



Apex Aircraft Bureau de Navigabilité 1, route de Troyes 21121 DAROIS - France tél. +33 (0)380 35 65 10 Fax +33 (0)380 35 65 15 www.apex-aircraft.com	<h1 style="text-align: center;">BULLETIN SERVICE</h1> <h2 style="text-align: center;">N° 030906</h2>	
CAP10B - Voilure - Inspection majeure et potentiel		ATA : 050
Remplace : BS 16 toutes révisions.		

APPLICABILITE

Modèles	Numéro de série
CAP10B avec longeron de voilure bois uniquement	01-04, 1 à 282 <u>sauf</u> les avions équipés de voilure bois-carbone (modification 000302)

CLASSEMENT

IMPERATIF

Les instructions prévues par le présent BS sont obligatoires au titre d'une Consigne de Navigabilité (CN) AESA.

DELAI D'APPLICATION

Dès maintenant

- La vitesse maximale autorisée pour les manœuvres déclenchées positives ou négatives est de 160 km/h.
- Noter dans le carnet de route, pour chaque vol, la masse au décollage et les facteurs de charge maximum atteints, positif et négatif.
- Mettre à jour le manuel de vol CAP10B et le programme d'entretien CAP10B.

Les limitations du facteur de charge, +5/-3,5 en solo et +4,3/-3,5 en double, sont maintenues jusqu'à ce que l'un des deux choix décrits ci-après soit effectué.

Dans les 24 mois

Appliquer l'un des deux choix qui suivent.

L'application de l'un quelconque de ces choix permet de revenir aux limites de facteur de charge : +6 / -4,5 en solo et en double.

choix alpha :

- remplacer l'aile à longeron bois par une aile à longeron bois-carbone (BS000302).
- appliquer les documents spécifiques au CAP10C (manuel de vol, programme d'entretien).

choix bravo :

- procéder à une remise à neuf partielle du longeron
- installer un accéléromètre PGM1212 si l'avion n'en est pas équipé
- puis appliquer les instructions relatives à la limite de potentiel du longeron décrites dans le § « Description - 4. Voilure ».

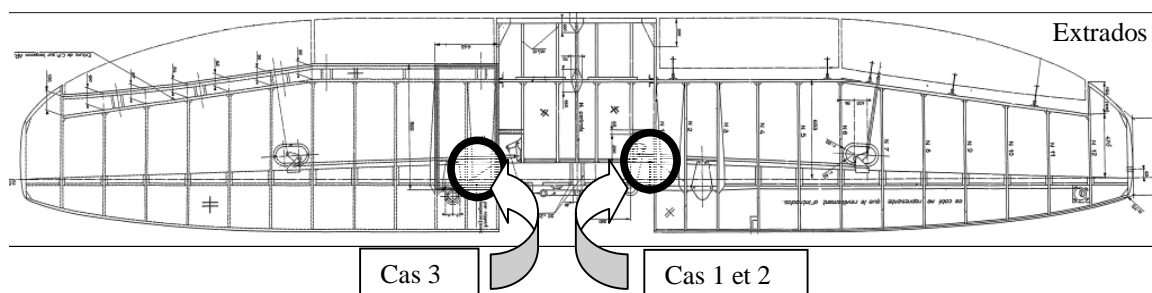
RAISON

Bien que les inspections périodiques aient permis de détecter des criques et de procéder à des réparations et à des remplacements, il a été mis en évidence que certains endommagements dus à des dépassements du facteur de charge ne peuvent pas être découverts lors des inspections actuelles.

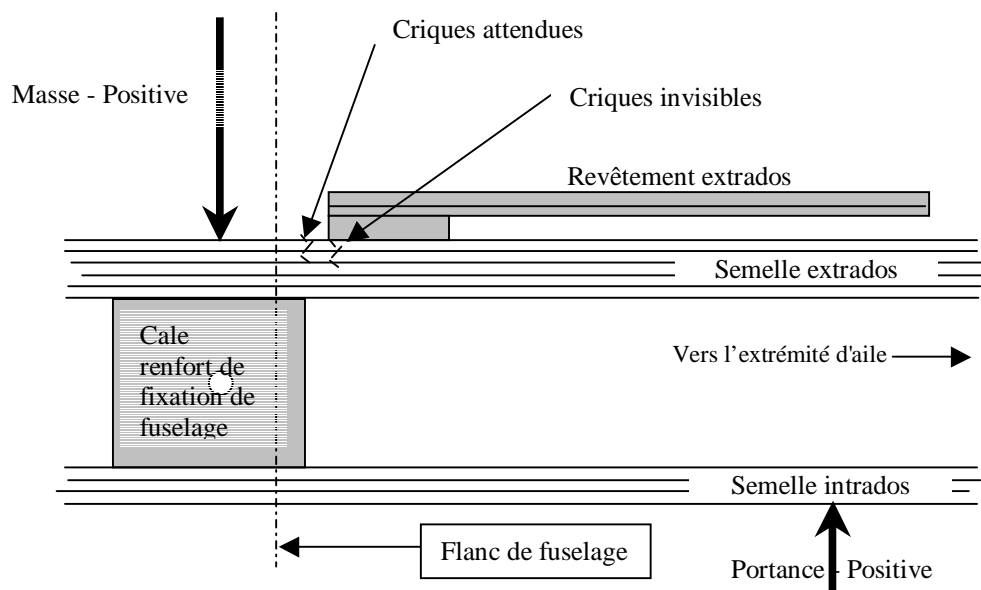
CAS 1 : un accident mortel n'a pas été évité en juin 2003 au Texas. Lors de ce dernier, l'aile s'est rompu au niveau d'une crique préexistante non localisée dans la zone d'inspection de la nervure 1. La crique, amorcée légèrement hors zone, doit probablement son origine à un travail de menuiserie inadapté lors de l'exécution du BS n°16 en 1992. Lorsque le revêtement et le support de marchepied furent découpés pour découvrir la zone la plus probable de localisation de criques de compression, la défonceuse coupa quelques fibres de la semelle de longeron. Cette entaille de 0,6 mm dans le longeron, certainement fréquente, ne devient critique qu'en cas de dépassement de facteur de charge lorsque des criques débutent. Ces dernières ne sont pas visibles car elles sont localisées à la limite de la zone d'inspection.

Le longeron gauche s'est rompu à la limite de la zone d'inspection, à l'endroit même où une crique de compression avait complètement détérioré la première (supérieure) des cinq lames et progressé dans la deuxième. Il semble que cette crique était antérieure à l'accident.

Au niveau de l'emplanture de l'aile, le longeron droit, qui ne s'était pas rompu, présentait une crique de compression visible. Une crique de compression plus importante était également présente en limite de la zone d'inspection. L'organisme « National Transportation Safety Board » USA a archivé des images.



Coupe schématique de l'aile CAP10B montrant la localisation des criques de compression



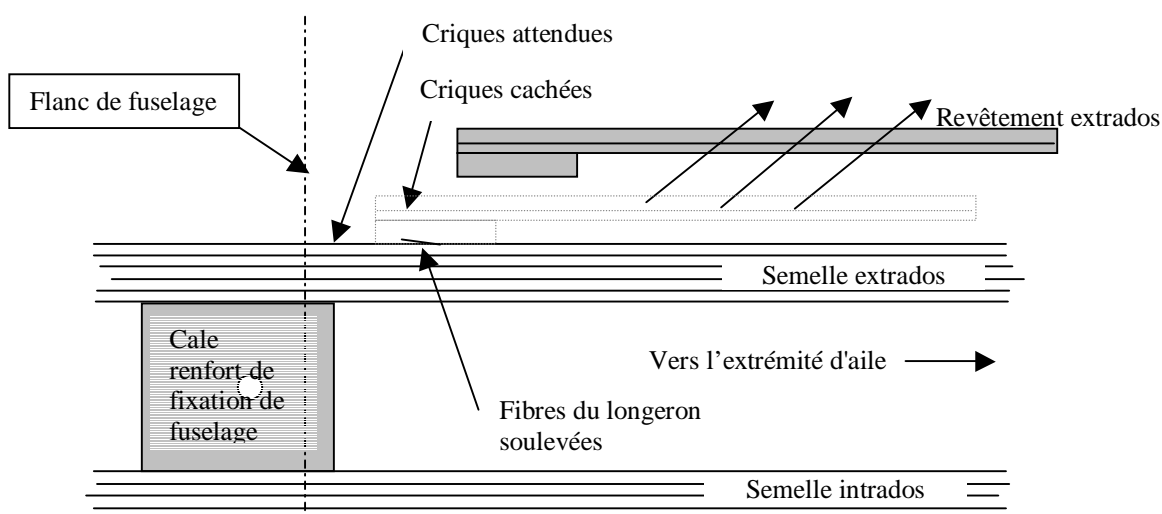


CAS 2 : New Hampshire, USA, Inspections – Pas d'accident ni d'incident.

Des délaminages peu profonds ont été trouvés récemment dans la semelle supérieure de longeron entre les nervures 1 et 2 sur deux autres CAP10B. Sur le premier, le délaminage a été mis en évidence lors du décollement de la partie avant du renfort de marchepied coté fuselage. De façon plus significative, sur le deuxième avion, aucun symptôme de délaminage n'était apparent avant d'accéder au longeron. Bien que ces avions aient été inspectés auparavant en raison de dépassements des limitations, aucun enregistrement des facteurs de charge et des masses n'avait été effectué. Dans les deux cas, la profondeur des délaminages était inférieure à 5 mm.

Il n'est pas certain que ces délaminages soient le résultat de contrainte en traction due à facteurs de charge négatifs élevés, mais cela est très probable. Des essais préliminaires à Apex indiquent que des efforts tranchants peuvent créer de tels délaminages. Ces délaminages pourraient provenir du renforcement des marchepieds d'aile, provoqués par le marchepieds lui-même, par arrachement sur le longeron pendant des efforts en flexion importants.

Ce cas amène à enlever le revêtement de tous les longerons bois.



CAS 3 : Allemagne. Accident D-EXXY, n/s 275, été 2001

En décembre 2003, l'agence allemande d'enquête sur les accidents, le BFU, a publié son rapport sur l'accident mortel du 17 juillet 2001. L'aile droite s'est rompue lors d'un tonneau à 4,4 G, entraînant la mort des deux occupants. L'avion était utilisé pour entraînement intensif à l'atterrissage sur un terrain de qualité médiocre.

Il y a de forte probabilité mais aucune certitude pour qu'il y ait eu, avant l'accident, un endommagement de la semelle de longeron à proximité de la fixation de train principal ; c'est-à-dire près des nervures 2 et 3. Ce cas amène l'inspection de la baie inter-nervures vers l'extérieur du caisson de train.

ETUDE DES RAPPORTS DE TEST

Apex Aircraft a réétudié les rapports originaux des tests de fatigue du longeron bois du CAP10B, (Procès verbaux de l'essai n° S2 6644 partiels n°1 à 6, CEAT, 1982-1987), en apportant une attention particulière à l'expérience en service depuis ces tests.

L'étude de ces données a conduit à LIMITER le POTENTIEL du longeron "bois" :

Lorsque le nombre de dépassement des valeurs limites de charge subie (masse x facteur de charge) :

+ 4000 kg (760 kg x 5,2G) ou

- 2700 kg (760 kg x -3,5G),

est supérieur à 60, la voilure doit subir une remise à neuf partielle.

CONCLUSION



Pour les trois cas, l'information est incomplète ou incertaine. Certains présentent des aspects non répertoriés préalablement. Le BFU a fait beaucoup de commentaires sur l'alignement des fibres du bois dans le longeron, sur la façon dont cela affecte les charges dues aux impacts et a aussi supposé (suggéré) que des microcraques s'étaient développées. Apex Aircraft continue ses recherches et la collecte de données. Apex Aircraft demande aux utilisateurs de participer au recueil d'informations en fournissant leurs observations.

A la suite de ces cas et en raison de l'éventualité de tels endommagements, la société Apex Aircraft n'est pas convaincue que les inspections en place actuellement peuvent permettre d'éviter des ruptures de l'aile sous facteur de charge de $+6/-4,5$ G.

DESCRIPTION

Les limitations du facteur de charge, $+5/-3,5$ en solo et $+4,3/-3,5$ en double, sont maintenues jusqu'à ce que le remplacement de la voilure par une voilure à longeron bois-carbone ou bien la remise à neuf partielle soit effectué.

Important : La vitesse maximale autorisée pour les manœuvres déclenchées positives ou négatives est désormais de 160 km/h.

1 . MANUEL DE VOL

La section "LIMITATIONS" du **manuel de vol CAP10B** est amendée en ajoutant le texte suivant :

"Les charges subies par la voilure lors de chaque vol doivent être enregistrées dans le carnet de bord.

Noter que le longeron de voilure a une LIMITE DE POTENTIEL. Lorsque le nombre de dépassements des valeurs limites de charge subie (masse x facteur de charge) :

+ 4000 kg (760 kg x 5,2G) ou - 2700 kg (760 kg x -3,5G),

est supérieur à 60, la voilure doit subir un remise à neuf partielle."

2 . PROGRAMME D'ENTRETIEN

La révision du **programme d'entretien** (section 6 Opérations d'entretien, repère 57-10-00 Voilure) demande l'inspection du carnet de route par le responsable de l'entretien.



3 . CARNET DE ROUTE OU EQUIVALENT

D'un point de vue opérationnel, Apex Aircraft demande maintenant aux utilisateurs de CAP10B d'enregistrer dans le carnet de route A LA FIN DE CHAQUE VOL :

- les facteurs de charge maximaux atteints, positifs et négatifs,
- la masse au décollage approximative,
- ainsi que le capital restant de dépassements autorisés.

Créer les colonnes adéquates dans le carnet de route et insister pour que les pilotes les remplissent. Toutes les valeurs hors limites entre deux opérations de maintenance devront être enregistrées dans le livret d'aéronef.

Remarque : un accéléromètre enregistreur n'ENREGISTRE PAS la masse.

Exemple d'enregistrement

Incidents – Observations eventuelles Incidents – Observations, if any				
Utiliser les abaques (BS 030906)				
JJMMAA (HHMM)	Masse kg Cat A max 760	+G Masse x G < 4000 kg ?	-G Masse x (-G) > -2700 kg ?	Capital restant des 60 dépassements autorisés
100406	760	+4,8 ok	-3,1 ok	60
130406	660 - SOLO	+5,9 ok	-4,1 ok	60
150406	740	+5,5, +5,7, +5,4	-3,6, -3,3, -3,5	58 !!! (Retrait 2 de 60)
180406	810 - VFR	+2 ok	-0 ok	58

MODELE D'ABAUQUE pour exemple, (Facteur de charge positif +G) voir également les abaques en fin de BS :

CAP10B Mass x G Limits

kg * G	5.1	5.2	5.3	5.4	5.5	5.6	5.7	5.8	5.9	6	>6 G
600	3060	3120	3180	3240	3300	3360	3420	3480	3540	3600	
610	3111	3172	3233	3294	3355	3416	3477	3538	3599	3660	
620	3162	3224	3286	3348	3410	3472	3534	3596	3658	3720	
630	3213	3276	SOLO	3402	3465	3528	3591	3654	3717	3780	
640	3264	3328	3392	3456	3520	3584	3648	3712	3776	3840	
650	3315	3380	3445	3510	3575	3640	3705	3770	3835	3900	
660	3366	3432	3498	3564	3630	3696	3762	3828	3894	3960	
670	3417	3484	3551	3618	3685	3752	3819	3886	3953	4020	
680	3468	3536	3604	3672	3740	3808	3876	3944	4012	4080	
690	3519	3588	3657	3726	3795	3864	3933	4002	4071	4140	
700	3570	3640	3710	3780	3850	3920	3990	4060	4130	4200	
710	3621	3692	3763	3834	3905	3976	4047	4118	4189	4260	
720	3672	3744	3816	3888	3960	4032	4104	4176	4248	4320	
730	3723	3796	3869	3942	4015	4088	4161	4234	4307	4380	
740	3774	3848	3922	3996	4070	4144	4218	4292	4366	4440	
750	3825	3900	3975	4050	4125	4200	4275	4350	4425	4500	
760	3876	3952	4028	4104	4180	4256	4332	4408	4484	4560	
770	3927	4004	4081	4158	4235	4312	4389	4466	4543		
780	3978	4056	4134	4212	4290	4368	4446	4524			
790	4029	4108	4187	4266	4345	4424	4503				

Dépassement limitation cellule



4 . VOILURE

Apex Aircraft propose les choix suivants :

Choix **ALPHA** :

Remplacement de la voilure uniquement en bois par application de la modification n°000302, "voilure CAP10C". Cette voilure possède un longeron bois-carbone. L'installation de cette voilure impose systématiquement la mise en place d'un accéléromètre enregistreur homologué. Aucune inspection périodique particulière du longeron n'est obligatoire et des avantages sont apportés concernant les performances de vol ainsi que la maintenance du train d'atterrissage.

ou

Choix **BRAVO** :

ce choix met en place une limite de potentiel du longeron et une remise à neuf partielle.

Le longeron doit tout d'abord subir la remise à neuf partielle (voir Instructions techniques § Modifications structurales) ;

puis, chaque fois que le nombre de dépassements des valeurs limites de charge subie est supérieur à 60 : la remise à neuf partielle devra être renouvelée.

(charge subie = masse x facteur de charge : + 4000 kg ou - 2700 kg)

Note : Il faut contacter Apex Aircraft avant d'appliquer la remise à neuf partielle une deuxième fois.

L'ADMISSION EN CONFORMITE d'un travail réalisé avant la publication de ce BS sera attribuée au cas par cas si un enregistrement des facteurs de charge a été effectué depuis. Prenez contact avec Apex Aircraft pour un complément d'informations.

MAIN D'ŒUVRE

Choix ALPHA : nouvelle voilure CAP10C – voir le BS 000302.

La modification doit être effectuée par un mécanicien aéronautique expérimenté. L'accéléromètre enregistreur doit être installé. La maîtrise de l'emploi d'une défonceuse est nécessaire.

Choix BRAVO : seul un menuisier compétent équipé des outils adéquats peut réaliser cette opération. Cette modification doit être réalisée par un atelier d'entretien avion bois et toile très expérimenté. La maîtrise de l'emploi d'une défonceuse est nécessaire.

Apex Aircraft s'est rendu compte que le risque d'endommager le longeron est très élevé au cours des travaux. Il est nécessaire qu'une deuxième personne vérifie et signe le travail effectué dans le cadre du BS avant que les renforts et le revêtement ne soient mis en place. Pour ce qui concerne l'environnement de travail, le document « Human factor checklist » FAA AC 43.13-1, chapitre 13-2, décrit dans le document EASA 145.A.65 b3 constitue un bon guide.

Les temps sont donnés hors marouflage, peinture

Préparation : dépose de l'aile: 18 heures.

Enlèvement du revêtement au-dessus du longeron : 6 heures.

Inspection : 3 heures.

Travail de menuiserie :

- 60 heures pour le longeron
- 31 heures pour le revêtement

c'est-à-dire 91 heures au total.

Repose de l'aile : 30 heures.

Installation de l'accéléromètre : de 3 à 8 heures selon la modification nécessaire du tableau de bord.



FOURNITURES

Les fournitures sont constituées par les pièces nouvelles et les pièces modifiées, décrites dans le § « Information sur le matériel » du présent Bulletin Service.

Les pièces en rechange sont à commander chez Apex Aircraft :

Fax : +33 380 35 60 58, E-mail : parts@apex-aircraft.com.

OUTILLAGE

Outillage standard de menuisier et de mécanicien avion.

Une loupe d'un grossissement minimal de 10.

Un appareil photo numérique de qualité moyenne ou supérieure, d'une résolution égale ou supérieure à 600x800 pixels.

MASSE ET CENTRAGE

Le choix ALPHA impose une nouvelle pesée de l'avion. Il est à noter que le choix ALPHA permet d'augmenter la charge utile en raison d'une structure plus légère et d'une augmentation de la masse maximum au décollage. L'enregistreur apportera une augmentation de masse inférieure à 2 kg.

BILAN ELECTRIQUE

Pour maintenir la charge de ses batteries internes et pour alimenter son affichage LCD, l'accéléromètre enregistreur consomme peu d'énergie.

REFERENCES

- 1000916 Guide de maintenance (CD-ROM).
- 1000915 Inspection de la semelle intrados (CD-ROM).
- FAA Advisory Circular AC 43.13-1, Chapter 1 « Wood structure ».
- Document Transport Canada, RAC, Partie V-Navigabilité, norme 571 appendice E « Inspection des pièces en bois des aéronefs ».
- Document DGAC P-62-10 : «Structures en bois».

DOCUMENTATION AFFECTEE

- Programme d'Entretien CAP10B doc.1000923.
- Manuels de vol CAP10B doc. 1000976 et 1000977.
- Lettre Service 990813 : mettre à jour la liste des BS/LS.

ANNEXE

- Abaques "charge subie"
- Révision 17 du manuel de vol CAP10B (n/s jusqu'à 239 inclus) (doc. 1000976)
- Révision 9 du manuel de vol CAP10B (n/s à partir de 240 inclus) (doc. 1000977)
- Amendement 4 du programme d'entretien CAP10B (doc. 1000923)

RETOUR D'INFORMATION

Pour informer le Bureau Navigabilité d'Apex Aircraft et pour l'envoi des photographies comme prévu, vous pouvez utiliser :

- le courrier électronique : airworthiness@apex-aircraft.com ;
- le courrier postal : adresse sur la première page du présent Bulletin Service,
- la télécopie : (+33) (0) 380 35 6515.



INSTRUCTIONS TECHNIQUES

Choix ALPHA :

Remplacer la voilure CAP10B par une voilure CAP10C – Voir Bulletin de Service Apex Aircraft n° 000302.

Choix BRAVO :

Effectuer les instructions I, II et III ci-après.

A lire complètement avant application.

Les antécédents de l'aile devront être pris en compte avant toute décision de réparation.

Faire vérifier le travail, phase par phase, par une tierce personne avec enregistrement de la vérification.

I – MODIFICATIONS STRUCTURALES

1. Préparation

- a) Faire la pancarte pour photo (modèle ci-après, illustration A) comportant le numéro de série avion, l'immatriculation avion, la date, droite ou gauche.

Illustration A : Exemple de pancarte à placer dans la zone à photographier :

Gauche Left <-Fwd	CAP10 no de série : (BS 030906)	Immatriculation200_ An-Mois-Jour (Year – Month – Day)	Droite Right Fwd->
-------------------------	------------------------------------	-----------------	--	--------------------------

Optionnel : adresse E-mail du propriétaire, unité d'entretien :

- b) Déposer l'aile.

Couper les contacts magnétos.

Extérieur

- Déposer le capot moteur
- Déposer le carénage sous fuselage
- Déposer le carénage d'implanture (karman)
- Déposer la verrière coulissante
- Débrancher la batterie

Intérieur cabine

- Déposer le tapis de sol
- Déposer les sièges et les rails de sièges.
- Déposer le pontet central
- Démonter la commande mécanique de tab de profondeur
- Déposer les planchers
- Désaccoupler la commande de profondeur
- Démonter les manches (débrancher les fils alternat radio)
- Déposer le cache pied de manche



Emplanture d'aile

- Débrancher les tuyauteries de frein
- Débrancher les fils électriques de feux de position
- Débrancher les fils de réchauffage Pitot
- Débrancher la tuyauterie de prise dynamique

Mise de l'avion sur cale

- Mettre l'avion en ligne de vol (support réglable ou tréteau à l'arrière).
- Soulever l'avant de l'avion à l'aide d'une chèvre mobile. Utiliser l'attache moteur.
- Soutenir l'avion à une hauteur qui permette de glisser et positionner un tréteau muni de sa protection sous la nervure (intrados) d'emplanture de chaque côté de l'avion.
- Placer les supports d'aile au niveau des nervures n°1 (emplanture de l'aile) et faire reposer l'aile sur les tréteaux. La masse de l'avion doit être soutenue par la chèvre et non pas par les tréteaux.

Dépose de l'aile

- Dégoupiller et enlever les écrous des axes de fixation de voilure avant.
- Rentrer les volets.
- Enlever les axes arrières de voilure en soulevant légèrement à l'aide de la chèvre pour diminuer la pression sur les axes.
Attention : noter la position des attaches arrières de voilure (longueurs différentes entre l'avant et l'arrière).
- Enlever les axes de fixation avants de voilure en soulageant la pression sur les axes à l'aide de la chèvre.
- Soulever l'arrière du fuselage tout en le déplaçant légèrement vers l'avant, jusqu'à séparation du fuselage et de la voilure. Surveiller en même temps l'intérieur de la cabine.
- Poser l'aile équipée du train d'atterrissage sur les tréteaux horizontaux munis de leur protection (volets rentrés).

2. Extrados : inspection de la semelle de longeron

- a) Mesurer et noter la pente du chanfrein de marchepied (en gardant un morceau par exemple) afin de pouvoir préparer la pièce de remplacement (voir photo ci-dessous).

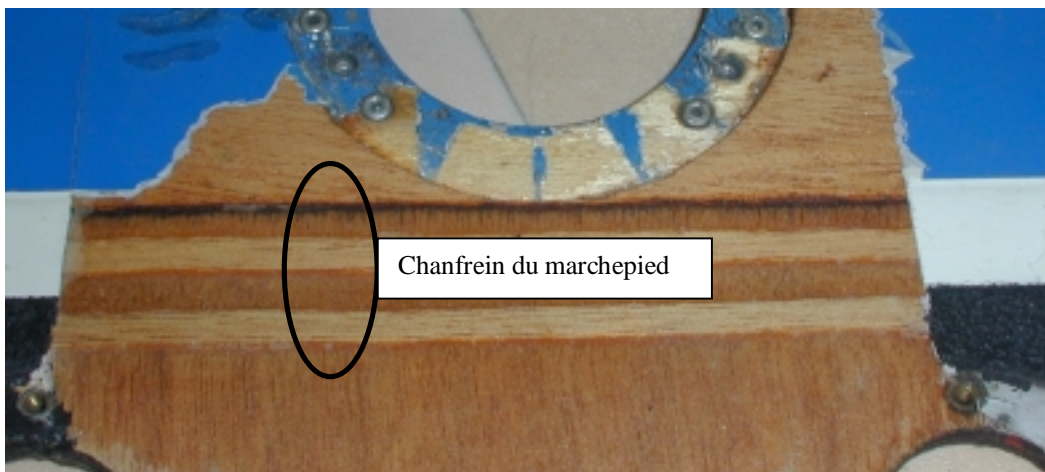
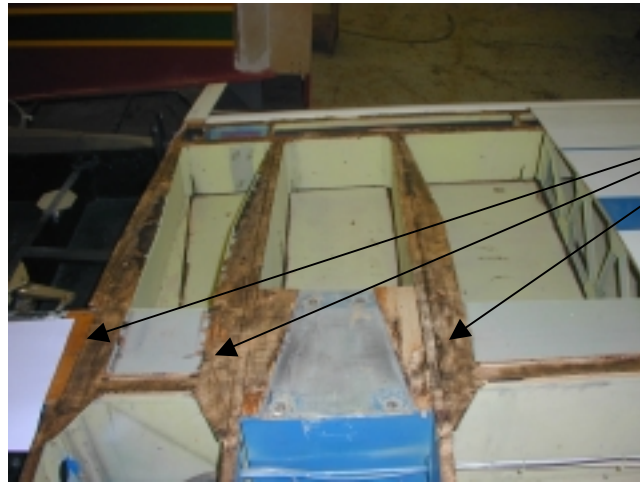


Photo 1 : morceau de marchepied gardé afin de connaître la pente appliquée.

Enlever le revêtement extrados du bord d'attaque au bord de fuite, de la partie interne de la nervure 4 jusqu'au fuselage, à droite et à gauche, voir photo ci-dessous. Pour ce faire, découper en premier entre les nervures puis, retirer avec soin le revêtement qui reste sur les nervures au moyen d'un ciseau à bois, d'un grattoir et de papier de verre. **Veiller à ne pas endommager les nervures.**



Renforts de marchepied

Photo 2 : après retrait du revêtement.

- b) Effectuer un tap test et vérifier par une légère traction le collage des renforts de marchepied sur le longeron. Noter les endroits où des défauts de collage sont suspectés.
- c) Enlever les renforts s'ils présentent le moindre défaut. S'ils sont intègres, couper et enlever uniquement la partie des renforts et des chapeaux de nervures qui recouvre le longeron (voir exemple ci-dessous).



Photo 3 : exemple d'avion avec des renforts de marchepied intègres donc seule la partie recouvrant le longeron a été enlevée.

- d) Sous un éclairage rasant et à l'aide d'une loupe, inspecter la surface du longeron pour rechercher des criques de compression, des criques de traction ainsi que des fibres déchirées ou coupées lors d'une modification précédente ou actuelle.
- e) Faire une photographie des zones des nervures 1 gauche et 1 droite, pancarte en place. En plus, photographier chaque détérioration en indiquant sur la pancarte la localisation par rapport à la nervure (n°, gauche ou droite). Mettre une règle à proximité (graduation en millimètres de préférence) pour la photographie.
- f) Usiner la 1^{re} lame de semelle et poursuivre au-delà du joint de colle (environ 5/10 dans la 2^e lame de semelle). Respecter une enture de recouvrement de 1 pour 20 de chaque côté. Peaufiner l'état de surface afin de pouvoir recoller par la suite des lames de spruce. Poncer la colle présente sur les âmes avant et arrière **sans les endommager**.
- g) Observer de la même manière qu'au d) la surface obtenue. Si des criques sont observées, usiner jusqu'à 15 mm, si elles sont encore plus profondes, Apex Aircraft recommande de mettre l'aile hors service. En cas de réparation plus approfondie, le propriétaire doit déposer un dossier de réparation.



3. Extrados : remise à neuf partielle de la semelle de longeron

§ à lire complètement avant application (schémas inclus)

- Prévoir 2 ou 3 lames de spruce surchoix 1 (mini 3,91kg/mm² c'est-à-dire 383 daN/cm², épaisseur 7 à 8 mm) en fonction de l'épaisseur de semelle enlevée.
- Ajuster minutieusement à blanc chaque lame à son emplacement en faisant un ou plusieurs repères afin d'éviter tout décalage lors du collage.
- Lors du collage, s'assurer que la colle déborde sur toute la périphérie et, en particulier, qu'elle remonte sous pression dans les joints semelles/âmes.
- Les entures de chaque lame de réparation sont décalées en laissant un plat de 40 à 50 mm.
- Voir ci-dessous, les schémas étapes.
- Ne pas remettre le contreplaqué de revêtement extrados pour l'instant.**

CAS AVEC DEUX LAMES DE SPRUCE

La réparation, symétrique, couvre la zone de la nervure 4 gauche jusqu'à la nervure 4 droite au moyen de lames de spruce si possible d'un seul tenant. Sinon, des entures sont autorisées uniquement entre les axes d'attache de voilure sur fuselage (*). Les entures doivent être distantes d'au moins 3 fois la longueur de la plus grande, y compris pour 2 entures situées sur 2 lames adjacentes.

(*) aucune partie de l'enture ne doit se trouver au-dessus des attaches de voilure sur fuselage.

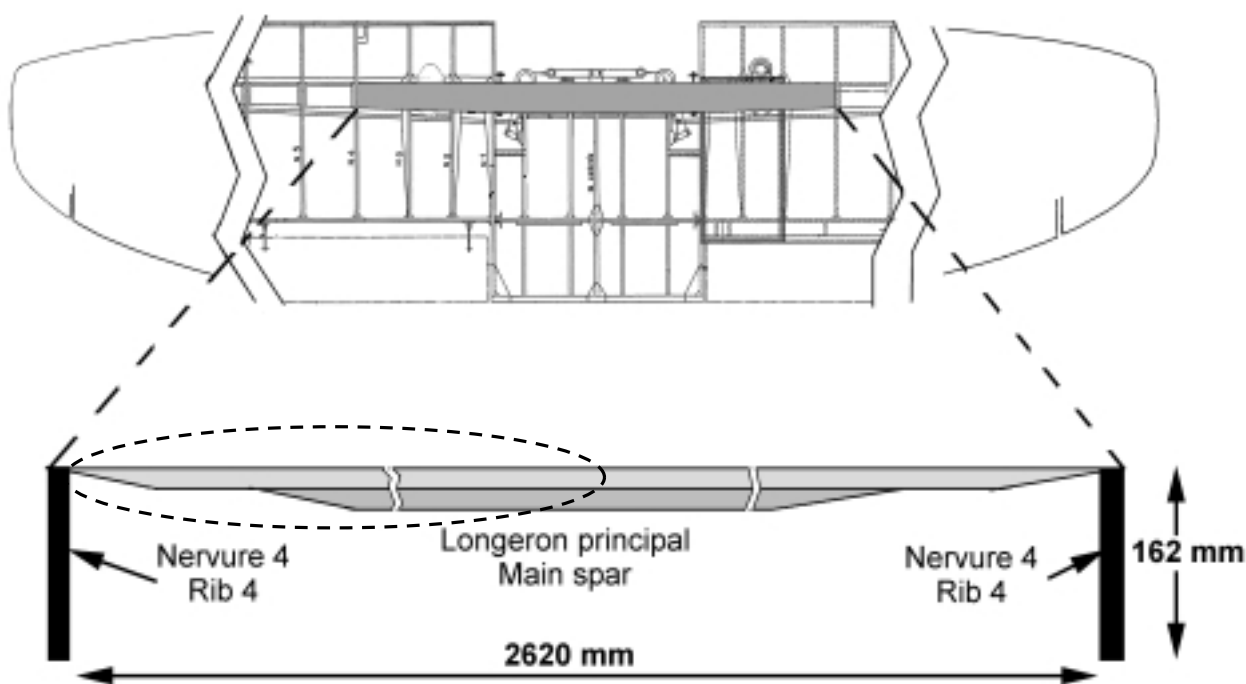
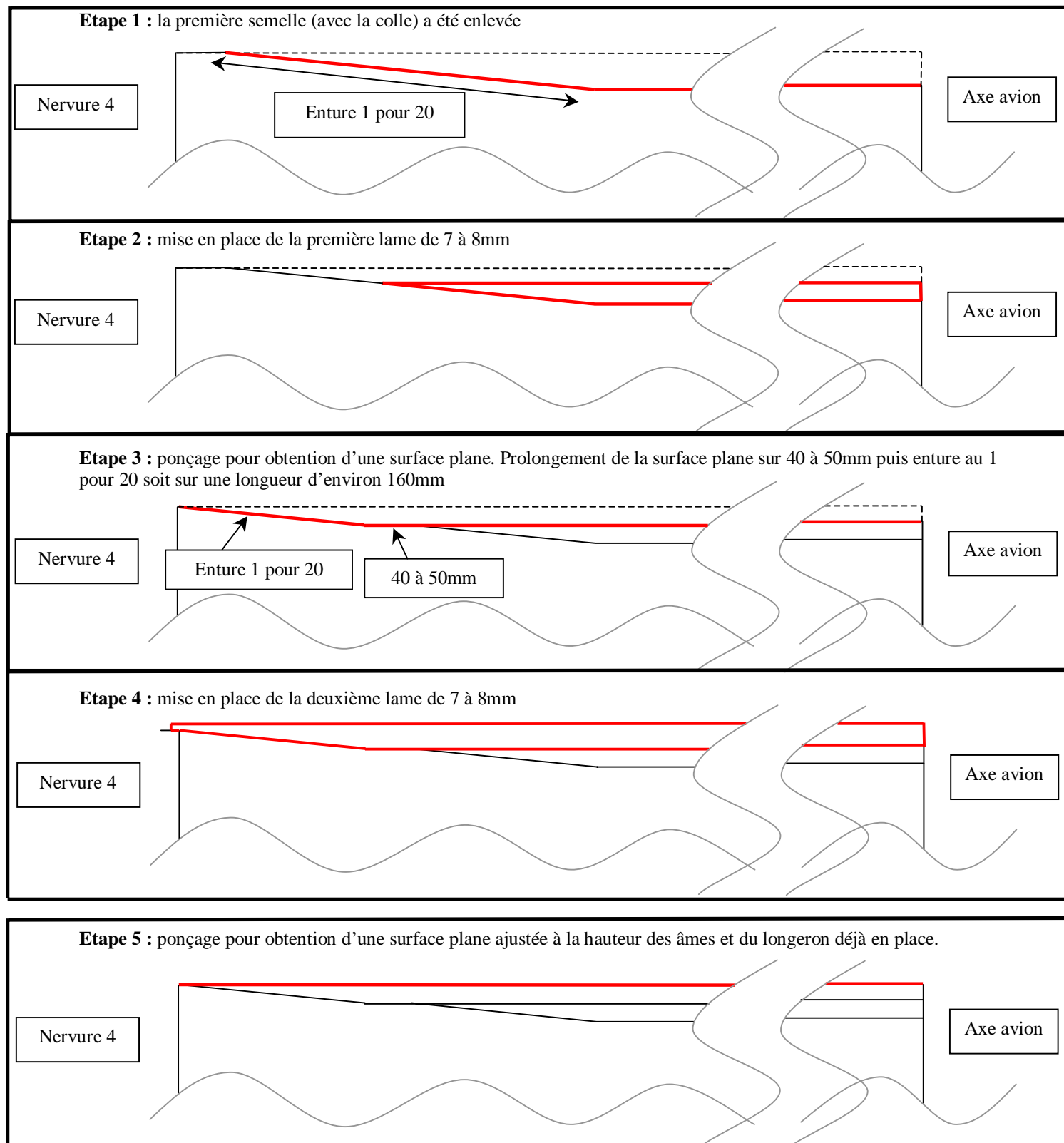


Schéma d'ensemble après réparation

Les différentes étapes sont les suivantes (seule la partie dans la zone ovale est représentée ci-dessous) :



CAS AVEC TROIS LAMES DE SPRUCE

La réparation, symétrique, couvre la zone de la nervure 4 gauche jusqu'à la nervure 4 droite au moyen de lames de spruce si possible d'un seul tenant. Sinon, des entures sont autorisées uniquement entre les axes d'attache de voilure sur fuselage (*). Les entures doivent être distantes d'au moins 3 fois la longueur de la plus grande, y compris pour 2 entures situées sur 2 lames adjacentes.

(*) aucune partie de l'enture ne doit se trouver au-dessus des attaches de voilure sur fuselage.

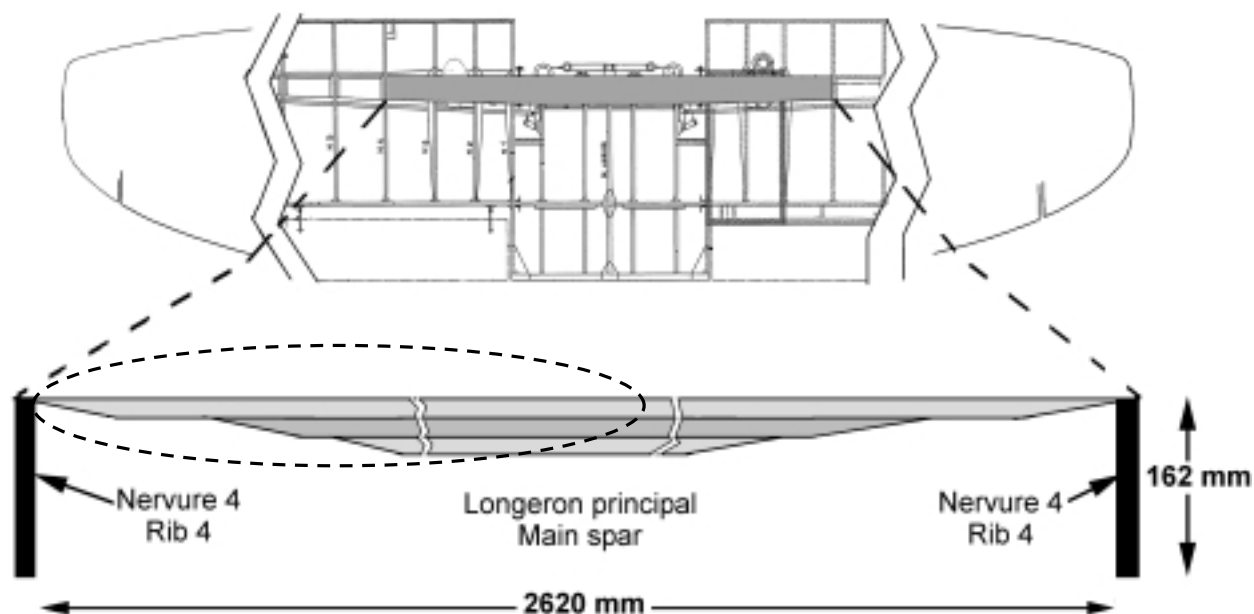
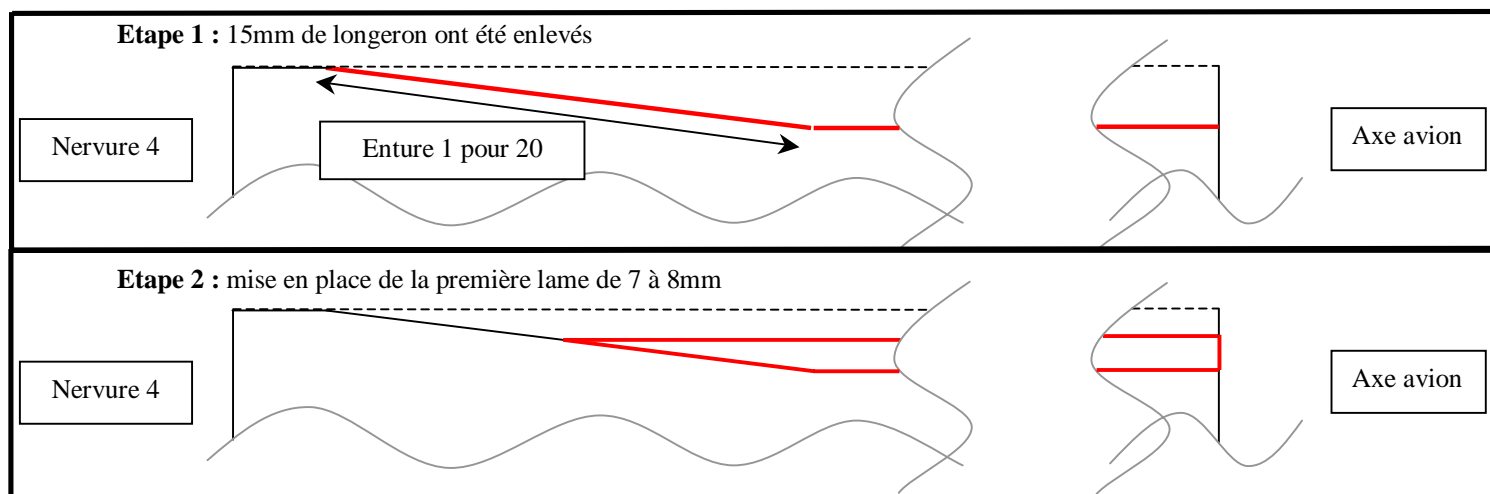
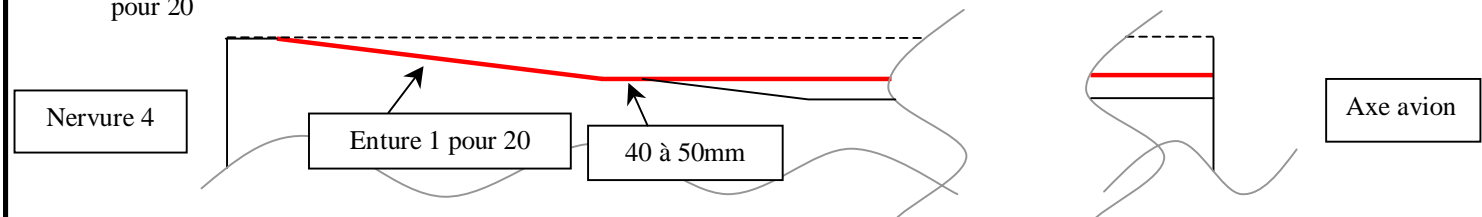


Schéma d'ensemble après réparation

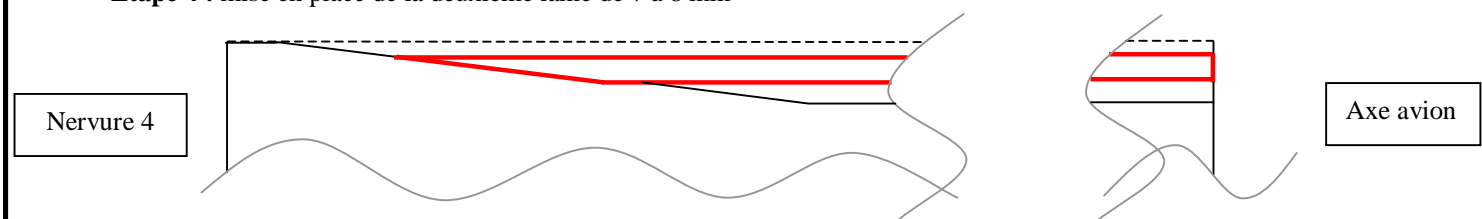
Les différentes étapes sont les suivantes (seule la partie dans la zone ovale est représentée ci-dessous) :



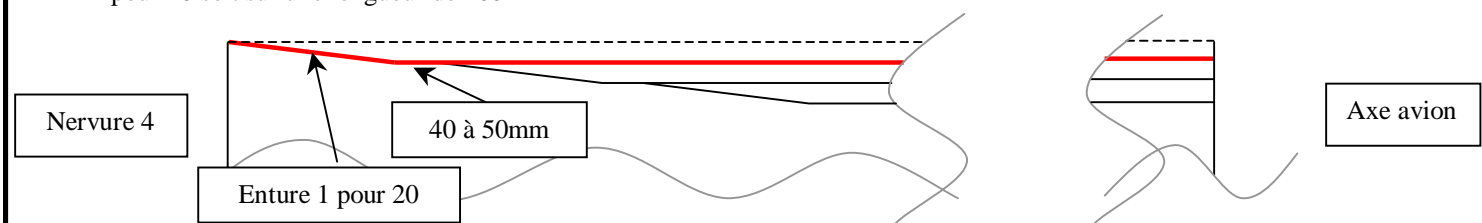
Etape 3 : ponçage pour obtention d'une surface plane. Prolongement de la surface plane sur 40 à 50mm puis enture au 1 pour 20



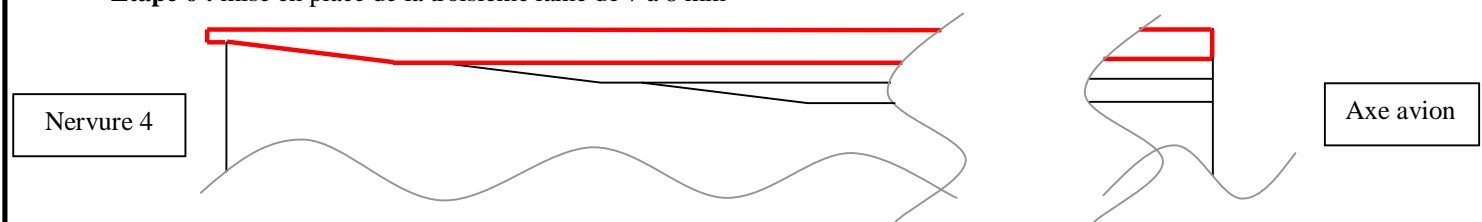
Etape 4 : mise en place de la deuxième lame de 7 à 8 mm



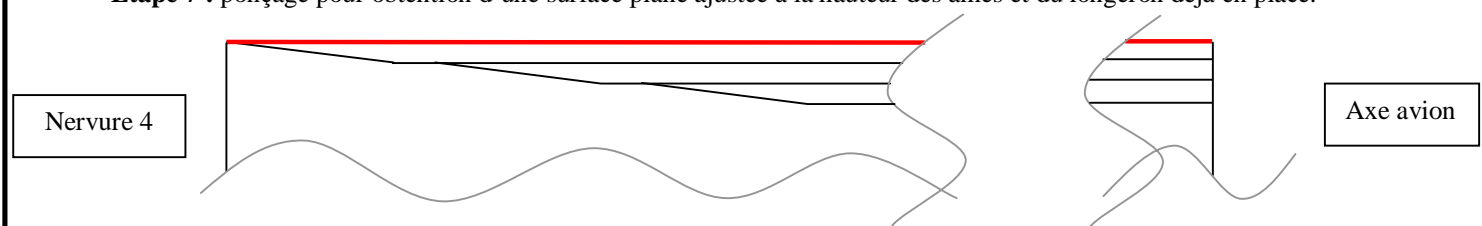
Etape 5 : ponçage pour obtention d'une surface plane. Prolongement de la surface plane sur 40 à 50 mm puis enture au 1 pour 20 soit sur une longueur de 160 mm



Etape 6 : mise en place de la troisième lame de 7 à 8 mm



Etape 7 : ponçage pour obtention d'une surface plane ajustée à la hauteur des âmes et du longeron déjà en place.



Ne pas remettre le contreplaqué de revêtement extradors pour l'instant.



4. Intrados : inspection semelle de longeron

- a) Retourner l'aile.
- b) Identifier le type de renfort d'intrados à l'aide du CD-ROM 1000915, Inspection intrados de longeron.
- c) Trois cas :
 - I. En présence de type 1 ou 3, faire un gabarit ou une empreinte pour pouvoir reproduire, par la suite, le profil du renfort intrados puis enlever ce renfort avec soin et inspecter visuellement le longeron. Prendre des photos des endommagements rencontrés pour information et archive.
 - II. En présence d'un type 2 et de criques sur la semelle supérieure de longeron observées lors de l'étape d) du §2, faire un gabarit ou une empreinte pour pouvoir reproduire, par la suite, le profil du renfort intrados puis l'enlever et inspecter le longeron.
 - III. En présence d'un type 2 sans crique sur la semelle supérieure de longeron observée lors de l'étape d) du §2, faire le tap test de l'intrados entre les jambes de train pour recherche de délaminage.
- d) Photographier les zones d'inspection des nervures 1 gauche et droite, pancarte en place.

5. Intrados : rénovation renfort et repose revêtement

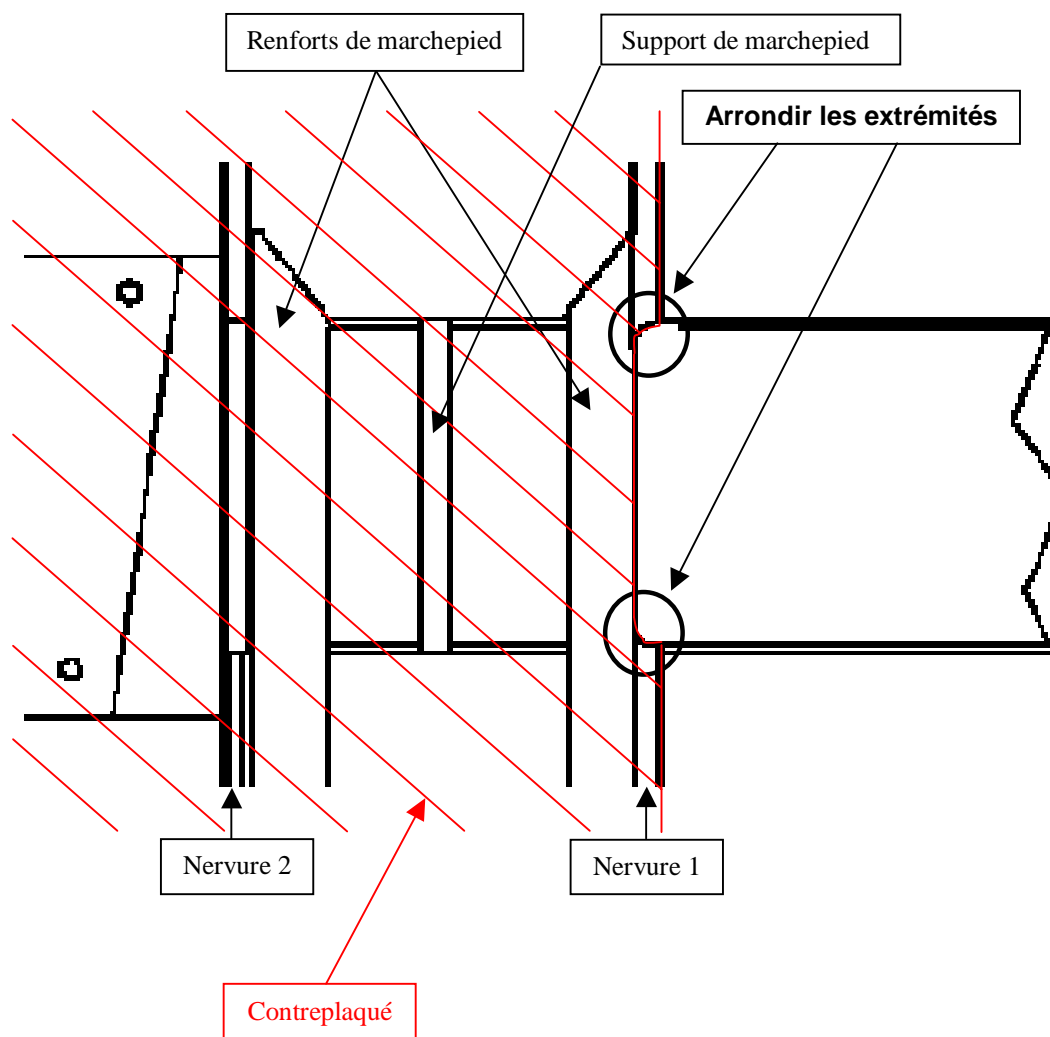
- a) Dans le cas où le renfort d'intrados a été enlevé (pour cause de type – type de renfort 1 ou 3 – ou pour cause de crique(s) sur la semelle supérieure du longeron – type 2-), installer un nouveau renfort de type 2 (spruce surchoix 1 mini 3,91 kg/mm² soit 383 daN/cm²) en tenant compte des mesures effectuées au § précédent avant enlèvement du renfort.
- b) Remettre le revêtement en contreplaqué okoumé de 2 mm en s'aidant de l'absence du contreplaqué extrados ; absence qui peut permettre d'utiliser des serre-joints avec cales pour assurer le maintien des parties enturées pendant le séchage.

Note : le contreplaqué doit être posé avec les fibres dans le même sens qu'à l'origine.

6. Extrados : repose renfort de marchepied et revêtement

- a) Retourner l'aile.
- b) Mettre en place les renforts de marchepied le long des nervures 1, 2 et 3 soit en totalité, soit seulement au-dessus du longeron.
- c) Laisser une zone d'inspection au niveau de la nervure 1. Pour cela, ne pas reconstituer la baguette de nervure N1 au dessus du longeron. Prévoir des congés aux angles du contreplaqué de revêtement (voir illustration B). Recoller (par enture 1 pour 15), les chapeaux sur les autres nervures.
- d) Coller les deux supports de marchepied (un support par côté) 15 x 160 x 6 à poncer en fonction du profil de nervure (voir aussi illustration B).
- e) Appliquer un vernis de protection non coloré sur toutes les parties en bois brut du longeron, en suivant les instructions du fabricant ; en préservant les zones prévues pour le collage.
- f) Remettre en place le revêtement sur les ouvertures pratiquées, voir illustration B et AC 43.13-1 § 1-47. Appliquer les règles de l'AC43.13 concernant les entures (pente, surface de contact). Ajouter le marchepied en fonction des mesures faites au § 2.a).

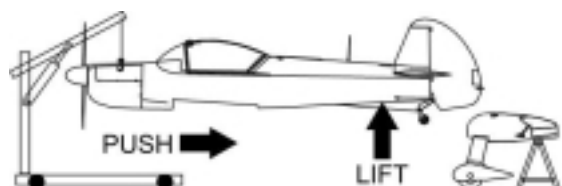
Note : le contreplaqué doit être posé avec les fibres dans le même sens qu'à l'origine.

Illustration B :

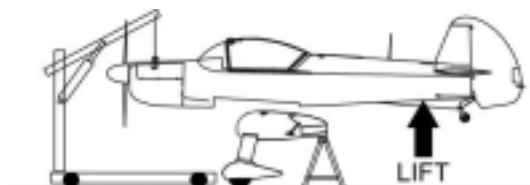
7. Finition extrados et intrados

- a) Réparer l'entoilage (marouflage).
- b) Peindre en concordance avec l'origine.
- c) Appliquer le revêtement antidérapant sur le marchepied.
- d) Reposer l'aile.

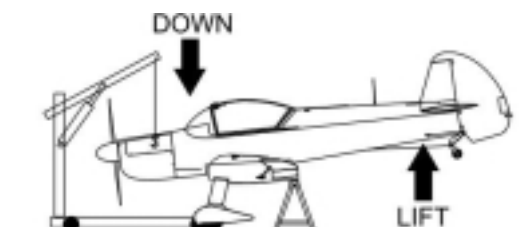
- Accrocher le fuselage à la chèvre mobile par les fixations moteur.



- Faire passer le fuselage, soutenu à l'arrière par deux ou trois personnes, au-dessus de la voilure.



- Positionner lentement le fuselage à son emplacement (surveiller en même temps l'intérieur cabine).
- Reculer en soulevant l'arrière (baisser l'avant si besoin pour passer avec le cadre n°1 sous la base du pied de manche).



- Baisser l'arrière lentement pour positionner les flancs du fuselage entre les pattes de fixation arrière.



Attention : Les ferrures d'attache arrière ne doivent pas être serrées afin de ne pas risquer d'endommager le fuselage.

- Poser la roulette arrière sur un support réglable.
- Engager les axes de fixation de voilure avant avec leurs rondelles. Utiliser la souris (guide d'insertion à visser sur l'axe à mettre en place) pour éviter d'endommager l'intérieur du longeron.
- Visser les écrous sur les axes sans serrer.
- Engager les axes d'attache de voilure arrière et visser les écrous sans serrer.
- Reposer et stabiliser le fuselage.
- Resserrer les ferrures d'attache arrières à 1,5 daN.m
- Serrer les axes d'attache avant à 5 daN.m. ; puis goupiller.
- Serrer les axes d'attache arrière à 1,5 daN.m.
- Reposer l'avion sur ses roues.



- Connecter la commande de profondeur.
- Fixer les manches pilotes.
- Connecter les fils d'alternat radio au circuit avion.
- Poser le cache pied de manche.
- Poser les planchers, les rails de sièges et les sièges.
- Brancher, à l'emplanture d'aile, les tuyauteries de frein, les fils électriques des feux de position (le cas échéant), les fils de réchauffage pitot, la tuyauterie de prise dynamique.
- Dégager les supports de voilure.
- Remonter les carénages d'emplanture (Karman).
- Faire le branchement électrique des feux de navigation si nécessaire.
- Mettre en place le pontet.
- Purger le circuit de frein.
- Vérifier le fonctionnement des feux de navigation (le cas échéant).
- Vérifier le fonctionnement de la commande de volets (sens, débattement).
- Vérifier le fonctionnement de la gouverne de profondeur (sens, débattement).
- Vérifier le fonctionnement des ailerons (sens, débattement des ailerons).

II – ACCELEROMETRE ENREGISTREUR

- a) Installer l'accéléromètre enregistreur en suivant les instructions du fabricant. Régler l'avertisseur sonore (Apex Aircraft recommande les seuils +5G, -3,5 G).

Note : pour le CAP10, l'accéléromètre enregistreur du fabricant MEV est le PGM 1212 prévu pour un tableau de bord vertical, non incliné.

Dans le cas où il n'y a pas suffisamment de place sur le tableau de bord, l'accéléromètre enregistreur peut être installé sans le répéteur.

- b) Reposer les carénages.
- c) S'il vient d'être installé, vérifier l'accéléromètre selon les instructions du fabricant.

III – ENREGISTREMENT DES INFORMATIONS

- a) Envoyer les photos et la description des résultats des recherches à Apex Aircraft et aux autorités du pays d'immatriculation de l'avion (DCS/NO pour la France).
- b) Effectuer une pesée et un centrage.
- c) Intégrer ces données ainsi que les modifications appliquées dans les documents avion.
- d) Dans le carnet de route, créer les colonnes : «Masse au décollage (approx.)», «Facteur de charge positif max.», «Facteur de charge négatif max.» et «Capital restant». Prendre les abaques de calculs dans ce BS et les insérer dans le carnet de route. Former les utilisateurs à l'enregistrement de ces données.
- e) Insérer la modification au manuel de vol disponible en annexe du BS.
- f) Insérer la modification au programme de maintenance disponible en annexe du BS.



IV – CONDITIONS DE REMISE EN VOL APRES DEPASSEMENT DU FACTEUR DE CHARGE

Dépassement de facteur de charge (G)	Charge atteinte (kg) facteur de charge multiplié par la masse totale. Utiliser la valeur absolue pour un facteur de charge négatif	AVANT remplacement de la semelle supérieure de longeron suivant le BS030906	APRES remplacement de la semelle supérieure de longeron suivant le BS030906
Limite positive imposée par le § « Délai d'application » de ce BS en double : $+4,3 < n < +6$ en solo : $+5 < n < +6$	charge < 4000	Effectuer les inspections 1000913 et 1000915 (voir programme d'entretien) (4)	<div style="border: 1px solid black; width: 100%; height: 100%; position: relative;"> <div style="position: absolute; top: 0; left: 0; right: 0; bottom: 0; border: 1px solid black; transform: rotate(45deg); transform-origin: center;"></div> <div style="position: absolute; top: 0; left: 0; right: 0; bottom: 0; border: 1px solid black; transform: rotate(-45deg); transform-origin: center;"></div> </div>
	charge > 4000	Remplacer la semelle supérieure de longeron (1)	
Limite négative imposée par le § « Délai d'application » de ce BS : $-4,5 < n < -3,5$	Quelle que soit la charge	Effectuer les inspections 1000913 et 1000915 (voir programme d'entretien) (4)	<div style="border: 1px solid black; width: 100%; height: 100%; position: relative;"> <div style="position: absolute; top: 0; left: 0; right: 0; bottom: 0; border: 1px solid black; transform: rotate(45deg); transform-origin: center;"></div> <div style="position: absolute; top: 0; left: 0; right: 0; bottom: 0; border: 1px solid black; transform: rotate(-45deg); transform-origin: center;"></div> </div>
n > +6 Limites de certification	charge < 4000	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft (4)	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft
	4000 < charge < 4560	<ul style="list-style-type: none"> Remplacer la semelle supérieure de longeron (1) Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft 	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft (2)
	charge > 4560	<ul style="list-style-type: none"> Remplacer la semelle supérieure de longeron (1) Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft 	<ul style="list-style-type: none"> Remplacer la semelle supérieure de longeron (3) Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft
n < -4.5 Limites de certification	charge < 2700	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft (4)	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft
	charge > 2700	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft (4)	Effectuer les inspections décrites au §4.5 du programme d'entretien Apex Aircraft (2)

(1) Conformément aux instructions du BS030906.

(2) Doit être pris en compte comme une occurrence conformément au § « Description » de ce BS

(3) Attention : Apex Aircraft doit être contacté avant le remplacement de la semelle supérieure de longeron à partir de la deuxième fois et les fois suivantes.

(4) Tant que la semelle de longeron n'est pas remplacée, l'avion doit continuer à être utilisé dans les limites -3,5 à +5 en solo et -3,5 à +4,3 en double.

En cas de dépassement de limite de facteur de charge, et ce jusqu'à +6,5 ou -5, un vol de convoyage vers l'atelier est autorisé dans les conditions suivantes : atmosphère calme, uniquement le pilote, pas de manœuvre acrobatique. Le dépassement des limites +6,5 G ou -5 G interdit tout vol.



INFORMATION SUR LE MATERIEL

Remarque : les matériaux et les produits listés ci-dessous doivent être approuvés sur ce type d'avions.

Référence / Dimensions	Quantité	Description	Instructions
EXTRADOS			
Cas 2 lames			
2200 x 170 x 8	1	1 ^{re} lame de spruce*	
2620 x 170 x 8	1	2 ^e lame de spruce*	
1250 x 740 x 2	2	contreplaqué bouleau de revêtement	
Cas 3 lames			
2200 x 170 x 8	1	1 ^{re} lame de spruce*	
2620 x 170 x 8	1	2 ^e lame de spruce*	
3040 x 170 x 8	1	3 ^e lame de spruce*	
1600 x 740 x 2	2	contreplaqué bouleau de revêtement	
790 x 55 x 6	6	Spruce* Renforcement de nervure	
160 x 15 x 6	2	Spruce* Renforcement de marchepied	Voir illustration B
1250 x 340 x 3	2	Contreplaqué okoumé de marchepied	
		Antidérapant	Recouvrir le marchepied, hors pentes d'adoucissement le long des 4 côtés
INTRADOS			
Plan CAP10 20-02-01 B	1	Kit de renfort type 2	
1800 x 300 x 2	1	Contreplaqué okoumé de revêtement	
COMMUN EXTRADOS – INTRADOS			
	Selon besoin	Papier abrasif	
	4	Pinceaux	
	250ml	Colle Cascophen ou Sadermarine	La colle Cascophen est à appliquer selon la procédure 1000852 La colle Sadermarine est à appliquer selon la fiche technique SADER PROFESSIONNEL
	250ml	Vernis protecteur non coloré	
		Toile	
		Peinture	
<i>Pour les prix en vigueur et les délais de livraison, contacter Apex Aircraft.</i>			

* spruce surchoix 1 mini 3,91 kg/mm² c'est-à-dire 383 daN/cm².



ABAQUE POUR MASSE EN KG ET FACTEUR DE CHARGE POSITIF

kg	5.1	5.2	5.3	5.4	5.5	5.6	5.7	5.8	5.9	6	>6
600	3060	3120	3180	3240	3300	3360	3420	3480	3540	3600	Dépassement de limitation d'utilisation cellule
610	3111	3172	3233	3294	3355	3416	3477	3538	3599	3660	
620	3162	3224	3286	3348	3410	3472	3534	3596	3658	3720	
630	3213	3276	3339	3402	3465	3528	3591	3654	3717	3780	
640	3264	3328	3392	3456	3520	3584	3648	3712	3776	3840	
650	3315	3380	3445	3510	3575	3640	3705	3770	3835	3900	
660	3366	3432	3498	3564	3630	3696	3762	3828	3894	3960	
670	3417	3484	3551	3618	3685	3752	3819	3886	3953	4020	
680	3468	3536	3604	3672	3740	3808	3876	3944	4012	4080	
690	3519	3588	3657	3726	3795	3864	3933	4002	4071	4140	
700	3570	3640	3710	3780	3850	3920	3990	4060	4130	4200	
710	3621	3692	3763	3834	3905	3976	4047	4118	4189	4260	
720	3672	3744	3816	3888	3960	4032	4104	4176	4248	4320	
730	3723	3796	3869	3942	4015	4088	Réduction du potentiel			4380	
740	3774	3848	3922	3996	4070	4144	4218	4292	4366	4440	
750	3825	3900	3975	4050	4125	4200	4275	4350	4425	4500	
760	3876	3952	4028	4104	4180	4256	4332	4408	4484	4560	
770	3927	4004	4081	4158	4235	4312	4389	4466	4543	4620	
780	Dépassement de limitation d'utilisation cellule							4524	4602		

CAP10B - Masse (kg) x Facteur de charge (+G)



ABaque POUR **MASSE EN LB (pounds) ET FACTEUR DE CHARGE POSITIF**

lb	5.1	5.2	5.3	5.4	5.5	5.6	5.7	5.8	5.9	6	>6
1323	6746	6878	7011	7143	7275	7408	7540	7672	7804	7937	Dépassement de limitation d'utilisation cellule
1345	6859	6993	7128	7262	7397	7531	7665	7800	7934	8069	
1367	6971	7108	7244	7381	7518	7654	7791	7928	8064	8201	
1389	7083	7222	7361	7500	7639	7778	7917	8056	8195	8333	
1411	7196	7337	7478	7619	7760	7901	8042	8184	8325	8466	
1433	7308	7452	7595	7738	7882	8025	8168	8311	8455	8598	
1455	7421	7566	7712	7857	8003	8148	8294	8439	8585	8730	
1477	7533	7681	7829	7976	8124	8272	8419	8567	8715	8863	
1499	7646	7796	7945	8095	8245	8395	8545	8695	8845	8995	
1521	7758	7910	8062	8214	8367	8519	8671	8823	8975	9127	
1543	7870	8025	8179	8333	8488	8642	8796	8951	9105	9259	
1565	7983	8139	8296	8453	8609	8766	8922	9079	9235	9392	
1587	8095	8254	8413	8572	8730	8889	9048	9207	9365	9524	
1609	8208	8369	8530	8691	8852	9012	Réduction du potentiel			9656	
1631	8320	8483	8647	8810	8973	9136	9299	9462	9625	9789	
1653	8433	8598	8763	8929	9094	9259	9425	9590	9755	9921	
1676	8545	8713	8880	9048	9215	9383	9550	9718	9886	10053	
1698	8658	8827	8997	9167	9337	9506	9676	9846	10016	10185	
1720	Dépassement de limitation d'utilisation cellule							9974	10146	10318	

CAP10B - Masse (lb) x Facteur de charge (+G)


ABaque POUR MASSE EN KG ET FACTEUR DE CHARGE NEGATIF

kg	-3.5	-3.6	-3.7	-3.8	-3.9	-4	-4.1	-4.2	-4.3	-4.4	-4.5	<-4.5
600	-2100	-2160	-2220	-2280	-2340	-2400	-2460	-2520	-2580	-2640	-2700	Dépassement de limitation d'utilisation cellule
610	-2135	-2196	-2257	-2318	-2379	-2440	-2501	-2562	-2623	-2684	-2745	
620	-2170	-2232	-2294	-2356	-2418	-2480	-2542	-2604	-2666	-2728	-2790	
630	-2205	-2268	-2331	-2394	-2457	-2520	-2583	-2646	-2709	-2772	-2835	
640	-2240	-2304	-2368	-2432	-2496	-2560	-2624	-2688	-2752	-2816	-2880	
650	-2275	-2340	-2405	-2470	-2535	-2600	-2665	-2730	-2795	-2860	-2925	
660	-2310	-2376	-2442	-2508	-2574	-2640	-2706	-2772	-2838	-2904	-2970	
670	-2345	-2412	-2479	-2546	-2613	-2680	-2747	-2814	-2881	-2948	-3015	
680	-2380	-2448	-2516	-2584	-2652	-2720	-2788	-2856	-2924	-2992	-3060	
690	-2415	-2484	-2553	-2622	-2691	-2760	-2829	-2898	-2967	-3036	-3105	
700	-2450	-2520	-2590	-2660	-2730	-2800	-2870	-2940	-3010	-3080	-3150	
710	-2485	-2556	-2627	-2698	-2769	-2840	-2911	-2982	-3053	-3124	-3195	
720	-2520	-2592	-2664	-2736	-2808	-2880	Réduction du potentiel		-296	-3168	-3240	
730	-2555	-2628	-2701	-2774	-2847	-2920	-2993	-3066	-3139	-3212	-3285	
740	-2590	-2664	-2738	-2812	-2886	-2960	-3034	-3108	-3182	-3256	-3330	
750	-2625	-2700	-2775	-2850	-2925	-3000	-3075	-3150	-3225	-3300	-3375	
760	-2660	-2736	-2812	-2888	-2964	-3040	-3116	-3192	-3268	-3344	-3420	
770	-2695	-2772	-2849	-2926	-3003	-3080	-3157	-3234	-3311	-3388	-3465	
780	-2730	-2808	Dépassement de limitation d'utilisation cellule					-3276	-3354	-3432		

CAP10B - Masse (kg) x Facteur de charge (-G)



ABAQUE POUR **MASSE EN LB (pounds) ET FACTEUR DE CHARGE NEGATIF**

lb	-3.5	-3.6	-3.7	-3.8	-3.9	-4	-4.1	-4.2	-4.3	-4.4	-4.5	<-4.5
1323	-4630	-4762	-4894	-5027	-5159	-5291	-5423	-5556	-5688	-5820	-5952	Dépassement de limitation d'utilisation cellule
1345	-4707	-4841	-4976	-5110	-5245	-5379	-5514	-5648	-5783	-5917	-6052	
1367	-4784	-4921	-5057	-5194	-5331	-5467	-5604	-5741	-5877	-6014	-6151	
1389	-4861	-5000	-5139	-5278	-5417	-5556	-5695	-5833	-5972	-6111	-6250	
1411	-4938	-5079	-5221	-5362	-5503	-5644	-5785	-5926	-6067	-6208	-6349	
1433	-5016	-5159	-5302	-5445	-5589	-5732	-5875	-6019	-6162	-6305	-6449	
1455	-5093	-5238	-5384	-5529	-5675	-5820	-5966	-6111	-6257	-6402	-6548	
1477	-5170	-5318	-5465	-5613	-5761	-5908	-6056	-6204	-6352	-6499	-6647	
1499	-5247	-5397	-5547	-5697	-5847	-5997	-6146	-6296	-6446	-6596	-6746	
1521	-5324	-5476	-5628	-5781	-5933	-6085	-6237	-6389	-6541	-6693	-6845	
1543	-5401	-5556	-5710	-5864	-6019	-6173	-6327	-6482	-6636	-6790	-6945	
1565	-5478	-5635	-5792	-5948	-6105	-6261	-6418	-6574	-6731	-6887	-7044	
1587	-5556	-5714	-5873	-6032	-6191	-6349	Réduction du potentiel			-6984	-7143	
1609	-5633	-5794	-5955	-6116	-6277	-6437	-6598	-6759	-6920	-7081	-7242	
1631	-5710	-5873	-6036	-6199	-6363	-6526	-6689	-6852	-7015	-7178	-7341	
1653	-5787	-5952	-6118	-6283	-6448	-6614	-6779	-6945	-7110	-7275	-7441	
1676	-5864	-6032	-6199	-6367	-6534	-6702	-6870	-7037	-7205	-7372	-7540	
1698	-5941	-6111	-6281	-6451	-6620	-6790	-6960	-7130	-7300	-7469	-7639	
1720	-6019	-6191	Dépassement de limitation d'utilisation cellule				-6960	-7130	-7300	-7469	-7639	

CAP10B - Masse (lb) x Facteur de charge (-G)