



# ***Circulaire consultative (CC)***

## **Structure d'aéronef en composite**

<b>Dossier N°</b>	5009-6-500	<b>CC N°</b>	500-009
<b>SGDDI N°</b>	529826-V2	<b>Édition N°</b>	01
<b>Direction d'émission</b>	Certification des aéronefs	<b>Date d'entrée en vigueur</b>	2004-12-01

<b>1.0</b>	<b>INTRODUCTION.....</b>	<b>2</b>
1.1	Objet.....	2
1.2	Directives d'applicabilité.....	2
1.3	Description des changements.....	2
1.4	Abrogation.....	2
<b>2.0</b>	<b>RÉFÉRENCES.....</b>	<b>2</b>
2.1	Documents de référence.....	2
2.2	Document annulé.....	3
<b>3.0</b>	<b>CONTEXTE.....</b>	<b>3</b>
<b>4.0</b>	<b>JOINTS COLLÉS.....</b>	<b>4</b>
<b>5.0</b>	<b>DOCUMENTS DE CONFORMITÉ - STRUCTURE PRIMAIRE.....</b>	<b>4</b>
<b>6.0</b>	<b>TOLÉRANCE AUX DOMMAGES.....</b>	<b>5</b>
<b>7.0</b>	<b>NIVEAUX DE DOMMAGES.....</b>	<b>6</b>
<b>8.0</b>	<b>STRUCTURE SECONDAIRE.....</b>	<b>6</b>
<b>9.0</b>	<b>CRITÈRES DE DÉFAILLANCE.....</b>	<b>6</b>
<b>10.0</b>	<b>CONTRÔLE DE LA QUALITÉ.....</b>	<b>6</b>
<b>11.0</b>	<b>RÉPARATIONS.....</b>	<b>7</b>
<b>12.0</b>	<b>ANNEXE — PREUVE DE CONFORMITÉ DE STRUCTURE.....</b>	<b>7</b>
<b>13.0</b>	<b>RESSOURCE À L'ADMINISTRATION CENTRALE.....</b>	<b>7</b>
	<b>ANNEXE A.....</b>	<b>8</b>

## 1.0 INTRODUCTION

### 1.1 Objet

La présente Circulaire consultative (CC) a pour objet de fournir des indications aux postulants qui désirent soumettre des documents de conformité pour des structures d'aéronef fabriquées en matériaux composites. À titre de supplément à la circulaire d'information «Federal Aviation Administration Advisory Circular » (AC) 20-107A (de la FAA) on a inclus des documents explicatifs supplémentaires, de même qu'une suggestion de présentation pour les documents de conformité requis. Même si l'approche recommandée dans le présent document est l'une des approches acceptables, il peut y avoir d'autres moyens acceptables de montrer la conformité. Méthodes alternatives proposées par le postulant devront être acceptées par Transports Canada.

### 1.2 Directives d'applicabilité

Le document présent s'applique au personnel de Transports Canada, aux délégués ainsi qu'à l'industrie.

### 1.3 Description des changements

Le document présent, anciennement connue sous le nom de AMA n° 500/8B est publié de nouveau comme CC. Sauf pour quelques modifications mineures d'ordre rédactionnel et la mise à jour des références, le contenu demeure le même.

### 1.4 Abrogation

Le document présent ne comporte pas de clause abrogatoire. Par contre il sera revu périodiquement afin de s'assurer de la pertinence de son contenu.

## 2.0 RÉFÉRENCES

### 2.1 Documents de référence

Les documents de référence suivants sont destinés à être utilisés conjointement avec le document présent :

- (a) Chapitre 523 du Manuel de navigabilité (MN) — *Avions des catégories normale, utilitaire, acrobatique et navette*;
- (b) Chapitre 525 du MN — *Avions de la catégorie Transport*;
- (c) Chapitre 527 du MN — *Giravions de la catégorie normale*;
- (d) Chapitre 529 du MN — *Giravions de catégorie transport*;
- (e) « Federal Aviation Administration Advisory Circular (FAA AC) 20-107A — *Composite Aircraft Structure* »;
- (f) « FAA AC 21-26 (incorporating Change 1) — *Quality Control for the Manufacture of Composite Structures* »;
- (g) « FAA AC 23-3 — *Structural Substantiation of Secondary Structures* »;
- (h) « U.S. Military Handbook (MIL-HDBK)-5E — *Metallic Materials And Elements For Aerospace Vehicle Structures Handbook* »;
- (i) « MIL-HDBK-17/1D — *Composite Materials Handbook Volume 1 – Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials* »; et
- (j) « U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA), Technical Center Report No. DOT/FAA/CT-85/6 — *Fiber Composite Analysis and Design, Volume I* ».

## 2.2 Document annulé

À partir de la date d'entrée en vigueur du document présent, l'AMA n° 500/8B en date du 8 novembre 1999 est annulée.

## 3.0 CONTEXTE

Depuis la publication, la circulaire d'information AC 20-107A de la FAA est devenue le document de référence de base les postulants à la recherche d'information dans le domaine des structures en matériaux composites. Toutefois, au Canada, il est devenu évident qu'il fallait fournir des renseignements supplémentaires pour aider les postulants à mieux interpréter le document de la FAA et pour suggérer une présentation spécifique pour le document de conformité requis. De plus, de la documentation est incluse; les participants qui désirent prouver leur conformité au paragraphe 523.605(a), 525.605(a), 527.605(a) ou 529.605(a) du Manuel de navigabilité quant aux processus utilisés pour fabriquer des joints collés devraient suivre les conseils prodigués dans cette documentation. Même si la présente approche suggérée fournira l'essentiel des renseignements supplémentaires requis, il est recommandé aux postulants intéressés de consulter le plus tôt possible la Division de la navigabilité de Transports Canada. De cette façon, il est possible d'en arriver à un accord sur la méthode proposée pour montrer la conformité aux normes de navigabilité pertinentes.

Pour certains postulants, l'absence de données de conception publiées adéquates pour les matériaux composites représente un obstacle important pour montrer avec succès la conformité aux normes de navigabilité. Néanmoins, on ne saurait trop insister sur l'importance des aspects de mise au point et de fabrication des matériaux d'un programme de matériaux composites. En l'absence de données de conception complètes, incluant les valeurs admissibles de conception pour toutes les conditions environnementales prévues, il ne sera pas possible d'obtenir l'homologation d'une structure primaire en composite. De la même façon, pour des caractéristiques de conception ponctuelles ou pour des structures endommagées, des valeurs théoriques conservatrices mais statistiquement non quantifiées sont normalement établies.

Depuis la publication de l'AC 20-107A de la FAA, des méthodes statistiques révisées ont été publiées, ces méthodes ont établi la procédure à suivre pour l'obtention des valeurs admissibles pour les matériaux composites à partir des données d'essais. Ces méthodes sont décrites dans le document MIL-HDBK-17/1D, Vol. I, et elles remplacent toutes les procédures précédemment utilisées. Spécifiquement, l'analyse statistique décrite au chapitre 9 de MIL-HDBK-5E, ne doit être utilisée que pour les matériaux métalliques.

Il a été démontré que certains processus de collage produiront occasionnellement des joints qui semblent adhérer, mais qui, en fait, offrent très peu de résistance. Ce phénomène du «collage faible», qui a défié les tentatives de détection par les méthodes d'inspection non destructive, a forcé la FAA à adopter une approche à sûreté intégrée pour les joints collés. Depuis, il est devenu pratique courante d'utiliser des attaches mécaniques pour s'assurer que, même si un collage est faible, un joint aura la capacité de supporter les charges limites. La position de Transports Canada consiste à exiger que les structures nouvellement fabriquées soient toujours capables de transporter des charges extrêmes. De plus, en ce qui concerne les méthodes générales de fabrication, il est exigé que les structures soient uniformément saines à la conformité aux exigences du paragraphe 523.605(a) du MN.

La preuve de conformité d'une structure en composite est, comme pour les matériaux métalliques, divisée en deux sections: résistance statique et à la fatigue/tolérance aux dommages. Les moyens acceptables de conformité décrits dans la AC 20-107A de la FAA, pour la preuve de conformité de résistance statique et à la fatigue (tolérance aux dommages) sont reproduits aux figures 1 et 2 de l'Annexe A sous forme de diagrammes d'acheminement. Il faut noter que, des deux possibilités montrées pour évaluer le comportement d'une structure endommagée, l'approche "croissance nulle" est celle qui est normalement choisie.

#### 4.0 JOINTS COLLÉS

Seuls les processus de collage qui sont bien compris et dont on peut prouver qu'ils sont conformes au paragraphe 523.605(a), 525.605(a), 527.605(a) ou 529.605(a), où s'applique, du MN devraient être utilisés dans les structures d'aéronef principales. Si on utilise un processus fiable, les limitations des procédures de contrôle de la qualité sur place devraient être bien expliquées. Il faudrait connaître les écarts possibles aux spécifications du processus qui pourraient ne pas être détectées et les conséquences de tels écarts en terme de résistance. Transports Canada ne croit pas qu'il est approprié de se fier aux attaches mécaniques ou aux méthodes d'inspection non destructive futures comme des substituts à la conformité aux exigences du paragraphe 523.605(a), 525.605(a), 527.605(a) ou 529.605(a), où s'applique, du MN. Par conséquent, en démontrant sa conformité avec ces paragraphes, le requérant devrait, afin d'assurer la résistance ultime de tout joint collé critique pour la sécurité du vol, déterminer :

- (a) Quels types d'écart non détectés au processus de collage pourraient vraisemblablement amoindrir la résistance d'un joint collé; et
- (b) Que la probabilité qu'un écart provoqué par un joint dont la résistance est amoindrie ne soit pas détecté est extrêmement faible.

Pour tout joint collé, dont la défaillance pourrait se traduire par la perte catastrophique de l'aéronef, il faut justifier la capacité de charge limite au moyen d'une des méthodes suivantes :

- (a) Les décollements maximums de chaque joint collé pouvant résister aux charges mentionnées à l'alinéa (8)(c) doivent être déterminés par analyse, essais ou, les deux. Des décollements d'un joint collé supérieurs à cette valeur doivent être contrôlés par les caractéristiques de conception ; ou
- (b) Les essais d'épreuve doivent être menés sur chaque article de production qui applique la charge limite critique théorique à chaque joint collé critique ; ou
- (c) Des techniques de contrôle non destructif sûres et qui puissent être répétées doivent être établies pour assurer la résistance mécanique de chaque joint.

#### 5.0 DOCUMENTS DE CONFORMITÉ - STRUCTURE PRIMAIRE

La présentation suivante est acceptable pour les documents de conformité devant être soumis pour l'approbation de conception d'une structure d'aéronef primaire utilisant des matériaux composites :

(a) **Rapport de conditions environnementales**

Ce document établit les conditions climatiques qui définissent le domaine de conception intéressant la température et l'humidité. Le taux d'humidité à la fin de la durée de vie en service ainsi que les températures transitoires maximales de panneaux sont documentées.

(b) **Rapport de scénario des dommages**

Ce rapport doit présenter une description complète des défauts de fabrication et des dommages en service prévus à la structure en composite et du moyen qui sera utilisé pour tenir compte de ces dommages dans le programme d'essais structuraux.

(c) **Plan d'essai de certification/homologation**

Ce rapport décrit la façon dont les articles à l'essai, endommagés conformément au scénario de dommages, seront mis à l'épreuve. Les façons de tenir compte des effets environnementaux et des variations des matériaux sont décrites et dûment établies.

**Remarque :**

*S'il le désire, le postulant peut également regrouper les points (a), (b) et (c) mentionnés ci-dessus en un seul "Plan de certification/homologation".*

(d) **Résultats des essais de certification**

Il s'agit d'un résumé des résultats des essais décrits en c) ci-dessus.

(e) **Rapport de valeurs admissibles de matériaux et de conception**

Ce rapport a essentiellement pour objet de satisfaire aux exigences des chapitres 523, 525, 527 et 529, sections .613, .615 et .619 du Manuel de navigabilité. En général, toutes les valeurs admissibles de matériaux doivent provenir d'un programme de mise au point de matériaux et de fabrication acceptable.

(f) **Rapport d'analyse de contraintes**

Le rapport d'analyse de contraintes décrit les moyens de conformité aux exigences des articles 523.613, 523.615, 523.619, 525.613, 525.615, 525.619, 527.613, 527.615, 527.619, 529.613, 529.305, 529.307, 529.615, et 529.619 du MN et complète les essais de certification. Des marges de sécurité adéquates sont démontrées pour les résistances statiques et de tolérance aux dommages en conditions de charges critiques. Les données des essais doivent être disponibles pour valider toutes gammes de résistances analytiques et tous critères de défaillance utilisés.

## 6.0 TOLÉRANCE AUX DOMMAGES

Lorsqu'on les utilise, les critères de tolérance aux dommages doivent fournir un degré de sécurité équivalent à celui des structures métalliques classiques. On considère que la résistance des matériaux composites risque davantage d'être compromise par des défauts de fabrication, par des dommages dus à l'impact de sources discrètes et par une dégradation résultant d'effets environnementaux, par conséquent, les normes de conception et les moyens connexes de justification doivent tenir compte de ces effets.

Les effets des variations de matériel et des conditions environnementales doivent être pris en compte dans les évaluations suivantes :

- (a) Démonstration par essai ou par une analyse reposant sur des essais, que la structure est capable d'encaisser la charge, les dommages étant à peine décelables compte tenu des méthodes d'inspection employées.
- (b) Démonstration par essai ou, par une analyse reposant sur des essais, de la vitesse de propagation ou de non-propagation de dommages pouvant résulter de la fatigue, de la corrosion, de défauts de fabrication ou d'un impact, sous les charges répétées prévues en service.
- (c) Démonstration par essai de résistance résiduelle, ou par une analyse reposant sur un essai de résistance résiduelle, indiquant la capacité de résister aux charges limites critiques en vol, considérées comme des charges ultimes, l'ampleur du dommage décelable correspondant aux résultats des évaluations de tolérance aux dommages. La propagation des dommages, entre le seuil de décelabilité initial et la valeur choisie pour la démonstration de la résistance résiduelle, affectée d'un facteur visant à déterminer les intervalles d'inspection, doit permettre l'élaboration d'un programme d'inspection qui puisse être appliqué par le personnel d'exploitation et de maintenance.

## 7.0 NIVEAUX DE DOMMAGES

En général, trois niveaux de dommage sont considérés :

(a) **Niveau 1**

Dommage (y inclus les impacts et les défauts de fabrication et les impacts en service) qui est inférieur au seuil de détectabilité de la méthode d'inspection choisie, ce niveau s'applique aux essais de charge de rupture statique, ce qui peut comprendre les effets de cycles de charge répétés et l'exposition aux facteurs environnementaux.

(b) **Niveau 2**

Dommage mineur détectable qui peut se produire pendant la fabrication, l'assemblage ou en service. Ce type de dommage s'applique aux justifications de tolérance aux dommages et devrait normalement être introduit dans l'article à l'essai au début des essais de charge répétés.

(c) **Niveau 3**

Un niveau prédéterminé de dommage par impact qui est visible sur la surface extérieure. S'il est possible de démontrer que ce dommage ne croîtra pas en service, il est permis de choisir un niveau de dommage auquel le dommage ne serait peut-être pas visible au cours de toute inspection courante. Si la façon de procéder le permet, les niveaux 2 et 3 pourront être combinés à fin des analyses et des essayes de conformité.

## 8.0 STRUCTURE SECONDAIRE

Dans le cas des structures secondaires, il suffit de satisfaire aux exigences de résistance statique pertinentes. Pour les petits avions, on peut trouver de l'information sur ce sujet dans l'AC 23-3 de la FAA. La conformité aux exigences de résistance mécanique peut être démontrée dans la plupart des cas au moyen d'une analyse simple.

## 9.0 CRITÈRES DE DÉFAILLANCE

Il existe des critères de défaillances théoriques qui peuvent être utilisés pour produire des "marges de sécurité" dans le cas de l'analyse des stratifiés en matériaux composites. Une lacune de certains critères de défaillance est qu'ils ne prédisent pas le mode de défaillance. Pour cette raison, il y a un degré d'incertitude associé aux marges de sécurité calculées sur la base des indices de défaillance lorsqu'on utilise de telles méthodes théoriques. Dans le cas des matériaux métalliques, il n'est pas usuel de déduire des marges de sécurité sans connaître le mode de défaillance. La justification de la résistance statique de matériaux composites, obtenue au moyen d'une analyse qui ne peut prédire le mode de défaillance, ne serait pas acceptable. Pour en savoir davantage sur ce sujet du point de vue de la navigabilité, les postulants sont invités à consulter la publication de la FAA intitulée « *Fiber Composite Analysis and Design, Volume I (DOT/FAA/CT-85/6)* », article 2.3.5. Ce document insiste sur l'importance de critères de défaillance réalistes et sur la possibilité que de tels critères puissent être plus simples que certaines approches purement analytiques.

## 10.0 CONTRÔLE DE LA QUALITÉ

Les procédés de fabrication utilisés lors de la construction de tous les aéronefs doivent aboutir en tout temps à la réalisation de structures saines. Contrairement au métal, les structures en matériaux composites demandent que le matériau et la structure soient fabriqués simultanément, ce qui demande donc un contrôle de la qualité plus poussé. Des conseils sur le sujet se trouvent dans l'AC 21-26 de la FAA, laquelle devrait être consultée le plutôt possible par tous les postulants.

## 11.0 RÉPARATIONS

Normalement, les procédures de réparation, incluant les limites de dimension des dommages, sont élaborées dans le cadre du programme de justification et sont publiées dans la section Maintenance de la navigabilité du Manuel d'entretien.

## 12.0 ANNEXE — PREUVE DE CONFORMITÉ DE STRUCTURE

Les moyens de montrer la conformité décrits dans l'AC 20-107A de la FAA pour la preuve de conformité de résistance statique sont donnés sous forme de "diagramme d'acheminement" à la figure 1. Dans le cas de la résistance à la fatigue (tolérance aux dommages) la méthode de l'AC 20-170A de la FAA est également reproduite à la figure 2.

La détermination de la résistance statique commence avec l'introduction d'un dommage du "niveau 1" et se poursuit avec l'un ou l'autre des deux groupes d'essais possibles, selon que la structure nécessite ou non une exposition à des cycles répétés de charge et d'environnement. Pour la justification des tolérances aux dommages, il faut choisir entre les approches "à taux de croissance" et "à croissance nulle". Le but est de démontrer le niveau requis de résistance résiduelle après un dommage d'une dimension prédéterminée. Les postulants sont priés de consulter l'AC 20-107A de la FAA pour plus de renseignements sur ces moyens de justification.

## 13.0 RESSOURCE À L'ADMINISTRATION CENTRALE

Pour obtenir plus de renseignements veuillez communiquer avec :

Coordinateur des politiques et des normes (AARDH/P)

Téléphone : (613) 990-3923  
Télécopieur : (613) 996-9178  
Courriel : AARDH-P@tc.gc.ca

Chef, Normes réglementaires  
Direction de la Certification des aéronefs

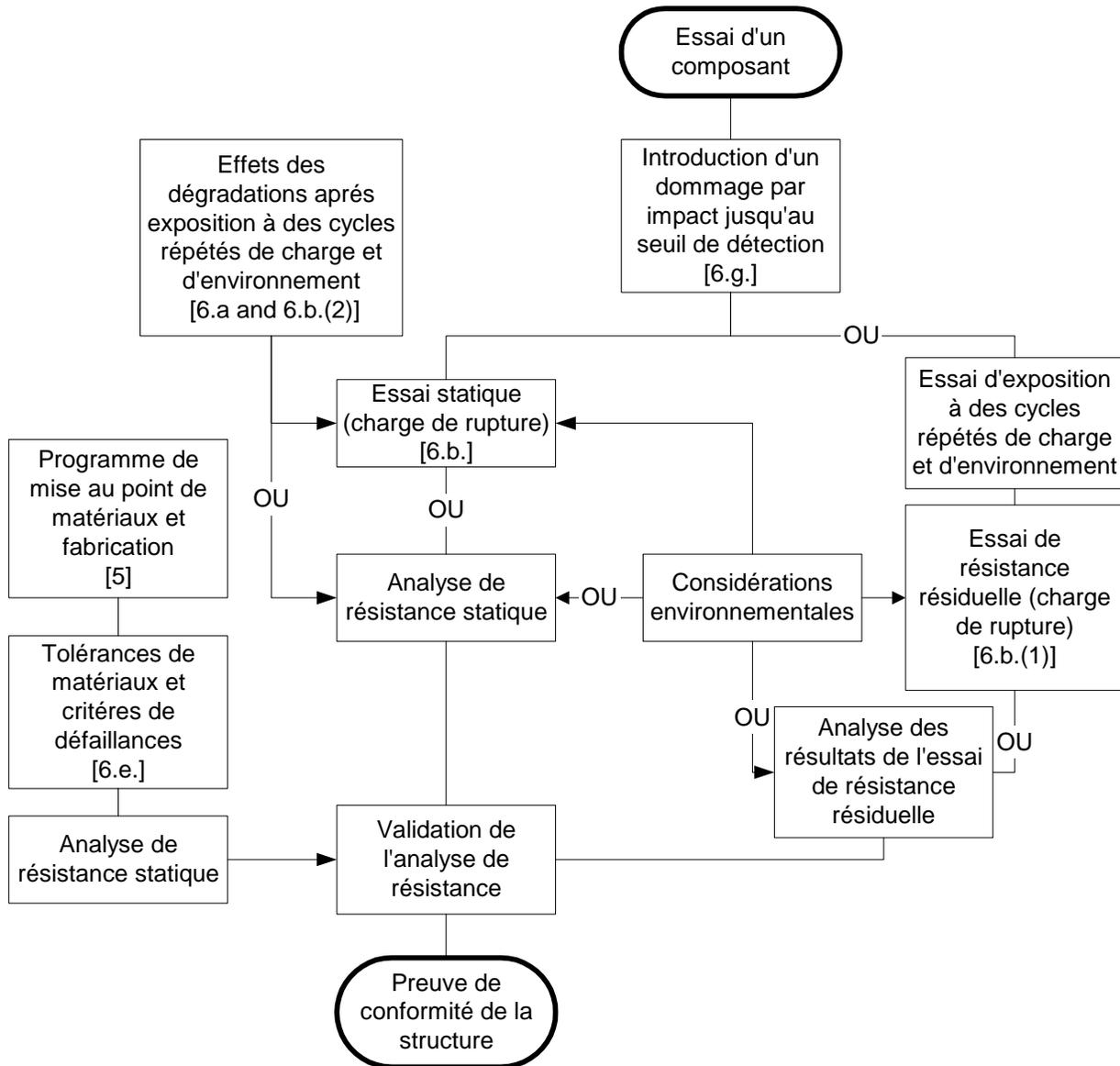
*Original signé par Maher Khouzam*

Maher Khouzam

ANNEXE A

Figure 1 - Preuve de conformité de résistance statique des structures en matériaux composites (6)

(Réf. : FAA AC20-107A)



**Figure 2** - Preuve de conformité de tolérance aux dommages des structures en matériaux composites.

**Remarque :**

Voir l'AC20-107A de la FAA, paragraphe 7.2.(5) pour les exigences de tolérance aux dommages de source discrète.

