn 2.2010 in, thì thay thế chỉ dẫn sửa chữa từ công ty Boeing.

**ATA 57-20-90**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**7.8- Các vết bề mặt tấm trong/Inboard và tấm ngoài/Outboard của tai đỡ mang tải trọng cần thiết loại bỏ chỗ hỏng.** Đường kính lớn nhất của vết bề mặt là 3.0 inch và chiều sâu lớn nhất cho phép loại vật liệu ở mỗi mặt là 0,020 inch.

**7.9- Hoàn thiện bề mặt gia công trên máy của lỗ tai đỡ có độ nhám nhỏ Ra 125 microinch hoặc tốt hơn.**

**7.10- Vát mép lỗ 0,050 đến 0,055 x 45°**

**7.11- Tháo dầu định vị doa khỏi lỗ tai đỡ.**

**7.12- Flap peen đường kính trong của lỗ tai đỡ và vát mép.**

**7.13- Làm hoàn thiện bề mặt lỗ doa của lỗ tai đỡ đạt R32 microinches hoặc tốt hơn.** Độ tròn đường kính của lỗ 0,0003 in hoặc nhỏ hơn. Đường kính lỗ lớn nhất cho ở bước 7.

**7.14- Đo đến 4 số thập phân và ghi đồng kính của lỗ tai đỡ trước khi áp dụng sơn lót và chất bịt kín.** Đây là kích thước "B" chỉ ở chi tiết I, tiết diện A-A.

**7.15- Tính toán kích thước "A" của bạc lót quá cỡ.** Đường kính ngoài của bạc lót sửa chữa phải lớn hơn đường kính lỗ "B" 0,0025 đến 0,0042 in được ghi ở bước 4 cho lắp ghép có độ dôi. Xem Detail IV để tìm kích thước "A".

**7.16- Làm bạc lót sửa chữa từ 112T7103-16 hoặc xem bảng I và chi tiết II, IV.** Làm đường kính ngoài bạc lót như tính toán ở bước 15. Điều chỉnh chiều dài bạc lót bằng cắt một đầu để bảo đảm ép đúng.

**7.17- Gia công rãnh chữa mỡ. Xem Detail II và IV.**

**7.18- Làm hoàn thiện bề mặt đồng kính ngoài của bạc lót và tất cả bề mặt khác độ nhám Ra 53 microinches.**

**7.19- Kiểm tra thẩm mẫu để phát hiện khuyết tật.**

**7.20- Mạ Cadmium bề mặt đường kính ngoài bạc như chỉ ở Detail II. Không mạ Cadmium bề mặt đường kính trong bạc lót.**

**7.21- Chuẩn bị bạc lắp đặt với phương pháp lắp co lại.**

Sử dụng Nitơ lỏng -320°F (-196°C). Ngâm bạc lót vào dụng cụ lắp đặt vào Nitơ lỏng đến khi dừng sôi.

ATA 57-20-90



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**7.22- Sử dụng dụng cụ lắp đặt thật nhanh bạc lót vào lỗ tai đỡ** làm bảo đảm rằng bạc lót là đúng tâm ở lỗ doa tai đỡ và giữ bộ phận lắp ráp ở vị trí tới khi cụm lắp ráp có nhiệt độ phòng.

**7.23- Đập ép bạc lót.** Sử dụng dụng cụ chuyên dùng và chỉ dẫn kèm theo. Lực đập ép 28,000 Pounds  $\pm$  2000 Pounds. Khe hở lớn nhất cho phép giữa Flange bạc lót đập ép và chỗ vát lỗ tai đỡ là 0,015 inch như chỉ ở Detail VIII.

**7.24- Mài nghiền (khôn)** đường kính trong của Bạc lót đến đường kính hoàn chỉnh 1,5810 đến 1,5822 in (40,1574 đến 40,1828 mm) chỉ ở Detail VII. Làm bề mặt có độ bóng Ra 32 microinches hoặc tốt hơn.

**7.25- Dùng chất làm kín BMS5-95 vào mép của Waged Flange** và bề mặt của phần lồi/Lug để làm kín khe hở không cho hơi ẩm vào. Tiến hành làm kín cả hai đầu bạc lót lắp đặt.

**7.26- Lắp đặt lại các thành phần đã tháo.**

**7.27- Phân tích sửa chữa lỗ ở tai đỡ lắp ghép bạc lót có độ dôi lớn của lỗ tai đỡ mang tải trọng dưới cánh.**

Trong quá trình làm việc dưới tác động của tải trọng va đập và rung động từ chốt lắp vào bạc lót, làm cho bạc lót mòn và xô dịch trong lỗ tai đỡ. Dẫn đến làm việc của bộ phận kết cấu không bình thường.

Sửa chữa ở đây là doa lỗ tai đỡ mỗi lần cắt lượng kim loại 0,020 in (0,508 mm) để bảo đảm cắt đến khi loại hết hư hỏng. Không doa đường kính lỗ lớn hơn 2.1010 inches (55,880 mm), nếu đường kính lớn hơn xin ý kiến công ty Boeing. Vì càng tăng lớn, lượng kim loại lấy đi càng nhiều, làm giảm độ bền của kết cấu.

Để bảo đảm lắp ghép có độ dôi lớn (ép chặt cứng) của bạc lót vào lỗ tai đỡ, đường kính ngoài của bạc sửa chữa "A" phải lớn hơn đường kính "B" đã đo và ghi lại chính xác đến 4 số thập phân ở (bóc 14) lỗ tai đỡ trước khi sơn lót và bịt kín là 0,0025 đến 0,0042 in (0,0635 đến 0,1067 mm).

Gia công bạc lót. Dùng vật liệu hợp kim Copper Beryllum C 17200, xử lý nhiệt dung dịch dầu Tubing đạt độ bền 120-145KSI.

Kích thước xem hình 202 (từ 6, 7).

Cần chú ý: Đường kính trong doa và mài nghiền (khôn) để đạt kích thước 1,5810 đến 1,5822 in, độ bóng Ra 32 microinches hoặc tốt hơn để lắp ghép với trục.

**ATA 57-20-90**

 **BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**NOTES**

- THIS REPAIR IS REFERRED TO IN SB 767-57-0063.
- D = FASTENER DIAMETER
- WHEN YOU USE THIS REPAIR REFER TO:
  - AMM 53-01-01 FOR REMOVAL AND INSTALLATION OF THE STRUT
  - NDT, PART 6, 57-04-01, FOR EDDY-CURRENT INSPECTION PROCEDURES
  - SOPM 20-10-03 FOR SHOT PEENING AND FLAP PEENING PROCEDURES
  - SOPM 20-10-09 FOR THE MACHINING OF COPPER BERYLLIUM ALLOYS
  - SOPM 20-20-02 FOR PENETRANT INSPECTION PROCEDURES
  - SOPM 20-41-02 FOR APPLICATION OF FINISHES
  - SOPM 20-42-05 FOR BRIGHT CADMIUM PLATING PROCEDURES
  - SOPM 20-43-01 FOR APPLICATION OF CHROMIC ACID ANODIZE COATING
  - SOPM 20-43-03 FOR APPLICATION OF CHEMICAL CONVERSION COATING
  - SOPM 20-50-03 FOR THE BUSHING REMOVAL AND INSTALLATION
  - SRM 51-10-01 FOR INVESTIGATION AND CLEAN UP OF DAMAGE
  - SRM 51-10-06 FOR REPAIR SEALING
  - SRM 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL.

**[A]** AN OVERSIZE EXPANDABLE BUSHING MAY BE INSTALLED AS AN OPTION. REFER TO SB 767-57-0063 FOR EXPANDABLE BUSHING PART NUMBERS. GET EXPANDABLE OVERSIZE BUSHINGS, SPECIAL TOOLS, PRICE AND AVAILABILITY, INSTALLATION KIT AND INSTRUCTIONS FROM FATIGUE TECHNOLOGY, INC. REFER TO:

• FATIGUE TECHNOLOGY, INC.  
P.O. BOX C-88388  
SEATTLE, WA. 98188  
PHONE NUMBER (206) 246-2010  
FAX (206) 244-9886

THIS TOOL KIT IS OPTIONAL AND NECESSARY ONLY IF THE EXPANDED FIT (FORCEMATE) BUSHING INSTALLATION PROCEDURE IS USED.

**[B]** THIS PROCEDURE IS NOT APPLICABLE FOR EXPANDED FIT (FORCEMATE) BUSHING INSTALLATION.

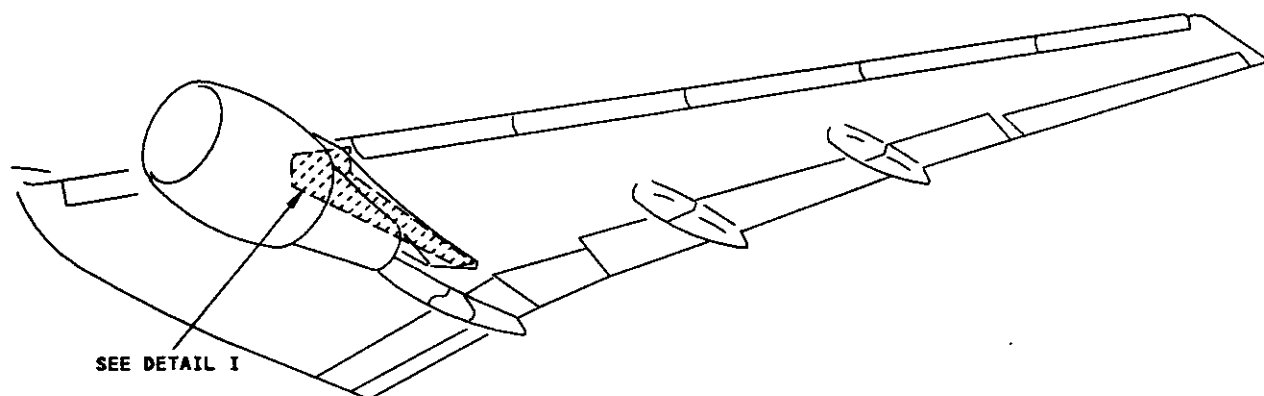
**[C]** ADJUST THE LENGTH OF BUSHING BY THE AMOUNT OF MATERIAL REMOVED ON THE SIDE FACES OF THE FITTING TO ENSURE PROPER SWAGED BUSHING RETENTION.

| REPAIR MATERIAL |                      |     |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|-----------------|----------------------|-----|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| PART            |                      | QTY | MATERIAL                                                                                                                                                                                                                                                                                                             |
| 1               | INBOARD LUG BUSHING  | 1   | 2.5 OD X 1.0 ID X 2.0 INCHES COPPER BERYLLIUM ALLOY (C17200) TUBING SOLUTION HEAT TREATED AS SPECIFIED IN AMS 4533 HT TR 120-145 KSI AS SPECIFIED IN BMS 7-353 TYPE II. THE USE OF THE MATERIAL ALUMINUM-NICKEL-BRONZE IS OPTIONAL. SEE DETAILS II AND IV. AS AN ALTERNATIVE, GET A 112T7103-16 BUSHING FROM BOEING. |
| 2               | OUTBOARD LUG BUSHING | 1   | 2.5 OD X 1.0 ID X 2.0 INCHES COPPER BERYLLIUM ALLOY (C17200) TUBING SOLUTION HEAT TREATED AS SPECIFIED IN AMS 4533 HT TR 120-145 KSI AS SPECIFIED IN BMS 7-353 TYPE II. THE USE OF THE MATERIAL ALUMINUM-NICKEL-BRONZE IS OPTIONAL. SEE DETAILS II AND IV. AS AN ALTERNATIVE, GET A 112T7103-16 BUSHING FROM BOEING. |

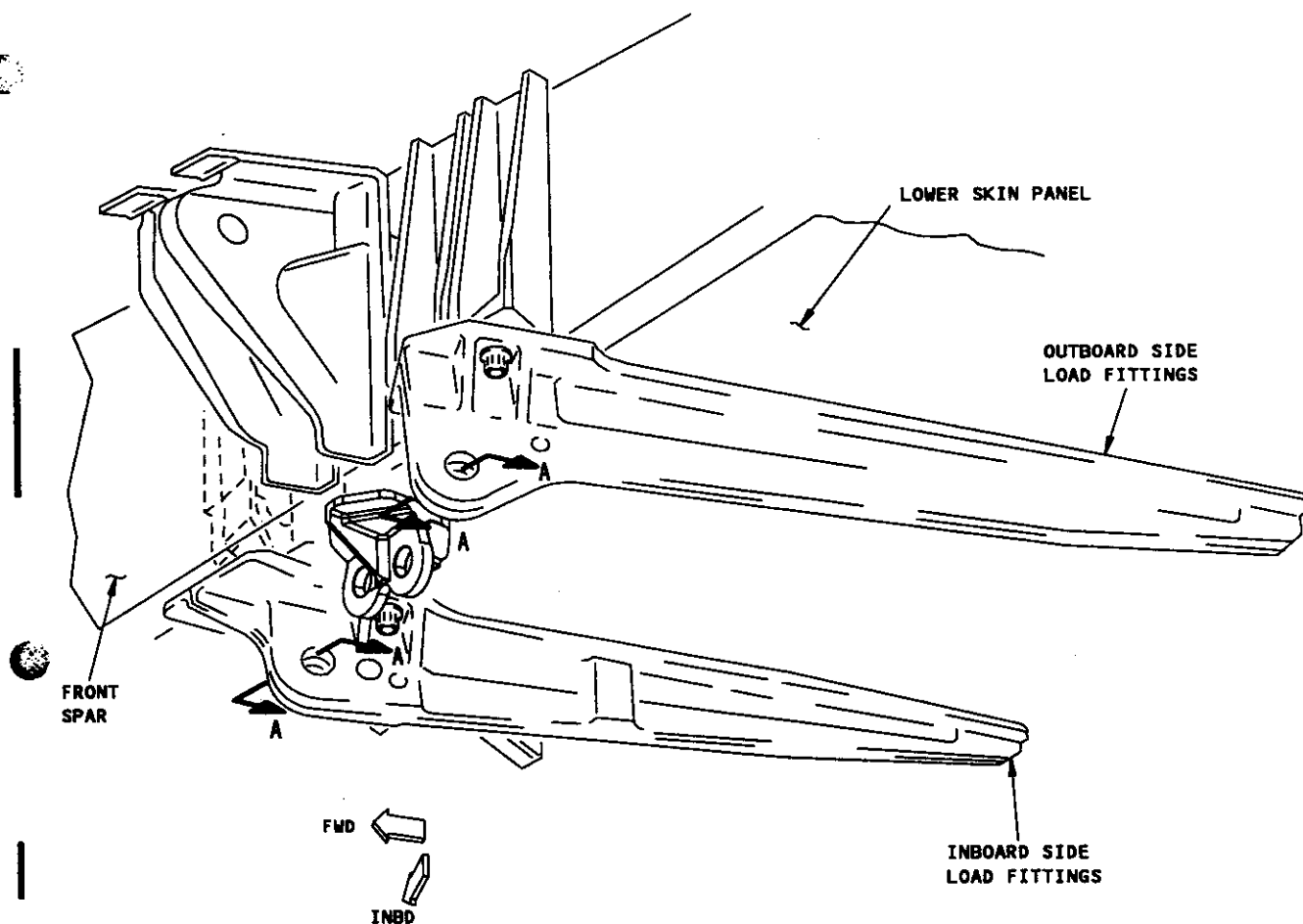
TABLE I

Underwing Side Load Fitting, Lug Hole Repair with  
Interference Fit Bushing Installation  
Figure 202 (Sheet 3)

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



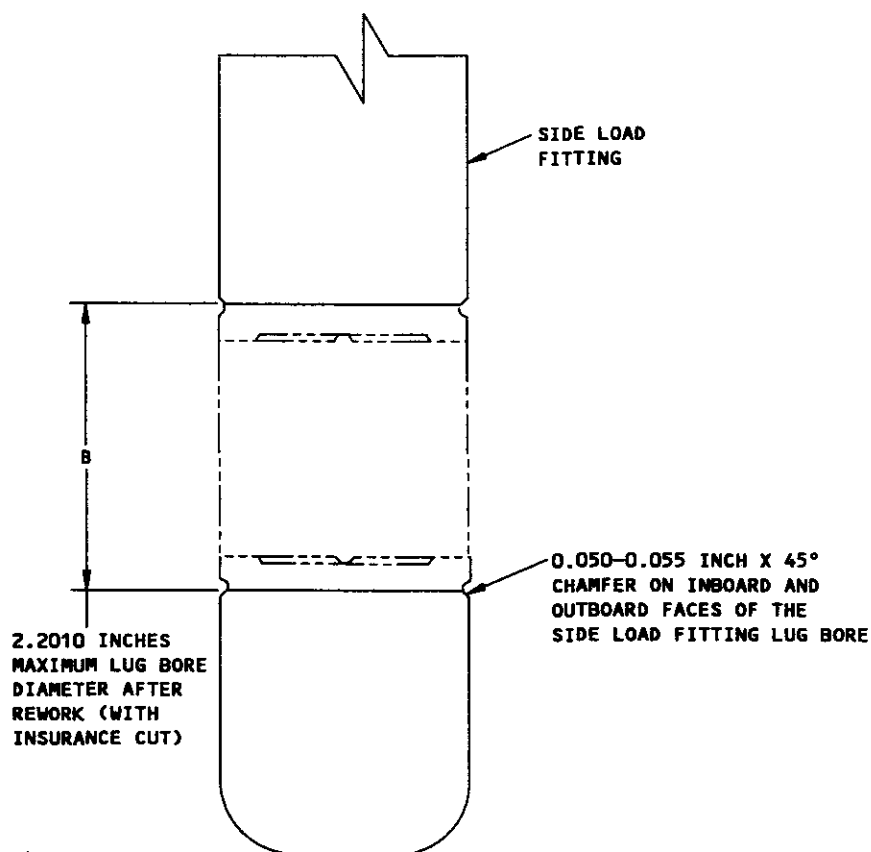
LEFT WING IS SHOWN,  
RIGHT WING IS OPPOSITE



DETAIL I

Underwing Side Load Fitting, Lug Hole Repair with  
Interference Fit Bushing Installation  
Figure 202 (Sheet 4)

57-20-90



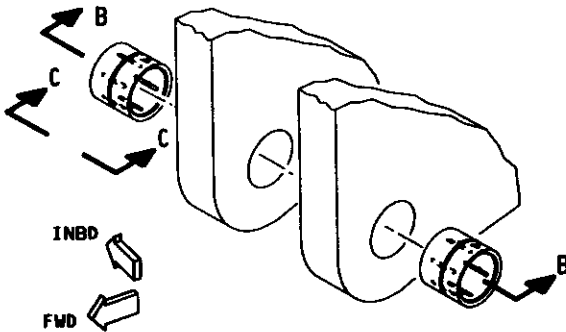
BORE DIMENSIONS BEFORE NEW BUSHING IS INSTALLED  
SECTION A-A

Underwing Side Load Fitting, Lug Hole Repair with  
Interference Fit Bushing Installation  
Figure 202 (Sheet 5)

57-20-90

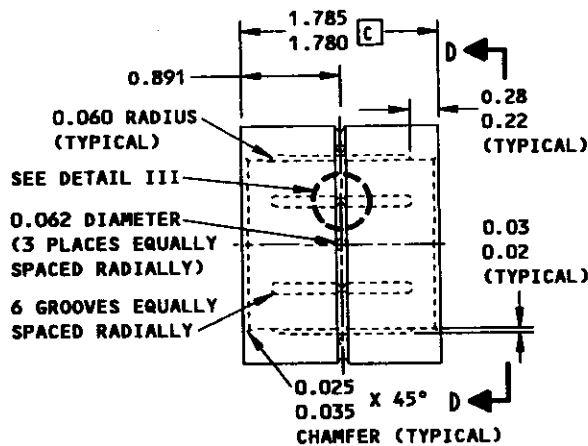


# 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



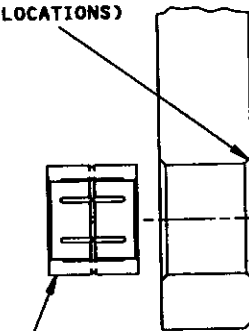
**SIDE LOAD FITTINGS**

**DETAIL II**

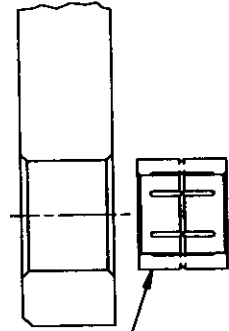


**SECTION C-C**

0.055 X 45° CHAMFER  
0.050  
(4 LOCATIONS)

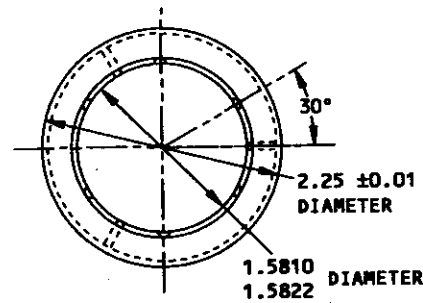


**1 (INBOARD LUG BUSHING)**

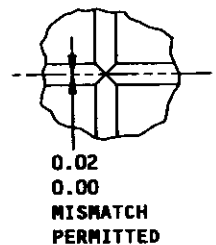


**2 (OUTBOARD LUG BUSHING)**

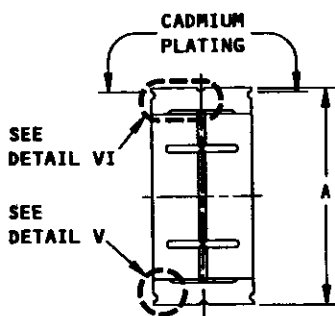
**SECTION B-B**



**SECTION D-D**

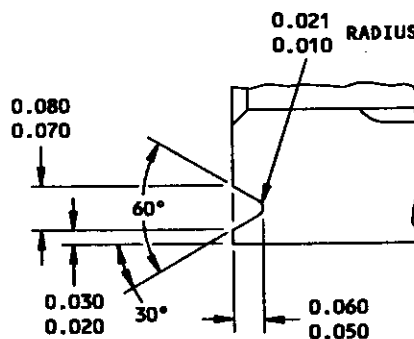


**DETAIL III**

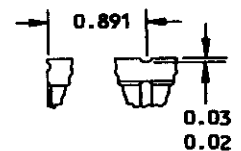


A = CALCULATED BUSHING OUTSIDE DIAMETER BEFORE PLATING  
= B + 0.0042  
= B + 0.0025

**DETAIL IV**



**DETAIL V  
(TYPICAL BOTH ENDS)**

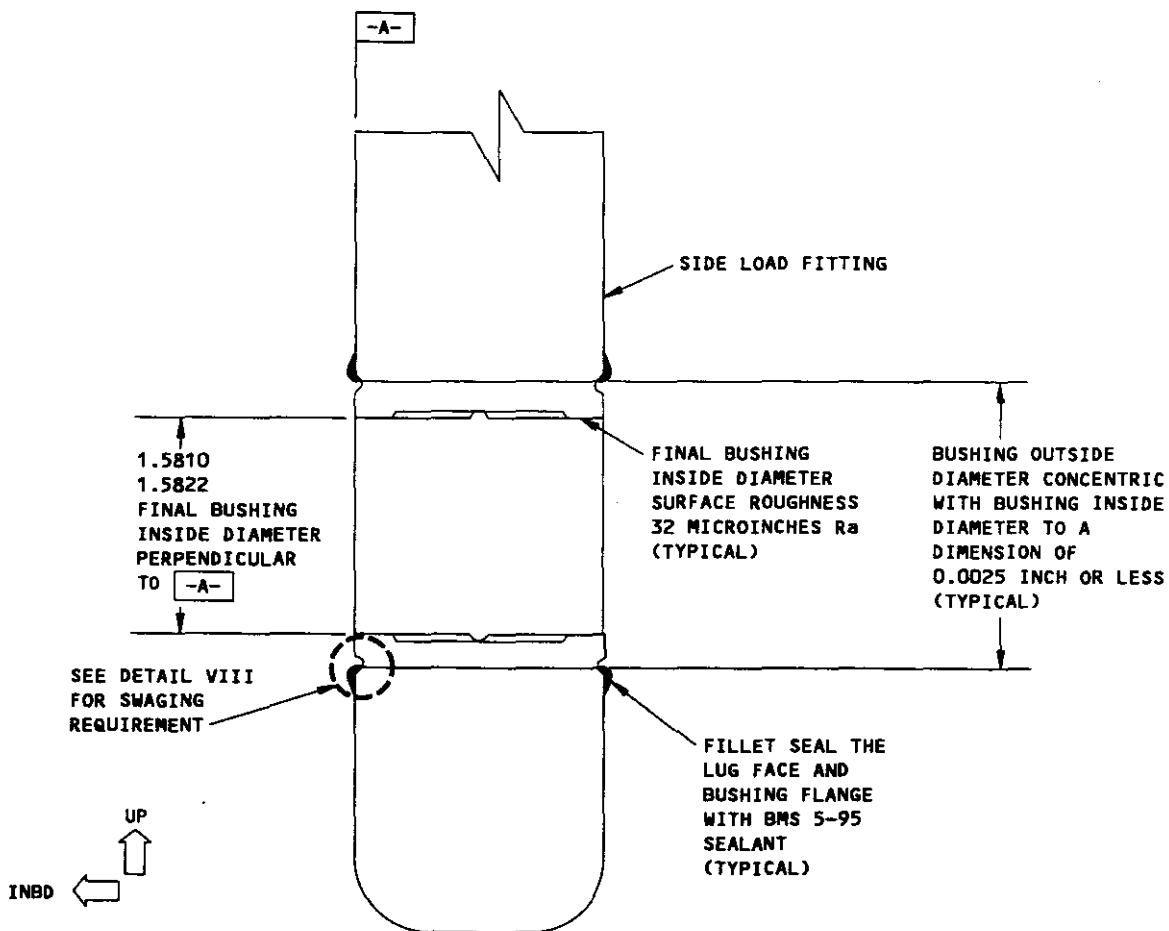


**DETAIL VI**

**Underwing Side Load Fitting, Lug Hole Repair with  
Interference Fit Bushing Installation  
Figure 202 (Sheet 6)**

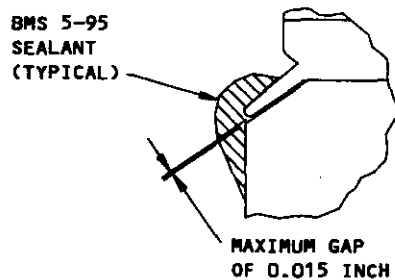
**57-20-90**

**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION THROUGH ONE SIDE LOAD FITTING,  
DIMENSIONS AFTER THE BUSHING IS INSTALLED

DETAIL VII



DETAIL VIII  
(TYPICAL)

Underwing Side Load Fitting, Lug Hole Repair with  
Interference Fit Bushing Installation  
Figure 202 (Sheet 7)

57-20-90

6

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57- 43-01. Sửa chữa vá phẳng vỏ bọc cánh tà trước/ Slat mép trước cánh. - Hình 201 (từ 1, 2, 3), trang 201, 202, 203.**

**7.1- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc cánh tà trước/ Slat mép trước cánh.**

Vỏ bọc Slat mép trước cánh không phải bộ phận chịu lực lớn. Yêu cầu đầu tiên sửa chữa là phục hồi biên dạng và độ phẳng nhằm khí động học ban đầu.

Do tính chất làm việc như vậy và không tiếp cận được cục đỡ vào phía trong nên mở lối vào qua chỗ cắt bỏ và lỗ khoét ở Doubler. Dùng đinh tán đặc để tán miếng táp/Doubler, miếng nối/Strap vào vỏ bọc.

Dùng đinh tán một phía kẹp chặt Plate 1 vào Doubler 2, 3.

Do công nghệ phải cắt đôi Doubler thành Doubler 2, 3.

**Ưu điểm :** Của phương pháp thiết kế sửa chữa này:

- Sửa chữa nhanh chóng và đơn giản, không phải tháo gỡ các bộ phận để mở lối vào.
- Tạo được độ phẳng nhằm khí động học theo ý muốn.
- Bảo đảm được độ bền chịu tải trọng không khí.

**Nhược điểm :**

Dùng đinh tán một phía (hoặc vít máy và êcu cố định) để lắp chặt Plate 1 vào Doubler 2, 3.

**7.2. Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc Slat mép trước cánh.**

Đến kỳ bảo dưỡng lớn, có thời gian mở lối vào bên trong. Dùng cục đỡ đỡ đầu nỏ khi tán đinh tán kẹp chặt Plate 1 vào Doubler. Trong sửa chữa này Doubler không phải làm thành hai phần.

**ATA 57-43-01**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Cut out the damaged skin to a rectangular shape. Radius corners 0.50 min.
2. Make repair plate 1. Form to required contour.
3. Make the repair doublers, and strap items 2, 3, and 4 into required contour.
4. Break all sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030 inches.
5. Locate, drill and countersink fastener holes.
6. Remove all nicks, burrs, scratches and corners from original and repair parts.
7. Alodine treat and apply one coat of BMS 10-11 to repair parts and raw edges of skin per 51-20-01.
8. Install repair doublers, and strap items 2, 3, and 4 through rectangular hole in skin making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant. Rivet in place using solid BACR15CE(5)D rivets installed wet with BMS 5-95 sealant.
9. Fit repair plate onto doubler and fasten using blind rivets NAS1739E5 installed wet with BMS 5-95 sealant.
10. Fill gaps between skin and repair plate with BMS 5-79 or BMS 5-95 sealant.

### NOTES

- REFER TO THE FOLLOWING WHEN MAKING THIS REPAIR
  - 51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE
  - 51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS, WHERE THE REPAIR EXCEEDS THE LIMITS SHOWN IN 51-10-01 CONSIDERATION SHOULD BE GIVEN TO THE LOSS OF PERFORMANCE INVOLVED
  - 51-10-05 FOR SEALING OF REPAIRS
  - 51-20 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR FINISHES
  - 51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL REPAIR PARTS
  - 51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

### SYMBOLS

- ✦ REPAIR FASTENER LOCATION

| REPAIR MATERIAL |              |     |            |         |
|-----------------|--------------|-----|------------|---------|
| PART            |              | QTY | MATERIAL   |         |
| 1               | REPAIR PLATE | 1   | 0.063 CLAD | 7075-T6 |
| 2               | DOUBLER      | 1   | 0.071 CLAD | 7075-T6 |
| 3               | DOUBLER      | 1   | 0.071 CLAD | 7075-T6 |
| 4               | STRAP        | 1   | 0.071 CLAD | 7075-T6 |

Leading Edge Slat Skin Repair - Flush Patch  
Figure 201 (Sheet 1)

0120 8 50411

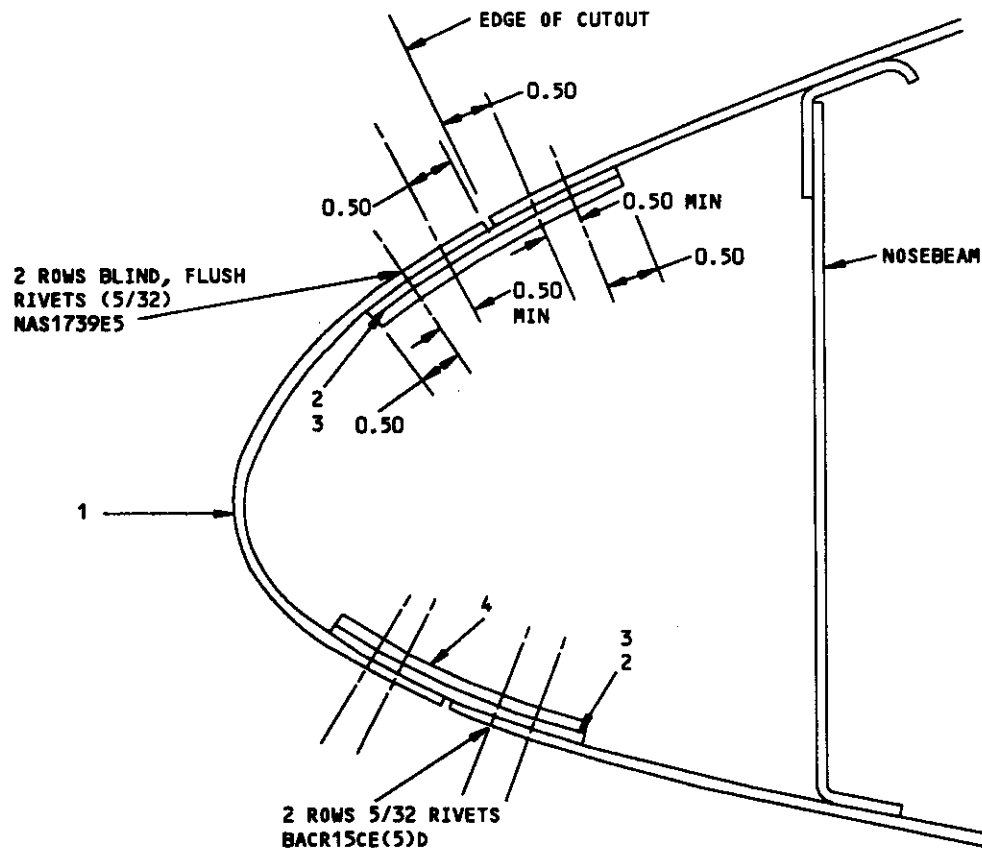
# STRUCTURAL REPAIR MANUAL



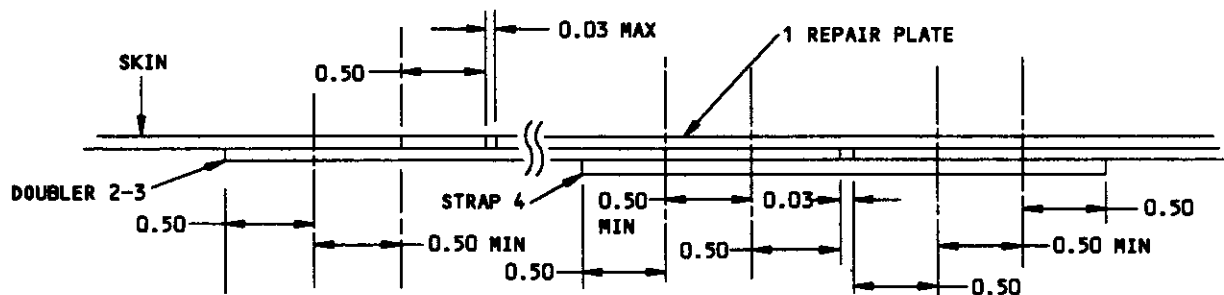
118241

# BOEING 767

## 767-300 STRUCTURAL REPAIR MANUAL



SECTION A-A



SECTION B-B

Leading Edge Slat Skin Repair - Flush Patch  
Figure 201 (Sheet 3)

57-43-01

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

### REPAIR INSTRUCTIONS

1. Cut out the damaged skin to a rectangular shape. Radius corners 0.50 min.
2. Make repair plate 1. Form to required contour.
3. Make the repair doublers items 2 and 3 into required contour.
4. Break all sharp edges of original and repair parts 0.015 to 0.030 inches.
5. Locate and transfer existing rib fastener locations. Locate, drill and countersink all fastener holes.
6. Remove all nicks, burrs, scratches and corners from original and repair parts.
7. Apply alodine and one coat of BMS 10-11 primer to repair doublers, to internal surface and raw edges of repair plate, and to raw edges of slat skin per 5j1-20-01.
8. Install repair doublers 2 and 3 through rectangular hole in skin making a faying surface seal with BMS 5-95 sealant. Rivet in place using solid BACR15CE(5)D rivets installed wet with BMS 5-95 sealant.
9. Fit repair plate onto doublers and fasten using blind rivets NAS 1739E5 installed wet with BMS 5-95 sealant.
10. Fasten repair plate to rib with BACR15CE(6)D rivets installed wet with BMS 5-95 sealant. Use access hole in nosebeam at each rib to reach underside.
11. Fill gaps between skin and repair plate with BMS 5-79 or BMS 5-95 sealant.
12. Restore original exterior finish per 51-21 of the 767 Maintenance Manual.

### NOTES

- REFER TO THE FOLLOWING WHEN MAKING THIS REPAIR

51-10-00 FOR INVESTIGATION AND CLEANUP OF DAMAGE

51-10-01 FOR AERODYNAMIC SMOOTHNESS REQUIREMENTS, WHERE THE REPAIR EXCEEDS THE LIMITS SHOWN IN 51-10-01 CONSIDERATION SHOULD BE GIVEN TO THE LOSS OF PERFORMANCE INVOLVED

51-10-05 FOR SEALING OF REPAIRS

51-20 OF THE 767 MAINTENANCE MANUAL FOR FINISHES

51-20-01 FOR PROTECTIVE TREATMENT OF METAL REPAIR PARTS

51-40 FOR FASTENER CODE, REMOVAL, INSTALLATION, HOLE SIZES AND EDGE MARGINS

### SYMBOLS

✦ REPAIR FASTENER LOCATION

+ EXISTING FASTENER LOCATION

| REPAIR MATERIAL |              |     |                    |
|-----------------|--------------|-----|--------------------|
| PART            |              | QTY | MATERIAL           |
| 1               | REPAIR PLATE | 1   | 0.063 CLAD 7075-T6 |
| 2               | DOUBLER      | 1   | 0.071 CLAD 7075-T6 |
| 3               | DOUBLER      | 1   | 0.071 CLAD 7075-T6 |

Leading Edge Slat Skin Repair - Flush Patch at Rib Forward of Nosebeam  
Figure 202 (Sheet 1)

57-43-01

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRÁI CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**57-51-90. Sửa chữa lỗ bạc lót - ổ đỡ thanh chống càng chính. - Hình 202 (từ 1 đến 6), trang 206 đến 211.**

*Chú ý:*

Để giữ thẳng hàng chính xác trục trên/Upper Spindle, nó cần sử dụng dụng cụ chuyên dùng khi anh tháo hư hỏng từ ổ đỡ thanh chống càng chính. Để tháo bạc lót và gia công ổ đỡ thanh chống càng, dùng dụng cụ của công ty Boeing nhóm số 2BO F112T1031.

Anh có thể sử dụng sửa chữa này để loại hư hỏng chỉ ở lỗ ổ đỡ nhỏ, hoặc chỉ ở lỗ ổ đỡ lớn, hoặc cả hai ổ đỡ. Anh được phép cắt lớn nhất 0,100 in (2,54 mm) ở mỗi đường kính trong (nó bao gồm các lần cắt bảo đảm).

Nếu là lần đầu anh sử dụng dụng cụ này, cần sự hướng dẫn sử dụng dụng cụ của công ty Boeing.

**7.1- Tháo trục trên/Upper Spindle thanh chống càng chính.**

**7.2- Đo và ghi khoảng cách giữa bề mặt Inboard và Outboard của ổ đỡ và giữ mỗi bề mặt bạc lót và bề mặt ổ đỡ tiếp giáp. Xem chi tiết II.**

**7.3- Tháo bạc lót hư hỏng hoặc di chuyển khỏi lỗ ổ đỡ.** Sử dụng dụng cụ chuyên dùng. Đo và ghi lại Flange và bề dày của bạc lót tháo.

**7.4- Loại chất làm kín ở lỗ ổ đỡ và bề mặt bên của ổ đỡ.** Dùng cái cạo gỗ cứng hoặc Phenolic.

**7.5- Tháo lớp bảo vệ, hoàn thiện khỏi lỗ ổ đỡ và bề mặt ngoài.**

**7.6- Loại sạch dầu mỡ và các chất bẩn.**

**7.7- Kiểm tra dòng xoáy tần số cao tìm hư hỏng ở lỗ.**

**7.8- Nếu lỗ ổ đỡ có gỉ, ăn mòn, hoặc hư hỏng khác, sẽ sử dụng quy trình phun bi lỗ ổ đỡ cho ở bước 18.**

*Chú ý:* Bảo đảm lắp dụng cụ doa đúng chính xác trước khi gia công lỗ.

Nếu dụng cụ không chính xác sẽ không cắt đúng vị trí, hoặc hư hỏng không được loại trừ trước khi lỗ đỡ bị rộng hơn cho phép.

**7.9- Lắp đặt dụng cụ doa 2BOF112T1031, theo chỉ dẫn sử dụng.**

*Chú ý:* Vì thiết kế và lắp đặt dụng cụ, nó cần gia công lỗ ổ đỡ nhỏ Inboard trước lỗ ổ đỡ lớn Outboard. Nếu làm ngược lại lỗ sẽ không đồng tâm.

**ATA 57-51-90**

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**7.10- Gia công lỗ ổ đỡ cần loại hư hỏng.** Xem chi tiết II. Ổ đỡ làm từ vật liệu 7050-T736. Khi anh gia công lỗ ổ.

- a) Không làm tăng đường kính lớn hơn 0,015 in trong mỗi lần cắt.
- b) Đường kính cho phép bên trong lớn nhất trước khi anh làm bảo đảm cắt là :
  - 4,5811 inch cho lỗ ổ nhỏ.
  - 5,2812 inch cho lỗ ổ lớn.
- c) Làm bảo đảm giữ các lỗ ổ đồng tâm. Dung sai cho phép lớn nhất giữa các lỗ ổ là 0,0005 inch.

**7.11- Nếu cần gia công bề mặt bên Inboard và Outboard của ổ đỡ ở dưới Flanges của bạc lót. Xem Detail II.**

- a) Giữ bề mặt hoàn thiện Ra 125 microinches hoặc tốt hơn.
- b) Giữ bán kính nhỏ nhất 0,5 in giữa bề mặt bên gia công và bề mặt bên nguyên gốc tiếp giáp.
- c) Không loại sâu hơn 0,015 inch ở chỗ cắt đơn.
- d) Chiều sâu cho phép lớn nhất của vật liệu tháo ở mỗi bên là 0,10 inch.

**7.12- Tháo dụng cụ doa và kiểm tra dòng xoáy tần số cao để đảm bảo hư hỏng đã được loại.** Không tháo tấm bắt chặt và cụm kẹp chặt.

**7.13- Nếu hư hỏng còn, lặp lại bước 7 đến 10 tới khi hết hư hỏng.**

**7.14- Gia công ít nhất hai lần cắt ở lỗ ổ đỡ để tăng toàn bộ đường kính 0,020 inch để bảo đảm cắt.**

- a) Không tăng đường kính lớn hơn 0,015 inch ở một lần cắt.
- b) Không tăng đường kính lớn hơn cho phép. Xem chi tiết II.
- c) Giữ độ bóng bề mặt Ra 63 microinches hoặc tốt hơn.

**7.15- Giữ bán kính lượn nhỏ nhất chỉ ở Detail II để thay đổi giữa bề mặt ổ đỡ gia công và bề mặt lỗ nguyên gốc.**

**7.16- Vát mép lỗ ổ đỡ, giữ bề mặt hoàn thiện Ra 125 microinch hoặc tốt hơn ở chỗ vát.** Mài doa mép vát để tháo vết lõm, bavaria. Xem chi tiết II.

**ATA 57-51-90**

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**7.17- Tiếp tục kiểm tra HFEC để thấy không còn rạch, vết và hư hỏng khác.**

**7.18- Phun bi lỗ ổ đỡ tại vị trí cụ thể ở Detail II. Sử dụng kích cỡ bi theo yêu cầu.**

**7.19- Nếu cần mài doa (khôn) lỗ ổ đỡ để có bề mặt hoàn thiện và đường kính. Nếu anh mài doa lỗ:**

- a) Giữ bề mặt hoàn thiện của lỗ Ra 63 microinches hoặc tốt hơn.
- b) Không tăng đường kính lớn hơn 0,003 inches để có bề mặt cần thiết hoàn thiện.
- c) Không loại vật liệu lớn hơn cho phép. Xem chi tiết II.

**7.20- Alodize bề mặt đã gia công và sửa chữa.**

**7.21- Sơn lót.**

**7.22- Gia công bạc lót thay thế.** Xem bảng I, Detail III, IV. Nếu bề mặt của gối đỡ đã gia công, tăng bề dày Flange bạc lót để bù cho vật liệu cắt bỏ. Khi anh gia công bạc lót:

- a) Giữ bề mặt hoàn thiện Ra 32 microinches hoặc tốt hơn ở đường kính trong của bạc lót.
- b) Giữ bề mặt hoàn thiện Ra 63 microinches hoặc tốt hơn ở bề mặt khác.

**7.23- Tiến hành kiểm tra thấm màu bạc lót để bảo đảm không có hư hỏng.**

**7.24- Mạ Cadmium bạc lót.**

**7.25- Chuẩn bị bạc lót lắp đặt bằng phương pháp co giãn của kim loại khi có nhiệt tác động.** Sử dụng Nitơ lỏng -320°F (-196°C). Nhúng bạc lót vào Nitơ lỏng đến khi hết sôi.

**7.26- Quét lớp mỏng chất làm kín BMS5-95 vào bề mặt ổ đỡ trước khi lắp đặt bạc.**

**7.27- Lắp đặt bạc lót nhanh nhất có thể.** Sử dụng dụng cụ chuyên dùng để ấn Flange bạc lót tỳ sát bề mặt ổ đỡ đến khi bằng nhiệt độ phòng.

**ATA 57-20-90**



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

- 7.28- Nếu đường kính trong giảm nhỏ hơn kích thước cho phép thì cần doa lại đường kính trong bạc lót đến kích thước cho phép. Xem Detail III, IV. Giữ bề mặt độ bóng Ra 32 microinches hoặc tốt hơn. Gia công bảo đảm đường kính trong của hai bạc lót là đồng tâm trong phạm vi lớn nhất 0.0008 inch.
- 7.29- Làm sạch lỗ ổ đỡ và mặt bên bằng dung môi gốc Kentone. Làm sạch dầu doa và vật liệu mài doa.
- 7.30- Áp dụng chất làm kín vào giữa Flange bạc lót và mặt bên của gối đỡ.
- 7.31- Cho chất làm kín vào giữa bề mặt trong của bạc lót và bề mặt lỗ nguyên gốc. Làm bảo đảm các đường rãnh sạch cho mỡ đi từ lỗ dầu ở ổ đỡ vào rãnh mỡ ở bạc lót.
- 7.32- Lắp ráp cho lượng mỡ mới nếu cần.
- 7.33- Áp dụng sơn lót Emel bóng màu xám vào bề mặt ổ đỡ.
- 7.34- Lắp các thành phần đã tháo.

ATA 57-51-90

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

**7.35- Lắp cụm lắp thanh chống còng chính và Spindle trên.**

**7.36- Phân tích phương án thiết kế sửa chữa lỗ lắp bạc lót ở ổ đỡ thanh chống còng chính.**

Ổ đỡ thanh chống còng chính là bộ phận chịu lực lớn, lực va đập. Thanh chống còng chính có nhiệm vụ chống hãm còng khi máy bay đỗ ở mặt đất; khi máy bay thì thu gập lại. Do đó khi thanh chống làm việc toàn bộ lực tác động vào ổ đỡ. Trong quá trình làm việc ổ đỡ mòn, xê dịch bạc, và hư hỏng khác.

Sửa chữa là doa lại lỗ ổ đỡ và thay lại bạc lót để phục hồi lại trạng thái làm việc ban đầu của ổ đỡ và thanh chống.

- Nếu đường kính lỗ ổ đỡ nhỏ và lỗ ổ đỡ lớn hơn cho phép sau loại bỏ hư hỏng thì thay ổ đỡ mới hoặc xin ý kiến chỉ dẫn của công ty Boeing.
- Nếu cần gia công mặt bên của gối đỡ, anh phải tăng bề dày vành tỳ bạc lót tiếp giáp bằng lượng cắt gọt mặt bên gối đỡ. Đây là cần thiết giữ bề mặt bạc lót ở vị trí nguyên gốc. Nếu vị trí nguyên gốc của bạc lót thay đổi, nó có thể làm thay đổi hoạt động của thanh chống. Tổng bề dày lắp đặt của vành tỳ bạc lót phần I và II, cộng bề dày gối đỡ phải ở trong khoảng 11,49 và 11,52 in.
- Chỉ mạ Cadmium bề mặt bên ngoài của bạc lót 1,2. Sau khi lỗ ổ đỡ đã gia công, lăn bi, mài doa (khôn) (nếu cần) làm ở đường kính ngoài của mỗi bạc lót mạ Cadmium.
- Từ 1.0015 x (Số đo đường kính ngoài lỗ ổ đỡ).
- Từ 1.0020 x (Số đo đường kính ngoài lỗ ổ đỡ).
- Gia công cho phép 0.0003 in đối với lớp mạ Cadmium ở đường kính ngoài của bạc lót. Làm bảo đảm giữ đường kính trong và ngoài đồng tâm. Dung sai giữa các đường kính là: 0.0005 inch.
  - Gia công sửa chữa lỗ ổ đỡ và bạc lót là gia công rất chính xác. Lắp ghép giữa bạc và lỗ ổ đỡ là lắp ghép có độ dôi lớn.
- Gia công lỗ ổ đỡ ổ đỡ để loại bỏ hư hỏng: Xem chi tiết II. Ổ đỡ làm từ vật liệu nhôm 7050-T736.
  - a) Không cắt đường kính lớn hơn 0.015 inch cho một lần cắt.
  - b) Đường kính bên trong cho phép trước khi Anh làm để bảo đảm cắt là:

**ATA 57-51-90**

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

4.5811 inch cho lỗ đỡ nhỏ.

1.2812 inch cho lỗ đỡ lớn.

- c) Làm bảo đảm giữ các lỗ đỡ đồng tâm. Dung sai lớn nhất cho phép giữa các lỗ đỡ là 0,0005 inch.
- Nếu cần gia công bề mặt bên Outboard và Inboard của ổ đỡ ở dưới vành tỷ bạc lót. Xem Detail II.
  - a) Bảo toàn được độ bóng Ra 125 microinches hoặc tốt hơn.
  - b) Giữ bán kính lượn nhỏ nhất 0.5 inch giữa bề mặt bên gia công và bề mặt bên nguyên gốc tiếp giáp.
  - c) Không cắt bỏ lớn hơn 0,015 in chiều sâu ở một lần cắt.
  - d) Chiều sâu lớn nhất cho phép của vật liệu tháo ở mỗi bên 0,10 inch.
- Làm bạc lót thay thế. Xem bảng I, Detail III, IV. Nếu mặt bên của gối đỡ đã cắt gọt, tăng bề dày vành tỷ tương ứng để bù vào vật liệu đã cắt bỏ. Khi anh làm bạc:
  - a) Bảo toàn bề mặt hoàn thiện độ bóng ra 32 microinches hoặc tốt hơn ở đường kính ngoài của bạc.
  - b) Giữ bề mặt hoàn thiện độ nhẵn 63 microinches hoặc tốt hơn ở bề mặt khác.

Đường kính ngoài bạc lót mạ Cadmium lớn hơn lỗ đỡ là 15/10000 đến 20/10000 để lắp ghép ép chặt giữa bạc vào lỗ đỡ.

Lớp mạ Cadmium cho phép dày 0,0003 inch ở đường kính ngoài bạc lót.

Đường kính trong và ngoài của bạc đồng tâm. Độ lệch tâm cho phép 0,0005 inch.

- Lắp đặt bạc lót lớn và nhỏ vào lỗ đỡ trong và ngoài của ổ đỡ.

Dựa trên tính cơ giãn của kim loại khi tác động nhiệt độ tăng hoặc giảm.

Núng bạc lót vào Nitơ lỏng ở nhiệt độ âm 320°F (-196°C) đến khi hết sôi bạc lót co lại, đường kính ngoài nhỏ đi.

Nhanh chóng lắp bạc vào lỗ đỡ và ấn sát vành tỷ bạc vào bề mặt bên ổ đỡ tới khi cụm lắp bằng nhiệt độ phòng.

**ATA 57-51-90**

**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM B767**

Nếu lỗ trong của bạc lót do lắp ghép có độ dôi, ép lại, nhỏ hơn kích thước cho phép, thì phải mài nghiền lại (khôn) đến đường kính cho phép. Xem Detail III, IV. Bảo đảm bề mặt hoàn thiện có độ bóng Ra 32 microinch. Làm bảo đảm đường kính trong hai bạc đồng tâm. Độ lệch tâm không quá 0,0008 inch.

**ATA 57-51-90**

**END!**

# BOEING 767

767-300

## STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REPAIR MATERIAL |               |     |                                                                                                  |
|-----------------|---------------|-----|--------------------------------------------------------------------------------------------------|
| PART            |               | QTY | MATERIAL                                                                                         |
| 1               | LARGE BUSHING | 1   | 7.00 INCH OUTSIDE DIAMETER X 1.50 INCH WALL THICKNESS AL-NI-BRONZE TUBE AS SPECIFIED IN AMS 4640 |
| 2               | SMALL BUSHING | 1   | 6.25 INCH OUTSIDE DIAMETER X 1.50 INCH WALL THICKNESS AL-NI-BRONZE TUBE AS SPECIFIED IN AMS 4640 |

TABLE I

| INITIAL BUSHING PART NUMBER   | * AMOUNT OF DIAMETER OVERSIZE | * MEASURED I.D. OF THE SUPPORT HOLE IN THE SUPPORT FITTING, INCH | NECESSARY O.D. OF CAD PLATED BUSHING, INCH (0.15 TO 0.20% BIGGER THAN I.D.) |
|-------------------------------|-------------------------------|------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|
| 112T1032-1<br>(LARGE BUSHING) | 0.0000                        | 5.2000<br>5.2012                                                 | 5.208-5.210<br>5.209-5.212                                                  |
|                               | 0.1000                        | 5.3000<br>5.3012                                                 | 5.308-5.311<br>5.309-5.312                                                  |
| 112T1032-3<br>(SMALL BUSHING) | 0.0000                        | 4.5000<br>4.5011                                                 | 4.507-4.509<br>4.508-4.510                                                  |
|                               | 0.1000                        | 4.6000<br>4.6011                                                 | 4.607-4.609<br>4.608-4.610                                                  |

\* INTERPOLATE FOR DIFFERENT OVERSIZE AND MEASURED I.D.

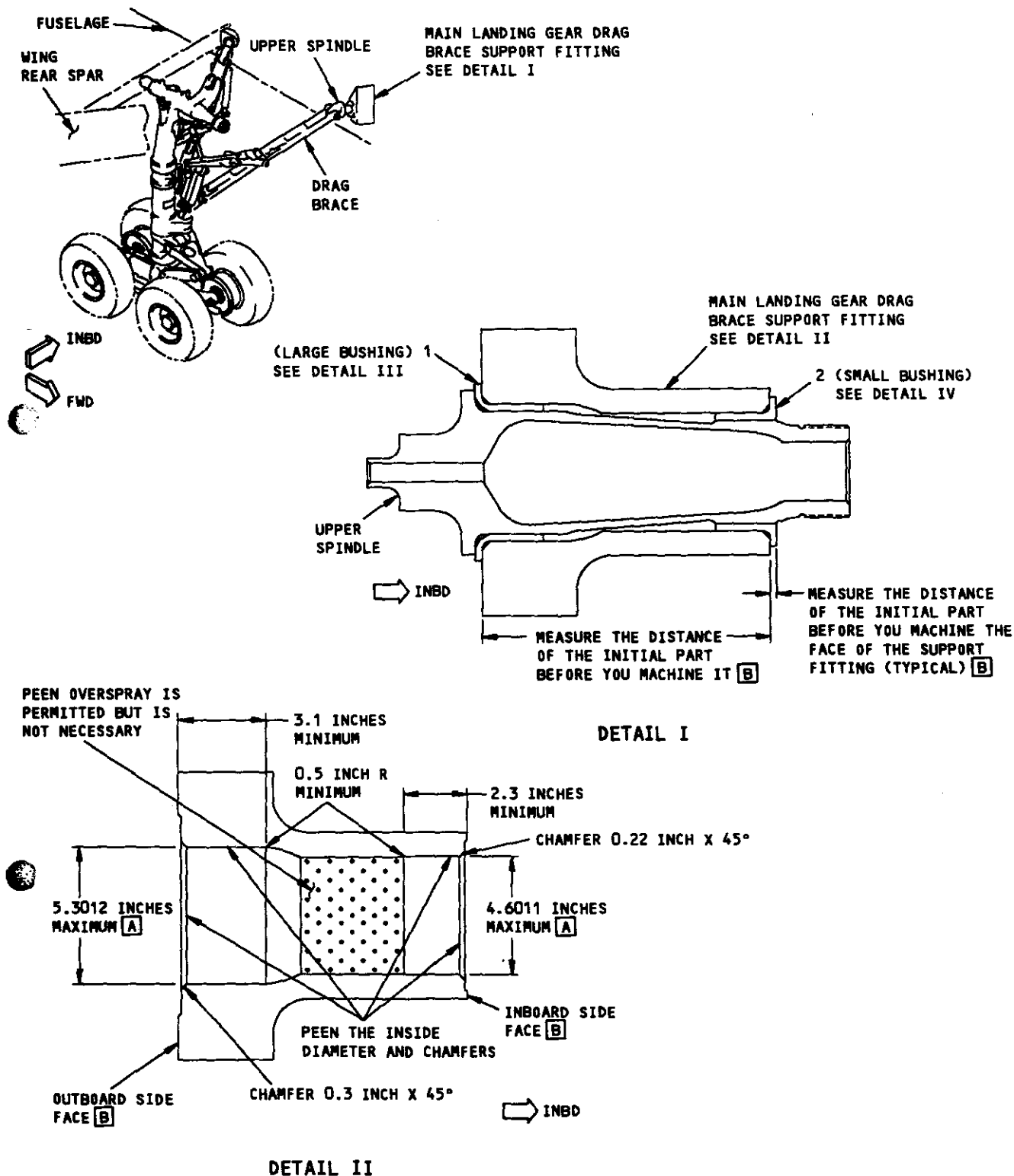
TABLE II

Main Landing Gear Drag Brace Support Fitting - Repair of the Bushing Holes  
Figure 202 (Sheet 4)

# BOEING 767

767-300

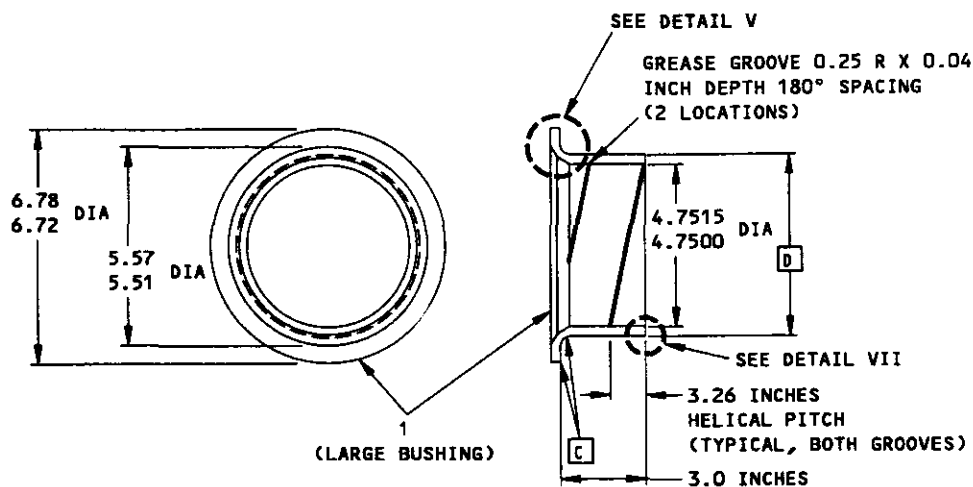
## STRUCTURAL REPAIR MANUAL



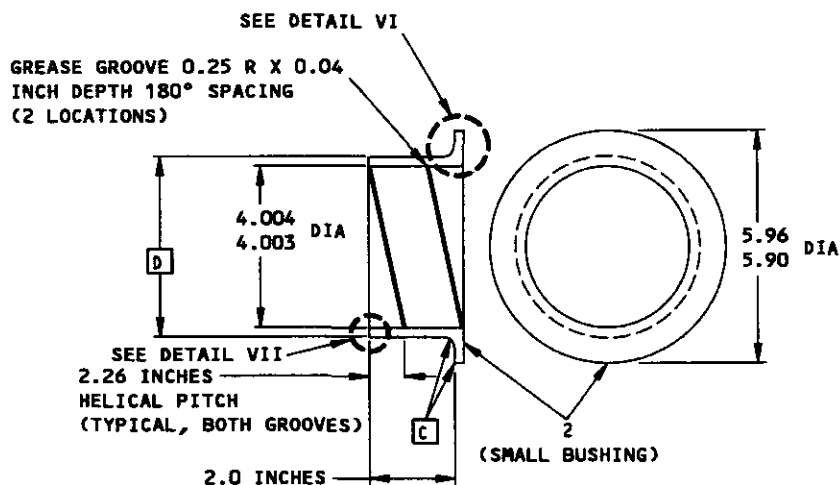
Main Landing Gear Drag Brace Support Fitting - Repair of the Bushing Holes  
Figure 202 (Sheet 5)

57-51-90

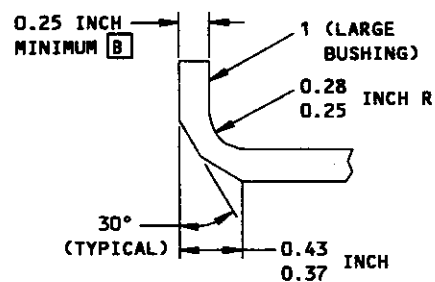
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



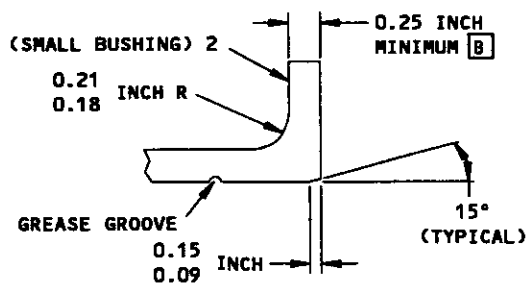
DETAIL III



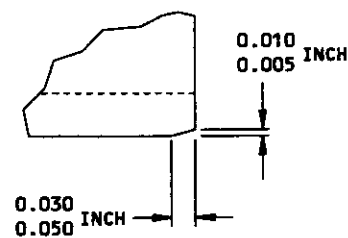
DETAIL IV



DETAIL V



DETAIL VI



DETAIL VII

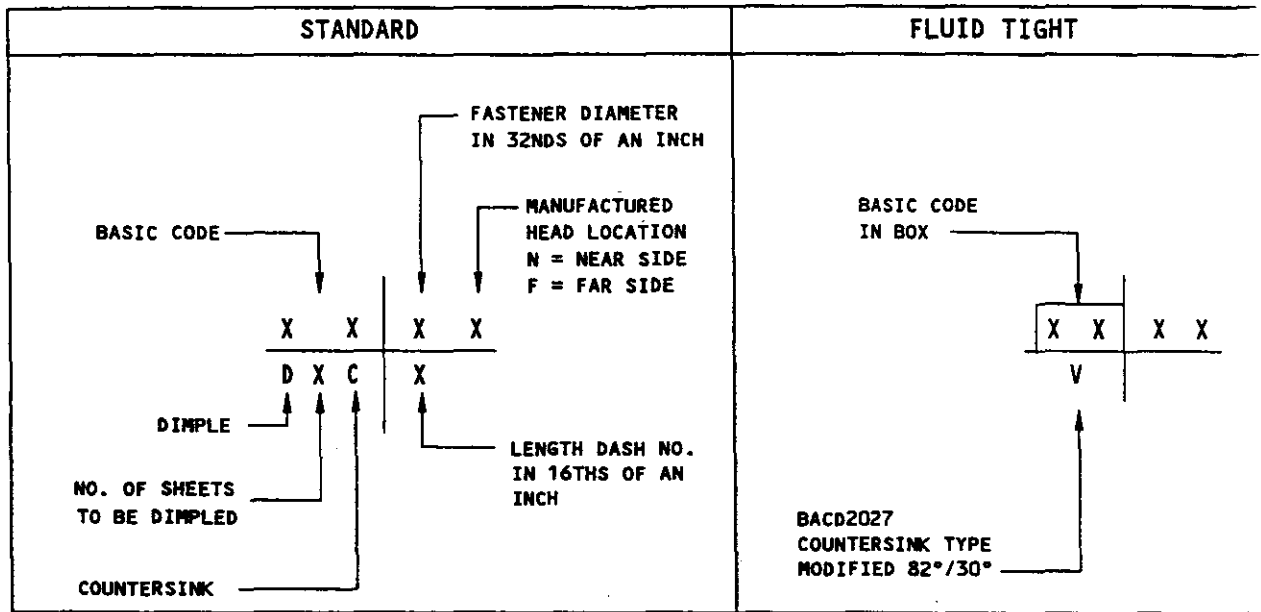
Main Landing Gear Drag Brace Support Fitting - Repair of the Bushing Holes  
Figure 202 (Sheet 6)

57-51-90



767-300

## PHỤ LỤC. KÝ HIỆU ĐỊNH TÁN



|     |    |
|-----|----|
| YNE | 6N |
| C   |    |

BACR15FV6KE RIVET  
120° MODIFIED SHEAR HEAD  
3/16 DIAMETER  
7050-T73  
COUNTERSINK, NEAR SIDE

|     |   |
|-----|---|
| XCZ | 8 |
|     |   |

BACB30FM HEX-DRIVE BOLT  
1/4 DIAMETER  
STEEL, WITH BACC30M COLLAR

|    |   |
|----|---|
| RL | 5 |
|    |   |

NAS1398D BLIND RIVET  
5/32 DIAMETER  
2017-T4

|     |    |
|-----|----|
| YKJ | 4N |
| C   | 12 |

BACB30PT4K12L BOLT  
70° RADIUS LEAD-IN HEAD  
EXTENDED THREAD LENGTH  
1/8 DIAMETER  
3/4 GRIP LENGTH  
6AL-4V TITANIUM  
WITH BACN10WM ALUMINUM COATED NUT  
COUNTERSINK, NEAR SIDE

|     |   |
|-----|---|
| XFV | 8 |
| DC  |   |

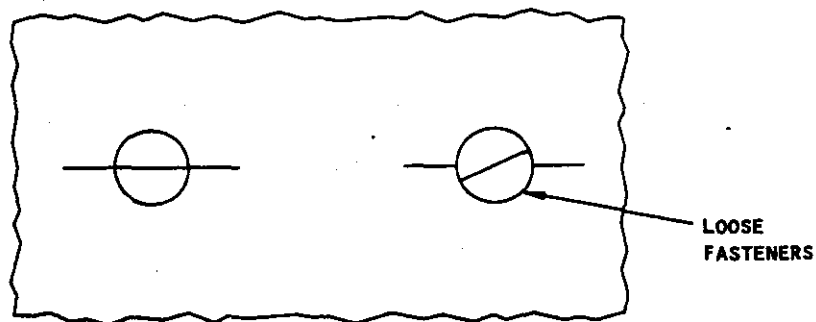
BACB30GY LOCKBOLT  
100° SHEAR HEAD  
1/4 DIAMETER  
STEEL, WITH BACC30K COLLAR  
DIMPLED SKIN  
COUNTERSINK STRUCTURE

EXAMPLES

Fastener Symbols  
Figure 1

51-40-0

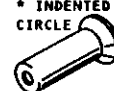
**BOEING**  
767-300  
STRUCTURAL REPAIR MANUAL



MARK A RED LINE ACROSS THE FASTENER  
HEAD AND THE ADJACENT MATERIAL.  
CHECK THE LINE AT THE NEXT INSPECTION.  
ANY LOOSENING OF THE FASTENER WILL  
BREAK THE LINE AS INDICATED.

Red Lining of Fasteners  
Figure 2

51-40-01

| RIVET IDENTIFICATION       |                                                                                                                 | UNIVERSAL                                                                           | MODIFIED UNIVERSAL                                                                    | 100° CSK                                                                              | 100° SHEAR HEAD                                                                                     | 82° CSK                                                                               | 120° CSK/CB                                                                                                |
|----------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| MATERIAL                   | MARKS                                                                                                           | STANDARD RIVET NO.                                                                  |                                                                                       |                                                                                       |                                                                                                     |                                                                                       |                                                                                                            |
|                            |                                                                                                                 | BACR15BB                                                                            | BACR15FT                                                                              | BACR15BA                                                                              | BACR15CE                                                                                            | BACR15FH                                                                              | BACR15FV                                                                                                   |
| 2117(AD)                   | <br>DIMPLED                    |    |    |    |                  |    |                                                                                                            |
| 2017(D)                    | <br>RAISED DOT EXCEPT [°]      |    |    |    | <br>* NO MARKING |                                                                                       |                                                                                                            |
| 2024(DD)                   | <br>RAISED DOUBLE DASH         |    |                                                                                       |    |                  |    |                                                                                                            |
| 5056(B)                    | <br>RAISED CROSS               |    |                                                                                       |    |                  |                                                                                       |                                                                                                            |
| 1100(A)                    | <br>PLAIN                    |  |                                                                                       |  |                                                                                                     |                                                                                       |                                                                                                            |
| 7050(KE)                   | <br>RAISED CIRCLE EXCEPT [°] |                                                                                     |  |  |                |  | <br>* INDENTED CIRCLE |
| MONEL (M)<br>NICKEL-COPPER | <br>PLAIN                    |                                                                                     |                                                                                       |                                                                                       |                |                                                                                       |                                                                                                            |

Identification Marks on Boeing Standard Rivets  
Figure 3

51-40-C



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU TÀI LIỆU SRM B-767**

**MỤC LỤC**

**Trang**

**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG**  
**TÀI LIỆU SỬA CHỮA KHUNG SUỒN MÁY BAY**

|                                                                                                                                 |           |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>I. HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG TÀI LIỆU SRM 3220/321</b>                                                                       | <b>1</b>  |
| 1. Giới thiệu chung                                                                                                             | 1         |
| 2. Bố cục các chương trong sách                                                                                                 | 2         |
| 3. Sắp xếp khối trang                                                                                                           | 5         |
| <b>CHAPTER 51. GIỚI THIỆU CHUNG VỀ KẾT CẤU .....</b>                                                                            | <b>9</b>  |
| 51-70-01. Quy trình sửa chữa làm đầy vết lõm ở bộ phận kim loại của bề mặt khí động học phía ngoài trang 1 -11 .....            | 9         |
| <b>CHAPTER 52. CỬA MÁY BAY .....</b>                                                                                            | <b>12</b> |
| 52-10-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại Beams của cửa Hành khách/Người lái/Phục vụ. H203 (1,2), trang 204, 205.....                 | 12        |
| 52-10-01. Sửa chữa phẳng lỗ nhỏ cửa Hành khách/Người lái/Phục vụ. H204 (1,2).trang 206, 207.....                                | 13        |
| 52-40-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại Beam. H203 (tờ 1,2) trang 204, 205. ....                                                    | 14        |
| <b>CHAPTER 53. THÂN MÁY BAY .....</b>                                                                                           | <b>15</b> |
| 53-00-01. Sửa chữa bên ngoài vỏ bọc thân tại Stringer. H201 (1-11) trang 201-211.....                                           | 15        |
| 53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc thân tại Stringer (Doubler dày hơn chân đế Stringer ). H203 (1-3), trang 215-217. ....          | 19        |
| 53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc thân tại Stringer (Chân đế Stringer dày hơn Doubler). H204(1-3) trang 218-220.....              | 20        |
| 53-00-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc tại Stringer đối với vỏ bọc dày 0,09 in (2,286 mm) hoặc nhỏ hơn. H209 (1-5), trang 233-238..... | 21        |
| 53-00-01. Sửa chữa ngoài mối ghép chồng. H212 (1-8), trang 246-253 .....                                                        | 22        |
| 53-00-01. Sửa chữa phẳng mối ghép nối chồng. H213 (1-6), trang 254-259 .....                                                    | 20        |
| 53-00-03. Sửa chữa Stringer thân S1 đến S-19. H201 (1-8), trang 201-208 .....                                                   | 25        |
| 53-00-51. Sửa chữa Upper Chord của Beam sàn. H201 (1-6), trang 201-206 .....                                                    | 27        |
| 53-00-52. Sửa chữa nối thanh trượt ghế loại BAC 1520-2192 Extrusion. H202 (1-6) ,trang 204-209 .....                            | 29        |



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU TÀI LIỆU SRM B-767**

**MỤC LỤC**

|                                                                                                                                                        | Trang     |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 53-50-51. Sửa chữa Wheel Well Pressure Deck Web giữa các Beam vị trí 954 đến vị trí 1065 (sàn buồng lái). H202 (1-4), trang 202-205 .....              | 31        |
| 53-50-90. Sửa chữa lắp ghép ổ đỡ Beam càng chính vị trí 1043. H203 (1-7), trang 227-233 .....                                                          | 32        |
| 53-80-08. Sửa chữa Web phía trước - mối nối chông vách ngăn áp suất sau. Hình 207 (từ 1 đến 6), trang 213 đến 218 .....                                | 35        |
| <b>CHAPTER 54. VỎ BỌC VÀ GIÁ TREO ĐỘNG CƠ .....</b>                                                                                                    | <b>37</b> |
| 54-13-01. Sửa chữa vỏ bọc mép trước Intel Cowl - Động cơ PW-4000. H203 (1-3), trang 206-208 .....                                                      | 37        |
| 54-13-02. Sửa chữa vỏ bọc D-Duct dẫn hơi nóng phòng băng - Động cơ PW4000. H201, trang 201-203 .....                                                   | 38        |
| 54-53-01. Sửa chữa rách Spar Web ở trên phía trước Strut tại lỗ thoát nước mưa NAC STA 156- Động cơ PW 4000. H 210 (1-6), trang 237-242 .....          | 39        |
| 54-53-01. Sửa chữa Panel vỏ bọc ở bên cạnh Strut tại lỗ vào hộp chống xoắn phía trước - Động cơ PW 4000. Hình 206 (từ 1 đến 6) trang 215 đến 220 ..... | 40        |
| 54-53-70. Sửa chữa rách vách ngăn mép sau của phần thôn nhấn sau cùng Strut. H 204, trang 223-228 .....                                                | 42        |
| <b>CHAPTER 55. BỘ PHẬN THĂNG BẰNG MÁY BAY.....</b>                                                                                                     | <b>43</b> |
| 55-10-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc ở Inter Spar bộ phận thăng bằng ngang nằm giữa Stringer - Inboard của Rib No.8. H202 (1-3), trang 205-207 .....        | 43        |
| 55-10-01. Sửa chữa vỏ bọc dưới phần giữa thăng bằng ngang tại Stringer. H 205 (1-4), trang 214-218. ....                                               | 44        |
| 55-10-03. Sửa chữa Stringer tiết diện chữ Z thăng bằng ngang. H 207 (1-7), trang 201-207 .....                                                         | 46        |
| 55-30-01. Sửa chữa vỏ bọc InterSpar thăng bằng đứng tại Stringer. H 203 (1-2), trang 205,206 .....                                                     | 51        |
| 55-30-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc mép trước thăng bằng đứng (giữa các Ribs). H 205 (1,2,3), trang 209-211 .....                                          | 52        |
| 55-30-03. Sửa chữa Stringer dạng chữ Z thăng bằng đứng. H 206 (1-5), trang 201-205 .....                                                               | 53        |
| <b>CHAPTER 57. CÁNH MÁY BAY.....</b>                                                                                                                   | <b>54</b> |
| 57-00-03. Sửa chữa Stringer tiết diện chữ Z ở phía trên cánh. H 201 (1-2), trang 201, 203 .....                                                        | 54        |
| 57-00-03. Sửa chữa Vent Stringer ở phía trên cánh. H 203 (1-4) trang 208-211 .....                                                                     | 56        |



**TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM**  
**SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU TÀI LIỆU SRM B-767**

**MỤC LỤC**

|                                                                                                                                                 | <b>Trang</b> |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 57-10-01. Sửa chữa vỏ bọc phía trên cánh giữa giữa các Stringer (giữa Beams sàn).<br>H 201 trang 201-303 .....                                  | 57           |
| 57-10-01. Sửa chữa vỏ bọc phía trên InterSpar cánh giữa (giữa các Beam đỡ sàn).<br>H 202, trang 204-206 .....                                   | 58           |
| 57-10-01. Sửa chữa vỏ bọc ở dưới InterSpar cánh giữa tại Stringer. H 204 (1,2,3),<br>trang 210-213 .....                                        | 59           |
| 57-20-01. Sửa chữa phẳng vỏ bọc ở phía trên ở giữa Spar cánh ngoài tại Stringer.<br>H 202, trang 205-209 .....                                  | 60           |
| 57-20-01. Sửa chữa gỉ bề mặt dưới vỏ bọc cánh tại chỗ mở cửa vào thùng nhiên<br>liệu. H 206 (1-5), trang 220-224 .....                          | 61           |
| 57-20-90. Sửa chữa lỗ tai đỡ mang tải trọng ở dưới cánh với lắp đặt bạc lót lắp<br>ghép có độ dôi (ép chặt). H 202 (1-7), trang 205 - 211 ..... | 62           |
| 57-43-01. Sửa chữa vá phẳng vỏ bọc Slat mép trước cánh. H 201 (1,2,3), trang<br>201-203 .....                                                   | 66           |
| 57-51-90. Sửa chữa lỗ bạc lót - ổ đỡ thanh chống càn chính. Hình 202,<br>trang 206 -211 .....                                                   | 67           |

**END !**

# **QUYỂN II B**

## **PHẦN III**

**HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG  
TÀI LIỆU SRM MÁY BAY B767 & ATR-72  
PHÂN TÍCH MỘT SỐ PHƯƠNG ÁN ĐIỂN HÌNH THIẾT KẾ  
SỬA CHỮA BỘ PHẬN KẾT CẤU MÁY BAY B767 & ATR-72  
ĐỀ XUẤT PHƯƠNG ÁN THIẾT KẾ SỬA CHỮA  
BỘ PHẬN KẾT CẤU MÁY BAY B767 & ATR-72**

**TẬP III, IV**



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM  
VIỆN KHOA HỌC HÀNG KHÔNG

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

SỔ TAY
HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG
TÀI LIỆU SỬA CHỮA KHUNG
SƯỜN MÁY BAY

(QUYỂN II)
(TẬP III)

HÀ NỘI 12 - 2001

QUYỂN II

PHẦN III

**HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG
TÀI LIỆU SRM-ATR72**

**PHÂN TÍCH MỘT SỐ PHƯƠNG ÁN ĐIỂN HÌNH
THIẾT KẾ SỬA CHỮA BỘ PHẬN KẾT ATR72
ĐỀ XUẤT PHƯƠNG ÁN THIẾT KẾ SỬA CHỮA
BỘ PHẬN KẾT CẦU ATR72**

TẬP IV/ATR72

Chủ nhiệm đề tài: **NGUYỄN HẸN QUÝ**



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

I. HƯỚNG DẪN TRA CỨU, SỬ DỤNG TÀI LIỆU SRM-ATR72

1. CÁCH GIẢI QUYẾT CHUNG

1.1. Giới thiệu chung.

Sổ tay này phù hợp với số tiêu chuẩn 100 (ATA 100) của Hiệp hội Hàng không (Bạn có thể tham khảo hệ thống ký hiệu ATA 100 ở cuối Quyển I). Nó cung cấp thông tin mô tả, hướng dẫn và số liệu tiêu chuẩn cụ thể, nhận dạng vật liệu kết cấu và số liệu sửa chữa có thể áp dụng vào thành phần kết cấu để sửa chữa chỗ hư hỏng tốt nhất. Nó cung cấp thông tin về các quy trình sửa chữa tiêu chuẩn.

Tất cả số liệu sử dụng trong sổ tay này đã được chấp nhận của nhà chức trách.

Sổ tay SRM có đầy đủ các danh mục đặt hàng chi tiết hình vẽ; nó cho danh mục các thành phần cấu trúc có thể thay thế.

Sổ tay SRM là bố cục như sau:

- Chương 51/chapter 51: Các tiêu chuẩn hàng không, tiêu chuẩn cụ thể, vật liệu và thông tin về sửa chữa.
- Chương 52 – 57: là các chương cấu trúc cụ thể

Số chương/chapter chỉ thị toàn bộ một vùng của máy bay (ví dụ: Thân, Cánh, v.v...), số phần/section là chia chi tiết các vùng này (ví dụ: phần mũi thân, hộp cánh giữa), và số mục/subject chỉ thị bộ phận của vùng này (ví dụ: vách áp suất FWD, xà dọc cánh trước).

Để đạt được sự phân chia thành các đề mục, các khối trang đi theo là sử dụng:

| | | |
|-----------------------------------|--------------|--------------------|
| - Mô tả: | trang | 1-99 |
| - Nhận dạng: | trang | 101 đến 299 |
| - Hư hỏng có thể cho phép: | trang | 301 đến 399 |
| - Sửa chữa: | trang | 401 đến 499 |

Số hình chấp nhận sắp xếp theo khối trang (khối trang 1 đến 99 bắt đầu bằng hình 1, khối trang 101 đến 299 bắt đầu bằng hình 101, v.v...).

Khi số trang vượt quá mức, dùng đánh số trang tại X98 và tiếp tục đánh số X98.1, X98.2, v.v...

Trong trường hợp trang trắng (blank) tiến hành sử dụng đánh số thứ tự, ở đây được chỉ thị ở LEP (list of effective pages) bởi từ trắng. Cũng tiến hành đánh số trang trắng sẽ là đánh số trang kép.

Ví dụ: nếu sau trang 3 là trang trắng, trang 3 sẽ là số 3/4 (ví dụ 1, 2, 3/4, 5, 6...).



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

Sau khi cập nhật, trang bổ sung vào cuối của một phần là được đánh số theo sau một số trước.

Trang lắp vào giữa trang hiện hành mang số của trang trước với hậu tố chữ hoa lấy từ tự tự văn chữ cái (hiệu lực cho cả số hình cũng vậy).

1.2. Hiệu lực máy bay.

Số liệu mà không có thiết kế hiệu lực sẽ có thể áp dụng cho tất cả máy bay (ST2, ST3). Thiết kế hiệu lực sử dụng xác định sự khác nhau giữa các máy bay.

Hiệu lực được diễn tả bởi:

Số cải tiến được chỉ thị:

- Trong hiệu lực khối ở dưới đáy của các hình khác nhau
- Trong bảng nhận biết (trang 101 đến 299) ở cột OBSERVATION MOD/SB REPAIR, ở phía trước mỗi mục khác nhau.

Ví dụ: Be. 1225T1283; kết quả trước cải tiến 1225T1283

Af. 1225T1283; kết quả sau cải tiến 1225T1283

- Trong bảng nội dung nếu cấu hình được tạo nên.

Sửa đổi tiêu chuẩn (ST2, ST3) được chỉ thị ở bảng nội dung (cột "EFFECTIVITY"), ở phía trước mỗi cấu hình (cột "C").

Thiếu tính đồng nhất thể hiện số cải tiến giữa các máy bay.

Trang được gọi "MODIFICATIONS/SERVICE BULLETINS LIST", đặt ở đầu chương, cung cấp hiệu lực của mỗi số cải tiến được diễn tả ở sửa đổi tiêu chuẩn (ST2/ST3) và bằng số seri chế tạo (MSN).

Chú ý: Trước khi nghiên cứu tất cả ở các đề mục kết cấu, tiến hành làm việc phải đảm bảo hiệu lực là chính xác (trước và sau khi cải tiến thông báo thiết bị lắp thêm, v.v...)

1.3. Cập nhật vào sổ tay.

Tiến hành cập nhật là được quy định chu kỳ. Cập nhật là được thể hiện bằng chữ "R" ở mép tay trái của trang văn bản. Trang mà không có cải tiến kỹ thuật nhưng mà có dịch chuyển "moved" là nhận biết bằng chữ "R" ở mép dưới tay trái, ở trước số liệu.

1.4. Sử dụng chữ viết tắt trong SRM

(đối với chữ viết tắt khác, xem 51-00-00)

| | | | | | | | |
|----------|------|-----------|-------|----------|-------|------------|-----|
| Frame | FR | Stiffener | STIFF | Inboard | INBD | Station | STA |
| Rib | R | Bulkhead | BHD | Outboard | OUTBD | Water line | WL |
| spar | SP | Logeron | LGH | Lower | LWR | Butt Line | BL |
| Stringer | STGR | Forward | FWD | Upper | UPR | Zone | Z |



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

1.5. Sử dụng ký hiệu trong sửa chữa.

Để đơn giản hoá và hình vẽ sửa chữa minh hoạ rõ, ký hiệu kẹp chặt là như sau:

| | |
|--|--|
| | Kẹp chặt hiện tại không ảnh hưởng của sửa chữa |
| | Kẹp chặt hiện tại ảnh hưởng của sửa chữa |
| | Đinh tán |
| | Đinh tán một phía |
| | Bu lông |
| | Kẹp chặt khoét lỗ (xếp chồng lên ký hiệu khác) |

Đường kính khác nhau sẽ mô tả bởi ký hiệu khác nhau, như chỉ dưới đây.

| | | | | |
|---------------------------|--|--|--|--|
| Đinh tán | | | | |
| Đinh tán một phía/rút/tịt | | | | |
| Bu lông | | | | |

2. NGUYÊN TẮC KỸ THUẬT CHUNG.

2.1. Miêu tả.

Phần này miêu tả ngắn gọn về liên quan của chương

2.2. Nhận dạng.

Chương 52 đến 57 bao gồm nhận dạng vật liệu sử dụng trong chế tạo máy bay. Họ thể hiện kết cấu khác nhau giữa các máy bay cùng loại nó có sự hợp nhất ở sản phẩm hoặc có hiệu lực trở về trước, như vậy cho phép nhà khai thác nhận biết vật liệu và bộ phận quan trọng bất kỳ ở máy bay cụ thể nào đó trong đội máy bay.

Hình vẽ và văn bản liên quan cấu trúc máy bay cung cấp sự miêu tả, vật liệu, số bản vẽ quan trọng bao gồm số bản vẽ bộ phận lắp tương ứng. Ở



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

đây có thể áp dụng, thông tin vật liệu xác định trạng thái xử lý nhiệt hoàn thiện.

2.3. Hư hỏng có thể cho phép.

Hư hỏng có thể cho phép là hư hỏng mà cho phép người vận hành tiếp tục vận hành máy bay không có sửa chữa bất kỳ ngoài sửa chữa lại cục bộ.

Chú ý: Trong trường hợp sửa chữa liên quan đến kết cấu nguyên gốc bao gồm PSEs mà vượt quá giới hạn của SRM về hư hỏng có thể cho phép và không có sửa chữa, đó là đề nghị mà được nhà chế tạo chấp nhận.

Giới hạn mòn:

Giới hạn mòn ở bộ phận lắp cho phép lắp ráp là độ mòn phục vụ ở bu lông đơn giản hoặc chi tiết giống như bu lông, và cũng như ở chi tiết lắp ghép như ổ bi và ổ trượt. Giới hạn hiện có ở dạng bảng ở mục hư hỏng cho phép ở phần sổ tay tương ứng và thể hiện khi chỉnh sửa theo yêu cầu để lắp ráp có thể tiếp tục bảo đảm an toàn khi làm việc.

2.4. Sửa chữa .

- Xác định sửa chữa.

Chỉ dẫn sửa chữa có ý định bảo đảm chắc cho nhà khai thác tiến hành sửa chữa hư hỏng vượt quá giới hạn hư hỏng có thể cho phép.

Một vài loại hư hỏng có thể tính đến:

Vật liệu kim loại: gỉ, rách, xước, lõm, vết vạch, rãnh máng, vết khía, , mài mòn, v.v...

Chú ý:

- Trong trường hợp hư hỏng xảy ra ở chỗ không đồng đều, hoặc liên kết với thành phần khác, xin ý kiến của nhà chế tạo.
- Nếu sửa chữa không được giới hạn kích thước max., kích thước được xác định bằng số kẹp chặt với bước và giới hạn mép phụ thuộc vào đường kính kẹp chặt (xem chương 51-25-00).

Đề phòng:

1) Sửa chữa gần đúng:

Trong trường hợp đồng thời nhiều hư hỏng hoặc hư hỏng liên tiếp áp dụng nguyên tắc sửa chữa sẽ chỉ thực hiện nếu hư hỏng gần với tiêu chuẩn chỉ ra ở mức của sửa chữa



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

có gặp. Nếu không có tiêu chuẩn cụ thể, xin ý kiến nhà chế tạo.

2) Sửa chữa chỉ ra ở sổ tay này là không thể áp dụng ở sửa chữa đã thực hiện.

- Đề nghị sửa chữa:
Chỗ tiến hành sửa chữa là xác định kết cấu chính xác (khung sườn, xà nẹp, xà ngang cánh, v.v...).
- Trước khi sửa chữa phải kiểm tra xác định phạm vi hư hỏng (xem trình bày phát hiện hư hỏng/ hư hỏng ở 51-00-01)
- Hai dạng sửa chữa là xác định:
 - + Sửa chữa tiêu chuẩn và quy trình hiệu lực cho tất cả kết cấu xác định ở chương 51.
 - + Sửa chữa cụ thể thích hợp với các thành phần (hoặc khu vực) và miêu tả phù hợp với chương và phần.
- Tuổi thọ mới của máy bay **ATR72** được tính toán là tuổi thi thiết kế là **70000 chu kỳ bay**/số lần hạ cất cánh.

3. HƯỚNG DẪN SỬ DỤNG SỔ TAY.



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

Sổ tay này theo chương ATA là như sau:

- 51 - Giới thiệu chung/General
- 52 - Các cửa/Doors
- 53 - Thân/Fuselage
- 54 - Vỏ động cơ/Nacelles và Giá treo động cơ/Pylons
- 55 - Bộ phận thăng bằng/Stabilizers
- 56 - Các cửa sổ/Windows
- 57 - Các cánh/Wings

CÁC CHƯƠNG BỐ CỤC NHƯ SAU:

❖ **CHƯƠNG 51:**

- 51-00 Vị trí/ vùng
- 51-10 Phân loại hư hỏng
- 51-20 Quy trình và trình tự
- 51-30 Vật liệu thay thế và tương đương
- 51-40 Chỉ ký tự kẹp chặt
- 51-50 Chung
- 51-60 Cân bằng cánh lảiệng sau sửa chữa
- 51-70 Các sửa chữa đến hình

❖ **CHƯƠNG 52 ĐẾN 57**

| CÁC CHƯƠNG
BỐ CỤC CỦA ATA 100 | | MIÊU
TẢ | NHẬN
DẠNG | HƯ HỎNG
CHO PHÉP | SỬA
CHỮA |
|----------------------------------|---|---------------|------------------|---------------------|------------------|
| 51 - | Giới thiệu chung/General | Trang
1-99 | Trang
100-299 | Trang
300-399 | Trang
400-999 |
| 52 - | Các cửa/Doors | | | | |
| 53 - | Thân/Fuselage | | | | |
| 54 - | Vỏ động cơ/Nacelles và
Giá treo động cơ/Pylons | | | | |
| 55 - | Bộ phận thăng
bằng/Stabilizers | | | | |
| 56 - | Windows | | | | |
| 57 - | Wings | | | | |

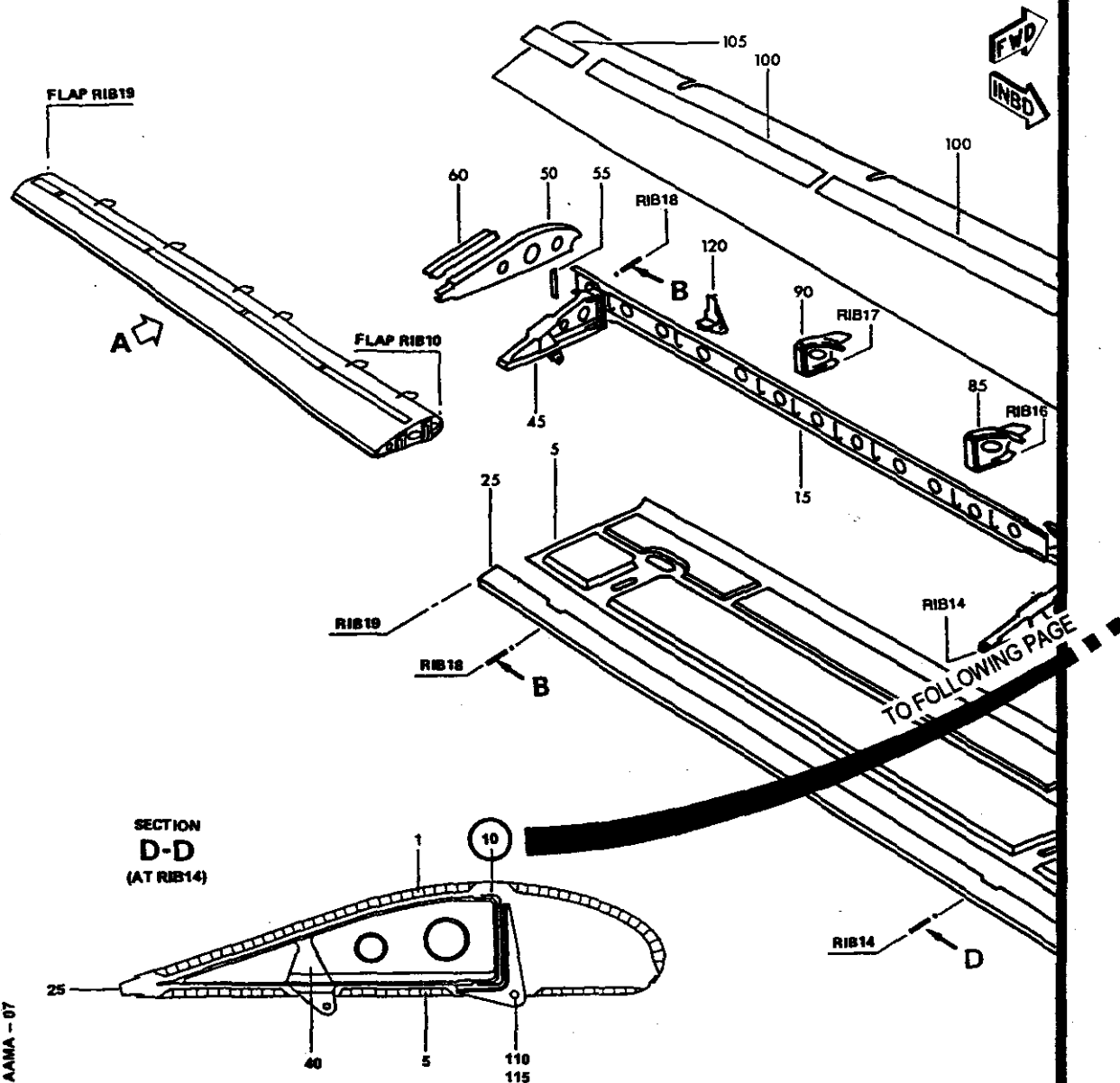


TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL



NOTE: FOR UPPER SKIN PANEL DATA, SEE SHEET 2
FOR LOWER SKIN PANEL DATA, SEE SHEET 4

Flap Structure
Figure 101 (Sheet 1)

57-53-10

Page 103/104
Oct 01/98

Hình 101 (tờ 1). Kết cấu cánh tà

TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

| IDENTIFICATION | | | | | |
|--|------------------|--|----------------------------|------------------------|--|
| 1
ITEM | 2
DESCRIPTION | 3
PART NUMBER
LH / RH | 4
MAT SPEC
TREATMENT | 5
THK
MM
(in) | 6
OBSERVATIONS
MOD/SB/REPAIR |
| | Panel UPR | S57512101000/001 | See Fig. 101 | | Be.4360T4393
Be.4666T4689
For repair,
see P.B.400 |
| R
R
1A | Panel UPR | S57512101006/007 | See Fig. 101 | | At.1965T2094
Be.4360T4393
Be.4666T4689
For repair,
see P.B.400 |
| R
R | | | | | |
| 10 | Spar | S57512086200/201
made from
ASN-A30128644 | clad 2024T3 | 1.8
(0.071) | Be.4666T4689 |
| 10A | Spar | S57513003200/201
made from
ASN-A30128660 | clad 2024T3 | 2.2
(0.087) | AT.4000T4009 |
| 15 | Spar | S57512086202/203
made from
ASN-A30128618 | clad 2024T3 | 1.4
(0.055) | Be.4666T4689 |
| Assy Dwg : S57512085, S57512080, S57512084 | | | | | |
| Key to Figure 101 (Sheet 1 thru 5) | | | | | |
| <div>57-53-10</div> <div>Page 109</div> <div>Oct 01/98</div> | | | | | |
| <div>Printed in France</div> | | | | | |
| IDENTIFICATION | | | | | |

Nhận dạng/indentification

Chìa khoá đối với hình 101 (từ 1 đến 5)

1. Cột mục "ITEM": Chi tiết kết cấu.

Tất cả các mục yêu cầu, chỉ ở hình vẽ tương ứng, là được liệt kê ở cột này, theo thứ tự, bắt đầu là mục số 1 và tiếp tục với bậc 5 (5, 10, 15, v.v...).

Thành phần kết cấu được lắp ở các phần giống nhau với hiệu lực khác nhau sẽ nhận biết với đi theo số mục là chữ ở hậu tố A, B, C, v.v...

2. Cột miêu tả : "DESCRIPTION": miêu tả chi tiết kết cấu.

Nội dung cột này miêu tả chính xác thành phần kết cấu chỉ ở hình tương ứng.

3. Cột nhóm mã số "PART NUMBER":

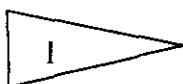
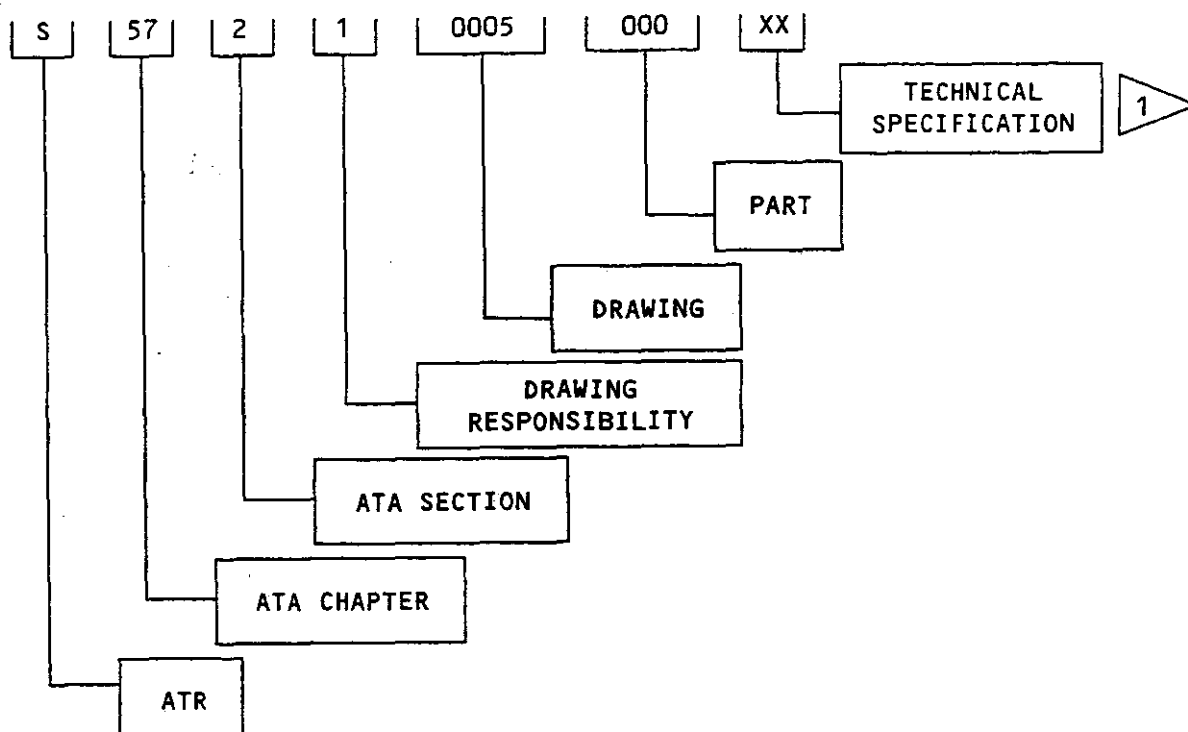
Thành phần cấu trúc sẽ cho nhóm mã số của nhà chế tạo gồm 12 đặc tính. Nói chung, như kéo dài nhóm số là LH. Ở đây cần ba đặc tính bổ sung là cho mục cân xứng (mục RH). Nếu có thể, tiêu chuẩn thích hợp (phương pháp chế tạo) sẽ cho ở đây.



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

Kết cấu Nhóm mã số ký hiệu của nhà chế tạo A/C(Air Corps.)

Nhóm mã số của nhà chế tạo theo tự sau:



Trong quá trình thiết kế mỗi một P/N là được chế tạo phù hợp bản vẽ nhưng có thể không hoàn toàn theo hình vẽ ở kết cấu lắp.

Hai đặc điểm (đặc điểm kỹ thuật) quy định điều kiện phân chia cho phép lắp đặt đúng thành phần bổ sung.

Hai đặc điểm để chế tạo chi tiết phù hợp với bản vẽ và nhu cầu quy trình chế tạo là 00 (bảng sau cho hậu tố cho điều kiện sử dụng phân chia tốt nhất).

Chú thích: Khi khách hàng yêu cầu một điều kiện phân chia khác nhau từ một sản phẩm hiện tại, dẫn đến lúc khi chi tiết sẽ hoãn lại.



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

Đặc điểm kỹ thuật kỹ thuật:

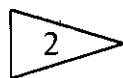
Bổ sung hậu tố vào để phù hợp với chế tạo hoặc yêu cầu dự trữ với mục đích xác định chi tiết rõ hơn không quy định trong bản vẽ.

Phân bổ hậu tố giữa hỗ trợ sản phẩm và kỹ thuật/ chế tạo là như sau:

ĐỐI VỚI CHƯƠNG 52, 53, VÀ 55:

| HẬU TỐ | ĐỊNH RÕ | CHÚ THÍCH |
|-----------------------|--|---|
| 00 đến 05
50
51 | Chi tiết chế tạo không vẽ

 | 00 = Sản phẩm chi tiết phù hợp với bản vẽ
01 = Chi tiết có lỗ khoan định hướng 2,2 mm (3/32 In.) như chỉ rõ ở bản vẽ.
02 = Chi tiết không khoan.
03 = Tăng chu vi và lỗ hoàn thiện
04 = Tăng chu vi và lỗ định hướng
05 = Tăng chu vi và không khoan
50 = Giống với bản vẽ (★)
51 = Tiêu chuẩn cụ thể (★★) |
| 60 đến 90 | Chi tiết dự trữ không vẽ và không thể dự trữ | Yêu cầu đánh số để hỗ trợ sản phẩm tách ra, nhưng không thể áp dụng vào chế tạo |
| 99 | Chi tiết dự trữ để vẽ và không thể dự trữ | |



Một vài hậu tố là sử dụng bởi bộ phận dự trữ để chế tạo P/N đặc biệt (★) Và không như chế tạo cụ thể để cho phép lắp đặt trong quá trình chế tạo.
(★★) Tham khảo một vài loại khác nhau của một nhà chế tạo.



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

ĐỐI VỚI CHƯƠNG 54 VÀ 57

| HẬU TỔ | ĐỊNH NGHĨA | CHÚ THÍCH |
|----------------------------|--|---|
| 00 và
40 đến 49 | Chi tiết sản xuất có vẽ | Để sử dụng bởi hỗ trợ sản xuất, tuy nhiên chi tiết dự trữ giống với chi tiết sản xuất |
| 01 đến 39 | Chi tiết sản xuất không vẽ | |
| 50 | Chi tiết dự trữ có vẽ | Khi chi tiết sản xuất không vẽ |
| 51 đến 59 | Chi tiết dự trữ không vẽ | Và không giống với chi tiết sản xuất |
| 60 đến 89 | Chi tiết dự trữ không vẽ và không thể lưu trữ | Yêu cầu đánh số để hỗ trợ sản phẩm tách ra, nhưng không thể áp dụng vào chế tạo |
| 99 | Chi tiết dự trữ có vẽ và không thể lưu trữ | |
| 90 đến 94 | Chi tiết riêng cho bộ dụng cụ sửa chữa | |
| 95 đến 98 | Chi tiết riêng đối với dụng cụ phục vụ thông báo | |

3. Cột xử lý tính chất vật liệu/ MAT SPEC TREATMENT:

Vật liệu và xử lý nhiệt chi tiết kết cấu. Đặc điểm kỹ thuật kim loại và thành phần vật liệu phi kim loại cho ở chương 51-30-00 là liệt kê ở cột này.

4. Cột bề dày mm/THK MM (IN): bề dày của thành phần kết cấu.

Các thông tin cần thiết liên quan đến bề dày thành phần kim loại tấm cho ở cột này. Chuyển đổi hệ đo lường Mỹ (1 in. = 25.4 mm) sẽ cho trong ngoặc đơn. Đối với chi tiết kim loại gia công cắt gọt có bề dày khác nhau cho ở các bảng tương ứng.

5. Cột theo dõi Cải tiến/ phục vụ thông báo/ sửa chữa “MOD/SB/REPAIR”

Ghi các thông tin tình trạng trước cải tiến hoặc sau cải tiến hoặc trước và sau làm thông báo sẽ có ở cột này.

Chữ tiền tố sẽ áp dụng cho trạng thái trước/sau/MOD./SB như sau:

- Be. = Before SB/Mod.
- Af. = After SB/Mod.

Trong cột này, chỉ dẫn sửa chữa ở đây. Biểu thị sau có thể sử dụng:

- Đối với sửa chữa xem khối trang 400.
- Đối với sửa chữa, xem XX-XX-XX khối trang 400

Theo các trường hợp (XX-XX-XX đối với sửa chữa riêng hoặc sửa chữa chung, số



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

chương/phần/mục là được đưa vào).

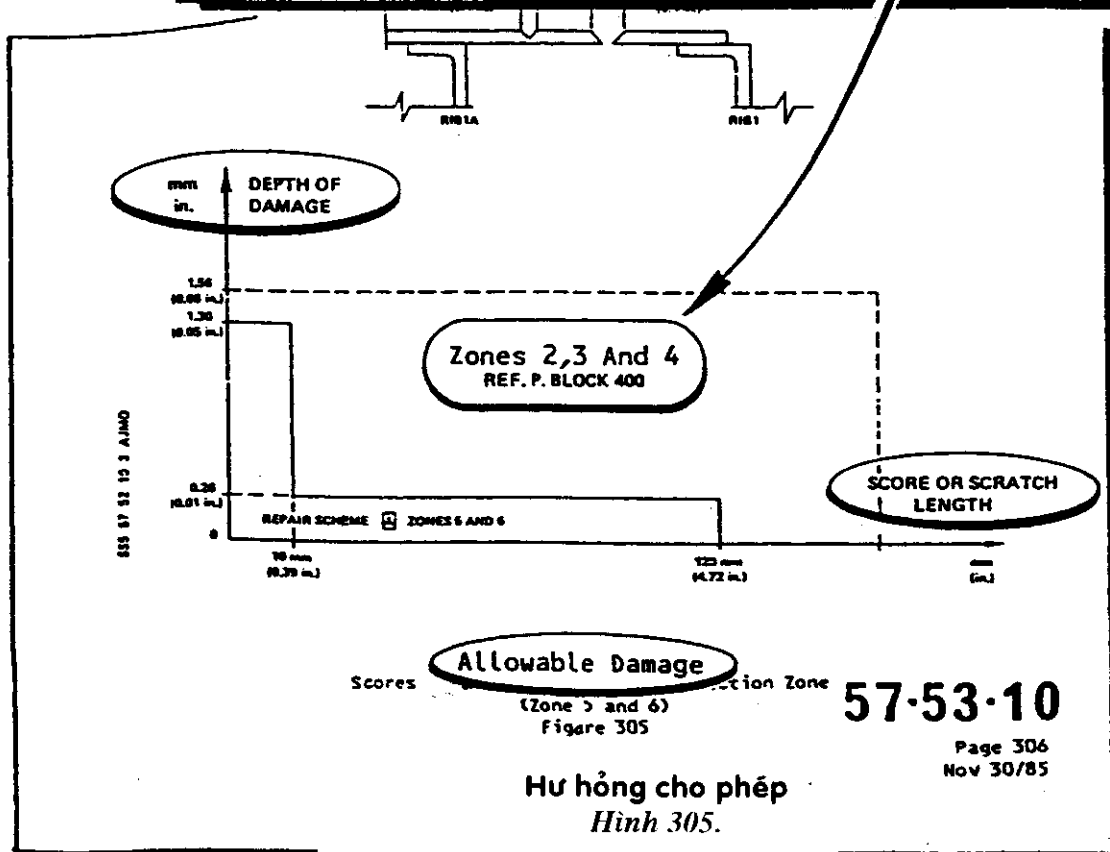
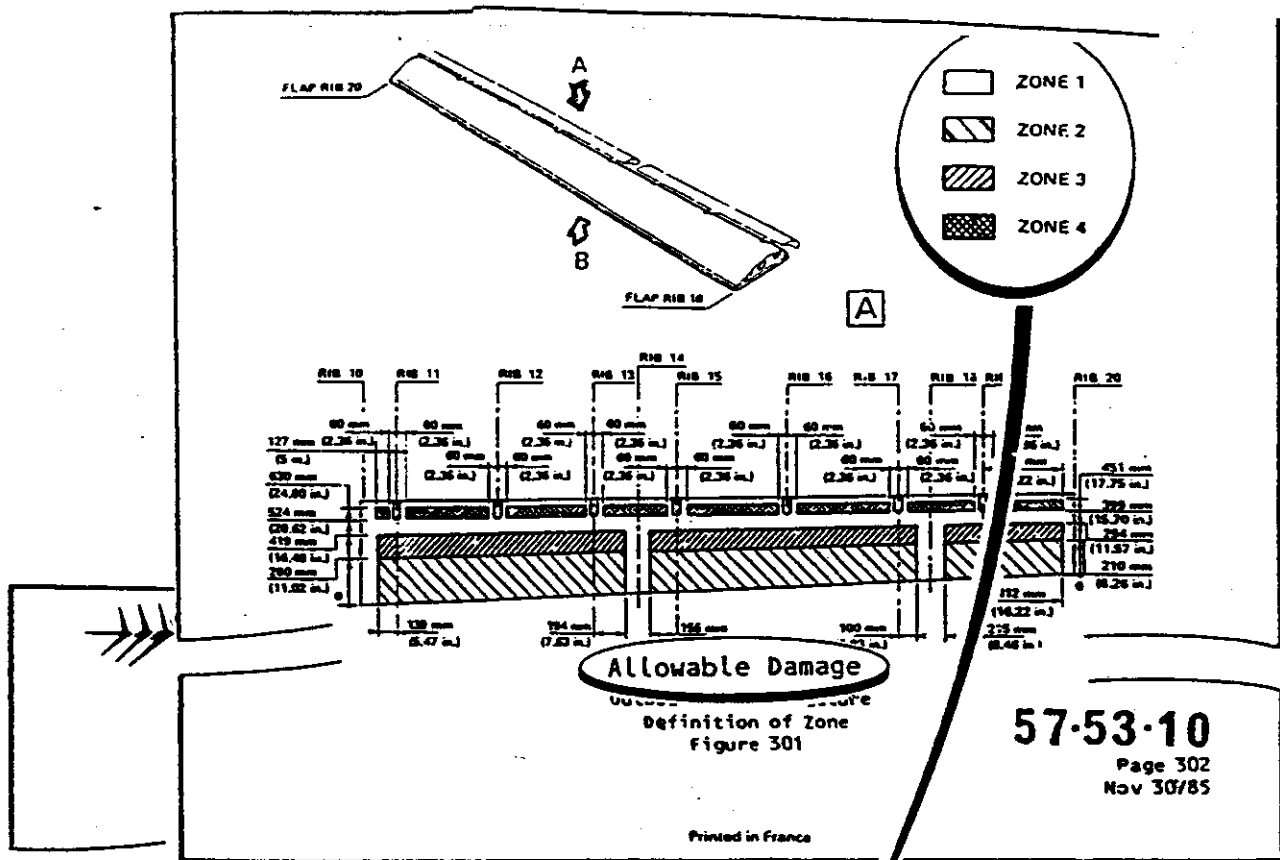
Ở đầu không có sửa chữa, khoảng trống bên trái. Khi sửa chữa và yêu cầu mà không có thông tin, hãy gửi yêu cầu tới:

ATR Product Support Directorate
Technical Publication Department
1, All e Pierr Nadot
31712 BLAGNAS Cedex
FRANCE

6. Bản vẽ lắp “Assy Dwg”.

Bản vẽ sử dụng phát hành dự trữ của thành phần kết cấu.

TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

TEMPORARY REPAIR FOR FLAKING, PERFORATING IMPACT ON
SANDWICH CONSTRUCTION (SCHEME B1X)

NOTE: These instructions only apply for temporary repair with a 1000 flight hours limitation.

REPAIR MATERIAL

| ITEM | NOMENCLATURE | QTY | MATERIAL/REMARK |
|------|----------------|-----|--|
| 1 | Plate | 1 | (ASN-A3106) 210CNT18-11 Mat.
Thick.: 0.8 mm (0.032 in.) |
| - | Rivets | 7 | (NAS1919) M4SXXW 3.17 mm Dia.
(1/8 in.) (Ref. 51-40-10) |
| - | Sealant | AP | (PR1403G) (Mat. No. 09-019A)
(Ref. 51-35-00) |
| - | Cleaning agent | CR | Solvent (Mat. No. 11-004)
(Ref. 51-35-00) |

REPAIR INSTRUCTIONS (Ref. Fig. 4-3)

1. Instructions before repair

- A. Install aircraft in hangar.
- B. Comply with specified health and safety measures when using products.
- C. Disconnect power circuits connected to components to be repaired.
- D. Install safety equipments.

2. Repair procedure

A. Preparation

- (1) Protect adjacent area to be repaired by adhesive teflon tape.
- (2) Clean area to be repaired.
- (3) Select stainless steel reinforcement plate (1).

NOTE: Refer to 51-29-08.

B. Repair

- (1) Cut plate (1) to dimensions given on figure.
- (2) Drill dia. 3.2 mm (1/8 in.) attachment holes as per instructions on figure.
- (3) Position reinforcement plate on skin.
Counterdrill dia. 3.2 mm (1/8 in.) holes.
- (4) Install rivets (dry installation) (Ref. 51-25-01).
- (5) Apply sealing bead (Mat. No. 09-019A) around periphery of repaired area (Ref. 51-22-02).

C. Close-up

- (1) Remove tape.
- (2) Clean work area.
- (3) Touch up paintwork (Ref. 51-21-27).

**CONSUMABLE MATERIALS
51-35-00**

**ALPHANUMERIC FASTENERS INDEX
51-40-00**

**MATERIALS AND ALTERNATIVES
51-30-00**

57-52-10

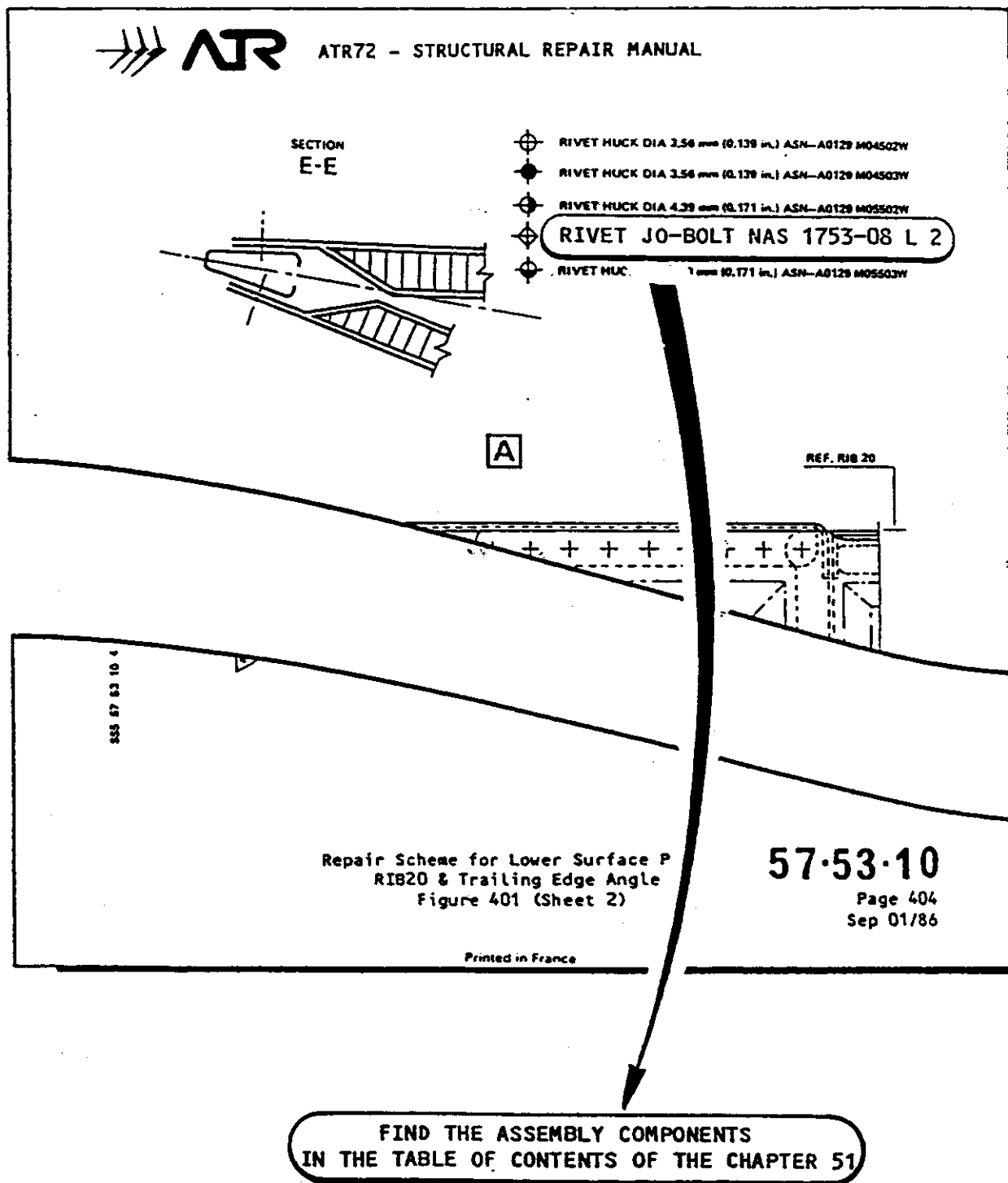
Page 409
Jan 01/99

Printed in France



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72

Hình 401 (tờ 2)





TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

CHAPTER 51 - STRUCTURES - GENERAL

TABLE OF CONTENTS

| <u>SUBJECT</u> | <u>CH/SE/SU</u> | <u>C</u> | <u>PAGE</u> | <u>EFFECTIVITY</u> |
|---|-----------------|----------|-------------|--------------------|
| MATERIALS, ALTERNATIVES AND EQUIVALENTS | 51-30-00 | | 1 | |
| <u>METALLIC MATERIALS</u> | 51-31-00 | | 1 | |
| CORROSION RESISTANT STEEL SHEET/PLATE -
MATERIALS AND ALTERNATIVES | 51-31-31 | | 1 | |

TO FOLLOWING PAGE

CONSUMABLE MATERIALS

51-35-00

1

TO FOLLOWING PAGE

FASTENERS - ALPHANUMERIC FASTENERS
INDEX

51-40-00

1

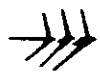
TO FOLLOWING PAGE

51-CONTENTS

Page 3
May 01/89

Chương 51 – Kết cấu – Chung

TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM-ATR72



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

CORROSION RESISTANT STEEL SHEETS

| MATERIAL | AEROSPATIALE
PART NUMBER | STRENGTH
LEVEL | AERITALIA or
U.S.A.
SPEC. | GERMAN
SPEC. | UK
SPEC. | STATUS |
|-----------|-----------------------------|-------------------|---------------------------------|-----------------|----------------------------|--------|
| ASN.A3106 | CNT 18.11 | 490 | AISI 321/347 | 1.4544.9 | BS 5 526
or
BS 5 527 | E |



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

CONSUMABLE MATERIALS

1. GENERAL

C. The materials are called out in the following paragraphs :

- 7. Lacquers
- 8. Bonding and adhesive Compounds

51-31-31

Page 2
Aug 31/85

51-35-00

Page 1
Sep 01/86



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| ITEM | DESIGNATION | SPECIFICATIONS | USAGE | COO. SPLR |
|---------|---|---|---|---|
| 08-022 | EC-3524-B/A
on 10054 022.00
REDUX 252
REDUX 252 | F NT-10053
ASN-B 81251
DA-4-653-81
S26-4024
GB USA None | Compound,
Void filler,
Low density,
Honeycomb filler | N-F0347
N-02607
N-K8767
US-26066 |
| 08-046B | REDUX 501
PQ10054-022-02 | F NT-10054 | Wet lay-up resin | K-5066 |



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

| REFERENCE | STANDARD - DESCRIPTION | PROCEDURE |
|-----------|------------------------|-----------------|
| NAS 1753 | | 51-40-23 Page 8 |

51-35-00

Page 9
May 01/88

51-40-00

Page 8
May 01/89

51-40-23

Page 8
Aug 31/85

Printed in France



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

CHƯƠNG 51/CHAPTER 51
GIỚI THIỆU CHUNG VỀ SỬA CHỮA KẾT CẤU ATR-72

51-73-10. Giới thiệu chung về rò chảy nhiên liệu

Hình 1 (từ 1,2,3), Hình 2, hình3, từ trang 1 đến 13.

1.1. Giới thiệu chung.

Phần này giới thiệu các chỉ dẫn cần thiết sửa chữa tạm thời hoặc bền chắc để hết rò chảy nhiên liệu.

Nguyên nhân rò chảy nhiên liệu là :

- Hư hỏng của kết cấu,
- Kẹp chặt long ra
- Lắp đặt không chính xác các thành phần.
- Áp dụng bịt kín không đúng.

1.2. Phân tích giới thiệu chung về rò chảy nhiên liệu – Xác định vị trí rò chảy – Phương pháp làm kín.

Cánh máy bay kết cấu dạng bán vỏ ứng suất (stress Semimonocoque). Kết cấu gồm xà dọc/Spar, xà ngang/Rib và vỏ bọc và các thành phần tăng cứng/Stiffener. Kết cấu vỏ và Stiffener là kết hợp giữa vỏ và xà chữ T làm thành kết cấu đơn giản và bền chắc, chịu uốn và xoắn lớn.

Cánh máy bay là xà hộp chịu uốn và xoắn nhỏ dần ra hai đầu. Khi máy bay bay vỏ bọc và thành phần phía trên cánh chịu nén và xoắn, vỏ bọc và phần phía dưới cánh chịu kéo và xoắn.

Cánh là phần kết cấu quan trọng nhất của máy bay. Trong quá trình làm việc cánh chịu tác động của nhiều tải trọng phức tạp và thay đổi theo chu kỳ bay.

Người ta tận dụng phần rỗng bên trong hộp cánh để chứa nhiên liệu là hộp cánh giữa và hai hộp cánh ngoài hai bên.

ATA 51-73-10



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

- Hư hỏng rò chảy nhiên liệu do hư hỏng kết cấu; long các kẹp chặt do biến dạng; hoặc lắp đặt không đúng các thành phần kết cấu; hoặc áp dụng chất làm kín không chính xác.

- Rò chảy gồm có : Thấm rò chảy, rò chảy cho phép và không cho phép. Rò chảy có thể sửa chữa tạm thời và sửa chữa bền chắc.

- Xác định rò chảy nhiên liệu : Chủ yếu các chỗ lắp ghép; các chỗ chi tiết kẹp chặt; hoặc chỗ vỏ bọc hư hỏng; chỗ panel có thể tháo.

- Phong pháp áp dụng làm kín : Dùng chất phủ lót (vật liệu No.08-021) và chất làm kín hoặc chất làm kín trộn với bông nhôm (vật liệu No.09-002A) và lớp phủ ngoài (vật liệu No.09-001A).

Tóm lại : Khi phát hiện rò chảy phải xác định được mức độ rò chảy xem có trong phạm vi cho phép hay không. Tiếp theo xác định vị trí rò chảy và nguyên nhân rò chảy để có phương pháp sửa chữa thích hợp.

Nếu rò chảy trong phạm vi cho phép thì có thể sửa chữa tạm thời hoặc không cần sửa chữa.

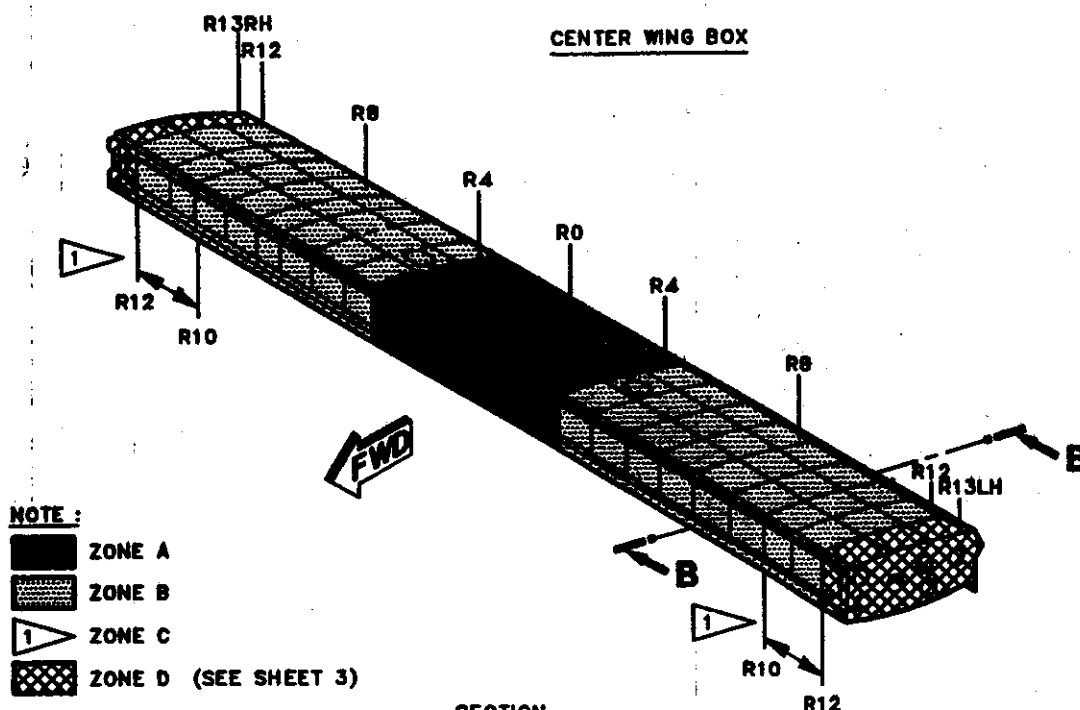
Khi máy bay dừng kiểm tra, có thời gian tiến hành sửa chữa bền chắc, hết rò chảy.

Tham khảo tài liệu : Xem SRM 51-35-00 để biết chi tiết về vật liệu.

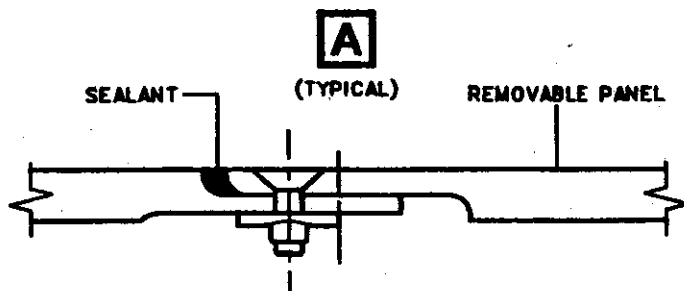
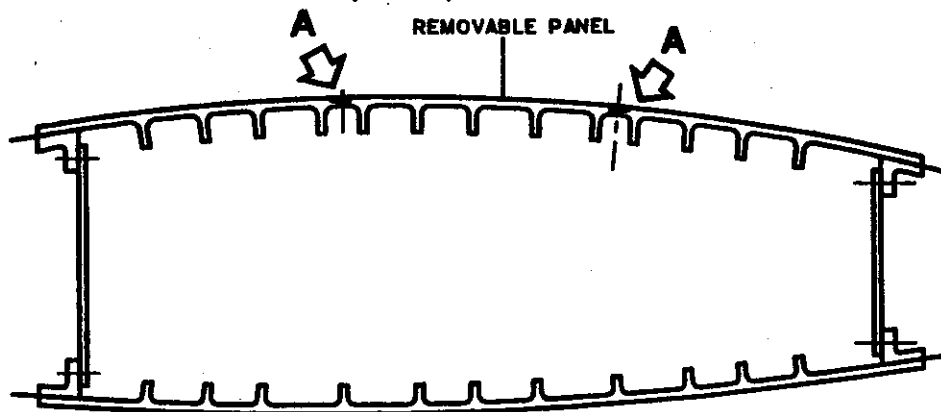
1-3. Đề xuất phương án sửa chữa :

Rò chảy thường do biến dạng bộ phận kết cấu làm xô dịch, dơ lỏng ở bề mặt lắp ghép, ở chỗ các chi tiết kẹp chặt. Sửa chữa các chỗ này là xiết chặt lại bu lông, vít hoặc tán chặt các đinh tán là có thể khắc phục được rò chảy.

ATA 51-73-10



SECTION B-B (TYPICAL)



Fuel Leak Location
Figure 1 (Sheet 1)

51-73-10

Page 9

Apr 01/99

Printed in France

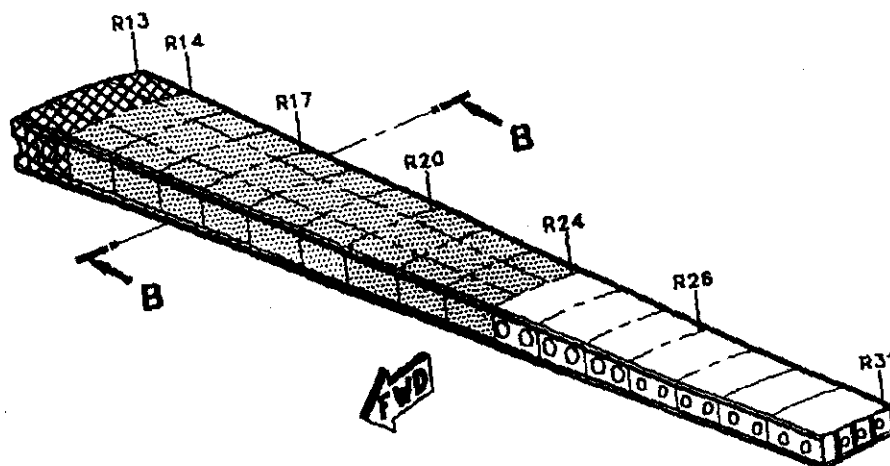
DO NOT REMOVE

RS5 51 73 10 0 AAO - 01



ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

OUTER WING BOX (LH SIDE SHOWN)
(RH SIDE SYMMETRICAL)

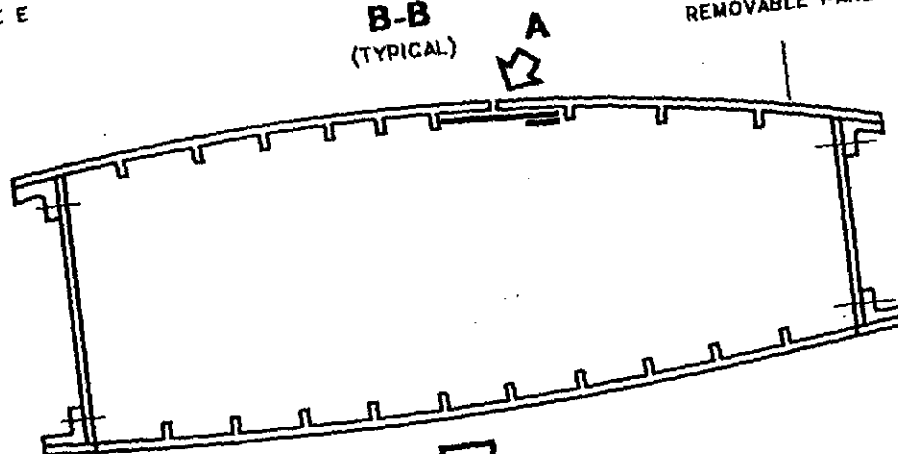


NOTE :

-  ZONE D (SEE SHEET 3)
-  ZONE E

SECTION
B-B
(TYPICAL)

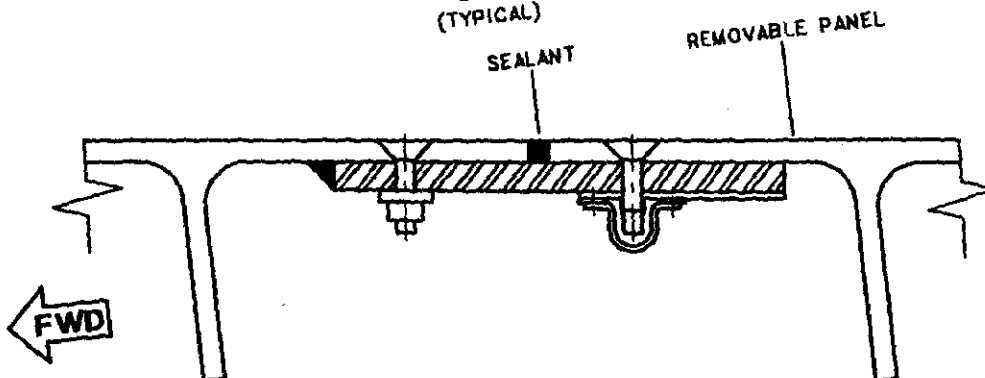
REMOVABLE PANEL



A
(TYPICAL)

SEALANT

REMOVABLE PANEL



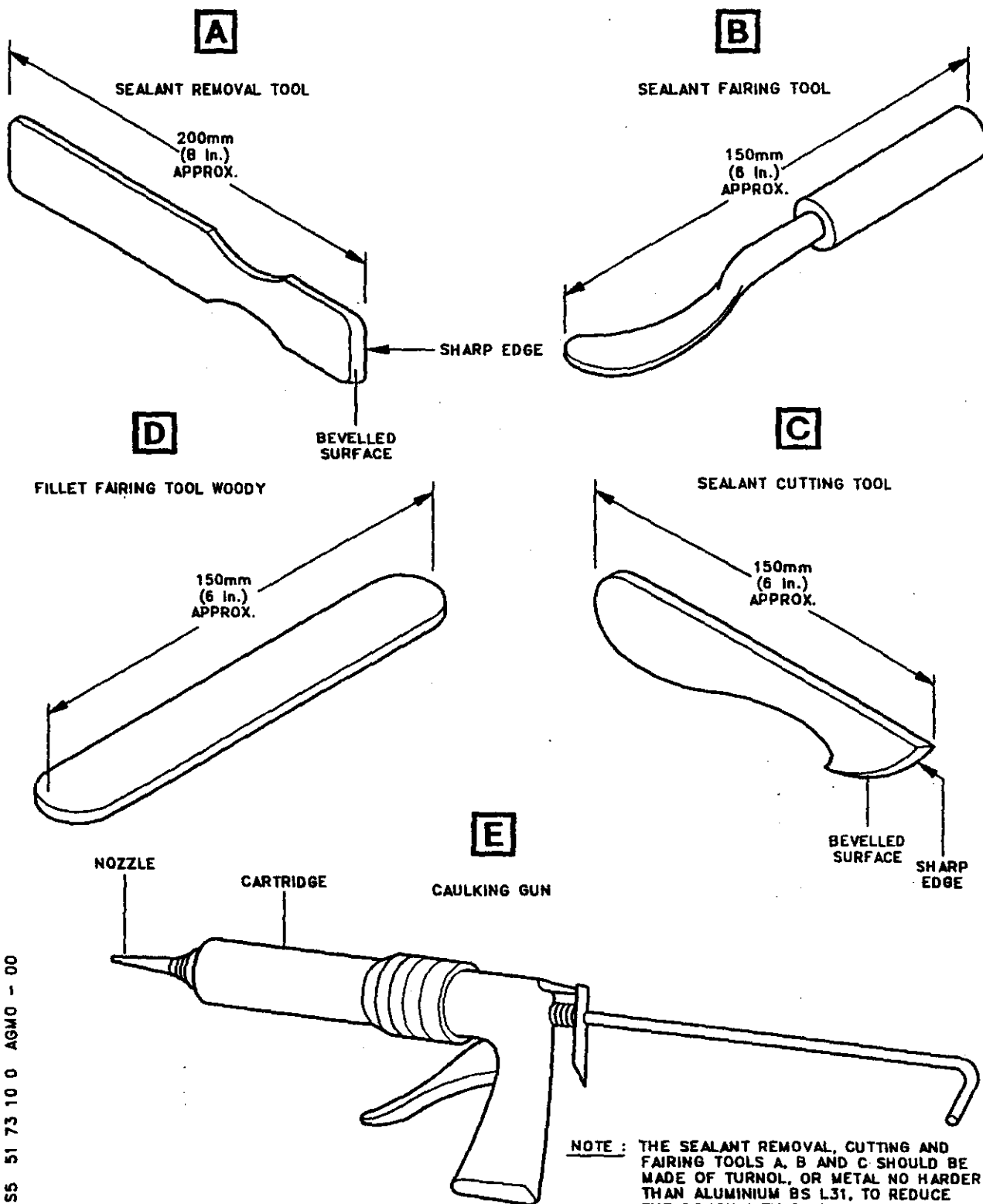
Fuel Leak Location
Figure 1 (Sheet 2)

RSS 51 73 10 0 ACMO - 00

51-73-10
Page 10
Apr 01/99



51-73-10

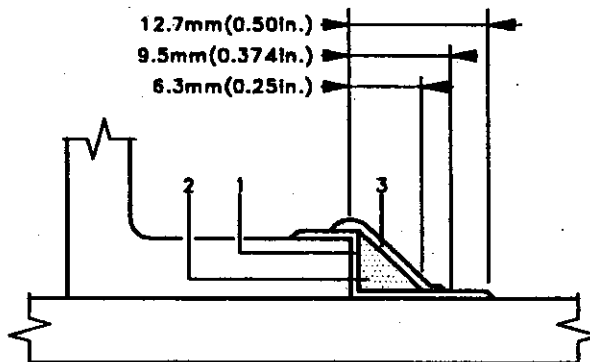
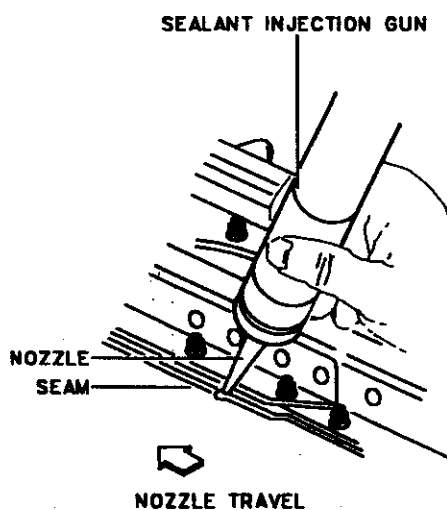
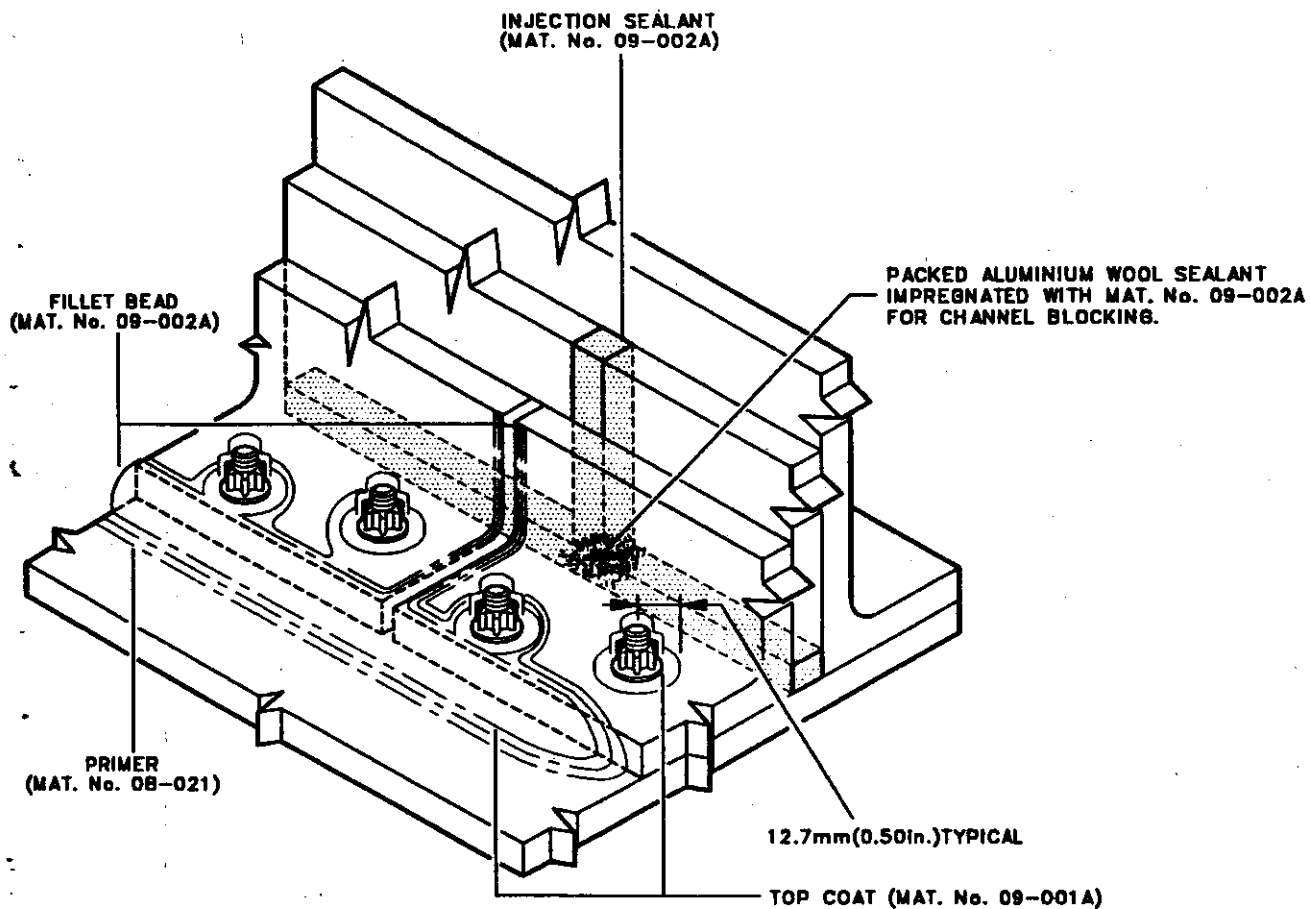
**ATR****ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

RSS 51 73 10 0 AGMO - 00

**Sealant Hand Tools
Figure 2****51-73-10**

Page 12

Apr 01/99



TYPICAL SEALANT DIMENSIONS

1. PRIMER (MAT. No. 08-021)
2. CONTINUOUS FILLET (MAT. No. 09-002A)
3. TOP COAT (MAT. No. 09-001A)

Fillet Application Method
Figure 3

51-73-10

Page 13
Apr 01/99



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

CHƯƠNG 52/CHAPTER 52
SỬA CHỮA CỦA MÁY BAY ATR-72

52-00-00. Sửa chữa phẳng vỏ bọc bên ngoài cửa
Hình 402, trang 406, 407/ 408/ 409.

2.1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc ngoài của máy bay.

- Cắt bỏ chỗ hỏng có các cạnh song song với Frame để song song với dòng chảy không khí. Lượn góc R10 mm (0,393 in) chỗ cắt bỏ để giảm tập trung ứng suất ở góc chỗ cắt.

- Làm miếng Filler có bề dày như vỏ bọc, kích thước nhỏ hơn chỗ vỏ bọc cắt bỏ với khe hở 1,5 mm (0,059in) để đảm bảo công nghệ và bơm chất làm kín.

- Làm Doubler vật liệu 2024-T3 Clad có bề dày 1mm (0,039in) dày hơn vỏ bọc 1,25 lần (0,8mm- 0,031in) đủ tăng cường độ bền cho chỗ vá sửa.

Kích thước Doubler lớn hơn chỗ cắt bỏ về các hướng lắp đặt dọc 3 hàng đinh tán. Đảm bảo đảm độ bền và ôm khít vào vỏ bọc. Xem tính toán kiểm tra độ bền ở phần II, Quyển 1 hoặc tài liệu Aircraft Maintenance & Repair.

- Đinh tán dùng loại đầu thông dụng : MS20470AD4, có đường kính thân đinh 1/8" (3,2mm). Khoảng cách mép của đinh tán 2,5D là bảo đảm. Khoảng cách hàng đinh tán : 4,68D là hợp lý. Tham khảo Aircraft Maintenance & Repair hoặc mechanics Airframe Handbook.

- Đánh giá ưu khuyết :

+ *Ưu điểm:* của miếng vá sửa chữa phẳng vỏ bọc ngoài cửa : Tạo độ phẳng nhẵn khí động học, mỹ quan.

+ *Khuyết điểm:*

Sửa chữa không thuận lợi bằng sửa chữa ngoài.

Phải tháo vỏ bọc bên trong để tiếp cận vào phía trong khi tiến hành sửa chữa.

ATA 52 - 00 - 00



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

2.2. Đề xuất phương án sửa chữa :

Nếu điều kiện thời gian hạn hẹp, cần sửa chữa nhanh có thể dùng miếng vá sửa chữa ngoài. Dùng đinh tán một phía hoặc hai phía tùy sửa chữa tạm thời hay bền chắc.

Miếng táp/Doubler cần vát mép 4T để tạo thuận nhẵn của miếng vá với dòng chảy không khí.

ATA 52 - 00 -00

**ATR****ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

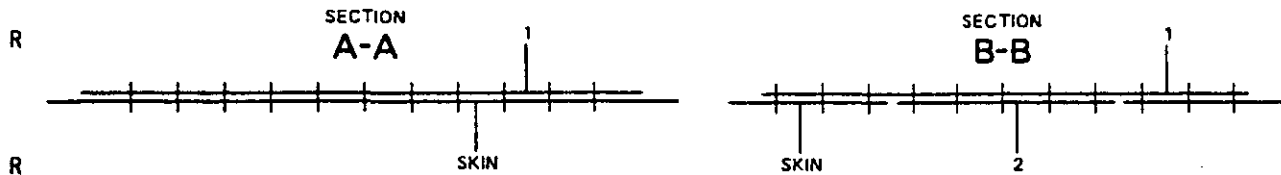
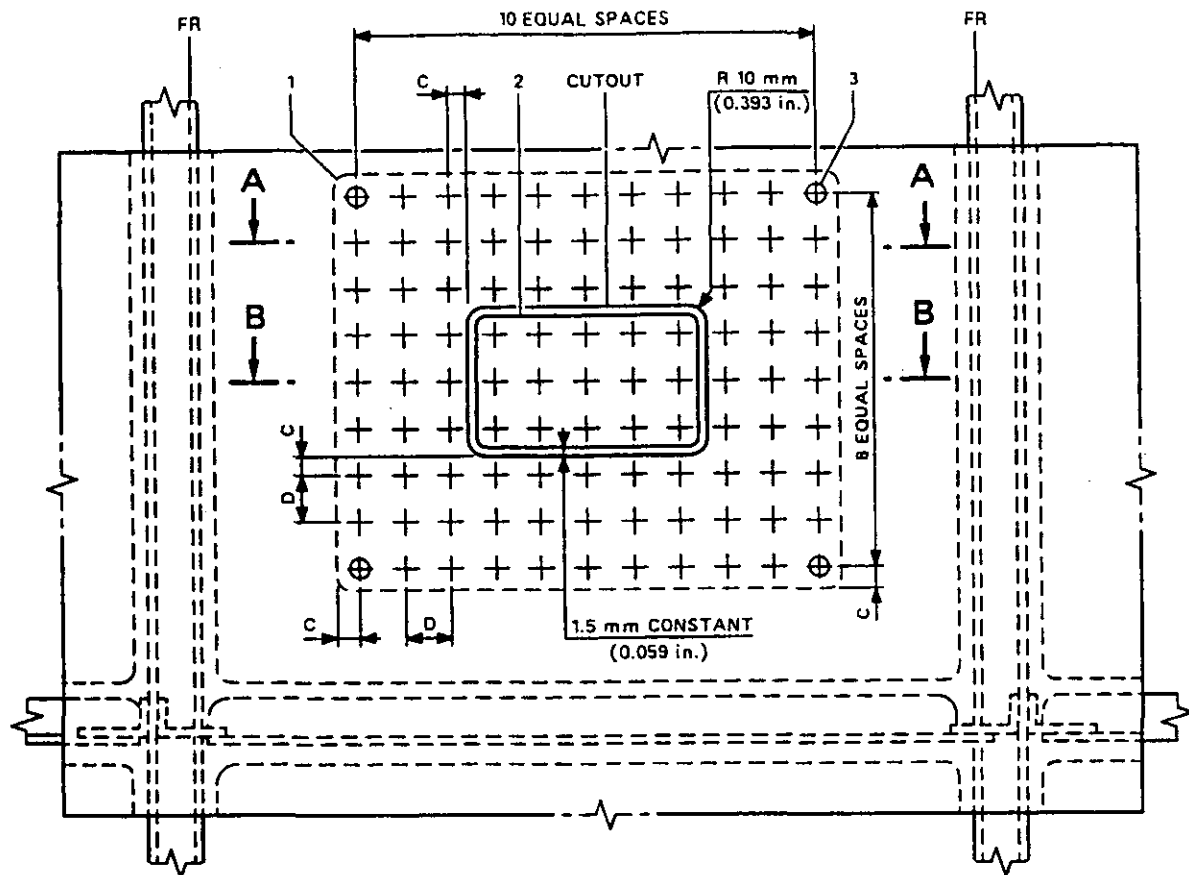
9. Degrease doubler using solvent (Material No. 11-003) and apply chemical conversion coating (Material No. 13-002) (Ref. 51-21-17).
10. Apply primer (Material No. 16-001B) to repair parts (Ref. 51-21-28).
11. Coat contacting surface of doubler with sealant (Material No. 09-0013).
12. Rivet doubler in position.

NOTE: Ensure that process of riveting is finished during curing time.

13. Seal edges of cutout with sealant (Material No. 09-013).
14. Apply polyurethane top coat (Material No. 16-018C) to internal and external surface of repair area (Ref. 51-21-28) including sealant bead.

52-00-00

Page 405
Oct 01/91

**ATR****ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL**

| ITEM | NOMENCLATURE | QTY | MATERIAL/REMARKS |
|----------|----------------|-----|--|
| 1 | DOUBLER | 1 | MATERIAL 2024-T3 CLAD THICKNESS 1 mm (0.039 in.) |
| 2 | FILLER PIECE | 1 | SAME THICKNESS OF EXISTING SKIN |
| 3 | RIVET UNIV. HD | AR | MS20470AD4 |
| MARGIN C | | | 8 mm (0.314 in.) |
| PITCH D | | | 15 mm (0.591 in.) |

RS2 52 00 00 4 ACMO

External Skin of Doors - Flush Repair
Figure 402**52-00-00**Page 406
Oct 01/92



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM

SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRẢ CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

52-00-00: Sửa chữa ngoài vỏ bọc ngoài cửa và xà vòng/Frame

Hình 403, trang 410 đến 413.

2-1/Phân tích phương án thiết kế sửa chữa ngoài vỏ bọc ngoài cửa và xà khung/Frame

- Cắt bỏ chỗ hỏng vỏ bọc hình chữ nhật có cạnh song song hoặc vuông góc với Frame. Lượn góc chỗ cắt bỏ R10 mm (0,393in) đủ lớn để giảm nhiều tập trung ứng suất ở góc chỗ cắt bỏ.

→Cắt phần Flange của Frame hỏng có chiều dài bằng chỗ vỏ bọc cắt bỏ.

- Làm miếng Filler (2),(3), Kích thước lắp khít vào chỗ cắt bỏ, vật liệu 2024-T3, bề dày bằng bề dày vỏ bọc (2), giống Flange của Frame (3).

→Doubler 1 có bề dày 1,4mm (0,056in) dày hơn vỏ bọc tối thiểu 1,25 lần để tăng cường độ bền cho mối ghép đinh tán. Kích thước Doubler rộng hơn chỗ cắt bỏ lắp đặt dọc 3 hàng đinh tán về các hướng đủ bảo đảm bền và ôm khít miếng vá.

- Đinh tán loại MS2047AD5, đường đinh tán 5/32 (4.00mm) Khoảng cách mép của đinh tán 2D (10mm). Bước đinh tán là 5D (20mm) là phù hợp quy định.

→Ưu khuyết điểm của miếng vá sửa chữa

→Ưu điểm Miếng vá bảo đảm phục hồi độ bền Tiến hành sửa chữa và không phức tạp.

→Nhược điểm Không tạo được mặt phẳng nhẵn khi động học.

2-2/Đề xuất phương án thiết kế sửa chữa phẳng vỏ bọc ngoài cửa và xà xà khung/Frame.

Tiến hành tương tự như sửa chữa ngoài. Để lắp đặt Doubler vào phía trong phải cắt cạnh gờ/Flange của Frame dài bằng miếng Doubler.

Làm miếng lắp kín/Filler (3) dài bằng chỗ cắt Frame và Góc tăng cường (7) dài hơn Doubler lắp đặt tối thiểu 4 đinh tán về mỗi hướng chỗ cắt bỏ.

→Cần kiểm tra độ bền mối ghép áp dụng công thức ở chương II/Phần II tài liệu này hoặc tài liệu Aircraft Maintenance & Repair.

ATA 52 - 00 - 00



9. Degrease repair parts using solvent (Material No. 11-003) and apply chemical conversion coating (Material No. 13-002) (Ref. 51-21-17)
10. Apply primer (Material No. 16-001B) to repair parts (Ref. 51-21-28)
11. Coat contacting surface of doubler with sealant (Material No. 09-0013)
12. Rivet doubler in position

NOTE: Ensure that process of riveting is finished during curing time

13. Fill seal edge of internal doubler and aerodynamic seal gaps between external doubler and skin with sealant (Material No. 09-013)
14. Apply polyurethane top coat (Material No. 16-018C) to internal and external surface of repair area (Ref. 51-21-28) including sealant bead

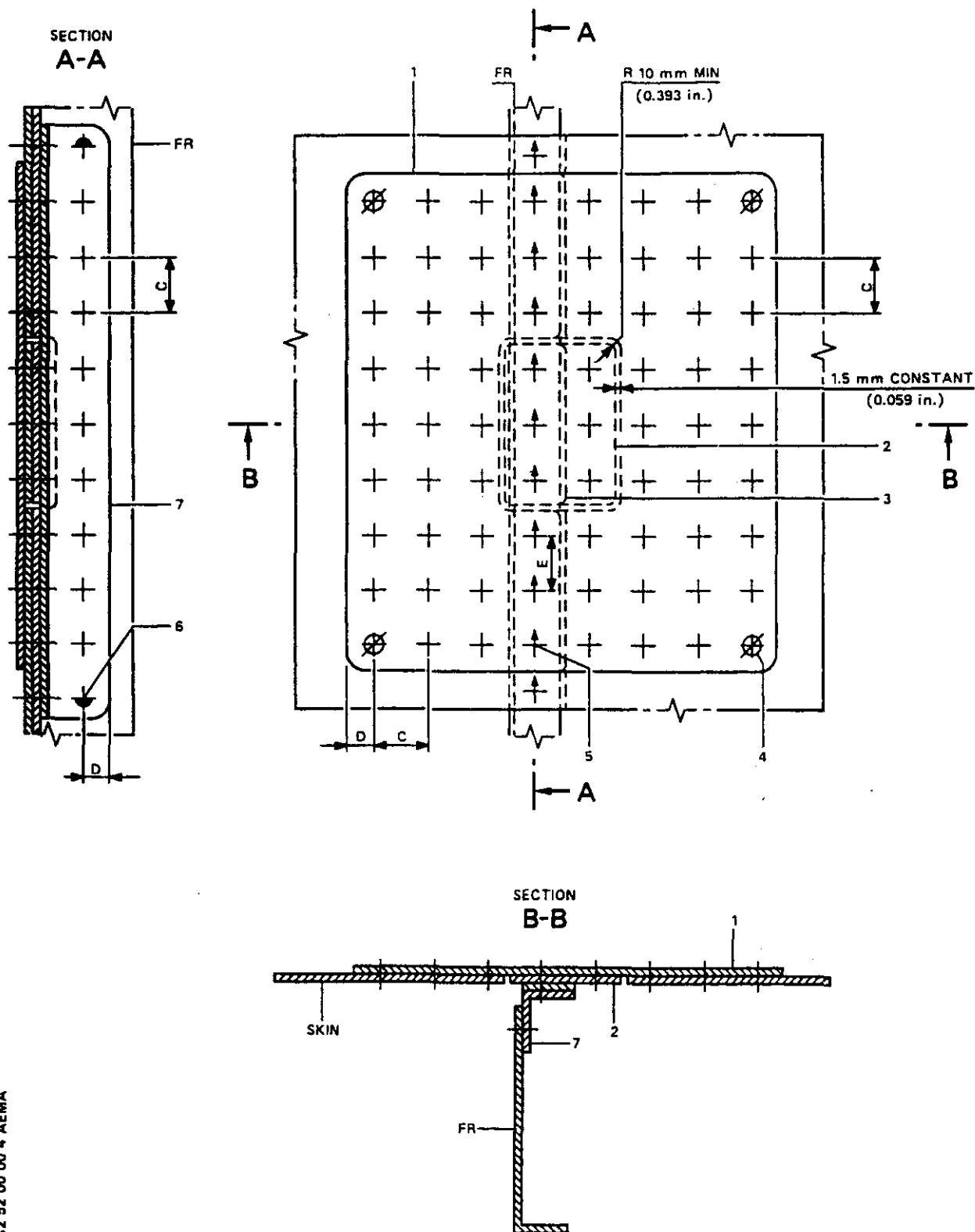
52-00-00

Page 409
Oct 01/91



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Door Outer Skin and Frame - External Repair
Figure 403



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

52-00-00: Sửa chữa xà/Frame cửa. Hình 404 trang 414 đến 417

Chú ý : Sửa chữa này có hiệu lực đối với hư hỏng nặng Frame cửa tại lỗ giảm trọng lượng và tăng cứng.

2-1. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa Frame cửa.

Sửa chữa Frame là phục hồi lại modulus tiết diện (modul cản) của tiết diện ngang Frame ()

- Tấm tăng bền/Reinforcing Plates (1), (2) làm bằng vật liệu 7075-T6, dày 1,2, có kích thước chiều dài dài hơn mép cắt bỏ Frame lắp đặt tối thiểu mỗi hướng 4 hàng đinh tán.

Plate (1) Có chiều rộng bằng chiều rộng Frame (Lắp đặt 4 hàng đinh tán)

Plate (3) Có chiều rộng lắp đặt được hai hàng đinh tán (tăng cường cho Plate (1).

- Góc tăng bền/Reinforcing Angle (2) : Do công nghệ và lắp ghép nên Góc tăng cường (2) phải tách làm hai thành phần và hai đầu lượn ôm một phần lỗ giảm trọng lượng và tăng cứng, tăng bền cho khu vực lỗ giảm trọng lượng và giảm tập trung ứng suất do mép vào thành Frame.

- Đinh tán dùng loại MS2047AD5, đường kính 5/32" (4.00mm).

Khoảng cách đinh tán tới mép : 2,5D đến 3,25D. Bước đinh tán 4,75D là bảo đảm theo tiêu chuẩn.

- Ưu điểm của phương án thiết kế sửa chữa : phục hồi và tăng cường độ bền của Frame. Modulus tiết diện tăng hơn Modulus tiết diện nguyên gốc. Không gây tập trung ứng suất.

ATA 52 - 00 -00



WARNING: SOLVENT VAPORS (MATERIAL NO. 11-003) ARE EXTREMELY FLAMMABLE

11. Degrease repair parts using solvent (Material No. 11-003) and apply chemical conversion coating (Material No. 13-002) (Ref. 51-21-17)
12. Apply primer (Material No. 16-001B) to repair parts (Ref. 51-21-28)
13. Coat contacting surface of doubler with sealant (Material No. 09-0013)
14. Rivet repair parts in position

NOTE: Ensure that process of riveting is finished during curing time

15. Seal edges of cutout and filler with sealant (Material No. 09-013)
16. Apply polyurethane top coat (Material No. 16-018C) to internal and external surface of repair area (Ref. 51-21-28)

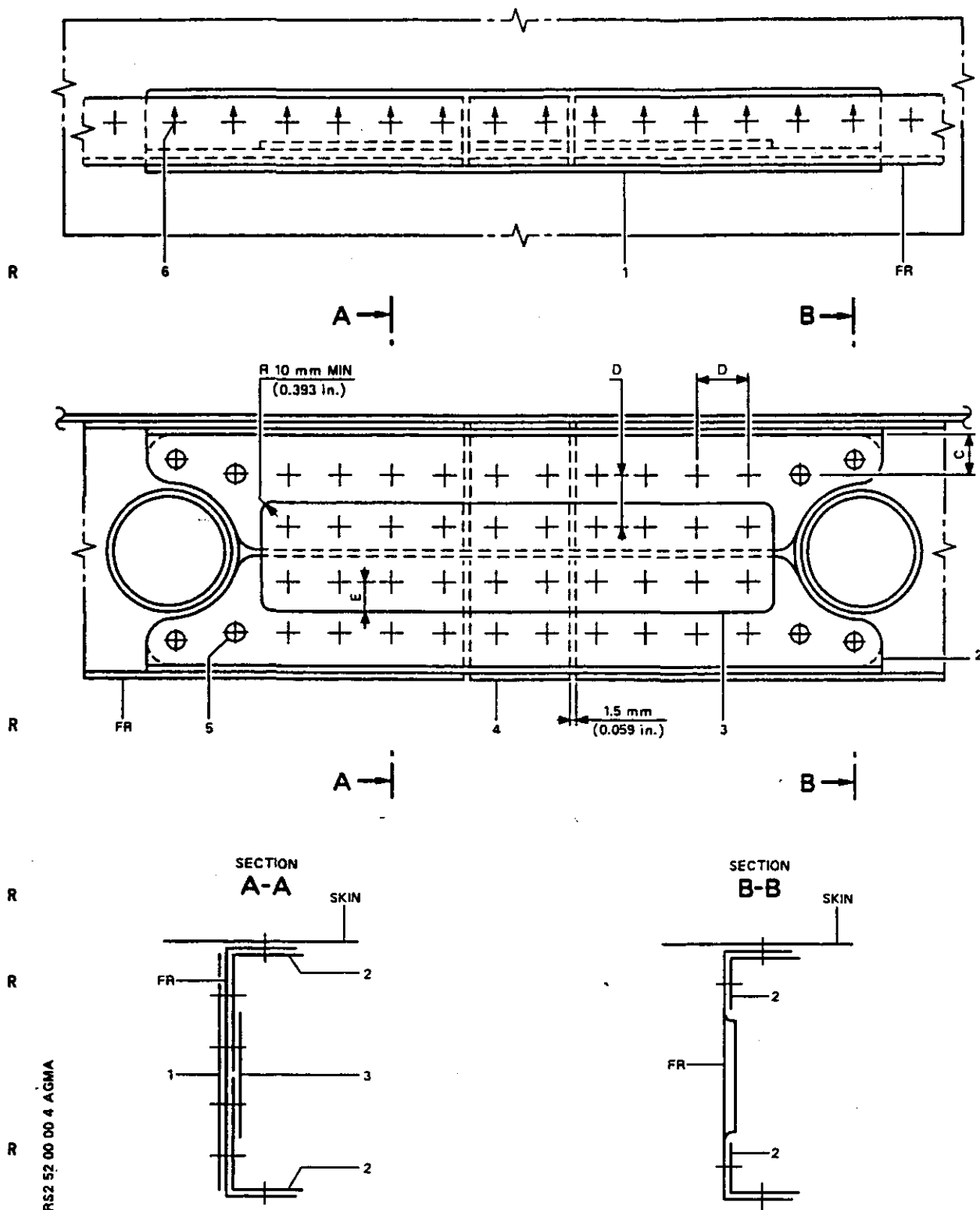
52-00-00

Page 413
Oct 01/91



ATR

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL



Door Frame Repair
Figure 404



TỔNG CÔNG TY HÀNG KHÔNG VIỆT NAM
SỔ TAY HƯỚNG DẪN TRA CỨU SỬ DỤNG SRM ATR72

52-11-00. Sửa chữa bề mặt bulông chốt/ Shoot của buồng hành khách, người lái. Hình 409 (từ 1 đến 4), trang 438 đến 445/446.

Phụ thuộc vào chiều sâu chỗ mòn bulông Shoot, một trong quy trình sau áp dụng theo yêu cầu :

2-1. Chỉ mòn bề dày lớp mạ Crom.

2-2. Mòn quá bề dày lớp mạ Crom với chiều sâu nhỏ hơn 0,15mm (0,006in).

2-3. Mòn quá bề dày lớp mạ Crom với chiều sâu 0,15mm (0,005in) và lớn nhất 0,635mm (0,025in) sau khi đã sửa đều.

2-4. Phân tích phương án thiết kế sửa chữa.

Bu lông Shoot của buồng hành khách, người lái dùng hãm chặt cửa, không được rung lắc, bật ra trong khi bay.

Do đó khi làm việc bị mòn phải sửa chữa kịp thời bảo đảm độ hở cho phép đối với từng trường hợp cụ thể.

ATA-52-11-00

**ATR**

11. Remove temporarily the new components.
12. Break the corners and deburr the holes.
13. Clean faying surfaces.
14. Coat doubler (1) and reworked area as cuts, oversized and/or reamed holes in faying surfaces (Alodine + Primer + Top Coat) (Ref. to 51-21-17 and 51-21-27).
15. Position all components using PR1422B or 1436G.
16. Fasten the components making use of miscellaneous fasteners.
17. Replace rubber seal.
18. Replace shoot bolt 2.
19. Replace the door.
20. Open and close the door checking if any gap and/or mismatch will allow.

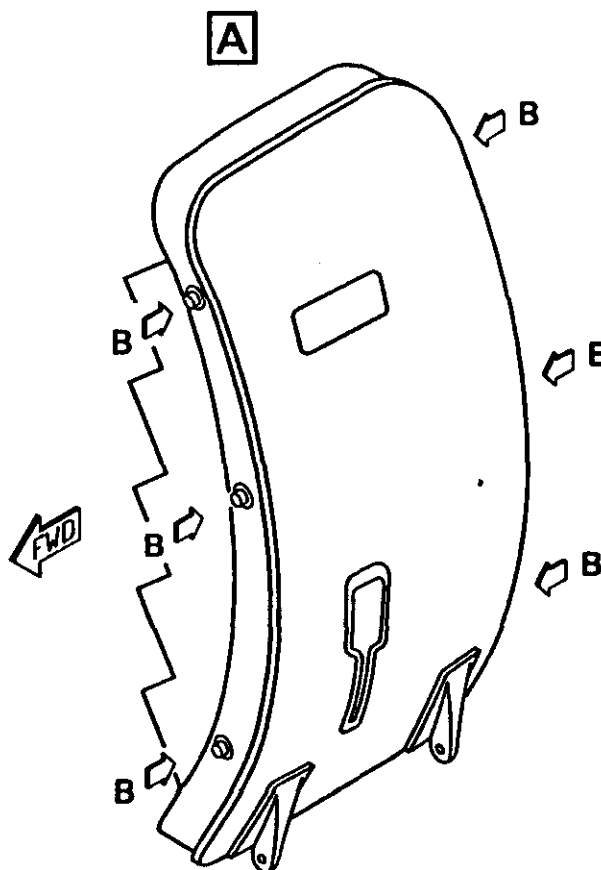
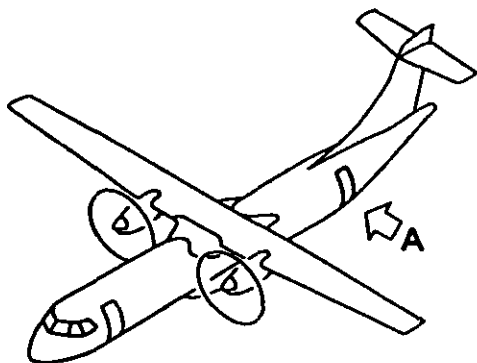
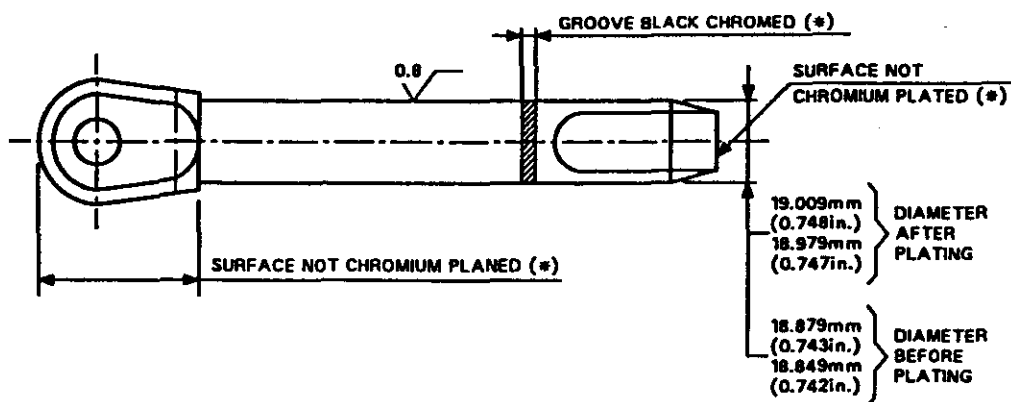
C. CLOSE-UP

1. Touch-up paint work.
2. Replace furnishing.

52-11-00Page 437
Jul 01/93

**ATR**

ATR72 - STRUCTURAL REPAIR MANUAL

**B** TYPICAL SHOOT BOLT

(*) SURFACE TO BE MASKED DURING HARD CHROMIUM PLATING

AS2 52 11 00 4 ASMA-00

R

AFT Passenger/Crew Door

Shoot Bolt Surface Repair (Step by Step)

Figure 409 (Sheet 1)

EFFECTIVITY:

AFTER MOD.1861N1047

2643N1464

R