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

Secrets de constructeurs

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

Chapitre 2
ENTOILAGE

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

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

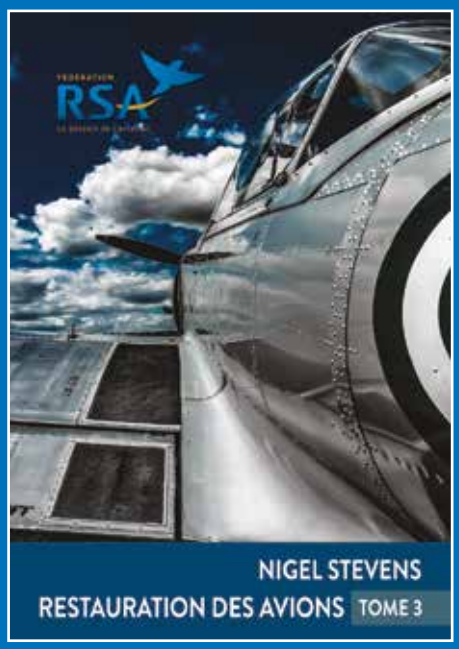
FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

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 700 pages pour choisir votre construction

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



Trois tomes de référence pour votre projet de restauration

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

Fédération française des constructeurs et restaurateurs d'aéronefs

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

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

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

Fondateur
Sylvain Badez
Directeur de la publication
Dominique Simon
Rédacteur en Chef
Patrick Cottereau
Rédacteur en Chef Adjoint
Nicolas Souchon

Ont participé à ce numéro :
Dominique Simon, Pascal Teil, Jean-Claude Afflard, Michel Suire pour la relecture de la traduction réalisée par Patrick Cottereau

Photo de couverture : PC

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

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

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

Publicité & articles
cahiers@rsafrance.com

Informations sur
www.rsafrance.com

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

Commission paritaire
62631
ISSN : 0295-9003

Dépot légal
A parution

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

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

Afin de ne pas attendre la traduction des 646 pages du document original, nous vous proposons une mise à disposition par Chapitre, le Chapitre 1 sur les structures en bois ayant été traduit en juin 2020, voici le Chapitre 2 concernant l'entoilage. Les suivants concerneront 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).

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

Entretenez et réparez sérieusement !

Patrick Cottereau

CHAPTER 2. FABRIC COVERING

SECTION 1. PRACTICES AND PRECAUTIONS

2-1. General....2-1
2-2. Problem Areas....2-1
2-3. Aircraft Fabric-Synthetic....2-1
2-4. Aircraft Fabric-Natural....2-2
Table 2-1. Cotton and Linen Fabrics....2-3
2-5. Recovering Aircraft....2-2
Table 2-2. Cotton and Linen, Tapes and Threads....2-4
2-6. Preparation of the Structure for Covering....2-2
2-7. Fabric Seams....2-5
Figure 2-1. Fabric Seams....2-7
Figure 2-2. Typical Methods of Attaching Fabric....2-8
2-8. Covering Methods....2-9
2-9. Reinforcing Tape....2-10
Figure 2-3. Exploded Side View of Rib....2-10
2-10. Lacing....2-11
Figure 2-4. Standard External Modified Seine Knot Used for Single and Double Rib Lacing....2-11
Figure 2-5. Starting Stitch for Rib Lacing....2-12
Figure 2-6. Standard Single-Loop Lacing....2-13
Figure 2-7. Standard Knot for Double-Loop Lacing....2-14
Figure 2-8. Standard Double-Loop Lacing (Optional)....2-15
Figure 2-9a. Alternate Sequence to Tie a Modified Seine Knot for Rib Lacing....2-16
Figure 2-9b. Alternate Sequence to Tie a Modified Seine Knot for Rib Lacing....2-17
Figure 2-9c. Alternate Sequence to Tie a Modified Seine Knot for Rib Lacing....2-18
Figure 2-10. Splice Knot....2-19
Figure 2-11. Blindstitch Lacing - Square Knot Secured with Half Hitches....2-20
2-11. Stitch Spacing....2-19
Figure 2-12. Fabric Attachment Spacing....2-21
2-12. Fasteners....2-21
2-13. Finishing Tape....2-22
2-14. Inspection Rings and Drain Grommets....2-22
2-15.—2-19. [RESERVED.]....2-23

SECTION 2. APPLICATION OF DOPE

2-20. General....2-25
Table 2-3. Safety Tips for Dope/Paint....2-26
Table 2-4. Tips for Doping....2-26
2-21. Dope Application Procedure (Natural Fabrics)....2-26
2-22. Covering Over Plywood....2-28
2-23. Coating Application Defects....2-29
2-24.—2-29. [RESERVED.]....2-31

SECTION 3. INSPECTION AND TESTING

2-30. General....2-33
2-31. Fabric Identification....2-34
2-32. Coating Identification....2-34
2-33. Strength Criteria for Aircraft Fabric....2-35
2-34. Fabric Testing....2-35
2-35. Rejuvenation of Dope Film....2-36
2-36.—2-41. [RESERVED.]....2-36

SECTION 4. REPAIRS TO FABRIC COVERING

2-42. General....2-37
2-43. Repair of Tears and Access Openings....2-37
Figure 2-13 Repair of Tears in Fabric....2-38
2-44. Sewn-Patch Repair....2-38
Figure 2-14 Hand-Stitch Detail....2-39
2-45. Doped-On Patch Repair....2-39
2-46.—2-51. [RESERVED.]....2-40

Sommaire du Chapitre 2

Page	Rubrique
	SECTION 1. MISE EN OEUVRE ET PRÉCAUTIONS
7	2-1. GÉNÉRALITÉS.
7	2-2. DOMAINES DE PRÉOCCUPATIONS.
7	2-3. ENTOILAGE SYNTHÉTIQUE.
9	2-4. LES TEXTILES D'ORIGINES NATURELLES..
9	2-5. ENTOILAGE DES AVIONS.
9	2-6. PRÉPARATION DE LA STRUCTURE POUR L'ENTOILAGE.
15	2-7. COUDRE LA TOILE.
23	2-8. MÉTHODES D'ENTOILAGE.
25	2-9. BANDE DE RENFORT.
27	2-10. LARDAGE.
43	2-11. ESPACEMENT DES POINTS.
47	2-12. FIXATION.
49	2-13. BANDE DE FINITION.
49	2-14. TRAPPES D'INSPECTION ET ŒILLETS DE DRAINAGE.
	2-15.- 2-19. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 2. APPLICATION DE L'ENDUIT
53	2-20. GÉNÉRALITÉS.
55	2-21. PROCÉDURE D'APPLICATION DE L'ENDUIT (Textiles naturels).
59	2-22. ENTOILAGE SUR DU CONTRE-PLAQUÉ.
61	2-23. DÉFAUTS D'APPLICATION DE L'ENTOILAGE.
	2-24.- 2-29. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 3. INSPECTION ET TEST
67	2-30. GÉNÉRALITÉS.
69	2-31. IDENTIFICATION DE LA TOILE.
69	2-32. IDENTIFICATION DE L'ENDUIT.
71	2-33. CRITÈRES DE RÉSISTANCE POUR LA TOILE DES AÉRONEFS.
71	2-34. TEST DE L'ENTOILAGE.
73	2-35. RAJEUNISSEMENT DE L'ENDUIT.
	2-36.- 2-41. [RÉSERVÉ.]
	SECTION 4. RÉPARATIONS DE L'ENTOILAGE
75	2-42. GÉNÉRALITÉS.
75	2-43. RÉPARATION DES DÉCHIRURES ET DES OUVERTURES D'ACCÈS.
77	2-44. RÉPARATION PAR PATCH COUSU.
79	2-45. RÉPARATION DE PATCHES ENDUITS.
	2-46. - 2-51. [RÉSERVÉ].

CHAPTER 2. FABRIC COVERING

SECTION 1. PRACTICES AND PRECAUTIONS

2-1. GENERAL. Cotton and Irish linen fabrics were the airframe coverings of choice from WWI through the 1950's. However, increases in cost and the short lifespan of natural fabrics became the driving factors which resulted in almost 100 percent replacement of original airframe fabrics by man-made, STC-approved, polyester, and glass filament fabric.

2-2. PROBLEM AREAS.

a. Deterioration. Polyester fabric deteriorates only by exposure to ultraviolet radiation as used in an aircraft covering environment. When coatings completely protect the fabric its service life is infinite. Therefore, it is very important to thoroughly protect the structure from deterioration before covering and provide adequate inspection access to all areas of fabric-covered components to allow inspection for corrosion, wood rot, and mice infestation. Multiple drain holes in the lower ends of all fabric-covered sections also provide needed ventilation to remove condensation.

b. Tension. Polyester fabric obtains maximum tension on an airframe at 350 ºF, and will not be excessive on aircraft originally covered with natural fabric and 12 coats of Nitrate or Butyrate Dope. However, dope applied over full heat-tauted fabric can develop excess tension after aging and damage light aircraft structures. Coatings other than dope will not increase fabric tension after aging. The heat-tauting instructions given in the manual of each STC-approved covering process should be followed.

2-3. AIRCRAFT FABRIC-SYNTHETIC.

a. STC-Approved Covering Materials. There is a wide selection of STC-approved covering materials available which utilize synthetic fabric falling within the generic class "Polyester" and may vary in characteristics. Difference in the fabric may be denier, tenacity, thread count, weight, shrink, tension, and weave style.

b. Polyester Filaments. Polyester Filaments are manufactured by polymerization of various select acids and alcohols, then extruding the resulting molten polymers through spinnerets to form filaments. The filaments are heat stretched to reduce to the desired denier or size. It is the heat stretching that imparts a memory in the filaments causing them to try and return to their original shorter length when reheated at a controlled temperature. Overheating will cancel the memory and melt the filaments.

c. Covering Procedures. Coating types, covering accessories, and covering procedures also may vary; therefore, the covering procedures given in the pertinent manuals must be followed to comply with the STC. The FAA STC-approved installation takes precedence over instructions in this advisory circular.

d. Installation. Initial installation of polyester fabric is similar to natural fabric. The fabric is installed with as little slack as possible, considering fittings and other protrusions. It may be sewn into an envelope, installed as a blanket, or installed by cementing to the airframe with a fabric cement. Each STC may differ in the cement seam overlap, type of sewn seam, heat shrinking procedures, and temperature.

Section 1. MISE EN OEUVRE ET PRÉCAUTIONS

2-1. GÉNÉRALITÉS. Les toiles de coton et de lin irlandais ont été les revêtements privilégiés pour les avions de la première guerre mondiale jusqu'aux années 1950. Cependant, l'augmentation des coûts et la courte durée de vie des textiles naturels sont devenus les facteurs déterminants qui ont entraîné le remplacement de presque 100 % des toiles d'origine des cellules d'avion par des textiles synthétiques, approuvés par le STC, en polyester et en fibres de verre.

2-2. DOMAINES DE PRÉOCCUPATIONS.

a. Détérioration. Le textile en polyester se détériore uniquement par exposition aux rayons ultraviolets, comme c'est le cas pour l'entoilage d'un avion. Lorsque les enduits protègent complètement la toile, sa durée de vie est illimitée. Il est donc très important de protéger soigneusement la structure contre sa dégradation avant de la recouvrir, ainsi que de fournir un accès d'inspection adéquat à toutes les parties recouvertes de toile pour permettre l'inspection de la corrosion, de la pourriture du bois ou de la présence de rongeurs. De multiples trous de drainage dans les parties inférieures de toutes les sections recouvertes de toile assurent également la ventilation nécessaire pour éliminer la condensation.

b.Tension. La toile de polyester obtient une tension maximale à 177°C, et ne sera pas excessive sur les avions recouverts à l'origine de toile naturelle et de 12 couches d'enduit à base de nitrates ou de butyrates. Cependant, l'enduit appliqué sur une toile entièrement thermo-tendue peut provoquer une tension excessive après vieillissement et endommager les structures des avions légers. Les revêtements ne nécessitant pas l'application d'enduit n'augmentent pas la tension de la toile après le vieillissement. Il convient de suivre les instructions d'application de la chaleur données dans le manuel de chaque procédé d'entoilage approuvé par le STC.

2-3. ENTOILAGE SYNTHÉTIQUE.

a. Matériaux d'entoilage approuvés par le STC. Il existe une large sélection de solutions approuvés par le STC qui utilisent une toile synthétique appartenant à la classe générique « Polyester » et dont les caractéristiques peuvent varier. Les différences dans le tissu peuvent être le denier, la ténacité, le nombre de fils, le poids, le rétrécissement, la tension et le style de tissage.

b. Filaments de polyester. Les filaments de polyester sont fabriqués par polymérisation de divers acides et alcools sélectionnés, puis par extrusion des polymères fondus résultants à travers des filières pour former des fils. Les filaments sont étirés à la chaleur pour être réduits au denier ou à la taille désirée. C'est l'étirement à chaud qui confère aux filaments une mémoire qui leur permet d'essayer de retrouver leur longueur initiale plus courte lorsqu'ils sont réchauffés à une température contrôlée. La surchauffe annule la mémoire et fait fondre les filaments.

c. Procédures de mise en œuvre. Les types de revêtement, les accessoires et les procédures de pose peuvent également varier ; par conséquent, les procédures de pose indiquées dans les manuels correspondants doivent être suivies pour se conformer aux STC. L'installation approuvée par le STC de la FAA[1] a la priorité sur les instructions de la présente circulaire consultative.

d. Mise en place. La mise en place initiale de la toile de polyester est similaire à celle du textile naturel. La toile est installée avec le moins de mou possible, en tenant compte des raccords et autres saillies. Elle peut être cousue dans un fourreau, installé comme une couverture, ou installé par collage sur la cellule avec un adhésif compatible. Chaque STC peut différer en ce qui concerne le chevauchement des joints de collage, le type de jointure, les procédures de thermo-rétraction et la température à appliquer.

1 NDT: La DGAC en France et l'EASA en Europe.

2-4. AIRCRAFT FABRIC-NATURAL. Physical specifications and minimum strength requirements for natural fiber fabric, cotton and linen, used to recover or repair components of an aircraft, are listed in table 2-1. Tear resistance is an important factor when considering aircraft fabric. A test method such as ASTM D 1424 is recommended. Technical Standard Order TSO-C15d, entitled Aircraft Fabric, Grade A (AMS 3806D); and TSO-C14b, Aircraft Fabric, Intermediate Grade (AMS 3804C) current edition, respectively, describe the minimum standards that all fabric must meet to qualify as aircraft covering material.

2-5. RECOVERING AIRCRAFT. Recover or repair aircraft with a fabric of equal quality and strength to that used by the original aircraft manufacturer. It is recommended that fabric conforming to TSO-C15d or TSO-C14b be used to recover aircraft originally covered with lower strength fabric conforming to AMS 3802, current edition.

NOTE: Recovering or repairing aircraft with any type fabric and/or coating other than the type used by the original aircraft manufacturer is considered a major alteration. Obtain approval from the FAA on fabric and installation data. Cotton and linen rib lacing cord, machine and hand-sewing thread, and finishing tapes should not be used with polyester and glass fabric covering.

a. Reinforcing tape minimum tensile strength is listed in table 2-2. Reinforcing tape meeting specification MIL-T-5661, Type I, current edition, is acceptable. Reinforcing tape should have a minimum 40 lb. resistance without failure when static tested in shear against a single rib lace, or a pull-through resistance when tested against a single-wire clip, rivet, screw, or any other type of fabric-to-rib attachment. Reinforcing tape is used over the rib cab on top of the fabric and for inter-rib bracing.

b. Finishing Tape, sometimes referred to as surface tape, should have the same properties as the fabric used to cover the aircraft.

c. Lacing Cord shall have a minimum breaking strength of 40 lb. Lacing cord meeting the specifications listed in table 2-2 is acceptable. Rib lace cord should have a microcrystalline fungicidal wax, paraffin-free wax, or beeswax coating, or other approved treatment to prevent wearing and fraying when pulling through the structure.

d. Machine Thread shall have a minimum breaking strength of 5 lb. Thread meeting the specifications listed in table 2-2 is acceptable.

e. Hand-Sewing Thread shall have a minimum breaking strength of 14 lb. Thread meeting the specifications listed in table 2-2, is acceptable. When covering with STC-approved fabric covering material, use the type of sewing thread approved by the STC and manufactured under the specific PMA.

f. Flutter Precautions. When re-covering or repairing control surfaces, especially on high performance airplanes, make sure that dynamic and static balances are not adversely affected. Weight distribution and mass balance must be considered to preclude to possibility of induced flutter.

2-6. PREPARATION OF THE STRUCTURE FOR COVERING. One of the most important items when covering aircraft is the proper preparation of the structure. Before covering, the airframe must be inspected and approved by a FAA-certified mechanic or repair station.

2-4. LES TEXTILES D'ORIGINES NATURELLES.

Les spécifications physiques et les exigences minimales de résistance des toiles en fibres naturelles, en coton et en lin, utilisées pour recouvrir ou réparer les éléments d'un avion, sont énumérées dans le tableau 2-1. La résistance à la déchirure est un facteur important dans l'examen des toiles aéronautiques. Une méthode d'essai telle que la norme ASTM D 1424 est recommandée. Les normes TSO-C15d, intitulée Aircraft Fabric, Grade A (AMS 3806D), et TSO-C14b, Aircraft Fabric, Intermediate Grade (AMS 3804C), dernière édition, décrivent respectivement les normes minimales que toute toile doit respecter pour être qualifiée de matériau de revêtement d'aéronef.

2-5. ENTOILAGE DES AVIONS.

L'entoilage ou la réparation d'un aéronef avec une toile de qualité et de résistance égales à celui utilisé par le constructeur d'origine de l'aéronef. Il est recommandé d'utiliser un entoilage conforme à la norme TSO-C15d ou TSO-C14b pour recouvrir les aéronefs initialement recouverts d'une toile moins résistante conforme à la norme AMS 3802, dernière édition.

> **NOTE : L'entoilage ou la réparation d'un aéronef avec un type de toile et/ou de revêtement autre que celui utilisé par le constructeur d'origine sont considérés comme des modifications majeures. Il est nécessaire d'obtenir l'approbation de la FAA[1] sur la toile et ses conditions de mise en oeuvre. Les cordons de lardage en coton et en lin, les fils de couture machine et manuelle, ainsi que les rubans de finition ne doivent pas être utilisés avec un revêtement en tissu de polyester et de verre.**

a. La résistance minimale à la traction de **la bande de renfort** est indiquée dans le tableau 2-2. Les bandes de renfort répondant à la spécification MIL-T-5661, Type I, dernière édition, sont acceptables. La bande de renfort doit avoir une résistance minimale de 18 kg sans défaillance lorsqu'elle est soumise à un essai statique en cisaillement contre un cordon, ou une résistance à l'arrachement lorsqu'elle est au contact d'un « Martin clip », d'un rivet, d'une vis ou tout autre type de fixation de la toile sur une nervure. Une bande de renfort est utilisée sur la semelle de la nervure, au-dessus de la toile, et pour le contreventement entre les nervures.

b. **La bande de finition**, parfois appelé bande de protection, doit avoir les mêmes propriétés que la toile utilisée pour recouvrir l'avion.

c. **Le cordon de lardage** doit avoir une résistance minimale à la rupture de 18 kg. Un cordon de lardage répondant aux spécifications énumérées dans le tableau 2-2 est acceptable. Les cordons de lardage doivent être enduits de cire fongicide microcristalline, de cire sans paraffine ou de cire d'abeille, ou un autre traitement approuvé afin d'empêcher l'usure et l'effilochage lors du passage à travers la structure.

d. **Le fil à coudre pour machine** doit avoir une résistance à la rupture d'au moins 2.3 kg. Le fil répondant aux spécifications énumérées dans le tableau 2-2 est acceptable.

e. **Le fil à coudre manuel** doit avoir une résistance à la rupture minimale de 6.4 kg. Un fil répondant aux spécifications du tableau 2-2 est acceptable. Lorsque vous entoilez avec un textile approuvé par le STC, utilisez le type de fil à coudre approuvé par le STC et fabriqué selon le PMA spécifique.

f. **Précautions contre le flutter**. Lorsque vous entoilez ou réparez des gouvernes, en particulier sur les avions à hautes performances, assurez-vous que les équilibres dynamiques et statiques ne sont pas affectés. La répartition et l'équilibrage des masses doivent être pris en compte pour éviter tout risque de flutter induit.

2-6. PRÉPARATION DE LA STRUCTURE POUR L'ENTOILAGE.

L'un des points les plus importants lors de l'entoilage d'un avion est la bonne préparation de la structure. Avant d'être recouverte, la cellule doit être inspectée et approuvée[2] par un mécanicien ou une station de maintenance certifiés par la FAA.

1 NDT: La DGAC en France.

2 NDT: Pour les appareils certifiés. En construction amateur, le constructeur est apte à décider, suivant les conseils du concepteur de la machine.

TABLE 2-1. Cotton and linen fabrics.

Materials	Specification	Minimum Tensile Strength New (undoped)	Minimum Tearing Strength New (undoped) (ASTM D 1424)	Minimum Tensile Strength Deteriorated (undoped)	Thread Count Per Inch	Use and Remarks
Airplane cloth mercerized cotton (Grade "A").	TSO-C15d, as amended, references Society Automotive Engineers AMS 3806d, as amended or MIL-C-5646	80 pounds per inch warp and fill.	5 pounds warp and fill.	56 pounds per inch.	80 min., 84 max. warp and fill.	For use on all aircraft. Required on aircraft with wing loading of 9 p.s.f. or greater or placard never exceed speed of 160 m.p.h. or greater.
Airplane cloth mercerized cotton.	TSO-C14b, as amended, references Society Automotive Engineers AMS-3804c, as amended.	65 pounds per inch warp and fill.	4 pounds warp and fill.	46 pounds per inch.	80 min., 94 max. warp and fill.	For use on aircraft with wing loading less than 9 p.s.f. and never exceed speed of less than 160 m.p.h.
Airplane cloth mercerized cotton.	Society Automotive Engineers AMS 3802, as amended.	50 pounds per inch warp and fill.	3 pounds warp and fill.	35 pounds per inch.	110 max. warp and fill.	For use on gliders with wing loading of 8 p.s.f. or less, provided the placarded never-exceed speed is 135 m.p.h. or less.
Aircraft linen.	British 7F1.					This material meets the minimum strength Requirements of TSO-C15.

a. Battery Box Treatment. An asphaltic, rubber-based acid-proof coating should be applied to the structure in the area of a battery box, by brush, for additional protection from battery acid. Control cables routed in the area of the battery box should be coated with paralketone.

b. Worn Holes. Oversized screw holes or worn size 4 self-tapping screw holes through ribs and other structures used to attach fabric may be redrilled a minimum 1-1/2 hole diameter distance from the original hole location with a # 44 (0.086) drill bit. Size 6 screws, drill bit size # 36 (0.1065), may be installed in stripped or worn holes drilled for size 4 screws, usually without redrilling. Worn holes for wire clips and wire barbs should be redrilled a minimum 1-1/2 hole distance from the original locations using a drill jig to ensure correct spacing, with the appropriate size drill bit. Drill bit size # 30 (0.128) may be used to redrill oversize holes for 1/8-inch diameter blind rivets a minimum 1-1/2 hole diameter distance from the original location.

Table 2-1. Toiles de coton et de lin

Matériaux	Spécifications	Résistance minimale en tension de la toile neuve (sans enduit)	Résistance minimale au déchirement (sans enduit) (ASTM D1424)	Résistance minimale en tension de la toile usée (sans enduit)	Nombre de fils par centimètre	Utilisation et remarques
Toile de coton aviation mercerisée (Qualité «A»)	TSO-C15d et amendée, références SAE (Society Automotive Engineers) AMS 3806d et amendées ou MIL-C-5646	14 kg par cm identiques chaîne et trame	2.3 kg chaîne et trame	10 kg par cm	32 mini. 33 maxi. identiques chaîne et trame	Utilisable sur tous les types d'appareils. Requise pour les appareils dont la charge alaire est supérieure à 44 kg/m² ou dont la VNE est supérieure à 257 km/h.
Toile de coton aviation mercerisée	TSO-C14b et amendée, références SAE (Society Automotive Engineers) AMS 3804c et amendées	12 kg par cm identiques chaîne et trame	1.8 kg chaîne et trame	8.3 kg par cm	32 mini. 37 maxi. identiques chaîne et trame	Utilisable pour les appareils dont la charge alaire est inférieure à 44 kg/m² et dont la VNE est inférieure à 257 km/h.
Toile de coton aviation mercerisée	SAE (Society Automotive Engineers) AMS 3802 et amendée	9 kg par cm identiques chaîne et trame	1.3 kg chaîne et trame	6.3 kg par cm	43 maxi. identiques chaîne et trame	Utilisable pour les planeurs dont la charge alaire est inférieure à 39 kg/m² ou dont la VNE est inférieure à 217 km/h.
Lin aviation	British 7F1.	-	-	-	-	Cette toile répond à la résistance minimale requise par la norme TSO-C15

a. Traitement des boîtiers de batterie. Un revêtement asphaltique résistant à l'acide à base de caoutchouc doit être appliqué sur la structure dans la zone du boîtier de batterie, au moyen d'un pinceau, pour une protection supplémentaire contre l'acide de batterie. Les câbles de commande acheminés dans la zone du boîtier de batterie doivent être recouverts de Par-Al-Ketone[1].

b. Trous endommagés. Les trous de vis surdimensionnés ou les trous de vis taraudés endommagés de taille 4 (2.9 mm) à travers les nervures et autres structures utilisées pour fixer le tissu peuvent être percés à nouveau à une distance minimale d'un diamètre et demi par rapport à l'emplacement d'origine du trou avec un foret #44 (2.18 mm). Les vis de taille 6 (3.5 mm), taille de foret #36 (2.7 mm), peuvent être installées dans des trous usés ou endommagés percés pour des vis de taille 4 (2.9 mm), généralement sans re-perçage. Les trous usés de fixation des clips de support de câbles doivent être reforés à une distance minimale d'un diamètre et demi des emplacements d'origine à l'aide d'un gabarit de perçage pour assurer un espacement correct, avec un foret de taille appropriée. Un foret de taille 30 (3.26 mm) peut être utilisé pour reforer des trous surdimensionnés pour des rivets aveugles de 3.2 mm de diamètre à une distance minimale de un diamètre et demi de l'emplacement d'origine.

1 NDT: Aircraft Spruce référence 09-26800

NDT: ASTM D1424, méthode d'essai standard pour la résistance à la déchirure des tissus par un appareil à pendule tombant de type Elmendorf.

Technical Standard Orders (TSO), Ordres standards techniques.

Un TSO est une norme de performance minimale pour des matériaux, pièces et équipements spécifiques utilisés sur les avions civils. Lorsque la fabrication d'un matériau, d'une pièce ou d'un équipement est autorisée conformément à une norme TSO, on parle d'autorisation TSO. L'obtention d'une autorisation TSO est à la fois une approbation de conception et de production. Recevoir une autorisation TSO n'est pas une autorisation d'installer et d'utiliser l'équipement dans l'aéronef. Cela signifie que l'article répond au TSO spécifique et que le demandeur est autorisé à le fabriquer.

TABLE 2-2. Cotton and Linen, Tapes and Threads.

Materials	Specification	Yarn Size	Minimum Tensile Strength	Yards Per Pound	Use and Remarks
Reinforcing tape, cotton.	MIL-T-566 1 E, Type 1 MIL-Y-1140H		150 pounds per 1/2 inch width.		Used as reinforcing tape on fabric and under rib lacing cord. Strength of other widths approx. in proportion.
Lacing cord, prewaxed braided cotton.	Federal T-C-57 1F		40 pounds.	310 minimum.	Lacing fabric to structures. Unless already waxed, must be lightly waxed before using.
Lacing cord, braided cotton.	MIL-C-5648A		80 pounds.	170 minimum.	Lacing fabric to structures. Unless already waxed, must be lightly waxed before using.
Lacing cord thread, high tenacity cotton.	MIL-T-5660B	Ticket No. 10.	62 pounds.	480 minimum.	Lacing fabric to structures. Unless already waxed, must be lightly waxed before using.
Machine thread cotton	Federal V-T-276H	20/4 ply	5 pounds.	5,000 nominal.	Use for all machine sewing.
Hand-Sewing thread cotton.	Federal V-T-276H Type III B	8/4 ply	14 pounds.	1,650 nominal.	Use for all hand-sewing. Use fully waxed thread.
Finishing (Surface) tape cotton.	Same as fabric used.		Same as fabric used.		Use over seams, leading edges, trailing edges, outer edges and ribs, pinked, raveled or straight edges.

c. Fairing Precautions. Aluminum leading edge replacement fairings installed in short sections may telescope during normal spar bending loads or from thermal expansion and contraction. This action may cause a wrinkle to form in the fabric, at the edge of the lap joint. Leading edge fairing sections may be fastened together with rivets or screws to prevent telescoping after installation. Trailing edges should be adequately secured to prevent movement and wrinkles.

d. Dope Protection. Solvents found in nitrate and butyrate dope will penetrate, wrinkle, lift, or dissolve most one-part wood varnishes and one-part metal primers. All wood surfaces that come in contact with doped fabric should be treated with a protective coating such as aluminum foil, cellulose tape, or dope-proof paint to protect them against the action of the solvents in the dope. This can also be accomplished by recoating with a suitable, solvent resistant two-part epoxy varnish, which will be impervious to solvent penetration and damage after curing. Clad aluminum and stainless steel parts need not be dope-proofed.

(1) A solvent-sensitive primer on ferrous metal and aluminum alloy components which will be in contact with fabric may be protected from solvent damage by overcoating with a two-part epoxy primer. Epoxy primer meeting MIL-P-53022B is acceptable.

(2) Small metal or wood surfaces, such as rib caps, to which fabric will not be dope bonded as a part of the particular fabric attachment procedure may be protected from dope damage by cellophane tape or aluminum foil.

e. Chafe Protection. Fabric and finishing tape is often cut through with sandpaper over sharp edges during the coating and finishing procedure and later polishing. All sharp metal edges or protruding screws, nails, rivets, and bolt heads should be covered with an anti-chafe tape to prevent cutting and wearing through the fabric after installation. Use

Tableau 2-2. Fils et rubans de coton et de lin

Matériaux	Spécifications	Taille du fil	Résistance minimale en tension	Mètre linéaire par kg	Utilisation et remarques
Bande de renfort en coton	MIL-T-566 1 E, Type 1 MIL-Y-1140H	-	54 kg/cm en largeur	-	Utilisé pour renforcer la toile au dessus des nervures, sous le lardage. La solidité doit rester en proportion de la largeur utilisée.
Cordon de lardage en coton ciré	Federal T-C-57 1F	-	18 kg	625 maxi	Utilisé pour attacher la toile à la structure. Sauf si déjà ciré d'origine, le fil doit être légèrement ciré avant utilisation.
Cordon de lardage en coton	MIL-C-5648A	-	36 kg	343 maxi	Utilisé pour attacher la toile à la structure. Sauf si déjà ciré d'origine, le fil doit être légèrement ciré avant utilisation.
Cordon de lardage en coton haute résistance	MIL-T-5660B	Étiquette #10	28 kg	968 maxi	Utilisé pour attacher la toile à la structure. Sauf si déjà ciré d'origine, le fil doit être légèrement ciré avant utilisation.
Fil à coudre pour machine	Federal V-T-276H	20/4 brins	2.3 kg	10080 nominal	Utilisé pour toutes les machines à coudre.
Fil à coudre manuel	Federal V-T-276H Type III B	8/4 brins	6.3 kg	3326 nominal	Utilisé pour toute couture manuelle. Utiliser du fil totalement ciré.
Bande de finition externe en coton	Identique à la toile utilisée	-	Identique à la toile utilisée	-	Utilisé par dessus les coutures des bords d'attaque et bords de fuite, au dessus des lardages et sur toute pliure de la toile.

c. Précautions pour les carénages. Les carénages de bord d'attaque en aluminium installés dans de courtes sections peuvent se toucher lors de charges de flexion normales des longerons ou lors de dilatation ou de contraction thermique. Ceci peut entraîner la formation d'un pli dans la toile, au bord du joint de recouvrement. Les sections de carénage de bord d'attaque peuvent être fixées ensemble avec des rivets ou des vis pour empêcher leurs frottements après l'installation. Les bords de fuite doivent être correctement fixés pour éviter les mouvements et les plis.

d. Enduit de protection. Les solvants présents dans l'enduit à base de nitrate et de butyrate pénètrent, plissent, soulèvent ou dissolvent la plupart des vernis pour bois et des apprêts pour métal monocomposants. Toutes les surfaces en bois qui entrent en contact avec de la toile enduite doivent être traitées avec un revêtement protecteur tel qu'une tôle d'aluminium, du ruban de cellulose ou de la peinture adaptée pour les protéger contre l'action des solvants contenus dans l'enduit. Cela peut également se faire en appliquant un nouveau revêtement avec un vernis époxy deux composants, approprié résistant aux solvants, qui sera imperméable à la pénétration des solvants et aux dommages après polymérisation. Les pièces en aluminium et en acier inoxydable n'ont pas besoin d'être protégées contre l'enduit.

(1) Un apprêt sensible aux solvants utilisé sur les composants en métal ferreux et en alliage d'aluminium qui seront en contact avec la toile, peut être protégé des dommages causés par les solvants en le recouvrant d'un apprêt époxy deux composants. Un apprêt époxy conforme à la norme MIL-P-53022B est acceptable.

(2) Les petites surfaces de métal ou de bois, telles que les semelles de nervures, sur lesquelles la toile ne sera pas collée par l'enduit dans le cadre de la procédure particulière de fixation de la toile peuvent être protégées des dommages causés par l'enduit avec du ruban adhésif ou du papier d'aluminium.

e. Protection contre les frottements. La toile et le ruban de finition sont souvent coupés par le passage de papier de verre sur les bords vifs pendant la procédure d'enduction et de finition, ainsi que par le polissage final. Tous les bords métalliques vifs ou les vis, clous, rivets et têtes de boulons qui dépassent doivent être recouverts d'un ruban de protection pour éviter de couper et d'user l'entoilage après sa mise en place.

appropriate non-bleeding cotton adhesive coated tape, finishing tape, or strips of fabric, cut from the fabric being used to cover the aircraft, doped in place.

(1) Small holes cut through the fabric to accommodate flying wires, control cables, and fittings, must be reinforced with finishing tape or fabric patches cut from the same fabric used for the covering.

(2) Areas needing additional chafe protection such as control cables routed firm against the fabric surface should be protected with patches cut from cotton duck, leather, or plastic. These patches may be sewn, doped, or cemented in place, as appropriate.

(3) Any drag and anti-drag wires in the wings should be protected from chafing at cross points.

f. Inter-Rib Bracing. Use a woven fabric tape of the same quality and width as that used for the rib lace reinforcing, where so incorporated in the wing design by the original aircraft manufacturer. When the original routing for the inter rib bracing is not known, the tape will be routed diagonally, alternating between the top and bottom of each rib cap on each successive rib, if a single pair, half way between the front and rear spars. The number of tape pairs will duplicate the original aircraft manufacturer's installation. Tapes will be routed continuously from the wing butt to the wingtip bow, with one turn of tape around each intermediate rib cap strip. Care should be given to position the tape so as not to interfere with control cables, bellcranks or push-pull rods.

g. Preparation of Plywood Surfaces for Covering. Prior to covering plywood surfaces, prepare the surface by sanding, cleaning, and applying sealer and dope. When plywood surfaces are to be covered with light weight glass fiber deck cloth instead of fabric, no sealer or dope should be applied to the plywood as it would inhibit penetration of epoxy resin.

(1) Sand plywood surfaces as needed to remove old loose dope or varnish residue to provide a clean bonding surface. Remove any oil, grease, or other contamination with a suitable solvent such as naphtha. Small, rough areas and irregularities in the plywood surface and around any plywood repairs may be filled and smoothed with an appropriate commercial grade wood filler. Filling large warp depressions on plywood surfaces with a wood filler for cosmetic purposes is not acceptable.

(2) After cleaning and sanding all plywood surfaces, seal the wood grain with a suitable solvent resistant two-part epoxy varnish. After the varnish has thoroughly dried, apply two brush or spray coats of clear dope, allowing sufficient drying time between coats.

2-7. FABRIC SEAMS. Seams parallel to the line of flight are preferable; however, spanwise seams are acceptable.

a. Sewn Seams.

(1) Machine-sewn seams should be double stitched using any of the styles illustrated in figure 2-1 A, B, C, or D. A machine-sewn seam used to close an envelope at a wingtip, wing trailing edge, empennage and control surface trailing edge, and a fuselage longeron may be made with a single stitch when the seam will be positioned over a structure. (See figure 2-1 E.) The envelope size should accommodate fittings or other small protrusions with minimum excess for installation. Thick or protruding leading edge sewn seams should be avoided on thin airfoils with a sharp leading edge radius because they may act as a stall strip.

Utilisez un ruban adhésif en coton non-poreux approprié, un ruban de finition ou des bandes découpées dans la même toile que celle utilisée pour recouvrir l'avion, enduit en position.

(1) Les petits trous découpés dans la toile pour faire passer les fils électriques, les câbles de commande et les accessoires doivent être renforcés par du ruban de finition ou des pièces de toile découpées dans la même toile que celle utilisée pour l'entoilage.

(2) Les zones nécessitant une protection supplémentaire contre les frottements, telles que les câbles de commande amenés à frotter sur la surface de la toile, doivent être protégées par des patches découpés dans du tissus de coton épais, du cuir ou du plastique. Ces patches peuvent être cousus, enduits ou collés en place, selon le cas.

(3) Tous les tendeurs utilisés sur les ailes doivent être protégés des frottements à leurs points de croisement.

f. Contreventement inter-nervure. Utiliser une bande de tissu de la même qualité et de la même largeur que celui utilisé pour le renfort des nervures, lorsqu'il fait partie la conception de l'aile par le constructeur d'origine de l'avion. Lorsque l'acheminement original du renfort inter-nervures n'est pas connu, la bande sera acheminée en diagonale, en alternant entre le haut et le bas de chaque semelle de nervure, sur les nervures successives. Il s'agit d'une seule paire de rubans, située à mi-chemin entre les longerons avant et arrière. Le nombre de paires de rubans sera identique à celui de l'installation d'origine. Les bandes seront acheminées en continu du saumon de l'aile à l'emplanture, avec un tour autour de chaque semelle de nervure intermédiaire. Il faut veiller à positionner la bande de manière à ne pas interférer avec les câbles de commande, les guignols ou les biellettes de poussée et de traction.

g. Préparation des surfaces en contre-plaqué pour l'entoilage. Avant de recouvrir les surfaces en contre-plaqué, il faut préparer la surface en la ponçant, en la nettoyant et en y appliquant du bouche pores et de l'enduit. Lorsque les surfaces en contre-plaqué doivent être recouvertes d'un revêtement léger de fibre de verre au lieu de tissu, il ne faut pas appliquer de mastic ou d'enduit sur le contre-plaqué car cela empêcherait la pénétration de la résine époxy.

(1) Poncer les surfaces de contre-plaqué selon les besoins pour éliminer les vieux résidus d'enduit ou de vernis afin d'obtenir une surface de collage propre. Enlever toute huile, graisse ou autre contamination avec un solvant approprié tel que le naphte. Les petites zones rugueuses et les irrégularités de la surface du contre-plaqué et autour de toute réparation du contre-plaqué peuvent être remplies et poncées avec un mastic pour bois de qualité commerciale approprié. Il n'est pas acceptable de remplir les grandes dépressions de la surface du contre-plaqué avec un mastic pour bois à des fins esthétiques.

(2) Après avoir nettoyé et poncé toutes les surfaces de contre-plaqué, il faut sceller les pores du bois avec un vernis époxy deux composants, résistant aux solvants. Après que le vernis a bien polymérisé, appliquez deux couches de vernis transparent au pinceau ou au pistolet, en laissant un temps de séchage suffisant entre les couches.

2-7. COUDRE LA TOILE. Les coutures parallèles à la ligne de vol sont préférables ; toutefois, les coutures dans le sens de l'envergure sont acceptables.

a. Coutures.

(1) Les coutures à la machine doivent être doublées en utilisant l'un des styles illustrés dans la figure 2-1 A, B, C, ou D. Une couture à la machine utilisée pour fermer un fourreau au niveau du saumon d'une aile, du bord de fuite de l'aile, de l'empennage et du bord de fuite de la gouverne, et un longeron de fuselage peut être réalisée avec un seul point lorsque la couture est positionnée au-dessus d'une structure. (Voir la figure 2-1 E.) La taille du fourreau doit permettre son installation malgré la présence de ferrures ou d'autres petites saillies avec un minimum d'excès permettant la mise en place. Les coutures épaisses de bord d'attaque ou saillantes doivent être évitées sur les ailes minces dont le bord d'attaque a un rayon important, car elles peuvent agir comme une bande de décrochage.

(2) Hand sew, with plain overthrow or baseball stitches at a minimum of four stitches per inch, or permanent tacking, to the point where uncut fabric or a machine-sewn seam is reached. Lock hand sewing at a maximum of 10 stitch intervals with a double half hitch, and tie off the end stitch with a double half hitch. At the point where the hand-sewing or permanent tacking is necessary, cut the fabric so that it can be doubled under a minimum of 3/8 inch before sewing or permanent tacking is performed. (See figure 2-2.)

(3) After hand sewing is complete, any temporary tacks used to secure the fabric over wood structures may be removed.

(4) Cover a sewn spanwise seam on a wing's leading edge with a minimum 4-inch wide pinked-edged surface tape with the tape centered on the seam.

(5) Cover a spanwise-sewn seam at the wing trailing edge with pinked-edge surface tape that is at least 3 inches wide. For aircraft with never-exceed speeds in excess of 200 mph, cut V notches at least 1 inch in depth and 1/4 inch in width in both edges of the surface tape when used to cover spanwise seams on trailing edges of control surfaces. Space notches at intervals not exceeding 6 inches. On tape less than 3 inches wide, the notches should be 1/3 the tape width. In the event the surface tape begins to separate because of poor adhesion or other causes, the tape will tear at a notched section, thus preventing progressive loosening of the entire length of the tape which could seriously affect the controllability of the aircraft. A loose tape acts as a trim tab only on a movable surface. It becomes a spoiler on a fixed surface and has no effect at the trailing edge other than drag.

(6) Make spanwise-sewn seams on the wing's upper or lower surfaces in a manner that will minimize any protrusions. Cover the seams with finishing tape at least 3 inches wide, centering the tape on the seam.

(7) Sewn seams parallel to the line of flight (chordwise) may be located over ribs. However, careful attention must be given to avoid damage to the seam threads by rib lace needles, screws, rivets, or wire clips that are used to attach the fabric to the rib. Cover chordwise seams with a finishing tape at least 3 inches wide with the tape centered on the seam.

b. Doped Seams.

(1) For an overlapped and doped spanwise seam on a wing's leading edge, overlap the fabric at least 4 inches and cover with finishing tape at least 4 inches wide, with the tape centered at the outside edge of the overlap seam.

(2) For an overlapped and doped spanwise seam at the trailing edge, lap the fabric at least 3 inches and cover with pinked-edge surface tape at least 4 inches wide, with the tape centered on the outside edge of the overlap seam.

(3) For an overlapped and doped seam on wingtips, wing butts, perimeters of wing control surfaces, perimeters of empennage surfaces, and all fuselage areas, overlap the fabric 2 inches and cover with a finishing tape that is at least 3 inches wide, centered on the outside edge of the overlap seam.

(4) For an overlapped and doped seam on a wing's leading edge, on aircraft with a velocity never exceed (Vne) speed up to and including 150 mph, overlap the fabric 2 inches and cover with a finishing tape that is at least 3 inches wide, with the tape centered on the outside edge of the overlap seam.

(2) Couture à la main, avec des points de surjet ou en zig-zag avec un maximum de 6 mm par point, ou agrafage permanent, jusqu'à atteindre de la toile non coupée ou une couture cousue à la machine. Coudre à la main un maximum de 10 points d'intervalle (60 mm) avec un double nœud, et attacher le point d'extrémité avec un double nœud. Au point où la couture à la main ou l'accrochage permanent est nécessaire, coupez le tissu de manière à ce qu'il puisse être doublé sous un minimum de 9 mm avant de procéder à la couture ou à l'accrochage permanent. (Voir figure 2-2).

(3) Une fois la couture à la main terminée, on peut enlever les aiguilles temporaires utilisées pour fixer la toile sur les structures en bois.

(4) Couvrez une couture de l'envergure sur le bord d'attaque d'une aile avec une bande de finition crantée d'au moins 100 mm de large, la bande étant centrée sur la couture.

(5) Couvrez une couture allant de l'emplanture au bord de fuite de l'aile avec une bande de finition crantée d'au moins 5 cm de large. Pour les avions dont la vitesse ne dépasse jamais 320 km/h, découpez des encoches en V d'au moins 25 mm de profondeur et 6 mm de largeur sur les deux bords de la bande de finition lorsqu'elle est utilisée pour couvrir les coutures dans le sens de l'envergure sur les bords de fuite des gouvernes. Espacer les encoches à des intervalles ne dépassant pas 150 mm. Pour les bandes de moins de 75 mm de large, les encoches doivent être de 1/3 de la largeur de la bande. Si la bande de finition commence à se détacher en raison d'une mauvaise adhérence ou pour d'autres raisons, elle se déchirera au niveau d'une section encochée, ce qui empêchera un décollement progressif sur toute la longueur qui pourrait sérieusement affecter la contrôlabilité de l'avion. Une bande décollée agit comme un compensateur uniquement sur une surface mobile. Elle devient un spoiler sur une surface fixe et n'a pas d'autre effet sur le bord de fuite que de générer de la traînée.

(6) Réaliser des coutures dans le sens de l'envergure sur l'extrados ou l'intrados de l'aile de manière à réduire au minimum toute saillie. Couvrez les coutures avec une bande de finition d'au moins 50 mm de large, en centrant la bande sur la couture.

(7) Les coutures parallèles à la ligne de vol (dans le sens de la corde) peuvent être situées au-dessus des nervures. Toutefois, il faut veiller à éviter d'endommager les fils de couture par des aiguilles de lardage, des vis, des rivets ou des pinces métalliques qui sont utilisés pour fixer la toile à la nervure. Recouvrez les coutures dans le sens de la corde avec une bande de finition d'au moins 75 mm de large, la bande étant centrée sur la couture.

b. Coutures enduites.

(1) Pour une couture de recouvrement et enduite dans le sens de l'envergure sur le bord d'attaque d'une aile, chevauchez la toile sur au moins 100 mm et recouvrez d'une bande de finition d'au moins 100 mm de large, la bande étant centrée sur le bord extérieur de la couture de recouvrement.

(2) Pour une couture à recouvrement et enduite dans le sens de l'envergure au niveau du bord de fuite, chevauchez la toile sur au moins 75 mm et recouvrez d'une bande de finition crantée d'au moins 100 mm de large, la bande étant centrée sur le bord extérieur de la couture du recouvrement.

(3) Pour une couture chevauchée et enduite sur les saumons d'ailes, les périmètres des gouvernes, les périmètres des surfaces d'empennage et toutes les zones du fuselage, chevauchez la toile sur 50 mm et recouvrez d'une bande de finition d'au moins 75 mm de large, centrée sur le bord extérieur de la couture chevauchée.

(4) Pour une couture chevauchée et enduite sur le bord d'attaque d'une aile, sur les avions dont la vitesse ne dépasse jamais (Vne) la vitesse de 241 km/h, chevaucher le tissu de 50 mm et le recouvrir d'une bande de finition d'au moins 75 mm de large, la bande étant centrée sur le bord extérieur de la couture chevauchée.

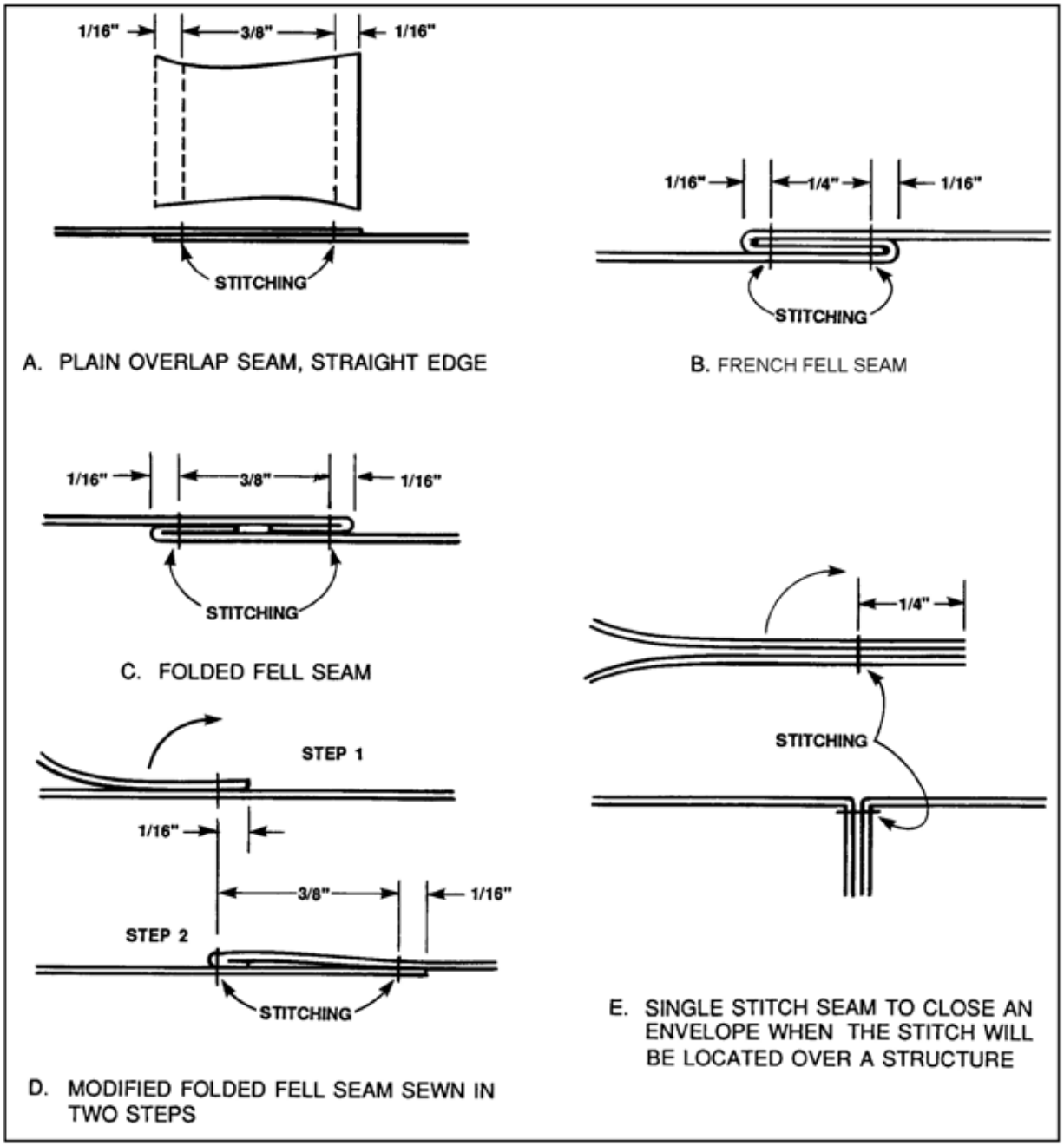


FIGURE 2-1. Fabric seams.

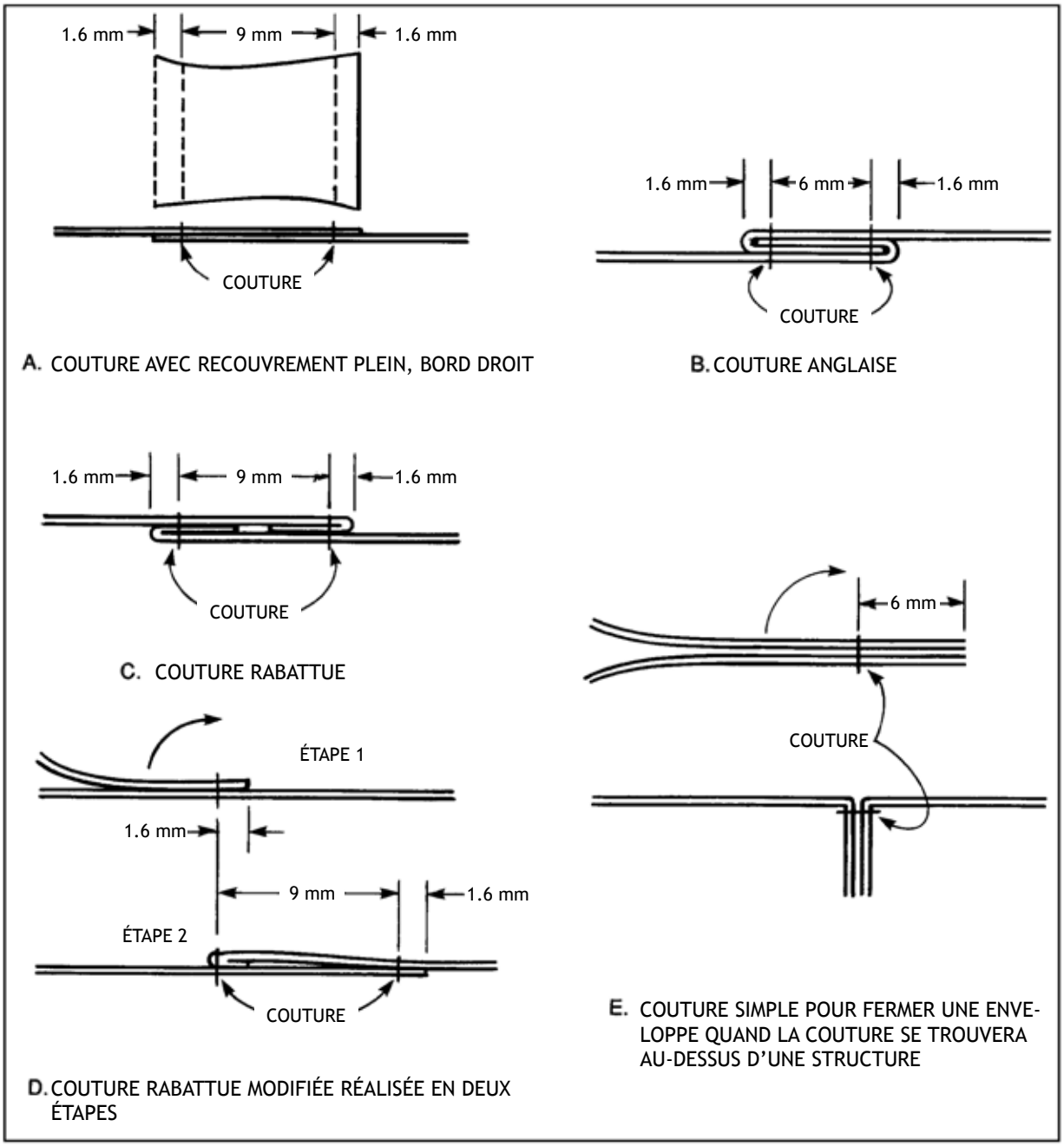
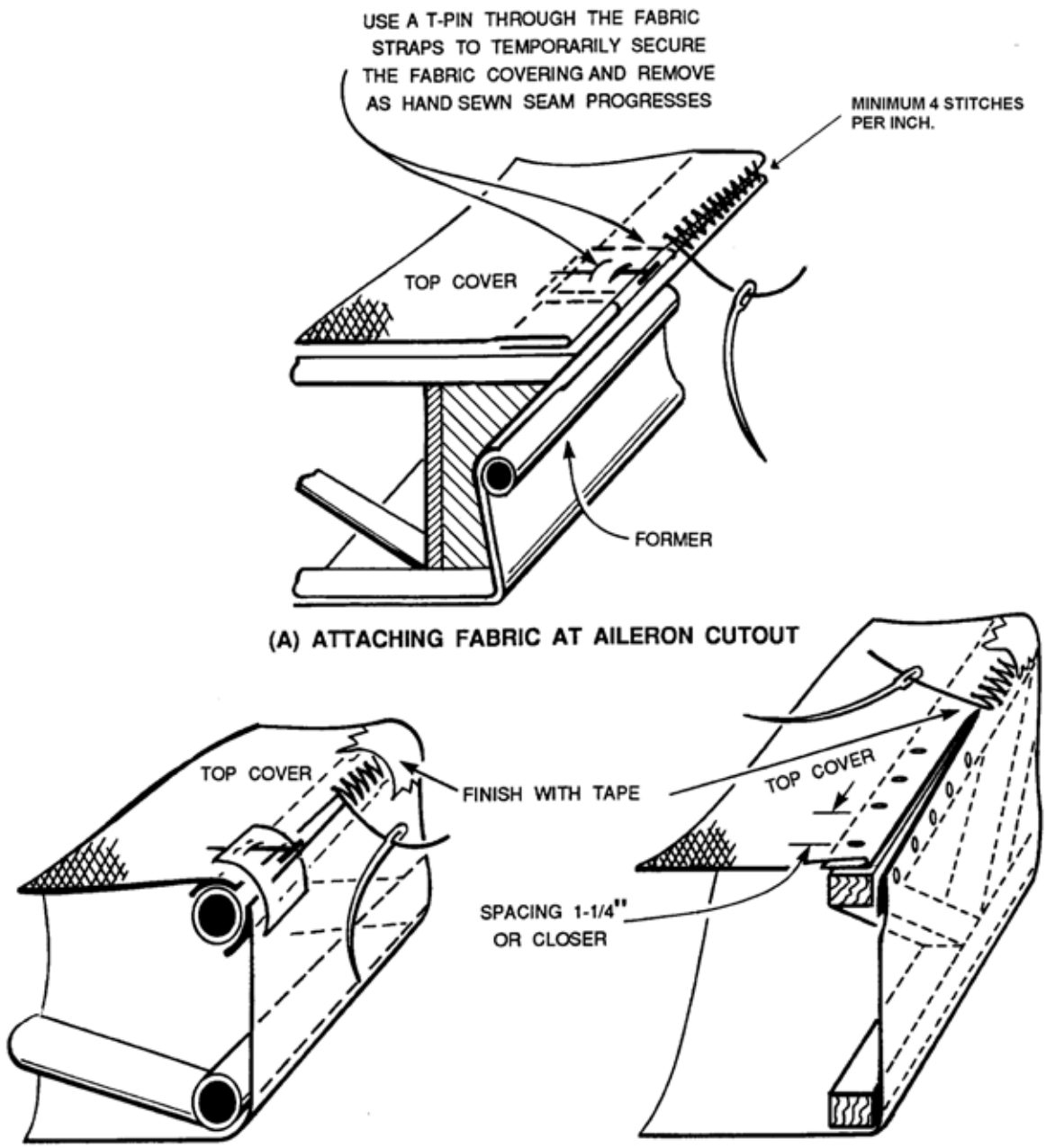


Figure 2-1. Couture de la toile



TEMPORARY TACKS MAY BE USED TO SECURE FABRIC IN POSITION FOR HAND-SEWN SEAMS OVER A WOOD STRUCTURE. PERMANENT TACKS MAY BE USED TO SECURE FABRIC AT WING BUTT STRUCTURES IN LIEU OF A HAND-SEWN SEAM AND SHOULD BE OF THE APPROPRIATE LENGTH AND GAUGE, AND MADE OF CORROSION RESISTANT STEEL OR BRASS.

FIGURE 2-2. Typical methods of attaching fabric.

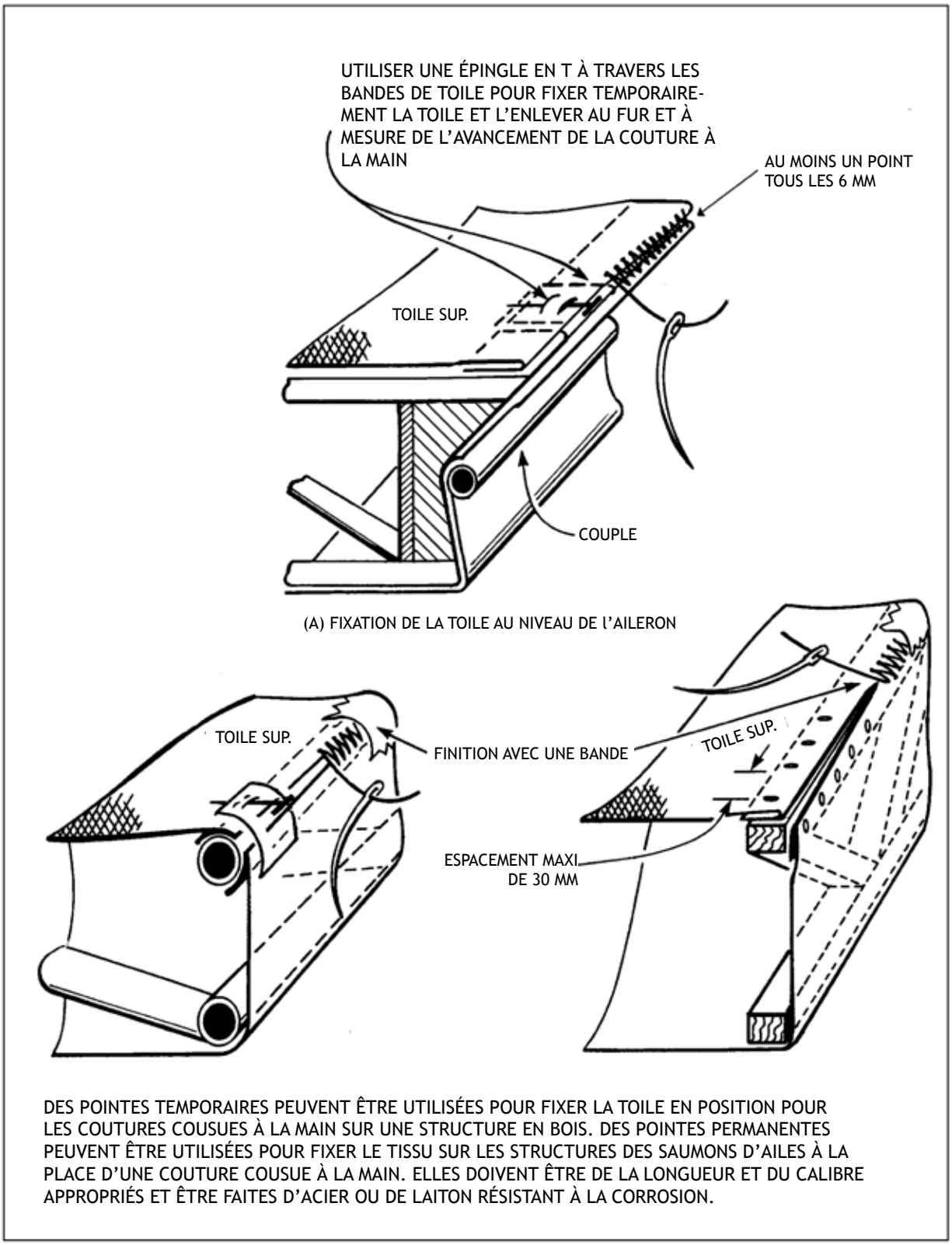


Figure 2-2. Méthode typique pour fixer la toile

(5) For an overlapped and doped seam on the perimeter of a wing (except a leading edge), perimeters of wing control surfaces, perimeters of empennage surfaces, and all areas of a fuselage, on aircraft with a Vne speed up to and including 150 mph, overlap the fabric 1 inch and cover with a finishing tape that is at least 3 inches wide, centered on the outside edge of the overlap seam.

2-8. COVERING METHODS. The method of fabric attachment should be identical, as far as strength and reliability are concerned, to the method used by the manufacturer of the airplane being recovered or repaired. Carefully remove the old fabric from the airframe, noting the location of inspection covers, drain grommets, and method of attachment. Cotton or linen fabric may be applied so that either the warp or fill-threads are parallel to the line of flight. Either the envelope method or blanket method of covering is acceptable.

a. The Envelope Method. A wing envelope may be developed by two methods. Machine sew together, side by side multiple fabric sections, cut to reach chordwise around the wing, starting and ending at the trailing edge with a minimum of 1 inch excess length. The sewn envelope is then positioned around the wing and secured with closely spaced T-Head pins at the wingtip and trailing edge. Excess material may then be trimmed. Carefully remove the envelope and complete by machine sewing at the wingtip and along the trailing edge, except where the geometry of the wing (aileron and flap cut out) would prevent the sewn envelope from being reinstalled. After reinstalling the envelope, the un-sewn sections and butt end are then closed by hand-sewn or overlapped and doped seams in accordance with the aircraft Vne speed. (Refer to paragraph 2-7 b.)

(1) An alternative method, when fabric of sufficient width is available, is to sew together, side-by-side, two sections of fabric, placing the seams spanwise on the leading edge, then fit and sew the wingtip and trailing edge in the same manner as the multiple piece chordwise envelope.

(2) An envelope may be developed for the fuselage in the same manner, with a final closing along a longeron by hand-sewn or overlapped and doped seams in accordance with the aircraft Vne speed.

b. The Blanket Method. A blanket is developed by sewing together, side-by-side, multiple sections of fabric with the seams chordwise or two wide sections of fabric, side-by-side, placing the seam spanwise on the leading edge, the same as an envelope. Close the three remaining sides with a hand-sewn seam or overlapped and doped seams in accordance with the aircraft Vne speed. Small components may be covered by wrapping one piece of fabric over a straight leading or trailing edge, then closing three sides with hand-stitched or overlapped and doped seams in accordance with the aircraft Vne speed.

NOTE: All overlapped and doped seams will be made only over underlying supporting structures extending the full width of the seam.

c. Machine-sewn alternate. An alternate to machine-sewn seams on a wing envelope or blanket is to use two sections of wide fabric spanwise. Attach the fabric with overlapped and doped seams at the leading and trailing edge, wingtip and wing butt, in accordance with the aircraft Vne speeds. (Reference paragraph 2-7 b.) Smaller components may be covered in the same manner. The fuselage may be covered with multiple fabric sections with

(5) Pour une couture chevauchée et enduite sur le périmètre d'une aile (à l'exception du bord d'attaque), les périmètres des gouvernes de l'aile, les périmètres des surfaces de l'empennage et toutes les zones du fuselage, sur les aéronefs dont la vitesse Vne est inférieure ou égale à 241 km/h, chevaucher la toile sur 25 mm et la recouvrir d'une bande de finition d'au moins 75 mm de large, centrée sur le bord extérieur de la couture chevauchée.

2-8. MÉTHODES D'ENTOILAGE : La méthode de fixation du tissu doit être identique, en ce qui concerne la résistance et la fiabilité, à la méthode utilisée par le constructeur de l'avion récupéré ou réparé. Retirez soigneusement l'ancien tissu de la cellule, en notant l'emplacement des couvercles d'inspection, des œillets de vidange et la méthode de fixation. Le tissu en coton ou en lin peut être appliqué de manière à ce que les fils de chaîne ou de trame soient parallèles à la ligne de vol. La méthode de l'enveloppe ou celle de la couverture est acceptable.

a. La méthode du fourreau. Un fourreau d'aile peut être élaboré selon deux méthodes. Coudre à la machine, côte-à-côte, de multiples sections de tissu, coupées de manière à atteindre la corde autour de l'aile, en commençant et en finissant au bord de fuite avec un minimum de 25 mm de longueur en trop. Le fourreau cousu est ensuite enfilé autour de l'aile et fixé par des épingles en T très rapprochées au saumon d'aile et au bord de fuite. L'excédent de toile peut ensuite être coupé. Enlever soigneusement le fourreau et le compléter par une couture à la machine au saumon de l'aile et le long du bord de fuite, sauf si la géométrie de l'aile (aileron et volet découpés) empêcherait de réinstaller l'enveloppe ainsi cousue. Après la réinstallation du fourreau, les parties non cousues et le saumon d'aile sont ensuite fermés par des coutures à la main ou par des coutures superposées et enduites en fonction de la vitesse Vne de l'avion. (Voir le paragraphe 2-7 b.)

(1) Une autre méthode, lorsque la toile est suffisamment large, consiste à coudre ensemble, côte-à-côte, deux sections de toile, en plaçant les coutures dans le sens de l'envergure sur le bord d'attaque, puis à ajuster et à coudre le saumon de l'aile et le bord de fuite de la même manière que l'enveloppe en plusieurs morceaux dans le sens de la corde.

(2) Un fourreau peut être réalisé pour le fuselage de la même manière, avec une fermeture finale le long d'un longeron par des coutures à la main ou superposées et enduites en fonction de la vitesse Vne de l'avion.

b. La méthode de la nappe. Une nappe est développée en cousant ensemble, côte-à-côte, plusieurs sections de toile avec les coutures dans le sens de la corde ou deux larges sections de toile, côte-à-côte, en plaçant la couture dans le sens de l'envergure sur le bord d'attaque, comme pour un fourreau. Fermer les trois autres côtés avec une couture à la main ou des coutures superposées et enduites en fonction de la vitesse de l'avion Vne. Les petits éléments peuvent être recouverts en enroulant une pièce de toile sur un bord d'attaque ou de fuite droit, puis en fermant les trois côtés avec des coutures à la main ou des coutures chevauchées et enduites en fonction de la vitesse Vne de l'avion.

> **NOTE : Toutes les coutures superposées et enduites seront réalisées uniquement sur des structures de support sous-jacentes s'étendant sur toute la largeur de la couture.**

c. Coutures alternées cousues à la machine. Une alternative aux coutures cousues à la machine sur un fourreau d'aile ou une nappe consiste à utiliser deux sections de toile large dans le sens de l'envergure. Fixez la toile avec des coutures superposées et enduites au bord d'attaque et au bord de fuite et aux saumons de l'aile, en fonction des vitesses Vne de l'avion. (Référence paragraphe 2-7 b.) Les éléments plus petits peuvent être entoilés de la même manière. Le fuselage peut être entoilé avec plusieurs sections de toile via des coutures superposées et enduites sur les longerons ou d'autres structures larges formant la toile en fonction de la vitesse Vne de l'avion. (Référence paragraphe 2-7 b.)

overlapped and doped seams on the longerons or other wide fabric-forming structures in accordance with the aircraft Vne speed. (Reference paragraph 2-7 b.)

d. Holes in Fabric. Never cut any holes in the fabric for inspection panels, spar fittings, or drain grommets; or attach the fabric to the airframe with rib lacing screws, rivets, clips, or rib stitch cord until the fabric has been semi-tauted and stabilized with several coats of dope.

2-9. REINFORCING TAPE.

a. Reinforcing tape should be securely bonded to the fabric surface with dope before cord lacing or installation of hardware. Where multiple attachments are in close proximity, such as on a wing rib, continuous reinforcing tape should be installed, extending at least 1 inch past the last attachment at each end. Random or wide spacing, such as on fuselage stringers or empennage surfaces, may be reinforced with 2-inch lengths of reinforcing tape centered on the attachment location.

b. Reinforcing tapes should be of the appropriate width for hardware attachment such as screws, rivets, wire clips, etc., which pierce the center of the tape. Reinforcing tape under cord lacing should be the same width as the rib to which the fabric is laced and may be comprised of multiple widths positioned side-by-side to achieve the required width.

c. When the aircraft Vne speed is over 250 mph, anti-tear strips, cut from the same quality fabric used to cover the aircraft, are recommended for use under reinforcing tape on the entire top surface of the wing and on the portion of the wing's bottom surface in the propeller slipstream. The propeller slipstream is considered to be the propeller diameter plus one outboard rib. The anti-tear strip should be installed completely around the wing, beginning and ending at the trailing edge in the propeller slipstream, and installed from the trailing edge over the leading edge and back under to the front spar on the balance of the ribs. Anti-tear strips should extend 1/2 inch past the wing rib cap edges and be thoroughly bonded to the fabric with dope before the reinforcing tape is installed. (See figure 2-3.)

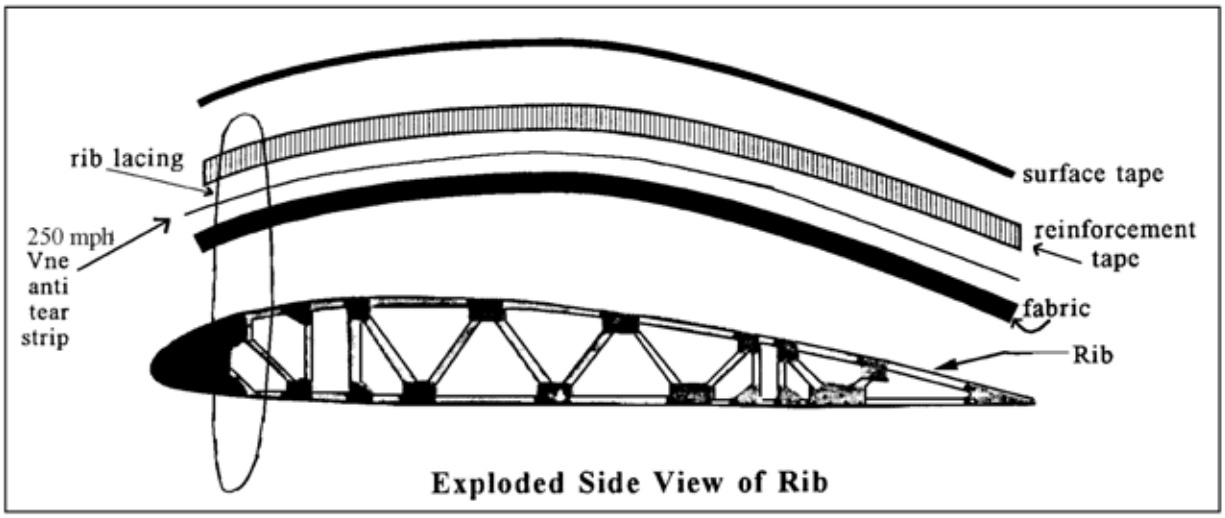


FIGURE 2-3. Exploded side view of rib.

d. Trous dans la toile. Ne jamais découper de trous dans la toile pour les panneaux d'inspection, les ferrures de longeron ou les œillets de vidange ; ou fixer la toile à la cellule avec le lardage de nervure, des rivets, des agrafes ou des cordons de piquage de nervure avant que la toile ait été traitée et stabilisée avec plusieurs couches d'enduit.

2-9. BANDE DE RENFORT.

a. La bande de renfort doit être solidement collée à la surface de la toile avec de l'enduit avant le lardage ou l'installation de composants. Lorsque plusieurs attaches sont à proximité immédiate, comme sur une nervure d'aile, il faut installer un ruban de renforcement continu, dépassant d'au moins 25 mm la dernière attache à chaque extrémité. Les espaces aléatoires ou larges, comme sur les longerons du fuselage ou les surfaces de l'empennage, peuvent être renforcés avec des longueurs de bande de renfort de 50 mm centrées sur l'emplacement de la fixation.

b. Les bandes de renfort doivent être de la largeur appropriée pour la fixation de composants tel que vis, rivets, pinces à fil, etc. qui percent le centre de la bande. La bande de renfort sous le lardage doit avoir la même largeur que la nervure à laquelle la toile est attachée et peut être composée de plusieurs largeurs placées côte-à-côte pour obtenir la largeur requise.

c. Lorsque la vitesse Vne de l'avion est supérieure à 400 km/h, il est recommandé d'utiliser des bandes anti-déchirure, découpées dans une toile de même qualité que celle utilisée pour recouvrir l'avion, sous une bande de renfort sur tout l'extrados de l'aile et sur la partie de l'intrados de l'aile située dans le sillage de l'hélice. Le souffle de l'hélice est considéré comme étant le diamètre de l'hélice plus une nervure extérieure. La bande anti-déchirure doit être installée complètement autour de l'aile, en commençant et en finissant au bord de fuite dans le sillage de l'hélice, et installée à partir du bord de fuite sur le bord d'attaque et en arrière sous le longeron avant sur le reste des nervures. Les bandes anti-déchirure doivent dépasser de 12 mm des bords des semelles des nervures de l'aile et être soigneusement collées à la toile avec de l'enduit avant l'installation de la bande de renfort. (Voir figure 2-3.)

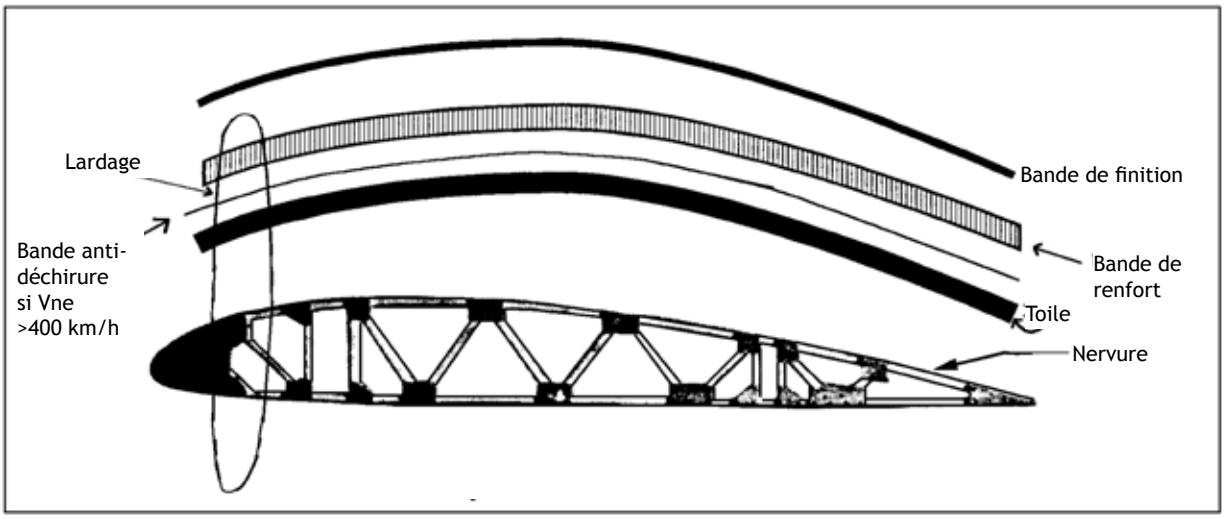


Figure 2-3. Vue latérale agrandie de la nervure entoilée en extrados

2-10. LACING.

a. Fabric should be attached to aircraft components to prevent ballooning due to aerodynamic forces, in the identical manner and locations as used by the original aircraft manufacturer. Any deviation from the original method(s) of attachment, such as screws, rivets, wire clips, lacing cord, etc., are considered a major alteration and in conflict with the aircraft type design data. Obtain FAA approval on any deviation.

NOTE: When the type of rib lace knot used by the original aircraft manufacturer is not known, the modified seine knot shown in figure 2-4 through figure 2-9c will be used.

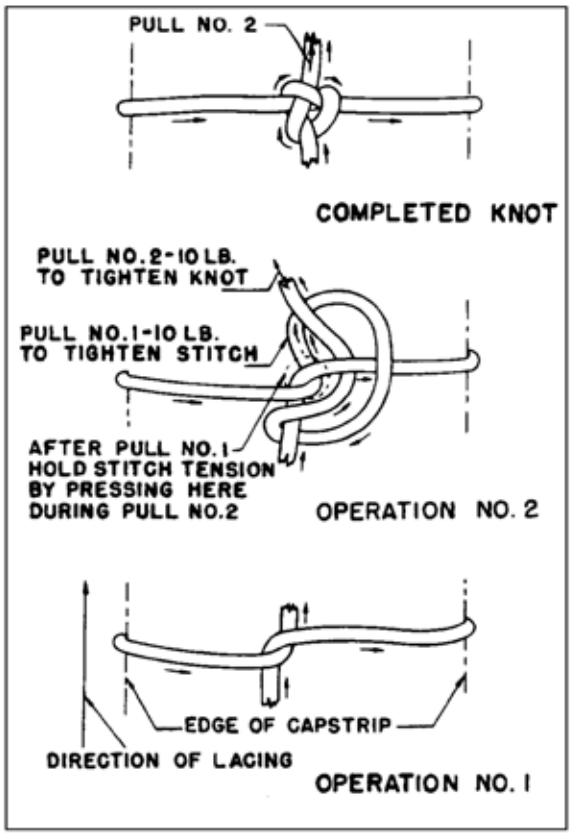


FIGURE 2-4. Standard external modified seine knot used for single and double rib lacing.

b. During the installation of lacing cord through a wing or any other component, special attention should be given to avoid interference with the routing of any control cable, bellcrank, or any other movable item. To prevent chafing and cutting of the lacing cord, control cables or any other movable items should be tensioned or positioned to their normal alignment before rib lacing and checked afterwards to ensure adequate clearance. When a lace cord will be chafed by a moving component, a blindstitch may be made around the top and bottom rib caps as illustrated in figure 2-11.

c. Stationary structures interfering with needle routing may be circumvented by aligning the needle forward or aft adjacent to the rib cap. Pull the needle through the wing and then return through the same hole and exit at the desired adjacent location.

NOTE: The first lace on a wing rib should be spaced from the leading edge fairing no more than 1/2 the required lace spacing for the balance of the rib.

d. Both surfaces of fabric covering on wings and control surfaces must be securely fastened to the ribs by lacing cord or any other method originally approved for the aircraft. Care must be taken to insure that all sharp edges against which the lacing cord may bear are protected by tape in order to prevent abrasion of the cord. Separate lengths of lacing cord may be joined by the splice knot shown in figure 2-10 or tied off. The first loop is tied with a square knot as illustrated in figure 2-5 and figure 2-9a, and the knot secured with a half hitch on each side after the lacing is pulled tight around the rib. The needle is then routed through the wing and around the rib cap at the

2-10. LARDAGE.

a. La toile doit être fixée aux composants de l'aéronef pour empêcher le gonflement dû aux forces aérodynamiques, de la même manière et aux mêmes endroits que ceux utilisés par le constructeur d'origine. Tout écart par rapport à la (aux) méthode(s) de fixation d'origine, comme les vis, les rivets, les attaches de fil, les cordons de lardage, etc. est considéré comme une altération majeure et en conflit avec les données de conception du type d'aéronef. Obtenir l'approbation de la FAA pour toute déviation.

NOTE : Lorsque le type de nœud de laçage de nervure utilisé par le constructeur d'origine de l'aéronef n'est pas connu, le nœud de senne modifié indiqué dans les figures 2-4 à 2-9c sera utilisé.

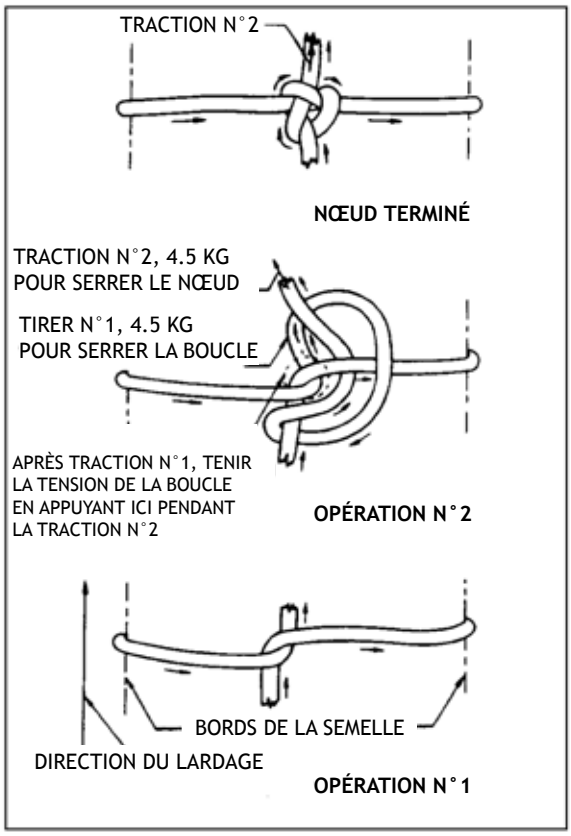


Figure 2-4. Nœud de senne modifié externe standard utilisé pour le lardage de nervure simple et double.

b. Lors de l'installation du cordon de lardage à travers une aile ou tout autre élément, une attention particulière doit être portée pour éviter toute interférence avec l'acheminement de tout câble de commande, de toute biellette ou de tout autre élément mobile. Pour éviter les frottements et les coupures du cordon de lardage, les câbles de commande ou tout autre élément mobile doivent être tendus ou positionnés dans leur alignement normal avant le lardage des nervures et vérifiés après coup pour s'assurer qu'il y a un dégagement suffisant. Lorsqu'un fil de lardage est en frottement avec un élément mobile, un point aveugle peut être réalisé autour des semelles de nervure supérieure et inférieure, comme illustré à la figure 2-11.

c. Les structures fixes qui gênent le passage de l'aiguille peuvent être contournées en alignant l'aiguille vers l'avant ou vers l'arrière, à proximité de la semelle de nervure. Tirez l'aiguille à travers l'aile, puis revenez par le même trou et sortez à l'endroit adjacent souhaité.

NOTE : Le premier cordon de lardage d'une nervure d'aile ne doit pas être espacé du carénage du bord d'attaque de plus de la moitié de l'espacement requis pour le reste de la nervure.

d. Les deux surfaces du revêtement en toile des ailes et des gouvernes doivent être solidement fixées aux nervures par un cordon de lardage ou toute autre méthode approuvée à l'origine pour l'aéronef. Il convient de veiller à ce que tous les bords tranchants contre lesquels le cordon de lardage peut porter soient protégés par une bande afin d'éviter l'abrasion du cordon. Des longueurs distinctes de cordon de lardage peuvent être réunies par le nœud d'épissure illustré à la figure 2-10 ou attachées. La première boucle est nouée avec un nœud plat comme illustré dans les figures 2-5 et 2-9a, et le nœud est sécurisé par une demi-clé de chaque côté après que le lardage ait été serré autour de la nervure. L'aiguille est ensuite passée à travers l'aile et autour de la semelle de nervure au niveau de l'emplacement de la boucle de lardage suivante, le cordon et le nœud restant sur la surface de la toile, comme illustré dans les figures 2-5, 2-6 et 2-8. Une autre méthode consiste à faire passer l'aiguille sous la toile et à la faire sortir par l'emplacement de la boucle suivante, puis à la faire redescendre à travers l'aile comme illustré dans les figures 2-9a à 2-9c. Un nœud de senne modifié est ensuite noué comme illustré dans les figures 2-4 à 2-9c.

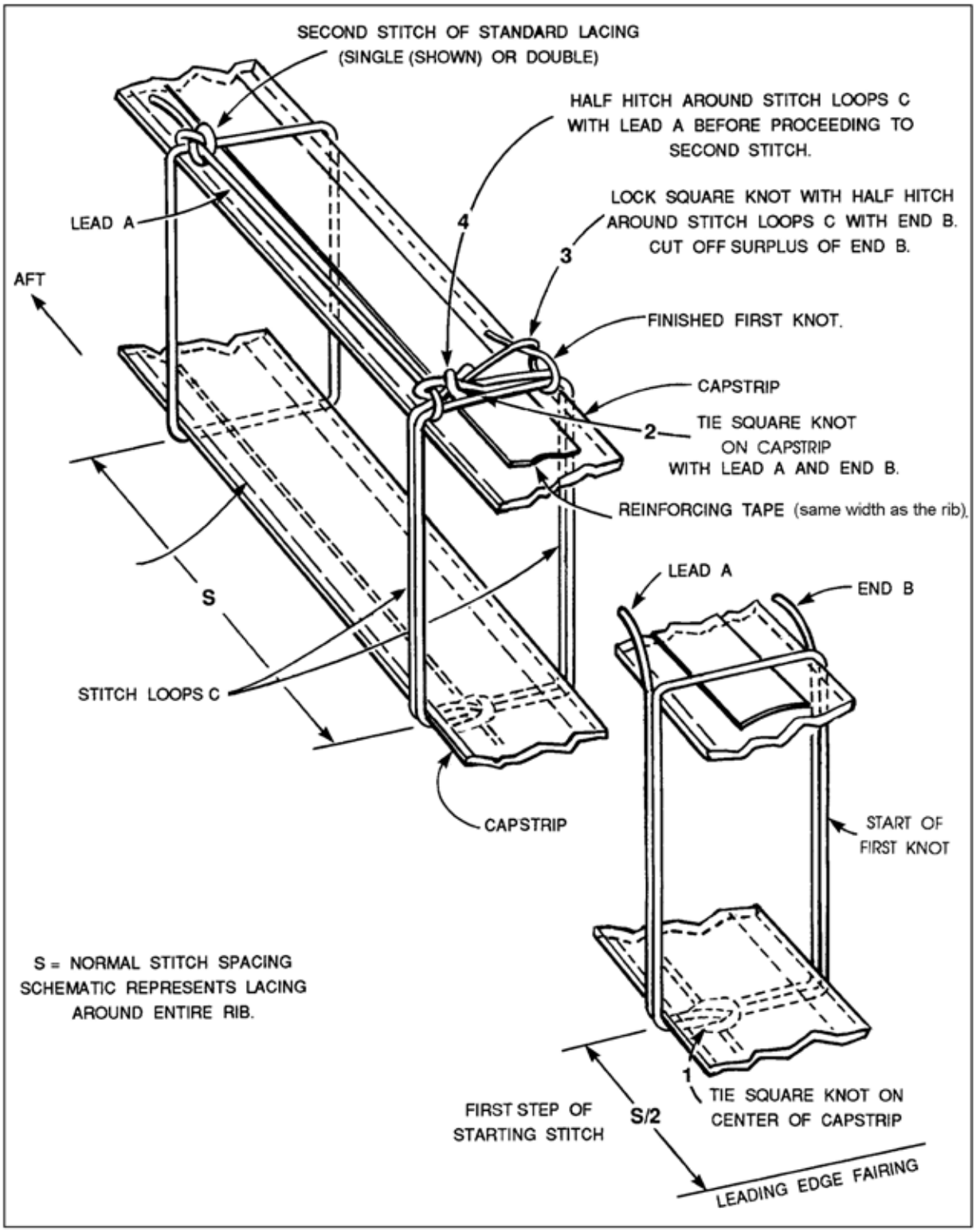


FIGURE 2-5. Starting stitch for rib lacing.

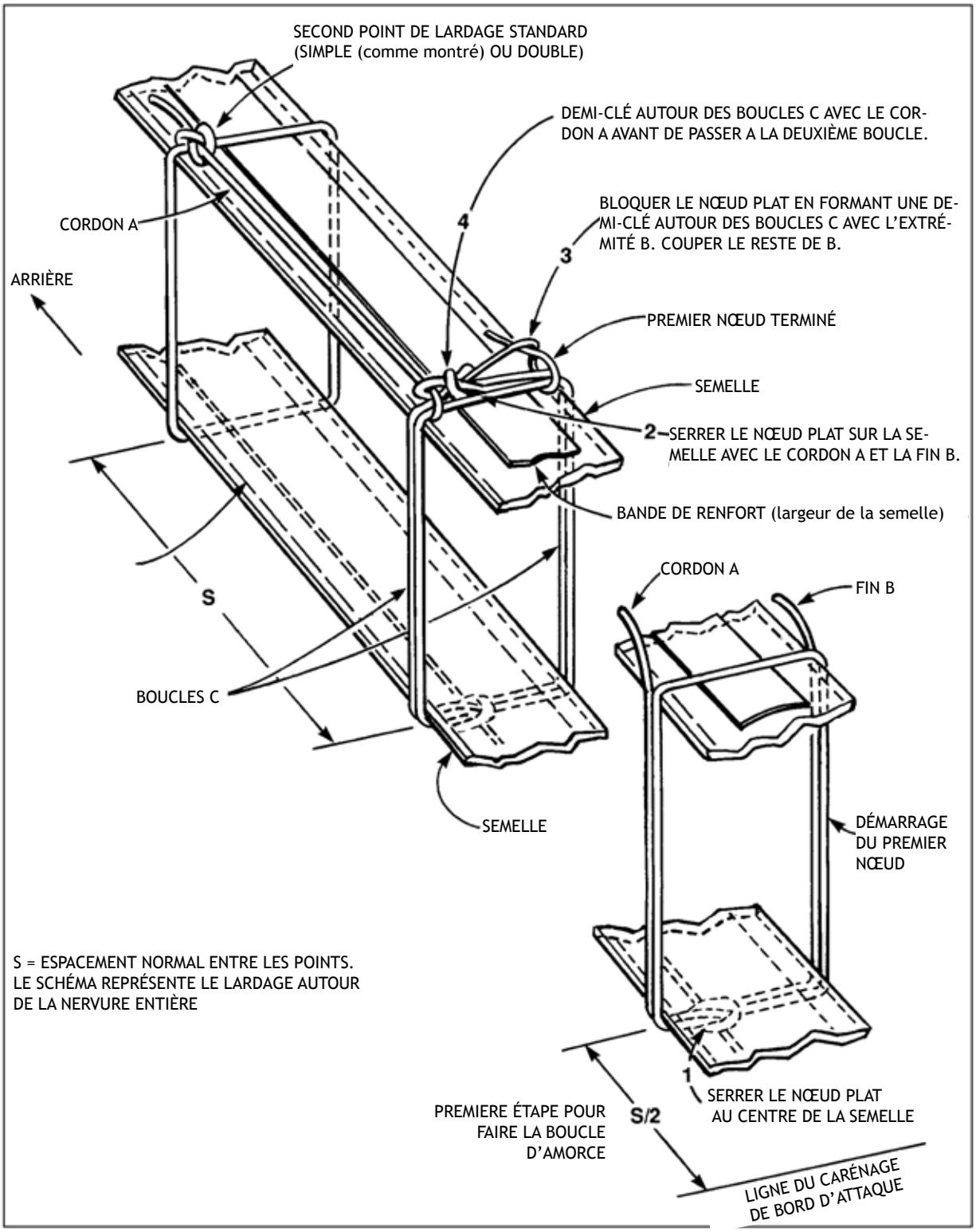


Figure 2-5. Nœud de démarrage pour le lardage.

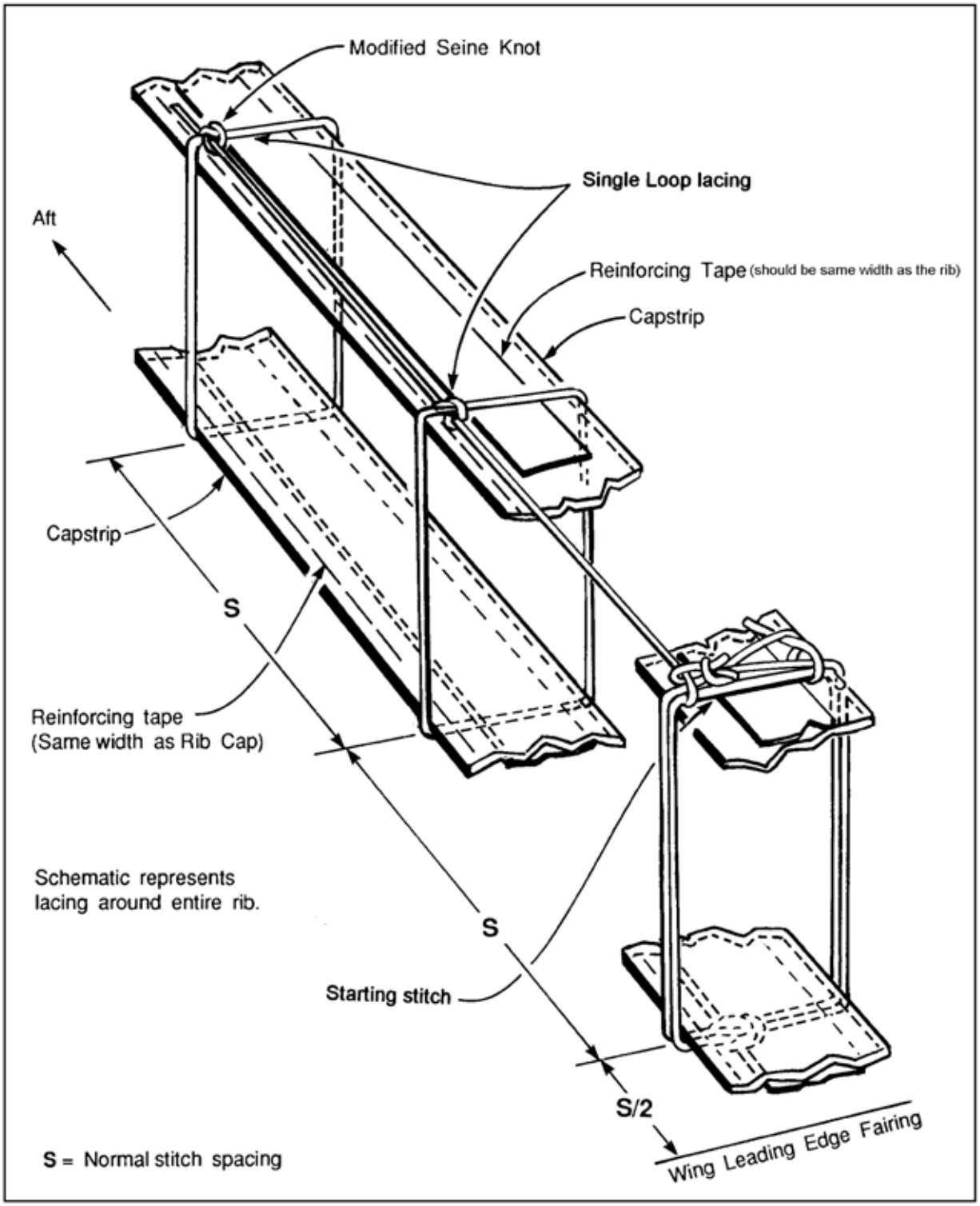


FIGURE 2-6. Standard single-loop lacing.

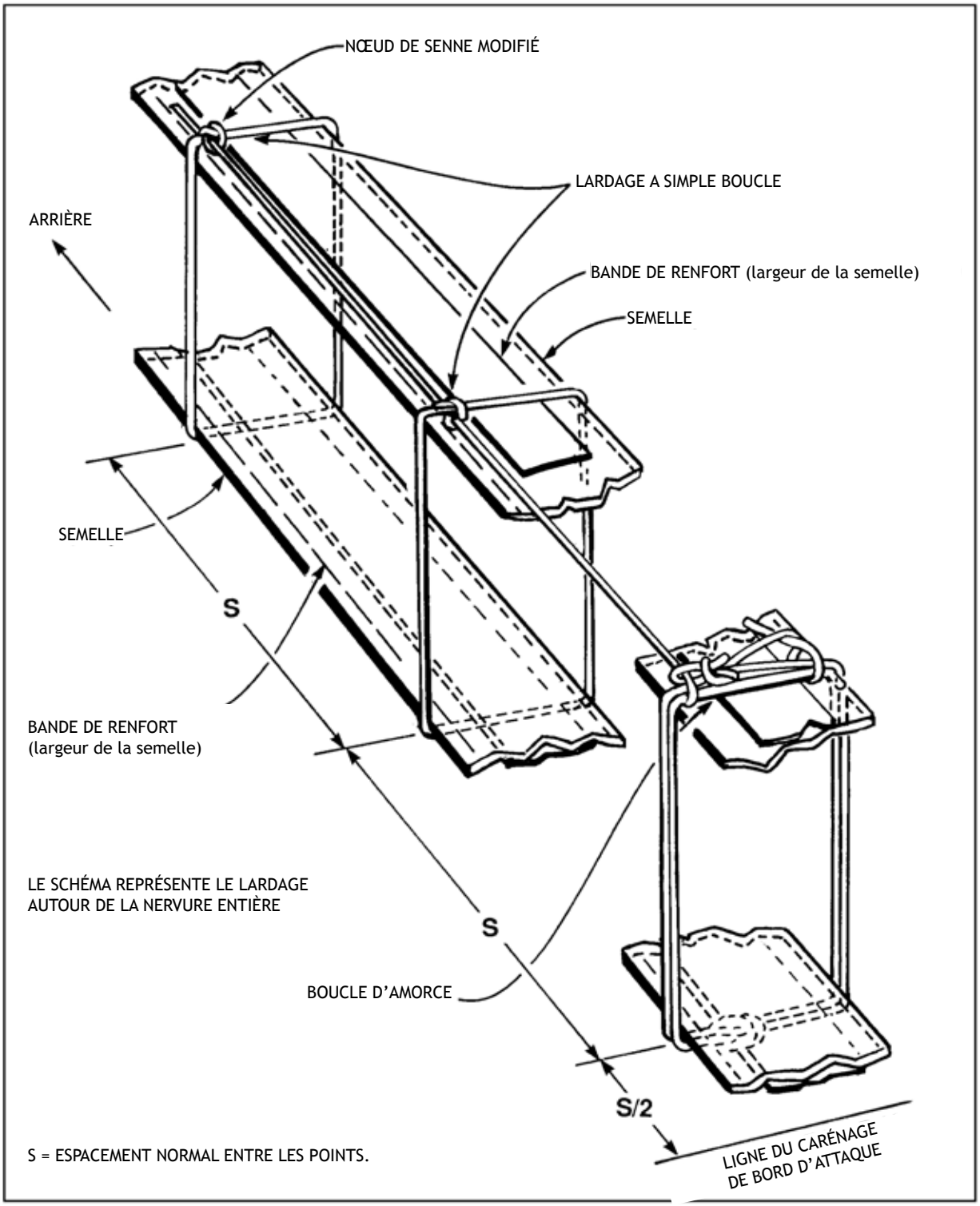


Figure 2-6. Lardage standard à simple boucle.

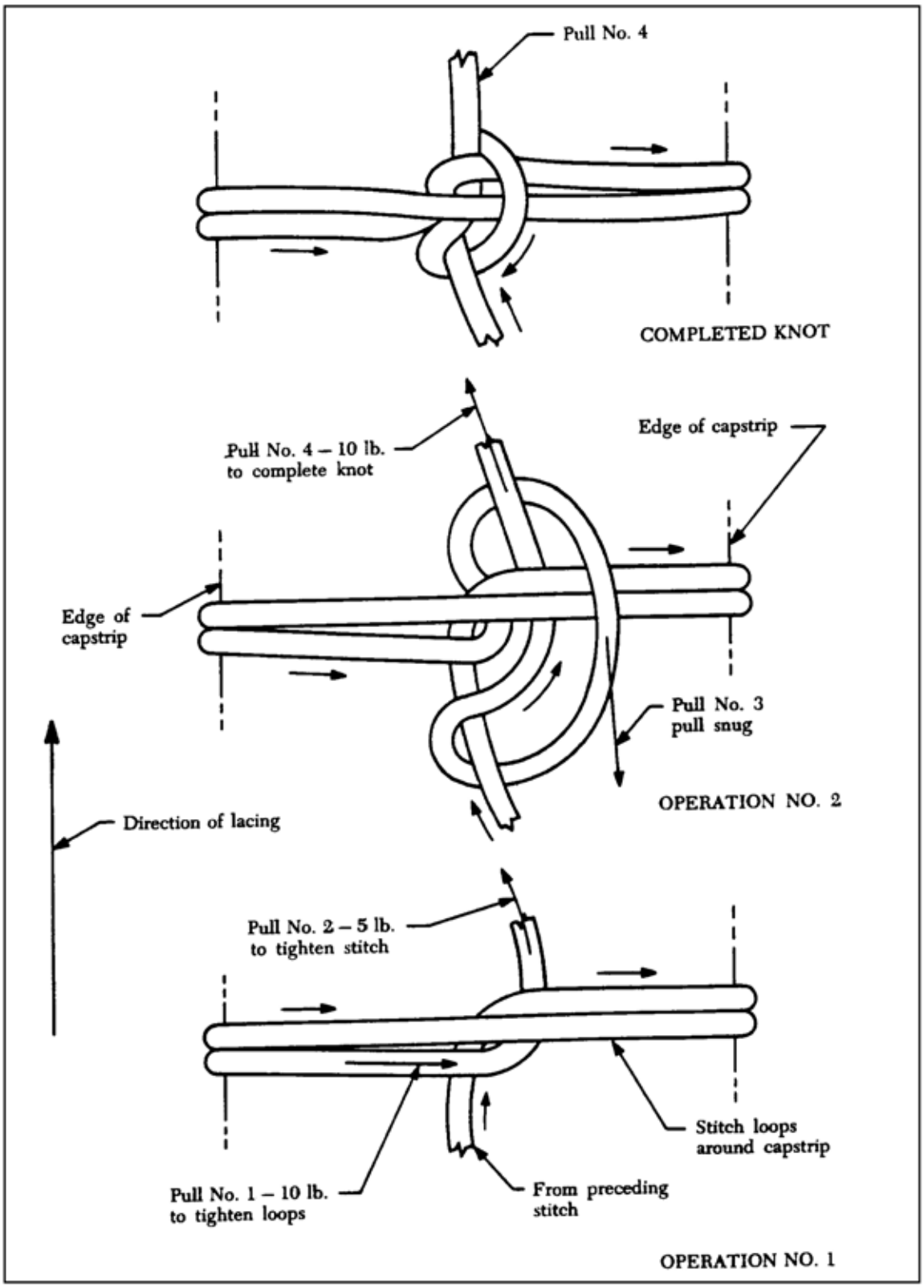


FIGURE 2-7. Standard knot for double-loop lacing.

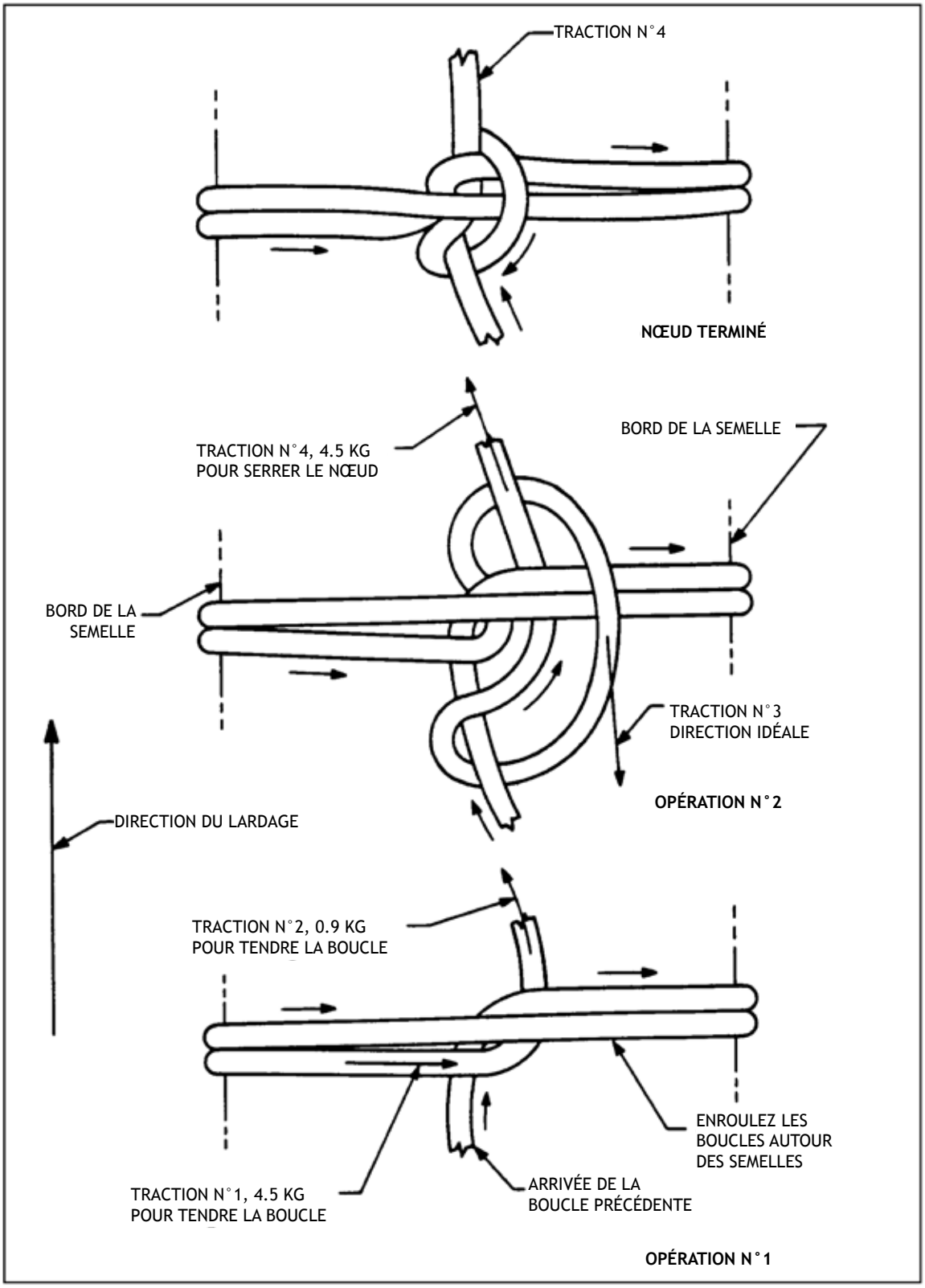


Figure 2-7. Nœud standard pour lardage à double boucle.

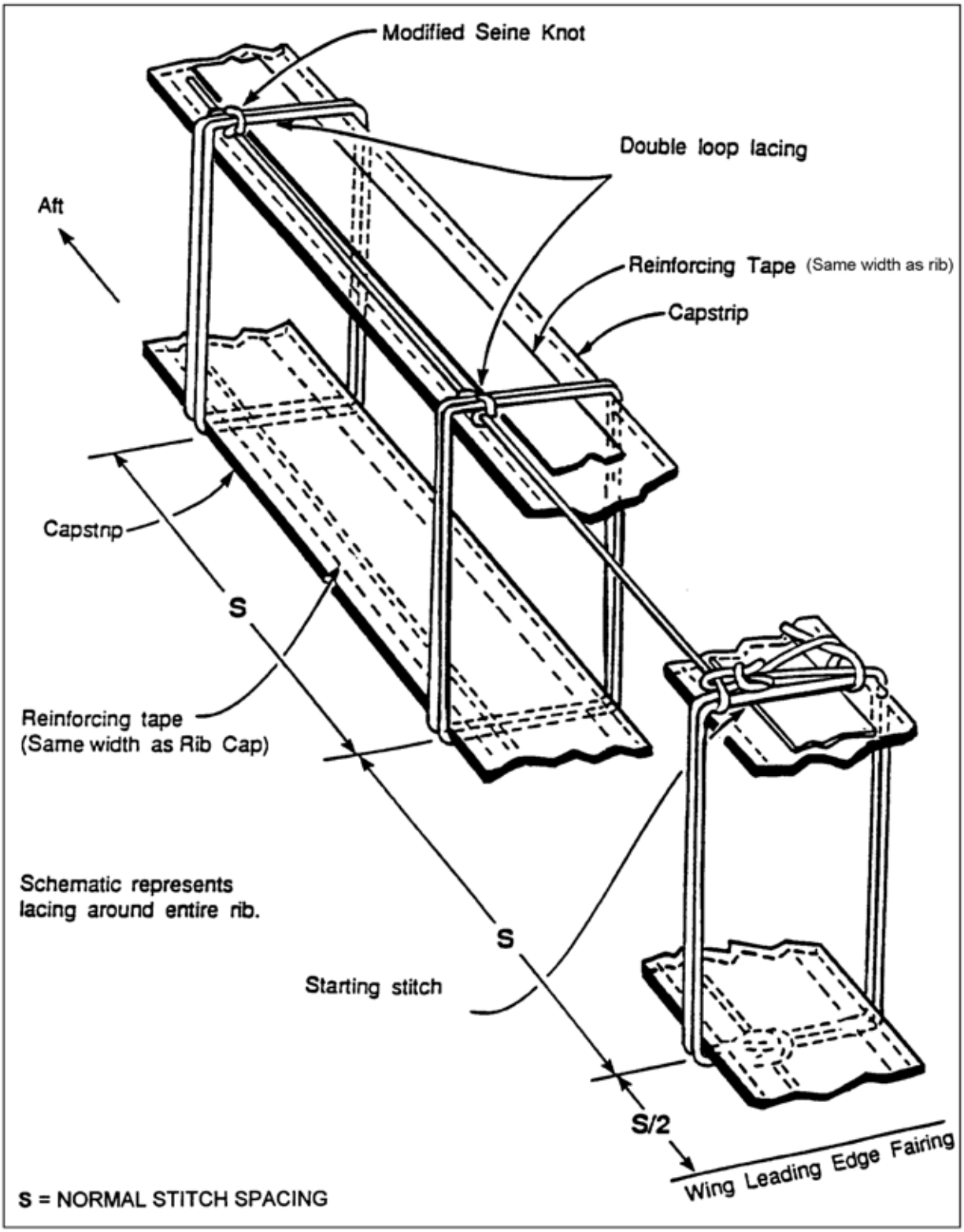


FIGURE 2-8. Standard double-loop lacing (optional).

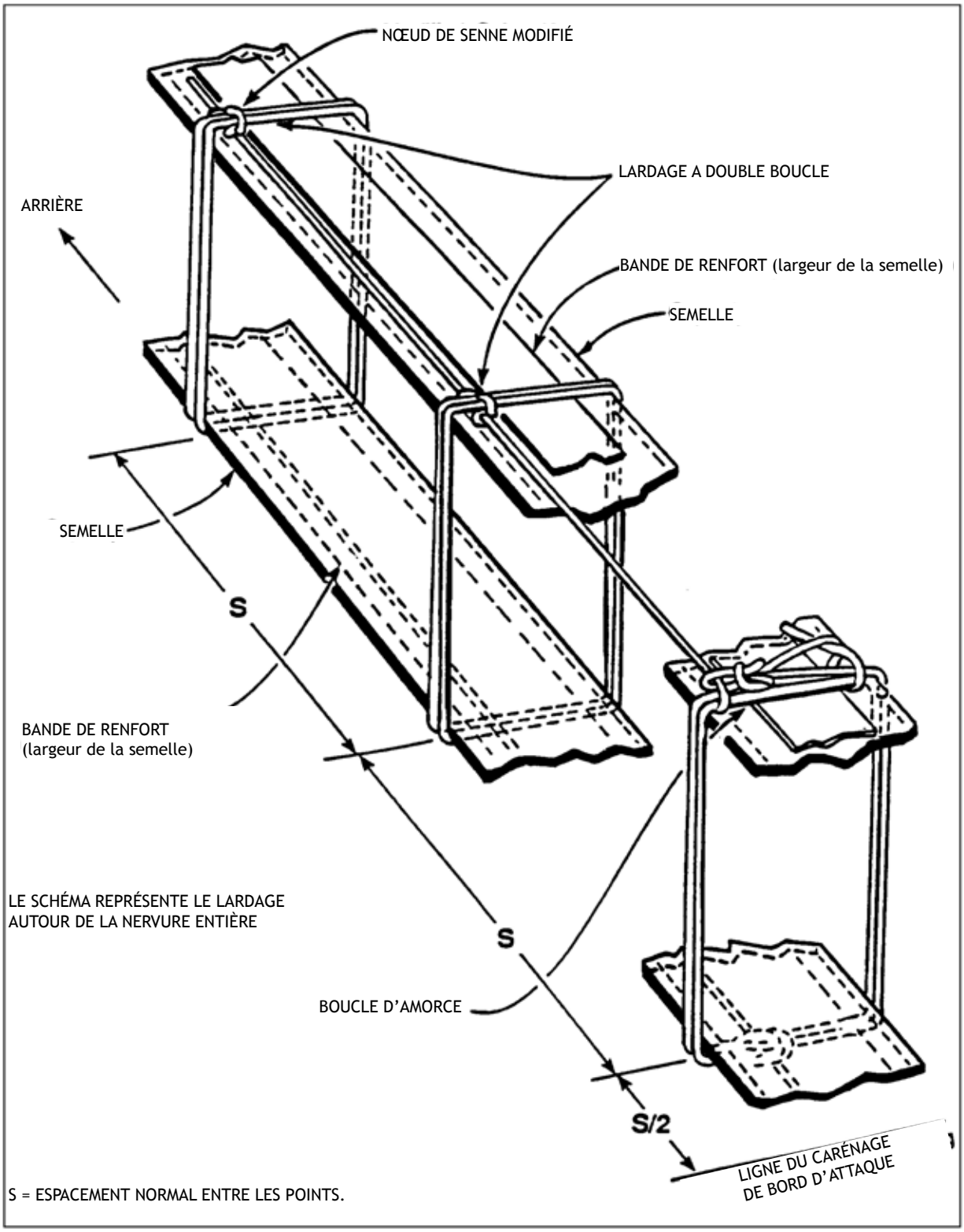


Figure 2-8. Lardage standard à double boucle (optionnel).

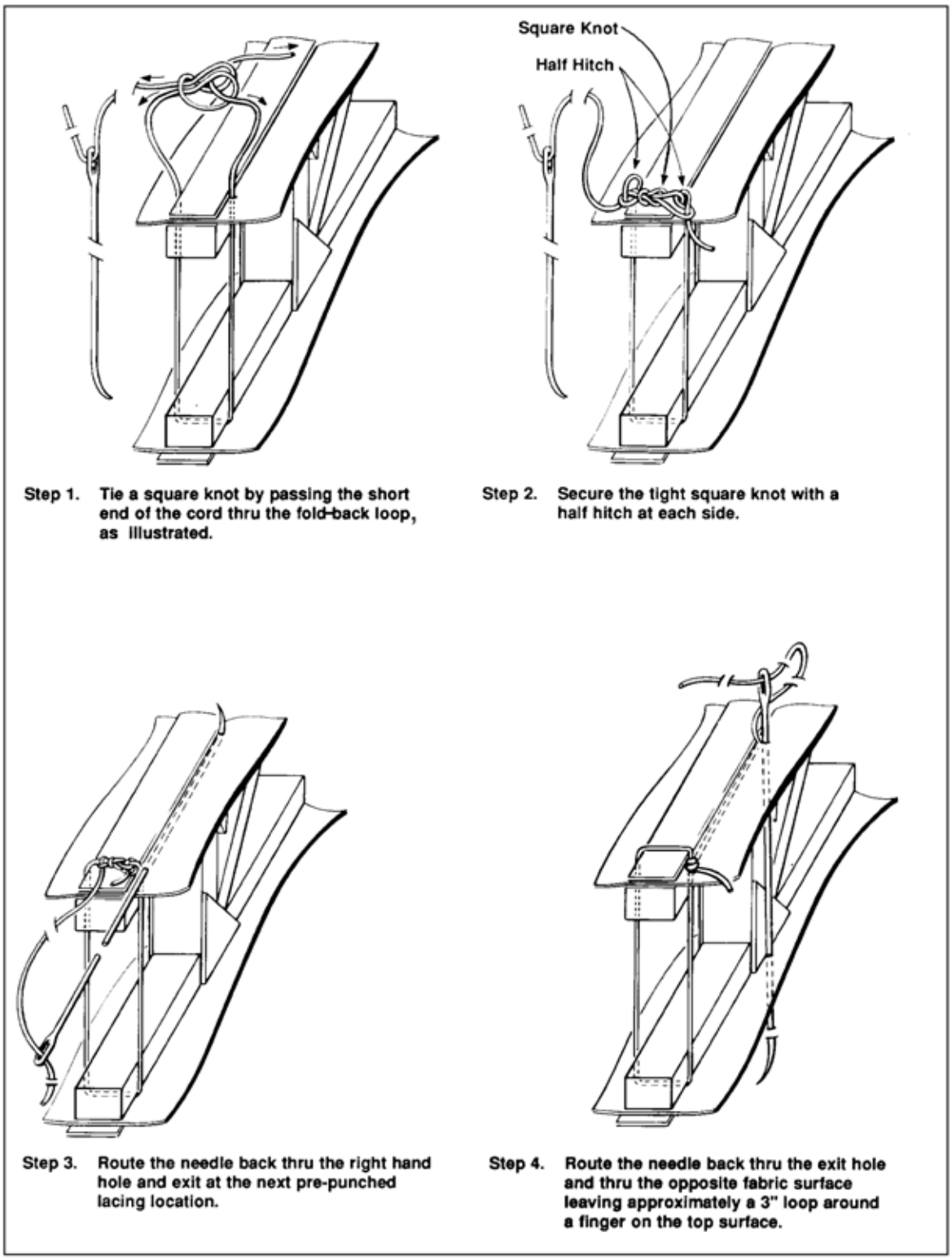
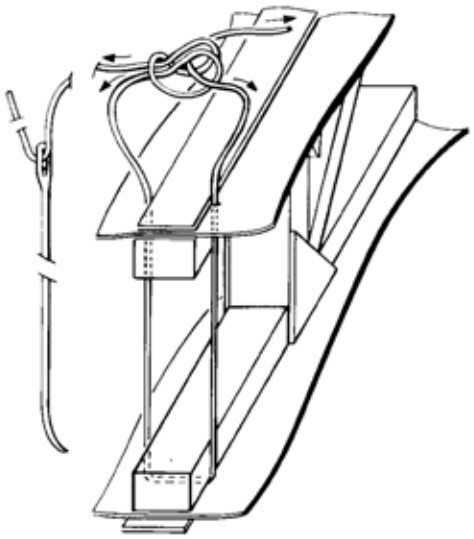
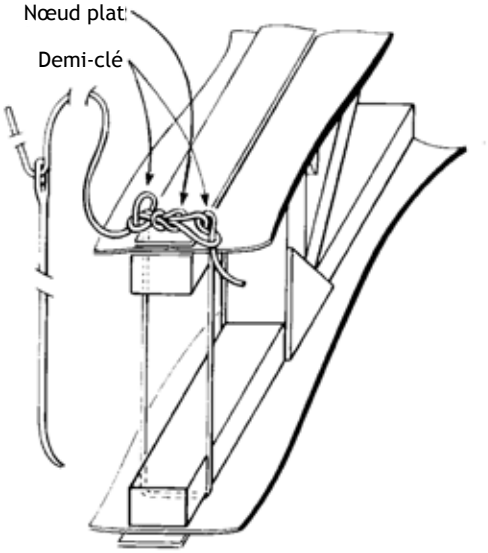


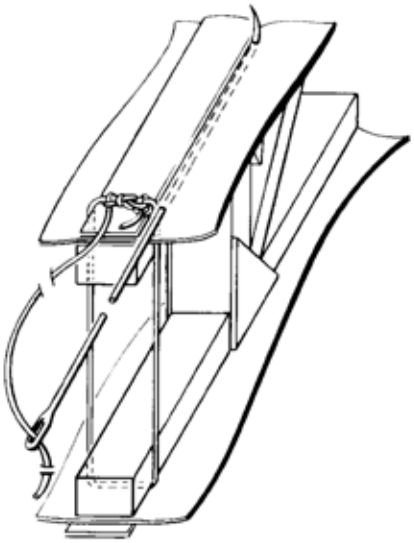
FIGURE 2-9a. Alternate sequence to tie a modified seine knot for rib lacing.



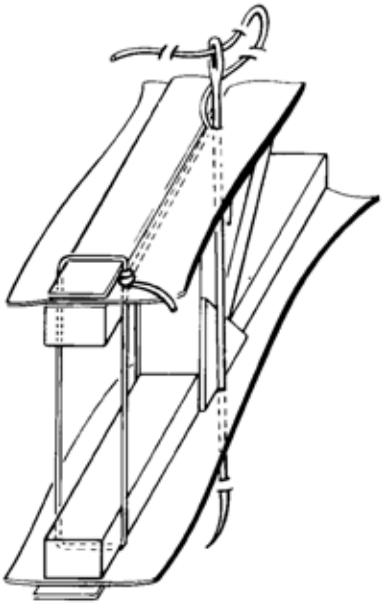
Étape 1. Serrer un nœud plat en passant l'extrémité courte du cordon au travers de la boucle de rabattement, comme illustré.



Étape 2. Sécuriser le nœud plat serré avec une demi-clé de chaque côté.

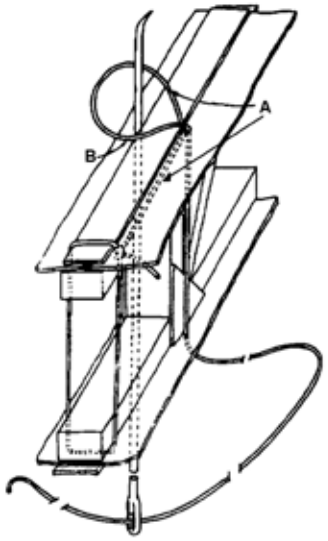


Étape 3. Conduire l'aiguille de nouveau dans le trou côté droit et la faire sortir par le prochain point de lardage pré-percé.

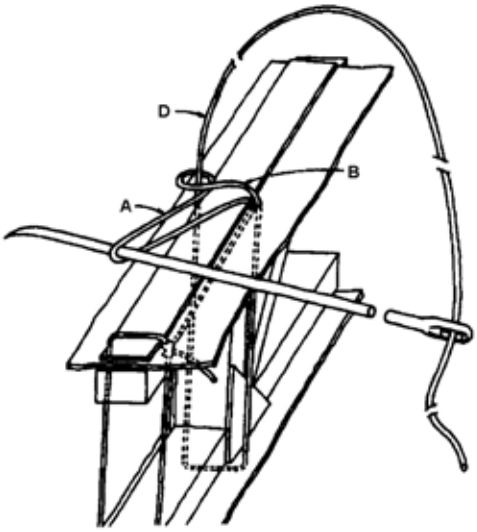


Étape 4. Conduire l'aiguille de nouveau au travers du trou de sortie et vers le côté opposé de l'aile, en laissant une boucle d'environ 75 mm autour d'un doigt sur l'extrados.

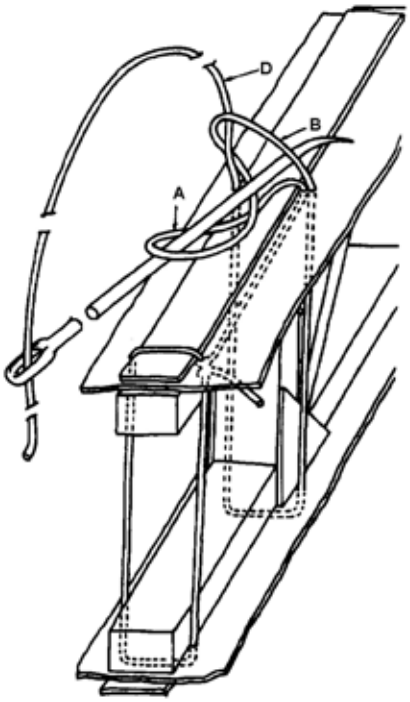
Figure 2-9a. Séquence de lardage alternative pour nouer un nœud de senne modifié.



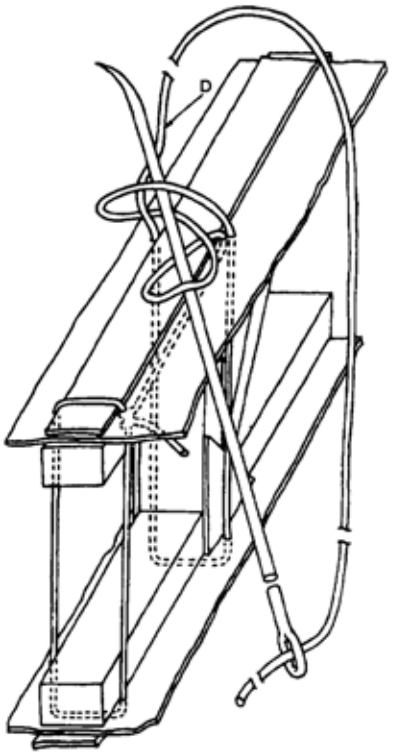
Step 5. As the needle is returned thru the top surface on the opposite side of the rib cap the loop is rotated to position cord section "A" to the forward side of the needle, then the needle is pulled thru.



Step 6. The needle tip is routed under cord section "B" to hook and pull cord section "A" aft.

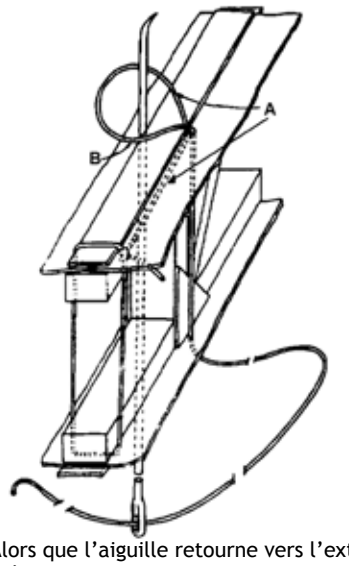


Step 7. The needle tip is routed over the top of cord section "A" and under cord section "B."

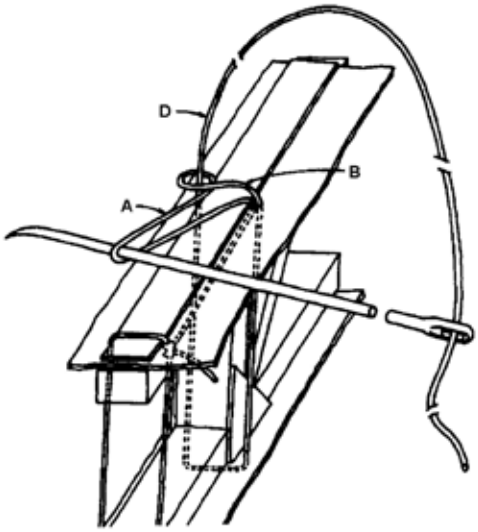


Step 8. The needle tip is then routed over cord section "D" and passed thru the lacing while holding cord section "D" perpendicular to the surface to avoid cord entanglement.

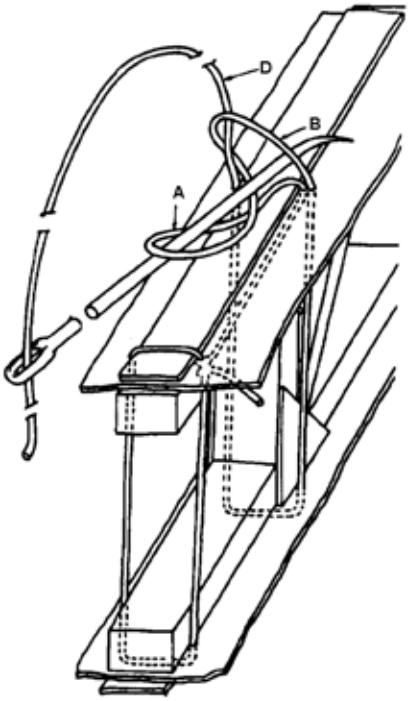
FIGURE 2-9b. Alternate sequence to tie a modified seine knot for rib lacing.



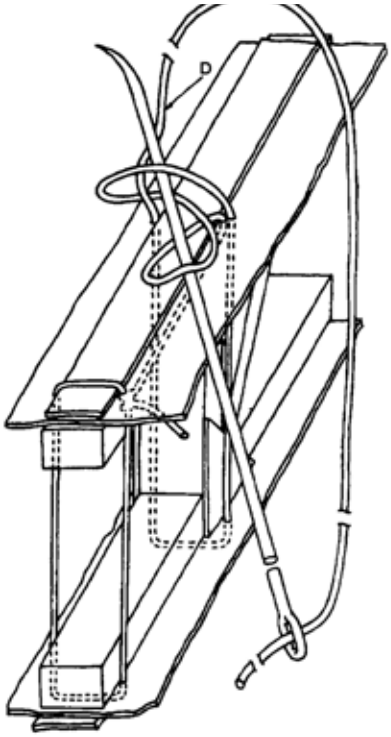
Étape 5. Alors que l'aiguille retourne vers l'extrados du côté opposé de la semelle, la boucle est tournée vers la position A vers le bout de l'aiguille, qui est ensuite tirée à travers la boucle.



Étape 6. L'extrémité de l'aiguille est passée sous la section B du cordon pour accrocher et tirer la section A du cordon vers l'arrière.

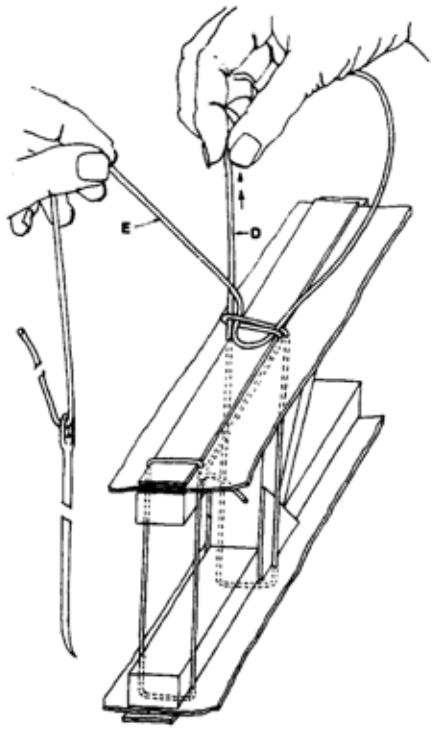


Étape 7. Le bout de l'aiguille est alors passé par dessus la section A et au-dessous de la section B.

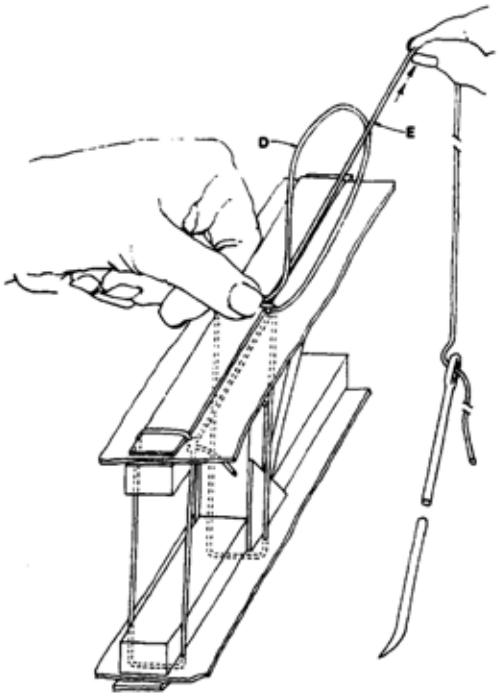


Étape 8. Le bout de l'aiguille est alors passé au-dessus de la section D et à travers le lardage pendant que l'on tient la section D perpendiculairement à la surface pour éviter un enchevêtrement des cordons.

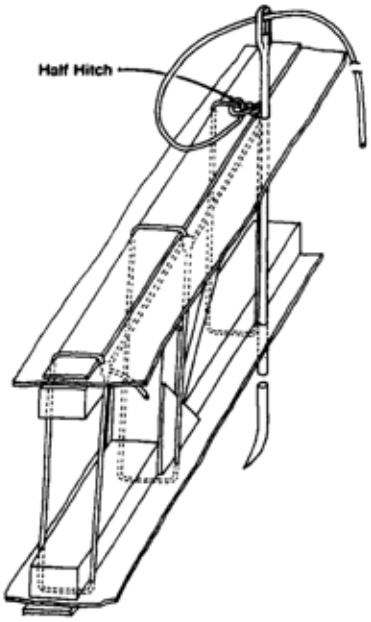
Figure 2-9b. Séquence de lardage alternative pour nouer un nœud de senne modifié.



Step 9. Pull cord section "D" perpendicular to the fabric surface to remove all slack in the cord back to the last rib lacing knot while working the loose knot to the right side. Do not pull cord section "E."

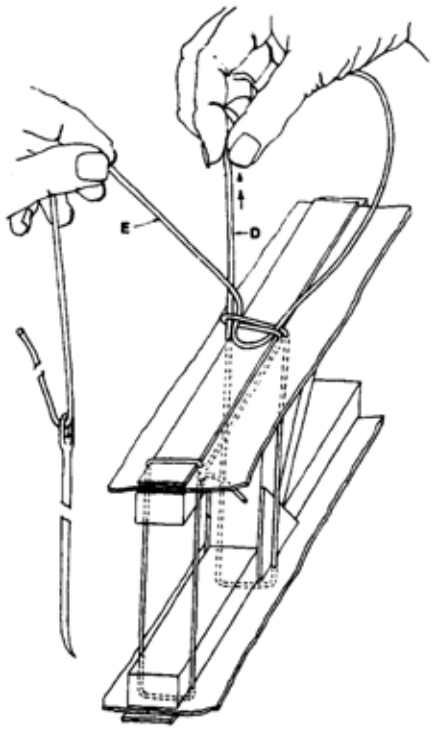


Step 10. After all slack is removed by pulling cord section "D," switch hands and place a thumbnail on the loose knot formed on the right-hand side, then secure the knot by pulling firmly perpendicular to the fabric surface on cord section "E."

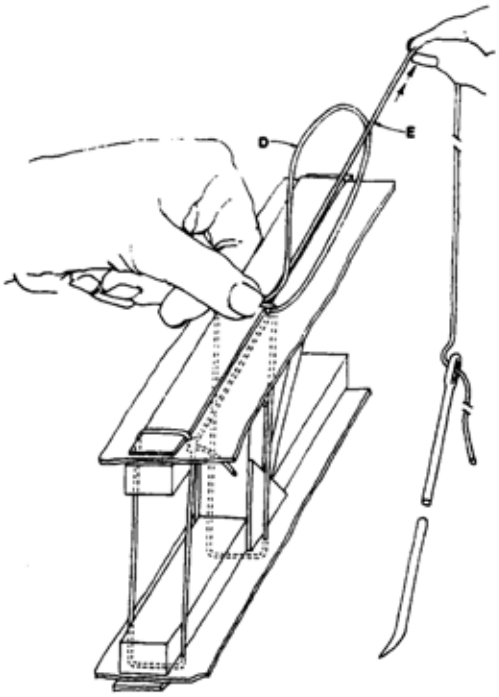


Step 11. After completing all lacing in the same sequence, the end is secured with a half hitch after the modified seine knot. The knot is pulled to the inside by routing the needle thru the wing before cutting the cord to leave the end inside.

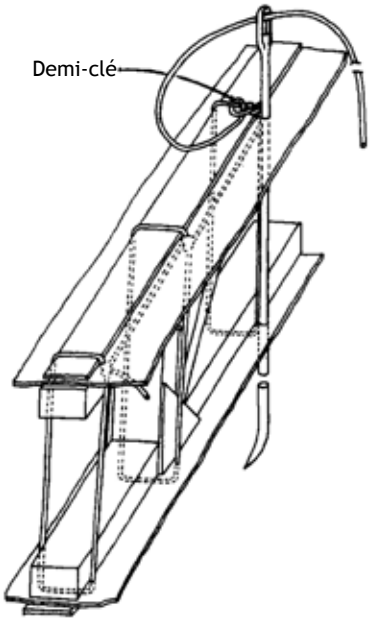
FIGURE 2-9c. Alternate sequence to tie a modified seine knot for rib lacing.



Étape 9. Tirez la section D perpendiculairement à la surface de la toile pour éliminer tout le mou du cordon jusqu'au dernier nœud de lardage de la nervure tout en travaillant le nœud lâche du côté droit. Ne tirez pas sur la section E du cordon.



Étape 10. Après avoir éliminé tout le mou en tirant sur la section D, changez de main et placez l'ongle du pouce sur le nœud libre formé sur le côté droit, puis sécurisez le nœud en tirant fermement perpendiculairement à la surface de la toile sur la section E.



Étape 11. Après avoir terminé tout le lardage dans le même ordre, l'extrémité est fixée avec une demi-clé après le nœud de senne modifié. Le nœud est tiré vers l'intérieur en faisant passer l'aiguille à travers l'aile avant de couper le cordon pour laisser l'extrémité à l'intérieur.

Figure 2-9c. Séquence de lardage alternative pour nouer un nœud de senne modifié.

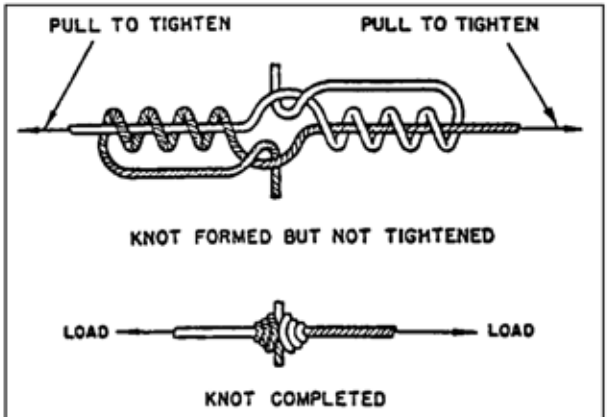
next rib lace location with the cord and knot remaining on top of the fabric surface as illustrated in figure 2-5, figure 2-6, and figure 2-8. An alternate method is to route the needle under the fabric and out through the next lace location, then back down through the wing as illustrated in figure 2-9a through figure 2-9c. A modified seine knot is then tied as illustrated in figure 2-4 through figure 2-9c.

(1) Rotate each lace loop to place the knot at the side of the rib cap to reduce the protrusion and aerodynamic interference before moving to the next lace location, or the cord routed under the fabric to the next lace location as illustrated in figure 2-9a through figure 2-9c. The end cord is then cut off leaving a minimum of 1/4 inch stub. Lacing tension should be uniform.

(2) Repeated pulling of long lengths of lacing cord may remove wax coating from the cord and cause fraying. Convenient lengths of rib lacing cord may be used to lace long or thick ribs. The end of each length is tied off with a half hitch as illustrated in figure 2-9c, or if needed, separate lengths of lacing cord may be joined by using the splice knot illustrated in figure 2-10.

(3) Lacing is installed through other components, where applicable, in the same manner as a wing. Single, wide space lace attachments, usually used on empennage surfaces, are tied with a square knot and half hitch on each side, the same as a starting wing rib lace illustrated in figure 2-9a, steps 1 and 2. The lace may be rotated to place the knot under the fabric before cutting the cord.

e. Blind lacing on a fuselage, wing rib caps above and below a fuel tank, and any other component, when used by the original aircraft manufacturer, should be reinstalled in the same location and spacing as installed by the original aircraft manufacturer. The lace cord is routed around the stringer, rib cap, or other structure using an appropriate length, single or double pointed, curved needle as illustrated in figure 2-11. Blind laces are tied with a square knot, then pulled tight and secured with a half hitch at each side. The lace may be rotated to place the knot under the fabric surface before cutting the cord.



The splice knot is made by crossing the ends of the cord, and making four complete wraps with the small end of the free piece around the end of the standing piece. The end is then doubled back through the formed loop. The other free end is wrapped and doubled back. The long ends of the cords are then pulled until the knot is tight. The short ends are cut close to the knot. This finishes the splice knot.

FIGURE 2-10. Splice knot.

2-11. STITCH SPACING.

a. Rib lace spacing on wings, formerly referred to as stitch spacing, should be no greater than the spacing used by the original aircraft manufacturer. When the original spacing cannot be determined the maximum spacing illustrated in figure 2-12 should be used on the wings and wing control surfaces.

(1) Faites tourner chaque boucle de lardage pour placer le nœud sur le côté de la semelle de nervure afin de réduire les protubérances et les perturbations aérodynamiques avant de passer au point de lardage suivant, ou acheminez le cordon sous la toile jusqu'à l'emplacement de lardage suivant, comme illustré dans les figures 2-9a à 2-9c. Le cordon d'extrémité est ensuite coupé en laissant un bout d'au moins 6 mm. La tension du lardage doit être uniforme.

(2) Le fait de tirer à plusieurs reprises sur de grandes longueurs de cordon de lardage peut enlever la pellicule de cire du cordon et provoquer un effilochage. Des longueurs de cordon adaptées peuvent être utilisées pour larder des nervures longues ou épaisses. L'extrémité de chaque longueur est attachée à l'aide d'une demi-clé, comme illustré à la figure 2-9c, ou, si nécessaire, des longueurs de lardage séparées peuvent être reliées à l'aide du nœud d'épissure illustré à la figure 2-10.

(3) Le lardage est installé à travers d'autres éléments, le cas échéant, de la même manière qu'une aile. Les lardages simples à écartement large, généralement utilisés sur les surfaces de l'empennage, sont attachés avec un nœud carré et une demi-clé de chaque côté, comme pour l'amorce de lardage de nervure illustré dans la figure 2-9a, étapes 1 et 2. On peut faire pivoter le lardage pour placer le nœud sous la surface de la toile avant de couper le cordon.

e. Le lardage aveugle sur un fuselage, sur des semelles de nervure d'aile au-dessus et au-dessous d'un réservoir de carburant, et sur tout autre composant, lorsqu'il existe sur l'appareil original doit être réinstallé au même endroit et avec le même espacement que celui installé par le constructeur d'origine. Le cordon de lardage est acheminé autour du longeron, de la semelle de nervure ou d'une autre structure à l'aide d'une aiguille courbe de longueur appropriée, à simple ou double pointe, comme illustré à la figure 2-11. Les lardages aveugles sont noués avec un nœud carré, puis tirés et fixés avec une demi-clé de chaque côté. On peut faire pivoter le lardage pour placer le nœud sous la surface de la toile avant de couper le cordon.

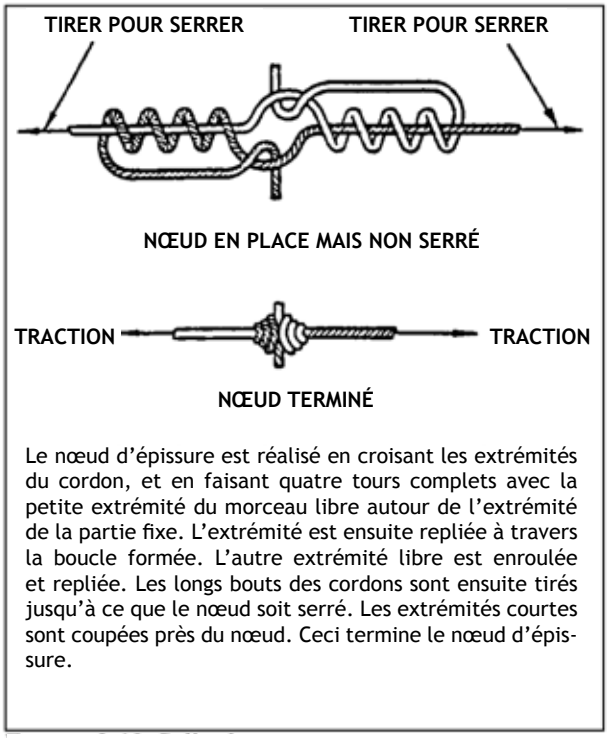


Figure 2-10. Nœud d'épissure.

2-11. ESPACEMENT DES POINTS.

a. L'espacement des points de lardage des ailes, anciennement appelé espacement des points, ne doit pas être supérieur à l'espacement utilisé par le constructeur d'origine. Lorsque l'espacement d'origine ne peut pas être déterminé, l'espacement maximum illustré à la figure 2-12 doit être utilisé sur les ailes et les gouvernes de l'aile.

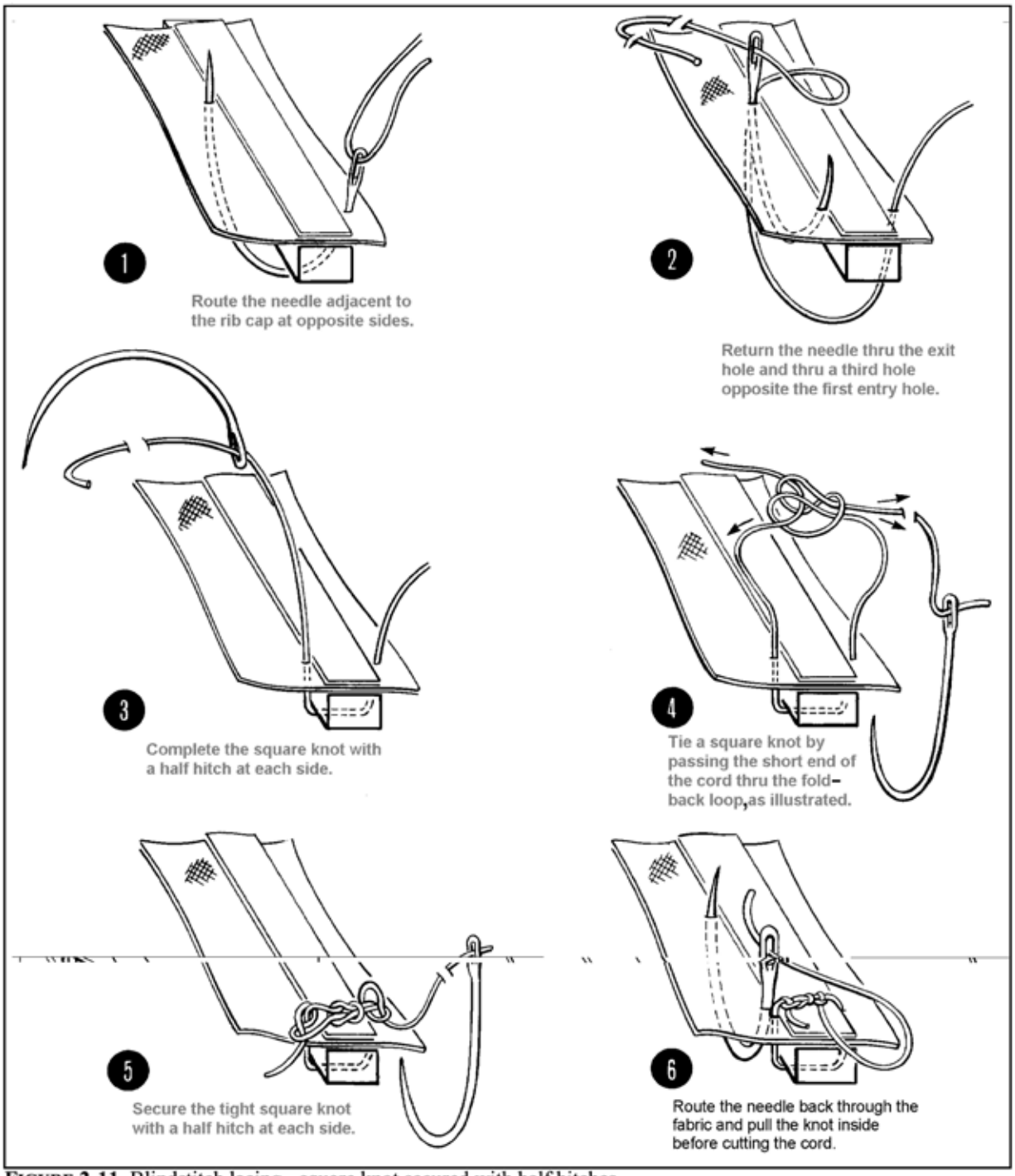


FIGURE 2-11. Blindstitch lacing - square knot secured with half hitches.

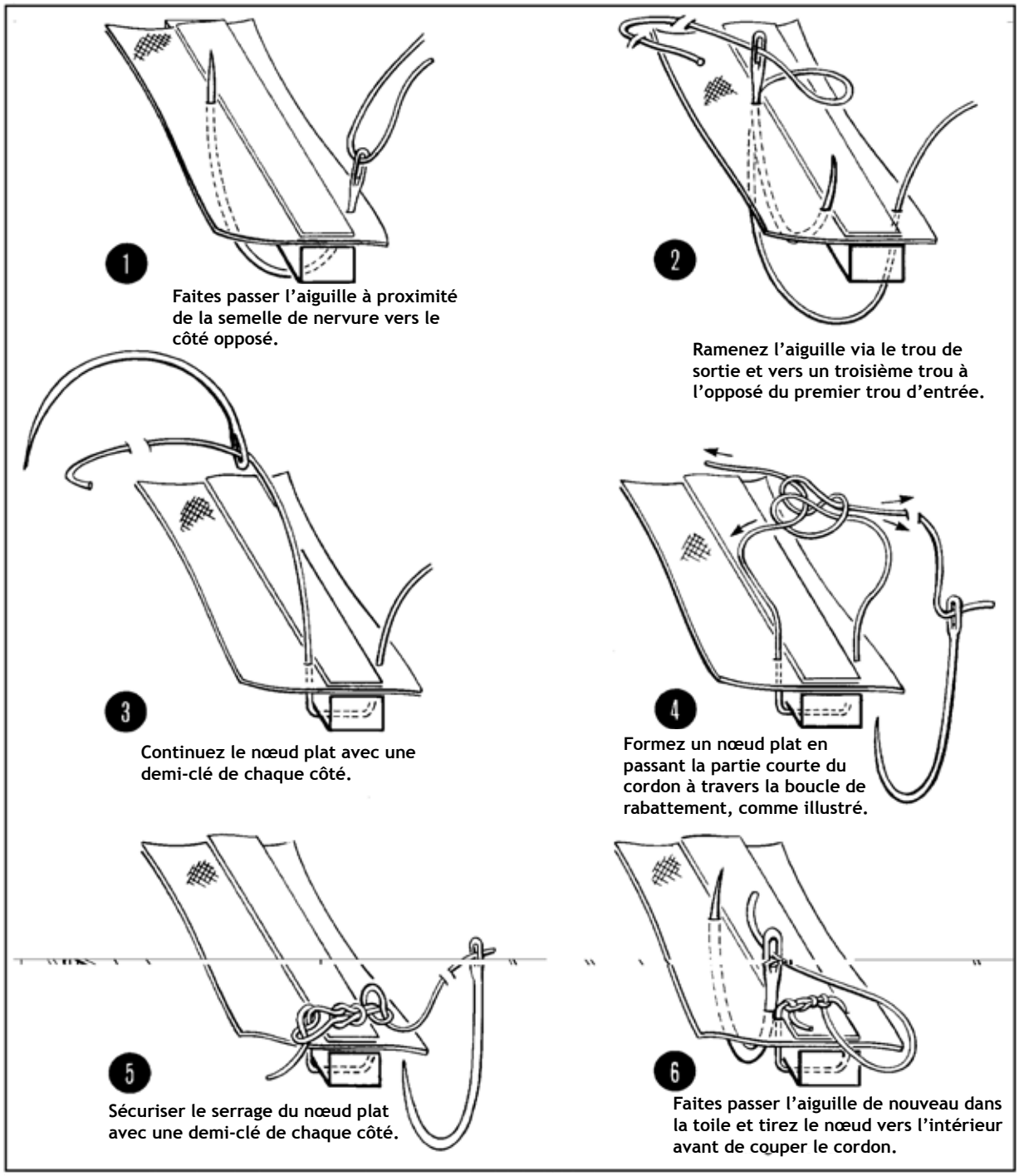


Figure 2-11. Lardage par point aveugle, nœud plat sécurisé avec demi-clés.

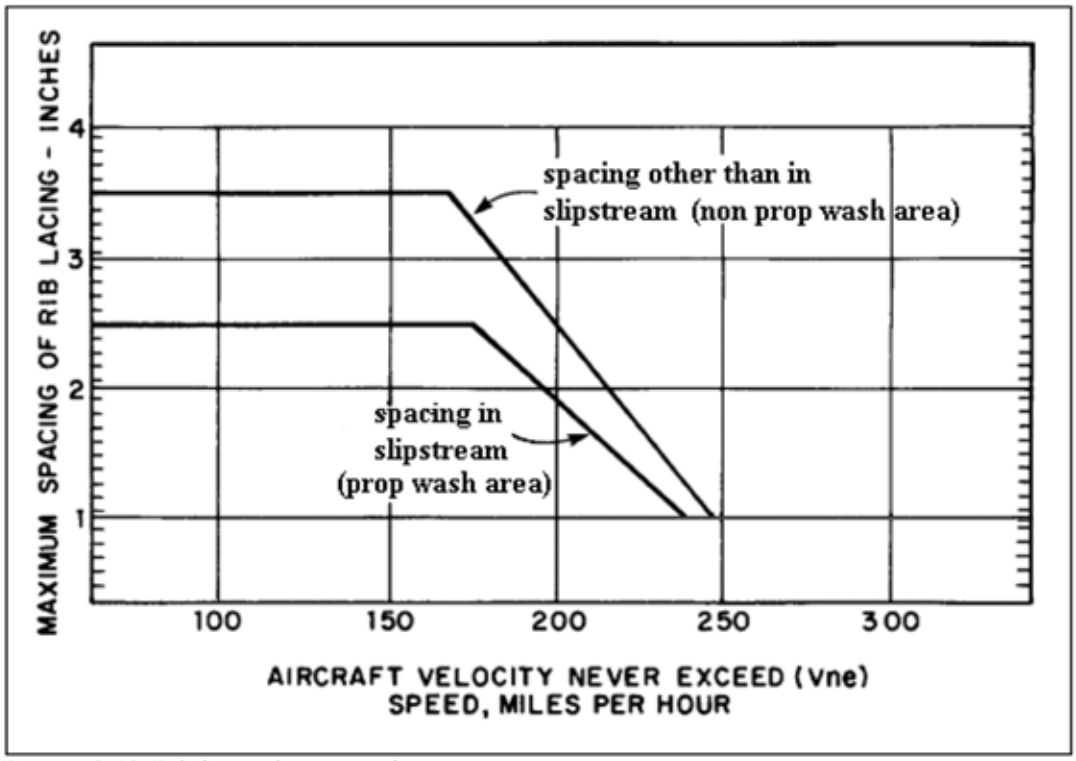


FIGURE 2-12. Fabric attachment spacing

b. When the original lace spacing on the empennage surfaces and fuselage, is not known, a maximum spacing of two times the spacing shown in figure 2-12 for the slipstream area (prop wash) on the wings may be used.

c. The installations of fabric attachments such as screws, rivets, wire clips, and rib lacing should be delayed until the fabric is stabilized and pulled taut with dope. This action is delayed to avoid pulling wing ribs and other structures out of alignment or tearing the fabric at attachment points as the fabric becomes taut. All lacing should be installed adjacent to the structure to which the fabric is being laced, to avoid tearing the fabric and/or creating slack in the cord loop when a load is applied. Where plastic washers were used by the aircraft manufacturer to provide increased pull-through resistance, under the heads of rivets or screws, the same diameter aluminum washer may be used as replacement. Aluminum washers are used because they are not affected by solvents found in adhesives or dopes, nor do they become brittle because of age or cold weather.

2-12. FASTENERS. Several light aircraft designs employ screws, rivets, or single-wire metal clips to secure the fabric to the wing.

a. Screws holding the old fabric can be removed after spinning a small sharpened tube around each screw or using a razor blade to cut and peel away the finishing tape. Care must be taken not to mark or scribe the underlying metal or wood structure. Blind rivets through ribs can be removed by drilling in the center to undercut the head.

b. Single-wire clips may be removed without damage to the rib by inserting a wide, thin screwdriver blade under the clip and carefully twisting. Apply a lifting force at the clip end to pull it up through the hole.

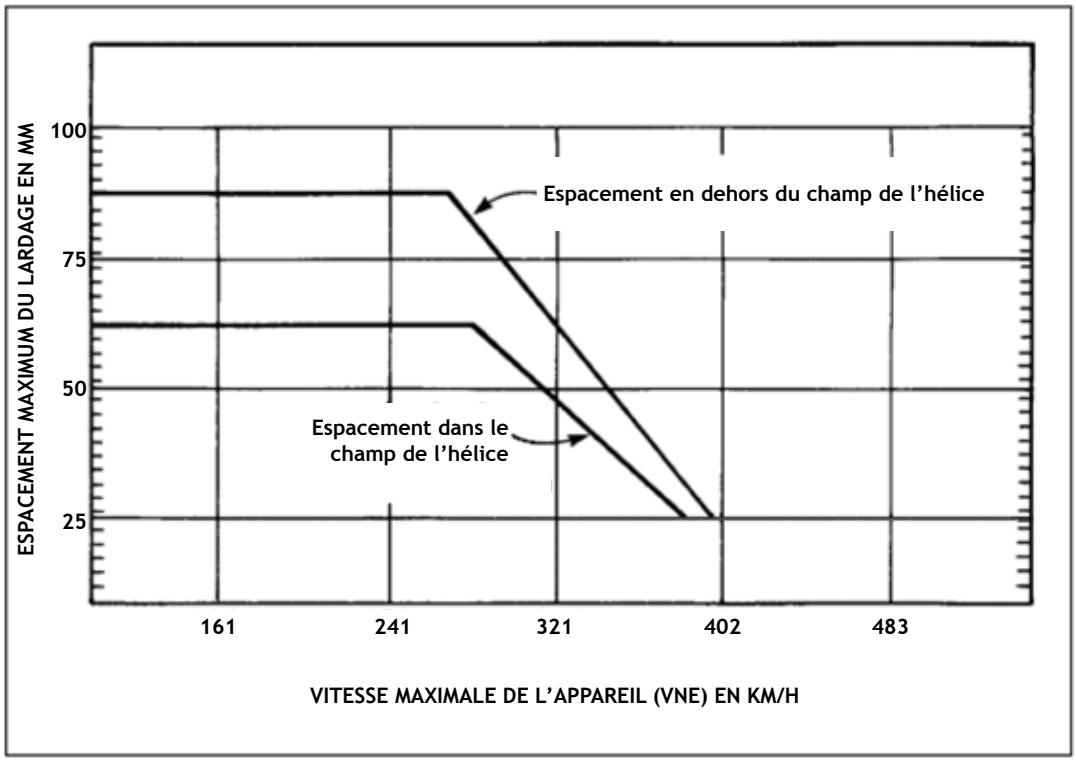


Figure 2-12. Espacement du lardage de la toile.

b. Lorsque l'espacement original du lardage sur les surfaces de l'empennage et du fuselage n'est pas connu, on peut utiliser un espacement maximum de deux fois l'espacement indiqué sur la figure 2-12 pour la zone de sillage (champ de l'hélice) sur les ailes.

c. L'installation de pièces de fixation de la toile telles que vis, rivets, clips métalliques et lardage des nervures doit être retardée jusqu'à ce que la toile soit stabilisée et tendue à l'aide d'un enduit. Cette action est mise en attente pour éviter de désaligner les nervures des ailes et autres structures ou de déchirer la toile aux points d'attache lorsque la toile sera tendue. Tout lardage doit être installé à proximité de la structure à laquelle la toile est attachée, afin d'éviter de déchirer la toile et/ou de créer du mou dans la boucle du cordon lorsqu'une charge est appliquée. Lorsque des rondelles en plastique ont été utilisées par le constructeur pour augmenter la résistance à l'arrachement, sous la tête des rivets ou des vis, une rondelle en aluminium de même diamètre peut être utilisée en remplacement. Les rondelles en aluminium sont utilisées parce qu'elles ne sont pas affectées par les solvants contenus dans les adhésifs ou les enduits, et ne se fragilisent pas avec l'âge ou le froid.

2-12. FIXATIONS. Plusieurs modèles d'avions légers utilisent des vis, des rivets ou des clips métalliques à fil unique (Martin Clip) pour fixer la toile sur l'aile.

a. Les vis qui maintiennent l'ancienne toile peuvent être enlevées après avoir fait tourner un petit tube aiguisé autour de chaque vis ou en utilisant une lame de rasoir pour couper et enlever la bande de finition qui la recouvre. Il faut veiller à ne pas marquer ou rayer la structure sous-jacente en métal ou en bois. Les rivets aveugles à travers les nervures peuvent être enlevés en perçant au centre pour en couper la tête.

b. Les clips à fil unique (martin clip) peuvent être retirés sans endommager la nervure en insérant une lame de tournevis large et fine sous le clip et en la tournant avec précaution. Appliquez une force de levage à l'extrémité du clip pour le tirer vers le haut à travers le trou.

NOTE: It is important that any damage found to ribs, such as oversize rivet or screw holes, and cracks or breaks in the rib cap, should be tagged immediately for easy location and repair later.

c. When repairs are made to fabric surfaces attached by special mechanical methods, duplicate the original type of fastener. When self-tapping screws are used for the attachment of fabric to the rib structure, observe the following procedure:

(1) Redrill the holes where necessary due to wear, distortion, etc., and in such cases, use a screw one size larger as a replacement.

(2) Extend the length of the screw beyond the rib capstrip at least two threads.

(3) Install a thin washer, preferably aluminum, under the heads of screws and dope pinked-edge tape over each screw head.

2-13. FINISHING TAPE.

a. Finishing tape (surface tape) is installed after the fabric has been pulled taut with the initial dope application. This procedure is performed to prevent ripples from forming in fabric panels adjacent to newly applied tapes. Ripple formation is caused by the inability of the combined tape and fabric to tighten uniformly with adjacent fabric when additional dope is applied.

b. In addition to the tape widths required to be installed over fabric seams specified in paragraph 2-7, finishing tape should be installed as weather protection over all rib lacing, screws, rivets, wire clips, or other devices used to secure fabric. This includes wings, control surface ribs, empennage surface ribs, and fuselage stringers, where so installed by the original aircraft manufacturer. Tape width should be sufficient to bond the fabric a minimum of 3/8 inch on each side of all fabric attachments. Two inch width tape is normally used. Tapes over wing rib lacing should extend a minimum of 1/2 inch past each end of any reinforcing tapes. Random or widely-spaced attachments may be covered by individual sections of fabric or finishing tape.

c. Installation of finishing tapes for additional wear resistance is recommended over the edges of all fabric-forming structures. This includes fuselage stringers, longerons, leading and trailing edges, false or nose ribs, control surfaces, and empennage ribs not already covered and protected by a finishing tape that is required to be on a fabric seam or fabric attached to the structure. Compound surfaces, such as wingtip bow and empennage surfaces, are more conveniently taped using bias cut finishing tape, which easily conforms to the compound contour, rather than notching linear cut tape to fit the surface. Bias cut tape will be reduced to approximately two thirds the original cut width when pulled tight around a wingtip bow and should be considered when selecting the width of tape for the various locations.

d. Finishing tapes are applied by coating the fabric surface over which the tape will be applied with dope, applying the tape over the wet dope film, then brushing the tape firmly onto the fabric surface. This action will assure a good bond by thoroughly saturating and wetting the finishing tape.

2-14. INSPECTION RINGS AND DRAIN GROMMETS.

a. Inspection Rings. Inspection access is provided adjacent to or over every control bellcrank, drag-wire junction, cable guide, pulley, wing fitting, or any other component throughout the aircraft which will be inspected or serviced annually. They are installed only

NOTE : Il est important que tout dommage constaté sur les nervures, comme des trous de rivet ou de vis trop grands, et des fissures ou des cassures dans la semelle de nervure, soit immédiatement étiqueté pour pouvoir être facilement repéré et réparé plus tard.

c. Lorsque des réparations sont effectuées sur des surfaces de toile fixées par des méthodes mécaniques spéciales, reproduire le type de fixation d'origine. Lorsque des vis autotaraudeuses sont utilisées pour la fixation de la toile à la structure de la nervure, observez la procédure suivante :

(1) Rebouchez les trous si nécessaire en raison de l'usure, de la déformation, etc. et, dans ce cas, utilisez une vis de taille supérieure en remplacement.

(2) Prolongez la longueur de la vis au-delà de la semelle d'au moins deux filets.

(3) Installez une fine rondelle, de préférence en aluminium, sous la tête des vis et enduisez chaque tête de vis de ruban adhésif à bords cranté.

2-13. BANDE DE FINITION.

a. La bande de finition (bande de protection) est installée après que la toile ait été tendue lors de l'application initiale de l'enduit. Cette procédure est effectuée pour éviter la formation d'ondulations dans les panneaux de toile adjacents aux bandes nouvellement appliquées. La formation d'ondulations est causée par l'incapacité de la bande et de la toile combinées à se tendre uniformément avec la toile adjacente lorsque de l'enduit supplémentaire est appliqué.

b. En plus des bandes à installer sur les coutures de toile spécifiées au paragraphe 2-7, il faut installer une bande de finition comme protection contre les intempéries sur tous les lardages de nervures, les vis, les rivets, les supports de câbles ou autres dispositifs utilisés pour fixer la toile. Cela comprend les ailes, les nervures des gouvernes, les nervures de l'empennage et les longerons du fuselage, lorsqu'ils sont installés par le constructeur d'origine. La largeur de la bande doit être suffisante pour coller la toile sur un minimum de 9 mm de chaque côté de toutes les attaches de la toile. Une bande adhésive de 50 mm de large est normalement utilisée. Les bandes recouvrant le lardage des nervures d'aile doivent dépasser d'au moins 12 mm de chaque extrémité de toute bande de renfort. Les attaches espacées ou non peuvent être recouvertes par des sections individuelles de toile ou de bande de finition.

c. Il est recommandé d'installer des bandes de finition pour une résistance accrue à l'usure sur les bords de toutes les structures formant la toile. Cela inclut les longerons du fuselage, les bords d'attaque et de fuite, les fausses nervures ou les nervures de becs, les gouvernes et les nervures d'empennage qui ne sont pas déjà couvertes et protégées par une bande de finition qui doit être placée sur une couture de la toile ou sur une toile fixée à la structure. Les surfaces composées, telles que les surfaces de l'empennage et des saumons d'ailes, sont plus facilement fixées à l'aide d'une bande de finition coupée en biais, qui se conforme facilement au contour composé, plutôt que d'utiliser une bande coupée linéairement pour s'adapter à la surface. La bande coupée en biais sera réduite à environ deux tiers de la largeur de coupe initiale lorsqu'elle est tirée fermement autour d'un arc de saumon d'aile et ceci doit être pris en compte lors de la sélection de la largeur de bande pour les différents endroits.

d. Les bandes de finition sont appliquées en enduisant la surface de la toile sur laquelle la bande sera appliquée avec de l'enduit, en appliquant la bande sur le film d'enduit humide, puis en brossant fermement la bande sur la surface de la toile. Cette action permet d'assurer une bonne adhérence en saturant et en mouillant complètement la bande de finition.

2-14. TRAPPES D'INSPECTION ET ŒILLETS DE DRAINAGE.

a. Trappes d'inspection. Un accès d'inspection est prévu à côté ou en face de chaque guignol de commande, jonction de tendeur, guide de câble, poulie, raccord d'aile ou tout autre élément de l'aéronef qui sera inspecté ou entretenu périodiquement. Les trappes sont installés uniquement sur l'intrados des ailes, sauf si elles sont installées sur l'extrados par le constructeur d'origine.

on the bottom side of the wings except where installed on the top surface by the original manufacturer.

(1) Cutting the holes may be delayed until needed; however, all covers should be finished in matching colors with any trim lines and stored until needed. Spraying matching colors a year later is expensive and time consuming.

(2) The 3-9/16 inch inside diameter cellulose acetate butyrate (CAB) plastic inspection access rings have become popular and bond satisfactorily with Nitrate Dope or Fabric Cement. Any metal inspection hole reinforcements of a particular shape or special design or size, installed by the original manufacturer, should be reinstalled after cleaning.

(3) Tapes or patches over aluminum reinforcements are optional, but recommended in the prop-wash areas on the wings and forward fuselage bottom.

(4) Fabric patches over plastic rings are strongly recommended because plastic is not a stable material, becomes brittle at low temperatures, and fatigues and cracks from prop blast vibration. Plastic rings are often cracked during removal and installation of spring, clip-held covers. Patches with a minimum 1-inch overlap, should be installed with dope.

b. Drain Grommets. Atmospheric temperature changes cause the humidity in the air to condense on the inside of aircraft surfaces and pool in all low areas. Rainwater enters through openings in the sides and top, and when flying, everywhere throughout the structure. Taxiing on wet runways also splashes water up through any bottom holes. Therefore, provisions must be made to drain water from the lowest point in each fabric panel or plywood component throughout the airframe while in a stored attitude. Drain holes also provide needed ventilation.

(1) Install drain grommets on the under side of all components, at the lowest point in each fabric panel, when the aircraft is in stored attitude. Seaplane grommets, which feature a protruding lip to prevent water splashes through the drain hole, are recommended over drain holes subject to water splashing on land planes as well as seaplanes. The appropriate-size holes must be cut through the fabric before installing seaplane grommets. Plastic drain grommets may be doped directly to the fabric surface or mounted on fabric patches then doped to the covering. Installing a small fabric patch over flat grommets to ensure security is optional. Alternate brass grommets are mounted on fabric patches, then doped to the fabric.

(2) After all coating applications and sanding are completed, open all holes through flat drain grommets by cutting through the fabric with a small-blade knife. Do not attempt to open drain holes by punching with a sharp object because the drain hole will not remain open.

2-15.—2-19. [RESERVED.]

(1) Le découpage des trous peut être retardé jusqu'à ce qu'il soit nécessaire ; cependant, toutes les couvertures doivent être finies dans des couleurs assorties aux lignes de coupe et conservées jusqu'à ce qu'elles soient nécessaires. La peinture au pistolet des couleurs assorties un an plus tard est coûteuse et prend du temps.

(2) Les trappes d'accès d'inspection[1] en plastique d'acétate-butyrate de cellulose (CAB) de 62 mm (39/16e pouces) de diamètre intérieur sont devenues populaires et s'assemblent de façon satisfaisante avec l'enduit au nitrate ou la colle pour toile. Tout renforcement métallique des trous d'inspection de forme particulière ou de conception ou de taille spéciale, installé par le constructeur d'origine, doit être réinstallé après nettoyage.

(3) Les bandes ou les pièces de renforcement en aluminium sont facultatives, mais recommandées dans les zones dans le champ des hélices sur les ailes et le fond du fuselage avant.

(4) Il est fortement recommandé de placer des pièces de toile sur les anneaux en plastique, car le plastique n'est pas un matériau stable, devient cassant à basse température, et se fatigue et se fissure sous l'effet des vibrations des hélices. Les anneaux en plastique sont souvent fissurés lors de l'ouverture et la fermeture des couvercles à ressort et à clip. Les patches avec un chevauchement minimum de 25 mm, doivent être installés avec de l'enduit.

b. Œillets de drainage. Les changements de température atmosphérique entraînent une condensation de l'humidité de l'air sur la face intérieure des surfaces des avions et des rétentions dans toutes les parties basses. L'eau de pluie entre par des ouvertures sur les côtés et le dessus, et en vol, partout dans la structure. Le fait de rouler sur des pistes mouillées provoque également des éclaboussures d'eau par les trous du bas. Il faut donc prendre des dispositions pour évacuer l'eau du point le plus bas de chaque panneau de toile ou de contre-plaqué dans toute la cellule lorsque l'avion est en statique. Les trous d'évacuation assurent également la ventilation nécessaire.

(1) Installez des œillets de drainage sur la face inférieure de toutes les structures, au point le plus bas de chaque panneau de toile, lorsque l'avion est en position statique. Les œillets pour hydravions, qui comportent un rebord saillant pour empêcher les éclaboussures d'eau par le trou d'évacuation, sont recommandés au-dessus des trous d'évacuation sujets aux éclaboussures d'eau sur les avions terrestres ainsi que sur les hydravions. Les trous de taille appropriée doivent être découpés dans la toile avant l'installation des passe-fils pour hydravions. Les œillets d'évacuation en plastique peuvent être enduits directement à la surface de la toile ou montés sur des pièces de tissu puis enduits sur le revêtement. L'installation d'une petite pièce de toile sur les œillets plats pour assurer la sécurité est facultative. D'autres œillets en laiton sont montés sur des pièces de tissu, puis enduits sur la toile.

(2) Une fois que toutes les applications de revêtement et le ponçage sont terminés, ouvrez tous les trous par les œillets de drainage plats en coupant à travers la toile avec une petite lame. N'essayez pas d'ouvrir les trous d'évacuation en les perçant avec un objet pointu car le trou d'évacuation se refermerait avec le temps.

2-15.-2-19. [RÉSERVÉ.]

1 NDT : A titre d'exemple, chez Aircraft Spruce, voir la référence 09-19200 pour les versions de diamètre 89 mm. Les trappes associées ont la référence 09-18740.

SECTION 2. APPLICATION OF DOPE

2-20. GENERAL. Nitrate dope and butyrate dope are manufactured by treating cellulose, derived from wood pulp or cotton linter with select acids, then dissolving in a blend of solvents and adding plasticizers for flexibility. After a brush or spray application on fabric, the film develops tension and strength as the solvents evaporate. The tension and strength will increase in proportion to the total film thickness. The fabric functions as a film former and carries no load until a crack develops in the dope film. An excessively-thick dope film will develop too much tension and may warp or damage a light airframe.

a. Viscosity adjustments for brush or spray applications may also vary between brands. When the viscosity adjustment ratio is not provided or is unclear, the product manufacturer should be contacted for detailed instructions. If instructions cannot be obtained or the source of the dope is unknown, the dope should be considered suspect and its use is not advised.

b. Dope, which has been stored for an extended period of time or under adverse conditions, should be suspected of becoming acidic and should be tested before being used on cotton or linen fabric. In some cases, fresh production dope has also been found to have a high acid content and will begin to deteriorate cotton or linen in a period of a few months. The acid content of nitrate or butyrate dope should not exceed 0.06 percent, calculated as acidic acid. An acidity test can be performed by most testing laboratories if high acid content is suspected.

c. Butyrate dope is superior to nitrate dope in weather exposure tests. However, nitrate dope provides better adhesion to natural fiber than butyrate dope. The adhesion of butyrate dope to natural fibers is adequate; it is not necessary to use nitrate dope for the first application and butyrate dope for all other applications. The presence of naphtha in nitrate dope, manufactured in accordance with canceled Mil Specs formulas, causes nitrate dope to be incompatible with butyrate dope; therefore, nitrate dope should not be applied over butyrate dope for repairs or refinishing; however, butyrate dope may be applied over nitrate dope.

NOTE: Nitrate or butyrate dope thinners and retarders should not be substituted for each other, nor should automotive coating-type thinners be used.

d. Clear dope produces the most tension and strength. Aluminum-pigmented dope will weigh slightly more than clear dope and develop less tension and strength for the same film thickness. Pigmented color finishes will produce the least tension and strength due to the higher ratio of plasticizers.

e. During the coating-buildup procedure, solvents released from each succeeding coat will penetrate and be absorbed into the previous dope film, temporarily releasing the tension and increasing the drying time between coats as the dope film becomes thicker. If elapsed time between coats exceeds several weeks at temperatures above 70 F, it is recommended that several spray coats of an appropriate dope thinner or dope with retarder and/or rejuvenator added be applied to the lightly-sanded, dried dope film to open the surface and provide cohesion for the next coat. This will reduce the possibility of surface cracks caused by dissimilar tension between the old and new dope film.

f. All dope coats through the final finish may be applied with a brush; however, brush

Section 2. APPLICATION DE L'ENDUIT

2-20. GÉNÉRALITÉS. Les enduits au nitrate et au butyrate sont fabriqués en traitant la cellulose, dérivée de la pâte de bois ou du coton, avec des acides sélectionnés, puis en la dissolvant dans un mélange de solvants et en ajoutant des plastifiants pour la flexibilité. Après une application au pinceau ou par pulvérisation sur la toile, le film développe une tension et une résistance à mesure que les solvants s'évaporent. La tension et la résistance augmentent proportionnellement à l'épaisseur totale du film. La toile fonctionne comme un film et ne supporte aucune charge jusqu'à ce qu'une fissure se développe dans le film d'enduit. Un film d'enduit trop épais développe une tension trop importante et peut déformer ou endommager une structure légère.

a. Les ajustements de la viscosité pour les applications au pinceau ou au pistolet peuvent également varier d'une marque à l'autre. Lorsque le rapport de réglage de la viscosité n'est pas fourni ou n'est pas clair, il convient de contacter le fabricant du produit pour obtenir des instructions détaillées. Si les instructions ne peuvent être obtenues ou si l'origine de l'enduit est inconnue, l'enduit doit être considéré comme suspect et son utilisation est déconseillée.

b. Les enduits qui ont été stockés pendant une longue période ou dans des conditions défavorables doivent être suspectés de devenir acides et doivent être testés avant d'être utilisés sur des toiles de coton ou de lin. Dans certains cas, on a également constaté que les enduits fraîchement produits avaient une forte teneur en acide et qu'ils commençaient à détériorer le coton ou le lin après quelques mois. La teneur en acide de l'enduit au nitrate ou au butyrate ne doit pas dépasser 0,06 %. Un test d'acidité peut être effectué par la plupart des laboratoires d'essai si l'on soupçonne une trop forte teneur en acide.[1]

c. L'enduit au butyrate est supérieur à l'enduit au nitrate dans les tests d'exposition aux intempéries. Cependant, l'enduit au nitrate offre une meilleure adhérence aux fibres naturelles que l'enduit au butyrate. L'adhérence de l'enduit au butyrate aux fibres naturelles est adéquate ; il n'est pas nécessaire d'utiliser de l'enduit au nitrate pour la première application et de l'enduit au butyrate pour toutes les autres applications. La présence de naphte dans l'enduit au nitrate, fabriqué selon des formules Mil Specs annulées, rend l'enduit au nitrate incompatible avec l'enduit au butyrate ; par conséquent, l'enduit au nitrate ne doit pas être appliqué sur de l'enduit au butyrate pour des réparations ou des retouches ; cependant, l'enduit au butyrate peut être appliqué sur de l'enduit au nitrate.

NOTE : Les diluants et retardateurs d'enduit au nitrate ou au butyrate ne doivent pas se substituer les uns aux autres, pas plus que les diluants de type peinture automobile ne doivent être utilisés.

d. L'enduit transparent est celui qui produit le plus de tension et de résistance. Les enduits pigmentés à l'aluminium pèsent un peu plus que les enduits transparents et développent moins de tension et de résistance pour une même épaisseur de film. Les enduits pigmentés produisent moins de tension et de résistance en raison de la proportion plus élevée de plastifiants.

e. Au cours de la procédure d'application des produits, les solvants libérés par chaque couche suivante pénètrent et sont absorbés par le film d'enduit précédent, ce qui relâche temporairement la tension et augmente le temps de séchage entre les couches à mesure que le film d'enduit s'épaissit. Si le temps écoulé entre les couches dépasse plusieurs semaines à des températures supérieures à 21°C, il est recommandé d'appliquer plusieurs couches d'un diluant approprié pour l'enduit ou de l'enduit avec retardateur et/ou rajeunisseur[2] ajouté sur le film d'enduit légèrement poncé et séché pour ouvrir la surface et assurer la cohésion de la couche suivante. Cela permettra de réduire la possibilité de fissures de surface causées par une tension différente entre l'ancien et le nouvel enduit.

1 NDT : Dans tous les cas, il faut respecter les recommandations de stockage des fabricants et ne jamais mélanger les systèmes entre eux.

2 NDT : Le rajeunisseur, pour « rejuvenator butysolve », se trouve par exemple sous la référence J3000 chez www.lasaero.com ou référence 09-01263 chez www.aircraftspruce.com

marks will be noticeable in the finish. With increasing environmental concerns, high pressure airless and high-volume low-pressure (HVLP) paint spray equipment is recommended over conventional siphon and pressure pot spraying equipment. High pressure airless and HVLP paint spraying equipment will greatly reduce paint over-spray and fogging. A spray gun, single coat is applied by overlapping each consecutive pass 50 percent of the fan width. A double coat is applied by repeating the coating application in the same direction, or at a 90°€angle to the first coat (cross coat) before the first coat has flashed off or dried dust free. For safety and helpful tips for doping, see tables 2-3 and 2-4.

TABLE 2-3. Safety tips for dope/paint.

SAFETY TIPS.
Always ground the aircraft structure while sanding and painting.
Do not use an electric drill as a dope/paint mixer.
Wear leather-soled shoes in the dope/painting area.
Have an adequate, approved ventilation system.
Wear cotton clothes when doping or painting.
Wear an approved face mask or respirator when spraying.
Follow all the manufacturer's instructions.

TABLE 2-4. Tips for doping.

HELPFUL TIPS FOR DOPING.
Limits for optimum application of dope: relative humidity 20 to 60%; temperature range 65° to 75 °F.
Drying time will vary with temperature, humidity, amount of thinner used, and whether or not retarder was added to the mixture.
Do not recoat until the surface is completely dry and all active solvents have left the dope film.
Spray all coats except the first three or four clear coats, to avoid brush marks.
Over thinning is preferred to under thinning.
Addition of retarder will produce a smoother coat, but drying time between coats will be extended.
To get a clean line for the trim colors, apply a light coat of clear dope directly on the masking tape prior to painting. This will help eliminate the trim color from running under the masking tape.
Remember to always bring the dope to room temperature before using.
Rubbing compound and wax polish may be applied after all solvents have escaped (usually 2 weeks, depending upon the weather).

2-21. DOPE APPLICATION PROCEDURE (Natural Fabrics).

a. Step 1. After the cotton or linen fabric is installed in accordance with the procedures specified in paragraphs 2-7 and 2-8, the fabric is wetted with distilled water to remove wrinkles and fold creases, which will show in a gloss finish. Water may be applied by rubbing with a clean sponge or rag, or by using a paint spray gun. Do not use tap water. It may contain minerals which will contaminate the fabric.

(1) As water is absorbed by the fibers, the threads swell, resulting in temporary tauting of the fabric panel. The fabric should be allowed to dry before dope application, otherwise the water in the fibers will interfere with the dope penetration and adhesion.

(2) After the fabric has dried, the first coat of dope is applied, brushing in one direction to set the nap with a clean, non-shedding, 2-to 6-inch wide, semi-soft, long bristle paint brush.

(3) To offset the deteriorating effect of mildew or other fungus on natural fibers, especially in damp climates, it is recommended that a fungicide be added to the first coat of dope. The preferred fungicide is zinc dimethyldithiocarbamate powder, which should be prepared per the manufacturer's instructions. If no manufacturer's instructions are available the zinc powder may be stirred in at a ratio of 4 ounces, to one gallon of un-thinned nitrate or butyrate dope, after the powder is wetted to a paste with a 50/50 ratio of dope and thinner.

(4) Pre-mixed fungicidal dope, manufactured in accordance with the formula specified in MIL-D-7850, will have a transparent purple tint to indicate the fungicide additive. Dope manufactured with other colors to

f. Toutes les couches d'enduit jusqu'à la finition finale peuvent être appliquées au pinceau ; toutefois, les marques de pinceau seront visibles dans la finition. Compte-tenu des préoccupations environnementales croissantes, il est recommandé d'utiliser des équipements de pulvérisation de peinture sans air et à volume élevé et pression réduite (HVLP) plutôt que des équipements de pulvérisation à siphon et à pot sous pression classiques. Les équipements de pulvérisation de peinture à haute pression sans air et à volume élevé pression réduite (HVLP) réduisent considérablement la surpulvérisation de peinture et la formation de brouillard. Une seule couche est appliquée au pistolet en faisant se chevaucher chaque passage consécutif sur 50 % de la largeur de pulvérisation. Une double couche est appliquée en répétant l'application du produit dans le même sens, ou à un angle de 90° par rapport à la première couche (couches croisées) avant que la première couche ne s'évapore ou ne sèche hors poussière. Pour des conseils de sécurité et des informations utiles sur l'enduit, voir les tableaux 2-3 et 2-4.

Tableau 2-3. Conseils de sécurité pour la peinture et les enduits.

CONSEILS DE SÉCURITÉ
Toujours mettre la structure à la terre lors du ponçage et de la peinture.
Ne pas utiliser de perceuse électrique pour mélanger l'enduit ou la peinture.
Portez des chaussures adaptées dans la zone de travail.
Mettez en place un système de ventilation approprié.
Portez des vêtements en coton pour enduire ou peindre.
Mettez un masque intégral ou un masque respiratoire adapté quand vous passez le pistolet.
Suiviez les instructions du fabricant.

Tableau 2-4. Conseils pour appliquer l'enduit.

ASTUCES POUR APPLIQUER L'ENDUIT
Limites pour une application optimale de l'enduit : humidité relative de 20 à 60% ; plage de température de 18° à 24°C.
Le temps de séchage varie en fonction de la température, de l'humidité, de la quantité de diluant utilisée et de l'ajout ou non d'un retardateur au mélange.
Ne pas appliquer de nouvelle couche avant que la surface soit complètement sèche et que tous les solvants actifs aient quitté le film d'enduit.
Passez toutes les couches au pistolet, sauf peut-être les trois ou quatre premières couches transparentes, pour éviter les marques de pinceau.
Il est préférable de diluer en excès plutôt que d'utiliser un produit pas assez liquide.
L'ajout d'un retardateur permet d'obtenir une couche plus lisse, mais le temps de séchage entre les couches sera plus long.
Pour obtenir une ligne nette pour les couleurs de finition, appliquez une légère couche d'enduit transparent directement sur le ruban de masquage avant de peindre. Cela permettra d'éviter que la couleur de finition ne passe sous le ruban.

ASTUCES POUR APPLIQUER L'ENDUIT
N'oubliez pas de toujours amener l'enduit à température ambiante avant de l'utiliser.
La pâte à polir et le cirage peuvent être appliqués après que tous les solvants se soient échappés (généralement deux semaines, selon la météo).

2-21. PROCÉDURE D'APPLICATION DE L'ENDUIT (Textiles naturels).

a. Étape 1. Après avoir installé la toile de coton ou de lin conformément aux procédures spécifiées aux paragraphes 2-7 et 2-8, la toile est mouillée avec de l'eau distillée pour éliminer les plis et les rides, qui se manifesteront dans un fini brillant. L'eau peut être appliquée en frottant avec une éponge ou un chiffon propre, ou en utilisant un pistolet à peinture. N'utilisez pas l'eau du robinet. Elle peut contenir des minéraux qui contamineront la toile.

(1) Lorsque l'eau est absorbée par les fibres, les fils gonflent, ce qui entraîne une tension temporaire de la toile. Il faut laisser la toile sécher avant d'appliquer l'enduit, sinon l'eau contenue dans les fibres interférera avec la pénétration et l'adhérence de l'enduit.

(2) Une fois que la toile est sèche, la première couche d'enduit est appliquée, en brossant dans un sens pour fixer la nappe avec un pinceau à poils longs, propres, non effilochés, de 50 à 150 mm de large et semi-souples.

(3) Pour compenser l'effet détériorant de la moisissure ou d'autres champignons sur les fibres naturelles, en particulier dans les climats humides, il est recommandé d'ajouter un fongicide à la première couche d'enduit. Le fongicide préféré est la poudre de diméthyldithiocarbamate de zinc, qui doit être préparée selon les instructions du fabricant. En l'absence d'instructions du fabricant, la poudre de zinc peut être mélangée dans un rapport de 30 g pour un litre d'enduit au nitrate ou au butyrate non dilué, après avoir mouillé la poudre pour obtenir une pâte avec un rapport 50/50 d'enduit et de diluant.

(4) Les enduits fongicides prémélangés, fabriqués selon la formule spécifiée dans la norme MIL-D-7850, auront une teinte violette transparente pour indiquer l'additif fongicide. Les enduits fabriqués avec d'autres couleurs pour identifier les produits des fabricants vendus sous des noms commerciaux exclusifs peuvent ou non contenir un additif fongicide.

identify the manufacturers' products sold under proprietary trade names may or may not have a fungicidal additive.

(5) The viscosity of the dope should be adjusted to uniformly wet the fabric, indicated by the fabric becoming translucent so that it penetrates through the fabric but does not drip or run down the opposite side. Any dope-runs or pooling on the opposite side will shrink and distort the fabric, and may be visible on the finished surface.

(6) The ideal temperature for application of dope or other coatings is 65 to 75 F and the humidity should be less than 65 percent. As a general rule, each 10 F increase or decrease in ambient temperature will increase or decrease drying time by 100 percent. Dope should be allowed to warm to room temperature prior to attempting to adjust the viscosity.

b. Step 2. Depending upon the quality of the dope and the ratio of thinning, the fabric should start to become taut after the first brushed coat of dope has dried approximately 1 hour at 70 °F. A second, heavier coat is applied by cross brushing at 90°F to the first coat. Viscosity should be adjusted only as necessary to brush out a heavy uniform coat. If the fabric is not taut, with all sag removed, after the second coat has dried approximately 2 hours, a third coat may be applied.

c. Step 3. After the fabric has become semi-taut and stabilized with the initial dope application, and the rib lacing and other fabric attachments are completed as detailed in paragraphs 2-9 through 2-12, it is ready for "dressing out" as described in paragraphs 2-13 and 2-14.

d. NOTE: "Dressing out" means applying all the finishing tapes, reinforcing patches, inspection access ports, and drain grommets, etc.

e. Step 4. After the covering is a dressed out, one or more coats of clear dope are brushed over all finishing tapes and fabric reinforcing patches. This will balance the thickness of the dope film with the previously coated areas of the fabric. It is very important that the porosity of the fabric be filled while brushing to avoid pinholes showing in the finish.

f. Step 5. After drying at least 2 hours at 70 °F, a third heavy coat of clear dope is applied over the entire surface, preferably with a paint spray gun if brush marks are to be avoided. After the third coat of dope has dried at least 2 hours at 70 °F, the fabric should be taut and the dope film should show a gloss, depending upon the dope quality and the ratio of thinner added. If not, a fourth coat of clear dope may be applied, in the same manner as the third coat.

NOTE: Three to four clear coats of dope film showing a uniform gloss combined with the aluminum-pigmented coats and finish coats is considered satisfactory for light aircraft up to 9 lb. per square foot wing loading. Five to eight clear coats, depending upon the quality of the dope and resulting film thickness, are recommended for higher wing loading aircraft to assure the covering does not stretch and lose tension.

g. Step 6. After the clear coats are found to be satisfactory, two heavy cross-coats of aluminum-pigmented dope are applied with a spray gun to provide protection from ultraviolet (UV) rays. Tests have shown that UV radiation will deteriorate cotton, linen, and polyester fabric; however, polyester fabric deteriorates at a rate half that of cotton or linen under identical exposure conditions. UV radiation

(5) La viscosité de l'enduit doit être ajustée pour mouiller uniformément la toile, ce qui signifie que la toile devient translucide de sorte qu'il pénètre à travers le tissu mais ne s'égoutte pas et ne coule pas sur le côté opposé. Tout écoulement ou accumulation d'enduit sur le côté opposé rétrécit et déforme la toile, et peut être visible sur la surface finie.

(6) La température idéale pour l'application d'enduits ou d'autres revêtements est de 18 à 24°C et l'humidité doit être inférieure à 65%. En règle générale, chaque augmentation ou diminution de 7°C de la température ambiante augmente ou diminue le temps de séchage de 100%. Il faut laisser l'enduit se réchauffer à la température ambiante avant d'essayer d'ajuster la viscosité.

b. Étape 2. Selon la qualité de l'enduit et le taux de dilution, la toile devrait commencer à se tendre après que la première couche d'enduit brossé ait séché pendant environ une heure à 21°C. Une deuxième couche, plus épaisse, est appliquée au pinceau, croisé à 90° par rapport à la première couche. La viscosité ne doit être ajustée que si nécessaire pour éliminer une couche uniforme et épaisse. Si la toile n'est pas tendue et que tout l'affaissement a été éliminé, une troisième couche peut être appliquée après le séchage de la deuxième couche pendant environ deux heures.

c. Étape 3. Une fois que la toile est devenue semi-tendue et stabilisée par l'application initiale d'enduit, et que le lardage des nervures et autres attaches de la toile sont terminés comme indiqué aux paragraphes 2-9 à 2-12, elle est prête pour les ajouts décrits aux paragraphes 2-13 et 2-14.

d. REMARQUE : L'habillage consiste à appliquer toutes les bandes de finition, les pièces de renfort, les trappes d'accès pour l'inspection, les œillets de drainage, etc.

e. Étape 4. Une fois l'habillage terminé, une ou plusieurs couches d'enduit transparent sont appliquées au pinceau sur toutes les bandes de finition et les pièces de renfort en toile. Cela permet d'équilibrer l'épaisseur du film d'enduit avec les zones de la toile déjà enduites. Il est très important que la porosité de la toile soit comblée lors de l'application au pinceau pour éviter que des « trous d'épingle » ne soient visibles dans la finition.

f. Étape 5. Après un séchage d'au moins deux heures à 21°C, une troisième couche épaisse d'enduit transparent est appliquée sur toute la surface, de préférence avec un pistolet à peinture si l'on veut éviter les traces de pinceau. Après que la troisième couche d'enduit ait séché pendant au moins deux heures à 21°C, la toile doit être tendue et le film d'enduit doit présenter un brillant, en fonction de la qualité de l'enduit et du taux de diluant ajouté. Sinon, une quatrième couche d'enduit transparent peut être appliquée, de la même manière que la troisième couche.

> **NOTE : Trois à quatre couches de vernis transparent à l'enduit présentant un brillant uniforme, combinées avec les couches pigmentées en aluminium et les couches de finition, sont considérées comme satisfaisantes pour les aéronefs légers dont la charge alaire ne dépasse pas 44 kg/m². Cinq à huit couches transparentes, selon la qualité de l'enduit et l'épaisseur du film qui en résulte, sont recommandées pour les avions à charge alaire plus élevée afin de s'assurer que le revêtement ne s'étire pas et ne perde pas de sa tension.**

g. Étape 6. Une fois que les couches transparentes sont jugées satisfaisantes, deux couches croisées épaisses d'enduit pigmenté d'aluminium sont appliquées au pistolet pour assurer la protection contre les rayons ultraviolets (UV). Des tests ont montré que les rayons UV détériorent les toiles de coton, de lin et de polyester ; cependant, les toiles de polyester se détériorent à un rythme inférieur de moitié à celui du coton ou du lin dans des conditions d'exposition identiques. Le rayonnement UV ne détériore pas la fibre de verre. L'enduit pigmenté à l'aluminium bloque les rayons UV et sert de base au ponçage. Une mesure de protection contre les ultraviolets sur le terrain consiste à empêcher toute lumière visible de pénétrer à travers la toile. Le temps de séchage entre les deux couches doit être d'au moins une heure à 21°C.

does not deteriorate glass fabric. Aluminum-pigmented dope blocks UV radiation and provides a sanding base. A gauge of ultraviolet protection in the field is to block all visible light from penetrating through the fabric. Drying time between the two coats should be at least 1 hour at 70 °F.

(1) An option to premixed aluminum dope is to use aluminum-pigment paste. Aluminum paste should be prepared per the manufacturer's instructions. If no manufacturer's instructions are available, mix 3 ounces (by weight), of 325-mesh aluminum-pigment paste, to 1 gallon of unthinned, clear dope. The aluminum paste should first be mixed to a cream consistency with a 50/50 ratio of dope and thinner before mixing into the unthinned clear dope. A higher ratio of aluminum-pigment added to the dope may cause a loss of primer-coat and finish-coat adhesion, and peeling may occur especially when high tack tape is used to mask for the trim colors and registration numbers.

(2) The viscosity of the mixed aluminum-pigmented dope should be adjusted for satisfactory spray gun application.

h. Step 7. After two coats of aluminum-pigmented dope have dried at least 4 hours at 70 °F, the surface may be wet sanded with # 280 grit (or finer) waterproof sandpaper. The aluminum-pigmented dope should be sanded only to develop a smooth surface, not sanded completely off to the clear dope undercoats. Do not sand over screwheads, rib lacing, or any structural sharp edges that will quickly cut through fabric and require patching. Additional coats of aluminum-pigmented dope may be applied and sanded, depending on the final finish desired. The last coat should not be sanded to assure ultraviolet protection along the edges of the finishing tapes and reinforcing patches is maintained.

i. Step 8. Three coats of pigmented color finish are applied with a paint spray gun, allowing adequate drying time between coats. The color finish may be wet sanded between coats, if desired, with a fine grit waterproof sandpaper. Adding blush retarder to the final dope finish will improve the gloss. After drying several weeks, a rubbing compound may be used to buff the finish and increase the gloss. A periodic application of a wax polish will help protect the finish from the weather and environmental pollution.

NOTE: Drain holes should be opened soon after all finishing is complete to insure drainage and to aid ventilation of the structure.

(1) When exposed to the sun, dark colors absorb more sun energy and convert that energy to heat more easily than light colors. High temperatures dry out wood structures and deteriorate organic materials in an aircraft structure. Preferably the lighter color shades are applied first and then overcoated with darker trim and registration number colors.

(2) Only high-quality, solvent-resistant crepe paper or polypropylene masking tape should be used to avoid finish bleed under the tape edge. Newspaper printing ink may transfer to a fresh finish and should not be used for masking paper. Plastic sheeting should not be used as a dust cover on a fresh finish due to possible bonding and damage.

2-22. COVERING OVER PLYWOOD.

Exposed, stressed plywood surfaces, such as wings, must be protected from weather

(1) Une solution pour pré-mélanger l'enduit d'aluminium consiste à utiliser une pâte pigmentée à base d'aluminium. La pâte d'aluminium doit être préparée selon les instructions du fabricant. En l'absence d'instructions du fabricant, mélangez 22 g de pâte de pigment d'aluminium tamisé à la maille de 325 à un litre d'enduit clair non dilué. La pâte d'aluminium doit d'abord être mélangée pour ressembler à une crème avec un ratio 50/50 d'enduit et de diluant avant d'être mélangée à l'enduit clair non dilué. Un taux plus élevé de pigment d'aluminium ajouté à l'enduit peut entraîner une perte d'adhérence de la couche d'apprêt et de la couche de finition, et un pelage peut se produire, en particulier lorsque du ruban adhésif à forte adhérence est utilisé pour masquer les couleurs de finition et les numéros d'immatriculation.

(2) La viscosité du mélange d'enduit pigmenté à l'aluminium doit être ajustée pour une application satisfaisante au pistolet.

h. Étape 7. Après que deux couches d'enduit pigmenté à l'aluminium aient séché pendant au moins quatre heures à 21°C, la surface peut être poncée à l'eau avec du papier de verre imperméable de grain 280 (ou plus fin). L'enduit pigmenté à l'aluminium ne doit être poncé que pour obtenir une surface lisse, et non pas complètement poncé jusqu'aux sous-couches d'enduit transparent. Ne poncez pas par-dessus les têtes de vis, le lardage des nervures ou tout autre bord vif structurel qui couperait rapidement la toile et nécessiterait un rapiéçage. Des couches supplémentaires d'enduit pigmenté à l'aluminium peuvent être appliquées et poncées, selon la finition souhaitée. La dernière couche ne doit pas être poncée pour assurer la protection contre les rayons ultraviolets le long des bords des bandes de finition et des pièces de renforcement.

i. Étape 8. Trois couches de finition de couleur pigmentée sont appliquées au pistolet à peinture, en laissant un temps de séchage suffisant entre les couches. La finition colorée peut être poncée à l'eau entre les couches, si désiré, avec un papier de verre imperméable à grain fin. L'ajout d'un retardateur de rougissement à la finition finale de l'enduit améliorera le brillant. Après un séchage de plusieurs semaines, un produit de polissage peut être utilisé pour polir la finition et augmenter la brillance. L'application périodique d'une pâte à polir aidera à protéger la finition contre les intempéries et la pollution de l'environnement.

NOTE : Les œillets de drainage doivent être ouverts peu après la fin de la finition pour assurer le drainage et faciliter la ventilation de la structure.

(1) Lorsqu'elles sont exposées au soleil, les couleurs sombres absorbent plus d'énergie solaire et la convertissent en chaleur plus facilement que les couleurs claires. Les températures élevées assèchent les structures en bois et détériorent les matériaux organiques dans une structure d'avion. De préférence, appliquez les couleurs claires en premier, puis recouvrez-les avec les couleurs plus foncées pour les filets et les numéros d'immatriculation.

(2) Il convient de n'utiliser que du papier crêpe ou du ruban de masquage en polypropylène de haute qualité et résistant aux solvants pour éviter que la finition ne déteigne sous le bord du ruban. L'encre d'impression des journaux peut se transférer sur une nouvelle finition et ne doit pas être utilisée pour le papier de masquage. La feuille de plastique ne doit pas être utilisée comme protection contre la poussière sur une finition fraîche en raison de sa possibilité d'adhésion au support et de dommages.

2-22. ENTOILAGE SUR DU CONTRE-PLAQUÉ.

Les surfaces de contre-plaqué exposées et sollicitées, telles que celles des ailes, doivent être protégées de la détérioration due aux intempéries par une toile au moins égale à celle utilisée par le constructeur d'origine. Si la qualité n'est pas connue, une toile de qualité intermédiaire, répondant à la spécification TSO-C14b, est acceptable. La toile peut être installée en sections avec un chevauchement des bords de 12 mm sans avoir besoin de recouvrir le chevauchement avec une bande de finition. La toile peut également être installée avec les bords aboutés et la jonction recouverte d'une bande de finition d'au moins 25 mm de large. Les jonctions peuvent être orientées dans n'importe quelle direction, par rapport à la ligne de vol. Toutefois, les jonctions qui se chevauchent et qui ne sont pas recouvertes d'une bande de finition doivent être orientées vers l'arrière. La toile doit être entièrement enroulée autour des bords d'attaque et de fuite de l'aile et des autres composants, si possible, pour assurer une continuité tissu-tissu sur tous les bords afin d'éviter qu'un bord de tissu mal collé ne se décolle de la surface du contre-plaqué, ce qui aurait de graves conséquences aérodynamiques.

deterioration with fabric at least equal to that used by the original manufacturer. If the quality is not known, intermediate-grade fabric, meeting TSO-C14b specification, is acceptable. Fabric may be installed in sections with a 1/2 inch edge overlap without covering the overlap with finishing tape. Fabric may also be installed with the edges butted together, and the seam covered with a minimum 1-inch wide finishing tape. The seams may be oriented in any direction, in reference to the line of flight. However, overlapped seams, not covered with a finishing tape, should be oriented rearward. Fabric should be wrapped completely around a wing's leading and trailing edges and other components, where possible, to provide fabric-to-fabric continuity around all edges to avoid a poorly-bonded fabric edge from peeling from the plywood surface causing serious aerodynamic consequences.

a. After the plywood surface is prepared, and the two pre-coats of clear dope have dried as recommended in paragraph 2-6 g, the fabric is pulled snug and bonded with clear dope around the perimeter of the fabric section. The fabric is then wetted with distilled water to remove fold creases, in the same manner described for fabric panel areas. After the water has evaporated, a heavy coat of low-viscosity clear dope is brushed firmly through the fabric to soften the underlying dope pre-coat, insuring a good bond. Brushing techniques should be accomplished by moving the brush from one side across to the opposite side to remove all air bubbles and thoroughly saturate the fabric. This is indicated by the plywood grain being easily visible through the translucent fabric. Except for very small imperfections or small dents in the plywood surface, voids are not permissible between the fabric and plywood surfaces. Voids may allow the fabric to balloon from the plywood surface, creating adverse handling characteristics.

b. After the first dope coat has dried at least 1 hour at 70 °F, a second heavy coat of clear dope is applied by brush to fill the fabric weave and prevent pinholes. The installation of finish tape around the perimeter of the plywood surfaces, leading edges, and other wear points, is optional but recommended for wear and chafe protection. The application of aluminum-pigmented dope coating, sanding, and finish coats will be the same as that specified for fabric panel areas. Reinforcement grommets are not required on drain holes through plywood surfaces.

2-23. COATING APPLICATION DEFECTS.

a. Blushing. The appearance of light shaded dull areas on the surface as dope dries is the result of moisture in the atmosphere condensing on a surface due to the cooling effect of the fast-evaporating components of dope thinner escaping from the coating. Blushing can occur at any temperature when the humidity is above 65 percent. There are several ways to remedy this problem. The drying time may be slowed by adding up to 1 quart of blush retarder to 1 gallon of dope or by increasing the temperature of the dope room and eliminating any cooling draft from blowing across the surface. Blushed surfaces may be reworked by spraying several, closely-timed coats of a 50/50 blend of blush retarder and dope thinner to soften and return the dope surface to the original liquid state. Blush retarder, mixed with dope, may delay the full drying time by several days, but will eventually escape from the dope film if the room temperature is maintained an average of 70 °F.

b. Pinholes. Voids between the fabric threads that are not filled with the first coats of dope are called pinholes. They may be caused by fabric contamination, such as oil or finger

a. Une fois que la surface du contre-plaqué est préparée et que les deux précouches d'enduit transparent ont séché conformément aux recommandations du paragraphe 2-6 g, la toile est bien ajustée et collée avec de l'enduit transparent sur le pourtour de la section de toile. La toile est ensuite mouillée avec de l'eau distillée pour éliminer les plis, de la même manière que celle décrite pour les panneaux de toile. Une fois l'eau évaporée, une couche épaisse d'enduit transparent de faible viscosité est appliquée au pinceau sur la toile pour adoucir la précouche d'enduit sous-jacente et assurer une bonne adhérence. Les techniques d'application au pinceau doivent être réalisées en déplaçant le pinceau d'un côté à l'autre afin d'éliminer toutes les bulles d'air et de bien saturer la toile. Ceci est indiqué par le fait que le grain du contre-plaqué est facilement visible à travers la toile translucide. À l'exception de très petites imperfections ou de petites bosses à la surface du contre-plaqué, les vides ne sont pas autorisés entre la toile et la surface du contre-plaqué. Les vides peuvent permettre à la toile de se gonfler à la surface du contre-plaqué, créant ainsi des caractéristiques de manipulation défavorables.

b. Après que la première couche d'enduit a séché pendant au moins une heure à 21°C, une deuxième couche épaisse d'enduit transparent est appliquée au pinceau pour remplir la toile et éviter les trous d'épingle. L'installation d'un ruban de finition autour du périmètre des surfaces de contre-plaqué, des bords d'attaque et des autres points d'usure est facultative mais recommandée pour la protection contre l'usure et les frottements. L'application d'un enduit d'enduit pigmenté à l'aluminium, le ponçage et les couches de finition seront les mêmes que ceux spécifiés pour les zones de panneaux de toile. Des œillets de renforcement ne sont pas nécessaires pour les trous d'évacuation à travers les surfaces de contre-plaqué.

2-23. DÉFAUTS D'APPLICATION DE L'ENTOILAGE.

a. Rougissement. L'apparition de zones ternes et légèrement ombrées sur la surface lorsque l'enduit sèche est le résultat de la condensation de l'humidité de l'atmosphère sur une surface due à l'effet de refroidissement des composants à évaporation rapide du diluant de l'enduit qui s'échappent. Le rougissement peut se produire à n'importe quelle température lorsque l'humidité est supérieure à 65%. Il existe plusieurs façons de remédier à ce problème. Le temps de séchage peut être ralenti en ajoutant jusqu'à un quart de litre de retardateur de rougissement à un litre d'enduit ou en augmentant la température de la salle d'enduit et en éliminant tout courant d'air de refroidissement soufflant sur la surface. Les surfaces rougies peuvent être retravaillées en pulvérisant plusieurs couches, à intervalles rapprochés, d'un mélange 50/50 de retardateur de rougissement et de diluant pour ramollir et ramener la surface de l'enduit à son état liquide d'origine. Le retardateur de rougissement, mélangé à de l'enduit, peut retarder de plusieurs jours le séchage complet, mais il finira par s'échapper du film d'enduit si la température ambiante est maintenue à une moyenne de 21°C.

b. Trous d'épingle. Les vides entre les fils de la toile qui ne sont pas remplis par les premières couches d'enduit sont appelés trous d'épingle. Ils peuvent être causés par une contamination de la toile, comme de l'huile ou des empreintes digitales, mais sont généralement le résultat d'une mauvaise application de l'enduit. Les trous d'épingle se trouvent généralement dans une deuxième couche de toile, comme les bandes de finition et les pièces de renforcement, ou sur des structures sous-jacentes non poreuses, comme les bords d'attaque, les parties supérieures arrondies du fuselage et les surfaces de contre-plaqué. Toute structure non poreuse située sous la toile sert de butoir et résiste à la pénétration complète de l'enduit dans la toile. Des cavités microscopiques entre le support et la toile recueillent les vapeurs de solvant qui s'échappent pendant le processus de séchage et se gonflent à la surface en laissant des trous d'épingle, ou deviennent des trous d'épingle lorsque le haut du renflement est poncé. L'humidité, dans la toile ou sur la surface du support, empêche également la pénétration complète de l'enduit, ce qui entraîne des trous d'épingle.

Le remède contre les trous d'épingle, à n'importe quel stade avant la couche de finition finale, consiste à ajouter un retardateur de rougissement à l'enduit à faible viscosité et à brosser soigneusement les surfaces concernées pour qu'elles pénètrent dans les trous d'épingle et les remplissent. Cessez de brosser après cinq ou six coups de pinceau pour éviter de laisser des traces.

prints, but are usually the result of improper dope application. Pinholes are usually found in a second layer of fabric such as finishing tapes and reinforcing patches or over underlying, non-porous structures; such as leading edges, turtle decks, and plywood surfaces. Any non-porous structure under fabric will act as a backstop and will resist complete dope penetration into the fabric. Microscopic cavities between the backstop and fabric collect escaping solvent vapors during the drying process and balloon up through the surface leaving pinholes, or become pinholes when the top of the balloon is sanded. Moisture, in the fabric or on the backstop surface, also interferes with complete dope penetration, resulting in pinholes. The remedy for pinholes, at any stage before the final finish coat, is to add blush retarder to low viscosity dope and carefully brush over the affected surfaces to penetrate into and fill the pinholes. Discontinue brushing after five or six strokes to avoid leaving brush marks.

c. Orange Peel. A rough spray gun-applied finish, similar to the texture of an orange peel, may be caused by one or more of the following conditions:

(1) Viscosity of material being sprayed is too high.

(2) Air temperature is too high.

(3) Spraying in direct sunlight, onto a hot surface or in a drafty/windy condition, which causes a fast solvent evaporation.

(4) Spray gun, tip, cap, and/or needle are not properly matched for the type material being sprayed.

(5) Volume of air available from the compressor not sufficient for spray gun.

(6) Wrong thinner used and drying too fast.

(7) Spray gun not properly adjusted. The spray gun should be adjusted to a uniform spray pattern with the material atomized to deposit fine, wet particles that merge and form a smooth film.

d. Blisters. One or more of the following conditions my cause blisters:

(1) Freshly coated surface placed in hot sunlight or high temperature area to accelerate drying time, causing the vapor from rapidly evaporating solvents to be trapped.

(2) Excessive high air pressure used to spray heavy coats which "blasts" air bubbles into the coating.

(3) Water or oil in air supply.

e. Runs, Sags, and Curtains. These defects may be caused by one or more of the following conditions:

(1) Viscosity of material being sprayed is too low.

(2) Coats applied too heavily.

(3) Insufficient drying time between coats.

(4) Spray gun held too close to work surface.

(5) Improperly adjusted spray gun.

f. Spray Gun Laps and Streaks. These defects may be caused by one or more of the following conditions:

c. Peau d'orange. Une finition rugueuse appliquée au pistolet, similaire à la texture d'une peau d'orange, peut être causée par une ou plusieurs des conditions suivantes :

(1) La viscosité du matériau pulvérisé est trop élevée.

(2) La température de l'air est trop élevée.

(3) Pulvérisation en plein soleil, sur une surface chaude ou dans des conditions de courant d'air/vent, qui provoque une évaporation rapide du solvant.

(4) Le pistolet de pulvérisation, l'embout, le bouchon et/ou l'aiguille ne sont pas correctement adaptés au type de matériau à pulvériser.

(5) Le volume d'air disponible du compresseur n'est pas suffisant pour le pistolet de pulvérisation.

(6) Mauvais diluant utilisé et séchage également rapide.

(7) Pistolet de pulvérisation mal réglé. Le pistolet de pulvérisation doit être réglé de manière à obtenir un jet uniforme, la matière étant pulvérisée pour déposer de fines particules humides qui fusionnent et forment un film lisse.

d. Cloques. Une ou plusieurs des conditions suivantes provoquent des ampoules :

(1) Surface fraîchement enduite placée dans une zone chaude au soleil ou à haute température pour accélérer le temps de séchage, ce qui permet de piéger la vapeur des solvants qui s'évaporent rapidement.

(2) Une pression d'air excessivement élevée est utilisée pour pulvériser des couches épaisses qui « soufflent » des bulles d'air dans le revêtement.

(3) Eau ou huile dans l'alimentation en air.

e. Coulures, affaissements et voile. Ces défauts peuvent être causés par une ou plusieurs des conditions suivantes :

(1) La viscosité du matériau pulvérisé est trop faible.

(2) Couches appliquées en trop grande quantité.

(3) Temps de séchage insuffisant entre les couches.

(4) Pistolet à peinture tenu trop près de la surface de travail.

(5) Pistolet mal réglé.

(1) Spray gun not properly adjusted to spray a wet, smooth surface.

(2) Overspray on a partially-dried surface.

(3) Spray pattern not sufficiently overlapped on each pass.

(4) Viscosity of material being sprayed is too high.

(5) Metallic finishes sprayed too heavily allowing metallic pigments to move or flow after deposit, causing a marbled appearance.

2-24.—2-29. [RESERVED.]

f. Application au pistolet présentant des trous et des stries. Ces défauts peuvent être causés par une ou plusieurs des conditions suivantes :

(1) Pistolet mal réglé pour pulvériser une surface humide et lisse.

(2) Excès de pulvérisation sur une surface partiellement sèche.

(3) Chevauchement insuffisant de la pulvérisation à chaque passage.

(4) La viscosité de la matière à pulvériser est trop élevée.

(5) Finitions métalliques pulvérisées trop fortement, ce qui permet aux pigments métalliques de se déplacer ou de s'écouler après le dépôt et donne un aspect marbré.

2-24.- 2-29. [RÉSERVÉ.]

SECTION 3. INSPECTION AND TESTING

2-30. GENERAL. All components of the covering should be inspected for general condition. Loose finishing tape and reinforcing patches; chafing under fairings; brittle, cracking, peeling, or deteriorated coatings; fabric tears and rock damage; broken or missing rib lacing; and rodent nests are unacceptable. The entire fabric covering should be uniformly taut with no loose or wrinkled areas, or excess tension which can warp and damage the airframe.

a. Excess Tension. There are no methods or specifications for measuring acceptable fabric tension other than observation. Excess tension may warp critical components, such as longerons, wing rib, and trailing edges out of position, weakening the airframe structure.

(1) Excess tension with cotton, linen, and glass fiber fabric covering is usually caused by excessive dope film on a new covering, or continuous shrinking of an originally satisfactory dope film as the plasticizers migrate from the dope with age. Heat from sun exposure accelerates plasticizer migration.

(2) Excess tension with polyester fabric, coated with dope, is usually caused by the combined tension of the heat tautened polyester fabric and continuous shrinking of the dope film as the plasticizers migrate from the dope with age.

b. Loose Fabric. Fabric that flutters or ripples in the propeller slipstream, balloons, or is depressed excessively in flight from the static position, is unacceptable.

(1) Loose or wrinkled cotton, linen, and glass fabric covering may be caused by inadequate dope film; poor quality dope; fabric installed with excess slack; or by a bent, broken, or warped structure.

(2) Loose or wrinkled polyester fabric covering, finished with coatings other than dope, may be caused by inadequate or excessive heat application; excess slack when the fabric was installed; or bent or warped structure. Polyester fabric which does not meet aircraft quality specifications will very likely become loose after a short period of time.

(3) Glass fabric covering should be tested with a large suction cup for rib lacing cord failure and reinforcing tape failure caused by chafing on all wing ribs and other structural attachments throughout the airframe. Particular attention should be given to the area within the propeller slipstream. If failure is indicated by the covering lifting from the static position, the rib lacing cord and reinforcing tape must be reinstalled with double the number of original laces.

NOTE: Temporary wrinkles will develop in any fabric coated and finished with dope, when moisture from rain, heavy fog, or dew is absorbed into a poor-quality dope film, causing the film to expand. Temporary wrinkles may also develop with any type of thick coatings, on any type of fabric, when an aircraft is moved from a cold storage area to a warm hangar or parked in the warming sunshine, causing rapid thermal expansion of the coating.

c. Coating Cracks. Fabric exposed through cracks in the coating may be initially tested for deterioration by pressing firmly with a thumb to check the fabric's strength. Natural fibers deteriorate by exposure to ultraviolet radiation, mildew, fungus from moisture, high acid-content rain, dew, fog, pollution, and age. Polyester filaments will deteriorate by exposure to UV radiation.

2-30. GÉNÉRALITÉS. Tous les éléments de l'entoilage doivent être inspectés pour vérifier leur état général. Les bandes de finition et les pièces de renforcement mal fixées, le frottement sous les carénages, les revêtements cassants, fissurés, écaillés ou détériorés, les déchirures de la toile et les dommages causés par les cailloux, les lardages de nervures cassés ou manquants et les nids de rongeurs sont inacceptables. L'ensemble de la toile doit être uniformément tendu, sans zones lâches ou froissées, ni tension excessive susceptible de déformer et d'endommager la structure.

a. Tension excessive. Il n'existe pas de méthodes ou de spécifications pour mesurer la tension acceptable de la toile, si ce n'est l'observation. Une tension excessive peut déformer des éléments critiques, tels que les longerons, les nervures des ailes et les bords de fuite, et affaiblir la structure de la cellule.

(1) La tension excessive des toiles en coton, en lin et en fibre de verre est généralement due à un excès de film d'enduit sur un nouveau revêtement, ou au rétrécissement continu d'un film d'enduit initialement satisfaisant à mesure que les plastifiants migrent de l'enduit avec l'âge. La chaleur de l'exposition au soleil accélère la migration des plastifiants.

(2) L'excès de tension avec la toile de polyester enduite est généralement causé par la tension combinée de la toile de polyester tendue à la chaleur et du rétrécissement continu du film d'enduit à mesure que les plastifiants disparaissent de l'enduit avec le temps.

b. Toile décollée. Une toile qui flotte ou ondule dans le sillage de l'hélice, qui gonfle, ou qui est trop enfoncée en vol par rapport à la position statique, est inacceptable.

(1) Les toiles de coton, de lin et de verre qui se détachent ou se froissent peuvent résulter d'un film d'enduit inadéquat, d'une mauvaise qualité de l'enduit, d'une toile installée avec un excès de mou, ou par une structure sous-jacente pliée, cassée ou déformée.

(2) Les toiles de polyester non tissées ou froissées, recouvertes d'un revêtement autre que l'enduit, peuvent résulter d'une application de chaleur inadéquate ou excessive, d'un excès de mou lors de l'installation de la toile ou d'une structure pliée ou déformée. La toile de polyester qui ne répond pas aux spécifications de qualité des aéronefs se détachera très probablement après une courte période.

(3) Le revêtement en tissus de verre doit être testé à l'aide d'une grande ventouse pour détecter les défaillances des cordons de lardage des nervures et des bandes de renfort causées par le frottement de toutes les nervures d'ailes et des autres fixations structurelles de la cellule. Une attention particulière doit être accordée à la zone située dans le sillage de l'hélice. Si la défaillance est indiquée par le soulèvement du revêtement par rapport à sa position statique, le cordon de lardage des nervures et la bande de renfort doivent être réinstallés avec le double du nombre de points d'origine.

NOTE : Des plis temporaires se développeront dans toute toile enduite et finie avec de l'enduit, lorsque l'humidité de la pluie, du brouillard intense ou de la rosée est absorbée par un film d'enduit de mauvaise qualité, provoquant l'expansion du film. Des rides temporaires peuvent également se développer avec tout type de revêtement épais, sur tout type de toile, lorsqu'un avion est déplacé d'une zone d'entreposage froide vers un hangar chaud ou stationné au soleil, provoquant une expansion thermique rapide du revêtement.

c. Fissures du revêtement. La toile exposée à travers les fissures de l'enduit peut être facilement testée pour la détérioration en appuyant fermement avec le pouce pour vérifier la résistance du tissu. Les fibres naturelles se détériorent par exposition aux rayons ultraviolets, aux moisissures, aux champignons dus à l'humidité, aux pluies à forte teneur en acide, à la rosée, au brouillard, à la pollution et au vieillissement. Les fibres de polyester se détériorent par exposition aux rayons UV.

(1) Glass fabric will not deteriorate from UV exposure, but will be deteriorated by acid rain, dew fallout, and chaffing if loose in the prop blast area.

(2) Cotton, linen, and glass fabric coverings are dependent solely on the strength and tautening characteristics of the dope film to carry the airloads. Dope coatings on heat-tautened polyester fabric will also absorb all the airloads because the elongation of polyester filaments are considerably higher than the dope film. Polyester fabric that is coated with materials other than dope, is dependent solely on the heat tautening and low-elongation characteristics of the polyester filaments to develop tension and transmit the airloads to the airframe without excess distortion from a static position.

(3) Cracks in coatings will allow any type of exposed fabric to deteriorate. Cracks should be closed by sealing or removing the coatings in the immediate area and replace with new coatings, or recover the component.

2-31. FABRIC IDENTIFICATION.
Cotton Fabric meeting TSO-C15 or TSO-C14 can be identified by an off-white color and thread count of 80 to 94 for TSO-C14b and 80 to 84 for TSO-C15d in both directions.

a. Aircraft linen conforming to British specification 7F1 may be identified by a slightly darker shade than cotton fabric and irregular thread spacing. The average thread count will be about the same as Grade A fabric (TSO-C15d). The non-uniformity of the linen thread size is also noticeable, with one thread half the size of the adjacent thread. When viewed under a magnifying glass, the ends of the cotton and linen fiber nap may be seen on the backside. The nap is also seen when the coating is removed from the front or outside surface. A light-purple color showing on the back side of cotton or linen fabric indicates a fungicide was present in the dope to resist deterioration by fungus and mildew.

b. Polyester fabric conforming to TSO-C14b or TSO-C15d is whiter in color than cotton or linen. The fabric styles adapted for use as aircraft covering have a variety of thread counts, up to ninety-four (94), depending on the manufacturing source, weight, and breaking strength. Polyester is a monofilament and will not have any nap or filament ends showing.

c. Glass fabric is manufactured white in color, and one source is precoated with a blue-tinted dope as a primer and to reduce weave distortion during handling. Thread count will be approximately 36 threads per inch. Glass fabrics are monofilament and will not have any nap or filament ends showing unless they are inadvertently broken.

d. When a small fabric sample can be removed from the aircraft and all the coatings removed, a burn test will readily distinguish between natural fabric, polyester, and glass fabric. Cotton and linen will burn to a dry ash, polyester filaments will melt to a liquid and continue burning to a charred ash, and glass filaments, which do not support combustion, will become incandescent over a flame.

2-32. COATING IDENTIFICATION.
Nitrate or butyrate dope must be used to develop tension on cotton, linen, and glass fabrics. When a small sample can be removed, burn tests will distinguish nitrate dope-coated fabric from butyrate dope-coated fabric by its immediate ignition and accelerated combustion. Butyrate dope will burn at less than one-half the rate of nitrate dope. Coating types other than nitrate or butyrate dope may have been used as a finish over dope on cotton, linen, and glass fiber fabric coverings.

(1) Le tissu de verre ne se détériore pas sous l'effet de l'exposition aux UV, mais il se détériore sous l'effet des pluies acides, des retombées de rosée et vibre dans la zone du souffle de l'hélice s'il est détendu.

(2) Les revêtements en coton, en lin et en tissu de verre dépendent uniquement de la résistance et de la tension du film d'enduit pour transporter les charges aériennes. Les enduits sur une toile de polyester thermo-tendue absorbent également toutes les charges alaires, car l'allongement des fibres de polyester est considérablement plus élevé que celui du film d'enduit. La toile de polyester enduite de matériaux autres que l'enduit dépend uniquement des caractéristiques de tension thermique et de faible allongement des fibres de polyester pour développer la tension et transmettre les charges alaires à la cellule sans distorsion excessive par rapport à la position statique.

(3) Les fissures dans les revêtements permettent à tout type de toile exposée de se détériorer. Les fissures doivent être comblées en scellant ou en enlevant les revêtements dans la zone immédiate et en les remplaçant par de nouveaux revêtements, ou en réentoilant le composant.

2-31. IDENTIFICATION DE LA TOILE.

Les toiles de coton conformes à la norme TSO-C15 ou TSO-C14 peuvent être identifiées par une couleur blanc cassé et un nombre de fils compris entre 80 et 94 pour la norme TSO-C14b et entre 80 et 84 pour la norme TSO-C15d dans les deux sens.

a. La toile d'avion conforme à la spécification britannique 7F1 peut être identifié par une teinte légèrement plus foncée que celle du tissu en coton et un espacement irrégulier des fils. Le nombre moyen de fils sera à peu près le même que celui d'une toile de grade A (TSO-C15d). La non-uniformité de la taille des fils de lin est également perceptible, un fil étant deux fois plus petit que le fil adjacent. En regardant à la loupe, on peut voir les extrémités de la nappe de fibres de coton et de lin sur le revers. La fibre est également visible lorsque le revêtement est enlevé de la surface avant ou extérieure. Une couleur violet clair apparaissant au dos de la toile de coton ou de lin indique qu'un fongicide était présent dans l'enduit pour résister à la détérioration par les champignons et les moisissures.

b. La toile de polyester conforme à la norme TSO-C14b ou TSO-C15d est plus blanche que le coton ou le lin. Les styles de toile adaptés pour les avions ont une variété de fils, jusqu'à quatre-vingt-quatorze (94), selon la source de fabrication, le poids et la résistance à la rupture. Le polyester est un monofilament et ne présente pas de fibres ni d'extrémités de filaments.

c. Le tissu de verre est fabriqué en couleur blanche, et une source est pré-enrobée d'un enduit bleu comme apprêt et pour réduire la distorsion du tissage pendant la manipulation. Le nombre de fils sera d'environ 14 par centimètre. Les tissus de verre sont monofilaments et ne présentent pas de fibres ni d'extrémités de filament, sauf si elles sont cassées par inadvertance.

d. Lorsqu'un petit échantillon de tissu peut être retiré de l'avion et que tous les revêtements sont enlevés, un test de combustion permettra de distinguer facilement la toile naturelle, le polyester et le tissu de verre. Le coton et le lin brûleront jusqu'à la cendre sèche, les filaments de polyester se fondront en un liquide et continueront à brûler jusqu'à la cendre carbonisée, et les filaments de verre, qui ne supportent pas la combustion, deviendront incandescents au-dessus d'une flamme.

2-32. IDENTIFICATION DE L'ENDUIT.

L'enduit de nitrate ou de butyrate doit être utilisé pour développer la tension sur les tissus de coton, de lin et de verre. Lorsqu'un petit échantillon peut être prélevé, les tests de combustion permettent de distinguer les toiles enduites de nitrate de celles enduites de butyrate par leur inflammation immédiate et leur combustion accélérée. L'enduit au butyrate brûle à une vitesse inférieure à la moitié de celle de l'enduit au nitrate. Des types de revêtement autres que l'enduit au nitrate ou au butyrate peuvent avoir été utilisés comme finition sur des enduits de coton, de lin et de toile en fibre de verre.

a. If the fabric type is determined to be polyester, coating identification should start by reviewing the aircraft records and inspecting the inside of the wings and the fuselage for the required fabric source identification stamps for covering materials authorized under the STC. The manual, furnished by the holder of the STC-approved fabric, should be reviewed to determine whether the coatings are those specified by the STC.

b. Coating types, other than those authorized by the original STC, may have been used with prior FAA approval, and this would be noted in the aircraft records. The presence of dope on polyester can be detected by a sample burn test.

2-33. STRENGTH CRITERIA FOR AIRCRAFT FABRIC. Minimum performance standards for new intermediate-grade fabric are specified in TSO-C14b, which references AMS 3804C. Minimum performance standards for new Grade A fabric are specified in TSO-C15d, which references AMS 3806D.

a. The condition of the fabric covering must be determined on every 100-hour and annual inspection, because the strength of the fabric is a definite factor in the airworthiness of an airplane. Fabric is considered to be airworthy until it deteriorates to a breaking strength less than 70 percent of the strength of new fabric required for the aircraft. For example, if grade-A cotton is used on an airplane that requires only intermediate fabric, it can deteriorate to 46 pounds per inch width (70 percent of the strength of intermediate fabric) before it must be replaced.

b. Fabric installed on aircraft with a wing loading less than 9 lb. per square foot (psf), and a Vne less than 160 mph, will be considered unairworthy when the breaking strength has deteriorated below 46 lb. per inch width, regardless of the fabric grade. Fabric installed on aircraft with a wing loading of 9 lb. per square foot and over, or a Vne of 160 mph and over, will be considered unairworthy when the breaking strength has deteriorated below 56 lb. per inch width.

c. Fabric installed on a glider or sailplane with a wing loading of 8 lb. per square foot and less, and a Vne of 135 mph or less, will be considered unairworthy when the fabric breaking strength has deteriorated below 35 lb. per inch width, regardless of the fabric grade.

2-34. FABRIC TESTING. Mechanical devices used to test fabric by pressing against or piercing the finished fabric are not FAA approved and are used at the discretion of the mechanic to base an opinion on the general fabric condition. Punch test accuracy will depend on the individual device calibration, total coating thickness, brittleness, and types of coatings and fabric. Mechanical devices are not applicable to glass fiber fabric that will easily shear and indicate a very low reading regardless of the true breaking strength. If the fabric tests in the lower breaking strength range with the mechanical punch tester or if the overall fabric cover conditions are poor, then more accurate field tests may be made. Cut a 1-1/4-inch wide by 4-inch long sample from a top exposed surface, remove all coatings and ravel the edges to a 1-inch width. Clamp each end between suitable clamps with one clamp anchored to a support structure while a load is applied (see table 2-1) by adding sand in a suitable container suspended a few inches above the floor. If the breaking strength is still in question, a sample should be sent to a qualified testing laboratory and breaking strength tests made in accordance with American Society of Testing Materials (ASTM) publication D5035.

a. S'il est déterminé que le type de toile est en polyester, l'identification de l'enduit doit commencer par l'examen des registres de l'avion et l'inspection de l'intérieur des ailes et du fuselage pour y rechercher les tampons d'identification de l'origine de la toile nécessaires pour les matériaux de revêtement autorisés en vertu du STC. Le manuel, fourni par le détenteur de la toile approuvée par le STC, doit être examiné pour déterminer si les revêtements sont ceux spécifiés par le STC.

b. Des types de revêtement autres que ceux autorisés par le STC d'origine peuvent avoir été utilisés avec l'approbation préalable de la FAA, et cela serait noté dans la documentation de l'aéronef. La présence d'enduit sur le polyester peut être détectée par un test de combustion d'échantillon.

2-33. CRITÈRES DE RÉSISTANCE POUR LA TOILE DES AÉRONEFS. Les normes de performance minimales pour les nouvelles toiles de qualité intermédiaire sont spécifiées dans le TSO-C14b, qui fait référence à l'AMS 3804C. Les normes de performance minimales pour les nouvelles toiles de grade A sont spécifiées dans la norme TSO-C15d, qui fait référence à la norme AMS 3806D.

a. L'état de la toile doit être déterminé lors de chaque inspection aux 100 heures et annuelle, car la résistance de la toile est un facteur déterminant pour la navigabilité d'un avion. La toile est considérée comme étant en état de navigabilité jusqu'à ce qu'elle se détériore et atteigne une résistance à la rupture inférieure à 70 % de la résistance d'une toile neuve requise pour l'avion. Par exemple, si du coton de grade A est utilisé dans un avion qui ne nécessite qu'une toile intermédiaire, celle-ci peut se détériorer jusqu'à 8.2 kg par centimètre de largeur (70% de la résistance d'une toile intermédiaire) avant de devoir être remplacée.

b. La toile installée sur un avion dont la charge alaire est inférieure à 44 kg/m² et dont la Vne est inférieure à 257 km/h sera considérée comme inutilisable lorsque la résistance à la rupture s'est détériorée en dessous de 8.2 kg par centimètre de largeur, quelle que soit la qualité de la toile. Les toiles installées sur des avions dont la charge alaire est supérieure ou égale à 44 kg/m² ou dont la Vne est supérieure ou égale à 257 km/h seront considérées comme non aptes à la circulation aérienne lorsque la résistance à la rupture est inférieure à 10 kg par centimètre de largeur.

c. La toile installée sur un planeur dont la charge alaire est de 39 kg/m² et moins, et dont la Vne est de 217 km/h ou moins, sera considérée comme non apte à la circulation aérienne lorsque la résistance à la rupture de la toile s'est détériorée en dessous de 6.2 kg par centimètre de largeur, quelle que soit la qualité de la toile.

2-34. TEST DE L'ENTOILAGE. Les dispositifs mécaniques utilisés pour tester la toile en appuyant sur le revêtement fini ou en le perçant ne sont pas approuvés par la FAA et sont utilisés à la discrétion du mécanicien pour se faire une opinion sur l'état général de l'entoilage. La précision du test de perforation dépend du calibrage de chaque dispositif, de l'épaisseur totale de l'enduit, de la fragilité et des types d'enduits et de toile. Les dispositifs mécaniques ne sont pas applicables aux toiles en fibre de verre qui se cisaillent facilement et indiquent une lecture très faible, quelle que soit la véritable résistance à la rupture. Si la toile est testée dans la plage inférieure de résistance à la rupture avec le testeur de poinçon mécanique ou si les conditions générales de l'entoilage sont mauvaises, des tests plus précis peuvent être effectués sur place. Découpez un échantillon de 30 mm de large par 100 mm de long sur une surface supérieure exposée, retirez tous les revêtements et raclez les bords sur une largeur de 25 mm. Fixez chaque extrémité entre des pinces appropriées avec une pince ancrée à une structure de support pendant qu'une charge est appliquée (voir tableau 2-1) en ajoutant du sable dans un récipient approprié suspendu à quelques centimètres du sol. Si la résistance à la rupture est toujours en question, un échantillon doit être envoyé à un laboratoire d'essai qualifié et les essais de résistance à la rupture doivent être effectués conformément à la publication D5035 de l'American Society of Testing Materials (ASTM).

NOTE: ASTM publication D1682 has been discontinued but is still referred to in some Aerospace Material Specification (AMS). The grab test method previously listed in ASTM D1682, sections 1 through 16, has been superseded by ASTM publication D5034. The strip testing method (most commonly used in aircraft) previously listed in ASTM D1682, sections 17 through 21, has been superseded by ASTM publication D5035.

2-35. REJUVENATION OF THE DOPE FILM. If fabric loses its strength, there is nothing to do but remove it and recover the aircraft. But if the fabric is good and the dope is cracked, it may be treated with rejuvenator, a mixture of very potent solvents and plasticizers, to restore its resilience. The surface of the fabric is cleaned and the rejuvenator sprayed on in a wet coat, and the solvents soften the old finish so the plasticizers can become part of the film. When the rejuvenator dries, the surface should be sprayed with two coats of aluminum-pigmented dope, then sanded and a third coat of aluminum-pigmented dope applied, followed with the colored-dope finish. When repairing, rejuvenating, and refinishing covering materials approved under an STC, instructions in the manual furnished by the material supplier should be followed.

2-36.—2-41. [RESERVED.]

NOTE : la publication ASTM D1682 a été abandonnée mais il y est toujours fait référence dans certaines spécifications de matériel aérospatial (AMS). La méthode d'essai au grappin qui figurait auparavant dans les sections 1 à 16 de l'ASTM D1682 a été remplacée par la publication D5034 de l'ASTM. La méthode d'essai à la bande (la plus couramment utilisée en aéronautique), qui figurait auparavant dans les sections 17 à 21 de l'ASTM D1682, a été remplacée par la publication D5035 de l'ASTM.

2-35. RAJEUNISSEMENT DE L'ENDUIT. Si la toile perd de sa résistance, il n'y a rien d'autre à faire que de l'enlever et de réentoiler l'avion. Mais si la toile est en bon état et que l'enduit est fissuré, il peut être traité avec un rajeunisseur, un mélange de solvants et de plastifiants très puissants, pour lui redonner sa résilience. La surface de la toile est nettoyée et le rajeunisseur est pulvérisé en couche humide. Les solvants adoucissent l'ancien fini pour que les plastifiants puissent faire partie du film. Lorsque le rajeunisseur sèche, la surface doit être vaporisée avec deux couches d'enduit pigmenté à l'aluminium, puis poncée et une troisième couche d'enduit pigmenté à l'aluminium est appliquée, suivie de la finition avec l'enduit coloré. Pour la réparation, le rajeunissement et la finition des matériaux de revêtement approuvés dans le cadre d'un STC, il convient de suivre les instructions du manuel fourni par le fournisseur du matériau.

2-36.-2-41. [RÉSERVÉ].

SECTION 4. REPAIRS TO FABRIC COVERING

2-42. GENERAL. All materials used to make repairs to fabric covering must be of a quality at least equal to the original materials. Workmanship and repair methods must be made in a manner that will return the fabric covering to its original airworthy condition.

a. Any combination of seams hand-sewn and overlapped and doped may be used to make repairs and install new fabric sections. (See paragraph 2-7.)

b. All pigmented dope coats, including aluminum-pigmented coats, should be removed to the clear dope preliminary coats before installing a new fabric section or finishing tape on the old fabric. The appropriate dope thinner (see paragraph 2-20) may be applied with a brush to soften the old dope. The softened coats can then be removed down to the clear dope coats by scraping with a dull-bladed knife while supporting the fabric from the back side. Removing the old dope by sanding is optional.

c. Avoid allowing dope to run down the back side of the fabric or drip through the wing onto the back side of the opposite surface, which will cause cosmetic damage and will show in a high gloss finish.

d. Repairing a new fabric section over two adjacent wing ribs is considered a major repair. A log book entry and an FAA Form 337 must be processed accordingly.

e. All fabric patch edges not covered with a finishing tape should have a pinked edge or a 1/4-inch raveled edge.

f. Where the edge of a new fabric section will be located within 1 inch of a structural member to which the fabric is attached by rib lacing or other methods, the new fabric section should be extended 3 inches past the structural member.

NOTE: Before installing new finishing tape, duplicate the original rib lacing or other attachments without removing the original rib lacing or attachment. Removing the original finishing tape is optional.

g. When installing large sections of fabric on a wing or other components, all machine-sewn and/or overlapped and doped seams should be made in accordance with the guidelines specified in paragraphs 2-7 and 2-8.

h. When repairing a covering material other than cotton or linen, which was approved with the manufacturer's type certificate (TC), or approved under the authority of an STC, follow the repair instructions furnished by the aircraft manufacturer or supplier of the STC-approved covering materials.

2-43. REPAIR OF TEARS AND ACCESS OPENINGS. When all the original fabric is intact, an opening may be repaired by sewing the two sides together with a curved needle as illustrated in figures 2-13 and 2-14. The fabric edges should be pulled together uniformly with no wrinkles. Before sewing, remove the old dope coats down to the clear dope coats a distance of 2 inches on each side of the opening. The hand-sewn thread quality should be at least equal to that specified in table 2-2 and treated with wax (paraffin-free or beeswax) to prevent fraying, or use the proper thread on the STC application. After sewing, apply a coat of clear dope over the cleaned area and install a 3-inch wide finishing tape, centered over the stitches.

Section 4. RÉPARATIONS DE L'ENTOILAGE

2-42. GÉNÉRALITÉS. Tous les matériaux utilisés pour la réparation des revêtements en toile doivent être d'une qualité au moins égale à celle des matériaux d'origine. La fabrication et les méthodes de réparation doivent être effectuées de manière à remettre la toile en état de navigabilité.

a. Toute combinaison de coutures cousues à la main, superposées et enduites peut être utilisée pour effectuer des réparations et installer de nouvelles sections de toile. (Voir paragraphe 2-7.)

b. Toutes les couches d'enduit pigmenté, y compris les couches pigmentées à l'aluminium, doivent être enlevées jusqu'aux couches préliminaires d'enduit transparent avant d'installer une nouvelle section de toile ou une bande de finition sur l'ancienne toile. Le diluant approprié pour l'enduit (voir paragraphe 2-20) peut être appliqué au pinceau pour attendrir l'ancien enduit. Les couches ramollies peuvent ensuite être enlevées jusqu'aux couches d'enduit transparent en grattant avec un couteau à lame émoussée tout en soutenant la toile par l'arrière. L'élimination de l'ancien enduit par ponçage est facultative.

c. Évitez de laisser l'enduit couler sur l'envers de la toile ou de le laisser couler à travers l'aile sur l'envers de la surface opposée, ce qui pourrait causer des dommages esthétiques et se traduire par un fini très brillant.

d. La réparation d'une nouvelle section de toile sur deux nervures d'aile adjacentes est considérée comme une réparation majeure. Une entrée dans le carnet de bord et un formulaire 337 de la FAA doivent être traités en conséquence.

e. Tous les bords des pièces de toile qui ne sont pas recouverts d'une bande de finition doivent avoir un bord cranté de 6 mm.

f. Lorsque le bord d'une nouvelle section de toile sera situé à moins de 25 mm d'un élément de structure auquel la toile est fixée par lardage ou autres méthodes, la nouvelle section de toile doit être prolongée de 75 mm au-delà de l'élément de structure.

> **NOTE : Avant d'installer une nouvelle bande de finition, reproduire le lardage original ou d'autres attaches sans enlever le lardage original ou l'attache. Le retrait de la bande de finition d'origine est facultatif.**

g. Lors de l'installation de grandes sections de toile sur une aile ou d'autres éléments, toutes les coutures cousues à la machine et/ou les coutures chevauchées et enduites doivent être réalisées conformément aux directives spécifiées aux paragraphes 2-7 et 2-8.

h. Lors de la réparation d'une toile de revêtement autre que le coton ou le lin, qui a été approuvé avec le certificat de type du constructeur (CT), ou approuvé sous l'autorité d'un STC, suivre les instructions de réparation fournies par le constructeur de l'aéronef ou le fournisseur des matériaux d'entoilage approuvés par le STC.

2-43. RÉPARATION DES DÉCHIRURES ET DES OUVERTURES D'ACCÈS. Lorsque toute la toile d'origine est intacte, une ouverture peut être réparée en cousant les deux côtés ensemble avec une aiguille courbée comme illustré dans les figures 2-13 et 2-14. Les bords de la toile doivent être rapprochés uniformément, sans plis. Avant de coudre, enlevez les anciens enduits jusqu'aux enduits transparents sur une distance de 50 mm de chaque côté de l'ouverture. La qualité du fil cousu à la main doit être au moins égale à celle indiquée dans le tableau 2-2 et traité avec de la cire (sans paraffine ou cire d'abeille) pour éviter qu'il ne s'effiloche, ou utiliser le fil approprié sur l'application du STC. Après la couture, appliquez une couche d'enduit transparent sur la zone nettoyée et installez une bande de finition de 75 mm de large, centré sur les points de couture.

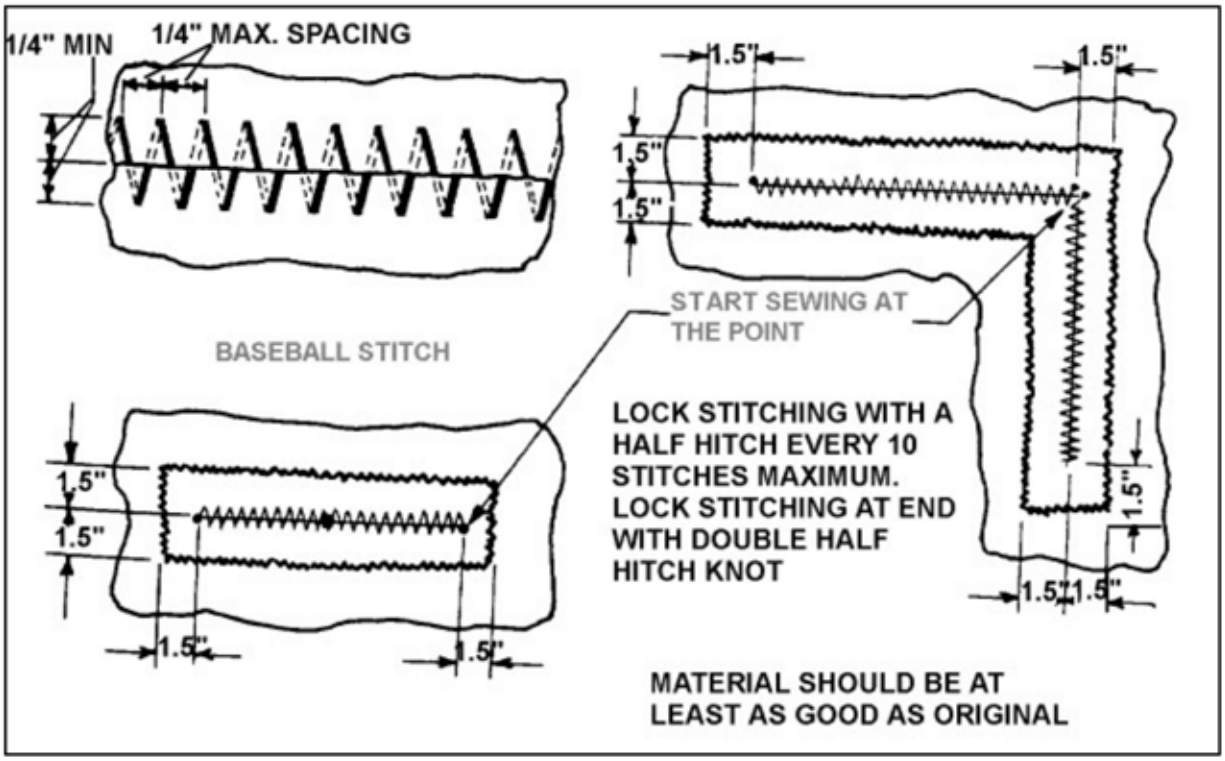


FIGURE 2-13. Repair of tears in fabric.

a. Finishing tapes should be well saturated with dope and smoothed out with no voids or wrinkles during installation. After drying for 1 hour at 70 °F, additional coats of clear dope followed with pigmented dope are applied as detailed in paragraph 2-21.

b. If the opening is more than 8 inches long but less than 16 inches long in any direction, the finishing tape width should be increased to 4 inches.

c. The finishing tape width should be increased to 6 inches if the opening is more than 16 inches long in any direction, is located on a wing top surface, or the aircraft Vne speed is greater than 150 mph.

2-44. SEWN-PATCH REPAIR. Openings that cannot be repaired by closing with stitches may be repaired by sewing in a new fabric section. The edges of the fabric around the opening should be trimmed straight on four sides to facilitate the installation of straight sections of finishing tape over the stitches.

a. After cutting out the damaged section and removing the coatings as detailed in paragraph 2-42, the new fabric section should be sized to allow folding both edges of the fabric back 1/2-inch to increase the stitch tear resistance. Temporarily attach the four corners in position with thread. Start with a double thread with a square knot at the end (see figure 2-14) and continue stitching in the manner described in figures 2-13 and 2-14. When the stitching is complete, wet the new fabric section as described in paragraph 2-21 to remove any creases. After drying, apply one coat of clear dope on the new fabric, as described in paragraph 2-21. When the first coat of dope has dried 1 hour at 70 °F, apply a 3-inch wide finishing tape, centered over the stitches. The finishing tape should be well saturated with

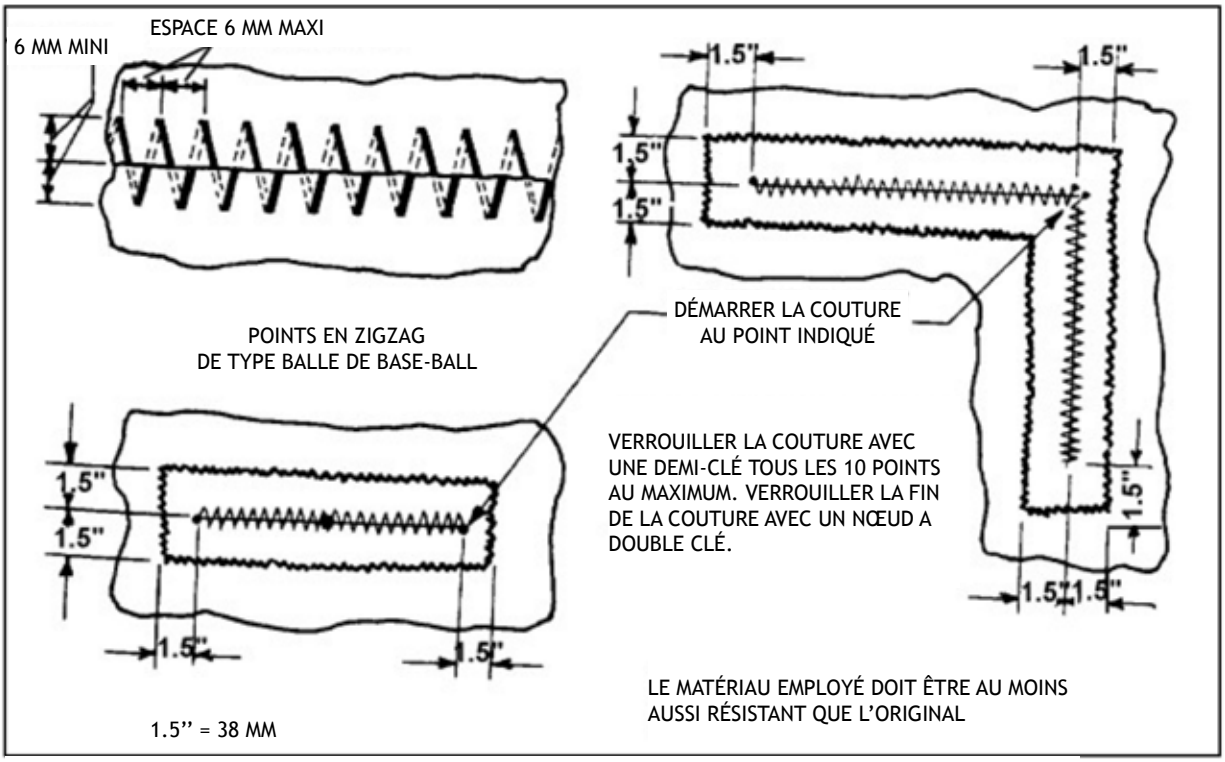


Figure 2-13. Réparation des accrocs dans l'entoilage.

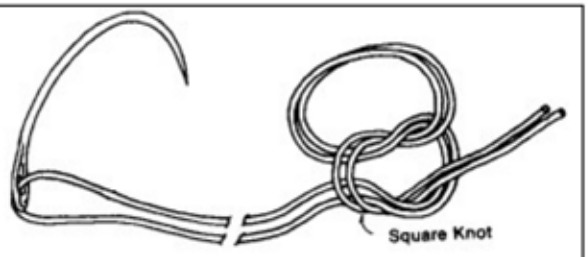
a. Les bandes de finition doivent être bien saturées d'enduit et lissées sans vides ni plis lors de l'installation. Après un séchage d'une heure à 21°C, des couches supplémentaires d'enduit transparent suivies d'enduit pigmenté sont appliquées comme indiqué au paragraphe 2-21.

b. Si l'ouverture fait plus de 200 mm de long mais moins de 400 mm de long dans n'importe quelle direction, la largeur du ruban de finition doit être portée à 100 mm.

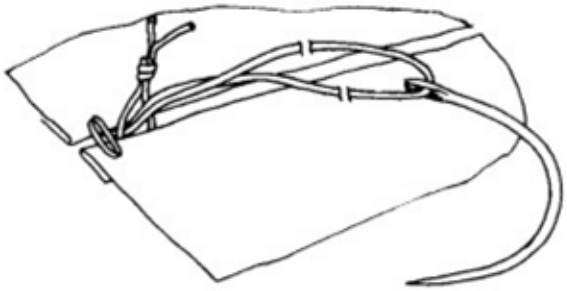
c. La largeur de la bande de finition doit être portée à 150 mm si l'ouverture mesure plus de 400 mm de long dans n'importe quelle direction, si elle est située sur l'extrados d'une aile ou si la vitesse Vne de l'avion est supérieure à 241 km/h.

2-44. RÉPARATION PAR PATCH COUSU. Les ouvertures qui ne peuvent pas être réparées en les fermant avec des points de couture peuvent être réparées en cousant dans une nouvelle section de toile. Les bords de la toile autour de l'ouverture doivent être coupés droits sur quatre côtés pour faciliter l'installation de sections droites de bande de finition sur les points de couture.

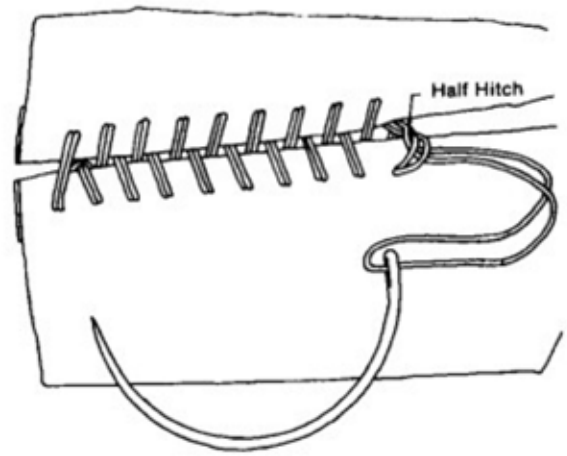
a. Après avoir découpé la partie endommagée et enlevé les revêtements comme indiqué au paragraphe 2-42, la nouvelle section de toile doit être dimensionnée de manière à permettre de replier les deux bords de la toile de 12 mm pour augmenter la résistance à la déchirure des points de couture. Fixez temporairement les quatre coins en position avec du fil. Commencez par un fil double avec un nœud plat à l'extrémité (voir figure 2-14) et continuez à coudre de la manière décrite dans les figures 2-13 et 2-14. Lorsque les coutures sont terminées, mouillez la nouvelle section de toile comme décrit au paragraphe 2-21 pour éliminer les plis éventuels. Après le séchage, appliquez une couche d'enduit transparent sur la nouvelle toile, comme décrit au paragraphe 2-21. Lorsque la première couche d'enduit a séché pendant une heure à 21°C, appliquez une bande de finition de 75 mm de large, centrée sur les coutures. La bande de finition doit être bien imbibée d'enduit et lissée sans vides ni plis. Des couches supplémentaires d'enduit clair et d'enduit pigmenté sont ensuite appliquées pour obtenir la tension et la finition souhaitées, comme décrit au paragraphe 2-21.



Step 1. Tie the thread ends together with a square knot.



Step 2. Start the stitch by routing through the loop, positioning the square knot on the inside.



Step 3. Complete the hand-stitch and secure the stitching with a half hitch at a maximum each 10 stitches.

FIGURE 2-14. Hand-stitch detail.

dope and smoothed out with no voids or wrinkles. Additional coats of clear dope and pigmented dope are then applied to obtain the desired tautness and finish, as described in paragraph 2-21.

b. If the opening is more than 8 inches but less than 16 inches long in any direction, the finishing tape should be 4 inches wide.

c. The finishing tape width should be 6 inches wide if the opening is over 16 inches long in any direction, is located on a wing top surface, or the aircraft Vne speed is greater than 150 mph.

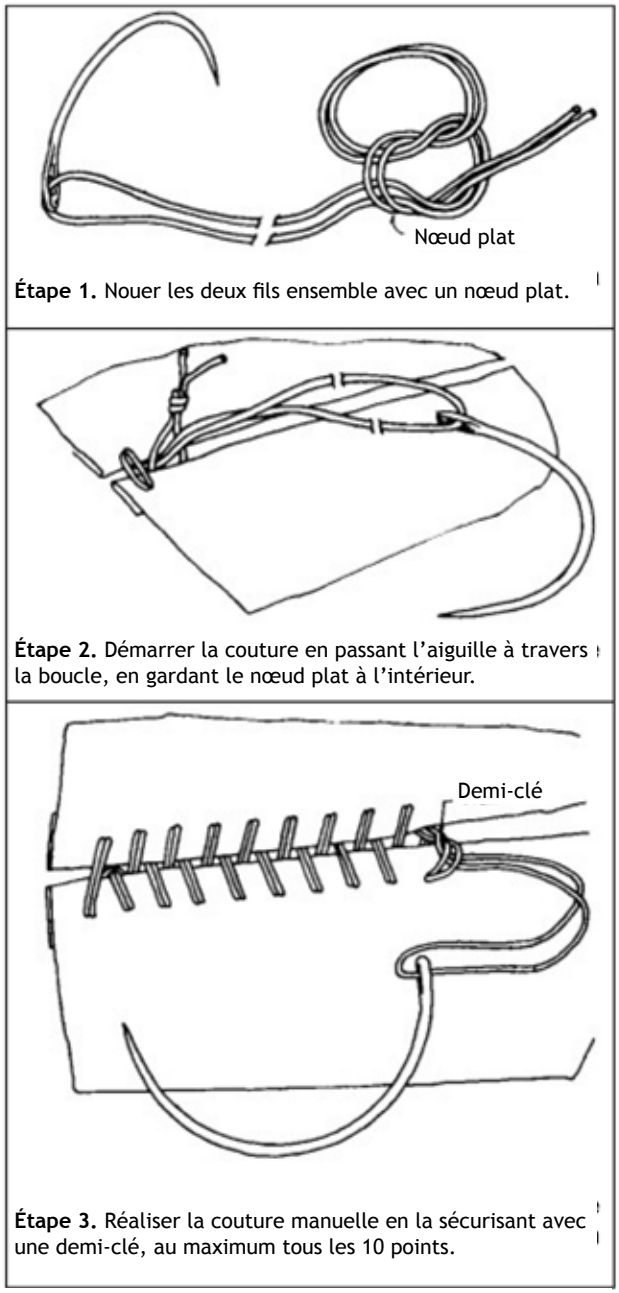
2-45. DOPED-ON PATCH REPAIR. An opening not over 8 inches in length in any direction, on an aircraft with a Vne speed less than 150 mph, may be repaired with a 2-inch overlapped and doped patch. The opening should be trimmed to eliminate any irregular edges and old pigmented dope coats removed as described in paragraph 2-42.

a. When installing a fabric patch over a small opening, the loose edge of the fabric around the opening may be secured by extending a series of small threads, from the edge across the opening, to the opposite side. After the patch is completed, the threads may be clipped and removed through an access port or left in place.

b. The fabric patch is installed by applying a coat of clear dope around the opening, then positioning the patch over the opening. Brush out any void or wrinkles while saturating only the fabric overlap area. After the first coat of clear dope around the edge has dried 1 hour at 70 °F, wet the fabric patch to remove any creases as described in paragraph 2-21. After drying, apply additional coats of clear dope and pigmented dope over the entire patch as described in paragraph 2-21.

c. If the opening is less than 8 inches in length in any direction and the aircraft Vne speed is greater than 150 mph, a 2-inch wide finishing tape should be installed on all sides, centered on the edge of the 2-inch overlap patch.

d. If the opening is more than 8 inches but less than 16 inches in length, in any direction on an aircraft with a Vne speed less than



Étape 1. Nouer les deux fils ensemble avec un nœud plat.

Étape 2. Démarrer la couture en passant l'aiguille à travers la boucle, en gardant le nœud plat à l'intérieur.

Étape 3. Réaliser la couture manuelle en la sécurisant avec une demi-clé, au maximum tous les 10 points.

Figure 2-14. Détail de couture manuelle.

b. Si l'ouverture mesure plus de 200 mm mais moins de 400 mm de long dans n'importe quelle direction, le ruban de finition doit avoir une largeur de 100 mm.

c. La bande de finition doit avoir une largeur de 150 mm si l'ouverture mesure plus de 400 mm de long dans n'importe quelle direction, si elle est située sur l'extrados d'une aile, ou si la vitesse Vne de l'avion est supérieure à 241 km/h.

2-45. RÉPARATION DE PATCHES ENDUITS. Une ouverture ne dépassant pas 200 mm de long dans n'importe quelle direction, sur un avion dont la vitesse Vne est inférieure à 241 km/h, peut être réparée avec un patch de 50 mm chevauché et enduit. L'ouverture doit être découpée pour éliminer tout bord irrégulier et les anciennes couches d'enduit pigmenté doivent être enlevées comme décrit au paragraphe 2-42.

a. Lors de l'installation d'un patch de toile sur une petite ouverture, le bord libre de la toile autour de l'ouverture peut être fixé en étendant une série de petits fils, du bord à travers l'ouverture, jusqu'au côté opposé. Une fois le patch terminé, les fils peuvent être coupés et retirés par un orifice d'accès ou laissés en place.

b. Le patch en toile est installé en appliquant une couche d'enduit transparent autour de l'ouverture, puis en plaçant le patch sur l'ouverture. Enduire au pinceau les vides ou les plis tout en ne saturant que la zone de chevauchement de la toile. Après que la première couche d'enduit transparent sur le pourtour a séché pendant une heure à une température de 21°C, mouillez le patch de toile pour éliminer les plis, comme décrit au paragraphe 2-21. Après séchage, appliquer des couches supplémentaires d'enduit transparent et d'enduit pigmenté sur l'ensemble du patch de toile, comme indiqué au paragraphe 2-21.

c. Si l'ouverture est inférieure à 200 mm de longueur dans une direction quelconque et que la vitesse Vne de l'avion est supérieure à 241 km/h, il convient d'installer un ruban de finition de 50 mm de large sur tous les côtés, centré sur le bord de la pièce de recouvrement de 50 mm.

d. Si l'ouverture est supérieure à 200 mm mais inférieure à 400 mm de longueur, dans n'importe quelle direction, sur un avion dont la vitesse Vne est inférieure à 241 km/h, elle peut être réparée avec un patch enduit, qui se chevauche au quart de la dimension maximale de l'ouverture. Le chevauchement maximal ne doit pas dépasser 100 mm.

150 mph, it may be repaired with a doped patch, which is overlapped 1/4 of the opening maximum dimension. The maximum overlap should not exceed 4 inches.

e. If the opening is more than 8 inches but less than 16 inches in length in any direction, the repair is located on a wing top surface, and the aircraft Vne speed is greater than 150 mph, the patch overlap should be 4 inches and a 2-inch wide finishing tape installed on all sides, centered on the edge of the patch.

f. If the opening is more than 16 inches in length in any direction and the Vne speed is less than 150 mph, the patch overlap should be 4 inches and the finishing tape should be 4 inches in width, centered on the edge of the patch.

g. If the opening is more than 16 inches in length in any direction and the Vne speed is greater than 150 mph, the patch overlap should be 4 inches and the finishing tape should be 6 inches in width, centered on the edge of the patch.

2-46.—2-51. [RESERVED.]

e. Si l'ouverture est supérieure à 200 mm mais inférieure à 400 mm de longueur dans n'importe quelle direction, que la réparation est située sur l'extrados d'une aile et que la vitesse Vne de l'avion est supérieure à 241 km/h, le chevauchement du patch doit être de 100 mm et une bande de finition de 50 mm de large doit être installée sur tous les côtés, centrée sur le bord du patch.

f. Si l'ouverture fait plus de 400 mm de long dans n'importe quelle direction et que la vitesse Vne est inférieure à 241 km/h, le chevauchement de la pièce doit être de 100 mm et la bande de finition de 100 mm de large, centrée sur le bord du patch.

g. Si l'ouverture fait plus de 400 mm de long dans n'importe quelle direction et que la vitesse Vne est supérieure à 241 km/h, le chevauchement du patch doit être de 100 mm et la bande de finition doit être de 150 mm de large, centrée sur le bord du patch.

2-46.- 2-51. [RÉSERVÉ.]

Bibliographie

Les secrets de la construction des aéronefs légers

Auteur : Henri Fékété

Un ouvrage très complet sur la construction des aéronefs : calculs, plans, courbes, graphiques et exemples.

Ed. Publibook

www.publibook.com

Les Cahiers du RSA sont édités depuis 1948 et contiennent de nombreux articles relatifs à la construction bois et toile.

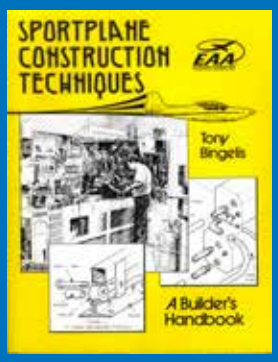
Tous les numéros sont accessibles aux membres de la Fédération RSA.

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

Comment recouvrir un avion avec le système Poly-Fiber
Traduction française par Airtronic Aviation (Belgique) 21x29,7cm - 108 pages, (1997)
Notice d'emplois des produits de la gamme Poly-Fiber, valable pour tout entoilage moderne avec du Dacron ou Ceconite, seul les enduits sont spécifiques à la gamme. La brochure présente de nombreux tours de mains et astuces très utiles.
www.airtronik.fr/poly-fiber.html

ORATEX Application manual

Document en anglais de 191 pages à télécharger sur le site de Lanitz Aviation.

Il détaille la gamme et les méthodes de mise en oeuvre des produits d'entoilage Oratex.

www.lanitz-aviation.com/downloads/viewcat/36/instructions_-manual

Méthode simplifiée d'entoilage de Diatex.

DIATEX, fabricant de tissus techniques depuis 1986 a fait sa place sur un marché de niche en proposant des toiles pour l'entoilage et le marouflage d'avions en structure bois, métal ou composite. Sa gamme s'est élargie en fournissant également des peintures, des enduits et des cloisons pare-feu à une clientèle de professionnels et de particuliers passionnés d'aéronautique légère.

Document à télécharger ici :

www.diatex.com/fr/activites-services/division-aeronautique-legere/methode-simplifiee-dentoilage/

FÉDÉRATION RSA
La passion de l'aviation

Novembre 2020