Les Cahiers du RSA
Le magazine des Aviateurs Constructeurs et Restaurateurs d'Aéronefs

Secrets de constructeurs

AC 43.13-1B - Méthodes, techniques et pratiques acceptables. Inspection et réparation des aéronefs. Version française.

Chapitre 4. STRUCTURES MÉTALLIQUES

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

Hors Série web diffusé sur www.rsafrance.com - Octobre 2021

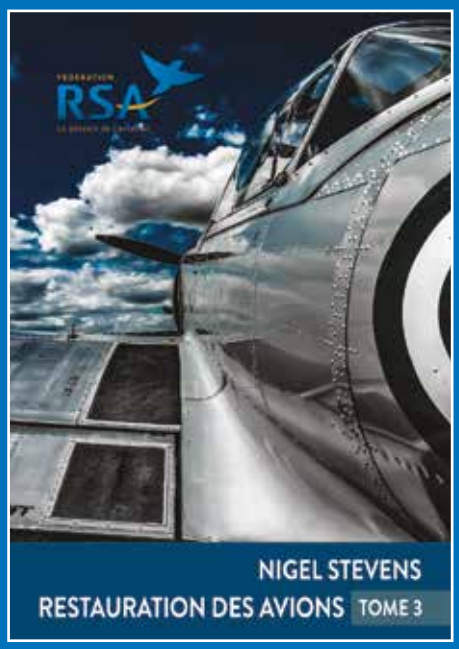
FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

www.rsafrance.com

De grandes amitiés naissent dans nos hangars. Construire ou restaurer, ça ne rassemble pas que des bouts de bois !

Un catalogue gratuit de 700 pages pour choisir votre construction

La force d'un réseau de 2200 membres pour apprendre et partager



Trois tomes de référence pour votre projet de restauration

Quel sera votre prochain défi aéronautique ? Découvrez-vous une grande passion auprès des Clubs RSA et sur www.rsafrance.com

Fédération française des constructeurs et restaurateurs d'aéronefs

Fédération RSA - 46, rue Sauffroy - 75017 Paris - Tél.: +33 (0)1 42 28 25 54 (lundi au jeudi)
www.rsafrance.com - info@rsafrance.com

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

Les Cahiers du RSA
Revue trimestrielle éditée par la Fédération française des constructeurs et des collectionneurs d'aéronefs.

Fondateur
Sylvain Badez
Directeur de la publication
Dominique Simon
Rédacteur en Chef
et réalisation des Dossiers Secrets de Constructeurs
Patrick Cottereau

Ont participé à ce numéro :
Pascal Teil et Michel Suire pour la relecture de la traduction réalisée par Patrick Cottereau

Photo de couverture : PC

et les photographes bénévoles.
Mis en page par la rédaction.

Fédération RSA
(Réseau du Sport de l'Air)
46, rue Sauffroy, 75017 Paris

Tél. : 01 42 28 25 54
www.rsafrance.com
info@rsafrance.com

Publicité & articles
cahiers@rsafrance.com

Informations sur
www.rsafrance.com

Revue fédérale envoyée à tous les membres de la Fédération RSA.

Commission paritaire
62631
ISSN : 0295-9003

Dépot légal
A parution

Hors série web
Diffusion octobre 2021

Toutes les marques citées sont la propriété de leurs détenteurs respectifs. La Fédération RSA ne peut en aucun cas être tenue pour responsable de l'application des pratiques citées dans Les Cahiers du RSA.

Présentation

Le document AC43.13-1B est édité gratuitement par l'administration américaine (FAA), depuis la fin des années 80, afin de diffuser les bonnes pratiques d'inspection et de réparation des aéronefs.

Cette circulaire consultative (AC pour Advisory Circular) contient des méthodes, techniques et pratiques acceptables pour l'inspection et la réparation des zones non pressurisées des aéronefs civils, uniquement lorsqu'il n'existe pas d'instructions de réparation ou d'entretien du constructeur. Ces informations concernent généralement les réparations mineures. Les réparations identifiées dans cette circulaire ne peuvent être utilisées que comme base pour l'approbation des réparations majeures. Les informations relatives aux réparations peuvent également être utilisées comme référentiel, et le chapitre, la page et le paragraphe de l'AC cités dans vos dossiers d'intervention lorsque :

a. vous avez déterminé qu'elles sont appropriées pour le matériel à réparer ;

b. elles sont directement applicables à la réparation effectuée ; et

c. elles ne sont pas contraires aux recommandations du constructeur.

Notez que l'AC 43.13-1B annule et remplace l'AC 43.13-1A de 1988. Notez également l'existence de l'AC 43.13-2B qui traite de la modification des aéronefs.

Constatant qu'il n'existe pas d'équivalent en Europe, et ce document étant incontournable dans le milieu de la maintenance aéronautique, la Fédération RSA vous propose ici une version traduite en Français, gardant en page gauche la version anglaise pour référence.

Afin de ne pas attendre la traduction des 646 pages du document original, nous vous proposons une mise à disposition par Chapitre, le Chapitre 1 sur les structures en bois, le 2 concernant l'entoilage et le 3 sur mes composites et plexiglas ayant été traduit en 2020, voici le Chapitre 4 sur les structures en métal. Les suivants concerneront l'inspection non destructive (5), la corrosion sa détection et sa protection (6), l'acastillage - câbles de contrôle et tendeurs (7), le groupe motopropulseur (8), les composants et systèmes (9), la pesée et le centrage (10), les systèmes électriques (11) pour terminer avec les facteurs humains (13).

Nous remercions ici tous les contributeurs qui, outre atlantique, ont permis la compilation de dizaines d'années de savoir-faire, et l'équipe RSA qui m'a aidé pour la relecture.

Entretenez et réparez sérieusement !

Patrick Cottereau

CONTENTS (CONTINUED)

Paragraph Page

CHAPTER 4. METAL STRUCTURE, WELDING, AND BRAZING

SECTION 1. IDENTIFICATION OF METALS

4-1. General....4-1
Table 4-1. Ferrous (Iron) Alloy Materials....4-1
4-2. Identification of Steel Stock....4-1
Table 4-2. Numerical System for Steel Identification....4-2
Table 4-3. Examples of Stainless and Heat-Resistant Steels Nominal Composition (Percent)....4-3
4-3. Interchangeability of Steel Tubing....4-2
4-4. Identification of Aluminum....4-2
Table 4-4. Basic Temper Designations and Subdivisions from Aluminum Alloys....4-4
4-5.—4-15. [RESERVED.]....4-4

SECTION 2. TESTING OF METALS

4-16. Hardness Testing....4-5
4-17. Rockwell Hardness Test....4-5
4-18. Brinell Hardness Test....4-5
4-19. Vickers Hardness Test....4-6
4-20. Microhardness Testing....4-6
4-21. Indentions....4-7
Figure 4-1. Comparison of Indentation Made by Knoop and Vickers Indenters in the Same Work Metal and at the Same Loads....4-7
4-22. Magnetic Testing....4-8
4-23. Aluminum Testing....4-8
Table 4-5. Hardness Values for Aluminum Alloys. (Reference MIL-H-6088G.)....4-8
4-24.—4-35. [RESERVED.]....4-8

Sommaire du Chapitre 4

Page	Rubrique
	SECTION 1. IDENTIFICATION DES MÉTAUX
13	4-1. GÉNÉRALITÉS.
13	4-2. IDENTIFICATION DES ACIERS.
15	4-3. INTERCHANGEABILITÉ DES TUBES EN ACIER.
15	4-4. IDENTIFICATION DE L'ALUMINIUM.
19	4-5.- 4-15. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 2. TESTER LES MÉTAUX
21	4-16. ESSAI DE DURETÉ.
21	4-17. ESSAI DE DURETÉ ROCKWELL.
21	4-17. ESSAI DE DURETÉ BRINELL.
23	4-18. ESSAI DE DURETÉ BRINELL
23	4-19. ESSAI DE DURETÉ VICKERS.
23	4-20. ESSAI DE MICRODURETÉ.
25	4-21. EMPREINTES.
27	4-22. TEST MAGNÉTIQUE.
27	4-23. TEST DE L'ALUMINIUM.
27	4-24.- 4-35. [RÉSERVÉ.]

CONTENTS (CONTINUED)

Paragraph Page

SECTION 3. PRECAUTIONARY MEASURES

4-36. Flutter and Vibration Precautions....4-9
4-37. Load Factors for Repairs....4-10
4-38. Transfer of Stresses Within a Structure....4-10
4-39.—4-49. [RESERVED.]....4-10

SECTION 4. METAL REPAIR PROCEDURES

4-50. General....4-11
4-51. Riveted (or Bolted) Steel Truss-Type Structures....4-11
4-52. Aluminum Alloy Structures....4-11
4-53. Selection of Aluminum for Replacement Parts....4-12
4-54. Heat Treatment of Aluminum Alloy Parts....4-12
4-55. Bending Metal....4-13
Table 4-6. Recommended Radii for 90-Degree Bends in Aluminum Alloys....4-14
4-56. Setback....4-13
Figure 4-2. Setback for a 90-Degree Bend....4-13
Table 4-7. K-Chart for Determining Setback for Bends Other Than 90 Degrees....4-15
Figure 4-3. Methods of Determining Setbacks for Bends Other Than 90 Degrees....4-16
4-57. Riveting....4-14
Figure 4-4. Rivet Identification and Part Number Breakdown....4-16
Table 4-8. Aircraft Rivet Identification....4-17
Figure 4-5. Rivet Hole Spacing and Edge Distance for Single-Lap Sheet Splices....4-20
Figure 4-6. Riveting Practice and Rivet Imperfections....4-21
Figure 4-7. Self Plugging Friction-Lock Cherry Rivets....4-22
Figure 4-8. Mechanical-Lock (Bulbed Cherry) Cherry Rivet....4-23
Figure 4-9. Cherry Max Rivet....4-24
Figure 4-10. Olymic-Lok Rivet....4-25
Figure 4-11. Huck Rivet....4-26
4-58. Repair Methods and Precautions for Aluminum Structure....4-25
Figure 4-12. Typical Repair Method for Tubular Members of Aluminum Alloy....4-28
Figure 4-13. Typical Repair for Buckled or Cracked Metal Wing Rib Capstrips....4-29
Figure 4-14. Typical Metal Rib Repairs (Usually Found on Small and Medium-Size Aircraft)....4-30
Figure 4-15. Typical Repairs of Trailing Edges....4-31
Figure 4-16. Typical Repairs of Stressed Sheet Metal Coverings....4-32
Figure 4-17. Typical Stringer and Flange Splices....4-33
Figure 4-18. Example of Stringer Splice (Material-2017 Alloy)....4-34
Figure 4-19. Application of Typical Flange Splices and Reinforcement....4-35
Table 4-9. Number of Rivets Required for Splices (Single-Lap Joint) in Bare 2014-T6, 2024-T3, 2024-T3, and 7075-T6 Sheet, Clad 2014-T6, 2024-T3, 2024-T36, and 7075-T6 Sheet, 2024-T4, and 7075-T6 Plate, Bar, Rod, Tube, and Extrusions, 2014-T6 Extrusions....4-37
Table 4-10. Number of Rivets Required for Splices (Single-Lap Joint) in 2017, 1017 Alclad, 2024-T3 Alclad Sheet, Plate, Bar, Rod, Tube, and Extrusions....4-38
Table 4-11. Number of Rivets Required for Splices (Single-Lap Joint) in 5032 (All Hardnesses) Sheet....4-39

SECTION 3. MESURES DE PRÉCAUTION

29 4-36. LES PRÉCAUTIONS CONTRE LE FLUTTER ET LES VIBRATIONS.
31 4-37. LES FACTEURS DE CHARGE POUR LES RÉPARATIONS.
31 4-38. TRANSFERT DES CONTRAINTES À L'INTÉRIEUR D'UNE STRUCTURE.
31 4-39. - 4-49. [RÉSERVÉ.]

SECTION 4. PROCÉDURES DE RÉPARATION MÉTAL

33 4-50. GÉNÉRALITÉS.
33 4-51. LES STRUCTURES EN ACIER RIVETÉES (OU BOULONNÉES) DE TYPE CHEVRON.
33 4-52. STRUCTURES EN ALLIAGE D'ALUMINIUM.
35 4-53. SÉLECTION DE L'ALUMINIUM POUR LES PIÈCES DE RECHANGE.
35 4-54. TRAITEMENT THERMIQUE DES PIÈCES EN ALLIAGE D'ALUMINIUM.
37 4-55. CINTRAGE DU MÉTAL.
37 4-56. DÉCALAGE.
39 4-57. RIVETAGE.
63 4-58. MÉTHODES DE RÉPARATION ET PRÉCAUTIONS POUR LA STRUCTURE EN ALUMINIUM.

CONTENTS (CONTINUED)

Paragraph Page

4-59. Repairing Cracked Members....4-40
Figure 4-20. Example of Intermediate Frame Stringer Splice (Material 2017-T3 AL Alloy)....4-41
Figure 4-21. Typical Methods of Repairing Cracked Leading and Trailing Edges and Rib Intersections....4-42
Figure 4-22. Typical Methods of Replacing Cracked Member at Fittings....4-43
Figure 4-23. Typical Methods of Repairing Cracked Frame and Stiffener Combination....4-44
Figure 4-24. Typical Repairs to Rudder and to Fuselage at Tail Post....4-45
4-60. Steel and Aluminum Fittings....4-40
Figure 4-25. Typical Methods of Repairing Elongated or Worn Bolt Holes....4-46
4-61. Castings....4-40
4-62. Selective Plating in Aircraft Maintenance....4-40
4-63.—4-73. [RESERVED.]....4-51

SECTION 5. WELDING AND BRAZING

4-74. General....4-53
Table 4-12. Current and Polarity Selection for Inert Gas Welding....4-54
Figure 4-26. Common Defects to Avoid when Fitting and Welding Aircraft Certification Cluster....4-55
Table 4-13. Torch Tip Sizes....4-55
Figure 4-27 Butt-Welding Strength Calculations....4-56
4-75. Equipment Selection....4-53
4-76. Accurately Identify the Type of Material to be Repaired....4-54
4-77. Preparation for Welding....4-54
4-78. Inspection of a Completed Weld....4-54
4-79. Microfissures....4-55
4-80. Nondestructive Testing....4-55
4-81. Practices to Guard Against....4-55
4-82. Torch Size (Oxyacetylene welding)....4-55
4-83. Welding Rods and Electrodes....4-56
4-84. Rosette Welds....4-56
4-85. Heat-Treated Members....4-56
4-86. Types of Welding....4-56
Figure 4-28. Basic Gas-Welding Flames: Each has Distinctive Shape, Color and Sound. Neutral Flame is the Most Used....4-57
Figure 4-29. Set TIG Welder to DC Current, Straight Polarity for Welding Mild Steel, Stainless Steel and Titanium....4-58
Figure 4-30. Set TIG to AC Current for Welding Aluminum and Magnesium....4-58
4-87. Electric-Resistance Welding....4-58
Figure 4-31. In Spot Welding, Heat is Produced by Electrical Resistance Between Copper Electrodes. Pressure is Simultaneously Applied to Electrode Tips to Force Metal Together to Complete Fusing Process. Spot-Weld-Nugget Size is Directly Related to Tip Size....4-58
4-88. Brazing....4-59
Table 4-14. Calculated Allowable Strength of Base Metal....4-60
Figure 4-32. Silver Brazing Joints....4-60
Figure 4-33. Electric Soldering Iron....4-61
4-89. Aircraft Parts Not to be Welded....4-62
4-90. Welding Rod Selection....4-62
Table 4-15. Chart Showing Welding Filler Rod Selection....4-63
4-91. Repair of Tubular Members....4-62
Figure 4-34. Finger Patch Repairs for Members Dented at a Cluster....4-64
4-92. Repair by Welded Sleeve....4-65
Figure 4-35. Members Dented in a Bay (Repairs by Welded Sleeve)....4-66

93 4-59. RÉPARATION DES ÉLÉMENTS CRIQUÉS.
93 4-60. FERRURES EN ACIER ET EN ALUMINIUM.
93 4-61. PIÈCES MOULÉES.
93 4-62. PLACAGE SÉLECTIF DANS LA MAINTENANCE DES AÉRONEFS.
115 4-63. - 4-73. [RÉSERVÉ].

SECTION 5. SOUDER ET BRASER

117 4-74. GÉNÉRALITÉS.
117 4-75. SÉLECTION DE L'ÉQUIPEMENT.
119 4-76. IDENTIFIEZ AVEC PRÉCISION LE TYPE DE MATÉRIAU À RÉPARER.
119 4-77. PRÉPARATION AU SOUDAGE.
119 4-78. INSPECTION D'UNE SOUDURE TERMINÉE.
121 4-79. MICROFISSURES.
121 4-80. LES CONTRÔLES NON DESTRUCTIFS.
121 4-81. PRATIQUES A ÉVITER.
121 4-82. TAILLE DE LA TORCHE.
123 4-83. BAGUETTES ET ÉLECTRODES DE SOUDAGE.
123 4-84. LES SOUDURES EN ROSACE.
123 4-85. ÉLÉMENTS TRAITÉS THERMIQUEMENT.
123 4-86. TYPES DE SOUDAGE.
127 4-87. SOUDAGE PAR RÉSISTANCE ÉLECTRIQUE.
129 4-88. BRASAGE.
135 4-89. PIÈCES D'AÉRONEF À NE PAS SOUDER.
135 4-90. SÉLECTION DES BAGUETTES DE SOUDAGE.
135 4-91. RÉPARATION DES ÉLÉMENTS TUBULAIRES.
141 4-92. RÉPARATION PAR MANCHON SOUDÉ.

CONTENTS (CONTINUED)

Paragraph Page

4-97. Splicing Using Larger Diameter Replacement Tubes....4-68
Figure 4-40. Splicing Using Larger Diameter Replacement Tube....4-70
4-98. Repairs at Built-In Fuselage Fittings....4-71
Figure 4-41. Repairs at Built-In Fuselage Fittings....4-72
4-99. Engine-Mount Repairs....4-71
4-100. Built-Up Tubular Wing or Tail-Spars....4-73
Figure 4-42. Streamline Tube Splice Using Round Tube (Applicable to Landing Gear)....4-74
4-101. Wing-Brace Struts and Tail-Brace Struts....4-73
Figure 4-43. Streamline Tube Splice Using Split Sleeve (Applicable to Wing and Tail Surface Brace Struts and Other Members)....4-75
4-102. Landing Gear Repair....4-73
Figure 4-44. Streamline Tube Splice Using Split Insert (Applicable to Landing Gear)....4-76
Figure 4-45. Streamline Tube Splice Using Plates (Applicable to Landing Gear)....4-77
Figure 4-46. Representative Types of Repairable Axle Assemblies....4-78
Figure 4-47. Landing Gear Assemblies that Cannot be Repaired by Welding....4-79
4-103. Repairs to Welded Assemblies....4-74
4-104. Stainless Steel Structure....4-75
4-105.—4-110. [RESERVED.]....4-79

SECTION 6. WELDING AND BRAZING SAFETY

4-111. General....4-81
4-112. Fire and Explosion Safety....4-81
4-113. Welding Work Area....4-81
4-114. Fire Protection....4-81
4-115. Protective Apparel....4-82
4-116. First-Aid Kits....4-82
4-117.—4-128. [RESERVED.]....4-82

141 4-93. RÉPARATION PAR MANCHON BOULONNÉ.
141 4-94. RÉPARATION PAR RAPIÉÇAGE SOUDÉ.
141 4-95. ÉCLISSAGE D'UN TUBE PAR LA MÉTHODE DU RENFORT INTÉRIEUR.
145 4-96. ÉCLISSE DE TUBE PAR LA MÉTHODE DU MANCHON EXTÉRIEUR.
147 4-97. ÉCLISSAGE À L'AIDE DE TUBES DE REMPLACEMENT DE PLUS GRAND DIAMÈTRE.
153 4-98. RÉPARATIONS DES FERRURES INTÉGRÉES AU FUSELAGE.
153 4-99. RÉPARATIONS DU BÂTI MOTEUR.
157 4-100. LONGERONS TUBULAIRES D'AILE OU D'EMPENNAGES.
157 4-101. HAUBANS D'AILE ET D'EMPENNAGE.
157 4-102. RÉPARATION DU TRAIN D'ATTERRISSAGE.
159 4-103. RÉPARATIONS DES ASSEMBLAGES SOUDÉS.
161 4-104. STRUCTURE EN ACIER INOXYDABLE.
169 4-105. - 4-110. [RÉSERVÉ].

SECTION 6. SOUDER ET BRASER EN SÉCURITÉ

171 4-111. GÉNÉRALITÉS.
171 4-112. SÉCURITÉ CONTRE LES INCENDIES ET LES EXPLOSIONS.
171 4-113. ZONE DE TRAVAIL DE SOUDAGE.
171 4-114. PROTECTION CONTRE LES INCENDIES.
173 4-115. VÊTEMENTS DE PROTECTION.
173 4-116. TROUSSES DE PREMIERS SECOURS.
173 4-117. - 4-128. [RÉSERVÉ].

CHAPTER 4. METAL STRUCTURE, WELDING, AND BRAZING

SECTION 1. IDENTIFICATION OF METALS

4-1. GENERAL. Proper identification of the aircraft structural material is the first step in ensuring that the continuing airworthiness of the aircraft will not be degraded by making an improper repair using the wrong materials.

a. Ferrous (iron) alloy materials are generally classified according to carbon content. (See table 4-1.)

TABLE 4-1. Ferrous (iron) alloy materials.

MATERIALS	CARBON CONTENT
Wrought iron	Trace to 0.08%
Low carbon steel	0.08% to 0.30%
Medium carbon steel	0.30% to 0.60%
High carbon steel	0.60% to 2.2%
Cast iron	2.3% to 4.5%

b. The strength and ductility, or toughness of steel, is controlled by the kind and quantity of alloys used and also by cold-working or heat-treating processes used in manufacturing. In general, any process that increases the strength of a material will also decrease its ductility.

c. Normalizing is heating steel to approximately 150 °F to 225 °F above the steel's critical temperature range, followed by cooling to below that range in still air at ordinary temperature. Normalizing may be classified as a form of annealing. This process also removes stresses due to machining, forging, bending, and welding. After the metal has been held at this temperature for a sufficient time to be heated uniformly throughout, remove the metal from the furnace and cool in still air. Avoid prolonging the soaking of the metal at high temperatures, as this practice will cause the grain structure to enlarge. The length of time required for the soaking temperature depends on the mass of the metal being treated. The soaking time is roughly ¼ hour per inch of the diameter of thickness (Ref: Military Tech Order (T.O.) 1-1A-9).

4-2. IDENTIFICATION OF STEEL STOCK. The Society of Automotive Engineers (SAE) and the American Iron and Steel Institute (AISI) use a numerical index system to identify the composition of various steels. The numbers assigned in the combined listing of standard steels issued by these groups represent the type of steel and make it possible to readily identify the principal elements in the material.

a. The basic numbers for the four digit series of the carbon and alloy steel may be found in table 4-2. The first digit of the four number designation indicates the type to which the steel belongs. Thus, "1" indicates a carbon steel, "2" a nickel steel, "3" a nickel chromium steel, etc. In the case of simple alloy steels, the second digit indicates the approximate percentage of the predominant alloying element. The last two digits usually indicate the mean of the range of carbon content. Thus, the designation "1020" indicates a plain carbon steel lacking a principal alloying element and containing an average of 0.20 percent (0.18 to 0.23) carbon. The designation "2330" indicates a nickel steel of approximately 3 percent (3.25 to 3.75) nickel and an average of 0.30 percent, (0.28 to 0.33) carbon content. The designation "4130" indicates a chromium-molybdenum steel of approximately 1 percent (0.80 to 1.10) chromium, 0.20 percent (0.15 to 0.25) molybdenum, and 0.30 percent (0.28 to 0.33) carbon.

Section 1. IDENTIFICATION DES MÉTAUX

4-1. GÉNÉRALITÉS

L'identification correcte du matériau de la structure de l'avion est la première étape pour garantir que le maintien de la navigabilité de l'avion ne sera pas dégradé par une réparation incorrecte effectuée avec les mauvais matériaux.

a. Les matériaux en alliage ferreux (fer) sont généralement classés en fonction de leur teneur en carbone. (Voir tableau 4-1).

TABLEAU 4-1. Matériaux en alliages ferreux (fer).

MATÉRIAUX	TAUX DE CARBONE
Fer forgé	Trace à 0,08 %
Acier à faible teneur en carbone	0,08 % à 0,30 %
Acier à teneur moyenne en carbone	0,30 % à 0,60 %
Acier à haute teneur en carbone	0,60 % à 2,2 %
Fonte	2,3 % à 4,5 %

b. La résistance et la ductilité, ou la dureté de l'acier, sont contrôlées par le type et la quantité d'alliages utilisés ainsi que par les procédés de travail à froid ou de traitement thermique utilisés dans la fabrication. En général, tout processus qui augmente la résistance d'un matériau diminue également sa ductilité.

c. La normalisation consiste à chauffer l'acier à environ 65 à 107°C au-dessus de la plage de température critique de l'acier, puis à le refroidir en dessous de cette plage dans de l'air calme à température ordinaire. La stabilisation peut être classée comme une forme de recuit. Ce processus permet également d'éliminer les contraintes dues à l'usinage, au forgeage, au pliage et au soudage. Après que le métal a été maintenu à cette température pendant un temps suffisant pour être chauffé uniformément, il faut le retirer du four et le refroidir à l'air calme. Évitez de prolonger le trempage du métal à des températures élevées, car cette pratique entraîne l'élargissement de la structure du grain. Le temps nécessaire pour la température de trempage dépend de la masse du métal traité. Le temps de trempage est d'environ ¼ heure par 25 mm d'épaisseur (Ref : Military Tech Order (T.O.) 1-1A-9).

4-2. IDENTIFICATION DES ACIERS. La Society of Automotive Engineers (SAE) et l'American Iron and Steel Institute (AISI) utilisent un système d'indices numériques pour identifier la composition des différents aciers. Les numéros attribués dans la liste des aciers standard délivrée par ces groupes représentent le type d'acier et permettent d'identifier facilement les principaux éléments du matériau.

a. Les numéros de base des séries à quatre chiffres des aciers au carbone et des aciers alliés se trouvent dans le tableau 4-2. Le premier chiffre de la désignation à quatre chiffres indique le type auquel l'acier appartient. Ainsi, « 1 » indique un acier au carbone, « 2 » un acier au nickel, « 3 » un acier au nickel-chrome, etc. Dans le cas des alliages d'aciers simples, le deuxième chiffre indique le pourcentage approximatif de l'élément d'alliage prédominant. Les deux derniers chiffres indiquent généralement la moyenne de la teneur en carbone. Ainsi, la désignation « 1020 » indique un acier au carbone simple dépourvu d'élément d'alliage principal et contenant en moyenne 0,20 % (0,18 à 0,23) de carbone. La désignation « 2330 » indique un acier au nickel d'environ 3 % (3,25 à 3,75) de nickel et d'une teneur moyenne de 0,30 % (0,28 à 0,33) de carbone. La désignation « 4130 »[1] indique un acier au chrome-molybdène d'environ 1 pour cent (0,80 à 1,10) de chrome, 0,20 (0,15 à 0,25) de molybdène, et 0,30 (0,28 à 0,33) de carbone.

1 NdT : L'acier 4130 correspond au 25CD4S (en vieille désignation AFNOR, mais souvent utilisée dans les liasses de plans françaises).

b. There are numerous steels with higher percentages of alloying elements that do not fit into this numbering system. These include a large group of stainless and heat resisting alloys in which chromium is an essential alloying element. Some of these alloys are identified by three digit AISI numbers and many others by designations assigned by the steel company that produces them. The few examples in table 4-3 will serve to illustrate the kinds of designations used and the general alloy content of these steels.

c. "1025" welded tubing as per Specification MIL-T-5066 and "1025" seamless tubing conforming to Specification MIL-T-5066A are interchangeable.

4-3. INTERCHANGEABILITY OF STEEL TUBING.

a. "4130" welded tubing conforming to Specification MIL-T-6731, and "4130" seam-less tubing conforming to Specification MIL-T-6736 are interchangeable.

b. NE-8630 welded tubing conforming to Specification MIL-T-6734, and NE-8630 seamless tubing conforming to Specification MIL-T-6732 are interchangeable.

4-4. IDENTIFICATION OF ALUMINUM. To provide a visual means for identifying the various grades of aluminum and aluminum alloys, such metals are usually marked with symbols such as a Government Specification Number, the temper or condition furnished, or the commercial code marking. Plate and sheet are usually marked with specification numbers or code markings in rows approximately 5 inches apart. Tubes, bars, rods, and extruded shapes are marked with specification numbers or code markings at intervals of 3 to 5 feet along the length of each piece.

The commercial code marking consists of a number which identifies the particular composition of the alloy. In addition, letter suffixes (see table 4-4) designate the basic temper designations and subdivisions of aluminum alloys.

TABLE 4-2. Numerical system for steel identification.

TYPES OF STEELS	NUMERALS AND DIGITS
Plain carbon steel	10XX
Carbon steel with additional sulfur for easy machining.	11XX
Carbon steel with about 1.75% manganese	13XX
.25% molybdenum.	40XX
1% chromium, .25% molybdenum	41XX
2% nickel, 1% chromium, .25% molybdenum	43XX
1.7% nickel, .2% molybdenum	46XX
3.5% nickel, .25% molybdenum	48XX
1% chromium steels	51XX
1% chromium, 1.00% carbon	51XXX
1.5% chromium steels	52XX
1.5% chromium, 1.00% carbon	52XXX
1% chromium steel with .15% vanadium	61XX
.5% chromium, .5% nickel, .20% molybdenum	86XX
.5% chromium, .5% nickel, .25% molybdenum	87XX
2% silicon steels, .85% manganese	92XX
3.25% nickel, 1.20% chromium, .12% molybdenum	93XX

b. Il existe de nombreux aciers présentant un pourcentage plus élevé d'éléments d'alliage qui ne rentrent pas dans ce système de numérotation. Il s'agit notamment d'un grand groupe d'alliages inoxydables et résistants à la chaleur dans lesquels le chrome est un élément essentiel. Certains de ces alliages sont identifiés par des numéros AISI à trois chiffres et beaucoup d'autres par des désignations attribuées par l'entreprise sidérurgique qui les produit. Les quelques exemples du tableau 4-3 serviront à illustrer les types de désignations utilisées et la teneur générale en alliages de ces aciers.

c. Les tubes soudés « 1025 » selon la spécification MIL-T-5066 et les tubes sans soudure « 1025 » selon la spécification MIL-T-5066A sont interchangeables.

4-3. INTERCHANGEABILITÉ DES TUBES EN ACIER.

a. Les tubes soudés « 4130 » conformes à la spécification MIL-T-6731 et les tubes sans soudure « 4130 » conformes à la spécification MIL-T-6736 sont interchangeables.

b. Les tubes soudés NE-8630 conformes à la spécification MIL-T-6734, et les tubes sans soudure NE-8630 conformes à la spécification MIL-T-6732 sont interchangeables.

4-4. IDENTIFICATION DE L'ALUMINIUM.

Afin de fournir un moyen visuel pour identifier les différentes qualités d'aluminium et d'alliages d'aluminium, ces métaux sont généralement marqués avec des symboles tels que le numéro de spécification du gouvernement, la température ou l'état fourni, ou le marquage du code commercial. Les plaques et les tôles sont généralement marquées par des numéros de spécification ou des codes sur des rangées espacées d'environ 127 mm. Les tubes, les barres, les tiges et les formes extrudées sont marqués avec des numéros de spécification ou des codes à intervalles de 1 à 1,5 mètres sur la longueur de chaque pièce.

Le code commercial consiste en un numéro qui identifie la composition particulière de l'alliage. En outre, des suffixes de lettres (voir tableau 4-4) désignent les désignations et subdivisions de base de la trempe des alliages d'aluminium.

TABLEAU 4-2. Système numérique pour l'identification des aciers.

TYPES D'ACIERS	NUMÉROS
Acier ordinaire au carbone	10XX
Acier au carbone avec du soufre supplémentaire pour faciliter l'usinage	11XX
Acier au carbone avec environ 1,75% de manganèse	13XX
0,25 % de molybdène	40XX
1% de chrome, 0,25% de molybdène	41XX
2 % de nickel, 1 % de chrome, 0,25 % de molybdène	43XX
1,7 % de nickel, 0,2 % de molybdène	46XX
3,5 % de nickel, 0,25 % de molybdène	48XX
Aciers à 1% de chrome	51XX
1 % de chrome, 1,00 % de carbone	51XXX
1,5% d'aciers au chrome	52XX
1,5 % de chrome, 1,00 % de carbone	52XXX
1 % d'acier au chrome avec 0,15 % de vanadium	61XX
0,5% de chrome, 0,5% de nickel, 0,20% de molybdène	86XX
0,5% de chrome, 0,5% de nickel, 0,25% de molybdène	87XX
2 % d'aciers au silicium, 0,85 % de manganèse	92XX
3,25% de nickel, 1,20% de chrome, 0,12% de molybdène	93XX

TABLE 4-3. Examples of stainless and heat-resistant steels nominal composition (percent)

ALLOY DESIGNATION	CARBON	CHROMIUM	NICKEL	OTHER	GENERAL CLASS OF STEEL
302	0.15	18	9		Austenitic
310	0.25	25	20		Austenitic
321	0.08	18	11	Titanium	Austenitic
347	0.08	18	11	Columbium or Tantalum	Austenitic
410	0.15	12.5			Martensitic, Magnetic
430	0.12	17			Ferritic, Magnetic
446	0.20	25		Nitrogen	Ferritic, Magnetic
PH15-7 Mo	0.09	15	7	Molybdenum, Aluminum	Precipitation Hardening
17-4 PH	0.07	16.5	4	Copper, Columbium or Tantalum	Precipitation Hardening

TABLEAU 4-3. Exemples de composition nominale des aciers inoxydables et des aciers résistant à la chaleur (en pourcentage)

DÉSIGNATION DE L'ALLIAGE	CARBONE	CHROME	NICKEL	AUTRE	CLASSE GÉNÉRALE DE L'ACIER
302	0.15	18	9		Austénitique
310	0.25	25	20		Austénitique
321	0.08	18	11	Titane	Austénitique
347	0.08	18	11	Columbium ou Tantale	Austénitique
410	0.15	12.5			Martensitique, magnétique
430	0.12	17			Ferritique, magnétique
446	0.20	25		Azote	Ferritique, magnétique
PH15-7 Mo	0.09	15	7	Molybdène, aluminium	Précipitation, durcissement
17-4 PH	0.07	16.5	4	Cuivre, Columbium ou Tantale	Précipitation, durcissement

TABLE 4-4. Basic temper designations and subdivisions from aluminum alloys.

NON HEAT-TREATABLE ALLOYS		HEAT-TREATABLE ALLOYS	
Temper Designation	**Definition**	**Temper Designation**	**Definition**
-0	Annealed recrystallized (wrought products only) applies to softest temper of wrought products.	-0	Annealed recrystallized (wrought products only) applies to softest temper of wrought products.
-H1	Strain-hardened only. Applies to products which are strain-hardened to obtain the desired strength without supplementary thermal treatment.	-T1	Cooled from an elevated temperature shaping process (such as extrusion or casting) and naturally aged to a substantially stable condition.
-H12	Strain-hardened one-quarter-hard temper.	-T2	Annealed (castings only).
-H14	Strain-hardened half-hard temper.	-T3	Solution heat-treated and cold-worked by the flattening or straightening operation.
-H16	Strain-hardened three-quarters-hard temper.	-T36	Solution heat-treated and cold-worked by reduction of 6 percent
-H18	Strain-hardened full-hard temper.	-T4	Solution heat-treated.
-H2	Strain-hardened and then partially annealed. Applies to products which are strain-hardened more than the desired final amount and then reduced in strength to the desired level by partial annealing.	-T42	Solution heat-treated by the user regardless of prior temper (applicable only to 2014 and 2024 alloys).
-H22	Strain-hardened and partially annealed to one-quarter-hard temper.	-T5	Artificially aged only (castings only).
-H24	Strain-hardened and partially annealed to half-hard temper.	-T6	Solution heat-treated and artificially aged.
-H26	Strain-hardened and partially annealed to three-quarters-hard temper.	-T62	Solution heat-treated and aged by user regardless of prior temper (applicable only to 2014 and 2024 alloys).
-H28	Strain-hardened and partially annealed to full-hard temper.	-T351, -T451, -T3510, -T3511, -T4510, -T4511.	Solution heat-treated and stress relieved by stretching to produce a permanent set of 1 to 3 percent, depending on the product.
-H3	Strain-hardened and then stabilized. Applies to products which are strain-hardened and then stabilized by a low temperature heating to slightly lower their strength and increase ductility.	-T651, -T851, -T6510, -T8510, -T6511, -T8511.	Solution heat-treated, stress relieved by stretching to produce a permanent set of 1 to 3 percent, and artificially aged.
-H32	Strain-hardened and then stabilized. Final temper is one-quarter hard.	-T652	Solution heat-treated, compressed to produce a permanent set and then artificially aged.
-H34	Strain-hardened and then stabilized. Final temper is one-half hard.	-T8	Solution heat-treated, cold-worked and then artificially aged.
-H36	Strain-hardened and then stabilized. Final temper is three-quarters hard.	-T/4	Solution heat-treated, cold-worked by the flattening or straightening operation, and then artificially aged.
-H38	Strain-hardened and then stabilized. Final temper is full-hard.	-T86	Solution heat-treated, cold-worked by reduction of 6 percent, and then artificially aged.
-H112	As fabricated; with specified mechanical property limits.	-T9	Solution heat-treated, artificially aged and then cold-worked.
-F	For wrought alloys; as fabricated. No mechanical properties limits. For cast alloys; as cast.	-T10	Cooled from an elevated temperature shaping process artificially aged and then cold-worked.
		-F	For wrought alloys; as fabricated. No mechanical properties limits. For cast alloys; as cast.

4-5. - 4-15. [RESERVED.]

TABLEAU 4-4. Désignations et subdivisions des trempes de base des alliages d'aluminium.

LES ALLIAGES NON TRAITABLES THERMIQUEMENT		LES ALLIAGES TRAITABLES THERMIQUEMENT	
Désignation	**Définition**	**Désignation**	**Définition**
-0	Le recuit recristallisé (produits de corroyage uniquement) s'applique à la température la plus douce des produits de corroyage.	-0	Le recuit recristallisé (produits de corroyage uniquement) s'applique à la température la plus douce des produits de corroyage.
-H1	Seulement durci par contrainte. S'applique aux produits qui sont écrouis pour obtenir la résistance souhaitée sans traitement thermique supplémentaire.	-T1	Refroidi par un processus de mise en forme à température élevée (comme l'extrusion ou le moulage) et vieilli naturellement jusqu'à un état substantiellement stable.
-H12	Trempe 1/4 dur.	-T2	Recuit (uniquement les pièces moulées).
-H14	Trempe mi-dur.	-T3	Solution traitée thermiquement et travaillée à froid par l'opération d'aplatissement ou de redressement.
-H16	Trempe 3/4 dur.	-T36	Solution traitée thermiquement et travaillée à froid par réduction de 6%.
-H18	Trempe dur.	-T4	Traitement thermique de la solution.
-H2	Trempé puis partiellement recuit. S'applique aux produits qui ont subi un écrouissage plus important que la quantité finale souhaitée, puis une réduction de la résistance au niveau souhaité par un recuit partiel.	-T42	Traitement thermique de la solution par l'utilisateur indépendamment de la température antérieure (applicable uniquement aux alliages 2014 et 2024).
-H22	Trempé et partiellement recuit à un quart de sa dureté.	-T5	Vieillissement artificiel uniquement (pièces moulées uniquement).
-H24	Trempé et partiellement recuit à demi-dur.	-T6	Solution traitée thermiquement et vieillie artificiellement.
-H26	Trempé et partiellement recuit à trois quarts de sa dureté.	-T62	Traitement thermique de mise en solution et vieillissement par l'utilisateur indépendamment de la température antérieure (applicable uniquement aux alliages 2014 et 2024).
-H28	Trempé et partiellement recuit jusqu'à durcissement complet.	-T351, -T451, -T3510, -T3511, -T4510, -T4511.	Traitement thermique de mise en solution et détente par étirement pour produire un ensemble permanent de 1 à 3 %, selon le produit.
-H3	Durcissement puis stabilisation. S'applique aux produits qui sont écrouis puis stabilisés par un chauffage à basse température pour diminuer légèrement leur résistance et augmenter leur ductilité.	-T651, -T851, -T6510, -T8510, -T6511, -T8511.	Traitement thermique en solution, détente par étirement pour produire un ensemble permanent de 1 à 3 %, et vieillissement artificiel.
-H32	Durcissement puis stabilisation. Trempe finale 1/4 dur.	-T652	Traitement thermique de la solution, compression pour produire une prise permanente, puis vieillissement artificiel.
-H34	Durcissement puis stabilisation. Trempe finale mi-dure.	-T8	Traitement thermique de la solution, travail à froid et vieillissement artificiel.
-H36	Durcissement puis stabilisation. Trempe finale 3/4 dur.	- T4	Traitement thermique en solution, travail à froid par aplatissement ou redressage, puis vieillissement artificiel.
-H38	Durcissement puis stabilisation. Trempe finale dur.	-T86	Traitement thermique en solution, travail à froid par réduction de 6 %, puis vieillissement artificiel.
-H112	Tel que fabriqué ; avec des limites de propriétés mécaniques spécifiées.	-T9	Traitement thermique de la solution, vieillissement artificiel puis travail à froid.
-F	Pour les alliages corroyés ; tels que fabriqués. Aucune limite de propriétés mécaniques. Pour les alliages coulés ; tels que coulés.	-T10	Refroidi par un processus de façonnage à température élevée, vieilli artificiellement puis travaillé à froid.
		-F	Pour les alliages corroyés ; tels que fabriqués. Aucune limite de propriétés mécaniques. Pour les alliages coulés ; tels que coulés.

4-5.- 4-15. [RÉSERVÉ.]

SECTION 2. TESTING OF METALS

4-16. HARDNESS TESTING. If the material type is known, a hardness test is a simple way to verify that the part has been properly heat-treated. Hardness testers such as Rockwell, Brinell, and Vickers can be useful to check metals for loss of strength due to exposure to fire or abusive heating. Also, understrength bolts can be found and removed from the replacement part inventory by checking the hardness of the bolt across the hex flats. Although hardness tests are generally considered nondestructive, hardness testing does leave a small pit in the surface; therefore, hardness tests should not be used on sealing surfaces, fatigue critical parts, load bearing areas, etc., that will be returned to service. These hardness tests provide a convenient means for determining, within reasonable limits, the tensile strength of steel. It has several limitations in that it is not suitable for very soft or very hard steels. Hardness testing of aluminum alloys should be limited to distinguishing between annealed and heat-treated material of the same aluminum alloy. In hardness testing, the thickness and the edge distance of the specimen being tested are two factors that must be considered to avoid distortion of the metal. Several readings should be taken and the results averaged. In general, the higher the tensile strength, the greater its hardness. Common methods of hardness testing are outlined in the following paragraphs. These tests are suitable for determining the tensile properties resulting from the heat treatment of steel. Care should be taken to have case-hardened, corroded, pitted, decarburized, or otherwise nonuniform surfaces removed to a sufficient depth. Exercise caution not to cold-work, and consequently harden, the steel during removal of the surface.

4-17. ROCKWELL HARDNESS TEST. The Rockwell hardness test is the most common method for determining hardness of ferrous and many nonferrous metals. (See table 4-5.) It differs from Brinell hardness testing in that the hardness is determined by the depth of indentation made by a constant load impressing on an indenter. In this test, a standard minor load is applied to set a hardened steel ball or a diamond cone in the surface of the metal, followed by the application of a standard major load. The hardness is measured by depth of penetration. Rockwell superficial hardness tests are made using light minor and major loads and a more sensitive system for measuring depth of indentation. It is useful for thin sections, very small parts, etc. Calibration of Rockwell hardness testers is done in accordance with American Society of Testing Materials (ASTM E-18) specifications.

4-18. BRINELL HARDNESS TEST. In this test a standard constant load, usually 500 to 3,000 kg, is applied to a smooth flat metal surface by a hardened steel-ball type indenter, 10 mm in diameter. The 500-kg load is usually used for testing nonferrous metals such as copper and aluminum alloys, whereas the 3,000-kg load is most often used for testing harder metals such as steels and cast irons. The numerical value of Brinell Hardness (HB), is equal to the load, divided by the surface area of the resulting spherical impression.

$$HB = \frac{P}{(\pi \frac{D}{2}[D - \sqrt{(D^2 - d^2)}])}$$

Where P is the load, in kg; D is the diameter of the ball, in mm; and d is the diameter of the indentation, in mm.

4-16. ESSAI DE DURETÉ.

Si le type de matériau est connu, un test de dureté est un moyen simple de vérifier que la pièce a été correctement traitée thermiquement. Les duromètres tels que Rockwell, Brinell et Vickers peuvent être utiles pour vérifier la perte de résistance des métaux due à une exposition au feu ou à un chauffage abusif. Il est également possible de trouver et de retirer des boulons à résistance insuffisante de l'inventaire des pièces de rechange en vérifiant la dureté du boulon sur les six pans. Bien que les essais de dureté soient généralement considérés comme non destructifs, les essais de dureté laissent un petit creux dans la surface ; par conséquent, les essais de dureté ne doivent pas être utilisés sur les surfaces d'étanchéité, les pièces critiques pour la fatigue, les zones de charge, etc. qui seront remises en service. Ces essais de dureté constituent un moyen pratique de déterminer, dans des limites raisonnables, la résistance à la traction de l'acier. Ils présentent plusieurs limites en ce sens qu'ils ne conviennent pas aux aciers très doux ou très durs. Les essais de dureté des alliages d'aluminium doivent se limiter à faire la distinction entre le matériau recuit et le matériau traité thermiquement du même alliage d'aluminium. Dans les essais de dureté, l'épaisseur et la distance au bord de l'échantillon testé sont deux facteurs qui doivent être pris en compte pour éviter la déformation du métal. Plusieurs lectures doivent être prises et les résultats doivent être moyennés. En général, plus la résistance à la traction est élevée, plus sa dureté est grande. Les méthodes courantes d'essai de dureté sont décrites dans les paragraphes suivants. Ces essais permettent de déterminer les propriétés de traction résultant du traitement thermique de l'acier. Il faut veiller à ce que les surfaces cémentées, corrodées, piquées, décarburées ou autrement non uniformes soient enlevées à une profondeur suffisante. Il faut veiller à ne pas déformer à froid, et donc à ne pas durcir, l'acier lors de l'enlèvement de la surface.

4-17. ESSAI DE DURETÉ ROCKWELL.

L'essai de dureté Rockwell est la méthode la plus courante pour déterminer la dureté des métaux ferreux et de nombreux métaux non ferreux. (Voir tableau 4-5.) Il diffère de l'essai de dureté Brinell en ce sens que la dureté est déterminée par la profondeur de l'empreinte faite par une charge constante s'exerçant sur un pénétrateur. Dans cet essai, une charge mineure standard est appliquée pour fixer une bille d'acier trempé ou un cône en diamant à la surface du métal, suivie de l'application d'une charge majeure standard. La dureté est mesurée par la profondeur de pénétration. Les essais de dureté superficielle Rockwell sont effectués en utilisant des charges légères mineures et majeures et un système plus sensible pour mesurer la profondeur de pénétration. Il est utile pour les sections minces, les très petites pièces, etc. L'étalonnage des duromètres Rockwell est effectué conformément aux spécifications de l'American Society of Testing Materials (ASTM E-18).

4-18. ESSAI DE DURETÉ BRINELL. Dans cet essai, une charge constante standard, généralement de 500 à 3 000 kg, est appliquée sur une surface métallique plane et lisse par un pénétrateur de type bille d'acier trempé, de 10 mm de diamètre. La charge de 500 kg est généralement utilisée pour tester les métaux non ferreux tels que les alliages de cuivre et d'aluminium, tandis que la charge de 3 000 kg est le plus souvent utilisée pour tester des métaux plus durs tels que les aciers et les fontes. La valeur numérique de la dureté Brinell (HB), est égale à la charge, divisée par la surface de l'empreinte sphérique résultante.

$$HB = \frac{P}{(\pi \frac{D}{2}[D - \sqrt{(D^2 - d^2)}])}$$

Où P est la charge en kg ; D est le diamètre de la bille en mm ; et d est le diamètre de l'empreinte en mm.

a. General Precautions. To avoid misapplication of Brinell hardness testing, the fundamentals and limitations of the test procedure must be clearly understood. To avoid inaccuracies, the following rules should be followed.

(1) Do not make indentations on a curved surface having a radius of less than 1 inch.

(2) Do make the indentations with the correct spacing. Indentations should not be made too close to the edge of the work piece being tested.

(3) Apply the load steadily to avoid overloading caused by inertia of the weights.

(4) Apply the load so the direction of loading and the test surface are perpendicular to each other within 2 degrees.

(5) The thickness of the work piece being tested should be such that no bulge or mark showing the effect of the load appears on the side of the work piece opposite the indentation.

(6) The indentation diameter should be clearly outlined.

b. Limitations. The Brinell hardness test has three principal limitations.

(1) The work piece must be capable of accommodating the relatively large indentations.

(2) Due to the relatively large indentations, the work piece should not be used after testing.

(3) The limit of hardness, 15 HB with the 500-kg load to 627 HB with the 3,000-kg load, is generally considered the practical range.

c. Calibration. A Brinell Hardness Tester should be calibrated to meet ASTM standard E10 specifications.

4-19. VICKERS HARDNESS TEST. In this test, a small pyramidal diamond is pressed into the metal being tested. The Vickers Hardness number (HV) is the ratio of the load applied to the surface area of the indention. This is done with the following formula.

$$HV = P / 0.5393d^2$$

a. The indenter is made of diamond, and is in the form of a square-based pyramid having an angle of 136 degrees between faces. The facets are highly-polished, free from surface imperfections, and the point is sharp. The loads applied vary from 1 to 120 kg; the standard loads are 5, 10, 20, 30, 50, 100, and 120 kg. For most hardness testing, 50 kg is maximum.

b. A Vickers hardness tester should be calibrated to meet ASTM standard E10 specifications, acceptable for use over a loading range.

4-20. MICROHARDNESS TESTING. This is an indentation hardness test made with loads not exceeding 1 kg (1,000 g). Such hardness tests have been made with a load as light as 1 g, although the majority of microhardness tests are made with loads of 100 to 500 g. In general, the term is related to the size of the indentation rather than to the load applied.

a. Précautions générales. Pour éviter une mauvaise application du test de dureté Brinell, les principes fondamentaux et les limites de la procédure de test doivent être clairement compris. Pour éviter les inexactitudes, les règles suivantes doivent être suivies.

(1) Ne pas faire d'empreinte sur une surface courbe ayant un rayon inférieur à 25 mm.

(2) Faire les empreintes avec un espacement correct. Elles ne doivent pas être faites trop près du bord de la pièce à tester.

(3) Appliquer la charge de manière régulière pour éviter une surcharge causée par l'inertie des poids.

(4) Appliquer la charge de manière à ce que la direction de la charge et la surface d'essai soient perpendiculaires l'une à l'autre à 2 degrés près.

(5) L'épaisseur de la pièce à tester doit être telle qu'aucune bosse ou marque indiquant l'effet de la charge n'apparaisse sur le côté de la pièce opposé à l'empreinte.

(6) Le diamètre de l'empreinte doit être clairement défini.

b. Limitations. L'essai de dureté Brinell présente trois limites principales.

(1) La pièce à usiner doit être capable de s'adapter aux empreintes relativement grandes.

(2) En raison des empreintes relativement grandes, la pièce ne doit pas être utilisée après l'essai.

(3) La limite de dureté, de 15 HB avec une charge de 500 kg à 627 HB avec une charge de 3 000 kg, est généralement considérée comme la plage pratique.

c. Étalonnage. Un duromètre Brinell doit être calibré pour répondre aux spécifications de la norme ASTM E10.

4-19. ESSAI DE DURETÉ VICKERS. Lors de cet essai, un petit diamant pyramidal est pressé dans le métal testé. L'indice de dureté Vickers (HV) est le rapport de la charge appliquée à la surface de l'empreinte. La formule suivante est utilisée à cet effet.

$$HV = P / 0.5393d^2$$

a. Le pénétrateur est en diamant et se présente sous la forme d'une pyramide à base carrée ayant un angle de 136 degrés entre les faces. Les facettes sont polies, sans imperfection de surface, et la pointe est tranchante. Les charges appliquées varient de 1 à 120 kg ; les charges standard sont de 5, 10, 20, 30, 50, 100 et 120 kg. Pour la plupart des essais de dureté, 50 kg est le maximum.

b. Un duromètre Vickers doit être calibré pour répondre aux spécifications de la norme ASTM E10, acceptable pour une utilisation sur une plage de charges.

4-20. ESSAI DE MICRODURETÉ.

Il s'agit d'un essai de dureté par empreinte réalisé avec des charges ne dépassant pas 1 kg (1000 g). Ces essais de dureté ont été réalisés avec une charge aussi légère que 1 g, bien que la majorité des essais de microdureté soient réalisés avec des charges de 100 à 500 g. En général, le terme est lié à la taille de l'empreinte plutôt qu'à la charge appliquée.

a. Fields of Application. Microhardness testing is capable of providing information regarding the hardness characteristics of materials which cannot be obtained by hardness tests such as the Brinell or Rockwell, and are as follows.

(1) Measuring the hardness of precision work pieces that are too small to be measured by the more common hardness-testing methods.

(2) Measuring the hardness of product forms such as foil or wire that are too thin or too small in diameter to be measured by the more conventional methods.

(3) Monitoring of carburizing or nitriding operations, which is sometimes accomplished by hardness surveys taken on cross sections of test pieces that accompanied the work pieces through production operations.

(4) Measuring the hardness of individual microconstituents.

(5) Measuring the hardness close to edges, thus detecting undesirable surface conditions such as grinding burn and decarburization.

(6) Measuring the hardness of surface layers such as plating or bonded layers.

b. Indenters. Microhardness testing can be performed with either the Knoop or the Vickers indenter. The Knoop indenter is used mostly in the United States; the Vickers indenter is the more widely used in Europe.

(1) Knoop indentation testing is performed with a diamond, ground to pyramidal form, that produces a diamond-shaped indentation with an approximate ratio between long and short diagonals of 7 to 1. The indentation depth is about one-thirtieth of its length. Due to the shape of the indenter, indentations of accurately measurable length are obtained with light loads.

(2) The Knoop hardness number (HK) is the ratio of the load applied to the indenter to the unrecovered projected area of indentation. The formula for this follows.

$$HK = P / A = P / Cl^2$$

Where P is the applied load, in kg; A is the unrecovered projected area of indentation, in square mm; l is the measured length of the long diagonal, in mm; and C is 0.07028, a constant of the indenter relating projected area of the indentation to the square of the length of the long diagonal.

4-21. INDENTATIONS. The Vickers indenter penetrates about twice as far into the work piece as does the Knoop indenter. The diagonal of the Vickers indentation is about one-third of the total length of the Knoop indentation. The Vickers indenter is less sensitive to minute differences in surface conditions than is the Knoop indenter. However, the Vickers indentation, because of the shorter diagonal, is more sensitive to errors in measuring than is the Knoop indentation. (See figure 4-1.)

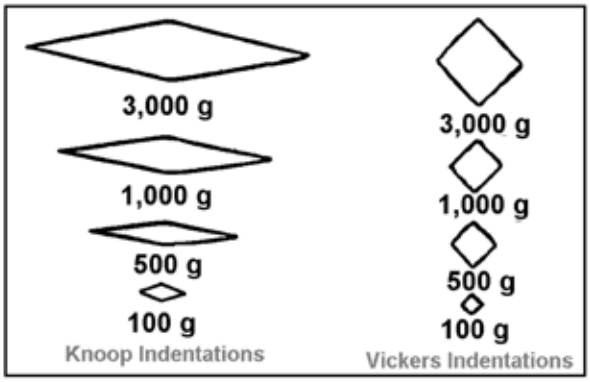


FIGURE 4-1. Comparison of indentation made by Knoop and Vickers indenters in the same work metal and at the same loads.

a. Domaines d'application. Les essais de microdureté sont capables de fournir des informations concernant les caractéristiques de dureté des matériaux qui ne peuvent être obtenues par des essais de dureté tels que le Brinell ou le Rockwell, et sont les suivants.

(1) Mesure de la dureté des pièces de précision qui sont trop petites pour être mesurées par les méthodes de test de dureté les plus courantes.

(2) Mesure de la dureté de formes de produits telles que les feuilles ou les fils qui sont trop minces ou trop petits en diamètre pour être mesurés par les méthodes plus conventionnelles.

(3) La surveillance des opérations de cémentation ou de nitruration, qui est parfois réalisée par des relevés de dureté effectués sur des sections transversales d'éprouvettes qui ont accompagné les pièces pendant les opérations de production.

(4) Mesure de la dureté des microconstituants individuels.

(5) Mesure de la dureté près des bords, permettant ainsi de détecter les états de surface indésirables tels que la brûlure de meulage et la décarburation.

(6) Mesure de la dureté des couches de surface telles que le placage ou les couches liées.

b. Pénétrateur. Les essais de microdureté peuvent être effectués avec le pénétrateur Knoop ou Vickers. Le pénétrateur Knoop est principalement utilisé aux États-Unis ; le pénétrateur Vickers est le plus utilisé en Europe.

(1) Le test d'empreinte de Knoop est effectué avec un diamant, de forme rectifiée à pyramidale, qui produit une empreinte en forme de diamant avec un rapport approximatif entre les diagonales longues et courtes de 7 à 1. La profondeur de l'empreinte est d'environ un trentième de sa longueur. Dû à la forme du pénétrateur, on obtient des empreintes de longueur précisément mesurable avec des charges légères.

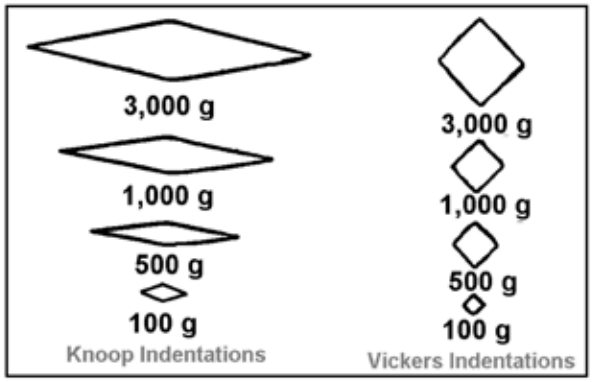
(2) L'indice de dureté Knoop (HK) est le rapport entre la charge appliquée au pénétrateur et la surface projetée non récupérée de l'empreinte. La formule pour cela est la suivante.

$$HK = P / A = P / Cl^2$$

Où P est la charge appliquée, en kg ; A est la surface projetée non récupérée de l'empreinte, en mm carrés ; l est la longueur mesurée de la longue diagonale, en mm ; et C est 0,07028, une constante du pénétrateur reliant la surface projetée de l'empreinte au carré de la longueur de la longue diagonale.

4-21. EMPREINTES. Le pénétrateur Vickers pénètre environ deux fois plus loin dans la pièce que le pénétrateur Knoop. La diagonale de l'empreinte de Vickers représente environ un tiers de la longueur totale de l'empreinte de Knoop. Le pénétrateur de Vickers est moins sensible aux infimes différences d'état de surface que le pénétrateur de Knoop. Cependant, l'empreinte de Vickers, en raison de sa diagonale plus courte, est plus sensible aux erreurs de mesure que l'empreinte de Knoop. (Voir figure 4-1).

FIGURE 4-1. Comparaison de l'empreinte réalisée



par les pénétrateurs de Knoop et de Vickers dans le même métal de travail et aux mêmes charges.

4-22. MAGNETIC TESTING. Magnetic testing consists of determining whether the specimen is attracted by a magnet. Usually, a metal attracted by a magnet is iron, steel, or an iron-base alloy containing nickel, cobalt, or chromium. However, there are exceptions to this rule since some nickel and cobalt alloys may be either magnetic or nonmagnetic. Never use this test as a final basis for identification. The strongly attracted metals could be pure iron, pure nickel, cobalt, or iron-nickel-cobalt alloys. The lightly attracted metals could be cold-worked stainless steel, or monel. The nonmagnetic metals could be aluminum, magnesium, silver, or copper-base alloy, or an annealed 300-type stainless steel.

4-23. ALUMINUM TESTING. Hardness tests are useful for testing aluminum alloy chiefly as a means of distinguishing between annealed, cold-worked, heat-treated, and heat-treated and aged material. It is of little value in indicating the strength or quality of heat treatment. Typical hardness values for aluminum alloys are shown in table 4-5.

a. Clad aluminum alloys have surface layers of pure aluminum or corrosion-resistant aluminum alloy bonded to the core material to inhibit corrosion. Presence of such a coating may be determined under a magnifying glass by examination of the edge surface which will show three distinct layers. In aluminum alloys, the properties of any specific alloy can be altered by work hardening (often called strain-hardening), heat treatment, or by a combination of these processes.

b. Test for distinguishing heat-treatable and nonheat-treatable aluminum alloys. If for any reason the identification mark of the alloy is not on the material, it is possible to distinguish between some heat-treatable alloys and some nonheat-treatable alloys by immersing a sample of the material in a 10 percent solution of caustic soda (sodium hydroxide). Those heat-treated alloys containing several percent of copper (2014, 2017, and 2024) will turn black due to the copper content. High-copper alloys when clad will not turn black on the surface, but the edges will turn black at the center of the sheet where the core is exposed. If the alloy does not turn black in the caustic soda solution it is not evidence that the alloy is nonheat-treatable, as various high-strength heat-treatable alloys are not based primarily on the use of copper as an alloying agent. These include among others 6053, 6061, and 7075 alloys. The composition and heat-treating ability of alloys which do not turn black in a caustic soda solution can be established only by chemical or spectro-analysis.

TABLE 4-5. Hardness values for aluminum alloys. (Reference MIL-H-6088G.)

Material Commercial Designation	Hardness Temper	Brinell number 500 kg. load 10 mm. ball
1100	0	23
	H18	44
3003	0	28
	H16	47
2014	0	45
	T6	135
2017	0	45
	T6	105
2024	0	47
	T4	120
2025	T6	110
6151	T6	100
5052	0	47
	H36	73
6061	0	30
	T4	65
	T6	95
7075	T6	135
7079	T6	135
195	T6	75
220	T4	75
C355	T6	80
A356	T6	70

4-24.—4-35. [RESERVED.]

4-22. TEST MAGNÉTIQUE. Le test magnétique consiste à déterminer si le spécimen est attiré par un aimant. Habituellement, un métal attiré par un aimant est le fer, l'acier ou un alliage à base de fer contenant du nickel, du cobalt ou du chrome. Toutefois, il existe des exceptions à cette règle, car certains alliages de nickel et de cobalt peuvent être magnétiques ou non magnétiques. N'utilisez jamais ce test comme base finale d'identification. Les métaux fortement attirés peuvent être du fer pur, du nickel pur, du cobalt ou des alliages fer-nickel-cobalt. Les métaux faiblement attirés peuvent être de l'acier inoxydable travaillé à froid ou du monel. Les métaux non magnétiques peuvent être de l'aluminium, du magnésium, de l'argent ou un alliage à base de cuivre, ou un acier inoxydable de type 300 recuit.

4-23. TEST DE L'ALUMINIUM. Les tests de dureté sont utiles pour tester les alliages d'aluminium, principalement pour distinguer les matériaux recuits, travaillés à froid, traités thermiquement, et les matériaux traités thermiquement et vieillis. Il est peu utile pour indiquer la résistance ou la qualité du traitement thermique. Les valeurs de dureté typiques des alliages d'aluminium sont indiquées dans le tableau 4-5.

a. Les alliages d'aluminium plaqués ont des couches superficielles d'aluminium pur ou d'alliage d'aluminium résistant à la corrosion, liées au matériau de base pour inhiber la corrosion. La présence d'un tel revêtement peut être déterminée à la loupe par l'examen de la surface du bord qui présentera trois couches distinctes. Dans les alliages d'aluminium, les propriétés de tout alliage spécifique peuvent être modifiées par un écrouissage (souvent appelé « durcissement sous contrainte »), un traitement thermique ou une combinaison de ces procédés.

b. Test permettant de distinguer les alliages d'aluminium pouvant être traités thermiquement de ceux qui ne le sont pas. Si, pour une raison quelconque, la marque d'identification de l'alliage ne se trouve pas sur le matériau, il est possible de distinguer certains alliages traitables à chaud et certains alliages non traitables à la chaleur en immergeant un échantillon de la matière dans une solution de soude caustique (hydroxyde de sodium) à 10 %. Ces alliages traités thermiquement et contenant plusieurs pourcents de cuivre (2014, 2017 et 2024) deviendront noirs en raison de la teneur en cuivre. Les alliages à haute teneur en cuivre, lorsqu'ils sont plaqués, ne noircissent pas en surface, mais les bords noircissent au centre de la feuille, là où le noyau est exposé.

Si l'alliage ne noircit pas dans la solution de soude caustique, ce n'est pas la preuve que l'alliage ne peut pas être traité à la chaleur, car divers alliages à haute résistance pouvant être traités à la chaleur ne sont pas basés principalement sur l'utilisation du cuivre comme agent d'alliage. Il s'agit notamment des alliages 6053, 6061 et 7075. La composition et la capacité de traitement thermique des alliages qui ne noircissent pas dans une solution de soude caustique ne peuvent être établies que par analyse chimique ou spectroscopique.

TABLEAU 4-5. Valeurs de dureté des alliages d'aluminium. (Référence MIL-H-6088G.)

Dénomination commerciale	Dureté	Valeur Brinell charge 500 kg bille de 10 mm
1100	0	23
	H18	44
3003	0	28
	H16	47
2014	0	45
	T6	135
2017	0	45
	T6	105
2024	0	47
	T4	120
2025	T6	110
6151	T6	100
5052	0	47
	H36	73
6061	0	30
	T4	65
	T6	95
7075	T6	135
7079	T6	135
195	T6	75
220	T4	75
C355	T6	80
A356	T6	70

4-24.- 4-35. [RÉSERVÉ.]

SECTION 3. PRECAUTIONARY MEASURES

4-36. FLUTTER AND VIBRATION PRECAUTIONS. To prevent the occurrence of severe vibration or flutter of flight control surfaces during flight, precautions must be taken to stay within the design balance limitations when performing maintenance or repair.

a. Balance Changes. The importance of retaining the proper balance and rigidity of aircraft control surfaces cannot be overemphasized. The effect of repair or weight change on the balance and center of gravity is proportionately greater on lighter surfaces than on the older heavier designs. As a general rule, repair the control surface in such a manner that the weight distribution is not affected in any way, in order to preclude the occurrence of flutter of the control surface in flight. Under certain conditions, counter-balance weight is added forward of the hinge line to maintain balance. Add or remove balance weights only when necessary in accordance with the manufacturer's instructions. Flight testing must be accomplished to ensure flutter is not a problem. Failure to check and retain control surface balance within the original or maximum allowable value could result in a serious flight hazard.

b. Painting and Refinishing. Special emphasis is directed to the effect of too many extra coats of paint on balanced control surfaces. Mechanics must avoid adding additional coats of paint in excess of what the manufacturer originally applied. If available consult the aircraft manufacturer's instructions relative to finishing and balance of control surfaces.

c. Trapped Water or Ice. Instances of flutter have occurred from unbalanced conditions caused by the collection of water or ice within the surface. Therefore, ventilation and drainage provisions must be checked and retained when maintenance is being done.

d. Trim Tab Maintenance. Loose or vibrating trim tabs will increase wear of actuating mechanisms and hinge points which may develop into serious flutter conditions. When this happens, primary control surfaces are highly susceptible to wear, deformation, and fatigue failures because of the buffeting nature of the airflow over the tab mechanism. Trailing-edge play of the tab may increase, creating an unsafe flutter condition. Careful inspection of the tab and its mechanism should be conducted during overhaul and annual inspection periods. Compared to other flight control systems on the aircraft, only a minor amount of tab-mechanism wear can be tolerated.

(1) Free play and stiffness may best be measured by a simple static test where "upward" and "downward" (or "leftward" and "rightward") point forces are applied near the trailing edge of the tab at the span-wise attachment of the actuator (so as not to twist the tab). The control surface to which the trim tab is attached should be locked in place. Rotational deflection readings are then taken near the tab trailing edge using an appropriate measuring device, such as a dial gauge. Several deflection readings should be taken using loads first applied in one direction, then in the opposite. If the tab span does not exceed 35 percent of the span of the supporting control surface, the total free play at the tab trailing edge should not exceed 2 percent of the tab chord. If the tab span equals or exceeds 35 percent of the span of the supporting control surface, the total free play at the tab trailing edge should not exceed 1 percent of the distance from the tab hinge line to the trailing edge of the tab perpendicular to the tab hinge line. For example, a tab that has a chord of

4-36. LES PRÉCAUTIONS CONTRE LE FLUTTER ET LES VIBRATIONS.

Pour éviter l'apparition de vibrations ou de flutter importants des gouvernes en vol, des précautions doivent être prises pour rester dans les limites de l'équilibre de conception lors de la maintenance ou de la réparation.

a. Modifications de l'équilibrage. On ne saurait trop insister sur l'importance de maintenir l'équilibre et la rigidité des gouvernes de l'aéronef. L'effet d'une réparation ou d'un changement de masse sur l'équilibre et le centre de gravité est proportionnellement plus important sur les surfaces plus légères que sur les anciennes conceptions plus lourdes. En règle générale, il faut réparer les gouvernes de manière à ce que la répartition des masses ne soit en aucune façon affectée, afin d'éviter que la surface de contrôle ne batte en vol. Dans certaines conditions, un contrepoids est ajouté en avant de la ligne de charnière pour maintenir l'équilibre. L'ajout ou le retrait de masses d'équilibrage n'est effectué que lorsque cela est nécessaire, conformément aux instructions du fabricant. Des essais en vol doivent être effectués pour s'assurer que le flottement ne pose pas de problème. Le fait de ne pas vérifier et de ne pas maintenir l'équilibre des gouvernes dans les limites de la valeur originale ou maximale autorisée peut entraîner un grave danger en vol.

b. Peinture et retouche. Une attention particulière est accordée à l'effet de trop nombreuses couches de peinture supplémentaires sur les gouvernes équilibrées. Les mécaniciens doivent éviter d'ajouter des couches de peinture supplémentaires en plus de ce que le fabricant a appliqué à l'origine. Si possible, consultez les instructions du constructeur de l'avion concernant la finition et l'équilibre des gouvernes.

c. Eau ou glace emprisonnée. Des cas de flottement se sont produits en raison de conditions déséquilibrées causées par l'accumulation d'eau ou de glace à l'intérieur de la gouverne. Par conséquent, la ventilation et les dispositifs de drainage doivent être vérifiés et conservés lors de l'entretien.

d. Entretien des compensateurs. Des compensateurs desserrés ou qui vibrent augmentent l'usure des mécanismes d'actionnement et des points d'articulation, ce qui peut entraîner de graves problèmes de battement. Lorsque cela se produit, les gouvernes de commande primaires sont très sensibles à l'usure, à la déformation et aux défaillances par fatigue en raison de la nature vibrante du flux d'air sur le mécanisme du compensateur. Le jeu du compensateur par rapport au bord de fuite peut augmenter, créant une condition de battement dangereuse. Une inspection minutieuse du compensateur et de son mécanisme doit être effectuée lors des périodes de révision et d'inspection annuelle. Par rapport aux autres systèmes de commandes de vol de l'avion, seule une usure mineure du mécanisme du compensateur peut être tolérée.

(1) Le jeu et la rigidité peuvent être mesurés au mieux par un simple essai statique où des forces ponctuelles « vers le haut » et « vers le bas » (ou « vers la gauche » et « vers la droite ») sont appliquées près du bord de fuite du compensateur au niveau de la fixation de la biellette dans le sens de l'envergure (de manière à ne pas tordre le compensateur). La gouverne à laquelle le compensateur est fixé doit être verrouillée en place. Les lectures de la déflexion en rotation sont ensuite prises près du bord de fuite du compensateur à l'aide d'un dispositif de mesure approprié, tel qu'un comparateur à cadran. Plusieurs lectures de déflexion doivent être prises en utilisant des charges appliquées d'abord dans un sens, puis dans l'autre. Si l'envergure du compensateur ne dépasse pas 35 % de l'envergure de la surface de contrôle porteuse, le jeu total au bord de fuite du compensateurs ne doit pas dépasser 2 % de la corde du compensateur. Si l'envergure du compensateurs est égale ou supérieure à 35 % de l'envergure de la surface de contrôle, le jeu total au bord de fuite du compensateur ne doit pas dépasser 1 % de la distance entre la ligne d'articulation du compensateurs et son bord de fuite perpendiculairement à la ligne d'articulation du compensateur. Par exemple, un compensateur ayant une corde de 10 cm et inférieure ou égale à 35 % de l'envergure de la gouverne aurait un jeu maximum autorisé de 100 mm x 0,020 ou 2 mm (mouvement total vers le haut et vers le bas) mesuré au bord de fuite. Corrigez tout jeu supérieur à cette valeur.

4 inches and less than or equal to 35 percent of the control surface span would have a maximum permissible free play of 4 inches x 0.020 or 0.080 inches (total motion up and down) measured at the trailing edge. Correct any free play in excess of this amount.

(2) Care must also be exercised during repair or rework to prevent stress concentration points or areas that could increase the fatigue susceptibility of the trim tab system. Advisory Circular (AC) 23.629-1A, Means of Compliance with Section 23.629, "Flutter," contains additional information on this subject.

NOTE: If the pilot has experienced flutter, or thinks he/she has, then a complete inspection of the aircraft flight control system and all related components including rod ends, bearings, hinges, and bellcranks must be accomplished. Suspected parts should be replaced.

4-37. LOAD FACTORS FOR REPAIRS. In order to design an effective repair to a sheet metal aircraft, the stresses that act on the structure must be understood.

a. Six types of major stresses are known and should be considered when making repairs. These are tension, compression, bending, torsion, shear, and bearing

b. The design of an aircraft repair is complicated by the requirement that it be as light as possible. If weight were not critical, repairs could be made with a large margin of safety. But in actual practice, repairs must be strong enough to carry all of the loads with the required factor of safety, but they must not have too much extra strength. A joint that is too weak cannot be tolerated, but neither can one that is too strong because it can create stress risers that may cause cracks in other locations.

4-38. TRANSFER OF STRESSES WITHIN A STRUCTURE. An aircraft structure must be designed in such a way that it will accept all of the stresses imposed upon it by the flight and ground loads without any permanent deformation. Any repair made must accept the stresses, carry them across the repair, and then transfer them back into the original structure. These stresses are considered as flowing through the structure, so there must be a continuous path for them, with no abrupt changes in cross-sectional areas along the way. Abrupt changes in cross-sectional areas of aircraft structure that are subject to cycle loading/stresses will result in stress concentration that may induce fatigue cracking and eventual failure. A scratch or gouge in the surface of a highly-stressed piece of metal will cause a stress concentration at the point of damage.

a. Multirow Fastener Load Transfer. When multiple rows of rivets are used to secure a lap joint, the transfer of stresses is not equal in each row. The transfer of stress at each row of rivets may be thought of as transferring the maximum amount capable of being transferred without experiencing rivet shear failure.

b. Use Of Stacked Doublers. A stacked doubler is composed of two or more sheets of material that are used in lieu of a single, thicker sheet of material. Because the stress transferred at each row of rivets is dependent upon the maximum stress that can be transferred by the rivets in that row, the thickness of the sheet material at that row need only be thick enough to transfer the stress applied. Employing this principle can reduce the weight of a repair joint.

4-39.—4-49. [RESERVED.]

(2) Il faut également veiller, lors de la réparation ou de la remise en état, à éviter les points de concentration de contraintes ou les zones qui pourraient augmenter la sensibilité à la fatigue du système de compensation. La circulaire consultative (AC) 23.629-1A, Moyens de conformité avec la section 23.629, « Flutter », contient des informations supplémentaires à ce sujet.

NOTE : Si le pilote a déjà ressenti des vibrations aéroélastiques ou pense en avoir ressenties, il doit procéder à une inspection complète du système de commandes de vol de l'aéronef et de tous les composants connexes, y compris les embouts de bielle, les roulements, les charnières et les guignols. Les pièces suspectes doivent être remplacées.

4-37. LES FACTEURS DE CHARGE POUR LES RÉPARATIONS.

Afin de concevoir une réparation efficace d'un avion en tôle, il faut comprendre les contraintes qui agissent sur la structure.

a. Six types de contraintes majeures sont connus et doivent être pris en compte lors des réparations. Ce sont la traction, la compression, la flexion, la torsion, le cisaillement et l'arrachage[1].

b. La conception d'une réparation d'avion est compliquée par l'exigence qu'elle soit aussi légère que possible. Si la masse n'était pas critique, les réparations pourraient être effectuées avec une grande marge de sécurité. Mais en pratique, les réparations doivent être suffisamment solides pour supporter toutes les charges avec le facteur de sécurité requis, mais elles ne doivent pas avoir une résistance supplémentaire trop importante. Un raccord trop faible ne peut pas être toléré, mais un raccord trop résistant non plus, car il peut créer des tensions qui peuvent provoquer des fissures à d'autres endroits.

4-38. TRANSFERT DES CONTRAINTES À L'INTÉRIEUR D'UNE STRUCTURE. Une structure d'avion doit être conçue de telle sorte qu'elle accepte toutes les contraintes qui lui sont imposées par les charges en vol et au sol sans aucune déformation permanente. Toute réparation effectuée doit accepter les contraintes, les transmettre à travers la réparation, puis les transmettre à nouveau dans la structure d'origine. Ces contraintes sont considérées comme s'écoulant à travers la structure, il doit donc y avoir un chemin continu pour elles, sans changement brusque des sections transversales en cours de route. Des changements brusques dans les zones de section transversale de la structure de l'avion qui sont soumises à des charges/contraintes cycliques entraîneront une concentration des contraintes qui peut provoquer des fissures de fatigue et une défaillance. Une rayure ou une rainure à la surface d'une pièce de métal fortement sollicitée entraînera une concentration de contraintes au point d'endommagement.

1 NdT : A travers un trou, par exemple l'arrachage d'une patte de fixation.

a. Transfert de charge des fixations à plusieurs rangées. Lorsque plusieurs rangées de rivets sont utilisées pour fixer un assemblage à recouvrement, le transfert des contraintes n'est pas égal dans chaque rangée. Le transfert de contraintes à chaque rangée de rivets peut être considéré comme le transfert de la quantité maximale pouvant être transférée sans que le rivet ne subisse de rupture par cisaillement.

b. Utilisation de renforts empilés. Un renfort empilé est composé de deux ou plusieurs feuilles de matériau qui sont utilisées à la place d'une seule feuille de matériau plus épaisse. Comme la contrainte transférée à chaque rangée de rivets dépend de la contrainte maximale pouvant être transférée par les rivets de cette rangée, l'épaisseur de la feuille de matériau de cette rangée doit seulement être suffisamment épaisse pour transférer la contrainte appliquée. L'utilisation de ce principe peut réduire le poids d'un raccord de réparation.

4-39.- 4-49. [RÉSERVÉ.]

SECTION 4. METAL REPAIR PROCEDURES

4-50. GENERAL. The airframe of a fixed-wing aircraft is generally considered to consist of five principal units; the fuselage, wings, stabilizers, flight control surfaces, and landing gear.

a. Aircraft principal structural elements (PSE) and joints are designed to carry loads by distributing them as stresses. The elements and joints as originally fabricated are strong enough to resist these stresses, and must remain so after any repairs. Long, thin elements are called members. Some examples of members are the metal tubes that form engine mount and fuselage trusses and frames, beams used as wing spars, and longerons and stringers of metal-skinned fuselages and wings. Longerons and stringers are designed to carry principally axial loads, but are sometimes required to carry side loads and bending moments, as when they frame cutouts in metal-skinned structures. Truss members are designed to carry axial (tension and compression) loads applied to their ends only. Frame members are designed to carry side loads and bending moments in addition to axial loads. Beam members are designed to carry side loads and bending moments that are usually large compared to their axial loads. Beams that must resist large axial loads, particularly compression loads, in combination with side loads and bending moments are called beam-columns. Other structural elements such as metal skins, plates, shells, wing ribs, bulkheads, ring frames, intercostal members, gussets, and other reinforcements, and fittings are designed to resist complex stresses, sometimes in three dimensions.

b. Any repair made on an aircraft structure must allow all of the stresses to enter, sustain these stresses, and then allow them to return into the structure. The repair must be equal to the original structure, but not stronger or stiffer, which will cause stress concentrations or alter the resonant frequency of the structure.

c. All-metal aircraft are made of very thin sheet metal, and it is possible to restore the strength of the skin without restoring its rigidity. All repairs should be made using the same type and thickness of material that was used in the original structure. If the original skin had corrugations or flanges for rigidity, these must be preserved and strengthened. If a flange or corrugation is dented or cracked, the material loses much of its rigidity; and it must be repaired in such a way that will restore its rigidity, stiffness, and strength.

4-51. RIVETED (OR BOLTED) STEEL TRUSS-TYPE STRUCTURES. Repairs to riveted structures may be made employing the general principles outlined in the following paragraphs on aluminum alloy structures. Repair methods may also be found in text books on metal structures. Methods for repair of the major structural members must be specifically approved by the Federal Aviation Administration (FAA).

4-52. ALUMINUM ALLOY STRUCTURES. Extensive repairs to damaged stressed skin on monocoque-types of aluminum alloy structures must be made in accordance with FAA-approved manufacturer's instructions or other FAA-approved source.

a. Rivet Holes. Rivet holes are slightly larger than the diameter of the rivet. When driven, solid rivets expand to fill the hole. The strength of a riveted joint is based upon the expanded diameter of the rivet. Therefore, it is important that the proper drill size be used for each rivet diameter.

4-50. GÉNÉRALITÉS. On considère généralement que la cellule d'un aéronef à voilure fixe se compose de cinq unités principales : le fuselage, les ailes, les stabilisateurs, les gouvernes et le train d'atterrissage.

a. Les éléments structurels principaux (PSE, Principal Structural Element en anglais) et les assemblages de l'avion sont conçus pour supporter des charges en les répartissant sous forme de contraintes. Les éléments et les raccords tels qu'ils sont fabriqués à l'origine sont suffisamment résistants pour supporter ces contraintes, et doivent le rester après toute réparation. Les éléments longs et minces sont appelés membrures. Les tubes métalliques qui forment les fermes et les cadres du support moteur et du fuselage, les poutres utilisées comme longerons d'ailes, ainsi que les longerons et les lisses des fuselages et des ailes à revêtement métallique sont des exemples de membrures. Les longerons et les lisses sont conçus pour supporter principalement des charges axiales, mais sont parfois nécessaires pour supporter des charges latérales et des moments de flexion, comme lorsqu'ils encadrent des découpes dans des structures à revêtement métallique. Les longerons sont conçus pour supporter des charges axiales (tension et compression) appliquées uniquement à leurs extrémités. Les éléments d'ossature sont conçus pour supporter des charges latérales et des moments de flexion en plus des charges axiales. Les éléments de poutre sont conçus pour supporter des charges latérales et des moments de flexion qui sont généralement importants par rapport à leurs charges axiales. Les poutres qui doivent résister à des charges axiales importantes, en particulier à des charges de compression, en combinaison avec des charges latérales et des moments de flexion sont appelées des colonnes de poutres. D'autres éléments structurels tels que les peaux métalliques, les plaques, les coques, les nervures d'ailes, les cloisons, les cadres annulaires, les éléments intercostaux, les goussets et autres renforts, et les raccords sont conçus pour résister à des contraintes complexes, parfois en trois dimensions.

b. Toute réparation effectuée sur une structure d'avion doit permettre à toutes les contraintes de pénétrer, de soutenir ces contraintes, puis de les laisser revenir dans la structure. La réparation doit être égale à la structure d'origine, mais pas plus solide ou plus rigide, ce qui provoquerait des concentrations de contraintes ou modifierait la fréquence de résonance de la structure.

c. Les avions métalliques sont faits de tôles très fines, et il est possible de restaurer la résistance du revêtement sans lui redonner sa rigidité. Toutes les réparations doivent être effectuées en utilisant le même type et la même épaisseur de matériau que ceux utilisés dans la structure d'origine. Si le revêtement d'origine présentait des ondulations ou des rebords pour la rigidité, ceux-ci doivent être préservés et renforcés. Si une bride ou une ondulation est bosselée ou fissurée, le matériau perd une grande partie de sa rigidité ; et il doit être réparé de manière à restaurer sa rigidité, sa raideur et sa résistance.

4-51. LES STRUCTURES EN ACIER RIVETÉES (OU BOULONNÉES) DE TYPE TREILLIS. Les réparations des structures rivetées peuvent être effectuées en utilisant les principes généraux décrits dans les paragraphes suivants sur les structures en alliage d'aluminium. Les méthodes de réparation peuvent également être trouvées dans les manuels sur les structures métalliques. Les méthodes de réparation des principaux éléments de structure doivent être spécifiquement approuvées par l'Administration fédérale de l'aviation (FAA[1]).

4-52. STRUCTURES EN ALLIAGE D'ALUMINIUM. Les réparations importantes du revêtement endommagé sous contrainte sur les types monocoques de structures en alliage d'aluminium doivent être effectuées conformément aux instructions du fabricant approuvées par la FAA ou par une autre source approuvée par la FAA.

a. Trous de rivets. Les trous de rivet sont légèrement plus grands que le diamètre du rivet. Lorsqu'ils sont mis en place, les rivets pleins se dilatent pour remplir le trou. La résistance d'un raccord riveté est basée sur le diamètre élargi du rivet. Il est donc important d'utiliser la bonne taille de foret pour chaque diamètre de rivet.

1 NdT : La DGAC en France, l'EASA en Europe.

(1) The acceptable drill size for rivets may be found in Metallic Materials and Elements for Flight Vehicle Structure (MIL-HDBK-5).

(2) Avoid drilling oversized holes or otherwise decreasing the effective tensile areas of wing-spar capstrips, wing, fuselage, fin-longitudinal stringers, or highly-stressed tensile members. Make all repairs, or reinforcements, to such members in accordance with factory recommendations or with the specific approval of an FAA representative.

b. Disassembly Prior to Repairing. If the parts to be removed are essential to the rigidity of the complete structure, support the structure prior to disassembly in such a manner as to prevent distortion and permanent damage to the remainder of the structure. When rivets are removed, undercut rivet heads by drilling. Use a drill of the same size as the diameter of the rivet. Drilling must be exactly centered and to the base of the head only. After drilling, break off the head with a pin punch and carefully drive out the shank. On thin or unsupported metal skin, support the sheet metal on the inside with a bucking bar. Removal of rivet heads with a cold chisel and hammer is not recommended because skin damage and distorted rivet holes will probably result. Inspect rivet joints adjacent to damaged structure for partial failure by removing one or more rivets to see if holes are elongated or the rivets have started to shear.

c. Effective Tools. Care must also be taken whenever screws must be removed to avoid damage to adjoining structure. When properly used, impact wrenches can be effective tools for removal of screws; however, damage to adjoining structure may result from excessive vertical loads applied through the screw axis. Excessive loads are usually related to improperly adjusted impact tools or attempting to remove screws that have seized from corrosion. Remove seized screws by drilling and use of a screw extractor. Once the screw has been removed, check for structural cracks that may appear in the adjoining skin doubler, or in the nut or anchor plate.

4-53. SELECTION OF ALUMINUM FOR REPLACEMENT PARTS. All aluminum replacement sheet metal must be identical to the original or properly altered skin. If another alloy is being considered, refer to the information on the comparative strength properties of aluminum alloys contained in MIL-HDBK-5.

a. Temper. The choice of temper depends upon the severity of the subsequent forming operations. Parts having single curvature and straight bend lines with a large bend radius may be advantageously formed from heat-treated material; while a part, such as a fuselage frame, would have to be formed from a soft, annealed sheet, and heat-treated after forming. Make sure sheet metal parts which are to be left unpainted are made of clad (aluminum coated) material. Make sure all sheet material and finished parts are free from cracks, scratches, kinks, tool marks, corrosion pits, and other defects which may be factors in subsequent failure.

b. Use of Annealed Alloys for Structural Parts. The use of annealed aluminum alloys for structural repair of an aircraft is not recommended. An equivalent strength repair using annealed aluminum will weigh more than a repair using heat-treated aluminum alloy.

4-54. HEAT TREATMENT OF ALUMINUM ALLOY PARTS. All structural aluminum alloy parts are to be heat-treated in accordance with the heat-treatment instruction issued by the manufacturers of the part. In the case of a specified temper, the sequence of heat-treating operations set forth in

(1) La taille de perçage acceptable pour les rivets peut être trouvée dans le document « Metallic Materials and Elements for Flight Vehicle Structure » (MIL-HDBK-5[1]).

(2) Évitez de forer des trous trop grands ou de réduire de quelque façon que ce soit les zones de traction effectives des semelles de longerons d'ailes, de l'aile, du fuselage, des longerons de la dérive ou des éléments de traction fortement sollicités. Effectuer toutes les réparations ou les renforcements de ces éléments conformément aux recommandations de l'usine ou avec l'approbation spécifique d'un représentant de la FAA.

b. Démontage avant réparation. Si les pièces à enlever sont essentielles à la rigidité de la structure complète, soutenir la structure avant le démontage de manière à éviter toute déformation et tout dommage permanent au reste de la structure. Lorsque les rivets sont retirés, fraisez les têtes de rivets par perçage. Utilisez un foret de la même taille que le diamètre du rivet. Le perçage doit être exactement centré et uniquement jusqu'à la base de la tête. Après le perçage, cassez la tête à l'aide d'un poinçon à goupille et faites sortir la tige avec précaution. Sur un revêtement métallique mince ou non soutenu, soutenez la tôle à l'intérieur avec une contre-bouterolle. Il n'est pas recommandé d'enlever les têtes de rivet avec un ciseau à froid et un marteau, car cela endommagerait probablement le revêtement et déformerait les trous de rivet. Inspectez les assemblages des rivets adjacents à la structure endommagée pour détecter une défaillance partielle en retirant un ou plusieurs rivets pour voir si les trous sont allongés ou si les rivets ont commencé à se cisailler.

c. Outils efficaces. Il faut également faire attention lorsque les vis doivent être retirées pour éviter d'endommager la structure adjacente. Lorsqu'elles sont utilisées correctement, les clés à chocs peuvent être des outils efficaces pour enlever les vis ; cependant, les dommages à la structure adjacente peuvent résulter de charges verticales excessives appliquées à travers l'axe de la vis. Les charges excessives sont généralement liées à des outils d'impact mal réglés ou à la tentative de retirer des vis qui se sont grippées par la corrosion. Enlever les vis grippées en perçant et en utilisant un extracteur de vis. Une fois la vis retirée, vérifiez s'il y a des fissures structurelles qui peuvent apparaître dans le revêtement adjacent, ou dans l'écrou ou la plaque d'ancrage.

1 NdT : remplacée en 2003 par la norme MMPDS-01 (Metallic Materials Properties Development and Standardization). A télécharger ici : http://everyspec.com/FAA/FAA-General/DOT-FAA-AR-MMPDS-01-JAN2003_24102/

4-53. SÉLECTION DE L'ALUMINIUM POUR LES PIÈCES DE RECHANGE. Toutes les tôles de remplacement en aluminium doivent être identiques au revêtement d'origine ou correctement modifiées. Si un autre alliage est envisagé, se référer aux informations sur les propriétés de résistance comparatives des alliages d'aluminium contenues dans la norme MIL-HDBK-5.

a. Trempe. Le choix de la trempe dépend de la sévérité des opérations de formage ultérieures. Les pièces ayant une seule courbure et des lignes de pliage droites avec un grand rayon de courbure peuvent être avantageusement formées à partir d'un matériau traité thermiquement ; tandis qu'une pièce, telle qu'un cadre de fuselage, devrait être formée à partir d'une tôle souple, recuite, et traitée thermiquement après le formage. Assurez-vous que les pièces en tôle qui ne doivent pas être peintes sont fabriquées dans un matériau revêtu (aluminium). Assurez-vous que toutes les tôles et les pièces finies sont exemptes de fissures, d'éraflures, de pliures, de marques d'outils, de piqûres de corrosion et d'autres défauts qui peuvent être des facteurs de défaillance ultérieure.

b. Utilisation d'alliages recuits pour les pièces structurelles. L'utilisation d'alliages d'aluminium recuits pour la réparation structurelle d'un avion n'est pas recommandée. Une réparation de résistance équivalente utilisant de l'aluminium recuit pèsera plus lourd qu'une réparation utilisant un alliage d'aluminium traité thermiquement.

4-54. TRAITEMENT THERMIQUE DES PIÈCES EN ALLIAGE D'ALUMINIUM. Toutes les pièces structurelles en alliage d'aluminium doivent être traitées thermiquement conformément aux instructions de traitement thermique émises par les fabricants de la pièce. Dans le cas d'une trempe spécifiée, la séquence des opérations de traitement thermique est décrite dans la norme MIL-HDBK-5 et les spécifications correspondantes. Si le traitement thermique produit un gauchissement, redressez les pièces immédiatement après la trempe. Traiter thermiquement les pièces rivetées avant le rivetage, afin d'éviter le gauchissement et la corrosion.

MIL-HDBK-5 and corresponding specifications. If the heat-treatment produces warping, straighten the parts immediately after quenching. Heat-treat riveted parts before riveting, to preclude warping and corrosion.

a. Quenching. Quench material from the solution heat-treating temperature as rapidly as possible after removal from the furnace. Quenching in cold water is preferred, although less drastic chilling (hot or boiling water, or airblast) is sometimes employed for bulk sections, such as forgings, to minimize quenching stresses.

b. Reheating at Temperatures Above Boiling Water. Reheating of 2017 and 2024 alloys above 212 °F tend to impair the original heat treatment. Therefore, reheating above 212 °F, including the baking of primers, is not acceptable without subsequent complete and correct heat treatment.

4-55. BENDING METAL. When describing a bend in aviation, the term "bend radii" is used to refer to the inside radius. Requirements for bending the metal to various shapes are frequently encountered. When a metal is bent, it is subjected to changes in its grain structure, causing an increase in its hardness.

a. The minimum radius is determined by the composition of the metal, its temper, and thickness. Table 4-6 shows the recommended radius for different types of aluminum. Note that the smaller the thickness of the material, the smaller the recommended minimum bend radius, and that as the material increases in hardness, the recommended bend radii increases.

b. When using layout techniques, the mechanic must be able to calculate exactly how much material will be required for the bend. It is easier to lay out the part on a flat sheet before the bending or shaping is performed. Before bending, smooth all rough edges, remove burrs, and drill relief holes at the ends of bend lines and at corners; to prevent cracks from starting. Bend lines should preferably be made to lie at an angle to the grain of the metal (preferably 90 degrees).

c. Bend radii (BR) in inches for a specific metal composition (alloy) and temper is determined from table 4-6. For example, the minimum bend radii for 0.016 thick 2024-T6 (alloy and temper) is found is found to be 2 to 4 times the material thickness or 0.032 to 0.064.

4-56. SETBACK.

a. Setback is a measurement used in sheet metal layout. It is the distance the jaws of a brake must be setback from the mold line to form a bend. For a 90 degree bend, the point is back from the mold line to a distance equal to the bend radius plus the metal thickness. The mold line is an extension of the flat side of a part beyond the radius. The mold line dimension of a part, is the dimension made to the intersection of mold lines, and is the dimension the part would have if its corners had no radius. (See figure 4-2.)

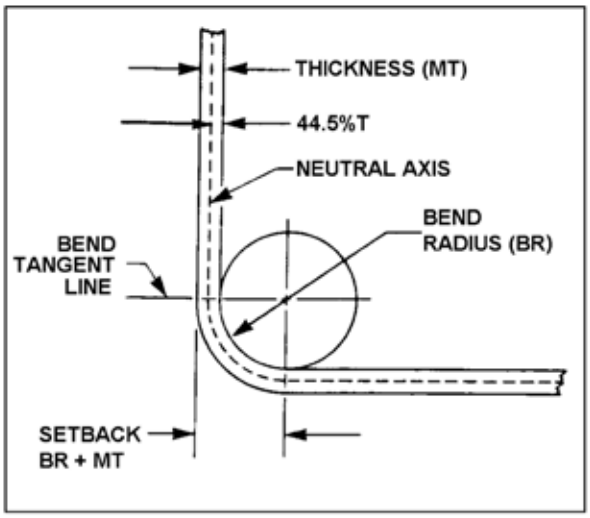


FIGURE 4-2. Setback for a 90-degree bend.

a. Trempe. Trempe du matériau à la température de traitement thermique de la solution aussi rapidement que possible après sa sortie du four. La trempe à l'eau froide est préférable, bien qu'un refroidissement moins drastique (eau chaude ou bouillante, ou soufflage d'air) soit parfois utilisé pour les sections en vrac, telles que les pièces forgées, afin de minimiser les contraintes de trempe.

b. Réchauffage à des températures supérieures à l'eau bouillante. Le réchauffement des alliages 2017 et 2024 à des températures supérieures à 100°C a tendance à altérer le traitement thermique d'origine. Par conséquent, le réchauffement au-dessus de 100°C, y compris la cuisson des apprêts, n'est pas acceptable sans un traitement thermique ultérieur complet et correct.

4-55. CINTRAGE DU MÉTAL. Pour décrire un coude dans l'aviation, le terme « rayon de courbure » est utilisé pour désigner le rayon intérieur. On rencontre fréquemment des exigences de cintrage du métal à diverses formes. Lorsqu'un métal est plié, il est soumis à des changements dans sa structure granulaire, ce qui entraîne une augmentation de sa dureté.

a. Le rayon minimum est déterminé par la composition du métal, sa trempe et son épaisseur. Le tableau 4-6 indique le rayon recommandé pour différents types d'aluminium. Notez que plus l'épaisseur du matériau est faible, plus le rayon de courbure minimum recommandé est petit, et que plus le matériau augmente en dureté, plus les rayons de courbure recommandés augmentent.

b. Lorsque l'on utilise des techniques d'aménagement, le mécanicien doit être capable de calculer exactement la quantité de matériau nécessaire pour le pliage. Il est plus facile de disposer la pièce sur un plan avant le pliage ou le formage. Avant le pliage, lissez tous les bords rugueux, enlevez les bavures et forez des trous de dégagement aux extrémités des lignes de pliage et aux coins ; pour éviter que des fissures ne se forment. Les lignes de pliage doivent de préférence être faites de manière à former un angle avec le grain du métal (de préférence 90 degrés).

c. Les rayons de courbure (BR) en millimètres pour une composition métallique (alliage) et une trempe spécifiques sont déterminés à partir du tableau 4-6. Par exemple, le rayon de courbure minimum pour une épaisseur de 0,4 mm 2024-T6 (alliage et trempe) s'avère être de 2 à 4 fois l'épaisseur du matériau ou 0,8 à 1,6 mm.

4-56. DÉCALAGE.

a. Le décalage est un concept utilisé dans le travail des tôles. C'est la distance à laquelle les mâchoires de la presse doivent être en retrait par rapport à la ligne de pliage pour former un coude. Pour un pli de 90 degrés, le point est en retrait par rapport à la ligne de pliage à une distance égale au rayon de courbure plus l'épaisseur du métal. La ligne de pliage est une extension du côté plat d'une pièce au-delà du rayon. La distance de la ligne de pliage d'une pièce est la distance obtenue à l'intersection des lignes de pliage, et est la distance que la pièce aurait si ses coins n'avaient pas de rayon. (Voir la figure 4-2).

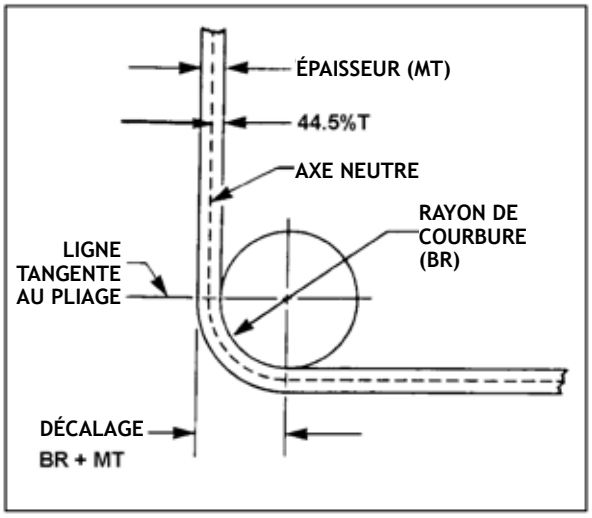


FIGURE 4-2. Décalage pour un pliage à 90 degrés.

TABLE 4-6. Recommended radii for 90-degree bends in aluminum alloys.

Alloy and temper	Approximate sheet thickness (t) (inch)					
	0.016	**0.032**	**0.064**	**0.128**	**0.182**	**0.258**
2024-0[1]	0	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t0-1t	0-1t
2024-T3[1,2]	1½t-3t	2t-4t	3t-5t	4t-6t	4t-6t	5t-7t
2024-T6[1]	2t-4t	3t-5t	3t-5t	4t-6t	5t-7t	6t-10t
5052-0	0	0	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t
5052-H32	0	0	½t-1t	½t-1½t	½t-1½t	½t-1½t
5052-H34	0	0	½t-1½t	1½t-2½t	1½t-2½t	2t-3t
5052-H36	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	2t-4t
5052-H38	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	3t-5t	4t-6t
6061-0	0	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t
6061-T4	0-1t	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2½t-4t
6061-T6	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	3t-4t
7075-0	0	0-1t	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t
7075-T6[1]	2t-4t	3t-5t	4t-6t	5t-7t	5t-7t	6t-10t

[1] **Alclad sheet may be bent over slightly smaller radii than the corresponding tempers of uncoated alloy.**
[2] **Immediately after quenching, this alloy may be formed over appreciably smaller radii.**

b. To determine setback for a bend of more or less than 90 degrees, a correction known as a K-factor must be applied to find the setback.

(1) Table 4-7 shows a chart of K-factors. To find the setback for any degree of bend, multiply the sum of the bend radius and metal thickness by the K-value for the angle through which the metal is bent.

(2) Figure 4-3 shows an example of a piece of 0.064 inch sheet metal bent through 45 degrees to form an open angle of 135 degrees. For 45 degrees, the K-factor is 0.41421. The setback, or the distance from the mold point to the bend tangent line, is:

$$\begin{aligned} \text{Setback} &= K(BR + MT) \\ &= 0.41421\ (0.25 + 0.064) \\ &= 0.130 \text{ inches} \end{aligned}$$

(3) If a closed angle of 45 degrees is formed, the metal must be bent through 135 degrees. The K-factor for 135 degrees is 2.4142, so the setback, or distance from the mold point to the bend tangent line, is 0.758 inch.

4-57. RIVETING.

a. The two major types of rivets used in aircraft are the common solid shank rivet, which must be driven using an air-driven rivet gun and bucking bar; and special (blind) rivets, which are installed with special installation tools. Design allowables for riveted assemblies are specified in MIL-HDBK-5.

(1) Solid shank rivets are used widely during assembly and repair work. They are identified by the material of which they are made, the head type, size of shank, and temper condition.

Tableau 4-6. Rayons recommandés pour les pliages à 90° des alliages aluminium.

Alliage et trempe	Épaisseur approximative des tôles (t) en mm					
	0,4	0,8	1,6	3,2	4,6	6,5
2024-0[1]	0	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t0-1t	0-1t
2024-T3[1,2]	1½t-3t	2t-4t	3t-5t	4t-6t	4t-6t	5t-7t
2024-T6[1]	2t-4t	3t-5t	3t-5t	4t-6t	5t-7t	6t-10t
5052-0	0	0	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t
5052-H32	0	0	½t-1t	½t-1½t	½t-1½t	½t-1½t
5052-H34	0	0	½t-1½t	1½t-2½t	1½t-2½t	2t-3t
5052-H36	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	2t-4t
5052-H38	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	3t-5t	4t-6t
6061-0	0	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t	0-1t
6061-T4	0-1t	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2½t-4t
6061-T6	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t	2t-4t	3t-4t
7075-0	0	0-1t	0-1t	½t-1½t	1t-2t	1½t-3t
7075-T6[1]	2t-4t	3t-5t	4t-6t	5t-7t	5t-7t	6t-10t

[1] La tôle Alclad peut être pliée sur des rayons légèrement plus petits que les tôles correspondantes en alliage non recouvert.
[2] Immédiatement après la trempe, cet alliage peut être formé sur des rayons sensiblement plus petits.

b. Pour déterminer le décalage pour un pliage de plus ou moins 90 degrés, une correction appelée facteur K doit être appliquée pour trouver le décalage.

(1) Le tableau 4-7 donne la valeur des facteurs K. Pour trouver le décalage pour un angle de courbure quelconque, multipliez la somme du rayon de courbure et de l'épaisseur du métal par la valeur K pour l'angle de pliage du métal.

(2) La figure 4-3 montre un exemple d'une pièce de tôle de 1,6 mm pliée à 45 degrés pour former un angle ouvert de 135 degrés. Pour un angle de 45 degrés, le facteur K est de 0,41421. Le décalage, ou la distance entre le point du moule et la ligne tangente du pliage, est de :

Décalage = K(BR + MT)
= 0,41421 (1,6x4 + 1,6)
= 3,3 mm

(3) Si un angle fermé de 45 degrés est formé, la pièce doit être pliée à 135 degrés. Le facteur K pour 135 degrés est de 2,4142, de sorte que le décalage, ou la distance entre le point de contact de la forme de pliage et la ligne tangente de pliage, est 19,3 mm.

4-57. RIVETAGE.

a. Les deux principaux types de rivets utilisés dans les avions sont le rivet commun à tige pleine, qui doit être enfoncé à l'aide d'un pistolet à rivet pneumatique et d'une contre-bouterolle, et les rivets spéciaux (aveugles), qui sont installés à l'aide d'outils de pose spéciaux. Les tolérances de conception pour les assemblages rivetés sont spécifiées dans la norme MIL-HDBK-5.

(1) Les rivets à tige pleine sont largement utilisés lors des travaux d'assemblage et de réparation. Ils sont identifiés par le matériau dont ils sont faits, le type de tête, la taille de la tige et l'état de trempe.

TABLE 4-7. K-chart for determining setback for bends other than 90 degrees.

Deg.	K	Deg.	K	Deg.	K	Deg.	K	Deg:	K
1	0.0087	37	0.3346	73	0.7399	109	1.401	145	3.171
2	0.0174	38	0.3443	74	0.7535	110	1,428	146	3.270
3	0.0261	39	0.3541	75	0.7673	111	1.455	147	3.375
4	0.0349	40	0.3639	76	0.7812	112	1.482	148	3.487
5	0.0436	41	0.3738	77	0.7954	113	1.510	149	3.605
6	0.0524	42	0.3838	78	0.8097	114	1.539	150	3.732
7	0.0611	43	0.3939	79	0.8243	115	1.569	151	3.866
8	0.0699	44	0.4040	80	0.8391	116	1.600	152	4.010
9	0.0787	45	0.4142	81	0.8540	117	1.631	153	4.165
10	0.0874	46	0.4244	82	0.8692	118	1.664	154	4.331
11	0.0963	47	0.4348	83	0.8847	119	1.697	155	4.510
12	0.1051	48	0.4452	84	0.9004	120	1.732	156	4.704
13	0.1139	49	0.4557	85	0.9163	121	1.767	157	4.915
14	0.1228	50	0.4663	86	0.9324	122	1.804	158	5.144
15	0.1316	51	0.4769	87	0.9489	123	1.841	159	5.399
16	0.1405	52	0.4877	88	0.9656	124	1.880	160	5.671
17	0.1494	53	0.4985	89	0.9827	125	1.921	161	5.975
18	0.1583	54	0.5095	90	1.000	126	1.962	162	6.313
19	0.1673	55	0.5205	91	1.017	127	2.005	163	6.691
20	0.1763	56	0.5317	92	1.035	128	2.050	164	7.115
21	0.1853	57	0.5429	93	1.053	129	2.096	165	7.595
22	0.1943	58	0.5543	94	1.072	130	2.144	166	8.144
23	0.2034	59	0.5657	95	1.091	131	2.194	167	8.776
24	0.2125	60	0.5773	96	1.110	132	2.246	168	9.514
25	0.2216	61	0.5890	97	1-130	133	2.299	169	10.38
26	0.2308	62	0.6008	98	1.150	134	2.355	170	11.43
27	0.2400	63	0.6128	99	1.170	135	2.414	171	12.70
28	0.2493	64	0.6248	100	1.191	136	2.475	172	14.30
29	0.2586	65	0.6370	101	1.213	137	2.538	173	16.35
30	0.2679	66	0.6494	102	1.234	138	2.605	174	19.08
31	0.2773	67	0.6618	103	1.257	139	2.674	175	22.90
32	0.2867	68	0.6745	104	1.279	140	2.747	176	26.63
33	0.2962	69	0.6872	105	1.303	141	2.823	177	38.18
34	0.3057	70	0.7002	106	1.327	142	2.904	178	57.29
35	0.3153	71	0.7132	107	1.351	143	2.988	179	114.59
36	0.3249	72	0.7265	108	1.376	144	3.077	180	Inf.

(2) The material used for the majority of solid shank rivets is aluminum alloy. The strength and temper conditions of aluminum alloy rivets are identified by digits and letters similar to those used to identify sheet stock. The 1100, 2017-T, 2024-T, 2117-T, and 5056 rivets are the six grades usually available. AN-type aircraft solid rivets can be identified by code markings on the rivet heads. A rivet made of 1100 material is designated as an "A" rivet, and has no head marking. The 2017-T alloy rivet is designated as a "D" rivet and has a raised teat on the head. Two dashes on a rivet head indicate a 2024-T alloy designated as a "DD" rivet. The 2117-T rivet is designated as an "AD" rivet, and has a dimple on the head. A "B" designation is given to a rivet of 5056 material and is marked with a raised cross on the rivet head. Each type of rivet is identified by a part number to allow the user to select the correct rivet. The numbers are in series and each series represents a particular type of head. (See figure 4-4 and table 4-8.)

(3) An example of identification marking of rivet follows.

MS 20470AD3-5	Complete part number
MS	Military standard number
20470	Universal head rivet
AD	2117-T aluminum alloy
3	3/32nds in diameter
5	5/16ths in length

Tableau 4-7. Table des facteurs K pour déterminer le décalage lors de pliages différents de 90°.

Deg.	K	Deg.	K	Deg.	K	Deg.	K	Deg:	K
1	0.0087	37	0.3346	73	0.7399	109	1.401	145	3.171
2	0.0174	38	0.3443	74	0.7535	110	1,428	146	3.270
3	0.0261	39	0.3541	75	0.7673	111	1.455	147	3.375
4	0.0349	40	0.3639	76	0.7812	112	1.482	148	3.487
5	0.0436	41	0.3738	77	0.7954	113	1.510	149	3.605
6	0.0524	42	0.3838	78	0.8097	114	1.539	150	3.732
7	0.0611	43	0.3939	79	0.8243	115	1.569	151	3.866
8	0.0699	44	0.4040	80	0.8391	116	1.600	152	4.010
9	0.0787	45	0.4142	81	0.8540	117	1.631	153	4.165
10	0.0874	46	0.4244	82	0.8692	118	1.664	154	4.331
11	0.0963	47	0.4348	83	0.8847	119	1.697	155	4.510
12	0.1051	48	0.4452	84	0.9004	120	1.732	156	4.704
13	0.1139	49	0.4557	85	0.9163	121	1.767	157	4.915
14	0.1228	50	0.4663	86	0.9324	122	1.804	158	5.144
15	0.1316	51	0.4769	87	0.9489	123	1.841	159	5.399
16	0.1405	52	0.4877	88	0.9656	124	1.880	160	5.671
17	0.1494	53	0.4985	89	0.9827	125	1.921	161	5.975
18	0.1583	54	0.5095	90	1.000	126	1.962	162	6.313
19	0.1673	55	0.5205	91	1.017	127	2.005	163	6.691
20	0.1763	56	0.5317	92	1.035	128	2.050	164	7.115
21	0.1853	57	0.5429	93	1.053	129	2.096	165	7.595
22	0.1943	58	0.5543	94	1.072	130	2.144	166	8.144
23	0.2034	59	0.5657	95	1.091	131	2.194	167	8.776
24	0.2125	60	0.5773	96	1.110	132	2.246	168	9.514
25	0.2216	61	0.5890	97	1-130	133	2.299	169	10.38
26	0.2308	62	0.6008	98	1.150	134	2.355	170	11.43
27	0.2400	63	0.6128	99	1.170	135	2.414	171	12.70
28	0.2493	64	0.6248	100	1.191	136	2.475	172	14.30
29	0.2586	65	0.6370	101	1.213	137	2.538	173	16.35
30	0.2679	66	0.6494	102	1.234	138	2.605	174	19.08
31	0.2773	67	0.6618	103	1.257	139	2.674	175	22.90
32	0.2867	68	0.6745	104	1.279	140	2.747	176	26.63
33	0.2962	69	0.6872	105	1.303	141	2.823	177	38.18
34	0.3057	70	0.7002	106	1.327	142	2.904	178	57.29
35	0.3153	71	0.7132	107	1.351	143	2.988	179	114.59
36	0.3249	72	0.7265	108	1.376	144	3.077	180	Inf.

(2) Le matériau utilisé pour la majorité des rivets à tige pleine est l'alliage d'aluminium. Les conditions de résistance et de trempe des rivets en alliage d'aluminium sont identifiées par des chiffres et des lettres similaires à ceux utilisés pour identifier les tôles. Les rivets 1100, 2017-T, 2024-T, 2117-T et 5056 sont les six qualités habituellement disponibles. Les rivets pleins pour avions de type AN peuvent être identifiés par des marques de code sur les têtes de rivet. Un rivet fait de matériau 1100 est désigné comme un rivet « A », et n'a pas de marquage de tête. Le rivet en alliage 2017-T est désigné comme un rivet « D » et a une tétine surélevée sur la tête. Deux tirets sur la tête d'un rivet indiquent un alliage 2024-T désigné comme un rivet « DD ». Le rivet 2117-T est désigné comme un rivet « AD » et présente une fossette sur la tête. La désignation « B » est donnée à un rivet de matériau 5056 et est marquée d'une croix en relief sur la tête du rivet.

Chaque type de rivet est identifié par un numéro de pièce pour permettre à l'utilisateur de sélectionner le rivet correct. Les numéros sont en série et chaque série représente un type de tête particulier. (Voir la figure 4-4 et le tableau 4-8).

(3) Un exemple de marquage d'identification du rivet.

MS 20470AD3-5	Référence complète
MS	Numéro de la norme militaire
20470	Rivet à tête universelle
AD	alliage d'aluminium 2117-T
3	diamètre, ici 3/32e"
5	longueur, ici 5/16e"

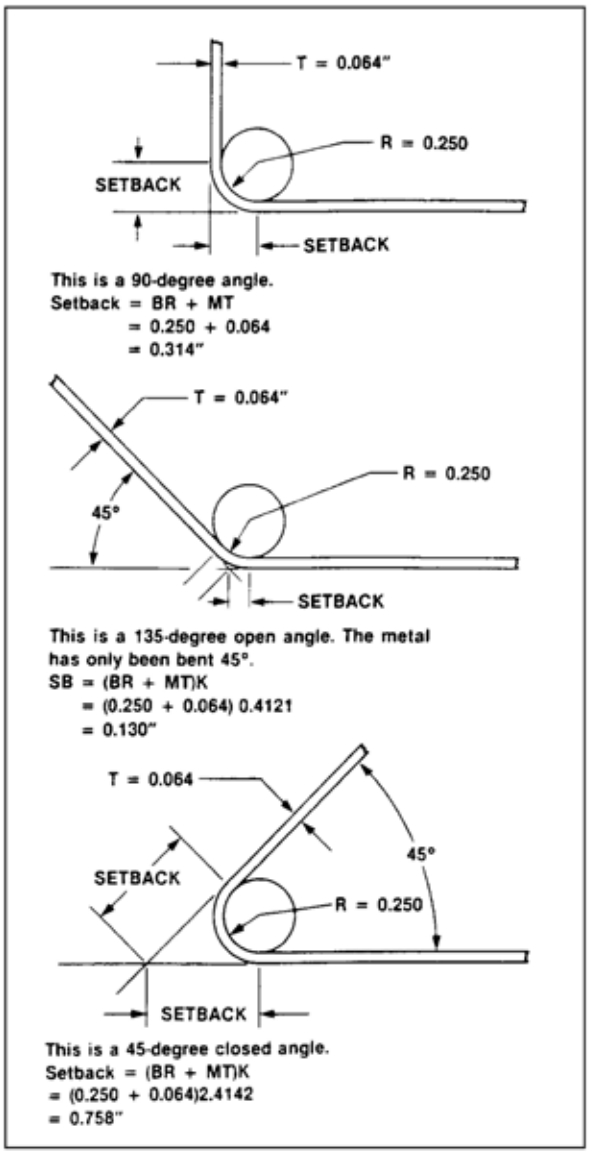
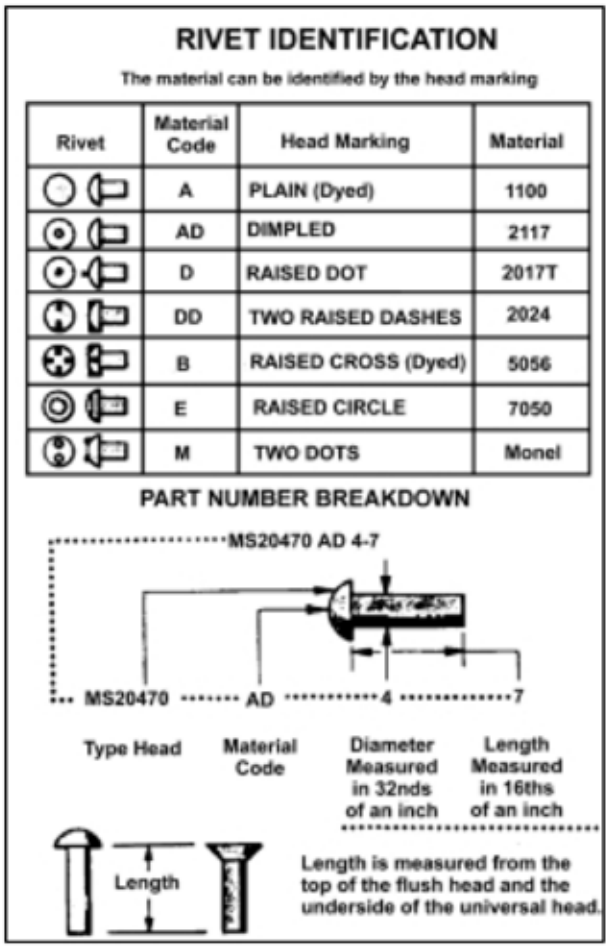


FIGURE 4-3. Methods of determining setback for bends other than 90 degree.

(4) Countersunk head rivets (MS20426 supersedes AN426 100-degree) are used where a smooth finish is desired. The 100-degree countersunk head has been adopted as the standard in the United States. The universal head rivet (AN470 superseded by MS20470) has been adopted as the standard for protruding-head rivets, and may be used as a replacement for the roundhead, flathead, and brazier head rivet. These rivets can also be purchased in half sizes by designating a "0.5" after the main length (i.e., MS20470 AD4-3.5).



Rivet	Material Code	Head Marking	Material
	A	PLAIN (Dyed)	1100
	AD	DIMPLED	2117
	D	RAISED DOT	2017T
	DD	TWO RAISED DASHES	2024
	B	RAISED CROSS (Dyed)	5056
	E	RAISED CIRCLE	7050
	M	TWO DOTS	Monel

FIGURE 4-4. Rivet identification and part number breakdown.

b. Replace rivets with those of the same size and strength whenever possible. If the rivet hole becomes enlarged, deformed, or otherwise damaged; drill or ream the hole for the next larger size rivet. However, make sure that the edge distance and spacing is not less than minimums listed in the next paragraph. Rivets may not be replaced by a type having lower strength properties, unless the lower strength is adequately compensated by an increase in size or a greater number of rivets. It is acceptable to replace 2017 rivets of 3/16 inch diameter or less, and 2024 rivets of 5/32 inch diameter or less with 2117 rivets for general repairs, provided the replacement rivets are 1/32 inch greater in diameter than the rivets they replace.

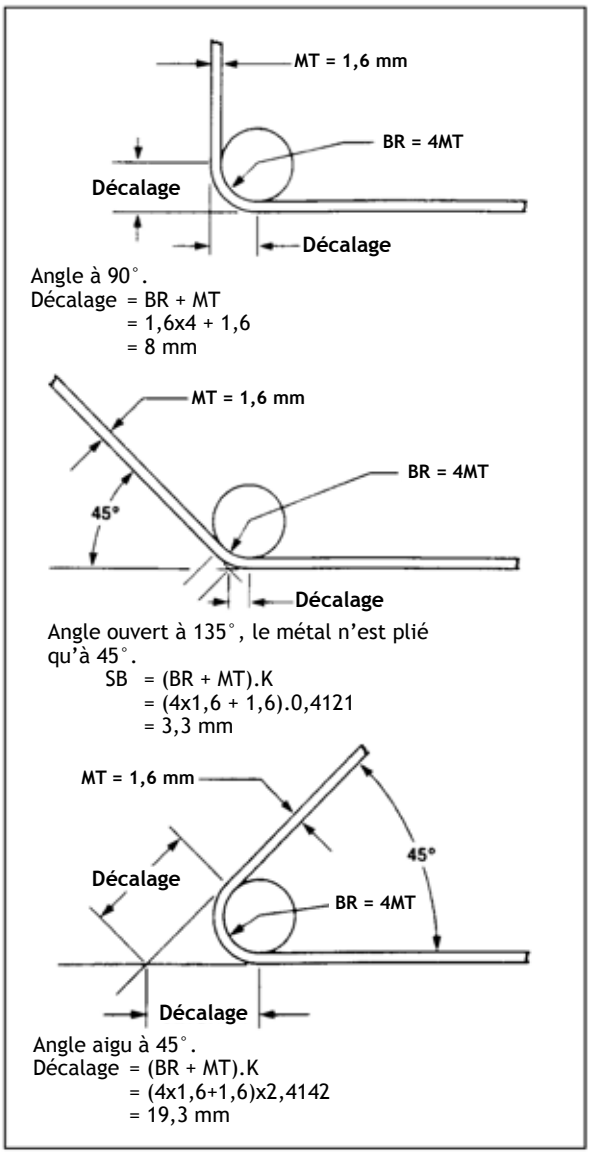
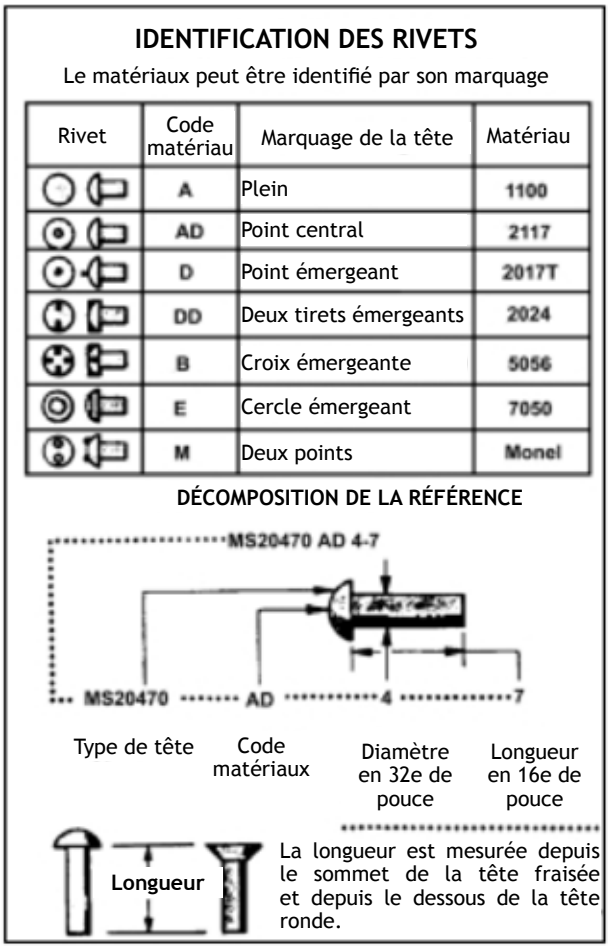


FIGURE 4-3. Méthodes de détermination du décalage pour les pliages autres que ceux à 90 degrés.

(4) Les rivets à tête fraisée (MS20426 remplace AN426 100 degrés) sont utilisés lorsqu'une finition lisse est souhaitée. La tête fraisée à 100 degrés a été adoptée comme norme aux États-Unis. Le rivet à tête universelle (AN470 remplacé par MS20470) a été adopté comme norme pour les rivets à tête saillante, et peut être utilisé en remplacement du rivet à tête ronde, à tête plate et à tête de chaudronnier. Ces rivets peuvent également être achetés en demi-tailles en désignant un « 0,5 » après la longueur principale (c'est-à-dire MS20470 AD4-3,5).



IDENTIFICATION DES RIVETS

Le matériaux peut être identifié par son marquage

Rivet	Code matériau	Marquage de la tête	Matériau
	A	Plein	1100
	AD	Point central	2117
	D	Point émergeant	2017T
	DD	Deux tirets émergeants	2024
	B	Croix émergeante	5056
	E	Cercle émergeant	7050
	M	Deux points	Monel

DÉCOMPOSITION DE LA RÉFÉRENCE

FIGURE 4-4. Identification des rivets et ventilation des numéros de pièces.

b. Remplacez les rivets par des rivets de même taille et de même résistance chaque fois que cela est possible. Si le trou du rivet s'élargit, se déforme ou est endommagé d'une autre manière, forez ou alésez le trou pour le rivet de taille supérieure suivant. Toutefois, assurez-vous que la distance et l'espacement des bords ne sont pas inférieurs aux minimums indiqués dans le paragraphe suivant. Les rivets ne peuvent pas être remplacés par un type ayant des propriétés de résistance inférieures, à moins que la résistance inférieure ne soit compensée de manière adéquate par une augmentation de la taille ou un plus grand nombre de rivets. Il est acceptable de remplacer des rivets en 2017 de 4,8 mm de diamètre ou moins, et des rivets en 2024 de 4 mm de diamètre ou moins par des rivets en 2117 pour des réparations générales, à condition que les rivets de remplacement aient un diamètre supérieur de 0,8 mm à celui des rivets qu'ils remplacent.

TABLE 4-8. Aircraft rivet identification.

Material	1100	2117T	2017T	2017T-HD	2024T	5056T	7075-T73
Head Marking	Plain	Dimpled	Raised Dot	Raised Dot	Raised Double Dash	Raised Cross	Three Raised Dashes
AN Material Code	A	AD	D	D	DD	B	
AN425 78▪ Counter-Sunk Head	X	X	X	X	X		X
AN426 100▪ Counter-Sunk Head MS20426	X	X	X	X	X	X	X
AN427 100▪ Counter-Sunk Head MS20427							
AN430 Round Head MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN435 Round Head MS20613 MS20615							
AN 441 Flat Head							
AN 442 Flat Head MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN 455 Brazier Head MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN 456 Brazier Head MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN 470 Universal Head MS20470	X	X	X	X	X	X	X
Heat Treat Before Using	No	No	Yes	No	Yes	No	No
Shear Strength psi	10000	30000	34000	38000	41000	27000	
Bearing Strength psi	25000	100000	113000	126000	136000	90000	

Tableau 4-8. Identification des rivets aviation.

Matériau	1100	2117T	2017T	2017T-HD	2024T	5056T	7075-T73
Marquage de la tête	Pleine	Point unique	Point émergeant	Point émergeant	Deux tirets	Croix émergeante	Trois tirets
AN Code matériau	A	AD	D	D	DD	B	
AN425 78▪ Tête fraisée	X	X	X	X	X		X
AN426 100▪ Tête fraisée MS20426	X	X	X	X	X	X	X
AN427 100▪ Tête fraisée MS20427							
AN430 Tête bombée MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN435 Tête bombée MS20613 MS20615							
AN 441 Tête plate							
AN 442 Tête plate MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN 455 Tête chaudronnier MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN 456 Tête chaudronnier MS20470	X	X	X	X	X	X	X
AN 470 Tête universelle MS20470	X	X	X	X	X	X	X
Traitement thermique avant usage	NON	NON	OUI	NON	OUI	NON	NON
Résistance en cisaillement psi	10000	30000	34000	38000	41000	27000	
Résistance en appui psi	25000	100000	113000	126000	136000	90000	

TABLE 4-8. Aircraft rivet identification. (continued)

Material	Carbon Steel	Corrosion-Resistant Steel	Copper	Monel	Monel Nickel-Copper Alloy	Brass	Titanium
Head Marking	Recessed Triangle	Recessed Dash	Plain	Plain	Recessed Double Dots	Plain	Recessed Large and Small Dot
AN Material Code		F	C	M	C		
AN425 78° Counter-Sunk Head							
AN426 100° Counter-Sunk Head MS20426							MS 20426
AN427 100° Counter-Sunk Head MS20427	X	X	X	X			
AN430 Round Head MS20470							
AN435 Round Head MS20613 MS20615	X MS20613	X MS20613	X		X MS20615	X MS20615	
AN 441 Flat Head	X		X	X			X
AN 442 Flat Head MS20470							
AN 455 Brazier Head MS20470							
AN 456 Brazier Head MS20470							
AN 470 Universal Head MS20470							
Heat Treat Before Using	No	No	No	No	No	No	No
Shear Strength psi	35000	65000	23000	49000	49000		95000
Bearing Strength psi	90000	90000					

Tableau 4-8. Identification des rivets aviation. (suite)

Matériau	Acier au carbone	Acier anticorro-sion	Cuivre	Monel	Monel alliage nickel cuivre	Laiton	Titane
Marquage de la tête	Triangle encastré	Tiret encastré	Pleine	Pleine	Double point encastré	Pleine	Petit et gros point encastré
AN Code matériau		F	C	M	C		
AN425 78▪ Tête fraisée							
AN426 100▪ Tête fraisée **MS20426**							MS 20426
AN427 100▪ Tête fraisée **MS20427**	X	X	X	X			
AN430 Tête bombée **MS20470**							
AN435 Tête bombée **MS20613** **MS20615**	X MS20613	X MS20613	X		X MS20615	X MS20615	
AN 441 Tête plate	X		X	X			X
AN 442 Tête plate **MS20470**							
AN 455 Tête chaudronnier **MS20470**							
AN 456 Tête chaudronnier **MS20470**							
AN 470 Tête universelle **MS20470**							
Traitement thermique avant usage	NON	NON	NON	NON	NON	NON	NON
Résistance en cisaillement psi	35000	65000	23000	49000	49000		95000
Résistance en appui psi	90000	90000					

c. Rivet edge distance is defined as the distance from the center of the rivet hole to the nearest edge of the sheet. Rivet spacing is the distance from the center of the rivet hole to the center of the adjacent rivet hole. Unless structural deficiencies are suspected, the rivet spacing and edge distance should duplicate those of the original aircraft structure. If structural deficiencies are suspected, the following may be used in determining minimum edge distance and rivet spacing.

(1) For single row rivets, the edge distance should not be less than 2 times the diameter of the rivet and spacing should not be less than 3 times the diameter of the rivet.

(2) For double row rivets, the edge distance and spacing should not be less than the minimums shown in figure 4-5.

(3) For triple or multiple row rivets, the edge distance and spacing should not be less than the minimums shown in figure 4-5.

d. The 2117 rivets may be driven in the condition received, but 2017 rivets above 3/16 inch in diameter and all 2024 rivets are to be kept packed in dry ice or refrigerated in the "quenched" condition until driven, or be reheat treated just prior to driving, as they would otherwise be too hard for satisfactory riveting. Dimensions for formed rivet heads are shown in figure 4-6(a), together with commonly found rivet imperfections.

e. When solid shank rivets are impractical to use, then special fasteners are used. Special fastening systems used for aircraft construction and repair are divided into two types, special and blind fasteners. Special fasteners are sometimes designed for a specific purpose in an aircraft structure. The name "special fasteners" refers to its job requirement and the tooling needed for installation. Use of special fasteners may require an FAA field approval.

f. Blind rivets are used under certain conditions when there is access to only one side of the structure. Typically, the locking characteristics of a blind rivet are not as good as a driven rivet. Therefore, blind rivets are usually not used when driven rivets can be installed.

Blind rivets shall not be used:

(1) in fluid-tight areas;

(2) on aircraft in air intake areas where rivet parts may be ingested by the engine, on aircraft control surfaces, hinges, hinge brackets, flight control actuating systems, wing attachment fittings, landing gear fittings, on floats or amphibian hulls below the water level, or other heavily-stressed locations on the aircraft;

CAUTION: For metal repairs to the airframe, the use of blind rivets must be specifically authorized by the airframe manufacturer or approved by a representative of the FAA.

(3) Self plugging friction-lock cherry rivets. This patented rivet may be installed when there is access to only one side of the structure. The blind head is formed by pulling the tapered stem into the hollow shank. This swells the shank and clamps the skins tightly together. When the shank is fully upset, the stem pulls in two. The stem does not fracture flush with the rivet head and must be trimmed and filed flush for the installation to be complete. Because of the friction-locking stem, these rivets are very sensitive to vibrations. Inspection is visual, with a loose rivet standing out in the standard "smoking rivet" pattern. Removal consists of punching out the friction-

c. La distance du bord du rivet est définie comme la distance entre le centre du trou du rivet et le bord le plus proche de la feuille. L'espacement des rivets est la distance entre le centre du trou de rivet et le centre du trou de rivet adjacent. À moins que l'on ne suspecte des défauts structurels, l'espacement des rivets et la distance au bord doivent être identiques à ceux de la structure originale de l'avion. Si l'on suspecte des déficiences structurelles, les éléments suivants peuvent être utilisés pour déterminer la distance minimale entre les bords et l'espacement des rivets.

(1) Pour les rivets à une rangée, la distance au bord ne doit pas être inférieure à deux fois le diamètre du rivet et l'espacement ne doit pas être inférieur à trois fois le diamètre du rivet.

(2) Pour les rivets à double rangée, l'espacement et la distance aux bords ne doivent pas être inférieurs aux minimums indiqués dans la figure 4-5.

(3) Pour les rivets à trois ou plusieurs rangées, l'espacement et la distance aux bords ne doivent pas être inférieurs aux minimums indiqués dans la figure 4-5.

d. Les rivets en 2117 peuvent être enfoncés dans l'état reçu, mais les rivets en 2017 d'un diamètre supérieur à 4,8 mm et tous les rivets en 2024 doivent être conservés emballés dans de la glace sèche[1] ou réfrigérés à l'état « trempé » jusqu'à leur mise en place, ou être traités à nouveau juste avant leur installation, car ils seraient autrement trop durs pour un rivetage satisfaisant. Les dimensions des têtes de rivets formées sont indiquées à la figure 4-6(a), ainsi que les imperfections les plus courantes des rivets.

e. Lorsque les rivets à tige pleine ne sont pas pratiques à utiliser, on utilise des fixations spéciales. Les systèmes de fixation spéciaux utilisés pour la construction et la réparation d'avions sont divisés en deux types, les fixations spéciales et les fixations aveugles. Les fixations spéciales sont parfois conçues pour un usage spécifique dans la structure d'un avion. Le nom « fixations spéciales » fait référence à l'exigence du travail et à l'outillage nécessaire pour l'installation. L'utilisation des fixations spéciales peuvent nécessiter une approbation de la FAA sur le terrain.

1 NdT : La glace sèche est la forme solide du dioxyde de carbone.

f. Les rivets aveugles sont utilisés dans certaines conditions lorsqu'il n'y a accès qu'à un seul côté de la structure. En général, les caractéristiques de serrage d'un rivet aveugle ne sont pas aussi bonnes que celles d'un rivet embouti. Par conséquent, les rivets aveugles ne sont généralement pas utilisés lorsque des rivets emboutis peuvent être installés.

Les rivets aveugles ne doivent pas être utilisés :

(1) dans les zones étanches[2] ;

(2) sur les aéronefs dans les zones d'admission d'air où les pièces rivetées peuvent être ingérées par le moteur, sur les gouvernes, les charnières, les supports de charnière, les systèmes d'actionnement des commandes de vol, les accessoires de fixation des ailes, les accessoires du train d'atterrissage, sur les flotteurs ou les coques d'amphibiens sous le niveau de l'eau, ou à d'autres endroits fortement sollicités de l'aéronef ;

ATTENTION : Pour les réparations métalliques de la cellule, l'utilisation de rivets aveugles doit être spécifiquement autorisée par le constructeur de la cellule ou approuvée par un représentant de la FAA.

(3) Rivets auto-obturateurs à friction (Cherry). Ce rivet breveté peut être installé lorsqu'il n'y a accès qu'à un seul côté de la structure. La tête aveugle est formée en tirant la tige conique dans la tige creuse. Cela fait gonfler la tige et serre les revêtements ensemble. Lorsque la tige est complètement renflée, elle casse en deux. La tige ne se fracture pas au ras de la tête du rivet et doit être coupée et limée à ras pour que l'installation soit complète. En raison de la fixation par friction, ces rivets sont très sensibles aux vibrations. L'inspection est visuelle, avec un rivet desserré se détachant de type « rivet fumant »[3].

2 NdT : Il existe des rivets aveugles spéciaux pour les zones étanches. Leur particularité est qu'ils n'ont pas une tige traversante.

3 NdT : Dans le jargon des mécaniciens, un « rivet fumant » est un rivet desserré ou en position dont les vibrations provoquent une strie noire à l'arrière. Les rivets fumants peuvent être acceptés pour un service continu pendant de courtes périodes dans les conditions limitées décrites dans le manuel de réparation de la structure de l'avion.

locked stem and then treating it like any other rivet. (See figure 4-7.)

(4) Mechanical-lock rivets have a device on the puller or rivet head which locks the center stem into place when installed. Many friction-lock rivet center stems fall out due to vibrations; this in turn, greatly reduces its shear strength. The mechanical-lock rivet was developed to prevent that problem. Various manufacturers make mechanical-lock fasteners such as: Bulbed Cherrylock, CherryMax, Olympic-Loks, and Huck-Loks.

Le démontage consiste à poinçonner la tige à friction et à la traiter comme n'importe quel autre rivet. (Voir figure 4-7.)

(4) Les rivets à verrouillage mécanique comportent un dispositif sur l'extracteur ou la tête du rivet qui verrouille la tige centrale en place lors de la pose. De nombreuses tiges centrales de rivets à blocage par friction tombent en raison des vibrations, ce qui réduit considérablement leur résistance au cisaillement. Le rivet à blocage mécanique a été développé pour éviter ce problème. Différents fabricants fabriquent des rivets à blocage mécanique tels que Bulbed Cherrylock, CherryMax, Olympic-Loks et Huck-Loks.

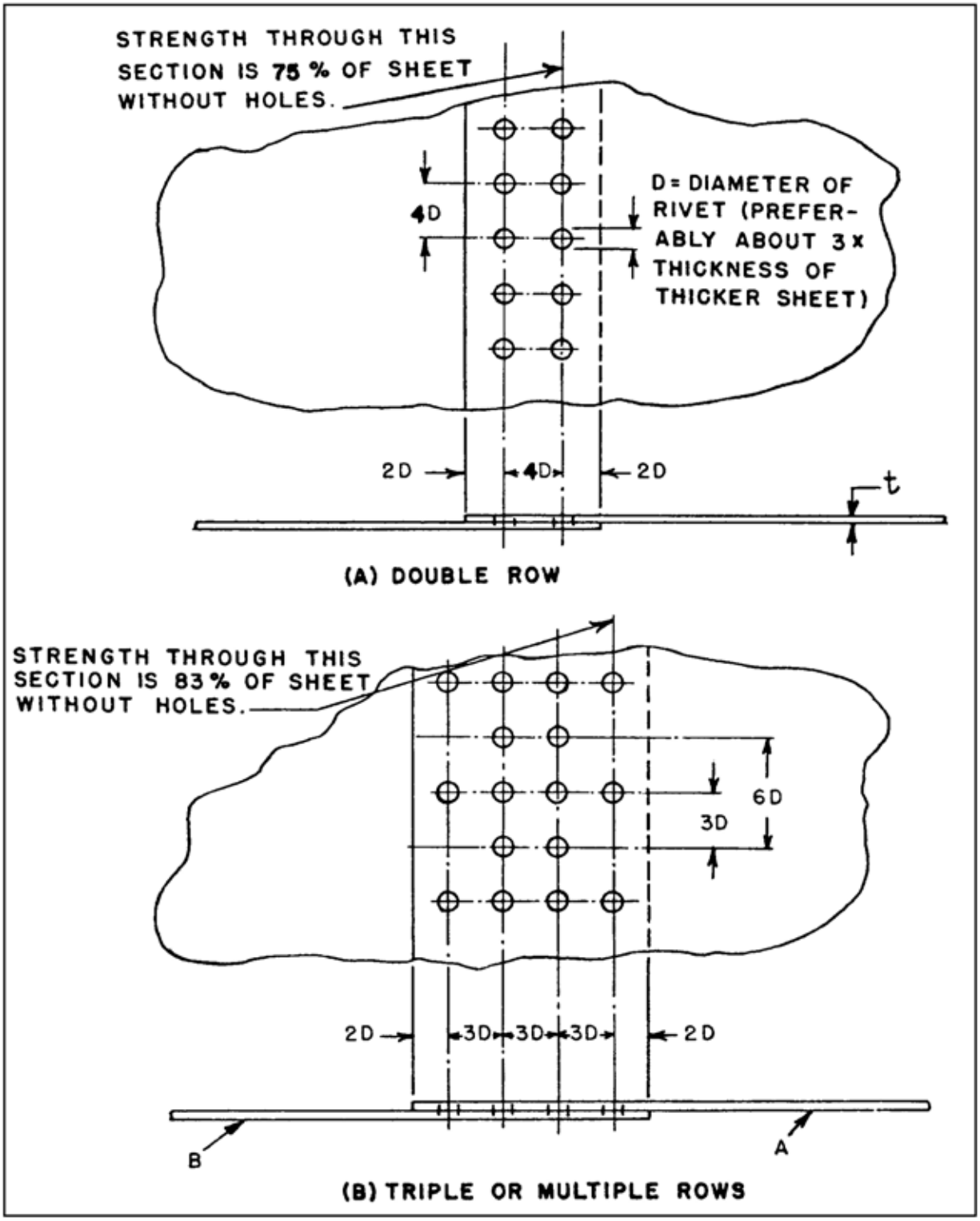


FIGURE 4-5. Rivet hole spacing and edge distance for single-lap sheet splices.

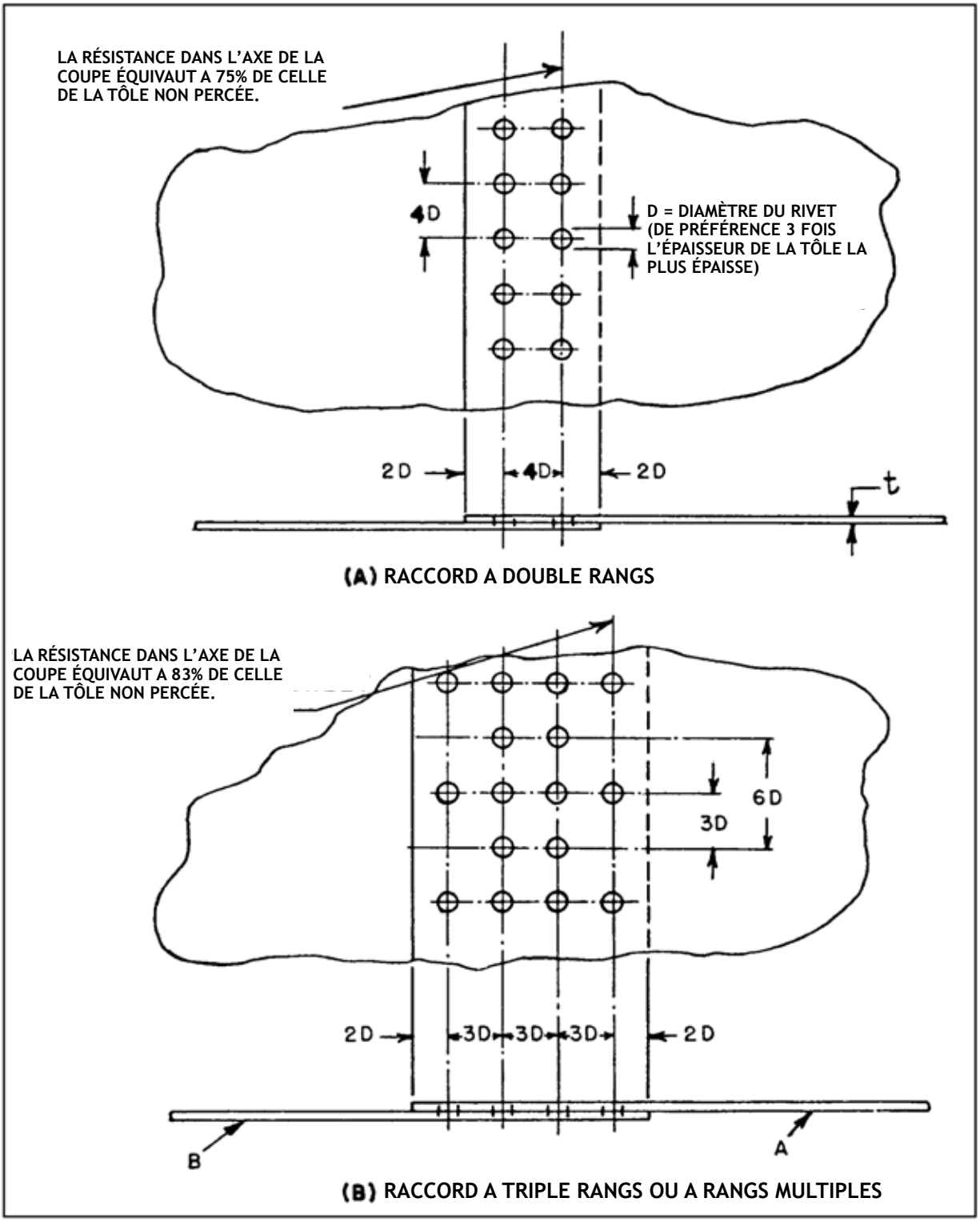


Figure 4-5. Espacement des trous de rivet et distance au bord pour les jonctions de tôles à recouvrement unique

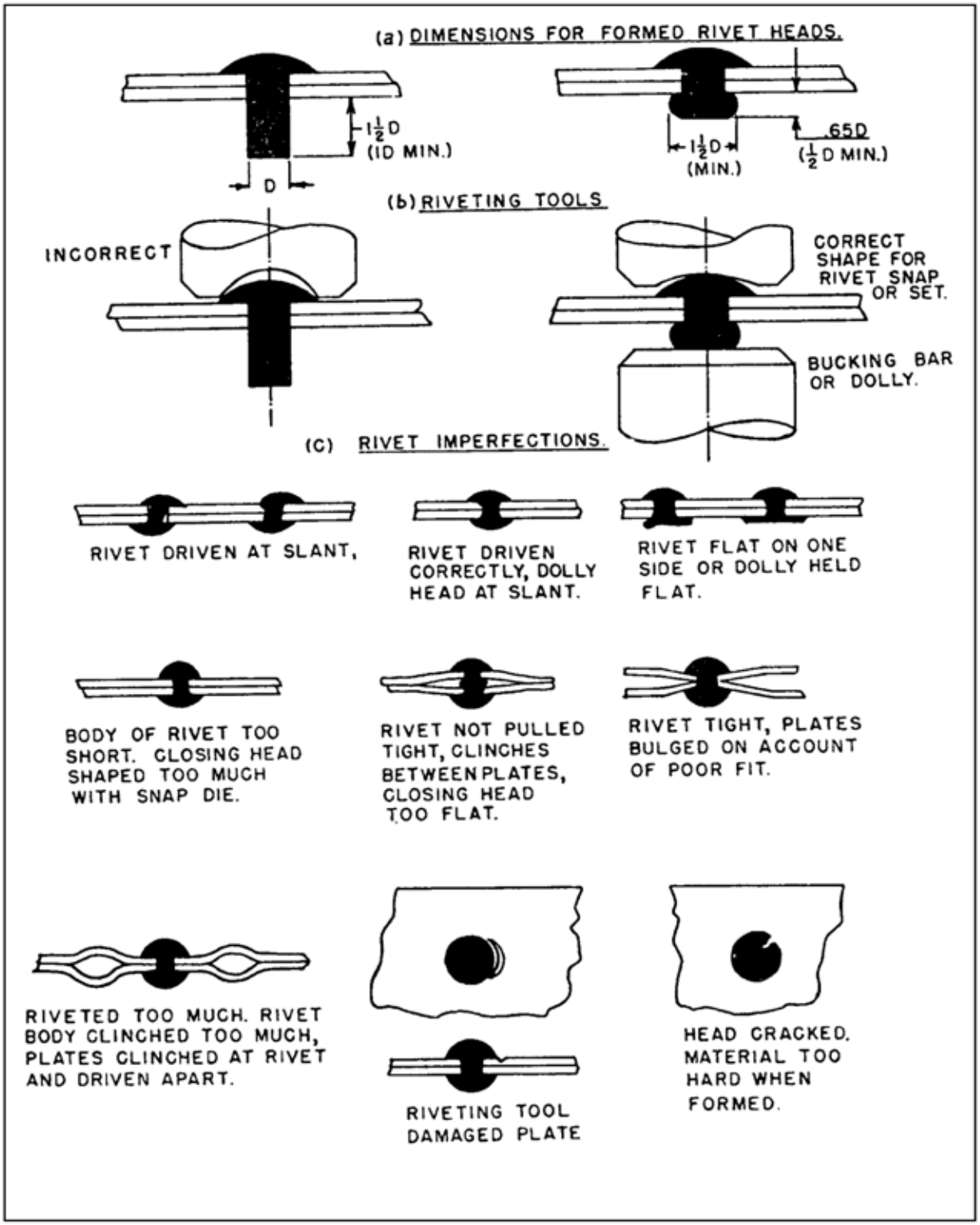


FIGURE 4-6. Riveting practice and rivet imperfections.

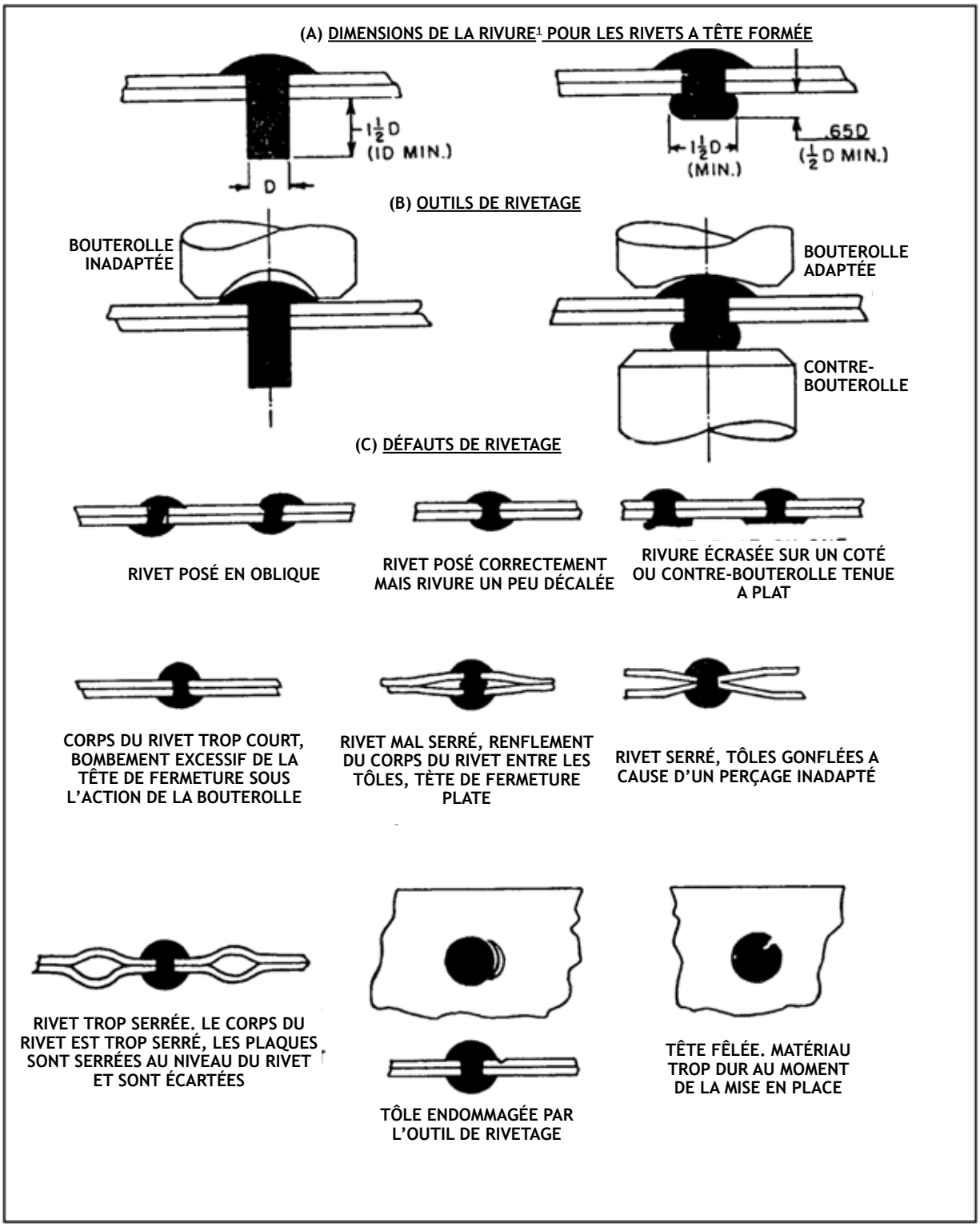


Figure 4-6. Mise en place des rivets et ses défauts.

1 NdT : Rivure = Opération qui consiste à aplatir l'extrémité opposée à la tête d'un rivet.

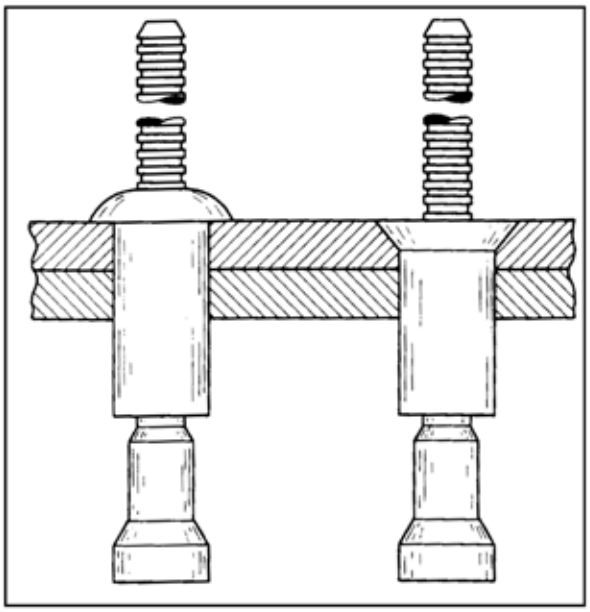


FIGURE 4-7. Self plugging friction-lock Cherry rivets.

(5) Bulbed Cherrylock Rivets. One of the earlier types of mechanical-lock rivets developed were Bulbed Cherrylock blind rivets. These blind rivets have as their main advantage the ability to replace a solid shank rivet size for size. (See figure 4-8.)

(a) A Bulbed Cherrylock consists of three parts; a rivet shell, a puller, and a lockring. The puller or stem has five features which are activated during installation; a header, shank expanding section, lockring indent, weak or stem fracture point, and a serrated pulling stem. Carried on the pulling stem, near the manufactured head, is the stem lockring. When the rivet is pulled the action of the moving stem clamps together the sheets of metal and swells the shank to fill the drilled hole. When the stem reaches its preset limit of travel, the upper stem breaks away (just above the lockring) as the lockring snaps into the recess on the locking stem. The rough end of the retained stem in the center on the manufactured head must never be filed smooth, because it will weaken the strength of the lockring and the center stem could fall out. (See figure 4-8.)

(b) The Bulbed Cherrylock rivets are available in two head styles: universal and 100° countersunk. Their lengths are measured in increments of 1/16 inch. It is important to select a rivet with a length related to the grip length of the metal being joined.

(c) The Bulbed Cherrylock rivet can be installed using a G35 cherry rivet hand puller or a pneumatic Bulbed Cherrylock pulling tool.

(6) The CherryMax (see figure 4-9) rivet uses one tool to install three standard rivet diameters and their oversize counterparts. This makes the use of CherryMax rivets very popular with many small general aviation repair shops. CherryMax rivets are available in four nominal diameters 1/8, 5/32, 3/16, and 1/4 inch and three oversized diameters. CherryMax rivets are manufactured with two head styles, universal and countersunk. The CherryMax rivets consists of five parts; bulbed blind header, hollow rivet shell, locking (foil) collar, driving anvil, and pulling stem. The blind bulbed header takes up the extended shank and forms the bucktail on a CherryMax rivet stem. Rivet sleeves are made from 5056 aluminum, monel, and INCO 600. The stems are made from alloy steel, CRES, and INCO X-750 stem. CherryMax rivets have an ultimate shear strength ranging from 50 KSI to 75 KSI.

(7) An Olympic-Lok (see figure 4-10) rivet is a light three-piece mechanically locked, spindle-type blind rivet. It carries its stem lock integral to the manufactured head. While installing, the lockring is pressed into a groove on the pulling stem just as the rivet completes drawing the metal together. After installation is completed, never file the stem of an Olympic-Lok rivet, because it will weaken the lockring attachment. The Olympic-Lok fastener is available in three head styles:

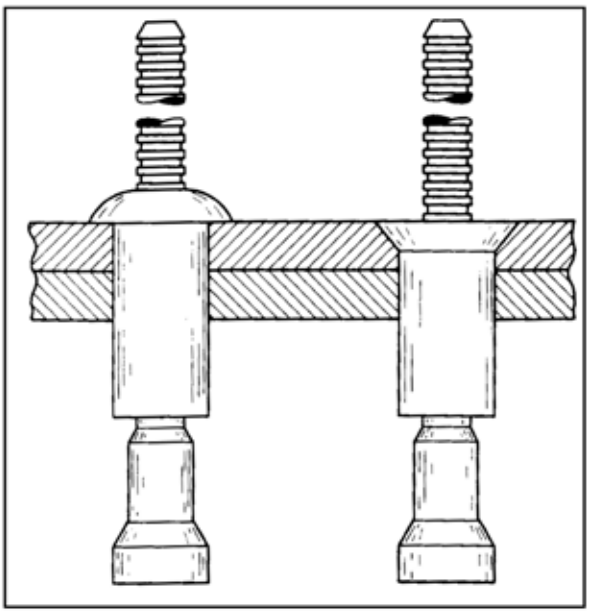


FIGURE 4-7. Rivets Cherry à friction auto-obturateurs.

(5) Rivets Cherrylock à bulbe. Les rivets aveugles « Bulbed Cherrylock » sont l'un des premiers types de rivets à verrouillage mécanique mis au point. Ces rivets aveugles ont pour principal avantage de pouvoir remplacer un rivet à tige pleine à l'équivalent. (Voir figure 4-8).

(a) Un rivet « Bulbed Cherrylock » se compose de trois parties : une coquille de rivet, un arracheur et un anneau de verrouillage. L'extracteur ou tige possède cinq caractéristiques qui sont activées lors de l'installation : une tête, une section d'expansion de la tige, une entaille dans l'anneau de verrouillage, un point faible ou de rupture de la tige, et une tige dentelée pour l'extraction. La tige d'extraction, près de la tête de fabrication, porte l'anneau de verrouillage de la tige. Lorsque le rivet est tiré, l'action de la tige mobile serre les tôles l'une contre l'autre et fait gonfler la tige pour remplir le trou foré. Lorsque la tige atteint sa limite de course préréglée, la tige supérieure se détache (juste au-dessus de la bague de verrouillage) lorsque la bague de verrouillage s'encliquette dans l'évidement de la tige de verrouillage. L'extrémité rugueuse de la tige retenue au centre de la tête fabriquée ne doit jamais être limée, car elle affaiblirait la force de l'anneau de blocage et la tige centrale pourrait tomber. (Voir la figure 4-8).

(b) Les rivets « Bulbed Cherrylock » sont disponibles en deux styles de tête : universelle et 100° fraisée. Leurs longueurs sont mesurées par incréments de 1/16 de pouce (1,6 mm). Il est important de choisir un rivet dont la longueur est en rapport avec la longueur de prise du métal raccordé.

(c) Le rivet « Bulbed Cherrylock » peut être installé à l'aide d'une tireuse manuelle G35 ou d'un outil pneumatique « Bulbed Cherrylock ».

(6) Le rivet CherryMax (voir figure 4-9) utilise un outil pour installer trois diamètres de rivet standard et leurs homologues surdimensionnés. Cela rend l'utilisation des rivets CherryMax très populaire auprès de nombreux petits ateliers de réparation de l'aviation générale. Les rivets CherryMax sont disponibles en quatre diamètres nominaux 1/8, 5/32, 3/16 et 1/4 de pouce (soit 3,2 / 4 / 4,8 / 6,4 mm) et trois diamètres surdimensionnés. Les rivets CherryMax sont fabriqués avec deux styles de tête, universelle et fraisée. Les rivets CherryMax se composent de cinq parties : tête aveugle bombée, enveloppe creuse du rivet, collier de verrouillage (foil), enclume d'entraînement et tige de traction. La tête aveugle à bulbe reprend la tige allongée et forme une tige crénelée de rivet CherryMax. Les manchons de rivet sont fabriqués en aluminium 5056, en monel et en INCO 600. Les tiges sont en acier allié, CRES, et INCO X-750. Les rivets CherryMax ont une résistance ultime au cisaillement allant de 50 KSI[1] à 75 KSI (345 à 517 MPa).

(7) Un rivet Olympic-Lok (voir figure 4-10) est un rivet aveugle léger en trois parties, verrouillé mécaniquement, de type broche. Il porte son verrou de tige intégré à la tête fabriquée. Lors de l'installation, la bague de verrouillage est pressée dans une rainure de la tige de traction au moment où le rivet termine l'assemblage du métal. Une fois l'installation terminée, ne limez jamais la tige d'un rivet Olympic-Lok, car cela affaiblirait la fixation de la bague de verrouillage.

1 NdT : Le ksi, pour kilopound per square inch, est une unité anglo-saxonne valant mille psi. Elle n'est pas utilisée en aéronautique mais est commune en science des matériaux, pour exprimer les pressions interstitielles. (1 ksi = 6,9 MPa)

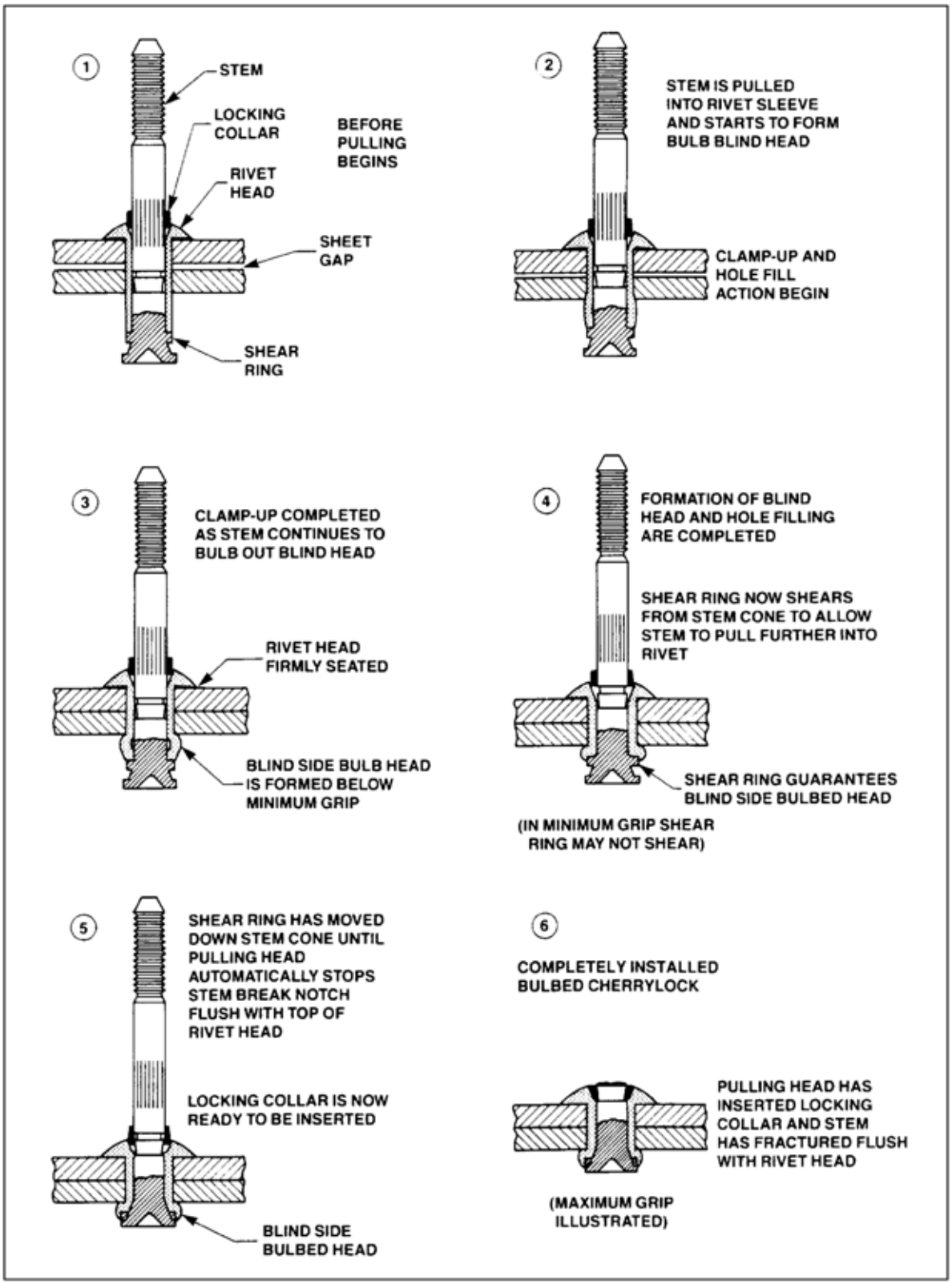


FIGURE 4-8. Mechanical-lock (Bulbed Cherrylock) Cherry rivet.

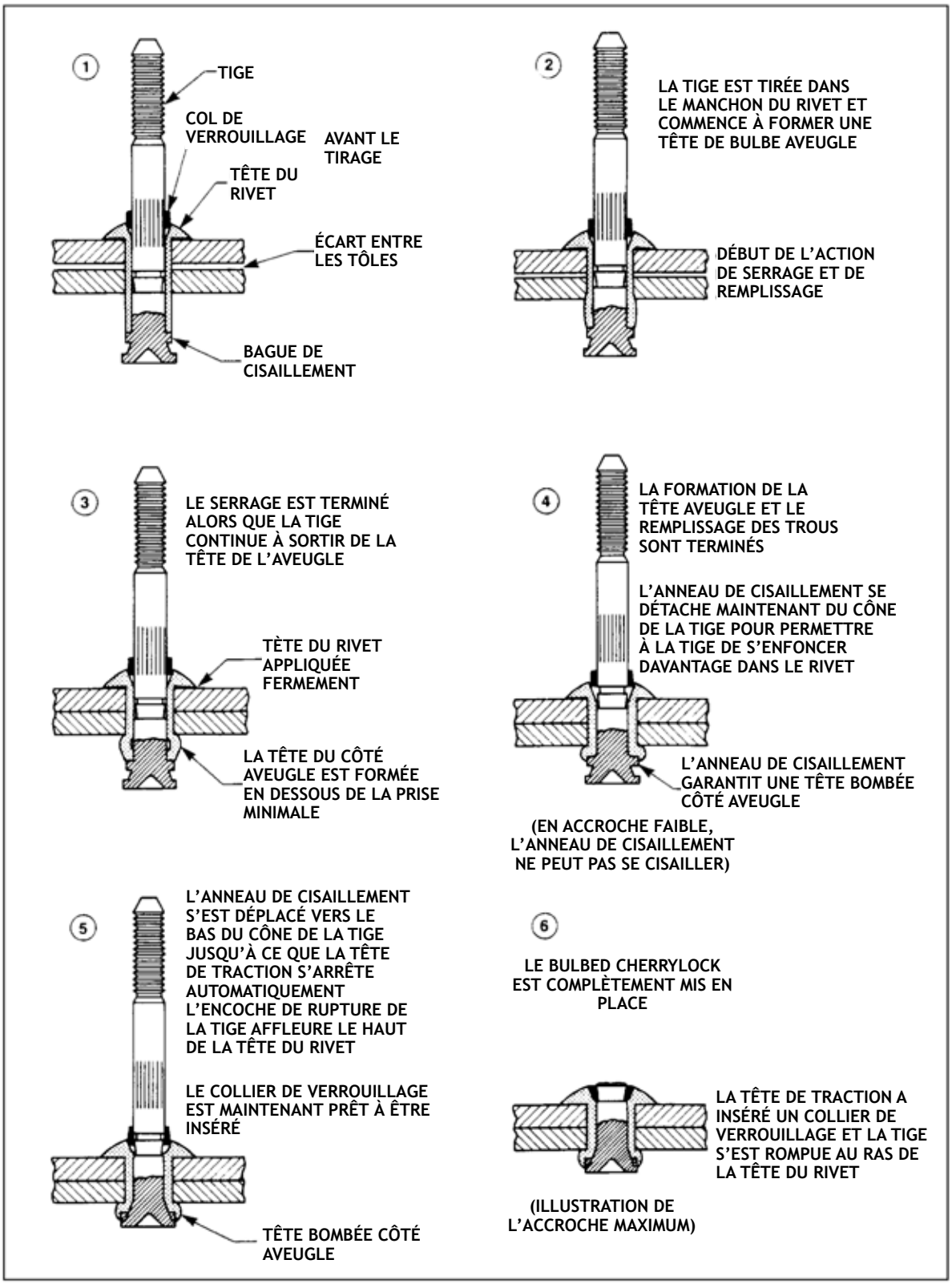


Figure 4-8. Verrouillage mécanique (Bulbed Cherrylock) d'un rivet de type Cherry.

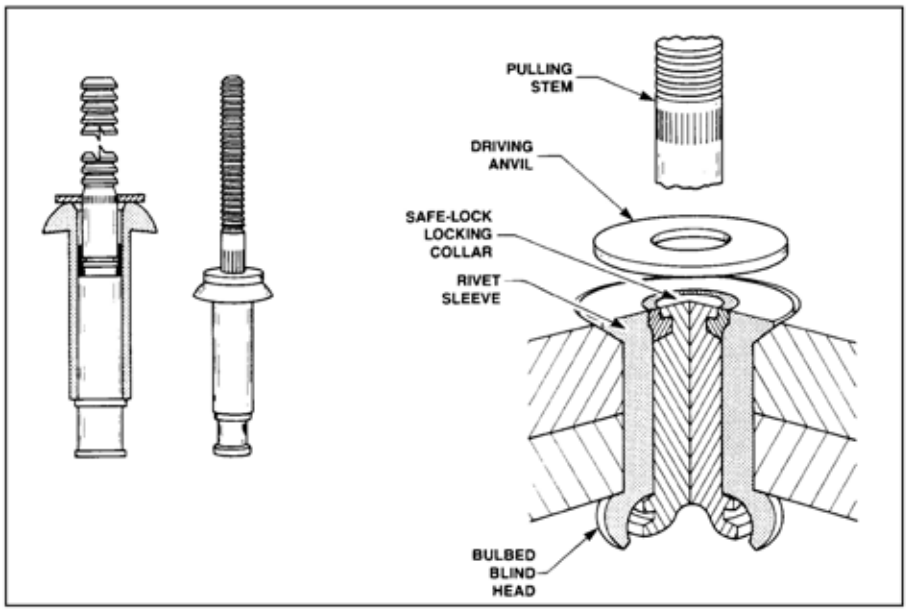


FIGURE 4-9. CherryMax rivet.

universal protruding, 100-degree flush countersink, and 100-degree flush shear; and three diameters 1/8, 5/32, and 3/16 inch. The three diameters are available in eight different alloy combinations of 2017-T4, A-286, 5056, and monel. Olympic-Lok lock spindles are made from the same material as the sleeves.

(8) Huck rivets (see figure 4-11) are available in two head styles, protruding and flush. They are available in four diameters 1/8, 5/32, 3/16, and 1/4 inch. Their diameters are measured in increments of 1/32 inch and lengths are measured in 1/16 inch increments. They are manufactured in three different combinations of alloys: 5056 aluminum sleeve with 2024 aluminum alloy pin, A-286 corrosion-resistant steel sleeve with an A-286 pin, and a monel 400 sleeve with an A-286 pin. The Huck fastener has the ability to tightly draw-up two or more sheets of metal together while being installed. After the take-up of the Huck fastener is completed, the lockring is squeezed into a groove on the pulling stem. The anvil or footer (of the installation tool) packs the ring into the groove of the pulling stem by bearing against the lockring.

(9) Common pull-type Pop rivets, produced for nonaircraft related applications, are not approved for use on certificated aircraft structures or components.

g. Design a new or revised rivet pattern for strength required in accordance with one of the following:

(1) The aircraft manufacturer's maintenance manuals.

(2) The techniques found in structural text books and using the mechanical properties found in MIL-HDBK-5.

(3) The specific instructions in paragraphs 4-58g through 4-58n. When following the instruction in paragraphs 4-58g through 4-58n, the general rule for the diameter of the rivets used to join aluminum sheets is to use a diameter approximately three times the thickness of the thicker sheet. Do not use rivets where they would be placed in tension, tending to pull the heads off; and backup a lap joint of thin sheets with a stiffener section.

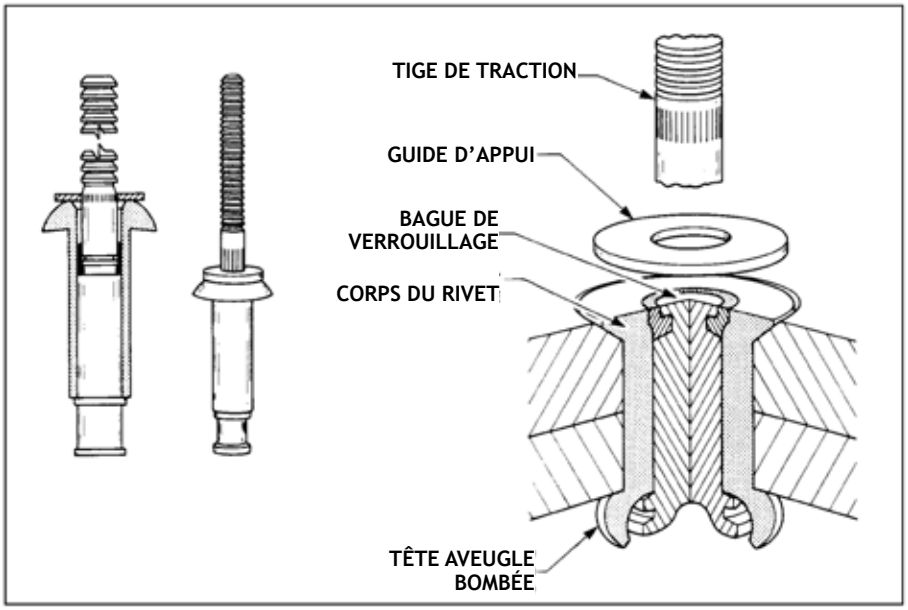


Figure 4-9. Rivet CherryMax.

L'attache Olympic-Lok est disponible en trois styles de tête : universel saillant, fraisé à 100 degrés et cisaillement à 100 degrés ; et trois diamètres 1/8, 5/32 et 3/16 de pouce. Les trois diamètres sont disponibles dans huit combinaisons d'alliages différentes, à savoir 2017-T4, A-286, 5056 et monel. Les broches de verrouillage Olympic-Lok sont fabriquées dans le même matériau que les manchons.

(8) Les rivets Huck (voir figure 4-11) sont disponibles en deux styles de tête, saillante et affleurante. Ils sont disponibles en quatre diamètres : 1/8, 5/32, 3/16 et 1/4 de pouce (soit 3,2 / 4 / 4,8 / 6,4 mm). Leurs diamètres sont mesurés par incréments de 1/32 de pouce (0,8 mm) et leurs longueurs par incréments de 1/16 de pouce (1,6 mm). Ils sont fabriqués dans trois combinaisons différentes d'alliages : un manchon en aluminium 5056 avec une tige en alliage d'aluminium 2024, un manchon en acier anticorrosion A-286 avec une tige A-286, et un manchon en monel 400 avec une tige A-286. Le rivet Huck a la capacité de serrer deux ou plusieurs feuilles de métal ensemble lors de l'installation. Une fois que le rivet Huck est posé, l'anneau de verrouillage est pressé dans une rainure de la tige de traction. L'enclume ou le pied (de l'outil d'installation) introduit l'anneau dans la rainure de la tige de traction en s'appuyant sur la bague de verrouillage.

(9) Les rivets Pop communs, produits pour des applications non liées à l'aéronautique, ne sont pas approuvés pour une utilisation sur des structures ou des composants d'aéronefs certifiés.

g. Concevoir un nouveau modèle de rivet ou un modèle révisé pour la résistance requise conformément à l'une des dispositions suivantes :

(1) Les manuels de maintenance des constructeurs d'avions.

(2) Les techniques que l'on trouve dans les manuels de structure et utilisant les propriétés mécaniques de la MIL-HDBK-5.

(3) Les instructions spécifiques des paragraphes 4-58g à 4-58n. Lorsque l'on suit les instructions des paragraphes 4-58g à 4-58n, la règle générale pour le diamètre des rivets utilisés pour raccorder des tôles d'aluminium est d'utiliser un diamètre d'environ trois fois l'épaisseur de la tôle la plus épaisse. Ne pas utiliser de rivets là où ils seraient mis en tension, ce qui tendrait à arracher les têtes ; et soutenir un assemblage par recouvrement de tôles minces avec un raidisseur.

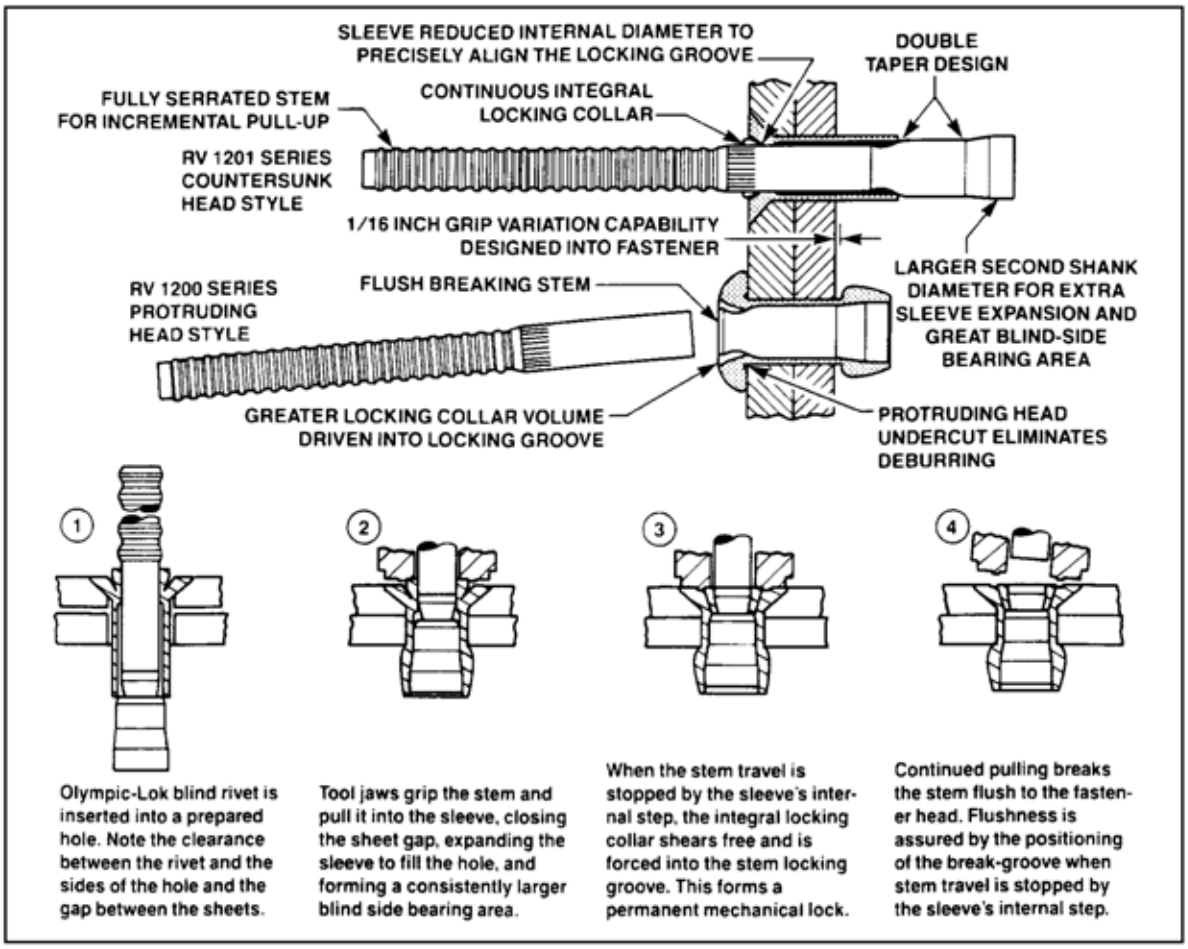


FIGURE 4-10. Olympic-Lok rivet.

4-58. REPAIR METHODS AND PRECAUTIONS FOR ALUMINUM STRUCTURE. Carefully examine all adjacent rivets outside of the repair area to ascertain that they have not been harmed by operations in adjacent areas. Drill rivet holes round, straight, and free from cracks. Deburr the hole with an oversize drill or deburring tool. The rivet-set used in driving the rivets must be cupped slightly flatter than the rivet head. (See figure 4-6.) Rivets are to be driven straight and tight, but not overdriven or driven while too hard, since the finished rivet must be free from cracks. Information on special methods of riveting, such as flush riveting, usually may be obtained from manufacturer's service manuals.

a. Splicing of Tubes. Round or streamline aluminum alloy tubular members may be repaired by splicing. (See figure 4-12.) Splices in struts that overlap fittings are not acceptable. When solid rivets go completely through hollow tubes, their diameter must be at least one-eighth of the outside diameter of the outer tube. Rivets which are loaded in shear should be hammered only enough to form a small head and no attempt made to form the standard roundhead. The amount of hammering required to form the standard roundhead often causes the rivet to buckle inside the tube. (Correct and incorrect examples of this type of rivet application are incorporated in figure 4-12.)

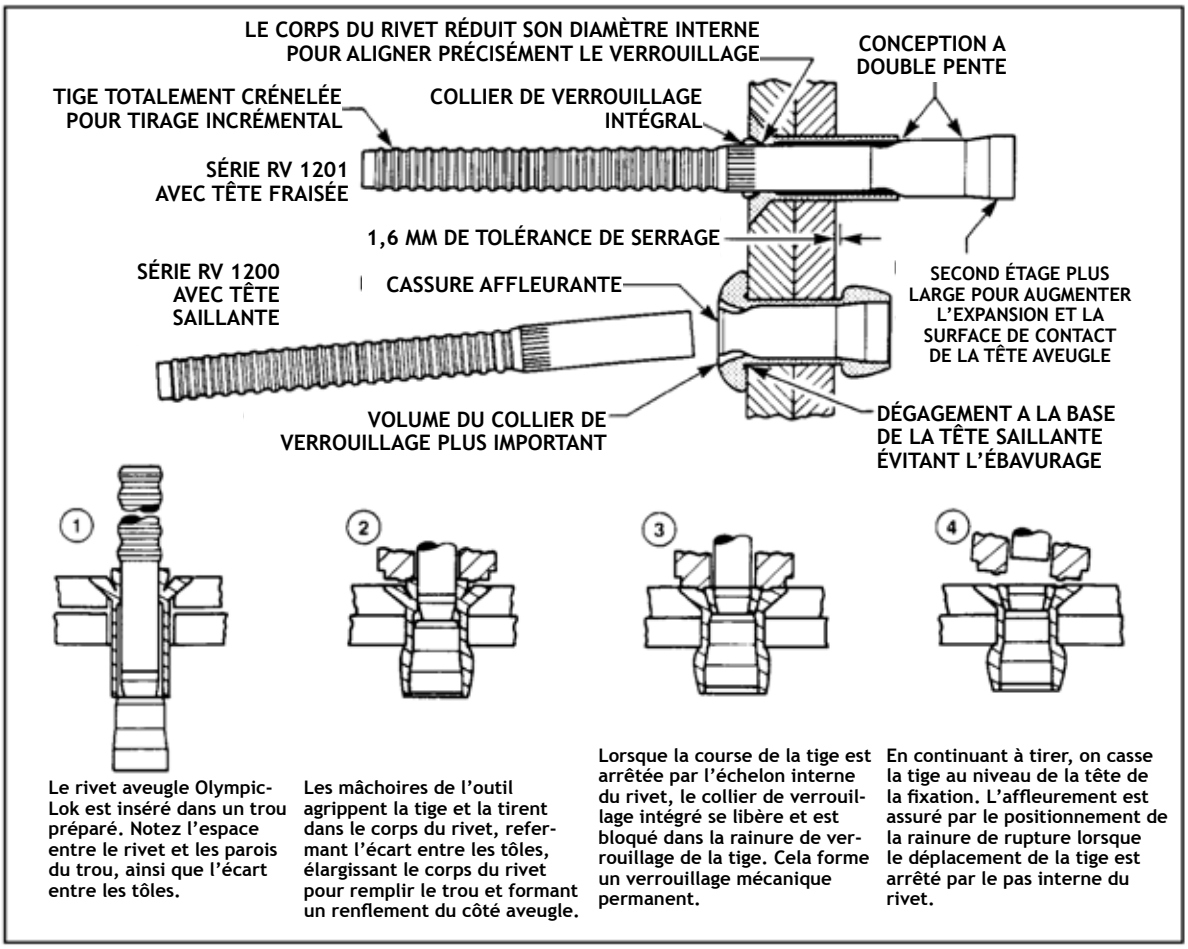


Figure 4-10. Rivet Olympic-Lok.

4-58. MÉTHODES DE RÉPARATION ET PRÉCAUTIONS POUR LA STRUCTURE EN ALUMINIUM. Examinez soigneusement tous les rivets adjacents en dehors de la zone de réparation pour vous assurer qu'ils n'ont pas été endommagés par des opérations dans des zones adjacentes. Percez des trous de rivet ronds, droits et exempts de fissures. Ébavurez le trou avec un foret surdimensionné ou un outil d'ébavurage. La bouterolle utilisée pour enfoncer les rivets doit être légèrement plus plate que la tête du rivet. (Voir figure 4-6.) Les rivets doivent être enfoncés droits et serrés, mais sans être trop serré ou enfoncés trop fort, car le rivet fini doit être exempt de fissures. Les informations sur les méthodes spéciales de rivetage, telles que le rivetage affleurant, peuvent généralement être obtenues dans les manuels d'entretien du fabricant.

a. Éclissage des tubes. Les éléments tubulaires ronds ou profilés en alliage d'aluminium peuvent être réparés par éclissage. (Voir la figure 4-12.) Les éclisses dans des entretoises dont les raccords se chevauchent ne sont pas acceptables. Lorsque des rivets pleins traversent complètement des tubes creux, leur diamètre doit être au moins égal à un huitième du diamètre extérieur du tube extérieur. Les rivets qui sont chargés en cisaillement doivent être martelés juste assez pour former une petite tête et aucune tentative ne doit être faite pour former la tête ronde standard. La quantité de martelage nécessaire pour former la tête ronde standard provoque souvent le flambage du rivet à l'intérieur du tube. (Des exemples corrects et incorrects de ce type d'application de rivet sont décrits dans la figure 4-12).

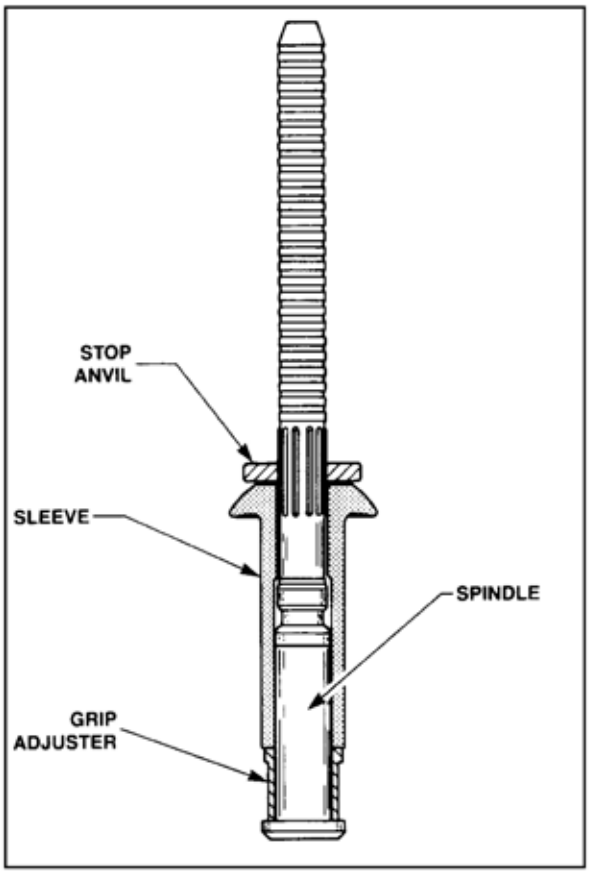


FIGURE 4-11. Huck rivet.

b. Repairs to Aluminum Alloy Members. Make repairs to aluminum alloy members with the same material or with suitable material of higher strength. The 7075 alloy has greater tensile strength than other commonly used aluminum alloys such as 2014 and 2024, but is subject to somewhat greater notch sensitivity. In order to take advantage of its strength characteristics, pay particular attention to design of parts to avoid notches, small radii, and large or rapid changes in cross-sectional areas. In fabrication, exercise caution to avoid processing and handling defects, such as machine marks, nicks, dents, burrs, scratches, and forming cracks. Cold straightening or forming of 7075-T6 can cause cracking; therefore, it may be advisable to limit this processing to minor cold straightening.

c. Wing and Tail Surface Ribs. Damaged aluminum alloy ribs either of the stamped sheet-metal type or the built-up type employing special sections, square or round tubing, may be repaired by the addition of suitable reinforcement. (Acceptable methods of repair are shown in figures 4-13 and 4-14.) These examples deal with types of ribs commonly found in small and medium size aircraft. Repair schemes developed by the aircraft manufacturer are acceptable, but any other methods of reinforcement are major repairs and require approved data.

d. Trailing and Leading Edges and Tip Strips. Repairs to wing, control surface trailing edges, leading edges, and tip strips should be made by properly executed and reinforced splices. Acceptable methods of trailing edge repairs are shown in figure 4-15.

e. Repair of Damaged Skin. In cases where metal skin is damaged extensively, repair by replacing an entire sheet panel from one structural member to the next. The repair seams are to lie along stiffening members, bulkheads, etc.; and each seam must be made exactly the same in regard to rivet size, splicing, and rivet pattern as the manufactured seams at the edges of the original sheet. If the two manufactured seams are different, the stronger one will be copied. (See figure 4-16 for typical acceptable methods of repairs.)

f. Patching of Small Holes. Small holes in skin panels which do not involve damage to the stiffening members may be patched by covering the hole with a patch plate in the manner shown in figure 4-16. Flush patches also may be installed in stressed-skin type construction. An acceptable and easy flush patch may be made by trimming out the damaged area and then installing a conventional patch on the underneath side or back of the sheet being repaired. A plug patch plate of the same size and skin thickness as the opening may then be inserted and riveted to the patch plate. Other types of flush patches similar to those

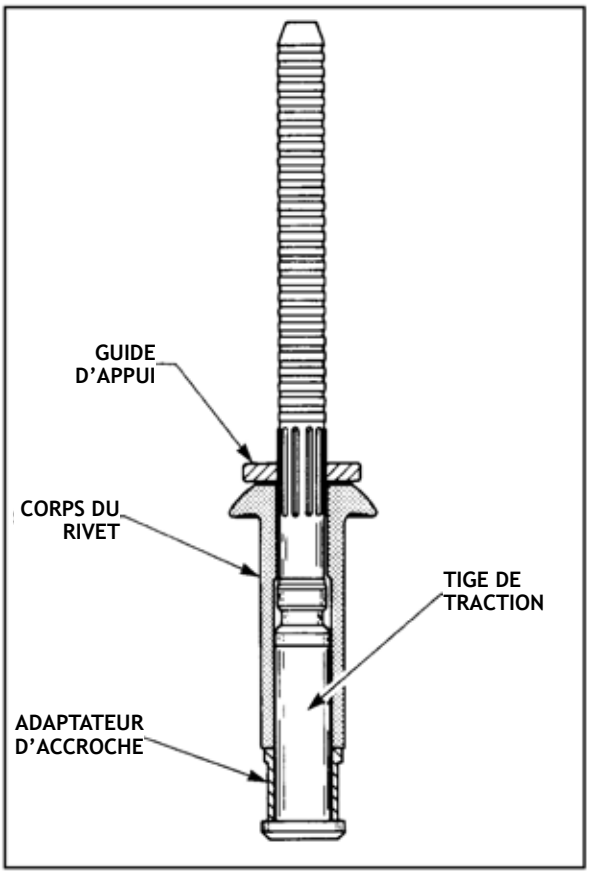


Figure 4-11. Rivet Huck.

b. Réparation des éléments en alliage d'aluminium. Effectuer des réparations sur des éléments en alliage d'aluminium avec le même matériau ou avec un matériau approprié de plus grande résistance. L'alliage 7075 a une plus grande résistance à la traction que d'autres alliages d'aluminium couramment utilisés tels que 2014 et 2024, mais il est soumis à une sensibilité à l'entaille un peu plus élevée. Afin de tirer parti de ses caractéristiques de résistance, il faut accorder une attention particulière à la conception des pièces pour éviter les entailles, les petits rayons et les changements importants ou rapides de section transversale. Lors de la fabrication, faites preuve de prudence pour éviter les défauts de traitement et de manipulation, tels que les marques de machine, les entailles, les bosses, les bavures, les rayures et les fissures de formation. Le dressage ou le formage à froid du 7075-T6 peut provoquer des fissures ; il peut donc être conseillé de limiter ce traitement à un dressage à froid mineur.

c. Nervures des ailes et des empennages. Les nervures endommagées en alliage d'aluminium, soit du type tôle emboutie, soit du type assemblées, utilisant des sections spéciales, des tubes carrés ou ronds, peuvent être réparées par l'ajout d'un renforcement approprié. (Les méthodes de réparation acceptables sont indiquées aux figures 4-13 et 4-14.) Ces exemples concernent des types de nervures que l'on trouve couramment dans les avions de petite et moyenne taille. Les schémas de réparation développés par le constructeur de l'avion sont acceptables, mais toute autre méthode de renforcement est une réparation majeure et nécessite des données approuvées.

d. Bords de fuite, d'attaque et saumons d'aile. Les réparations des ailes, des bords de fuite des gouvernes, des bords d'attaque et des saumons doivent être effectuées par des éclisses correctement exécutées et renforcées. Les méthodes acceptables de réparation des bords de fuite sont indiquées à la figure 4-15.

e. Réparation du revêtement endommagé. Dans les cas où le revêtement métallique est fortement endommagé, la réparation consiste à remplacer un panneau de tôle entier d'un élément de structure à l'autre. Les raccords de réparation doivent se trouver le long des éléments de raidissement, des cloisons, etc. ; et chaque raccord doit être réalisée exactement de la même manière, en ce qui concerne la taille des rivets, l'éclisse et le plan d'implantation des rivets, que les raccords réalisés sur les bords de la tôle d'origine. Si les deux raccords fabriqués sont différents, celui qui est le plus solide sera copié. (Voir la figure 4-16 pour les méthodes de réparation acceptables).

f. Recouvrement des petits trous. Les petits trous dans les panneaux de revêtement qui n'entraînent pas de dommages aux éléments de renforcement peuvent être réparés en recouvrant le trou avec une plaque de réparation de la manière indiquée à la figure 4-16. Des tôles de ragréage peuvent également être installées dans les constructions à revêtement sous contrainte. On peut réaliser une pièce acceptable et facile à affleurer en découpant la zone endommagée et en installant ensuite une pièce sur la face interne ou le dos de la plaque à réparer. Une tôle de réparation de la même taille et épaisseur de revêtement que l'ouverture peut ensuite être insérée et rivetée à la tôle de réparation. D'autres types de pièces affleurantes similaires à celles utilisées pour le ragréage du contre-plaqué peuvent être utilisées. Le modèle de rivet utilisé doit cependant suivre la pratique courante pour maintenir une résistance satisfaisante dans la tôle.

used for patching plywood may be used. The rivet pattern used, however, must follow standard practice to maintain satisfactory strength in the sheet.

g. Splicing of Sheets. The method of copying the seams at the edges of a sheet may not always be satisfactory. For example, when the sheet has cutouts, or doubler plates at an edge seam, or when other members transmit loads into the sheet, the splice must be designed as illustrated in the following examples.

(1) Material: Clad 2024 sheet, 0.032 inch thickness. Width of sheet (i.e., length at splice) = "W" = 10 inches.

(2) Determine rivet size and pattern for a single-lap joint similar to figure 4-5.

(a) Use rivet diameter of approximately three times the sheet thickness, 3 x 0.032 = 0.096-inch. Use 1/8-inch 2117-T4 (AD) rivets (5/32-inch 2117-T4 (AD) would be satisfactory).

(b) Use the number of rivets required per inch of width "W" from table 4-10. (Number per inch 4.9 x .75 = 3.7 or the total number of rivets required = 10 x 3.7 or 37 rivets.) See notes in table.

(c) Lay out rivet pattern with spacing not less than shown in figure 4-5. Referring to figure 4-5(A), it seems that a double row pattern with the minimum spacing will give a total of 40 rivets. However, as only 37 rivets are required, two rows of 19 rivets each equally spaced over the10 inches will result in a satisfactory splice.

h. Straightening of Stringers or Intermediate Frames. Members which are slightly bent may be straightened cold and examined with a magnifying glass for cracks or tears to the material. Reinforce the straightened part to its original shape, depending upon the condition of the material and the magnitude of any remaining kinks or buckles. If any strain cracks are apparent, make complete reinforcement in sound metal beyond the damaged portion.

i. Local Heating. Do not apply local heating to facilitate bending, swaging, flattening, or expanding operations of heat-treated aluminum alloy members, as it is difficult to control the temperatures closely enough to prevent possible damage to the metal, and it may impair its corrosion resistance.

j. Splicing of Stringers and Flanges. It is recommended that all splices be made in accordance with the manufacturer's recommendations. If the manufacturer's recommendations are not available, the typical splices for various shapes of sections are shown in figures 4-17 through 4-19. Design splices to carry both tension and compression, and use the splice shown in figure 4-18 as an example illustrating the following principles.

(1) To avoid eccentric loading and consequent buckling in compression, place splicing or reinforcing parts as symmetrically as possible about the centerline of the member, and attach to as many elements as necessary to prevent bending in any direction.

(2) To avoid reducing the strength in tension of the original bulb angle, the rivet holes at the ends of the splice are made small (no larger than the original skin attaching rivets), and the second row of holes (those through the bulbed leg) are staggered back from the ends. In general, arrange the rivets in the splice so that the design tensile load for the member and splice plate can be carried into the splice without failing the member at the outermost rivet holes.

g. Raccordement des tôles. La méthode de copie des raccords sur les bords d'une feuille n'est pas toujours satisfaisante. Par exemple, lorsque la feuille comporte des découpes, ou des plaques de doublage au niveau d'un raccord de bordure, ou lorsque d'autres éléments transmettent des charges dans la tôle, le raccord doit être conçu comme illustré dans les exemples suivants.

(1) Matériau : Feuille plaquée en 2024, 0,8 mm d'épaisseur. Largeur de la tôle (c'est-à-dire longueur au point de jonction) = «W» = 25 cm.

(2) Déterminez la taille et le modèle de rivet pour un assemblage à recouvrement unique, comme sur la figure 4-5.

(a) Utilisez un diamètre de rivet d'environ trois fois l'épaisseur de la tôle, soit 3 x 0,8 = 2,4 mm. Utilisez des rivets 2117-T4 (AD) de 3,2 mm (4 mm en 2117-T4 (AD) serait satisfaisant).

(b) Utilisez le nombre de rivets requis par 25 mm de largeur «W» du tableau 4-10. (Nombre par 25 mm 4,9 x 0,75 = 3,7 ou le nombre total de rivets requis = 10 x 3,7 ou 37 rivets). Voir les notes du tableau.

(c) Disposez le modèle de rivet avec un espacement non inférieur à celui indiqué sur la figure 4-5. En se référant à la figure 4-5(A), il semble qu'un motif à double rangée avec l'espacement minimum donnera un total de 40 rivets. Cependant, comme seuls 37 rivets sont nécessaires, deux rangées de 19 rivets chacune espacées de façon égale sur les 25 cm donneront un assemblage satisfaisant.

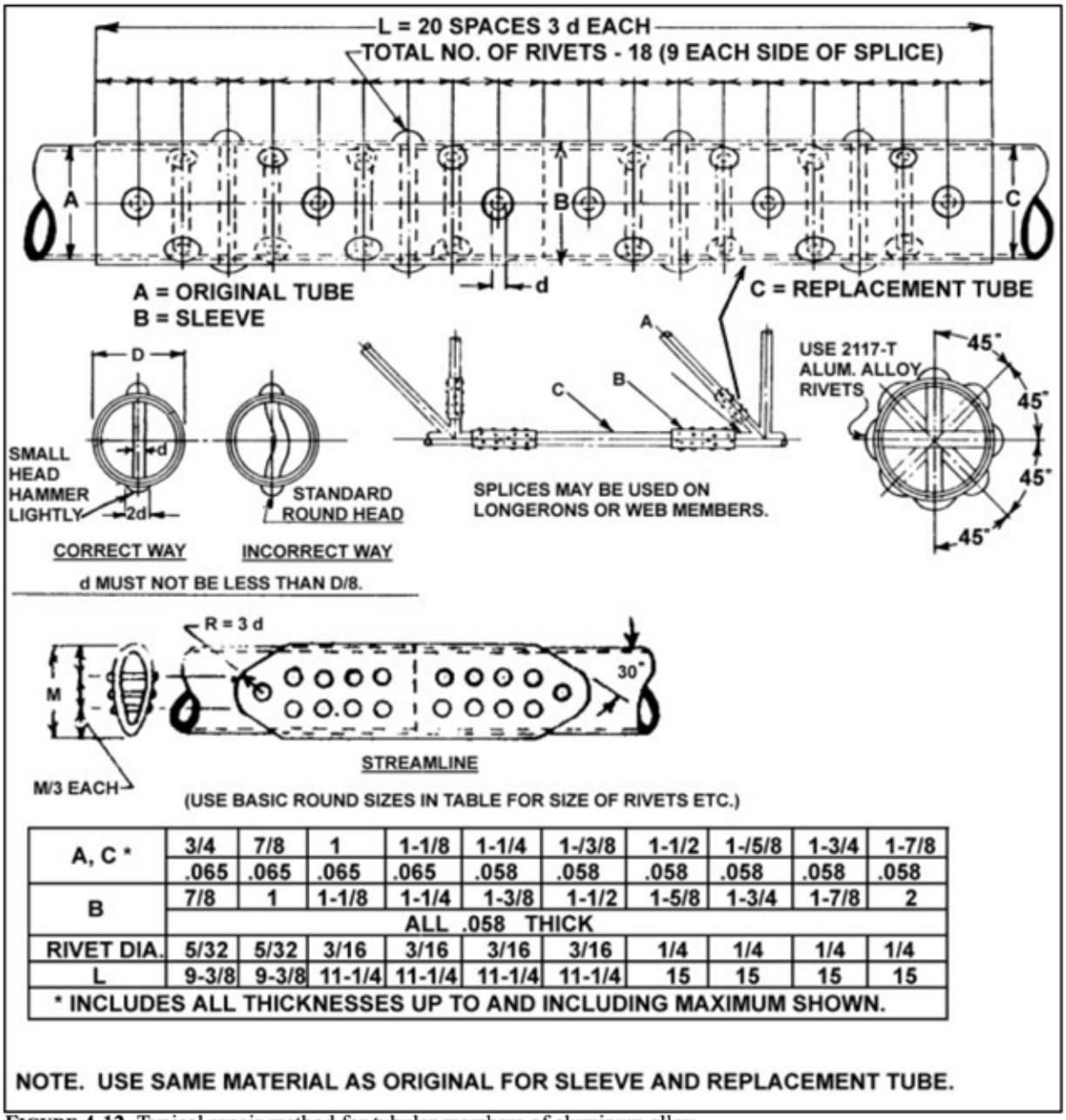
h. Redressement des longerons ou des cadres intermédiaires. Les éléments qui sont légèrement pliés peuvent être redressés à froid et examinés à la loupe pour détecter les fissures ou les déchirures. Renforcez la partie redressée pour lui redonner sa forme d'origine, en fonction de l'état du matériau et de l'importance des courbures ou des déformations restantes. Si des fissures de déformation sont apparentes, renforcez le métal sain au-delà de la partie endommagée.

i. Chauffage local. Ne pas appliquer de chauffage local pour faciliter les opérations de pliage, d'emboutissage, d'aplatissement ou d'étirage des éléments en alliage d'aluminium traités thermiquement, car il est difficile de contrôler les températures de façon assez fiable pour prévenir d'éventuels dommages au métal, et cela peut nuire à sa résistance à la corrosion.

j. Éclissage des longerons et des flasques. Il est recommandé que toutes les éclisses soient réalisées conformément aux recommandations du constructeur. Si les recommandations du constructeur ne sont pas disponibles, les éclisses typiques pour les différentes formes de profilés sont indiquées aux figures 4-17 à 4-19. Concevez les éclisses de manière à ce qu'elles supportent à la fois la tension et la compression, et utilisez l'éclisse illustrée à la figure 4-18 comme exemple illustrant les principes suivants.

(1) Pour éviter les charges excentriques et le flambage en compression qui en résulte, placez les pièces de jonction ou de renforcement aussi symétriquement que possible par rapport à l'axe central de l'élément, et fixez-les à autant d'éléments que nécessaire pour éviter toute flexion dans n'importe quelle direction.

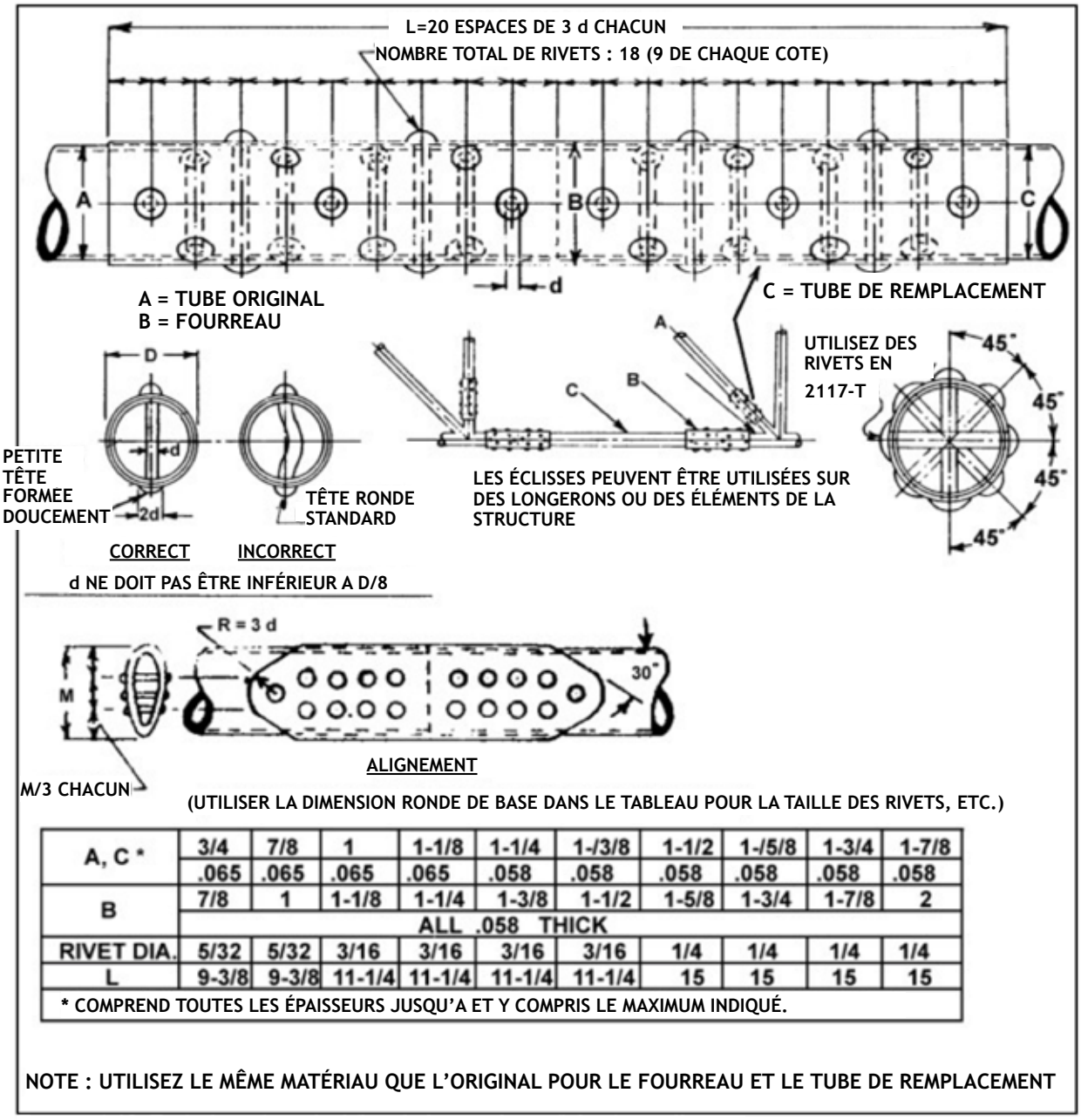
(2) Pour éviter de réduire la résistance à la tension du profilé d'origine, les trous de rivet aux extrémités de l'éclisse sont petits (pas plus grands que ceux des rivets fixant le revêtement d'origine), et la deuxième rangée de trous (ceux qui traversent le profilé) sont décalés vers l'arrière par rapport aux extrémités. En général, les rivets sont disposés dans l'éclisse de manière à ce que la charge de traction nominale de l'élément et de la tôle d'éclisse puisse être supportée dans l'éclisse sans qu'il y ait risque de rupture des trous de rivet aux extrémités de la pièce de raccordement.



A, C *	3/4	7/8	1	1-1/8	1-1/4	1-/3/8	1-1/2	1-/5/8	1-3/4	1-7/8
	.065	.065	.065	.065	.058	.058	.058	.058	.058	.058
B	7/8	1	1-1/8	1-1/4	1-3/8	1-1/2	1-5/8	1-3/4	1-7/8	2
	ALL .058 THICK									
RIVET DIA.	5/32	5/32	3/16	3/16	3/16	3/16	1/4	1/4	1/4	1/4
L	9-3/8	9-3/8	11-1/4	11-1/4	11-1/4	11-1/4	15	15	15	15
* INCLUDES ALL THICKNESSES UP TO AND INCLUDING MAXIMUM SHOWN.										

NOTE. USE SAME MATERIAL AS ORIGINAL FOR SLEEVE AND REPLACEMENT TUBE.

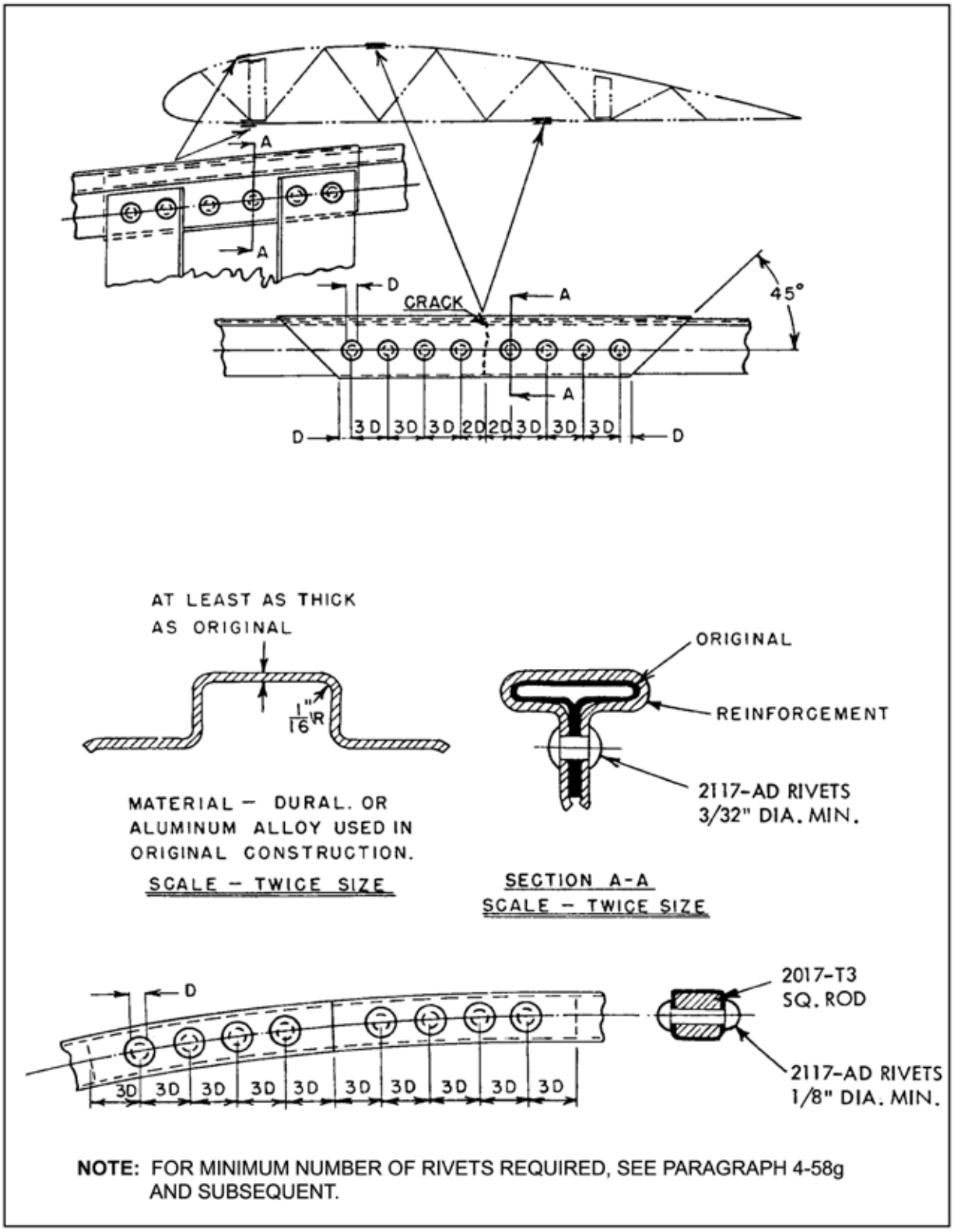
FIGURE 4-12. Typical repair method for tubular members of aluminum alloy.



A, C *	3/4	7/8	1	1-1/8	1-1/4	1-/3/8	1-1/2	1-/5/8	1-3/4	1-7/8
	.065	.065	.065	.065	.058	.058	.058	.058	.058	.058
B	7/8	1	1-1/8	1-1/4	1-3/8	1-1/2	1-5/8	1-3/4	1-7/8	2
	ALL .058 THICK									
RIVET DIA.	5/32	5/32	3/16	3/16	3/16	3/16	1/4	1/4	1/4	1/4
L	9-3/8	9-3/8	11-1/4	11-1/4	11-1/4	11-1/4	15	15	15	15
* COMPREND TOUTES LES ÉPAISSEURS JUSQU'A ET Y COMPRIS LE MAXIMUM INDIQUÉ.										

NOTE : UTILISEZ LE MÊME MATÉRIAU QUE L'ORIGINAL POUR LE FOURREAU ET LE TUBE DE REMPLACEMENT

Figure 4-12. Méthode typique de réparation des éléments tubulaires en aluminium.



NOTE: FOR MINIMUM NUMBER OF RIVETS REQUIRED, SEE PARAGRAPH 4-58g AND SUBSEQUENT.

FIGURE 4-13. Typical repair for buckled or cracked metal wing rib capstrips.

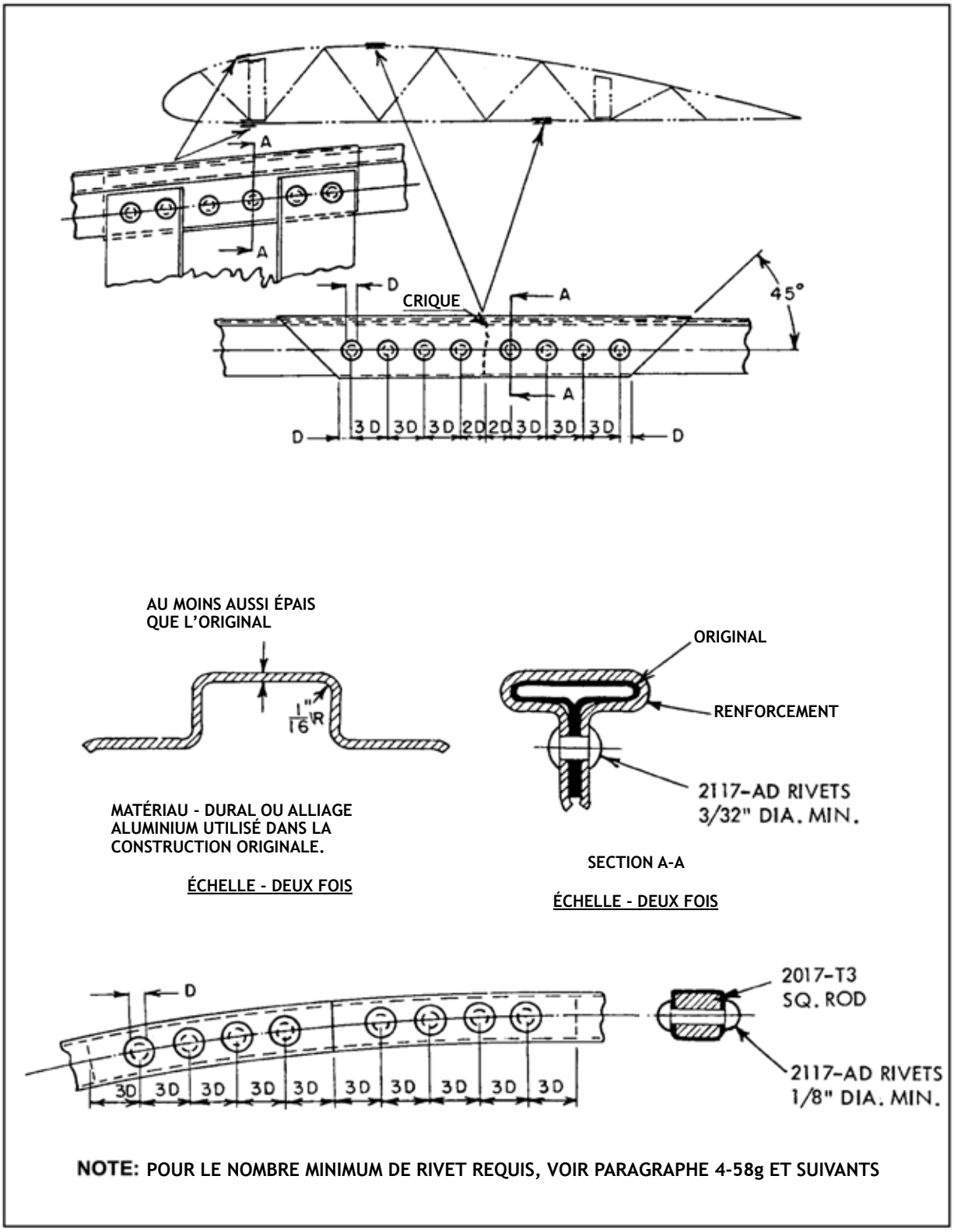
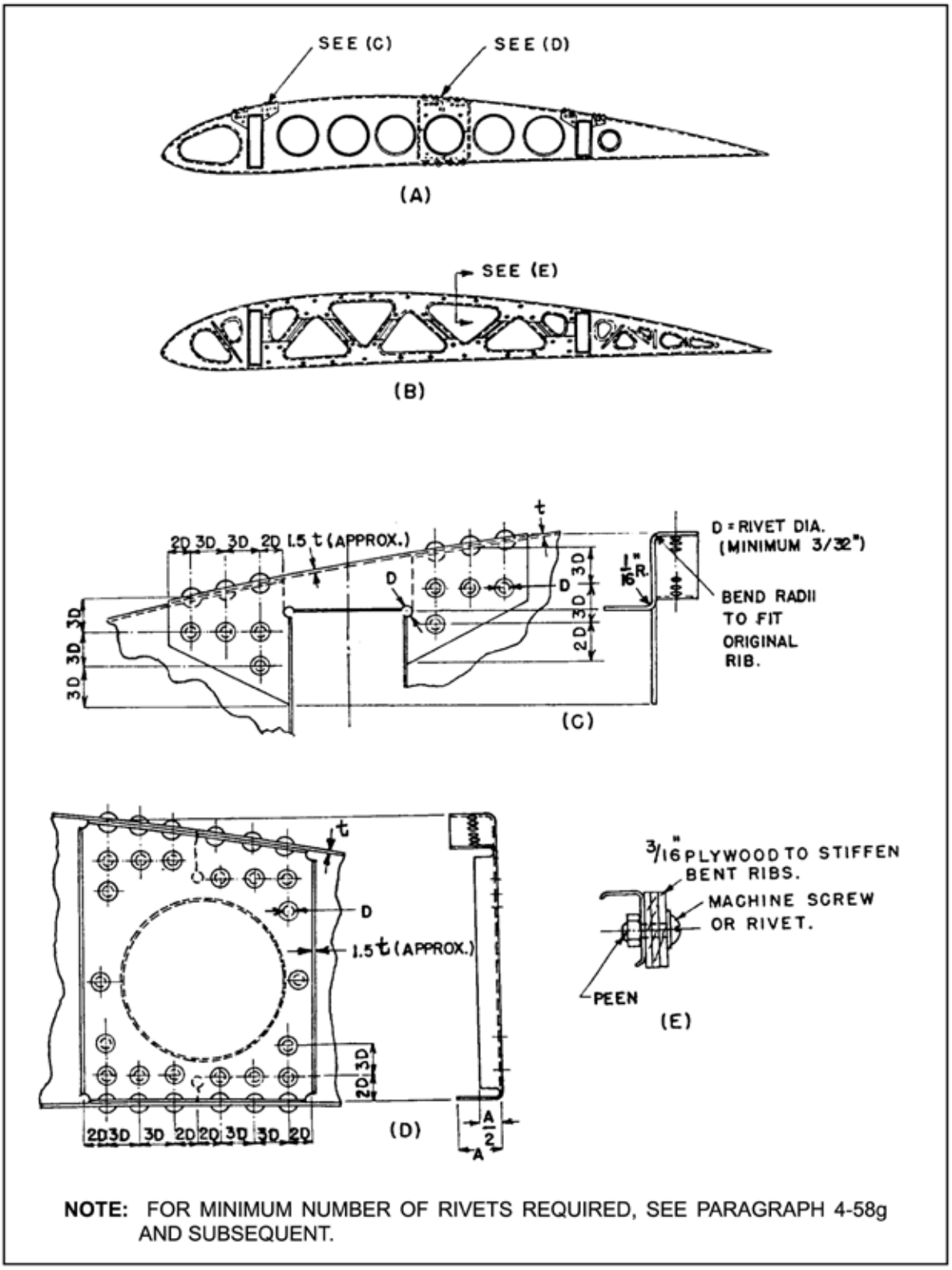


Figure 4-13. Réparation typique des semelles de nervures d'ailes métalliques déformées ou fissurées.



NOTE: FOR MINIMUM NUMBER OF RIVETS REQUIRED, SEE PARAGRAPH 4-58g AND SUBSEQUENT.

FIGURE 4-14. Typical metal rib repairs (usually found on small and medium-size aircraft).

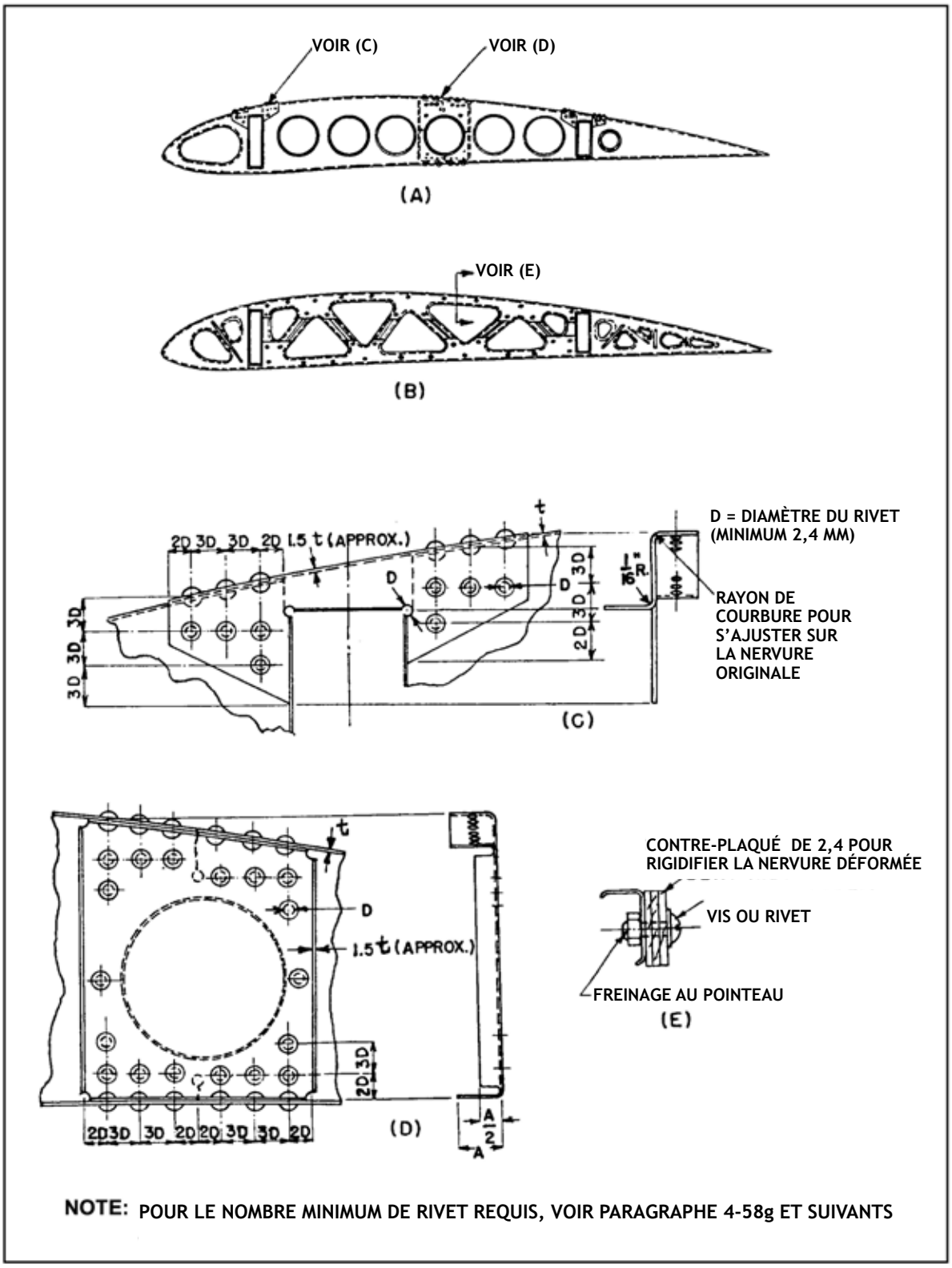
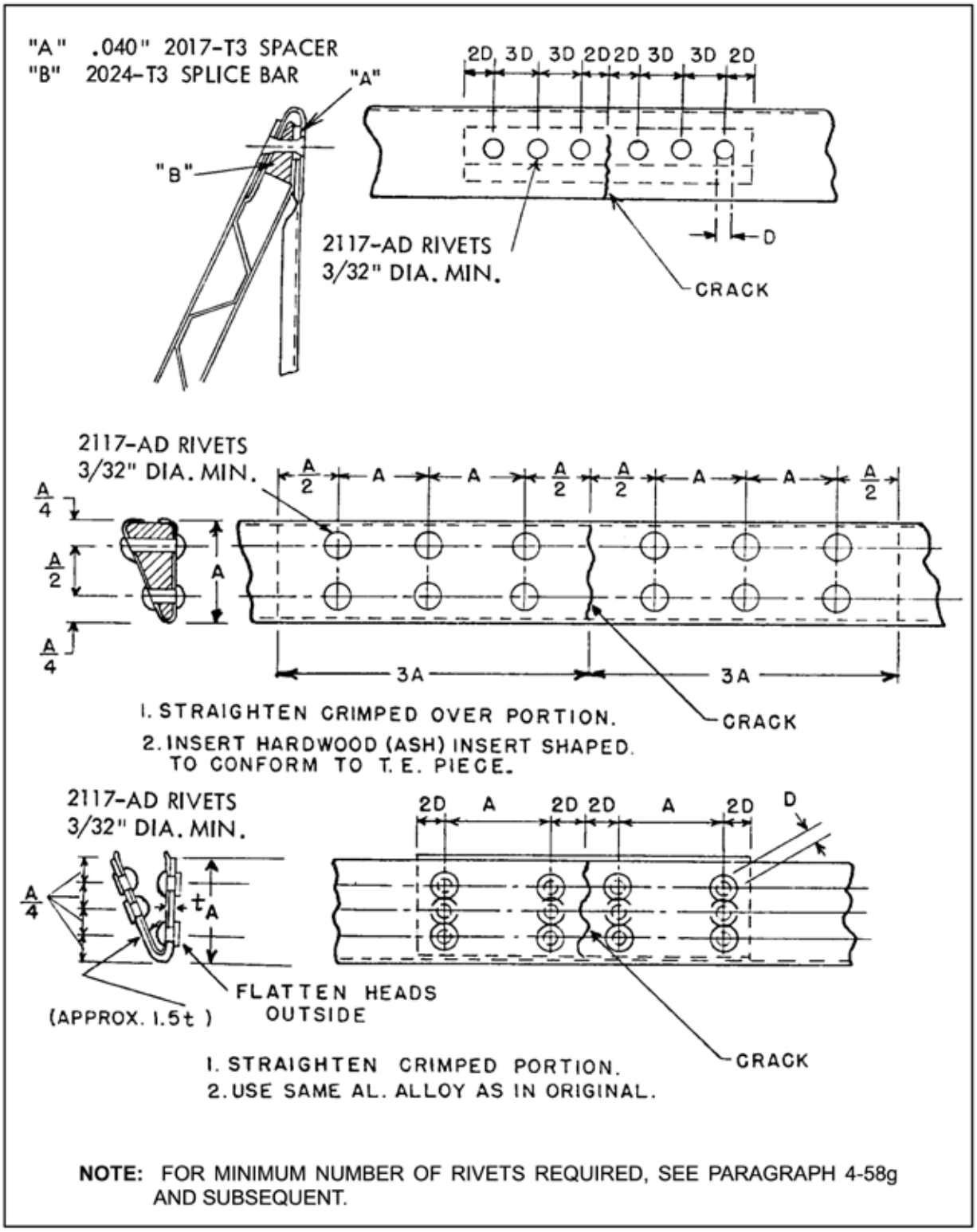


Figure 4-14. Réparation typique des nervures d'ailes (petits avions ou de taille moyenne).



NOTE: FOR MINIMUM NUMBER OF RIVETS REQUIRED, SEE PARAGRAPH 4-58g AND SUBSEQUENT.

FIGURE 4-15. Typical repairs of trailing edges.

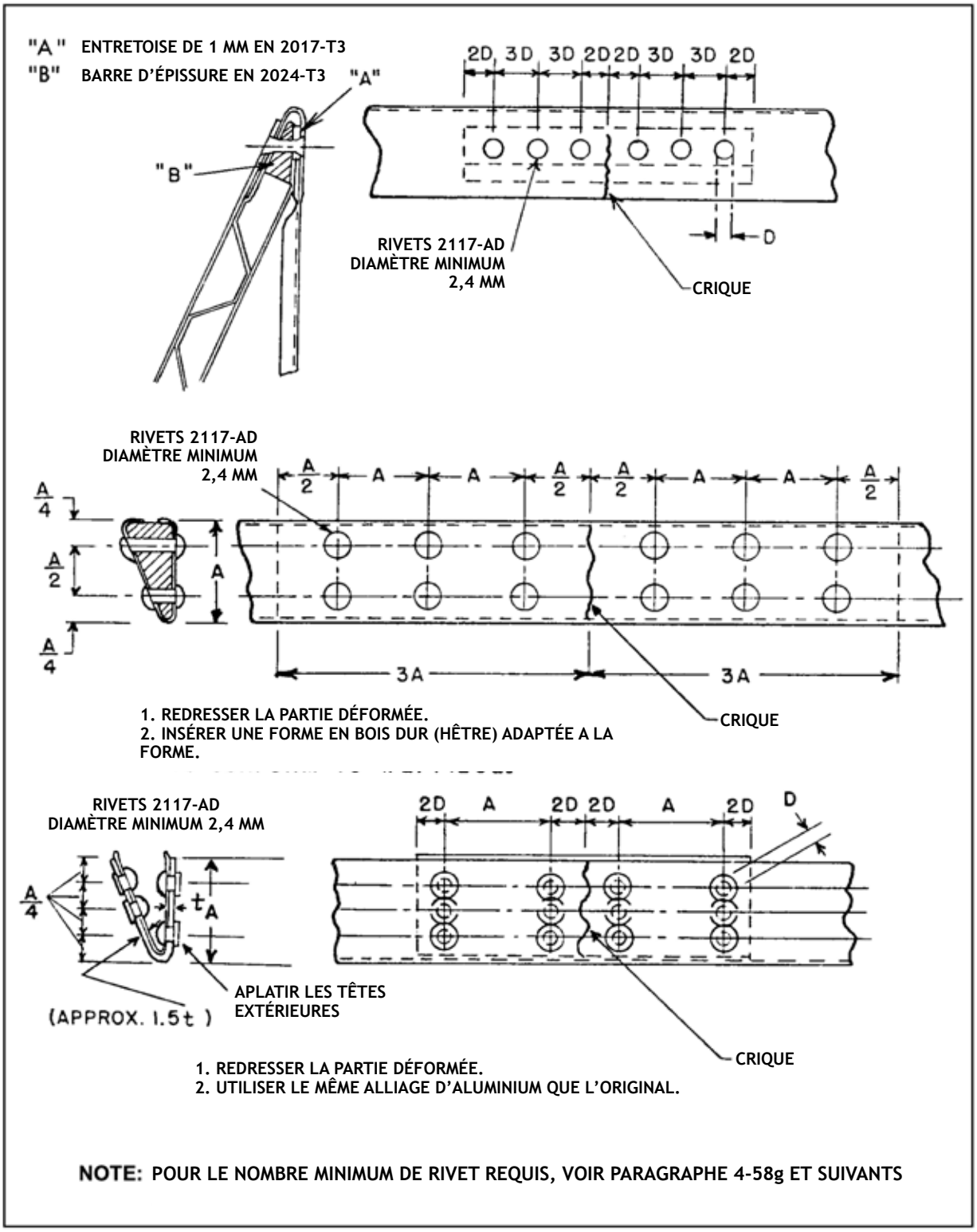
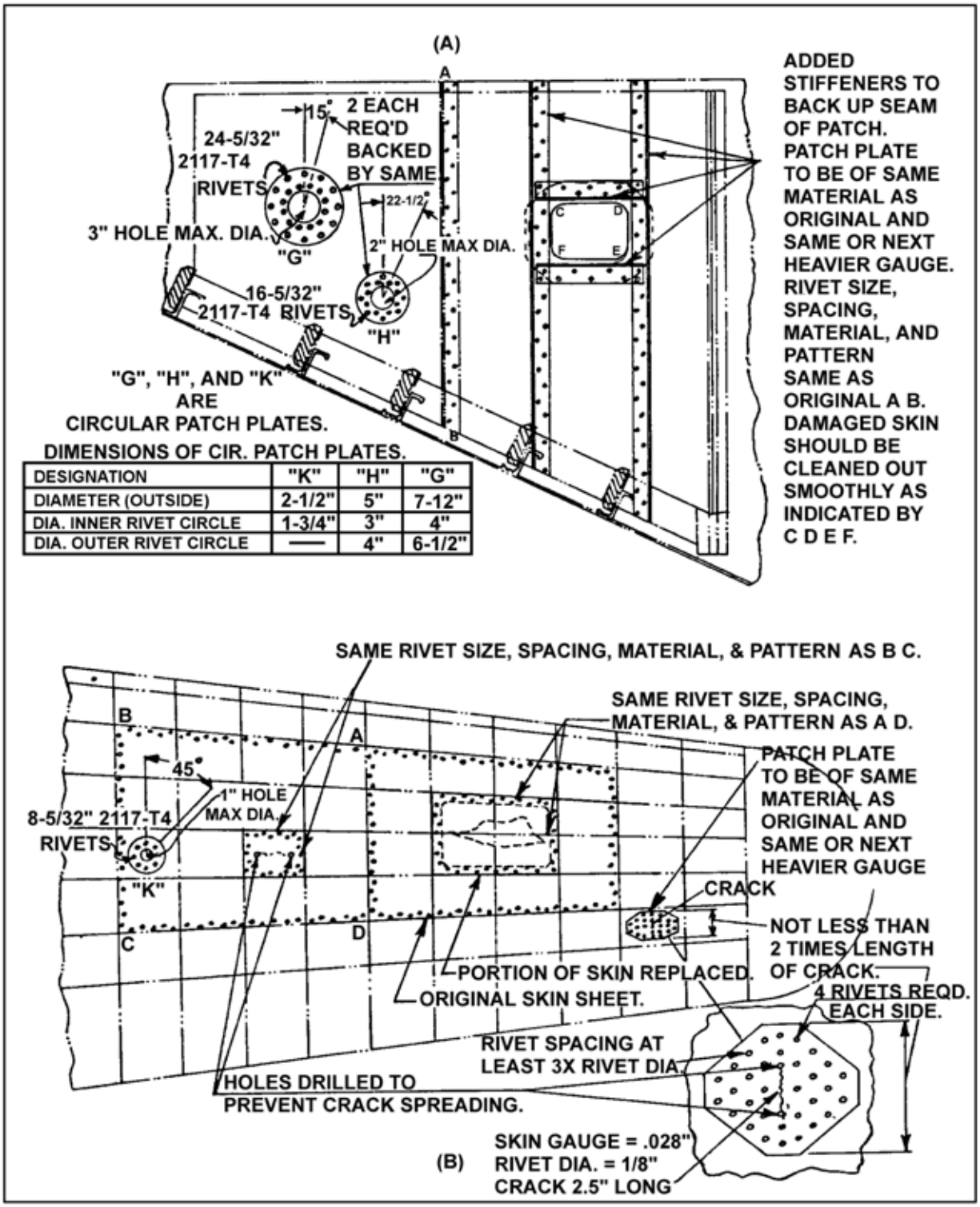


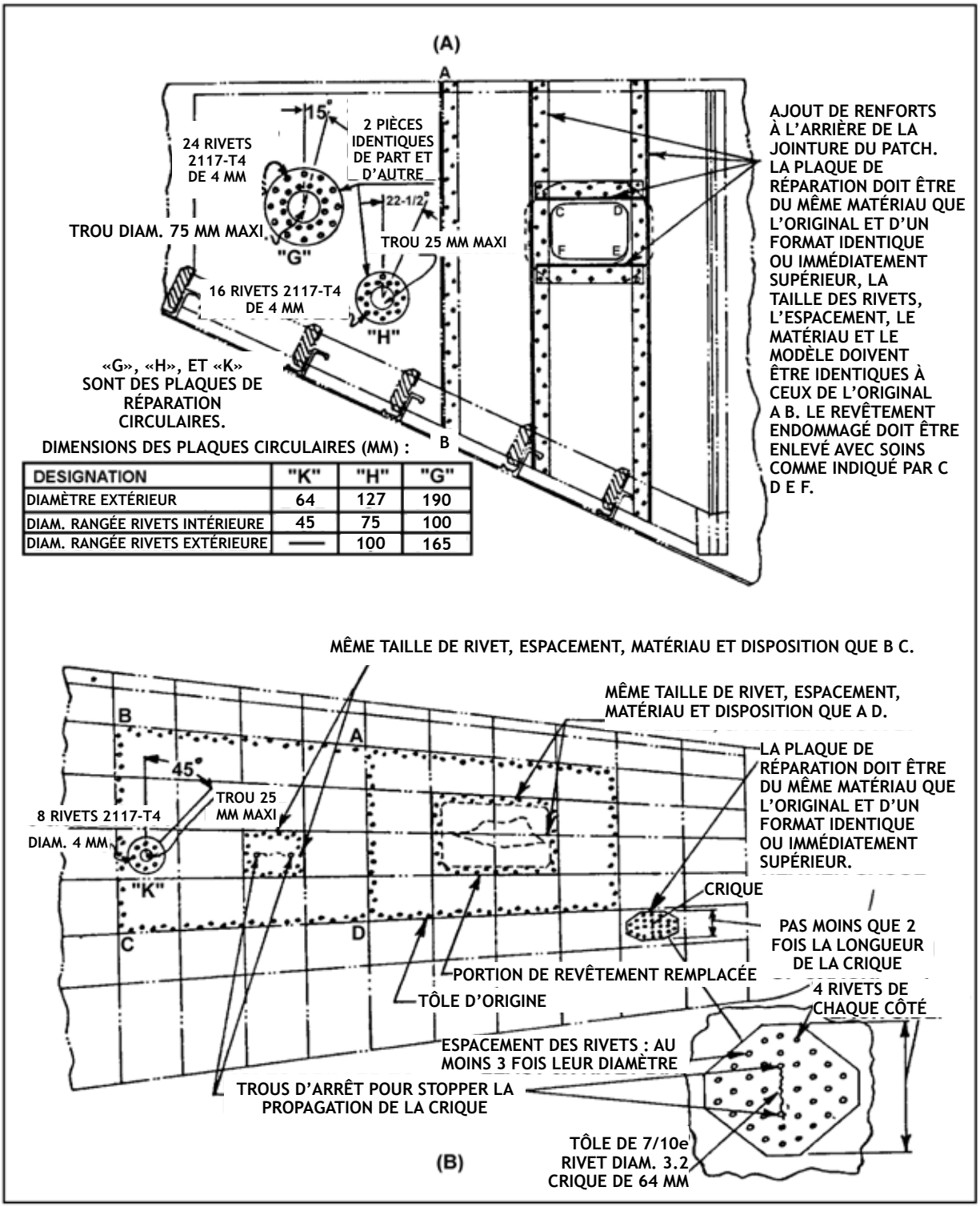
Figure 4-15. Réparation typique des bords de fuite.



DIMENSIONS OF CIR. PATCH PLATES.

DESIGNATION	"K"	"H"	"G"
DIAMETER (OUTSIDE)	2-1/2"	5"	7-12"
DIA. INNER RIVET CIRCLE	1-3/4"	3"	4"
DIA. OUTER RIVET CIRCLE	—	4"	6-1/2"

FIGURE 4-16. Typical repairs of stressed sheet metal coverings. (Refer to tables 4-9, 4-10, and 4-11 to calculate number of rivets to be used.)



DESIGNATION	"K"	"H"	"G"
DIAMÈTRE EXTÉRIEUR	64	127	190
DIAM. RANGÉE RIVETS INTÉRIEURE	45	75	100
DIAM. RANGÉE RIVETS EXTÉRIEURE	—	100	165

Figure 4-16. Réparation typique des revêtements travaillant. (Voir les tableaux 4-9, 4-10, et 4-11 pour calculer le nombre de rivets à installer)

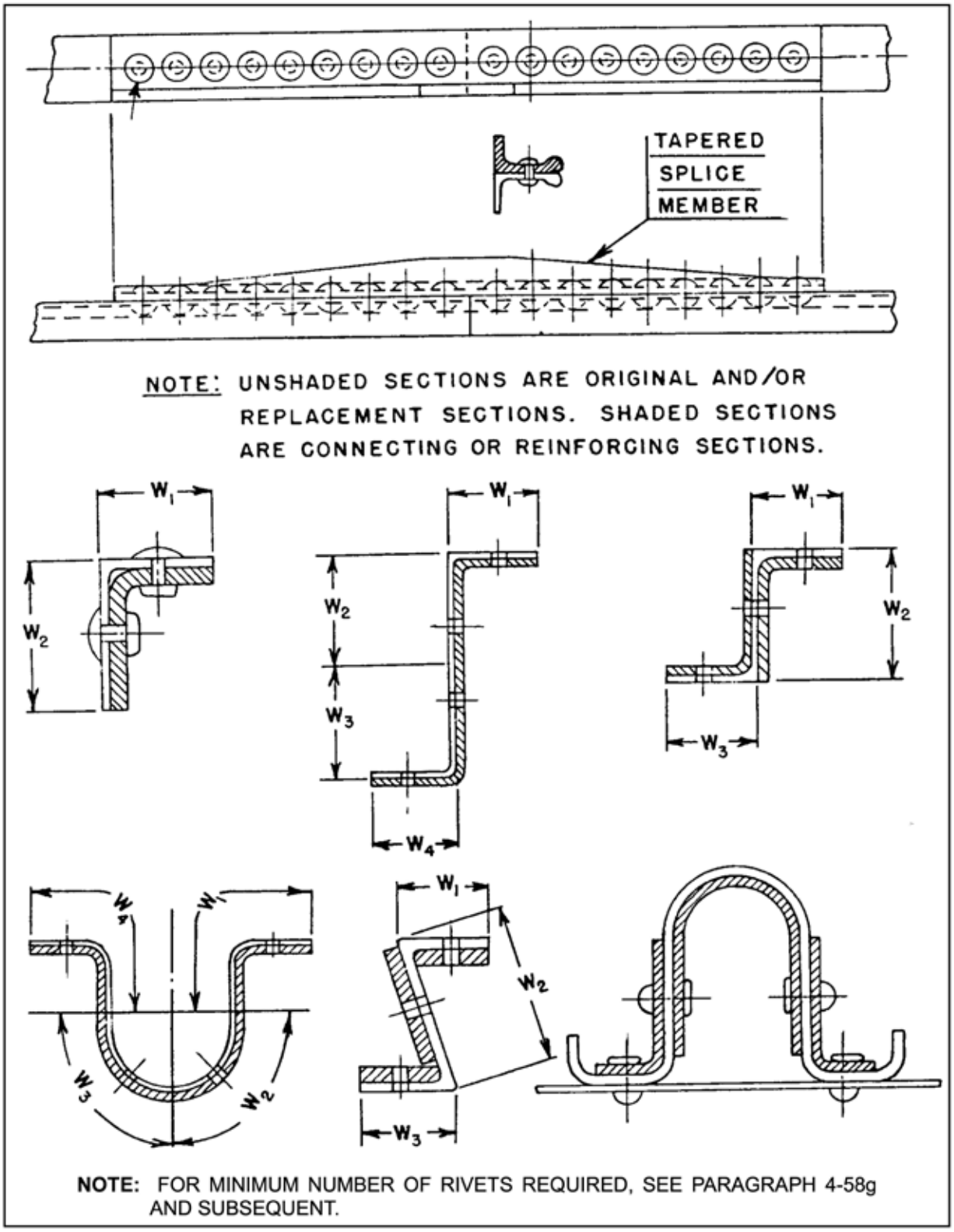


FIGURE 4-17. Typical stringer and flange splices.

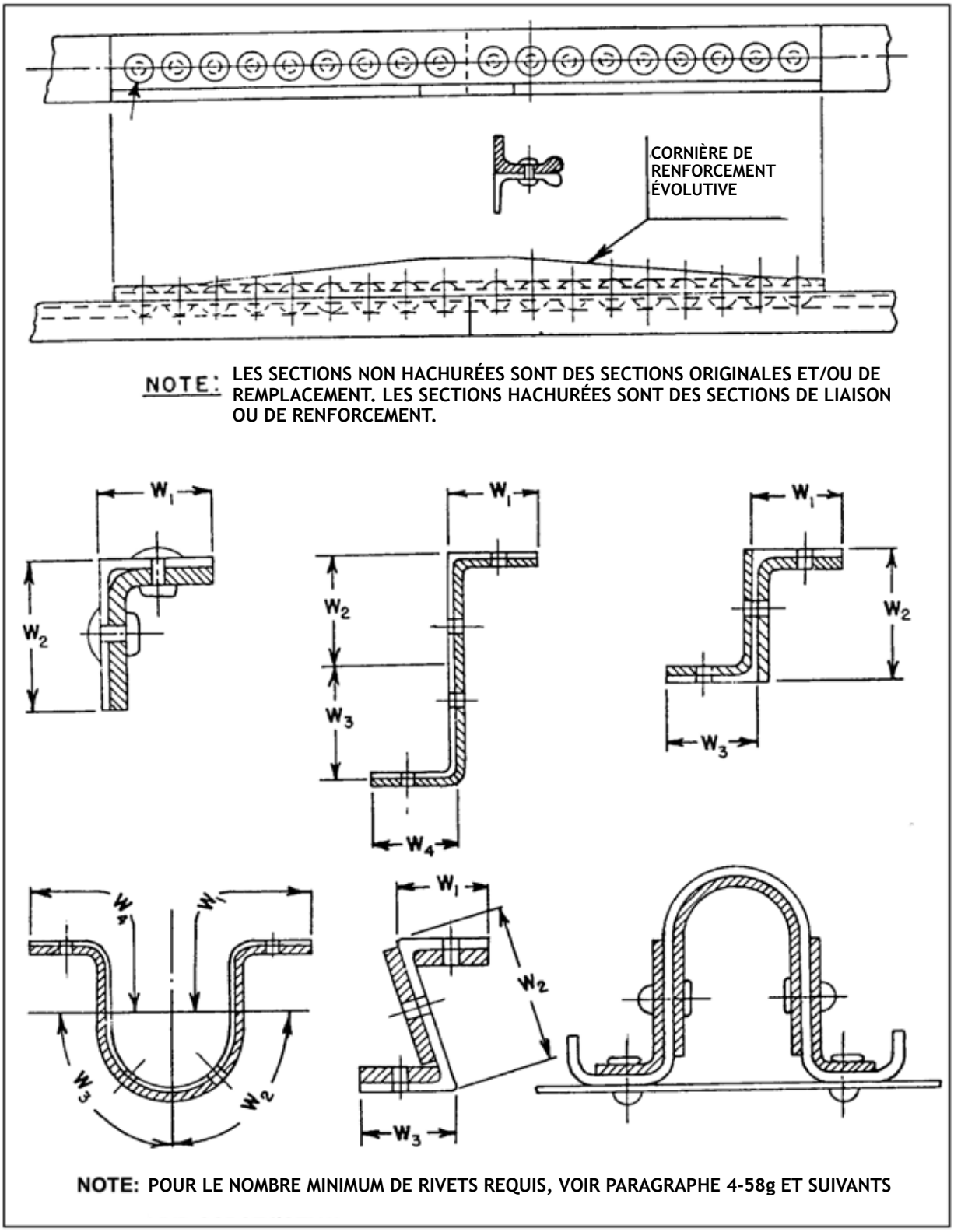


Figure 4-17. Épissures typiques de membrure et de bride.

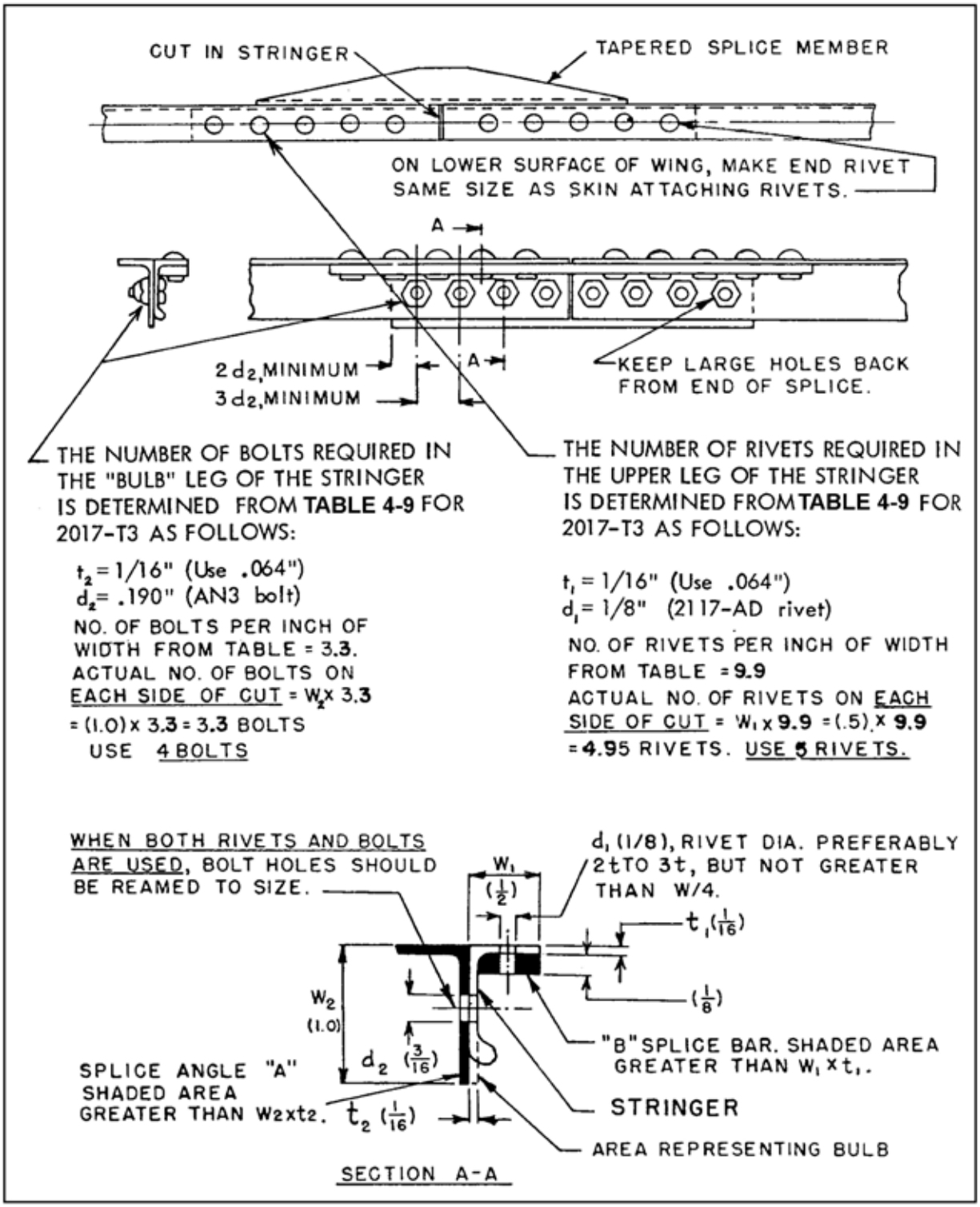


FIGURE 4-18. Example of stringer splice (material-2017 alloy).

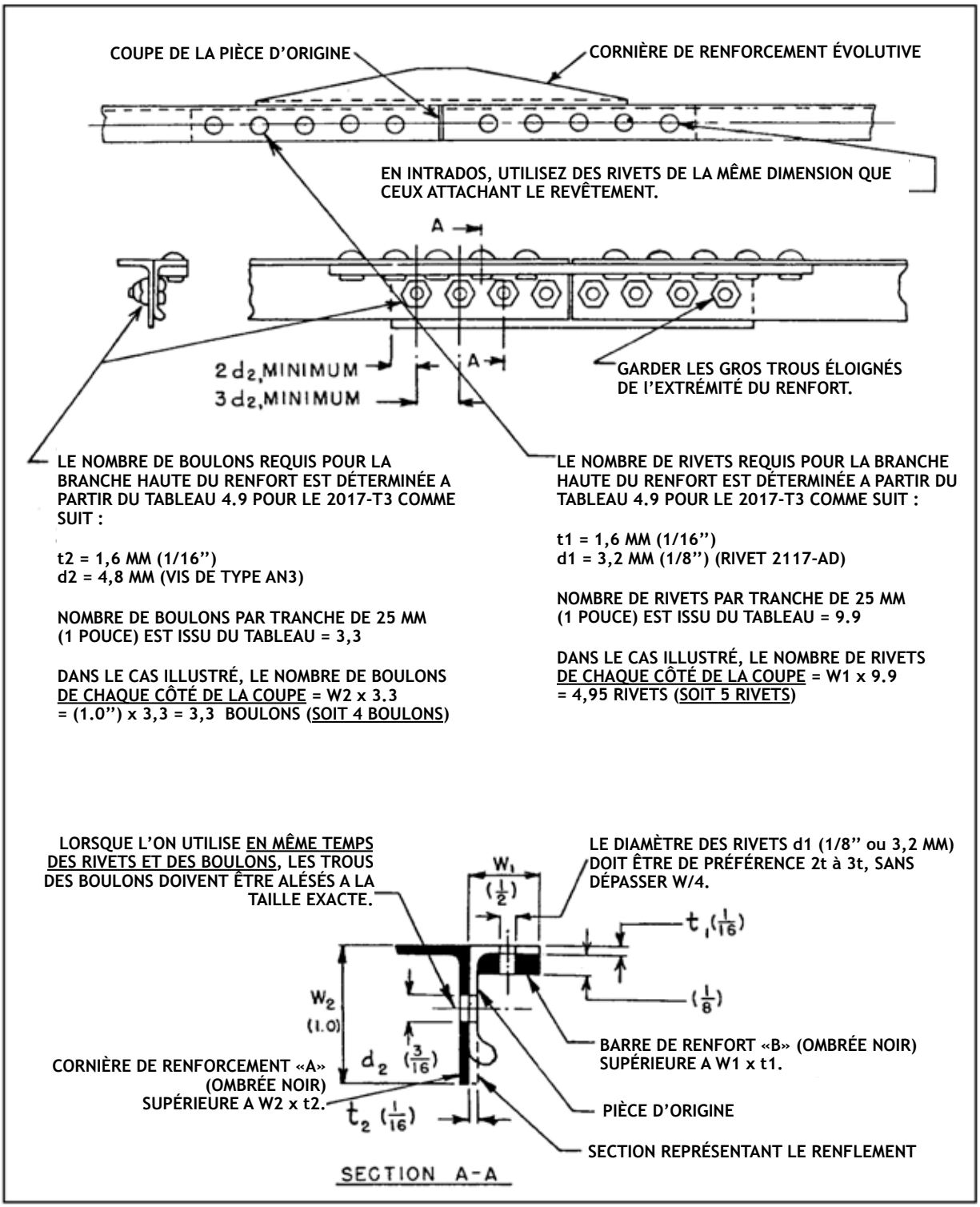
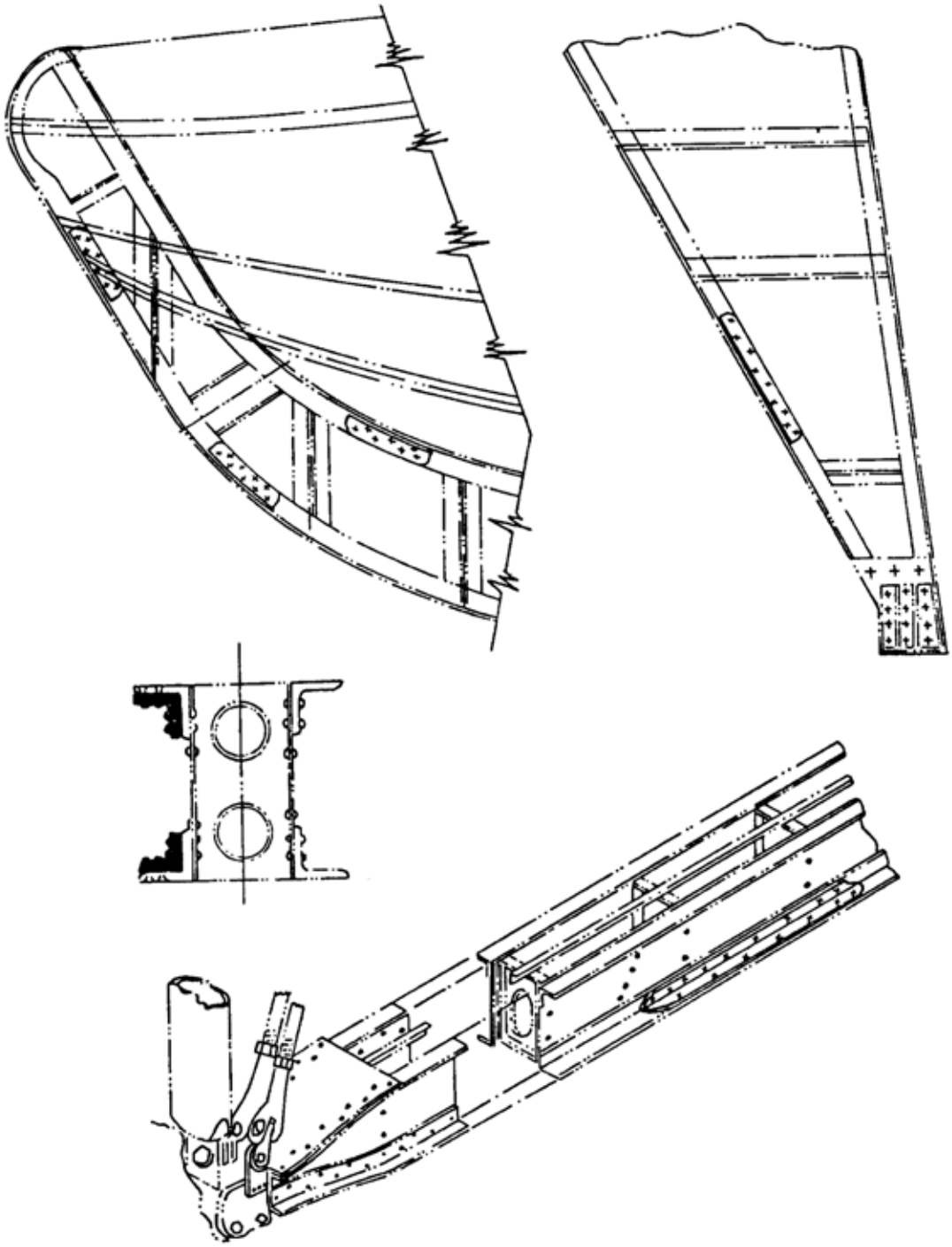


Figure 4-18. Exemple d'épissure d'éclisse (alliage 2017).



NOTE: FOR MINIMUM NUMBER OF RIVETS REQUIRED, SEE PARAGRAPH 4-58g AND SUBSEQUENT.

NOTE: STRENGTH INVESTIGATION IS USUALLY REQUIRED FOR THIS TYPE OF REPAIR.

FIGURE 4-19. Application of typical flange splices and reinforcement.

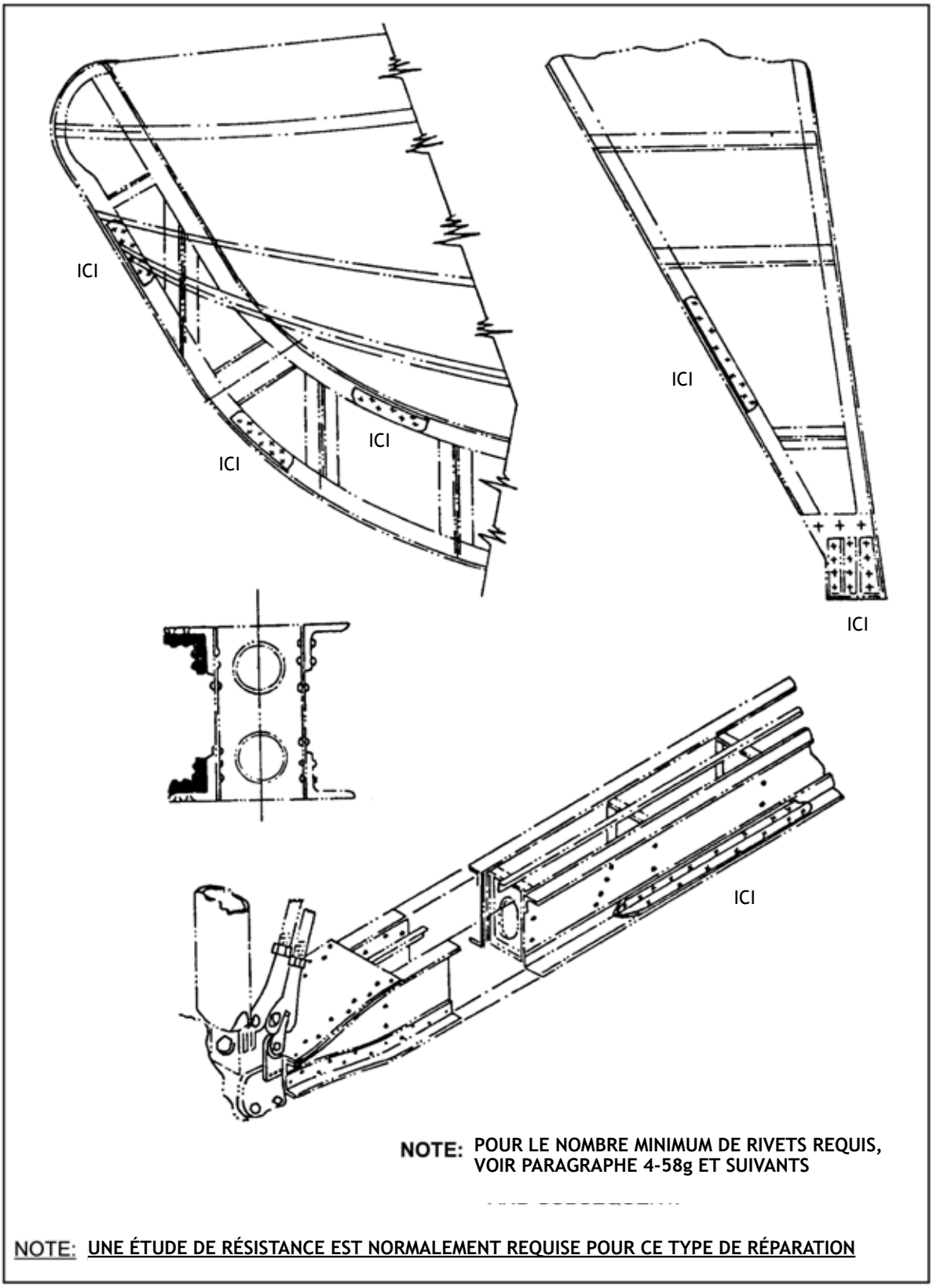


Figure 4-19. Pièces de raccordement et de renforcement types sur des semelles.

(3) To avoid concentration of load on the end rivet and consequent tendency toward progressive rivet failure, the splice is tapered at the ends by tapering the backing angle and by making it shorter than the splice bar. (See figure 4-18.)

(4) The preceding principles are especially important in splicing stringers on the lower surface of stressed skin wings, where high-tension stresses may exist. When several adjacent stringers are spliced, stagger the splices if possible.

k. Size of Splicing Members. When the same material is used for the splicing members as for the original member, the cross-section area (i.e., the shaded areas in figure 4-17), of the splice material will be greater than the area of the section element which it splices. The area of a section element (e.g., each leg of an angle or channel) is equal to the width multiplied by the thickness. For example, the bar "B" in figure 4-18 is assumed to splice the upper leg of the stringer, and the angle "A" is assumed to splice the bulbed leg of the stringer. Since the splice bar "B" is not as wide as the adjacent leg, its thickness must be increased such that the area of bar "B" is at least equal to the area of the upper leg of the stringer.

l. The Diameter of Rivets in Stringers. The diameter of rivets in stringers might preferably be between two and three times the thickness "t" of the leg, but must not be more than 1/4th the width "W" of the leg. Thus, 1/8-inch rivets are chosen in the example, figure 4-18. If the splices were in the lower surface of a wing, the end rivets would be made the same size as the skin-attaching rivets, or 3/32 inch.

m. The Number of Rivets. The number of rivets required on each side of the cut in a stringer or flange may be determined from standard text books on aircraft structures, or may be found in tables 4-9 through 4-11.

(1) In determining the number of rivets required in the example, figure 4-18, for attaching the splice bar "B" to the upper leg, the thickness "t" of the element of area being spliced is 1/16 inch (use 0.064), the rivet size is 1/8 inch, and table 4-9 shows that 9.9 rivets are required per inch of width. Since the width "W" is 1/2 inch, the actual number of rivets required to attach the splice bar to the upper leg on each side of the cut is 9.9 (rivets per inch) x 0.5 (inch width) = 4.95 (use 5 rivets).

(2) For the bulbed leg of the stringer "t" = 1/16 inch (use 0.064); AN-3 bolts are chosen, and the number of bolts required per inch of width = 3.3. The width "W" for this leg, however, is 1 inch; and the actual number of bolts required on each side of the cut is 1 x 3.3 = 3.3 (use 4 bolts). When both rivets and bolts are used in the same splice, the bolt holes must be accurately reamed to size. It is preferable to use only one type of attachment, but in the above example, the dimensions of the legs of the bulb angle indicated rivets for the upper leg and bolts for the bulb leg.

n. Splicing of Intermediate Frames. The same principles used for stringer splicing may be applied to intermediate frames when the following point is considered. Conventional frames of channel or Z sections are relatively deep and thin compared to stringers, and usually fail by twisting or by buckling of the free flange. Reinforce the splice joint against this type of failure by using a splice plate heavier than the frame and by splicing the free flange of the frame with a flange of the splice plate. (See figure 4-20.) Since a frame is likely to be subjected to bending loads, make the length of splice plate "L" more than twice the width "W_2," and the rivets spread out to cover the plate.

(3) Pour éviter la concentration de la charge sur le rivet d'extrémité et la tendance à la rupture progressive du rivet qui en résulte, la cornière de renforcement est effilée aux extrémités en réduisant l'angle d'appui et en la rendant plus courte que l'éclisse. (Voir figure 4-18.)

(4) Les principes précédents sont particulièrement importants pour le raccordement des longerons sur l'intrados des ailes à revêtement tendu, où des contraintes de tension élevées peuvent exister. Lorsque plusieurs longerons adjacents sont réparés, décalez les épissures si possible.

k. Taille des éléments d'éclisse. Si l'on utilise le même matériau pour les éléments d'éclisse que pour l'élément original, l'aire de la section transversale (c.-à-d. les zones hachurées de la figure 4-17) du matériau d'éclisse sera supérieure à l'aire de l'élément de section qu'il éclisse. La surface d'un élément de section (par exemple, chaque branche d'une cornière ou d'un tube) est égale à la largeur multipliée par l'épaisseur. Par exemple, la barre «B» de la figure 4-18 est supposée raccorder la branche supérieure de la semelle, et la cornière «A» est supposée raccorder le renflement de la semelle. Comme l'éclisse «B» n'est pas aussi large que la partie adjacente, son épaisseur doit être augmentée de manière à ce que la surface de l'éclisse «B» soit au moins égale à la surface de la partie supérieure de la semelle.

l. Le diamètre des rivets dans les semelles. Le diamètre des rivets dans les semelles doit de préférence être compris entre deux et trois fois l'épaisseur «t» de la pièce, mais ne doit pas être supérieur à 1/4 de la largeur «W» de la pièce. Ainsi, des rivets de 3.2 mm sont choisis dans l'exemple de la figure 4-18. Si les éclisses se trouvaient dans l'intrados d'une aile, les rivets d'extrémité seraient de la même taille que les rivets de fixation du revêtement, soit 2.4 mm.

m. Nombre de rivets. Le nombre de rivets requis de chaque côté de la coupe d'une semelle ou d'une bride peut être déterminé dans les manuels standards sur les structures d'aéronefs, ou peut être trouvé dans les tableaux 4-9 à 4-11.

(1) Pour déterminer le nombre de rivets requis dans l'exemple de la figure 4-18 pour fixer l'éclisse «B» à la partie supérieure, l'épaisseur «t» de l'élément de surface à éclisser est de 1.6 mm, la taille du rivet est de 3.2 mm et le tableau 4-9 indique que 9,9 rivets sont requis par pouce de largeur. Comme la largeur «W» est de 1/2 pouce (12,4 mm), le nombre réel de rivets nécessaires pour fixer l'éclisse à la jambe supérieure de chaque côté de la coupe est de 9,9 (rivets par pouce) x 0,5 (largeur de pouce) = 4,95 (donc 5 rivets).

(2) Pour la partie avec renflement de la semelle, «t» = 1.6 mm ; on choisit des boulons AN-3, et le nombre de boulons requis par pouce (25 mm) de largeur = 3,3. La largeur «W» de cette partie est cependant de 25 mm (1 pouce) ; et le nombre réel de boulons requis de chaque côté de la coupe est de 1 x 3,3 = 3,3 (donc 4 boulons). Lorsque des rivets et des boulons sont utilisés dans la même éclisse, les trous des boulons doivent être alésés avec précision. Il est préférable de n'utiliser qu'un seul type de fixation, mais dans l'exemple ci-dessus, les dimensions des parties de la cornière du renflement indiquaient des rivets pour la partie supérieure et des boulons pour la partie en renflement.

n. Raccordement des cadres intermédiaires. Les mêmes principes que ceux utilisés pour l'assemblage des semelles peuvent être appliqués aux cadres intermédiaires si l'on considère le point suivant. Les cadres conventionnels en profilés en U ou en Z sont relativement profonds et minces par rapport aux semelles, et se rompent généralement par torsion ou par flambage. Renforcez l'assemblage d'éclisse contre ce type de défaillance en utilisant une plaque d'éclisse plus épaisses que le cadre et en éclissant la partie libre du cadre avec une partie de la plaque d'éclisse (voir figure 4-20). Comme un cadre est susceptible d'être soumis à des charges de flexion, la longueur de l'éclisse «L» doit être supérieure à deux fois la largeur «W2» et les rivets doivent être répartis sur l'ensemble de la plaque d'éclisse.

TABLE 4-9. Number of rivets required for splices (single-lap joint) in bare 2014-T6, 2024-T3, 2024-T36, and 7075-T6 sheet, clad 2014-T6, 2024-T3, 2024-T36, and 7075-T6 sheet, 2024-T4, and 7075-T6 plate, bar, rod, tube, and extrusions, 2014-T6 extrusions.

Thickness "t" in inches	No. of 2117-T4 (AD) protruding head rivets required per inch of width "W"					No. of Bolts
	Rivet size					
	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	AN-3
.016	6.5	4.9	- -	- -	- -	- -
.020	6.9	4.9	3.9	- -	- -	- -
.025	8.6	4.9	3.9	- -	- -	- -
.032	11.1	6.2	3.9	3.3	- -	- -
.036	12.5	7.0	4.5	3.3	2.4	- -
.040	13.8	7.7	5.0	3.5	2.4	3.3
.051	- -	9.8	6.4	4.5	2.5	3.3
.064	- -	12.3	8.1	5.6	3.1	3.3
.081	- -	- -	10.2	7.1	3.9	3.3
.091	- -	- -	11.4	7.9	4.4	3.3
.102	- -	- -	12.8	8.9	4.9	3.4
.128	- -	- -	- -	11.2	6.2	3.2

NOTES:

a. For stringers in the upper surface of a wing, or in a fuselage, 80 percent of the number of rivets shown in the table may be used.

b. For intermediate frames, 60 percent of the number shown may be used.

c. For single lap sheet joints, 75 percent of the number shown may be used.

ENGINEERING NOTES:

a. The load per inch of width of material was calculated by assuming a strip 1 inch wide in tension.

b. Number of rivets required was calculated for 2117-T4 (AD) rivets, based on a rivet allowable shear stress equal to 40 percent of the sheet allowable tensile stress, and a sheet allowable bearing stress equal to 160 percent of the sheet allowable tensile stress, using nominal bolt diameters for rivets.

c. Combinations of sheet thickness and rivet size above the underlined numbers are critical in (i.e., will fail by) bearing on the sheet; those below are critical in shearing of the rivets.

d. The number of AN-3 bolts required below the underlined number was calculated based on a sheet allowable tensile stress of 70,000 psi and a bolt allowable single shear load of 2,126 pounds.

Tableau 4-9. Nombre de rivets requis pour les éclisses (assemblage à simple recouvrement) dans les tôles nues 2014-T6, 2024-T3, 2024-T36 et 7075-T6, les tôles plaquées (clad) 2014-T6, 2024-T3, 2024-T36 et 7075-T6, les barres, tiges et tubes 2024-T4 et 7075-T6, les extrusions 2014-T6.

Épaisseur «t» en pouces et en mm		Nombre de rivets à tête saillante en 2117-T4 (AD) par pouce (25 mm) de largeur «W»					Nombre de boulons
		DIMENSION DU RIVET (en pouces et en mm)					
		3/32 - 2.4	1/8 - 3.2	5/32 - 4.0	3/16 - 4.8	1/4 - 6.4	AN-3
.016	0,4	6.5	4.9	- -	- -	- -	- -
.020	0,5	6.9	4.9	3.9	- -	- -	- -
.025	0,6	8.6	4.9	3.9	- -	- -	- -
.032	0,8	11.1	6.2	3.9	3.3	- -	- -
.036	0,9	12.5	7.0	4.5	3.3	2.4	- -
.040	1,0	13.8	7.7	5.0	3.5	2.4	3.3
.051	1,3	- -	9.8	6.4	4.5	2.5	3.3
.064	1,6	- -	12.3	8.1	5.6	3.1	3.3
.081	2,0	- -	- -	10.2	7.1	3.9	3.3
.091	2,3	- -	- -	11.4	7.9	4.4	3.3
.102	2,6	- -	- -	12.8	8.9	4.9	3.4
.128	3,2	- -	- -	- -	11.2	6.2	3.2

NOTES :

a. Pour les semelles en extrados d'une aile ou d'un fuselage, on peut utiliser 80 % du nombre de rivets indiqué dans le tableau.

b. Pour les cadres intermédiaires, 60 % du nombre indiqué peut être utilisé.

c. Pour les jointures de tôle à recouvrement simple, 75 % du nombre indiqué peut être utilisé.

NOTES TECHNIQUES :

a. La charge par pouce (25 mm) de largeur de matériau a été calculée en supposant une bande de 1 pouce (25 mm) de largeur en tension.

b. Le nombre de rivets requis a été calculé pour des rivets 2117-T4 (AD), en fonction d'une contrainte de cisaillement admissible du rivet égale à 40 pour cent de la contrainte de traction admissible de la tôle, et d'une contrainte d'appui admissible de la tôle égale à 160 pour cent de la contrainte de traction admissible de la tôle, en utilisant les diamètres nominaux pour les rivets.

c. Les combinaisons de l'épaisseur de la tôle et de la taille des rivets au-dessus des chiffres soulignés sont critiques pour l'arrachage sur la tôle (c'est-à-dire qu'elles céderont en raison de la contrainte de cisaillement) ; celles en dessous sont critiques pour le cisaillement des rivets.

d. Le nombre de boulons AN-3 requis sous le chiffre souligné a été calculé en fonction d'une contrainte de traction admissible de la tôle de 70 000 psi (482 MPa) et d'une charge de cisaillement unique admissible du boulon de 965 kg.

TABLE 4-10. Number of rivets required for splices (single-lap joint) in 2017, 1017 ALCLAD, 2024-T3 ALCLAD sheet, plate, bar, rod, tube, and extrusions.

Thickness "t" in inches	No. of 2117-T4 (AD) protruding head rivets required per inch of width "W"					No. of Bolts
	Rivet size					
	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	AN-3
.016	6.5	4.9	- -	- -	- -	- -
.020	6.5	4.9	3.9	- -	- -	- -
.025	6.9	4.9	3.9	- -	- -	- -
.032	8.9	4.9	3.9	3.3	- -	- -
.036	10.0	5.6	3.9	3.3	2.4	- -
.040	11.1	6.2	4.0	3.3	2.4	- -
.051	- -	7.9	5.1	3.6	2.4	3.3
.064	- -	9.9	6.5	4.5	2.5	3.3
.081	- -	12.5	8.1	5.7	3.1	3.3
.091	- -	- -	9.1	6.3	3.5	3.3
.102	- -	- -	10.3	7.1	3.9	3.3
.128	- -	- -	12.9	8.9	4.9	3.3

NOTES:

a. For stringers in the upper surface of a wing, or in a fuselage, 80 percent of the number of rivets shown in the table may be used.

b. For intermediate frames, 60 percent of the number shown may be used.

c. For single lap sheet joints, 75 percent of the number shown may be used.

ENGINEERING NOTES:

a. The load per inch of width of material was calculated by assuming a strip 1 inch wide in tension.

b. Number of rivets required was calculated for 2117-T4 (AD) rivets, based on a rivet allowable shear stress equal to percent of the sheet allowable tensile stress, and a sheet allowable bearing stress equal to 160 percent of the sheet allowable tensile stress, using nominal hole diameters for rivets.

c. Combinations of sheet thickness and rivet size above the underlined numbers are critical in (i.e., will fail by) bearing on the sheet; those below are critical in shearing of the rivets.

d. The number of AN-3 bolts required below the underlined number was calculated based on a sheet allowable tensile stress of 55,000 psi and a bolt allowable single shear load of 2,126 pounds.

Tableau 4-10. Nombre de rivets requis pour les éclisses (assemblage à simple recouvrement) en 2017, 1017 ALCLAD, 2024-T3 ALCLAD tôle, plaque, barre, tige, tube et extrusions.

Épaisseur «t» en pouces et en mm		Nombre de rivets à tête saillante en 2117-T4 (AD) par pouce (25 mm) de largeur «W» — DIMENSION DU RIVET (en pouces et en mm)					Nombre de boulons
		3/32 - 2.4	1/8 - 3.2	5/32 - 4.0	3/16 - 4.8	1/4 - 6.4	AN-3
.016	0,4	6.5	4.9	- -	- -	- -	- -
.020	0,5	6.5	4.9	3.9	- -	- -	- -
.025	0,6	6.9	4.9	3.9	- -	- -	- -
.032	0,8	8.9	4.9	3.9	3.3	- -	- -
.036	0,9	10.0	5.6	3.9	3.3	2.4	- -
.040	1,0	11.1	6.2	4.0	3.3	2.4	- -
.051	1,3	- -	7.9	5.1	3.6	2.4	3.3
.064	1,6	- -	9.9	6.5	4.5	2.5	3.3
.081	2,0	- -	12.5	8.1	5.7	3.1	3.3
.091	2,3	- -	- -	9.1	6.3	3.5	3.3
.102	2,6	- -	- -	10.3	7.1	3.9	3.3
.128	3,2	- -	- -	12.9	8.9	4.9	3.3

NOTES :

a. Pour les semelles en extrados d'une aile ou d'un fuselage, on peut utiliser 80 % du nombre de rivets indiqué dans le tableau.

b. Pour les cadres intermédiaires, 60 % du nombre indiqué peut être utilisé.

c. Pour les jointures de tôle à recouvrement simple, 75 % du nombre indiqué peut être utilisé.

NOTES TECHNIQUES :

a. La charge par pouce (25 mm) de largeur de matériau a été calculée en supposant une bande de 1 pouce (25 mm) de largeur en tension.

b. Le nombre de rivets requis a été calculé pour des rivets 2117-T4 (AD), en fonction d'une contrainte de cisaillement admissible du rivet égale à 40 pour cent de la contrainte de traction admissible de la tôle, et d'une contrainte d'appui admissible de la tôle égale à 160 pour cent de la contrainte de traction admissible de la tôle, en utilisant les diamètres nominaux pour les rivets.

c. Les combinaisons de l'épaisseur de la tôle et de la taille des rivets au-dessus des chiffres soulignés sont critiques pour l'arrachage sur la tôle (c'est-à-dire qu'elles céderont en raison de la contrainte de cisaillement) ; celles en dessous sont critiques pour le cisaillement des rivets.

d. Le nombre de boulons AN-3 requis sous le chiffre souligné a été calculé en fonction d'une contrainte de traction admissible de la tôle de 55 000 psi (379 MPa) et d'une charge de cisaillement unique admissible du boulon de 965 kg.

TABLE 4-11. Number of rivets required for splices (single-lap joint) in 5052 (all hardnesses) sheet.

Thickness "t" in inches	No. of 2117-T4 (AD) protruding head rivets required per inch of width "W"					No. of Bolts
	Rivet size					
	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	AN-3
.016	6.3	4.7		- -	- -	- -
.020	6.3	4.7	3.8	- -	- -	- -
.025	6.3	4.7	3.8	- -	- -	- -
.032	6.3	4.7	3.8	3.2	- -	- -
.036	7.1	4.7	3.8	3.2	2.4	- -
.040	7.9	4.7	3.8	3.2	2.4	- -
.051	10.1	5.6	3.8	3.2	2.4	- -
.064	12.7	7.0	4.6	3.2	2.4	- -
.081	- -	8.9	5.8	4.0	2.4	3.2
.091	- -	10.0	6.5	4.5	2.5	3.2
.102	- -	11.2	7.3	5.1	2.8	3.2
.128	- -	- -	9.2	6.4	3.5	3.2

NOTES:

a. For stringers in the upper surface of a wing, or in a fuselage, 80 percent of the number of rivets shown in the table may be used.

b. For intermediate frames, 60 percent of the number shown may be used.

c. For single lap sheet joints, 75 percent of the number shown may be used.

ENGINEERING NOTES:

a. The load per inch of width of material was calculated by assuming a strip 1 inch wide in tension.

b. Number of rivets required was calculated for 2117-T4 (AD) rivets, based on a rivet allowable shear stress equal to 70 percent of the sheet allowable tensile stress, and a sheet allowable bearing stress equal to 160 percent of the sheet allowable tensile stress, using nominal hole diameters for rivets.

c. Combinations of sheet thickness and rivet size above the underlined numbers are critical in (i.e., will fail by) bearing on the sheet, those below are critical in shearing of the rivets.

Tableau 4-11. Nombre de rivets nécessaires pour les jonctions (assemblage simple) en tôle 5052 (toutes duretés).

Épaisseur «t» en pouces et en mm		Nombre de rivets à tête saillante en 2117-T4 (AD) par pouce (25 mm) de largeur «W»					Nombre de boulons
		DIMENSION DU RIVET (en pouces et en mm)					
		3/32 - 2.4	1/8 - 3.2	5/32 - 4.0	3/16 - 4.8	1/4 - 6.4	AN-3
.016	0,4	6.3	4.7		- -	- -	- -
.020	0,5	6.3	4.7	3.8	- -	- -	- -
.025	0,6	6.3	4.7	3.8	- -	- -	- -
.032	0,8	6.3	4.7	3.8	3.2	- -	- -
.036	0,9	7.1	4.7	3.8	3.2	2.4	- -
.040	1,0	7.9	4.7	3.8	3.2	2.4	- -
.051	1,3	10.1	5.6	3.8	3.2	2.4	- -
.064	1,6	12.7	7.0	4.6	3.2	2.4	- -
.081	2,0	- -	8.9	5.8	4.0	2.4	3.2
.091	2,3	- -	10.0	6.5	4.5	2.5	3.2
.102	2,6	- -	11.2	7.3	5.1	2.8	3.2
.128	3,2	- -	- -	9.2	6.4	3.5	3.2

NOTES :

a. Pour les semelles en extrados d'une aile ou d'un fuselage, on peut utiliser 80 % du nombre de rivets indiqué dans le tableau.

b. Pour les cadres intermédiaires, 60 % du nombre indiqué peut être utilisé.

c. Pour les jointures de tôle à recouvrement simple, 75 % du nombre indiqué peut être utilisé.

NOTES TECHNIQUES :

a. La charge par pouce (25 mm) de largeur de matériau a été calculée en supposant une bande de 1 pouce (25 mm) de largeur en tension.

b. Le nombre de rivets requis a été calculé pour des rivets 2117-T4 (AD), en fonction d'une contrainte de cisaillement admissible du rivet égale à 70 pour cent de la contrainte de traction admissible de la tôle, et d'une contrainte d'appui admissible de la tôle égale à 160 pour cent de la contrainte de traction admissible de la tôle, en utilisant les diamètres nominaux pour les rivets.

c. Les combinaisons de l'épaisseur de la tôle et de la taille des rivets au-dessus des chiffres soulignés sont critiques pour l'arrachage sur la tôle (c'est-à-dire qu'elles céderont en raison de la contrainte de cisaillement) ; celles en dessous sont critiques pour le cisaillement des rivets.

4-59. REPAIRING CRACKED MEMBERS. Acceptable methods of repairing various types of cracks in structural elements are shown in figures 4-21 through 4-24. The following general procedures apply in repairing such defects.

a. Drill small holes 3/32 inch (or 1/8 inch) at the extreme ends of the cracks to minimize the possibility of their spreading further.

b. Add reinforcement to carry the stresses across the damaged portion and to stiffen the joints. (See figures 4-14 through 4-17.) The condition causing cracks to develop at a particular point is stress concentration at that point in conjunction with repetition of stress, such as produced by vibration of the structure. The stress concentration may be due to the design or to defects such as nicks, scratches, tool marks, and initial stresses or cracks from forming or heat-treating operations. It should be noted, that an increase in sheet thickness alone is usually beneficial but does not necessarily remedy the conditions leading to cracking.

4-60. STEEL AND ALUMINUM FITTINGS.

a. Steel Fittings. Inspect for the following defects.

(1) Fittings are to be free from scratches, vise and nibbler marks, and sharp bends or edges. A careful examination of the fitting with a medium power (at least 10 power) magnifying glass is acceptable as an inspection.

(2) When repairing aircraft after an accident or in the course of a major overhaul, inspect all highly-stressed main fittings, as set forth in the manufacturer's instruction manual.

(3) Replace torn, kinked, or cracked fittings.

(4) Elongated or worn bolt holes in fittings, which were designed without bushings, are not to be reamed oversize. Replace such fittings, unless the method of repair is approved by the FAA. Do not fill holes with welding rod. Acceptable methods of repairing elongated or worn bolt holes in landing gear, stabilizer, interplane, or cabane-strut ends are shown in figure 4-25.

b. Aluminum and Aluminum Alloy Fittings.

(1) Replace damaged fittings with new parts that have the same material specifications.

(2) Repairs may be made in accordance with data furnished by the aircraft manufacturer, or data substantiating the method of repair may be submitted to the FAA for approval.

4-61. CASTINGS. Damaged castings are to be replaced and not repaired unless the method of repair is specifically approved by the aircraft manufacturer or substantiating data for the repair has been reviewed by the FAA for approval.

4-62. SELECTIVE PLATING IN AIRCRAFT MAINTENANCE. Selective plating is a method of depositing metal from an electrolyte to the selected area. The electrolyte is held in an absorbent material attached to an inert anode. Plating contact is made by brushing or swabbing the part (cathode) with the electrolyte-bearing anode.

a. Selective Plating Uses. This process can be utilized for any of the following reasons.

4-59. RÉPARATION DES ÉLÉMENTS CRIQUÉS. Les figures 4-21 à 4-24 illustrent des méthodes acceptables de réparation de divers types de criques dans les éléments de structure. Les procédures générales suivantes s'appliquent à la réparation de ces défauts.

a. Percez de petits trous de 2.4 mm (ou 3.2 mm) aux extrémités des criques pour minimiser la possibilité qu'elles se propagent davantage.

b. Ajoutez un renfort pour transmettre les contraintes à travers la partie endommagée et pour raidir les jointures. (Voir les figures 4-14 à 4-17.) La condition qui provoque l'apparition de criques en un point particulier est la concentration des contraintes en ce point en conjonction avec la répétition des contraintes, comme celles produites par les vibrations de la structure. La concentration de contraintes peut être due à la conception ou à des défauts tels que des entailles, des rayures, des marques d'outils, des contraintes initiales ou des criques résultant d'opérations de formage ou de traitement thermique. Il convient de noter qu'une augmentation de l'épaisseur de la tôle, à elle seule, est généralement bénéfique, mais ne remédie pas nécessairement aux conditions conduisant à la fissuration.

4-60. FERRURES EN ACIER ET EN ALUMINIUM.

a. Ferrures en acier. Vérifier l'absence des défauts suivants.

(1) Les ferrures doivent être exempts d'égratignures, de marques d'étau et de grignoteur, de courbes ou d'arêtes vives. Un examen minutieux à l'aide d'une loupe de puissance moyenne (au moins 10X) est acceptable comme inspection.

(2) Lors de la réparation d'un aéronef après un accident ou au cours d'une révision majeure, inspecter toutes les ferrures principales fortement sollicitées, comme indiqué dans le manuel d'instructions du constructeur.

(3) Remplacez les ferrures déchirées, tordues ou fissurées.

(4) Les trous de boulons allongés ou usés dans les ferrures, (4) Les trous de boulons allongés ou usés des ferrures, qui ont été conçus sans douille, ne doivent pas être alésés surdimensionnés. Remplacez ces ferrures, sauf si la méthode de réparation est approuvée par la FAA. Ne remplissez pas les trous avec de la soudure. Les méthodes acceptables de réparation des trous de boulons allongés ou usés dans les extrémités du train d'atterrissage, du stabilisateur, du haubanage ou des tendeurs de la cabine sont illustrées à la figure 4-25.

b. Ferrures en aluminium et alliage d'aluminium.

(1) Remplacer les ferrures endommagées par des pièces neuves ayant les mêmes spécifications de matériau.

(2) Les réparations peuvent être effectuées conformément aux données fournies par le constructeur de l'aéronef, ou les données justifiant la méthode de réparation peuvent être soumises à la FAA pour approbation.

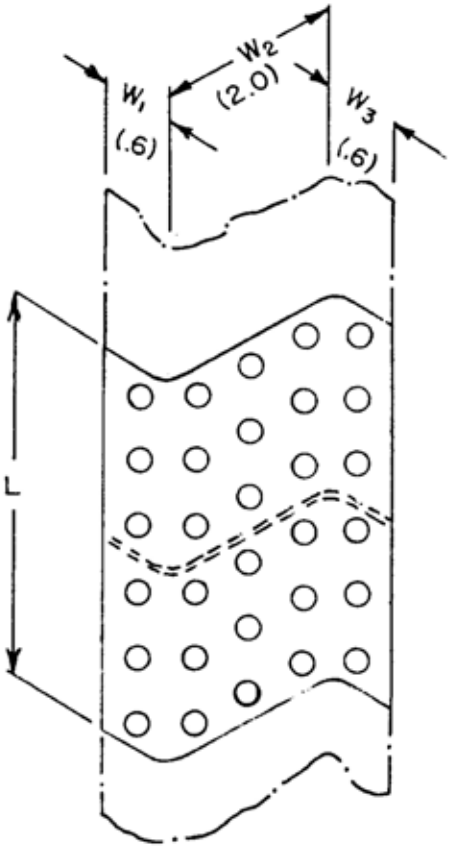
4-61. PIÈCES MOULÉES. Les pièces moulées endommagées doivent être remplacées et non réparées à moins que la méthode de réparation ne soit spécifiquement approuvée par le constructeur de l'aéronef ou que les données justifiant la réparation aient été examinées par la FAA pour approbation.

4-62. PLACAGE SÉLECTIF DANS LA MAINTENANCE DES AÉRONEFS. Le placage sélectif est une méthode de dépôt de métal à partir d'un électrolyte sur la zone sélectionnée. L'électrolyte est maintenu dans un matériau absorbant fixé à une anode inerte. Le contact de placage est établi en brossant ou en tamponnant la pièce (cathode) avec l'anode portant l'électrolyte.

a. Utilisations de la métallisation sélective. Ce procédé peut être utilisé pour l'une des raisons suivantes.

THE NUMBER OF RIVETS REQUIRED IN EACH LEG ON EACH SIDE OF THE CUT IS DETERMINED BY THE WIDTH "W," THE THICKNESS OF THE FRAME "t," AND THE RIVET DIAMETER "d" USING TABLE 4-10 IN A MANNER SIMILAR TO THAT FOR STRINGERS IN FIGURE 4-20.

NOTE b. IN TABLE 4-10 INDICATES THAT ONLY 60 PERCENT OF THE NUMBER OF RIVETS SO CALCULATED NEED BE USED IN SPLICES IN INTERMEDIATE.



EXAMPLE: (FOR 2017-T3 aluminum alloy frame)

FLANGE LEG

t = .040"
d = 1/8" 2117-T4 (AD)
W_1 & W_3 = .6 inch

NO. OF RIVETS PER INCH OF WIDTH FROM TABLE 4-10 = 6.2

No. of rivets required = W x 6.2 = .6 x 6.2 = 3.72 or 4 rivets.
60 percent of 4 rivets = 2.4 rivets.
USE 3 RIVETS ON EACH SIDE OF THE CUT IN EACH FLANGE LEG.

WEB OF ZEE (OR CHANNEL)

t = .040"
d = 1/8" 2117-T4 (AD) rivet
W = 2.0 inches

NO. OF RIVETS PER INCH OF WIDTH FROM TABLE 4-10 = 6.2

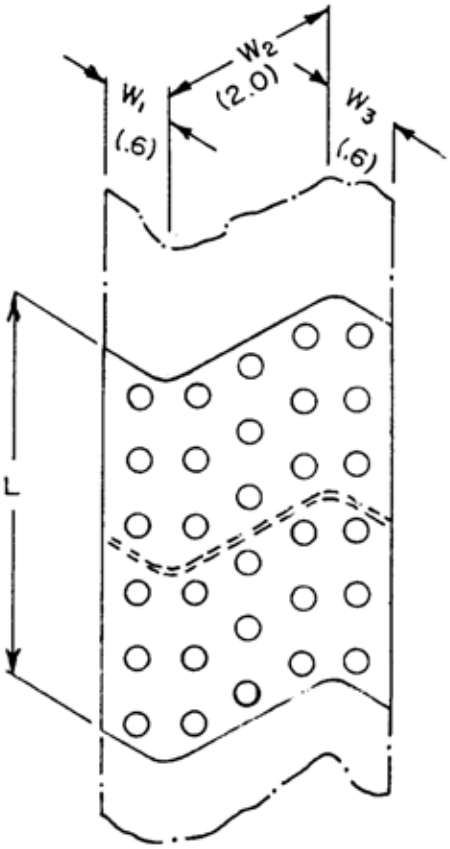
No. of rivets required = W x 6.2 = 2.0 x 6.2 = 12.4 or 13 rivets.
60 percent of 13 rivets = 7.8 rivets.
USE 8 RIVETS ON EACH SIDE OF CUT IN THE WEB OF ZEE (OR CHANNEL).

"L" SHOULD BE MORE THAN TWICE W_2
Thickness of splice plate to be greater than that of the frame to be spliced.

FIGURE 4-20. Example of intermediate frame stringer splice (material 2017-T3 AL alloy).

LE NOMBRE DE RIVETS REQUIS DANS CHAQUE PARTIE DE CHAQUE CÔTÉ DE LA COUPE EST DÉTERMINÉ PAR LA LARGEUR «W», L'ÉPAISSEUR DU CADRE «T» ET LE DIAMÈTRE DU RIVET «D» EN UTILISANT LE TABLEAU 4-10 DE LA MÊME MANIÈRE QUE POUR LES SEMELLES DE LA FIGURE 4-20.

LA NOTE B. DU TABLEAU 4-10 INDIQUE QUE 60 % SEULEMENT DU NOMBRE DE RIVETS AINSI CALCULÉ DOIVENT ÊTRE UTILISÉS DANS LES ÉCLISSES INTERMÉDIAIRES.



EXEMPLE : (POUR UNE STRUCTURE EN ALLIAGE 2017-T3)

ÉLÉMENT D'UNE BRIDE

t = 1 MM
d = 3.2 MM, RIVET EN 2117-T4 (AD)
W1 & W3 = 15 MM (0,6")

NOMBRE DE RIVETS PAR 25 MM DEPUIS LE TABLEAU 4-10 : 6,2

NOMBRE DE RIVETS REQUIS = W x 6,2
= 15/25 x 6,2 = 3,72, SOIT 4 RIVETS.
60% DE 4 RIVETS = 2,4 RIVETS.
UTILISEZ 3 RIVETS DE CHAQUE COTE DE LA COUPE DE LA BRIDE.

PROFILÉ EN Z (OU EN U)

t = 1 MM
d = 3,2 MM, RIVET EN 2117-T4 (AD)
W = 50 MM (2")

NOMBRE DE RIVETS PAR 25 MM DEPUIS LE TABLEAU 4-10 : 6,2

NOMBRE DE RIVETS REQUIS = W x 6,2
= 50/25 x 6,2 = 12,4, SOIT 13 RIVETS.
60% DE 13 RIVETS = 7,8 RIVETS.
UTILISEZ 8 RIVETS DE CHAQUE COTE DE LA COUPE DU PROFILÉ.

«L» DEVRAIT ÊTRE SUPÉRIEUR A DEUX FOIS W2.

L'ÉPAISSEUR DE LA PLAQUE DE RENFORT DOIT ÊTRE PLUS GRANDE QUE CELLE DE LA STRUCTURE A RÉPARER.

Figure 4-20. Exemple d'éclisse de semelle de cadre intermédiaire (matériau alliage 2017-T3).

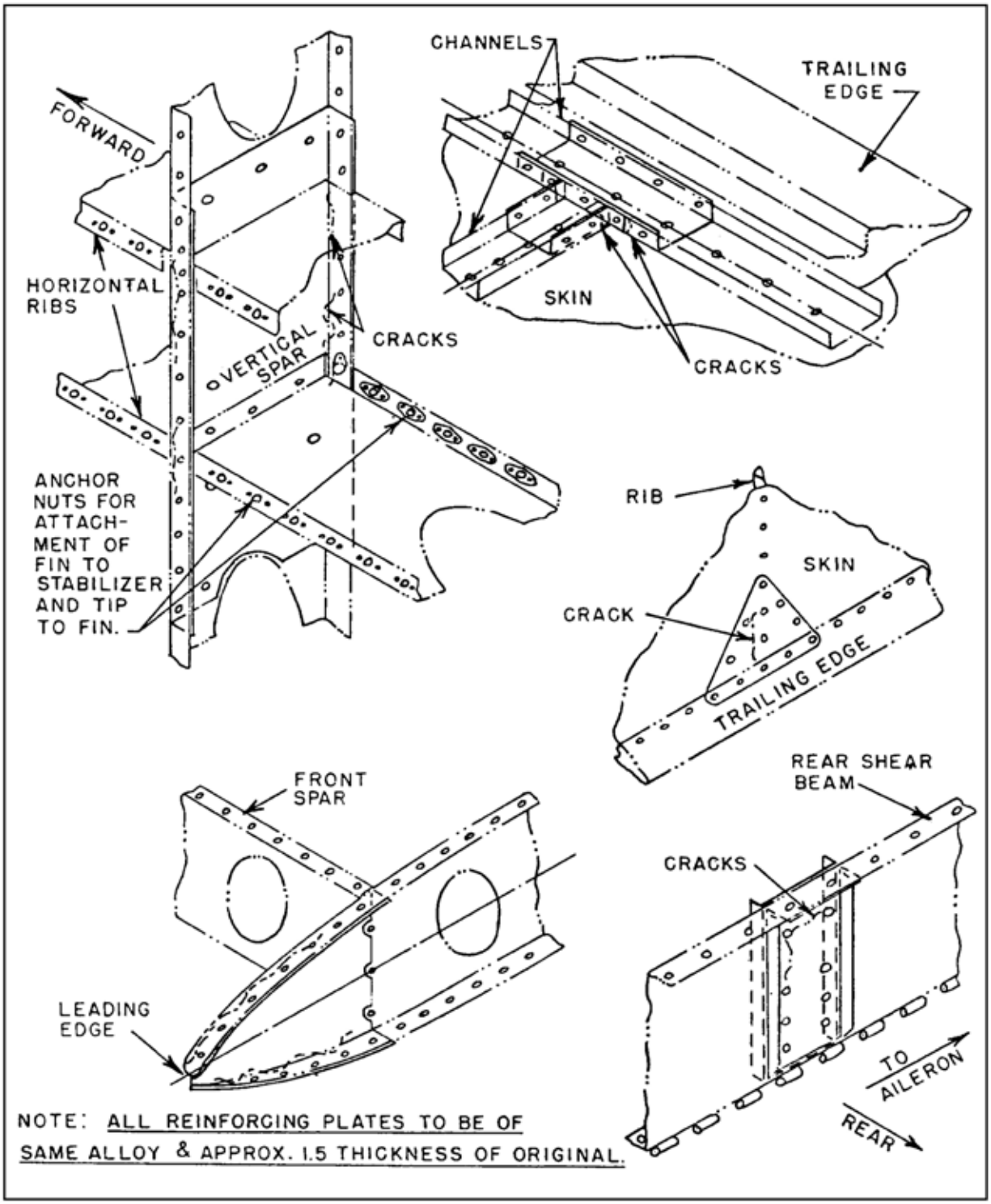


FIGURE 4-21. Typical methods of repairing cracked leading and trailing edges and rib intersections.

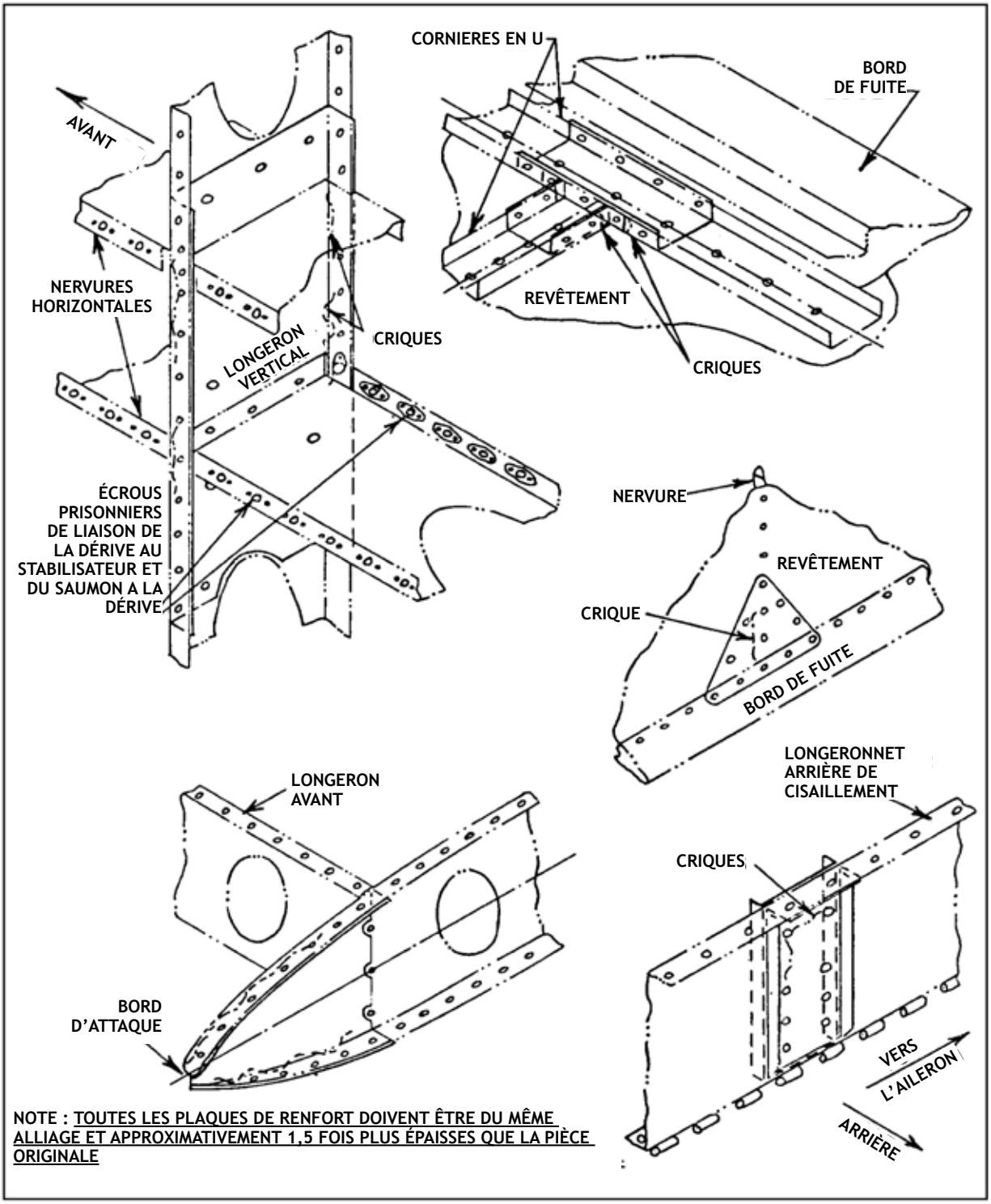


Figure 4-21. Méthodes types de réparation des criques aux bords d'attaque, aux bords de fuite et aux intersections de nervures.

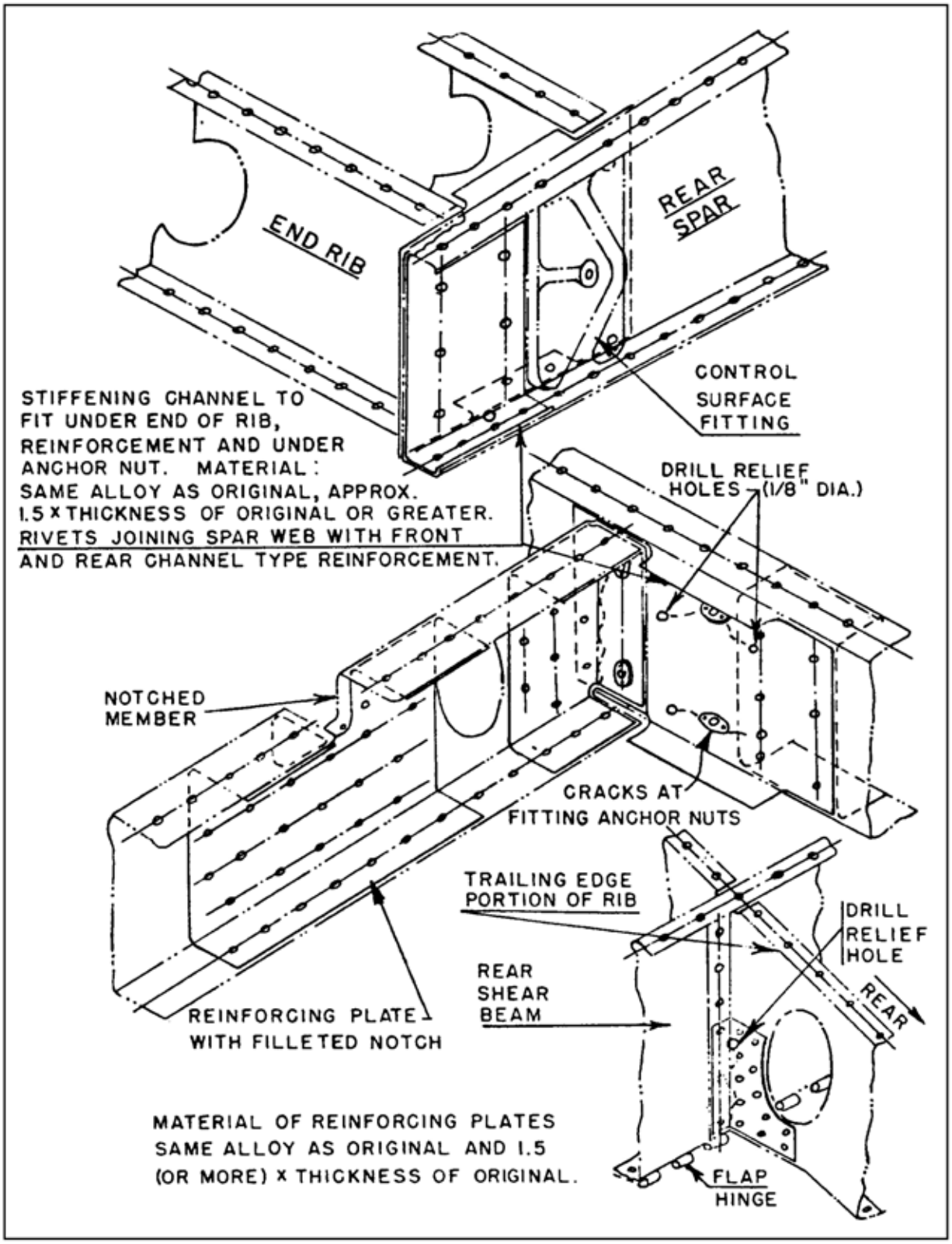


FIGURE 4-22. Typical methods of replacing cracked members at fittings.

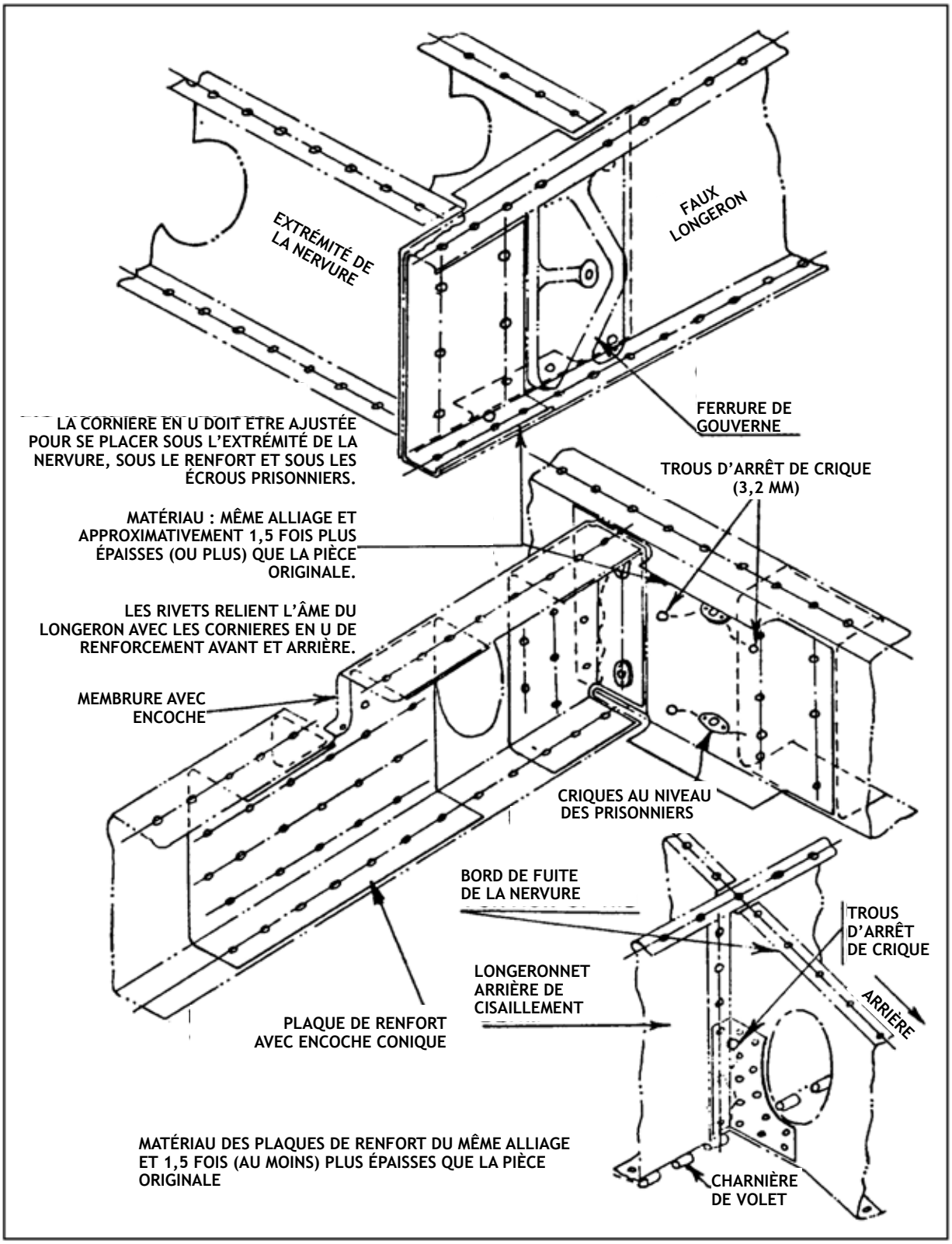


Figure 4-22. Méthodes types de remplacement de membrures criquées au niveau des ferrures.

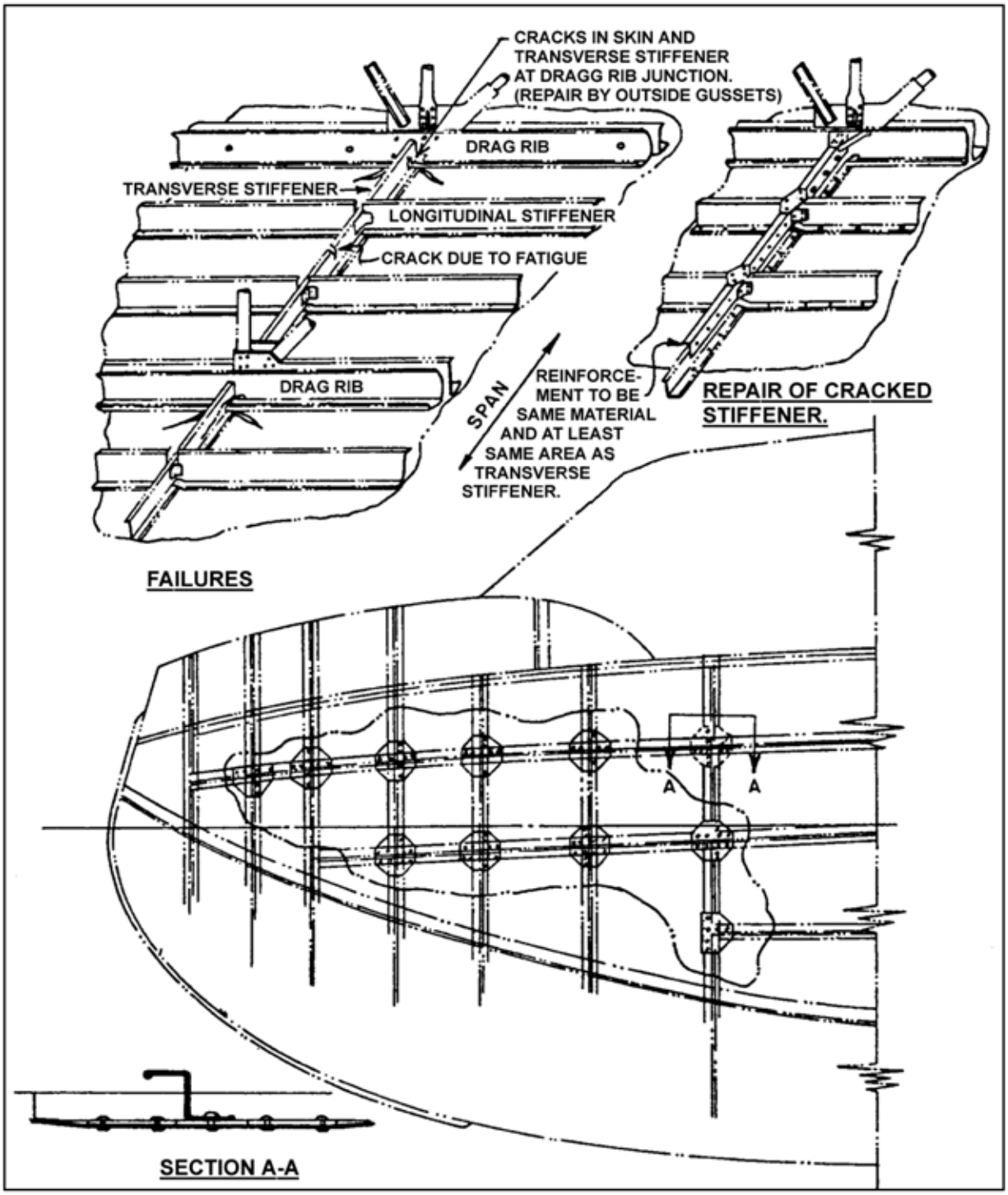


FIGURE 4-23. Typical methods of repairing cracked frame and stiffener combination.

100 - Les Cahiers du RSA - Secrets de constructeurs - AC43.13-1B en français, Chapitre 4

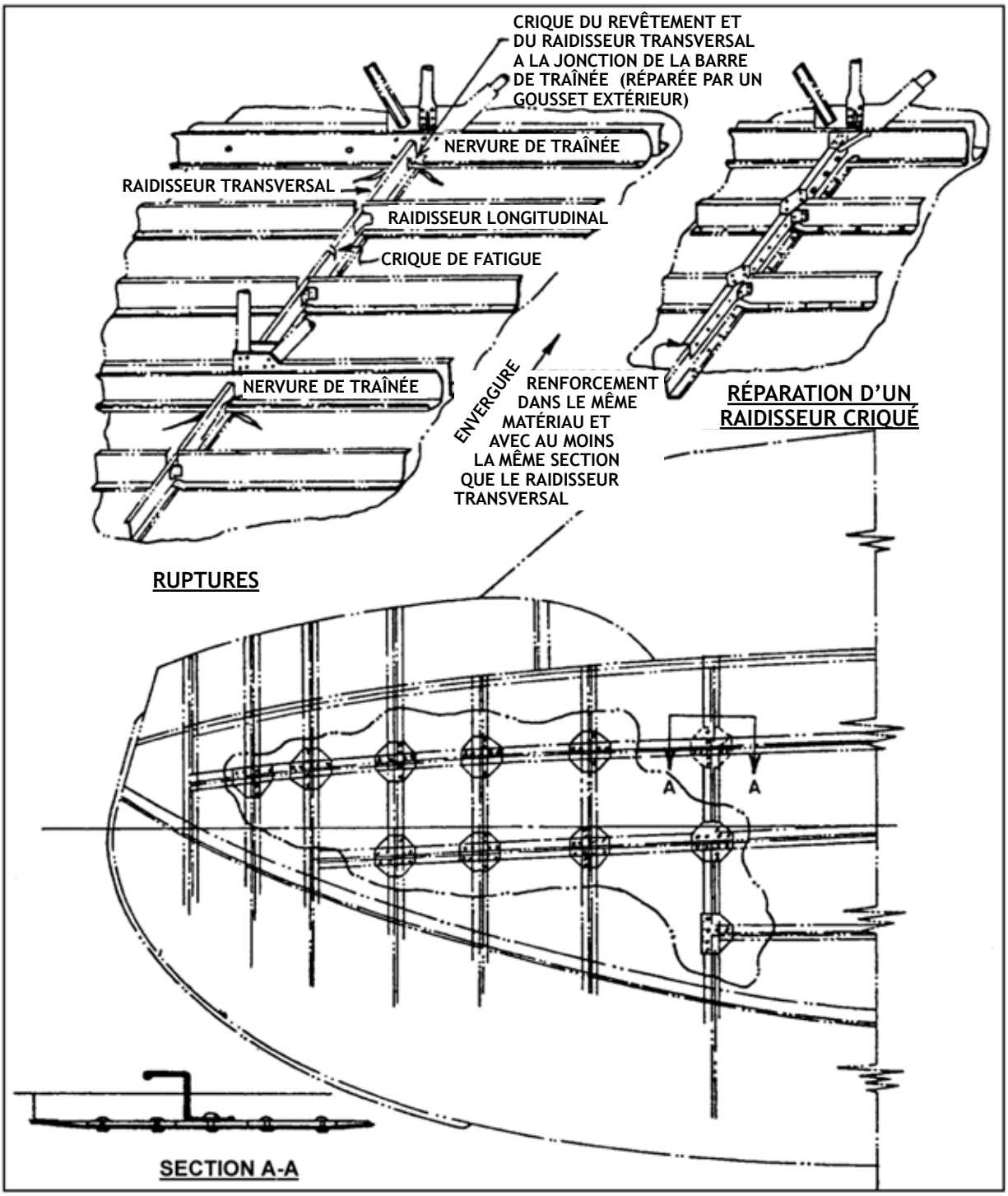


Figure 4-23. Méthodes types de réparation d'une crique de structure dans une combinaison de raidisseurs.

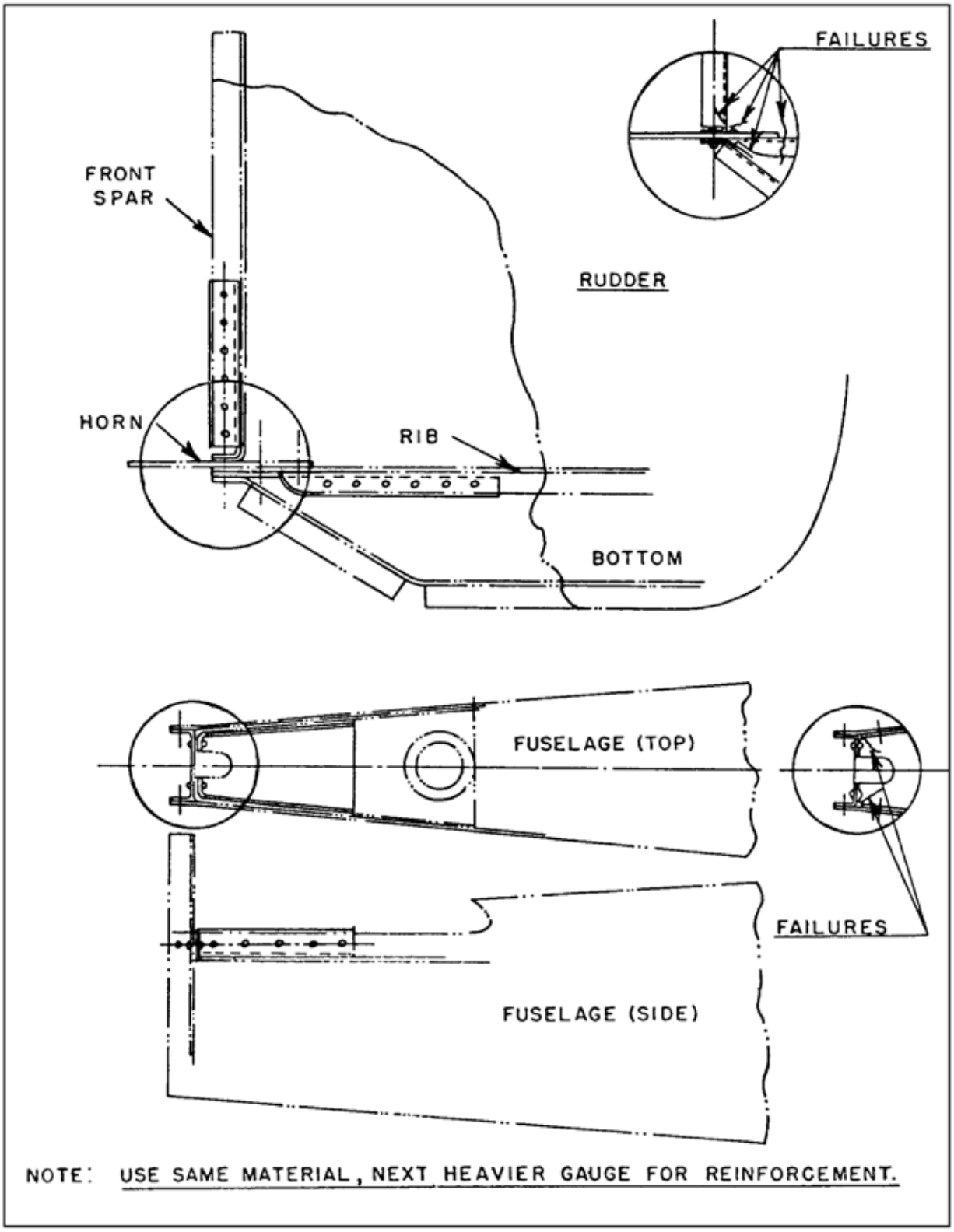


FIGURE 4-24. Typical repairs to rudder and to fuselage at tail post.

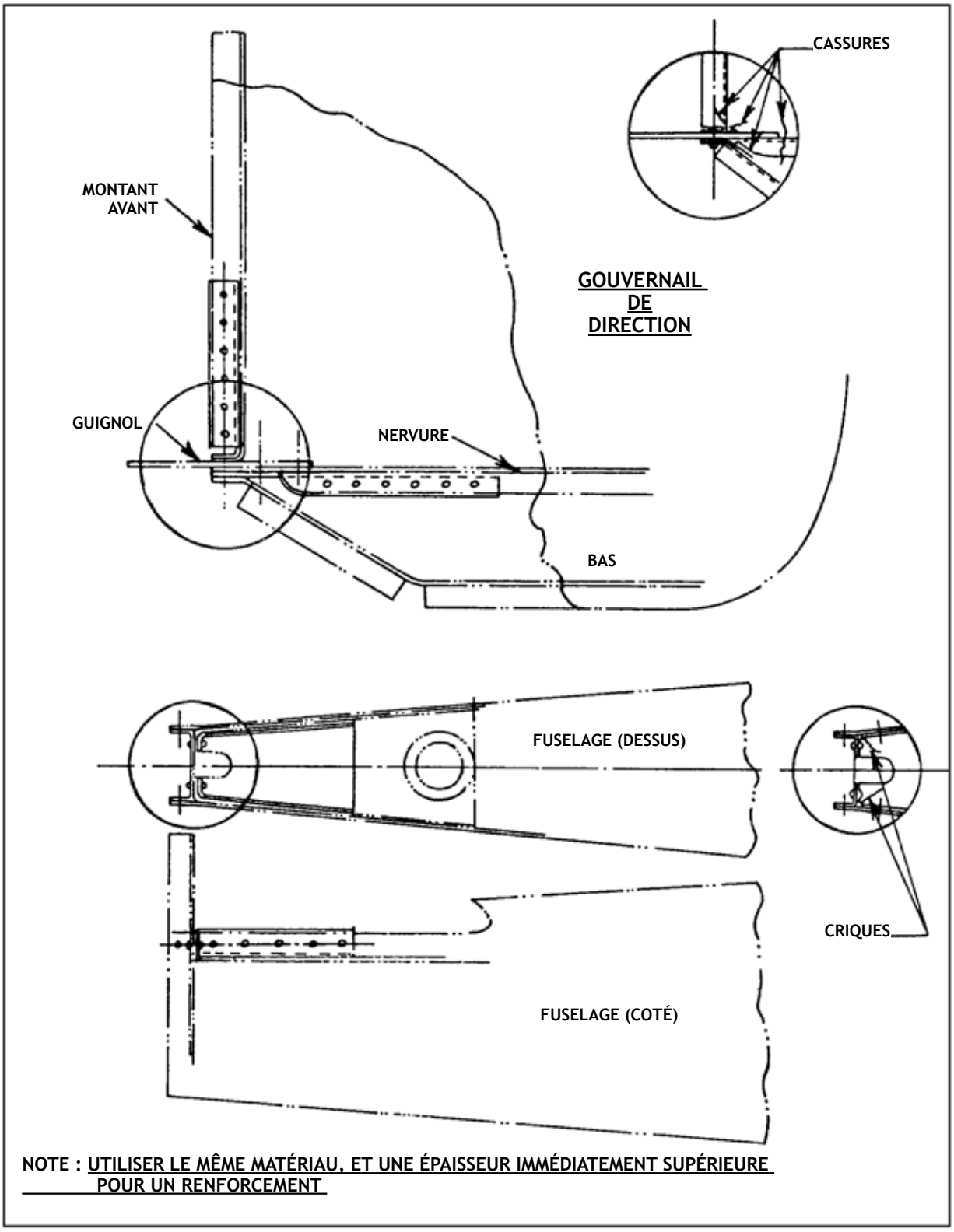


Figure 4-24. Méthodes types de réparation d'une dérive ou d'un arrière de fuselage.

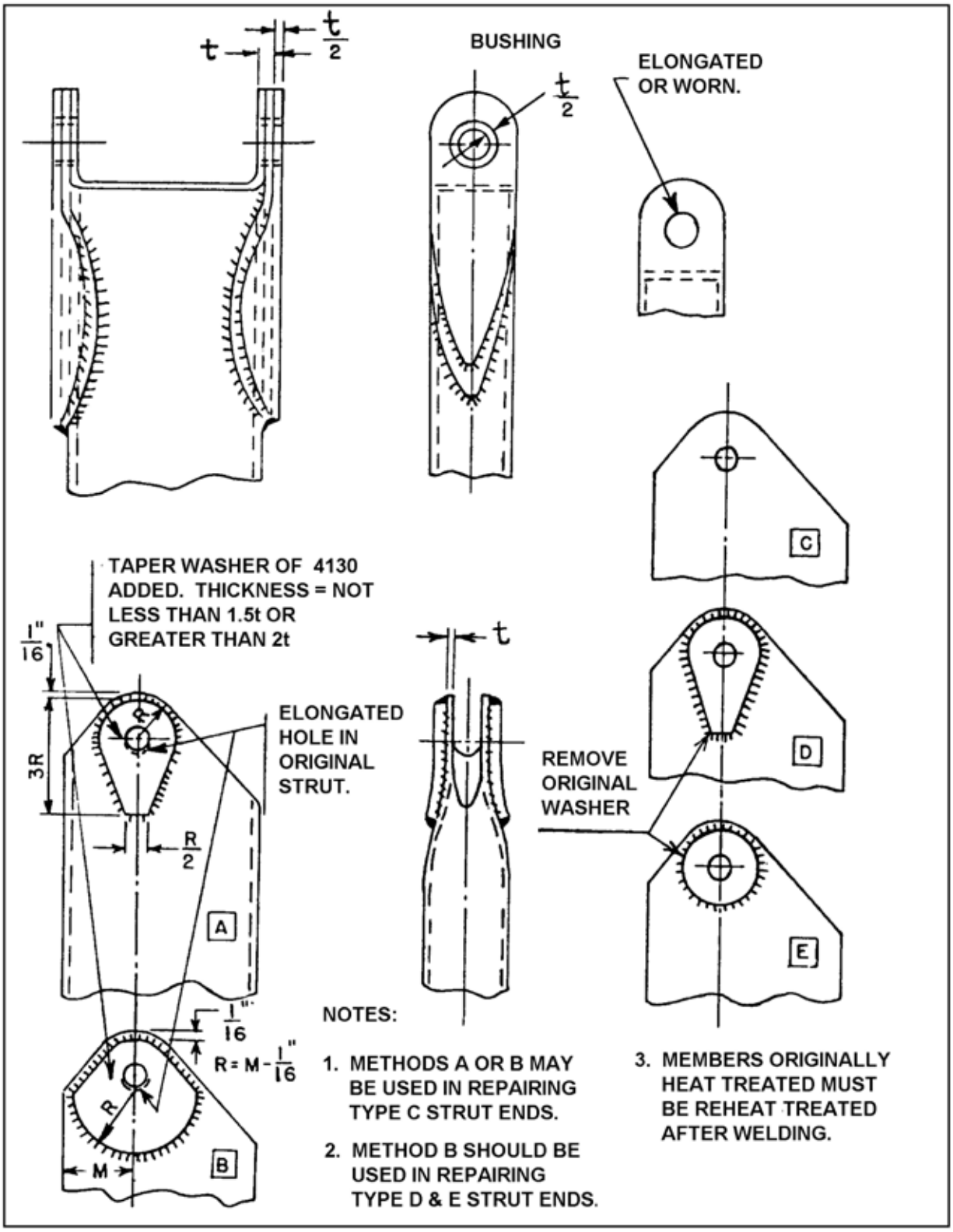


FIGURE 4-25. Typical methods of repairing elongated or worn bolt holes.

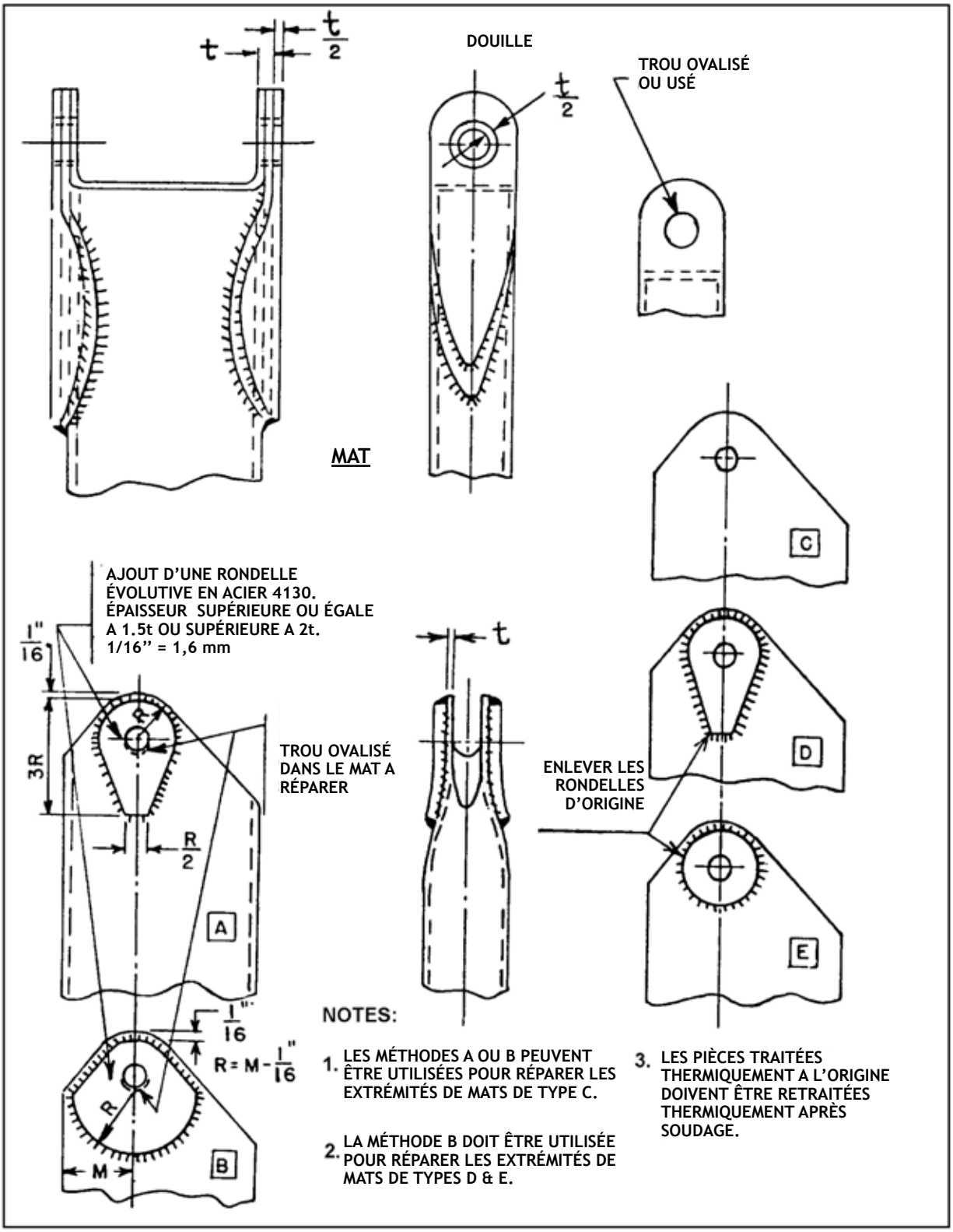


Figure 4-25. Méthodes types de réparation d'un trou ovalisé ou usé.

(1) To prevent or minimize disassembly, or reassembly.

(2) Resizing worn components (plate to size).

(3) Filling in damaged or corroded areas.

(4) To plate small areas of extremely large parts.

(5) To plate electrical contacts.

(6) To plate parts too large for existing baths.

(7) To supplement conventional plating.

(8) To plate components which become contaminated if immersed in a plating bath.

(9) To cadmium-plate ultrahigh strength steels without hydrogen embrittlement.

(10) On-site plating.

(11) Reverse current applications (e.g., stain removal, deburring, etching, and dynamic balancing).

b. Specifications. Selective plating (electrodepositions), when properly applied, will meet the following specifications and standards.

(1) QQ-C-320, Chromium Plating.

(2) QQ-N-290, Nickel Plating.

(3) QQ-P-416, Cadmium Plating.

(4) QQ-S-365, Silver Plating.

(5) QQ-Z-325, Zinc Plating.

(6) MIL-T-10727, Tin Plating.

(7) MIL-C-14550, Copper Plating.

(8) MIL-G-45204, Gold Plating.

c. General Requirements.

(1) Areas to be repaired by this process should be limited to small areas of large parts, particularly electrical or electronic parts.

(2) All solutions should be kept clean and free from contamination. Care should be taken to insure that the solutions are not contaminated by used anodes or other plating solutions. Brush-plating solutions are not designed to remove large amounts of scale, oil, or grease. Mechanical or chemical methods should be used to remove large amounts of scale or oxide. Use solvents to remove grease or oil.

(3) Brush-plating solutions are five to fifty times as concentrated as tank solutions. The current densities used range from 500 to 4,000 amps/feet^2. The voltages listed on the solution bottles have been precalculated to give proper current densities. Too high a current density burns the plating, while too low a current density produces stressed deposits and low efficiencies. Agitation is provided by anode/cathode motion. Too fast a motion results in low efficiencies and stressed deposits, and too slow a motion causes burning. A dry tool results in burnt plate, coarse grain structure, and unsound deposits. The tool cannot be too wet. Solution temperatures of 110 °F to 120 °F are reached during operation.

(4) Materials such as stainless steel, aluminum, chromium, and nickel (which have a passive surface) will require an activating operation to remove the passive surface. During the activating process, do not use solutions

(1) Pour éviter ou réduire au minimum le démontage et le remontage.

(2) Redimensionnement des composants usés (plaque à taille).

(3) Remplir les zones endommagées ou corrodées.

(4) Pour plaquer de petites zones sur des pièces grandes dimensions.

(5) Plaquer des contacts électriques.

(6) Pour le traitement de pièces trop grandes pour les bains disponibles.

(7) Pour compléter la métallisation conventionnelle.

(8) Pour la métallisation de composants qui deviennent contaminés s'ils sont immergés dans un bain de métallisation.

(9) Pour le cadmiage d'aciers à très haute résistance sans fragilisation par l'hydrogène.

(10) Placage sur place.

(11) Correction d'excès de (par exemple, élimination des taches, ébarbage, gravure et équilibrage dynamique).

b. Spécifications. Le placage sélectif (électrodéposition), lorsqu'il est correctement appliqué, répondra aux spécifications et normes suivantes.

(1) QQ-C-320, Placage au chrome.

(2) QQ-N-290, Nickelage.

(3) QQ-P-416, placage au cadmium.

(4) QQ-S-365, placage d'argent.

(5) QQ-Z-325, placage de zinc.

(6) MIL-T-10727, étamage.

(7) MIL-C-14550, placage de cuivre.

(8) MIL-G-45204, plaquage or.

c. Exigences générales.

(1) Les zones à réparer par ce procédé doivent être limitées à de petites zones de grandes pièces, en particulier les pièces électriques ou électroniques.

(2) Toutes les solutions de placage doivent être maintenues propres et exemptes de contamination. Il faut veiller à ce que les solutions ne soient pas contaminées par des anodes usagées ou d'autres solutions de placage. Les solutions de placage au pinceau ne sont pas conçues pour éliminer de grandes quantités de tartre, d'huile ou de graisse. Des méthodes mécaniques ou chimiques doivent être utilisées pour éliminer les grandes quantités de tartre ou d'oxyde. Utilisez des solvants pour éliminer la graisse ou l'huile.

(3) Les solutions de placage au pinceau sont cinq à cinquante fois plus concentrées que les solutions en cuve. Les intensités utilisées vont de 0,5 à 4,3 A/cm^2. Les tensions indiquées sur les bouteilles de solution ont été précalculées pour fonctionner avec des intensités appropriées. Une intensité trop élevée brûle le placage, tandis qu'une intensité trop faible produit des dépôts et des rendements faibles. L'agitation est assurée par le mouvement de l'anode et de la cathode. Un mouvement trop rapide entraîne une faible efficacité et des dépôts, tandis qu'un mouvement trop lent provoque des brûlures. Un outil sec produit une plaque brûlée, une structure à gros grains et des dépôts non solides. L'outil ne doit pas être trop humide non plus. Des températures de solution de 43°C à 49°C sont atteintes pendant le processus.

(4) Les matériaux tels que l'acier inoxydable, l'aluminium, le chrome et le nickel (qui ont une surface oxydée) nécessitent une opération d'activation pour éliminer l'oxydation. Pendant le processus d'activation, n'utilisez pas de solutions qui ont été précédemment utilisées (en raison de la contamination de la solution).

that have been previously used with reverse current (because of solution contamination).

d. Equipment. The power source should operate on either 110 or 220-volt alternating current (AC), 60 Hertz, single-phase input. It should have a capability to produce direct current (DC) having smooth characteristics with controlled ripple and be able to output a current of at least 25 amperes at 0 to 25 volts. Minimum instrumentation of the power source should include a voltmeter, ammeter, and ampere-hour meter.

(1) The ammeter should provide a full-scale reading equal to the maximum capacity of the power source, and with an accuracy of ±5 percent of the current being measured.

(2) The voltmeter should have sufficient capacity to provide a full-scale reading equal to the maximum capacity of the power source and an accuracy of ±1.0 volt.

(3) An ampere-hour meter should be readable to 0.001 ampere-hour and have an accuracy of ±0.01 ampere-hour.

(4) The stylus should be designed for rapid cooling and to hold anodes of various sizes and configurations. For safety, the anode holder should be insulated.

(5) The containers for holding and catching runoff solutions should be designed to the proper configuration and be inert to the specific solution.

(6) The mechanical cleaning equipment and materials should be designed and selected to prevent contamination of the parts to be cleaned.

e. Materials. The anodes should be of high-purity dense graphite or platinum-iridium alloys. Do not mix solutions from different suppliers. This could result in contamination.

f. Detail Requirements. On large parts, no area greater than approximately 10 percent of the total area of the part should be plated by this selective plating process. Small parts may be partially or completely plated. Special cases exceeding these limitations should be coordinated with the manufacturer of the plating equipment being used and their recommendations should be followed.

g. Anode Selection. As a general guide, the contact area of the anode should be approximately one-third the size of the area to be plated. When selecting the anode, the configuration of the part will dictate the shape of the anode.

h. Required Ampere-Hour Calculation. The selected plating solution has a factor which is equal to the ampere-hours required to deposit 0.0001 inch on 1 square inch of surface. Determine the thickness of plating desired on a certain area, and multiply the solution factor times the plating thickness times the area in square inches to determine the ampere-hours required. This factor may vary because of temperature, current density, etc.

i. Cleaning. Remove corrosion, scale, oxide, and unacceptable plating prior to processing. Use a suitable solvent or cleaner to remove grease or oil.

j. Plating on Aluminum and Aluminum Base Alloys.

(1) Electroclean the area using direct current until water does not break on the surface. This electroclean process should be accomplished at 10 to 15 volts, using the appropriate electroclean solution.

108 - Les Cahiers du RSA - Secrets de constructeurs - AC43.13-1B en français, Chapitre 4

d. Équipement. La source d'alimentation doit fonctionner avec un courant alternatif (AC) de 110 ou 220 volts, 60 Hertz, monophasée. Elle doit être capable de produire un courant continu (DC) ayant des caractéristiques lisses avec une ondulation contrôlée et être capable de produire un courant d'au moins 25 ampères de 0 à 25 volts. L'instrumentation minimale sur la source d'alimentation doit comprendre un voltmètre, un ampèremètre et un compteur d'ampères-heures.

(1) L'ampèremètre devrait fournir une lecture pleine échelle égale à la capacité maximale de la source d'alimentation, avec une précision de 5% du courant mesuré.

(2) Le voltmètre doit avoir une capacité suffisante pour fournir une lecture pleine échelle égale à la capacité maximale de la source et une précision de +/-1,0 volt.

(3) Un ampère-horamètre devrait être gradué par 0,001 ampère-heure et avoir une précision de +/-0,01 ampère-heure.

(4) Le stylet doit permettre un refroidissement rapide et pouvoir recevoir des anodes de tailles et de configurations diverses. Par mesure de sécurité, le porte-anode doit être isolé.

(5) Les récipients destinés à contenir et à recueillir les solutions doivent être conçus selon la configuration appropriée et être chimiquement inertes à la solution.

(6) L'équipement et les matériaux de nettoyage mécanique doivent être conçus et sélectionnés pour éviter la contamination des pièces à nettoyer.

e. Matériaux. Les anodes doivent être en graphite dense de haute pureté ou en alliage platine-iridium de haute pureté. Ne pas mélanger des solutions provenant de différents fournisseurs. Cela pourrait entraîner une contamination.

f. Exigences particulières. Sur les grandes pièces, aucune zone supérieure à environ 10 % de la surface totale de la pièce ne doit être recouverte par ce procédé de placage sélectif. Les petites pièces peuvent être partiellement ou entièrement plaquées. Les cas particuliers dépassant ces limites doivent être coordonnés avec le fabricant de l'équipement de métallisation utilisé et ses recommandations doivent être suivies.

g. Choix de l'anode. En règle générale, la surface de contact de l'anode doit correspondre à environ un tiers de la surface à plaquer. Lors du choix de l'anode, la configuration de la pièce dictera la forme de l'anode.

h. Calcul du besoin en l'ampère-heure. La solution de placage choisie est associée à un facteur qui est égal aux ampères-heures nécessaires pour déposer 0,004 mm sur 10 cm^2 de surface. Déterminez l'épaisseur du placage souhaité sur une certaine surface et multipliez le facteur de solution par l'épaisseur du placage et par la surface en pouces carrés pour déterminer les ampères-heures nécessaires. Ce facteur peut varier en fonction de la température, de la densité du courant, etc.

i. Nettoyage. Enlever la corrosion, la calamine, l'oxyde et l'éventuel placage avant le traitement. Utilisez un solvant ou un nettoyant approprié pour éliminer la graisse ou l'huile.

j. Placage sur l'aluminium et les alliages à base d'aluminium.

(1) Électrolysez la zone en utilisant du courant continu en évitant que l'eau se décolle de la surface. Ce processus d'électro-nettoyage doit être effectué à une tension de 10 à 15 volts, en utilisant la solution d'électro-nettoyage appropriée.

(2) Rinse the area in cold, clean tap water.

(3) Activate the area with reverse current, 7 to 10 volts, in conjunction with the proper activating solution until a uniform, gray-to-black surface is obtained.

(4) Rinse thoroughly in cold, clean tap water.

(5) Immediately electroplate to color while the area is still wet, using the appropriate nickel solution.

(6) Rinse thoroughly.

(7) Immediately continue plating with any other solution to desired thickness.

(8) Rinse and dry.

k. Plating on Copper and Copper Base Alloys.

(1) Electroclean the area using direct current until water does not break on the surface. The electroclean process should be accomplished at 8 to 12 volts using the appropriate electroclean solution.

(2) Rinse the area in cold, clean tap water.

(3) Immediately electroplate the area with any of the plating solutions, except silver. Silver requires an undercoat.

(4) Rinse and dry.

l. Plating on 300 and 400 Series Stainless Steels, Nickel Base Alloys, Chrome Base Alloys, High Nickel Ferrous Alloys, Cobalt Base Alloys, Nickel Plate, and Chrome Plate.

(1) Electroclean the area using direct current until water does not break on the surface. This electroclean process should be accomplished at 12 to 20 volts using the appropriate electrocleaning solution.

(2) Rinse the area in cold, clean tap water.

(3) Activate the surface using direct current for 1 to 2 minutes, using the activating solution, and accomplish at 6 to 20 volts.

(4) Do not rinse.

(5) Immediately nickel-flash the surface to a thickness of 0.00005 to 0.0001 inch, using the appropriate nickel solution.

(6) Rinse thoroughly.

(7) Immediately continue plating with any other solution to desired thickness.

(8) Rinse and dry.

m. Plating on Low-Carbon Steels (Heat Treated to 180,000 psi).

(1) Electroclean the area using direct current until water does not break on the surface. This electroclean process should be accomplished at 12 to 20 volts, using the appropriate electrocleaning solution.

(2) Rinse the area in cold, clean tap water.

(3) Reverse-current etch at 8 to 10 volts, using the appropriate activating solution, until a uniform gray surface is obtained.

(4) Rinse thoroughly.

(2) Rincez la zone à l'eau froide et propre du robinet.

(3) Activez la zone avec un courant inverse de 7 à 10 volts, en conjonction avec la solution d'activation appropriée, jusqu'à l'obtention d'une surface uniforme de couleur gris-noir.

(4) Rincez abondamment à l'eau froide et propre du robinet.

(5) Électrodéposer immédiatement la couleur pendant que la surface est encore humide, en utilisant la solution de nickel appropriée.

(6) Rincez abondamment.

(7) Continuez immédiatement la métallisation avec toute autre solution jusqu'à l'épaisseur désirée.

(8) Rincez et séchez.

k. Placage sur le cuivre et les alliages à base de cuivre.

(1) Électrolysez la zone en utilisant un courant continu jusqu'à ce que l'eau ne se brise pas sur la surface. Le processus d'électro-nettoyage doit être effectué à une tension de 8 à 12 volts en utilisant la solution d'électro-nettoyage appropriée.

(2) Rincez la zone à l'eau froide et propre du robinet.

(3) Electroplaquer immédiatement la surface avec n'importe quelle solution de placage, sauf l'argent. L'argent nécessite une sous-couche.

(4) Rincer et sécher.

l. Placage sur les aciers inoxydables des séries 300 et 400, les alliages à base de nickel, les alliages à base de chrome, les alliages ferreux à haute teneur en nickel, les alliages à base de cobalt, les plaques de nickel et les plaques de chrome.

(1) Électrolysez la zone en utilisant du courant continu jusqu'à ce que l'eau cesse de se décoller de la surface. Ce processus d'électro-nettoyage doit être effectué à une tension de 12 à 20 volts en utilisant la solution d'électro-nettoyage appropriée.

(2) Rincez la zone à l'eau froide et propre du robinet.

(3) Activez la surface en utilisant du courant continu pendant 1 à 2 minutes, avec la solution d'activation, et montez de 6 à 20 volts.

(4) Ne pas rincer.

(5) Nickeler immédiatement la surface à une épaisseur de 0,00005 à 0,0001 pouce, en utilisant la solution de nickel appropriée.

(6) Rincer soigneusement.

(7) Continuer immédiatement le placage avec toute autre solution jusqu'à l'épaisseur désirée.

(8) Rincer et sécher.

m. Placage sur les aciers à faible teneur en carbone (aciers doux).

(1) Électrolysez la zone en utilisant du courant continu jusqu'à ce que l'eau cesse de se décoller de la surface. Ce processus d'électro-nettoyage doit être effectué à une tension de 12 à 20 volts, en utilisant la solution d'électro-nettoyage appropriée.

(2) Rincez la zone à l'eau froide et propre du robinet.

(3) Appliquez un courant inverse de 8 à 10 volts, en utilisant la solution d'activation appropriée, jusqu'à l'obtention d'une surface grise uniforme.

(4) Rincer soigneusement.

(5) Immediately electroplate the part using any solutions, except copper or silver. Both of these require undercoats.

(6) Rinse and dry.

n. Plating on Cast Iron and High-Carbon Steels (Steels Heat Treated to 180,000 psi).

(1) Electroclean the area using direct current until water does not break on the surface. This electroclean process should be accomplished at 12 to 20 volts, using the appropriate electrocleaning solution.

(2) Rinse the area thoroughly in cold, clean tap water.

(3) Reverse-current etch at 8 to 10 volts, using the appropriate etching solution, until a uniform gray is obtained.

(4) Rinse thoroughly.

(5) Remove surface smut with 15 to 25 volts using the appropriate activating solution.

(6) Rinse thoroughly.

(7) Electroplate immediately, using any of the solutions, except copper or silver (both of these require undercoats).

(8) Rinse and dry.

o. Plating on Ultrahigh Strength Steels (Heat Treated Above 180,000 psi).

(1) Electroclean the area using reverse current until water does not break on the surface. This electroclean process should be accomplished at 8 to 12 volts using the appropriate electroclean solution.

(2) Rinse the area thoroughly in cold, clean tap water.

(3) Immediately electroplate the part, using either nickel, chromium, gold, or cadmium. Other metals require an undercoat of one of the above. Plate initially at the highest voltage recommended for the solution so as to develop an initial barrier layer. Then reduce to standard voltage.

(4) Rinse and dry.

(5) Bake the part for 4 hours at 375 °F ± 25 °F.

NOTE: Where the solution vendor provides substantiating data that hydrogen embrittlement will not result from plating with a particular solution, then a postbake is not required. This substantiating data can be in the form of aircraft industry manufacturer's process specifications, military specifications, or other suitable data.

NOTE: Acid etching should be avoided, if possible. Where etching is absolutely necessary, it should always be done with reverse current. Use alkaline solutions for initial deposits.

p. Dissimilar Metals and Changing Base. As a general rule, when plating two dissimilar metals, follow the plating procedure for the one with the most steps or activation. If activating steps have to be mixed, use reverse-current activation steps prior to direct-current activation steps.

q. Plating Solution Selection.

(1) Alkaline and neutral solutions are to be used on porous base metals, white metals, high-strength steel, and for improved coating

(5) Electroplaquer immédiatement la pièce en utilisant n'importe quelle solution, sauf le cuivre ou l'argent. Ces deux solutions nécessitent des sous-couches.

(6) Rincer et sécher.

n. Placage sur la fonte et les aciers à haute teneur en carbone.

(1) Électrolysez la zone en utilisant du courant continu jusqu'à ce que l'eau cesse de se décoller de la surface. Ce processus d'électro-nettoyage doit être effectué à une tension de 12 à 20 volts, en utilisant la solution d'électro-nettoyage appropriée.

(2) Rincez soigneusement la zone à l'eau froide et propre du robinet.

(3) Appliquez un courant inverse de 8 à 10 volts, en utilisant la solution de appropriée, jusqu'à l'obtention d'un gris uniforme.

(4) Rincer soigneusement.

(5) Enlevez le dépôt de surface avec 15 à 25 volts en utilisant la solution d'activation appropriée.

(6) Rincer abondamment.

(7) Electroplaquez immédiatement, en utilisant n'importe quelle solution, sauf le cuivre ou l'argent (ces deux solutions nécessitent des sous-couches).

(8) Rincer et sécher.

o. Placage sur les aciers à ultra-haute résistance.

(1) Électrolysez la zone en utilisant un courant inverse jusqu'à ce que l'eau ne se brise pas sur la surface. Ce processus d'électro-nettoyage doit être effectué à 8 à 12 volts en utilisant la solution d'électro-nettoyage appropriée.

(2) Rincez soigneusement la zone à l'eau froide et propre du robinet.

(3) Electroplaquez immédiatement la pièce en utilisant du nickel, du chrome, de l'or ou du cadmium. Les autres métaux nécessitent une sous-couche de l'un des métaux ci-dessus. Plaquez d'abord à la tension la plus élevée recommandée pour la solution afin de développer une première couche barrière. Réduisez ensuite à la tension standard.

(4) Rincer et sécher.

(5) Cuire la pièce pendant 4 heures à 190°C ±4°C.

NOTE : Lorsque le fournisseur de la solution fournit des données indiquant que la fragilisation par l'hydrogène ne résultera pas du placage avec une solution particulière, une post-cuisson n'est pas nécessaire. Ces données justificatives peuvent prendre la forme de spécifications de processus du fabricant d'aéronefs, de spécifications militaires ou d'autres données appropriées.

NOTE : Le décapage à l'acide doit être évitée, si possible. Lorsque la gravure est absolument nécessaire, elle doit toujours être effectuée avec un courant inverse. Utilisez des solutions alcalines pour les dépôts initiaux.

p. Métaux dissemblables et changement de base. En règle générale, lors de la métallisation de deux métaux dissemblables, suivez la procédure de métallisation de celui qui a le plus d'étapes ou d'activation. Si les étapes d'activation doivent être mélangées, utilisez les étapes d'activation à courant inverse avant les étapes d'activation à courant direct.

q. Choix de la solution de placage.

(1) Les solutions alcalines et neutres doivent être utilisées sur les métaux de base poreux, les métaux blancs, l'acier à haute résistance et pour améliorer la capacité de revêtement. Les solutions acides doivent être utilisées pour une accumulation rapide et comme matériau de structure de stratification en conjonction avec des solutions de type alcalin.

ability. Acid solutions are to be used for rapid buildup and as a laminating structure material in conjunction with alkaline-type solutions.

(2) Chrome brush-plating solutions do not yield as hard a deposit as bath-plating solutions. The hardness is about 600 Brinell as compared to 1,000 Brinell for hard chrome deposited from a tank.

(3) Silver-immersion deposits will form with no current flowing on most base metals from the silver brush-plating solutions. Such deposits have poor adhesion to the base metal. Consequently, a flash of a more noble metal should be deposited prior to silver plating to develop a good bond.

(4) In general, brush plating gives less hydrogen embrittlement and a lower fatigue strength loss than does equivalent tank deposits. However, all brush-plated, ultrahigh strength steel parts (heat treated above 180,000 psi) should be baked, as mentioned, unless it is specifically known that embrittlement is not a factor.

r. Qualification Tests. All brush-plated surfaces should be tested for adhesion of the electrodeposit. Apply a 1-inch wide strip of Minnesota Mining and Manufacturing tape code 250, or an approved equal, with the adhesive side to the freshly plated surface. Apply the tape with heavy hand pressure and remove it with one quick motion perpendicular to the plated surface. Any plating adhering to the tape should be cause for rejection.

s. Personnel Training for Quality Control. Manufacturers of selective-plating equipment provide training in application techniques at their facilities. Personnel performing selective plating must have adequate knowledge of the methods, techniques, and practices involved. These personnel should be certified as qualified operators by the manufacturers of the products used.

4-63.—4-73. [RESERVED.]

(2) Les solutions de chromage au pinceau ne donnent pas un dépôt aussi dur que les solutions de chromage au bain. La dureté est d'environ 600 Brinell, contre 1 000 Brinell pour le chrome dur déposé à partir d'un bain.

(3) Les dépôts d'immersion dans l'argent se forment sans courant sur la plupart des métaux de base à partir des solutions d'argentage au pinceau. Ces dépôts ont une faible adhérence au métal de base. Par conséquent, un revêtement d'un métal plus noble doit être déposé avant l'argentage pour développer une bonne adhérence.

(4) En général, le placage au pinceau donne moins de fragilisation par l'hydrogène et une perte de résistance à la fatigue plus faible que les dépôts équivalents en bain. Cependant, toutes les pièces en acier à ultra-haute résistance plaquées au pinceau devraient être cuites, comme mentionné, à moins que l'on sache spécifiquement que la fragilisation n'est pas un facteur important.

r. Essais de qualification. Toutes les surfaces plaquées au pinceau doivent être testées pour vérifier l'adhérence du dépôt électrolytique. Appliquez une bande de 25 mm de large de ruban 3M Scotch® Flatback Masking Tape 250, ou un équivalent approuvé, avec le côté adhésif sur la surface fraîchement plaquée. Appliquez le ruban avec une forte pression de la main et retirez-le d'un mouvement rapide perpendiculairement à la surface plaquée. Tout placage adhérant au ruban doit être un motif de rejet.

s. Formation du personnel pour le contrôle de la qualité. Les fabricants d'équipement de placage sélectif offrent une formation sur les techniques d'application dans leurs installations. Le personnel chargé du placage sélectif doit avoir une connaissance suffisante des méthodes, techniques et pratiques en cause. Ce personnel doit être certifié comme opérateur qualifié par les fabricants des produits utilisés.

4-63.-4-73. [RÉSERVÉ.]

SECTION 5. WELDING AND BRAZING

4-74. GENERAL. This section covers weld repairs to aircraft and component parts only. Observe the following procedures when using such equipment as gas tungsten arc welding (GTAW), gas metal arc welding (GMAW), plasma arc welding, and oxyacetylene gas welding. When repairs of any of these flight-critical parts are required, it is extremely important to make the weld repairs equal to the original weld. Identifying the kind of metal to be welded, identifying the kind of welding process used in building the part originally, and determining the best way to make welded repairs are of utmost importance.

a. Welding is one of the three commonly used methods of joining metals without the use of fasteners. Welding is done by melting the edges of two pieces of metal to be joined and allowing the molten material to flow together so the two pieces will become one.

b. Brazing is similar to welding in that heat is used to join the material; but rather than melting, the metal is heated only enough to melt a brazing rod having a much lower melting point. When this brazing rod melts, it wets the surfaces to be joined, and when it cools and solidifies, it bonds the pieces together.

c. Soldering is similar to brazing except that brazing materials normally melt at temperatures above 425 °C (800 °F), while solders melt at temperatures considerably lower.

d. The next step in making airworthy weld repairs is to decide the best process to use, considering the available state-of-the-art welding equipment, and then deciding the correct weld-filler material to use. Before any weld repairs can be made, the metal parts to be welded must be cleaned properly, fitted and jigged properly, and all defective welds must be removed to prepare for an aircraft quality weld repair.

e. Finally, after the weld is completed, the weld must be inspected for defects. All these things are necessary in order to make an airworthy weld repair.

f. Aircraft welding Qualifications. Four groups of metals a person can be certified and qualified to use are:

(1) Group 1, 4130 Steel.
(2) Group 2, Stainless Steel.
(3) Group 3, Aluminum
(4) Group 4, Titanium.

g. For other group listing of metal the welder may qualify, refer to Mil-Std-1595A.

h. Most large business or agencies conduct their own certification tests, or they have an outside testing lab validate the certification tests.

4-75. EQUIPMENT SELECTION. Use the welding equipment manufacturer's information to determine if the equipment will satisfy the requirements for the type of welding operation being undertaken. Disregarding such detailed operating instructions may cause substandard welds. For example, when using GTAW equipment, a weld can be contaminated with tungsten if the proper size electrode is not used when welding with direct current reverse polarity. Another example, the depletion of the inert gas supply below the critical level causes a reduction in the gas flow and will increase the danger of atmospheric contamination.

(a) Electric welding equipment versatility requires careful selection of the type current and polarity to b used. Since the composition and thickness of metals are deciding

4-74. GÉNÉRALITÉS. Cette section couvre les réparations par soudage des aéronefs et de leurs composants uniquement. Respectez les procédures suivantes lorsque vous utilisez des équipements tels que le soudage à l'arc avec électrode de tungstène (GTAW ou TIG), le soudage à l'arc avec électrode de métal (GMAW ou MIG), le soudage à l'arc plasma et le soudage oxyacétylénique. Lorsque des réparations de l'une de ces pièces critiques pour le vol sont nécessaires, il est extrêmement important que les réparations de la soudure soient égales à la soudure d'origine. Il est de la plus haute importance d'identifier le type de métal à souder, d'identifier le type de procédé de soudage utilisé pour construire la pièce à l'origine et de déterminer la meilleure façon d'effectuer les réparations par soudage.

a. Le soudage est l'une des trois méthodes couramment utilisées pour assembler des métaux sans utiliser d'éléments de fixation. Le soudage s'effectue en faisant fondre les bords de deux pièces de métal à assembler et en laissant le matériau fondu s'écouler ensemble pour que les deux pièces ne fassent plus qu'une.

b. Le brasage est similaire au soudage en ce sens que la chaleur est utilisée pour assembler le matériau ; mais au lieu de fondre, le métal est chauffé juste assez pour faire fondre une baguette de brasure dont le point de fusion est beaucoup plus bas. Lorsque cette brasure fond, elle mouille les surfaces à assembler et, lorsqu'elle refroidit et se solidifie, elle lie les pièces entre elles.

c. La soudure est similaire au brasage sauf que les matériaux de brasage fondent normalement à des températures supérieures à 425°C, alors que les soudures fondent à des températures considérablement plus basses.

d. L'étape suivante pour effectuer des réparations de soudures en état de navigabilité consiste à décider du meilleur procédé à utiliser, en tenant compte de l'équipement de soudage de pointe disponible, puis à décider du matériau d'apport à utiliser. Avant toute réparation par soudage, les pièces métalliques à souder doivent être nettoyées correctement, ajustées et montées correctement, et toutes les soudures défectueuses doivent être retirées pour préparer une réparation par soudage de qualité aéronautique.

e. Enfin, une fois la soudure terminée, il faut l'inspecter pour détecter les défauts. Toutes ces opérations sont nécessaires pour effectuer une réparation par soudure de qualité aéronautique.

f. Qualifications en soudage d'aéronefs. Les quatre groupes de métaux qu'une personne peut être certifiée et qualifiée pour utiliser sont :

(1) Groupe 1, Acier 4130.
(2) Groupe 2, Acier inoxydable.
(3) Groupe 3, Aluminium
(4) Groupe 4, Titane.

g. Pour toute autre liste de groupes de métaux que le soudeur peut être qualifié, se référer à la norme Mil-Std-1595A.

h. La plupart des grandes entreprises ou agences effectuent leurs propres tests de certification ou font appel à un laboratoire d'essai externe pour valider les tests de certification.

4-75. SÉLECTION DE L'ÉQUIPEMENT. Utilisez les renseignements fournis par le fabricant de l'équipement de soudage pour déterminer si l'équipement répondra aux exigences du type d'opération de soudage entrepris. Le fait de ne pas tenir compte de ces instructions d'utilisation détaillées peut entraîner des soudures de qualité inférieure. Par exemple, lors de l'utilisation d'un équipement GTAW (ou TIG), une soudure peut être contaminée par du tungstène si l'on n'utilise pas une électrode de taille appropriée lors d'un soudage à polarité inverse en courant continu. Autre exemple, l'épuisement de la réserve de gaz inerte en dessous du niveau critique entraîne une réduction du débit de gaz et augmente le danger de contamination atmosphérique.

(a) La polyvalence des équipements de soudage électrique exige une sélection minutieuse du type de courant et de la polarité à utiliser. La composition et l'épaisseur des métaux étant des facteurs déterminants, le choix peut varier en fonction de chaque application spécifique. Les métaux ayant des films d'oxyde de surface réfractaires (c'est-à-dire les alliages de magnésium, l'aluminium et ses alliages) sont généralement soudés en courant alternatif (CA), tandis que le courant continu (CC) est utilisé pour les aciers au carbone, faiblement alliés, non corrodables et résistants à la chaleur. Les recommandations générales concernant le courant et la polarité sont présentées dans le tableau 4-12.

factors, the selection may vary with each specific application. Metals having refractory surface oxide films (i.e., magnesium alloys and aluminum and its alloys), are generally welded with alternating current (AC), while direct current (DC) is used for carbon, low alloy, noncorrodible, and heat-resisting steels. General recommendations covering current and polarity are shown in table 4-12.

(b) Oxyacetylene gas equipment is suitable for welding most metals. It is not, however, the best method to use on such materials as stainless steel, magnesium, and aluminum alloys; because of base metal oxidization, distortion, and loss of ductility.

NOTE: If oxyacetylene is used for welding stainless steel or aluminum, all flux must be removed, as it may cause corrosion.

4-76. ACCURATELY IDENTIFY THE TYPE OF MATERIAL TO BE REPAIRED. If positive identification of the material is not possible, contact the aircraft manufacturer or subject the item to a metallurgical laboratory analysis. Before any welding is attempted, carefully consider the weldability of the alloy, since all alloys are not readily weldable. The following steels are readily weldable; plain carbon (of the 1000 series), nickel steel (of the Society of Automotive Engineers (SAE) 2300 series), chrome-nickel alloys (of the SAE 3100 series), chrome-molybdenum steels (of the SAE 4100 series), and low nickel-chrome-molybdenum steel (of the SAE 8600 series).

4-77. PREPARATION FOR WELDING.

a. Hold elements to be welded in a welding jig or fixture which is sufficiently rigid to prevent misalignment due to expansion and contraction of the heated material and which positively and accurately positions the pieces to be welded.

b. Clean parts to be welded with a wire brush or other suitable method prior to welding. Do not use a brush of dissimilar metal, such as brass or bronze on steel. The small deposit left by a brass or bronze brush will materially weaken the weld, and may cause cracking or subsequent failure of the weld. If the members are metallized, the surface metal may be removed by careful sandblasting followed by a light buffing with emery cloth.

4-78. INSPECTION OF A COMPLETED WELD. Visually inspect the completed weld for the following:

(a) The weld has a smooth seam and uniform thickness. Visual inspection shall be made of the completed weld to check for undercut and/or smooth blending of the weld contour into the base metal.

(b) The weld is tapered smoothly into the base metal.

(c) No oxide has formed on the base metal more than 1/2 inch from the weld.

(d) There are no signs of blowholes, porosity, or projecting globules. Many military specifications, as well as American Society of Testing Materials (ASTM) codes, specify acceptable limits of porosity and other types of defects that are acceptable.

(e) The base metal shows no signs of pitting, burning, cracking, or distortion.

(f) The depth of penetration insures fusion of base metal and filler rod.

(g) The welding scale is removed. The welding scale can be removed using a wire brush or by sandblasting. Remove any

(b) L'équipement à gaz oxyacétylénique convient au soudage de la plupart des métaux. Toutefois, ce n'est pas la meilleure méthode à utiliser sur des matériaux tels que l'acier inoxydable, le magnésium et les alliages d'aluminium, en raison de l'oxydation du métal de base, de la déformation et de la perte de ductilité.

> **REMARQUE : Si l'oxyacétylène est utilisé pour le soudage de l'acier inoxydable ou de l'aluminium, tout le flux doit être enlevé, car il peut provoquer de la corrosion.**

4-76. IDENTIFIEZ AVEC PRÉCISION LE TYPE DE MATÉRIAU À RÉPARER. Si l'identification du matériau n'est pas possible, contactez le constructeur de l'aéronef ou soumettez l'article à une analyse de laboratoire métallurgique. Avant toute tentative de soudage, il convient d'examiner soigneusement la soudabilité de l'alliage, car tous les alliages ne sont pas facilement soudables. Les aciers suivants sont facilement soudables : acier ordinaire au carbone (de la série 1000), acier au nickel (de la série 2300 de la Society of Automotive Engineers (SAE)), alliages chrome-nickel (de la série SAE 3100), aciers au chrome-molybdène (de la série SAE 4100) et acier à faible teneur en nickel-chrome-molybdène (de la série SAE 8600).

4-77. PRÉPARATION AU SOUDAGE.

a. Maintenir les éléments à souder dans un gabarit de soudage ou un dispositif de fixation suffisamment rigide pour empêcher tout désalignement dû à l'expansion et à la contraction du matériau chauffé et qui positionne précisément les pièces à souder.

b. Nettoyer les pièces à souder à l'aide d'une brosse métallique ou d'une autre méthode appropriée avant le soudage. N'utilisez pas de brosse en métal dissemblable, comme le laiton ou le bronze sur l'acier. Le petit dépôt laissé par une brosse en laiton ou en bronze affaiblit considérablement la soudure et peut provoquer des fissures ou une rupture ultérieure de la soudure. Si les éléments sont métallisés, le métal de surface peut être enlevé par un sablage soigneux suivi d'un léger polissage à la toile émeri.

4-78. INSPECTION D'UNE SOUDURE TERMINÉE. Inspecter visuellement la soudure terminée pour vérifier les points suivants :

(a) La soudure présente un cordon lisse et une épaisseur uniforme. Une inspection visuelle de la soudure terminée doit être effectuée pour vérifier l'absence de contre-dépouille et/ou l'intégration du contour de la soudure dans le métal de base.

(b) La soudure se marie finement avec le métal de base.

(c) Aucune oxydation ne s'est formée sur le métal de base à plus de 12 mm de la soudure.

(d) Il n'y a pas de signes de boursouflures, de porosité ou de globules saillants. De nombreuses spécifications militaires, ainsi que les codes de l'American Society of Testing Materials (ASTM), précisent les limites acceptables de porosité et d'autres types de défauts qui sont acceptables.

(e) Le métal de base ne présente aucun signe de piqûre, de brûlure, de fissure ou de déformation.

(f) La profondeur de pénétration assure la fusion du métal de base et de la tige d'apport.

(g) Les éclats de soudure sont enlevés. Les éclats de soudure peuvent être enlevés à l'aide d'une brosse métallique ou par sablage. Enlevez les résidus de soudure, les résidus de soudage à froid ou les métaux non fusionnés. Vérifiez l'absence de défauts sur la face inférieure de l'assemblage soudé.

roll over, cold lab, or unfued weld metal. Check underside of welded joint for defects.

TABLE 4-12. Current and polarity selection for inert gas welding.

MATERIAL	ALTERNATING CURRENT With High-Frequency Stabilization	DIRECT CURRENT STRAIGHT Polarity
Magnesium up to 1/8 in. thick	1	N.R.
Magnesium above 3/16 in. thick	1	N.R.
Magnesium Castings	1	N.R.
Aluminum up to 3/32 in. thick	1	N.R.
Aluminum over 3/32 in. thick	1	N.R.
Aluminum Castings	1	N.R.
Stainless Steel		1
Low Carbon Steel, 0.015 to 0.030 in.		1
Low Carbon Steel, 0.030 to 0.125 in.	N.R.	1

1 Recommended N.R. Not Recommended

4-79. MICROFISSURES Cracks in parts and materials can vary from tiny microfissures, that are visible only with magnification, to those easily identified by unaided eyes. Microfissures are the worst type of defect for two reasons; they are often hard to detect, and they produce the worst form of notch effect/stress concentration. Once they form, they propagate with repeated applications of stress and lead to early failures. Every possible means should be used to detect the presence of cracks, and ensure their complete removal before welding operations proceed. (See figure 4-26.)

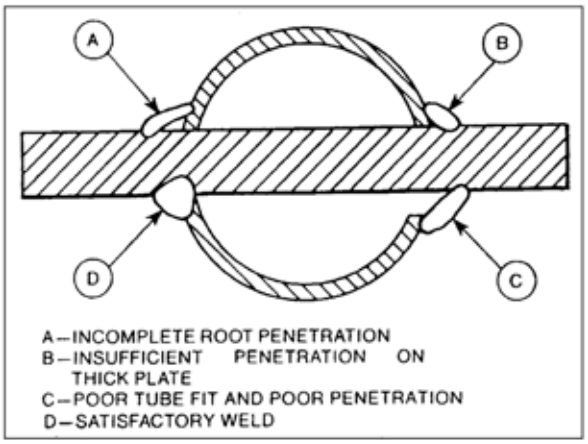


FIGURE 4-26. Common defects to avoid when fitting and welding aircraft certification cluster.

4-80. NONDESTRUCTIVE TESTING or evaluation is advisable in critical applications. Nondestructive testing methods such as; magnetic particle, liquid penetrant, radiography, ultrasonic, eddy current, and acoustic emission can be used; however, they require trained and qualified people to apply them.

4-81. PRACTICES TO GUARD AGAINST Do not file or grind welds in an effort to create a smooth appearance, as such treatment causes a loss of strength. Do not fill welds with solder, brazing metal, or any other filler. When it is necessary to weld a joint which was previously welded, remove all of the old weld material before rewelding. Avoid welding over a weld, because reheating may cause the material to lose its strength and become brittle. Never weld a joint which has been previously brazed.

4-82. TORCH SIZE (Oxyacetylene welding). When using oxyacetylene welding, the torch tip size depends upon the thickness of the material to be welded. Commonly used

Tableau 4-12. Courant et polarité pour la soudure avec gaz inerte.

MATÉRIAU	COURANT ALTERNATIF	COURANT CONTINU
	Avec stabilisation haute fréquence	POLARITÉ
Magnésium jusqu'à 3 mm	1	N.R.
Magnésium au dessus de 4,7 mm	1	N.R.
Magnésium moulé	1	N.R.
Aluminium jusqu'à 2,4 mm	1	N.R.
Aluminium au dessus de 2,4 mm	1	N.R.
Aluminium moulé	1	N.R.
Acier inoxydable		1
Acier doux de 0,4 à 0,8 mm		1
Acier doux de 0,8 à 3,2 mm	N.R.	1
1 Recommandé - N.R. Non Recommandé		

4-79. MICROFISSURES. Les fissures dans les pièces et les matériaux peuvent aller de microfissures minuscules, qui ne sont visibles qu'à l'agrandissement, à celles facilement identifiables à l'œil nu. Les microfissures sont le pire type de défaut pour deux raisons : elles sont souvent difficiles à détecter et elles produisent la pire forme d'effet d'entaille/concentration de contraintes. Une fois qu'elles se forment, elles se propagent par des applications répétées de contraintes et conduisent à des défaillances précoces. Tous les moyens possibles doivent être utilisés pour détecter la présence de fissures et s'assurer de leur élimination complète avant de procéder aux opérations de soudage. (Voir figure 4-26.)

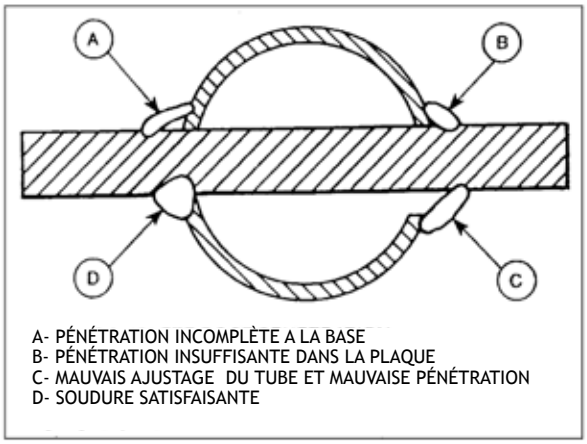


FIGURE 4-26. Défauts courants à éviter lors de l'ajustage et du soudage sur pièce d'aéronef.

4-80. LES CONTRÔLES **NON DESTRUCTIFS** ou les évaluations sont recommandées dans les applications critiques. Les méthodes d'essai non destructif telles que les particules magnétiques, le ressuage, la radiographie, les ultrasons, les courants de Foucault et l'émission acoustique peuvent être utilisées, mais elles nécessitent des personnes formées et qualifiées pour les appliquer.

4-81. PRATIQUES A ÉVITER. Ne limez pas et ne meulez pas les soudures dans le but de leur donner un aspect lisse, car un tel traitement entraîne une perte de résistance. Ne remplissez pas les soudures avec de la soudure, de la brasure ou tout autre produit d'apport. Lorsqu'il est nécessaire de souder un assemblage qui a déjà été soudé, retirez tout le matériau de l'ancienne soudure avant de procéder à une nouvelle soudure. Évitez de souder par-dessus une soudure, car le réchauffage peut faire perdre sa résistance au matériau et le rendre cassant. Ne soudez jamais un assemblage qui a été précédemment brasé.

4-82. TAILLE DE LA TORCHE (soudage oxyacétylénique). Lors du soudage oxyacétylénique, la taille de l'embout du chalumeau dépend de l'épaisseur du matériau à souder. Le tableau 4-13 indique les tailles les plus courantes, qui se sont avérées satisfaisantes par expérience.

sizes, proven satisfactory by experience, are shown in table 4-13.

TABLE 4-13. Torch tip sizes.

Thickness of steel (in inches)	Diameter of hole in tip	Drill size
0.015 to 0.031	0.026	71
0.031 to 0.065	.031	68
0.065 to 0.125	.037	63
0.125 to 0.188	.042	58
0.188 to 0.250	.055	54
0.250 to 0.375	.067	51

4-83. WELDING RODS AND ELECTRODES Use welding rods and electrodes that are compatible with the materials to be welded. Welding rods and electrodes for various applications have special properties suitable for the application intended.

Lap welds are used in shear applications. The weld throat of the fillet weld is considered the plane 45 degrees to the surface plane of the sheet being welded and is equal to 0.707 times the thickness of the sheet stock. (See figure 4-27.)

$$P_{WS} = 0.707xtx1xFwsu$$

where: P_{WS} = *the allowable tensile strength of the joint.*

t = *the thickness of the sheet stock (the throat of the weld joint.*

l = *the length of the weld joint.*

$Fwsu$ = *the shear strength of the filled rod material.*

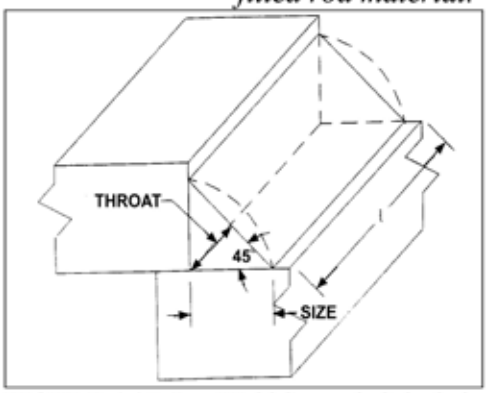


FIGURE 4-27. Lap Weld Strength Calculation

4-84. ROSETTE WELDS are generally employed to fuse an inner reinforcing tube (liner) with the outer member. Where a rosette weld is used, drill a hole, (in the outside tube only) of sufficient size to insure fusion of the inner tube. A hole diameter of approximately one-fourth the tube diameter of the outer tube serves adequately for this purpose. In cases of tight-fitting sleeves or inner liners, the rosettes may be omitted. Rosette weld edge distance is 1/2 the diameter of the tube, as measured from the edge of the rosette hole to the end of the inside and outside tube. Rosettes shall not be considered when determining the strength of a welded form. Drill an 1/8-inch hole in the lower tube in the center of the intended rosette weld so the heat does not burn away the outer tube. This small hole tends to bleed off the heat from the torch and keeps the size of the rosette small.

4-85. HEAT-TREATED MEMBERS Certain structural parts may be heat treated and, therefore, could require special handling. In general, the more responsive an alloy steel is to heat treatment, the less suitable it is for welding because of its tendency to become brittle and lose its ductility in the welded area. Weld the members which depend on heat treatment for their original physical properties by using a welding rod suitable for producing heat-treated values comparable to those of the original members. (See paragraph 4-74.) After welding, heat treat the affected members to the manufacturer's specifications.

4-86. TYPES OF WELDING.

a. Gas Welding. A fuel gas such as acetylene or hydrogen is mixed inside a welding torch with oxygen to produce a flame with a temperature of around 6,300 °F (3,482 ºC).

Tableau 4-13. Taille des embouts de torches.

Épaisseur de l'acier (mm)	Diamètre de l'orifice de l'embout	Gamme du foret (impérial)
0,4 à 0,8	0,7	71
0,8 à 1,7	0,8	68
1,7 à 3,2	0,9	63
3,2 à 4,8	1,1	58
4,8 à 6,4	1,4	54
6,4 à 9,5	1,7	51

4-83. BAGUETTES **ET ÉLECTRODES DE SOUDAGE.** Utilisez des baguettes et des électrodes de soudage qui sont compatibles avec les matériaux à souder pour lesquels elles ont des propriétés spéciales adaptées à l'application prévue.

Les soudures par recouvrement sont utilisées dans les applications de cisaillement. La gorge de la soudure d'angle est considérée comme le plan à 45 degrés du plan de la surface de la tôle à souder et est égale à 0,707 fois l'épaisseur de la tôle. (Voir figure 4-27.)

P_{ws} = 0,707 x t x l x Fwsu
où : P_{ws} = la résistance à la traction admissible de l'assemblage.
t = l'épaisseur de la tôle (la gorge du cordon de soudure.
l = la longueur du cordon de soudure.
Fwsu= la résistance au cisaillement du matériau de la baguette de soudure.

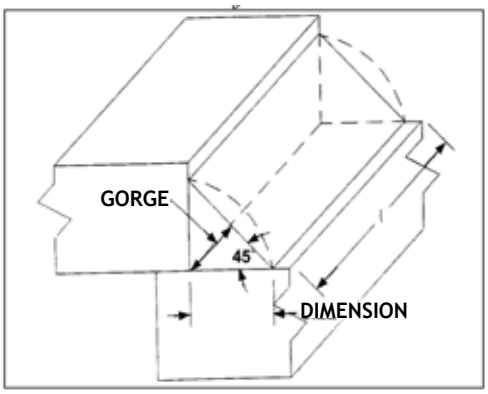


FIGURE 4-27. Calcul de la résistance d'une soudure par recouvrement

4-84. LES SOUDURES EN ROSACE sont généralement utilisées pour fusionner un tube de renfort intérieur (liner) avec l'élément extérieur. Lorsqu'une soudure en rosace est utilisée, percez un trou (dans le tube extérieur uniquement) de taille suffisante pour assurer la fusion du tube intérieur. Un diamètre de trou d'environ un quart du diamètre du tube extérieur est suffisant à cet effet. Dans le cas de manchons ou de revêtements intérieurs à ajustement serré, les rosaces peuvent être omises. La distance du bord de soudure de la rosace est égale à la moitié du diamètre du tube, mesurée à partir du bord du trou de la rosace jusqu'à l'extrémité du tube intérieur et extérieur. Les rosaces ne doivent pas être prises en compte pour déterminer la résistance d'une forme soudée. Percez un trou de 3 mm dans le tube inférieur au centre de la soudure de rosace prévue afin que la chaleur ne brûle pas le tube extérieur. Ce petit trou a tendance à évacuer la chaleur du chalumeau et à maintenir la taille de la rosace réduite.

4-85. ÉLÉMENTS TRAITÉS THERMIQUEMENT

Certaines pièces de structure peuvent être traitées thermiquement et, par conséquent, nécessiter une manipulation spéciale. En général, plus un acier allié est sensible au traitement thermique, moins il convient au soudage en raison de sa tendance à devenir cassant et à perdre sa ductilité dans la zone soudée. Soudez les éléments dont les propriétés physiques d'origine dépendent du traitement thermique en utilisant une baguette de soudure capable de produire des valeurs de traitement thermique comparables à celles des éléments d'origine. (Voir le paragraphe 4-74.) Après le soudage, traitez thermiquement les éléments concernés selon les spécifications du fabricant.

4-86. TYPES DE SOUDAGE.

a. Soudage au gaz. Un gaz combustible tel que l'acétylène ou l'hydrogène est mélangé à l'intérieur d'un chalumeau avec de l'oxygène pour produire une flamme dont la température est environ 3500°C.

This flame is used to melt the materials to be welded. A filler rod is melted into the puddle of molten metal to reinforce the weld. When highly-reactive metals such as aluminum are gas welded, they must be covered with flux to exclude oxygen from the molten metal and keep oxides from forming which would decrease the strength of the weld. (An illustration of a carburizing flame, a neutral flame, and an oxidizing flame is shown in figure 4-28.)

b. Shielded Metal Arc Welding (SMAW). This method is the most familiar and common type and is known in the trade as stick welding. A metal wire rod coated with a welding flux is clamped in an electrode holder connected to the power supply with a heavy electrical cable. The metal to be welded is also attached to the power supply. The electrical power is supplied to the work at a low voltage

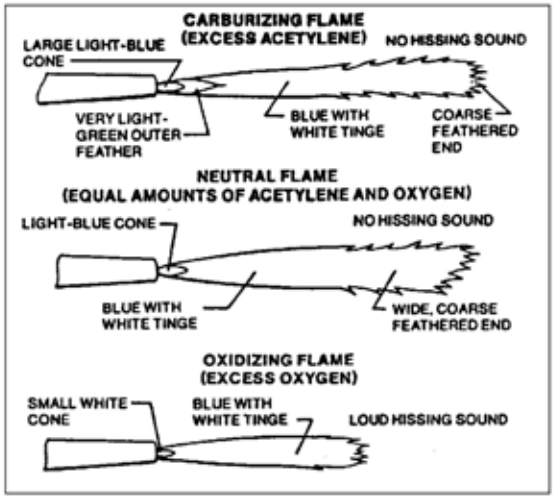


FIGURE 4-28. Basic gas-welding flames: Each has distinctive shape, color and sound. Neutral flame is the most used.

and high current and may be either AC or DC, depending upon the type of welding being done. An arc is struck between the rod and the work and produces heat in excess of 10,000 °F, which melts both the material and the rod. As the flux melts, it releases an inert gas which shields the molten puddle from oxygen in the air and prevents oxidation. The molten flux covers the weld and hardens to an airtight slag cover that protects the weld bead as it cools. This slag must be chipped off to examine the weld.

c. Gas Metal Arc Welding (GMAW). This method of welding was formerly called Metal Inert Gas (MIG) welding and is an improvement over stick welding because an uncoated wire electrode is fed into the torch and an inert gas such as argon, helium, or carbon dioxide flows out around the wire to protect the puddle from oxygen. The power supply connects between the torch and the work, and the arc produces the intense heat needed to melt the work and the electrode. Low-voltage high-current DC is used almost exclusively with GMAW welding. GMAW is used more for large-volume production work than for aircraft repair.

d. Gas Tungsten Arc Welding (GTAW). This is the form of electric arc welding that fills most of the needs in aircraft maintenance. It is more commonly known as Tungsten Inert Gas (TIG) welding and by the trade names of Heliarc or Heliweld. These trade names were derived from the fact that the inert gas originally used was helium.

(1) Rather than using a consumable electrode such as is used in both of the other two methods we have discussed, the electrode in TIG welding is a tungsten rod. (In earlier procedures using this form of welding, a carbon electrode was used, but it has been replaced almost exclusively with tungsten.)

Cette flamme est utilisée pour faire fondre les matériaux à souder. Une baguette d'apport est fondue dans le bain de métal en fusion pour renforcer la soudure. Lorsque des métaux très réactifs, comme l'aluminium, sont soudés au gaz, ils doivent être recouverts d'un flux pour exclure l'oxygène du métal fondu et empêcher la formation d'oxydes qui diminueraient la résistance de la soudure. (Une illustration d'une flamme de carburation, d'une flamme neutre et d'une flamme oxydante est présentée à la figure 4-28).

b. Soudage à l'arc sous protection métallique (SMAW)[1].

Cette méthode, la plus connue et la plus courante, est connue dans le métier sous le nom de soudure à la baguette. Un fil métallique enrobé d'un flux de soudage est serré dans un porte-électrode relié à l'alimentation électrique par un câble électrique lourd. Le métal à souder est également relié à l'alimentation électrique. Le courant électrique est fourni au montage à une faible tension et à un courant élevé. Il peut être de type alternatif ou continu, selon le type de soudure effectué. Un arc est amorcé entre la baguette et l'objet et produit une chaleur supérieure à 5500°C, qui fait fondre le matériau et la baguette. En fondant, le flux libère un gaz inerte qui protège le bain de fusion de l'oxygène de l'air et empêche l'oxydation. Le flux fondu recouvre la soudure et durcit pour former une couche de scories étanche à l'air qui protège le cordon de soudure en refroidissant. Ces scories doivent être enlevées par écaillage pour examiner la soudure.

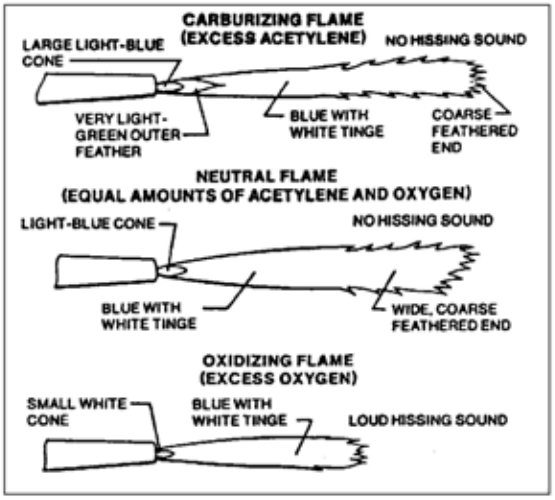


FIGURE 4-28. Flammes de soudage au gaz de base : Chacune a une forme, une couleur et un son qui lui sont propres. La flamme neutre est la plus utilisée.

1 NdT: appelé en France Soudage à arc à l'électrode enrobée (SAEE)

c. Soudage à l'arc sous gaz (GMAW). Cette méthode de soudage, anciennement appelée soudage à l'arc sous gaz inerte (MIG), constitue une amélioration par rapport au soudage à la baguette, car un fil-électrode non enrobé est introduit dans la torche et un gaz inerte tel que l'argon, l'hélium ou le dioxyde de carbone s'écoule autour du fil pour protéger le bain de métal en fusion de l'oxygène. L'alimentation électrique est connectée entre la torche et le montage, et l'arc produit la chaleur intense nécessaire pour faire fondre le métal et l'électrode. Le courant continu à haute intensité et basse tension est utilisé presque exclusivement pour le soudage GMAW. Le soudage GMAW est davantage utilisé pour les travaux de production à grand volume que pour la réparation des aéronefs.

d. Soudage à l'arc sous gaz tungstène (GTAW). Il s'agit de la forme de soudage à l'arc électrique qui répond à la plupart des besoins de la maintenance des aéronefs. Elle est plus connue sous le nom de soudage TIG (Tungsten Inert Gas) et sous les noms commerciaux de Heliarc ou Heliweld. Ces noms commerciaux sont dérivés du fait que le gaz inerte utilisé à l'origine était de l'hélium.

(1) Plutôt que d'utiliser une électrode consommable comme c'est le cas dans les deux autres méthodes dont nous avons parlé, l'électrode du soudage TIG est une baguette de tungstène. (Dans les procédures antérieures utilisant cette forme de soudage, une électrode en carbone était utilisée, mais elle a été remplacée presque exclusivement par du tungstène).

(2) The 250+ amp arc between the electrode and the work melts the metal at 5,432 ºF, and a filler rod is manually fed into the molten puddle. A stream of inert gas such as argon or helium flows out of the torch and envelopes the arc, thereby preventing the formation of oxides in the puddle.

(3) The versatility of TIG welding is increased by the power supply that is used. Direct current of either polarity or alternating current may be used. (See figures 4-29 and 4-30.)

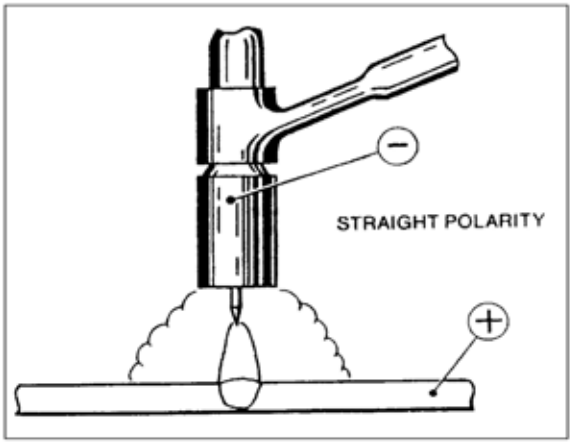


FIGURE 4-29. Set TIG welder to DC current, straight polarity for welding mild steel, stainless steel and titanium

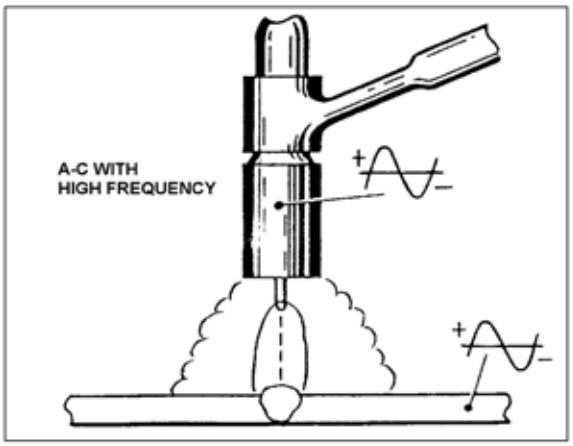


FIGURE 4-30. Set TIG to AC current for welding aluminum and magnesium.

4-87. ELECTRIC-RESISTANCE WELDING. Many thin sheet metal parts for aircraft, especially stainless steel parts, are joined by one of the forms of electric resistance welding, either spot welding or seam welding.

a. Spot Welding. Two copper electrodes are held in the jaws of the spot welding machine, and the material to be welded is clamped between them. Pressure is applied to hold the electrodes tightly together, and electrical current flows through the electrodes and the material. The resistance of the material being welded is so much higher than that of the copper electrodes that enough heat is generated to melt the metal. The pressure on the electrodes forces the molten spots in the two pieces of metal to unite, and this pressure is held after the current stops flowing long enough for the metal to solidify. Refer to MIL HDBK-5 for joint construction and strength data. The amount of current, pressure, and dwell time are all carefully controlled and matched to the type of material and the thickness to produce the correct spot welds. (See figure 4-31.)

b. Seam Welding. Rather than having to release the electrodes and move the material to form a series of overlapping spot welds, a seam-welding machine is used to manufacture fuel tanks and other components where a continuous weld is needed. Two copper wheels

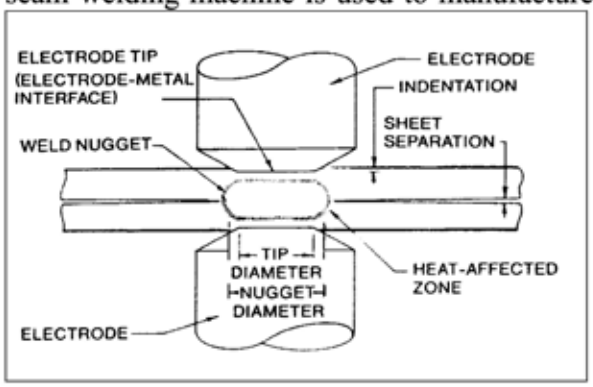


FIGURE 4-31. In spot welding, heat is produced by electrical resistance between copper electrodes. Pressure is simultaneously applied to electrode tips to force metal together to complete fusing process. Spot-weld-nugget size is directly related to tip size.

(2) L'arc de plus de 250 ampères entre l'électrode et la pièce fait fondre le métal à 3000°C, et une baguette d'apport est introduite manuellement dans le bain de fusion. Un courant de gaz inerte, tel que l'argon ou l'hélium, sort de la torche et enveloppe l'arc, empêchant ainsi la formation d'oxydes dans la soudure.

(3) La polyvalence du soudage TIG est accrue par l'alimentation électrique utilisée. On peut utiliser un courant continu de l'une ou l'autre polarité ou un courant alternatif. (Voir les figures 4-29 et 4-30.)

4-87. SOUDAGE PAR RÉSISTANCE ÉLECTRIQUE. De nombreuses pièces en tôle fine pour les avions, notamment les pièces en acier inoxydable, sont assemblées par l'une des formes de soudage par résistance électrique, soit par points, soit à la molette.

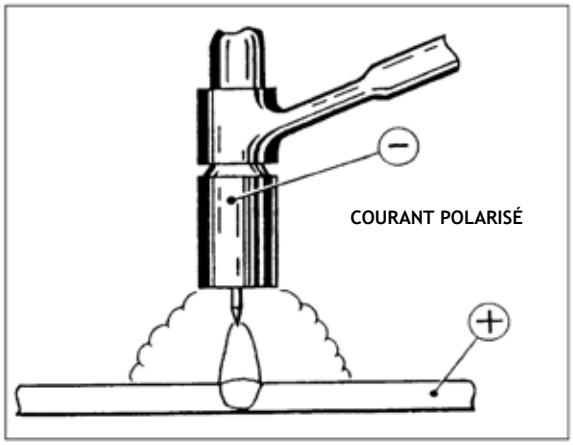


FIGURE 4-29. Réglez le poste de soudage TIG sur le courant continu, polarité directe pour le soudage de l'acier doux, de l'acier inoxydable et du titane.

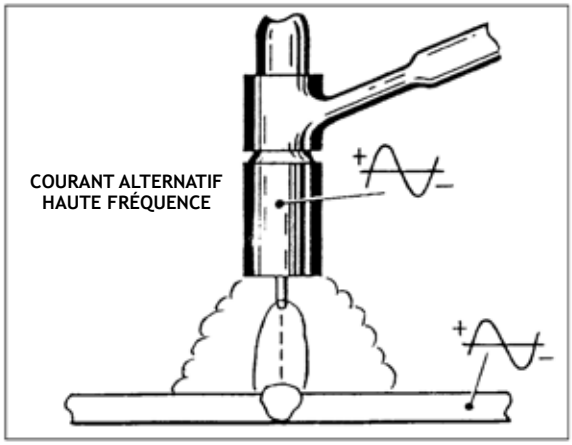


FIGURE 4-30. Réglez le TIG sur le courant alternatif pour le soudage de l'aluminium et du magnésium.

a. Soudage par points. Deux électrodes en cuivre sont maintenues dans les mâchoires du poste à souder par points, et le matériau à souder est serré entre elles. Une pression est exercée pour maintenir les électrodes bien serrées l'une contre l'autre, et le courant électrique circule entre les électrodes et le matériau. La résistance du matériau à souder est tellement plus élevée que celle des électrodes en cuivre qu'une chaleur suffisante est générée pour faire fondre le métal. La pression exercée sur les électrodes force les points de fusion des deux morceaux de métal à s'unir, et cette pression est maintenue après l'arrêt du courant suffisamment longtemps pour que le métal se solidifie. Se reporter à la norme MIL-HDBK-5 pour les données relatives à la construction et à la résistance des assemblages. La quantité de courant, la pression et le temps d'application sont tous soigneusement contrôlés et adaptés au type de matériau et à l'épaisseur pour produire des soudures correctes par points. (Voir figure 4-31.)

b. Soudage à la molette. Plutôt que de devoir relâcher les électrodes et déplacer le matériau pour former une série de points de soudure qui se chevauchent, une molette à souder est utilisée pour fabriquer des réservoirs de carburant et d'autres composants nécessitant une soudure continue.

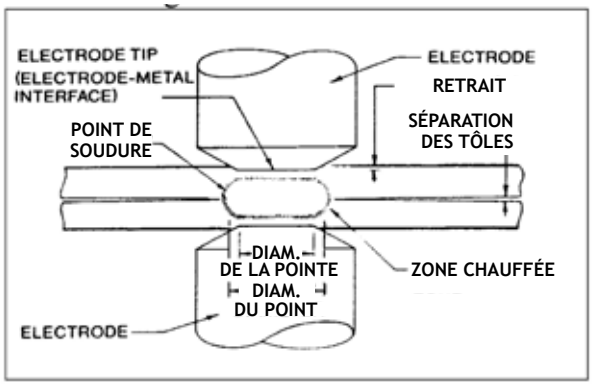


FIGURE 4-31. Dans le soudage par points, la chaleur est produite par la résistance électrique entre les électrodes de cuivre. Une pression est simultanément appliquée aux pointes des électrodes pour forcer le métal à se rapprocher et achever le processus de fusion. La taille des points de soudure est directement liée à la taille des pointes.

replace the bar-shaped electrodes. The metal to be welded is moved between them, and electric pulses create spots of molten metal that overlap to form the continuous seam.

4-88. BRAZING. Brazing refers to a group of metal-joining processes in which the bonding material is a nonferrous metal or alloy with a melting point higher than 425 C (800 F), but lower than that of the metals being joined. Brazing includes silver brazing (erroneously called silver soldering or hard soldering), copper brazing, and aluminum brazing.

NOTE: Never weld over a previously brazed joint.

a. Brazing requires less heat than welding and can be used to join metals that are damaged by high heat. However, because the strength of brazed joints is not as great as welded joints, brazing is not used for structural repairs on aircraft. In deciding whether brazing of a joint is justified, it should be remembered that a metal, which will be subjected to a sustained high temperature in use, should not be brazed.

b. A brazing flux is necessary to obtain a good union between the clean base metal and the filler metal. There are a number of readily available manufactured fluxes conforming to AWS and AMT specifications.

c. The base metal should be preheated slowly with a mild flame. When it reaches a dull-red heat (in the case of steel), the rod should be heated to a dark (or purple) color and dipped into the flux. Since enough flux adheres to the rod, it is not necessary to spread it over the surface of the metal.

d. A neutral flame is used in most brazing applications. However, a slightly oxidizing flame should be used when copper-zinc, copper-zinc-silicon, or copper-zinc-nickel-silicon filler alloys are used. When brazing aluminum and its alloys, a neutral flame is preferred, but if difficulties are encountered, a slightly reduced flame is preferred to an oxidizing flame.

e. The filler rod can now be brought near the tip of the torch, causing the molten bronze to flow over a small area of the seam. The base metal must be at the flowing temperature of the filler metal before it will flow into the joint. The brazing metal melts when applied to the steel and runs into the joint by capillary attraction. In braze welding, the rod should continue to be added, as the brazing progresses, with a rhythmic dipping action; so that the bead will be built to a uniform width and height. The job should be completed rapidly and with as few passes of the rod and torch as possible.

f. When the job is finished, the metal should be allowed to cool slowly. After cooling, remove the flux from the parts by immersing them for 30 minutes in a lye solution.

(1) Copper brazing of steel is normally done in a special furnace having a controlled atmosphere, and at a temperature so high that field repairs are seldom feasible. If copper brazing is attempted without a controlled atmosphere, the copper will probably not completely wet and fill the joint. Therefore, copper brazing in any conditions other than appropriately controlled conditions is not recommended.

(a) The allowable shear strength for copper brazing of steel alloys should be 15 thousand pounds per square inch (kpsi), for all conditions of heat treatment.

(b) The effect of the brazing process on the strength of the parent or base metal of steel alloys should be considered in the structural design. Where copper furnace brazing is employed, the calculated allowable strength of

Deux roues en cuivre remplacent les électrodes en forme de barre. Le métal à souder est déplacé entre elles, et les impulsions électriques créent des points de métal fondu qui se chevauchent pour former la soudure continue.

4-88. BRASAGE. Le brasage désigne un groupe de procédés d'assemblage des métaux dans lesquels le matériau de liaison est un métal ou un alliage non ferreux dont le point de fusion est supérieur à 425°C, mais inférieur à celui des métaux à assembler. Le brasage comprend le brasage à l'argent (appelé à tort brasage à l'argent ou brasage fort), le brasage au cuivre et le brasage à l'aluminium.

REMARQUE : Ne jamais souder sur un assemblage déjà précédemment brasé.

a. Le brasage requiert moins de chaleur que le soudage et peut être utilisé pour joindre des métaux qui seraient endommagés par une chaleur élevée. Cependant, comme la résistance des assemblages brasés n'est pas aussi grande que celle des assemblages soudés, le brasage n'est pas utilisé pour les réparations structurelles sur les avions. Pour décider si le brasage est justifié, il faut se rappeler qu'un métal, qui sera soumis à une température élevée soutenue en cours d'utilisation, ne doit pas être brasé.

b. Un flux de brasage est nécessaire pour obtenir une bonne union entre le métal de base propre et le métal d'apport. Il existe un certain nombre de flux manufacturés facilement disponibles, conformes aux spécifications de l'AWS et de l'AMT.

c. Le métal de base doit être préchauffé lentement à l'aide d'une flamme douce. Lorsqu'il atteint une température rouge terne (dans le cas de l'acier), la tige doit être chauffée jusqu'à une couleur foncée (ou violette) et plongée dans le flux. Comme une quantité suffisante de flux adhère à la tige, il n'est pas nécessaire de l'étaler sur la surface du métal.

d. Une flamme neutre est utilisée dans la plupart des applications de brasage. Cependant, une flamme légèrement oxydante doit être utilisée lorsque des alliages d'apport cuivre-zinc, cuivre-zinc-silicium ou cuivre-zinc-nickel-silicium sont utilisés. Pour le brasage de l'aluminium et ses alliages, une flamme neutre est préférable, mais si des difficultés sont rencontrées, une flamme légèrement réduite est préférable à une flamme oxydante.

e. La baguette d'apport peut maintenant être approchée de la pointe du chalumeau, ce qui provoque l'écoulement du bronze fondu sur une petite zone de l'assemblage. Le métal de base doit être à la température de coulée du métal d'apport avant de couler dans l'assemblage. Le métal d'apport fond lorsqu'il est appliqué sur l'acier et coule dans l'assemblage par attraction capillaire. Lors du soudage par brasage, la baguette doit continuer à être ajoutée, au fur et à mesure que le brasage progresse, avec une action de trempage rythmique, de sorte que le cordon soit construit à une largeur et une hauteur uniformes. Le travail doit être achevé rapidement et avec le moins de passages possibles de la baguette et du chalumeau.

f. Lorsque le travail est terminé, il faut laisser le métal refroidir lentement. Après refroidissement, éliminez le flux des pièces en les immergeant pendant 30 minutes dans une solution de lessive.

(1) Le brasage au cuivre de l'acier est normalement effectué dans un four spécial à atmosphère contrôlée, à une température si élevée que les réparations sur place sont rarement possibles. Si l'on tente de réaliser un brasage au cuivre sans atmosphère contrôlée, il est probable que le cuivre ne sera pas complètement mouillé et ne remplira pas l'assemblage. Par conséquent, il n'est pas recommandé de procéder au brasage du cuivre dans des conditions autres que celles qui sont contrôlées de manière appropriée.

(a) La résistance au cisaillement admissible pour le brasage au cuivre des alliages d'acier doit être de 103 MPa, pour toutes les conditions de traitement thermique.

(b) L'effet du procédé de brasage sur la résistance du métal de base ou d'origine des alliages d'acier doit être pris en compte dans la conception de la structure. Lorsque le brasage du cuivre au four est utilisé, la résistance admissible calculée du métal de base soumis à la température de l'opération de brasage devrait être conforme au tableau 4-13.

the base metal, which is subjected to the temperatures of the brazing process, should be in accordance with table 4-14.

TABLE 4-14. Calculated allowable strength of base metal.

Material	Allowable Strength
Heat-treated material (including normalized) used in "as-brazed" condition	Mechanical properties of normalized material
Heat-treated material (including normalized) reheat-treated during or after brazing	Mechanical properties corresponding to heat treatment performed

(2) Alloys commonly referred to as silver solders melt above 425 °C (800 °F), and when using them the process should be called silver brazing.

(a) The principal use of silver brazing in aircraft work is in the fabrication of high-pressure oxygen lines and other parts which must withstand vibration and high temperatures. Silver brazing is used extensively to join copper (and its alloys), nickel, silver, various combinations of these metals, and thin steel parts. Silver brazing produces joints of higher strength than those produced by other brazing processes.

(b) It is necessary to use flux in all silver-brazing operations, because of the necessity for having the base metal chemically clean, (without the slightest film of oxide to prevent the silver-brazing alloy from coming into intimate contact with the base metal).

(c) The joint must be physically and chemically clean, which means it must be free of all dirt, grease, oil, and paint. After removing the dirt, grease, and paint, any oxide should be removed by grinding or filing the piece until bright metal can be seen. During the soldering operation, the flux continues the process of keeping oxide away from the metal and aids the flow of solder.

(d) In figure 4-32, three types of joints for silver brazing are shown; flanged butt, lap, and edge joints. If a lap joint is used, the amount of lap should be determined according to the strength needed in the joint. For strength equal to that of the base metal in the heated zone, the amount of lap should be four to six times the metal thickness.

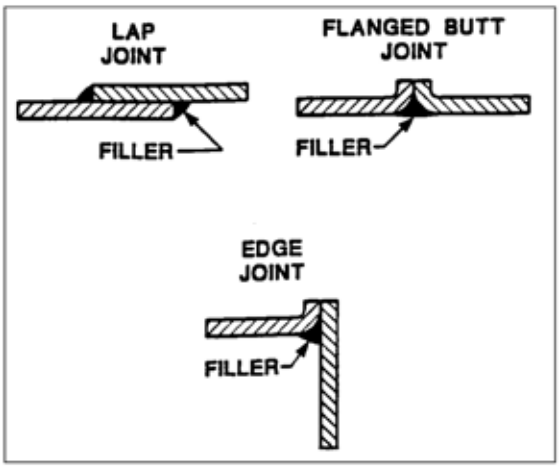


FIGURE 4-32. Silver brazing joints.

(e) The oxyacetylene flame for silver brazing should be neutral, but may have a slight excess of acetylene. It must be soft, not harsh. During both preheating and application of the solder, the tip of the inner cone of the flame should be held about 1/2 inch from the work. The flame should be kept moving so that the metal will not become overheated.

(f) When both parts of the base metal are at the right temperature (indicated by the flow of flux), brazing alloy can be applied to the surface of the under or inner part at the edge of the seam. It is necessary to simultaneously direct the flame over the seam, and keep moving it so that the base metal remains at an even temperature.

TABLEAU 4-14. Résistance admissible calculée du métal de base.

Matériau	Résistance admissible
Matériau traité thermiquement (y compris normalisé) utilisé dans un état « tel que brasé ».	Propriétés mécaniques du matériau normalisé
Matériau traité thermiquement (y compris normalisé) soumis à un nouveau traitement thermique pendant ou après le brasage	Propriétés mécaniques correspondant au traitement thermique effectué

(2) Les alliages à base d'argent fondent au-dessus de 425°C, et lorsqu'on les utilise, le procédé doit être appelé brasage à l'argent.

(a) La principale utilisation du brasage à l'argent dans l'aéronautique est la fabrication de conduites d'oxygène à haute pression et d'autres pièces qui doivent résister aux vibrations et aux températures élevées. Le brasage à l'argent est largement utilisé pour assembler le cuivre (et ses alliages), le nickel, l'argent, diverses combinaisons de ces métaux et des pièces minces en acier. Le brasage à l'argent produit des assemblages plus résistants que ceux produits par d'autres procédés de brasage.

(b) Il est nécessaire d'utiliser un flux dans toutes les opérations de brasage à l'argent, car il faut que le métal de base soit chimiquement propre (sans la moindre pellicule d'oxyde pour empêcher l'alliage de brasage à l'argent d'entrer en contact intime avec le métal de base).

(c) L'assemblage doit être physiquement et chimiquement propre, ce qui signifie qu'il doit être exempt de toute saleté, graisse, huile et peinture. Après avoir enlevé la saleté, la graisse et la peinture, il faut éliminer tout oxyde en meulant ou en limant la pièce jusqu'à ce que l'on puisse voir du métal brillant. Pendant l'opération de soudage, le flux continue à éloigner l'oxyde du métal, facilitant ainsi l'écoulement de la soudure.

(d) La figure 4-32 montre trois types d'assemblages pour le brasage à l'argent : les assemblages à recouvrement, les assemblages bout à bout, et les assemblages en extrémité. Si un assemblage à recouvrement est utilisé, la quantité de recouvrement doit être déterminée en fonction de la résistance requise pour l'assemblage. Pour une résistance égale à celle du métal de base dans la zone chauffée, le recouvrement doit être de quatre à six fois l'épaisseur du métal.

(e) La flamme oxyacétylénique pour le brasage à l'argent doit être neutre, mais peut avoir un léger excès d'acétylène. Elle doit être douce et non pas dure. Pendant le préchauffage et l'application de la soudure, l'extrémité du cône intérieur de la flamme doit être maintenue à environ 1,5 cm de des pièces à braser. La flamme doit rester en mouvement afin de ne pas surchauffer le métal.

(f) Lorsque les deux parties du métal de base sont à la bonne température (indiquée par l'écoulement du flux), l'alliage de brasage peut être appliqué sur la surface de la partie inférieure ou intérieure au bord de l'assemblage. Il est nécessaire de diriger simultanément la flamme sur l'assemblage et de la déplacer constamment pour que le métal de base reste à une température uniforme.

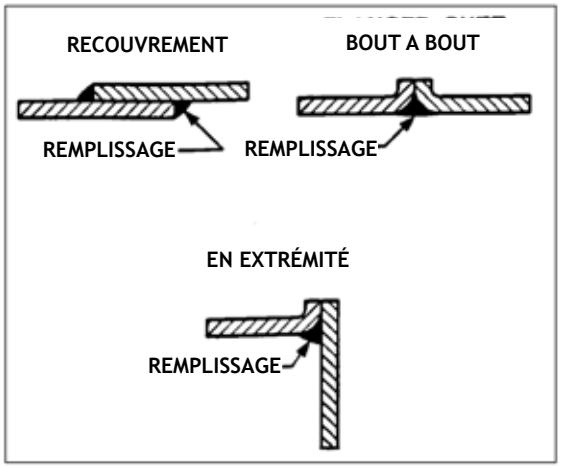


FIGURE 4-32. Assemblages par brasage à l'argent.

(3) The torch can be shut off simply by closing the acetylene off first and allowing the gas remaining in the torch tip to burn out. Then turn off the oxygen valve. If the torch is not to be used again for a long period, the pressure should be turned off at the cylinder. The hose lines should then be relieved of pressure by opening the torch needle valves and the working pressure regulator, one at a time, allowing the gas to escape. Again, it is a good practice to relieve the oxygen pressure and then the acetylene pressure. The hose should then be coiled or hung carefully to prevent damage or kinking.

(4) Soft soldering is used chiefly for copper, brass, and coated iron in combination with mechanical seams; that is, seams that are riveted, bolted, or folded. It is also used where a leak-proof joint is desired, and sometimes for fitting joints to promote rigidity and prevent corrosion. Soft soldering is generally performed only in very minor repair jobs. This process is used to join electrical connections because it forms a strong union with low electrical resistance.

(a) Soft solder gradually yields under a steadily applied load and should not be used unless the transmitted loads are very low. It should never be used as a means of joining structural members.

(b) A soldering iron is the tool used in soldering. Its purpose is to act as a source of heat for the soldering operation. The bit, or working face, is made from copper since this metal will readily absorb heat and transmit it to the work. Figure 4-33 shows a wedge-shaped bit.

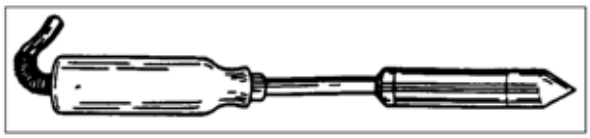


FIGURE 4-33. Electric soldering iron.

(c) To tin the soldering iron, it is first heated to a bright red, and then the point is cleaned (by filing) until it is smooth and bright. No dirt or pits should remain on its surface. After the soldering iron has been mechanically cleaned, it should be reheated sufficiently to melt solder and chemically cleaned by rubbing it firmly on a block of sal ammoniac (ammonium chloride). Rosin flux paste may also be used. Solder is then applied to the point and wiped with a clean cloth.

(d) A properly tinned copper iron has a thin unbroken film of solder over the entire surface of its point.

(e) Soft solders are chiefly alloys of tin and lead. The percentages of tin and lead vary considerably in various solder, with a corresponding change in their melting points, ranging from 145-311 °C (293-592 °F). Half-and-half (50/50) solder is a general purpose solder and is most frequently used. It contains equal proportions of tin and lead, and it melts at approximately 182 °C (360 °F).

(f) The application of the melted solder requires somewhat more care than is apparent. The parts to be soldered should be locked together or held mechanically or manually while tacking. To tack the seam, the hot copper iron is touched to a bar of solder, then the drops of solder adhering to the copper iron are used to tack the seam at a number of points. The film of solder between the surfaces of a joint must be kept thin to make the strongest joint.

(g) A hot, well-tinned soldering copper iron should be held so that its point lies flat on the metal (at the seam), while the back of the copper iron extends over the seam proper at a 45-degree angle, and a bar of solder is touched to the point. As the solder

(3) Le chalumeau peut être éteint simplement en fermant d'abord le robinet d'acétylène et en laissant le gaz restant dans l'embout du chalumeau se consumer. Fermez ensuite le robinet d'oxygène. Si le chalumeau ne doit pas être réutilisé pendant une longue période, la pression doit être coupée au niveau de la bouteille. Il faut ensuite décharger les tuyaux en ouvrant les robinets à pointeau du chalumeau et le régulateur de pression de travail, un par un, pour permettre au gaz de s'échapper. Encore une fois, il est bon de relâcher la pression de l'oxygène, puis celle de l'acétylène. Le tuyau doit ensuite être enroulé ou suspendu avec précaution pour éviter qu'il ne soit endommagé ou plié.

(4) Le brasage tendre est utilisé principalement pour le cuivre, le laiton et le fer revêtu en combinaison avec des assemblages mécaniques, c'est-à-dire des assemblages qui sont rivetés, boulonnés ou pliés. Il est également utilisé lorsqu'un assemblage étanche est souhaité, et parfois pour les assemblages de ferrure afin de favoriser la rigidité et d'éviter la corrosion. Le brasage tendre n'est généralement utilisé que dans le cadre de réparations très mineures. Ce procédé est utilisé pour assembler des connexions électriques car il forme une union solide avec une faible résistance électrique.

(a) La soudure tendre cède progressivement sous l'effet d'une charge appliquée de façon continue et ne doit pas être utilisée à moins que les charges transmises soient très faibles. Elle ne doit jamais être utilisée comme moyen d'assembler des éléments structurels.

(b) Le fer à souder est l'outil utilisé pour la soudure. Son but est de servir de source de chaleur pour l'opération de soudage. La panne, ou face de travail, est en cuivre, car ce métal absorbe facilement la chaleur et la transmet aux pièces à souder. La figure 4-33 montre une panne cunéiforme.

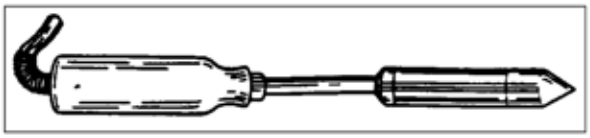


FIGURE 4-33. Fer à souder électrique.

(c) Pour étamer le fer à souder, on le chauffe d'abord jusqu'à ce qu'il devienne rouge vif, puis on nettoie la pointe (en la limant) jusqu'à ce qu'elle soit lisse et brillante. Il ne doit rester aucune saleté ou trace sur sa surface. Une fois le fer à souder nettoyé mécaniquement, il faut le réchauffer suffisamment pour faire fondre la soudure et le nettoyer chimiquement en le frottant fermement sur un bloc de sel d'ammonium (chlorure d'ammonium). Une pâte de flux à la colophane peut également être utilisée. La soudure est ensuite appliquée sur la pointe et essuyée avec un chiffon propre.

(d) Un fer en cuivre correctement étamé présente une fine pellicule de soudure ininterrompue sur toute la surface de sa pointe.

(e) Les soudures tendres sont principalement des alliages d'étain et de plomb. Les pourcentages d'étain et de plomb varient considérablement dans les différentes soudures, avec une variation correspondante de leurs points de fusion, allant de 145 à 311°C. La soudure moitié-moitié (50/50) est une soudure d'usage général et est la plus fréquemment utilisée. Elle contient des proportions égales d'étain et de plomb et fond à environ 182°C.

(f) L'application de la soudure fondue exige un peu plus de précautions qu'il n'y paraît. Les pièces à souder doivent être verrouillées ensemble ou maintenues mécaniquement ou manuellement pendant le pointage. Pour fixer l'assemblage, le fer à souder en cuivre chaud est mis en contact avec une barre de soudure, puis les gouttes de soudure adhérant au fer en cuivre sont utilisées pour fixer l'assemblage en plusieurs points. La pellicule de soudure entre les surfaces d'un assemblage doit rester mince pour obtenir l'assemblage le plus solide.

(g) Un fer à souder en cuivre chaud et bien étamé doit être tenu de manière à ce que sa pointe repose à plat sur le métal (au niveau de l'assemblage), tandis que le dos du fer en cuivre fait, avec l'assemblage proprement dit, un angle de 45°, et une baguette de soudure est touchée sur la pointe. Pendant que la soudure fond, le fer à souder en cuivre est tiré lentement le long de la soudure.

melts, the copper iron is drawn slowly along the seam. As much solder as necessary is added without raising the soldering copper iron from the job. The melted solder should run between the surfaces of the two sheets and cover the full width of the seam. Work should progress along the seam only as fast as the solder will flow into the joint.

4-89. AIRCRAFT PARTS NOT TO BE WELDED.

a. Brace Wires and Cables. Do not weld aircraft parts whose proper function depends upon strength properties developed by cold-working. Among parts in this classification are streamlined wire and cables.

b. Brazed and Soldered Parts. Do not weld brazed or soldered parts as the brazing mixture or solder will penetrate and weaken the hot steel.

c. Alloy Steel Parts. Do not weld alloy steel parts such as aircraft bolts, turnbuckle ends, etc., which have been heat treated to improve their mechanical properties.

d. Nos. 2024 and 7075 Aluminum. Do not weld these two aluminum alloys (that are often used in aircraft construction) because the heat from the welding process will cause severe cracking. The 2024 aluminum is most often used in wing skins, fuselage skins, and in most structured airframe parts. The 7075 aluminum is most often used in machined fittings such as wing-spar attachments, landing-gear attachments, and other structural parts.

4-90. WELDING ROD SELECTION.

Most aircraft repair shops that are prepared to make weld repairs should have the basic selection of welding rods available. The best rods to stock, the metals they weld, and the AWS specification number are shown in table 4-15.

4-91. REPAIR OF TUBULAR MEMBERS.

a. Inspection. Prior to repairing tubular members, carefully examine the structure surrounding any visible damage to insure that no secondary damage remains undetected. Secondary damage may be produced in some structure, remote from the location of the primary damage, by the transmission of the damaging load along the tube. Damage of this nature usually occurs where the most abrupt change in direction of load travel is experienced. If this damage remains undetected, subsequent normal loads may cause failure of the part.

b. Location and Alignment of Welds. Unless otherwise noted, welded steel tubing may be spliced or repaired at any location along the length of the tube. To avoid distortion, pay particular attention to the proper fit and alignment.

c. Members Dented at a Cluster. Repair dents at a steel-tube cluster joint by welding a specially formed steel patch plate over the dented area and surrounding tubes. (See figure 4-34.) To prepare the patch plate, cut a section of steel sheet of the same material and thickness as the heaviest tube damaged. Trim the reinforcement plate so that the fingers extend over the tubes a minimum of 1.5 times the respective tube diameter. (See figure 4-34.) Remove all the existing finish on the damaged cluster-joint area to be covered by the reinforcement plate. The reinforcement plate may be formed before any welding is attempted, or it may be cut and tack-welded to one or more of the tubes in the cluster joint, then heated and formed around the joint to produce a smooth contour. Apply sufficient heat to the plate while forming so that there is generally a gap of no more than 1/16 inch from the con-

On ajoute autant de soudure que nécessaire sans soulever le fer à souder en cuivre des pièces à souder. La soudure fondue doit couler entre les surfaces des deux feuilles et couvrir toute la largeur de l'assemblage. Le travail ne doit progresser le long de l'assemblage qu'à la vitesse à laquelle la soudure s'écoule dans ce dernier.

4-89. PIÈCES D'AÉRONEF À NE PAS SOUDER.

a. Fils et câbles d'ancrage. Ne pas souder les pièces d'aéronef dont le bon fonctionnement dépend des propriétés de résistance développées par le travail à froid. Les fils et câbles carénés font partie de cette catégorie de pièces.

b. Pièces brasées et soudées. Ne soudez pas les pièces brasées ou soudées car la brasure ou la soudure pénètrent et affaiblissent l'acier chaud.

c. Pièces en alliages d'acier. Ne soudez pas les pièces en alliage d'acier telles que les boulons aéronautiques, les extrémités de tendeurs, etc. qui ont été traitées thermiquement pour améliorer leurs propriétés mécaniques.

d. Aluminium Nos. 2024 et 7075. Ne soudez pas ces deux alliages d'aluminium (souvent utilisés dans la construction aéronautique) car la chaleur du processus de soudage provoque des fissures importantes. L'aluminium 2024 est le plus souvent utilisé dans les revêtements d'ailes, les revêtements de fuselage et dans la plupart des pièces structurées de la cellule. L'aluminium 7075 est le plus souvent utilisé dans les ferrures usinées telles que les fixations de longerons d'ailes, les fixations de trains d'atterrissage et d'autres pièces structurelles.

4-90. SÉLECTION DES BAGUETTES DE SOUDAGE.

La plupart des ateliers de réparation d'aéronefs qui sont prêts à effectuer des réparations par soudage disposent d'un large choix de baguettes de soudage. Les baguettes et les métaux qu'elles permettent de souder ainsi que le numéro de la spécification AWS sont indiqués dans le tableau 4-15.

4-91. RÉPARATION DES ÉLÉMENTS TUBULAIRES.

a. Inspection. Avant de réparer des éléments tubulaires, examinez soigneusement la structure entourant tout dommage visible pour vous assurer qu'aucun dommage secondaire n'est passé inaperçu. Des dommages secondaires peuvent être produits dans certaines structures, éloignées de l'emplacement du dommage primaire, par la transmission de la charge dommageable le long du tube. Les dommages de cette nature se produisent généralement là où le changement de direction de la charge est le plus brusque. Si ce dommage n'est pas détecté, des charges normales ultérieures peuvent provoquer la défaillance de la pièce.

b. Emplacement et alignement des soudures. Sauf indication contraire, les tubes d'acier soudés peuvent être éclissés ou réparés à n'importe quel endroit sur la longueur du tube. Pour éviter toute déformation, il faut porter une attention particulière à l'ajustement et à l'alignement appropriés.

c. Membres bosselés au niveau d'un nœud. Réparez les bosses d'un assemblage en nœud de tubes d'acier en soudant une plaque d'acier spécialement formée sur la zone bosselée et les tubes environnants. (Voir figure 4-34.) Pour préparer la plaque de renfort, découpez une section de tôle d'acier du même matériau et de la même épaisseur que le tube le plus lourd endommagé. Coupez la plaque de renfort de manière à ce que les prolongements dépassent les tubes d'au moins 1,5 fois le diamètre du tube respectif. (Voir figure 4-34.) Enlevez toute la finition existante sur la zone de l'assemblage endommagé qui sera couverte par la plaque de renfort. La plaque de renforcement peut être formée avant toute tentative de soudage, ou elle peut être coupée et soudée par points à un ou plusieurs des tubes du nœud, puis chauffée et formée autour de l'assemblage pour produire un contour lisse.

tour of the joint to the plate. In this operation avoid unnecessary heating, and exercise care to prevent damage at the point of the angle formed by any two adjacent fingers of the plate. After the plate is formed and tack welded to the cluster joint, weld all the plate edges to the cluster joint.

TABLE 4-15. Chart showing Welding Filler Rod selection.

Welding Rod #	AMS Spec.	AWS Spec.	Welds these Metals
4130	AMS 6457	AWS A5.18	Mild Steel, 4130 steel
4140	AMS 6452	AWS A5.28	4140 Steel
4043	AMS 4190	AWS A5.10	Most weldable Aluminum
308L	AMS 5692	AWS A5.9	304 Stainless steel
316L	AMS 5692	AWS A5.9	316 Stainless steel
AZ61A	AMS 4350	AWS A5.19	AZ61A Magnesium
ERTi-5	AMS 4954	AWS A5-16	Titanium

Appliquez suffisamment de chaleur à la plaque pendant le formage pour qu'il y ait généralement un espace de pas plus de 1,5 mm entre le contour de l'assemblage et la plaque. Lors de cette opération, il faut éviter de chauffer inutilement les prolongements adjacents de la plaque et faire attention à la plaque. Une fois que la plaque est formée et que le pointage a été effectué pour éviter tout dommage à l'endroit de l'angle soudé au nœud, soudez tous les bords de la plaque au nœud.

Baguette d'apport	Spec. AMS	Spec. AWS	Métaux à souder
4130	AMS 6457	AWS A5.18	Acier doux, acier 4130
4140	AMS 6452	AWS A5.28	Acier 4140
4043	AMS 4190	AWS A5.10	Aluminium soudable
308L	AMS 5692	AWS A5.9	Acier inox 304
316L	AMS 5692	AWS A5.9	Acier inox 316
AZ61A	AMS 4350	AWS A5.19	Magnesium AZ61A
ERTi-5	AMS 4954	AWS A5.16	Titane

TABLEAU 4-15. Tableau de sélection des baguettes d'apport de soudage.

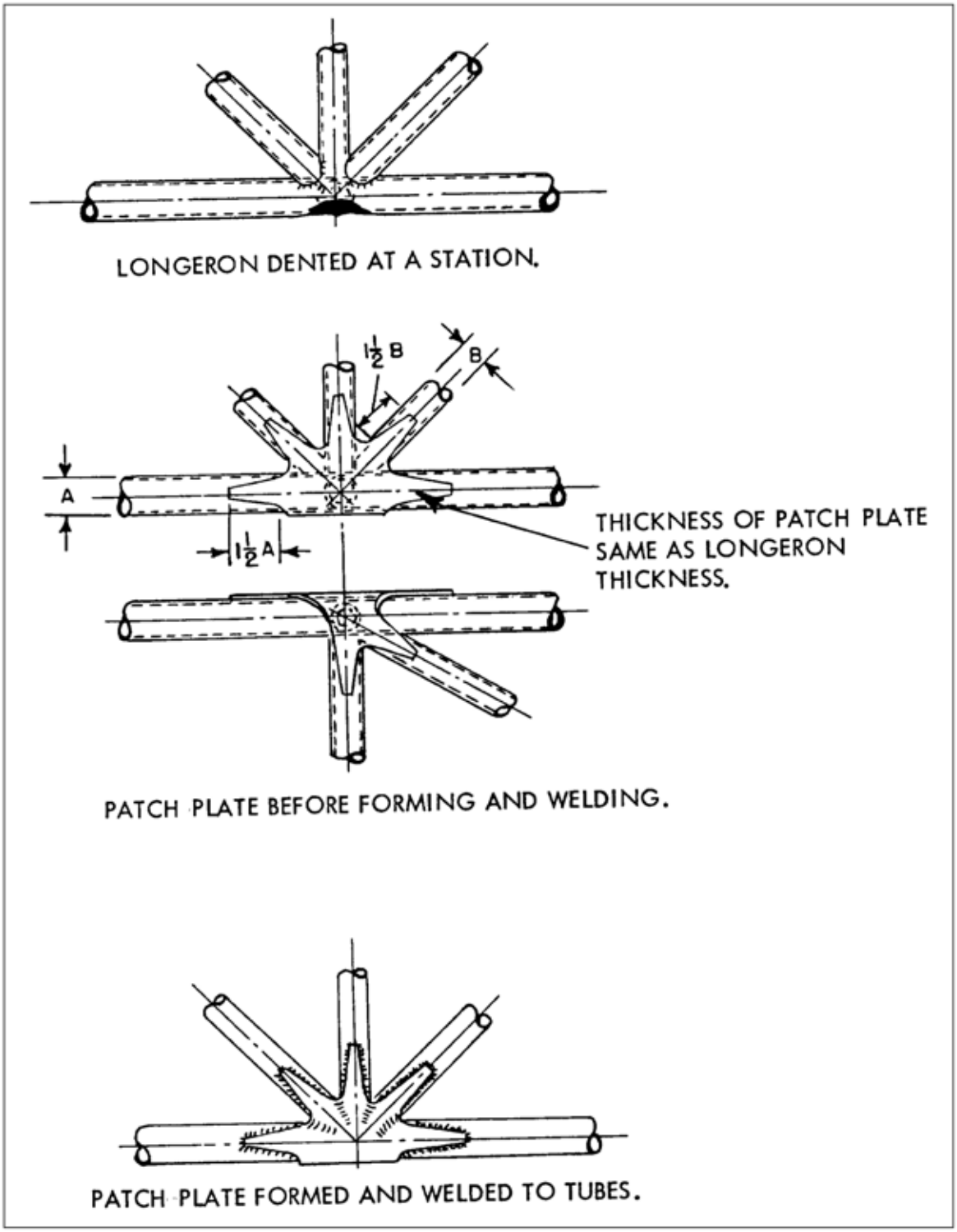


FIGURE 4-34. Finger patch repairs for members dented at a cluster.

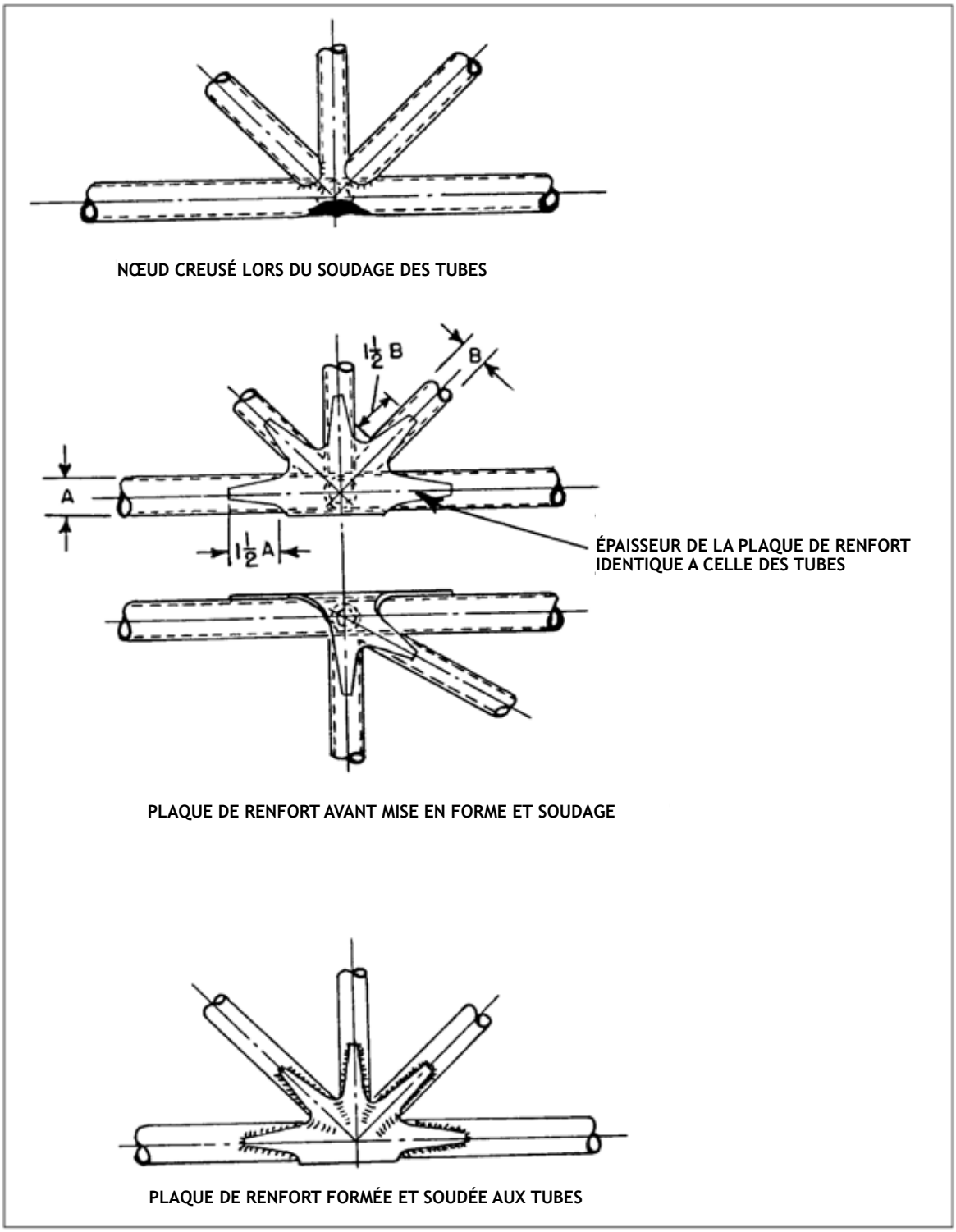


FIGURE 4-34. Prolongements de renfort pour un nœud soudé.

d. Members Dented in a Bay. Repair dented, bent, cracked, or otherwise damaged tubular members by using a split-sleeve reinforcement. Carefully straighten the damaged member, and in the case of cracks, drill No. 40 (0.098) inch stop holes at the ends of the crack.

4-92. REPAIR BY WELDED SLEEVE. This repair is outlined in figure 4-35. Select a length of steel tube sleeve having an inside diameter approximately equal to the outside diameter of the damaged tube and of the same material, and at least the same wall thickness. Diagonally cut the sleeve reinforcement at a 30-degree angle on both ends so that the minimum distance of the sleeve from the edge of the crack or dent is not less than 1-1/2 times the diameter of the damaged tube. Cut through the entire length of the reinforcement sleeve, and separate the half-sections of the sleeve. Clamp the two sleeve sections to the proper positions on the affected areas of the original tube. Weld the reinforcement sleeve along the length of the two sides, and weld both ends of the sleeve to the damaged tube. (See figure 4-35.) The filling of dents or cracks with welding rod in lieu of reinforcing the member is not acceptable.

4-93. REPAIR BY BOLTED SLEEVE. Do not use bolted-sleeve repairs on welded steel-tube structure unless specifically authorized by the manufacturer or the FAA. The tube area removed by the bolt holes, in this type of repair, may prove critical.

4-94. WELDED-PATCH REPAIR. Dents or holes in tubing may be repaired by using a patch of the same material, one gauge thicker. (See figure 4-36.)

a. Dented Tubing.

(1) Dents are not deeper than 1/10 of tube diameter, do not involve more than 1/4 of the tube circumference, and are not longer than tube diameter.

(2) Dents are free from cracks, abrasions, and sharp corners.

(3) The dented tubing can be substantially reformed, without cracking, before application of the patch.

b. Punctured Tubing. Holes are not longer than tube diameter and involve not more than 1/4 of tube circumference.

4-95. SPLICING TUBING BY INNER-SLEEVE METHOD. If the damage to a structural tube is such that a partial replacement of the tube is necessary, the inner-sleeve splice is recommended; especially where a smooth tube surface is desired. (See figure 4-37.)

a. Make a diagonal cut when removing the damaged portion of the tube, and remove the burr from the edges of the cut by filing or similar means. Diagonally cut a replacement steel tube of the same material and diameter, and at least the same wall thickness, to match the length of the removed portion of the damaged tube. At each end of the replacement tube allow a 1/8-inch gap from the diagonal cuts to the stubs of the original tube. Select a length of steel tubing of the same material, and at least the same wall thickness, and of an outside diameter equal to the inside diameter of the damaged tube. Fit this inner-sleeve tube material snugly within the original tube, with a maximum diameter difference of 1/16 inch. From this inner-sleeve tube material cut two sections of tubing, each of such a length that the ends of the inner sleeve will be a minimum distance of 1-1/2-tube diameters from the nearest end of the diagonal cut.

d. Éléments bosselés dans une baie. Réparez les éléments tubulaires bosselés, pliés, fissurés ou autrement endommagés en utilisant une armature à manchon fendu. Redressez soigneusement l'élément endommagé et, dans le cas de fissures, percez des trous d'arrêt de 2,5 mm aux extrémités de la fissure.

4-92. RÉPARATION PAR MANCHON SOUDÉ.

Cette réparation est décrite à la figure 4-35. Choisissez une longueur de manchon de tube d'acier ayant un diamètre intérieur approximativement égal au diamètre extérieur du tube endommagé et du même matériau, et au moins la même épaisseur de paroi. Coupez en diagonale l'armature du manchon à un angle de 30 degrés aux deux extrémités de sorte que la distance minimale du manchon par rapport au bord de la fissure ou de la bosse ne soit pas inférieure à 1-1/2 fois le diamètre du tube endommagé. Coupez le manchon de renforcement sur toute sa longueur et séparez les demi-sections du manchon. Fixez les deux sections du manchon aux positions appropriées sur les zones concernées du tube d'origine. Soudez le manchon de renforcement sur la longueur des deux côtés et soudez les deux extrémités du manchon au tube endommagé. (Voir figure 4-35.) Il n'est pas acceptable de remplir les bosses ou les fissures avec du matériau d'apport au lieu de renforcer l'élément.

4-93. RÉPARATION PAR MANCHON BOULONNÉ.

Ne pas utiliser de réparations par manchon boulonné sur une structure tubulaire en acier soudé, à moins d'une autorisation expresse du constructeur ou de la FAA. La surface du tube enlevée par les trous de boulons, dans ce type de réparation, peut s'avérer critique.

4-94. RÉPARATION PAR RAPIÉÇAGE SOUDÉ. Les bosses ou les trous dans les tubes peuvent être réparés en utilisant une pièce de même matériau, d'un calibre plus épais. (Voir la figure 4-36.)

a. Tubes bosselés.

(1) Les bosses ne sont pas plus profondes que 1/10 du diamètre du tube, ne touchent pas plus de 1/4 de la circonférence du tube et ne sont pas plus longues que le diamètre du tube.

(2) Les bosses sont exemptes de fissures, d'abrasions et d'angles vifs.

(3) Le tube bosselé peut être substantiellement reformé, sans fissure, avant l'application du patch.

b. Tubes perforés. Les trous ne sont pas plus longs que le diamètre du tube et ne concernent pas plus du quart de la circonférence du tube.

4-95. ÉCLISSAGE D'UN TUBE PAR LA MÉTHODE DU RENFORT INTÉRIEUR. Si les dommages subis par un tube de structure sont tels qu'un remplacement partiel du tube est nécessaire, l'éclisse à manchon intérieur est recommandée, surtout lorsqu'on désire une surface de tube lisse. (Voir figure 4-37.)

a. Effectuez une coupe diagonale lorsque vous retirez la partie endommagée du tube, et éliminez les bavures des bords de la coupe en limant ou par un moyen similaire. Coupez en diagonale un tube d'acier de remplacement du même matériau et du même diamètre, et au moins de la même épaisseur de paroi, pour qu'il corresponde à la longueur de la partie retirée du tube endommagé. À chaque extrémité du tube de remplacement, laissez un espace de 3 mm entre les coupes diagonales et les bouts du tube d'origine. Sélectionnez une longueur de tube d'acier du même matériau, et au moins de la même épaisseur de paroi, et d'un diamètre extérieur égal au diamètre intérieur du tube endommagé. Ajustez ce matériau de tube à manchon intérieur dans le tube d'origine, avec une différence de diamètre maximale de 1,5 mm. À partir de ce matériau de tube à manchon intérieur, coupez deux sections de tube, chacune d'une longueur telle que les extrémités du manchon intérieur se trouvent à une distance minimale de 1-1/2 diamètre de tube de l'extrémité la plus proche de la coupe diagonale.

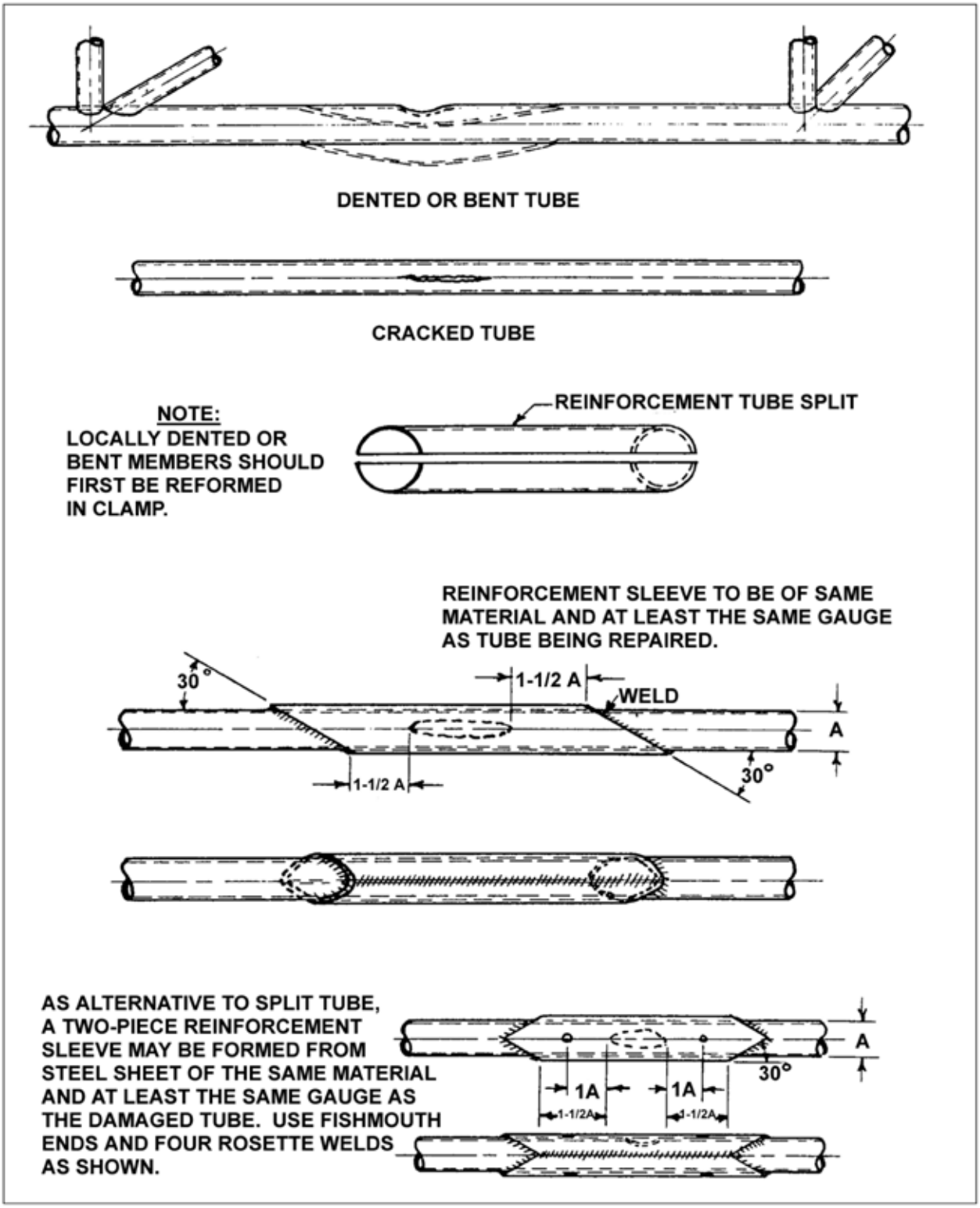


FIGURE 4-35. Members dented in a bay (repairs by welded sleeve).

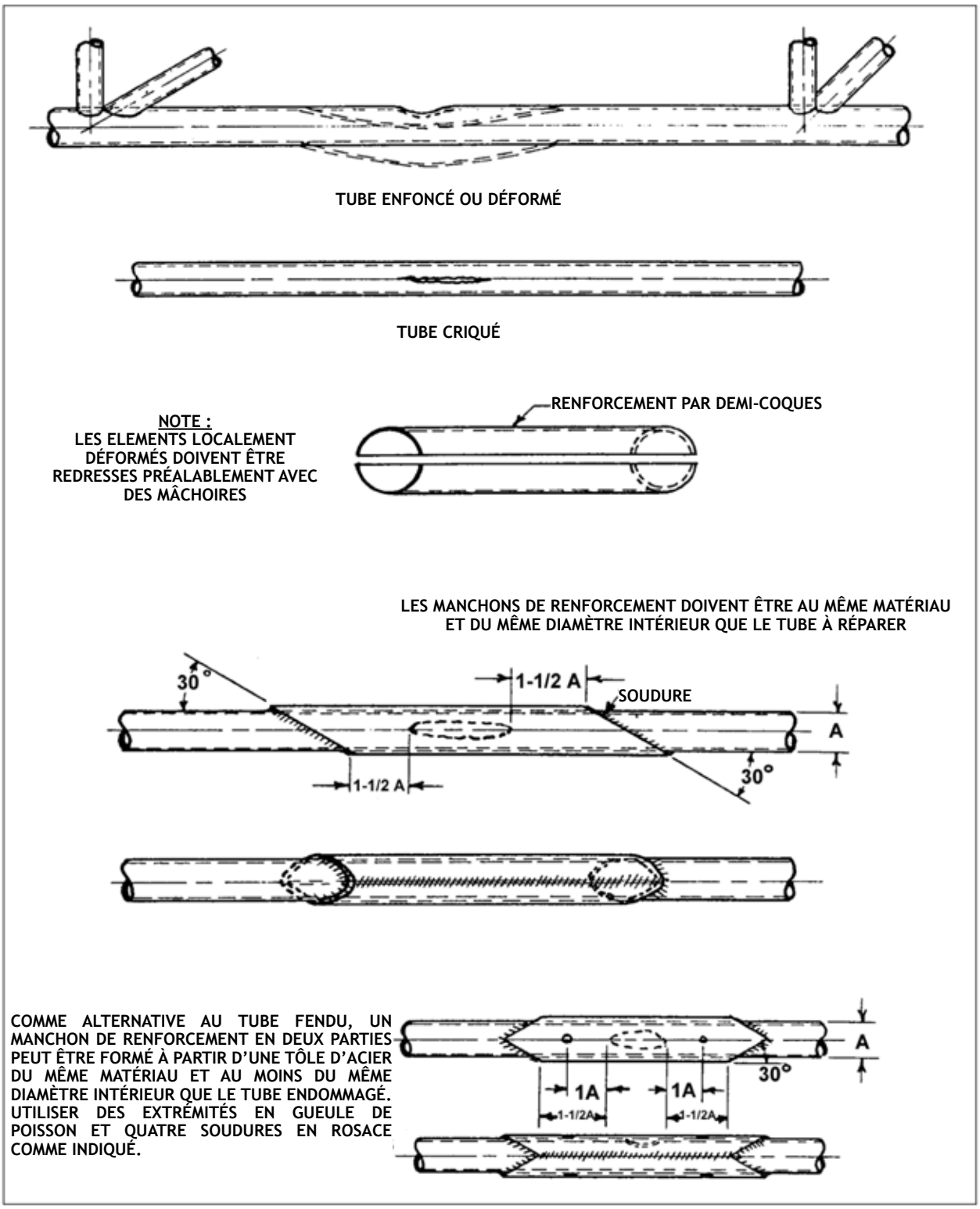


FIGURE 4-35. Éléments enfoncés dans une travée (réparation par manchon soudé).

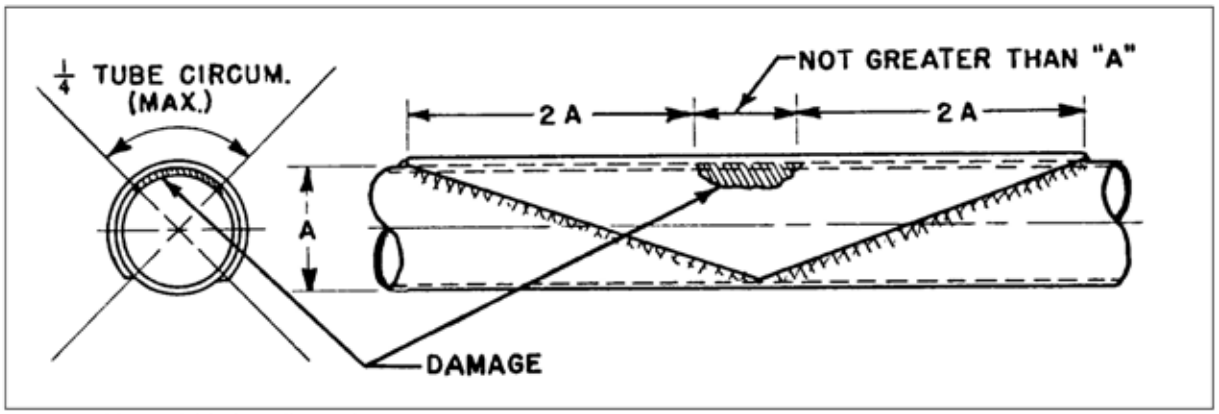


FIGURE 4-36. Welded patch repair.

b. If the inner sleeve fits very tightly in the replacement tube, chill the sleeve with dry ice or cold water. If this is insufficient, polish down the diameter of the sleeve with emery cloth. Tack the outer and inner replacement tubes using rosette welds. Weld the inner sleeve to the tube stubs through the 1/8-inch gap, forming a weld bead over the gap.

4-96. SPLICING TUBING BY OUTER-SLEEVE METHOD. If partial replacement of a tube is necessary, make the outer-sleeve splice using a replacement tube of the same diameter. Since the outer-sleeve splice requires the greatest amount of welding, it should be used only when the other splicing methods are not suitable. Information on the replacement by use of the outer-sleeve method is given in figure 4-38 and figure 4-39.

a. Remove the damaged section of a tube utilizing a 90-degree cut. Cut a replacement steel tube of the same material, diameter, and at least the same wall thickness to match the length of the removed portion of the damaged tube. This replacement tube must bear against the stubs of the original tube with a total tolerance not to exceed 1/32 inch. The outer-sleeve tube material selected must be of the same material and at least the same wall thickness as the original tube. The clearance between inside diameter of the sleeve and the outside diameter of the original tube may not exceed 1/16 inch.

b. From this outer-sleeve tube material, cut diagonally (or fishmouth) two sections of tubing, each of such length that the nearest end of the outer sleeve is a minimum distance of 1-1/2-tube diameters from the end of the cut on the original tube. Use a fishmouth sleeve wherever possible. Deburr the edges of the sleeves, replacement tube, and the original tube stubs.

c. Slip the two sleeves over the replacement tube, align the replacement tube with the original tube stubs, and slip the sleeves over the center of each joint. Adjust the sleeves to suit the area and provide maximum reinforcement.

d. Tack weld the two sleeves to the replacement tube in two places before welding. Apply a uniform weld around both ends of one of the reinforcement sleeves and allow the weld to cool; then, weld around both ends of the remaining reinforcement tube. Allow one sleeve weld to cool before welding the remaining tube to prevent undue warping.

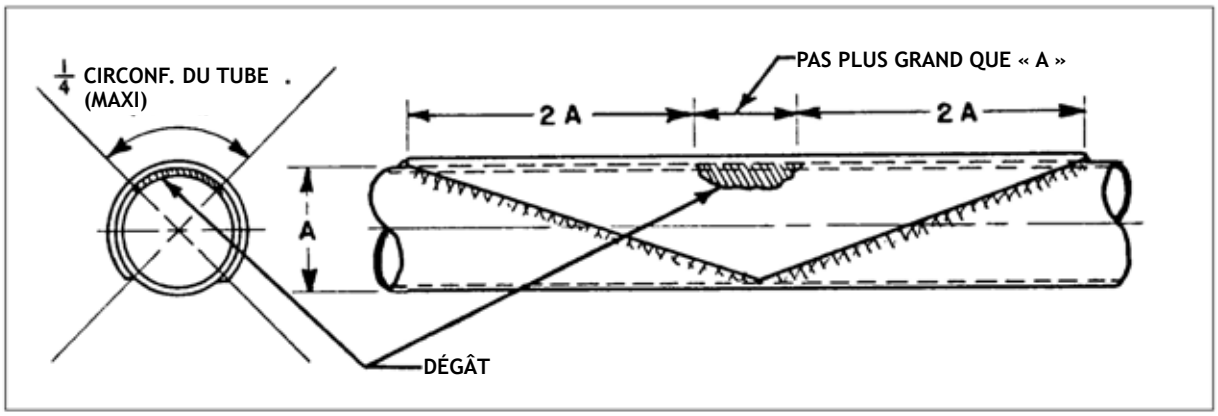


FIGURE 4-36. Réparation avec pièce de renforcement soudée.

b. Si le manchon intérieur est très serré dans le tube de remplacement, refroidissez le manchon avec de la neige carbonique ou de l'eau froide. Si cela ne suffit pas, polissez le diamètre du manchon avec de la toile émeri. Fixez les tubes de remplacement extérieur et intérieur à l'aide de soudures en rosace. Souder le manchon intérieur aux bouts de tube à travers l'espace de 3 mm, en formant un cordon de soudure sur l'espace.

4-96. ÉCLISSE DE TUBE PAR LA MÉTHODE DU MANCHON EXTÉRIEUR. Si le remplacement partiel d'un tube est nécessaire, faites l'éclisse du manchon extérieur en utilisant un tube de remplacement de même diamètre. Comme l'éclisse à gaine extérieure nécessite la plus grande quantité de soudure, elle ne doit être utilisée que lorsque les autres méthodes d'éclissage ne conviennent pas. La figure 4-38 et la figure 4-39 donnent des informations sur le remplacement par la méthode du manchon extérieur.

a. Retirez la section endommagée d'un tube en effectuant une coupe à 90 degrés. Coupez un tube de remplacement en acier de même matériau, de même diamètre et d'une épaisseur de paroi au moins égale à la longueur de la partie retirée du tube endommagé. Ce tube de remplacement doit s'appuyer sur les bouts du tube d'origine avec une tolérance totale qui ne doit pas dépasser 0,8 mm. Le matériau du tube du manchon extérieur choisi doit être du même matériau et avoir au moins la même épaisseur de paroi que le tube d'origine. Le jeu entre le diamètre intérieur du manchon et le diamètre extérieur du tube d'origine ne doit pas dépasser 1,5 mm.

b. À partir de ce matériau de tube à manchon extérieur, coupez en diagonale (ou en gueule de poisson) deux sections de tube, chacune d'une longueur telle que l'extrémité la plus proche du manchon extérieur se trouve à une distance minimale de 1-1/2 diamètre de tube de l'extrémité de la coupe sur le tube d'origine. Utilisez un manchon en gueule de poisson dans la mesure du possible. Ébavurez les bords des manchons, du tube de remplacement et des bouts de tube d'origine.

c. Glissez les deux manchons sur le tube de remplacement, alignez le tube de remplacement avec les bouts de tube d'origine, et glissez les manchons sur le centre de chaque assemblage. Ajustez les manchons pour qu'ils conviennent à la zone et fournissent un renforcement maximal.

d. Soudez par points les deux manchons au tube de remplacement en deux endroits avant de les souder. Appliquez une soudure uniforme autour des deux extrémités de l'un des manchons de renfort et laissez la soudure refroidir ; puis, soudez autour des deux extrémités du tube de renfort restant. Laissez refroidir la soudure d'un manchon avant de souder le reste du tube pour éviter tout gauchissement excessif.

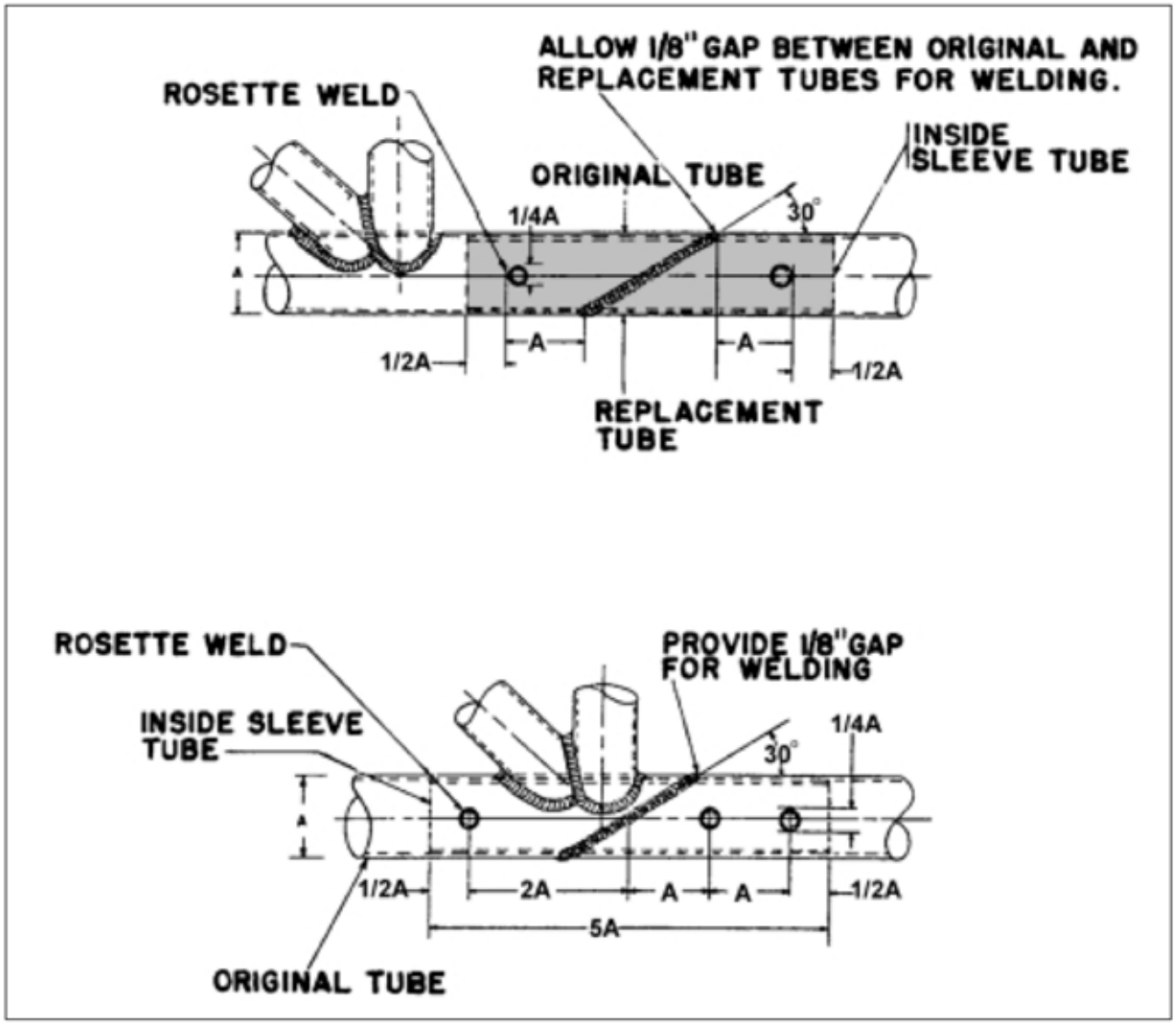


FIGURE 4-37. Splicing by inner-sleeve method.

4-97. SPLICING USING LARGER DIAMETER REPLACEMENT TUBES. The method of splicing structural tubes, as shown in figure 4-40, requires the least amount of cutting and welding. However, this splicing method cannot be used where the damaged tube is cut too near the adjacent cluster joints, or where bracket-mounting provisions make it necessary to maintain the same replacement tube diameter as the original. As an aid to installing the replacement tube, squarely cut the original damaged tube leaving a minimum short stub equal to 2-1/2-tube diameters on one end and a minimum long stub equal to 4-1/2-tube diameters on the other end. Select a length of steel tube of the same material and at least the same wall thickness, having an inside diameter approximately equal to the outside diameter of the damaged tube. Fit this replacement tube material snugly around the original tube with a maximum diameter difference of 1/16 inch. From this replacement tube material, cut a section of tubing diagonally (or fishmouth) of such a length that each end of the tube is a minimum distance of 1-1/2-tube diameters from the end of the cut on the original tube. Use a fishmouth cut replacement tube wherever possible. Deburr the edges of the replacement tube and original tube stubs. If a fishmouth cut is used, file out the sharp radius of the cut with a small round file.

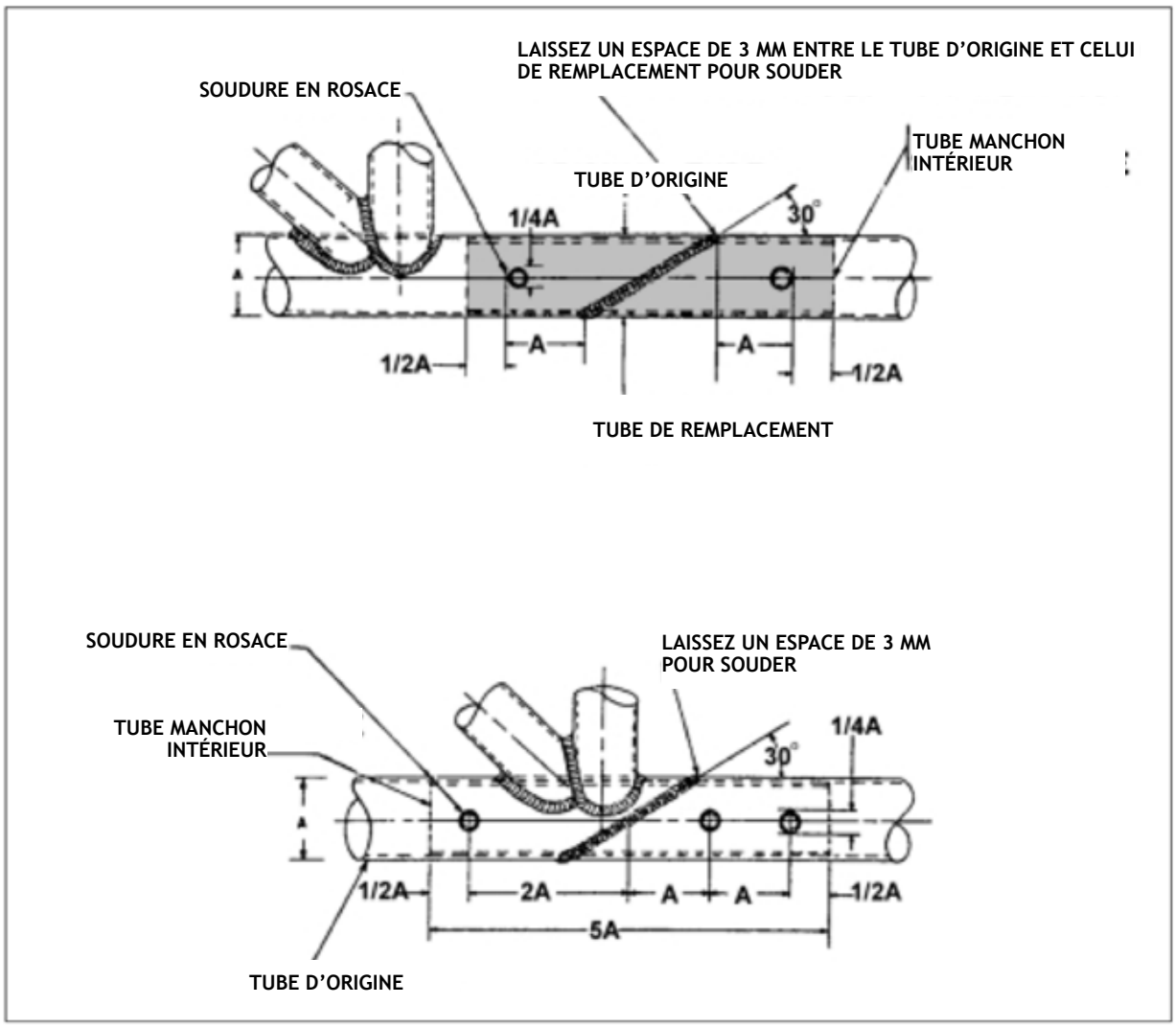


FIGURE 4-37. Réparation par la méthode du manchon intérieure.

4-97. ÉCLISSAGE À L'AIDE DE TUBES DE REMPLACEMENT DE PLUS GRAND DIAMÈTRE. La méthode d'éclissage des tubes structuraux, illustrée à la figure 4-40, exige le moins de découpage et de soudage. Cependant, cette méthode d'éclissage ne peut pas être utilisée lorsque le tube endommagé est coupé trop près des nœuds adjacents, ou lorsque les dispositions de montage des supports rendent nécessaire le maintien du même diamètre de tube de remplacement que l'original. Pour faciliter l'installation du tube de remplacement, coupez d'équerre le tube endommagé d'origine en laissant un tronçon court minimum égal à 2-1/2 diamètres de tube à une extrémité et un tronçon long minimum égal à 4-1/2 diamètres de tube à l'autre extrémité. Sélectionnez une longueur de tube d'acier du même matériau et au moins de la même épaisseur de paroi, dont le diamètre intérieur est approximativement égal au diamètre extérieur du tube endommagé.

Ajustez ce tube de remplacement autour du tube d'origine en respectant une différence de diamètre maximale de 1,5 mm. À partir de ce tube de remplacement, coupez une section de tube en diagonale (ou en gueule de poisson) d'une longueur telle que chaque extrémité du tube se trouve à une distance minimale de 1-1/2 diamètre de tube de l'extrémité de la coupe sur le tube d'origine. Utilisez un tube de remplacement coupé en gueule de poisson dans la mesure du possible. Ébavurez les bords du tube de remplacement et des bouts de tube d'origine. Si une coupe en gueule de poisson est utilisée, limez le rayon aigu de la coupe avec une petite lime ronde.

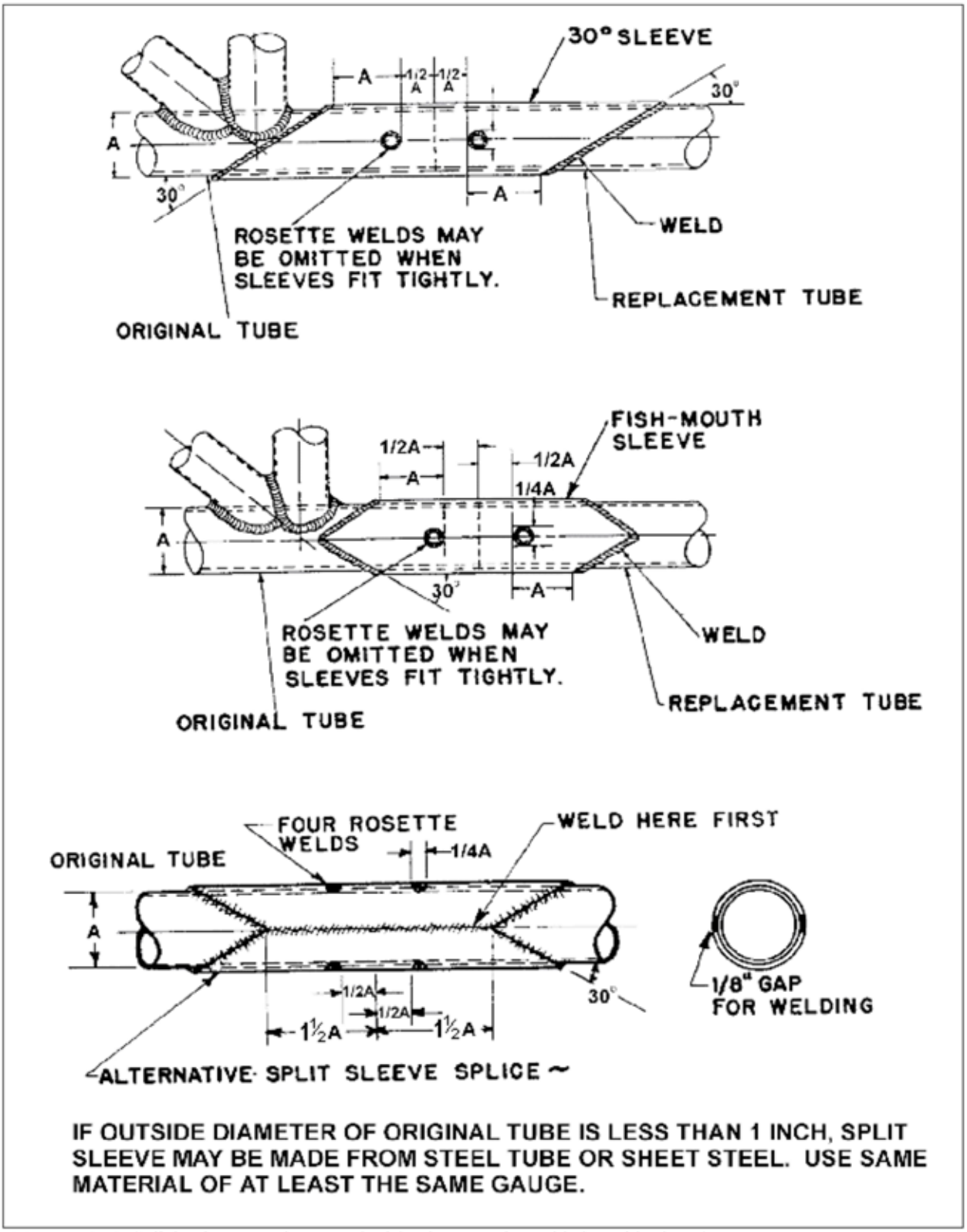


FIGURE 4-38. Splicing by outer-sleeve method (replacement by welded outside sleeve).

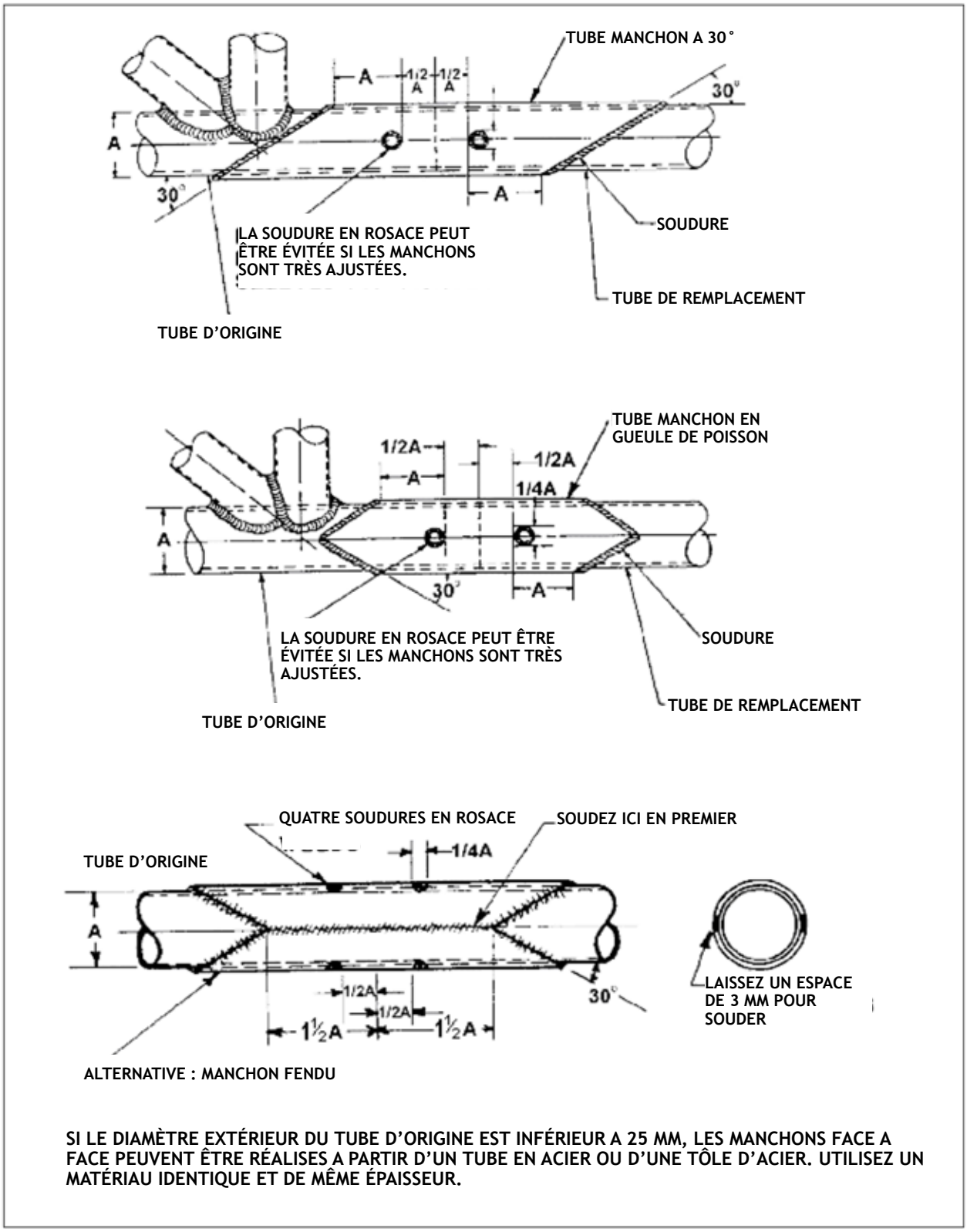


FIGURE 4-38. Éclissage par la méthode du manchon extérieur (remplacement par un manchon extérieur soudé).

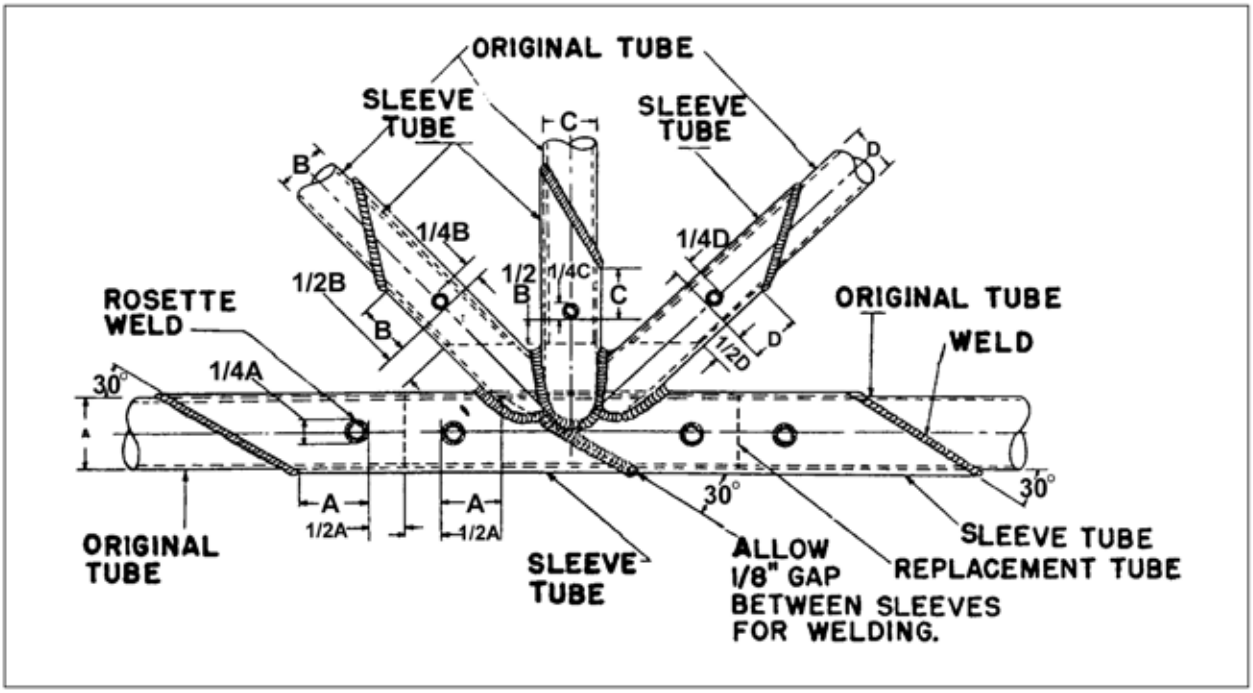


FIGURE 4-39. Tube replacement at a station by welded outer sleeves.

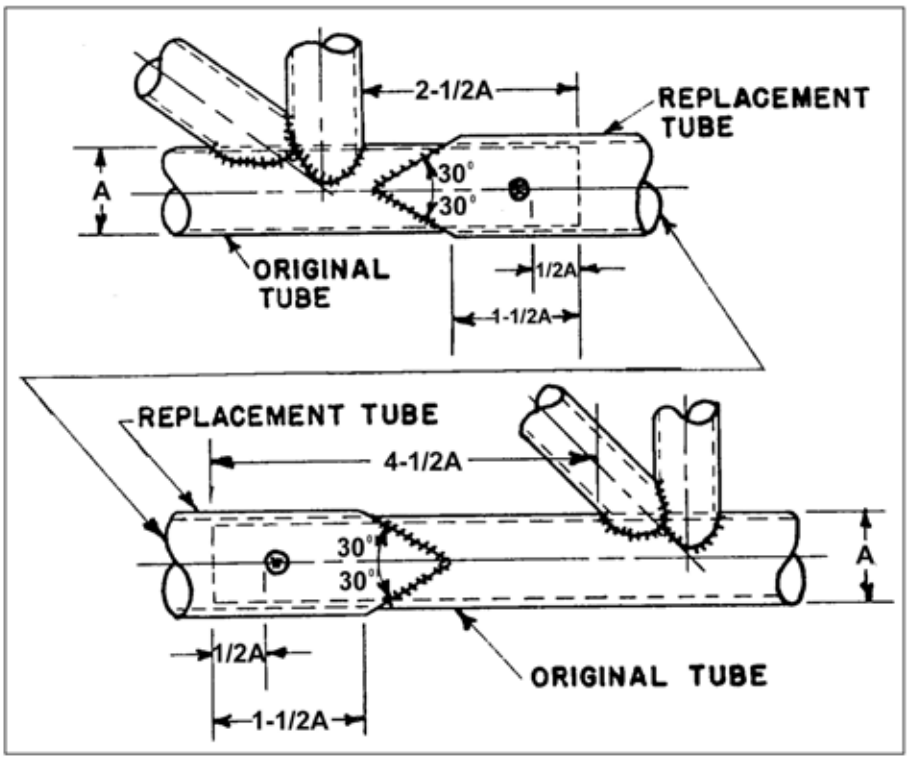


FIGURE 4-40. Splicing using larger diameter replacement tube.

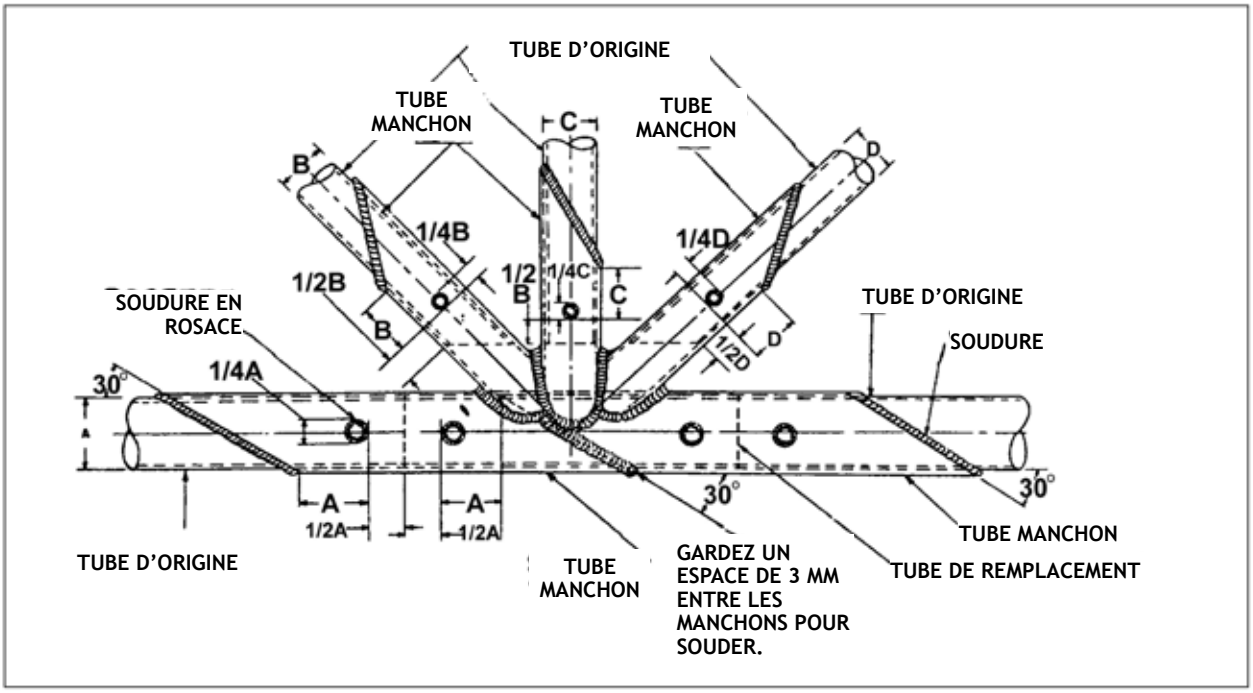


FIGURE 4-39. Tube de remplacement sur un nœud avec des manchons extérieurs soudés.

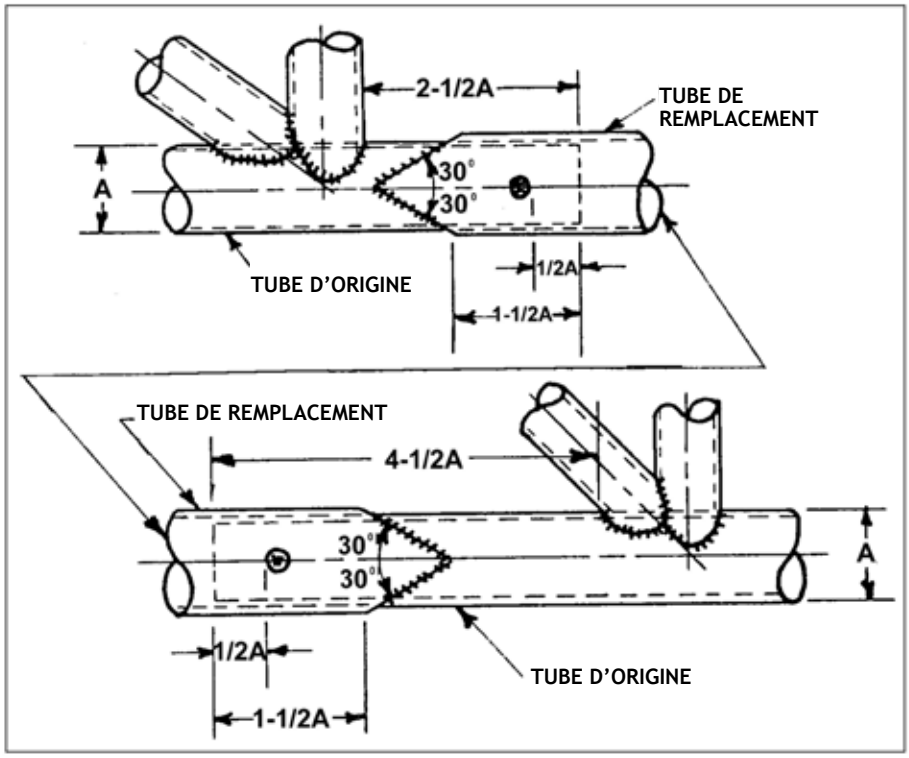


FIGURE 4-40. Éclisse utilisant un tube de remplacement de plus grand diamètre.

Spring the long stub of the original tube from the normal position, slip the replacement tube over the long stub, and then back over the short stub. Center the replacement tube between the stubs of the original tube. Tack weld one end of the replacement tube in several places, then weld completely around the end. In order to prevent distortion, allow the weld to cool completely, then weld the remaining end of the replacement tube to the original tube.

4-98. REPAIRS AT BUILT-IN FUSELAGE FITTINGS. Make splices in accordance with the methods described in paragraphs 4-86 through 4-92. Repair built-in fuselage fittings in the manner shown in figure 4-41. The following paragraphs outline the different methods as shown in figure 4-41.

a. Tube of Larger Diameter Than Original. A tube (sleeve) of larger diameter than the original is used in the method shown in figure 4-41 (A). The forward splice is a 30-degree scarf splice. Cut the rear longeron (right) approximately 4 inches from the centerline of the joint and fit a 1 inch long spacer over the longeron, and edge weld this spacer and longeron. Make a tapered "V" cut approximately 2 inches long in the aft end of the outer sleeve, and swage the end of the outer sleeve to fit the longeron and weld.

b. Tube of Same Diameter as Original. In the method shown in figure 4-41 (B) the new section is the same size as the longeron forward (left) of the fitting. The rear end (right) of the tube is cut at 30 degrees and forms the outside sleeve of the scarf splice. A sleeve is centered over the forward joint as indicated.

c. Simple Sleeve. In figure 4-41 (C), it is assumed the longeron is the same size on each side of the fitting. It is repaired by a sleeve of larger diameter than the longeron.

d. Large Difference in Longeron Diameter Each Side of Fitting. Figure 4-41 (D) assumes that there is 1/4-inch difference in the diameter of the longeron on the two sides of the fitting. The section of longeron forward (left) of the fitting is cut at 30 degrees, and a section of tubing of the same size as the tube and of such length as to extend well to the rear (right) of the fitting is slipped through it. One end is cut at 30 degrees to fit the 30-degree scarf at left, and the other end fishmouthed. This makes it possible to insert a tube of proper diameter to form an inside sleeve for the tube on the left of the fitting and an outside sleeve for the tube on the right of the fitting.

4-99. ENGINE-MOUNT REPAIRS. All welding on an engine mount must be of the highest quality, since vibration tends to accentuate any minor defect. Engine-mount members should preferably be repaired by using a larger diameter replacement tube, telescoped over the stub of the original member, and using fishmouth and rosette welds. However, 30-degree scarf welds in place of the fishmouth welds will be considered acceptable for engine-mount repair work.

a. Repaired engine mounts must be checked for accurate alignment. When tubes are used to replace bent or damaged ones, the original alignment of the structure must be maintained. When drawings are not available, this can be done by measuring the distance between points of corresponding members that have not been distorted.

b. Grind out all cracked welds.

c. Use only high-grade metallurgically controlled (mc) welding rods for engine-mount repairs.

Sortez l'embout long du tube d'origine de sa position normale, glissez le tube de remplacement sur l'embout long, puis sur l'embout court. Centrez le tube de remplacement entre les bouts du tube d'origine. Soudez par points une extrémité du tube de remplacement en plusieurs endroits, puis soudez complètement autour de l'extrémité. Afin d'éviter toute déformation, laissez la soudure refroidir complètement, puis soudez l'autre extrémité du tube de remplacement au tube d'origine.

4-98. RÉPARATIONS DES FERRURES INTÉGRÉES AU FUSELAGE. Faire les éclisses selon les méthodes décrites aux paragraphes 4-86 à 4-92. Réparer les ferrures intégrées au fuselage de la manière indiquée sur la figure 4-41. Les paragraphes suivants décrivent les différentes méthodes illustrées sur la figure 4-41.

a. Tube de plus grand diamètre que l'original. Un tube (manchon) de plus grand diamètre que l'original est utilisé dans la méthode illustrée à la figure 4-41 (A). L'éclisse avant est une éclisse en enture de 30 degrés. Coupez le longeron arrière (à droite) à environ 10 cm de l'axe du nœud et installez une entretoise de 25 mm de long sur le longeron, puis soudez cette entretoise et le longeron. Faites une coupe en « V » effilée d'environ 50 mm de long dans l'extrémité arrière du manchon extérieur, et sertissez l'extrémité du manchon extérieur pour l'adapter au longeron et le souder.

b. Tube de même diamètre que l'original. Dans la méthode illustrée à la figure 4-41 (B), la nouvelle section est de la même taille que le longeron à l'avant (à gauche) du raccord. L'extrémité arrière (droite) du tube est coupée à 30 degrés et forme le manchon extérieur de l'éclisse. Un manchon est centré sur le nœud avant, comme indiqué.

c. Manchon simple. Dans la figure 4-41 (C), on suppose que le longeron est de la même taille de chaque côté de la ferrure. Il est réparé par un manchon de diamètre supérieur à celui du longeron.

d. Grande différence de diamètre du longeron de chaque côté du raccord. La figure 4-41 (D) suppose qu'il y a une différence de 6 mm dans le diamètre du longeron des deux côtés de la ferrure. La section du longeron à l'avant (à gauche) du raccord est coupée à 30 degrés, et une section de tube de la même taille que le tube et d'une longueur telle qu'elle s'étende bien jusqu'à l'arrière (à droite) du raccord y est glissée. Une extrémité est coupée à 30 degrés pour s'adapter à l'écharpe de 30 degrés à gauche, et l'autre extrémité est évasée. Cela permet d'insérer un tube de diamètre approprié pour former un manchon intérieur pour le tube à gauche du raccord et un manchon extérieur pour le tube à droite du raccord.

4-99. RÉPARATIONS DU BÂTI MOTEUR. Toute soudure sur un bâti moteur doit être de la plus haute qualité, car les vibrations ont tendance à accentuer tout petit défaut. Les éléments du bâti moteur doivent de préférence être réparés en utilisant un tube de remplacement de plus grand diamètre, enfilé sur le tronçon de l'élément original, et en utilisant des soudures en gueule de poisson et en rosace. Toutefois, les soudures en enture à 30 degrés remplaçant les soudures en gueule de poisson seront considérées comme acceptables pour les travaux de réparation des éléments de bâti moteur.

a. Les bâtis moteur réparés doivent être vérifiés pour s'assurer de leur alignement précis. Lorsque des tubes sont utilisés pour remplacer des tubes tordus ou endommagés, l'alignement original de la structure doit être maintenu. Lorsque les plans ne sont pas disponibles, cela peut être fait en mesurant la distance entre les points des éléments correspondants qui n'ont pas été déformés.

b. Meulez toutes les soudures fissurées.

c. N'utilisez que des baguettes de soudure de qualité supérieure à contrôle métallurgique (mc) pour les réparations d'un bâti moteur.

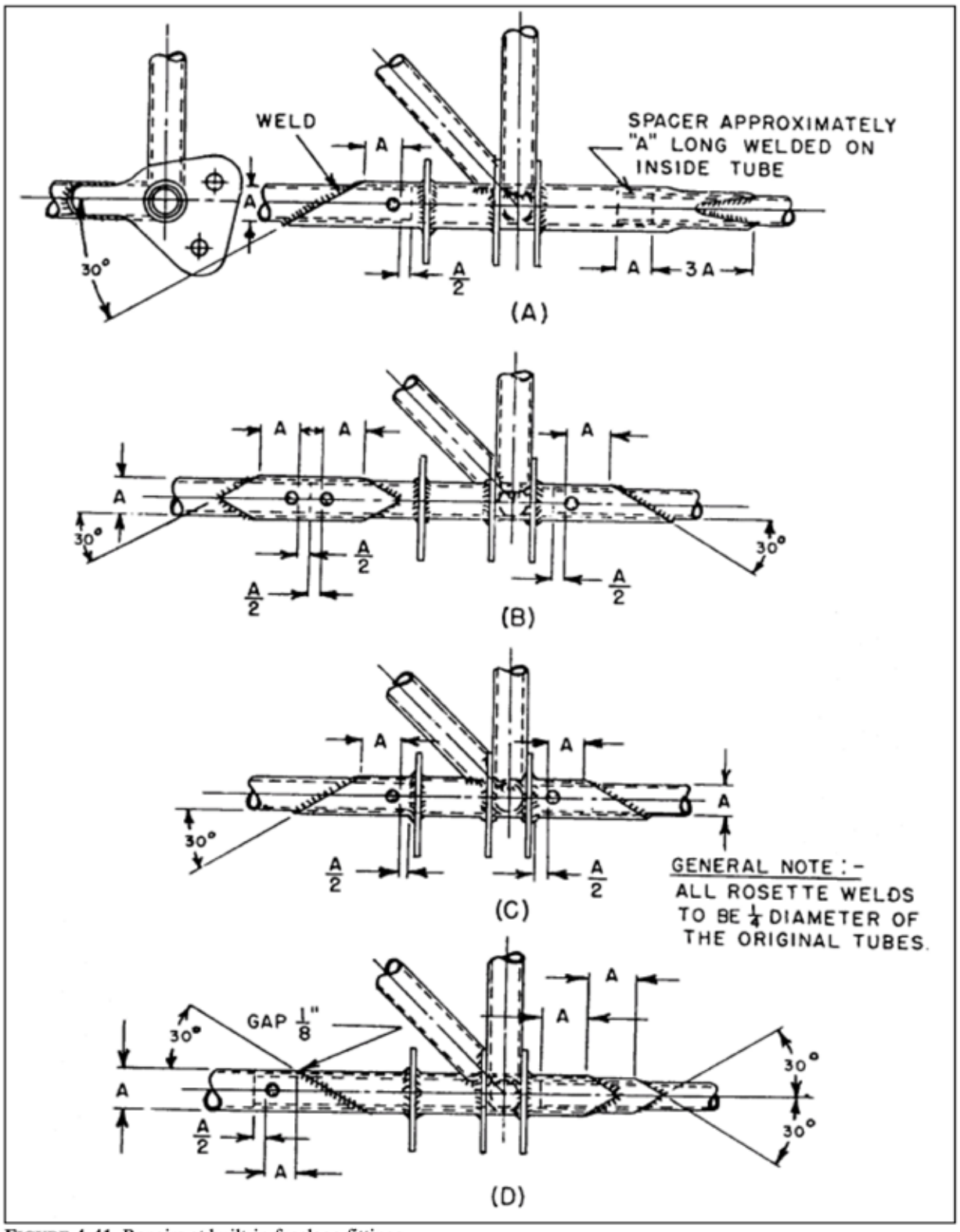


FIGURE 4-41. Repairs at built-in fuselage fittings.

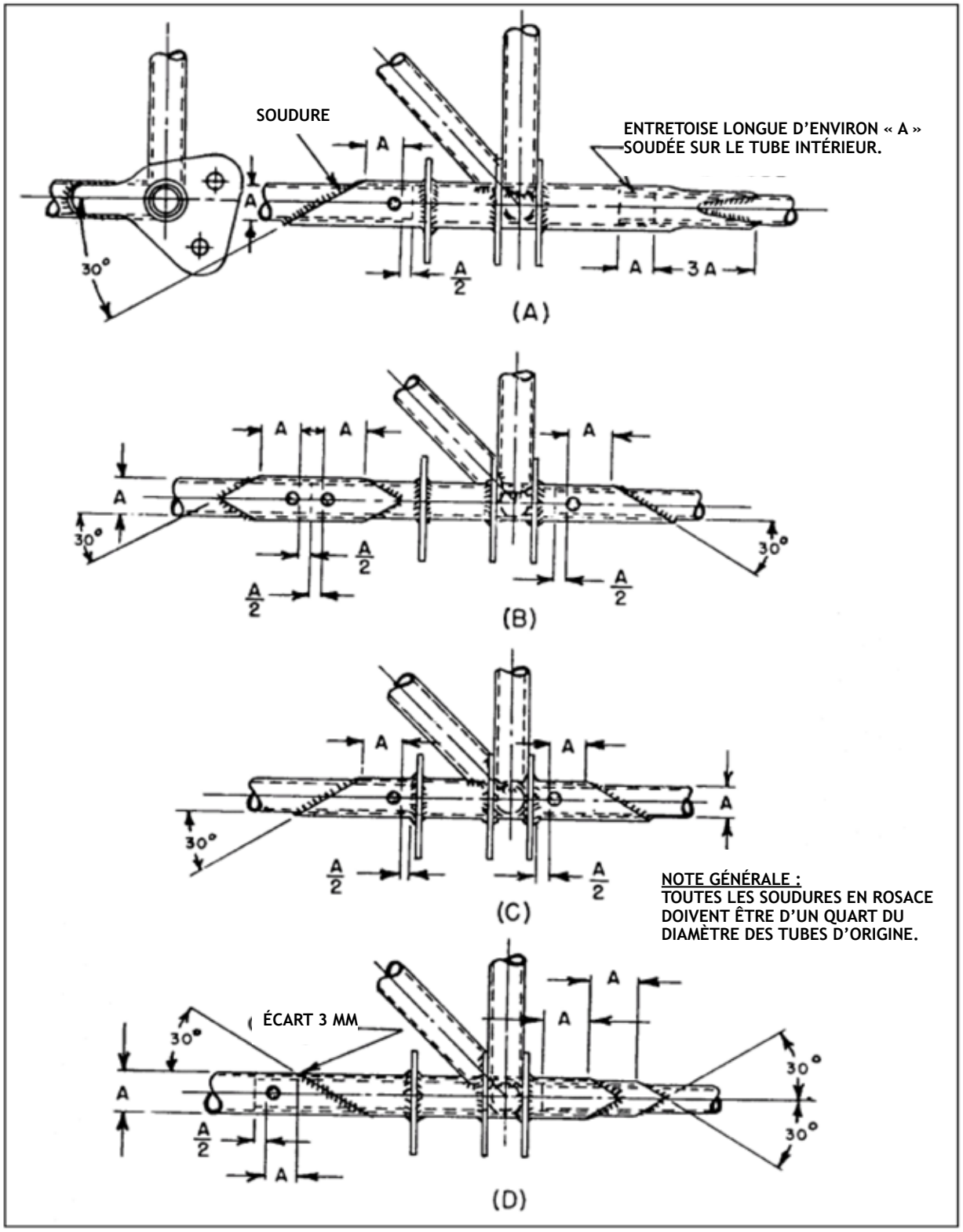


FIGURE 4-41. Réparations aux ferrures intégrées du fuselage.

d. If all members are out of alignment, reject the engine mount and replace with one supplied by the manufacturer or one which was built to conform to the manufacturer's drawings. The method of checking the alignment of the fuselage or nacelle points should be requested from the manufacturer.

e. Repair minor damage, such as a crack adjacent to an engine-attachment lug, by rewelding the ring and extending a gusset or a mounting lug past the damaged area. Engine-mount rings which are extensively damaged must not be repaired, unless the method of repair is specifically approved by the FAA, or the repair is accomplished in accordance with FAA-approved instructions.

f. If the manufacturer stress relieved the engine mount after welding it, the engine mount should be re-stress relieved after the weld repairs are made.

4-100. BUILT-UP TUBULAR WING OR TAIL-SPARS. Repair built-up tubular wing or tail-spars by using any of the applicable splices and methods of repair shown in figure 4-35 through figure 4-45, provided the spars are not heat treated. In the case of heat-treated spars, the entire spar assembly would have to be reheat treated to the manufacturer's specifications after completion of the repair. In general, this will be found less practicable than replacing the spar with one furnished by the manufacturer or holder of the PMA for the part.

4-101. WING-BRACE STRUTS AND TAIL-BRACE STRUTS. In general, it will be found advantageous to replace damaged wing-brace struts made either from rounded or streamlined tubing with new members purchased from the original manufacturer. However, there is no objection, from an airworthiness point of view, to repairing such members in a proper manner. An acceptable method of repair, if streamlined tubing is used, will be found in figure 4-43. Repair similar members made of round tubes using a standard splice, as shown in figure 4-35, figure 4-37, or figure 4-38.

a. Location of Splices. Steel-brace struts may be spliced at any point along the length of the strut provided the splice does not overlap part of an end fitting. The jury-strut attachment is not considered an end fitting; therefore, a splice may be made at this point. The repair procedure and workmanship minimize distortion due to welding and the necessity for subsequent straightening operations. Observe every repaired strut carefully during initial flights to ascertain that the vibration characteristics of the strut and attaching components are not adversely affected by the repair. A wide range of speed and engine-power combination must be covered during this check.

b. Fit and Alignment. When making repairs to wing and tail surface brace members, ensure to proper fit and alignment to avoid distortion.

4-102. LANDING GEAR REPAIR.

a. Round Tube Construction. Repair landing gears made of round tubing using standard repairs and splices as shown in figure 4-35 and figure 4-41.

b. Streamline Tube Construction. Repair landing gears made of streamlined tubing by either one of the methods shown in figure 4-42, figure 4-44, or figure 4-45.

c. Axle Assemblies. Representative types of repairable and nonrepairable landing gear axle assemblies are shown in figures 4-46 and 4-47. The types as shown in A, B, and C of this figure are formed from steel tubing and may be repaired by the applicable method

d. Si tous les éléments ne sont pas alignés, rejeter le support moteur et le remplacer par un support fourni par le constructeur ou un support construit conformément aux plans du constructeur. La méthode de vérification de l'alignement des points du fuselage ou de la nacelle doit être demandée au constructeur.

e. Réparer les dommages mineurs, tels qu'une fissure adjacente à une patte de fixation du moteur, en ressoudant l'anneau et en prolongeant un gousset ou une patte de fixation au-delà de la zone endommagée. Les anneaux de fixation au moteur qui sont très endommagés ne doivent pas être réparés, sauf si la méthode de réparation est spécifiquement approuvée par la FAA, ou si la réparation est effectuée conformément aux instructions approuvées par la FAA.

f. Si le constructeur a effectué un recuit de détente sur le bâti moteur après l'avoir soudé, le bâti moteur doit être recuit à nouveau après la réparation des soudures.

4-100. LONGERONS TUBULAIRES D'AILE OU D'EMPENNAGES. Réparer les ailes ou les empennages tubulaires construits en utilisant n'importe laquelle des éclisses et des méthodes de réparation indiquées aux figures 4-35 à 4-45, à condition que les longerons ne soient pas traités thermiquement. Dans le cas de longerons traités thermiquement, l'ensemble du longeron devra être traité thermiquement à nouveau selon les spécifications du fabricant après la réparation. En général, cette solution est moins pratique que le remplacement du longeron par un longeron fourni par le fabricant ou le détenteur du PMA (Parts Manufacturer Approval) de la pièce.

4-101. HAUBANS D'AILE ET D'EMPENNAGE. En général, il sera avantageux de remplacer les haubans d'aile endommagées, faites de tubes arrondis ou profilés, par de nouveaux éléments achetés auprès du fabricant d'origine. Cependant, il n'y a aucune objection, du point de vue de la navigabilité, à réparer ces éléments de manière appropriée. Une méthode de réparation acceptable, si l'on utilise des tubes profilés, est présentée à la figure 4-43. Réparez les éléments similaires faits de tubes ronds à l'aide d'une éclisse standard, comme le montre la figure 4-35, la figure 4-37 ou la figure 4-38.

a. Emplacement des éclisses. Les haubans en acier peuvent être éclissées à n'importe quel endroit sur leur longueur, à condition que l'éclisse ne chevauche pas une partie d'une ferrure d'extrémité. La fixation du hauban n'est pas considérée comme une ferrure d'extrémité ; par conséquent, une éclisse peut être faite à cet endroit. La procédure et l'exécution de la réparation minimisent la distorsion due au soudage et la nécessité d'opérations de redressement ultérieures. Observez attentivement chaque hauban réparé lors des premiers vols pour vous assurer que les caractéristiques vibratoires et les composants de fixation ne sont pas affectées par la réparation. Une large gamme de vitesses et de combinaisons de puissance moteur doit être couverte pendant cette vérification.

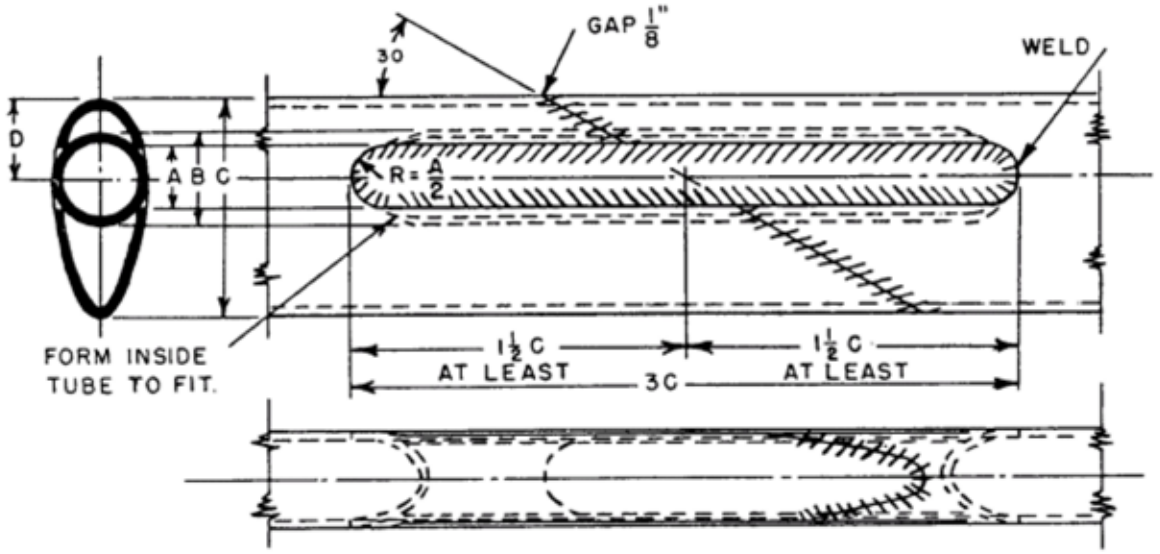
b. Ajustement et alignement. Lors de la réparation des haubans de l'aile et de l'empennage, il faut s'assurer qu'ils sont bien ajustés et alignés pour éviter toute déformation.

4-102. RÉPARATION DU TRAIN D'ATTERRISSAGE.

a. Construction en tube rond. Réparer les trains d'atterrissage en tubes ronds en effectuant les réparations et les éclisses standard, comme le montrent la figure 4-35 et la figure 4-41.

b. Tubes profilés. Réparer les trains d'atterrissage en tubes profilés en utilisant l'une des méthodes illustrées à la figure 4-42, figure 4-44 ou figure 4-45.

c. Jambes de train assemblées. Les figures 4-46 et 4-47 montrent des types représentatifs de jambes de trains d'atterrissage réparables et non réparables. Les types illustrés en A, B et C de cette figure sont constitués de tubes d'acier et peuvent être réparés selon la méthode applicable.



A- Slot Width (Original Tube).
B- Outside Diameter (Insert Tube).
C- Streamline Tube Length of Major Axis.

S.L. Size	A	B	C	D
1"	.375	.563	1.340	.496
1-¼	.375	.688	1.670	.619
1-½	.500	.875	2.005	.743
1-¾	.500	1.000`	2.339	.867
2	.500	1.125	2.670	.991
2-¼	.500	1.250	3.008	1.115
2-½	.500	1.375	3.342	1.239

ROUND INSERT TUBE (B) SHOULD BE AT LEAST OF SAME MATERIAL AND ONE GAUGE THICKER THAN ORIGINAL STREAMLINE TUBE (C).

FIGURE 4-42. Streamline tube splice using round tube (applicable to landing gear).

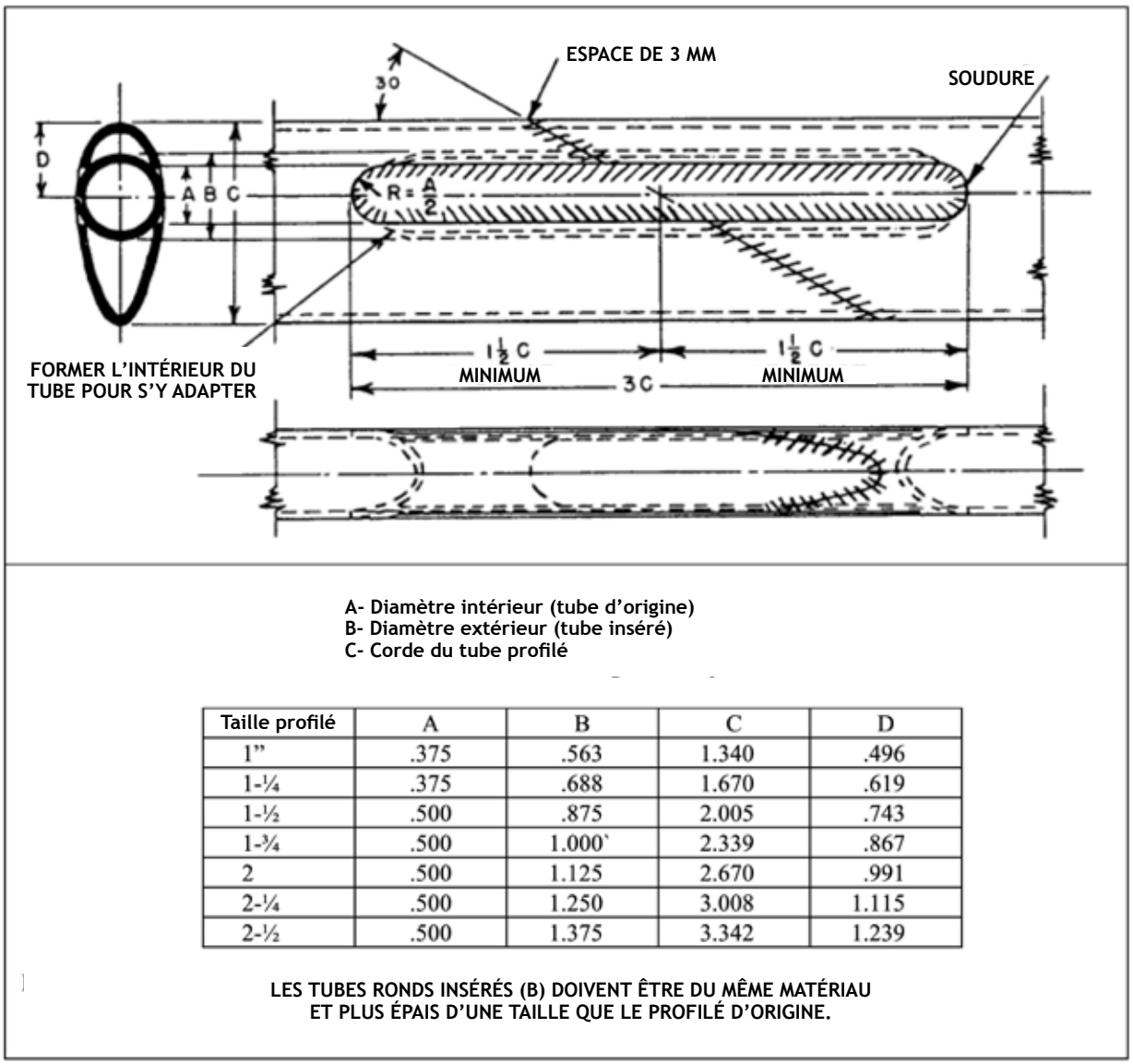
d. shown in figure 4-35 through figure 4-45. However, it will always be necessary to ascertain whether or not the members are heat treated. The axle assembly as shown in figure 4-47 is, in general, of a nonrepairable type for the following reasons.

(1) The axle stub is usually made from a highly heat-treated nickel alloy steel and carefully machined to close tolerances. These stubs are usually replaceable and must be replaced if damaged.

(2) The oleo portion of the structure is generally heat treated after welding, and is perfectly machined to ensure proper functioning of the shock absorber. These parts would be distorted by welding after machining.

4-103. REPAIRS TO WELDED ASSEMBLIES. These repairs may be made by the following methods.

a. A welded joint may be repaired by cutting out the welded joint and replacing it with one properly gusseted. Standard splicing procedures should be followed.



Taille profilé	A	B	C	D
1"	.375	.563	1.340	.496
1-¼	.375	.688	1.670	.619
1-½	.500	.875	2.005	.743
1-¾	.500	1.000`	2.339	.867
2	.500	1.125	2.670	.991
2-¼	.500	1.250	3.008	1.115
2-½	.500	1.375	3.342	1.239

LES TUBES RONDS INSÉRÉS (B) DOIVENT ÊTRE DU MÊME MATÉRIAU ET PLUS ÉPAIS D'UNE TAILLE QUE LE PROFILÉ D'ORIGINE.

FIGURE 4-42. Éclisse de tube profilé utilisant un tube rond (applicable au train d'atterrissage).

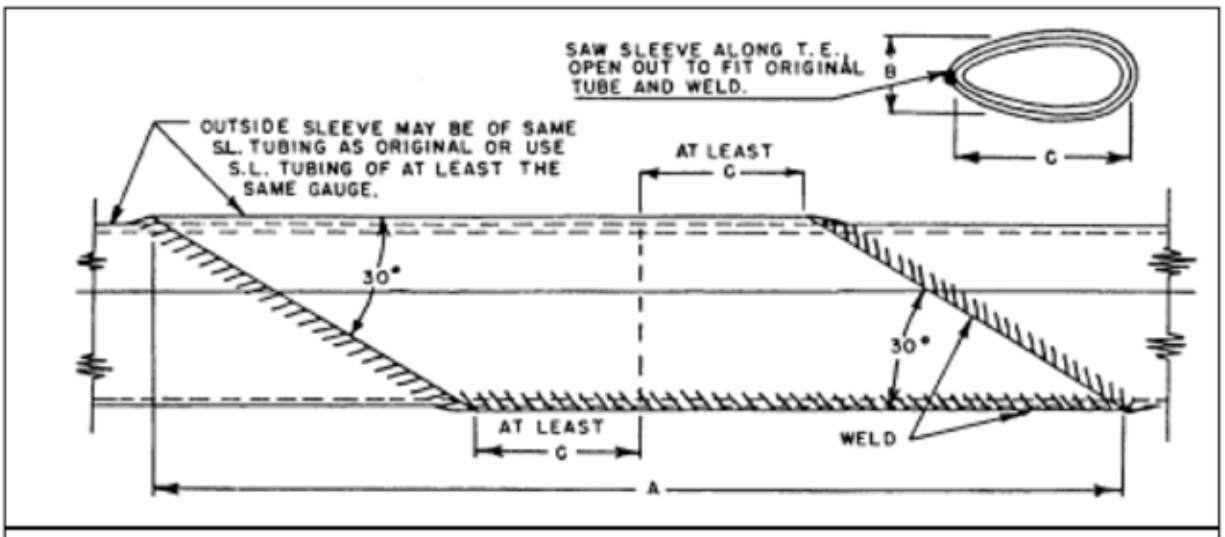
d. illustrés à la figure 4-45. Cependant, il sera toujours nécessaire de vérifier si les éléments sont traités thermiquement ou non. Les jambes de train présentées à la figure 4-47 sont, en général, d'un type non réparable pour les raisons suivantes.

(1) La fusée de train est habituellement fabriquée à partir d'un acier au nickel hautement traité thermiquement et soigneusement usiné selon des tolérances serrées. Ces fusées sont généralement remplaçables et doivent être remplacées si elles sont endommagées.

(2) La partie oléo de la structure est généralement traitée thermiquement après soudage, et est parfaitement usinée pour assurer le bon fonctionnement de l'amortisseur. Ces pièces seraient déformées par le soudage après usinage.

4-103. RÉPARATIONS DES ASSEMBLAGES SOUDÉS. Ces réparations peuvent être effectuées selon les méthodes suivantes.

a. Un assemblage soudé peut être réparé en le découpant et en le remplaçant par un assemblage à gousset approprié. Les procédures d'éclissage standard doivent être suivies.



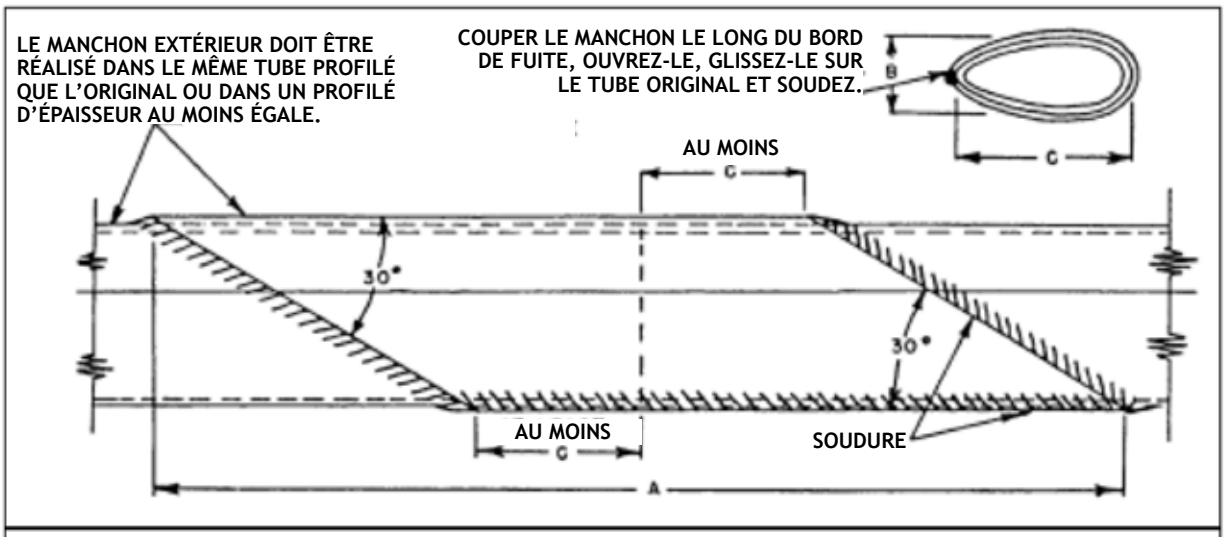
A- Minimum Length of Sleeve.
B- Streamline Tube Length of Minor Axis.
C- Streamline Tube Length of Major Axis.

S.L. Size	A	B	C
1"	7.324	.572	1.340
1-¼	9.128	.714	1.670
1-½	10.960	.858	2.005
1-¾	12.784	1.000	2.339
2	14.594	1.144	2.670
2-¼	16.442	1.286	3.008
2-½	18.268	1.430	3.342

FIGURE 4-43. Streamline tube splice using split sleeve (applicable to wing and tail surface brace struts and other members).

b. Replacing weld deposit by chipping out the metal deposited by the welding process and rewelding after properly reinforcing the joint by means of inserts or external gussets.

4-104. STAINLESS STEEL STRUCTURE. Repair structural components made from stainless steel, particularly the "18-8" variety (18 percent chromium, 8 percent nickel), joined by spot welding, in accordance with the instructions furnished by the manufacturer, DER, or FAA. Substitution of bolted or riveted connections for spot-welded joints are to be specifically approved by a DER or the FAA. Repair secondary structural and nonstructural elements such as tip bows or leading and trailing edge tip strips of wing and control surfaces by soldering with a 50-50 lead-tin solder or a 60-40 lead-tin solder. For best results, use a flux of phosphoric acid (syrup). Since the purpose of flux is to attack the metal so that the soldering will be effective, remove excess flux by washing the joint. Due to the high-heat conductivity of the stainless steel, use a soldering iron large enough to do the work properly.



A- Longueur minimum du manchon
B- Épaisseur du tube profilé
C- Corde du tube profilé

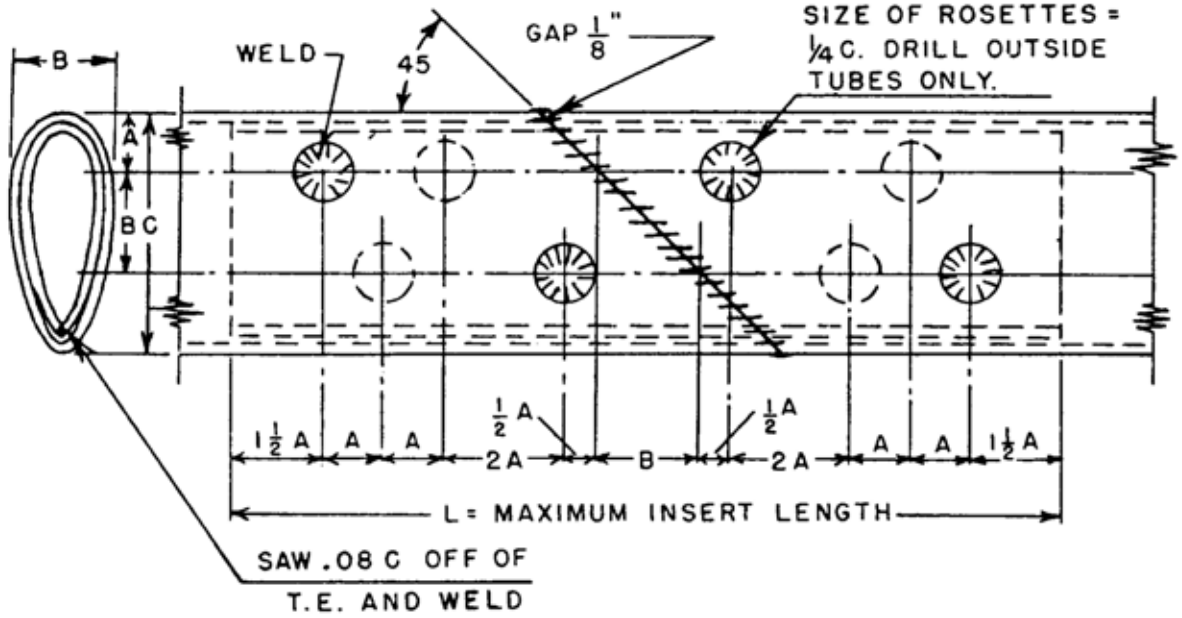
Taille profilé	A	B	C
1"	7.324	.572	1.340
1-¼	9.128	.714	1.670
1-½	10.960	.858	2.005
1-¾	12.784	1.000	2.339
2	14.594	1.144	2.670
2-¼	16.442	1.286	3.008
2-½	18.268	1.430	3.342

FIGURE 4-43. Éclisse de tube profilé à l'aide d'un manchon fendu (applicable aux haubans d'aile et d'empennage et aux autres éléments).

b. Remplacement du dépôt de soudure par écaillage du métal déposé par le procédé de soudage et nouvelle soudure après avoir correctement renforcé l'assemblage au moyen d'inserts ou de goussets extérieurs.

4-104. STRUCTURE EN ACIER INOXYDABLE. Réparez les éléments de structure en acier inoxydable, en particulier la variété « 18-8 » (18 pour cent de chrome, 8 pour cent de nickel), assemblés par soudage par points, conformément aux instructions fournies par le fabricant, le DER[1] ou la FAA. La substitution d'assemblages boulonnés ou rivetés par des soudures par points doit être spécifiquement approuvée par un DER ou la FAA. Réparer les éléments structuraux et non structuraux secondaires tels que les arcs de saumon d'aile ou bord d'attaque et bord de fuite de l'aile et des gouvernes en les soudant avec une soudure plomb-étain 50-50 ou une soudure plomb-étain 60-40. Pour de meilleurs résultats, utilisez un flux d'acide phosphorique (solution). Le but du flux étant d'attaquer le métal pour que la soudure soit efficace, éliminez l'excès de flux par lavage. En raison de la conductivité thermique élevée de l'acier inoxydable, utilisez un fer à souder suffisamment grand pour effectuer le travail correctement.

1 *NdT : Design Engineering Representative*



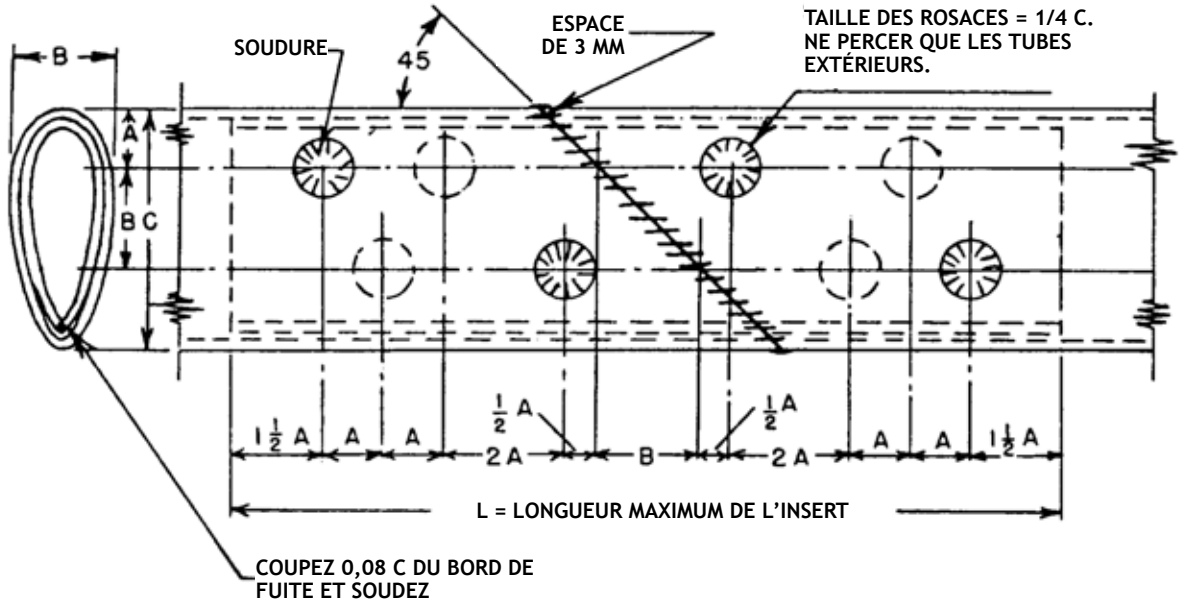
INSERT TUBE IS OF SAME STREAMLINE TUBING AS ORIGINAL.

A- Is ²/₃ B.

B- Is Minor Axis Length of Original Streamline Tube.
C- Is Major Axis Length of Original Streamline Tube.

S.L. Size	A	B	C	L
1"	.382	.572	1.340	5.160
1-¼	.476	.714	1.670	6.430
1-½	.572	.858	2.005	7.720
1-¾	.667	1.000	2.339	9.000
2	.763	1.144	2.670	10.300
2-¼	.858	1.286	3.008	11.580
2-½	.954	1.430	3.342	12.880

FIGURE 4-44. Streamline tube splice using split insert (applicable to landing gear).

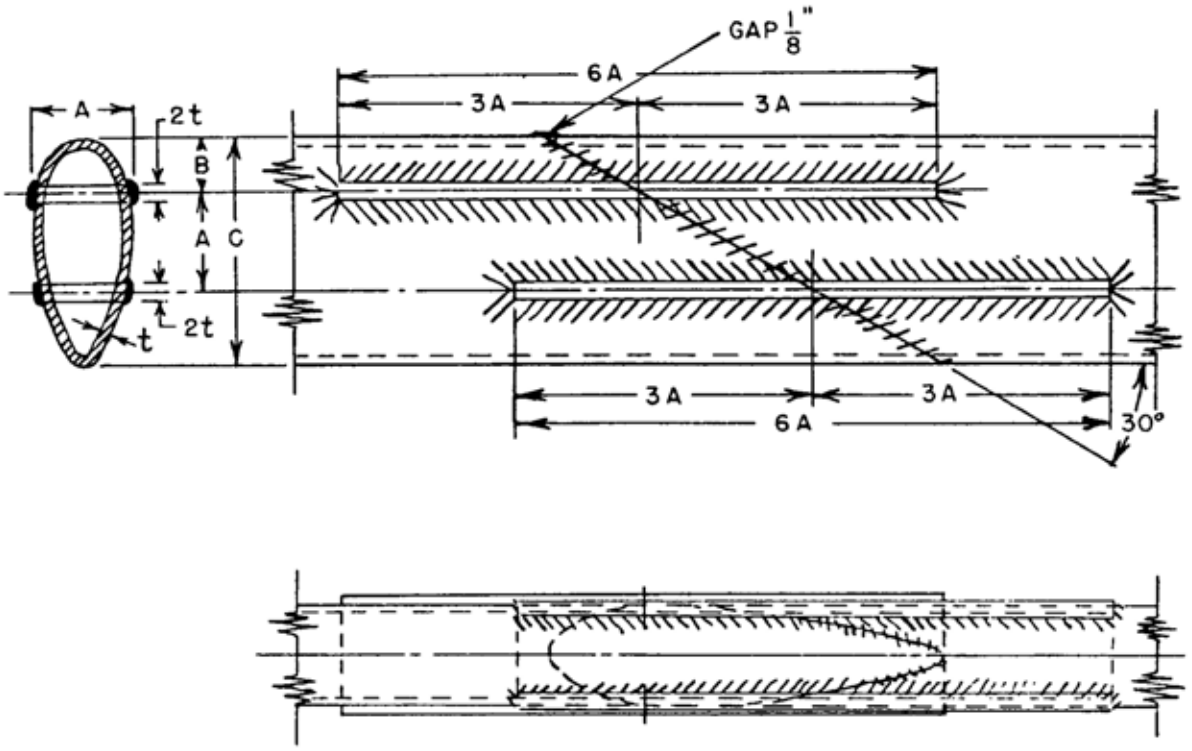


LE TUBE INSÉRÉ DOIT ÊTRE DU MÊME TUBE PROFILÉ QUE L'ORIGINAL.

A- Correspond à 2/3 B
B- Épaisseur du profilé
C- Corde du tube profilé

Taille profilé	A	B	C	L
1"	.382	.572	1.340	5.160
1-¼	.476	.714	1.670	6.430
1-½	.572	.858	2.005	7.720
1-¾	.667	1.000	2.339	9.000
2	.763	1.144	2.670	10.300
2-¼	.858	1.286	3.008	11.580
2-½	.954	1.430	3.342	12.880

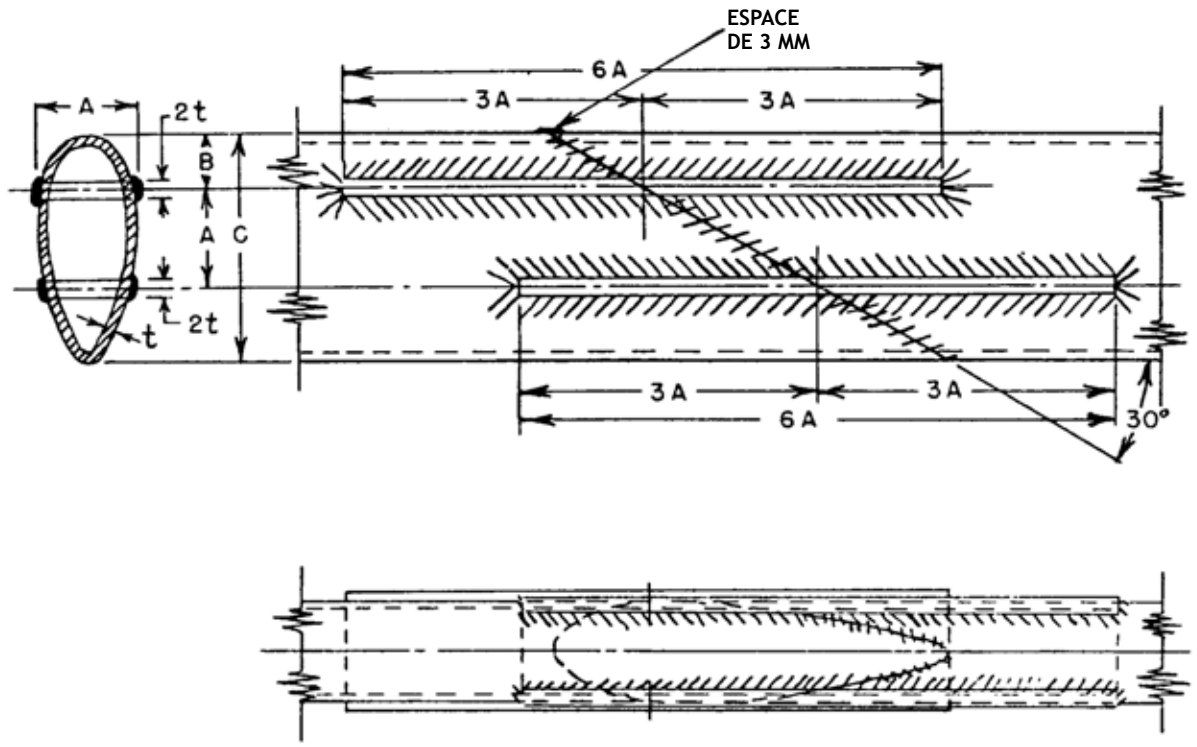
FIGURE 4-44. Reconstruction d'un tube profilé avec un manchon intérieur fendu (train d'atterrissage).



A- Streamline Tube Length of Minor Axis, Plate Widths.
B- Distance of First Plate From Leading Edge, ⅔ A.
C- Streamline Tube Length of Major Axis.

S.L. Size	A	B	C	6A
1"	.572	.382	1.340	3.430
1-¼	.714	.476	1.670	4.280
1-½	.858	.572	2.005	5.150
1-¾	1.000	.667	2.339	6.000
2	1.144	.762	2.670	6.860
2-¼	1.286	.858	3.008	7.720
2-½	1.430	.954	3.342	8.580

FIGURE 4-45. Streamline tube splice using plates (applicable to landing gear).



A- Épaisseur du profilé, largeur de la plaque.
B- Distance de la première plaque au bord d'attaque, soit 2/3 A
C- Corde du tube profilé

Taille profilé	A	B	C	6A
1"	.572	.382	1.340	3.430
1-¼	.714	.476	1.670	4.280
1-½	.858	.572	2.005	5.150
1-¾	1.000	.667	2.339	6.000
2	1.144	.762	2.670	6.860
2-¼	1.286	.858	3.008	7.720
2-½	1.430	.954	3.342	8.580

FIGURE 4-45. Reconstruction d'un tube profilé par pose de plaques (train d'atterrissage).

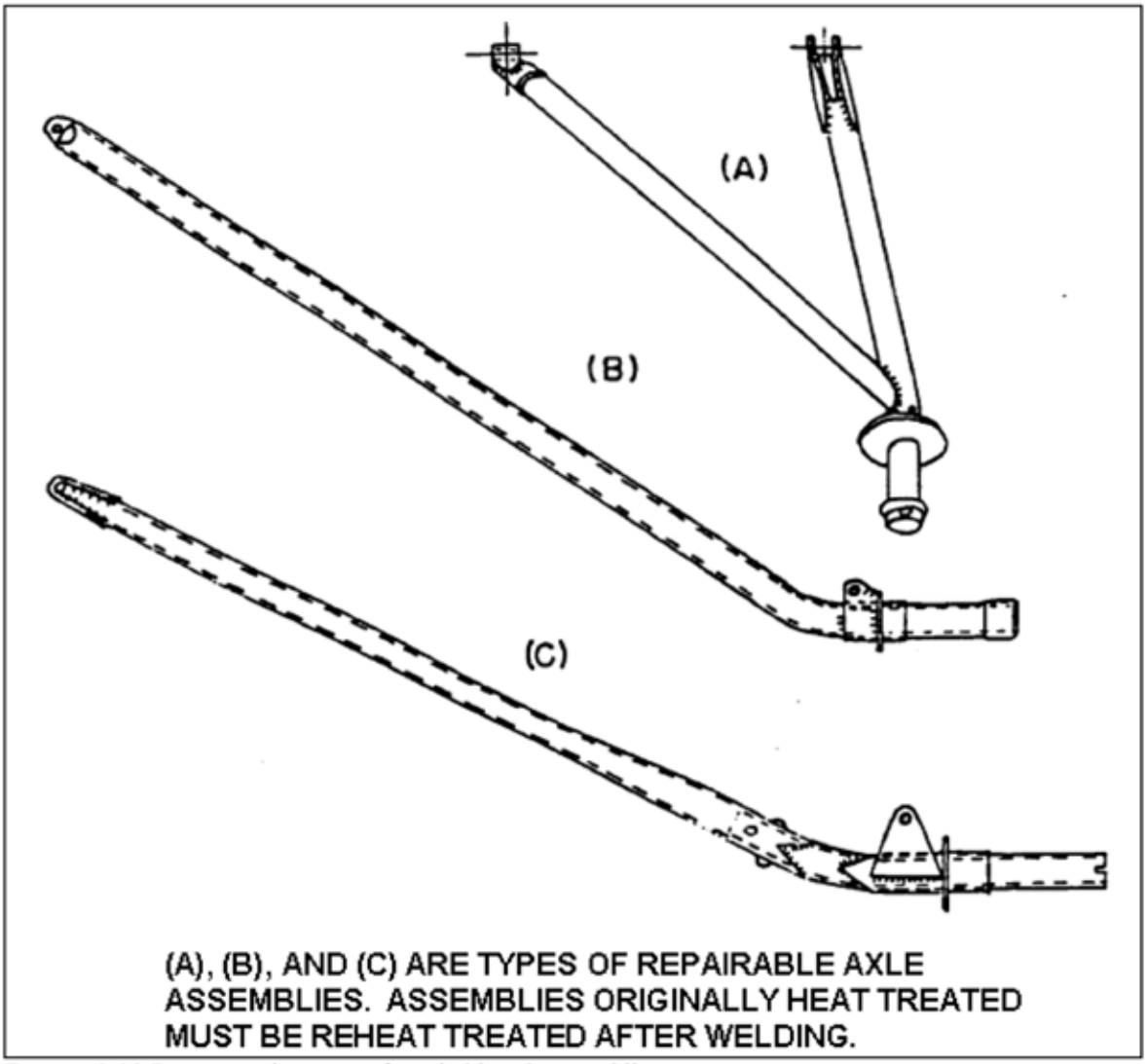


FIGURE 4-46. Representative types of repairable axle assemblies.

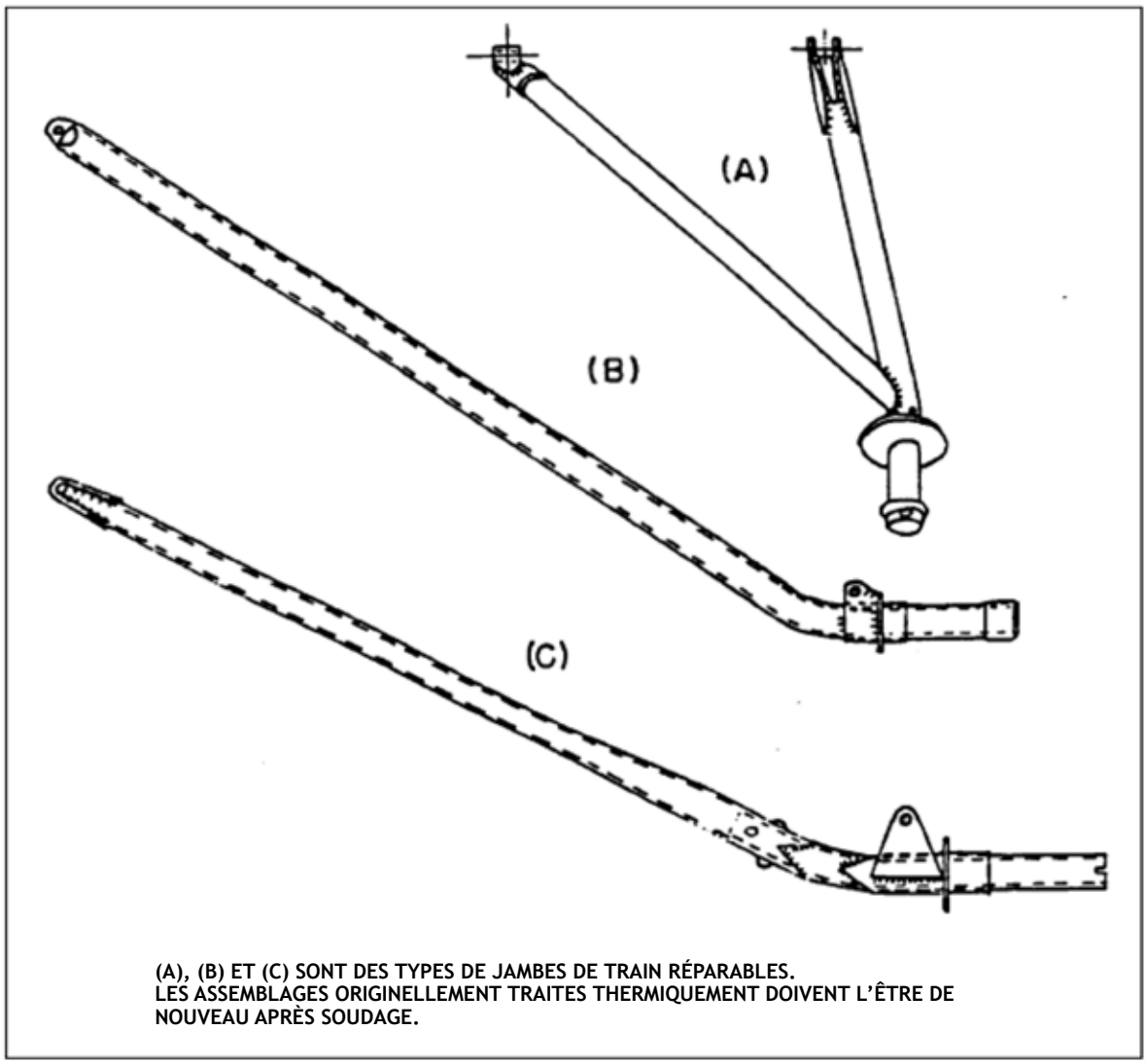


FIGURE 4-46. Exemples types de jambes de train réparables.

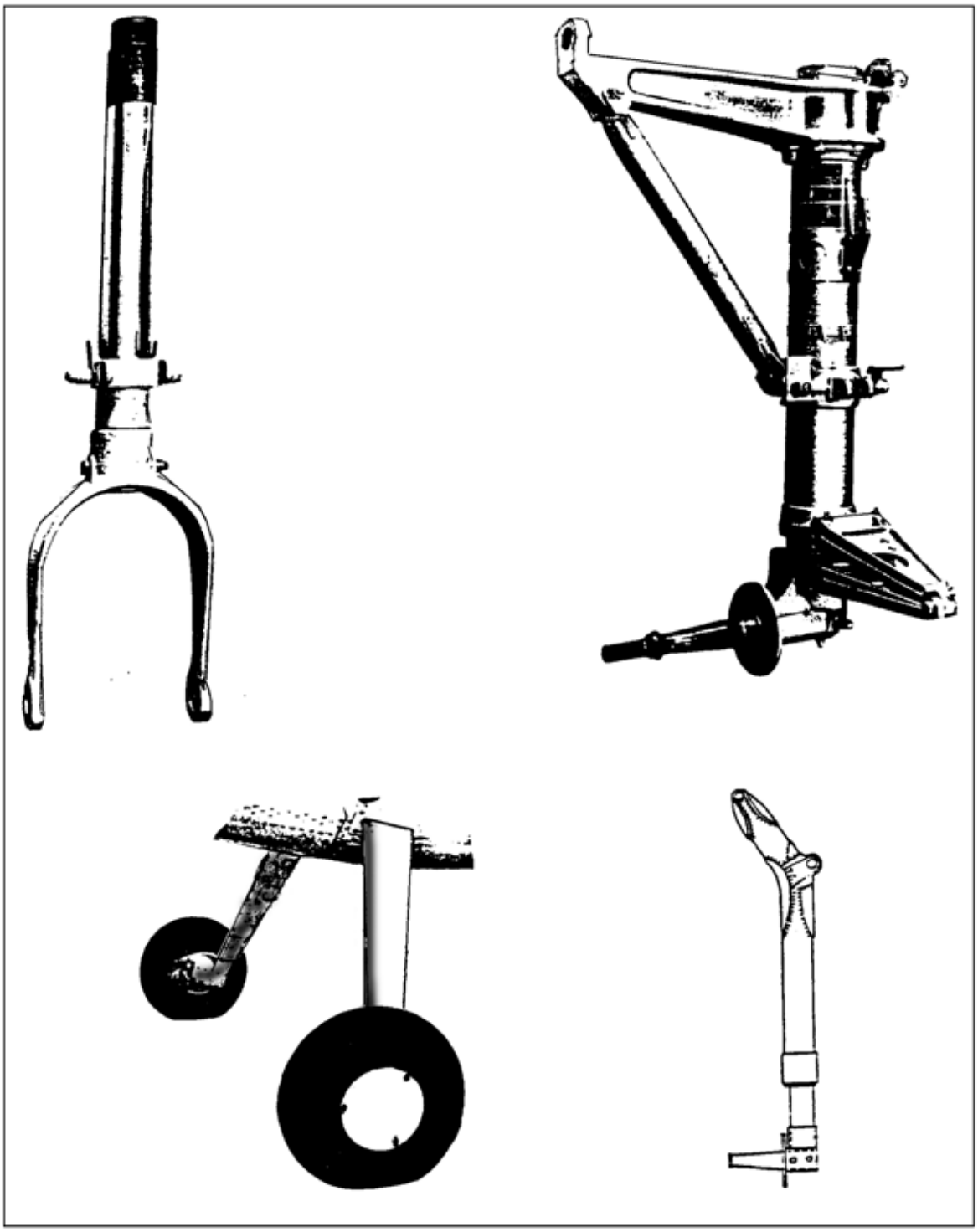


FIGURE 4-47. Landing gear assemblies that CANNOT be repaired by welding.

4-105.—4-110. [RESERVED.]

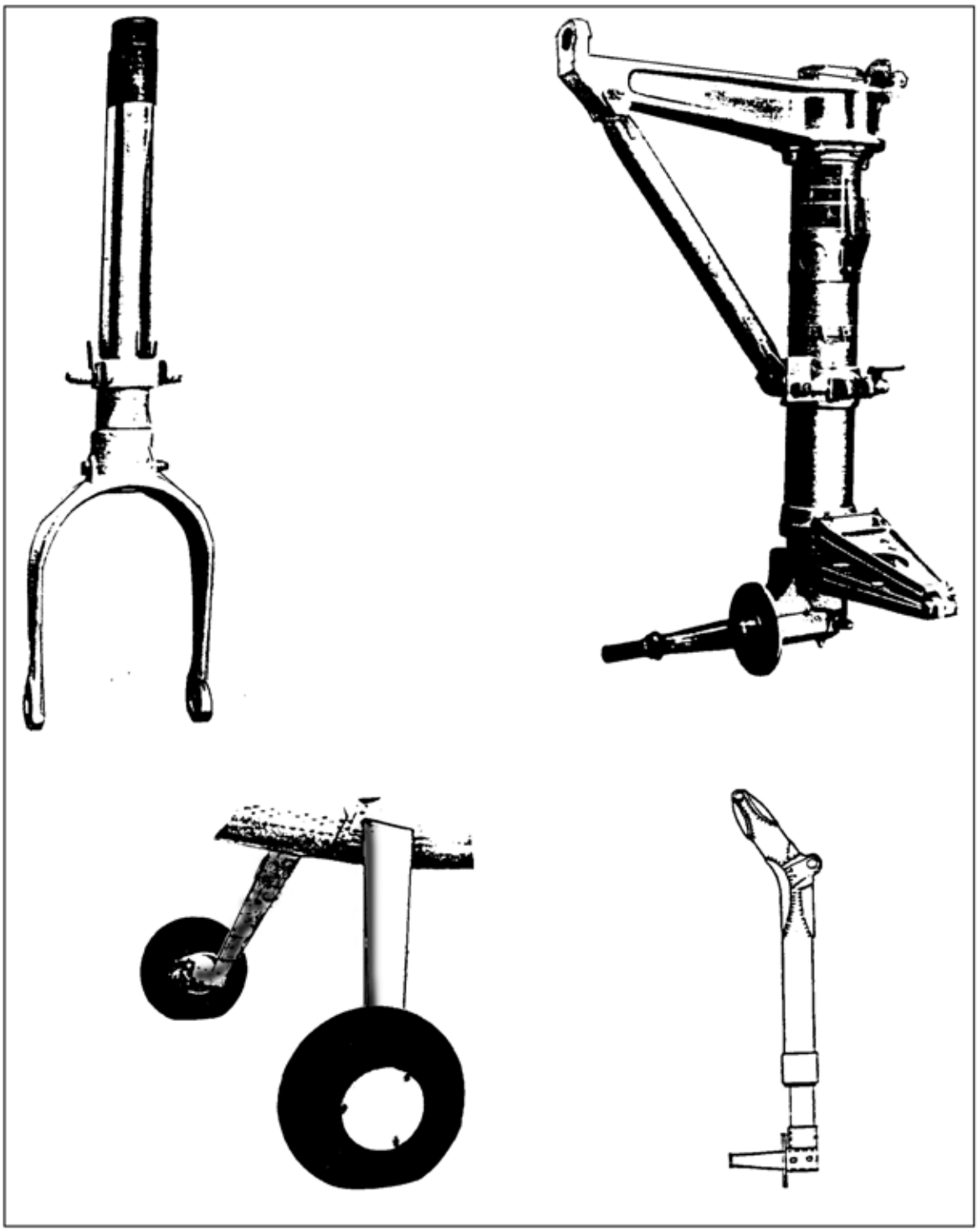


FIGURE 4-47. Exemples types de jambes de train ne POUVANT PAS être réparées par soudage.

4-105.-4-110. [RÉSERVÉ.]

SECTION 6. WELDING AND BRAZING SAFETY

4-111. GENERAL. A number of inherent hazards exist in the use of oxy-fuel welding and cutting apparatus. It is necessary that proper safety and operating procedures are understood. A thorough understanding of the proper safety and operating procedures minimizes the hazards involved and adds to the pleasure and efficiency of your work.

4-112. FIRE AND EXPLOSION SAFETY. Fires occur in welding areas because flammables are left where they can be ignited by welding sparks or gas welding flames. Before welding, clear the welding area of all flammables such as rags, paper, wood, paint cans, solvent, and trash containers. Do not weld in areas where flammables are present.

a. Unless absolutely necessary, never weld any tank or radiator that has had a flammable in it, including gasoline, av-gas, motor oil, hydraulic fluid, or any other liquid that could ignite if the vapor and temperature reach a flashpoint. Explosions often occur when empty tanks are being welded or cut open with a torch.

b. If welding such tanks or radiator coolers is absolutely necessary, the tank must first be washed with a caustic-based, water-soluble liquid, rinsed with plenty of clear water, and then dried. Before welding, the tank or container should be thoroughly purged with argon, or other inert gas, while the welding is in process.

4-113. WELDING WORK AREA.

a. The work area must have a fireproof floor, concrete floors are recommend.

b. Use heat-resistant shields to protect nearby walls or unprotected flooring from sparks and hot metal.

c. Maintain an adequate suction ventilation system to prevent the concentration of oxygen/fuel gas, flammable gases, and/or toxic fumes. It is important to remember that oxygen will not burn. The presence of oxygen, however, serves to accelerate combustion, and causes materials to burn with great intensity.

CAUTION: Oil and grease in the presence of oxygen can ignite and burn violently.

d. A completely clean welding shop area with white walls, ceiling, and floor; and with plenty of light, is better for welding. The better the lighting conditions, the easier it is to see the weld puddle and make excellent aircraft-quality welds.

e. During oxy-fuel processes use work benches or tables with fireproof tops. Fire bricks commonly top these surfaces and support the work.

f. Chain or otherwise secure oxygen and fuel gas cylinders to a wall, bench, post, cylinder cart, etc. This will protect them from falling and hold them upright.

4-114. FIRE PROTECTION. Practice fire prevention techniques whenever oxy-fuel operations are in progress. Simple precautions prevent most fires, and minimize damage in the event a fire does occur. Always practice the following rules and safety procedures.

4-111. GÉNÉRALITÉS. L'utilisation d'appareils de soudage et d'oxy-coupage présente un certain nombre de risques inhérents. Il est nécessaire de comprendre les procédures de sécurité et d'utilisation appropriées. Une compréhension approfondie des procédures de sécurité et d'utilisation appropriées minimise les risques encourus et ajoute au plaisir et à l'efficacité de votre travail.

4-112. SÉCURITÉ CONTRE LES INCENDIES ET LES EXPLOSIONS. Les incendies se produisent dans les zones de soudage parce que les matières inflammables sont laissées là où elles peuvent être enflammées par les étincelles de soudage ou les flammes de soudage au gaz. Avant de souder, débarrasser l'environnement de tous les produits inflammables tels que les chiffons, le papier, le bois, les pots de peinture, le solvant et les poubelles. Ne soudez pas dans des zones où des produits inflammables sont présents.

a. Sauf en cas de nécessité absolue, ne soudez jamais un réservoir ou un radiateur ayant contenu un produit inflammable, notamment de l'essence, de l'AVGAS, de l'huile moteur, du liquide hydraulique ou tout autre liquide susceptible de s'enflammer si sa température atteignent un point d'éclair. Des explosions se produisent souvent lorsque des réservoirs vides sont soudés ou ouverts au chalumeau.

b. Si le soudage de tels réservoirs ou de radiateur est absolument nécessaire, le réservoir doit d'abord être lavé avec un liquide soluble dans l'eau à base de caustique, rincé avec beaucoup d'eau claire, puis séché. Avant le soudage, le réservoir ou le contenant doit être soigneusement purgé avec de l'argon, ou un autre gaz inerte, pendant que le soudage est en cours.

4-113. ZONE DE TRAVAIL DE SOUDAGE.

a. La zone de travail doit avoir un plancher ignifugé, les dalles de béton sont recommandés.

b. Utilisez des écrans résistants à la chaleur pour protéger les murs voisins ou les sols non protégés contre les étincelles et le métal chaud.

c. Maintenez un système de ventilation par aspiration adéquat pour empêcher la concentration d'oxygène/gaz combustible, de gaz inflammables et/ou de fumées toxiques. Il est important de se rappeler que l'oxygène ne brûle pas. La présence d'oxygène, cependant, sert à accélérer la combustion, et fait brûler les matériaux avec une grande intensité.

> **ATTENTION : L'huile et la graisse en présence d'oxygène peuvent s'enflammer et brûler violemment.**

d. Un atelier de soudage parfaitement propre, avec des murs, un plafond et un sol blancs, et beaucoup de lumière, est idéal. Plus les conditions d'éclairage sont bonnes, plus il est facile de voir le bain de soudure et de réaliser d'excellentes soudures de qualité aéronautique.

e. Lors des soudages oxy-combustibles, utilisez des établis ou des tables de travail dont le revêtement est ignifugé. Des briques réfractaires recouvrent généralement les surfaces de travail.

f. Enchaînez ou fixez d'une autre manière les bouteilles d'oxygène et de gaz combustible à un mur, un établi, un poteau, un chariot à bouteilles, etc. Cela les empêchera de tomber et les maintiendra en position verticale.

4-114. PROTECTION CONTRE LES INCENDIES. Mettez en pratique les techniques de prévention des incendies chaque fois que des opérations d'oxy-combustion sont en cours. Des précautions simples permettent de prévenir la plupart des incendies et de minimiser les dommages en cas d'incendie. Toujours mettre en pratique les règles et procédures de sécurité suivantes.

a. Inspect oxy-fuel apparatus for oil, grease, or damaged parts. DO NOT use the oxy-fuel apparatus if oil or grease is present or if damage is evident. Have the oxy-fuel apparatus cleaned and/or repaired by a qualified repair technician before it is used.

b. Never use oil or grease on or around any oxy-fuel apparatus. Even a trace of oil or grease can ignite and burn violently in the presence of oxygen.

c. Keep flames, heat, and sparks away from cylinders and boxes.

d. Flying sparks can travel as much as 35 feet. Move combustibles a safe distance away from areas where oxy-fuel operations are performed.

e. Use approved heat-resistant shields to protect nearby walls, floor, and ceiling.

f. Have a fire extinguisher of the proper class (ABC) and size in the work area. Inspect it regularly to ensure that it is in proper working order. Know how it is used.

g. Use oxy-fuel equipment only with the gases for which it is intended.

h. DO NOT open an acetylene cylinder valve more than approximately 1-1/2 turns and preferably no more than 3/4 of a turn. Keep the cylinder wrench, if one is required, on the cylinder valve so, if necessary, the cylinder may be turned off quickly.

i. On all gases except acetylene, open the cylinder valve completely to seal the cylinder back-seal packing.

j. Never test for gas leaks with a flame. Use an approved leak-detector solution.

k. When work is complete, inspect the area for possible fires or smoldering materials.

l. Special care should be taken when welding structural tubing that has been coated on the inside with linseed oil. Smoke and fire may be generated by the heat of the torch. Ensure that an observer with a fire extinguisher is close.

4-115. PROTECTIVE APPAREL.

a. Protect yourself from sparks, flying slag, and flame brilliance at all times.

(1) For gas welding and brazing, use number 3 or 4 green-shaded tempered lenses.

(2) When gas welding aluminum, use cobalt-blue tint lenses.

(3) When arc welding, including TIG, MIG, and plasma cutting; use number 9 to 12 green lenses and a full face-and-neck covering helmet.

(4) Electronically darkening lenses provide number 3 to 12 automatic darkening as soon as the arc is ignited.

b. Wear protective gloves, sleeves, aprons, and lace-up shoes to protect skin and clothing from sparks and slag.

CAUTION: Keep all clothing and protective apparel absolutely free of oil or grease.

4-116. FIRST-AID KITS. Always keep a special welder's first-aid kit where it is easily accessible. Burns are the most common welding accidents.

4-117.—4-128. [RESERVED.]

a. Inspecter l'appareil à oxy-combustible pour vérifier l'absence d'huile, de graisse ou de pièces endommagées. NE PAS utiliser l'appareil à oxy-combustible s'il y a de l'huile ou de la graisse ou si des dommages sont évidents. Faites nettoyer et/ou réparer l'appareil à oxy-combustible par un technicien de réparation qualifié avant de l'utiliser.

b. N'utilisez jamais d'huile ou de graisse sur ou autour d'un appareil à oxy-combustible. Même une trace d'huile ou de graisse peut s'enflammer et brûler violemment en présence d'oxygène.

c. Maintenez les flammes, la chaleur et les étincelles à l'écart des bouteilles.

d. Les étincelles peuvent s'envoler jusqu'à 10 m. Éloignez les combustibles à une distance sûre des zones où des opérations d'oxy-combustion sont effectuées.

e. Utilisez des écrans résistants à la chaleur approuvés pour protéger les murs, le sol et le plafond à proximité.

f. Disposez d'un extincteur de classe (ABC) et de taille appropriées dans la zone de travail. Inspectez-le régulièrement pour vous assurer qu'il est en bon état de marche. Sachez comment l'utiliser.

g. N'utilisez l'équipement oxy-combustible qu'avec les gaz pour lesquels il est prévu.

h. N'ouvrez PAS le robinet d'une bouteille d'acétylène de plus de 1-1/2 tour environ et, de préférence, pas plus de 3/4 de tour. Gardez la clé de la bouteille, s'il y en a une, sur le robinet de la bouteille afin de pouvoir l'éteindre rapidement si nécessaire.

i. Pour tous les gaz, à l'exception de l'acétylène, ouvrez complètement le robinet de la bouteille pour sceller le joint d'étanchéité arrière de la bouteille.

j. Ne testez jamais les fuites de gaz avec une flamme. Utilisez une solution de détection des fuites approuvée.

k. Une fois le travail terminé, inspectez la zone pour détecter d'éventuels feux ou matériaux fumants.

l. Il convient d'être particulièrement prudent lors du soudage de tubes structurels dont l'intérieur a été enduit d'huile de lin. La chaleur du chalumeau peut générer de la fumée et des flammes. Assurez-vous qu'un observateur muni d'un extincteur se trouve à proximité.

4-115. VÊTEMENTS DE PROTECTION.

a. Protégez-vous des étincelles, des scories volantes et de la lumière des flammes.

(1) Pour le soudage et le brasage au gaz, utiliser des verres trempés numéro 3 ou 4 de couleur verte.

(2) Pour le soudage au gaz de l'aluminium, utiliser des verres de teinte bleu cobalt.

(3) Pour le soudage à l'arc, y compris le TIG, le MIG et le coupage au plasma, utiliser des écrans verts numéro 9 à 12 et un casque couvrant entièrement le visage et le cou.

(4) Les écrans à obscurcissement électronique offrent un obscurcissement automatique numéro 3 à 12 dès que l'arc est allumé.

b. Porter des gants, des manches, des tabliers et des chaussures à lacets de protection pour protéger la peau et les vêtements des étincelles et des scories.

ATTENTION : Garder tous les vêtements et les équipements de protection absolument exempts d'huile ou de graisse.

4-116. TROUSSES DE PREMIERS SECOURS. Toujours conserver une trousse de premiers secours spéciale soudeur dans un endroit facilement accessible. Les brûlures sont les accidents de soudage les plus courants.

4-117- 4-128. [RÉSERVÉ.]

Bibliographie

Les secrets de la construction des aéronefs légers

Auteur : Henri Fékété

Un ouvrage très complet sur la construction des aéronefs : calculs, plans, courbes, graphiques et exemples.

Ed. Publibook

www.publibook.com

Les Cahiers du RSA sont édités depuis 1948 et contiennent de nombreux articles relatifs à la construction bois.

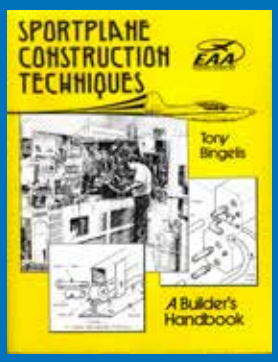
Tous les numéros sont accessibles aux membres de la Fédération RSA.

www.rsafrance.com

The sportplane builder
Auteur : Tony Bingelis

Longtemps une référence pour les constructeurs anglophones. Toutes les techniques de construction y sont présentées avec de nombreuses astuces.

www.eaa.org



Sportplane construction techniques
Auteur : Tony Bingelis

Longtemps une référence pour les constructeurs anglophones. Toutes les techniques de construction y sont présentées.

www.eaa.org

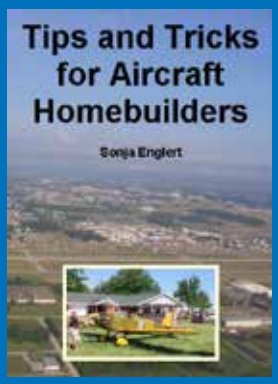
Construire son avion léger ou son ULM
Auteur : André Bréand

Cet ouvrage à caractère technique s adresse à tous ceux qui pilotent ou non souhaitent construire un avion léger ou un ULM de conception métallique.

www.cepadues.com

Building Metal Airplanes
Auteur : Sonja Englert

Il couvre les matériaux, les mesures, les compétences de base telles que le perçage, le pliage, le formage, le découpage, le soudage de structures tubulaires et le rivetage, et comprend également l'utilisation d'un tour et d'une fraiseuse.
www.caro-engineering.com



Tips and Tricks for Aircraft Homebuilders
Auteur : Sonja Englert

Quel que soit le type d'avion que vous construisez ou les matériaux dont il est fait, vous trouverez de nombreux conseils utiles dans ces pages.

www.caro-engineering.com

Le soudage : Données pratiques pour l'apprentissage
Auteurs : Claude Hazard; Frédy Lelong; Michel Lenglet (2002)

Mettre en évidence toute la complexité de la réalisation d'une soudure, d'aider l'apprenti à déterminer les paramètres et à régler son poste de travail, à acquérir la maîtrise du geste dans les meilleures conditions.

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

Octobre 2021