



No.	1/5
N°	AL-2001-05
Date	2001-12-03

SERVICE DIFFICULTY ALERT

This Service Difficulty Alert brings to your attention a potential hazard identified by the Service Difficulty Reporting Program. It is a non-mandatory notification and does not preclude issuance of an airworthiness directive.

INSPECTION TECHNIQUES FOR AIRWORTHINESS DIRECTIVE 2000-25-02R1

AMERICAN CHAMPION AIRCRAFT
COMPANY MODELS 7AC, 7ACA, S7AC,
7BCM (L-16A), 7CCM (L-16B), S7CCM, 7DC,
S7DC, 7EC, S7EC, 7FC, 7JC, 11AC, S11AC,
11BC, S11BC, 11CC, S11CC, 7ECA, 7GC,
7GCA, 7GCAA, 7GCB, 7GCBA, 7GCBC, 7HC,
7KC, 7KCAB, 8GCBC and 8KCAB

FAA Airworthiness Directive (AD) 2000-25-02R1 affects over a thousand aircraft on the Canadian register. Since it has been issued, several reports have been received concerning the effectiveness of the inspection techniques described in the AD and related referenced service information.

The submitter of one report had purchased a Champion Citabria Model 7ECA, which was in need of fabric re-cover. The AD was carried out coincidentally with the recovering process. This allowed easy access to the wing spars and the ability to use a strong light source along with a magnifying glass. With the fabric and leading edge removed, the AME discovered five compression type cracks on the right rear spar. Two of the cracks extended down through the spar along the edge of the wing lift strut attachment area plywood reinforcement plate, extending through approximately 40-50% of the wing spar width. All spars were then removed. No further defects or abnormalities were detected on the other spars. In the SDR, the submitter stated, "I feel that I would never have found any of these major problem areas using ordinary visual inspection methods. **None of these cracks were visible until the varnish and in one case, the excess glue at the plywood plate, was completely removed and wire brushed.**"

Another report concerns an Aeronca model 7CCM-CONV. The AME was not confident that he would be able to effectively inspect the wing spars for compression cracks, even after cutting holes in the top wing covering as specified in the AD-referenced service letter. After removing the wings from the aircraft, and while using a high intensity halogen light in conjunction with a 10X magnifying glass, he found four longitudinal cracks emanating from three of the four spar butt

ALERTE AUX DIFFICULTÉS EN SERVICE

Cette Alerte aux difficultés en service a pour but d'attirer votre attention sur une condition possiblement hasardeuse qui a été révélée par le Programme de rapports de difficultés en service. Elle est une notification facultative et n'exclut pas nécessairement la publication d'une consigne de navigabilité.

METHODS D'INSPECTION RELATIVES À LA CONSIGNE DE NAVIGABILITÉ 2000-25-02R1

AVIONS DE AMERICAN CHAMPION
AIRCRAFT COMPANY DES MODÈLES 7AC,
7ACA, S7AC, 7BCM (L-16A), 7CCM (L-16B),
S7CCM, 7DC, S7DC, 7EC, S7EC, 7FC, 7JC,
11AC, S11AC, 11BC, S11BC, 11CC, S11CC,
7ECA, 7GC, 7GCA, 7GCAA, 7GCB, 7GCBA,
7GCBC, 7HC, 7KC, 7KCAB, 8GCBC et 8KCAB

La consigne de navigabilité (CN) 2000-25-02R1 de la FAA touche plus d'un millier d'avions inscrits au Registre canadien. Depuis sa publication, il y a eu réception de plusieurs rapports portant sur l'efficacité des méthodes d'inspection décrites dans ladite CN et sur les renseignements d'entretien donnés en référence qui s'y rattachent.

L'auteur d'un rapport avait acheté un Champion Citabria de modèle 7ECA, lequel avait besoin d'être réentoilé. La CN a été exécutée en même temps que le réentoilage. Il a ainsi été possible d'avoir facilement accès aux longerons d'aile et d'utiliser une source lumineuse intense ainsi qu'une loupe. Une fois la toile et le bord d'attaque enlevés, le TEA a découvert des criques de compression sur le longeron arrière droit. Deux de ces criques descendaient sur le longeron le long du bord de la plaque de renfort en contre-plaqué servant à fixer le hauban de l'aile, occupant quelque 40 à 50 % de la largeur du longeron d'aile. Tous les longerons ont alors été déposés. Aucune autre défectuosité ni anomalie n'a été découverte sur les autres longerons. Dans son RDS, l'auteur a déclaré ceci : « J'ai l'impression que je n'aurais jamais découvert aucun de ces endroits à l'origine d'importants problèmes en faisant appel aux méthodes d'inspection visuelle ordinaires. **Aucune de ces criques n'a été visible tant que le vernis et, dans un cas, l'excès de colle sur la plaque de contre-plaqué n'ont pas été entièrement enlevés et passés à la brosse métallique.** »

Un autre rapport traite d'un Aeronca de modèle 7CCM-CONV. Le TEA n'était pas sûr de pouvoir bien inspecter les longerons d'aile à la recherche de criques de compression, même après avoir fait des trous dans la toile de l'extrados, comme le demandait la lettre de service mentionnée dans la CN. Après avoir déposé les ailes, et en utilisant une lampe halogène à haute intensité accompagnée d'une loupe grossissant 10 fois, le TEA en question a découvert

ends. The AME noted that, with the wings installed on the aircraft, the attachment fittings would have obstructed viewing two of the four cracks that were discovered on the forward and aft spar butts (Fig. 1). The AME also noted that **only one of the four cracks was visible to the naked eye** prior to removing the accumulated dirt and sanding off the varnish. It is important to note that for all the cracks found on the Aeronca at the spar butts, none of the spar butt plywood reinforcement plates were cracked, giving a false impression of a crack-free spar if only viewed from the sides. The fabric and the metal leading edge cuffs were then removed to facilitate the rest of the spar inspection. After removing one of the butt end plywood reinforcement plates on the right forward wing spar, it became evident that the lower crack had progressed to the first wing attachment fitting bolt hole while the upper crack had progressed past the first wing attachment fitting bolt hole, carrying on to the second (Fig. 2).

Another submitter, upon determining that a previous left rear spar repair at the strut attachment on a Champion 7GCAA did not conform to applicable standards, chose to remove all fabric to allow for a better examination. He removed the repair strips covering the spar, revealing a crack originating from the top of the spar to the most outboard wing strut bushing hole. He found a total of three cracks but the interesting observation about the third crack was, as the submitter stated, ***“unless the nails are removed from the rib flange and the rib moved, detection of the crack is next to impossible”***.

AD 2000-25-02R1 references American Champion Aircraft Company (ACAC) Service Letter 406, Revision A, as a method to accomplish the inspection. The airworthiness directive and the service letter require **inspection of the entire length of the forward and aft** spars for cracks, and nail hole elongation. The service letter stated that the inspection method described is *“considered an initial inspection only”* and if there are any questionable findings, *“further inspection through additional inspection holes is required.”* The service letter warns that *“compression failures are often difficult to detect with the unaided eye.”* The service letter also emphasized that this inspection method is *“inadequate for aircraft with wing damage history since last spar inspection.”* The referenced service letter, as well as numerous SDRs, contain warnings about how difficult it is to find cracks with the unaided eye.

Transport Canada recommends that, when carrying out AD 2000-25-02R1, AMEs should be extremely diligent when inspecting the wing spars due to the limitations of the prescribed inspection methods.

quatre criques longitudinales partant de trois des quatre extrémités des longerons. Il a constaté que, sans dépose des ailes, les ferrures de fixation n'auraient pas permis de voir deux des quatre criques découvertes aux extrémités des longerons avant et arrière (fig. 1). Le TEA a également noté **qu'une seule de ces quatre criques était visible à l'œil nu** avant l'enlèvement de la poussière qui s'était accumulée et le sablage du vernis. Il importe de souligner que, pour la totalité des criques trouvées aux extrémités des longerons de l'Aeronca, aucune des plaques de renfort en contre-plaqué se trouvant aux extrémités des longerons n'était criquée, donnant ainsi la fausse impression d'un longeron dénué de la moindre crique en cas de simple observation par les côtés. La toile et les attaches métalliques du bord d'attaque ont ensuite été déposées pour faciliter le reste de l'inspection des longerons. Après la dépose d'une des plaques de renfort d'extrémité en contre-plaqué se trouvant sur le longeron arrière droit, il est devenu évident que la crique inférieure avait progressé jusqu'au premier trou de boulon de la ferrure de fixation de l'aile, tandis que la crique supérieure avait dépassé le premier trou de boulon de la ferrure de fixation et se dirigeait vers le second (fig. 2).

Après avoir établi que la réparation effectuée au niveau de la fixation du hauban sur le longeron arrière gauche d'un Champion 7GCAA ne respectait pas les normes pertinentes, un autre correspondant a décidé de déposer toute la toile pour pouvoir faire un meilleur examen. Il a enlevé les bandes de réparation recouvrant le longeron, découvrant une crique ayant pris naissance au sommet du longeron, à la hauteur du trou de baguage du hauban d'aile situé le plus à l'extérieur. Au total, cet autre correspondant a découvert trois criques, et la troisième lui a permis de faire une remarque intéressante que voici : ***« à moins que les clous soient enlevés du chapeau de nervure et que la nervure soit déplacée, il est quasiment impossible de détecter la crique »***.

La CN 2000-25-02R1 renvoie à la lettre de service 406, révision A, de American Champion Aircraft Company (ACAC) pour connaître une façon de procéder à l'inspection. La consigne de navigabilité ainsi que la lettre de service exigent **une inspection sur toute la longueur des longerons** avant et arrière à la recherche de criques et d'allongement des trous des clous. Dans la lettre de service, il est précisé que la méthode d'inspection décrite est *« considérée comme une simple inspection initiale »* et que, en cas de découvertes douteuses, *« il faut procéder à une inspection plus détaillée par des trous d'inspection supplémentaires »*. La lettre de service met en garde contre le fait que *« les problèmes liés à la compression sont souvent difficiles à détecter à l'œil nu »*. De plus, cette lettre de service insiste sur le fait que la méthode d'inspection *« ne convient pas aux avions connus pour avoir subi des dommages aux ailes depuis la dernière inspection des longerons »*. La lettre de service citée en référence, tout comme de nombreux RDS, renferme des avertissements signalant combien il est difficile de découvrir des criques à l'œil nu.

Transports Canada recommande aux TEA qui exécutent la CN 2000-25-02R1 de faire très attention quand ils inspectent les longerons d'aile, et ce, à cause des limites inhérentes aux méthodes d'inspection

limitations of the prescribed inspection methods. When the AME complies with AD 2000-25-02R1, he has certified that he has inspected the **entire** length of the spar and has found no cracks.

Any defects or further occurrences should be reported by sending a Service Difficulty Report to Transport Canada, Continuing Airworthiness, Ottawa.

For further information, contact a Transport Canada Centre, or Mr. Robert Dixon, Continuing Airworthiness, Ottawa, telephone (613) 952-4308, facsimile (613) 996-9178 or e-mail dixonro@tc.gc.ca.

For Director, Aircraft Certification

prescrites. Un TEA qui se conforme à la CN 2000-25-02R1 se trouve à certifier qu'il a inspecté **toute** la longueur du longeron et qu'il n'a découvert aucune crique.

Toute nouvelle défectuosité ou tout nouvel incident devraient être signalés en envoyant un Rapport de difficultés en service à Transports Canada.

Pour de plus amples renseignements, communiquer avec un Centre de Transports Canada ou M. Robert Dixon, Maintien de la navigabilité aérienne, à Ottawa, téléphone (613) 952-4308, télécopieur (613) 996-9178, ou courrier électronique dixonro@tc.gc.ca.

Pour le Directeur, Certification des aéronefs

B. Goyaniuk
Chief, Continuing Airworthiness
Chef, Maintien de la navigabilité aérienne

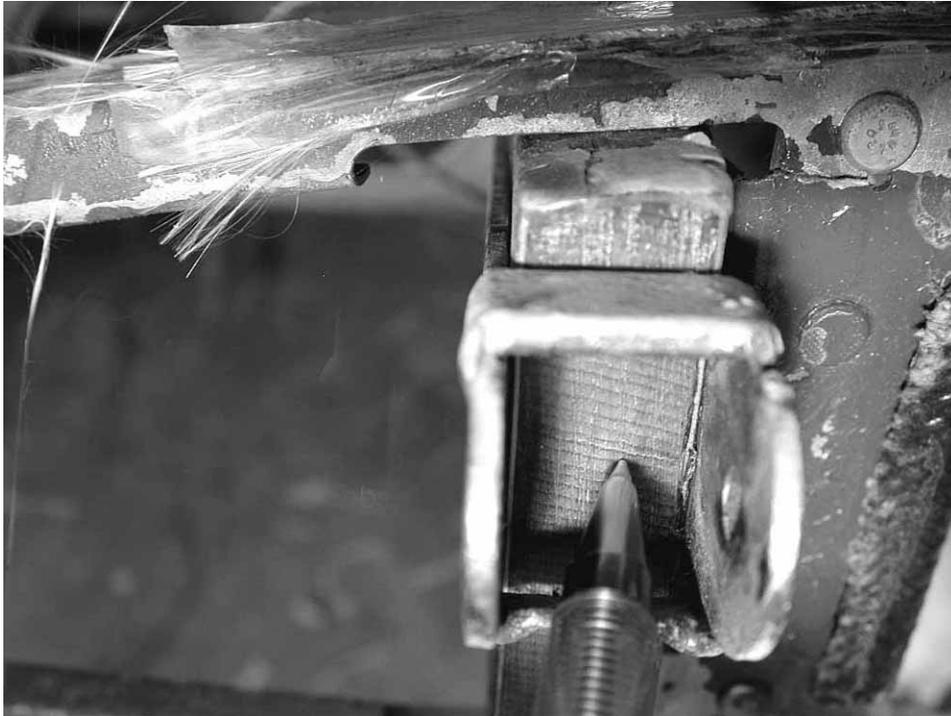


Fig. 1

**Left wing AFT spar. Attachment bracket in situ. Note that the bracket will obstruct view of crack.
Longeron arrière de l'aile gauche, ferrure de fixation en place. Noter que la ferrure va empêcher de voir la crique.**

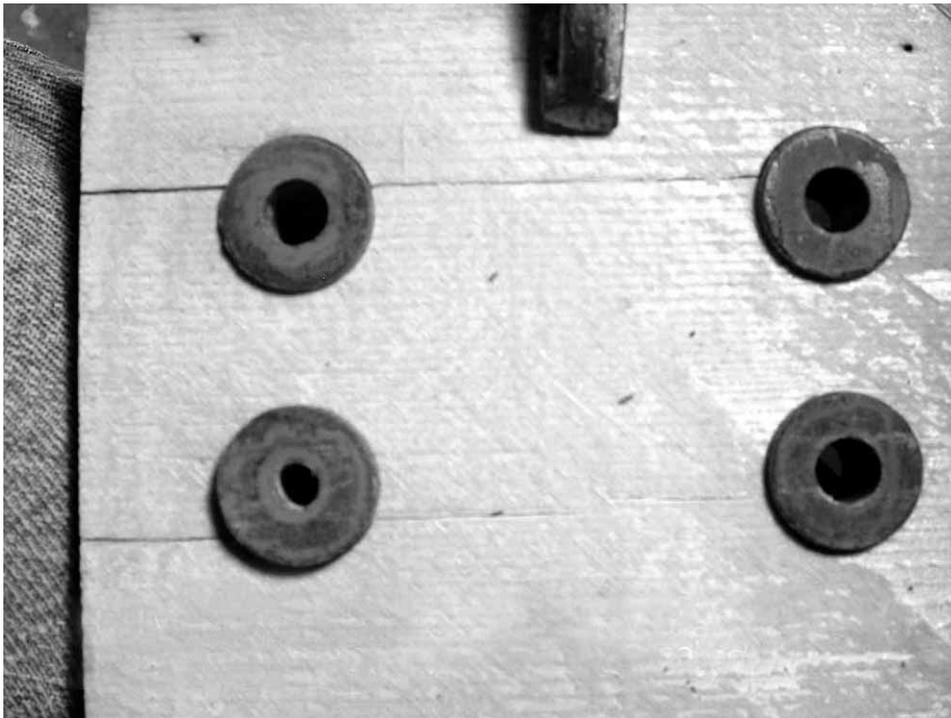


Fig. 2

**Right wing forward spar. Added strain reveals crack progression.
Longeron avant de l'aile droite. La contrainte additionnelle révèle la progression de la crique.**

