GSAC

Avis d'émission d'une Directive de Navigabilité (AD)* par

[X] **l'EASA, European Aviation Safety Agency**

[ ] **l'autorité primaire d'un matériel étranger**

Les examens ou modifications décrits ou rappelés ci-dessous sont impératifs. La non application des exigences contenues dans la Directive de Navigabilité citée ci-dessous entraîne l'inaptitude au vol de l'aéronef concerné.

(Envoi 03/2007 du 31 janvier 2007)

Directive de Navigabilité de l'EASA de référence 2007-0015

APEX AIRCRAFT

Avions CAP 10B

Voilure - Longeron principal en bois du caisson central - Inspection/Renforcement

Nota pour les exploitants et organismes d'entretien d'aéronefs inscrits au registre français :

Si l'AD jointe invite à un contact vers l'autorité primaire de l'AD, contacter le bureau concerné du département certification-produits de l'EASA.

Si pour l'exécution d'une tâche donnée, l'AD jointe se réfère à une qualification de personnel répondant à une réglementation nationale, il est possible de faire intervenir, pour cette tâche, du personnel de qualification équivalente acceptée dans l'Union Européenne.

Si l'AD jointe se réfère à une donnée de navigabilité ou une instruction pour le maintien de la navigabilité (Manuel de Vol, Manuel de Maintenance, ...) qui n'est pas celle approuvée ou pas celle en vigueur en France ou si l'AD jointe présente une difficulté d'application liée à sa spécificité nationale, exposer le problème auprès du département technique du GSAC (par courriel à "contact@gsac.fr" ou par fax au 01 46 90 48 48) ou auprès du bureau concerné du département certification-produits de l'EASA.

La recopie de cette AD peut avoir dégradé la définition du document présenté. En cas de difficulté à lire certains éléments de cette AD, se reporter à l'AD originale mise à disposition par l'autorité primaire de l'AD.

* Cette AD est exigible au titre du règlement Européen 1702/2003 ou de la Décision n° 2/2003 de l'EASA.

EASA	AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	PAD No.: 2007-0015 **Date: 12 January 2007**

No person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of that Airworthiness Directive unless otherwise agreed with the Authority of the State of Registry.

Type Approval Holder's Name:	**Type/Model designation(s):**
APEX AIRCRAFT	CAP 10B

TC/TCDS Number: DGAC France No 55 / 125

Foreign AD : Not applicable

Supersedure: Not applicable

ATA 57	**Wing - Main Spar Wooden Centre Block - Inspection/Reinforcement**
Manufacturers:	Avions MUDRY et Cie, CAP INDUSTRIES, Constructions Aéronautiques de Bourgogne, APEX INDUSTRIES.
Applicability:	All CAP 10B aircraft that have been fitted with major change 000302 (wood/carbon-made wing) and wood/carbon-made wings p/n 11.56.00.010 with serial numbers 001 to 084 inclusive
Reason:	Several recent inspections have revealed that some spar wooden centre blocks have shown cracks. Investigation revealed that cracks are generated by the wood drying. Actions specified in this AD are intended to detect and correct any defects on the central wing spar block. This AD is requiring the installation of two reinforcement plates on the wing spar to counter the shear loading, implementation of corrective actions to slow down the wood drying and is also introducing new repetitive inspections.
Effective Date:	26 January 2007
Compliance:	The following measures are rendered mandatory from the effective date of this AD: 1. As of the effective date of this AD, Flick manoeuvres are prohibited on CAP 10B aircraft. 2. Within 50 hours after the effective date of this AD inspect the spar web and fill up the surface cracks with a two component epoxy compound in accordance with the accomplishment instructions of the APEX AIRCRAFT Service Bulletin No 060307 and APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001766-latest revision. Note 1: Embodiment of the APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001766-latest revision may only be carried out by qualified woodworkers or maintenance organisation authorized by the relevant supervisory Authority.

	Note 2: If during the inspection any cracks or damages are found in either the rear or the front wing spar web, then the wing shall be considered as unairworthy until the implementation of the relevant repair solution. Contact APEX AIRCRAFT to define a repair solution. 3. Install the reinforcement plates 97.56.00.002 as instructed in the APEX AIRCRAFT Service Bulletin No 060307 and APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001766-latest revision. 4. Accomplishment of actions specified in paragraphs 2. and 3. of the AD ends the requirement of § 1. 5. Repeat thereafter the internal inspections for cracks as instructed in the APEX AIRCRAFT Service Bulletin No 060307 at intervals not to exceed 13 months 6. As of the affective date of this AD, no person shall install an APEX AIRCRAFT wing p/n 11.56.00.010 on any CAP10B airplane unless it has been inspected and modified in accordance with the accomplishment instructions of the APEX AIRCRAFT Service Bulletin No 060307 and APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001766-latest revision.
Ref. Publications:	APEX AIRCRAFT Service Bulletin n° 060307 or later approved revisions. APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001766-latest revision APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001133-A.
Remarks:	1. If requested and appropriately substantiated the responsible EASA manager for the related product has the authority to accept Alternative Methods of Compliance (AMOCs) for this AD. 2. This AD was posted as PAD 06-242 on 31October 2006 for consultation until 20 November 2006. No comments were received during the consultation period. 3. Enquiries regarding this AD should be addressed to Mr. M. Capaccio, AD Focal Point, Certification Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu 4. For any questions concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: APEX AIRCRAFT 1 route de Troyes - 21121 DAROIS - France Phone: + 33 380 352 500 - Fax: + 33 380 356 515 E-mail: airworthiness@apex-aircraft.com

TRADUCTION DE COURTOISIE

de la DIRECTIVE de NAVIGABILITE de l'EASA de référence 2007-0015

APEX AIRCRAFT

Avions CAP 10B

1. MATERIELS CONCERNES :

Tous les CAP 10B ayant la modification majeure 000302 installée (aile de fabrication bois/carbone) et des ailes de fabrication bois/carbone P/N 11.56.00.010 avec les numéros de série allant de 001 à 084 inclus.

2. RAISON :

Plusieurs inspections récentes ont révélé que certains longerons en bois du caisson central présentent des criques.

L'investigation a montré que les criques étaient générées par le dessèchement du bois.

Les actions définies dans cette Directive de Navigabilité (AD) ont pour but de détecter et corriger tout défaut sur le longeron du caisson central de l'aile.

Cette AD demande l'installation de deux plaques de renforcement sur le longeron d'aile pour alléger la charge en cisaillement, l'exécution d'actions correctives pour ralentir l'assèchement du bois et aussi l'introduction de nouvelles inspections répétitives.

3. ACTIONS ET DELAIS D'APPLICATION :

Les mesures suivantes sont rendues obligatoires à compter de la date d'entrée en vigueur de cette AD :

3.1. Les manœuvres déclenchées sont interdites sur CAP 10B.

3.2. Dans les 50 heures de vol, inspecter l'âme du longeron et remplir la surface des criques avec un EPOXY deux composants, selon les instructions d'exécution du Bulletin Service n° 060307 d'APEX AIRCRAFT et de l'instruction n° 1001766 d'APEX AIRCRAFT à sa dernière révision

Note 1 : L'accomplissement du Bulletin Service APEX n° 1001766 à sa dernière révision ne peut être effectué que par du personnel qualifié bois ou une organisation de maintenance autorisée par l'autorité de surveillance adéquate.

Note 2 : Si pendant l'inspection une crique ou dommage est découvert que ce soit sur l'âme du longeron avant ou arrière de l'aile, l'aile est considérée non navigable jusqu'à l'exécution de la solution de réparation appropriée. Contacter APEX AIRCRAFT pour définir une solution de réparation.

3.3. Installer les plaques de renforcement 97.56.00.002 comme défini dans le Bulletin Service n° 060307 d'APEX AIRCRAFT et de l'instruction n° 1001766 d'APEX AIRCRAFT à sa dernière révision

3.4. L'accomplissement des actions spécifiées en paragraphes 3.2 et 3.3 de cette AD annule la mesure du § 3.1.

3.5. Par la suite répéter les inspections pour crique comme défini dans le Bulletin de Service n° 060307 d'APEX AIRCRAFT à des intervalles n'excédant pas 13 mois.

3.6. A partir de la date d'entrée en vigueur de cette AD, personne ne doit installer une aile APEX AIRCRAFT P/N 11.56.00.010 quel que soit le CAP 10B à moins qu'elle n'ait été inspectée et modifiée selon les instructions d'exécution du Bulletin de Service n° 060307 d'APEX AIRCRAFT et de l'instruction n° 1001766 d'APEX AIRCRAFT à sa dernière révision.

4. DATE D'ENTREE EN VIGUEUR :

26 janvier 2007.

5. REFERENCES :

APEX AIRCRAFT Bulletin Service n° 060307 édition originale
ou une révision ultérieure approuvée
APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001766 à sa dernière révision
APEX AIRCRAFT Instruction n° 1001133-A.

6. REMARQUES :

1. Si demandé et prouvé de façon appropriée, le manageur EASA responsable du produit associé a l'autorité d'accepter une méthode alternative de conformité (AMOC) pour cette AD.

2. Cette AD a été postée comme PAD 06-242 le 31 Octobre 2006 pour consultation jusqu'au 20 novembre 2006. Aucun commentaire n'a été reçu pendant cette période de consultation.

3. Les demandes de renseignement concernant cette AD doivent être adressées à Mr M.Capaccio, AD Focal Point, Certification Directorate, EASA. E-mail: ADs@easa.europa.eu

4. Pour toutes questions concernant un aspect technique des exigences de cette AD, contacter :

   APEX AIRCRAFT
   1 route de Troyes - 21121 DAROIS – France
   Phone: + 33 380 352 500 - Fax: + 33 380 356 515
   E-mail: airworthiness@apex-aircraft.com