



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>BULLETIN SERVICE</h1> <h2>N° 030906</h2>
CAP10B - Voilure - Elargissement de la zone d'inspection	
Remplace : BS 16 toutes révisions.	

PROJET

APPLICABILITE

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

CLASSEMENT

IMPERATIF

Fait l'objet d'une consigne de navigabilité (CN).

DELAI D'APPLICATION

Dés maintenant, noter, pour chaque vol, le poids total et les facteurs de charge maximum atteints, positif et négatif. Remarque : un accéléromètre enregistreur n'ENREGISTRE PAS le poids total.

Remplacer l'aile, ou procéder à une inspection, dans les 24 mois, en découvrant la semelle supérieure de longeron, de la nervure 4 gauche à la nervure 4 droite, en incluant la partie en cabine. Jusqu'à cette inspection, appliquer les limitations imposées par la CNU U2003-375(A) (+5/-3,5 en solo, +4,3/-3,5 en double).

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 dépassement du facteur de charge ne peuvent pas être découverts lors des inspections actuelles.

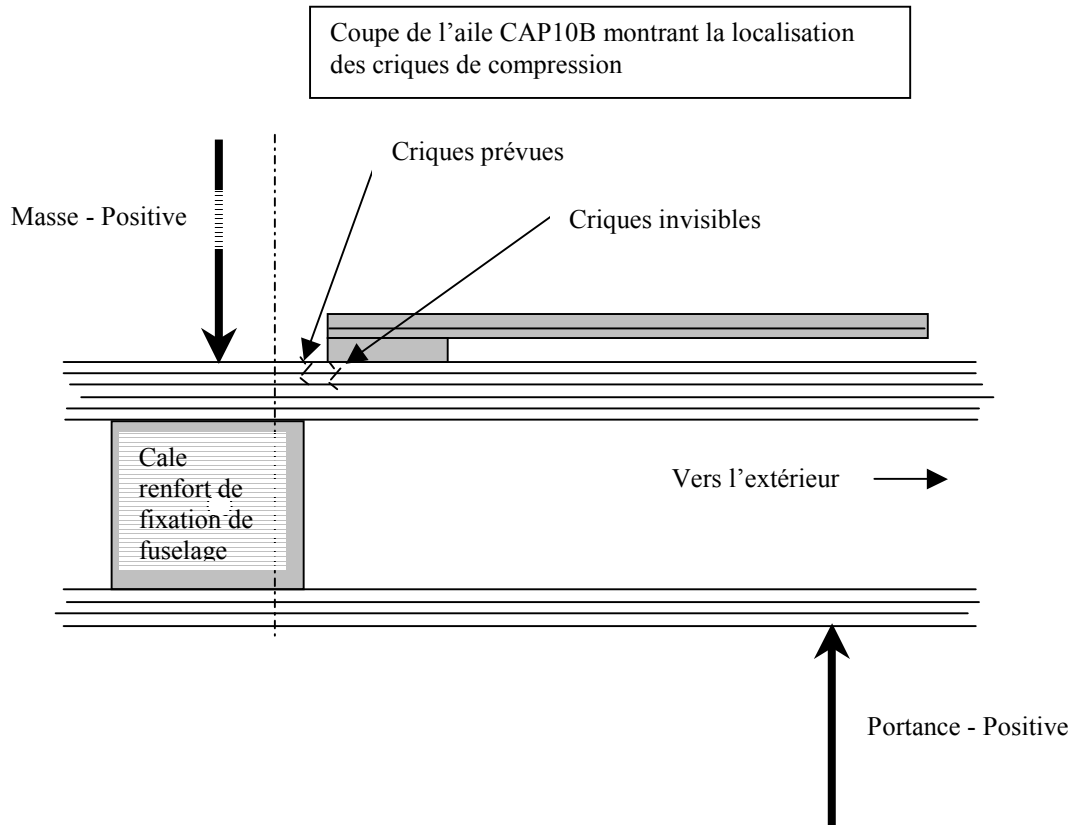
CAS 1 : un accident mortel n'a pas été évité en juin 2003 au Texas. Lors de ce dernier, l'aile s'est rompu au niveau d'une crique préexistante localisée en dehors de la zone d'inspection. La crique, amorcée légèrement hors zone, doit probablement son origine à un travail de menuiserie inadapté lors de 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 du longeron, certainement fréquente, ne devient critique qu'en cas de dépassement de facteur de charge lorsque des criques débute. 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 qui sont disponibles sur le site <http://www.apex-aircraft.com/cap10bspars> .

Ce cas impose l'agrandissement de 10 mm de la zone d'inspection de la nervure 1 sur toutes les ailes à longeron bois de CAP10B.

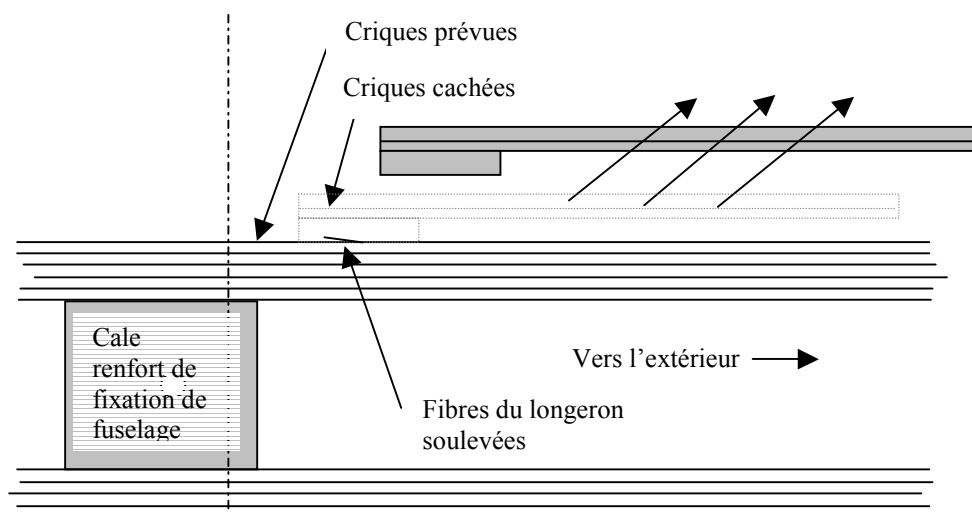


CAS 2 : New Hampshire, USA, Inspections – Pas d'accident ni d'incident.

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 poids 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.

Ce cas amène à enlever le revêtement de tous les longerons bois ayant subi des surcharges.



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. Le rapport, associé à d'excellents schémas, est accessible uniquement en Allemagne sur le site : <http://www.bfu-web.de/berichte/index.htm>, à rechercher par la date 17/07/2001.

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.

CONCLUSION

Pour les trois cas, l'information est incomplète ou incertaine. Les trois cas 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 micro criques s'étaient développées. Les micro criques peuvent théoriquement se développer à 50% de la charge extrême, ce qui correspond à 4,5 G dans le cas du CAP10B. APEX continue ses recherches et la collecte de données. APEX demande aux utilisateurs de participer au recueil d'information en fournissant leurs observations.

A la suite de ces cas et en raison de l'éventualité de tels endommagements, la société APEX 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.



PROJET

La CNU U2003-375(A) limite actuellement la flotte à des facteurs de charge de +5/-3,5 en solo, + 4,3/-3,5 en double et la soumet à des inspections périodiques toutes les 50 heures, en cas d'atterrissage dur et chaque fois que les limites sont dépassées.

Une sélection de photos de longerons endommagés est accessible sur : <http://www.apex-aircraft.com/cap10bspars>

DESCRIPTION

La réglementation française impose actuellement que chaque vol soit enregistré sur le carnet de route de l'avion et que chaque anomalie soit notée. Le dépassement de facteur de charge entre dans ce cadre. Pour aller dans le sens de la réglementation, d'un point de vue opérationnel, APEX demande maintenant aux utilisateurs de CAP10 d'enregistrer les facteurs de charge positifs et négatifs maximaux atteints LORS DE CHAQUE VOL ainsi que le poids total approximatif. Créer les colonnes adéquates dans le carnet de route et insister auprès des pilotes pour le renseignement de celles-ci. Toutes les valeurs hors limites entre deux opérations de maintenance devront être enregistrées dans le carnet d'entretien (arrêté du 24 juillet 1991, 1AG 1, 6.2.1.3 et 6.2.1.5 Carnet de route – anomalie).

Consultez le site web : www.apex-aircraft.com pour obtenir les derniers renseignements concernant l'approbation des accéléromètres enregistreurs.

Remplacer l'aile, ou procéder à une inspection, en découvrant la semelle supérieure de longeron, de la nervure 4 gauche à la nervure 4 droite, en incluant la partie en cabine.

Si des criques sont découvertes sur la semelle supérieure, inspecter également la semelle inférieure de la nervure 4 gauche à la nervure 4 droite après avoir enlevé le renfort d'intrados.

Au niveau de la nervure 1, agrandir la largeur de la zone d'inspection de 10 mm.

Dans le cas de dépassement de limite de facteur de charge avant l'inspection, et ce jusqu'à +6,5 ou -4,5, un vol de convoyage vers l'atelier de réparation est autorisé, avec l'équipage strictement nécessaire (vol de convoyage, uniquement le pilote) et en respectant les limites de +2g à -1G. Le dépassement des limites +6,5 G ou -4,5 G interdit tout vol.

Les voilures qui n'ont pas dépassé +5G, et -3,5 G et qui possèdent un suivi (enregistrement) des facteurs de charge depuis une réparation du longeron ou depuis la sortie d'usine peuvent être admises en conformité par Apex Aircraft sur une appréciation au cas par cas.

TOUTE LES AILES AYANT UN LONGERON UNIQUEMENT BOIS SONT DESORMAIS LIMITEES DE FACON PERMANENTE A +5 G, -3,5 G. Les modifications seront apportées au manuel de vol et au manuel de maintenance.

APEX RECOMMANDE le remplacement de toutes les voilures avec longeron uniquement en bois par les voilures avec longeron bois-carbone.

APEX propose les choix suivants :

Choix ALPHA : SEUL CHOIX AVEC LIMITES DE FACTEUR DE CHARGE A +6 G, -4,5 G. Remplacement de la voilure en bois uniquement 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 n'est obligatoire et des avantages sont apportés concernant les performances de vol ainsi que la maintenance du train d'atterrissage.

Choix BRAVO : CE CHOIX EST ASSOCIE AUX LIMITES DE +5 G en double , -3,5 G. Une dépose non répétitive (ponctuelle) de tout le revêtement de la semelle supérieure de longeron de la nervure 4 gauche à la



nervure 4 droite suivie d'une inspection détaillée est imposée. Retirer de la semelle supérieure de longeron tous les renfort de marchepied. Si aucune détérioration n'est trouvée, remettre en état et refermer le revêtement. Un léger élargissement et un chanfrein de la zone de l'emplanture de l'aile qui était définie dans le BS16 rendront plus facile une prochaine inspection de la zone de la nervure 1. Des photographies de la zone d'inspection de nervure 1 devront être fournies à APEX Aircraft pour archivage. Sur l'intrados de l'aile, une recherche de délaminage doit être réalisée par tap test sur le renfort entre les jambes de train et un renfort de type 2 doit être mis en place dans le cas d'une autre configuration (les renforts de type 1 et 3 sont adéquats d'un point de vue structural mais l'inspection est plus difficile). La mise en place d'un accéléromètre enregistreur permettra d'assurer le suivi de l'enregistrement des facteurs de charge et permettra l'extension de la périodicité d'inspection à 100 heures sous réserve que les limitations soient respectées. Une modification du manuel de vol est incluse dans ce BS.

Exigence d'inspection supplémentaire : tout dépassement des limites de facteur de charge +5 et -3,5 doit être examiné en profondeur en multipliant le facteur de charge par la masse totale, et le résultat enregistré dans le carnet d'entretien avion. Si la valeur trouvée dépasse +3850 kg ou -2660 kg, ceci impose l'inspection non-destructive objet du Guide de maintenance 1000916 (CD-ROM). Si la valeur trouvée dépasse +4560 kg ou -3420 kg, il faut à nouveau enlever le revêtement et accéder à la semelle de longeron supérieure de la nervure 4 droite à la nervure 4 gauche. Cette consigne fait l'objet d'une révision du programme d'entretien. La révision est annexée à ce BS.

Après application de ce bulletin de service, faire l'inspection visuelle de la semelle supérieure de longeron au niveau de la nervure 1 toutes les 100 heures de vol ; inspection décrite dans le guide de maintenance 1000916 (CD-ROM).

L'ADMISSION EN CONFORMITE (APPROBATION) d'un travail réalisé avant le BS sera attribuée au cas par cas. Les voilures qui ont été inspectées et réparées avant ce BS mais qui nécessitent l'élargissement de la zone d'inspection de la nervure 1, peuvent être modifiées à l'aide d'une défonceuse portable dans les règles de l'art. Consulter le site <http://www.apex-aircraft.com/cap10bspars> ou prenez contact avec Apex pour un complément d'informations.

PROJET

MAIN D'ŒUVRE

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

La modification peut être effectuée par un mécanicien aéronautique possédant un certificat de qualification. 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. **UNE ERREUR QUI ENDOMMAGERA LA SEMELLE DE LONGERON IMPOSERA UNE REPARATION MAJEURE. CE TYPE D'ENDOMMAGEMENT CREE UNE CONCENTRATION DE CONTRAINTES SOURCE DE DEBUT DE CRIQUES.** Cette modification doit être réalisée par un atelier d'entretien d'avion bois et toile très expérimenté.

APEX Aircraft s'est rendu compte que le risque d'endommager le longeron est très élevé. Il est nécessaire qu'un deuxième contrôleur vérifie et signe pour le travail effectué dans le cadre du BS avant que le revêtement ne soit remis en place. Le travail ne devra être effectué qu'après consultation de la procédure décrite dans le document « Human factor checklist » FAA AC 43.13-1, chapitre 13-2, description dans le document EASA 145.A.65 b3.

Préparation : dépose facultative de l'aile: 18 heures.

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

Inspection : 1,5 heures.

Travail de menuiserie : 12 heures au total.

Repose de l'aile : 18 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 rechanges 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 par 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 des batteries internes et pour alimenter l'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 AC 43.13-1, Chapter 1, téléchargement sur le site : http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/99C827DB9BAAC81B86256B4500596C4E?OpenDocument
- Document Transport Canada « Inspection des pièces en bois des aéronefs » disponible sur le site : <http://www.tc.gc.ca/aviation/regserv/carac/CARS/cars/a571sef.htm>
- Document DGAC P-62-10 : « Structures en bois », disponible sur le CD-ROM FAST

DOCUMENTATION AFFECTEE

- Programme d'Entretien CAP10B : insérer une copie de ce Bulletin Service jusqu'à la prochaine mise à jour.
- Lettre Service 990813 : mettre à jour la liste des BS/LS.

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.



PROJET

INSTRUCTIONS TECHNIQUES

Choix ALPHA – Voilure CAP10C – Voir Bulletin de Service Apex n° 000302.

Choix Bravo :

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
- b) La dépose de l'aile est recommandée pour l'inspection. La dépose sera nécessaire pour la plupart des réparations. Surélever l'empennage rendra le travail plus facile si l'aile n'est pas déposée.
- c) Identifier le type de renfort d'intrados à l'aide du CD-ROM 1000915, Inspection intrados de longeron.
- d) En présence d'un type 2, faire le tap test de l'intrados entre les jambes de train pour recherche de délaminage.
- e) En présence de type 1 ou 3, enlever le renfort avec soin et inspecter visuellement le longeron. Inspecter la semelle supérieure de longeron d'aile comme prévu dans le guide de maintenance 1000916 (CD-ROM). Prendre des photos des endommagements rencontrés pour information et archive.
- f) A l'intérieur du fuselage, mettre à jour la semelle supérieure de longeron et faire une inspection visuelle. Prendre des photos des endommagements rencontrés pour information et archive.
- g) Mesurer et noter la pente du chanfrein de marchepied. Enlever le revêtement sur le longeron, de la nervure 4 jusqu'au fuselage, sur la droite et sur la gauche, voir illustration B. ATTENTION : prendre soin de ne pas couper le longeron. Mettre une butée à 8 mm sur votre « cutter ».

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.
- h) Effectuer un tap test et vérifier par une légère traction tout le renfort de marchepied collé sur le longeron. Noter les endroits où des défauts de collage sont suspectés.
- i) Enlever les renforts sur le longeron, sans endommager la semelle. Comparer le collage aux résultats du tap test, noter les différences.
- j) 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.
- k) Faire une photographie des zones des nervures 1 gauche et 1 droite, pancarte en place. Photographier de plus 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.
- l) Si des criques sont découvertes, APEX recommande de mettre l'aile hors service. Les antécédents de l'aile devront être pris en compte avant toute décision de réparation. En cas de réparation, appliquer l'AC43.13-1b chapitre 1 et les instructions d'APEX aircraft. Des fentes dans le fil du bois sont dues au séchage (Chapitre 1-28.b) et doivent être réparées..
- m) En présence de criques sur la semelle supérieure de longeron, le renfort d'intrados doit être enlevé et le longeron doit être inspecté dans le cas où cela n'aurait pas déjà été fait à l'étape e) ci-dessus.
- n) Photographier les zones d'inspection des nervures 1 gauche et droite, pancarte en place.



PROJET

2. Repose

- a) Si le renfort d'intrados n'était pas de type 2, installer le nouveau renfort type 2 (contacter APEX).
- b) Mettre en place les renforts d'enture sous les joints à enture prévus et les renforts sur le longeron le long des nervures 1,2 et 3 comme prévu. Remarquez le chanfrein et la plus grande surface de longeron à jour au niveau de la nervure 1.
- c) Appliquer un vernis de protection sur toutes les parties en bois brut du longeron, en suivant les instructions du fabricant ; en laissant nues les zones prévues pour le collage.
- d) Remettre en place le revêtement sur les ouvertures pratiquées, voir illustrations B et C et AC 43.13-1 § 1-47. Remarquez le chanfrein et la plus grande surface de longeron à jour au niveau de la nervure 1.
- e) Appliquer un vernis de protection sur la zone d'inspection de la nervure 1 si cela n'a pas été fait à l'étape c). Réparer l'entoilage (marouflage).
- f) Peindre.
- g) Reposer l'aile dans le cas où elle aurait été déposée.
- h) Installer l'accéléromètre enregistreur en suivant les instructions du fabricant.
- i) Fabriquer les carénages de zone d'inspection nervure 1 en aluminium (2) comme sur l'illustration D.
- j) Peindre en concordance avec l'aile.
- k) Fixer les carénages d'ouverture sur les carénages d'emplanture au moyen de rivets..
- l) Reposer les carénages.

3. Test et fin

- a) Vérifier l'accéléromètre selon les instructions du fabricant, s'il vient d'être installé.
- b) Envoyer les photos et la description des résultats des recherches à Apex Aircraft et SFACT/N.AG. Remplir les divers documents.
- c) Dans le carnet de route, créer les colonnes : « Poids total (approx.)», « Facteur de charge positif max. » et « Facteur de charge négatif max. ». Former les utilisateurs à l'enregistrement de ces données.
- d) Insérer la modification au manuel de vol.
- e) Insérer la modification au programme de maintenance.



INFORMATION SUR LE MATERIEL

PROJET

Référence	Quantité	Description	Instructions
20/10 th mm 20/10 ^e mm	4 pieces 740x318 mm 4 morceaux de 740x318 mm	Plywood for skin Contre-plaqué de revêtement	
32/10 th mm 32/10 ^e mm	2 pieces 410x340 2 morceaux de 410x340	Plywood for wingwalk Contre-plaqué pour marchepieds	
6mm x 24 mm	1460 mm	Aft Doubler Renfort d'enture arrière	
	200 ml	Glue – Resorcinol Colle Résorcine	
	250 ml	Varnish Vernis	
	4	Paint brush Pinceau	
	1	Recording G-meter Accéléromètre enregistreur	Voir www.apex-aircraft.com
180	2 feuilles 2 sheets	Abrasive paper Papier abrasif	
	2	Aluminum, cover 190 mx 33mm x 0.5mm or thicker Carénage aluminium, 190mm x 33mm x 0,5mm ou plus	
	4	Rivets for attaching cover plates Rivet de fixation des carénages aluminium d'ouverture	
<i>Pour les prix en vigueur et les délais de livraison, contacter APEX parts.</i>			

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

Gauche Left <-Fwd	CAP10 no de série : (BS 030906)	Immatriculation2004 An-Mois-Jour (Year – Month – Day)	Droite Right Fwd->
-------------------------	------------------------------------	-----------------	--	--------------------------

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



Illustration B :

Dimension minimum de l'ouverture à pratiquer pour l'inspection de semelle de longeron. Une extension de l'ouverture jusqu'au longeron auxiliaire permet d'éviter une enture longue et d'inspecter le longeron arrière.

Détails fournis par CAP Industries, Bernay, France

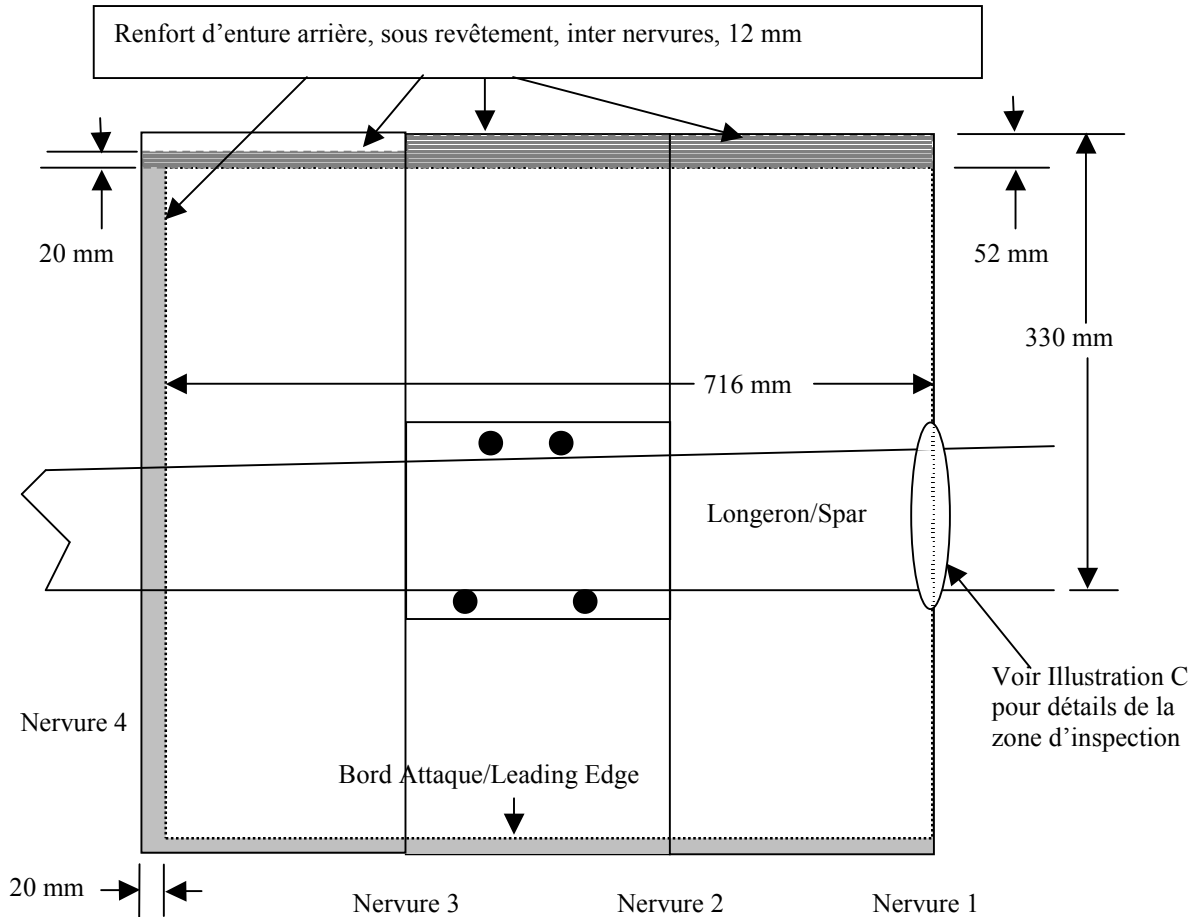




Illustration C : Détail de l'ouverture de la zone d'inspection

NERVURE N°1

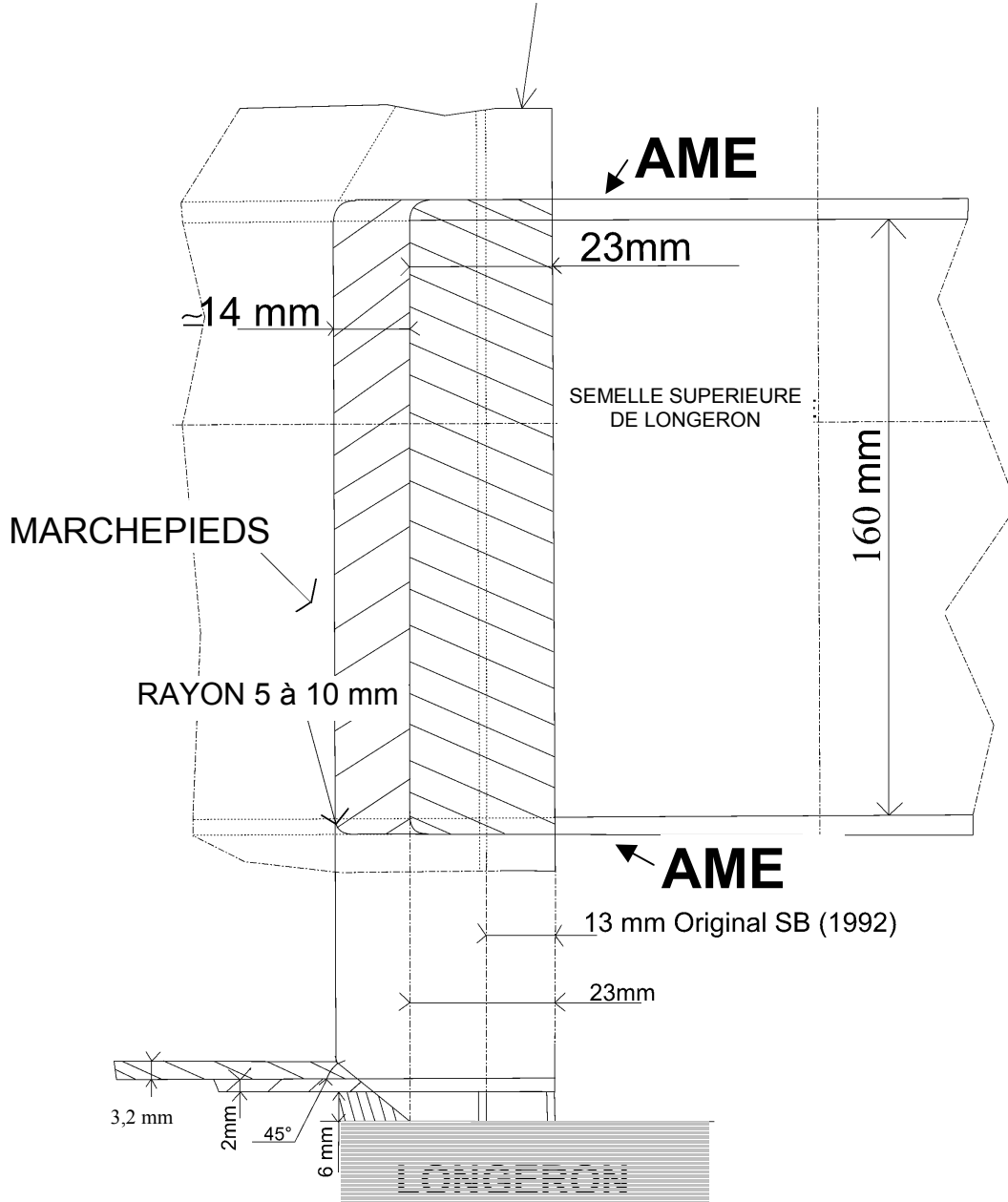
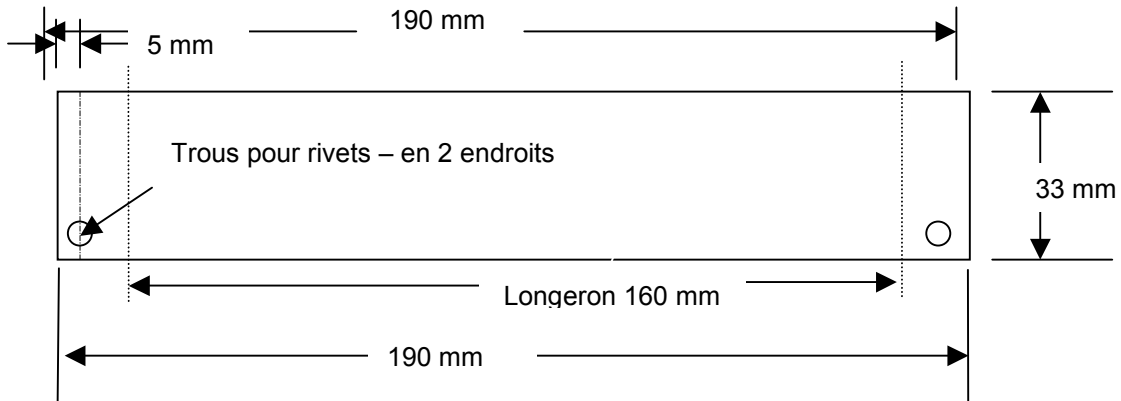




Illustration D - Carénage pour la nouvelle ouverture plus large sur la nervure 1

Aluminium épaisseur 0,5 mm.



LISTE DE MISE A JOUR (suite)

N°	Pages révisées ou ajoutées	Nature des amendements	Approbation D.G.A.C.	
			Date	Visa
13	0.10 - 2.3 - 7.3.1 - 7.3.2 - 7.3.3	Comportement en vrilles	15.10.93	940065 01/94 SFACT/N.AG
14	0.2 - 0.11 - 1.12.4 - 1.12.5	Mise à jour de la planche de bord suite au déplacement éventuel de la batterie à la CPF (BS n°10R1 AMC)	18.11.97	Fax SFACT n° 975711 du 18.11.97
15	0.11 - 2.4 - 4.11 - 7.3	Vitesse limite de déclenché.	21.09.2001	22 OCT 2001 IEEAC P. AURADE
16	0.11 - 6.1 - 6.2 - 6.3 a - 6.3 b - 6.3 c - 6.3 d	Masse et centrage. Bras de levier.	Octobre 2004	
17	0.11 - 2.3 - 7.2 - 7.3 - 7.4	Limites du facteur de charge en catégorie A.	Décembre 2004	

II. 5 Facteurs de charge limites

A la masse maximale		Catégorie U	Catégorie A
Volets rentrés	n positif	+ 4,4	+ 5,0
	n négatif	- 1,8	- 3,5
Volets sortis	n positif	+ 2,0	+ 2,0
	n négatif	- 1,8	- 2,0

II. 6 Masses maximales

Masses	Catégorie U	Catégorie A
Autorisée au décollage (kg)	830	760
Autorisée à l'atterrissage (kg)	800	760

II. 7 Centrage

Mise à niveau	
Longitudinal	Rail de verrière gauche horizontal
Transversal	Partie supérieure du cadre 2

Référence de centrage :

La référence de centrage est définie par le bord d'attaque du profil de référence situé à 1,30 m du plan de symétrie de l'avion. La longueur de la corde de référence est de 1,50m.

Limites centrage	Catégorie U		Catégorie A	
Centrage avant	0,27 m	18%	0,30 m	20%
Centrage arrière	0,45 m	30%	0,39 m	26%

II.8 Chargement limite

Sous réserve de vérification des poids et centrages

Catégorie U	Catégorie A
2 pilotes avec parachute essence 72 litres dans réservoir avant	2 pilotes essence dans réservoir AV et AR 50 kg maxi de bagages sur plancher de soute

Le pilote a la responsabilité de s'assurer du chargement convenable de l'appareil.

II.9 Vent limite plein travers

20 noeuds (37 km/h).

II.10 Consigne de cabine

Interdiction de fumer, ne rien poser sur le plancher.

Edition mars 1972

Révision 17 de décembre 2004

Document n°1000976

VIII.1 – DOMAINE DE VOL :

L'objet de ce chapitre est de préciser les limites du domaine de vol qui doivent être rigoureusement respectées lors des manœuvres en vol de l'avion.

Par définition, la résistance structurale est démontrée pour toute combinaison de vitesse et facteur de charge située à l'intérieur de ce domaine. Tout dépassement peut provoquer une dégradation de la structure.

VII.1.1 – LIMITES DU DOMAINE DE MANŒUVRE

1°) DEFINITIONS :

V_s : Vitesse de décrochage en configuration lisse, en vol positif.

V_s' : Idem, en vol négatif.

V_A : Vitesse de manœuvre au-delà de laquelle le braquage complet de l'une quelconque des gouvernes est interdit ($V_A = 235$ km/h).

V_{NE} : Vitesse à ne jamais dépasser (= 340 km/h).

2°) MANŒUVRES SYMETRIQUES :

Le facteur de charge positif du CAP10B est limité à + 5 G jusqu'à la vitesse de 340 km/h.

Le facteur de charge négatif du CAP10B est limité à - 3,5 G jusqu'à la vitesse de 320 km/h environ. Cette limite décroît ensuite linéairement vers - 2,6 G à 340 km/h.

Remarque : en raison de la valeur maximale du coefficient de portance stationnaire, le facteur de charge de + 5 g ne peut être atteint dans une plage de vitesses allant de 96 km/h à 215 km/h. Au-delà de la courbe figurée en pointillé sur le diagramme page 7.4, l'avion décroche. Il en est de même en vol négatif pour le facteur de charge de - 3,5 G entre 140 km/h et 262 km/h.

3°) MANŒUVRES DISSYMETRIQUES :

Sous réserve de respecter les limites du domaine de vol, le braquage complet de l'une quelconque des gouvernes est autorisé jusqu'à 235 km/h (V_A) quelle que soit l'incidence de vol (positive ou négative).

3°) – MANOEUVRES DISSYMETRIQUES : (suite)

Remarque : Au-delà de 235 km/h (VA) et jusqu'à 262 km/h, le braquage autorisé des ailerons ne doit pas permettre un taux de roulis supérieur à celui obtenu à 235 km/h avec le plein braquage. A 340 km/h (V_{NE}) le braquage ne doit pas permettre un taux de roulis supérieur au tiers de celui obtenu à 235 km/h avec le plein braquage.

4°) - MANOEUVRES DECLENCHEES :

De récents essais en soufflerie ont montré que les variations rapides d'incidence pouvaient augmenter considérablement les coefficients de portance maximum des profils (écoulement in stationnaire). Pour cette raison, le braquage complet et rapide de la gouverne de profondeur, à des vitesses inférieures ou égales à la vitesse limite de manœuvre (235 km/h) associé à un braquage quelconque des ailerons risque de provoquer un dépassement des facteurs de charge limites pouvant aller jusqu'à la rupture.

La vitesse maximale autorisée pour les manœuvres déclenchées positives ou négatives est : 180 km/h.

VII. 1.2 – REMARQUES :

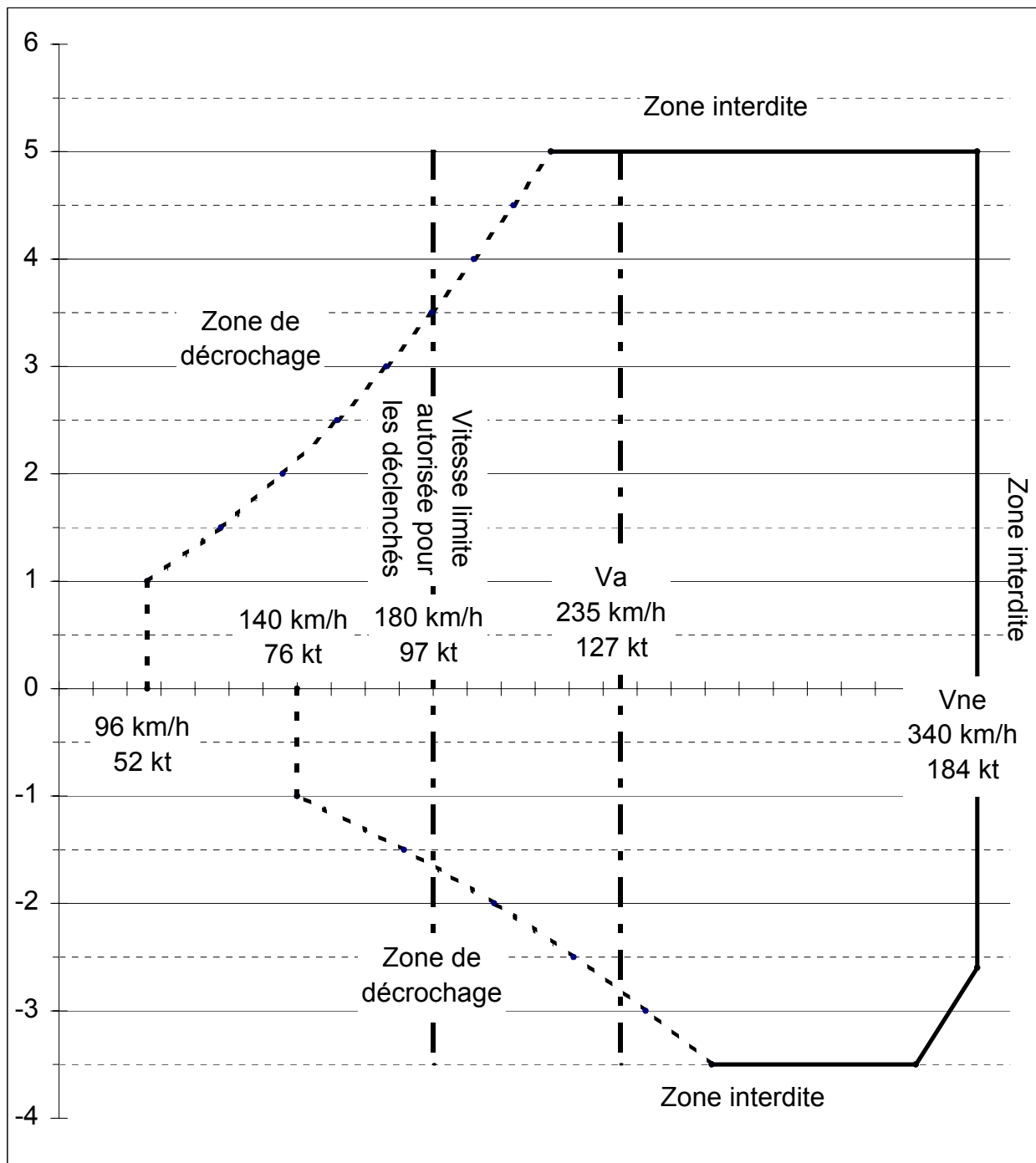
1°) - VOL EN AIR AGITE – RAFALE :

A titre d'exemple, à 300 km/h, une rafale verticale de 5 m/s provoque une accélération supplémentaire de 1,5 G et pour 10 m/s, une accélération supplémentaire de 3 G. La superposition des effets d'une telle rafale et d'une manœuvre effectuée habituellement à 3 G peut amener l'avion au-delà des limites du domaine. La voltige en air agité doit donc être effectuée à des vitesses et accélérations plus faibles.

2°) - MASSE EN VOL :

Le CAP 10B est certifié à la masse de 760 kg en catégorie acrobatique. Contrairement à une idée assez répandue, lorsqu'un pilote vole seul à bord, donc à une masse inférieure à la masse maximale, les limites du domaine doivent être respectées. En effet, seul le longeron de voilure supporte des efforts réduits alors que le reste de la structure (fuselage, bâti-moteur, caisson de torsion de la voilure...) supporte des efforts, proportionnels aux accélérations, indépendants de la masse totale de l'avion.

DIAGRAMME VITESSE / FACTEUR DE CHARGE
DE L'AVION CAP10B



LISTE DES MISES A JOUR (suite)

N°	Pages révisées ou ajoutées	Nature des amendements	Approbation D.G.A.C.
8	0.11 - 6.2 - 6.3 - 6.4 - 6.5 - 6.6 - 6.7 -	Masse et centrage. Bras de levier.	
9	0.11 - 2.3 - 7.4 - 7.5 - 7.6	Limites du facteur de charge en catégorie A	

II.5 – Facteurs de charge limites

	Facteur de charge	CAT. U	CAT. A
Volets rentrés	Positif	+ 4,4	+ 5,0
	Négatif	- 1,8	- 3,5
Volets sortis	Positif	+ 2,0	+ 2,0
	Négatif	- 1,8	- 2,0

II.6 – Masses maximales

	CAT. U	CAT. A
Décollage	830 kg	760 kg
Atterrissage	800 kg	760 kg

VII.3 – Considérations sur l'utilisation en voltige

L'objet de ce chapitre est de préciser les limites du domaine de vol qui doivent être rigoureusement respectées lors des manœuvres en vol de l'avion. Par définition, la résistance structurale est démontrée pour toute combinaison de vitesse et facteur de charge située à l'intérieur de ce domaine. Tout dépassement peut provoquer une dégradation de la structure.

VII.3.1 – Limites du domaine de manœuvre

- Définitions :

V_s : Vitesse de décrochage en lisse, en vol positif.

$V_{s'}$: Vitesse de décrochage en lisse, en vol négatif.

V_A : Vitesse de manœuvre au-delà de laquelle le braquage complet de l'une quelconque des gouvernes est interdit ($V_A = 235$ km/h).

V_{NE} : Vitesse à ne jamais dépasser (= 340 km/h).

- Manœuvres symétriques :

Le facteur de charge positif du CAP10B est limité à + 5 G jusqu'à la vitesse de 340 km/h.

Le facteur de charge négatif du CAP10B est limité à - 3,5 G jusqu'à la vitesse de 320 km/h environ. Cette limite décroît ensuite linéairement vers - 2,6 G à 340 km/h.

Note : en raison de la valeur maximale du coefficient de portance stationnaire, le facteur de charge de + 5 G ne peut être atteint dans une plage de vitesses allant de 96 km/h à 215 km/h. Au-delà de la courbe figurée en pointillé sur le diagramme page 7.6, l'avion décroche. Il en est de même en vol négatif pour le facteur de charge de - 3,5 G entre 140 km/h et 262 km/h.

- Manœuvres dissymétriques :

Sous réserve de respecter les limites du domaine de vol, le braquage complet de l'une quelconque des gouvernes est autorisé jusqu'à 235 km/h (V_A) quelle que soit l'incidence de vol (positive ou négative).

Note : Au-delà de 235 km/h (VA) et jusqu'à 262 km/h , le braquage des ailerons autorisé ne doit pas permettre un taux de roulis supérieur à celui obtenu à 235 km/h avec le plein braquage. A 340 km/h (VNE) le braquage ne doit pas permettre un taux de roulis supérieur au tiers de celui obtenu à 235 km/h avec le plein braquage.

Manœuvres déclenchées :

De récents essais en soufflerie ont montré que les variations rapides d'incidence pouvaient augmenter considérablement les coefficients de portance maximum des profils (écoulement in stationnaire). Pour cette raison, le braquage complet et rapide de la gouverne de profondeur, à des vitesses inférieures ou égales à la vitesse limite de manœuvre (235 km/h) associé à un braquage quelconque des ailerons risque de provoquer un dépassement des facteurs de charge limites pouvant aller jusqu'à la rupture.

La vitesse maximale autorisée pour les manœuvres déclenchées positives ou négatives est : 180 km/h.

VII. 3.2 – Note :

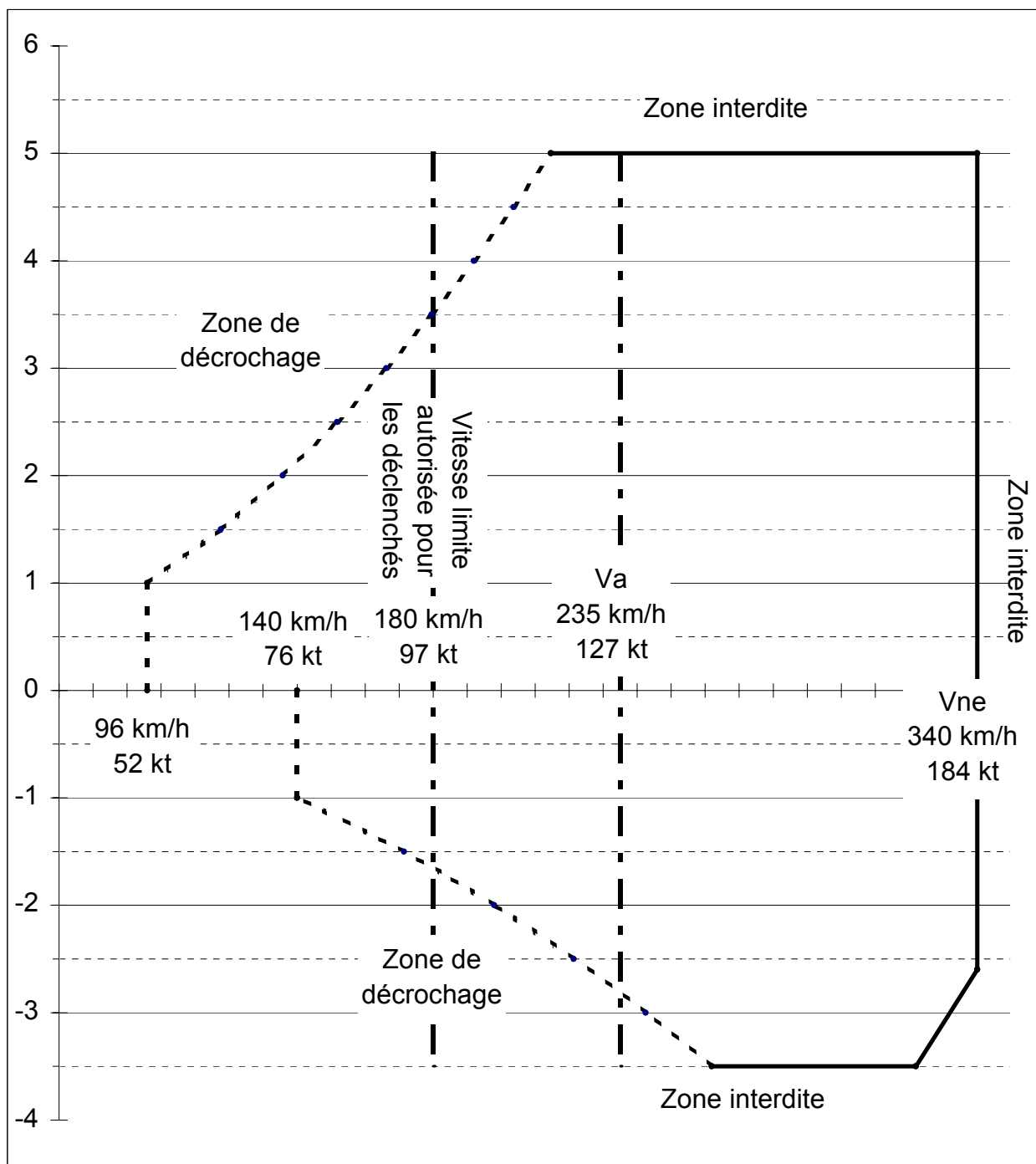
Vol en air agité – rafale :

A titre d'exemple, à 300 km/h, une rafale verticale de 5 m/s provoque une accélération supplémentaire de 1,5 G et pour 10 m/s, une accélération supplémentaire de 3 G. La superposition des effets d'une telle rafale et d'une manœuvre effectuée habituellement à 3 G peut amener l'avion au-delà des limites du domaine. La voltige en air agité doit donc être effectuée à des vitesses et accélérations plus faibles.

Masse en vol :

Le CAP 10B est certifié à la masse de 760 kg en catégorie acrobatique. Contrairement à une idée assez répandue, lorsqu'un pilote vole seul à bord, donc à une masse inférieure à la masse maximale, les limites du domaine doivent être respectées. En effet, seul le longeron de voilure supporte des efforts réduits alors que le reste de la structure (fuselage, bâti-moteur, caisson de torsion de la voilure...) supporte des efforts, proportionnels aux accélérations, indépendants de la masse totale de l'avion.

DIAGRAMME VITESSE / FACTEUR DE CHARGE
DE L'AVION CAP10B





LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Chapitre/section	Page	Date
Table des matières	I	01 mars 2002
Listes des pages en vigueur	II	Décembre 2004
Pages d'évolutions	III	Décembre 2004
Instructions générales	1.1	Octobre 2002
	1.2	01 mars 2002
	1.3	01 mars 2002
	1.4	Décembre 2004
Périodicités des opérations d'entretien et pesées	2.1	01 mars 2002
Hors protocole – Mode d'entretien, d'utilisation et de stockage des composants	3.1	01 mars 2002
	3.2	Décembre 2004
Opérations d'entretien particulières	4.1	01 mars 2002
	4.2	01 mars 2002
	4.3	Décembre 2004
	4.4	01 mars 2002
	4.5	01 mars 2002
	4.6	01 mars 2002
Vols de contrôle	5.1	01 mars 2002
Tableau des opérations d'entretien	6.1	Octobre 2002
	6.2	Octobre 2002
	6.3	Octobre 2002
	6.4	Octobre 2002
	6.5	Décembre 2004
	6.6	Octobre 2002
	6.7	Octobre 2002
	6.8	Octobre 2002
	6.9	Octobre 2002
	6.10	Octobre 2002
	6.11	Octobre 2002
	6.12	Octobre 2002
	6.13	Octobre 2002
	6.14	Octobre 2002
	6.15	Octobre 2002
	6.16	Octobre 2002



PAGES D'EVOLUTIONS

EDITION ORIGINALE

Page à détruire	Page à insérer	Nature de l'évolution
		Edition originale
II, III, 1-1, 1-4, 6-1 à 6-16	II, III, 1-1, 1-4, 6-1 à 6-16	Révision octobre 2002.
II, III, 1-4, 3-2, 4-3, 6-5	II, III, 1-4, 3-2, 4-3, 6-5	Révision 2 – Décembre 2004

Acceptation GSAC

N° : _____

Date : _____

Nom/Signature : _____



1.6 Modes d'entretien

1.6.1 Entretien avec temps limite (TL)

Un élément devra être déposé avant d'atteindre la limite indiquée en section 3 :

- Temps heures de vol ou fonctionnement
- Temps calendrier
- Nombre de cycles

Cet élément devra subir après dépose soit :

- une révision générale
- une révision partielle
- être retiré définitivement du service (ce cas a été identifié par l'abréviation VL, vie limite).

1.6.2 Entretien avec vérification de l'état (VE)

Signifie que cet élément subit des interventions permettant de déterminer son état. Des travaux d'entretien ne sont entrepris sur cet élément qu'en fonction de l'état ainsi déterminé, au cours des inspections.

1.7 Caractéristiques d'exploitation - décompte des heures

Le volume d'exploitation annuel de ce type d'appareil, essentiellement utilisé pour l'école de voltige, est de 350 à 400 heures de vol, 700 à 800 atterrissages.

La proportion voltige / convoyages est de l'ordre de 50 / 50.

La totalisation des heures applicables aux potentiels et périodicités est décomptée en heures bloc à bloc.

1.8 Mise à jour

Les Bulletins Services applicables à l'appareil et à ses accessoires sont pris en compte par ce document à la date de sa dernière édition.

Les Bulletins Services ultérieurs pourront être classés dans cette édition jusqu'à la prochaine édition.

1.9 Documents associés

- Bulletins services publiés à compter du 01 mars 2002.
- Registre individuel de Contrôle (RIC) CAP10B
- Operators Manual Textron - Lycoming
- "Operation and Installation Manual" Hélice
- Documentation Aéronautique du GSAC
- Guide de maintenance 1000916 sur CD-ROM



Désignation	Marque	Type	Entretien		Stockage		Document de référence
			Limite	Action	Limite	Action	
Pile ELT	EBC	00-22-006-1	Selon date	VL			
Filtre à huile	Lycoming	LW-13215	50 h 4 mois	VL			Textron Lycoming SB-480D
Accéléromètre électronique numérique	M.E.V.	PGM1212	5 ans	VL			Manuel PGM 1212 V3 "Vérifications périodiques"
Batterie interne			5 ans	VL			
Pile de l'horloge							
Sangles de fixation de réservoir avant			4000 h de vol	VL			BS 040102

3.2 Hors protocole

- 1) La section 6 s'appuyant intégralement sur la documentation constructeur, les opérations d'entretien découlant :
- d'exigences réglementaires (CN...),
 - d'une personnalisation de l'appareil (modification, personnelle ou par BS, réparation, montage d'équipements particuliers ou optionnels...),
- n'y sont pas nécessairement prévues. Cette section doit lister de manière exhaustive toutes ces opérations.

Sujet	Opération	Origine	Périodicité	Tolérance	Document de référence
Accéléromètre électronique numérique M.E.V. PGM1212 Ou similaire	Report des enregistrements des vols sur le livret cellule par un mécanicien	BS030906	Inspections périodiques ou spéciales	5 vols	
	Test de petite dérive par procédure "mise sous tension"	Manuel PGM 1212 V3	Chaque visite annuelle	2 mois	Manuel PGM 1212 V3 "Vérifications périodiques"
Support de roulette de queue	Contrôle par ressuage	BS n°5 du 17 novembre 1977	Tous les 2 (deux) ans		BS n°5 rév. 1 du 10/09/1996
Hélice Sensenich	Inspection	Sensenich Propeller Co.	Toutes les 100h et lors de la VA	10 heures 2 mois (VA)	BS n° R-15A Oct 4, 1989

- 2) Le mode de gestion des CN doit être précisé ; soit :
- inclus dans le programme ; dans ce cas les tolérances ou autorisations exceptionnelles applicables aux visites concernées ne s'appliquent pas à ces opérations.
 - géré à part dans un statut des CN.



4.5 Dépassement des limites d'utilisation cellule

Cette inspection est déclenchée à partir d'une déclaration formulée par le pilote ou des témoins au sol ou bien à partir de constatations effectuées en atelier au cours d'une visite quelconque.

Si le dépassement des limites est confirmé, l'incident doit être consigné sur les documents de l'avion en particulier le livret d'aéronef.

Le constructeur doit être informé immédiatement.

Une copie du rapport de l'inspection effectuée suivant ce programme doit être communiquée au Constructeur. L'approbation pour remise en service ne doit être prononcée qu'après avis du Constructeur.

53-00-00 Structure fuselage

Examen visuel du cadre principal supportant les attaches voilure.

Vérifier l'absence de criques ou de déformations sur le contre-plaqué du cadre.

Examen visuel des attaches arrières de la voilure. Vérifier l'absence de crique sur le cadre arrière et le longeron.

54-00-00 Empennages

Inspection détaillée des attaches et structure.

57-10-00 Voilure

Examen visuel des revêtements intrados et extrados.

Contrôler l'aspect des portes de visites, rechercher les traces d'une déformation excessive éventuelle.

Vérifier l'aspect du longeron au niveau des attaches voilure - fuselage.

Application des procédures d'inspection :

1000913 – Inspection de la semelle extrados du longeron (voir CD-ROM 1000916)

1000915 – Inspection de la semelle intrados (voir CD-ROM 1000916)

Tout dépassement des limites de facteur de charge +5 et -3,5 doit être examiné en détail en multipliant le facteur de charge par la masse totale, et le résultat enregistré dans le carnet d'entretien avion. Si la valeur trouvée dépasse +4560 kg ou -3420 kg, il faut enlever le revêtement et accéder à la semelle de longeron supérieure de la nervure 4 droite à la nervure 4 gauche (voir BS 030906).

57-60-00 Ailerons

Examen extérieur des revêtements.

Examen visuel des articulations.

Examen visuel des guignols, des contrepoids et de leur bras support.

71-10-00 Capot moteur

Dépose des capots moteur.

71-20-00 Bâti moteur

Vérifier l'absence de criques.



SYSTEME AVION	MOTEUR			CELLULE			REMARQUES
	VP1	VP2	400	VI	VA	GV	
Examen détaillé des tuyauteries du circuit de distribution, vérifier l'absence d'usure par frottement, l'état des joints.	-	-	-	-	-	+	
Dépose, examen détaillé et nettoyage du filtre à carburant.	+	+	+	-	-	-	
Essai fonctionnel de la pompe électrique, vérifier l'absence de fuite au drain, vérifier la fixation du support, vérifier l'étanchéité des raccords.	+	+	+	-	-	-	
31 SYSTEMES INDICATEURS							
31-10-00 Instruments							
Examen visuel de la planche de bord, état général des instruments, présence de la courbe de compensation du compas.	-	-	-	+	+	+	
Dépose de la planche de bord, examen détaillé des supports.	-	-	-	-	+	+	
Enregistrer les dépassements de facteur de charge à partir du G-mètre sur le livret aéronef	-	-	-	+	+	+	
32 TRAIN D'ATTERRISSAGE							
32-10-00 Atterrisseur principal							
EV pour état des carénages de jambes, compas, tiges coulissantes, tuyauteries de frein, pour absence de fuite, d'usure, de déformation, de crique. EV fixation sur voilure.	-	-	-	+	+	+	
EV des attaches de train, des fûts, des compas, des tiges coulissantes pour état : absence de corrosion, de crique, de déformation, de fuite hydraulique. Jeu fonctionnel des compas, lubrification. Si le gonflage du train au repos correspond à moins de 85% de la course totale, faire l'inspection de l'aile décrite en 57-10-00	-	-	-	+	+	+	
Dépose des carénages de jambes. Examen visuel pour état, absence d'endommagement du stratifié, absence de crique, état des fixations. Examen visuel des supports, absence de crique et de déformation.	-	-	-	-	+	+	
Dépose et désassemblage. Examen détaillé des fûts, des compas, des tiges coulissantes et des boulons d'attache pour état, absence de corrosion, de déformation, de crique.	-	-	-	-	-	+	
Repose. Vérification du couple de serrage des boulons d'attache. Repérer par un index de peinture des témoins de desserrage. Ré assemblage. Reconditionnement des amortisseurs. Lubrification.	-	-	-	-	-	+	