

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère De L'enseignement Supérieur

Et de la Recherche Scientifique

Université de BLIDA

Institut d'Aéronautique

Projet de Fin d'Etude

En vue de l'obtention de Diplôme

(D.E.U.A) en Aéronautique

OPTION: STRUCTURE.

45/02
040/2002
(1 ER)



THEME



Réalisé par:
BEDJAQUI FELLA

Encadré par:
M^{me} HAMADOUCHE AMEL

Promotion 2001-2002

Au Nom De Dieu Le Clément et Le Miséricordieux

REMERCIEMENTS

Je tiens à remercier ma promotrice M^{me}
HAMADOUCHE AMEL d'avoir accepté de diriger ce
travail et de l'aide qu'elle m' a donnée pour accomplir
cet ouvrage.

Sans oublier de remercier Vivement Mr MAMADOUCHE
Slim Pour ses précieuses explications.

Comme je tien a exprimé Ma gratitude à tous les
enseignants qui ont collaboré à notre formation au sein
de l'institut d'aéronautique de l'université SAAD
DAHLEB DE BLIDA.

Fella

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à:

Mes Grand parents que dieu le tout puissant nous les
garde en plein santé.

A ma chère mère et à mon cher père

A mes sœurs et à mon petit frère Belkaceme.

A ma nièce merième

A ceux et celles que j'aime:

WANISSA, FAÏZA, HAMIDA, AÏCHA, NASSIMA,
HAFIDA BOUCHRA, KARIMA, HABIBA, IBTISSAM,
NAWEL, BAYA NABILA, SABRINA, HAYAT, DJAMILA,
SALMA WESSAL, HANAN, ADEL, ALILOU, KARIM,
TEIB HAMZA, SOUFIAN, ADLEN, MEHDI, MOUNIR
MOURAD, ABBAS,

A toi Farouk.

Fella

TABLE DES MATIERES

DEDICACES ET REMERCIEMENTS	
TABLE DES MATIERES	I
LISTE DES SYMBOLES	II
LISTE DES FIGURES	III
LISTE DE TABLEAUX	IV
INTRODUCTION	1
CHAPITRE I: PRINCIPE DE CONCEPTION	
I-1 Introduction	2
I-2 Safe-life	2
I-3 Fail-safe	3
I-4 Tolérance aux dommages	4
I-5 Seuil d'inspection	4
I-6 Intervalle d'inspection	6
CHAPITRE II: CHARGES APPLIQUEES SUR LA STRUCTURE D'UN AVION EN VOL	8
II-1 Description de la structure d'un avion.....	8
II-2 Principe de la résistance statique en aéronautique	10
II-3 Contraintes de pressurisation	13
II-4 Concentrations de contraintes	14
II-4 Intensité de contraintes	17
II-5 Charges appliquées en vol.....	20
CHAPITRE III: MODES DE RUPTURE DES JOINTS RIVETES ET/OU BOULONNES	21
III-1 Introduction.....	21
III-2 Cisaillement	21
III-3 Traction	22
III-4 Déchirement	22
III-5 Ecrasement	23
CHAPITRE IV: ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE	25
IV-1 Données du problème	25
IV-2 Représentation schématique de l'installation	26
IV-3 Calcul des contraintes induites par l'installation	27
IV-3-1 Force de traînée	27
IV-3-2 Contrainte due à la flexion de l'antenne	27
IV-3-3 Contrainte induite par la force d'inertie due au poids de l'antenne	28
IV-3-4 Contraintes dues à la pressurisation du fuselage	29
IV-3-5 Contrainte due à la flexion du fuselage	30
IV-3-6 Contraintes par unité de largeur	32
IV-3-7 Contraintes de pressurisation sur le revêtement et le renfort	33
IV-3-8 Charge totale appliquée sur les rivets	34
IV-3-9 Contrainte de cisaillement nominale	34

IV-3-10	Contrainte d'écrasement sur le revêtement et sur le renfort	35
IV-3-11	Contrainte nominale sur la partie du revêtement sous le Renfort	37
IV-3-12	Coefficient de sécurité 1,33 de pressurisation	39
IV-4	Evaluation de la tolérance aux dommages	46
IV-4-1	Intensité de contraintes	46
IV-4-2	Contrainte résiduelle au niveau du trou de passage du câblage ..	47
IV-4-3	Contrainte résiduelle au niveau des trous de rivets	48
CONCLUSION		50
BIBLIOGRAPHIE		
ANNEXE		

LISTE DES SYMBOLES

CHAPITRE I

F : Nombre de cycle

Ks : Facteur de sécurité général

CHAPITRE II

E : Module d'élasticité

MS : Marge de sécurité

r : Rayon du fuselage à la station de calcul

ΔP : Différence de pression à l'altitude de vol

t : Epaisseur du revêtement

K_t : facteur de concentration de contrainte

f_{tu} : contrainte ultime de calcul (en traction)

f_{li} : contrainte limite de calcul (en traction)

σ_y : Limite élastique en traction

σ_{tu} : Contrainte ultime admissible en traction

σ_T : Contrainte de pressurisation tangentielle

σ_L : Contrainte de pressurisation longitudinale

σ_{max} : Contrainte maximale

σ_n : Contrainte nominale

CHAPITRE III

P : charge appliquée

D : diamètre du rivet / boulon

S : section sur laquelle se produit la rupture

σ : Contrainte

σ_a : Contrainte admissible

σ_{su} : Contrainte admissible en cisaillement

σ_{tu} : Contrainte admissible en traction

σ_{cy} : Contrainte admissible en compression

CHAPITRE IV:

F_d : Force de traînée

F_I : Force d'inertie

f_l : Contrainte par unité de largeur dans le sens longitudinal

f_t : Contrainte par unité de largeur dans le sens tangentiel

C_d : Coefficient de traînée

ρ : Masse volumique

s : Section du profilé de l'antenne

v : Vitesse avion

M : Moment appliqué

H : Hauteur de l'antenne

b : Distance entre couple

t_1 : Epaisseur (revêtement + Renfort)

β : Facteur de correction du coefficient d'intensité de contrainte

β_f : Facteur de correction de flexion

d : Distance entre trous de fixation de l'antenne

P_a : Poids de l'antenne

P_r : Pas du rivet

N : Facteur de charge

N_z : Facteur de charge exprimé en nombre de g

W : Poids maximum au décollage

e_m : Pincement, distance au bord

\emptyset : Diamètre nominal du rivet

R_s : Charge du rivet (résistance)

R : Charge total supportée par un rivet de la dernière rangée

s_r : Section cisailée du rivet

t_r : Epaisseur du revêtement

e : Epaisseur de renfort

k : Résistance apparente à la rupture (facteur d'intensité de contrainte)

a : Longueur (L) de la crique.

a_c : Longueur critique de la crique.

β_1 : Coefficient d'intensité de contrainte pour un trou crique radialement
 β_2 : Coefficient d'intensité de contrainte pour un trou crique et chargé par un axe (combinaison antenne - rivet)
 σ : Contrainte nominale
 σ_r : Contrainte résiduelle
 σ_n : contrainte nominale sur la partie du revêtement sous le renfort
 σ_{de} : contrainte d'écrasement sur le renfort d'épaisseur (e)
 σ_1 : contrainte max appliquée dans le sens longitudinal
 σ_2 : contrainte d'écrasement sur le revêtement
 σ_g : contrainte appliquée par nombre g
 σ_{tu} : contrainte ultime en traction
 σ_{su} : contrainte ultime en cisaillement
 σ_{sn} : contrainte de cisaillement nominale
 σ_{re} : contrainte d'écrasement sur le revêtement d'épaisseur t_r
 σ_{bu} : Contrainte ultime d'écrasement
 σ_{by} : Contrainte limite élastique d'écrasement
 σ_{ty} : Contrainte limite élastique de traction
 σ_F : Contrainte due à la flexion du fuselage
 σ_f : Contrainte due à la flexion du l'antenne
 σ_i : Contrainte introduite par la force d'inertie due au poids de l'antenne
 σ_T : Contrainte de Hoop tangentielle
 σ_L : Contrainte de Hoop longitudinale

LISTE DES FIGURES

	Page	
CHAPITRE II		
FIGURE II-1	COURBE CONTRAINTE-DEFORMATION ($\sigma_{ty} \geq \frac{2}{3} \sigma_{tu}$)	11
FIGURE II-2	COURBE CONTRAINTE-DEFORMATION ($\sigma_{ty} < \frac{2}{3} \sigma_{tu}$)	12
FIGURE II-3	CONTRAINTES DE PRESSURISATION (HOOP)	14
FIGURE II-4	CONCENTRATION DE CONTRAINTES AUTOUR D'UN TROU	15
FIGURE II-5	FORME DE DECOUPE/DUREE DE VIE EN FATIGUE	16
FIGURE II-6	CONTRAINTES AU NIVEAU D'UNE CRIQUE	17
FIGURE II-7	FACTEUR DE CORRECTION POUR UN TROU CRIQUE DANS UNE PLAQUE EN TRACTION	18
CHAPITRE III		
FIGURE III-1	SIMPLE CISAILLEMENT (SINGLE SHEAR)	21
FIGURE III-2	DOUBLE CISAILLEMENT (DOUBLE SHEAR)	21
FIGURE III-3	TRACTION NETTE	22
FIGURE III-4	DECHIREMENT	22
FIGURE III-5	ECRASEMENT	23
CHAPITRE IV		
FIGURE IV-1	SCHEMA DE L'INSTALLATION DE L'ANTENNE	26

LISTE DES TABLEAUX

Page

CHAPITRE II

TABLEAU II-1	FACTEUR DE CONCENTRATION DE CONTRAINTES	16
TABLEAU II-2	FACTEUR DE CORRECTION β	18
TABLEAU II-3	CARACTERISTIQUES MECANIQUE DE RUPTURE DES ALLIAGES D'ALUMINIUM	19
TABLEAU II-4	CHARGES APPLIQUEES EN VOL	20

CHAPITRE IV

TABLEAU IV-1	DONNEES DU PROBLEME	25
--------------	---------------------	----

ANNEXE

TABLEAU A-1	CONVERSIONS UTILES	
TABLEAU B-1	RESISTANCE NOMINALE DES RIVETS STANDARDS	
TABLEAU B-2	CAPACITE D'UN RIVET EN 2117-T3 DANS UNE TOLE EN 2024-T3	
TABLEAU B-3	CARACTERISTIQUES MECANQUES D'UNE TOLE EN 2024-T3	
TABLEAU C-1	PRINCIPAUX ALLIAGES UTILISES EN AERONAUTIQUES	

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Pour des raisons d'exploitation des avions, il est souvent demandé une modification d'une partie de structure pour l'installation d'un accessoire ou d'un équipement supplémentaire. Une telle modification change forcément la conception d'origine à l'endroit choisi. Il est donc impératif de faire des calculs afin de montrer comment nous devons renforcer la structure pour qu'elle conserve sa résistance initiale. Ces calculs sont aussi importants afin de pouvoir justifier la solution proposée et ainsi obtenir de la FAA la certification permettant de faire voler l'avion dans cette nouvelle configuration.

Notre étude concerne l'analyse structurale de l'installation d'une antenne DME (Distance Measuring Equipment) sur la partie supérieure ou inférieure du fuselage d'un avion de transport civil. Cette antenne est un équipement de mesure de distance entre un avion équipé d'un interrogateur et une station au sol équipée d'un transpondeur. Le but de l'équipement est de fournir au pilote d'une façon permanente sur le tableau de bord la distance oblique entre l'avion et le point de référence d'une station au sol identifiée. L'information est sous forme numérique en NM (Nautical Mile).

Pour réaliser cette installation, une ouverture aux dimensions appropriées est pratiquée sur le revêtement pour faire passer le câblage de l'antenne vers son équipement dans le fuselage. Il faut donc calculer le doubleur (ou le renfort) interne sur lequel va être fixée l'antenne et qui va renforcer l'ouverture. Ce doubleur est riveté au revêtement. Les charges appliquées à l'avion sont inconnues et ne peuvent être obtenues du constructeur et ceci pour des raisons évidentes. Pour s'affranchir de cet obstacle, nous devons:

- Utiliser une méthode appropriée et qui est largement utilisée dans les bureaux d'études (Damage Tolerance Analysis, etc.)
- Tenir compte des mêmes exigences que celles imposées lors de la conception (coefficients de sécurité, marges de sécurité, etc.) et vérifier que la structure modifiée est proprement dimensionnée conformément aux documents de certification initiale FAR de l'appareil.

CHAPITRE -I-



Principe de Conception

I-1 INTRODUCTION

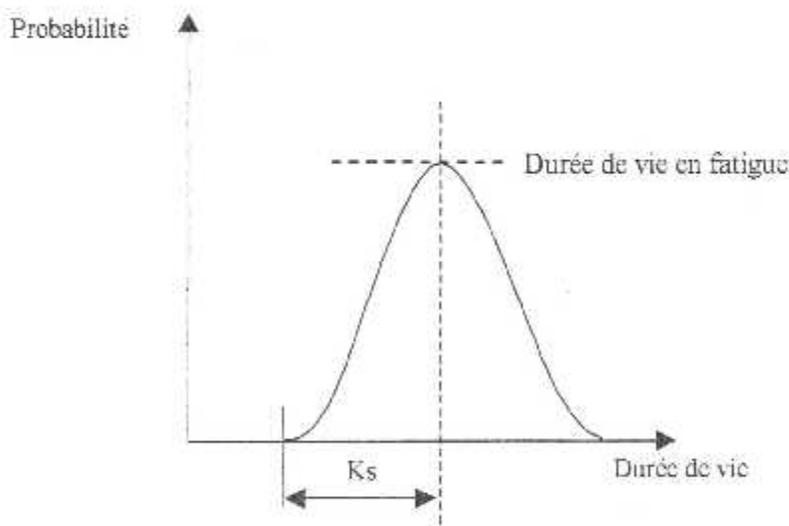
Durant la conception et le calcul de la structure d'un avion, certains principes doivent être respectés pour garantir la résistance de l'assemblage de la structure.

Différents principes sont utilisés par les concepteurs pour s'assurer que les éléments de structure gardent leur intégrité durant le fonctionnement (service).

La résistance statique de la structure, les lois de la résistance des matériaux et le calcul sur ordinateur permettent aux différents éléments de la structure d'être dimensionnés avec précision.

I-2 SAFE-LIFE [4,9,12]

Le safe-life d'un élément sujet aux chargements de fatigue (alternés) est déterminé par des tests en laboratoire. Son safe-life effectif est calculé en considérant un facteur de sécurité $k_s[1]$:



Lorsque la probabilité d'une amorce d'une craque est faible alors nous sommes dans le cas d'un safe-life. Le safe-life effectif est alors calculé en considérant un facteur de sécurité k_s .

Exemple :

Après test de fatigue : Safe-life = 100000 cycles.

Facteur k_s : 3 à 5

Safe-life limite = $10000/5 = 2000$ cycles

Si l'avion effectue 133 cycles par mois, après 15 mois, l'élément sera considéré hors service et doit être remplacé.

Avantage du Safe-life

Il ne nécessite pas d'inspections à des intervalles réguliers (théoriques) mais demande seulement un temps relativement long pour le remplacement au sol.

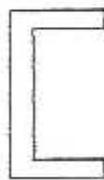
I-3 FAILE-SAFE [4,9,12]

Le principe du Fail-safe tolère la défaillance d'un élément de structure important durant le service due à la fatigue ou à tout autre type de sollicitations; ce qui implique que l'assemblage des structures doit être étudié de tel sorte qu'une défaillance ne provoque pas de catastrophe (sans incidence immédiate sur l'appareil en service).

Un exemple de Fail-safe est d'augmenter le nombre d'éléments assurant une même fonction.

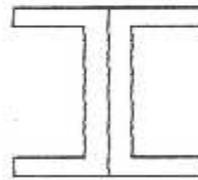
Exemple : Poutre de train principal – Boeing 737 (représentation schématique)

Safe-Life (1 élément)



La probabilité de défaillance pour une certaine période est très faible.

Fail-Safe (2 éléments)



Si un élément structural lâche en service, la défaillance ne provoque pas de catastrophe.

Cependant, dans le cas d'un dommage causé par fatigue, une amorce de crrique dans un élément entraîne un sur chargement de l'élément auquel il est relié (doublé ou attaché), ce qui entraîne un risque d'endommagement durant une période de temps courte.

Le Fail-safe est donc en accord avec les recommandations (ou exigences) de la sécurité aérienne (Airworthiness), mais ne garanti pas dans tous les cas la sécurité totale de l'avion (jusqu'en 1978). Aujourd'hui le principe du fail-safe concerne uniquement la solution finale; maintenant, les notions préférées sont la propagation du dommage et le tolérance au dommage.

I-4 TOLERANCE AUX DOMMAGES (DAMAGE TOLERANCE) [4.9,12]

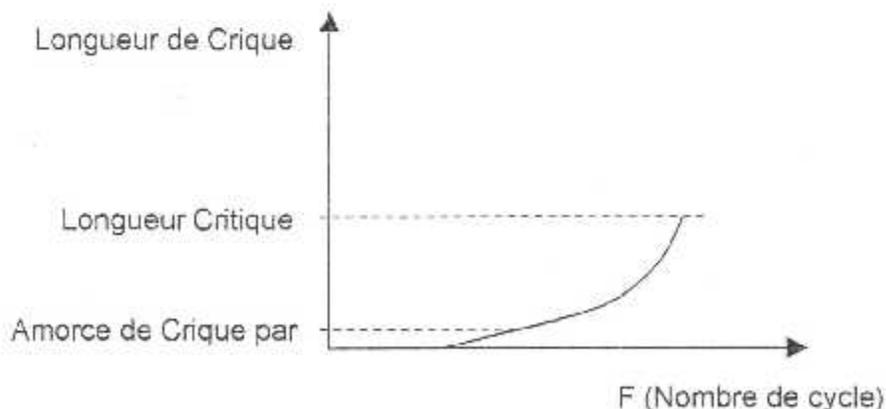
On dit qu'une structure tolère le dommage si celui-ci est détecté avant qu'il n'atteigne ses dimensions critiques.

Pour démontrer qu'un élément de structure tolère le dommage, il faut considérer les points suivants :

- La durée de vie en fatigue correspondant à l'apparition du dommage permet de déterminer les limites d'inspection (inspection threshold)
- Le temps de propagation, d'une dimension de crique détectable jusqu'à sa dimension critique permet de déterminer les intervalles d'inspections.
- La résistance résiduelle correspondant aux charges de Fail-safe (charges limites admissibles, sans danger) permet de déterminer la longueur critique de la crique.
- Les défaillances multiples et les dommages accidentels doivent être considérés.

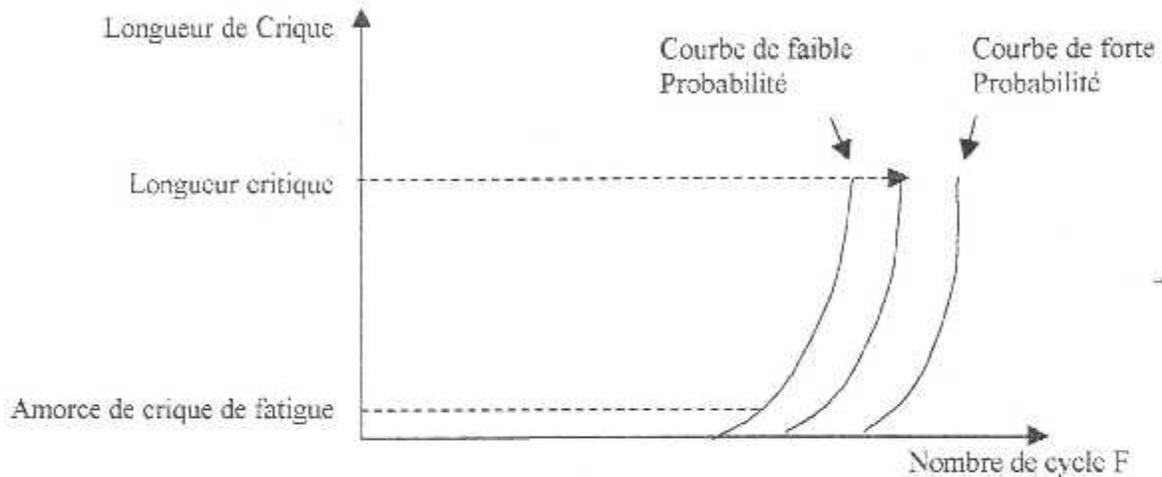
I-5 SEUIL D'INSPECTION (INSPECTION THRESHOLD) [4,9,12]

Si un dommage apparaît à un nombre F de cycles, sa propagation ne va pas causer une défaillance de l'élément concerné durant une période prédéterminée. Cette notion de base est désignée par « propagation de crique » et qui suppose que les lois d'évolution des criques de fatigue sont connues.

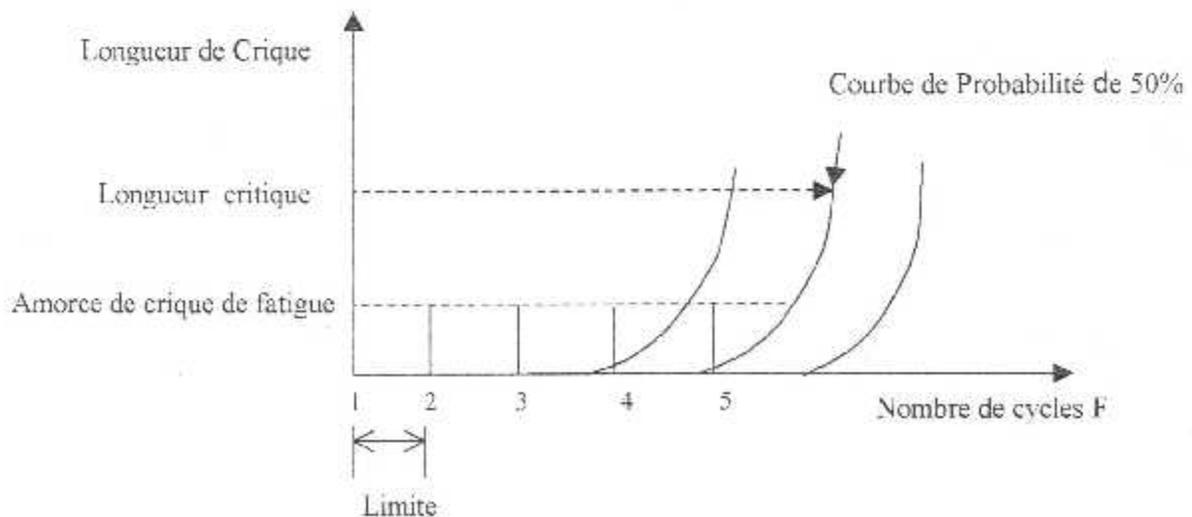


Les lois d'évolution des criques de fatigue sont établies pour un spectre de charge et pour un matériau donné (voir pour une fatigue). Le nombre de cycles pour avoir une amorce de crique est différent pour chaque spécimen; il est compris entre deux courbes de propagation de criques:

- Courbe de faible propagation (proche de 0%)
- Courbe de forte probabilité (proche de 100%)

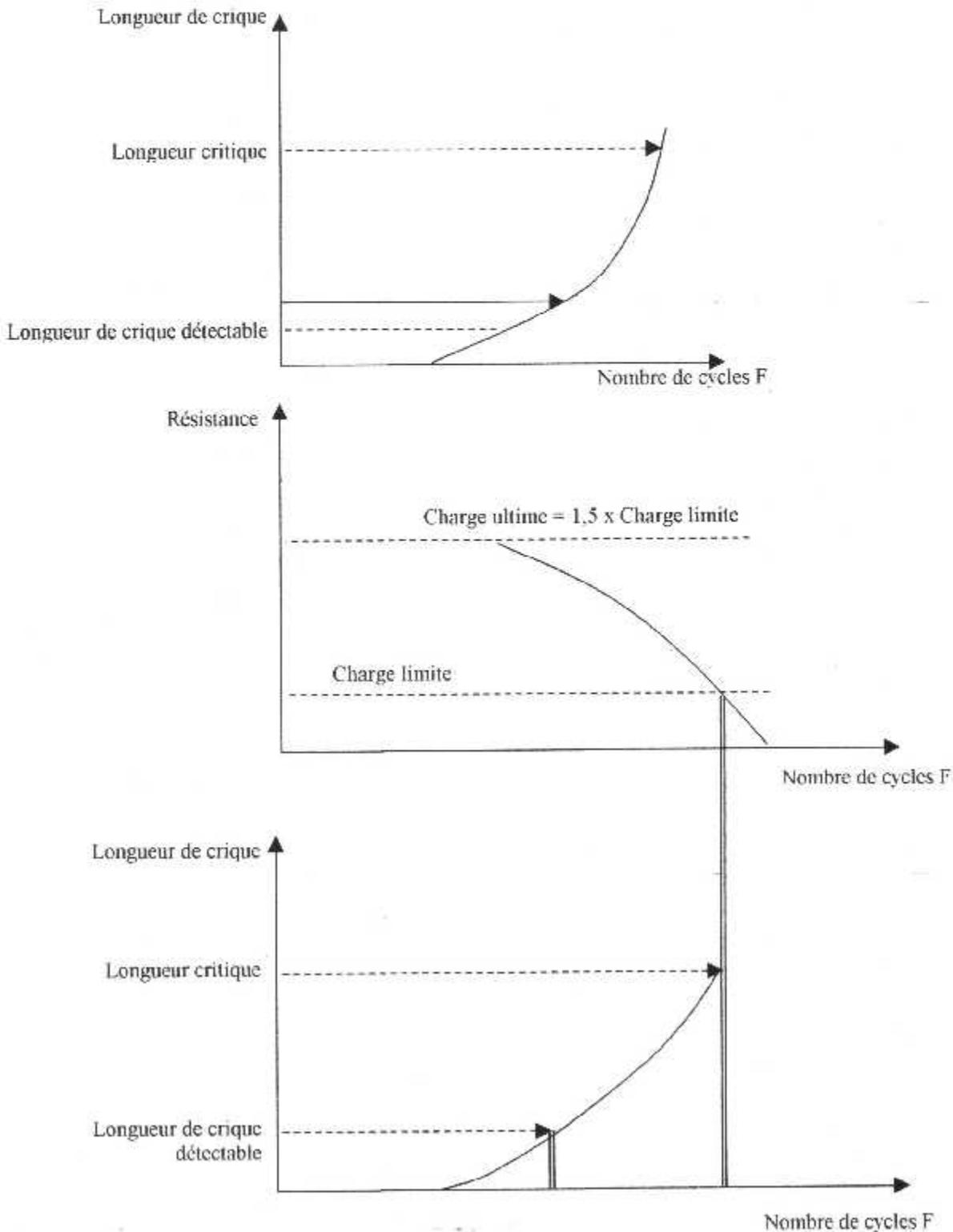


La limite (première inspection) est calculée avec une courbe de probabilité de 50%. le nombre de cycle correspondant à l'amorce de crique est divisé par un facteur (scatter factor) 5. La nouvelle valeur $F/5 = 18000 F$ donne la limite et correspond au « safe-life » de l'élément.

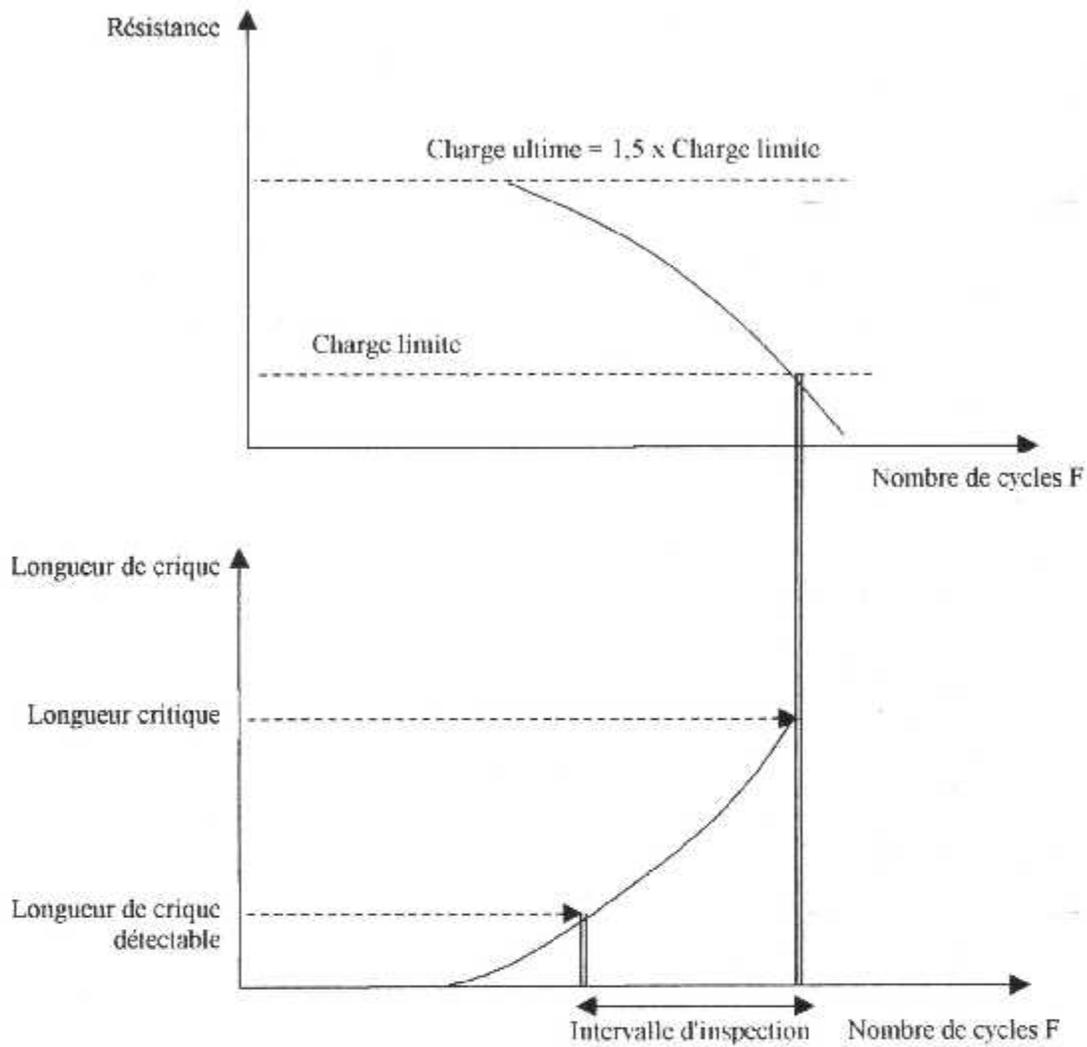


I-6 INTERVALLE D'INSPECTION [4.9,12]

L'intervalle d'inspection est obtenu à partir de l'analyse de la propagation de crique. La taille détectable de la crique dépend du niveau d'inspection choisie (Inspection visuelle, surveillance, inspection spéciale et détaillée). La taille critique de la crique correspond à la taille au delà de laquelle la structure ne peut pas résister aux charges limites (fail-safe).

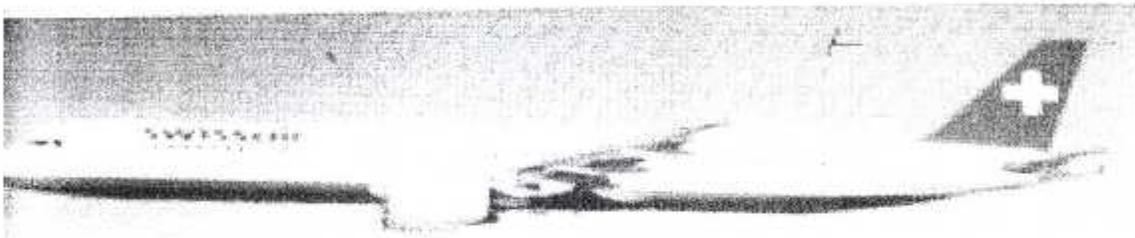


Un facteur minimum (scatter factor) de 2 est utilisé.



Les intervalles répétitifs sélectionnés sont: 6000 F et 12000 F avec une exception possible: exemple 3000 F.

CHAPITRE -II-



Contraintes Appliquées Sur La Structure D'un Avion En Vol

II-1 DESCRIPTION DE LA STRUCTURE D'UN FUSELAGE D'AVION

Le fuselage est une des parties les plus importantes dans la fabrication d'un avion. Il s'agit en fait de sa partie externe, celle qui se trouve directement en contact avec l'air. C'est donc lui qui subit le plus de dégradation. Ainsi, afin de pouvoir y résister, il est nécessaire d'utiliser certains matériaux et de différentes formes, suivant ce à quoi l'avion est destiné.

Il a en général la forme d'un fuseau monocoque, nécessaire dans le cas des avions à cabine pressurisée, pour les vols à haute altitude. On peut aussi adopter un fuselage composé de cadres en forme d'anneaux, fixés aux panneaux de revêtements.

La plupart des fuselages des avions de transport modernes sont de type "semi monocoque" à revêtement travaillant. Les principaux éléments constitutifs sont :

- Les panneaux de revêtement.
- Les couples
- Les longerons
- Les lisses
- Le plancher
- Intercostaux
- Les cloisons de pressurisation (Bulkheads)

a) Les couples ou cadres "Frames":

Ce sont des éléments transversaux qui donnent au fuselage sa forme et dont ils assurent la rigidité. Pour répondre aux conditions de « FAIL SAFE », ils sont aussi rapprochés que possibles (le pas entre couples est aussi conditionné par la résistance au flambage et autres états critiques), on distingue :

- **Les cadres forts**: Reprennent les efforts ponctuels concentrés et les épanouissent sous forme de charges réparties dans la structure. On trouvera des

cadres forts aux jonctions voilure - fuselage, fuselage - mâts réacteurs, aux points de relevage (un vérin prend aussi appui dans certains points repérés par le constructeur, sinon il traverserait la structure). Ces cadres s'appellent aussi les "cadres principaux" ou "couples forts" dont les fonctions sont multiples :

- Ils assurent la jonction de chaque tronçon de fuselage.
 - Ils encaissent les efforts localisés, les plus importants étant à la jonction sauf certains endroits du fuselage "Voilure – Fuselage" où il y'a présence des poutres de train principale.
- **Les cadres courants**: Ils sont régulièrement espacés, leur rôle est d'intégrer les efforts dus à la pressurisation encaissés par le revêtement et de les transformer en contrainte de traction. Les cadres, tendus doivent donc être fermés.

Que les cadres soient forts ou courants, ils engendrent des contraintes de traction et de compression pour les semelles de même que des contraintes de cisaillement pour l'âme des cadres.

b) Les lisses "stringers" : Ce sont les éléments longitudinaux qui raidissent le revêtement. Ils assistent le revêtement dans l'absorption des contraintes longitudinales de torsion pour les lisses supérieures (au dessus du plancher) et de compression pour les lisses inférieures (en dessous du plancher).

c) Le revêtement "skin" : Outre l'isolation thermique et phonique due surtout aux habillages intérieurs (matelas d'isolation et garniture), le revêtement encaisse toutes les contraintes de cisaillement (T_z , T_y et M_x) en jouant le rôle d'âme. Dans le cas où le revêtement est auto-raidi (panneaux intégraux), il joue aussi un rôle analogue à celui de l'extrados et de l'intrados et encaisse une partie des contraintes de traction - compression (M_y , M_z). Il absorbe enfin des charges dues à la pressurisation et les transvase sous forme de σ_1 (voir contraintes sur revêtement) dans les cadres qui s'en trouvent tendus.

d) Les longerons "keel-beam" : Se sont des poutres assimilées à des longerons. Ils supportent les charges de compression au niveau des semelles et de cisaillement au niveau de l'âme. Ils sont localisés au niveau du revêtement inférieur, dans la partie central du fuselage.

e) Le plancher : Constitué par des poutres transversales et longitudinales, de panneaux de plancher, etc. Ils stabilisent et raidissent tout le fuselage.

f) Intercostaux : Se sont des renforts au niveau des ouvertures.

g) Bulkheads : Se sont des cloisons de fin de pressurisation.

II-2 PRINCIPE DE LA RESISTANCE STATIQUE EN AERONAUTIQUE [4,12]

Pour mieux comprendre les exigences de résistance statiques des structures métalliques des avions, nous devons recourir aux courbes standard contraintes - déformations des matières utilisées pour ces structures.

Le module d'élasticité E représente l'angle de la courbe linéaire ou la déformation est directement proportionnelle à la contrainte (loi de Hook des corps élastique).

La limite en traction σ_{ty} est le niveau de contrainte durant lequel le métal atteint sa limite élastique mesurable, il en résulte une déformation permanente de 0.002 in/in. Les contraintes qui dépassent ce seuil déforment définitivement le métal. Comme la structure doit être capable de supporter des charges limites sans déformations permanentes, la contrainte limite de calcul f_{tl} (en traction) doit être inférieure à la limite élastique σ_{ty} .

La résistance ultime σ_{tu} (admissible) en traction est le niveau de contrainte maximum observé juste avant la rupture ou la défaillance du métal. Comme la structure doit être capable de supporter des charges ultimes (admissibles) sans

rupture, la contrainte ultime de calcul f_{tu} (en traction) doit être inférieure à la contrainte admissible σ_{tu} .

σ_{tu} est toujours prise comme contrainte critique lors des calculs, mais si σ_{ty} est inférieure au $2/3$ de σ_{tu} , la contrainte ultime admissible de calcul sera $1.5 \sigma_{ty}$.

La différence entre la contrainte ultime calculée f_{tu} et la contrainte ultime admissible σ_{tu} est définie comme la marge de sécurité MS.

Le dommage admissible maximum sur un composant structural est fonction directe de la marge de sécurité dans la conception d'origine (avant dommage).

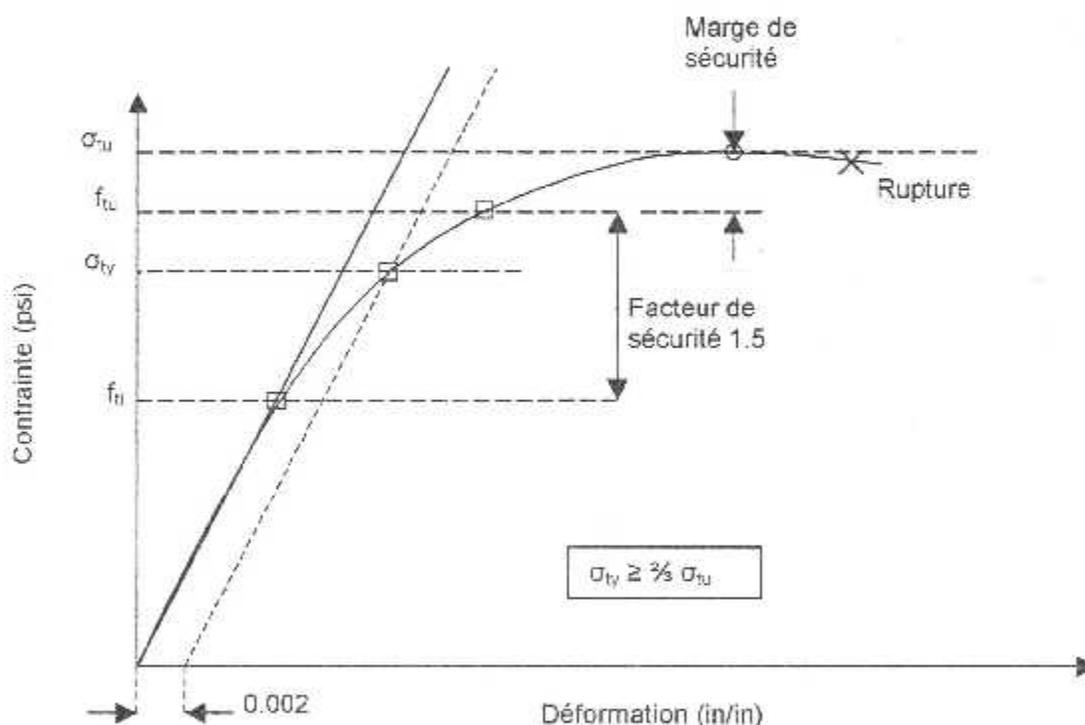


FIGURE II-1: COURBE CONTRAINTE-DEFORMATION ($\sigma_{ty} \geq \frac{2}{3} \sigma_{tu}$) [4,12]

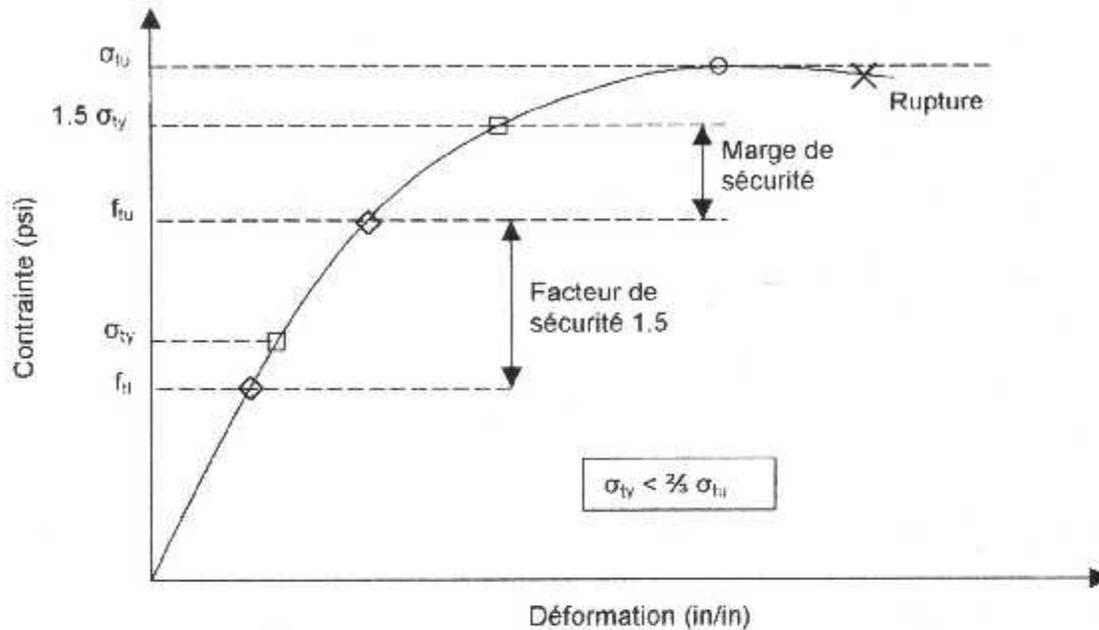


FIGURE II-2: COURBE CONTRAINTE-DEFORMATION ($\sigma_{ty} < \frac{3}{5} \sigma_{tu}$) [4,12]

Définition des contraintes [4,12]:

σ_{ty} : limite élastique (en traction) mesurable du spécimen

σ_{tu} : contrainte ultime (admissible en traction) observée juste avant la rupture spécimen

σ_{su} : contrainte ultime (admissible en cisaillement) observée juste avant la rupture du spécimen

σ_{bru} ou σ_{bu} : contrainte ultime d'écrasement du spécimen (pour chaque $\frac{e}{D}$)

σ_{bry} ou σ_{by} : limite élastique d'écrasement du spécimen (pour chaque $\frac{e}{D}$)

e : distance de l'axe de la fixation au bord de la plaque

D : diamètre nominal du trou de fixation.

f_{ti} : contrainte limite de calcul ($< \sigma_{ty}$)

f_{tu} : contrainte ultime de calcul ($< \sigma_{tu}$)

P : Charge appliquée

1.5: coefficient de sécurité [FAR 25.303]

Marge de sécurité MS [4,12]:

Si $\sigma_{ty} \geq \frac{2}{3} \sigma_{tu}$, alors σ_{tu} est une contrainte critique de calcul:

$$MS = (\sigma_{tu}/f_{tu}) - 1$$

Si $\sigma_{ty} < \frac{2}{3} \sigma_{tu}$, alors la contrainte critique de calcul est $1.5 \sigma_{ty}$:

$$MS = (1.5 \sigma_{ty}/f_{tu}) - 1$$

II-3 CONTRAINTES DE PRESSURISATION [7,11]

Sur les avions modernes et à une altitude Z donnée, à l'intérieur de la cabine sont maintenues des conditions correspondant à une altitude inférieure de l'ordre de 2000 m (la pression interne de la cabine est plus élevée qu'à l'extérieur: $\Delta P > 0$), d'où l'on dit que la pressurisation "gonfle" le fuselage et engendre des contraintes.

Ces contraintes sont dues à la pression différentielle. Ce sont des contraintes de traction tout autour de la cabine. Elle s'ajoutent à la contrainte de traction due au poids dans la partie supérieure et se retranchent, de la contrainte de compression due au poids, dans la partie inférieure. Ce qui implique une diminution des risques de flambage.

Ces contraintes sont désignées par contrainte longitudinale σ_L et tangentielle σ_T (appelées aussi, dans la littérature aéronautique, contraintes de Hoop).

Comme les épaisseurs standards du revêtement des avions actuels sont de 0.8 à 1.8 mm et possèdent de grands rayons (2 à 6 m), celui-ci peut être considéré comme une enveloppe à paroi mince et de ce fait les contraintes sont données par:

$$\sigma_T = r \Delta P/t \quad (II-1)$$

$$\sigma_L = \frac{1}{2} r \Delta P/t \quad (II-2)$$



Où:

- t : épaisseur du revêtement à la station considérée.
- r : rayon du fuselage à la station de calcul.
- ΔP : différence de pression à l'altitude de vol.

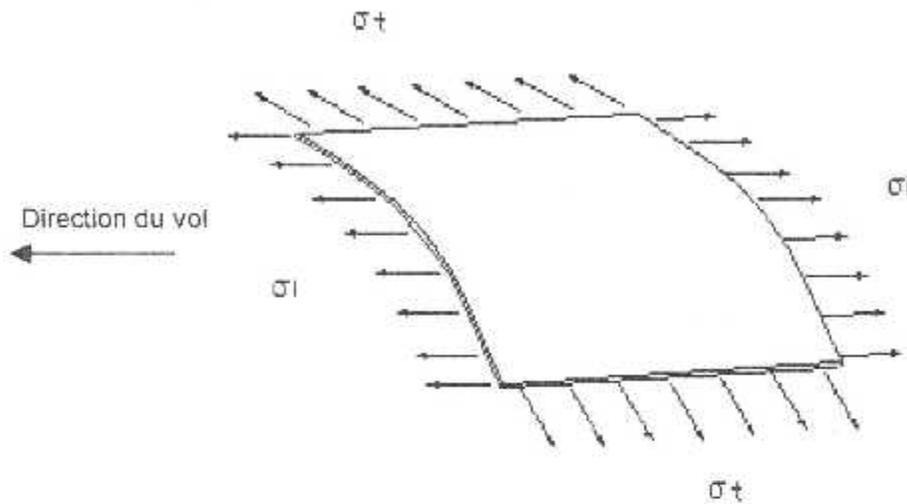


FIGURE II-3: CONTRAINTES DE PRESSURISATION

II-4 CONCENTRATIONS DE CONTRAINTES [4,8,9,11,12]

Chaque pièce mécanique est conçue pour une durée de vie prévue d'avance dépendant des chargements et contraintes qu'elle subira en fonctionnement. La plupart des pièces sont conçues pour durer autant que l'avion. Quelques pièces critiques doivent être remplacées après un certain nombre de cycles de vol.

Dans certains cas, la durée de vie des pièces sont plus courtes due à certains défauts qui engendrent des surcontraintes. Ces défauts (discontinuités) peuvent être des fissures (craques), des entailles, des rayures, des coupures dues à l'outil des machines, de la corrosion, des bords non ébavurés et tranchants, des trous, etc.

Le facteur de concentration de contraintes k_t mesure l'augmentation des contraintes est et souvent défini par:

$$k_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_n} \quad (\text{II-3})$$

Où:

σ_{\max} : contrainte maximale observée.

σ_n : contrainte nominale.

σ_n n'a pas toujours la même définition est dépend de la discontinuité et de l'auteur.
 k_t peut augmenter largement si les discontinuités sont suffisamment abruptes ou aigus.

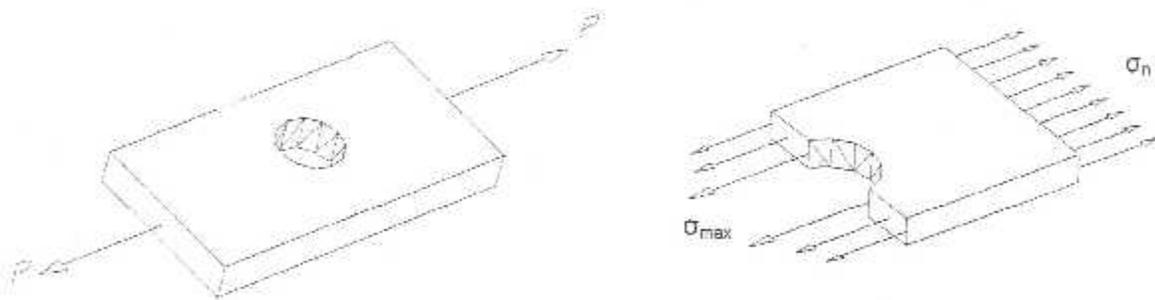


FIGURE II-4: CONCENTRATION DE CONTRAINTES AUTOUR D'UN TROU

La forme et l'orientation des découpes des éléments de structure sont importantes pour le contrôle du "pic" des contraintes. Généralement, les formes elliptiques orientées tel que le grand axe est parallèle à l'axe de la traction principale sont les meilleures. Les structures cisailées où la direction de la traction varie beaucoup, la forme circulaire représente le meilleur compromis

II-5 INTENSITE DE CONTRAINTES [4,8,9,11,12]

Les contraintes ($\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$) qui se développent au niveau des extrémités d'une crique peuvent être très importantes. La distribution de ces contraintes dépend de r et θ tel que montré ci-dessous:

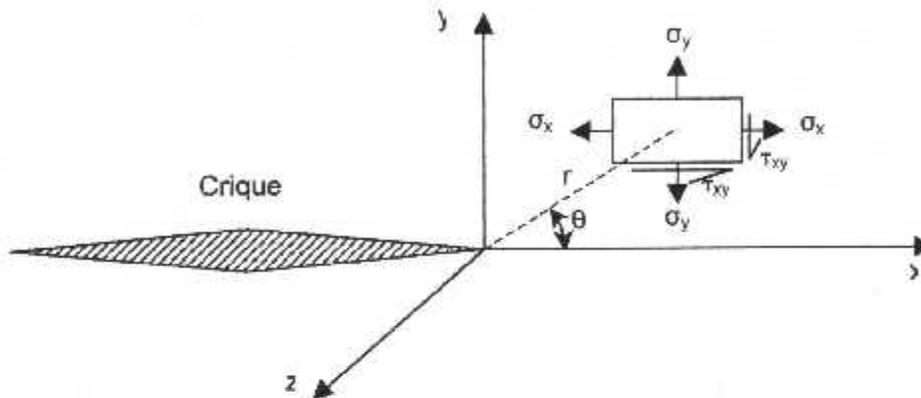


FIGURE II-6: CONTRAINTES AU NIVEAU D'UNE CRIQUE

La différence entre une structure criquée et une autre dépend de la configuration de la structure criquée et de la manière dont elle est chargée. Le paramètre permettant d'apprécier cette différence est appelé "facteur d'intensité de contrainte" k . Ce dernier mesure l'importance du champ de contrainte au niveau des extrémités d'une crique.

Pour notre étude, nous considérons le cas d'un trou circulaire criqué, dans une tôle (chargée en traction) de largeur grande devant le diamètre et la taille des criques généralement observées. La tôle est alors considérée comme une plaque fine de largeur infinie travaillant en traction (contraintes de pressurisation). Dans ce cas, le facteur d'intensité de contrainte k dépend en général du niveau de contrainte appliquée et de la longueur de la crique développée: *∝ l'importance*

$$k = \sigma \beta \sqrt{\pi a} \tag{II-3}$$

CHAPITRE II - CHARGES APPLIQUEES SUR LA STRUCTURE D'UN AVION EN VOL

Où:

σ : Contrainte nominale

β : Approximation de Newman de la solution de Bowie (correction)

a : Longueur (L) de la crique

R : Rayon du trou.

a/R	β
0,00	3,39
0,10	2,73
0,20	2,30
0,30	2,04
0,40	1,86
0,50	1,73
0,60	1,64
0,80	1,47
1,00	1,37
1,50	1,18
2,00	1,06
3,00	0,94
5,00	0,81
10,00	0,75
12,00	0,707
∞	0,707

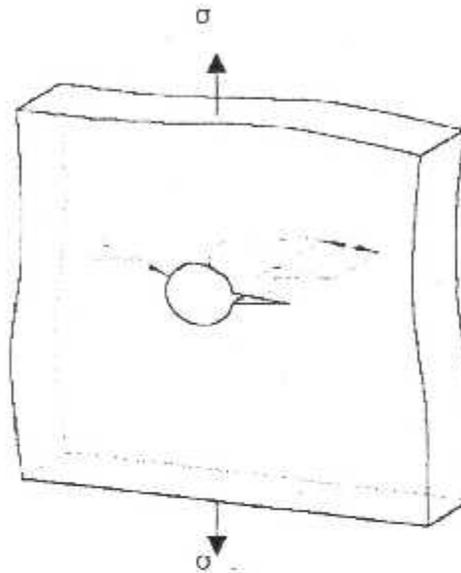


TABLEAU II-2: FACTEUR DE CORRECTION β

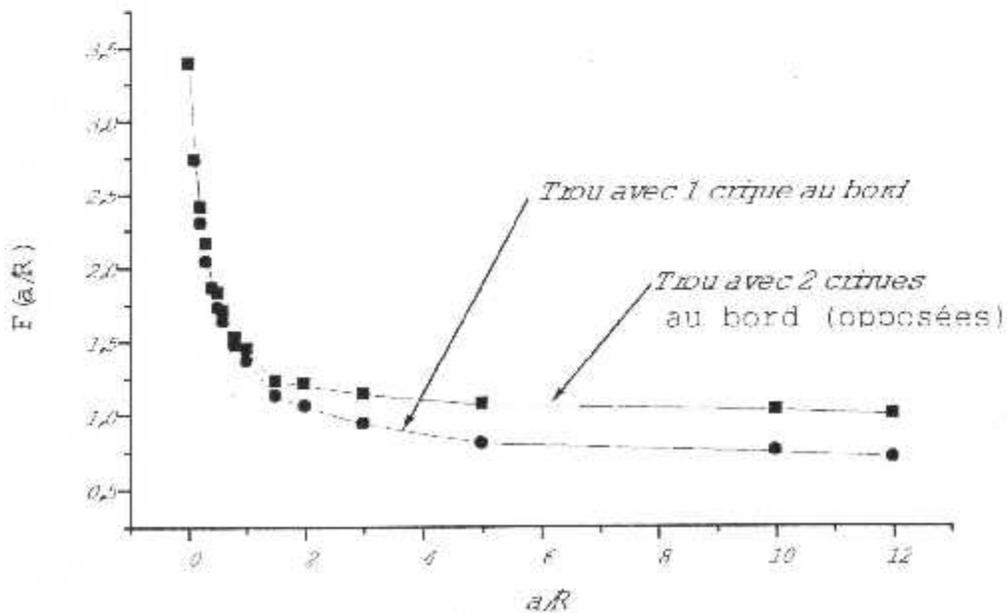


FIGURE II-7: FACTEUR DE CORRECTION POUR UN TROU CRIQUE DANS UNE PLAQUE EN TRACTION

CHAPITRE II - CHARGES APPLIQUEES SUR LA STRUCTURE D'UN AVION EN VOL

La différence entre le facteur de concentration de contraintes k_t et le facteur d'intensité de contrainte est que le premier tient compte des variables géométriques, de la longueur et du rayon des extrémités de la crique, alors que le deuxième paramètre tient compte des termes géométriques (longueur de crique avec extrémités très aiguës) et du niveau des contraintes. De ce fait, le facteur d'intensité de contraintes fournit plus d'information que l'autre facteur.

Une fois le facteur d'intensité de contrainte connu pour un échantillon de pièce, il est alors possible de déterminer le facteur maximum d'intensité de contrainte causant une rupture. Ce facteur critique est alors appelé résistance à la rupture k_c du spécimen ou tenacité.

Le tableau ci-dessous contient les propriétés mécaniques des alliages les plus utilisés en aéronautique, applicable pour le cas d'un état de contraintes planes (exemple: revêtement du fuselage).

Alliages d'aluminium		k_c	a_c	C	m
2024-T6	Forgé	16	0.160	3.0×10^{-13}	3.0
2024-T3	Tôle/Plaque	83.44	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2024-T4	Laminé	36	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2090-T83	Tôle/Plaque	30	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2324-T39	Tôle/Plaque	98	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
6061-T6	Laminé	36	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
7055-T7751	Tôle/Plaque	70	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
7075-T3	Forgé	20-24	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7075-T6	Plaque	68	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7075-T6	Tôle (0.09")	42	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7079-T6	Forgé	20	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7150-T651	Tôle/Plaque	55	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7178-T6	Laminé	20	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
5083-0	Plaque (2")	40	0.095-120	1.3×10^{-13}	2.0

TABLEAU II-3: CARACTERISTIQUES MECANIQUE DE RUPTURE DES ALLIAGES D'ALUMINIUM

Avec:

- Résistance à la rupture k_c (ksi $\sqrt{\text{in}}$)
- Longueur critique a_c de la crique (inch)
- C, m: Constantes de l'équation de Paris: $dn/da = C (\Delta K)^m$

CHAPITRE II - CHARGES APPLIQUEES SUR LA STRUCTURE D'UN AVION EN VOL

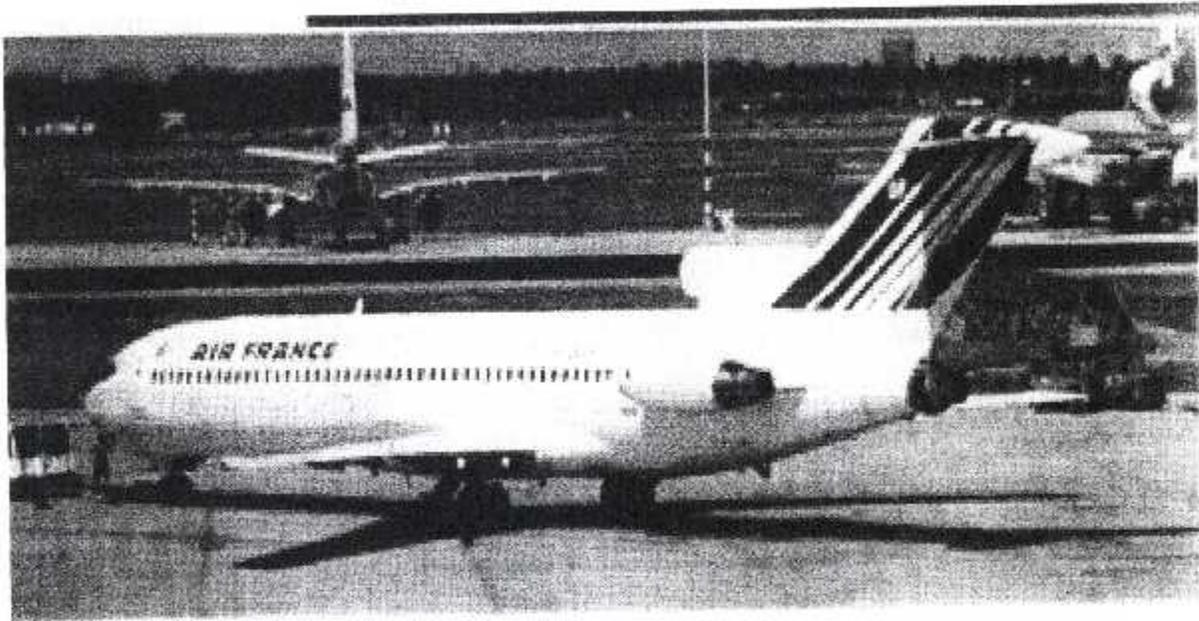
Enfin, il est utile de rappeler que nous avons abordé ce chapitre en considérant que nous sommes en mode I de chargement (les surfaces de la crrique s'éloignent l'une de l'autre sous chargement de traction). Ce mode est le plus souvent observé pour les structures aéronautiques.

II-6 CHARGES APPLIQUEES EN VOL [3,7,12] SUR LA PARTIE ÉTUDIÉE :

Partie avion	Structure	Élément	Type de charge	Contrainte de calcul
Fuselage	Lisse	Supérieure	Axiale/Traction	σ_{tu}
	Lisse	Inférieure	Axiale/Compression	σ_{cy}
	Panneau Revêtement	-	Traction de Hoop (contraintes de pressurisation)	σ_{tu}
	Couples et poutres	Semelles	Axiale/traction et compression	σ_{tu}, σ_{cy}
		Ame	Cisaillement	σ_{su}
	Poutre de quille "Keel-beam"	Semelles	Axiale/Compression	σ_{cy}
Ame		Cisaillement	σ_{su}	
Aile	Revêtement et lisse	Supérieurs	Axiale/Tansversale/Compression	σ_{cy}
		Inférieurs	Axiale/Tansversale/Traction	σ_{tu}
	Nervure	Semelles	Axiale/Traction ou Compression	σ_{tu}, σ_{cy}
		Ame	Cisaillement	σ_{su}
	Longerons	Semelles Sup.	Axiale/Compression	σ_{cy}
		Semelles Inf.	Axiale/Traction	σ_{tu}
Stabilisateur Horizontal	A l'opposé de l'aile pour le chargement des semelles			
Stabilisateur Vertical	Même chose que pour l'aile, mais les charges appliquées dans les deux directions			

TABLEAU II-4: CHARGES APPLIQUEES EN VOL

CHAPITRE -III-



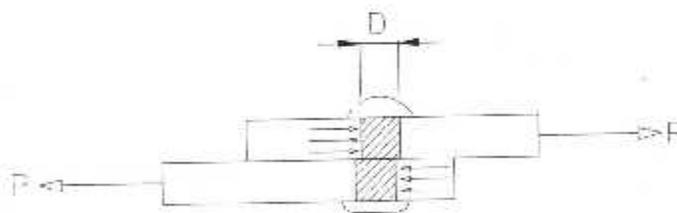
Mode De Ruptures Des Structures Rivetées
Et / Ou BOULONNES

III-1 INTRODUCTION

En aéronautique, les structures et les sous structures sont composées d'assemblage de tôles, de ferrures, de tenons, etc. avec des rivets et boulons. Ces assemblages doivent être vérifiés pour s'assurer que les types de ruptures suivantes ne se produisent pas:

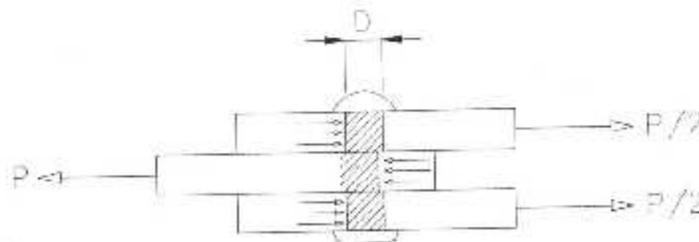
- Cisaillement de boulon ou rivet
- Traction nette
- Déchirement de la structure (cisaillement à deux plans)
- Ecrasement des trous de fixations

III-2 CISAILLEMENT DE BOULON OU RIVET [3,4,12]



$$\sigma = \frac{4P}{\pi D^2}$$

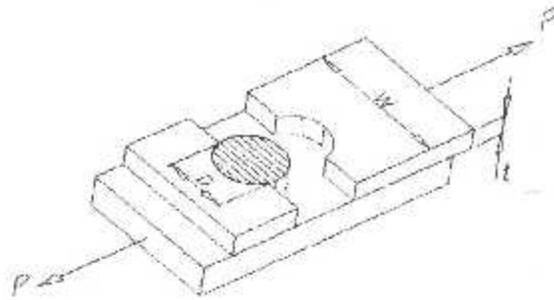
FIGURE III-1 SIMPLE CISAILLEMENT (SINGLE SHEAR)



$$\sigma = \frac{2P}{\pi D^2}$$

FIGURE III-2 DOUBLE CISAILLEMENT (DOUBLE SHEAR)

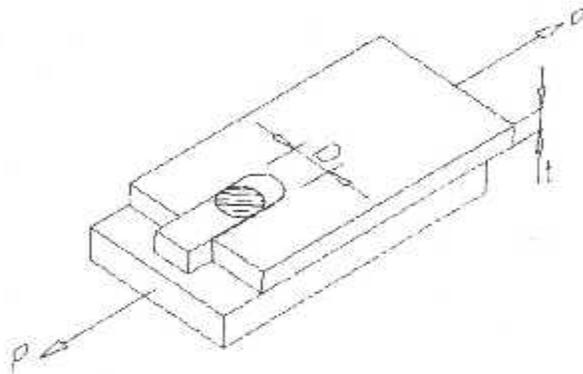
III-3 TRACTION NETTE [3.4,12]



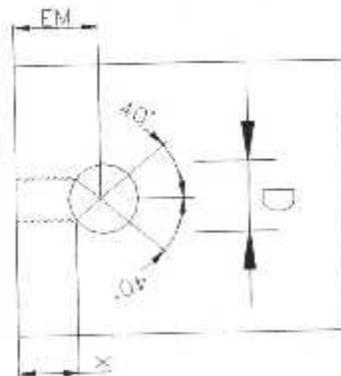
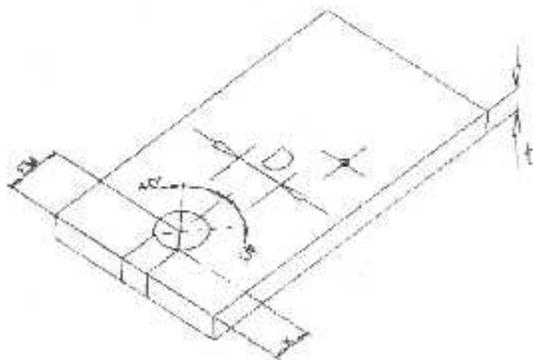
$$\sigma = \frac{P}{(W - D)t}$$

FIGURE III-3 TRACTION NETTE

III-4 DECHIREMENT DE LA STRUCTURE [3.4,12]



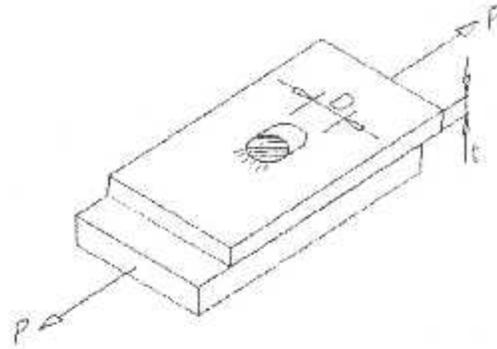
$$\sigma = \frac{P}{2xt}$$



$$x = EM - \frac{D}{2} \cos 40^\circ$$

FIGURE III-4 DECHIREMENT

III – 5 ECRASEMENT DES TROUS DE FIXATIONS [3.4,12]



$$\sigma = \frac{P}{Dt}$$

FIGURE III-5 ECRASEMENT

La distribution des contraintes est relativement complexe et difficile à évaluer, c'est pourquoi, il est souvent supposé une distribution de contrainte uniforme ou moyenne dans tous les cas. Toutes les contraintes admissibles utilisées en design et en réparation/modification sont aussi des contraintes moyennes obtenues des nombreux tests effectués sur des jonctions similaires de structure. La contrainte moyenne dans les quatre cas de mode de rupture est :

$$\sigma = \frac{P}{s}$$

Où:

P: charge appliquée,

s: section sur laquelle se produit la rupture [Voir figures ci-dessus]

La marge de sécurité est donc:

$$MS = \frac{\sigma_a}{\sigma} - 1$$

Où:

σ_a : contrainte admissible (contrainte ultime)

σ : contrainte obtenue de la charge P, incluant en facteur de sécurité général 1,5 [FAR 25.303] et souvent un facteur d'assemblage 1,15 ou 1,20 [far 25.625].

CHAPITRE III- MODES DE RUPTURE DES JOINTS RIVETES ET/OU BOULONNES

L'indice a dans σ_a peut être associé soit au cisaillement (σ_{su}), soit à la traction nette (σ_{tu}), soit à la compression (σ_{cy}), soit à l'écrasement (σ_{bu} ou σ_{bru}), soit à la flexion (σ_{bdu}), selon le cas, σ est la contrainte correspondante calculée.

CHAPITRE -IV-



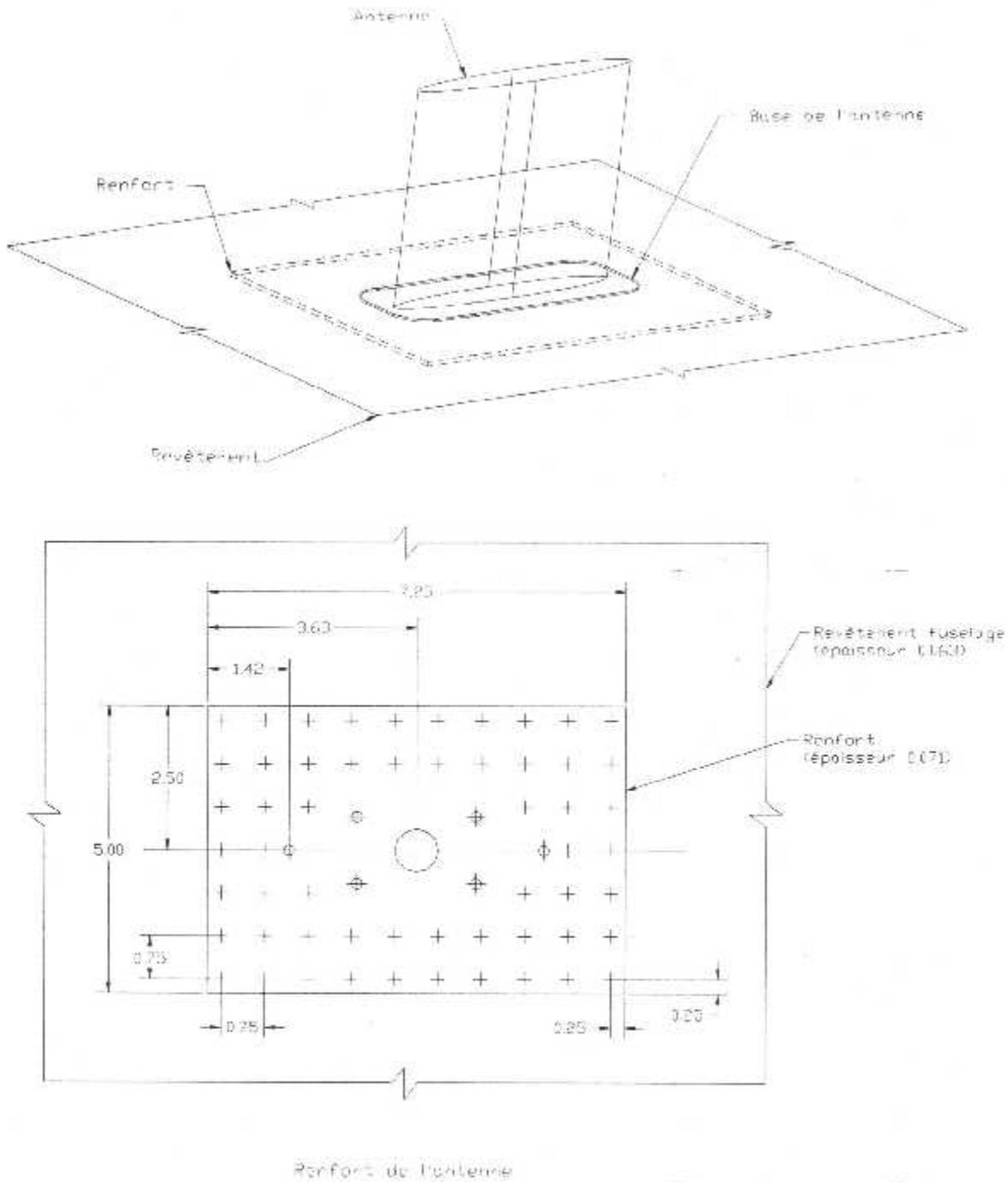
Analyse Structurale
de L'installation d'une Antenne

IV-1 DONNEES DU PROBLEME

Avion	Différence de pression maximale certifiée	$\Delta P = 10 \text{ psi}$	
	Vitesse avion	$V = 300 \text{ knots}$	555.6 km/h
	Masse volumique	$\rho = 0.0023769 \text{ slug/ft}^3$	1.225 kg/m ³
	Poids maximal au décollage	$W = 155000 \text{ lbs}$	
	Rayon fuselage	$r = 65 \text{ in}$	
Revêtement	Matière	2024-T3	
	Epaisseur	$t = 0.063 \text{ in}$	
	Résistance à la rupture	$R_p = 83.44 \text{ (ksi } \sqrt{\text{in}} \text{)}$	
	Distance entre couple	$B = 10 \text{ in}$	
	Coefficient de concentration de contrainte (trou circulaire)	$K_t = 3$	
Renfort (doubleur)	Matière	2024-T3	
	Epaisseur	$e = 0.071 \text{ in}$	
Antenne	Hauteur	$H = 3.69 \text{ in}$	
	Longueur	$L = 4.5 \text{ in}$	
	Largeur	$l = 0.6 \text{ in}$	
	Section = $H \cdot l$	$s = 2,214 \text{ in}^2$	
	Poids	$P_a = 0.25 \text{ lbs}$	
	Coefficient de traînée pour ellipse (7.5:1)	$C_d = 0.20$	
	Distance entre trous d'attache	$d = 4.5 \text{ in}$	
	Rivet	Matière	2117-T3 (AD)
Diamètre		$\Phi = 1/8 \text{ in}$	
Pas de rivet (4 Φ à 6 Φ)		$p_r = 0.75 \text{ in}$	
Pincement du rivet (2* Φ)		$e_m = 0.25 \text{ in}$	

TABLEAU IV-1: DONNEES DU PROBLEME

IV-2 REPRESENTATION SCHEMATIQUE DE L'INSTALLATION



-  Trou pour buse (Ø=0.075)
-  Trou (Ø63) de fixation antenne (Ø=0.063)
-  Trou de fixation du renfort (Ø=0.025)

FIGURE IV-1: SCHEMA DE L'INSTALLATION DE L'ANTENNE

IV-3 CALCUL DES CONTRAINTES INDUITES PAR L'INSTALLATION DE L'ANTENNE

IV-3-1 Force de traînée

Nous calculons cette force par la formule simple suivante:

$$F_c = \frac{1}{2} \cdot C_d \cdot \rho \cdot s \cdot v^2 \quad (IV-1)$$

Où:

C_d : coefficient de traînée pour une section elliptique de l'antenne

ρ : masse volumique de l'air à l'altitude de vol

s : section du profil de l'antenne considérée comme une ellipse

v : vitesse avion

le coefficient de sécurité générale étant égale à 1,5 [FAR 25.303]

Application numérique:

$C_d = 0,20$ (La section de l'antenne assimilée à une ellipse de rapport 7.5:1)

$\rho = 0,0023769 \cdot 0,01862 = 0,0000442 \text{ lbs /in}^3$

$s = h \cdot l = 3,69 \cdot 0,6 = 2,214 \text{ in}$

$v = 607,61038 = 36912648,03 \text{ in/s}$

$F_d = 0,94 \text{ lbs}$

En introduisant le facteur de sécurité général 1.5 [FAR 25.303], nous obtenons:

$F_d = 1,41 \text{ lbs}$

IV-3-2 Contrainte due à la flexion de l'antenne:

Nous calculons la contrainte due à la flexion de l'antenne par [11]:

$$\sigma_f = \beta_f \cdot M / b \cdot t^2 \quad (IV-2)$$

Où:

M : moment appliqué (égale à $F_d \cdot H/2$)

H : hauteur de l'antenne

F_d : force de traînée

b : distance entre couple.

t_t : épaisseur totale (revêtement + renfort)

β_f : facteur de correction (tirer de [11] pour un tourillon en flexion dans une plaque)

d: distance entre trous de fixations de l'antenne

Application numérique:

$$d/2b = 0,225 \Rightarrow \beta_f = 2,48$$

$$M = 1/2(F_d \cdot h) \quad (IV-3)$$

$$M = 0,5 \cdot (1,41 \cdot 3,69)$$

$$M = 2,6 \text{ lbs} \cdot \text{in}$$

$$b = 10 \text{ in}$$

$$t_1 = 0,063 + 0,071 = 0,134 \text{ in}$$

$$\sigma_f = 2,48 \cdot 2,6 / (10 \cdot 0,0179)$$

$$\sigma_f = 36,02 \text{ psi}$$

IV-3-3 Contrainte introduite par la force d'inertie due au poids de l'antenne

Nous utilisons la formule de la contrainte introduite par la force d'inertie:

$$\sigma_i = \beta_f M / (b \cdot t^2) \quad (IV-4)$$

Où:

M: Moment du à F_i

F_i : Force d'inertie

P_a : Poids de l'antenne

Avec:

$$F_i = n \cdot P_a \quad (IV-5)$$

n: facteur de charge du à une accélération de 9 g avant/arrière imposée par [FAR 25.561] dans les conditions d'atterrissage d'urgence.

Cette force va provoquer une flexion M de l'antenne. Les autres accélérations imposées par [FAR 25.561] suivant les autres axes sont inférieures, si bien que le calcul pour 9 g est largement suffisant.

D'où:

$$M = 1/2 (9 \cdot P_a) \cdot h$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

Application numérique:

$$P_a = 0,25 \text{ lbs}$$

$$h = 3,69 \text{ in}$$

$$F_i = 0,25 * 9 * 1,5$$

$$\Rightarrow F_i = 3,38 \text{ lbs}$$

$$M = \frac{1}{2} (0,25 * 9) * 3,69$$

$$\Rightarrow M = 4,15 \text{ lbs. in}$$

$$\beta_f = 2,48$$

$$b = 10 \text{ in}$$

$$t_1 = 0,063 + 0,071 = 0,134 \text{ in}$$

D'où:

$$\sigma_l = 2,48 * 4,15 / (10 * 0,134^2)$$

$$\Rightarrow \sigma_l = 57,49 \text{ psi}$$

IV-3-4 Contraintes dues a la pressurisation du fuselage

En raison de la pressurisation du fuselage, celui-ci se trouve en vol à une "altitude cabine" inférieure à l'altitude réelle de l'avion; la pression interne est donc plus élevée que la pression extérieure et la structure du fuselage doit supporter une pression différentielle suivante:

$$\Delta P = P_{\text{intérieure}} - P_{\text{extérieure}} \quad (\text{IV-6})$$

Le revêtement du fuselage est soumis à deux types de contraintes (Hoop) [7, 11]:

- Contrainte tangentielle σ_T
- Contrainte longitudinale σ_L

Avec:

$$\sigma_T = r \Delta P / t \quad (\text{IV-7})$$

$$\sigma_L = \frac{1}{2} \sigma_T \quad (\text{IV-8})$$

Où:

- t: épaisseur du revêtement à la station de calcul
- r: rayon du fuselage à la station de calcul

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

- ΔP : différence de pression à l'altitude de vol .

Application numérique:

$$r = 65 \text{ in}$$

$$\Delta P = 10 \text{ psi}$$

$$\sigma_T = \frac{65 \cdot 10}{0,063}$$

$$\Rightarrow \sigma_T = 10317,46 \text{ psi}$$

$$\sigma_L = \frac{1}{2} \sigma_T = \frac{1}{2} \cdot (10317,46)$$

$$\Rightarrow \sigma_L = 5158,73 \text{ psi}$$

IV-3-5 Contrainte due à la flexion du fuselage

Le revêtement supérieur du fuselage travail principalement en traction. Nous supposons que le revêtement atteindra sa limite élastique sans la contrainte longitudinale σ_L .

D'où:

$$\sigma_F = \sigma_{ty} - \sigma_L \quad (\text{IV-9})$$

Où:

σ_{ty} : contrainte limite élastique du revêtement

Application numérique:

$\sigma_{ty} = 40 \text{ ksi} = 40000 \text{ psi}$ (matière: 2024-T3 et épaisseur $t = 0,063 \text{ in}$) (Tableau B-3)

D'où:

$$\sigma_F = 40000 - 5159$$

$$\Rightarrow \sigma_F = 34841 \text{ psi}$$

Selon [FAR 25.337], la structure doit supporter un facteur de charge N_z (exprimé en nombre de g) égale à :

$$N_z = 2,1 + 24000/(W + 10000) \quad (\text{IV-10})$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

Où:

W: poids maximum au décollage

W = 15500 lbs (exemple d'un avion de la taille d'un Hercules L100-30)

D'où:

$$N_z = 2,1 + 24000/(15000+10000)$$

$$\Rightarrow N_z = 2,245 \text{ g}$$

En introduisant le coefficient de sécurité général 1,5 [FAR 25.303], nous obtenons:

$$N = 1,5 N_z$$

D'où:

$$N = 1,5 * 2,245 \text{ g}$$

$$\Rightarrow N = 3,367 \text{ g}$$

La contrainte appliquée par nombre g est:

$$\sigma_g = \sigma_F / N$$

$$N = 3,367 \text{ g}$$

$$\sigma_F = 34841 \text{ lsi}$$

$$g = 9,81$$

D'où:

$$\sigma_g = 348841/3,367$$

$$\Rightarrow \sigma_g = 10347,78 \text{ psi/g}$$

Marges de sécurité

a/ Au point de traction ultime σ_{tu} :

$$MS = (\sigma_{tu}/\sigma_{app}) - 1 \quad (IV-11)$$

Où:

- σ_{tu} : contrainte ultime en traction (du revêtement)

- σ_{app} : contrainte total appliquée

$$\sigma_{tu} = 61 \text{ ksi} = 61000 \text{ psi} \text{ (Tableau B-3)}$$

$$\sigma_{app} = \sigma_L + \sigma_{1g}$$

Avec:

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

$$\sigma_{1g} = \sigma_g \cdot 1g \text{ (en vol uniforme)}$$

D'où:

$$\sigma_{1g} = 10347,78 \text{ Psi}$$

$$\sigma_{app} = 5158,73 + 10347,78$$

$$\Rightarrow \sigma_{app} = 15506,78 \text{ Psi}$$

Donc :

$$MS = (61000/15506,51) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 2,93$$

b/ Au point limite élastique σ_{ty} :

$$MS = (\sigma_{ty}/\sigma_{app}) - 1 \quad (IV-12)$$

Où:

- σ_{ty} : limite élastique en traction

$$\sigma_{ty} = 40 \text{ ksi} = 40000 \text{ psi} \text{ (Tableau B-3)}$$

D'où:

$$MS = (40000/15506,51) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,58$$

Les deux marges de sécurité sont positives.

IV-3-6 Contraintes par unité de largeur

$$f_l = \sigma_l \cdot t \text{ (dans le sens longitudinal)}$$

$$f_t = \sigma_T \cdot t \text{ (dans le sens tangentiel)}$$

Avec

$$\sigma_l = \sigma_L + \sigma_{1g}$$

t: épaisseur du revêtement

Application numérique:

$$t = 0,063 \text{ in}$$

$$\sigma_L = 5159 \text{ psi}$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

$$\sigma_{1g} = 10347,78 \text{ psi}$$

$$\sigma_1 = 5159 + 10347,78$$

$$\Rightarrow \sigma_1 = 15506,78 \text{ psi}$$

$$f_l = 15506,78 * 0,063$$

$$\Rightarrow f_l = 976,92 \text{ psi} \cdot \text{in}$$

$$\sigma_T = 10317 \text{ psi}$$

$$\sigma_T = 10317 \cdot 0,063$$

$$\Rightarrow f_t = 649,97 \text{ psi} \cdot \text{in}$$

IV-3-7 Contrainte de pressurisation sur les rivets du renfort

Le choix des rivets est important et doit assurer :

- une compatibilité avec l'épaisseur totale à riveter
- une résistance suffisante pour obtenir une marge de sécurité positive
- une matière compatible avec celle du revêtement.

Pour notre étude, nous avons choisi des rivets à têtes fraisées en 2117-T3 (AD) et de diamètre nominal $\emptyset = 1/8 \text{ in}$ (Tableau B-1)

Soient:

pr: pas du rivet

em: pincement

$$pr = 6 * \emptyset$$

$$\Rightarrow pr = 0,75 \text{ in}$$

$$em = 2 * \emptyset$$

$$\Rightarrow em = 0,25 \text{ in}$$

L'analyse de la répartition de la charge de cisaillement sur les rangées successives de rivets et sur chaque rivet sort du cadre de notre étude. Nous supposons que la moitié de la charge totale est supportée par chaque rivet de la dernière rangée.

Soient:

σ_{su} : contrainte ultime en cisaillement

$\sigma_{su} = 30 \text{ ksi} = 30000 \text{ psi}$ (Tableau B-1)

t_1 : épaisseur totale (renfort + revêtement).

$t_1 = 0,134 \text{ in}$

- R_s : charge (résistance) du rivet sélectionné (dépend de t et de la matière à riveter)

$R_s = 363 \text{ lbs}$ (Tableau B-2)

- R : charge totale supportée par un rivet de la dernière rangée.

IV-3-8 Calcul de la charge totale R :

$$R = \frac{1}{2} R_s$$

$$R = \frac{1}{2} * 363 = 181.5$$

En introduisant le coefficient de sécurité 1,15 (assemblage riveté) [FAR 25. 625], nous obtenons:

$$R = 1.15 * 181.5$$

$$\Rightarrow R = 208,72 \text{ lbs}$$

Calcul de la marge de sécurité MS:

$$MS = (R_s/R) - 1 \tag{IV-13}$$

$$MS = (363/208.72) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 0,74$$

IV-3-9 Contrainte de cisaillement nominale

$$\sigma_{sn} = \frac{1}{2} R_s/s \tag{IV-14}$$

Soit:

s_r : section cisailée du rivet de diamètre nominale \varnothing

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

$$s_r = \pi \varnothing^2 / 4$$

$$s_r = 3.14 * 0.0156 / 4$$

$$\Rightarrow s_r = 0.0122 \text{ in}^2$$

Nous obtenons:

$$\sigma_{sn} = 0.5 * 363 / 0.0122$$

$$\Rightarrow \sigma_{sn} = 14877 \text{ psi}$$

Calcul de la marge de sécurité:

$$MS = (\sigma_{su} / \sigma_{sn}) - 1 \quad (IV-15)$$

$$MS = (30000 / 14877) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,01$$

IV-3-10 Contrainte d'écrasement sur le revêtement et sur le renfort:

a/ Sur le revêtement d'épaisseur t :

$$\sigma_{re} = \frac{1}{2} * R_s / (t * \varnothing) \quad (IV-16)$$

Avec:

$$R_s = 363 \text{ lbs (Tableau B-2)}$$

$$t = 0,063 \text{ in}$$

$$\varnothing = 1/8 = 0,125 \text{ in}$$

Nous obtenons:

$$\sigma_{re} = \frac{1}{2} * 363 / (0.063 * 0.125)$$

$$\Rightarrow \sigma_{re} = 23047,61 \text{ psi}$$

Les marges de sécurité:

Soient:

σ_{bu} : contrainte ultime d'écrasement (dépend de em/\varnothing)

σ_{by} : contrainte limite élastique d'écrasement (dépend de em/\varnothing)

\varnothing : diamètre nominal du rivet

em : pincement

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

1.15: coefficient de sécurité pour un assemblage riveté [FAR 25. 625]

$$em/\varnothing = 0,25/0,125$$

$$\Rightarrow em/\varnothing = 2$$

$$\Rightarrow \sigma_{by} = 75 \text{ ksi} = 75000 \text{ psi (Tableau B-3)}$$

et

$$\sigma_{bu} = 118 \text{ ksi} = 118000 \text{ psi (Tableau B-3)}$$

MS au point ultime:

$$MS = [\sigma_{bu} / (1.15 * \sigma_{re})] - 1 \quad (IV-17)$$

$$MS = 11800 / (1.15 * 23047.61) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 3,45$$

MS au point élastique:

$$MS = [\sigma_{by} / (1.15 * \sigma_{re})] - 1 \quad (IV-18)$$

$$MS = 75000 / (1.15 * 23047.61) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,89$$

Les deux marges sont positives.

b/ Sur le renfort d'épaisseur e:

$$\sigma_{de} = \frac{1}{2} * R_s / (e * \varnothing) \quad (IV-19)$$

Avec:

$$e = 0,071 \text{ in}$$

D'où:

$$\sigma_{de} = \frac{1}{2} * 363 / (0,071 * 0,125)$$

$$\Rightarrow \sigma_{de} = 20450,70 \text{ psi}$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

Les marges de sécurité:

MS au point ultime:

$$MS = [\sigma_{bu} / (1.15 * \sigma_{de})] - 1 \quad (IV-20)$$

$$MS = 118000 / (1.15 * 20450.70) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 4.02$$

MS au point élastique:

$$MS = \sigma_{by} / (1.15 * \sigma_{ce}) - 1 \quad (IV-21)$$

$$MS = 75000 / (20450.70 * 1.15) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 2.19$$

Les deux marges sont positives.

IV-3-11 Contrainte nominale sur la partie du revêtement sous le renfort

$$\sigma_n = \frac{t}{(e+t)} \cdot f_l \cdot \frac{1}{t} \quad (IV-22)$$

Avec:

f_l : contrainte longitudinale max par unité de largeur

t : épaisseur du revêtement

e : épaisseur du renfort.

Application numérique:

$$f_l = 976.92 \text{ psi} \cdot \text{in}$$

$$t = 0.063 \text{ in}$$

$$e = 0.071 \text{ in}$$

$$\sigma_n = \frac{0.063}{(0.071 + 0.063)} * 976.92 * \frac{1}{0.063}$$

$$\Rightarrow \sigma_n = 7290.44 \text{ psi}$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

Le revêtement présente une ouverture circulaire qui a un facteur de concentration de contrainte $k_t = 3$. Comme les deux rangées se trouvent alignées sur le diamètre de l'ouverture, la contrainte appliquée est égale à la contrainte longitudinale moins la contrainte supportée par les deux rangées.

- Etant donné que nous ne connaissons pas la répartition des contraintes sur ces rivets, nous supposons que la contrainte totale appliquée sur le trou étant σ_L .

Donc :

$$\sigma_{\max} = k_t * \sigma_L \quad (\text{IV-23})$$

Application numérique :

$$k_t = 3$$

$$\sigma_{tu} = 61 \text{ ksi} = 61000 \text{ psi} \quad (\text{Tableau B-3})$$

$$\sigma_{ty} = 45 \text{ ksi} = 45000 \text{ psi} \quad (\text{Tableau B-3})$$

$$\sigma_L = 5159 \text{ psi} \quad (\text{déjà calculée})$$

D'où:

$$\sigma_{\max} = 3 * 5159$$

$$\Rightarrow \sigma_{\max} = 15477 \text{ psi.}$$

MS au point ultime:

$$MS = (\sigma_{tu} / \sigma_{\max}) - 1 \quad (\text{IV-24})$$

$$MS = 61000/15477 - 1$$

$$\Rightarrow MS = 2,94$$

MS au point élastique:

$$MS = (\sigma_{ty} / \sigma_{\max}) - 1 \quad (\text{IV-25})$$

$$MS = 45000/15477 - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,9$$

Les deux marges sont positives.

IV-3-11 Coefficient de sécurité 1,33 de pressurisation

La [FAR 25.365(d)] exige que le fuselage doit pouvoir supporter une différence de pression égale au maximum du tarage de la valve de décharge (située sur le bas du fuselage et égale à 10 psi pour notre cas) multiplié par 1,33 (en dehors des autres charges).

Nous devons donc refaire le calcul pour cette valeur imposée et calculer les marges de sécurité.

D'où:

$$\Delta P = 10 * 1,33$$

$$\Delta P = 13,3 \text{ psi}$$

1- contrainte dues à la pressurisation du fuselage

Application numérique:

$$t = 0,063 \text{ in}$$

$$r = 65 \text{ in}$$

$$\Delta P = 13,3 \text{ psi}$$

$$\sigma_T = 65 * 13,3 / 0,063$$

$$\Rightarrow \sigma_T = 13722,22 \text{ psi}$$

$$\sigma_L = \frac{1}{2} \sigma_T = \frac{1}{2} * (13722,22)$$

$$\Rightarrow \sigma_L = 6861,11 \text{ psi}$$

2- Contrainte due à la flexion du fuselage

Application numérique:

$$\sigma_{ty} = 40 \text{ ksi} = 40000 \text{ psi} \text{ (matière: 2024-T3 et épaisseur } t = 0,063 \text{ in)}$$

D'où:

$$\sigma_F = 40000 - 6861$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

$$\Rightarrow \sigma_F = 33139 \text{ psi}$$

Selon [FAR 25.337], la structure doit supporter un facteur de charge N_z (exprimé en nombre de g) égale à :

$$N_z = 2,1 + 24000 / (W + 10000)$$

$$N_z = 2,245 \text{ g (déjà calculée)}$$

En introduisant le coefficient de sécurité général 1.5 [FAR 25.303], nous obtenons :

$$N = 1,5 N_z \text{ (le facteur de charge max)}$$

$$\Rightarrow N_z = 3,367 \text{ g}$$

la contrainte appliquée par nombre g est

$$\sigma_g = \sigma_F / N$$

$$N = 3,367 \text{ g}$$

$$\sigma_F = 33139 \text{ Psi}$$

$$g = 9,81$$

D'où:

$$\sigma_g = 33139 / 3,367$$

$$\Rightarrow \sigma_g = 9842,29 \text{ psi / g}$$

Marges de sécurité

a/ Au point de traction ultime σ_{1u} :

$$\sigma_{1u} = 61 \text{ ksi} = 61000 \text{ psi}$$

$$\sigma_{app} = \sigma_L + \sigma_{1g}$$

Avec:

$$\sigma_{1g} = \sigma_g \cdot 1g \text{ (en vol uniforme)}$$

D'où:

$$\sigma_{1g} = 10347,78 \text{ Psi}$$

$$\sigma_{app} = 6861,11 + 10347,78$$

$$\Rightarrow \sigma_{app} = 17208,89 \text{ Psi}$$

Donc :

$$MS = (61000 / 17208,89) - 1$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

$$\Rightarrow MS = 2,54$$

b/ Au point limite élastique σ_{ly}

$$\sigma_{ly} = 40 \text{ ksi} = 40000 \text{ psi}$$

D'où:

$$MS = (40000 / 17208,89) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,32$$

Les deux marges de sécurité sont positives.

3- Contrainte par unité de largeur

$$f_l = \sigma_l \cdot t \text{ (dans le sens longitudinal)}$$

$$f_t = \sigma_T \cdot t \text{ (dans le sens tangentiel)}$$

Avec

$$\sigma_l = \sigma_L + \sigma_{lg}$$

t: épaisseur du revêtement

Application numérique:

$$t = 0,063 \text{ in}$$

$$\sigma_L = 6861,11 \text{ psi}$$

$$\sigma_{lg} = 10347,78 \text{ psi}$$

$$\sigma_l = 6861,11 + 10347,78$$

$$\Rightarrow \sigma_l = 17208,89 \text{ psi}$$

$$f_l = 17208,89 \cdot 0,063$$

$$\Rightarrow f_l = 1084,16 \text{ psi} \cdot \text{in}$$

4- Contrainte de pressurisation sur les rivets du renfort

$$pr = 0,75 \text{ in}$$

$$em = 0,25 \text{ in}$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

Soient:

σ_{su} : contrainte ultime en cisaillement

$$\sigma_{su} = 30 \text{ ksi} = 30000 \text{ psi}$$

t_1 : épaisseur totale (renfort + revêtement).

$$t_1 = 0,134 \text{ in}$$

- R_s : charge (résistance) du rivet sélectionné (dépend de t et de la matière à riveter)

$$R_s = 363 \text{ lbs}$$

- R : charge totale supportée par un rivet de la dernière rangée.

Calcul de la charge totale R :

$$R = \frac{1}{2} R_s$$

$$R = \frac{1}{2} * 363 = 181.5$$

En introduisant le coefficient de sécurité 1,15 (assemblage riveté)

[FAR 25. 625], nous obtenons:

$$R = 1.15 * 181.5$$

$$\Rightarrow R = 208,72 \text{ lbs}$$

Calcul de la marge de sécurité MS:

$$MS = (363 / 208,72) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 0,74$$

5- Contrainte de cisaillement nominale

$$\sigma_{sn} = 0.5 * 363 / 0.0122$$

$$\Rightarrow \sigma_{sn} = 14877 \text{ psi (déjà calculée)}$$

Calcul de la marge de sécurité MS:

$$MS = (30000/14877) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,01$$

6- Contrainte d'écrasement sur le revêtement et sur le renfort

a/ Sur le revêtement d'épaisseur t_r :

$$\sigma_{re} = \frac{1}{2} * 363 / (0.063 * 0.125)$$

$$\Rightarrow \sigma_{re} = 23047,61 \text{ psi (déjà calculée)}$$

Les marges de sécurité:

Soient:

σ_{bu} : contrainte ultime d'écrasement (dépend de em/\emptyset)

σ_{by} : contrainte limite élastique d'écrasement (dépend de em/\emptyset)

$$em / \emptyset = 2$$

$$\sigma_{by} = 75 \text{ ksi} = 75000 \text{ psi}$$

et

$$\sigma_{bu} = 118 \text{ ksi} = 118000 \text{ psi}$$

Au point ultime:

$$MS = [11800 / (1.15 * 23047.61)] - 1$$

$$\Rightarrow MS = 3,45$$

Au point élastique:

$$MS = 75000 / (1.15 * 23047.61) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,89$$

Les deux marges sont positives.

b/ Sur le renfort d'épaisseur e :

$$\sigma_{de} = \frac{1}{2} * 363 / (0,071 * 0,125)$$

$$\Rightarrow \sigma_{de} = 20450,70 \text{ psi}$$

Les marges de sécurité:

MS au point ultime:

$$MS = [118000 / (1.15 * 20450.70)] - 1$$

$$\Rightarrow MS = 4.02$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

MS au point élastique:

$$MS = [75000 / (20450,70 * 1,15)] - 1$$

$$\Rightarrow MS = 2,19$$

Les deux marges sont positives.

7- Contrainte nominale sur la partie du revêtement sous le renfort

Application numérique:

$$f_l = 1084,16 \text{ psi} \cdot \text{in}$$

$$t = 0,063 \text{ in}$$

$$e = 0,071 \text{ in}$$

$$\sigma_n = \frac{0,063}{(0,071 + 0,063)} * 1084,16 * \frac{1}{0,063}$$

$$\Rightarrow \sigma_n = 8090,74 \text{ psi}$$

Le revêtement présente une ouverture circulaire qui a un facteur de concentration de contrainte $k_t = 3$. Comme les deux rangées se trouvent alignées sur le diamètre de l'ouverture, la contrainte appliquée est égale à la contrainte longitudinale moins la contrainte supportée par les deux rangées.

Etant donné que nous ne connaissons pas la répartition des contraintes sur ces rivets, nous supposons que la contrainte totale appliquée sur le trou étant σ_L .

Application numérique :

$$k_t = 3$$

$$\sigma_{tu} = 61 \text{ ksi} = 61000 \text{ psi}$$

$$\sigma_{ty} = 45 \text{ ksi} = 45000 \text{ psi}$$

$$\sigma_L = 6861 \text{ psi} \text{ (déjà calculée)}$$

D'où:

$$\sigma_{\max} = 3 * 6861,11$$

$$\Rightarrow \sigma_{\max} = 20583,33 \text{ psi.}$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

Les Marges de Sécurité :

MS au point ultime:

$$MS = (61000 / 20583,33) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,96$$

MS au point élastique:

$$MS = (45000 / 20583,33) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 1,18$$

Les deux marges sont positives.

IV-4 EVALUATION DE LA TOLERANCE AUX DOMMAGES [4,9,11,12]

IV-4-1 Intensité de contrainte

Le coefficient d'intensité de contrainte est donné par l'équation suivante:

$$k = \sigma \beta \sqrt{\pi a} \quad (\text{IV-26})$$

Où:

k: Résistance apparente à la rupture (tenacité apparente).

σ : Contrainte nominale

β : Approximation de Newman de la solution de Bowie (correction)

a: Longueur de la crique.

La crique est supposée se développer à partir du bord du trou et se propageant radialement, dans la direction des contraintes de pressurisation (σ_T ou σ_r), relativement au fuselage.

Selon [FAR 25.571(b)(5)(ii)], l'évaluation de la contrainte résiduelle doit montrer que la structure restante est capable de supporter la pression des forces aérodynamiques externes en vol 1 g combinées à la différence de pression d'opération multipliée par un facteur de 1,10 (sans tenir compte des autres chargements). Les forces aérodynamiques externes peuvent être nulles ou opposées aux charges de pressurisation. La structure restante doit être interprétée comme la structure avec crique finale critique.

Nous calculons les marges de sécurité en considérant uniquement la contrainte de pressurisation longitudinale puisque celle-ci est supérieure à la contrainte tangentielle.

Le revêtement est en 2024-T3 avec une épaisseur égale à 0,063 in. La longueur critique de la crique, dans un état de contrainte plane, est de 15,9 in et la résistance à la rupture égale à $83,44 \text{ ksi} \sqrt{\text{in}}$. Nous supposons une longueur de crique critique finale de 15 in.

IV-4-2 Contrainte résiduelle au niveau du trou de passage du câblage

La contrainte résiduelle est:

$$\sigma_r = k / (\beta \cdot \sqrt{\pi a_c}) \quad (IV-27)$$

Avec :

$$k = 83.44 \text{ ksi} \sqrt{\text{in}} \text{ (voir TABLEAU N° 05)}$$

$$a_c = 15 \text{ in}$$

$$\varnothing = 0,875 \text{ in}$$

$$2a_c/\varnothing = 34.28 \Rightarrow \beta = 0.707 \text{ (voir TABLEAU II - 2)}$$

Application numérique:

$$\sigma_r = 83.44/4.852$$

$$\sigma_r = 17.19668 \text{ (ksi)} = 17196.68 \text{ psi}$$

$$\Rightarrow \sigma_r = 17196.86 \text{ psi}$$

La contrainte max appliquée dans le sens longitudinale est donc:

$$\sigma_{app} = \sigma_L + \sigma_{tg}$$

$$\sigma_{app} = 15506,78 \text{ psi (déjà calculée)}$$

En introduisant le coefficient de sécurité 1.1, σ_{app} devient:

$$\sigma_{app} = 1,1 * (15506,78)$$

$$\Rightarrow \sigma_{app} = 17057,46 \text{ psi}$$

Marge de sécurité:

$$MS = (\sigma_r/\sigma_{app}) - 1 \quad (IV-28)$$

$$Ms = (17196,68 / 17057,46) - 1$$

$$\Rightarrow Ms = 0.008$$

La marge de sécurité est positive.

IV-4-3 Contrainte résiduelle au niveau des trous de rivets

Dans ce cas, nous utilisons la méthode de superposition puisque le trou est soumis à la contrainte de pressurisation (tangentielle ou longitudinale) et à la contrainte d'écrasement.

$$K = k_1 + k_2$$

$$k_1 = \sigma_1 \cdot \beta_1 \sqrt{\pi a_c}$$

$$k_2 = \sigma_2 \cdot \beta_2 \sqrt{\pi a_c}$$

$$K = (\sigma_1 \cdot \beta_1 + \sigma_2 \cdot \beta_2) \sqrt{\pi a_c} \quad \text{(IV-29)}$$

Avec :

σ_1 : contrainte max appliquée dans le sens longitudinale.

β_1 : coefficient d'intensité de contrainte pour un trou criqué radialement

σ_2 : contrainte d'écrasement égale à $1.1 * \sigma_{re}$

σ_{re} : contrainte d'écrasement sur le revêtement d'épaisseur t

β_2 : coefficient d'intensité de contraintes pour un trou criqué et chargé par un axe (combinaison antenne - rivet) engendrant σ_{re} .

Application numérique:

$$\varnothing = 0,125$$

$$\beta_1 = 0,707$$

$$\beta_2 = 0,002$$

$$R_s = 363 \text{ lbs (capacité du rivet)}$$

$$t = 0,063 \text{ in}$$

La contrainte d'écrasement au niveau du trou est donnée par:

$$\sigma_{re} = \frac{1}{2} R_s / (t \cdot \varnothing)$$

D'où:

$$\sigma_{re} = 23047,61 \text{ psi (déjà calculée)}$$

CHAPITRE IV - ANALYSE STRUCTURALE DE L'INSTALLATION D'UNE ANTENNE

La contrainte résiduelle est donnée par:

$$\sigma_r = k/[(\beta_1 + \beta_2)\sqrt{\pi a_c}] \quad (IV-30)$$

σ_r doit être supérieure à σ_1

Comme β_2 est faible (la contrainte d'écrasement à peu d'effet sur une longue crique, seule la contrainte σ_1 est prépondérante).

$$\sigma_1 = \sigma_{app} + \beta_2 \cdot \sigma_{re}$$

$\beta_2 \cdot \sigma_{re}$: contribution de l'écrasement

$$\sigma_1 = 17057,46 + 0,002 * 23047,61$$

$$\Rightarrow \sigma_1 = 17103,55 \text{ psi}$$

Contrainte résiduelle:

$$k = 83,44 \text{ ksi} \sqrt{\text{in}}$$

$$a_c = 15 \text{ in}$$

$$2 \cdot a_c / \varnothing = 30 / 0,125 = 240$$

$$\Rightarrow \beta_1 = 0,707$$

$$\sigma_r = 83,44 / [(0,707 + 0,002) \sqrt{3,14 * 15}]$$

$$\sigma_r = 17148,26 \text{ psi}$$

Marge de sécurité:

$$MS = (\sigma_r / \sigma_1) - 1 = (17148,26 / 17057,46) - 1$$

$$\Rightarrow Ms = 0,005$$

La marge est positive.

CONCLUSION



CONCLUSION

Pour résumer la méthode, nous pouvons affirmer que pour démontrer qu'une modification est structurellement acceptable, il faut évaluer les contraintes critiques appliquées, faire ensuite une évaluation de la tolérance aux dommages et montrer que toutes les marges de sécurité correspondantes sont positives.

L'analyse que nous avons faite pour l'installation de l'antenne, montre que toutes les marges de sécurité sont positives et ceci même dans les limites extrêmes d'utilisation de l'appareil.

La méthode d'analyse structurale utilisée peut être étendue à d'autres types de modifications structurales. C'est une méthode acceptée par les organismes de la réglementation aériennes (FAA, JAA, etc.) et largement utilisée par les bureaux d'études certifiés et par les compagnies aériennes.

Nous avons montré qu'il faut identifier tous les chargements sur la structure concernée et ceci dans les conditions imposées par la réglementation FAR. Notre calcul statique est renforcé par le fait que les propriétés physiques et mécaniques utilisées ont été puisées des documents certifiés. Ces valeurs peuvent être utilisées en pré-dimensionnement et dans les calculs de réparation des structures primaires et secondaires des avions.

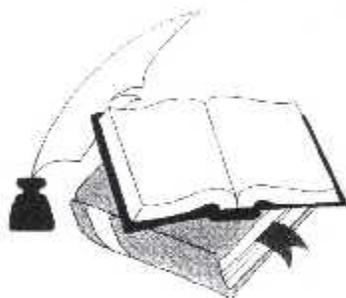
Afin de compléter l'analyse, il faut montrer aussi que la structure modifiée possède une résistance suffisante en présence de criques de fatigue aux points faibles (trous de fixations, trous de passage des câbles, etc.). Pour ce faire, il faut résoudre l'équation de Paris (de propagation de criques de fatigue) par une méthode itérative et prévoir:

- Les étalons nécessaires pour effectuer la détection de criques (par courant de Foucault)
- Le temps nécessaire à la crique pour qu'elle atteigne sa dimension détectable par les méthodes non destructives (NDT)

CONCLUSION

- Le taux de propagation de la crique en fonction des cycles de pressurisation (de sa taille détectable et jusqu'à 70 000 ou 75 000 cycles)
- Les intervalles d'inspections répétitives compatibles avec ceux prévus par la maintenance de l'appareil.

BIBLIOGRAPHIE



BIBLIOGRAPHIE

- [1] FAR Part 25, "**Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes**", Federal Aviation Administration. 1999
- [2] Advisory Circular, "**Acceptance Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Alterations**". Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2000.
- [3] David J. Peery and J.J. Azar, "**Aircraft Structures**", Second Edition, McGraw-Hill, Inc. 1982.
- [4] E.F. Bruhn, "**Analysis and Design of Flight Vehicle Structures**", Jacobs Publishing Inc. 1973
- [5] SRM, "**Boeing Structural Repair Manual**", Boeing Company. 2002
- [6] Boeing, "**Boeing Structural Engineering Handbook**", Boeing Company.
- [7] J.C. Ripol, "**Cellule et Circuit**", 3^{ème} Edition, ENAC, 1990
- [8] Richard W. Hertzberg, "**Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials**", Third Edition, John Wiley & Sons, 1989.
- [9] Carl C. Osgood, "**Fatigue Design**", Second Edition, Pergamon Press, 1982.
- [10] Amrane Abdelmajid & Mokrani Yamina, "**Réparation Structurale d'un Profilé des Structures Primaires d'un Avion**", PFE DEUA, Promotion 1996-1997.
- [11] Warren C. Young "**Roark's Formulas for Stress & Strain**", Seventh Edition, Mc Graw-Hill Book Company Inc, 2001.
- [12] TBC-9 Technical Reference Book, "**Structural Repair Course for Airline Engineers**", Boeing Company

ANNEXE

ANNEXE A

1 inch (pouce)	25.3995 mm
1 inch (pouce)	0.0253995 m
1 foot (ft)	0.3048 m
1 miles	1.609 km
1 lbs (force)	4.448 N
1 lbs (mass)	0.4536 kg
1 ksi (stress)	6895 10^3 Pa (N/m ²)
1 psi (stress)	6895 Pa (N/m ²)
1 psi (stress)	0.070307 kg/cm ²
1 lbf-inch	0.113 N-m
1 lbf/inch	175.118 N/m
1 lbs/in ³	0.027679 kg/cm ³
1 lbs/in ³	16.018486 kg/m ³
1 knot (kts)	1.852 km/h
1 knot (kts)	0.5144 m/s
1 Pascal	1 N/m ²
1 ksi	1000 psi
1 kgf	9.8 N
1 slug	32.174 lbs
1 slug/ft ³	0.01862 lbs/in ³
1 foot	12 inches

TABLEAU A-1: CONVERSIONS UTILES

ANNEXE B

Matière du rivet		σ_{su} (ksi)
1100F	A	10
5052-H32	B	28
2117-T3	AD	30
2017-T3	D	38
2024-T31	DD	41
7050-T73	KE	41
7075-T73	J	42
Monel	M	49
CRES	C	65
A286	-	90

**TABLEAU B-1: RESISTANCE NOMINALE
DES RIVETS STANDARDS [5, 6,11, 12]**

TOLE EN 2024-T3				
Matière du rivet	2117-T3			
	3/32	1/8	5/32	3/16
Diamètre du rivet (inch)	0.0938	0.1250	0.1562	0.1875
Capacité nominale du rivet (lbs)	207	369	575	830
Epaisseur tôle (inch)	Capacité effective du rivet dans la tôle			
0.040	193	-	-	-
0.045	201	-	-	-
0.050	206	340	-	-
0.056	207	350	-	-
0.063	-	363	525	-
0.071	-	369	540	-
0.080	-	-	560	770
0.090	-	-	575	795
0.100	-	-	-	820
0.112	-	-	-	830
0.125	-	-	-	-
0.140	-	-	-	-
0.160	-	-	-	-
0.180	-	-	-	-
0.190	-	-	-	-

**TABLEAU B-2: CAPACITE D'UN RIVET EN 2117-T3
DANS UNE TOLE EN 2024-T3 [5, 6, 11,12]**

Nota:

Ce tableau tient compte du cisaillement et de l'effet de l'écrasement.

TOLE/PLAQUE – MATIERE: 2024-T3				
Epaisseur de tôle (inch)		0.010 - 0.062	0.063 - 0.128	0.129 - 0.249
σ_{tu} (ksi)	L	60	62	63
	LT	59	61	62
σ_{ty} (ksi)	L	44	45	45
	LT	39	40	40
σ_{cy} (ksi)	L	36	37	37
	LT	42	43	43
σ_{su} (ksi)		37	38	39
σ_{bu} (ksi)	em /D = 1.5	90	92	95
	em /D = 1.7	100	103	105
	em /D = 2.0	114	118	120
σ_{by} (ksi)	em /D = 1.5	66	66	66
	em /D = 1.7	68	68	68
	em /D = 2.0	73	75	75

**TABLEAU B-3: CARACTERISTIQUES MECANIQUES
D'UNE TOLE EN 2024-T3 [5, 6, 11,12]**

em: distance de l'axe du trou au bord de la tôle

D: diamètre du trou.

L: sens longitudinal

LT: sens transversal

ANNEXE C

Alliages	Forme	Applications principales	Caractéristiques
2324-T392 2224-T351	Plaque/ Profilé	Revêtement inférieur de l'aile	Grande résistance à la traction meilleur que 2024 -T3, meilleure tenue en rupture, à la corrosion et la fatigue.
7150-T6	Plaque/ Profilé	Revêtement supérieur de l'aile	Résistance supérieure que celle du 7178-T6. Bonne tenue en fatigue, meilleure tenue en rupture, à la corrosion et en fatigue.
2024-T3	Tôle	Revêtement fuselage	Mêmes caractéristiques que pour le 2224-T351 et 2324-T396
7075-T6	Plaque/ Profilé	Empennage vertical Empennage horizontal	Haute résistance, Bonne tenue en fatigue, meilleure tenue en rupture, à la corrosion et en fatigue.
7150-T6	Profilé	Semelles de la "keel - Beam"	Plus haute résistance à la compression que le 7178/7075-T6 Bonne tenue en fatigue et à la corrosion.
7075-T73	Pièces forgées	Aile et ferrures du fuselage	Même tenue que pour le 7075 -T6
7075/7175-T736	Pièces forgées	Ailes, ferrures du fuselage et cloisons de pressurisation	Résistance supérieure à celle du 7075-T6 avec tenue en fatigue et de rupture équivalentes.
365/A356/ A357	Pièces moulées	Systèmes hydrauliques et câbles contrôle	Même tenue que pour le 7050/7075-T736

TABLEAU C-1: PRINCIPAUX ALLIAGES UTILISES EN AERONAUTIQUES
[5, 6, 12]