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.

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

Chapitre 1
STRUCTURE EN BOIS

Hors Série web diffusé sur www.rsafrance.com - Août 2020

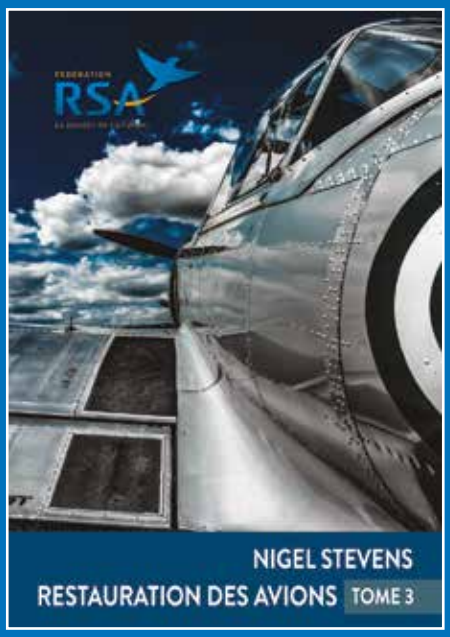
FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

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 646 pages pour choisir sa construction

La force d'un réseau de 2100 membres pour apprendre et partager



Trois tomes de référence pour votre projet de restauration

Venez découvrir votre prochaine grande passion dans les Clubs RSA, partout en France.

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
Patrick Cottereau
Rédacteur en Chef Adjoint
Nicolas Souchon

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

Photo de couverture :
Jean-Philippe Bague.

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 août 2020

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 de 1998 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. Ce document n'est pas « approuvé » en Europe, même s'il est souvent cité en exemple par la DGAC.

Afin de ne pas attendre la traduction des 646 pages du document original, nous vous proposons une mise à disposition par Chapitre, commençant par les structures en bois. Les suivants concerneront l'entoilage (2), les composites et plexiglas (3), les structures en métal (4), 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), l'avionique (12) pour terminer avec les facteurs humains (13).

En complément de ce Chapitre 1 sur les Structures en bois, nous ajoutons le document édité par la DGAC en juin 2005.

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. N'hésitez pas à signaler d'éventuelles erreurs ou précisions.

Entretenez et réparez sérieusement !

Patrick Cottereau

CONTENTS

Paragraph Page

CHAPTER 1. WOOD STRUCTURE

SECTION 1. MATERIALS AND PRACTICES

1-1. General....1-1
1-2. Woods....1-1
Figure 1-1. Relative Shrinkage of Wood Member Due to Drying....1-1
Table 1-1. Selection and Properties of Aircraft Wood....1-3
Figure 1-2. Tapering of Faceplate....1-3
1-3. Modified Wood Products....1-3
1-4. Adhesives....1-3
1-5. Bonding Precautions....1-5
1-6. Preparation of Wood Surfaces for Bonding....1-5
1-7. Applying the Adhesive....1-6
1-8. Assembly Time in Bonding....1-6
1-9. Bonding Temperature....1-6
1-10. Clamping Pressure....1-7
1-11. Method of Applying Pressure....1-7
1-12.—1-17. [RESERVED.]....1-8

SECTION 2. HEALTH AND SAFETY

1-18. General....1-9
1-19. Sanding in Areas of Existing Bond Joints and Finishes....1-9
1-20. Handling of Adhesives and Finishes....1-9
1-21.—1-26. [RESERVED.]....1-9

SECTION 3. INSPECTION

1-27. General....1-11
1-28. Types of Deterioration and Damage....1-11
1-29. Inspection Methods....1-11
Figure 1-3. Likely Areas to Incur Structural Damage....1-13
1-30.—1-35. [RESERVED.]....1-14

SECTION 4. REPAIRS

1-36. General....1-15
1-37. Replacement of Drain Holes and Skin Stiffeners....1-15
1-38. Control Surface Flutter Precautions....1-15
1-39. Scarf Joints....1-15
Figure 1-4. Consideration of Grain Direction When Making Scarf Joints....1-15
1-40. Splicing of Spars....1-15
Figure 1-5. Method of Splicing Solid or Laminated Rectangular Spars....1-17
Figure 1-6. Method of Splicing Solid "I" Spars....1-18
Figure 1-7. Repairs to Built-Up "I" Spar....1-19
Figure 1-8. Method of Splicing Box Spar Flanges (Plate Method)....1-20
1-41. Spar Replacement....1-16
1-42. Splicing of Box Spar Webs....1-16
Figure 1-9. Method of Splicing Box Spar Webs....1-21
1-43. Replacing Solid-Type Spars With Laminated-Type Spars....1-16

Sommaire du Chapitre 1

Page	Rubrique
	SECTION 1. MATÉRIAUX ET MISE EN OEUVRE
9	1-1. GÉNÉRALITÉS.
9	1-2. LES BOIS.
13	1-3. PRODUITS EN BOIS MODIFIÉS.
13	1-4. COLLES.
17	1-5. PRÉCAUTIONS DE COLLAGE.
17	1-6. PRÉPARATION DES SURFACES EN BOIS POUR LE COLLAGE.
19	1-7. L'APPLICATION DE LA COLLE.
19	1-8. TEMPS D'ASSEMBLAGE POUR LE COLLAGE.
19	1-9. TEMPÉRATURE DE COLLAGE.
21	1-10. PRESSION DE SERRAGE.
21	1-11. MÉTHODE D'APPLICATION DE LA PRESSION.
23	1-12.- 1-17. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 2. SANTÉ ET SÉCURITÉ
25	1-18. GÉNÉRALITÉS.
25	1-19. LE PONÇAGE DANS LES ZONES DES JOINTS DE COLLAGE ET DES FINITIONS EXISTANTES.
25	1-20. MANIPULATION DES ADHÉSIFS ET DES FINITIONS.
25	1-21.- 1-26. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 3. INSPECTION
27	1-27. GÉNÉRALITÉS.
27	1-28. TYPES DE DÉTÉRIORATION ET DOMMAGES.
27	1-29. MÉTHODES D'INSPECTION.
33	1-30. - 1-35. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 4. RÉPARATIONS
35	1-36. GÉNÉRALITÉS.
35	1-37. REMPLACEMENT DES TROUS DE DRAINAGE ET DES RAIDISSEURS DE LA PEAU.
35	1-38. PRÉCAUTIONS CONTRE LE FLUTTER DES SURFACES DE CONTRÔLE.
35	1-39. ENTURES.
35	1-40. JONCTION DES LONGERONS.
37	1-41. REMPLACEMENT DES LONGERONS.
37	1-42. ENTURAGE DES ÂMES DES LONGERONS CAISSONNÉS.
37	1-43. REMPLACEMENT DES LONGERONS DE TYPE MASSIF PAR DES LONGERONS DE TYPE LAMELLÉ-COLLÉ.
37	1-44. FISSURES LONGITUDINALES DES LONGERONS ET DOMMAGES LOCAUX.
41	1-45. TROUS OVALISÉS DANS LES LONGERONS.
41	1-46. RÉPARATIONS DES NERVURES.
45	1-47. RÉPARATION D'UN REVÊTEMENT EN CONTRE-PLAQUÉ.
45	1-48. DÉTERMINATION DE LA COURBURE SIMPLE OU DOUBLE.
45	1-49. RÉPARATION DE LA PEAU DE CONTRE-PLAQUÉ À COURBURE SIMPLE.
49	1-50. RÉPARATION DU REVÊTEMENT EN CONTRE-PLAQUÉ À DOUBLE COURBURE.
55	1-51. LES TYPES DE PATCHS.
67	1-52. PATCH DE TOILE.
71	1-53. - 1-63. [RÉSERVÉ.]

CONTENTS (CONTINUED)

Paragraph Page

1-44. Spar Longitudinal Cracks and Local Damage....1-16
Figure 1-10. Method of Reinforcing a Longitudinal Crack and/or Local Damage in a Solid Spar....1-22
1-45. Elongated Holes in Spars....1-18
1-46. Rib Repairs....1-18
Figure 1-11. Repair of Wood Ribs....1-23
Figure 1-12. Typical Wing Compression Rib Repairs....1-24
1-47. Plywood Skin Repair....1-20
1-48. Determination of Single or Double Curvature....1-20
1-49. Repairs to Single Curvature Plywood Skin....1-20
Table 1-2. Minimum Recommended Bend Radii for Aircraft Plywood....1-25
1-50. Repairs to Double Curvature Plywood Skin....1-22
1-51. Types of Patches....1-25
Figure 1-13. Splayed Patch....1-27
Figure 1-14. Surface Patches....1-28
Figure 1-15. Scarf Patches (Back of Skin Accessible)....1-29
Figure 1-16. Scarf Patches (Back of Skin Not Accessible)....1-30
Figure 1-17. Oval Plug Patch Assembly....1-32
Figure 1-18. Round Plug Patch Assembly....1-33
1-52. Fabric Patch....1-31
1-53.—1-63. [RESERVED.]....1-33

SECTION 5. FINISHING WOOD STRUCTURES

1-64. General....1-35
1-65. Acceptable Finishes....1-35
1-66. Precautions....1-35
1-67. Finishing of Interior Surfaces....1-36
1-68. Finishing of Exterior Surfaces....1-36
1-69. Finishing of End Grain Surfaces....1-36
1-70. Finishing with Fabric or Tape....1-37
1-71. Sealing of Bolt Holes....1-37
1-72.—1-79. [RESERVED.]....1-37

SECTION 5. FINITIONS DES STRUCTURES EN BOIS

73 1-64. GÉNÉRALITÉS.
73 1-65. FINITIONS ACCEPTABLES.
73 1-66. PRÉCAUTIONS.
75 1-67. FINITION DES SURFACES INTÉRIEURES.
75 1-68. FINITION DES SURFACES EXTÉRIEURES.
75 1-69. LA FINITION DES SURFACES AUX EXTRÉMITÉS.
77 1-70. FINITION AVEC DE LA TOILE.
77 1-71. PROTECTION DES TROUS DE BOULONS.
77 1-72. - 1-79. [RÉSERVÉ].

Document DGAC : INSPECTION ET RÉPARATION DES STRUCTURES EN BOIS ET TOILE publié en juin 2005

79 SOMMAIRE
80 1 GÉNÉRALITÉS
81 2 INSPECTION POUR RECHERCHE DE DÉTÉRIORATION
82 3 CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES DES BOIS UTILISÉS EN AÉRONAUTIQUE
84 4 RÉCEPTION DU BOIS
85 5 FACTEURS DE DÉTÉRIORATION DES STRUCTURES BOIS
86 6 DISPOSITIONS A RESPECTER POUR EXÉCUTER UNE RÉPARATION
87 7 ASSEMBLAGE - UTILISATION DES COLLES
88 8 FINITION APRÈS EXÉCUTION DE LA RÉPARATION
89 9 ÉPREUVE DE RÉSISTANCE DE COLLAGE

CHAPTER 1. WOOD STRUCTURE

SECTION 1. MATERIALS AND PRACTICES

1-1. GENERAL. Wood aircraft construction dates back to the early days of certificated aircraft. Today only a limited number of wood aircraft structures are produced. However, many of the older airframes remain in service. With proper care, airframes from the 1930's through the 1950's have held up remarkably well considering the state of technology and long term experience available at that time. It is the responsibility of the mechanic to carefully inspect such structures for deterioration and continuing airworthiness.

1-2. WOODS.

a. Quality of Wood. All wood and plywood used in the repair of aircraft structures should be of aircraft quality (reference Army Navy Commerce Department Bulletin ANC-19, Wood Aircraft Inspection and Fabrication). Table 1-1 lists some permissible variations in characteristics and properties of aircraft wood. However, selection and approval of woodstock for aircraft structural use are specialized skills and should be done by personnel who are thoroughly familiar with inspection criteria and methods.

b. Substitution of Original Wood. The wood species used to repair a part should be the same as that of the original whenever possible; however, some permissible substitutes are given in table 1-1. Obtain approval from the airframe manufacturer or the Federal Aviation Administration (FAA) for the replacement of modified woods or other non-wood products with a substitute material.

c. Effects of Shrinkage. When the moisture content of a wooden part is lowered, the part shrinks. Since the shrinkage is not equal in all directions, the mechanic should consider the effect that the repair may have on the completed structure. The shrinkage is greatest in a tangential direction (across the fibers and parallel to the growth rings), somewhat less in a radial direction (across the fibers and perpendicular to the growth rings), and is negligible in a longitudinal direction (parallel to the fibers). Figure 1-1 illustrates the different grain directions and the effects of shrinkage on the shape of a part. These dimensional changes can have several detrimental effects upon a wood structure, such as loosening of

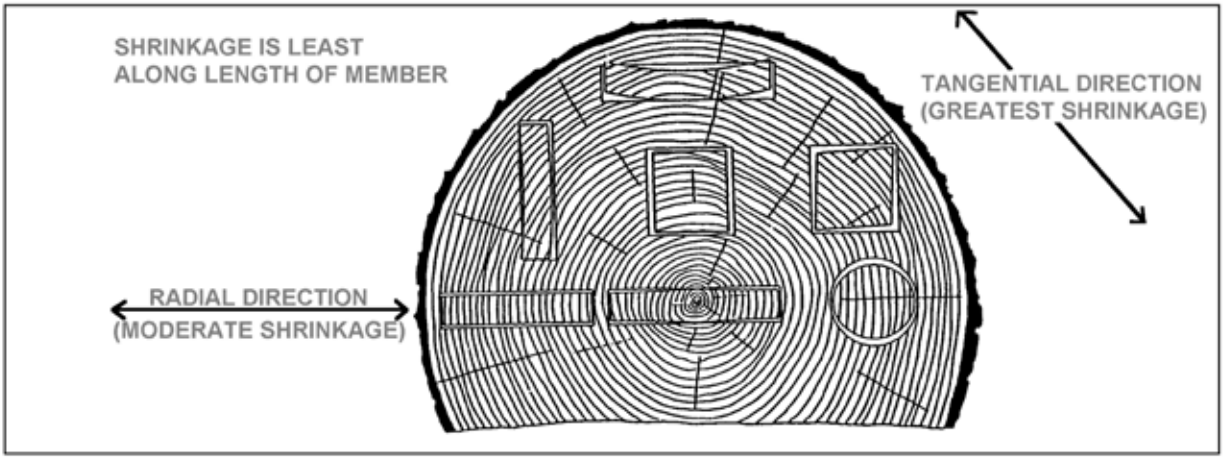


FIGURE 1-1. Relative shrinkage of wood members due to drying.

Section 1. MATÉRIAUX ET MISE EN OEUVRE

1-1. GÉNÉRALITÉS.

La construction d'avions en bois remonte aux premiers jours de l'aviation certifiée. Aujourd'hui, seul un nombre limité de structures d'avions en bois est produit. Toutefois, un grand nombre de cellules plus anciennes restent en service. Avec un soin approprié, les cellules des années 1930 à 1950 ont remarquablement bien résisté compte tenu de l'état de la technologie et de l'expérience disponible à cette époque. Il incombe au mécanicien d'inspecter soigneusement ces structures pour vérifier qu'elles ne sont pas détériorées et qu'elles restent en état de navigabilité.

1-2. LES BOIS.

a. Qualité des bois. Tous les bois et contre-plaqués utilisés pour la réparation des structures d'aéronefs doivent être de qualité aéronautique (référence : Bulletin ANC-19 du département commercial de l'armée de terre et de la marine, Inspection et fabrication des aéronefs en bois[1]). Le tableau 1-1 énumère certaines variations admissibles des caractéristiques et des propriétés du bois d'aviation. Cependant, la sélection et l'approbation du bois pour les structures d'aéronefs sont des compétences spécialisées et doivent être effectuées par un personnel qui connaît parfaitement les critères et les méthodes d'inspection.

b. Substitution du bois d'origine. L'essence de bois utilisée pour réparer une pièce doit être la même que celle de l'original dans la mesure du possible ; toutefois, certains substituts autorisés sont indiqués dans le tableau 1-1. Obtenir l'approbation du constructeur[2] de la cellule ou de l'Administration fédérale de l'aviation[3] (FAA) pour le remplacement de bois modifiés ou d'autres produits non ligneux par un matériau de substitution.

c. Effets de retrait. Lorsque la teneur en humidité d'une pièce en bois est abaissée, la pièce se rétracte. Comme le retrait n'est pas égal dans toutes les directions, le mécanicien doit tenir compte de l'effet que la réparation peut avoir sur la structure achevée. Le retrait est le plus important dans une direction tangentielle (à travers les fibres et parallèlement aux anneaux de croissance), un peu moins dans une direction radiale (à travers les fibres et perpendiculairement aux anneaux de croissance), et est négligeable dans une direction longitudinale (parallèle aux fibres). La Figure 1-1 illustre les différents sens des fils du bois et les effets du retrait sur la forme d'une pièce. Ces changements dimensionnels peuvent avoir plusieurs effets néfastes sur la structure du bois, comme le relâchement des ferrures et des câbles haubanage et de commande de vol, ou encore le fendage des éléments en bois.

.../...

1 NDT : En France, la norme NF L18-130 relative aux Conditions de réception des panneaux en bois contre-plaqués pour l'industrie aéronautique a remplacé la normes AIR 9350 en 1990 et la norme AIR 9355 a été déclassée en 1978.

2 NDT : Du Concepteur pour une construction sur plan.

3 NDT : La DGAC en France.

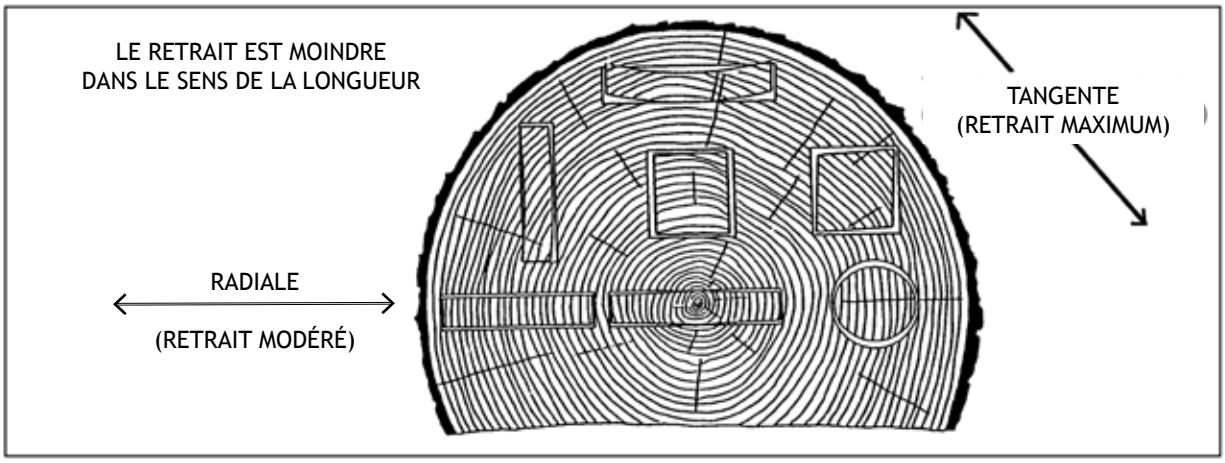


Figure 1-1. Rétrécissement relatif des éléments en bois dû au séchage

TABLE 1-1. Selection and Properties of Aircraft Wood. (See notes following table.)

Species of Wood	Strength properties as compared to spruce	Maximum permissible grain deviation (slope of grain)	Remarks
1.	2.	3.	4.
Spruce(Picea) Sitka (P. Sitchensis) Red (P. Rubra) White (P. Glauca).	100%	1:15	Excellent for all uses. Considered as standard for this table.
Douglas Fir (Pseudotsuga Taxifolia).	Exceeds spruce.	1:15	May be used as substitute for spruce in same sizes or in slightly reduced sizes providing reductions are substantiated. Difficult to work with handtools. Some tendency to split and splinter during fabrication and considerable more care in manufacture is necessary. Large solid pieces should be avoided due to inspection difficulties. Gluing satisfactory.
Noble Fir (Abies Nobiles).	Slightly exceeds spruce except 8% deficient in shear.	1:15	Satisfactory characteristics with respect to workability, warping, and splitting. May be used as direct substitute for spruce in same sizes providing shear does not become critical. Hardness somewhat less than spruce. Gluing satisfactory.
Western Hemlock (Tsuga Heterpphylla).	Slightly exceeds spruce.	1:15	Less uniform in texture than spruce. May be used as direct substitute for spruce. Upland growth superior to lowland growth. Gluing satisfactory.
Pine, Northern White (Pinus Strobus).	Properties between 85 % and 96 % those of spruce.	1:15	Excellent working qualities and uniform in properties, but somewhat low in hardness and shock-resisting capacity. Cannot be used as substitute for spruce without increase in sizes to compensate for lesser strength. Gluing satisfactory.
White Cedar, Port Orford (Charaecyparis Lawsoniana).	Exceeds spruce.	1:15	May be used as substitute for spruce in same sizes or in slightly reduced sizes providing reductions are substantiated. Easy to work with handtools. Gluing difficult, but satisfactory joints can be obtained if suitable precautions are taken.
Poplar, Yellow (Liriodendrow Tulipifera).	Slightly less than spruce except in compression (crushing) and shear.	1:15	Excellent working qualities. Should not be used as a direct substitute for spruce without carefully accounting for slightly reduced strength properties. Somewhat low in shock-resisting capacity. Gluing satisfactory.

Notes for Table 1-1

1. Defects Permitted.

a. Cross grain. Spiral grain, diagonal grain, or a combination of the two is acceptable providing the grain does not diverge from the longitudinal axis of the material more than specified in column 3. A check of all four faces of the board is necessary to determine the amount of divergence. The direction of free-flowing ink will frequently assist in determining grain direction.

b. Wavy, curly, and interlocked grain. Acceptable, if local irregularities do not exceed limitations specified for spiral and diagonal grain.

c. Hard knots. Sound, hard knots up to 3/8 inch in maximum diameter are acceptable providing: (1) they are not projecting portions of I-beams, along the edges of rectangular or beveled unrouted beams, or along the edges of flanges of box beams (except in lowly stressed portions); (2) they do not cause grain divergence **at the edges of** the board or in the flanges of a beam more than specified in column 3; and (3) they are in the center third of the beam and are not closer than 20 inches to another knot or other defect (pertains to 3/8 inch knots—smaller knots may be proportionately closer). Knots greater than 1/4 inch must be used with caution.

d. Pin knot clusters. Small clusters are acceptable providing they produce only a small effect on grain direction.

e. Pitch pockets. Acceptable in center portion of a beam providing they are at least 14 inches apart when they lie in the same growth ring and do not exceed 1-1/2 inches length by 1/8 inch width by 1/8 inch depth, and providing they are not along the projecting portions of I-beams, along the edges of rectangular or beveled unrouted beams, or along the edges of the flanges of box beams.

f. Mineral streaks. Acceptable, providing careful inspection fails to reveal any decay.

Tableau 1-1. Sélection et propriétés des bois d'aviation. (cf. notes en bas de page)

Espèces de bois	Propriétés de résistance par rapport au Spruce	Déviation maximale admissible du fil du bois (pente)	Remarques
1.	2.	3.	4.
Spruce (Epicéa) Sitka (P. Sitchensis) Rouge (P. Rubra) Blanc (P. Glauca).	100%	1:15[1]	Excellent pour tous les usages. Considéré comme standard pour ce tableau.
Douglas Fir (Pseudotsuga Taxifolia).	Dépasse le Spruce.	1:15	Peut être utilisé comme substitut de l'épicéa dans les mêmes dimensions ou dans des dimensions légèrement réduites à condition que les réductions soient justifiées. Difficile à travailler avec des outils à main. Une certaine tendance à se fendre et à se briser pendant la fabrication et il faut faire preuve de beaucoup plus de soin dans la fabrication. Les grandes pièces solides doivent être évitées en raison des difficultés d'inspection. Collage satisfaisant.
Sapin noble (Abies Nobiles).	Dépasse légèrement le Spruce, sauf 8 % de cisaillement insuffisant.	1:15	Caractéristiques satisfaisantes en ce qui concerne la maniabilité, le gauchissement et le fendage. Peut être utilisé comme substitut direct du Spruce dans les mêmes dimensions à condition que le cisaillement ne devienne pas critique. Dureté légèrement inférieure à celle du Spruce. Collage satisfaisant.
Ciguë (Western Hemlock) (Tsuga Heterpphylla).	Dépasse légèrement le Spruce.	1:15	Texture moins uniforme que le Spruce. Peut être utilisée comme substitut direct du Spruce. Croissance des hautes terres supérieure à celle des basses terres. Collage satisfaisant.
Pin blanc du nord (Pinus Strobus).	Propriétés entre 85 % et 96 % de celles du Spruce.	1:15	Excellentes qualités de travail et propriétés uniformes, mais un peu faible en dureté et capacité de résistance aux chocs. Ne peut pas être utilisé comme substitut de l'épicéa sans augmentation des dimensions pour compenser une résistance moindre. Collage satisfaisant.
Cèdre blanc, Port Orford (Charaecyparis Lawsoniana).	Dépasse le Spruce.	1:15	Peut être utilisé comme substitut du Spruce dans les mêmes dimensions ou dans des dimensions légèrement réduites à condition que les réductions soient justifiées. Facile à travailler avec des outils à main. Collage difficile, mais des joints satisfaisants peuvent être obtenus si des précautions appropriées sont prises.
Peuplier jaune (Liriodendrow Tulipifera)	Légèrement moins que le Spruce, sauf en compression (écrasement) et en cisaillement.	1:15	Excellentes qualités de travail. Ne doit pas être utilisé comme substitut direct de l'épicéa sans tenir compte des propriétés de résistance légèrement réduites. Capacité de résistance aux chocs un peu faible. Collage satisfaisant.

Notes pour le Tableau 1-1.

1. Défauts autorisés.

a. Fil croisé. Le fil du bois en spirale, en diagonale ou une combinaison des deux est acceptable à condition que le fil ne diverge pas de l'axe longitudinal du matériau plus que ce qui est spécifié dans la colonne 3. Une vérification des quatre faces de la planche est nécessaire pour déterminer l'importance de la divergence. La direction de l'encre qui s'écoule librement aidera souvent à déterminer la direction du fil.
b. Fil ondulé, bouclé et entrelacé. Acceptable, si les irrégularités locales ne dépassent pas les limites spécifiées pour le fil spiralé et diagonal.
c. Nœuds durs. Des nœuds solides et durs d'un diamètre maximum de 3/8 de pouce (9,5 mm) sont acceptables à condition qu'ils soient solides : (1) qu'ils ne soient pas des parties saillantes de poutres en I, le long des bords de poutres rectangulaires ou biseautées non roulées, ou le long des bords des ailes de poutres en caisson (sauf dans les parties peu sollicitées) ; (2) qu'ils ne provoquent pas de divergence du fil du bois sur les bords de la planche ou dans les ailes d'une poutre supérieure à celle spécifiée dans la colonne 3 ; et (3) qu'ils soient situés dans le tiers central de la poutre et ne soient pas à moins de 20 pouces (508 mm) d'un autre nœud ou d'un autre défaut (concerne les nœuds de 3/8 de pouce - les nœuds plus petits peuvent être proportionnellement plus proches). Les nœuds supérieurs à 1/4 de pouce (6,4 mm) doivent être utilisés avec prudence.
d. Nœuds en grappe. Les petits groupes sont acceptables à condition qu'ils ne produisent qu'un faible effet sur la direction du fil.
e. Poches de résine. Acceptables dans la partie centrale d'une poutre, à condition qu'elles soient distantes d'au moins 14 pouces (336 mm) lorsqu'elles se trouvent dans le même anneau de croissance et qu'elles ne dépassent pas 1-1/2 pouce (38 mm) de longueur par 1/8 pouce (3,2 mm) de largeur par 1/8 pouce de profondeur, et à condition qu'elles ne se trouvent pas le long des parties saillantes des poutres en I, le long des bords des poutres rectangulaires ou biseautées non roulées, ou le long des bords des ailes des poutres en caisson.
f. Traces minérales. Acceptables, à condition qu'une inspection minutieuse ne révèle pas de pourriture.

1 NDT : 1:15 signifie une pente de 15 fois l'épaisseur.

TABLE 1-1. Selection and Properties of Aircraft Wood. (See notes following table.) (continued)

2. Defects Not Permitted.

a. Cross grain. Not acceptable, unless within limitations noted in 1a.

b. Wavy, curly, and interlocked grain. Not acceptable, unless within limitations noted in 1b.

c. Hard knots. Not acceptable, unless within limitations noted in 1c.

d. Pin knot clusters. Not acceptable, if they produce large effect on grain direction.

e. Spike knots. These are knots running completely through the depth of a beam perpendicular to the annual rings and appear most frequently in quarter-sawed lumber. Reject wood containing this defect.

f. Pitch pockets. Not acceptable, unless within limitations noted in 1e.

g. Mineral streaks. Not acceptable, if accompanied by decay (see 1f).

h. Checks, shakes, and splits. Checks are longitudinal cracks extending, in general, across the annual rings. Shakes are longitudinal cracks usually between two annual rings. Splits are longitudinal cracks induced by artificially induced stress. Reject wood containing these defects.

i. Compression wood. This defect is very detrimental to strength and is difficult to recognize readily. It is characterized by high specific gravity, has the appearance of an excessive growth of summer wood, and in most species shows little contrast in color between spring wood and summer wood. In doubtful cases reject the material, or subject samples to toughness machine test to establish the quality of the wood. Reject all material containing compression wood.

j. Compression failures. This defect is caused from the wood being overstressed in compression due to natural forces during the growth of the tree, felling trees on rough or irregular ground, or rough handling of logs or lumber. Compression failures are characterized by a buckling of the fibers that appear as streaks on the surface of the piece substantially at right angles to the grain, and vary from pronounced failures to very fine hairlines that require close inspection to detect. Reject wood containing obvious failures. In doubtful cases reject the wood, or make a further inspection in the form of microscopic examination or toughness test, the latter means being the more reliable.

k. Decay. Examine all stains and discoloration carefully to determine whether or not they are harmless, or in a stage of preliminary or advanced decay. All pieces must be free from rot, dote, red heart, purple heart, and all other forms of decay.

fittings and wire bracing and checking or splitting of wood members. A few suggestions for minimizing these shrinkage effects are:

(1) Use bushings that are slightly short so that when the wood member shrinks the bushings do not protrude and the fittings may be tightened firmly against the member.

(2) Gradually drop off plywood faceplates by feathering as shown in figure 1-2.

(3) Thoroughly seal all wood surfaces, particularly end grain and bolt holes, with varnish, epoxy, or other acceptable sealer to slow or prevent moisture changes in the member. (See Section 5. Finishing Wood Structures.)

1-3. MODIFIED WOOD PRODUCTS. The most common forms of modified woods found in aircraft construction are plywood. Although not a wood product, Phenolic parts are sometimes incorporated into structures. These products are used whenever the manufacturer requires specialized strength or durability characteristics.

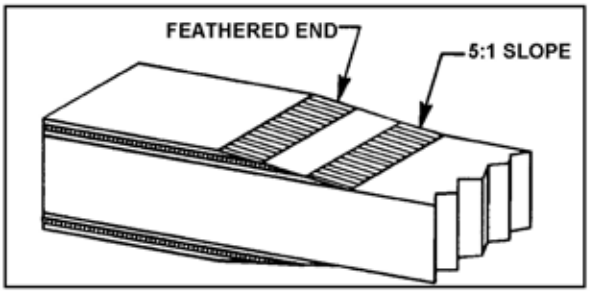


FIGURE 1-2. Tapering of faceplate.

1-4. ADHESIVES. Because of the critical role played by adhesives in aircraft structure, the mechanic must employ only those types of adhesives that meet all of the performance requirements necessary for use in certificated civil aircraft. Use each product strictly in accordance with the aircraft and adhesive manufacturer's instructions.

a. Adhesives acceptable to the FAA can be identified in the following ways:

2. Défauts non autorisés.

a. Fil croisé. Non acceptable, sauf dans les limites indiquées au point 1a.
b. Fil ondulé, bouclé et entrecroisé. Non acceptable, sauf dans les limites indiquées au point 1b.
c. Nœuds durs. Non acceptable, sauf dans les limites indiquées au point 1c.
d. Grappes de nœuds durs. Non acceptable, s'ils produisent un effet important sur la direction du fil.
e. Nœuds en pointe. Il s'agit de nœuds qui traversent complètement la profondeur d'une poutre perpendiculairement aux cernes annuels et qui apparaissent le plus souvent dans le bois scié en quartier. Rejeter le bois présentant ce défaut.
f. Pochettes de pas. Non acceptable, sauf dans les limites indiquées au point 1e.
g. Traces minérales. Non acceptable, si elles sont accompagnées de pourriture (voir 1f).
h. Vérifications, secousses et fissures. Les fissures sont des fissures longitudinales s'étendant, en général, à travers les anneaux annuels. Les fentes sont des fissures longitudinales s'étendant, en général, entre deux cernes annuels. Les fissures sont des fissures longitudinales induites par une contrainte artificielle. Rejeter les bois présentant ces défauts.
i. Bois de compression. Ce défaut est très préjudiciable à la résistance et est difficile à reconnaître facilement. Il se caractérise par une densité élevée, a l'apparence d'une croissance excessive de bois d'été et, dans la plupart des espèces, présente peu de contraste de couleur entre le bois de printemps et le bois d'été. Dans les cas douteux, il faut rejeter le matériau ou soumettre des échantillons à un test de résistance mécanique pour établir la qualité du bois. Rejeter tout matériau contenant du bois de compression.
j. Défaillances de compression. Ce défaut est dû à une surcharge du bois en compression due aux forces naturelles pendant la croissance de l'arbre, à l'abattage d'arbres sur un sol rugueux ou irrégulier, ou à une manipulation brutale des grumes ou du bois d'œuvre. Les défaillances en compression se caractérisent par un flambage des fibres qui apparaissent sous forme de stries à la surface de la pièce, sensiblement à angle droit par rapport au fil du bois, et varient de défaillances prononcées à de très fines lignes d'arête qui nécessitent un examen minutieux pour être détectées. Rejeter les bois présentant des défauts évidents. Dans les cas douteux, rejeter le bois ou procéder à une inspection supplémentaire sous forme d'examen microscopique ou de test de résistance, ce dernier étant le plus fiable.
k. Décomposition. Examiner soigneusement toutes les taches et décolorations pour déterminer si elles sont inoffensives ou non, ou si elles sont à un stade de décomposition préliminaire ou avancé. Toutes les pièces doivent être exemptes de champignons, pourritures, insectes et de toute autre formes de dégradation.

Voici quelques suggestions pour minimiser ces effets de retrait :

(1) Utilisez des bagues légèrement plus courtes afin que, lorsque l'élément en bois se rétracte, les bagues ne dépassent pas et que les raccords puissent être serrés fermement contre l'élément.

(2) Effilez progressivement les plaques de revêtement en contre-plaqué, comme le montre la Figure 1-2.

(3) Protégez soigneusement toutes les surfaces en bois, en particulier les extrémités et les trous de boulons, avec du vernis, de l'époxy ou un autre produit d'étanchéité acceptable pour ralentir ou empêcher les changements d'humidité dans l'élément. (Voir section 5. Finition des structures en bois).

1-3. PRODUITS EN BOIS MODIFIÉS.

Les formes les plus courantes de bois modifié que l'on trouve dans la construction aéronautique sont les contre-plaqués. Bien qu'il ne s'agisse pas d'un produit en bois, des pièces en phénoliques sont parfois incorporées dans les structures. Ces produits sont utilisés chaque fois que la fabrication exige des caractéristiques spéciales en termes de résistance ou de durabilité.

1-4. COLLES.

En raison du rôle essentiel joué par les colles dans la structure des aéronefs, le mécanicien ne doit employer que les types de colles qui répondent à toutes les exigences de performance nécessaires à l'utilisation dans les aéronefs civils certifiés. Il doit utiliser chaque produit en respectant strictement les instructions du fabricant de l'aéronef et de l'adhésif.

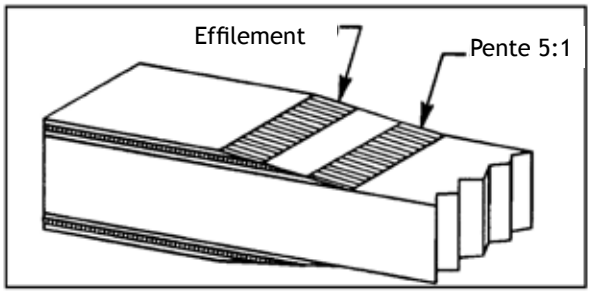


FIGURE 1-2. Effilement des revêtements

.../...

(1) Refer to the aircraft maintenance or repair manual for specific instructions on acceptable adhesive selection for use on that type aircraft.

(2) Adhesives meeting the requirements of a Military Specification (Mil Spec), Aerospace Material Specification (AMS), or Technical Standard Order (TSO) for wooden aircraft structures are satisfactory providing they are found to be compatible with existing structural materials in the aircraft and the fabrication methods to be used in the repair.

b. Common types of adhesives that are or have been used in aircraft structure fall into two general groups: casein and synthetic-resins. Adhesive technology continues to evolve, and new types (meeting the requirements of paragraph 1-4a) may become available in the future.

(1) Casein adhesive performance is generally considered inferior to other products available today, modern adhesives should be considered first.

CAUTION: Casein adhesive deteriorates over the years after exposure to moisture in the air and temperature variations. Some modern adhesives are incompatible with casein adhesive. If a joint that has previously been bonded with casein is to be rebonded with another type adhesive, all traces of the casein must be scraped off before the new adhesive is applied. If any casein adhesive is left, residual alkalinity may cause the new adhesive to fail to cure properly.

(2) Synthetic-resin adhesives comprise a broad family which includes plastic resin glue, resorcinol, hot-pressed Phenol, and epoxy.

(3) Plastic resin glue (urea-formaldehyde resin glue) has been used in wood aircraft for many years. Caution should be used due to possible rapid deterioration (more rapidly than wood) of plastic resin glue in hot, moist environments and under cyclic swell-shrink stress. For these reasons, urea-formaldehyde should be considered obsolete for all repairs. Any proposed use of this type adhesive should be discussed with the appropriate FAA office prior to using on certificated aircraft.

(4) Federal Specification MMM-A-181D and Military Specification MIL-A-22397 both describe a required series of tests that verify the chemical and mechanical properties of resorcinol. Resorcinol is the only known adhesive recommended and approved for use in wooden aircraft structure and fully meets necessary strength and durability requirements. Resorcinol adhesive (resorcinol-formaldehyde resin) is a two-part synthetic resin adhesive consisting of resin and a hardener. The appropriate amount of hardener (per manufacturer's instruction) is added to the resin, and it is stirred until it is uniformly mixed; the adhesive is now ready for immediate use. Quality of fit and proper clamping pressure are both critical to the achievement of full joint strength. The adhesive bond lines must be very thin and uniform in order to achieve full joint strength.

CAUTION: Read and observe material safety data. Be sure to follow the manufacturer's instructions regarding mixing, open assembly and close assembly times, and usable temperature ranges.

(5) Phenol-formaldehyde adhesive is commonly used in the manufacturing of aircraft grade plywood. This product is cured at elevated temperature and pressure; therefore, it is not practical for use in structural repair.

a. Les colles acceptables pour la FAA peuvent être identifiés de la manière suivante :

(1) Consultez le manuel d'entretien ou de réparation de l'aéronef pour obtenir des instructions spécifiques sur le choix de la colle acceptable pour l'utilisation sur ce type d'aéronef.

(2) Les colles répondant aux exigences d'une spécification militaire (Mil Spec), d'une spécification de matériel aérospatial (AMS) ou d'une ordonnance technique standard (TSO) pour les structures d'aéronefs en bois sont satisfaisants à condition qu'ils soient jugés compatibles avec les matériaux structurels existants dans l'aéronef et les méthodes de fabrication à utiliser pour la réparation.

b. Les types de colle courants qui sont ou ont été utilisés dans les structures d'aéronefs se répartissent en deux groupes généraux : la caséine et les résines synthétiques. La technologie des adhésifs continue d'évoluer et de nouveaux types (répondant aux exigences de la rubrique 1-4a) pourraient être disponibles à l'avenir.

(1) Les performances des colles à base de caséine sont généralement considérées comme inférieures à celles des autres produits disponibles aujourd'hui, les adhésifs modernes doivent être considérés en premier lieu.

> **ATTENTION : La colle de caséine se détériore au fil des ans après exposition à l'humidité de l'air et aux variations de température. Certains adhésifs modernes sont incompatibles avec la colle de caséine. Si un joint qui a été précédemment collé avec de la caséine doit être recollé avec un autre type d'adhésif, toutes les traces de caséine doivent être grattées avant l'application du nouvel adhésif. S'il reste de la colle de caséine, l'alcalinité résiduelle peut empêcher le nouvel adhésif de durcir correctement.**

(2) Les adhésifs à base de résine synthétique constituent une large famille qui comprend les colles à base de résine plastique, la résorcine, le phénol pressé à chaud et l'époxy.

(3) La colle à base de résine plastique (colle à base de résine urée-formol) est utilisée dans les avions en bois depuis de nombreuses années. La prudence s'impose en raison de la détérioration rapide possible (plus rapide que pour le bois) de la colle à base de résine plastique dans des environnements chauds et humides et sous l'effet d'un stress cyclique de gonflement et de retrait. Pour ces raisons, l'urée-formaldéhyde doit être considérée comme obsolète pour toutes les réparations. Toute utilisation proposée de ce type de colle doit être discutée avec le bureau approprié de la FAA[1] avant de l'utiliser sur des avions certifiés.

(4) La spécification fédérale MMM-A181D et la spécification militaire MIL-A-22397 décrivent toutes deux une série de tests requis pour vérifier les propriétés chimiques et mécaniques de la résorcine. Le résorcinol est le seul adhésif connu recommandé et approuvé pour l'utilisation dans les structures d'avions en bois et répond entièrement aux exigences de résistance et de durabilité nécessaires[2]. L'adhésif résorcinol (résine résorcine-formaldéhyde) est un adhésif à base de résine synthétique en deux parties, composé d'une résine et d'un durcisseur. La quantité appropriée de durcisseur (selon les instructions du fabricant) est ajoutée à la résine, et elle est agitée jusqu'à ce qu'elle soit uniformément mélangée ; l'adhésif est maintenant prêt à être utilisé immédiatement. La qualité de l'ajustement et la pression de serrage appropriée sont toutes deux essentielles pour obtenir une résistance totale de l'assemblage. Les lignes de collage doivent être très fines et uniformes afin d'obtenir la pleine résistance du joint.

> **ATTENTION : Lisez et respectez les fiches de sécurité des produits. Veillez à suivre les instructions du fabricant concernant le mélange, les temps d'assemblage ouvert et fermé, et les plages de température utilisables.**

(5) L'adhésif phénol-formaldéhyde est couramment utilisé dans la fabrication de contre-plaqué de qualité aéronautique. Ce produit est durci à température et pression élevées ; il n'est donc pas pratique pour une utilisation dans la réparation de structures.

.../...

1 NDT : La DGAC en France et son représentant l'OSAC.
2 NDT : En France, la circulaire OSAC G61000IA de 2018 présente la liste des colles homologuées.

(6) Epoxy adhesives are a two-part synthetic resin product, and are acceptable providing they meet the requirements of paragraph 1-4a. Many new epoxy resin systems appear to have excellent working properties. They have been found to be much less critical of joint quality and clamping pressure. They penetrate well into wood and plywood. However, joint durability in the presence of elevated temperature or moisture is inadequate in many epoxies. The epoxy adhesives generally consist of a resin and a hardener that are mixed together in the proportions specified by the manufacturer. Depending on the type of epoxy, pot life may vary from a few minutes to an hour. Cure times vary between products.

CAUTION: Some epoxies may have unacceptable thermal or other hidden characteristics not obvious in a shop test. It is essential that only those products meeting the requirements of paragraph 1-4a be used in aircraft repair. Do not vary the resin-to-hardener ratio in an attempt to alter the cure time. Strength, thermal, and chemical resistance will be adversely affected. Read and observe material safety data. Be sure to follow the adhesive manufacturer's instructions regarding mixing, open and closed curing time, and usable temperature ranges.

1-5. BONDING PRECAUTIONS. Satisfactory bond joints in aircraft will develop the full strength of wood under all conditions of stress. To produce this result, the bonding operation must be carefully controlled to obtain a continuous thin and uniform film of solid adhesive in the joint with adequate adhesion and penetration to both surfaces of the wood. Some of the more important conditions involve:

a. Properly prepared wood surfaces.

b. Adhesive of good quality, properly prepared, and properly selected for the task at hand.

c. Good bonding technique, consistent with the adhesive manufacturer's instructions for the specific application.

1-6. PREPARATION OF WOOD SURFACES FOR BONDING. It is recommended that no more time than necessary be permitted to elapse between final surfacing and bonding. Keep prepared surfaces covered with a clean plastic sheet or other material to maintain cleanliness prior to the bonding operation. The mating surfaces should be machined smooth and true with planers, joiners, or special miter saws. Planer marks, chipped or loosened grain, and other surface irregularities are not permitted. Sandpaper must never be used to smooth softwood surfaces that are to be bonded. Sawn surfaces must approach well-planed surfaces in uniformity, smoothness, and freedom from crushed fibers. It is advisable to clean both joint surfaces with a vacuum cleaner just prior to adhesive application. Wood surfaces ready for bonding must be free from oil, wax, varnish, shellac, lacquer, enamel, dope, sealers, paint, dust, dirt, adhesive, crayon marks, and other extraneous materials.

a. Roughening smooth, well-planed surfaces of normal wood before bonding is not recommended. Such treatment of well-planed wood surfaces may result in local irregularities and objectionable rounding of edges. When surfaces cannot be freshly machined before bonding, such as plywood or inaccessible members, very slight sanding of the surface with a fine grit such as 220, greatly improves penetration by the adhesive of aged or polished

(6) Les colles époxy sont des produits à base de résine synthétique en deux parties, et sont acceptables à condition qu'ils répondent aux exigences des paragraphes 1 à 4a. De nombreux nouveaux systèmes de résine époxy semblent avoir d'excellentes propriétés d'adhérence. On a constaté qu'ils sont beaucoup moins critiques en ce qui concerne la qualité des joints et la pression de serrage. Ils pénètrent bien dans le bois et le contre-plaqué. Cependant, la durabilité des joints en présence de températures élevées ou d'humidité est insuffisante dans de nombreuses époxy. Les adhésifs époxy sont constitués d'une résine et d'un durcisseur qui sont mélangés dans les proportions spécifiées par le fabricant. Selon le type d'époxy, la durée de vie en pot peut varier de quelques minutes à une heure. Les temps de durcissement varient selon les produits.

ATTENTION : Certaines époxy peuvent présenter des caractéristiques thermiques inacceptables ou d'autres caractéristiques cachées non évidentes lors d'un test en atelier. Il est essentiel que seuls les produits répondant aux exigences du paragraphe 1-4a soient utilisés dans la réparation des avions. Ne pas faire varier le rapport résine/durcisseur pour tenter de modifier le temps de durcissement. La solidité, la résistance thermique et chimique en seront affectées. Lire et respecter les données de sécurité des matériaux. Assurez-vous de suivre les instructions du fabricant de l'adhésif concernant le mélange, le temps de durcissement ouvert et fermé, et les plages de température utilisables.

1-5. PRÉCAUTIONS DE COLLAGE.

Des joints de collage satisfaisants dans les avions développeront la pleine résistance du bois dans toutes les conditions de contrainte. Pour obtenir ce résultat, l'opération de collage doit être soigneusement contrôlée afin d'obtenir un film continu, mince et uniforme d'adhésif solide dans le joint avec une adhérence et une pénétration adéquates sur les deux surfaces du bois. Certaines des conditions les plus importantes concernent :

a. Des surfaces de bois correctement préparées.

b. Adhésif de bonne qualité, correctement préparé et choisi pour la tâche à accomplir.

c. Bonne technique de collage, conforme aux instructions du fabricant de l'adhésif pour l'application spécifique.

1-6. PRÉPARATION DES SURFACES EN BOIS POUR LE COLLAGE.

Il est recommandé de ne pas laisser s'écouler plus de temps que nécessaire entre la préparation de surface finale et le collage. Maintenir les surfaces préparées recouvertes d'une feuille de plastique propre ou d'un autre matériau afin de conserver la propreté avant l'opération de collage. Les surfaces à coller doivent être usinées fidèlement avec des raboteuses ou des scies spéciales. Les marques de rabotage, les fils de bois ébréchés ou détachés et autres irrégularités de surface ne sont pas autorisés. Le papier de verre ne doit jamais être utilisé[1] pour lisser les surfaces de bois tendre qui doivent être collées. Les surfaces sciées doivent s'approcher des surfaces bien rabotées avec une uniformité, un lissage et une absence de fibres écrasées. Il est conseillé de nettoyer les deux surfaces à coller avec un aspirateur juste avant l'application de la colle. Les surfaces en bois prêtes à être collées doivent être exemptes d'huile, de cire, de vernis, de gomme-laque, de laque, d'émail, de peinture, de poussière, de saleté, de colle, de marques de crayon et d'autres matières étrangères.

a. Il n'est pas recommandé de rendre rugueuses[2] les surfaces lisses et bien rabotées du bois avant le collage. Un tel traitement des surfaces de bois bien rabotées peut entraîner des irrégularités locales et un arrondissement inadmissible des bords. Lorsque les surfaces ne peuvent pas être fraîchement usinées avant le collage, comme le contre-plaqué ou les éléments inaccessibles, un très léger ponçage de la surface avec un grain fin tel que 220, améliore considérablement la pénétration par l'adhésif des surfaces vieillies ou polies.

.../...

1 NDT : Nous comprenons ici qu'il n'est pas autorisé de poncer la surface afin de la rendre totalement lisse, voire « glacée ». Le bois doit avoir ses pores ouverts pour absorber la colle et il est recommandé de le « réactiver » par un léger ponçage, au maximum 20 minutes avant le collage.

2 NDT : Autrement appelé « Brettage» fait à la râpe. C'est toutefois une pratique recommandée en France, mais attention à bien suivre le fil du bois en utilisant la râpe ou la lame de scie à métaux.

surfaces. Sanding should never be continued to the extent that it alters the flatness of the surface. Very light sanding may also improve the wetting of the adhesive to very hard or resinous materials.

b. Wetting tests are useful as a means of detecting the presence of wax, old adhesive, and finish. A drop of water placed on a surface that is difficult to wet and thus difficult to bond will not spread or wet the wood rapidly (in seconds or minutes). The surface may be difficult to wet due to the presence of wax, exposure of the surface to heat and pressure as in the manufacture of hot press bonded plywood, the presence of synthetic resins or wood extractives, or simply chemical or physical changes in the wood surface with time. Good wettability is only an indication that a surface can be bonded satisfactorily. After performing wetting tests, allow adequate time for wood to dry before bonding. Preliminary bonding tests and tests for bond strength are the only positive means of actually determining the bonding characteristics of the adhesive and material combinations. (See paragraph 1-29h.)

1-7. APPLYING THE ADHESIVE. To make a satisfactory bonded joint, spread the adhesive in a thin, even layer on both surfaces to be joined. It is recommended that a clean brush be used and care taken to see that all surfaces are covered. Spreading of adhesive on only one of the two surfaces is not recommended. Be sure to read and follow the adhesive manufacturer's application instructions.

1-8. ASSEMBLY TIME IN BONDING. Resorcinol, epoxy, and other adhesives cure as a result of a chemical reaction. Time is an important consideration in the bonding process. Specific time constraints are as follows:

a. Pot life is the usable life of the adhesive from the time that it is mixed until it must be spread onto the wood surface. Once pot life has expired, the remaining adhesive must be discarded. Do not add thinning agents to the adhesive to extend the life of the batch.

b. Open assembly time is the period from the moment the adhesive is spread until the parts are clamped together. Where surfaces are coated and exposed freely to the air, some adhesives experience a much more rapid change in consistency than when the parts are laid together as soon as the spreading has been completed.

c. Closed assembly time is the period from the moment that the structure parts are placed together until clamping pressure is applied. The consistency of the adhesive does not change as rapidly when the parts are laid together.

d. Pressing (or clamping) time is the period during which the parts are pressed tightly together and the adhesive cures. The pressing time must be sufficient to ensure that joint strength is adequate before handling or machining the bonded structure.

NOTE: Follow the adhesive manufacturer's instructions for all time limits in the bonding process. If the recommended open or closed assembly periods are exceeded, the bond process should not be continued. Discard the parts if feasible. If the parts cannot be discarded, remove the partially cured adhesive and clean the bond line per adhesive manufacturer's instructions before application of new adhesive.

1-9. BONDING TEMPERATURE. Temperature of the bond line affects the cure rate of the adhesive. Some adhesive types, such as resorcinol, require a minimum temperature which must be maintained throughout the

Le ponçage ne doit jamais être poursuivi au point d'altérer la planéité de la surface. Un ponçage très léger peut également améliorer le mouillage de l'adhésif sur des matériaux très durs ou résineux.

b. Les tests de mouillage sont utiles pour détecter la présence de cire, d'ancien adhésif et de finition. Une goutte d'eau placée sur une surface difficile à mouiller et donc difficile à coller ne s'étendra pas ou ne mouillera pas le bois rapidement (en quelques secondes ou minutes). La surface peut être difficile à mouiller en raison de la présence de cire, de l'exposition de la surface à la chaleur et à la pression comme dans la fabrication de contre-plaqué collé par pression à chaud, de la présence de résines synthétiques ou de matières extractives du bois, ou simplement de changements chimiques ou physiques à la surface du bois avec le temps. Une bonne mouillabilité est seulement une indication qu'une surface peut être collée de manière satisfaisante. Après avoir effectué des tests de mouillage, laissez le bois sécher suffisamment longtemps avant de le coller. Les tests préliminaires de collage et les tests de résistance au collage sont les seuls moyens positifs de déterminer réellement les caractéristiques de collage de l'adhésif et des combinaisons de matériaux. (Voir paragraphe 1-29h.)

1-7. L'APPLICATION DE LA COLLE.

Pour obtenir un joint de collage satisfaisant, étaler la colle en une couche fine et régulière sur les deux surfaces à assembler. Il est recommandé d'utiliser un pinceau propre et de veiller à ce que toutes les surfaces soient couvertes. Il n'est pas recommandé d'étaler l'adhésif sur une seule des deux surfaces. Veillez à lire et à suivre les instructions d'application du fabricant de l'adhésif.

1-8. TEMPS D'ASSEMBLAGE POUR LE COLLAGE.

La résine, l'époxy et les autres adhésifs durcissent à la suite d'une réaction chimique. Le temps est une considération importante dans le processus de collage. Les contraintes de temps spécifiques sont les suivantes :

a. La durée de vie en pot est la durée de vie utile de l'adhésif à partir du moment où il est mélangé jusqu'au moment où il doit être étalé sur la surface du bois. Une fois la durée de vie en pot écoulée, l'adhésif restant doit être jeté. Ne pas ajouter de diluant à l'adhésif pour tenter de prolonger la durée de vie du lot.

b. Le temps d'assemblage ouvert est la période qui s'écoule entre le moment où l'adhésif est étalé et celui où les pièces sont serrées ensemble. Lorsque les surfaces sont enduites et exposées librement à l'air, certains adhésifs subissent un changement de consistance beaucoup plus rapide que lorsque les pièces sont assemblées dès que l'étalement est terminé.

c. Le temps d'assemblage fermé est la période qui s'écoule entre le moment où les pièces de la structure sont placées ensemble et celui où la pression de serrage est appliquée. La consistance de l'adhésif ne change pas aussi rapidement lorsque les pièces sont posées ensemble.

d. Le temps de pressage (ou de serrage) est la période pendant laquelle les pièces sont pressées étroitement ensemble et l'adhésif durcit. Le temps de pressage doit être suffisant pour garantir une résistance suffisante du joint avant de manipuler ou d'usiner la structure collée.

> **REMARQUE : Suivez les instructions du fabricant de l'adhésif pour toutes les limites de temps du processus de collage. Si les périodes d'assemblage ouvertes ou fermées recommandées sont dépassées, le processus de collage ne doit pas être poursuivi. Jetez les pièces si cela est possible. Si les pièces ne peuvent pas être jetées, retirez l'adhésif partiellement durci et nettoyez la ligne de collage selon les instructions du fabricant de l'adhésif avant d'appliquer un nouvel adhésif.**

1-9. TEMPÉRATURE DE COLLAGE.

La température du collage affecte le taux de durcissement de l'adhésif. Certains types de colles, tels que la résorcine, exigent une température minimale qui doit être maintenue tout au long du séchage[1].

.../...

1 NDT : Séchage = Polymérisation, par exemple pour l'Epoxy.

curing process. Each type of adhesive requires a specific temperature during the cure cycle, and the manufacturer's recommendations should be followed.

1-10. CLAMPING PRESSURE.

a. Use the recommended pressure to squeeze adhesive out into a thin, continuous film between the wood layers. This forces air from the joint and brings the wood surfaces into intimate contact. Pressure should be applied to the joint before the adhesive becomes too thick to flow and is accomplished by means of clamps, presses, or other mechanical devices.

b. Nonuniform clamping pressure commonly results in weak and strong areas in the same joint. The amount of pressure required to produce strong joints in aircraft assembly operations varies with the type of adhesive used and the type of wood to be bonded. Typical pressures when using resorcinol may vary from 125 to 150 pounds per square inch for softwoods and 150 to 200 pounds per square inch for hardwoods. Insufficient pressure or poorly machined wood surfaces usually result in thick bond lines, which indicate a weak joint, and should be carefully guarded against. Some epoxy adhesives require much less clamping pressure to produce acceptable joint strength. Be sure to read and follow the manufacturer's instructions in all cases.

1-11. METHOD OF APPLYING PRESSURE. The methods of applying pressure to joints in aircraft bonding operations range from the use of brads, nails, small screws, and clamps; to the use of hydraulic and electrical power presses. The selection of appropriate clamping means is important to achieving sound bond joints.

a. Hand nailing is used rather extensively in the bonding of ribs and in the application of plywood skins to the wing, control surfaces, and fuselage frames. Small brass screws may also be used advantageously when the particular parts to be bonded are relatively small and do not allow application of pressure by means of clamps. Both nails and screws produce adverse after effects. There is considerable risk of splitting small parts when installing nails or screws. Metal fasteners also provide vulnerable points for moisture to enter during service.

b. On small joints using thin plywood for gussets or where plywood is used as an outer skin, the pressure is usually applied by nailing or stapling. Thin plywood nailing strips are often used to spread the nailing pressure over a larger area and to facilitate removal of the nails after the adhesive has cured.

c. The size of the nails must vary with the size of the members. If multiple rows of nails are required, the nails should be 1 inch apart in rows spaced 1/2 inch apart. The nails in adjacent rows should be staggered. In no case should the nails in adjacent rows be more than 3/4 inch from the nearest nail. The length of the nails should be such that they penetrate the wood below the joint at least 3/8 inch. In the case of small members, the end of the nail should not protrude through the member below the joint. Hit the nails with several light strokes, just seating the head into the surface of the gusset. Be careful not to crush the wood with a heavy hammer blow.

d. In some cases the nails are removed after adhesive cure, while in others the nails are left in place. The nails are employed for clamping pressure during adhesive cure and must not be expected to hold members together in service. In deciding whether to re

Chaque type de colle nécessite une température spécifique pendant le cycle de durcissement, et les recommandations du fabricant doivent être suivies.

1-10. PRESSION DE SERRAGE.

a. Utilisez la pression recommandée pour faire sortir l'adhésif en un film fin et continu entre les couches de bois. Cela force l'air à sortir du joint et amène les surfaces de bois en contact intime. La pression doit être appliquée sur le joint avant que l'adhésif ne devienne trop épais pour couler et est réalisée au moyen de pinces, de presses ou d'autres dispositifs mécaniques.

b. Une pression de serrage non uniforme entraîne généralement des zones faibles et des zones fortes dans un même joint. La quantité de pression nécessaire pour produire des joints solides dans les opérations d'assemblage d'avions varie selon le type d'adhésif utilisé et le type de bois à coller. Les pressions typiques lors de l'utilisation de résorcine peuvent varier de 125 à 150 livres par pouce carré (8600 à 10300 HPa, soit environ 8 à 10 bar) pour les bois résineux et de 150 à 200 livres par pouce carré (10300 à 13800 HPa, soit environ 10 à 14 bar) pour les bois durs. Une pression insuffisante ou des surfaces de bois mal usinées entraînent généralement des lignes de collage épaisses, qui indiquent un joint faible, et doivent être soigneusement protégées. Certains adhésifs époxy nécessitent une pression de serrage beaucoup plus faible pour produire une résistance acceptable du joint. Veillez à lire et à suivre les instructions du fabricant dans tous les cas.

1-11. MÉTHODE D'APPLICATION DE LA PRESSION.

Les méthodes d'application de la pression dans les opérations de collage des avions vont de l'utilisation de brides, de clous, de petites vis et de colliers à l'utilisation de presses hydrauliques et électriques. Le choix de moyens de serrage appropriés est important pour obtenir des joints de collage solides.

a. Le cloutage à la main est assez largement utilisé pour le collage des nervures et pour l'application des revêtements de contre-plaqué sur l'aile, les gouvernes et les cadres du fuselage. De petites vis en laiton peuvent également être utilisées avantageusement lorsque les pièces particulières à coller sont relativement petites et ne permettent pas d'appliquer une pression au moyen de colliers de serrage. Les clous et les vis produisent tous deux des effets secondaires néfastes. Il existe un risque considérable de fissuration des petites pièces lors de l'installation de clous ou de vis. Les fixations métalliques constituent également des points vulnérables à l'entrée d'humidité au cours du temps.

b. Sur les petits joints utilisant du contre-plaqué mince pour les goussets ou lorsque le contre-plaqué est utilisé comme peau extérieure, la pression est généralement appliquée par cloutage ou agrafage. De minces bandes de cloutage en contre-plaqué sont souvent utilisées pour répartir la pression de cloutage sur une plus grande surface et pour faciliter le retrait des clous après le durcissement de l'adhésif.

c. La taille des clous doit varier en fonction de la taille des éléments. Si plusieurs rangées de clous sont nécessaires, les clous doivent être espacés de 1 pouce en rangées espacées de 1/2 pouce (12 mm). Les clous des rangées adjacentes doivent être décalés. En aucun cas, les clous des rangées adjacentes ne doivent se trouver à plus de 3/4 de pouce (19 mm) du clou le plus proche. La longueur des clous doit être telle qu'ils pénètrent dans le bois sous le joint d'au moins 3/8 de pouce (9,5 mm). Dans le cas de petits éléments, l'extrémité du clou ne doit pas dépasser de l'élément situé sous le joint. Frappez les clous avec plusieurs coups légers, en plaçant simplement la tête dans la surface du gousset. Faites attention à ne pas écraser le bois avec un coup de marteau.

d. Dans certains cas, les clous sont retirés après le durcissement de la colle, tandis que dans d'autres, ils sont laissés en place. Les clous sont utilisés pour exercer une pression de serrage pendant le durcissement de l'adhésif et ne doivent pas être utilisés pour maintenir les éléments ensemble. Pour décider s'il convient de retirer les clous après l'assemblage, le mécanicien doit examiner la structure adjacente pour voir s'il reste des clous de la fabrication initiale.

.../...

move nails after assembly, the mechanic should examine adjacent structure to see whether nails remain from original manufacture.

e. On larger members (spar repairs for example), apply pressure by means of screw clamps, such as a cabinet-maker's bar or "C-clamps." Strips or blocks should be used to distribute clamping pressure and protect members from local crushing due to the limited pressure area of the clamps, especially when one member is thin (such as plywood). The strip or block should be at least twice as thick as the thinner member being bonded.

f. Immediately after clamping or nailing a member, the mechanic must examine the entire joint to assure uniform part contact and adhesive squeeze-out. Wipe away excess adhesive.

1-12.—1-17. [RESERVED.]

e. Sur les éléments de grande taille (réparation de longerons par exemple), appliquez une pression au moyen de serre-joints à vis. Des bandes ou des blocs doivent être utilisés pour répartir la pression de serrage et protéger les éléments de l'écrasement local dû à la surface de pression limitée des pinces, en particulier lorsqu'un élément est mince (comme le contre-plaqué). La bande ou le bloc doit être au moins deux fois plus épais que l'élément le plus mince à coller.

f. Immédiatement après avoir serré ou cloué un élément, le mécanicien doit examiner l'ensemble du joint pour s'assurer que le contact des pièces est uniforme et que la colle est bien pressée. Essuyez l'excès d'adhésif.

1-12.- 1-17. [RÉSERVÉ.]

SECTION 2. HEALTH AND SAFETY

1-18. GENERAL. The possibility of an injury is an important consideration when working with wooden aircraft structures. The tools and machines used to shape wooden members can be very dangerous. In addition, there are potential health hazards in working with adhesives and finishes. The mechanic should follow manufacturer's instructions wherever applicable to prevent injury. Federal law mandates that individual chemical manufacturers are to provide Material Safety Data Sheets (MSDS) with health hazard data to all consumers. First aid information and handling precautions must also be identified. Most of the products used in wooden aircraft construction are flammable. Some, such as dope and paint, may be highly flammable.

1-19. SANDING IN AREAS OF EXISTING BOND JOINTS AND FINISHES. Some adhesives used in wooden aircraft construction contain biocides. A commonsense precaution when machining or sanding existing structure is to wear a respirator to avoid inhaling dust products. To lower potential fire hazards avoid using electric sanders around dope, paints, and adhesives.

1-20. HANDLING OF ADHESIVES AND FINISHES. Most adhesives and finish products present at least some toxic potential to users. Injury may occur from skin or eye contact, inhalation, or accidental ingestion. Users should be aware of the manufacturer's instructions and MSDS.

a. Appropriate skin, eye, ear, and respiratory protection should be worn whenever indicated.

b. Shop cleanliness is essential for health and fire safety.

c. Shop personnel should maintain awareness of others in the work area to assure that bystanders are not injured.

d. Proper shop ventilation is essential to disperse fumes emitted from adhesives such as resorcinol and epoxy.

1-21.—1-26. [RESERVED.]

Section 2. SANTÉ ET SÉCURITÉ

1-18. GÉNÉRALITÉS.

La possibilité d'une blessure est une considération importante lorsqu'on travaille avec des structures d'avion en bois. Les outils et machines utilisés pour façonner les éléments en bois peuvent être très dangereux. En outre, le travail avec les adhésifs et les produits de finition peut présenter des risques pour la santé. Le mécanicien doit suivre les instructions du fabricant, le cas échéant, pour éviter toute blessure. La loi fédérale[1] impose aux fabricants de produits chimiques de fournir à tous les consommateurs des Fiches de Données de Sécurité (FDS) contenant des informations sur les risques pour la santé. Les informations sur les premiers secours et les précautions de manipulation doivent également être identifiées. La plupart des produits utilisés dans la construction d'avions en bois sont inflammables. Certains, tels que les solvants et la peinture, peuvent être très inflammables.

1-19. LE PONÇAGE DANS LES ZONES DES JOINTS DE COLLAGE ET DES FINITIONS EXISTANTES.

Certains adhésifs utilisés dans la construction d'avions en bois contiennent des biocides. Une précaution de bon sens lors de l'usinage ou du ponçage d'une structure existante consiste à porter un respirateur pour éviter d'inhaler les produits de poussière. Pour réduire les risques d'incendie, évitez d'utiliser des ponceuses électriques autour des solvants, des peintures et des colles.

1 NDT : C'est identique en Europe.

1-20. MANIPULATION DES ADHÉSIFS ET DES FINITIONS.

La plupart des colles et des produits de finition présentent au moins un certain potentiel toxique pour les utilisateurs. Des blessures peuvent se produire par contact avec la peau ou les yeux, par inhalation ou par ingestion accidentelle. Les utilisateurs doivent connaître les instructions du fabricant et la fiche de données de sécurité.

a. Il convient de porter une protection appropriée de la peau, des yeux, des oreilles et des voies respiratoires chaque fois que nécessaire.

b. La propreté des ateliers est essentielle pour la santé et la sécurité incendie.

c. Le personnel de l'atelier doit rester attentif aux autres personnes présentes dans la zone de travail pour s'assurer que les visiteurs ne sont pas blessés.

d. Une ventilation adéquate de l'atelier est essentielle pour disperser les émanations émises par des adhésifs tels que le résorcinol et l'époxy.

1-21.- 1-26. [RÉSERVÉ.]

SECTION 3. INSPECTION

1-27. GENERAL. Inspection of wooden structure includes some methods, equipment, and awareness of failure modes which are unique to wooden aircraft.

1-28. TYPES OF DETERIORATION AND DAMAGE.

a. Wood Decay. Wood is an organic product which is subject to attack by fungi. Fungi are plants that grow on and in wood. The moisture content of the wood nominally will have to be 20 percent or greater to sustain fungus growth. The result of this growth is called decay. Decayed wood exhibits softness, swelling if still wet, excessive shrinkage when dry, cracking, and discoloration. Repair or replace wood if any amount or form of decay is found.

b. Splitting. Splits or cracks in wooden members occur along grain lines. When the moisture content of wood is lowered, its dimensions decrease. The dimensional change is greatest in a tangential direction (across the fibers and parallel to the growth rings), somewhat less in a radial direction (across the fibers and perpendicular to the growth rings), and is negligible in a longitudinal direction (parallel to the fibers). These dimensional changes can have detrimental effects upon a wood structure, particularly when two parts are bonded together with grains in different directions. This effect can often be seen where a plywood doubler is bonded to a spruce member. As the spruce member dries, it attempts to shrink, but is restrained by the plywood, which shrinks less. The resulting stress in the spruce member exceeds its cross-grain strength, and a split occurs.

c. Bond Failure. Bond joint failure is generally due to improper fabrication technique or prolonged exposure to moisture in service. Although none of the older adhesives have been specifically found to fail by simple aging, the mechanic is advised to inspect all accessible joints carefully.

d. Finish Failure. The finish coat on wood structure (usually varnish) is the last line of defense to prevent water entry into wood and the resulting decay. Finish failure can be the result of prolonged water exposure, wood splitting, ultraviolet light exposure, or surface abrasion.

e. Damage. Stress, impact, or mechanical damage to a wood structure is caused by excessive aerodynamic loads or impact loads occurring while the aircraft is on the ground. Overtightening of fittings can also cause crushing of the underlying wood member and possible bending of the metal fitting.

1-29. INSPECTION METHODS. Whenever possible, the aircraft should be kept in a dry, well-ventilated hangar, with all inspection covers, access panels, etc., removed for as long as possible before final inspection. The aircraft should be given a preliminary inspection when first removing the inspection covers and access panels and inspected with a moisture meter at this time. If the moisture content is high, the aircraft should be thoroughly dried. If the aircraft is dry, this will facilitate later inspection, especially when determining the condition of bonded joints.

a. Likely locations for wood structure deterioration should be given special attention. Most damage is caused by external influence such as moisture, temperature extremes, or sunlight. Care should be taken to note all possible entry points for moisture, (i.e., cracks or breaks in the finish, fastener holes, inspection/access openings, control system openings, drain holes, and the interfaces of metal fittings

Section 3. INSPECTION

1-27. GÉNÉRALITÉS.

L'inspection des structures en bois comprend certaines méthodes, certains équipements et la connaissance des modes de défaillance qui sont propres aux avions en bois.

1-28. TYPES DE DÉTÉRIORATION ET DOMMAGES.

a. Pourriture du bois. Le bois est une matière organique produit qui est sujet à l'attaque des champignons. Les champignons sont des plantes qui poussent sur et dans le bois. La teneur en humidité du bois doit être de 20 % ou plus pour permettre la croissance des champignons. Le résultat de cette croissance est appelé pourriture. Le bois en décomposition présente une certaine souplesse, un gonflement s'il est encore humide, un retrait excessif lorsqu'il est sec, des fissures et une décoloration. Réparez ou remplacez le bois si vous constatez une quelconque quantité ou forme de pourriture.

b. Fendillement. Les fentes ou les fissures dans les éléments en bois se produisent le long des lignes du fil du bois. Lorsque la teneur en humidité du bois diminue, ses dimensions diminuent. Le changement dimensionnel est le plus important dans une direction tangentielle (à travers les fibres et parallèlement aux anneaux de croissance), un peu moins dans une direction radiale (à travers les fibres et perpendiculairement aux anneaux de croissance), et est négligeable dans une direction longitudinale (parallèle aux fibres). Ces changements dimensionnels peuvent avoir des effets néfastes sur la structure du bois, en particulier lorsque deux parties sont liées par des fils de bois dans des directions différentes. Cet effet peut souvent être observé lorsqu'un contre-plaqué double est lié à un élément en Spruce. Lorsque le Spruce sèche, il tente de se contracter, mais il est retenu par le contre-plaqué, qui se contracte moins. La contrainte qui en résulte dans le Spruce dépasse la résistance de ses fibres transversales et une fente se produit.

c. Rupture de la liaison. La défaillance du joint de colle est généralement due à une mauvaise technique de fabrication ou à une exposition prolongée à l'humidité. Bien qu'aucune des colles les plus anciennes n'ait été spécifiquement reconnue comme défaillante par simple vieillissement, il est conseillé au mécanicien d'inspecter soigneusement tous les collages accessibles.

d. Défaillance de la finition. La couche de finition sur la structure du bois (généralement du vernis) est la dernière ligne de défense pour empêcher l'entrée d'eau dans le bois et la pourriture qui en résulte. Le défaut peut être le résultat d'une exposition prolongée à l'eau, d'un fendillement du bois, d'une exposition aux rayons ultraviolets ou d'une abrasion de la surface.

e. Dommage. La contrainte, l'impact ou les dommages mécaniques à une structure en bois sont causés par des charges aérodynamiques ou des charges d'impact excessives se produisant lorsque l'avion est au sol. Un serrage excessif des raccords peut également provoquer l'écrasement de l'élément en bois sous-jacent et la flexion éventuelle du raccord métallique.

1-29. MÉTHODES D'INSPECTION.

Dans la mesure du possible, l'aéronef doit être maintenu dans un hangar sec et bien ventilé, avec tous les couvercles d'inspection, panneaux d'accès, etc. retirés aussi longtemps que possible avant l'inspection finale. L'avion doit faire l'objet d'une inspection préliminaire lors du retrait initial des couvercles d'inspection et des panneaux d'accès, et être inspecté à ce moment à l'aide d'un hygromètre. Si le taux d'humidité est élevé, l'avion doit être soigneusement séché. Si l'avion est sec, cela facilitera l'inspection ultérieure, en particulier pour déterminer l'état des collages.

a. Les endroits probables de détérioration de la structure en bois devraient faire l'objet d'une attention particulière. La plupart des dommages sont causés par des influences extérieures telles que l'humidité, les températures extrêmes ou la lumière du soleil. Il faut veiller à noter tous les points d'entrée possibles de l'humidité (c'est-à-dire les fissures ou les ruptures dans la finition, les trous de fixation, les ouvertures d'inspection/d'accès, les ouvertures du système de contrôle, les trous de drainage et les interfaces des raccords métalliques avec la structure en bois).

.../...

and the wood structure). The mechanic should also look for evidence of swelling or warpage of the aircraft's wood structure, which would indicate underlying damage or decay. Particular attention should be paid to the wood structure immediately beneath the upper surfaces, especially under areas that are finished in dark colors, for signs of deteriorating adhesives. Cracks in wood spars are often hidden under metal fittings or metal rib flanges and leading edge skins. Any time a reinforcement plate exists that is not feathered out on its ends, a stress riser exists at the ends of the plate. A failure of the primary structure can be expected to occur at this point.

b. Tapping the wood structure with a light plastic hammer or screwdriver handle should produce a sharp solid report. If the suspect area sounds hollow and soft, further inspection is warranted by the following methods.

c. Probe the area in question, if accessible, with a sharp metal tool. The wood structure should be solid and firm. If the suspect area feels soft and mushy the mechanic should assume that the area is rotted. Disassembly of the structure is warranted at this point.

d. Prying the area of a bond joint will reveal any mechanical separation of the joint. If the mechanic detects any relative movement between two adjacent wood members, a failure of the bond is evident. Any loose fittings should arouse the mechanic's suspicion, and the fittings should be removed to check for elongated bolt holes. Disassembly is warranted for further inspection.

e. Odor is an important indicator of possible deterioration. During the initial inspection, as the access panels are being removed from the structure, the mechanic should be aware of any areas that smell musty or moldy. These odors are indicative of the presence of moisture and associated fungal growth and decay.

f. Visual inspection requires looking at the wood structure both externally and internally for visual signs of decay or physical damage. Any accumulations of dirt, bird nests, or rodent nests are likely places to hold moisture and promote decay.

(1) The mechanic should remove any such accumulations that are found and inspect the area for signs of decay. Decay will appear as a dark discoloration or gray stains running along the grain and often a swelling of the wood member if still wet. Fittings will be imbedded in the wood instead of flush.

(2) Highly suspected structurally damaged areas are shown in figure 1-3. A list of most likely areas to incur structural damage include the following:

(a) Check front and rear spars for compression cracks adjacent to the plywood reinforcing plates, where the lift struts attach, and at the rib attach points on either side of the strut attach points. Triple-check these areas and the spar to fuselage attach points for cracks if the wingtip has contacted the ground, a hangar wall, etc.

(b) Check all metal fittings which attach to wooden structure for looseness, corrosion, cracks, or warps. Areas of particular interest are strut attach fittings, spar butt fittings, aileron and flap hinges, jury strut fittings, compression struts, pulley brackets, and any landing gear fittings.

(c) Check front and rear spars for longitudinal cracks at the ends of the plywood reinforcement plates where the lift struts attach. Triple-check this area if the wing has encountered any kind of ground strike.

Le mécanicien doit également rechercher des signes de gonflement ou de déformation de la structure en bois de l'avion, ce qui indiquerait des dommages ou une dégradation sous-jacente. Une attention particulière doit être portée à la structure du bois immédiatement sous les surfaces supérieures, en particulier sous les zones dont la finition est de couleur foncée, afin de détecter les signes de détérioration des adhésifs. Les fissures dans les longerons en bois sont souvent cachées sous les ferrures ou les brides de nervures métalliques et les peaux de bord d'attaque. Chaque fois qu'il existe une plaque de renfort qui n'est pas mise en drapeau à ses extrémités, il y a un élévateur de tension aux extrémités de la plaque. On peut s'attendre à ce qu'une défaillance de la structure primaire se produise à ce stade.

b. Tapotez sur la structure en bois avec un léger marteau en plastique ou un tournevis doit donner un son ferme et précis. Si la zone suspecte semble creuse et molle, une inspection plus approfondie est justifiée par les méthodes suivantes.

c. Sondez la zone en question, si elle est accessible, avec un outil métallique pointu. La structure en bois doit être solide et ferme. Si la zone suspecte semble évidée et molle, le mécanicien doit supposer que la zone est pourrie. Le démontage de la structure est justifié à ce stade.

d. Si l'on inspecte la zone d'un joint de collage, on pourra constater toute séparation mécanique du joint. Si le mécanicien détecte un mouvement relatif entre deux éléments en bois adjacents, il constate une défaillance de l'assemblage. Tout raccord desserré devrait éveiller les soupçons du mécanicien, et les raccords devraient être retirés pour vérifier s'il y a des trous de boulon allongés. Le démontage est garanti pour une inspection plus approfondie.

e. L'odeur est un indicateur important de la détérioration possible. Lors de l'inspection initiale, lorsque les panneaux d'accès sont retirés de la structure, le mécanicien doit être conscient des zones qui dégagent une odeur de moisi. Ces odeurs indiquent la présence d'humidité ainsi que la croissance et la décomposition fongique qui y sont associées.

f. L'inspection visuelle nécessite d'examiner la structure en bois à la fois à l'extérieur et à l'intérieur pour détecter des signes visuels de pourriture ou de dommages physiques. Toute accumulation de saleté, nids d'oiseaux ou de rongeurs sont des endroits susceptibles de retenir l'humidité et de favoriser la pourriture.

(1) Le mécanicien doit enlever toutes les accumulations de ce type qui sont trouvées et inspecter la zone pour détecter les signes de détérioration. La pourriture apparaîtra sous la forme d'une décoloration sombre ou de taches grises courant le long du fil et souvent d'un gonflement de l'élément en bois s'il est encore humide. Les raccords seront encastrés dans le bois au lieu d'être affleurants.

(2) Les zones dont on soupçonne fortement qu'elles sont structurellement endommagées sont indiquées dans la figure 1-3. Voici une liste des zones les plus susceptibles de subir des dommages structurels :

(a) Vérifiez que les longerons avant et arrière ne présentent pas de fissures de compression à proximité des plaques de renforcement en contre-plaqué, là où les jambes de force de levage se fixent, et aux points de fixation des nervures de chaque côté des points de fixation des jambes de force. Vérifiez trois fois ces zones et les points de fixation du longeron au fuselage pour détecter les fissures si l'extrémité de l'aile a touché le sol, une paroi de hangar, etc.

(b) Vérifiez tous les raccords métalliques qui s'attachent à la structure en bois pour voir s'ils ne sont pas desserrés, corrodés, fissurés ou déformés. Les points d'intérêt particuliers sont les ferrures de fixation des clés d'aile, les ferrures de fixation de longeron, les charnières des ailerons et des volets, les ferrures des haubans, les éléments en compression, les supports de poulie et toute ferrure de train d'atterrissage.

(c) Vérifiez que les longerons avant et arrière ne présentent pas de fissures longitudinales aux extrémités des plaques de renfort en contre-plaqué où sont fixées les barres de levage. Vérifiez plusieurs fois cette zone si l'aile a rencontré une quelconque collision avec le sol[1].

.../...

1 NDT : Ou avec une porte de hangar...

(d) Check ribs on either side of strut attach points for missing or loose rib-to-spar attach nails.

(e) Check ribs on either side of strut attach points for cracks where the cap strips pass over and under the spars.

(f) Check for cracked leading edge skin and/or failed nose ribs in the area directly in front of the jury strut.

(g) Check the brackets which attach the struts to the spars for cracks.

(h) Check the aileron, flap hinge, and hinge brackets for cracks and loose or missing rivets.

(i) Check all exposed end grain wood, particularly the spar butts, for cracking or checking. Checking, or splitting, of wood spar butts is common on aircraft based in arid areas.

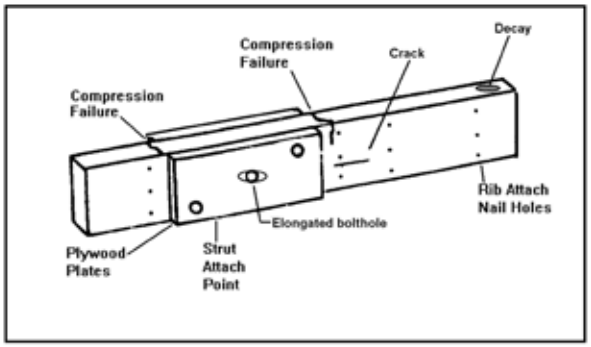


FIGURE 1-3. Likely areas to incur structural damage.

(j) Also check for any cracks that indicate a bond line failure or structural failure of the wood member. Any evidence of movement of fittings, bushings, or fasteners should be cause for concern, and further inspection is warranted. Splits in fabric covering the plywood, especially on upper surfaces exposed to ultraviolet light and water, dictate that the mechanic remove the fabric around the split so the underlying plywood may be inspected for physical damage or decay. When removing metal fasteners from wood, check for evidence of corrosion. Any corrosion present indicates the presence of moisture and the strong probability of decay in the adjoining wood structure.

(k) Any wooden member that has been overstressed is subject to compression failure (e.g., ground loop). Compression cracking and failure of the wood spars in certain aircraft are a continuing problem. Compression failures are defined as failure of wood fibers on a plane perpendicular to the wood fiber's longitudinal axis. If undetected, compression failures may result in structural failure of the wing during flight. Compression cracks have been found emanating from the upper surfaces of the wing spars and progressing downward.

(l) The usual locations for cracks have been the front spar at both ends of the reinforcement plate for the lift strut and the front spar rib attach points, both inboard and outboard of the spar reinforcement plate; and the rear spar lift strut and rib attach points. An inspection of both the front and rear spars for compression cracks is recommended.

(m) The two areas where it is possible to identify a compression crack are on the face and top surface of the spar. Using a borescope through existing inspection holes is one method of inspection. An alternate method is to cut inspection holes in the skin. If inspection holes are cut, they should be made on the aft side of the front spar and the forward side of the rear spar. This will allow the fabric to be peeled away from the spar. Longitudinal cracks may also be detected during this inspection. Loose or missing rib nails may indicate further damage and should be thoroughly investigated. The mechanic may shine a light, at a low angle and parallel with the grain, in the area of the member

(d) Vérifiez que les nervures de chaque côté des points d'attache de la jambe de force ne sont pas manquantes ou que les clous d'attache entre les nervures ne sont pas desserrés.

(e) Vérifiez que les nervures de chaque côté des points d'attache des entretoises ne sont pas fissurées à l'endroit où les bandes crantées passent au-dessus et en dessous des longerons.

(f) Vérifiez si le revêtement du bord d'attaque est fissurée et/ou si les nervures du bord d'attaque sont cassées dans la zone située directement devant le hauban.

(g) Vérifiez que les supports qui fixent les entretoises aux longerons ne sont pas fissurés.

(h) Vérifiez l'aileron, la charnière du volet et les supports de la charnière pour voir s'ils sont fissurés et si des rivets sont desserrés ou manquants.

(i) Vérifiez que l'extrémité exposée, en particulier les bouts de longeron, n'est pas fissurée ou fendue. Le contrôle, ou fendillement, des extrémités de longeron en bois est courant sur les avions basés dans les zones arides.

(j) Vérifiez également la présence de fissures qui indiquent une défaillance de la ligne de liaison ou une défaillance structurelle de l'élément en

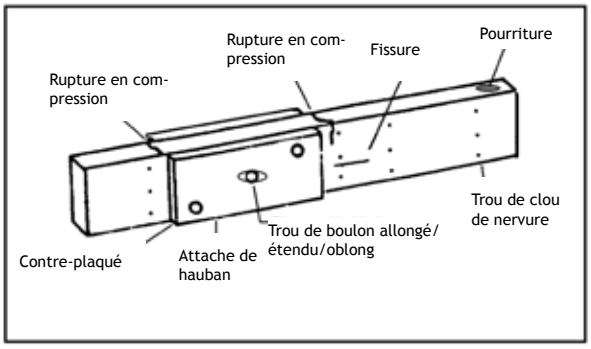


FIGURE 1-3. Zones susceptibles de subir des dommages structurels.

bois. Tout signe de mouvement des raccords, des douilles ou des fixations doit être source d'inquiétude et une inspection plus approfondie est justifiée. Les fissures dans le tissu recouvrant le contre-plaqué, en particulier sur les surfaces supérieures exposées à la lumière ultraviolette et à l'eau, imposent au mécanicien d'enlever le tissu autour de la fissure afin que le contre-plaqué sous-jacent puisse être inspecté les dommages physiques ou la dégradation. Lorsque vous retirez des attaches métalliques du bois, vérifiez s'il y a des traces de corrosion. Toute corrosion présente indique la présence d'humidité et la forte probabilité de pourriture dans la structure en bois adjacente.

(k) Tout élément en bois qui a été soumis à une contrainte excessive est sujet à un endommagement en compression (par exemple, cheval de bois). La fissuration par compression et la défaillance des longerons en bois de certains avions sont un problème courant. Les défaillances en compression sont définies comme la défaillance des fibres de bois sur un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal de la fibre de bois. Si elles ne sont pas détectées, les défaillances en compression peuvent entraîner une défaillance structurelle de l'aile en vol. Des fissures de compression ont été trouvées émanant des surfaces supérieures des longerons de l'aile et progressant vers le bas.

(l) Les emplacements habituels des fissures sont le longeron avant aux deux extrémités de la plaque de renfort de la jambe de force de levage et les points de fixation des nervures du longeron avant, à la fois à l'intérieur et à l'extérieur de la plaque de renfort du longeron, et la jambe de force de levage et les points de fixation des nervures du longeron arrière. Il est recommandé d'inspecter les longerons avant et arrière pour détecter les fissures de compression.

(m) Les deux zones où il est possible d'identifier une fissure de compression se trouvent sur la face et la surface supérieure du longeron. Une des méthodes d'inspection consiste à utiliser un endoscope à travers les trous d'inspection existants. Une autre méthode consiste à découper des trous d'inspection dans le revêtement. Si des trous d'inspection sont découpés, ils doivent être faits sur le côté arrière du longeron avant et sur le côté avant du longeron arrière. Cela permettra le retrait de l'entoilage au niveau du longeron. Des fissures longitudinales peuvent également être détectées lors de cette inspection. Des clous de nervure desserrés ou manquants peuvent indiquer des dommages supplémentaires et doivent faire l'objet d'une enquête approfondie. Le mécanicien peut utiliser une lumière rasante parallèlement au fil du bois, dans la zone de l'élément sujet à une contrainte en compression.

.../...

subjected to the compression load. An area of grain waviness would indicate a potential compression failure. In all cases the manufacturer's inspection data should be followed.

g. Moisture Meters are effective tools for detection of excessive moisture content in wood members. An instrument such as this allows the mechanic to insert a probe into the wood member and read its moisture content directly off the meter. A correction chart usually accompanies the instrument to correct for temperature and species of wood. Any reading over 20 percent indicates the probability of fungus growth in the member. Moisture content of the wood should be 8-16 percent, preferably in the 10-12 percent range (this range is during inspection). Where plywood skin covers the spar and the spar would be inaccessible without removing the skin, the moisture meter probe can be inserted through the plywood skin and into the spar to check the moisture content of the spar. The small holes made by the probe are easily sealed.

h. Destructive testing of sample bonded joints whenever a new bond joint is made, a sample joint should be made with the adhesive from the same batch used on the repair and scraps of wood left over from the repair. After curing, the sample joint should be destructively tested to ensure proper bonding of the two wood pieces. Any failure in the bond line indicates a cohesive failure of the adhesive. Any failure along the bond line indicates an adhesive failure, which is indicative of poor bonding. The ideal situation is when wood fibers are observed on both sides of the fracture surface. This indicates a failure in the wood, and indicates the bond joint is actually stronger than the wood.

1-30.—1-35. [RESERVED.]

Une zone d'ondulation du fil du bois indiquerait une défaillance potentielle de la compression. Dans tous les cas, il convient de suivre les consignes d'inspection du constructeur.

g. Les hygromètre sont des outils efficaces pour la détection d'une teneur en humidité excessive dans les éléments en bois. Un tel instrument permet au mécanicien d'insérer une sonde dans la pièce de bois et de lire sa teneur en humidité directement sur l'appareil. Un tableau de correction accompagne généralement l'instrument pour corriger la température et l'essence du bois. Toute lecture supérieure à 20 % indique la probabilité de croissance de champignons dans l'élément. Le taux d'humidité du bois doit être de 8 à 16 %, de préférence dans une fourchette de 10 à 12 % (cette fourchette est déterminée lors de l'inspection). Lorsque le revêtement de contre-plaqué recouvre le longeron et que celui-ci serait inaccessible sans enlever le revêtement, la sonde du détecteur d'humidité peut être insérée à travers le revêtement de contre-plaqué et dans le longeron pour vérifier la teneur en humidité du longeron. Les petits trous faits par la sonde sont facilement obturés.

h. Essai destructif d'éprouvettes de collage : chaque fois qu'un nouveau collage est réalisé, un échantillon de joint doit être fait avec la colle du même lot que celui utilisé pour la réparation et avec les restes de bois de la réparation. Après durcissement, l'échantillon de joint doit être soumis à un test destructif pour s'assurer que les deux pièces de bois sont correctement collées. Toute défaillance de la ligne de collage indique une défaillance de la cohésion de l'adhésif. Toute défaillance le long de la ligne de collage indique une défaillance de l'adhésif, ce qui est révélateur d'une mauvaise adhérence. La situation idéale est celle où l'on observe des fibres de bois des deux côtés de la surface de la fracture. Cela indique une défaillance du bois et indique que le joint de collage est en fait plus fort que le bois.

1-30. - 1-35. [RÉSERVÉ.]

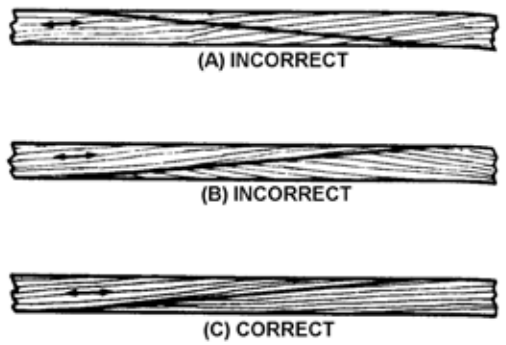
SECTION 4. REPAIRS

1-36. GENERAL. The basic standard for any aircraft repair is that the repaired structure must be as strong as the original structure and be equivalent to the original in rigidity and aerodynamic shape. Repairs should be made in accordance with manufacturer specifications whenever such data is available.

1-37. REPLACEMENT OF DRAIN HOLES AND SKIN STIFFENERS. Whenever repairs are made that require replacing a portion that includes drain holes, skin stiffeners, or any other items, the repaired portion must be provided with similar drain holes, skin stiffeners, or items of the same dimensions in the same location. Additional drain holes may be required if reinforcement under a skin repair interferes with waterflow to existing drain holes. Make any additional drain holes the same diameter as originals, usually 1/4 inch.

1-38. CONTROL SURFACE FLUTTER PRECAUTIONS. When repairing or refinishing control surfaces, especially on high-performance airplanes, care must be exercised that the repairs do not involve the addition of weight aft of the hinge line. Such a procedure may adversely affect the balance of the surface to a degree that could induce flutter. As a general rule, it will be necessary to repair control surfaces in such a manner that the structure is identical to the original, and that the stiffness, weight distribution, and mass balance are not affected in any way. Consult the aircraft maintenance manual or seek manufacturer's direction for specific requirements on checking control surface balance after repair and refinishing of any control surface.

1-39. SCARF JOINTS. The scarf joint is the most satisfactory method of making an end joint between two solid wood members. Cut both parts accurately. The strength of the joints depends upon good joint design and a thin, uniform bond line. Make the scarf cut in the general direction of the grain slope as shown in figure 1-4.



No grain deviation steeper than 1 in 15 should be present in an outer eighth of the depth of the spar. In adjacent eighths, deviations involving steeper slopes, such as a wave in a few growth layers, are unlikely to be harmful. Local grain slope deviations in excess of those specified may be permitted in spar flanges only in the inner one-fourth of the flange depth.

FIGURE 1-4. Consideration of grain direction when making scarf joints.

1-40. SPLICING OF SPARS. Unless otherwise specified by the manufacturer, a spar may be spliced at any point except under the wing attachment fittings, landing gear fittings, engine mount fittings, or lift and interplane strut fittings. These fittings may not overlap any part of the splice. A spar splice repair should not be made adjacent to a previous splice or adjacent to a reinforcing plate. Spacing between two splices or between a splice and a reinforcing plate should be no less than three times the length of the longer splice.

Section 4. RÉPARATIONS

1-36. GÉNÉRALITÉS.

La norme de base pour toute réparation d'avion est que la structure réparée doit être aussi solide que la structure d'origine et être équivalente à l'original en termes de rigidité et de forme aérodynamique. Les réparations doivent être effectuées conformément aux spécifications du constructeur lorsque ces informations sont disponibles.

1-37. REMPLACEMENT DES TROUS DE DRAINAGE ET DES RAIDISSEURS DE LA PEAU.

Lorsque des réparations nécessitent le remplacement d'une partie comprenant des trous de drainage, des raidisseurs de revêtement ou tout autre élément, la partie réparée doit être pourvue de trous de drainage, de raidisseurs de revêtement ou d'éléments de mêmes dimensions au même endroit. Des trous de drainage supplémentaires peuvent être nécessaires si le renforcement sous une réparation de revêtement interfère avec l'écoulement de l'eau vers les trous de drainage existants. Les trous de drainage supplémentaires doivent avoir le même diamètre que les trous originaux, généralement 1/4 de pouce (6,4 mm)[1].

1-38. PRÉCAUTIONS CONTRE LE FLUTTER DES SURFACES DE CONTRÔLE.

Lors de la réparation ou de la retouche des gouvernes, en particulier sur les avions à hautes performances, il faut veiller à ce que les réparations n'impliquent pas l'ajout de poids à l'arrière de la ligne charnière. Une telle procédure peut nuire à l'équilibre de la surface à un degré qui pourrait induire du flutter. En règle générale, il sera nécessaire de réparer les gouvernes de manière à ce que la structure soit identique à l'original et que la rigidité, la répartition du poids et l'équilibre des masses ne soient en aucune façon affectés. Consultez le manuel d'entretien de l'aéronef ou demandez conseil au constructeur pour connaître les exigences spécifiques relatives à la vérification de l'équilibre des gouvernes après la réparation et la remise en état d'une gouverne.

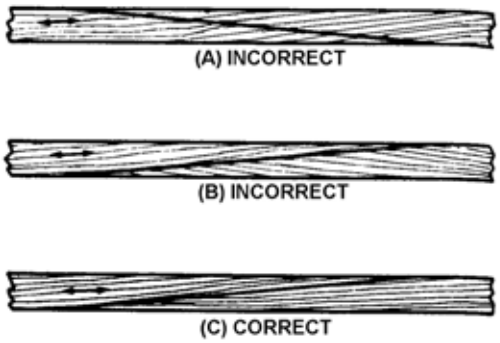
1-39. ENTURES.

L'assemblage en enture est la méthode la plus satisfaisante pour réaliser un joint d'extrémité entre deux éléments en bois massif. Coupez les deux parties avec précision. La résistance de l'assemblage dépend d'une bonne conception du joint et d'une ligne de liaison fine et uniforme. Coupez l'enture dans le sens général de la pente du fil du bois, comme indiqué sur la figure 1-4.

1 NDT : Ce diamètre minimum évite à l'eau de former une pellicule qui resterait accrochée au trou sans couler.

1-40. JONCTION DES LONGERONS.

Sauf indication contraire du constructeur, un longeron peut être raccordé à n'importe quel point, sauf sous les ferrures de fixation d'aile, de train d'atterrissage, de support moteur ou de levage et les ferrures de haubans. Ces ferrures ne peuvent pas chevaucher une partie quelconque de l'enture. Une réparation de l'enture d'un longeron ne doit pas être faite à côté d'une enture précédente ou à côté d'une plaque de renforcement. L'espacement entre



Aucune enture plus raide que 15 fois l'épaisseur ne doit être présente dans un huitième extérieur de la profondeur du longeron. Dans les huitièmes adjacents, les entures impliquant des pentes plus raides, telles qu'une vague dans quelques couches de croissance, ne risquent pas d'être néfastes. Des écarts locaux de la pente du fil du bois dépassant ceux qui sont spécifiés peuvent être autorisés dans les semelles des longerons uniquement dans le quart intérieur de la profondeur de la semelle.

FIGURE 1-4. Prise en compte de la direction du fil du bois lors de la réalisation des entures.

deux entures ou entre une enture et une plaque de renfort ne doit pas être inférieur à trois fois la longueur de l'enture la plus longue.

.../...

Splicing under minor fittings such as drag wire, antidrag wire, or compression strut fittings is acceptable under the following conditions:

a. The reinforcement plates of the splice should not interfere with the proper attachment or alignment of the fittings. Do not alter the locations of pulley support brackets, bellcrank support brackets, or control surface support brackets. Plates are to be tapered off, as depicted in figure 1-2.

b. The reinforcement plate may overlap drag wire, antidrag wire, or compression strut fittings, if the reinforcement plates are on the rear face of the rear spar or the front face of the front spar. In such cases, it will be necessary to install slightly longer bolts. The front face reinforcement plate should not overlap drag strut fittings, except when it does not require sufficient shortening of compression struts or changes in drag-truss geometry, to prevent adjustment for proper rigging. Even though take up is sufficient, it may be necessary to change the angles on the fittings. (Acceptable methods for splicing the various types of spars are shown in figure 1-4 through figure 1-9.) Reinforcement plates must be used as indicated on all scarf repairs to spars and the slopes of scarves shown are minimum slopes.

1-41. SPAR REPLACEMENT. Replacement of spars is a major repair. Spars may be replaced by new parts made by the manufacturer or the holder of a Parts Manufacturer Approval (PMA) for that part. Owner-produced spars may be installed providing they are made from a manufacturer-approved drawing. Also, a spar may be made by reference to an existing spar providing sufficient evidence is presented to verify that the existing spar is an original part, and that all materials and dimensions can be determined. The dimensions and type of wood used are critical to the structural strength of the aircraft. Care should be taken that any replacement spars accurately match the manufacturer's original design.

1-42. SPLICING OF BOX SPAR WEBS. Always splice and reinforce plywood webs with the same type of plywood as found on the original part. Do not use solid wood to replace plywood webs. Plywood is stronger in shear than solid wood of the same thickness due to the grain direction of the individual plies. The face-grain of plywood replacement webs and reinforcement plates must be in the same direction as the original member to ensure that the new web will have the required strength. (The method of splicing plywood webs is shown in figure 1-9.)

1-43. REPLACING SOLID-TYPE SPARS WITH LAMINATED-TYPE SPARS. Solid spars may be replaced with laminated spars or vice versa, provided the material is of the same high quality. External reinforcements (plywood or solid) must always be replaced as on the original member.

1-44. SPAR LONGITUDINAL CRACKS AND LOCAL DAMAGE. Cracked spars (except box spars) may be repaired by bonding plates of spruce or plywood of sufficient thickness to develop the longitudinal shear on both sides of the spar. Extend the plates well beyond the termination of the cracks, as shown in figure 1-10. A method of repairing small local damage to either the top or bottom side of a spar is also shown in figure 1-10.

a. Longitudinal Cracking of Wood Wing Spars of Aircraft Operating in Arid Regions. Aircraft having wood spars and operating in arid regions may develop longitudinal spar cracks in the vicinity of the plywood reinforcement plates. These cracks result from the tendency of the spar to shrink when drying takes place. Plywood resists this tendency to

L'enturage sous des raccords mineurs tels que les attaches de tendeurs ou les ferrures en compression est acceptable dans les conditions suivantes :

a. Les plaques de renforcement de l'enture ne doivent pas interférer avec la fixation ou l'alignement correct des raccords. Ne modifiez pas l'emplacement des supports de poulie, des supports de manivelle ou des supports de gouvernes. Les plaques doivent être effilées, comme le montre la Figure 1-2.

b. La plaque de renfort peut chevaucher fixations de tendeurs ou des ferrures en compression, si les plaques de renfort se trouvent sur la face arrière du longeron arrière ou sur la face avant du longeron avant. Dans ce cas, il sera nécessaire d'installer des boulons légèrement plus longs. La plaque de renfort de la face avant ne doit pas chevaucher les raccords des barres de traction, sauf si elle ne nécessite pas un raccourcissement suffisant des barres de compression ou des modifications de la géométrie des barres de traction, pour empêcher un ajustement pour un gréement correct. Même si la reprise est suffisante, il peut être nécessaire de modifier les angles des ferrures. (Les méthodes acceptables pour l'enturage des différents types de longerons sont indiquées dans les Figures 1-4 à 1-9). Des plaques de renforcement doivent être utilisées comme indiqué sur toutes les réparations sur les longerons et les pentes des entures indiquées sont des pentes minimales.

1-41. REMPLACEMENT DES LONGERONS.

Le remplacement des longerons est une réparation majeure. Les longerons peuvent être remplacés par de nouvelles pièces fabriquées par le constructeur ou le titulaire d'un agrément de fabricant de pièces (PMA) pour cette pièce. Les longerons produits par le propriétaire peuvent être installés à condition qu'ils soient fabriqués à partir d'un dessin approuvé par le constructeur[1]. De même, un longeron peut être fabriqué par référence à un longeron existant, à condition que des preuves suffisantes soient présentées pour vérifier que le longeron existant est une pièce d'origine et que tous les matériaux et dimensions peuvent être déterminés. Les dimensions et le type de bois utilisé sont essentiels à la résistance structurelle de l'avion. Il faut veiller à ce que tout longeron de remplacement corresponde exactement à la conception d'origine du constructeur.

1-42. ENTURAGE DES ÂMES DES LONGERONS CAISSONNÉS.

Toujours enturer et renforcer les âmes en contre-plaqué avec le même type de contre-plaqué que celui qui se trouve sur la pièce d'origine. Ne pas utiliser de bois massif pour remplacer les âmes en contre-plaqué. Le contre-plaqué est plus résistant au cisaillement que le bois massif de même épaisseur en raison de la direction du fil des plis individuels. Le fil de surface des âmes de remplacement et des plaques de renforcement en contre-plaqué doit être dans la même direction que celui de la pièce d'origine pour garantir que la nouvelle âme aura la résistance requise. (La méthode de jonction des âmes de contre-plaqué est illustrée à la Figure 1-9).

1-43. REMPLACEMENT DES LONGERONS DE TYPE MASSIF PAR DES LONGERONS DE TYPE LAMELLÉ-COLLÉ.

Les longerons pleins peuvent être remplacés par des longerons en lamellé-collé ou vice versa, à condition que le matériau soit de la même qualité élevée. Les renforts externes (contre-plaqué ou massif) doivent toujours être remplacés comme sur la pièce d'origine.

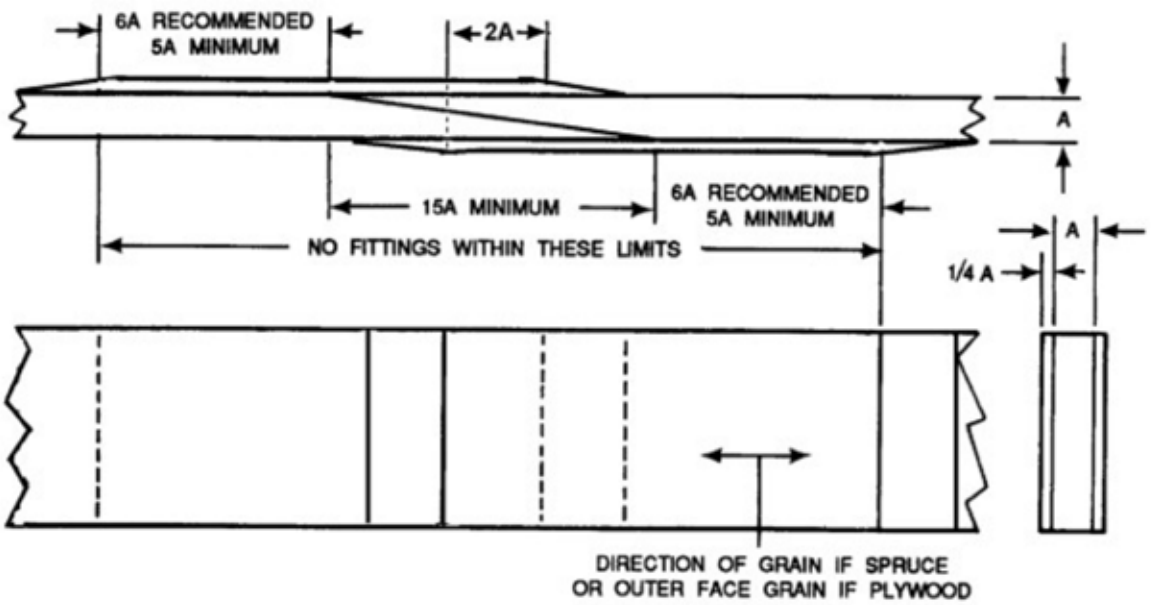
1-44. FISSURES LONGITUDINALES DES LONGERONS ET DOMMAGES LOCAUX.

Les longerons fissurés (à l'exception des longerons en caisson) peuvent être réparés par des plaques de liaison en Spruce ou en contre-plaqué d'une épaisseur suffisante pour absorber le cisaillement longitudinal des deux côtés du longeron. Prolongez les plaques bien au-delà de la fin des fissures, comme le montre la Figure 1-10. Une méthode de réparation de petits dommages locaux sur la face supérieure ou inférieure d'un longeron est également illustrée à la figure 1-10.

a. Fissuration longitudinale des longerons d'ailes en bois des avions opérant dans les régions arides. Les avions ayant des longerons en bois et opérant dans des régions arides peuvent développer des fissures longitudinales des longerons à proximité des plaques de renforcement en contre-plaqué. Ces fissures résultent de la tendance du longeron à se contracter lors du séchage. Le contre-plaqué résiste à cette tendance de retrait ce qui provoque la rupture de la partie en bois massif du longeron (voir paragraphe 1-2c).

.../...

1 NDT : Le Concepteur pour une construction sur plans.

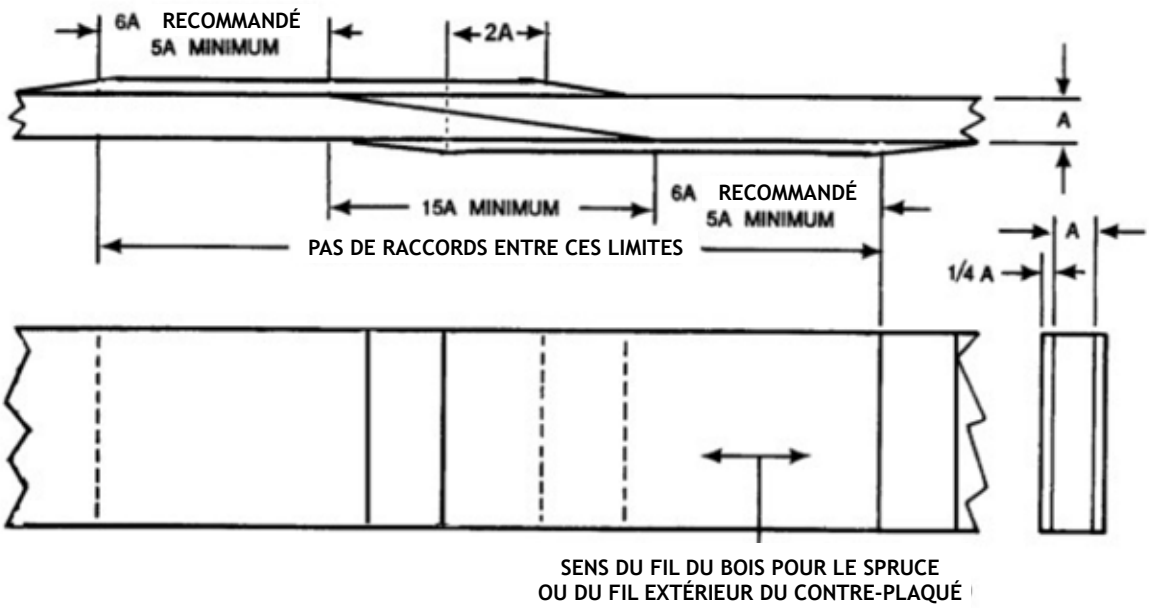


Reinforcement plates to be spruce or plywood and should be bonded only, with the ends feathered off at 5:1 slope as depicted in Figure 1-2. Solid spars may be replaced with laminated spars or vice versa, provided the material is of the same high quality.

FIGURE 1-5. Method of splicing solid or laminated rectangular spars.

shrink and causes the basic spar stock to split (see paragraph 1-2c). Cracks start under the plywood plates, usually (but not necessarily) at a bolt hole or cutout, and usually spread in each direction until they extend a short distance beyond the ends of the plates where the resistance to spar shrinkage disappears. Cracks have also been found in the butt end of spars. Other factors, which have been found conducive to the formation of cracks are poor protective finishes, large cutouts, and metal fittings that utilize two lines of large diameter bolts.

b. Repairing Cracks Versus Installing a New Spar. The presence of cracks does not necessarily mean that the spar must be discarded. If the crack is not too long or too close to either edge and can be reinforced properly, it will probably be more economical and satisfactory to perform repair rather than install a new spar or section. However, a generally acceptable procedure suitable for all airplane models is not available. Because of the possibility of strength deficiencies contact the manufacturer. In absence of the manufacturer, the FAA should be contacted for approval before making repairs not in accordance with the manufacturer-approved instructions or the recommendations of this advisory circular. Longitudinal cracking or the recurrence of cracking can be minimized by ensuring that the moisture content of the solid wood portion is within the proper range before bonding. In arid desert areas, during bonding the moisture content should be in the range of 6-8 percent before bonding, but in other areas 10-12 percent is satisfactory. If solid or plywood repair stock is procured from another climatic region, it should be allowed to season,



Les plaques de renfort doivent être en spruce ou en contre-plaqué et doivent être uniquement collées, les extrémités étant effilées avec une pente de 5:1, comme le montre la figure 1-2. Les longerons pleins peuvent être remplacés par des longerons lamellé-collés ou vice versa, à condition que le matériau soit de la même qualité.

FIGURE 1-5. Méthode d'enturage des semelles de longerons rectangulaires.

Les fissures commencent sous les plaques de contre-plaqué, généralement (mais pas nécessairement) au niveau d'un trou de boulon ou d'une découpe, et s'étendent généralement dans chaque direction jusqu'à ce qu'elles s'étendent sur une courte distance au-delà des extrémités des plaques où la résistance au retrait des longerons disparaît. Des fissures ont également été constatées dans l'extrémité des longerons. D'autres facteurs, qui se sont avérés propices à la formation de fissures, sont les mauvaises finitions de protection, les grandes découpes et les ferrures métalliques qui utilisent deux rangées de boulons de grand diamètre.

b. Réparation des fissures ou installation d'un nouveau longeron. La présence de fissures ne signifie pas nécessairement que le longeron doit être mis au rebut. Si la fissure n'est pas trop longue ou trop proche d'un des bords et peut être renforcée correctement, il sera probablement plus économique et plus satisfaisant d'effectuer la réparation plutôt que d'installer un nouveau longeron ou une nouvelle section. Toutefois, il n'existe pas de procédure généralement acceptable pour tous les modèles d'avion. En raison de la possibilité d'un manque de résistance, contactez le constructeur[1]. En l'absence du constructeur, il convient de contacter la FAA[2] pour approbation avant d'effectuer des réparations non conformes aux instructions approuvées par le constructeur ou aux recommandations de la présente circulaire consultative. Les fissures longitudinales ou la récurrence des fissures peuvent être réduites au minimum en s'assurant que la teneur en humidité de la partie en bois massif se situe dans la plage appropriée avant le collage. Dans les zones désertiques arides, la teneur en humidité doit être comprise entre 6 et 8 % avant le collage, mais dans d'autres régions, 10 à 12 % est satisfaisant. Si le bois ou le contre-plaqué utilisé pour la réparation provient d'une autre région climatique, il faut le laisser sécher, dans la même pièce que l'élément à réparer, pendant au moins deux semaines.

.../...

1 NDT : Le Concepteur pour une construction sur plan

2 NDT : La DGAC en France.

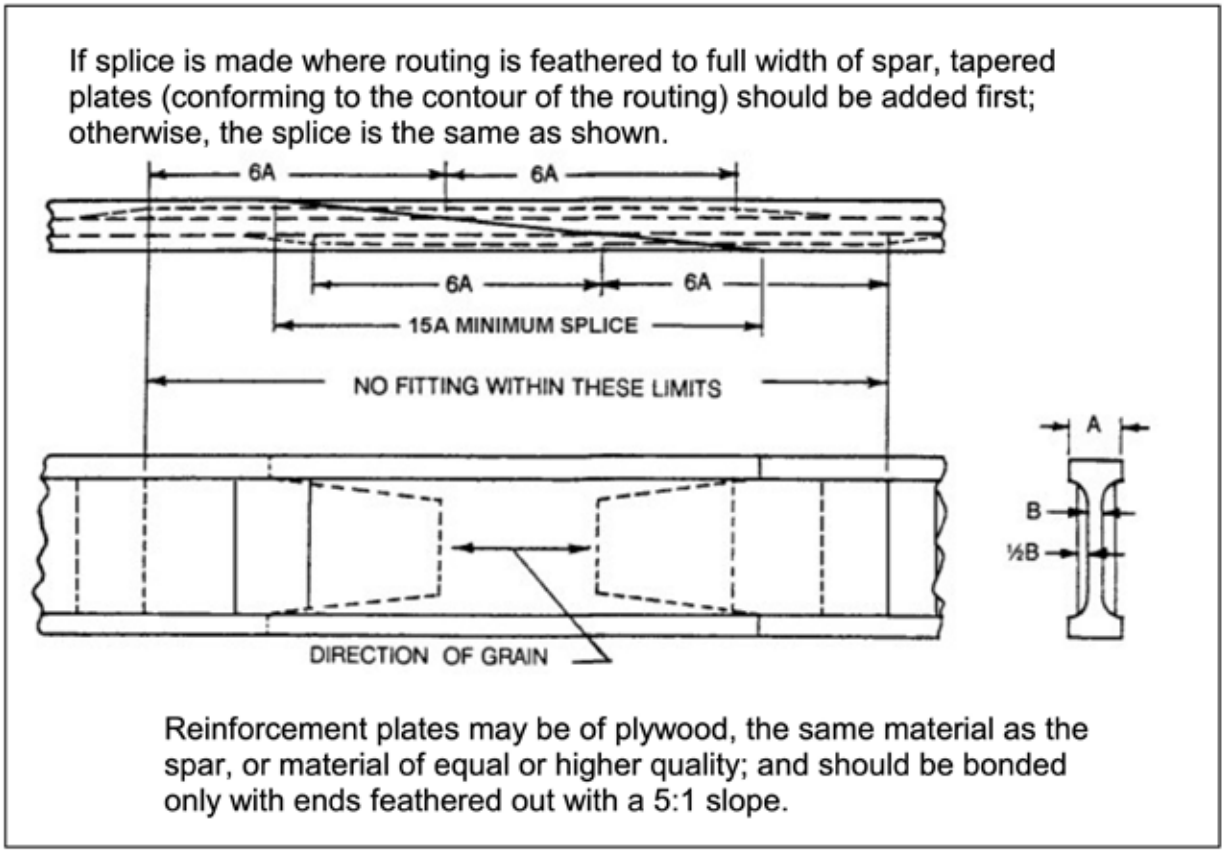


FIGURE 1-6. Method of splicing solid "I" spars.

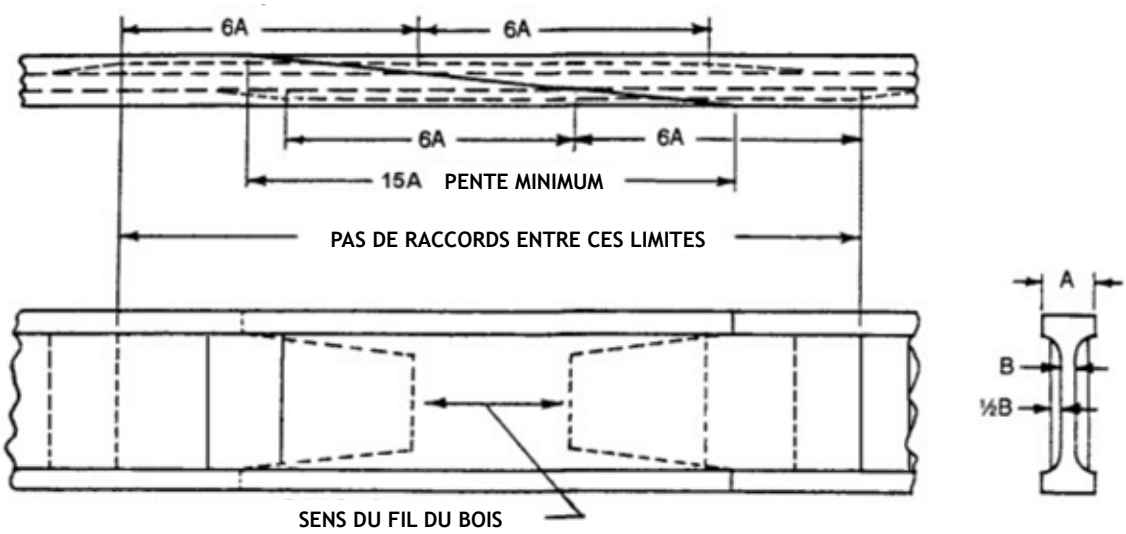
in the same storage area as the part to be repaired, for no less than 2 weeks.

c. Preventing Cracks. An important step in the prevention of longitudinal cracking, particularly in spar butts, is to ensure that the wood is thoroughly sealed with a penetrating and highly moisture-resistant finish. Application of a thin, slow-curing epoxy adhesive or sealer can be very effective in slowing or preventing moisture changes in spar butts.

1-45. ELONGATED HOLES IN SPARS. In cases of elongated bolt holes in a spar, or cracks in the vicinity of bolt holes, splice in a new section of spar, or replace the spar entirely. If hole elongation or cracking is minimal and the bolt holes are for noncritical fittings, repair (rather than replacement) may be feasible. Obtain approval for any such repair from the manufacturer or a representative of the FAA. In many cases, it has been found advantageous to laminate the new section of the spar, particularly if the spar butts are being replaced.

1-46. RIB REPAIRS. Ribs may be replaced by new parts made by the manufacturer or the holder of a PMA for that part. Owner-produced ribs may be installed providing they are made from a manufacturer-approved drawing or by reference to an existing original rib. A rib may be made by reference to an existing rib providing sufficient evidence is presented to verify that the existing rib is an original part and that all materials and dimensions can be determined. The contour of the rib is important to the safe flying qualities of the aircraft, and care should be taken that any replacement ribs accurately match the manufacturer's original design.

Si l'enture est réalisée à l'endroit où le longeron évolue vers sa pleine largeur, des plaques évolutives (conformes à l'évolution du contour) doivent être ajoutées en premier ; sinon, l'enture reste la même que celle présentée ci-dessous.



Les plaques de renforcement peuvent être en contre-plaqué, dans le même matériau que le longeron, ou dans un matériau de qualité égale ou supérieure ; elles ne doivent être collées qu'avec les extrémités effilées en biseau avec une pente de 5:1.

FIGURE 1-6. Méthode d'enturage des longerons en I taillés dans la masse.

c. Prévention des fissures. Une étape importante dans la prévention des fissures longitudinales, en particulier dans les crosses de longerons, consiste à s'assurer que le bois est bien scellé avec une finition pénétrante et très résistante à l'humidité. L'application d'un adhésif ou d'un enduit époxy mince à durcissement lent peut être très efficace pour ralentir ou empêcher les changements d'humidité dans les crosses de longerons.

1-45. TROUS OVALISÉS DANS LES LONGERONS.

En cas de trous de boulon ovalisés dans un longeron, ou de fissures à proximité des trous de boulon, il faut raccorder une nouvelle section du longeron, ou remplacer le longeron entièrement. Si l'allongement ou la fissuration des trous est minime et que les trous de boulons sont destinés à des raccords non critiques, la réparation (plutôt que le remplacement) peut être possible. Pour toute réparation de ce type, il faut obtenir l'approbation du constructeur[1] ou d'un représentant de la FAA[2]. Dans de nombreux cas, il a été jugé avantageux de stratifier la nouvelle section du longeron, en particulier si les bouts du longeron sont remplacés.

1 NDT : Le Concepteur pour une construction sur plan.
2 NDT : La DGAC en France.

1-46. REPARATIONS DES NERVURES.

Les nervures peuvent être remplacées par de nouvelles pièces fabriquées par le constructeur ou le détenteur d'un PMA pour cette pièce. Les nervures produites par le propriétaire peuvent être installées à condition qu'elles soient fabriquées à partir d'un dessin approuvé par le constructeur[1] ou par référence à une nervure d'origine existante. Une nervure peut être fabriquée par référence à une nervure existante à condition que des preuves suffisantes soient présentées pour vérifier que la nervure existante est une pièce d'origine et que tous les matériaux et dimensions peuvent être déterminés. Le contour de la nervure est important pour la sécurité des qualités de vol de l'aéronef, et il faut veiller à ce que toute nervure de remplacement corresponde exactement à la conception d'origine.

.../...

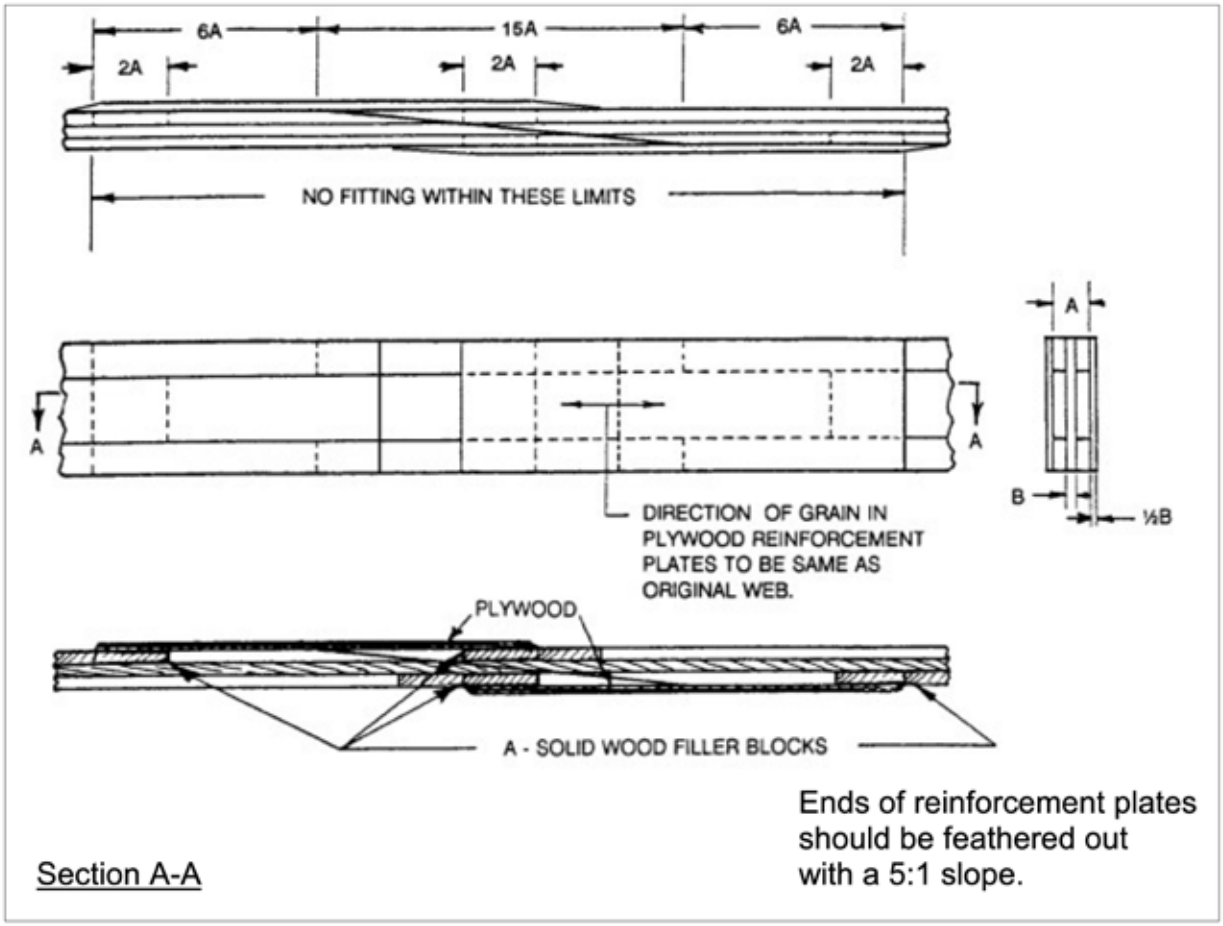


FIGURE 1-7. Repairs to built-up "I" spar.

a. Rib Repair Methods. Acceptable methods of repairing damaged ribs are shown in figure 1-11. Wood ribs should not be nailed to wood spars by driving nails through the rib cap strips, as this weakens the rib materially. The attachment should be by means of adhesive with cement coated, barbed, or spiraled nails driven through the vertical rib members on each face of the spar.

b. Compression Rib Repair. Acceptable methods of repairing damaged compression ribs are shown in figure 1-12.

(1) Figure 1-12(A) illustrates the repair of a compression rib of the "I" section type; i.e., wide, shallow cap strips, and a center plywood web with a rectangular compression member on each side of the web. The rib is assumed to be cracked through the cap strips, web member, and compression member in the illustration. Cut the compression member as shown in figure 1-12(D). Cut and replace the aft portion of the cap strips, and reinforce as shown in figure 1-11. The plywood side plates are bonded on, as indicated in figure 1-12(A). These plates are added to reinforce the damaged web.

(2) Figure 1-12(B) illustrates a compression rib of the type that is basically a standard rib with rectangular compression members added to one side and plywood web to the other side. The method used in this repair is essentially the same as in figure 1-12(A) except that the plywood reinforcement plate,

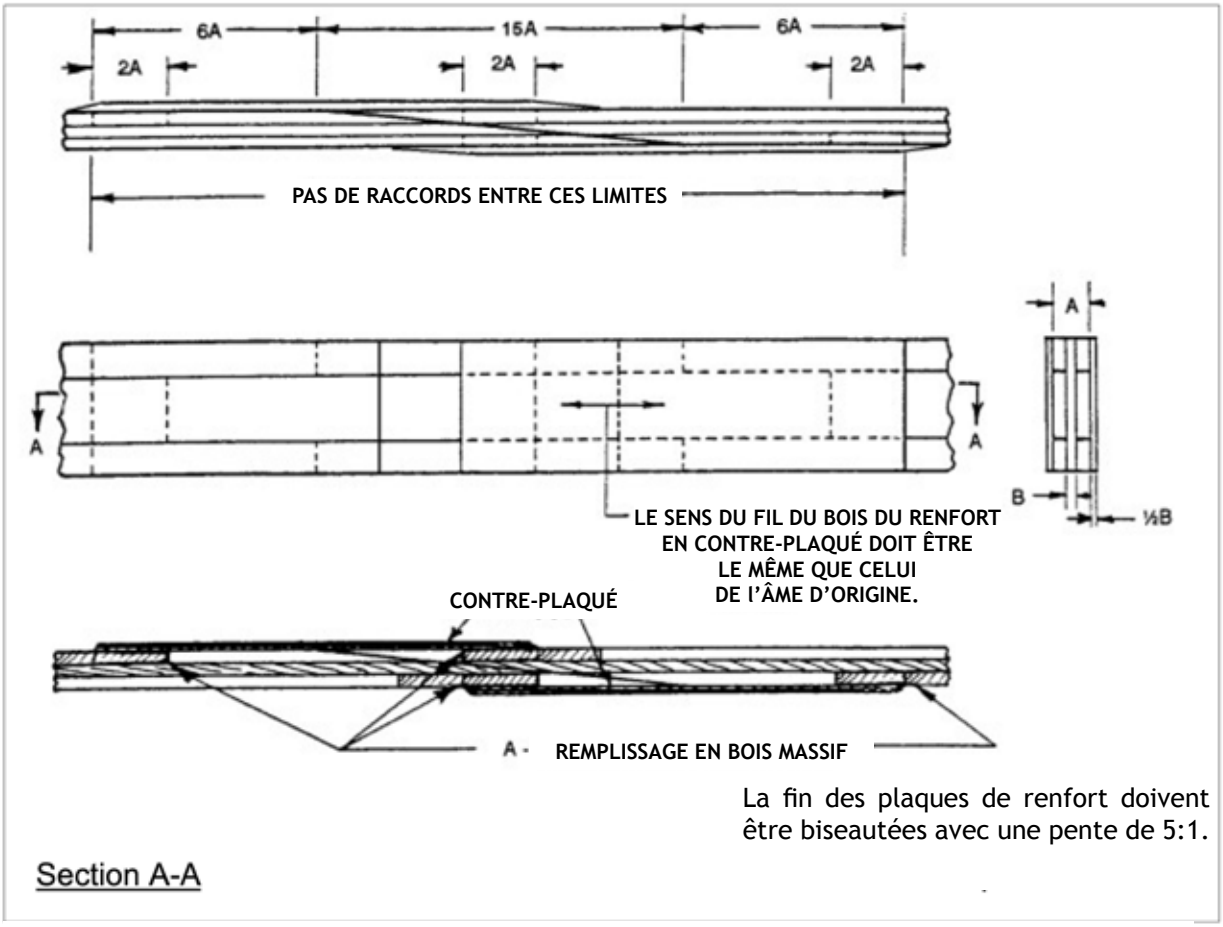


FIGURE 1-7. Réparations des longerons en I assemblés.

a. Méthodes de réparation des nervures. Les méthodes acceptables de réparation des nervures endommagées sont indiquées à la Figure 1-11. Les nervures en bois ne doivent pas être clouées sur des longerons en bois en enfonçant des clous dans les bandes de recouvrement des nervures, car cela affaiblit structurellement la nervures. La fixation doit se faire au moyen d'un collage associé à des clous enduits de protection, des clous rugueux ou des vis enfoncés dans les éléments verticaux des nervures sur chaque face du longeron.

b. Réparation des nervures de compression. Les méthodes acceptables de réparation des nervures de compression endommagées sont indiquées à la Figure 1-12.

(1) La Figure 1-12(A) illustre la réparation d'une nervure de compression de type «I», c'est-à-dire des bandes de recouvrement larges et peu profondes, et une âme centrale en contre-plaqué avec un élément de compression rectangulaire de chaque côté de l'âme. On suppose que la nervure est fissurée à travers les bandes de recouvrement, l'âme et l'élément de compression dans l'illustration. Coupez l'élément de compression comme indiqué dans la Figure 1-12(D). Coupez et replacez la partie arrière des bandes de fermeture et renforcez comme indiqué sur la Figure 1-11. Les plaques latérales en contre-plaqué sont collées, comme indiqué dans la Figure 1-12(A). Ces plaques sont ajoutées pour renforcer l'âme endommagée.

(2) La Figure 1-12(B) illustre une nervure de compression standard avec des éléments de compression rectangulaires ajoutés d'un côté et une âme en contre-plaqué de l'autre côté. La méthode utilisée pour cette réparation est essentiellement la même que celle de la Figure 1-12(A), à l'exception de la plaque de renforcement en contre-plaqué, indiqué dans la section B-B, se poursuit sur toute la distance entre les longerons.

.../...

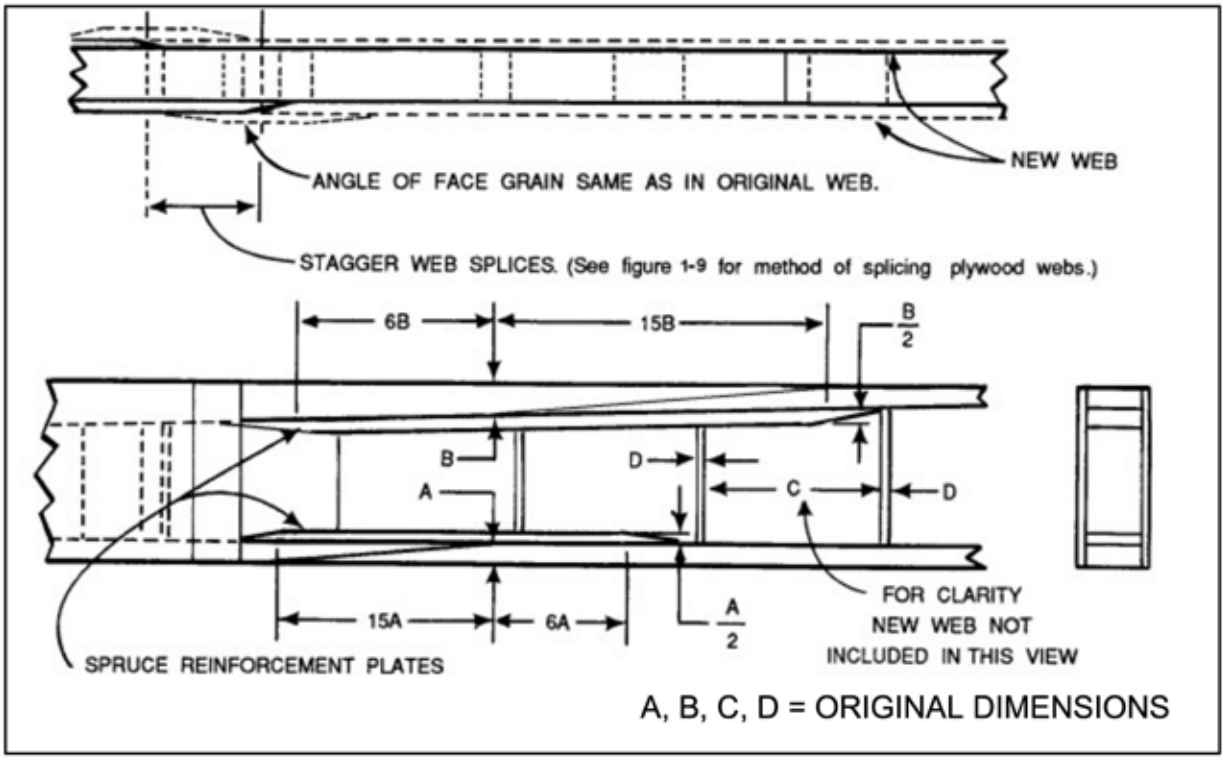


FIGURE 1-8. Method of splicing box spar flanges (plate method).

shown in section B-B, is continued the full distance between spars.

(3) Figure 1-12(C) illustrates a compression rib of the "I" type with a rectangular vertical member on each side of the web. The method of repair is essentially the same as in figure 1-12(A) except the plywood reinforcement plates on each side, shown as striped blocks in section C-C, are continued the full distance between spars.

1-47. PLYWOOD SKIN REPAIR. Make extensive repairs to damaged stressed skin plywood structures in accordance with specific recommendations from the aircraft manufacturer. It is recommended that repairs be made by replacing the entire panel, from one structural member to the next, if damage is very extensive. When damaged plywood skin is repaired, carefully inspect the adjacent internal structure for possible hidden damage. Repair any defective frame members prior to making skin repairs.

1-48. DETERMINATION OF SINGLE OR DOUBLE CURVATURE. Much of the outside surface of plywood aircraft is curved. On such areas, plywood used for repairs to the skin must be similarly curved. Curved skins are either of single curvature or of double (compound) curvature. A simple test to determine which type of curvature exists may be made by laying a sheet of heavy paper on the surface in question. If the sheet can be made to conform to the surface without wrinkling, the surface is either flat or single curvature. If the sheet cannot be made to conform to the surface without wrinkling, the surface is of double curvature.

1-49. REPAIRS TO SINGLE CURVATURE PLYWOOD SKIN. Repairs to single curvature plywood skin may usually be formed from flat plywood, either by bending it dry or after soaking it in hot water. The degree of curvature to which a piece of plywood can be bent will depend upon the direction of the grain and the thickness. Table 1-2 is a guide

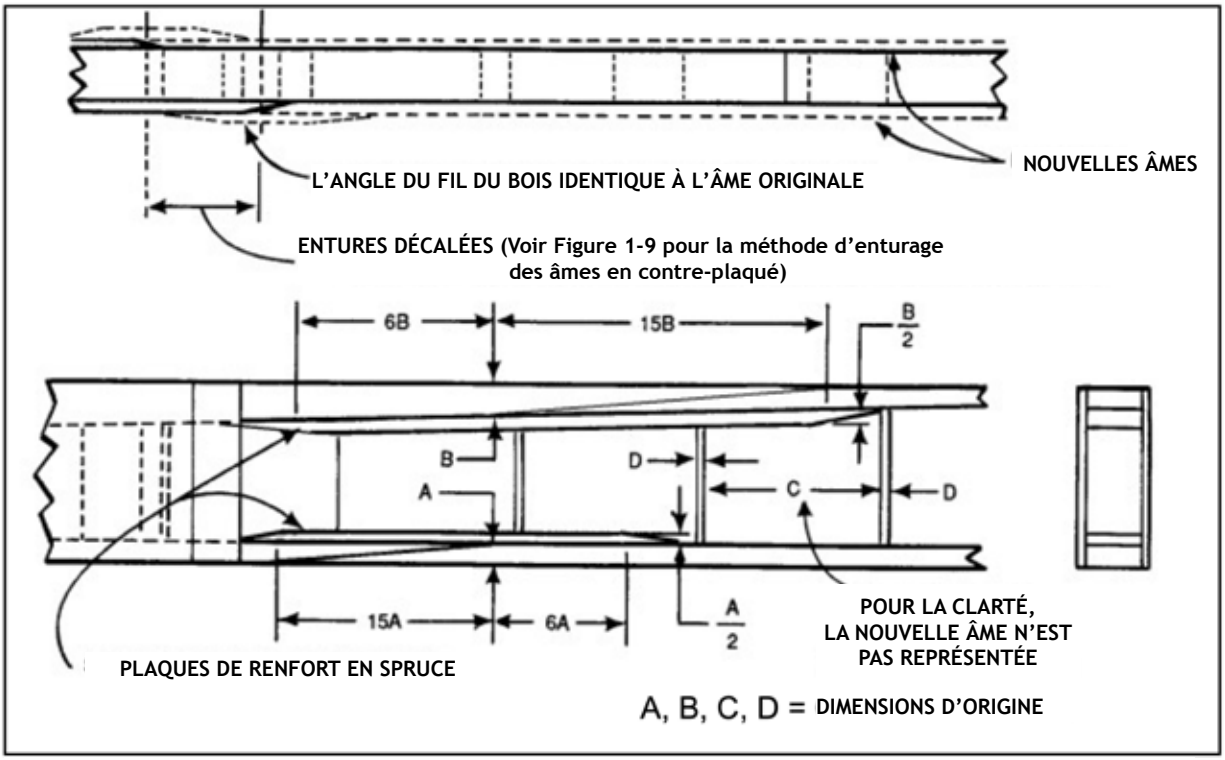


FIGURE 1-8. Méthode d'enturage des semelles de longeron en caisson.

(3) La Figure 1-12(C) illustre une nervure de compression de type «I» avec un élément vertical rectangulaire de chaque côté de l'âme. La méthode de réparation est essentiellement la même que dans la Figure 1-12(A), sauf que les plaques de renforcement en contre-plaqué de chaque côté, représentées sous forme de blocs rayés dans la section C-C, parcourent toute la distance entre les longerons.

1-47. RÉPARATION D'UN REVÊTEMENT EN CONTRE-PLAQUÉ.

Effectuer des réparations importantes sur les structures de contre-plaqué du revêtement travaillant endommagé, conformément aux recommandations spécifiques du constructeur[1] de l'avion. Il est recommandé d'effectuer les réparations en remplaçant tout le panneau, d'un élément de structure à l'autre, si les dommages sont très importants. Pendant la réparation du revêtement de contre-plaqué endommagé, inspectez soigneusement la structure interne adjacente pour détecter d'éventuels dommages cachés. Réparez tout élément de structure défectueux avant de procéder à la réparation du revêtement.

1 NDT : Le Concepteur pour un appareil construit sur plan.

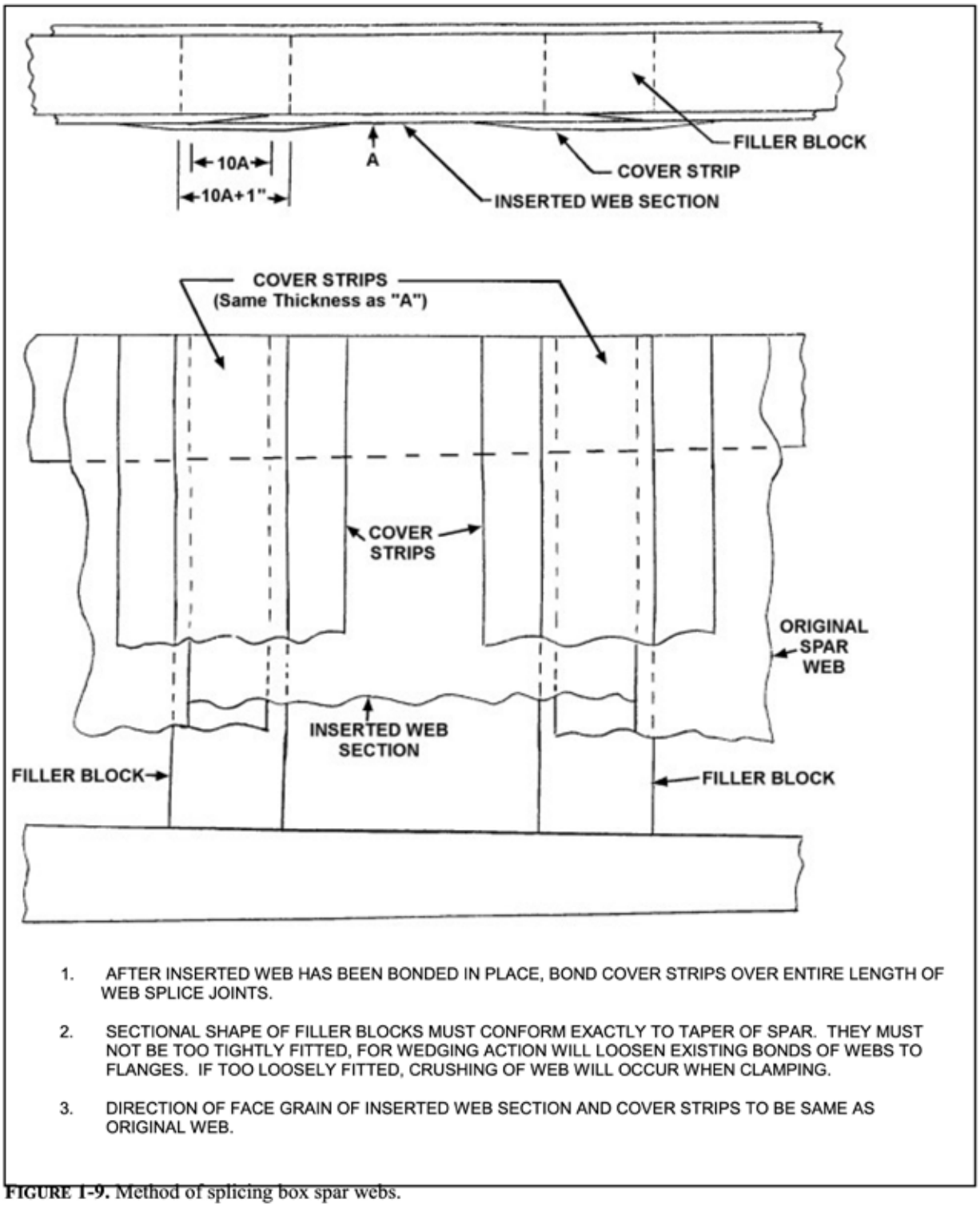
1-48. DETERMINATION DE LA COURBURE SIMPLE OU DOUBLE.

Une grande partie de la surface extérieure des avions en contre-plaqué est incurvée. Sur ces zones, le contre-plaqué utilisé pour la réparation du revêtement doit être courbé de la même façon. Les revêtements courbes sont soit à simple courbure, soit à double courbure (composée). Un test simple pour déterminer le type de courbure peut être effectué en posant une feuille de papier lourd sur la surface en question. Si la feuille peut être conformée à la surface sans se plisser, la surface est soit plane, soit à simple courbure. Si la feuille ne peut pas être rendue conforme à la surface sans se froisser, la surface est à double courbure[2].

1-49. RÉPARATION DE LA PEAU DE CONTRE-PLAQUÉ À COURBURE SIMPLE.

Les réparations des revêtements en contre-plaqué à simple courbure peuvent généralement être effectuées à partir de contre-plaqué plat, soit en le pliant à sec, soit après l'avoir trempé dans de l'eau chaude. Le degré de courbure auquel une pièce de contre-plaqué peut être rendu dépend de la direction du fil et de l'épaisseur. Le Tableau 1-2 permet de déterminer le processus de cintrage à utiliser pour obtenir la courbure considérée.

2 NDT : « Non développable »

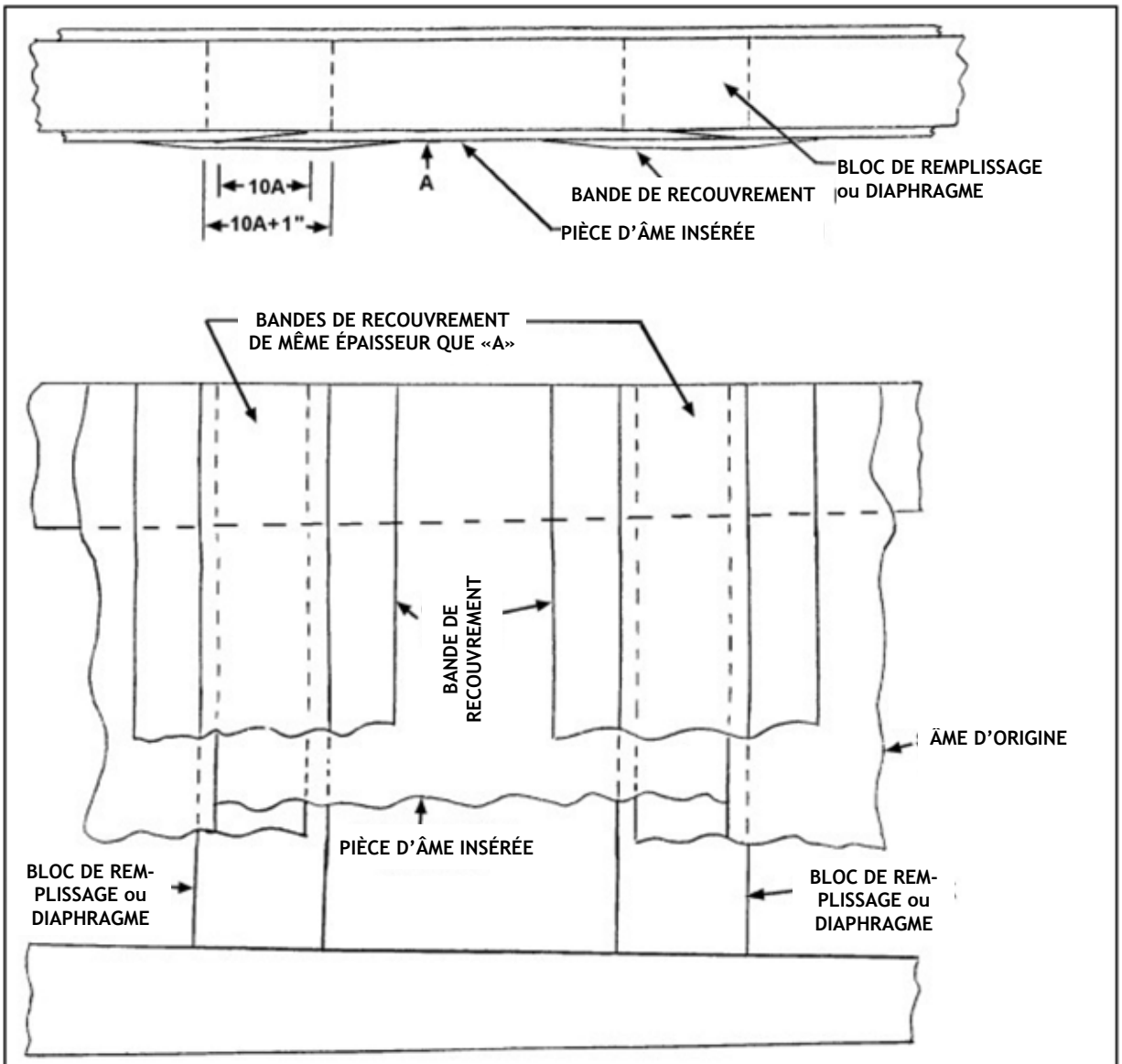


1. AFTER INSERTED WEB HAS BEEN BONDED IN PLACE, BOND COVER STRIPS OVER ENTIRE LENGTH OF WEB SPLICE JOINTS.

2. SECTIONAL SHAPE OF FILLER BLOCKS MUST CONFORM EXACTLY TO TAPER OF SPAR. THEY MUST NOT BE TOO TIGHTLY FITTED, FOR WEDGING ACTION WILL LOOSEN EXISTING BONDS OF WEBS TO FLANGES. IF TOO LOOSELY FITTED, CRUSHING OF WEB WILL OCCUR WHEN CLAMPING.

3. DIRECTION OF FACE GRAIN OF INSERTED WEB SECTION AND COVER STRIPS TO BE SAME AS ORIGINAL WEB.

FIGURE 1-9. Method of splicing box spar webs.



1. APRÈS AVOIR INSÉRÉ ET COLLÉ LA PIÈCE D'ÂME DE REMPLACEMENT, COLLER LES BANDES DE RECOUVREMENT SUR TOUTE LA LONGUEUR DE L'ENTURE.

2. LA FORME DE LA SECTION DES BLOCS DE REMPLISSAGE DOIT ÊTRE EXACTEMENT CONFORME À LA CONICITÉ DU LONGERON. ILS NE DOIVENT PAS ÊTRE TROP SERRÉS, CAR LE CALAGE DESSERRERA LES LIAISONS EXISTANTES ENTRE LES ÂMES ET LES SEMELLES. S'ILS SONT MONTÉS AVEC TROP DE JEU, L'ÂME SERA ÉCRASÉE LORS DU SERRAGE.

3. LE SENS DU FIL DE LA FACE DE LA SECTION D'ÂME INSÉRÉE ET DES BANDES DE RECOUVREMENT DOIT ÊTRE IDENTIQUE À CELUI DE L'ÂME D'ORIGINE.

FIGURE 1-9. Méthode d'enturage des semelles de longeron en caisson.

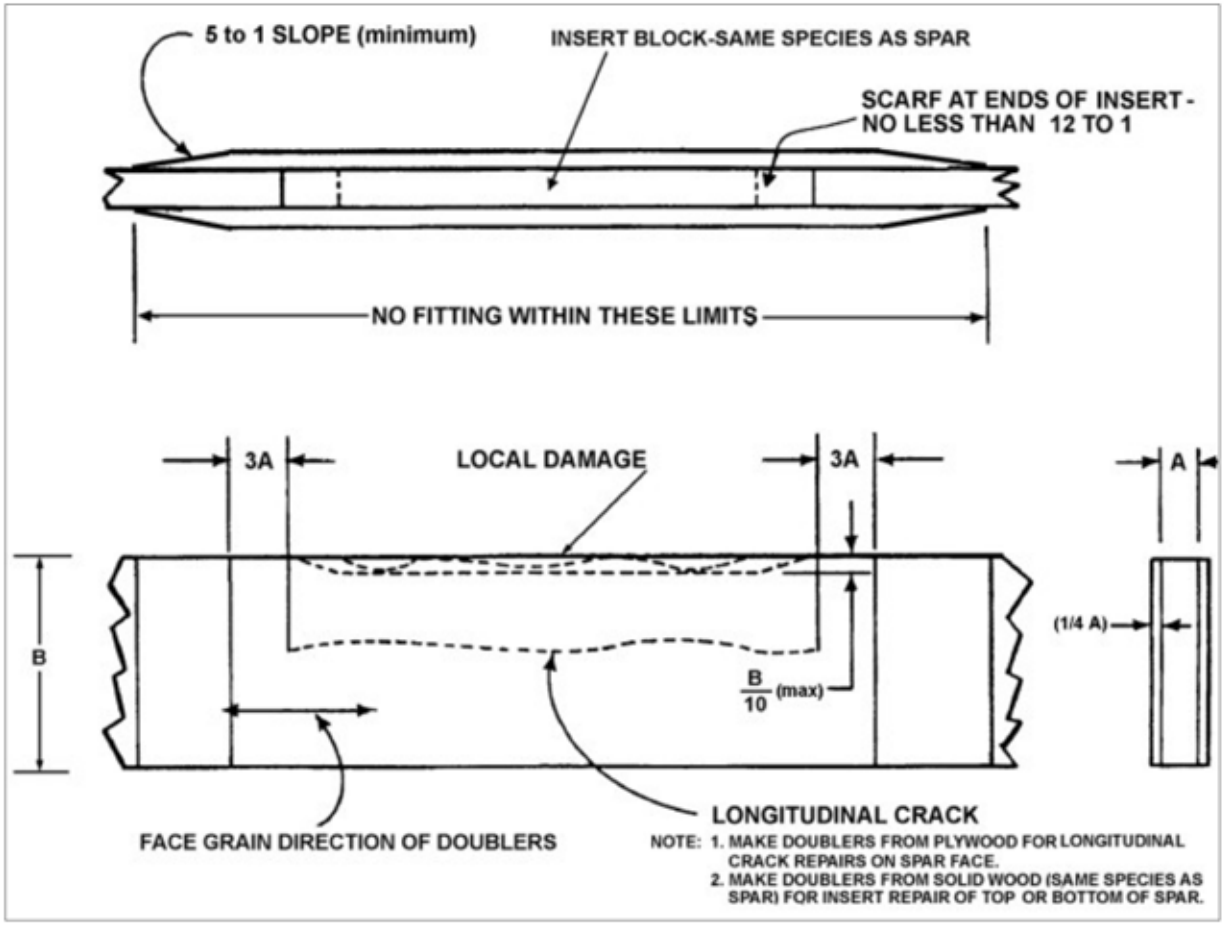


FIGURE 1-10. Method of reinforcing a longitudinal crack and/or local damage in a solid spar.

for determining which process of bending should be used for the curvature being considered.

a. Plywood, after softening, may be bent on a cold ventilated form, or it may be bent over the leading edge near the area being patched if space permits. In either method the repair part should be allowed to dry completely on the form. When bending plywood over a leading edge, drying may be hastened by laying a piece of coarse burlap over the leading edge before using it as a bending form. To speed drying, a fan may be used to circulate air around the repair part.

b. In bending pieces of small radii or to speed up the bending of a large number of parts of the same curvature, it may be necessary to use a heated bending form. The surface temperature of this form may be as high as 149 °C (300 ▪F), if necessary, without danger of damage to the plywood. The plywood should be left on the heated form only long enough to dry to room conditions.

1-50. REPAIRS TO DOUBLE CURVATURE PLYWOOD SKIN. The molded plywood necessary for a repair to a damaged plywood skin of double curvature cannot be made from flat plywood unless the area to be repaired is very small or is of exceedingly slight double curvature; therefore, molded plywood of the proper curvature must be on hand before the repair can be made. If molded plywood of the proper curvature is available, the repair may be made using the same procedure as on single curvature skins.

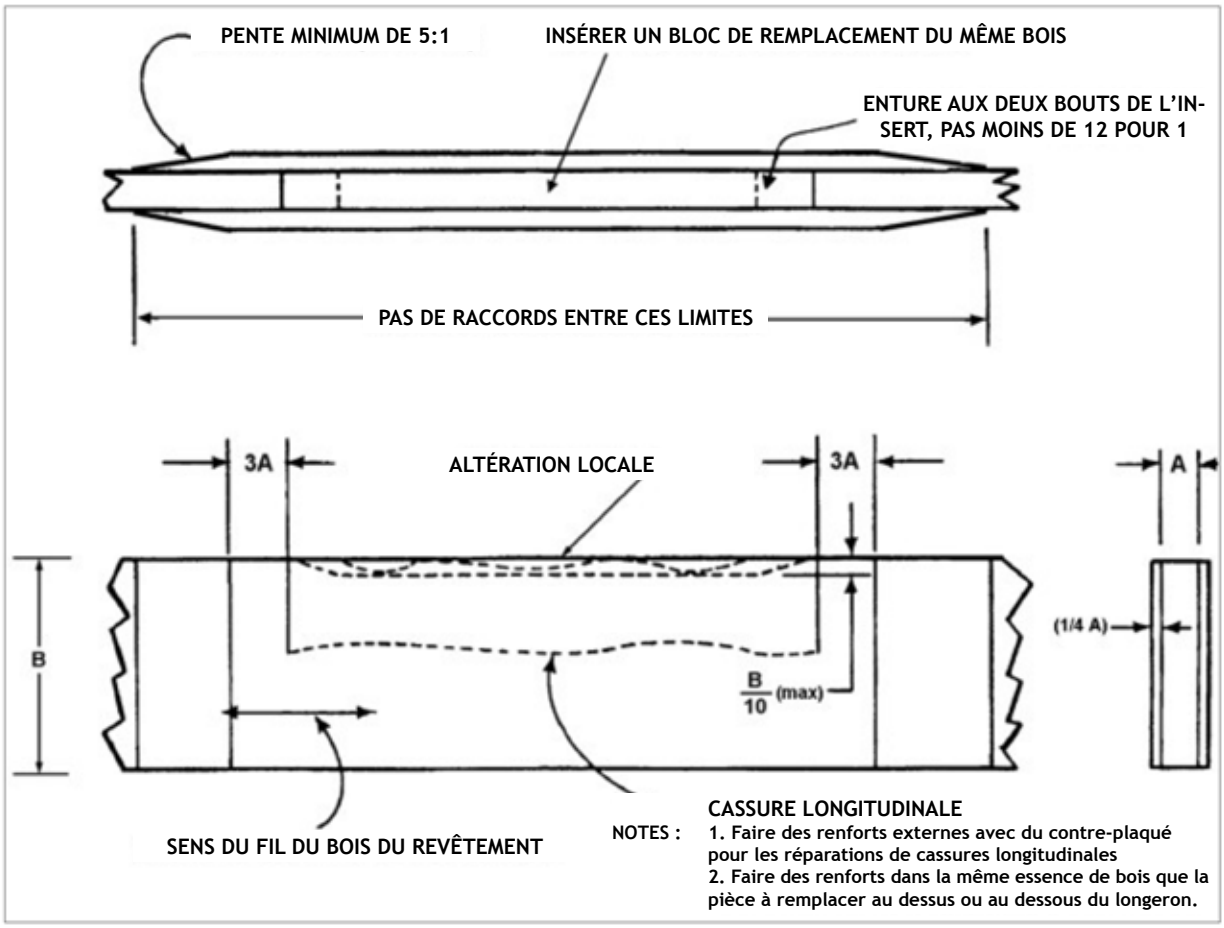


FIGURE 1-10. Méthode de renforcement sur un longeron massif plein.

a. Le contre-plaqué, après ramollissement, peut être courbé sur une forme ventilée à froid, ou il peut aussi être courbé sur le bord d'attaque près de la zone à rapiécer si l'espace le permet. Dans les deux cas, il faut laisser sécher complètement la pièce de réparation sur le coffrage. Lors du processus sur un bord d'attaque, le séchage peut être accéléré en posant un morceau de toile de jute grossière sous la pièce avant de l'utiliser en formage. Pour accélérer le séchage, un ventilateur peut être utilisé pour faire circuler l'air autour de la pièce de réparation.

b. Pour les pièces de petits rayons de courbure ou pour accélérer le travail sur un grand nombre de pièces de même courbure, il peut être nécessaire d'utiliser une forme chauffée. La température en surface de cette forme peut atteindre 149°C (300°F), si nécessaire, sans risque d'endommager le contre-plaqué. Le contre-plaqué ne doit être laissé sur la forme chauffée que le temps nécessaire pour ensuite sécher à température ambiante.

1-50. REPARATION DU REVETEMENT EN CONTRE-PLAQUÉ À DOUBLE COURBURE.

Le contre-plaqué moulé nécessaire à la réparation d'une peau de contre-plaqué à double courbure endommagée ne peut pas être fabriqué à partir de contre-plaqué plat, à moins que la zone à réparer soit très petite ou présente une double courbure extrêmement légère ; par conséquent, un contre-plaqué moulé de la courbure appropriée doit être disponible avant que la réparation puisse être effectuée. Si du contre-plaqué moulé de la courbure appropriée est disponible, la réparation peut être effectuée en utilisant la même procédure que pour les peaux à courbure simple.

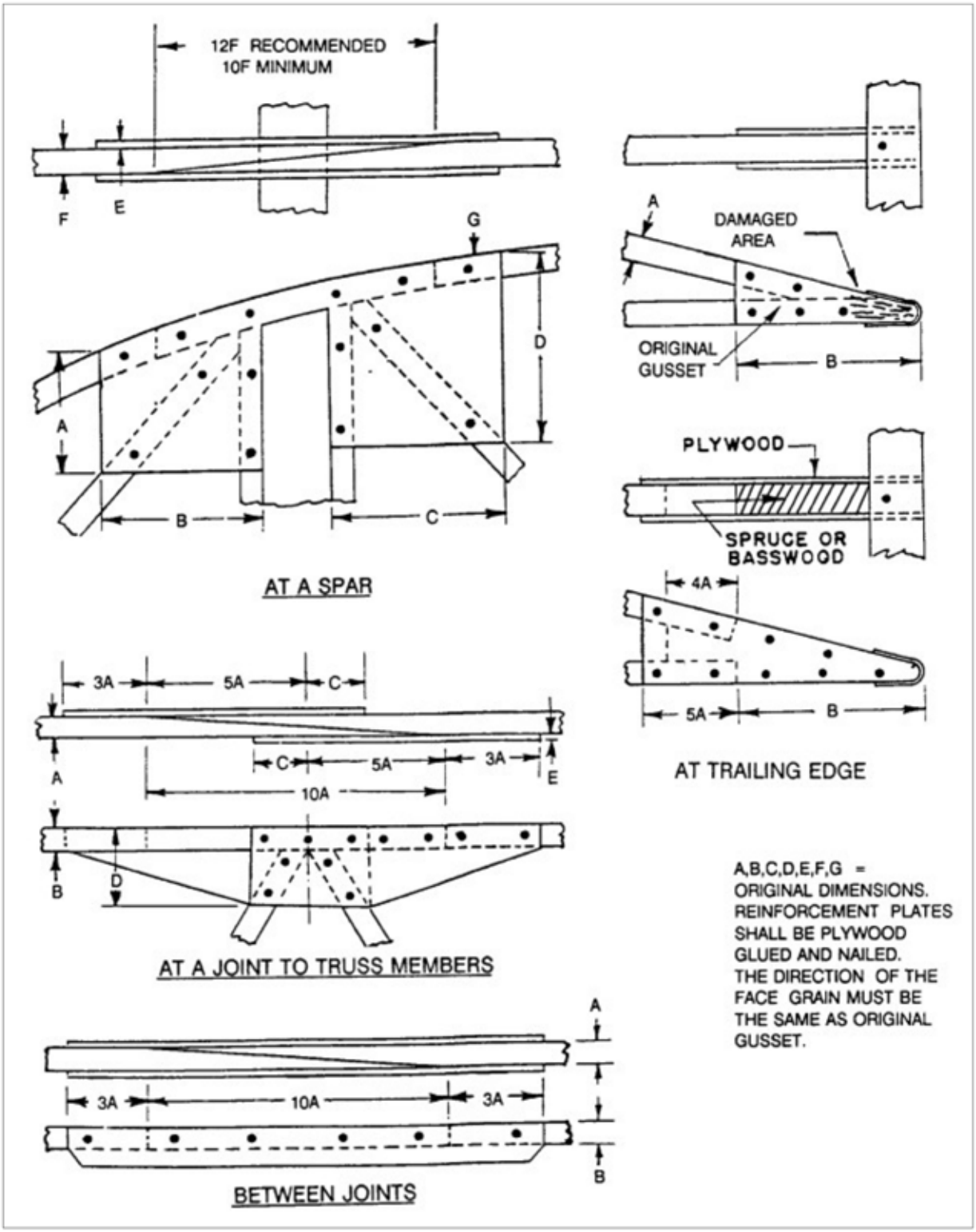


FIGURE 1-11. Repair of wood ribs.

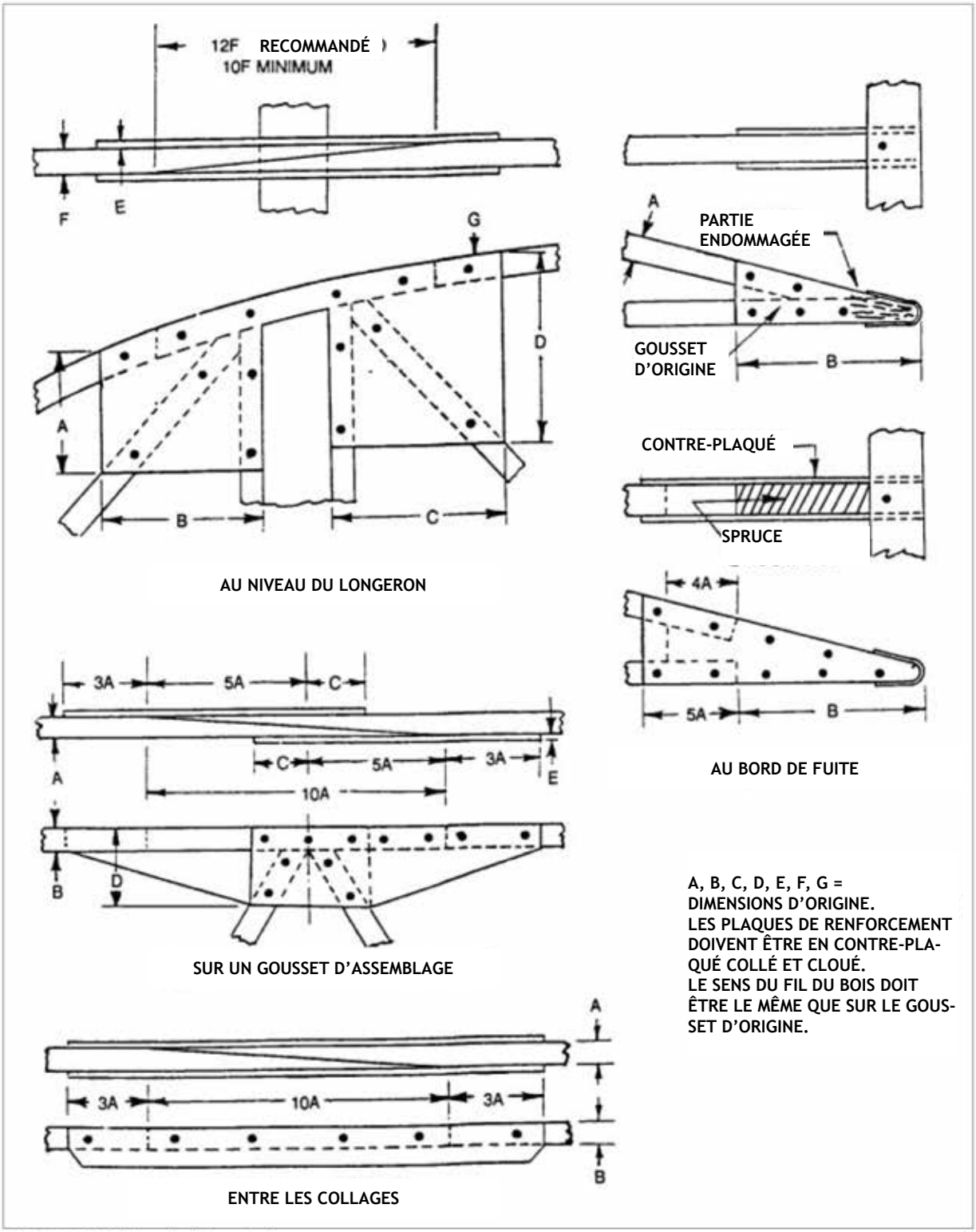


FIGURE 1-11. Réparation des nervures en bois.

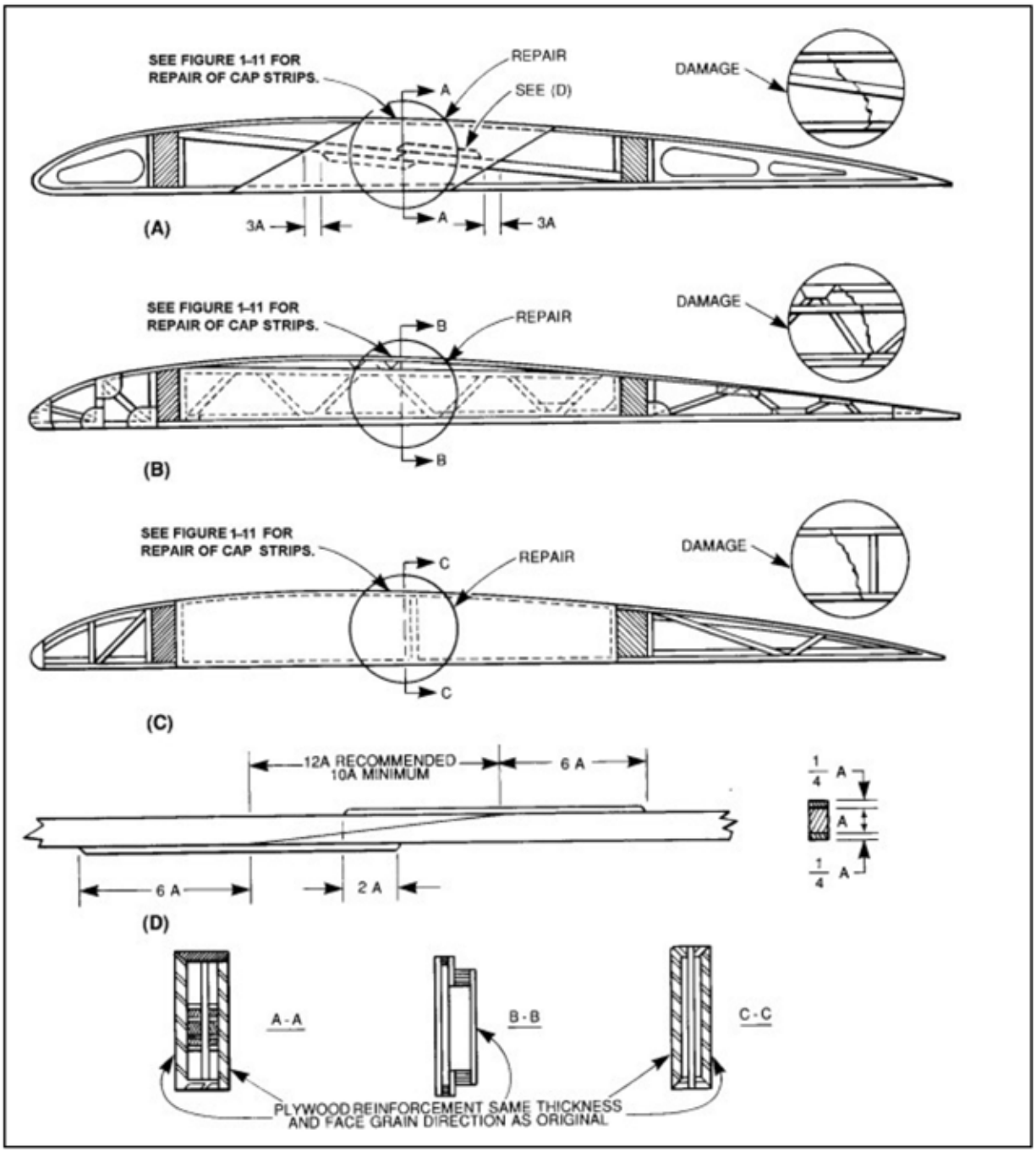


FIGURE 1-12. Typical wing compression rib repairs.

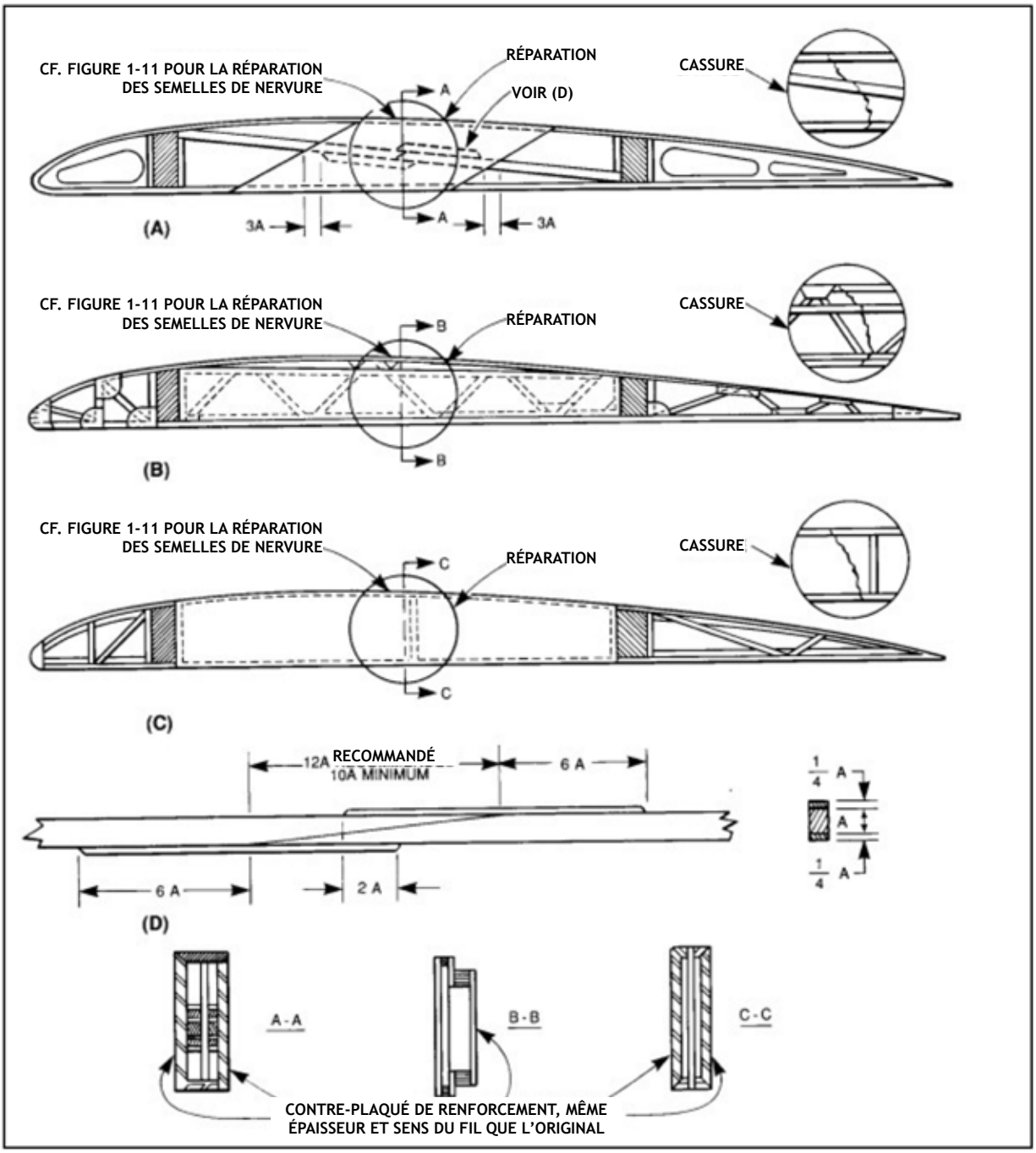


FIGURE 1-12. Réparation des nervures de compression.

TABLE 1-2. Minimum recommended bend radii for aircraft plywood.

PLYWOOD CHARACTERISTICS		10 PERCENT MOISTURE CONTENT, BENT ON COLD MANDRELS		THOROUGHLY SOAKED IN HOT WATER AND BENT ON COLD MANDRELS	
		AT 90▪ TO FACE GRAIN	AT 0▪ OR 45▪ TO FACE GRAIN	AT 90▪ TO FACE GRAIN	AT 0▪0R 45° TO FACE GRAIN
THICKNESS (INCHES)	NUMBER OF PLIES	MINIMUM BEND RADIUS (INCHES)			
.035	3	2.0	1.1	0.5	0.1
.070	3	5.2	3.2	1.5	0.4
.100	3	8.6	5.2	2.6	0.8
.125	3	12	7.1	3.8	1.2
.155	3	16	10	5.3	1.8
.185	3	20	13	7.1	2.6
.160	5	17	11	6	2
.190	5	21	14	7	3
.225	5	27	17	10	4
.250	5	31	20	12	5
.315	5	43	28	16	7
.375	5	54	36	21	10

1-51. TYPES OF PATCHES. There are four types of patches: splayed patch, surface (or overlay) patch, scarf patch, and plug patch. They are all acceptable for repairing plywood skins.

a. Splayed Patch. Small holes with their largest dimensions not over 15 times the skin thickness, in skins not more than 1/10 inch in thickness, may be repaired by using a circular splayed patch as illustrated in figure 1-13. The term "splayed" is used to denote that the edges of the patch are tapered, but the slope is steeper than is allowed in scarfing operations.

(1) Lay out the patch according to figure 1-13. Tack a small piece of plywood over the hole for a center point and draw two circles with a divider, the inner circle to be the size of the hole and the outer circle marking the limits of the taper. The difference between the radii is 5T (5 times the thickness of the skin). If one leg of the dividers has been sharpened to a chisel edge, the dividers may be used to cut the inner circle.

(2) Taper the hole evenly to the outer mark with a chisel, knife, or rasp.

(3) Prepare a circular tapered patch to fit the prepared hole, and bond the patch into place with face-grain direction matching that of the original surface.

(4) Use waxed paper or plastic wrap, (cut larger than the size of the patch) between the patch and the plywood pressure plate. This prevents excess adhesive from bonding the pressure plate to the skin. Center the pressure plate carefully over the patch.

TABLEAU 1-2. Rayon de courbure minimum du contre-plaqué aviation.

CARACTÉRISTIQUES DU CONTRE-PLAQUÉ			10% D'HUMIDITÉ, COURBURE SUR TUBE FROID				TREMPÉ DANS L'EAU CHAUDE ET COURBURE SUR TUBE FROID			
			A 90° DU FIL		A 0° ou 45° DU FIL		A 90° DU FIL		A 0° ou 45° DU FIL	
ÉPAISSEUR (Pouces/mm)		NOMBRE DE PLIS	RAYON DE COURBURE MINIMUM (Pouces / mm)							
0,035	0,9	3	2,0	51	1,1	28	0,5	13	0,1	3
0,070	1,8	3	5,2	132	3,2	81	1,5	38	0,4	10
0,100	2,5	3	8,6	218	5,2	132	2,6	66	0,8	20
0,125	3,2	3	12	305	7,1	180	3,8	97	1,2	30
0,155	3,9	3	16	406	10	254	5,3	135	1,8	46
0,160	4,1	5	17	432	11	279	6,0	152	2,0	51
0,185	4,7	3	20	508	13	330	7,1	180	2,6	66
0,190	4,8	5	21	533	14	356	7	178	3	76
0,225	5,7	5	27	686	17	432	10	254	4	102
0,250	6,4	5	31	787	20	508	12	305	5	127
0,315	8,0	5	43	1092	28	711	16	406	7	178
0,375	9,5	5	54	1372	36	914	21	533	10	254

1-51. LES TYPES DE PATCHS.

Il existe quatre types de patchs : le patch évasé, le patch de surface (ou superposé), le patch enture et le patch bouchon. Ils sont tous acceptables pour la réparation des revêtements de contre-plaqué.

a. Patch évasé. Les petits trous dont les dimensions les plus importantes ne dépassent pas 15 fois l'épaisseur de la peau, dans des peaux d'une épaisseur ne dépassant pas 1/10 de pouce (2,5 mm), peuvent être réparés à l'aide d'une pièce circulaire évasée, comme illustré à la figure 1-13. Le terme « évasé » est utilisé pour indiquer que les bords de la pièce sont effilés, mais que la pente est plus raide que ce qui est autorisé dans les opérations d'enturage.

(1) Disposez la pièce selon la figure 1-13. Agrafez un petit morceau de contre-plaqué sur le trou pour former un point central et tracez deux cercles avec un diviseur, le cercle intérieur étant de la taille du trou et le cercle extérieur marquant les limites du cône. La différence entre les rayons est de 5T (5 fois l'épaisseur du revêtement). Si l'une des pattes des séparateurs a été affûtée au ciseau à bois, les séparateurs peuvent être utilisés pour découper le cercle intérieur.

(2) Taillez le trou uniformément jusqu'à la marque extérieure avec un ciseau à bois, une lame ou une râpe.

(3) Préparez une pièce conique circulaire adaptée au trou préparé et collez la pièce en place dans le sens du fil du bois de la face correspondant à celle de la surface d'origine.

(4) Utilisez du papier ciré ou du film plastique (découpé plus grand que la taille de la pièce) entre la pièce et la pièce d'appuis en contre-plaqué. Cela empêche l'excès d'adhésif de coller la pièce d'appuis sur le revêtement. Centrez soigneusement la pièce d'appuis sur le patch.

(5) As there is no reinforcement behind this patch, care must be used so that pressure is not great enough to crack the skin. On horizontal surfaces, weights or sandbags will be sufficient. On patches too far from any edge for the use of standard hand clamps, jaws of greater length may be improvised. Table 1-2, columns (1) and (3), may also be used for determining the maximum thickness of single laminations for curved members.

(6) Fill, sand, and refinish the patch.

b. Surface Patch. Plywood skins that are damaged between or along framing members may be repaired by surface or overlay patches as shown in figure 1-14. Surface patches located entirely aft of the 10 percent chord line, or which wrap around the leading edge and terminate aft of the 10 percent chord line, are permissible. Surface patches may have as much as a 50 inch perimeter and may cover as much as 1 frame (or rib) space. Trim the damaged skin to a rectangular or triangular shape and round the corners. The radius of rounded corners must be at least 5 times the skin thickness. Bevel the forward edges of patches located entirely aft of the 10 percent chord line to 4 times the skin thickness. The face-grain direction must be the same as the original skin. Cover completed surface patches with fabric to match surrounding area. The fabric must overlap the original fabric at least 2 inches.

c. Scarf Patch. A properly prepared and inserted scarf patch is the best repair for damaged plywood skins and is preferred for most skin repairs. Figure 1-15 shows the details and dimensions to be used when installing typical scarf skin patches, when the back of the skin is accessible. Follow figure 1-16 when the back of the skin is not accessible. The scarf slope of 1 in 12, shown in both figures, is the steepest slope permitted for all kinds of plywood. If the radius of curvature of the skin at all points on the trimmed opening is greater than 100 times the skin thickness, a scarf patch may be installed.

(1) Scarf cuts in plywood may be made by hand plane, spoke shave, scraper, or accurate sandpaper block. Rasped surfaces, except at the corners of scarf patches and sawn surfaces, are not recommended as they are likely to be rough or inaccurate.

(2) Nail strip or small screw clamping is often the only method available for bonding scarf joints in plywood skin repairs. It is essential that all scarf joints in plywood be backed with plywood or solid wood to provide adequate nail holding capacity. The face-grain direction of the plywood patch must be the same as that of the original skin.

(3) If the back of a damaged plywood skin is accessible (such as a fuselage skin), it should be repaired with a scarf patch, following the details shown in figure 1-15. Whenever possible, the edges of the patch should be supported as shown in section C-C of figure 1-15. When the damage follows or extends to a framing member, the scarf may be supported as shown in section B-B of figure 1-15. Damages that do not exceed 25 times the skin thickness in diameter after being trimmed to a circular shape and are not less than 15 times the skin thickness to a framing member, may be repaired as shown in figure 1-15, section D-D.

(a) The backing block is carefully shaped from solid wood and fitted to the inside surface of the skin, and is temporarily held in place with nails.

(b) Use waxed paper or plastic wrap to prevent bonding of the backing block to the skin.

(5) Comme il n'y a pas de renfort derrière ce patch, il faut faire attention à ce que la pression ne soit pas trop forte et fissure le revêtement. Sur les surfaces horizontales, des poids ou des sacs de sable suffiront. Sur les pièces trop éloignées d'un bord pour l'utilisation de pinces à main standard, des mâchoires plus longues peuvent être improvisées. Le tableau 1-2, colonnes (1) et (3), peut également être utilisé pour déterminer l'épaisseur maximale des lamellés simples pour les plaques courbes.

(6) Remplir, poncer et refaire la pièce.

b. Patch de surface. Les revêtements de contre-plaqué qui sont endommagées entre ou le long des éléments de structure peuvent être réparés par des patches de surface ou patches de recouvrement, comme indiqué à la Figure 1-14. Les patches de surface situés entièrement à l'arrière de la ligne de corde de 10% ou qui s'enroulent autour du bord d'attaque et se terminent à l'arrière de la ligne de corde de 10% sont autorisées. Les patches de surface peuvent avoir un périmètre de 50 pouces (1270 mm) et peuvent couvrir jusqu'à un espace de cadre (ou de nervure). Coupez le revêtement endommagée pour lui donner une forme rectangulaire ou triangulaire avec des coins arrondis. Le rayon des coins arrondis doit être au moins 5 fois l'épaisseur du revêtement. Biseautez les bords avant des plaques situées entièrement à l'arrière de la ligne de corde de 10 % à 4 fois l'épaisseur du revêtement. Le sens du fil de la surface doit être le même que celui du revêtement d'origine. Recouvrez les surface réparées avec la toile correspondant à la zone environnante. La toile doit recouvrir le tissu d'origine sur au moins deux pouces (50 mm).

c. Patch enturé. Une pièce enturée correctement préparée et insérée est la meilleure réparation pour les revêtements endommagées et est préférable pour la plupart de ces réparations. La Figure 1-15 montre les détails et les dimensions à utiliser lors de l'installation de pièces de revêtement enturées typiques, lorsque l'arrière du revêtement est accessible. Suivez la Figure 1-16 lorsque l'arrière du revêtement n'est pas accessible. La pente de l'enture de 1 sur 12, illustrée dans les deux Figures, est la pente la plus forte autorisée pour tous les types de contre-plaqué. Si le rayon de courbure du revêtement, en tous points sur l'ouverture découpée, est supérieure à 100 fois l'épaisseur, une pièce enturée peut être installée.

(1) Les entures dans le contre-plaqué peuvent être faites à la main, avec un rabot, une râpe ou une cale à poncer. Les surfaces irrégulières, sauf aux coins des pièces de l'enture, et les surfaces sciées, ne sont pas recommandées car elles sont trop rugueuses ou imprécises.

(2) La bande à clous ou le serrage léger par vis est souvent la seule méthode disponible pour coller les entures de réparations de revêtement en contre-plaqué. Il est essentiel que tous les collages en contre-plaqué soient soutenus par du contre-plaqué ou du bois massif pour assurer une capacité de maintien adéquate des clous. La direction du fil de la pièce de contre-plaqué doit être la même que celui du revêtement d'origine.

(3) Si l'arrière d'un revêtement de contre-plaqué endommagée est accessible (comme celui d'un fuselage), il faut la réparer avec une pièce enturée en suivant les indications de la Figure 1-15. Dans la mesure du possible, les bords de la pièce doivent être soutenus comme indiqué dans la section C-C de la Figure 1-15. Lorsque les dommages suivent ou s'étendent à un élément d'ossature, l'enture peut être soutenue comme indiqué dans la section B-B de la Figure 1-15. Les dommages qui ne dépassent pas 25 fois l'épaisseur du revêtement en diamètre après avoir été découpés en forme circulaire et qui ne sont pas inférieurs à 15 fois l'épaisseur du revêtement d'un élément d'encadrement peuvent être réparés comme indiqué dans la Figure 1-15, section D-D.

(a) La pièce d'appuis est soigneusement façonnée en bois massif et fixée sur la surface intérieure du revêtement, et est maintenu temporairement en place par des clous.

(b) Utilisez du papier ciré ou du film plastique pour éviter que la pièce d'appuis temporaire ne colle au revêtement.

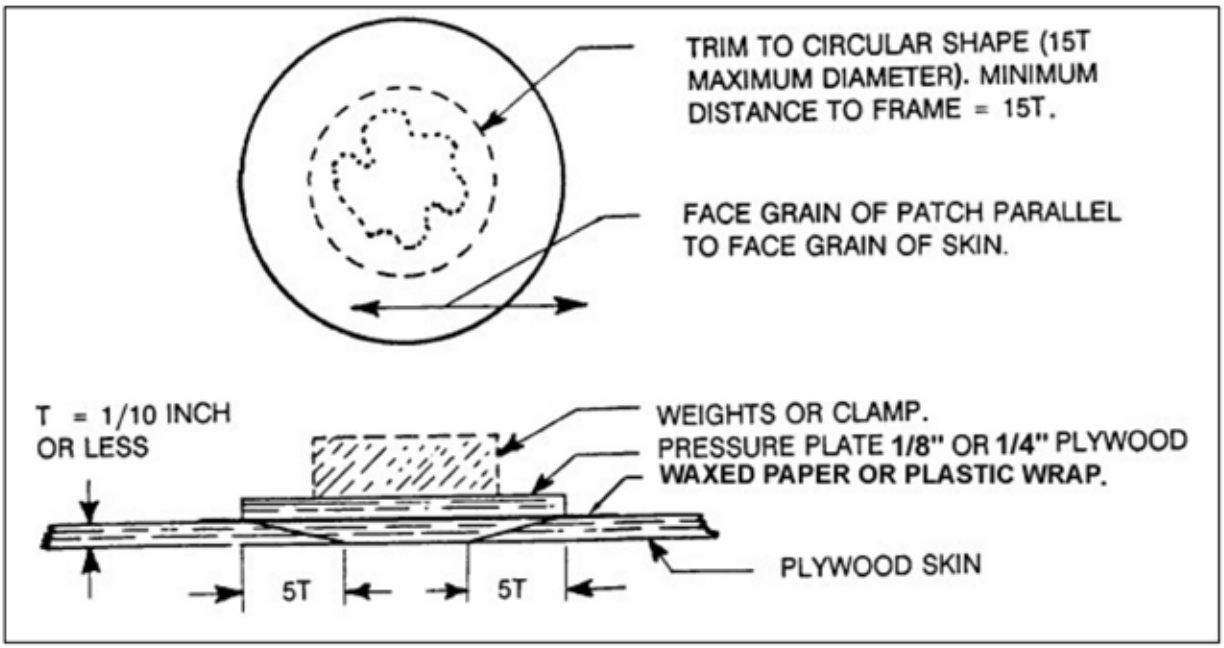


FIGURE 1-13. Splayed patch.

(c) A hole, the exact size of the inside circle of the scarf patch, is made in the block, and is centered over the trimmed area of damage.

(d) The block is removed, after the adhesive on the patch has set, leaving a flush surface to the repaired skin.

(4) Steps in making a scarf patch when the back of the skin is not accessible are as follows:

(a) After removing damaged sections, install backing strips, as shown in figure 1-16, along all edges that are not fully backed by a rib or a spar. To prevent warping of the skin, backing strips should be made of a soft-textured plywood, such as yellow poplar or spruce rather than solid wood. All junctions between backing strips and ribs or spars should have the end of the backing strip supported by a saddle gusset of plywood.

(b) If needed, nail and bond the new gusset plate to rib. It may be necessary to remove and replace the old gusset plate with a new saddle gusset, or it may be necessary to nail a saddle gusset over the original gusset.

(c) Attach nailing strips to hold backing strips in place while the adhesive sets. Use a bucking bar, where necessary, to provide support for nailing. After the backing strips are fully bonded, install the patch.

d. Plug Patch. Either oval or round plug patches may be used on plywood skins provided the damage can be covered by the patches whose dimensions are given in figure 1-17 and figure 1-18. The plug patch is strictly a skin repair, and should be used only for damage that does not involve the supporting structure under the skin. The face-grain direction of the finished patch must match the surrounding skin.

(1) Steps in making an oval plug patch are as follows:

(a) Explore the area about the hole to be sure it lies at least the width of the oval

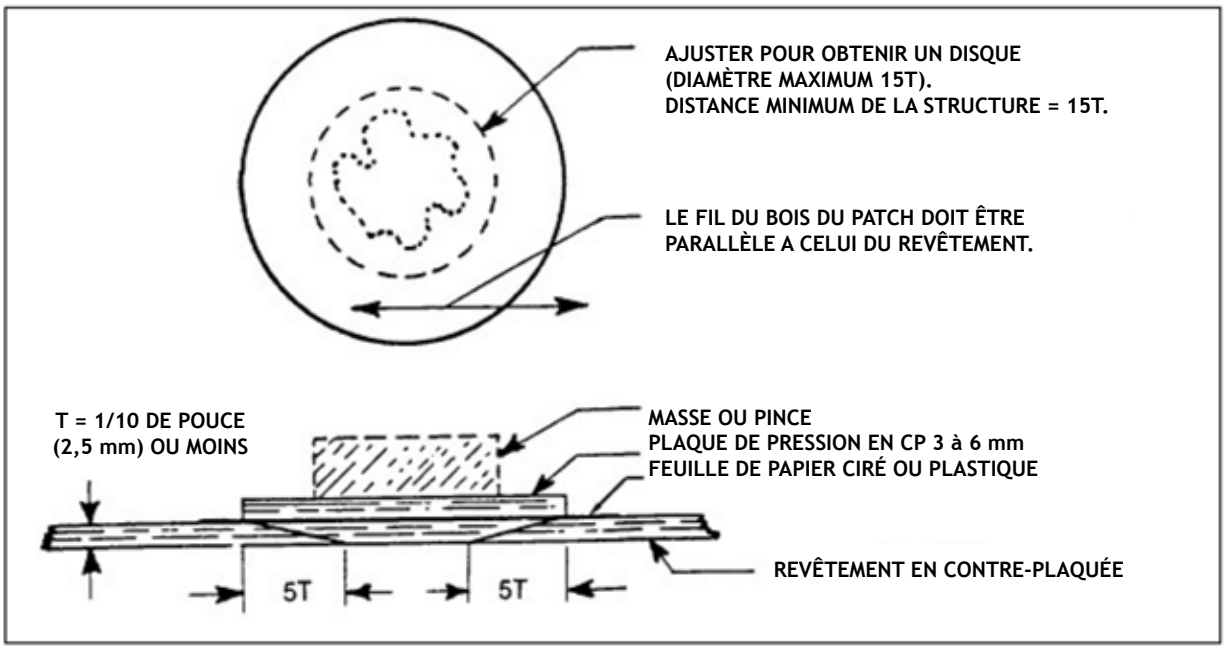


FIGURE 1-13. Patch évasé.

(c) Un trou, de la taille exacte du cercle de l'enture est fait dans le bloc, et est centré sur la zone abîmée coupée.

(d) Le bloc est retiré, après que l'adhésif du patch ait durci, laissant une surface plane au revêtement réparé.

(4) Voici les étapes à suivre pour réaliser une enture lorsque le dos du revêtement n'est pas accessible :

(a) Après avoir retiré les parties endommagées, installez des bandes d'appuis, comme indiqué sur la Figure 1-16, sur tous les bords qui ne sont pas entièrement soutenus par une nervure ou un longeron. Pour éviter que le revêtement ne se déforme, les bandes d'appuis doivent être faites d'un contre-plaqué à texture douce, comme le peuplier jaune ou le Spruce, plutôt que de bois massif. Toutes les jonctions entre les bandes d'appuis et les nervures ou les longerons doivent avoir l'extrémité de la bande d'appuis soutenue par un gousset de reprise en contre-plaqué.

(b) Si nécessaire, clouez et collez le nouveau gousset sur la nervure. Il peut être nécessaire de retirer et remplacer l'ancien gousset par un nouveau gousset de reprise, ou il peut être nécessaire de fixer un gousset de reprise sur le gousset d'origine.

(c) Fixez les bandes à clous pour maintenir les bandes d'appuis en place pendant que l'adhésif durcit. Utilisez une barre de serrage, si nécessaire, pour soutenir le collage. Une fois que les bandes d'appuis sont entièrement collées, installez le patch.

d. Bouchon. Des rustines ovales ou rondes peuvent être apposées sur les revêtements de contre-plaqué, à condition que les dommages puissent être couverts par les patches dont les dimensions sont indiquées sur les Figures 1-17 et 1-18. Le patch « bouchon » est strictement une réparation du revêtement et ne doit être utilisé que pour les dommages qui n'impliquent pas la structure sous le revêtement. Le sens du fil du patch fini doit correspondre à celui du revêtement environnant.

(1) Voici les étapes de la fabrication d'un bouchon ovale :

(a) Explorez la zone autour du trou pour vous assurer qu'il est au moins de la largeur de l'ovale d'une nervure ou d'un longeron. Voir la figure 1-17 pour les détails de la réparation.

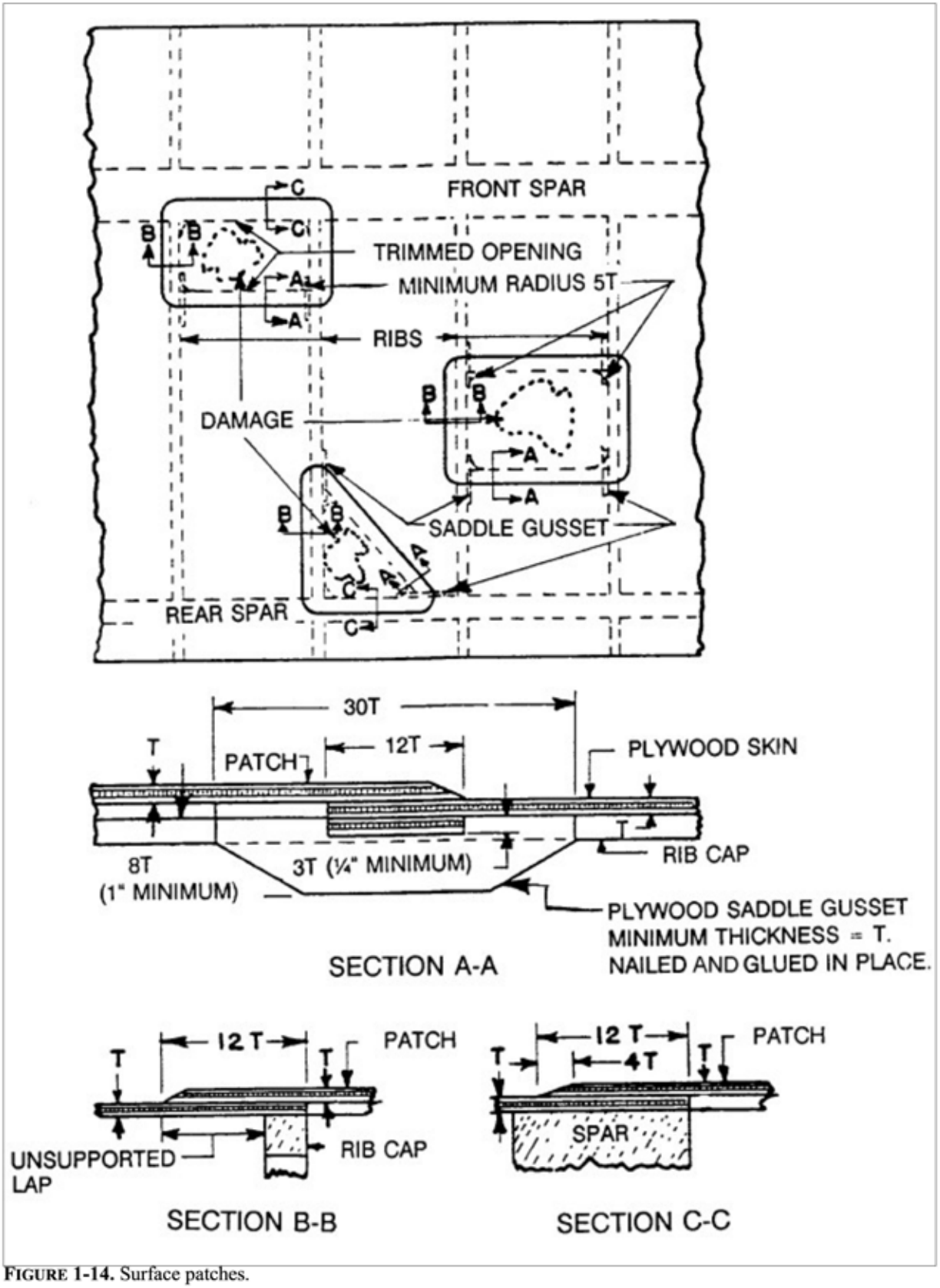


FIGURE 1-14. Surface patches.

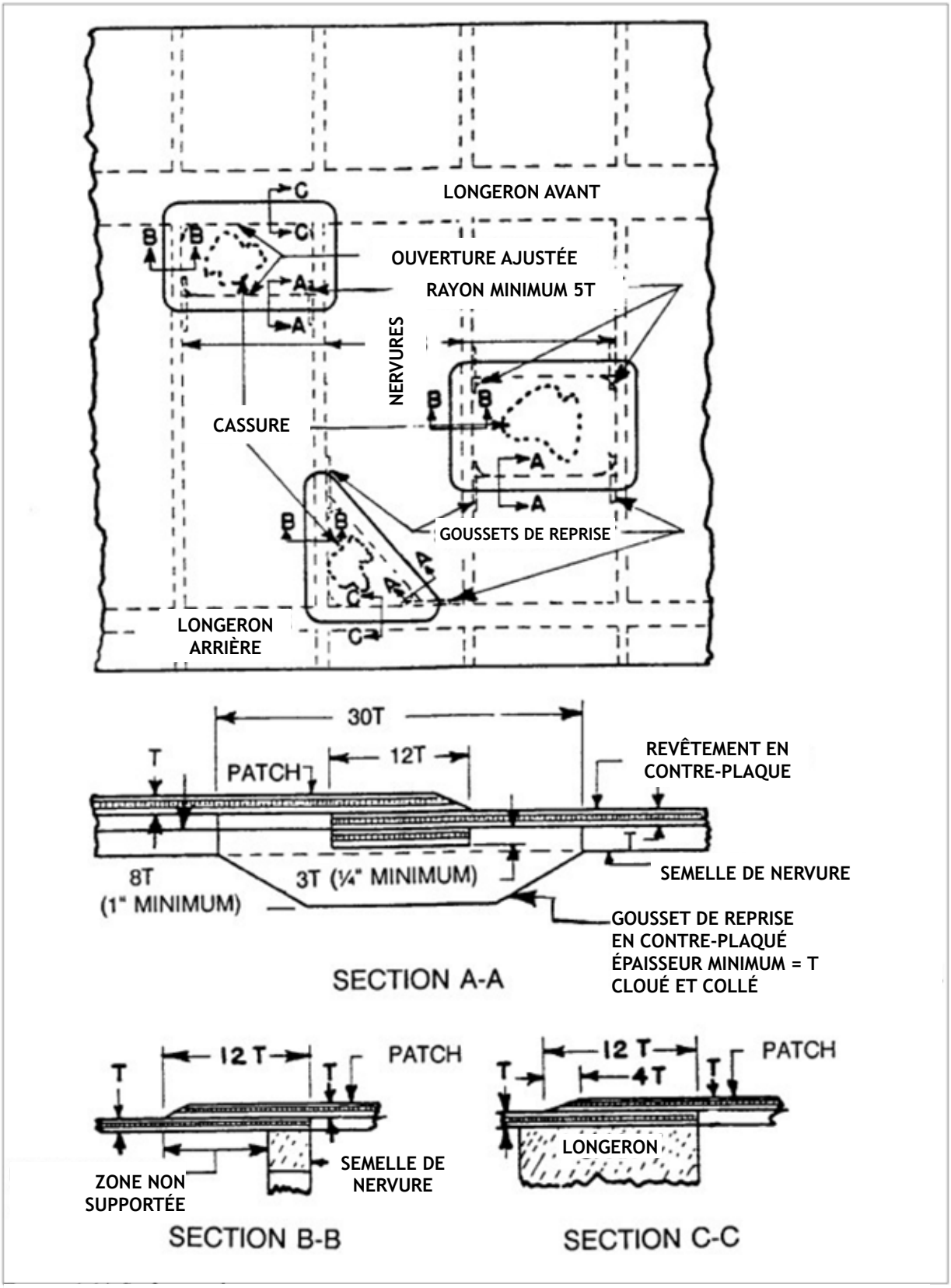


FIGURE 1-14. Patch de surface. (Patch=pièce de rapiéçage/rapiècement)

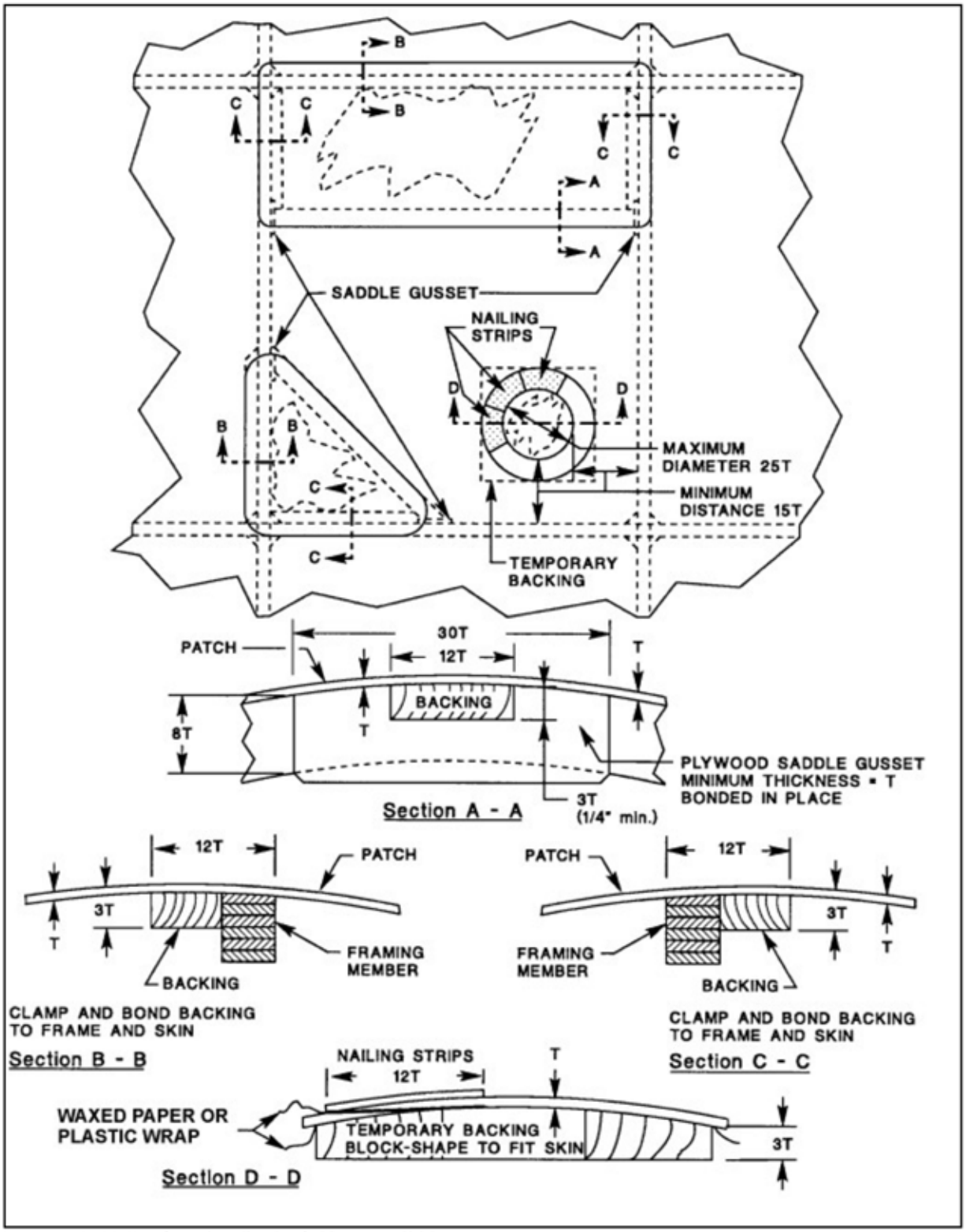


FIGURE 1-15. Scarf patches (back of skin accessible).

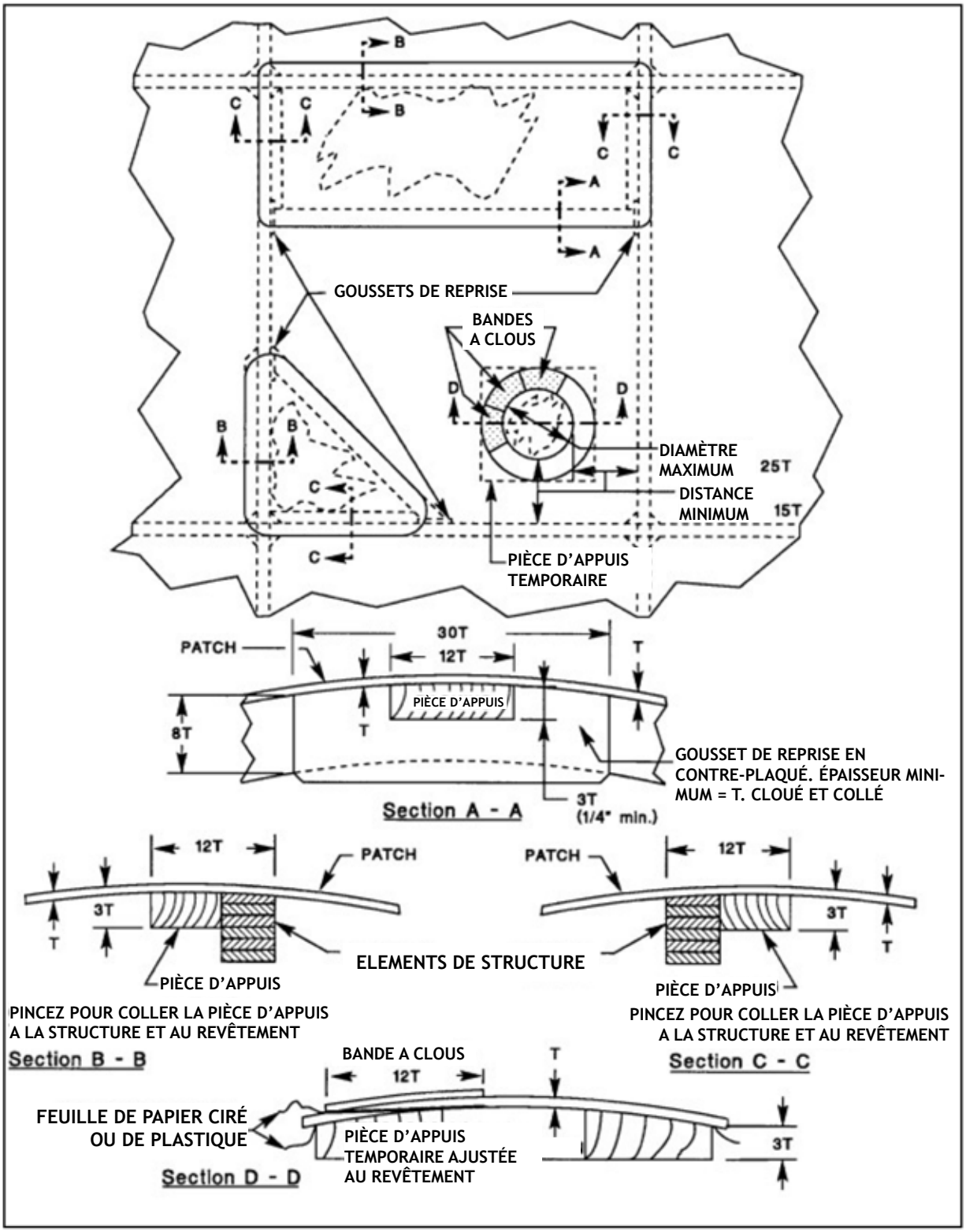


FIGURE 1-15. Patch enturé (dos du revêtement accessible).

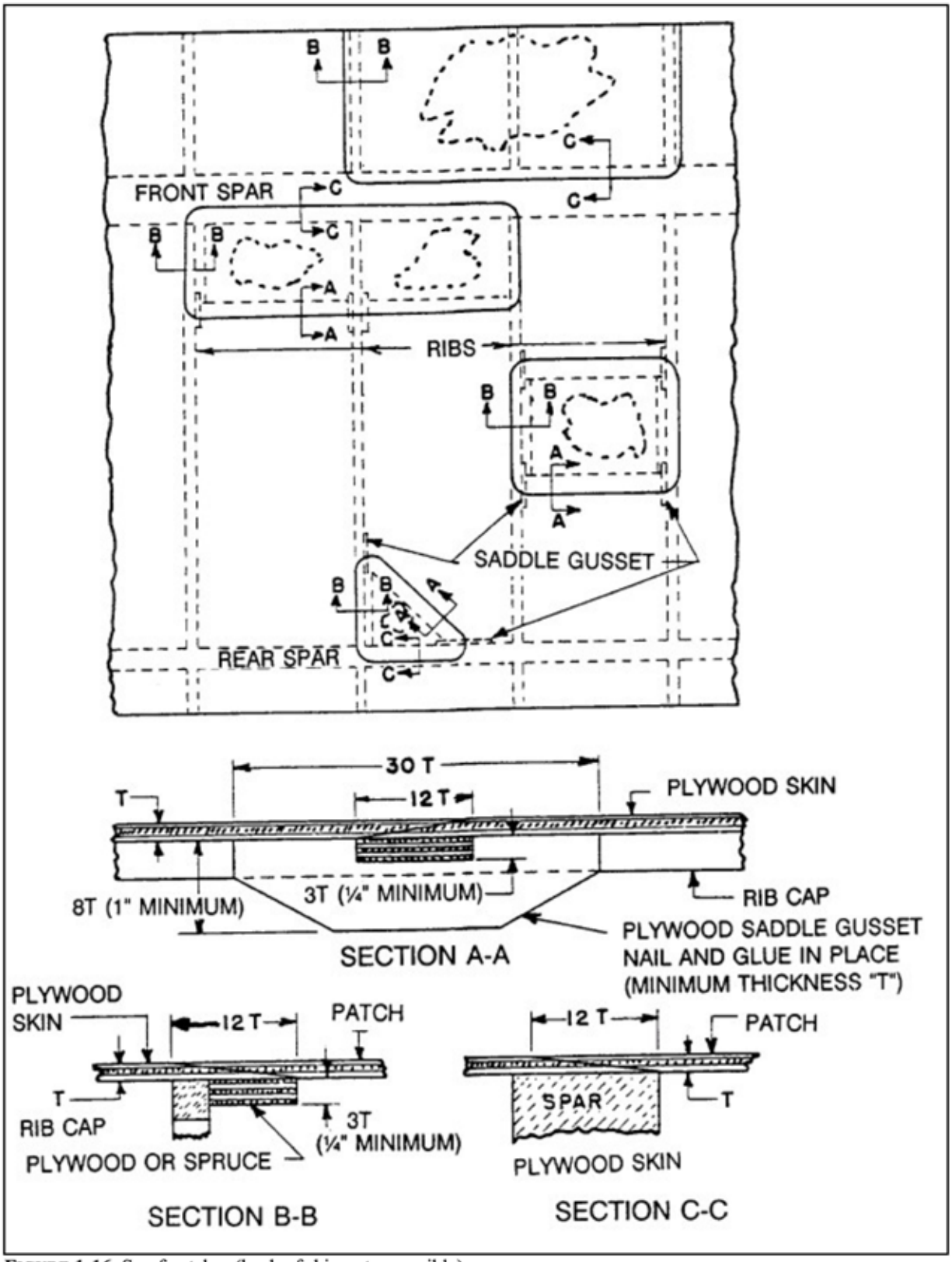


FIGURE 1-16. Scarf patches (back of skin not accessible).

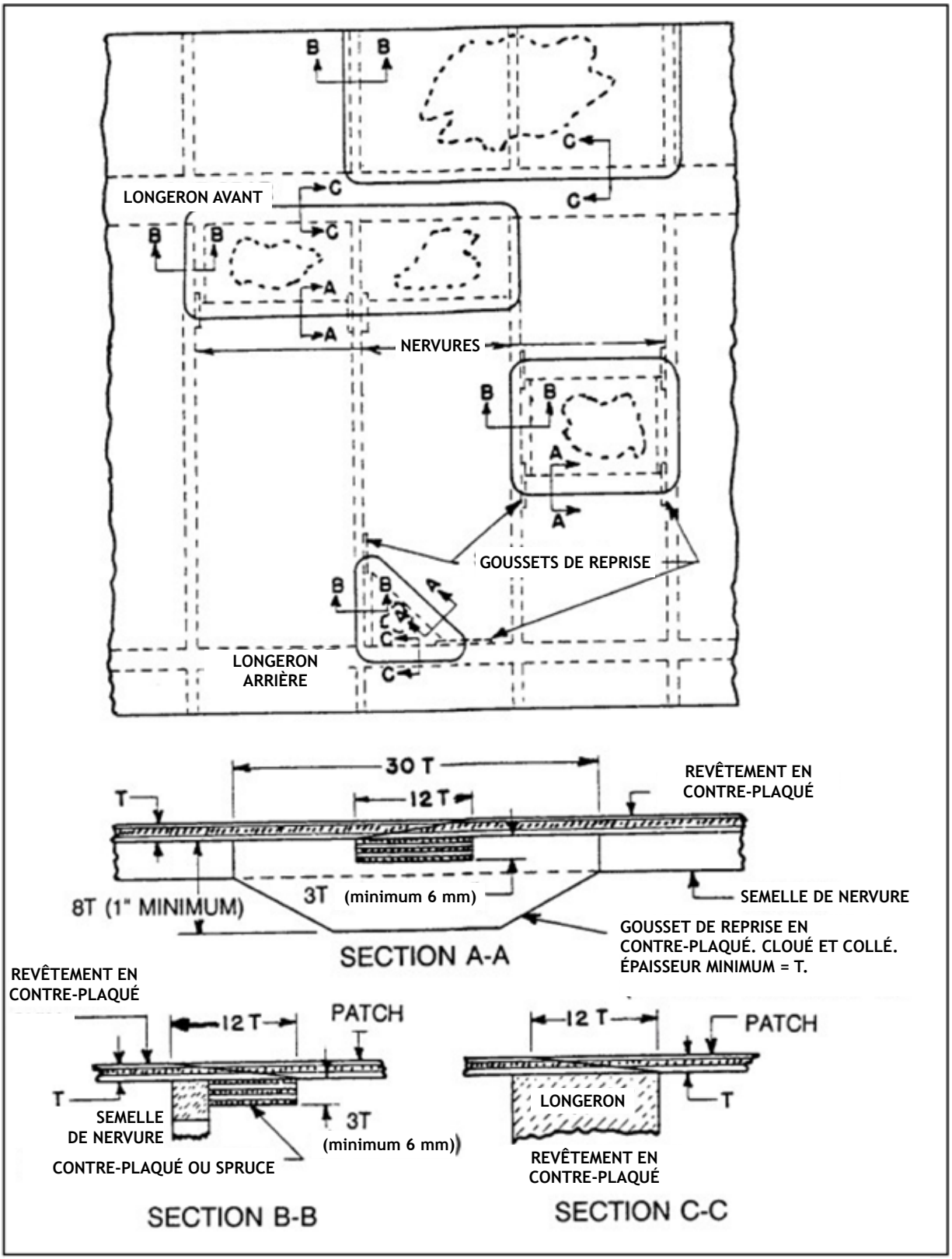


FIGURE 1-16. Patch enturé (dos du revêtement inaccessible).

doubler from a rib or a spar. Refer to figure 1-17 for repair details.

(b) Prepare a patch and a doubler of the same species plywood as the surrounding skin using the dimensions shown in figure 1-17.

(c) Lay the oval plug patch over the damage and trace the patch onto the skin. Saw to the line, and trim the hole edges with a knife and sandpaper.

(d) Mark the exact size of the patch on one surface of the oval doubler and apply adhesive to the area outside the line. Insert doubler through the hole and bring it, adhesive side up, to the underside of the skin with the pencil outline of the patch matching the edges of the hole. If the curvature of the surface to be repaired is greater than a rise of 1/8 inch in 6 inches, the doubler should be preformed by hot water or steam bending to the approximate curvature. As an alternative to preforming of the 1/4 inch stock, the doubler may be laminated from two thicknesses of 1/8 inch ply.

(e) Apply nailing strips outlining the hole to apply bonding pressure between doubler and skin. Use a bucking bar to provide support for nailing. When two rows of nails are used, stagger nail spacing. Allow adhesive to cure.

(f) Apply adhesive to remaining surface of the doubler and to the mating surface on the patch. Lay the patch in position over the doubler, and screw the pressure plate to the patch assembly using a small nail to line up the holes that have been previously made with patch and plate matching. No. 4 round head screws are used. Lead holes in the plywood doubler are not necessary. Waxed paper or plastic wrap between the plate and patch prevents adhesive from bonding the plate to the patch. No clamps or further pressure need be applied, as the nailing strips and screws exert ample pressure.

(2) Round plug patches may be made by following the steps in figure 1-18. The steps are identical to those for making the oval patch except for the insertion of the doubler. In using the round patch, where access is from only one side, the round doubler cannot be inserted unless it has been split.

1-52. FABRIC PATCH. Small holes not exceeding 1 inch in diameter, after being trimmed to a smooth outline, may be repaired by doping a fabric patch on the outside of the plywood skin. The edges of the trimmed hole should first be sealed, and the fabric patch should overlap the plywood skin by at least 1 inch. Holes nearer than 1 inch to any frame member, or in the leading edge or frontal area of the fuselage, should not be repaired with fabric patches.

(b) Préparez une pièce et une plaque de renfort en contre-plaqué du même matériaux que le revêtement environnant en utilisant les dimensions indiquées dans la figure 1-17.

(c) Posez le patch ovale du bouchon sur les dégâts et tracez le patch sur le revêtement. Sciez jusqu'à la ligne, et coupez les bords du trou avec un cutter et du papier de verre.

(d) Marquez la taille exacte du patch sur une surface du doubleur ovale et appliquez de la colle sur la zone située à l'extérieur de la ligne. Insérez le doubleur dans le trou et amenez-le, face encollée vers le haut, sur la face inférieure de la peau, le contour au crayon du patch correspondant aux bords du trou. Si la courbure de la surface à réparer est supérieure à une augmentation de 1/8 de pouce (3,2 mm) sur 6 pouces (152 mm), la plaque de renfort doit être préformée à l'eau chaude ou à la vapeur en l'amenant à la courbure approximative. En alternative au préformage de la pièce de base de 1/4 de pouce (6,4 mm), la plaque de renfort peut être lamellé-collé à partir de deux épaisseurs de 1/8 de pouce.

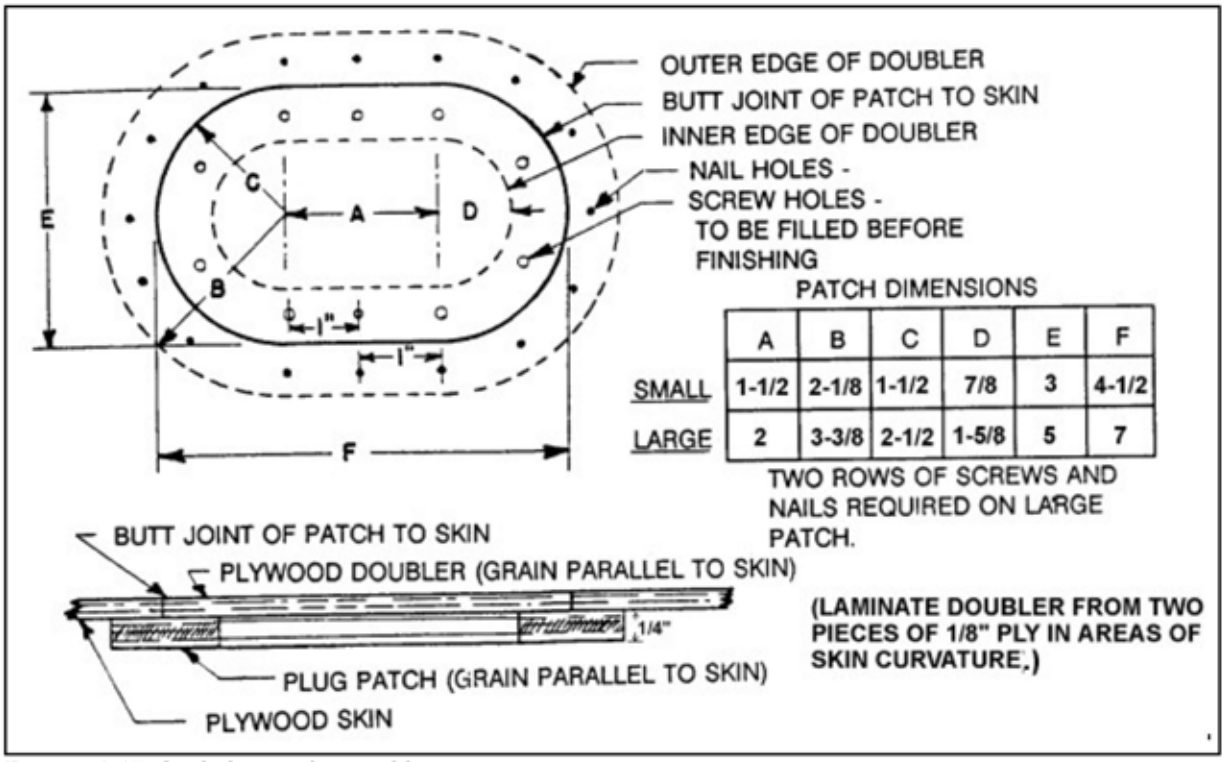
(e) Appliquez des bandes à clous qui délimitent le trou pour appliquer une pression de collage entre la plaque de renfort et le revêtement. Utilisez une barre de maintien pour soutenir le cloutage. Lorsque deux rangées de clous sont utilisées, échelonnez l'espacement des clous. Laissez sécher la colle.

(f) Appliquez de la colle sur la surface restante de la plaque de renfort (doublage) et sur la surface de collage du patch. Placez le patch en position sur la plaque de renfort et vissez la plaque d'appuis sur l'ensemble du patch à l'aide d'un petit clou pour s'aligner avec les trous qui ont été précédemment faits avec le patch et la plaque. On utilise des vis à tête ronde n°4 (3 mm). Il n'est pas nécessaire de percer des avant-trous dans la plaque de renfort en contre-plaqué. Du papier ciré ou un film plastique entre la plaque et le patch évite de coller la plaque d'appuis au patch. Il n'est pas nécessaire d'appliquer des pinces ou une pression supplémentaire, car les bandes à clous et les vis exercent une pression suffisante.

(2) Les patchs de bouchons ronds peuvent être réalisés en suivant les étapes de la figure 1-18. Les étapes sont identiques à celles de la réalisation du patch ovale, sauf pour l'insertion de la plaque de renfort. Lors de l'utilisation du patch rond, où l'accès se fait d'un seul côté, la plaque de renfort rond ne peut être insérée que si elle a été fendue.

1-52. PATCH DE TOILE.

Les petits trous ne dépassant pas un pouce de diamètre (25 mm), après avoir été découpés pour obtenir un contour lisse, peuvent être réparés en appliquant un patch de toile sur l'extérieur du revêtement en contre-plaqué. Les bords du trou découpé doivent d'abord être scellés, et la pièce de tissu doit recouvrir contre-plaqué d'au moins un pouce (25 mm). Les trous situés à moins d'un pouce (25 mm) de tout élément du cadre, ou dans le bord d'attaque ou la zone frontale du fuselage, ne doivent pas être réparés avec des patch de toile.



	A	B	C	D	E	F
SMALL	1-1/2	2-1/8	1-1/2	7/8	3	4-1/2
LARGE	2	3-3/8	2-1/2	1-5/8	5	7

FIGURE 1-17. Oval plug patch assembly.

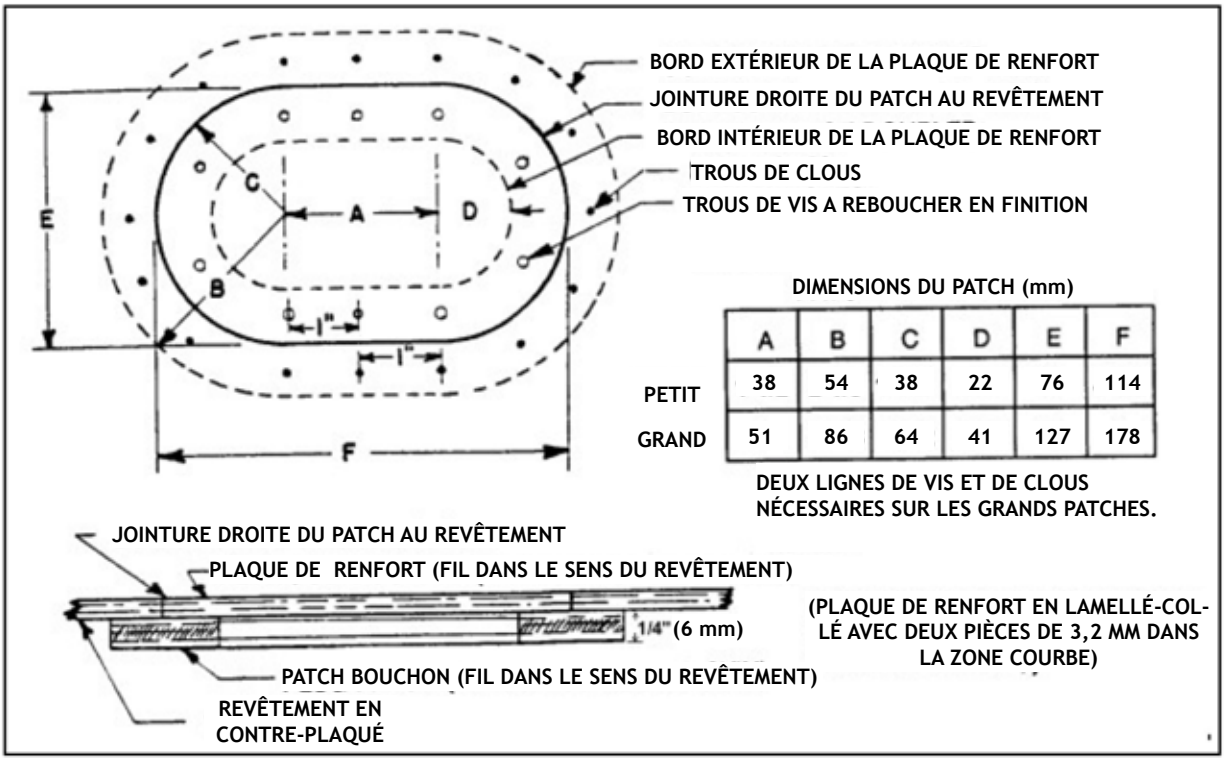
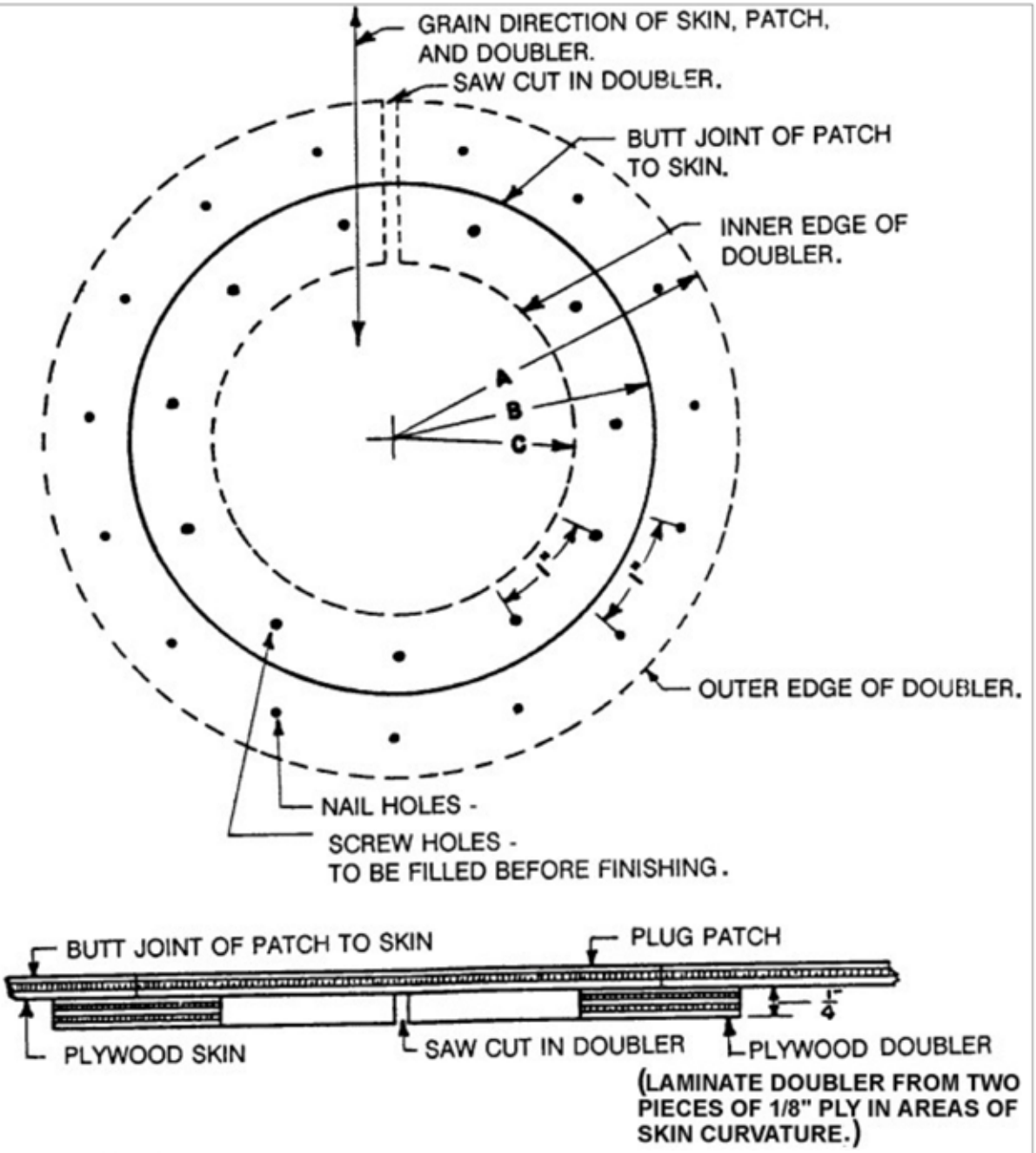


FIGURE 1-17. Assemblage d'un bouchon ovale.



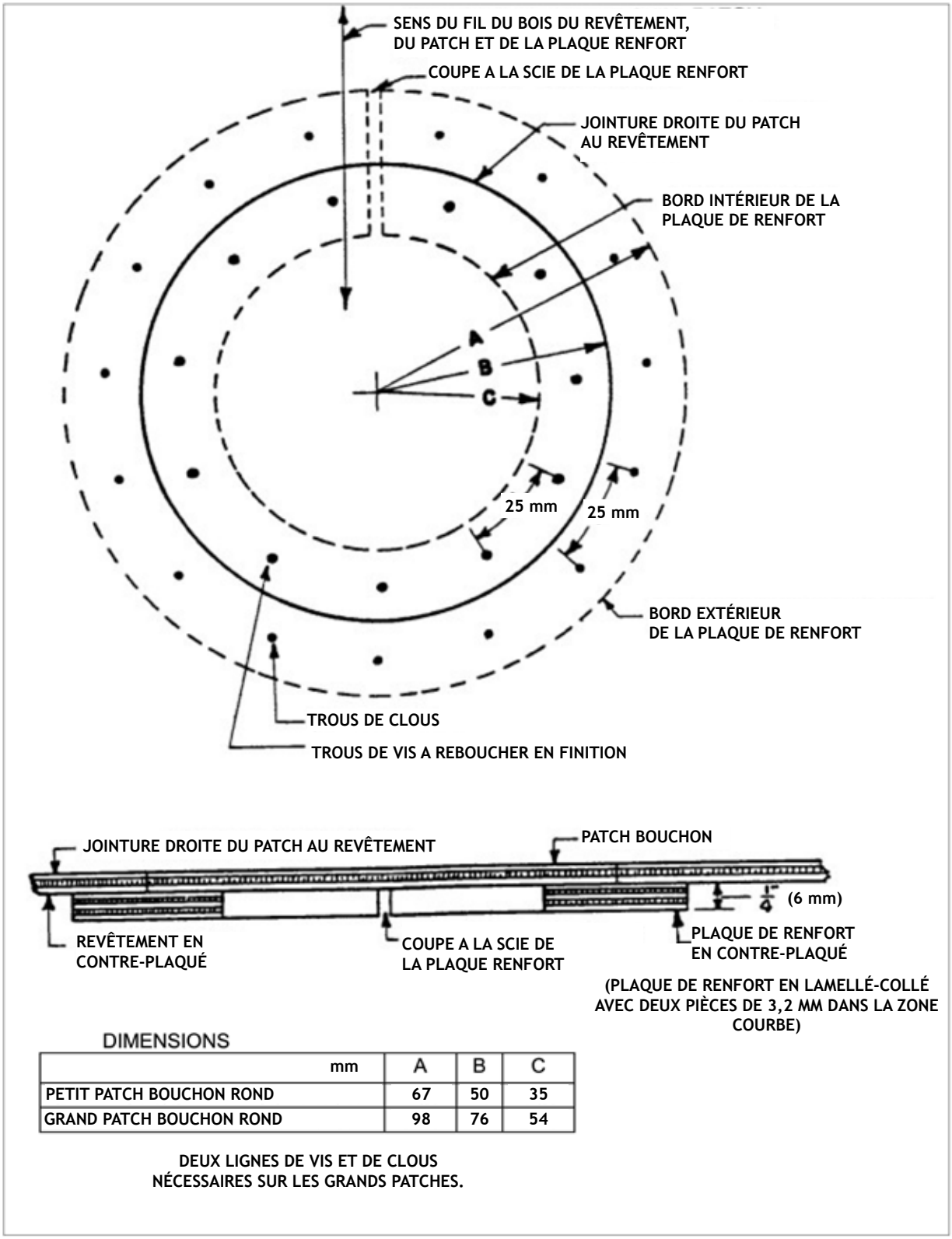
DIMENSIONS

	A	B	C
SMALL CIRCULAR PLUG PATCH	2 5/8	2	1 3/8
LARGE CIRCULAR PLUG PATCH	3 7/8	3	2 1/8

(TWO ROWS OF SCREWS AND NAILS REQUIRED FOR LARGE PATCH)

FIGURE 1-18. Round plug patch assembly.

1-53.—1-63. [RESERVED.]



DIMENSIONS

mm	A	B	C
PETIT PATCH BOUCHON ROND	67	50	35
GRAND PATCH BOUCHON ROND	98	76	54

DEUX LIGNES DE VIS ET DE CLOUS
NÉCESSAIRES SUR LES GRANDS PATCHES.

FIGURE 1-18. Assemblage d'un bouchon rond.

1-53. - 1-63. [RÉSERVÉ.]

SECTION 5. FINISHING WOOD STRUCTURES

1-64. GENERAL. Any repair to spars, ribs, skin surfaces, or other structural parts of the airframe involves finishing as the final step of the job. The surface finish is the final line of defense to prevent the destructive effects of moisture entry into the structure. The time and effort spent during the preparatory phase of the refinishing process will be reflected in the appearance and longevity of the finished surface. Adherence to the instructions issued by the finish manufacturer is necessary to obtain the appearance desired and protective characteristics for the product used. The primary objective of interior finishes is to afford protection of the wood against serious change in moisture content when exposed to damp air or to water that gains entrance to closed spaces by condensation or by penetration of rain, mist, or fog. Coatings, on contact areas between wood and metal protect the metal against corrosion from moisture in the wood. The primary objectives of the exterior finish are to protect the wood against weathering, provide a suitable appearance, and present a smooth surface in flight.

1-65. ACCEPTABLE FINISHES. Any varnish conforming to Federal Specification TT-V-109, as amended, or other coating approved by the airframe manufacturer or the FAA is acceptable. Exterior surfaces must be further protected from the effects of abrasion, weather, and sunlight. A number of systems for exterior finishing have STC approval and are manufactured under a PMA. (See Chapter 2, Fabric Covering.) Low viscosity epoxy adhesive (meeting the requirements of paragraph 1-4 for that purpose) may be used as an internal surface finish when subsequent bonding is necessary.

1-66. PRECAUTIONS.

a. When making repairs, avoid excessive contamination of surfaces with adhesive squeeze-out at joints and on all surfaces. Excess adhesive should always be removed before applying finish. Because many paints and adhesives are incompatible, even a slight amount of adhesive underneath the finish may cause premature deterioration of the finish.

b. Soiling substances, such as oil and grease, should be removed as completely as possible. Naphtha may be used to remove surface deposits of oil and grease; however, thinned residue may penetrate into any unprotected wood. In areas where minor amounts of oil or grease have penetrated the wood surface, removal may be accomplished by use of an absorbent type of cleaner such as gunsmith's whiting or a clothing spot lifter such as K2r™. Marks that are made by grease pencils or lumber crayons containing wax are harmful and should be removed, but marks made by ordinary soft graphite pencils and nonoily stamp pad inks may be safely finished over. All dust, dirt, and other solid particles should be removed.

c. Sawdust, shavings, and chips must be removed from enclosed spaces before they are sealed off by replacement of skin. A vacuum cleaner is useful for such cleaning.

d. Since most adhesives will not bond satisfactorily to sealers, it is necessary to avoid applying sealer over the areas where adhesive will be applied. Mark off areas to receive adhesive, and allow an additional 1/4 inch on each side of the adhesive area to provide for

Section 5. FINITION DES STRUCTURES EN BOIS

1-64. GÉNÉRALITÉS.

Toute réparation des longerons, des nervures, des surfaces de revêtement ou d'autres parties structurelles de la cellule implique une finition comme étape finale du travail. La finition de la surface est la dernière ligne de défense pour empêcher les effets destructeurs de l'entrée d'humidité dans la structure. Le temps et l'effort consacrés à la phase préparatoire du processus de finition se refléteront dans l'apparence et la longévité de la surface finie. Le respect des instructions émises par le fabricant des produits de finition est indispensable pour obtenir l'apparence souhaitée et les caractéristiques de protection du produit utilisé. L'objectif principal des finitions intérieures est de protéger le bois contre les changements importants de la teneur en humidité lorsqu'il est exposé à l'air humide ou à l'eau qui pénètre dans les espaces clos par condensation ou par pénétration de la pluie, de la brume ou du brouillard. Les peintures de protection, sur les zones de contact entre le bois et le métal, protègent le métal contre la corrosion due à l'humidité du bois. Les principaux objectifs de la finition extérieure sont de protéger le bois contre les intempéries, de lui donner un aspect approprié et de présenter une surface lisse en vol.

1-65. FINITIONS ACCEPTABLES.

Tout vernis conforme à la spécification fédérale TT-V-109[1] ou tout autre revêtement approuvé par le constructeur de la cellule ou la FAA[2] est acceptable. Les surfaces extérieures doivent être davantage protégées des effets de l'abrasion, des intempéries et de la lumière du soleil. Un certain nombre de systèmes pour la finition extérieure ont une approbation STC[3] et sont fabriqués sous un PMA[4] (Voir le Chapitre 2, Entoilage). Un adhésif époxy à faible viscosité (répondant aux exigences des paragraphes 1 à 4 à cet effet) peut être utilisé comme finition de surface interne lorsqu'un collage ultérieur est nécessaire.

1-66. PRÉCAUTIONS.

a. Lors des réparations, éviter toute contamination excessive des surfaces lors de l'expulsion de colle au niveau des collages et sur toute autre surface. L'excès de colle doit toujours être enlevé avant d'appliquer la finition. Comme de nombreuses peintures et colles sont incompatibles, même une petite quantité sous la finition peut provoquer une détérioration prématurée de la finition.

b. Les substances salissantes, telles que l'huile et la graisse, doivent être éliminées aussi complètement que possible. Le naphte peut être utilisé pour éliminer les dépôts d'huile et de graisse en surface ; cependant, les résidus dilués peuvent pénétrer dans tout bois non protégé. Dans les zones où de petites quantités d'huile ou de graisse ont pénétré à la surface du bois, l'élimination peut se faire à l'aide d'un nettoyant absorbant d'armurier ou un détachant pour vêtements tel que K2r™. Les marques faites par des crayons gras ou des crayons de bois contenant de la cire sont nocives et doivent être enlevées, mais les marques faites par des crayons à graphite doux ordinaires et des encres pour tampons encreurs non huileux peuvent être retouchées sans danger. Toute poussière, saleté et autres particules solides doivent être éliminées.

c. La sciure, les copeaux et les éclats doivent être retirés des espaces clos avant qu'ils ne soient fermés lors du remplacement du revêtement. Un aspirateur est utile pour ce nettoyage.

d. Comme la plupart des colles n'adhèrent pas de manière satisfaisante aux produits de protection du bois, il faut éviter d'en appliquer sur les zones où la colle sera appliquée. Marquez les zones qui recevront la colle et laissez un quart de pouce (6 mm) supplémentaire de chaque côté de la zone de collage pour permettre un réalignement lors du montage des pièces.

1 NDT: Cette spécification dans sa version TT-V-109 Rev. C datant de 1978 a été remplacée le 31 mars 1997 par la norme A-A-1788, elle même annulée en juillet 1999 sans remplacement. Il ne reste plus qu'à faire pour le mieux en s'inspirant des normes annulées, sans que leur application ne soit obligatoire, sauf indication expresse du concepteur.
2 La DGAC en France.
3 STC : Supplemental Type Certificate, certificat décrivant les modifications autorisées d'un aéronef et les conséquences sur ses performances ou son comportement de sa certification d'origine.
4 PMA : Parts Manufacturer Approval, document d'approbation accordée par la Federal Aviation Administration des États-Unis à un fabricant de pièces d'avion. Conformément à la décision de l'EASA n°2007/003/C, les pièces sous PMA sont approuvées après la délivrance du PMA de la FAA (sans qu'il soit nécessaire de présenter une demande distincte).

misalignment when mating the parts. It is preferable to leave some unsealed areas rather than risk weakening the joint by accidental overlap of the sealer into the bonded areas. Wherever possible, apply sealer to the margins after the adhesive has cured. As an example, the lower skin of a wing bay would be installed first, leaving access from above to apply sealer. All low spots (where moisture would collect) are well sealed. The top skin would be installed last, so that the only unsealed margins would be on upper surfaces where moisture is least likely to collect.

e. An alternative to the previous paragraph is to use an approved epoxy coating and compatible epoxy adhesive. Apply the coating, allowing 1/4 inch margins as in the previous paragraph. After the coating has cured, apply epoxy adhesive to joint surfaces, and overlap the adhesive onto the sealer. Close joint and clamp. The epoxy adhesive will bond satisfactorily to the coating and ensure a complete coverage of the wood surfaces. Use only approved and compatible adhesives and coatings for this method.

1-67. FINISHING OF INTERIOR SURFACES. Finish repaired ribs, spars, interior of plywood skin, and other internal members, including areas of contact between metal and wood, by applying one thinned coat (for penetration into wood grain) of varnish or other acceptable finish, followed by two full coats. Protect built-up box spars and similar closed structures on the interior in the same way. Where better protection is required, as on the surfaces of wheel wells and the bottoms of hulls below the floor boards, an additional coat of aluminized sealer consisting of 12 to 16 ounces of aluminum paste per gallon of sealer, may be applied.

1-68. FINISHING OF EXTERIOR SURFACES. Exterior surfaces require more protection than interior areas due to the effects of abrasion, weather, and sunlight. (See chapter 2.) Tests have shown that the interior temperature of wooden aircraft structures can reach 185 ▪F when the aircraft is finished in a dark color and parked outdoors on a hot, still day. Exposure to prolonged high temperature is detrimental to wood, adhesives, and finishes. Wood loses approximately 25 percent of its strength at 125 ▪F. For this reason, the mechanic should consider temperature effects when selecting finish colors or looking for areas of likely deterioration. The lowest temperatures are found when the aircraft is finished in white or very light colors, while darker colors produce higher temperatures. A general trend toward higher temperatures may be seen when exterior colors are yellow, pink, light blue, aluminum, purple, blue, light green, orange, tan, red, green, brown, and black. A lighter shade of a particular color helps to reduce temperatures.

1-69. FINISHING OF END GRAIN SURFACES. End grain portions of wooden members are much more absorbent than side grain. Because of this extreme vulnerability to moisture entry, it is necessary to take extra precautions to seal end grain.

a. Apply at least one thinned coat of acceptable sealer to ensure maximum penetration, and then follow with as many full strength coats as necessary to achieve a smooth, glossy coating. Depending on the type wood to be finished, two to four full coats will be required. A final coat of aluminized varnish may be applied to end grain surfaces. If the surfaces are to be finished with dope or lacquer, a dope-proof sealer, similar to Federal Specification TT-V-109, or epoxy sealer should be used.

b. Exposed end grain includes such surfaces as spar butts, skin edges, areas around vent holes, inspection holes, fittings, and exposed scarfed or tapered surfaces.

Il est préférable de laisser certaines zones non protégées plutôt que de risquer d'affaiblir le collage par un chevauchement accidentel du vernis dans les zones collées. Dans la mesure du possible, appliquez une protection sur les marges après le durcissement de l'adhésif. Par exemple, le revêtement inférieur d'une aile serait installée en premier, laissant un accès par le haut pour appliquer la protection. Tous les points bas (où l'humidité s'accumulerait) sont ainsi bien protégés. Le revêtement supérieur serait installé en dernier, de sorte que les seules marges non protégées se trouveraient sur les surfaces supérieures où l'humidité est le moins susceptible de s'accumuler.

e. Une alternative au paragraphe précédent consiste à utiliser un vernis époxy approuvé et un adhésif époxy compatible. Appliquer le vernis en laissant des marges de 1/4 de pouce (6 mm) comme dans le paragraphe précédent. Une fois que le revêtement a durci, appliquer l'adhésif époxy sur les surfaces à coller, et faire chevaucher l'adhésif sur le vernis époxy. Fermez et serrez. L'adhésif époxy adhérera de manière satisfaisante au revêtement et assurera une protection complète des surfaces en bois. N'utilisez que des produits approuvés et compatibles pour cette méthode.

1-67. FINITION DES SURFACES INTÉRIEURES.

Terminer les nervures, les longerons, l'intérieur de la peau du contre-plaqué et les autres éléments internes, y compris les zones de contact entre le métal et le bois, en appliquant une couche diluée (pour la pénétration dans les pores du bois) de vernis ou d'un autre produit acceptable, suivie de deux couches complètes. Protéger de la même manière les longerons caissonnés et autres structures fermées similaires à l'intérieur. Lorsqu'une meilleure protection est nécessaire, comme sur les surfaces des passages de roue et les espaces sous le plancher, une couche supplémentaire de produit aluminisé consistant en 12 à 16 onces (340 à 450 g) de pâte d'aluminium par gallon (3,8 litres) de produit de protection, peut être appliquée.

1-68. FINITION DES SURFACES EXTÉRIEURES.

Les surfaces extérieures nécessitent plus de protection que les surfaces intérieures en raison des effets de l'abrasion, des intempéries et du soleil. (Voir le Chapitre 2, Entoilage). Des tests ont montré que la température intérieure des structures d'avion en bois peut atteindre 185°F (85°C) lorsque l'avion est peint dans une couleur sombre et garé à l'extérieur par une journée calme et ensoleillée. L'exposition prolongée à une température élevée est préjudiciable au bois, aux colles et aux finitions. Le bois perd environ 25 % de sa résistance à 125°F (51°C). C'est pourquoi le mécanicien doit tenir compte des effets de la température lorsqu'il choisit les couleurs de finition ou recherche les zones susceptibles de se détériorer. Les températures les plus basses se trouvent lorsque l'avion est peint en blanc ou en couleurs très claires. Les températures vont en augmentant lorsque les couleurs extérieures sont jaune, rose, bleu clair, aluminium, violet, bleu, vert clair, orange, beige, rouge, vert, marron et noir. Une teinte plus claire d'une couleur particulière contribue à réduire les températures.

1-69. LA FINITION DES SURFACES AUX EXTRÉMITÉS.

Les extrémités des éléments en bois sont beaucoup plus absorbantes que les faces latérales. En raison de cette extrême vulnérabilité à l'entrée d'humidité, il est nécessaire de prendre des précautions supplémentaires pour protéger les extrémités.

a. Appliquez au moins une couche mince d'un produit d'étanchéité acceptable pour assurer une pénétration maximale, puis appliquez autant de couches que nécessaire pour obtenir un aspect lisse et brillant. Selon le type de bois à traiter, deux à quatre couches complètes seront nécessaires. Une dernière couche de vernis aluminisé peut être appliquée sur les surfaces des extrémités. Si les surfaces doivent être finies avec une peinture, il convient d'utiliser un produit bouche pore, similaire à la spécification fédérale TT-V-109[1], ou un vernis époxy.

b. Les zones exposées courantes comprennent des surfaces telles que les bouts de longeron, les bords de revêtement, les zones autour des trous d'aération, les trous d'inspection, les raccords et les surfaces exposées biseautées ou coniques.

1 Cf. note de la page précédente

1-70. FINISHING WITH FABRIC OR TAPE. A number of systems for exterior finishing have STC approval and are manufactured under a PMA. Follow the product manufacturer's instructions for the system used.

a. If the finish surrounding the repair is a traditional dope system, seal the wood grain with a suitable solvent resistant one-part varnish, commonly described as "dope proof," or a two-part epoxy varnish. Follow with two coats of clear dope, and allow sufficient drying time between coats.

b. Apply a third coat of clear dope and lay a piece of pinked-edge airplane cloth into the wet film. All air bubbles should be worked out by brushing to ensure maximum adhesion. When dry, apply one brush coat, to ensure proper penetration, and at least one spray coat of clear dope. The dried spray coat may be sanded with fine sandpaper to obtain a smoother finish. Complete the refinishing of the surface by application of a topcoat as required to match the adjacent area.

1-71. SEALING OF BOLT HOLES. Bolt holes in wooden structure provide a vulnerable entry point for moisture. Variations in moisture content around bolt holes can lead to decay or splitting. In addition, excessive moisture at bolt holes promotes corrosion of the bolts. Sealing of the wood surfaces in bolt holes can be accomplished by application of varnish or other acceptable sealer into the open hole. The sealer must be allowed to dry or cure thoroughly prior to bolt installation.

1-72.—1-79. [RESERVED.]

1-70. FINITION AVEC DE LA TOILE.

Un certain nombre de systèmes pour la finition extérieure ont l'approbation du STC et sont fabriqués sous un PMA. Suivez les instructions du fabricant du produit pour le système utilisé.

a. Si la finition entourant la réparation est un système d'entoilage traditionnel à base d'enduits de tension, il faut sceller les pores du bois avec un vernis monocomposant approprié résistant aux solvants, communément appelé « bouche pores », ou un vernis époxy à deux composants. Ensuite, appliquez deux couches d'enduit et laissez sécher suffisamment longtemps entre chaque couche[1].

b. Appliquez une troisième couche d'enduit transparent et posez un morceau de toile d'avion à bord cranté dans la zone humide. Toutes les bulles d'air doivent être éliminées par brossage pour assurer une adhérence maximale. Une fois sec, appliquez une couche au pinceau, pour assurer une bonne pénétration, et au moins une couche d'enduit transparent en spray. L'enduit une fois séché peut être poncé avec un papier de verre fin pour obtenir une finition plus lisse. Compléter la finition de la surface par l'application d'une couche de peinture selon les besoins afin qu'elle corresponde à la zone adjacente.

1-71. PROTECTION DES TROUS DE BOULONS.

Les trous de boulons dans les structures en bois constituent un point d'entrée pour l'humidité. Les variations de la teneur en humidité autour des trous de boulons peuvent entraîner la pourriture ou la fissuration. En outre, une humidité excessive au niveau des trous de boulons favorise la corrosion des boulons. La protection des surfaces de bois dans les trous de boulons peut être réalisée par l'application de vernis ou d'un autre produit acceptable dans le trou ouvert. Le produit d'étanchéité appliqué doit sécher ou durcir complètement avant l'installation des boulons.

1-72. - 1-79. [RÉSERVÉ].

1 NDT : Dans tous les cas, suivez scrupuleusement la procédure fournie par le fabricant de la solution d'entoilage.

INSPECTION ET REPARATION

DES STRUCTURES EN BOIS ET TOILE

	Rédacteur	Vérificateur	Approbateur
Nom	C.AUBERT	R.HORNUNG	A.VELLA
Titre	Inspecteur	Correspondant qualité	Chef département AG
Date (JJ/MM/AA)	8/06/2005	8/06/2005	8/06/2005
Signature			

SOMMAIRE

1. GENERALITES ..... page : 3
1.1. Objet ..... page : 3
1.2. Domaine d'application ..... page : 3
1.3. Responsabilité de mise en œuvre ..... page : 3
1.4. Date d'application ..... page : 3
1.5. Références ..... page : 3
1.6. Terminologie/abréviations ..... page : 3
1.7. Archivage ..... page : 3
1.8. Révision ..... page : 3
1.9. Distribution ..... page : 3
1.10. Motif de la révision ..... page : 3
2. INSPECTION POUR RECHERCHE DE DETERIORATION ..... page : 4
2.1. Examen des surfaces extérieures ..... page : 4
2.2. Examen interne. ..... page : 5
2.3. Contrôle hygrométrique et examen par sondage ..... page : 5
3. CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES BOIS UTILISES EN AERONAUTIQUE ..... page : 6
3.1 Classification ..... page : 6
3.2 Caractéristiques physiques ..... page : 6
3.3 Caractéristiques mécaniques ..... page : 6
3.4 Caractéristiques technologiques ..... page : 7
4 **RECEPTION DU BOIS ..... page : 7**
4.1 Caractéristiques principales des contreplaqués utilisés en aéronautique ..... page : 7
4.2 Marquage et conditionnement ..... page : 8
4.3 Conditions d'approvionnement du contreplaqué ..... page : 8
5 FACTEURS DE DETERIORATION DES STRUCTURES BOIS. ..... Page : 8
5.1 Dégradation par pourrissement - Moisissure - Champignon ..... page : 8
5.2 Dégradation commise par un corps étranger. ..... Page : 9
5.3 Dégradation par bris accidentel ..... page : 9
6 DISPOSITIONS A RESPECTER POUR EXECUTER UNE REPARATION ..... page : 9
6.1 Réfection locale d'un revêtement ..... page : 10
6.2 Principes généraux de réparation ..... page : 10
6.3 Remplacement des trous de drainage ..... page : 11
7 ASSEMBLAGE - UTILISATION DES COLLES ..... page : 11
8 FINITION APRES EXECUTION DE LA REPARATION ..... page : 11
9 EPREUVE DE RESISTANCE DE COLLAGE ..... page : 12

GENERALITES

1.1 Objet

La présente procédure a pour objet de préciser les modalités d'inspection des aéronefs de structure bois et toile

1.2 Domaine d'application

Elle est applicable à l'ensemble des aéronefs civils, de construction bois et toile, immatriculés au registre français disposant d'un certificat de navigabilité normal, ou spécial, entretenu en cadre agréé ou non agréé.

1.3 Responsabilité de mise en oeuvre

L'ensemble du personnel du département aviation générale de l'OSAC est chargé de la mise en oeuvre de la procédure.

1.4 Date d'application

La date d'application de cette procédure est le 15 juin 2005. Un document est valide jusqu'à la prochaine révision ou son annulation.

1.5 Références

Fascicule RP-41-10 Validité et renouvellement du certificat de navigabilité.
PSE 06-02 Maintien de la validité du certificat de navigabilité ou du certificat d'examen de navigabilité.

1.6 Terminologie/abréviations

Sans objet

1.7 Archivage

L'exemplaire de référence est archivé par le chef de département.

1.8 Révision

Cette procédure est révisée à chaque évolution réglementaire.

1.9 Distribution

Cette procédure est diffusée sur le site privé du GSAC

1.10 Motif de la révision

Cette procédure remplace le fascicule P qui est annulé

2. INSPECTION POUR RECHERCHE DE DETERIORATION

L'expérience a montré qu'en plus des inspections courantes de maintenance, tous les aéronefs qui comprennent des composants primaires en bois nécessitent des inspections répétées très approfondies, en particulier les joints collés, afin de déterminer si l'intégrité de la structure demeure. Une humidité excessive peut être à la base du décollement des joints et du délaminage des contre-plaqués. Dans des conditions qui favorisent leur croissance, des champignons peuvent attaquer le bois et causer ce qu'on appelle la putréfaction. La putréfaction peut se produire aux températures qui, en général favorisent la croissance de la vie végétale. Elle est grave uniquement quand la teneur en humidité du bois est supérieure au point de saturation des fibres (30 % en moyenne). Ce n'est que si du bois préalablement séché entre en contact avec de l'eau, provenant par exemple d'une pluie, de la condensation ou d'un contact avec un sol mouillé, que le point de saturation des fibres sera atteint. À elle seule, la vapeur d'eau contenue dans l'air humide ne mouillera pas suffisamment le bois pour alimenter le processus de putréfaction de façon appréciable, mais elle permettra l'apparition d'un peu de moisissure. Si on empêche l'humidité d'entrer dans les fibres du bois en trop grande quantité, il n'y a pratiquement aucune limite à l'espérance de vie des éléments d'une cellule.

Il est donc nécessaire de :

-maintenir en bon état les trous d'évacuation d'eau percés dans les parties basses de fuselage, gouverne, voilure, etc.....,

-refaire si nécessaire la protection intérieure, l'entoilage ou marouflage et les peintures extérieures,

-garer l'avion sous un abri convenable,

-éviter de le laver à grande eau ou avec un appareil de lavage sous pression

A noter que les parties basses sont les plus exposées. Elles doivent être donc surveillées de façon plus intense.

Pour s'assurer de l'intégrité du bois, il est conseillé de procéder périodiquement aux examens suivants:

2.1 Examen des surfaces extérieures.

(a) Examiner toute la surface extérieure de l'élément (aile, fuselage, empennage, etc.) et rechercher la présence des défauts suivants:

(1) Signes indiquant que le bois, juste au-dessous de la toile, est mou ou contient trop d'humidité (le bois est gonflé). On peut déceler la présence de bois ramolli en appuyant sur la surface de l'élément en question avec un instrument à bout arrondi et en comparant la dureté de la surface avec celle du bois sain. Remarquer que la structure sous-jacente des zones comparées doit être identique.

(2) Signes indiquant que la toile ou la peinture se décolle de la surface du bois (bulles, décoloration, cloques, points mous et autres défauts de surface).

(3) Fissures ou cassures dans la peinture. L'ensemble toile-peinture forme une barrière qui empêche l'eau d'entrer dans l'élément. Toute fissure dans cette barrière, quelle qu'en soit la dimension, peut compromettre la capacité de l'ensemble à empêcher l'eau d'entrer dans le bois.

(4) Dégâts extérieurs susceptibles de laisser l'eau pénétrer dans la barrière toile-peinture et d'entrer dans le bois.

Les caractéristiques de surface décrites en (1), (2) et (4) sont plus évidentes en lumière rasante.

La méthode suivante peut permettre à une personne expérimentée de déceler les parties ramollies ou dégradées d'un longeron d'aile. Tapoter l'aile exactement au-dessus et au-dessous des deux longerons avec un petit instrument à bout arrondi, de la taille d'un petit couteau de poche. Commencer à l'extrémité de l'aile et aller vers le fuselage en écoutant le son rendu par l'aile. La qualité du son changera lentement. Si le changement est abrupt, il est possible que le bois ait commencé à se dégrader à cet endroit.

La méthode ci-dessus peut servir à vérifier d'autres éléments qu'une aile.

(b) Faire une marque sur les endroits qui ont les caractéristiques décrites au paragraphe 4.1 (a) et procéder aux examens supplémentaires décrits au paragraphe 4.3.

2.2 Examen interne.

(a) Déposer toutes les portes de visite.

(b) À l'aide d'une lampe de poche et d'un miroir, rechercher à l'intérieur de l'élément la présence des caractéristiques suivantes:

(1) pourriture du bois;

(2) taches d'humidité sur le bois ou le revêtement;

(3) accumulation de poussière ou de saleté qui pourrait dénoter l'existence passée d'eau stagnante;

(4) rouille ou corrosion sur les surfaces métalliques; ou

(5) humidité décelable.

(c) Noter les endroits qui ont les caractéristiques décrites au paragraphe 2.2 (b) et procéder à l'examen supplémentaire décrit au paragraphe 2.3.

(d) S'assurer que tous les trous d'égouttement sont complètement ouverts et exempts de barbes ou de morceaux de toile qui pourraient empêcher l'eau de s'écouler.

2.3 Contrôle hygrométrique et examen par sondage.

(a) Si l'examen des surfaces extérieures et l'examen interne révèlent des endroits douteux, continuer l'inspection progressive en examinant ces endroits comme décrit ci-dessous:

(1) Sonder le bois avec un outil pointu pour voir s'il est ramolli ou dégradé.

(2) Mesurer la teneur en humidité à l'aide d'un hygromètre à résistance d'un modèle approprié.

Le sondage a pour but de déterminer les endroits où le bois est dégradé et consiste à faire pénétrer, dans le bois, un objet pointu, comme un poinçon ou une lame de couteau de poche. Il serait bon que vous "étalonniez", vous-même et votre instrument de sondage, en vérifiant du bois sain de qualité égale à celle du matériau utilisé dans l'élément. Il est à remarquer qu'une cellule est construite de plusieurs sortes de bois, qui ont chacun une dureté différente.

(b) Si, au cours de l'examen d'un élément, vous soupçonnez que la structure s'est dégradée près de la surface, vous pouvez enlever une petite pastille du revêtement de l'aile (1,5 ou 3 mm d'épaisseur) afin d'examiner directement le matériau de l'élément. Affûter un foret de 6 mm de façon que sa pointe soit très aplatie et ajoutez-lui une butée pour l'empêcher de pénétrer à une profondeur supérieure à l'épaisseur du revêtement; essayer le foret sur une chute de contre-plaqué pour vous assurer qu'il coupe nettement et qu'il pénètre de la qualité voulue. Si l'examen indique que le bois est sain, remplacez la pastille en suivant les méthodes de réparation courantes

(c) Si l'examen décrit au paragraphe 2.1 (a) (3) vous donne des raisons de soupçonner que le bois est dégradé près d'un réservoir d'essence, la dépose du panneau qui couvre le réservoir permettra de faire une inspection plus complète.

(d) Si la teneur en humidité est inférieure à 15 % et que le bois se révèle solide au sondage, la structure peut être considérée comme apte au vol. Si la teneur en humidité est égale ou supérieure à 15 % et que le bois se révèle solide au sondage, la structure peut encore être considérée comme apte au vol, mais il faut procéder à des inspections répétées des zones suspectes tous les 15 jours jusqu'à ce que la teneur en humidité soit inférieure à 15 %. La teneur en humidité diminuera à condition que l'eau ne puisse plus entrer dans les fibres du bois. On peut aider au séchage en dirigeant de l'air chaud et sec sur la zone suspecte et en mesurant l'humidité chaque jour; ne pas laisser la teneur en humidité descendre au-dessous de 10 %. Tous les défauts qui permettraient à l'eau d'entrer en contact avec les fibres du bois DOIVENT être rectifiés avant que l'avion soit exposé à une forte humidité.

(e) Si le sondage indique que le bois est mou ou dégradé, les éléments en cause doivent être remplacés. Pour exécuter les réparations, on peut se référer aux documents suivants:

3. CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES BOIS UTILISES EN AERONAUTIQUE

3.1 Classification

On distingue :

-Les résineux tels que le pin d'orégon (douglas), le sapin, le spruce et l'épicéa,
-les feuillus tels que le frêne, le hêtre, le bouleau, l'okoumé.

3.2 Caractéristiques physiques

Les principales sont les suivantes :

Le bois est un matériau anisotrope c'est à dire dont certaines propriétés physiques ou mécaniques varient suivant la direction que l'on considère.

- la direction axiale est parallèle aux fibres,
- la direction radiale suit un rayon de la section du tronc,
- la direction tangentielle est tangente aux couches annuelles.

Le bois est un matériau organique formé de cellules.

Le bois est humide et de la quantité d'eau qu'il renferme dépend ses propriétés mécaniques. A saturation d'eau, le volume est maximal et les résistances mécaniques sont minimales. Plus on s'éloigne de ce point de saturation, plus le volume diminue et plus les résistances mécaniques statiques d'améliorent.

Le bois est rétractile. On appelle rétractilité la propriété que possède le bois de varier dans ses dimensions et son volume lorsque son humidité varie. Elle provoque des phénomènes communément désignés sous le nom de "Travail" du bois et "Jeu" des assemblages.
Le pourcentage de variation du volume entre deux états d'humidité mesure la rétractilité volumétrique du bois entre ces deux états. Si le volume augmente, on dit aussi gonflement du volume, s'il diminue on dit retrait.

La rétractilité axiale est très faible. La rétractilité tangentielle est en moyenne trois fois plus forte que la rétractilité radiale. La masse volumique ne peut être définie que sous certaines conditions d'humidité.

3.3 Caractéristiques mécaniques

En raison de la nature anisotrope du bois il faut considérer les directions par rapport auxquelles les efforts peuvent s'exercer sur les pièces de structure. On a :

La compression axiale parallèle aux fibres et la compression transversale normale à ces fibres.

-La traction axiale,
-Le cisaillement.

La notion de limite élastique est difficile à préciser. On ne peut retenir pratiquement que la limite de rupture. La résistance à la traction, dont le processus de mesure est difficile à réaliser, est très élevée et dépasse souvent le double de la résistance à la compression.
La résistance à la compression se mesure avec précision à l'aide d'essai d'écrasement facile à réaliser. La résistance au cisaillement est difficile à apprécier car le bois est mal organisé pour résister à des efforts de ce genre.

3.4 Caractéristiques technologiques

Le bois ne jouit de la plénitude de ses propriétés que s'il est et demeure sain. La sélection du bois repose avant tout sur son aspect. Le fibrage doit être droit et régulier et les accroissements annuels homogènes selon un espacement d'environ 2 à 4 mm selon les essences.
Les pièces de bois doivent être exemptes de défaut et d'altération dont les plus importants sont:

-les noeuds,
-les défauts de croissance (fibres torses, coupe, courbure, croissance annuelle inégale),
-les blessures (poche de résine, corps étrangers),
-les fentes et fissures,
-les parasites végétaux,
-les dégâts d'insectes,
-les altérations physiologiques (colorations anormales localisées),
-les altérations cryptogamiques (pourriture, moisissure, échauffure, bleuissement, etc.....).

4 RECEPTION DU BOIS

Les conditions techniques de réception et d'emploi des bois bruts débités utilisés dans les constructions et réparations aéronautiques, ainsi que les méthodes d'essais sont définies dans la norme NF L 17-996 Bois bruts débités Spécifications techniques, méthodes d'essais et conditions d'emploi.
Les bois aptes à entrer dans la constitution des aéronefs sont classés en fonction des résultats des essais définis dans la norme NF L 17-996 en : 2ème choix, 1er choix, surchoix 1, surchoix 2, surchoix 3

Lorsque les dessins ne mentionnent aucune spécification sur la résistance mécanique du bois, il faut au minimum utiliser le **premier choix.**

Il faut savoir que le **deuxième choix** est toléré, sauf spécification des dessins, dans les petites pièces de structure n'intervenant pas dans le calcul et la résistance de la structure, c'est-à-dire :
- les cales de remplissage des longerons au droit des fixations des guignols, poulies ou accessoires du même genre - **à l'exclusion** des cales servant à la fixation de ferrures d'emplanture ou de mâts.
- les baguettes d'angle assurant les collages de diaphragmes et de nervures.
- les cadres de fuselage à revêtement travaillant, ne jouant que le rôle de raidisseur de ce revêtement **à l'exclusion** de ceux transmettant directement des efforts, par exemple les cadres support d'empennages et de voilure.
- les baguettes de bord de fuite.
- les lisses ne servant que de support et guidage et d'entoilage dans les fuselages métalliques ou bois de construction en treillis.

Il faut préciser que les baguettes de **nervures** doivent être fabriquées à partir du **premier choix.** L'utilisation du deuxième choix est subordonnée à une demande de dérogation accompagnée d'un calcul justificatif.

4.1 Caractéristiques principales des contreplaqués utilisés en aéronautique

Les essences habituellement employées pour la fabrication des panneaux contreplaqués en construction aéronautique sont :

- Essences tendres :
  - Peuplier
  - Okoumé
  - Acajou d'Afrique.
- Essence demi durs
  - Hêtre
- Essences dures
  - Bouleaux d'Europe
  - Bouleaux d'Amérique
  - Hêtre.

Les panneaux de contreplaqués sont classés en deux catégories :

Catégorie A : contreplaqués obtenus par combinaison de plis, en nombre impair, croisés à 90° et collé à l'aide d'une colle formophénolique en film
Les plis doivent être de même essence et de même épaisseur.

<table>
<tr><th rowspan="3">Epaisseur (mm)</th><th colspan="2">Nombre de plis</th><th colspan="3">Tolérances</th></tr>
<tr><th rowspan="2">Essences tendres</th><th rowspan="2">Essences demi dures et dures</th><th colspan="2">Sur épaisseur</th><th rowspan="2"></th></tr>
<tr><th>Totale du panneau (mm)</th><th>De chaque pli (%)</th><th>Sur longueur et largeur (%)</th></tr>
<tr><td>0,6</td><td rowspan="5">3</td><td rowspan="5">3</td><td>± 0,06</td><td rowspan="5">± 10</td><td rowspan="10">± 0,1</td></tr>
<tr><td>0,8</td><td>± 0,08</td></tr>
<tr><td>1</td><td>± 0,10</td></tr>
<tr><td>1,2</td><td>± 0,12</td></tr>
<tr><td>1,5</td><td>± 0,16</td></tr>
<tr><td>2</td><td rowspan="3">3 ou 5</td><td></td></tr>
<tr><td>2,5</td><td rowspan="3"></td><td>± 0,20</td><td>± 8</td></tr>
<tr><td>3</td><td>± 0,22</td><td>± 7</td></tr>
<tr><td>4</td><td rowspan="3">5 ou 7</td><td>±0,24</td><td>± 6</td></tr>
<tr><td>5</td><td>±0,25</td><td rowspan="2">± 5</td></tr>
<tr><td>6</td><td></td><td>±0,30</td></tr>
</table>

Catégorie B : Contreplaqués obtenus par toute autre combinaison de plis (nombre et sens des fibres), et collés à l'aide d'une colle formophénolique en film. Les plis peuvent être d'essences différentes, mais les plis symétriques doivent être de même essence, de même épaisseur et obtenus par le même procédé (tranchage ou déroulage.

4.2 Marquage et conditionnement

4.2.1 Marquage.
Les panneaux de contreplaqué doivent portés dans un angle, les indications suivantes

- La marque de l'usine productrice,
- La désignation du panneau (catégorie, dénomination de ou des essences du bois, le nombre de plis. Pour la catégorie B, l'angle formé par le fil du bois des faces avec la grande dimension du panneau si cet angle est différent de 90° ou 0°),
- Le numéro du lot et la date de fabrication.

4.2.2 Conditionnement.

Les panneaux doivent restés empilés dans un magasin couvert et clos, les piles étant isolées du sol par des liteaux ou des faux planchers. Le magasin doit avoir un degré hygrométrique compris entre 50%et 75%.

4.3 Conditions d'approvionnement du contreplaqué

Les conditions d'approvionnement des panneaux de contreplaqué utilisés en construction aéronautique ainsi que les méthodes d'essais sont spécifiées dans la norme française NF L 18-130 A.
Un certificat de conformité à cette norme est exigé à chaque commande de panneaux.

5 FACTEURS DE DETERIORATION DES STRUCTURES BOIS.

Les structures bois peuvent être détériorées suivant des processus différents qui peuvent, dans certains cas, se cumuler.

5.1 Dégradation par pourrissement - Moisissure - Champignon.

La stagnation d'eau est bien souvent à l'origine de ces dégradations. Cette eau peut provenir soit d'écoulement extérieur soit de condensation.

5.2 Dégradation commise par un corps étranger.

-Carburant et huile

Les structures avoisinantes le compartiment moteur ou les dessous de fuselage sont fréquemment imprégnées fortement d'huile ou de carburant.

-Acide de batterie
De même les structures situées près d'une batterie peuvent être soumise à l'action d'acide sous forme de liquide ou de vapeur.

-Fixation de pièces en acier
Des pièces en acier mal protégées contre la corrosion s'oxydent au niveau de la face en contact avec le bois ce qui peut provoquer des détériorations profondes et d'autant plus pernicieuses qu'elles sont difficiles à découvrir.

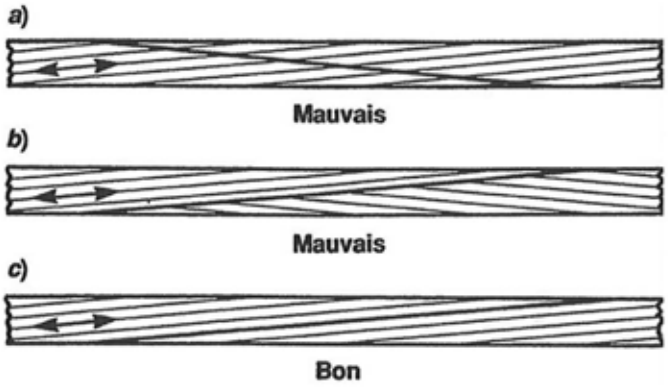
5.3 Dégradation par bris accidentel

Généralement, les accidents sont dus à des heurts au cours des manoeuvres au sol ou à l'atterrissage. Ils apparaissent extérieurement sans ambiguïté.
Par contre il peut se produire au niveau interne de la structure porteuse, des ruptures qui sont provoquées par des charges exagérées supportées en vol. Initiés par l'une d'elles, une ou plusieurs fissures se développent et croissent au fur et à mesure de la répétition des surcharges jusqu'à ce que, la section travaillante devenant insuffisante, la rupture intervienne.
Ce processus peut se présenter sur des avions effectuant fréquemment des figures de voltige. Il est très difficile à détecter d'une part parce que les oeuvres vives atteintes sont généralement inaccessibles car elles sont masquées par un revêtement et d'autre part parce que les fissures sont très difficiles à repérer visuellement.

6 DISPOSITIONS A RESPECTER POUR EXECUTER UNE REPARATION

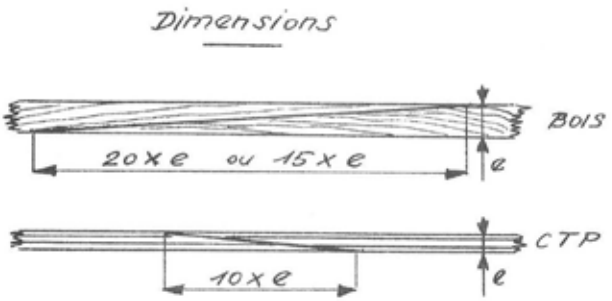
Toutes les pièces et les parties de pièces dégradées doivent être largement découpées et extraites. Un bâti d'assemblage doit permettre le positionnement respectif correct des parties réutilisables. Le bois utilisé pour réparer doit être de la même essence que le bois enlevé. Il doit être en outre au moins de la même qualité. Le sens du fibrage doit être respecté.

Le joint en biseau est la meilleure méthode pour faire un assemblage dans le sens du fil de deux pièces de bois massif. Il faut couper les deux pièces avec précision parce qu'un maximum de contact entre les surfaces encollées augmente la résistance des joints.



La mise en place d'un morceau neuf sur un élément usagé doit se faire exclusivement suivant le principe de l'enture c'est-à-dire d'un greffage de section continu par coupe oblique collée (voir annexe 1). Pour les pièces travaillant en traction, la longueur de l'enture doit être égale ou supérieure à 20 fois l'épaisseur de la pièce à enturer.
Pour les pièces travaillant en compression, la longueur de l'enture doit être égale ou supérieure à 15 fois l'épaisseur de la pièce à enturer.

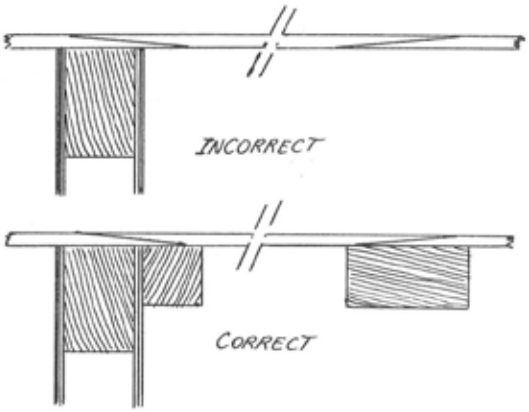
Pour les contreplaqués, la longueur de l'enture doit être au moins égale à 10 fois l'épaisseur.



9/12

6.1 Réfection local d'un revêtement

Pour assurer le collage de toute la largeur de l'enture il faut disposer une pièce d'appui de dimension convenable et suffisamment rigide pour pouvoir exercer le pressage (par bande à clous par exemple).



6.2 Principes généraux de réparation

Réparer, ce n'est pas seulement remettre dans un état permettant le vol, c'est reconstruire une structure ayant toutes les caractéristiques (de résistance de rigidité, de performances etc.....) du modèle certifié.
Une réparation ne doit être entreprise que lorsque les conditions suivantes sont satisfaites.

6.2.1 L'investigation des dégâts doit être complète

Les dégradations doivent être inventoriées et cernées de façon sûre. Un rapport écrit doit être établi. Cette investigation n'est pas toujours une opération simple. En effet la localisation des dégâts peut n'être pas immédiatement apparente. Il est indispensable de connaître de façon précise les circonstances de l'accident pour évaluer le sens et l'intensité des efforts. Des ouvertures dans les revêtements sont souvent nécessaires pour examiner une oeuvre vive, y rechercher par exemple des traces de rupture en compression (un éclairage rasant facilite cette recherche). De part les caractéristiques mécaniques du bois il faut aussi bien avoir à l'esprit le fait que dans le cas d'un élément soumis à des efforts de flexion (longeron d'aile par exemple) la rupture se produira de façon préférentielle dans la partie soumise à la compression (semelle supérieure de longeron par exemple).

6.2.2 Le projet de réparation doit être établi à l'aide de croquis et dessins explicatifs et descriptifs.

6.2.3 Le projet doit être approuvé

Cette approbation est délivrée par les Autorités de Navigabilité. Cette approbation est d'autant plus aisée à obtenir que le constructeur, qui dispose des dossiers de calcul et du savoir faire basé sur ses procédés d'exécution, a examiné et critiqué la proposition de réparation.

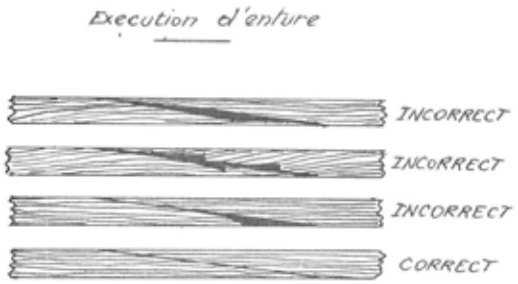
AC43.13 : Acceptable Methods, Techniques and Practices AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR, Department of Transportation, Federal Aviation Agency décrit des méthodes de réparation pouvant être utilisées pour réaliser le dossier de réparation.(ce document n'est pas une donnée approuvée)

6.3 Remplacement des trous de drainage

Chaque fois que des réparations nécessite le remplacement d'une partie qui comprend des trous de drainage, la partie réparée doit être pourvue des mêmes trous de drainage, de mêmes dimensions et aux mêmes endroits.

7 ASSEMBLAGE - UTILISATION DES COLLES

Il est impératif d'utiliser la colle préconisée par le constructeur.
Il faut que l'opération de collage soit soigneusement faite. On doit obtenir un film uniforme, fin et continu de colle solidifiée dans le joint, avec une adhésion adéquate aux deux surfaces de bois.
Il est recommandé de ne pas laisser s'écouler plus de 8 heures entre le surfaçage final et le collage.
Les assemblages doivent être réalisés de façon à ce que les faces de jonction inter pièces soient usinées de manière à se confondre sur toute leur étendue afin que le joint de colle soit le plus mince possible. En effet plus le joint est épais et moins l'assemblage est résistant. De plus la colle ne rempli pas les interstices ou cavités, elle ne bouche pas les trous même si, à l'état liquide ou pâteux elle semble le faire.



Les 2 faces à joindre doivent être dépolies ou grattées avant d'être encollées complètement mais sans excès.

En outre :

- Respecter les proportions des composants de la colle selon les indications du fournisseur,
-Vérifier que la température de l'atelier est convenable (en général 20 à 25°C),
-Rejeter toute préparation de colle dont la durée de vie en pot est dépassée,
-Surfacer et éliminer les traces de graisse, d'huile, de cire, de vernis, d'enduit, de peinture, de poussière, d'eau, de colle, de marques de crayon et d'autres produits étrangers sur les surfaces à coller,
-Enduire chacune des faces à presser et maintenir le pressage durant un temps suffisant (variable selon les colles),
- respecter le taux d'humidité du bois qui doit être situés entre 5 et 15%.
- respecter le temps de séchage sous pression (10heures minimum, 20 heures pour les pièces collées en forme)
-Eviter l'utilisation immédiate car le collage ne devient résistant qu'après quelques jours de maturation. (6 jours minimum)

8 FINITION APRES EXECUTION DE LA REPARATION

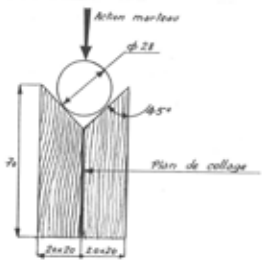
Pour effectuer la finition des parties réparées, il faut appliquer au moins 2 couches de vernis ou de primaire de protection sur le bois neuf mis en place.
S'il s'agit d'un caisson à l'intérieur duquel l'accès n'est plus possible après fermeture, la protection est déposée avant collage de la dernière pièce.

9 EPREUVE DE RESISTANCE DE COLLAGE

En cas d'incertitude et avant d'utiliser une nouvelle fourniture de colle, il est bon de s'assurer, à l'aide de plusieurs essais, de sa bonne qualité.

L'éprouvette ci-dessous permet de réaliser un essai qui ne demande pour tout outillage qu'un cylindre de 28 mm de diamètre et un fort marteau. Les bois à employer pour sa fabrication doivent être de la même nature que celui de la structure de l'avion.

Le collage est considéré comme satisfaisant si la quantité des fibres "arrachées" constitue au moins 75 % de la totalité de la surface collée.



12/12

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

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.

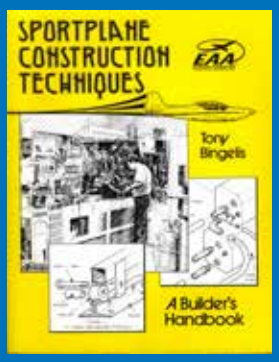
www.rsafrance.com

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

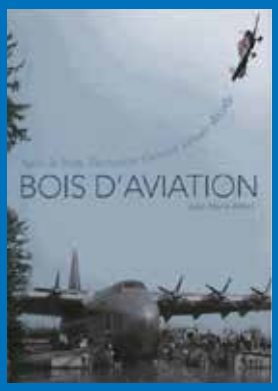


Sportplane construction techniques

Auteur : Tony Bingelis

Longtemps une référence pour les constructeurs anglophones. Toutes les techniques de construction y sont présentées.

www.eaa.org

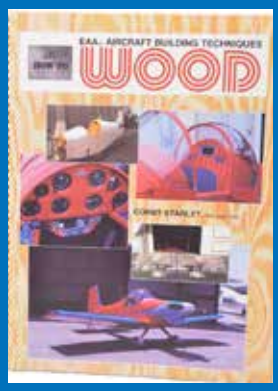


Bois d'aviation

Auteur : Jean-Marie Ballu

Le bois a permis l'envole de l'aviation et pendant un siècle, son épanouissement. Matériau facile à travailler, léger, souple, résistant et largement disponible...

ISBN : 9782916525075.



Wood aircraft building techniques

Auteur : EAA

Comment mettre en oeuvre et réparer les avions en bois.

www.eaa.org

Guide des essences de bois

Auteur : Yves Benoît (2018)

Un outil de documentation et de travail universel qu'apprécieront, chacun dans son registre, le professionnel du bois et de l'ameublement, l'artisan, l'enseignant, l'étudiant et le bricoleur. 182 pages

ISBN: 978-2212676341

Le grand livre de la menuiserie

Auteurs : Thierry Gallauziaux et David Fedullo (2018)

Ce nouveau grand livre des deux fameux auteurs plébiscités pour la clarté de leurs schémas et la précision de leurs explications répondra à toutes les attentes. 678 pages

ISBN : 978-2212676457

Notez que l'on ne fait pas un avion comme un meuble, il y a des spécificités, mais l'utilisation des outils est la même

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

Août 2020