

République Algérienne Démocratique Et Populaire
Ministère De L'Enseignement Supérieur Et De La Recherche Scientifique
UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA



Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales

Mémoire de Fin D'Etudes Pour L'obtention du Diplôme

MASTER en Aéronautique

Option : Structure d'Avion

Thème

LA DETECTION DE PROPAGATION DE CRIQUES EN TEMPS REEL

Réalisée Par :

Mamouzi Oussama-Mohamed

Merahi Mohamed-Réda

Dérigée par :

Dr. Allouche Rachid

Dr. Renane Rachid

Mr. Belhamissi Abderrahmane

Blida, septembre 2016

Résumé du mémoire :

Les faits, utiles à la compréhension d'événements survenus ou qui pourraient survenir sur la cellule avion ; sont minutieusement observés sous l'analyse permanente et itérative des criques.

A chaque incident aérien, les experts sont orientés par différentes causes possibles, dont la fatigue ou carrément la rupture d'un organe considéré comme clé à la navigabilité de l'appareil. Le programme recommandé de maintenance vise à signaler en temps réel la propagation de criques. Il s'agit de l'aspect préventif et itératif de la protection relative à la corrosion de la cellule avion, due essentiellement en atmosphère saline, érosive et corrosive ou tout vice de fabrication entraînant de graves incidents.

Dans le cadre de la bonne navigabilité, l'aéronef évolue avec des moyens de mesure et de contrôle délivrés par l'autorité technique. Globalement le programme noté 'ANSYS' que nous proposons, résume les différents scénarios de contrôle intelligents et des risques associés. Celui-ci a pour objet de prévenir et d'intervenir à temps en identifiant les causes d'incidents irréversibles et la maîtrise des interventions appropriées.

ملخص موجز

الشقوق ذات الصلة بالحوادث التي لها تأثير على هيكل الطائرة يتم مراقبتها تحت طوق التحليل الدائم والمتكرر والذي يعطي للخبراء اسباب مختلفة منها التعب الناجم والذي قد يؤدي الى كسر صريح في هيكل الطائرة ولهذا برنامج الخدمة الموصى به يقوم بالتنبيه الى بداية تطور الشق في الوقت المناسب كما ان المتابعة المستمرة لحالة الطائرة بمثابة وقاية من اسباب اخرى غير الشقوق ض في سلامة الطائرة منها التاكل النسبي الناتج عن الهواء والملح والذي يؤدي الى عيوب في الهيكل وبالتالي حوادث خطيرة

ضمن اطار صلاحيات الطيران الجيدة الطائرات تطير وسائل قياس ومراقبة صادرة عن الهيئة التقنية

عموما برنامج انسيب الذي اقترناه يلخص مختلف سيناريوهات التحكم الذكي والمخاطر المرتبطة بها لمنع الحوادث و الوقاية منها والتدخل في الوقت المناسب يكون من خلال التعرف على اسبابها

بحكم التعريف مقاومة المواد لها ميزة تغيير خصائصها الفزيائية والكيميائية وهذا يشير الى قدرتها على التشوه دون كسر

يحدث الكسر على مستوى الشقوق والتجويفات فهوننتيجة دخول التشوه الى مرحلة التشوه البلاستيكي ثم الى المرحلة الحرجة من هادا التشوه مع الانتشار

الليونة هي قدرة المواد على مقاومة هذا الانتشار .فادا كان يقاوم فهو لين

هذا هو بيت القصيد من دراستنا

Brief summary:

The facts relevant to an understanding of events that occurred or may occur on the airframe; are carefully observed under the permanent and iterative analysis covers. Each air incident, experts are guided by different possible causes, including fatigue or outright breaking of a body seen as key to the airworthiness of the aircraft. The recommended maintenance program is to report real-time crack propagation. These preventive and iterative aspect of the relative corrosion protection for the airframe, mainly due to salt air, corrosive and erosive or manufacturing defects causing serious incidents. As part of good airworthiness, the aircraft is operating with means of measurement and control issued by the Technical Authority. Overall the program noted " ANSYS " we offer, summarizes the various intelligent control scenarios and associated risks. This is to prevent and intervene in time by identifying the causes of irreversible incidents and mastery of appropriate interventions.

Remerciements

*Nous tenons à insister sur l'indéfectible soutien de notre directeur de mémoire **Dr. ALLOUCHE** Rachid en sa qualité de professeur au sein de l'Université :*

Saad DAHLAB de Blida- Institut d'aéronautique. C'est aussi l'éminence incontestable en sa qualité de promoteur pour avoir accepté de nous guider dans la réalisation de cette contribution combien éclairée de ses précieux conseils avisés en aéronautique. Nous témoignons aussi qu'aucun effort n'a été ménagé pour avancer dans nos travaux, empreints d'une totale confiance et de franchise.

*Nos remerciements vont également à **Mr. BELHAMISSI** Abderrahmane, ingénieur en aéronautique au sein de la compagnie nationale aérienne AIR ALGERIE, qui a su mettre à notre disposition ses compétences distinguées tout particulièrement son expérience dans la perception des risques et ses connaissances sur le contrôle des criques et de la conformité de la cellule avion en terme de navigabilité.*

Que tous ceux aussi qui ont soutenu nos efforts pour l'aboutissement de notre mémoire ; trouvent ici notre profonde gratitude ainsi que notre reconnaissance. Enfin, nous ne saurons remercier nos parents qui ont toujours cru aux forces qui sont en marche pour que nous puissions arriver jusque-là.

Dédicace

A ma mère pour qui l'enfant unique que je suis n'a cessé de me rappeler d'être digne pour tous les sacrifices qu'elle a vécus. Toute la reconnaissance et la gratitude de l'homme que je suis devenu !

A mon père pour son infatigable soutien, pour les mérites de l'éducation qu'il m'a inculquée autant que ma mère, en ne ménageant aucun effort.

Une belle leçon de l'union !

A tous ceux qui me sont proches pour m'avoir encouragé à croire en mes forces intellectuelles et morales.

Enfin, à tous ceux aussi qui m'ont accompagné pour l'aboutissement de ce mémoire sanctionnant une étape importante du cursus postuniversitaire.

Envers tous ceux-là, j'exprime ma profonde gratitude pour la réalisation de ce travail que je viens de dédier.

J'ai dû œuvrer d'arrache-pied en appliquant la parole de Boileau :

« Cent fois sur le métier, remettez votre ouvrage... »

MAMOUZI.

Dédicace

A mes parents qui ont ouvert leur vie durant pour éclairer tous leurs enfants.

Qu'il me soit permis de leur rendre un vibrant hommage, à la hauteur de leur sacrifice mais aussi au difficile parcours dans les régions enclavées du monde rural. C'est la dimension où combien précieuse de ces gens humbles !

Je suis tout aussi fier d'avoir suivi leur précieux conseils afin d'aboutir à cette étape enviée de mon parcours universitaire.

A tous ceux aussi, qui de près ou de loin n'ont ménagé aucun effort dans la production de cette réalisation importante de mon cursus universitaire.

Enfin, ma gratitude et ma reconnaissance vont aux proches et aux intimes qui n'ont cessé de m'encourager et m'adopter comme un des leurs, tant au sein de ma famille universitaire qu'au-delà, dans le quotidien, car venu d'une contrée lointaine.

« Qui jette un regard sur la légende des siècles, éprouve une sorte de vertige devant la somme d'invention, de leur labeur dont est faite chacune des civilisations, devant la variété de leurs apports » Pierre Paraf.

A tous ceux-là je dis MERCI...

MERAH

LISTE DES NOMENCLATURES

APU : auxiliary power unit

P.H.R : plan horizontal réglable.

CND : contrôle non destructif

PT : liquide pénétrant

MT : particule magnétiques

UT: ultrason

ET: Eddy Current

RT : Radiographie

S-N: stress-number of cycle

SHM: Structure Health Monitoring

ETFS : Eddy Current Testing Foil Sensors

CVM : Comparative Vacuum Monitoring

CW : Capteurs coupe-fil ou Crack Wire

AE : Acoustic Emission

AU : Acousto Ultrasonic

MSN : manufacturing serial number

E: module d'Young

ρ : masse volumique

I: masse volumique

S:section de la poutre

ω :la pulsation propre

a_1, a_2, a_3, a_4 : c'est des constantes

μ :module de cisaillement

ν : coefficient de poisson

a : taille de la fissure

N:nombre de cycle

m: constant du materiau

C:constant

LISTES DES FIGURE

Chapitre I

Fig. I-1- Efforts dus au poids au sol	4
Fig. I-2- Efforts dus au poids au sol.	4
Fig. I-3- La flexion horizontale du fuselage	5
Fig. I-4- La torsion du fuselage	5
Fig. I-5- Fuselage semi- monocoque.....	6
Fig. I-6- Coupe de fuselage del'A300.....	7
Fig. I-7- Forme du fuselage	9
Fig. I-8- Représentation de ligne des foyers	10
Fig. I-9- Moment de torsion d'une section d'aile	10
Fig. I-10- L'effort appliqué en vol.....	11
Fig. I-11- Variation de la portance d'une section d'aile	11
Fig. I-12- Variation de portance locale	12
Fig. I-13- Représentation de la portance et le moment au foyer en vol.....	12
Fig. 1-14- L'effort exercé par les propulseurs	13
Fig. I- 15- Les différentes formes de longerons	14
Fig.I-16- Les composantes d'une nervure	15
Fig.I-17- Raidisseurs et profils raidisseur revêtement	16
Fig.I-18- Raidissage intégral	16
Fig.I-19- Les composante d'un caisson d'ail	16
Fig. I-20- Voilure multi longeron	17
Fig.I-21- Fixation des trains principaux sur la voilure de L'A330.....	18
Fig. I-22- Assemblage voilure – nacelle moteur type B737.....	19
Fig. I-23- Fixation réacteur.....	20
Fig. I-24- Représentation de l'empennage vertical et horizontal.....	21

Fig. I-25- Représentation de la structure de la dérive.....	22
Fig. I-26- Représentation de la structure du stabilisateur.....	23
Fig.I-27- Structure mono longeron.....	23
Fig.I-28- Structure multi longerons.....	23
Fig.I-29- Structure sandwich.....	24
Fig. I-30- Structure composite.....	24

Chapitre II

Fig.II-1- contrôle d'une plaque à l'aide des courants Foucault	27
Fig.II-2- Principe de détection par les courants de Foucault	27
Fig.II-3- L'utilisation de la paille de Foucault pour le contrôle des pièces	28
Fig.II-4- Inspection de la tubulure par courant de Foucault	29
Fig.II-5- L'application de courant "Foucault" dans l'aéronautique	29
Fig.II-6- Principe du contrôle par ultrason	30
Fig.II-7- Détections des défauts par ultrasons	32
Fig. II-8- le SHM : un système nerveux avion	33
Fig. II-9- Exemples de contraintes structurales avion	34
Fig. II-10- le SHM réduit les risques d'erreurs liés aux facteurs humains.....	36
Fig. II-11- le SHM : d'un grand intérêt dans les zones difficilement accessibles et exigües.....	35
Fig. II-12- capteur ETFS	35
Fig. II-13- principe des CVM	36
Fig. II-14- principe des CW	36
Fig. II-15- le système AE – capteurs et équipement (système « VIGILANT »).....	37
Fig. II-16- capteurs piézo-électriques intégrés à une structure	37
Fig. II-17- l'indication de dommage dépend de la position du défaut	38
Fig. II-18- applications SHM sur A320	39

Chapitre III

Fig.III-1- Les efforts appliqués à la voilure	40
Fig.III-2- Les efforts appliqués au sol	41
Fig.III-3- Les efforts appliqués au vol	41
Fig.III-4- Diagramme de l'effort tranchant	42
Fig.III-5- Diagramme du moment fléchissant	42
Fig.III-6- Géométrie pour les poutres en flexion	43
Fig.III-7- Le diagramme des fréquences	45
Fig.III-8- Le diagramme des modes propres d'une poutre encastre- libre	45
Fig.III-9- Les sollicitations	47
Fig.III-10- Modes des ruptures macroscopiques	49
Fig.III-11- Coupes transverses : évaluation de l'endommagement	50
Fig.III-12- Principales zones de la courbe de Wöhler	51
Fig.III-13- Discontinuité dans la géométrie	52
Fig.III-14- Pièces axisymétrique avec et sans congés de raccordement	55
Fig.III-15- Loi de Paris et modèle simple d'avancée de fissure par émoussement dû à la plasticité	57
Fig. III-16- Une poutre plane libre- encastrée (a, b)	58
Fig.III-17- poutre libre-encastrée du 1 ^{er} cas (a, b)	60
Fig.III-18- poutre libre encastrée du 2 ^{ème} cas (a, b)	62
Fig.III-19- représentation de maillage tétraédrique.....	63
Fig.III-20- Représentation des contraintes équivalentes.....	65
Fig.III-21- Représentation des déplacements.....	66
Fig.III-22- Représentation des déformations élastiques équivalentes.....	67
Fig.III-23- Représentation de la durée de vie.....	68
Fig.III-24- représentation des contraintes équivalentes.....	69

Fig.III-25- représentation des déplacements totaux.....	69
Fig.III-26- représentation des déformations élastiques équivalentes.....	70
Fig.III-27- représentation de la durée de vie.....	71
Fig.III-28- représentation des contraintes équivalentes.....	71
Fig.III-29- représentation des déplacements totaux.....	71
Fig.III-30- représentation des déformations élastiques équivalentes.....	72
Fig.III-31- représentation de la durée de vie.....	72

LISTE DES TABLEAUX

Chapitre II

Tableau.II-1- Vitesse d'onde dans les différents types de matériaux.....31

Chapitre III

Tableau III-1- résultat obtenue par Ansys.....73

TABLE DES MATIERES

RESUME
REMERCIEMENTS
LISTE DES NOMENCLATURE
LISTE DES FIGURES
LISTE DES TABLEAUX

SOMMAIRE

ITRODUCTION01

Chapitre I : Efforts supportés par les éléments d'avions :

I.1.Introduction.....03

I.2. Architecture de la structure avion et les efforts appliqués.....03

I.2.1-Fuselage.....03

I.2.2-Voilure09

I.2.3.Empennages et gouvernes.....20

I.3.Méthode ‘Fail-Safe’ (rupture sans danger).....25

I.4.Conclusion.....25

Chapitre II : Les techniques de détection de criques en temps réel :

II.1. Introduction26

II.2. Procédure de ‘CND’ (Contrôle non destructif).....26

II.2.1. Les méthodes de contrôle.....26

II.2.1.b Ultrasons (UT).....30

II.3.Systeme de contrôle non destructif embarque.....33

II.3.1.	
Principe.....	33
II.3.2.Les capteurs.....	35
II.3.3.Les applications sur A320 msn001 (avion d’essai).....	38
II.4.Conclusion.....	49

Chapitre III : Etudes des différentes sollicitations :

III.1.Introduction.....	40
III.2. Sollicitation statique en vol et au sol.....	40
III.3. Vibration des poutres.....	43
III.3.1. Équation locale (modèle d’Euler-Bernoulli).....	43
III.4. Mécanique de la rupture.....	46
III.4.1.Définition.....	46
III.4.2. Les modes de sollicitation.....	47
III.4.3. Mode de chargement d’une structure.....	49
III.4.4. Mode de rupture.....	49
III.5.	
Fatigue.....	50
III.5.1. Rappels sur la fatigue.....	50
III.5.2. Courbe de Wöhler.....	51
III.5.3. Discussion sur la limite de fatigue.....	51
III.5.4.Les paramètres influents.....	52
III.5.5. Approche en dimensionnement.....	53
III.5.6. Approche en durée de vie.....	53
III.5.7. Approche en tolérance aux dommages.....	54
III.5.8 Amorçage des fissures de fatigue.....	54

III.5.9. Description mécanique d'une fissure.....	55
III.5.10. Fatigue d'une structure fissurée (Loi de Paris).....	56
III.6. Probabilité de formation de crique et la visualisation des efforts.....	57
III.7. Conclusion.....	74
Conclusion.....	75
PERSPECTIVES.....	76
Références	
Annexe A	
Annexe B	

INTRODUCTION GENERALE

Le thème, objet de notre mémoire a pour but de mettre en valeur la pertinence du contrôle d'organes sensibles dans la structure d'un aéronef mais surtout de prévenir les risques associés qui pourraient survenir, lors d'incidents techniques jugés majeurs, affectant sérieusement la cellule avion. Ainsi, la détection d'amorce de criques, sujet dominant de l'étude ; vise à matérialiser utilement la traçabilité du risque identifié et par conséquent agir sur les facteurs négatifs, affectant les prés requis d'une bonne navigabilité.

« Par définition, la résistance des matériaux confère à la ductilité des propriétés physiques et chimiques bien établies. Celle-ci désigne la capacité d'un matériau à se déformer plastiquement sans se rompre. La rupture se fait lorsqu'un défaut (fissure ou cavité), induit par la déformation plastique, devient critique et se propage. La ductilité est donc l'aptitude d'un matériau à résister à cette propagation. S'il y résiste bien, il est ductile, à défaut il est dit fragile. » C'est tout l'intérêt de notre étude.

L'expérience des visites, lors de la maintenance préventive et/ou curatives ; fait observer qu'il existe plusieurs approches dans les moyens de contrôle de criques. Les plus indiqués sont généralement les plus couramment mis en œuvre, tels que les courants Foucault ou les ultrasons.

Une lecture juste des phénomènes signalés plus haut, recommande une maîtrise parfaite de l'architecture structurale d'un aéronef. Dans le premier chapitre, nous avons insisté sur des éléments soumis à divers contraintes en faisant ressortir les impacts avérés sur le fuselage (longeron, cadre, lisse et revêtement), la voilure (longeron, raidisseur, nervure, revêtement) ainsi que les stabilisateurs qui prennent la même constitution de l'aile.

Par ailleurs, dans le deuxième chapitre ; nous avons procédé à l'élaboration d'un modèle qui prend en compte une configuration qui simule une série d'efforts qui agissent sur les différentes parties de la structure avion.

L'étude ainsi établie, révèle au travers de tests provoqués sur le fuselage qu'il en ressort une flexion dominante. La voilure quand à elle subit une double incidence ; d'abord en terme de torsion conjuguée à une flexion.

La même observation se matérialise concernant les empennages horizontaux et verticaux.

Il en découle alors, que les méthodes de contrôle non destructif signalé plus haut ont pour but de vérifier l'état d'intégrité de la structure avion.

Dans le troisième chapitre, nous avons mis en valeur la présentation de la réalisation d'une poutre creuse, imitée à une aile ; libre-encastree, en utilisant le logiciel de simulation "ANSYS". L'élément en question subit une charge cyclique qui se répète sous l'effet du

mouvement vibratoire (solicitation) à l'extrémité libre. Nous avons opté pour cette approche de simulation afin d'observer l'amplitude du phénomène de fatigue et son impact négatif sur la structure de la réalisation.

Ceci conduit fatalement à la rupture totale des matériaux.

I.1.Introduction:

Un avion peut, d'une manière générale, être décomposé en un nombre limité de sous-ensembles : cellule, groupe motopropulseur, commandes de vol, servitudes de bord, avionique, emports internes ou externes. Ces éléments, à quelques exceptions près, sont présents sur tous les appareils.

Pour chaque type d'appareil on retrouve des positionnements relatifs de ces ensembles assez semblables, si on ne tient pas compte de la période des pionniers de l'aviation ou des prototypes restés sans suite.

Les points communs apparus depuis la naissance de l'aviation et qui resteront très probablement d'actualité au long du XXI^e siècle, pour une fonction ou une capacité opérationnelle donnée, sont le plus souvent liés à des contraintes de conception dont :

- la simplicité de réalisation ;
- la diminution de la masse grâce à l'emploi de matériaux plus légers et plus résistants ;
- la diminution de la traînée grâce aux progrès de l'aérodynamique ;
- l'augmentation des performances souvent liée aux deux points ci-dessus et à l'évolution de la motorisation ;
- l'amélioration de la fiabilité.

À ces points s'ajoutent, essentiellement pour les avions civils :

- les économies d'énergie ;
- la diminution des pollutions ;
- l'amélioration de la sécurité

I.2. Architecture de la structure avion et les efforts appliqués :

I.2.1- Fuselage:

Le fuselage constitue le principal « volume utile » de l'avion. Il doit :

- Assurer un écoulement correct de l'air pour préserver l'efficacité des empennages.
- présenter une traînée minima à incidence normale d'utilisation.
- avoir un volume assez grand pour loger les passagers et le fret. [1]

I.2.1.a. Efforts appliqués sur le fuselage:

- ❖ Efforts dus au poids de l'appareil :
 - Au sol : le fuselage se comporte comme une poutre en équilibre sur deux appuis (atterrisseurs)

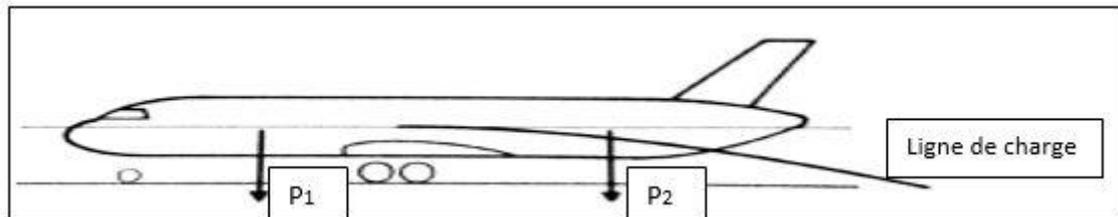


Fig.I-1- Efforts dus au poids au sol.[1]

- En vol: le fuselage se comporte comme une poutre suspendue à la voilure (l'empennage est supposé non porteur)

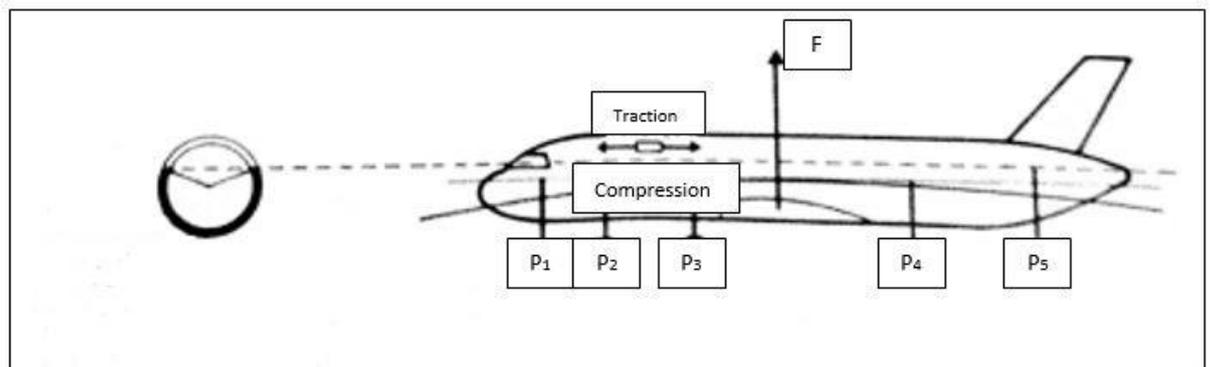


Fig. I-2-Efforts dus au poids au vol.

Le fuselage est donc soumis :

- à un effort tranchant qui donne une contrainte de cisaillement en général assez faible.
- à un moment fléchissant qui provoque des contraintes longitudinales :
 - de traction à la partie supérieure
 - de compression à la partie inférieure (d'où risque de flambage du revêtement)[1],[2] .

❖ Efforts dus au braquage gouverne :

La manœuvre de la gouverne de direction provoque la flexion horizontale du fuselage. Il en résulte des contraintes de traction d'un côté et des contraintes de compression de l'autre.

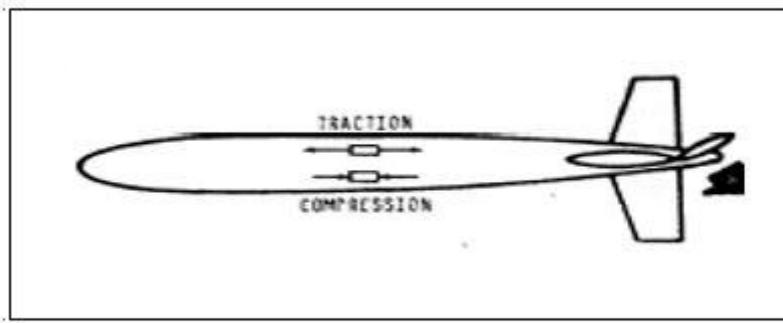


Fig. I-3-La flexion horizontale du fuselage.[1]

La torsion du fuselage est également provoquée par la gouverne de direction. Celle-ci est due à l'éloignement du point d'application de la force aérodynamique par rapport à l'axe du fuselage[1],[18].

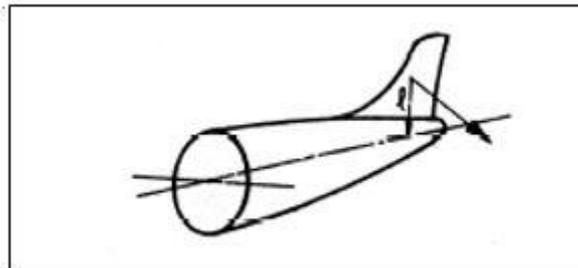


Fig. I-4- La torsion du fuselage.[1]

❖ Efforts localisés :

Ces efforts sont ceux des attaches de voilure, d'empennages, de dispositifs de freinage aérodynamiques, de réacteurs. L'aménagement du fuselage des avions de transport nécessite de nombreuses ouvertures (portes-hublots- pare-brise) qui diminuent la résistance de la structure et nécessitent des renforcements locaux.[2]

I.2.1.b-Fuselage semi-monocoque:

Les longerons encaissent les efforts de flexion en totalité. Les couples encaissent les efforts de torsion en totalité. Le revêtement travaillant transmet ces divers efforts entre tous les éléments. La structure semi-monocoque se caractérise essentiellement par des longerons + couples + revêtements travaillant.

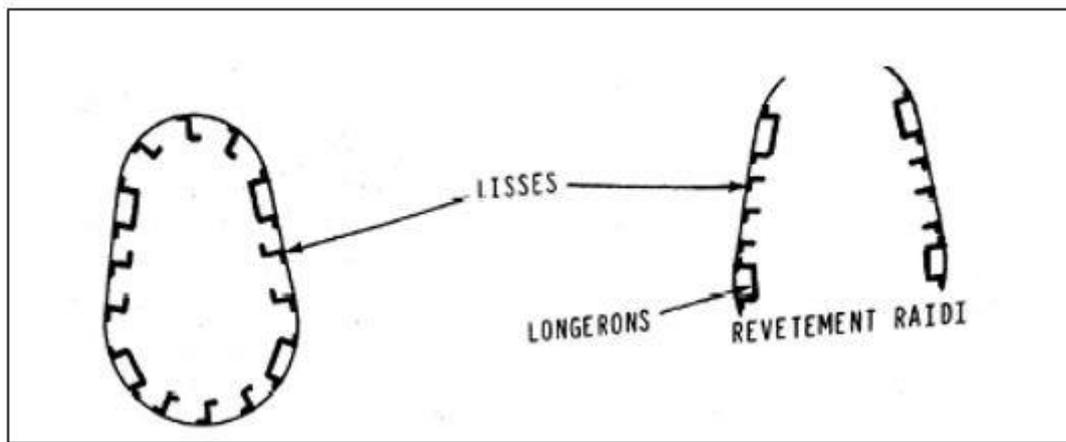


Fig. I-5- Fuselage semi-monocoque.[1]

Est appelé également une structure semi-monocoque une structure coque réalisée en plusieurs tronçons et assemblée en fin de fabrication. Dans ce cas, des couples forts sont positionnés à chaque extrémité de tronçons pour permettre une transmission continue d'efforts [1] .

I.2.1.c. Analyse d'un fuselage:

Les éléments constitutifs du fuselage sont :

- les couples ou cadres, placés dans des sections droites du fuselage.
- les lisses, situées dans le sens longitudinal.
- le revêtement.

Les structures des avions commerciaux actuels sont du type « semi-monocoque », c'est-à-dire à revêtement travaillant [18].

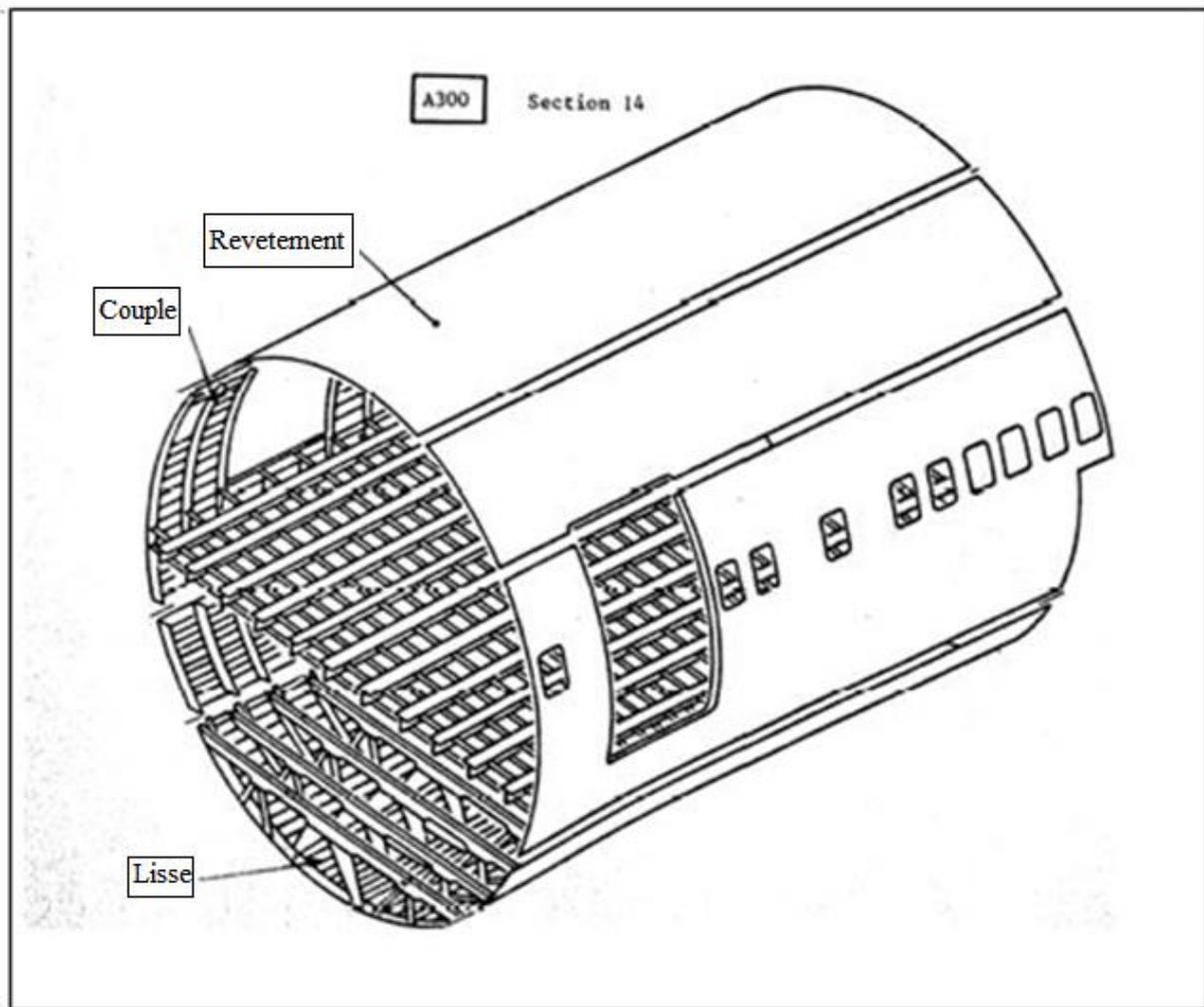


Fig. I-6- Coupe de fuselage de l'A300.[1]

❖ Les couples ou cadres :

-Les couples sont les éléments transversaux qui donnent sa forme au fuselage. Ils assurent la rigidité transversale et sont aussi rapprochés que possible. Ils sont numérotés par ordre croissant de l'avant vers l'arrière.

-les couples « forts » ou couples « principaux » encaissent les efforts dus, par exemple :

- aux limites des zones pressurisées
- aux encadrements de portes
- aux attaches des ailes
- aux attaches des empennages
- aux fixations des réacteurs et de l'APU

- aux logements de trains

- aux liaisons entre les tronçons de fuselage (sections), etc.... [1],[2],[18]

❖ Les lisses :

Les lisses sont les éléments longitudinaux raidisseurs du revêtement. Leur nombre est variable d'un avion d'un autre. Elles sont fixées au revêtement :

-par collage dans les zones de faibles contraintes.

-par rivetage dans les zones de fortes contraintes ou dans les zones soumises à la corrosion (partie inférieure du fuselage).Elles sont fixées aux couples par des éclisses rivées (A300,A310) ou traversent les couples pour éviter au maximum les discontinuités (B727, B737,B747).[1]

➤ Matériaux employés :

Duralumin Au4G1 dans la partie supérieure (traction)

Zicral AZ5GU dans la partie inférieure (compression).

❖ Le revêtement :

Le revêtement est un revêtement travaillant, constitué en général de panneaux préconstitués assemblés par rivetage, par collage ou soudage sur les couples.

Sur L'A310 des plaques de titane renforcent la jonction des plaques de revêtement et évitent la propagation des criques.

➤ Matériaux employés :

Duralumin AU4G1 (partie supérieure)

Zicral AZ5GU (partie inférieure)[1]

❖ Forme du fuselage_:

Le fuselage est circulaire : A300, A310....

Ou bilobé : B727, B737,.....

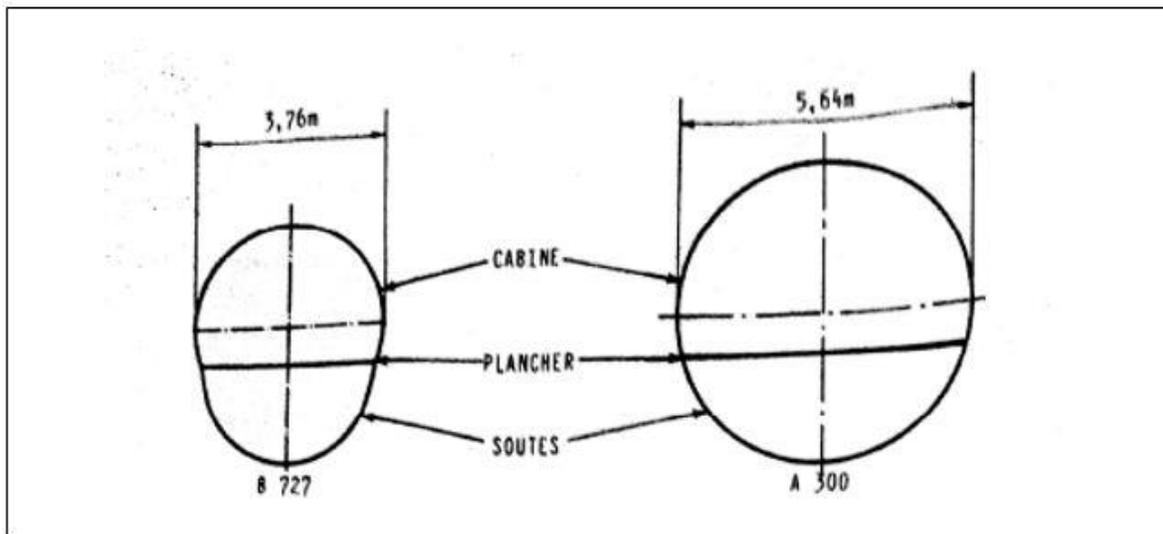


Fig. I-7- Forme du fuselage.[1]

❖ Plancher cabine :

Le plancher cabine est réalisé par des poutres transversales rivetées au couples et raidies par des bielles de plancher (A300, A310). Les rails de plancher sont fixés aux poutres transversales. Le plancher supporte aussi les charges de la cabine et équilibre les efforts de traction dus à la pressurisation.[1]

I.2.2-Voilure :**I.2.2.a-Rappels de définitions:**

Pour une section de voilure :

- On appelle centre de poussée "P" le point d'application de la résultante des forces aérodynamiques de cette section. Lorsque l'on passe de l'emplanture au saumon de l'aile, le point "P" décrit la ligne des centres de poussée.
- On démontre qu'il existe un point "F" appelé foyer de profil tel que le moment de la résultante des forces aérodynamiques par rapport à ce point "F" soit indépendant de l'incidence et ne dépende que de la vitesse.
- Lorsque l'on passe de l'emplanture au saumon, le point "F" décrit la ligne des foyers.
- Pour les ailes droites en incompressible (jusqu'à $M=0.7$) la ligne des foyers se trouve à 25% du bord d'attaque sur les cordes de référence.
- Pour les ailes en flèche, cette ligne est décalée par rapport à la ligne de 25%

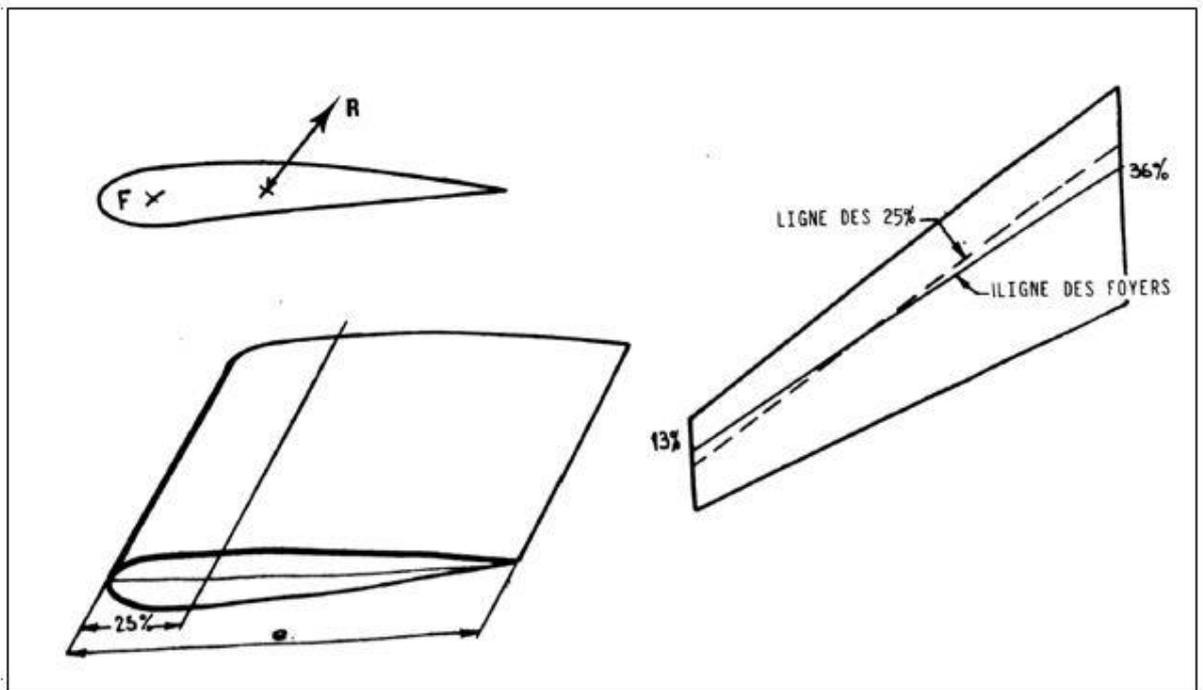


Fig. I-8- Représentation de ligne des foyers

Chaque section de l'aile possède un centre élastique autour duquel elle tourne par rapport à la section voisine quand elle est soumise à un moment de torsion.

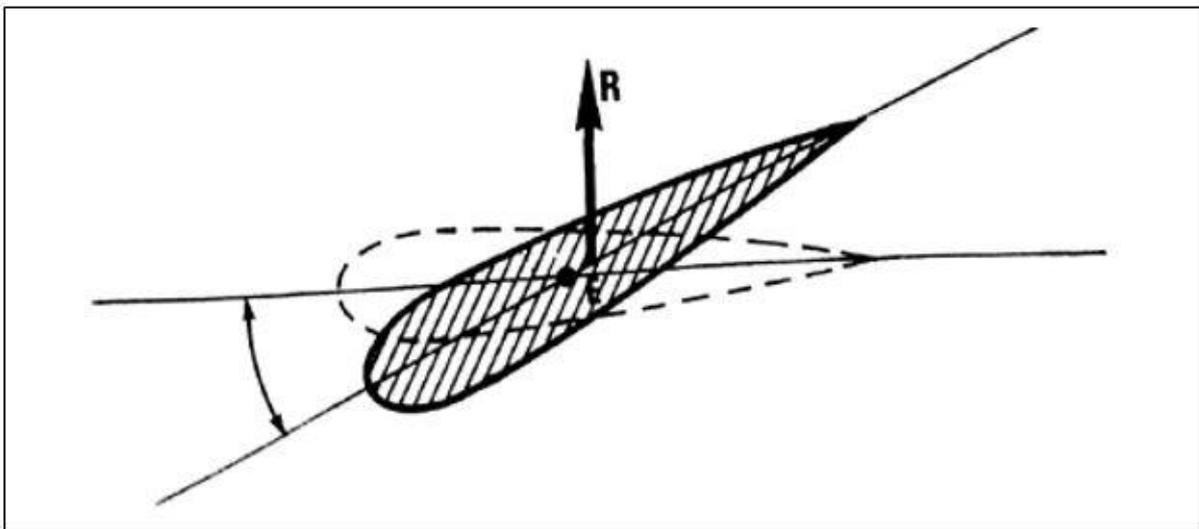


Fig. I-9- Moment de torsion d'une section d'aile.

Le centre élastique est situé à environ 30 à 35% du bord d'attaque.

La ligne élastique est le lieu géométrique du centre élastique. Ce n'est géométriquement un axe que dans le cas d'ailes droites ou trapézoïdales. La résultante des forces aérodynamiques

ne passe généralement pas par l'axe élastique. Il en résulte que l'aile est soumise à un moment de torsion variable. Ce moment est transmis en partie par des efforts de cisaillement dans la périphérie de la section.[1]

I.2.2.b. Variations des contraintes au cours d'un vol:

Les efforts dus aux forces aérodynamiques sont proportionnels au carré de la vitesse de l'avion et au facteur de charge.

-Si un avion en vol, à vitesse constante, subit une augmentation d'incidence, on peut dire qu'il vole en manœuvre ou en rafale et le Facteur de charge subit lui aussi une augmentation.

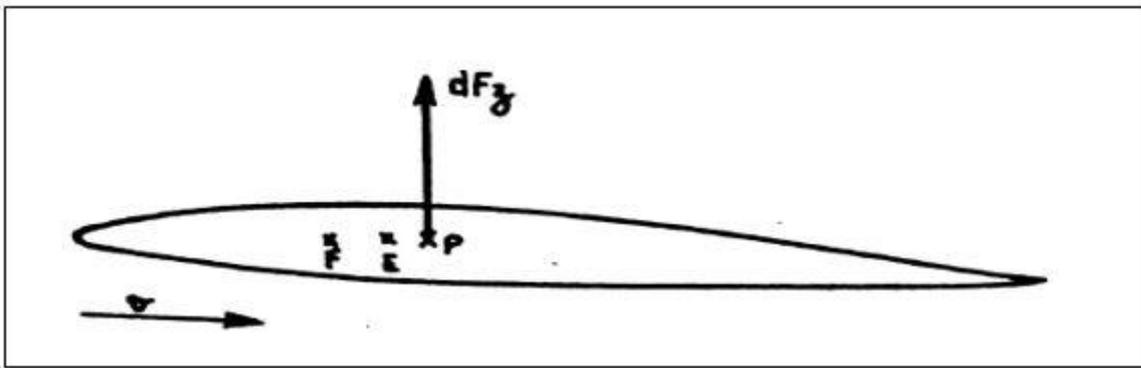


Fig. I-10- L'effort appliqué en vol.[1]

Si l'on considère une section d'aile, la variation de facteur de charge engendre une variation de portance, alors que le moment au foyer reste constant. C'est donc la variation de la portance qui est appliquée au foyer.

C'est l'effet d'incidence.[2]

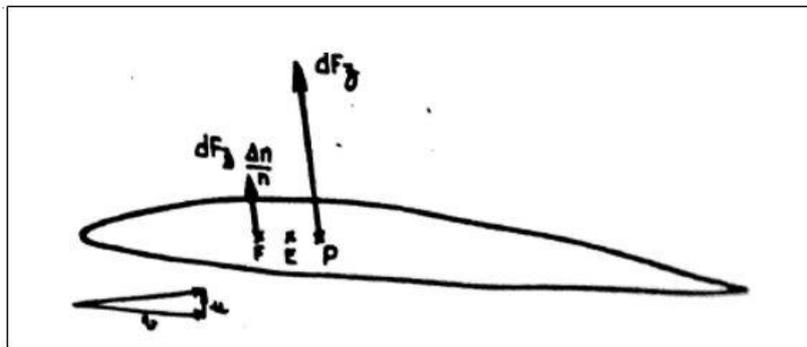


Fig. I-11-Variation de la portance d'une section d'aile.[1]

Ces variations de portance locale s'appliquent sur la ligne des foyers et la résultante unique s'applique au foyer résultant de la demi-voilure, engendrant une augmentation du moment de flexion.

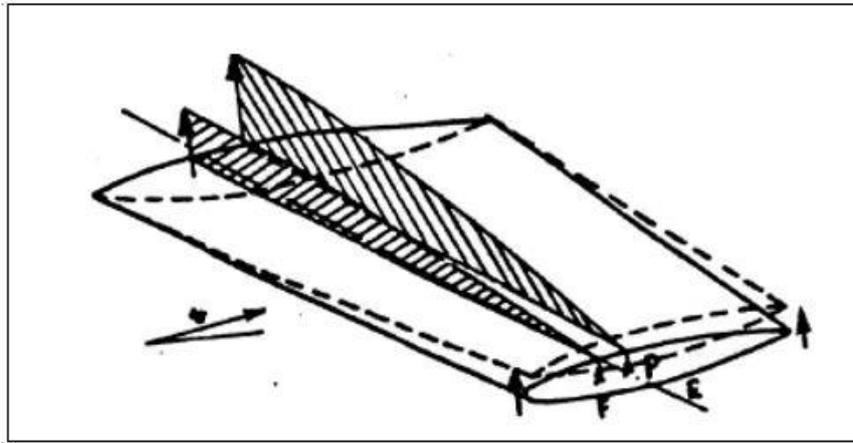


Fig. I-12-Variation de portance locale.[1]

L'augmentation du moment de flexion engendre une augmentation des contraintes dans une section donnée.

- Si un avion en vol à un facteur de charge constant subit une augmentation de vitesse, par voie de conséquence ($n.P=Fz$) la portance ne varie pas. Seul le moment au foyer subit une augmentation.

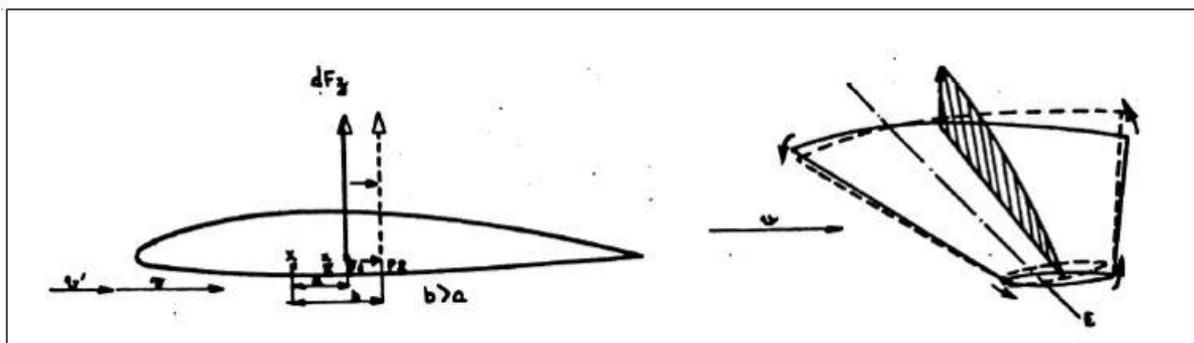


Fig. I-13- Représentation de la portance et le moment au foyer en vol.[1]

La variation de vitesse entraîne un recul du centre de poussée s'il s'agit d'un accroissement ou inversement. C'est l'effet de vitesse.

Le moment de flexion de l'aile ne varie pas mais le moment des forces par rapport au foyer ayant augmenté, cela engendre une augmentation des contraintes de torsion.[18]

I.2.2.c. Efforts exercés par les propulseurs sur la voilure:

La résultante des forces horizontales agissant sur la voilure provoque la flexion horizontale de la voilure.

-Si les propulseurs sont installés sous la voilure, celle-ci est soumise en vol à une flexion horizontale vers l'avant :

- Le bord d'attaque de l'aile travaille en compression
- Le bord de fuite de l'aile travaille en traction.

-Si les propulseurs sont installés à la partie arrière du fuselage, la voilure est soumise en vol à une flexion horizontale vers l'arrière [1] :

- Le bord d'attaque travaille en traction
- Le bord de fuite travaille en compression

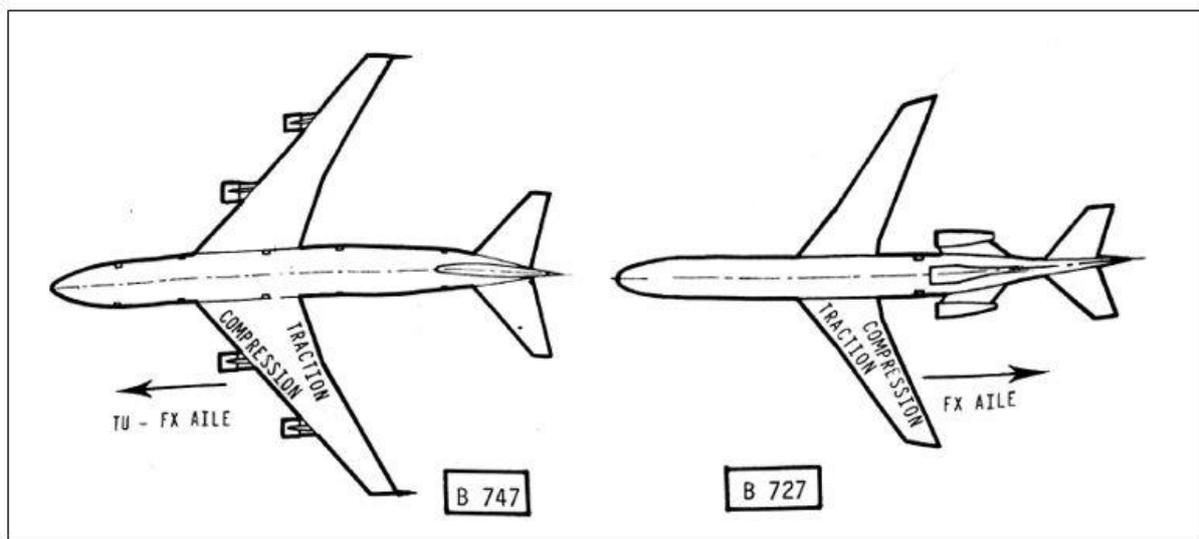


Fig. 1-14- L'effort exercé par les propulseurs.[1]

❖ Efforts localisés :

Aux efforts répartis et supportés par l'ensemble de la structure viennent s'ajouter des efforts localisés en certains points de l'aile : attaches de train d'atterrissage, de gouvernes, de volets, d'aérofreins de spoilers, de réacteurs. Appliquées en des points précis, ces charges seront encaissées par des éléments forts de la voilure prévus à cet effet.

Toutes les ouvertures pratiquées dans l'aile (logements d'atterrisseurs par exemple) affaiblissent localement sa résistance ; des renforcements au moyen d'encadrements sont nécessaires de manière à conserver la résistance générale de la voilure.[1],[18]

I.2.2.d. Réalisation d'une voilure:

- Les longerons
- Les nervures
- Les revêtements

❖ Les longerons

Ils constituent les éléments longitudinaux de la voilure (dans le sens de l'envergure) et ils encaissent les efforts de flexion. Un longeron comporte des semelles et une ou deux âmes en acier ou en alliage léger. La tendance actuelle de construction est à la réalisation d'un longeron monobloc forgé et usiné.

-Les semelles travaillent surtout en traction et en compression.

-Les âmes travaillent surtout au cisaillement. Les longerons ont une section décroissante de l'emplanture à l'extrémité de l'aile en raison de la variation des effets supportés.[1]

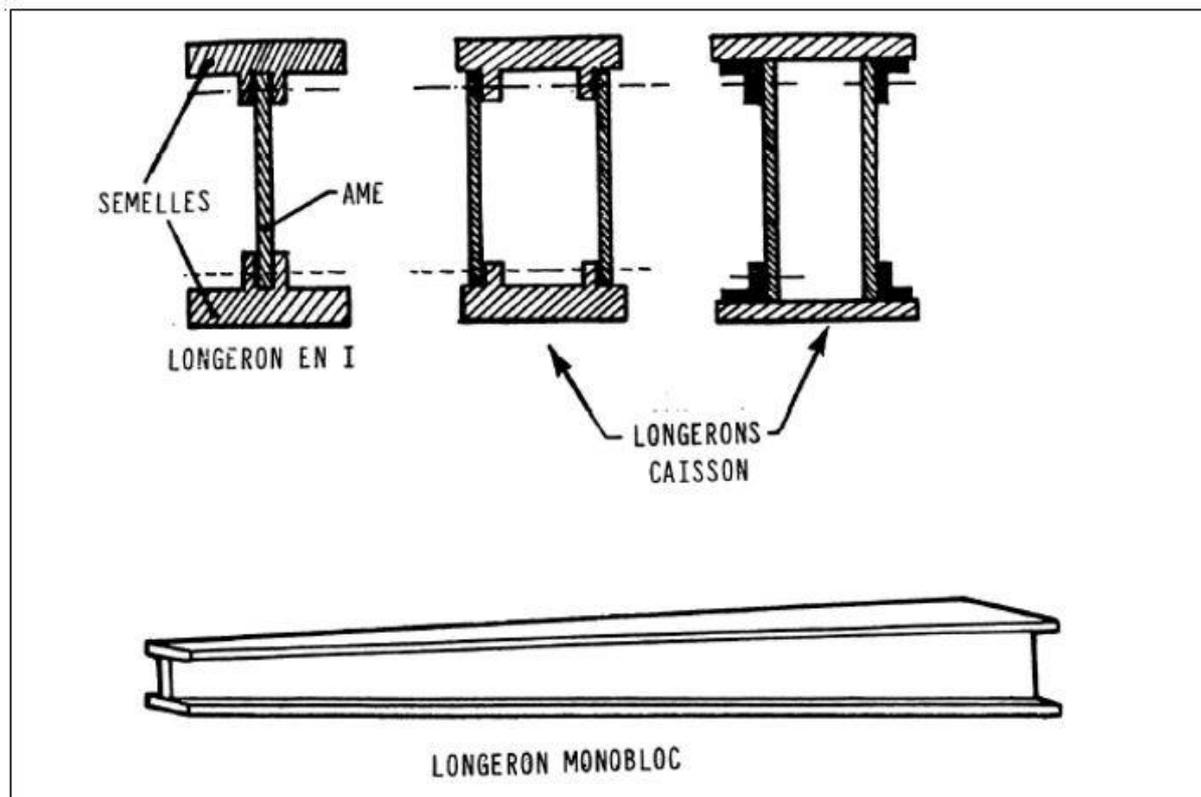


Fig. I- 15- Les différentes formes de longerons.[18]

❖ Les nervures [2]:

Elles constituent les éléments transversaux de la voilure, leur rôle est :

- De donner la forme au profil de l'aile.
- De transmettre aux longerons les efforts encaissés par le revêtement.

Elles sont donc généralement constituées par deux semelles ou ‘chapeaux’

Réunies par une âme qui doit résister aux efforts tranchants.

On trouve des réalisations assez diverses, elles peuvent être constituées par :

- une poutre en treillis comprenant un grand nombre de pièces élémentaires.
- une simple tôle raidie par ‘gaufrage’ et ajourée.
- une pièce monobloc usinée dans une ébauche forgée.

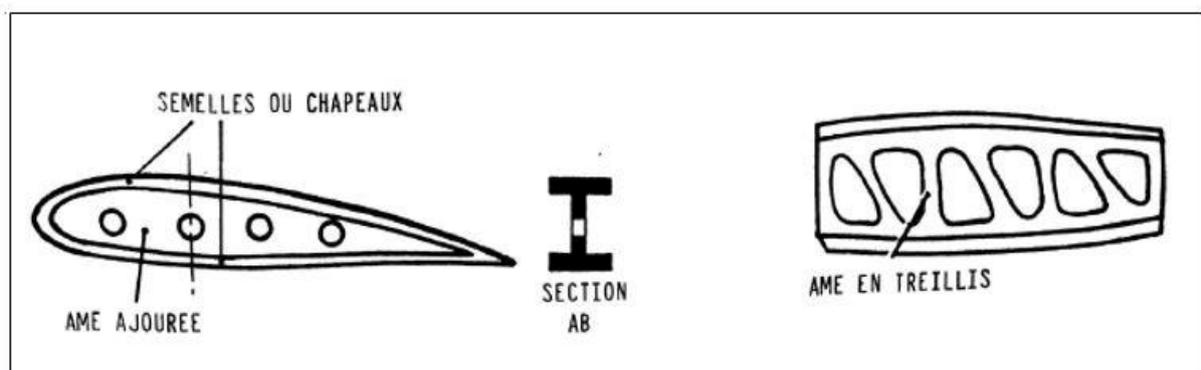


Fig.I-16- Les composantes d'une nervure.[18]

Il existe trois sortes de nervures :

- les nervures courantes assurant le maintien du profil et la rigidité générale ;
- les nervures fortes supportant les efforts localisés (fin de caisson, attaches de gouverne ou de volet, etc.....) ;
- les nervures étanches limitant les réservoirs structuraux de la voilure. [2]

❖ Le revêtement :

Dans tous les types de structure moderne, le revêtement travaille et encaisse les efforts de torsion et de flexion.

Les revêtements travaillent en compression ou en traction suivant qu'ils sont installés à l'extrados ou à l'intrados de la voilure et que l'avion est au sol ou en vol ; un raidissage longitudinal est donc nécessaire.

Le raidissage longitudinal des tôles est obtenu par fixation sur elles à intervalles réguliers de cornières ou le plus souvent de profilés ‘raidisseurs’. Ces raidisseurs sont fixés par rivetage, soudage ou collage sur les tôles.

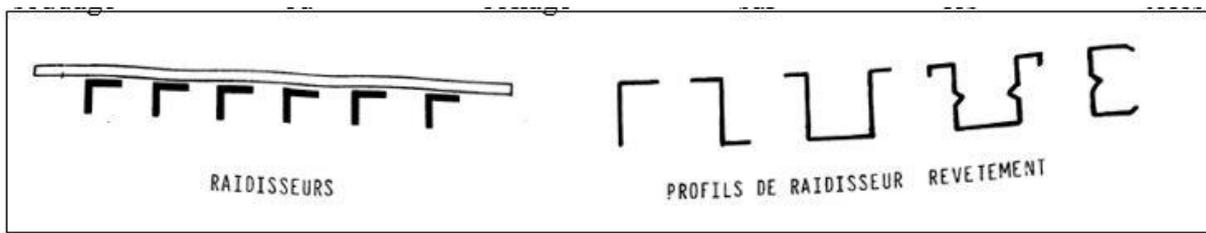


Fig.I-17- Raidisseurs et profils raidisseur revetement.[1]

On peut également fraiser ou raboter des toles de revetement dans des plaques épaisses .ce procédé, appelé ‘raidissage intégral’,est de plus en plus employé.

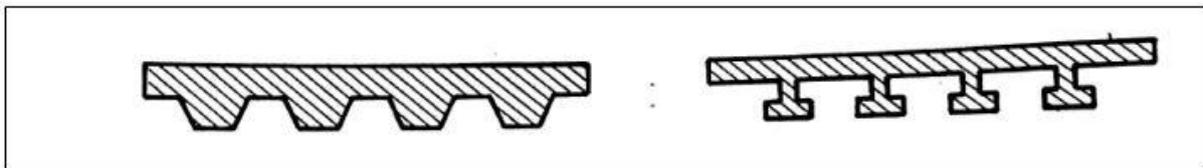


Fig.I-18- Raidissage intégral.[1]

Le raidissage transversal des tôles de revêtement est assuré par les nervures ; celles-ci sont parfois échancrées au passage des raidisseurs afin d'assurer la continuité de ceux-ci le long de l'envergure.[18]

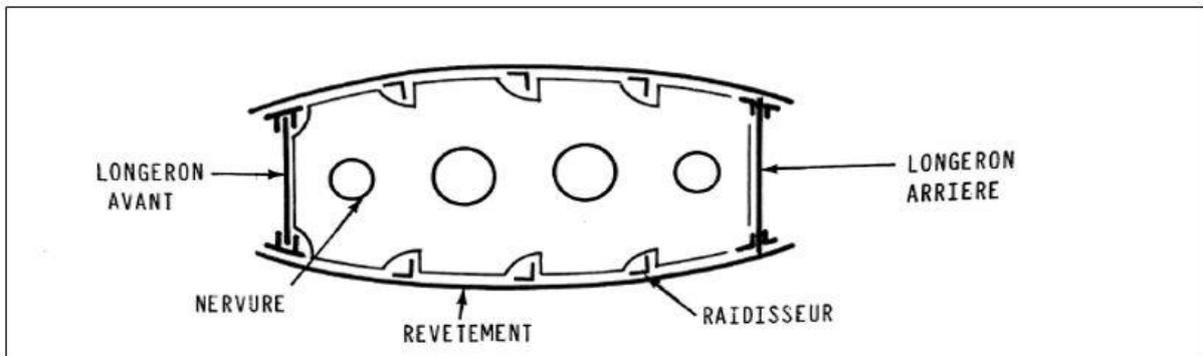


Fig.I-19- Les composante d'un caisson d'ail.[1]

Le revêtement est généralement constitué d'un matériau :

- à épaisseur variable décroissant de l'emplanture vers le saumon.
- de nature différente à l'intrados (traction → dural) et à l'extrados (compression → zical).

I.2.2.e. Voilure type ‘multi longeron’:

C'est le mode de construction le plus employé pour les voilures.

Les deux longerons (ou les 3 longerons) constituent, avec les nervures, les raidisseurs et le revêtement, un caisson auquel on ajoute un ensemble bord d'attaque supportant les dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque supportant les dispositifs hypersustentateurs de bord

d'attaque et un ensemble de bord fuite supportant des dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite et les ailerons. [18]

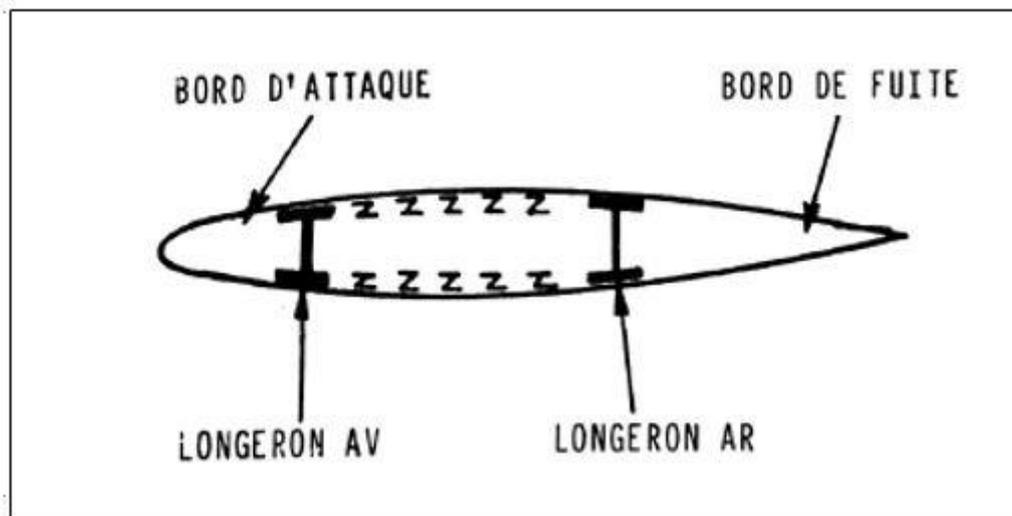


Fig. I-20- Voilure multi longeron.[2]

I.2.2.f. Fixation des trains principaux sur la voilure:

Prenons à titre d'exemple l'A310.

Sur cet avion le longeron arrière, le prolongement de la nervure 5, les faux longerons, les nervures auxiliaires et le revêtement forment un caisson en porte à-faux qui encaisse les efforts transmis par les points de fixation du train d'atterrissage.[1]

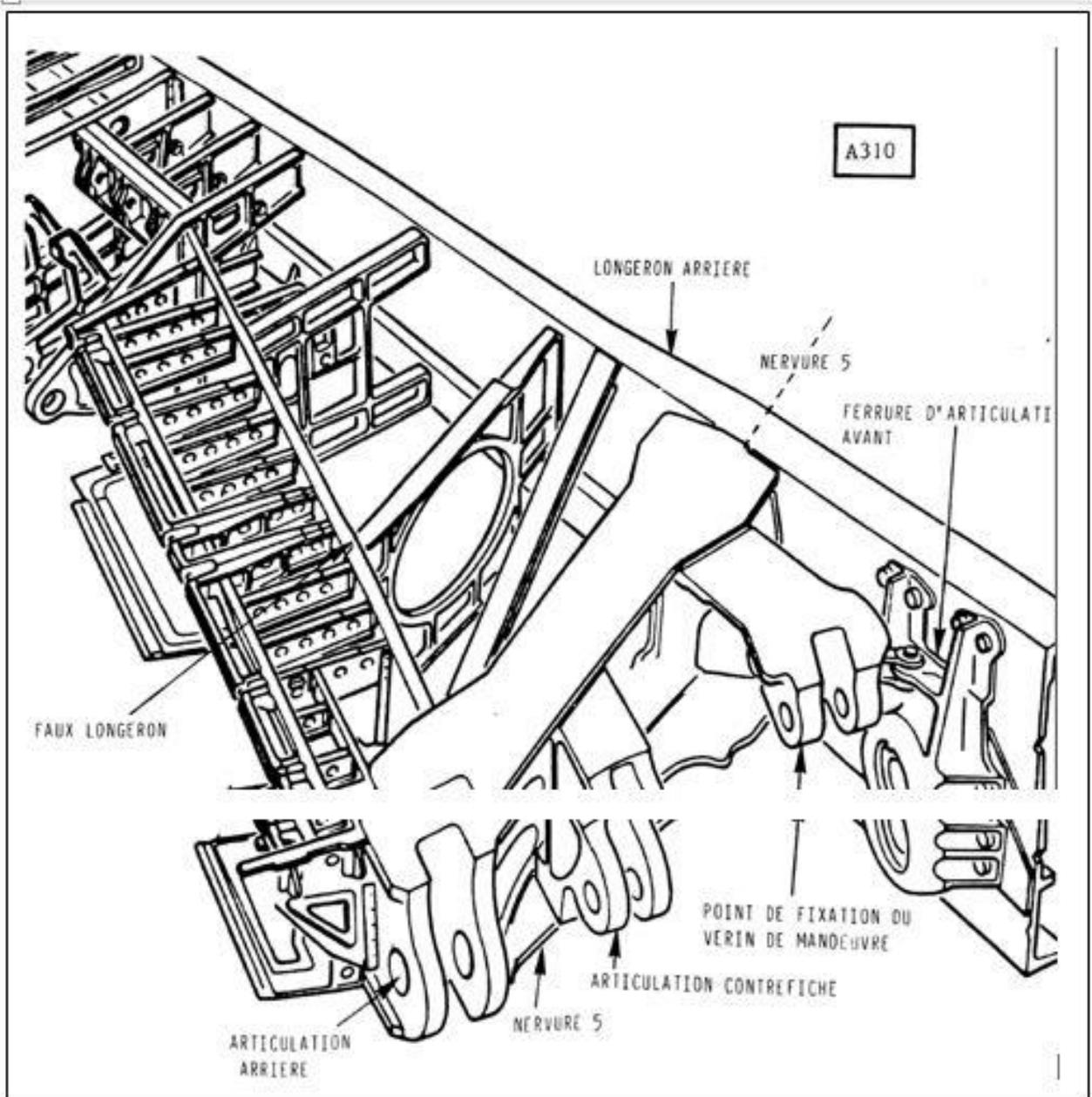


Fig.1-21- Fixation des trains principaux sur la voilure de L'A330.[18]

I.2.2.g- Assemblage voilure – nacelle moteur [1] :

❖ Assemblage type B737 :

C'est le cas le plus simple puisque chaque réacteur Pratt et Whitney JT8-D15A est fixé directement par trois points au-dessus de l'aile :

Les deux points avant transmettent la poussée, le point arrière ne sert qu'à la suspension. Chaque point de fixation est muni d'un amortisseur de vibration du réacteur vers la voilure et il permet la dilatation des carters. Les ferrures qui supportent les fixations du réacteur sont fixées sur les longerons de l'aile.

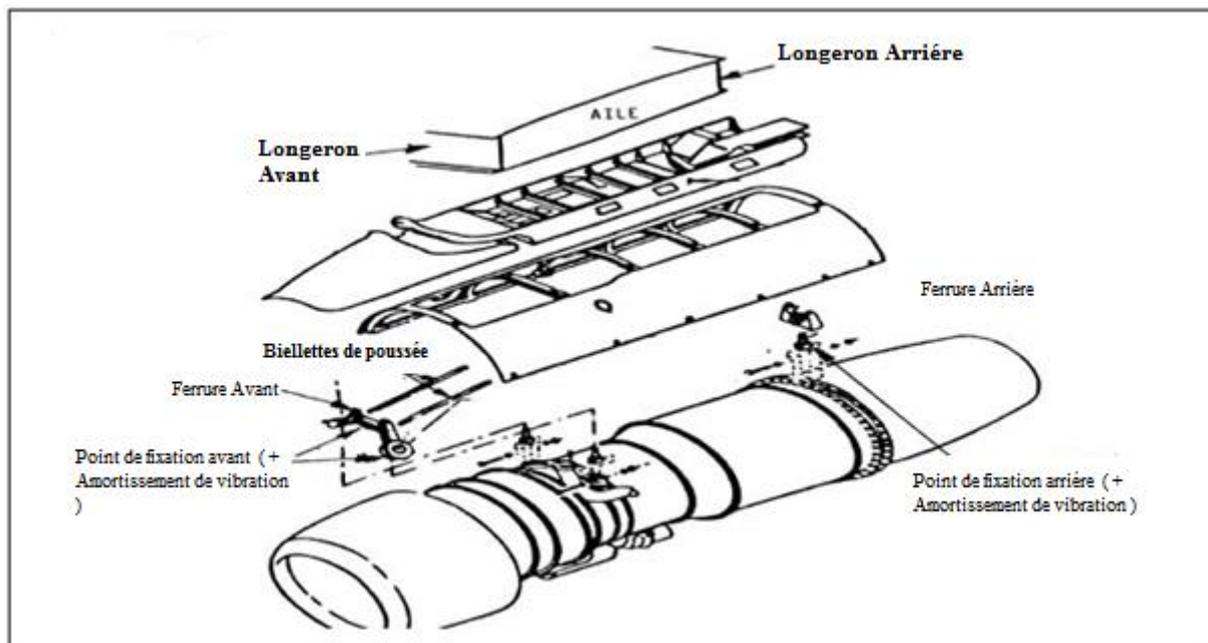


Fig. 1-22-Assemblage voilure – nacelle moteur type B737.[1]

La fixation réacteur/mat est réalisée en deux points : c'est l'attache avant qui assure la transmission des efforts de poussée.

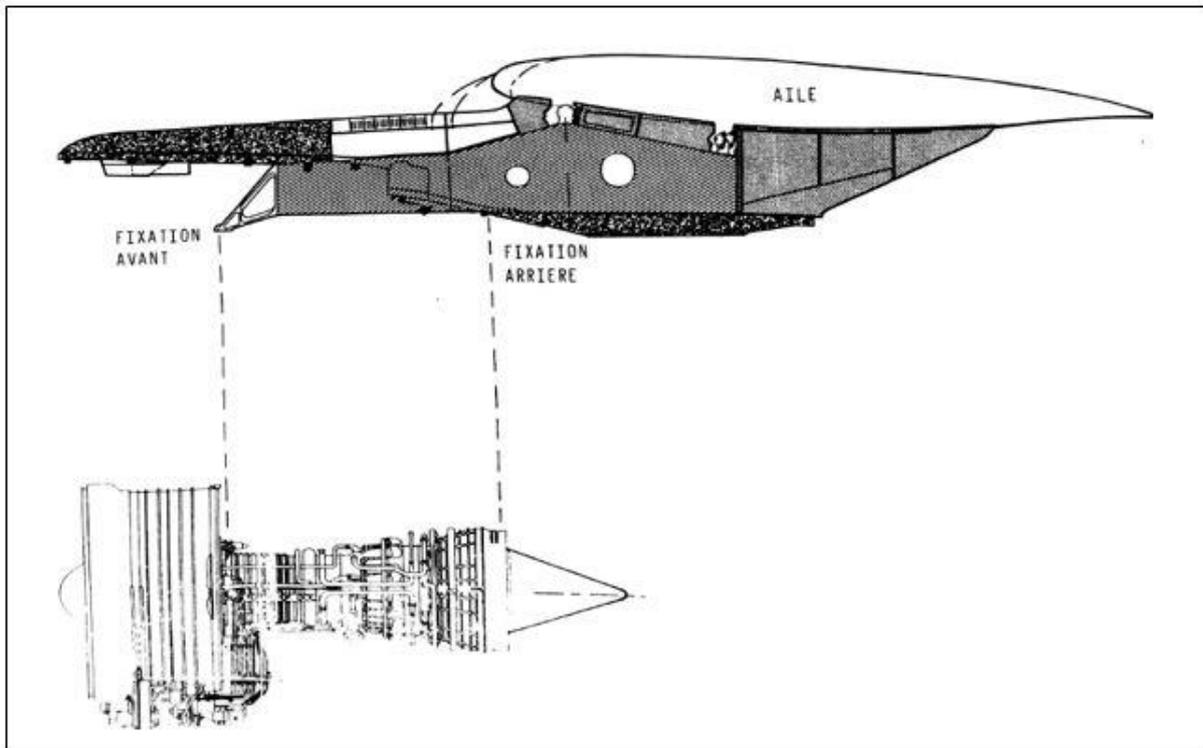


Fig. 1-23- Fixation réacteur.[1]

I.2.3. Empennages et gouvernes :

I.2.3.a. Généralités :

Situés à la partie arrière du fuselage, les empennages comprennent :

-l'empennage horizontal qui se compose :

.d'une partie qui assure la stabilité de tangage. Cette partie peut être fixe (F27), mais sur les avions modernes, elle est généralement mobile : c'est le stabilisateur ou plan horizontal réglable (P.H.R).
 .d'une partie mobile qui assure la maniabilité autour de l'axe de tangage : ce les gouvernes de profondeurs.

-l'empennage vertical qui se compose :

.d'une partie fixe qui assure la stabilité de route : c'est la dérive.

.d'une partie mobile qui assure la maniabilité autour de l'axe de lacet : c'est la gouverne de direction.[2]

❖ Remarque :

Si l'empennage horizontal est constitué d'une partie assurant les deux fonctions, on dit qu'il est « monobloc ».

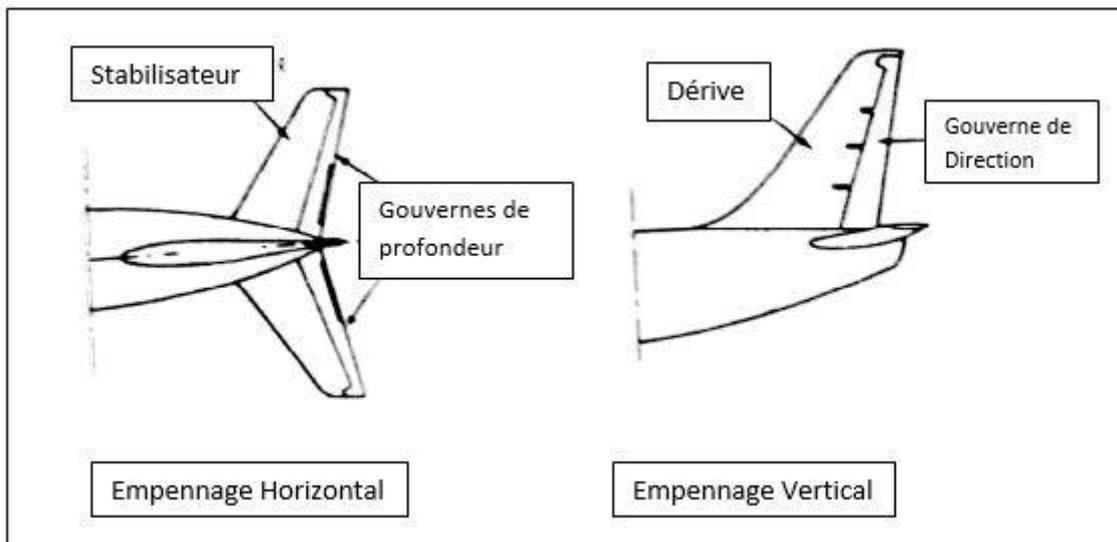


Fig. 1-24- Représentation de l'empennage vertical et horizontal.

I.2.3.b. Efforts appliqués sur empennages :

❖ Les efforts appliqués sur l'empennage horizontal :

Sont des efforts aérodynamiques assurant dans toutes les incidences de vol l'équilibre de l'avion autour de l'axe de tangage. Ils sont de même nature que ceux supportés par la voilure.

La manœuvre de la gouverne de profondeur introduit une charge supplémentaire que l'on détermine en fonction du braquage, en considérant les braquages maxima vers le haut (effort sur l'empennage vers le bas) et vers le bas (effort sur l'empennage vers le haut).

-Les efforts appliqués sur l'empennage vertical :

Sont dus à la manœuvre du gouvernail de direction qui crée un effort de flexion. D'autre part, il y a lieu de tenir compte des charges supplémentaires créées par les rafales verticales. [1]

I.2.3.c. Réalisation des empennages et des gouvernes :

❖ La structure du stabilisateur et de la dérive :

Est identique à la structure de la voilure; on retrouvera généralement une structure « multi longerons ».

Les longerons des caissons seront reliés grâce à des ferrures à des couples principaux du fuselage.

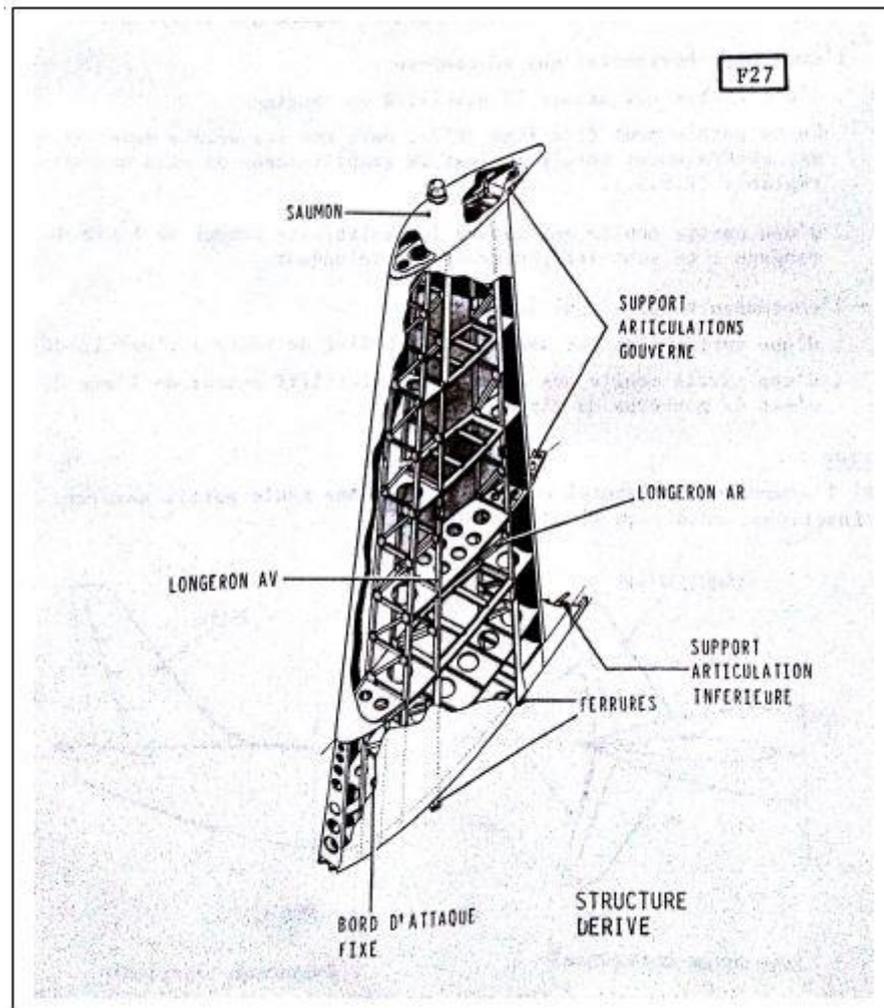


Fig. 1-25- Représentation de la structure de la dérive.[1]

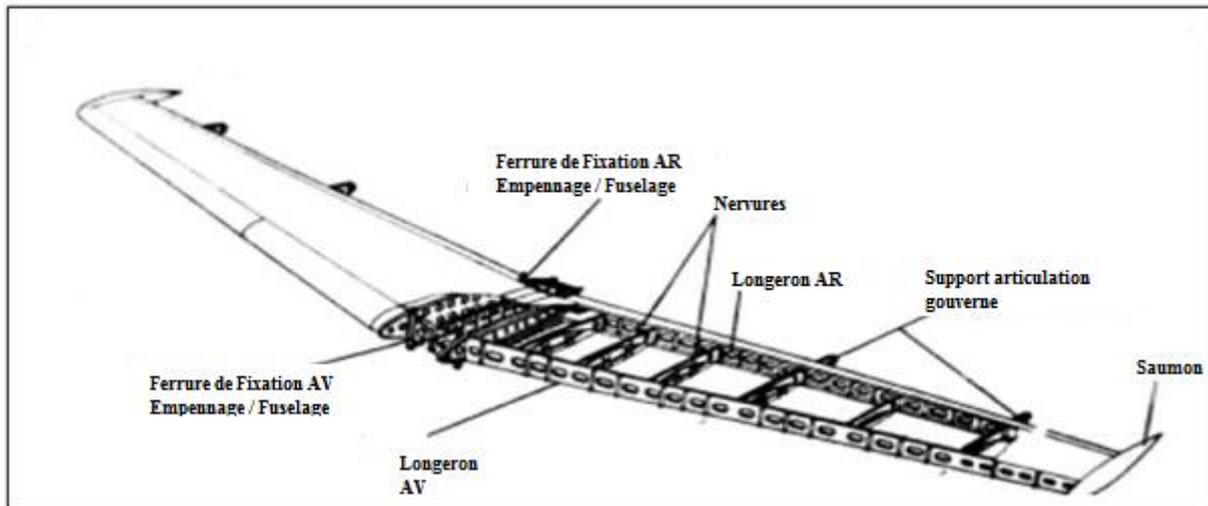


Fig. 1-26- Représentation de la structure du stabilisateur.[1]

- ❖ La structure des gouvernes est constitué par:
 - une structure « mono longeron » avec caisson de torsion [1] :

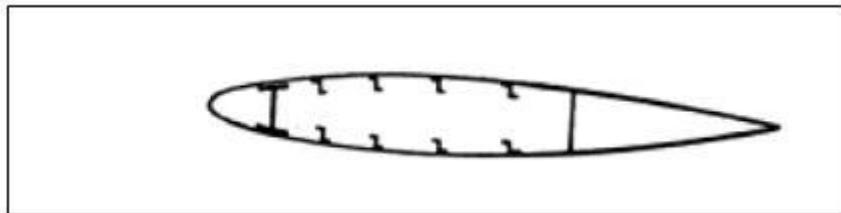


Fig.1-27- Structure mono longeron.[1]

- une structure « multi longerons »[1] :

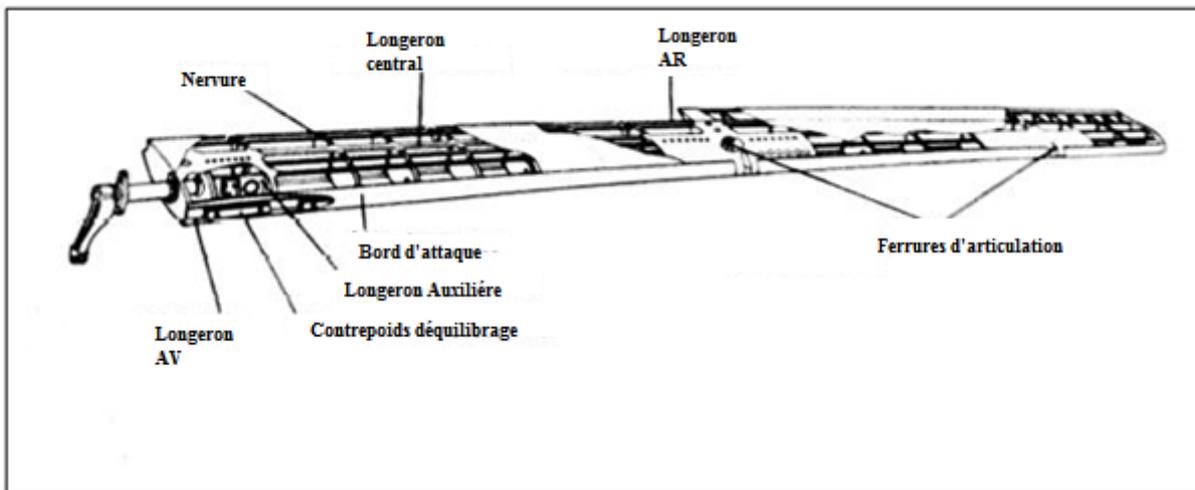


Fig.1-28- Structure multi longerons.[1]

➤ structure « sandwich » :

La réunion de deux revêtements, intrados et extrados, est effectuée par un matériau de remplissage (nid d'abeilles) sur lequel ils sont collés, rejetant ainsi à l'extérieur les parties « travaillantes ». ainsi on a un gain de poids très appréciable pour une résistance structurale identique à celle obtenue avec des raidisseurs.[1]

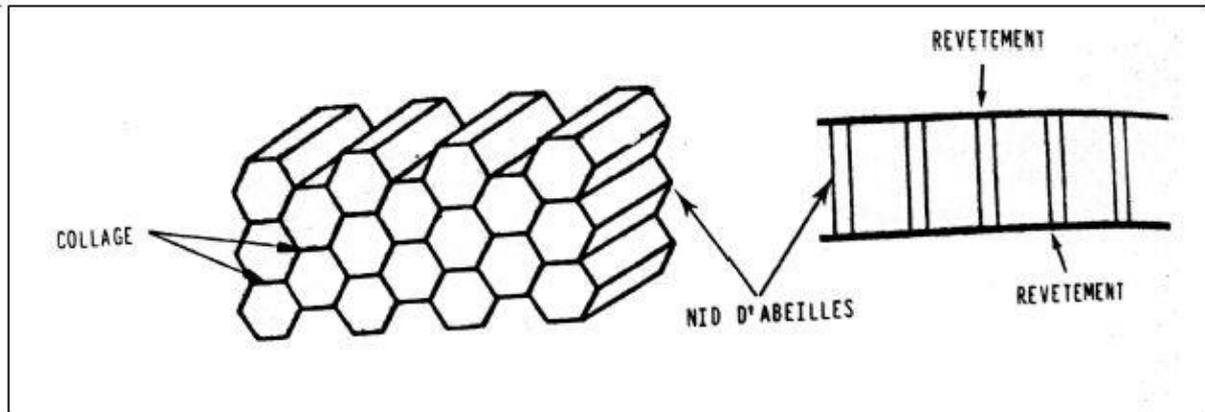


Fig.1-29- Structure sandwich.[1]

➤ Structure « composite » :

Exemple : gouverne de direction A310

Le bord d'attaque est fabriqué en plastique renforcé de fibres aramides.

L'extrados et l'intrados sont fabriqués en fibre de carbone.[1]

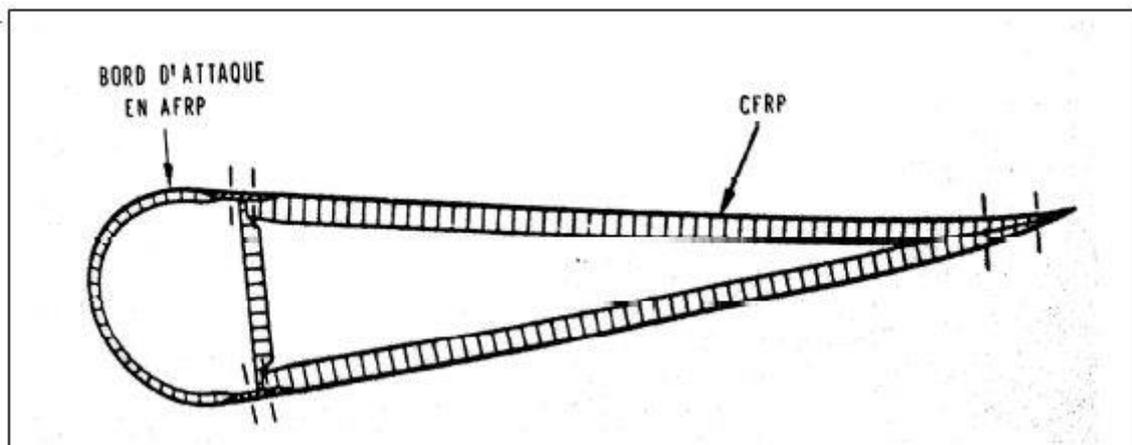


Fig. 1-30- Structure composite.[1]

I.3.Méthode ‘Fail-Safe’ (rupture sans danger) :

Cette méthode est basée sur le fait qu'une défaillance partielle ne doit pas compromettre la sécurité.

Après une amorce de rupture, ne doit se comporter normalement, c'est-à-dire que cette amorce de rupture ne doit pas entraîner de déchirure explosive amenant une catastrophe.

Le règlement français de construction (normes Air 2051) prévoit la disposition suivante :

‘‘ On démontrera par le calcul et (ou) par des essais qu'il est improbable qu'une rupture de fatigue complète ou partielle, nettement caractérisée, d'un seul élément principal de la structure, puisse entraîner une rupture catastrophique ou une déformation excessive de la structure susceptible d'avoir un effet défavorable sur les caractéristiques de vol de l'avion ‘‘.[1]

I.4.Conclusion:

Dans ce chapitre on a présenté les différents organes d'un avion ainsi que la composition structurale des éléments de structure.

Cependant la cellule d'un aéronef subit divers efforts lors des changements de pressions ; de température...ect. Donc nous avons procédé à une étude des efforts pour les éléments de structure primaire afin de trouver la cause la plus probable de formation de criques.

II.1. Introduction :

Les essais non destructifs (ou encore contrôles non destructifs) sont l'ensemble des techniques et procédés aptes à fournir des informations sur la santé d'une pièce ou d'une structure sans qu'il en résulte des altérations fatales à leur utilisation ultérieure.

À l'heure où la qualité est devenue un impératif difficilement contournable, le champ d'application des "CND" ne cesse de s'étendre au-delà de son domaine d'emploi traditionnel, constitué par les industries métallurgiques et les activités où la sécurité est primordiale, telles que le nucléaire et l'aéronautique.

Après le contrôle des biens d'équipements, vient celui des biens de consommation. On recherche les défauts technologiques ponctuels graves, comme ceux inévitables à la fabrication et à l'utilisation des métaux (fissure de fatigue).

L'objectif du contrôle non destructif "CND" évolue en rapprochant ce domaine de celui de l'instrumentation ; « il ne suffit plus aujourd'hui de détecter un défaut, il faut aussi le caractériser et le dimensionner ». Il faut imaginer des techniques et procédés non destructifs aptes à mettre en évidence des hétérogénéités physiques complexes ou des irrégularités de propriétés telles que, par exemple, des variations de microstructure dans un métal, des variations de texture ou de rugosité sur une surface, des variations de propriétés électromagnétiques sur une bande.

L'évolution des "CND" doit prendre toutefois en compte l'aspect coût. Ce dernier pouvant freiner l'essor de nouvelles techniques très performantes, comme c'est le cas actuellement pour la tomographie X.

II.2. Procédure de "CND" (Contrôle non destructif) :

Il faut envisager toute une procédure ayant les objectifs suivants :

- ❖ Fiabilité de l'examen.
- ❖ Localisation des défauts et identification (caractérisation par taille).
- ❖ Présentation visuelle et décision concernant l'affectation de l'objet.
- ❖ Archivage des résultats et des conditions d'examen.

Ce sont des opérations d'étalonnage, de calibrage, de balayage de la sonde, de traitement des données qui permettent d'atteindre ces objectifs désormais dans de bonnes conditions, grâce à l'apport intensif. [3,5]

II.2.1. Les méthodes de contrôle :

Les normes "EN 473" et "EN 4179" définissent un certain nombre de symboles pour les méthodes usuelles. Ces symboles correspondent généralement à l'abréviation de la désignation anglaise de la méthode.

- Ressuage : liquide pénétrant (PT).
- Magnétoscopie : particule magnétique (MT).
- Courants de Foucault : Eddy current (ET).
- Ultrasons (UT).

➤ Radiographie(RT).

II.2.1.a. Courant de Foucault :

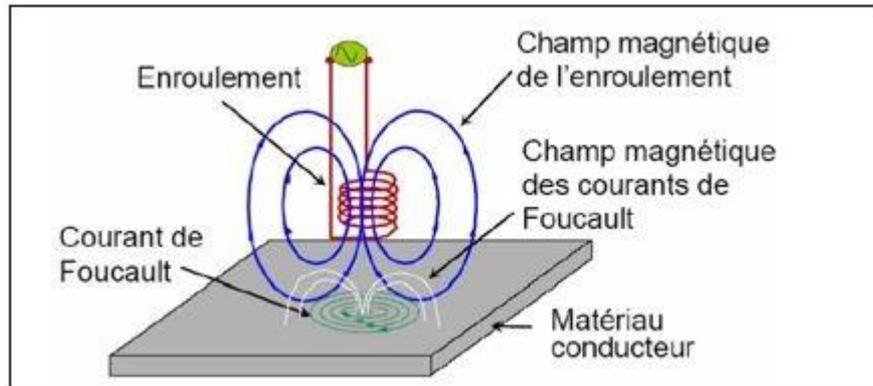


Fig.II-1- contrôle d'une plaque à l'aide des courant Foucault.

Une bobine parcourue par un courant variable (ex : alternatif) génère un courant induit qui crée un flux magnétique qui s'oppose au flux générateur, et modifie l'impédance de la bobine. L'analyse de la variation de l'impédance fournira les éléments exploitables pour un contrôle.[5]

La présence d'un défaut, constitue donc une discontinuité électrique qui va perturber la circulation des courants de Foucault. Ceci va créer une variation d'impédance décelable au niveau de la bobine d'excitation. Ce procédé permet de détecter essentiellement les défauts superficiels.[3],[4]

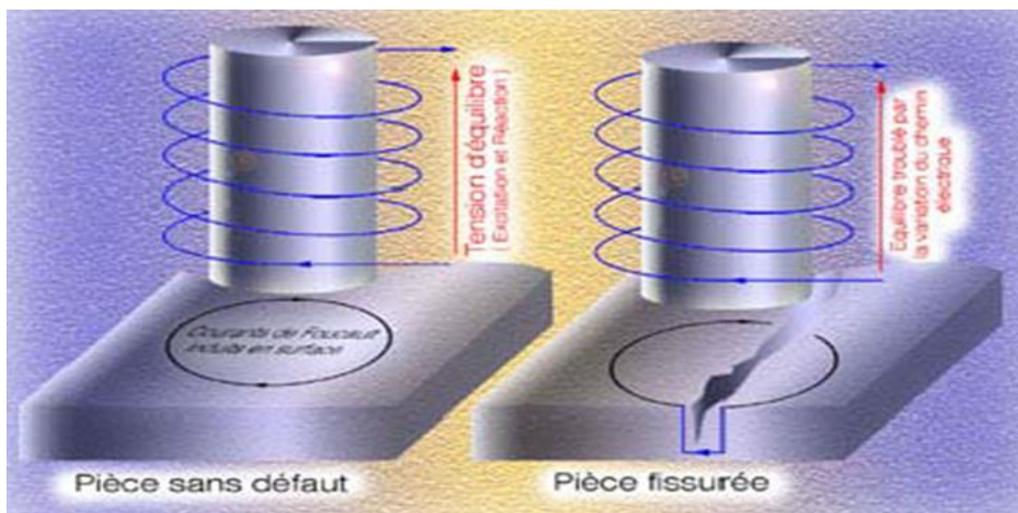


Fig.II-2-Principe de détection par les courants de Foucault.

❖ Mise en œuvre :

Les principaux paramètres à prendre en compte pour un contrôle, peuvent être répartis en trois catégories :

- Paramètres liés au matériau à sonder :
 - sa forme géométrique.
 - sa conductivité électrique ‘**s**’.
 - sa perméabilité magnétique ‘**m**’.
- Paramètres liés au montage, entre la ou les bobines et le matériau :

Il s’agit soit du coefficient de remplissage pour les bobines enroulées (rapport entre la section de la barre et celle de la bobine), soit du lift off (terme désignant la distance entre une sonde plate et la surface de la pièce). [14]

- Paramètres électriques :

On parle essentiellement de la fréquence d’excitation de la bobine, dont le manipulateur est maître. Le réglage se fait de façon à obtenir un point de fonctionnement adéquat pour les défauts en fonction de leurs profondeurs et de leurs visibilités.[4]



Fig.II-3-L’utilisation de la parelle de Foucault pour le contrôle des pièces.

❖ Application :

- contrôle des tubes, barres et fils :

Le courant de Foucault à l’aide de bobine encerclante est très bien adaptée au contrôle industriel à grande cadence de tous les produits long métalliques .Elle permet de mettre en évidence sur ces produits : des défauts superficiels (craquelures, piqûres, petites pailles), des défauts de géométrie (variations brusques de diamètre ou d’épaisseur de paroi) ainsi que des hétérogénéités (zone à gros grains).

Le procédé à sonde encerclante est inefficace pour le contrôle des produits longs de gros diamètre ou lorsque l'on recherche de très petit défaut sur des produits bien calibrés et ayant un bon état de surface (étirés et tréfilés). On utilise dans ce cas les procédés dit à

Sondes tournantes (utilisant deux ou quatre sonde) ces dernières tournent à grande vitesse autour du produit, qui défile lentement à l'intérieur du rotor de la machine. [3]

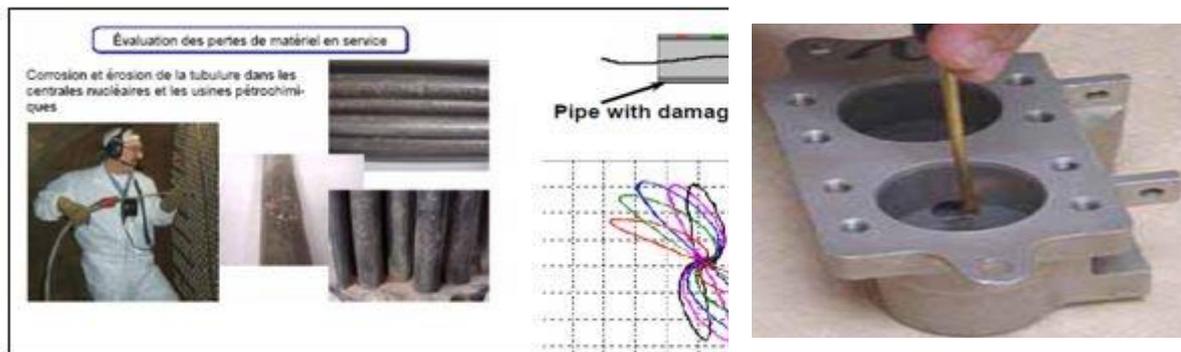


Fig.II-4-Inspection de la tubulure par courant de Foucault.

❖ contrôle des surfaces planes :

Le contrôle des surfaces planes pour la recherche de petites criques, fissures ou hétérogénéités locales, peut être réalisé à l'aide d'une sonde **PickUp** que l'on glisse avec ou sans contact.[4]



Fig.II-5-L'application de courant "Foucault" dans l'aéronautique.

❖ Performance et limitation :

- Bonne sensibilité de détection
- Automatisation du procédé aisé
- Absence de contact entre la sonde et la pièce à contrôler
- grande sensibilité et bonne reproductibilité

- grande sensibilité implique facilement : perturbable, difficile parfois d'isoler les bruits.

Remède :

- ✓ Utilisation des techniques multifréquences.
- ✓ Saturation magnétique des aciers pour minimiser l'effet perturbateur.
- ✓ Traitement du signal.[7]

II.2.1.b Ultrasons (UT) :

- ❖ Contrôle par ultrasons :

Le contrôle par ultrasons est une méthode de contrôle non destructif permettant la détection de défaut à l'intérieur d'un matériau. Il est basé sur la transmission et la réflexion d'onde de type ultrasons à l'intérieur d'un matériau.[15]

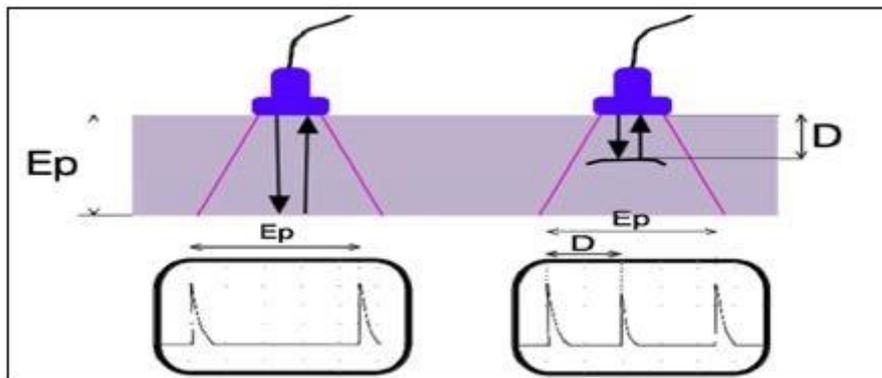


Fig.II-6-Principe du contrôle par ultrason.

- ❖ Champ d'application :

Le champ d'application du contrôle ultrasonore concerne principalement : le domaine médical, l'examen des pièces métalliques et de leurs assemblages en fabrication et en service, donc l'ensemble des industries métallurgiques, mécaniques, nucléaires et aéronautiques.

Ce champ s'élargit de plus en plus au contrôle des matériaux et assemblages non métalliques : céramiques, polymères, matériaux composites, béton ; cela s'effectue lentement,

eu égard aux difficultés pratiques rencontrées et dues à la nature même de ces produits à structure peu homogène et anisotrope. [6], [7]

❖ Principe du contrôle par ultrasons :

Exemple du contrôle d'une tôle.

- L'écran de l'oscilloscope montre un pic d'entrée à gauche et un pic de sortie à droite. La distance entre les deux pics correspond à l'épaisseur de la tôle.
- Le palpeur émet au-dessus d'un défaut, il y apparition d'un pic correspondant au défaut. la position relative du pic créé par le défaut permet de connaître sa profondeur. [6]

❖ Principe physique du contrôle par ultrasons :

- Types d'ondes ultrasonores [7]:

Plusieurs types d'ondes ultrasonores sont susceptibles de se propager dans les milieux solides. Ces ondes se différencient les unes des autres par :

- La forme et la direction des trajectoires qu'elles impriment aux particules du matériau dans lequel elles se propagent.
- La vitesse de propagation ou célérité.
- La distance à laquelle elles sont susceptibles de se propager dans le matériau.

On distingue quatre types d'ondes ultrasonores :

- Les ondes longitudinales ou de compression.
- Les ondes transversales ou de cisaillement.
- Les ondes de surfaces ou de RAYLEIGH.
- Les ondes LAMB ou de plaque.

Tableau (II-1) : Vitesse d'onde dans les différents types de matériaux

Milieux		Matériaux	Ondes longitudinales (m.s-1)	Ondes transversales (m.s-1)
Gazeux		Air	332	
Liquides		Eau	1480	
		Huile	1440	
Solides	Matière plastique	Plexiglass	2680	1320
	Métaux	Aluminium	6400	3130
		Magnésium	5740	3080
		Titane	5990	3210
		Zirconium	4650	2300
		Fer	5950	3220
		Acier doux	5900	3200
		Acier inox	5740	3130
		Cuivre	4760	2325

❖ Détection des défauts par Ultrasons :

La détection des défauts internes par ultrasons est très pratiquée en contrôle de fabrication, surveillance de structure en service ainsi qu'en maintenance. Le contrôle par ultrasons est une méthode de contrôle original à cause de sa remarquable sensibilité de l'échographie ultrasonore à moindre discontinuité ou hétérogénéité interne dans les matériaux, en particulier métallique.[6],[7]

• Localisation des défauts en profondeur :

On l'utilise lorsqu'on travaille en échographie, il existe toutefois une zone sous la surface de couplage pour laquelle l'écho de défaut peut être noyé dans l'écho d'émission ou d'interface, ce qui peut rendre à la fois la détection et la localisation aléatoires.

La localisation en plan se fera en relation avec le relevé manuel de la position du palpeur. Des équipements d'aide au sondage manuel par recopie du déplacement du palpeur permettent et favorise le dépouillement et la présentation des résultats.

- Le même transducteur émet une impulsion ultrasonore et recueille les échos réfléchis par la pièce.
- Toute discontinuité dans le trajet des ultrasons résulte en la réflexion d'un écho.
- L'amplitude de l'écho est une indication de la taille de la discontinuité alors que le délai d'arrivée nous informe sur sa profondeur.[5],[7]

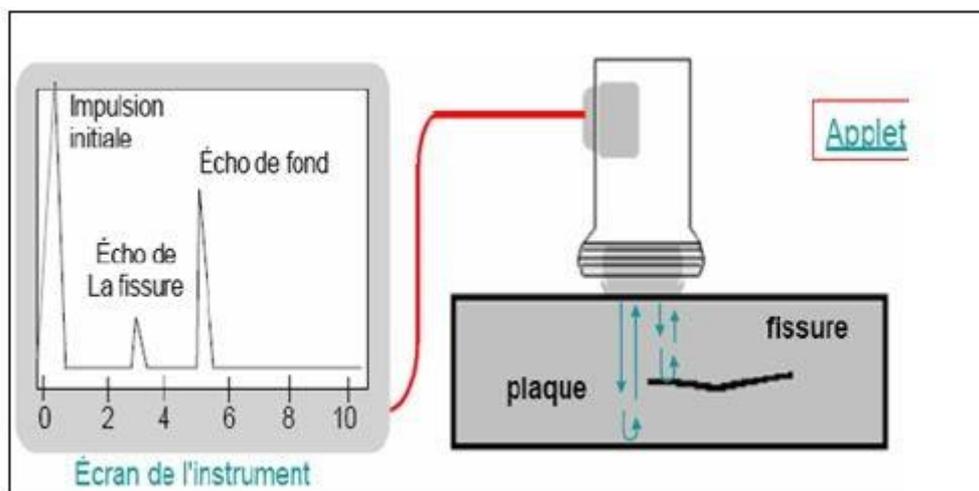


Fig.II-7-Détections des défauts par ultrasons.

❖ Dimensionnement des défauts :

C'est un problème délicat auquel on peut toutefois donner des solutions pratiques simples. Deux cas se présentent en théorie, selon que le champ du palpeur est censé être supérieur ou inférieur à la dimension moyenne du défaut.

Dans le premier cas, tout le défaut est éclairé par le faisceau et l'on peut relier l'amplitude de l'écho de retour à la dimension du défaut à l'aide de diagrammes. Cette méthode, appelée méthode AVG est intéressante mais délicate d'emploi, surtout lorsque le défaut à dimensionner présente une orientation et une morphologie très éloignées des cas théoriques.

Lorsque le défaut est plus grand que le faisceau, ce que l'on peut parfois volontairement obtenir en utilisant l'étroit champ d'un palpeur focalisé, on trace son contour apparent, soit en repérant et en quantifiant le basculement entre écho de défaut, soit en utilisant la règle (des -6 dB) qui prend en compte un rapport $\frac{1}{2}$ entre l'amplitude maximale de l'écho de défaut et celle obtenue lorsque les bords du défaut occultent environ à moitié la section du faisceau ultrasonore.[6]

❖ Évolution :

L'évolution du contrôle ultrasonore va vers un plus grand recours à l'automatisation des opérations, avec l'objectif de simplifier, de fiabiliser les procédures, d'accroître la reproductibilité et la productivité des essais. Cela est rendu possible grâce aux progrès du matériel et des moyens de traitement de l'information. Il n'en reste pas moins que la qualification du contrôleur reste primordial pour les raisons exprimées plus haut.

Notons enfin le développement de l'utilisation en laboratoire d'un nouvel outil d'investigation et d'étude de la microstructure des matériaux : le microscope acoustique utilisant de très hautes fréquences ultrasonores, ce qui conduit à un fort pouvoir de résolution (quelques micromètres) accompagné malheureusement d'une faible pénétration des ondes dans la matière (quelques dixièmes de millimètre).[5]

II.3.Système de contrôle non destructif embarqué :

II.3.1. Principe :

Chez Airbus, le système de contrôle non destructif embarqué est plus connu sous le nom de « Structure Health Monitoring » ou SHM.

A la base l'idée est simple : doter la structure avion d'un dispositif de surveillance comparable au système nerveux du corps humain. [8]

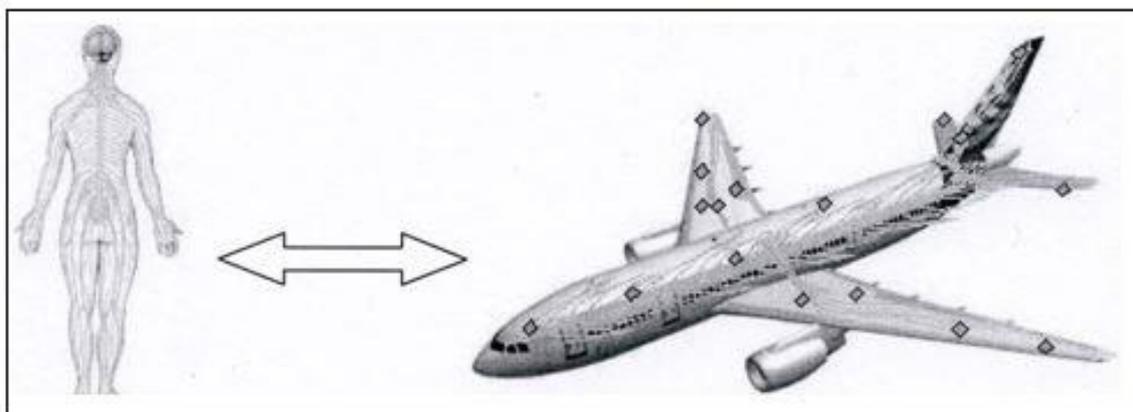


Fig. II-8-le SHM : un système nerveux avion. [8]

Le SHM permettra alors de garantir l'intégrité de la cellule avion par rapports à des efforts, Des contraintes, des dommages connus ou aléatoires.

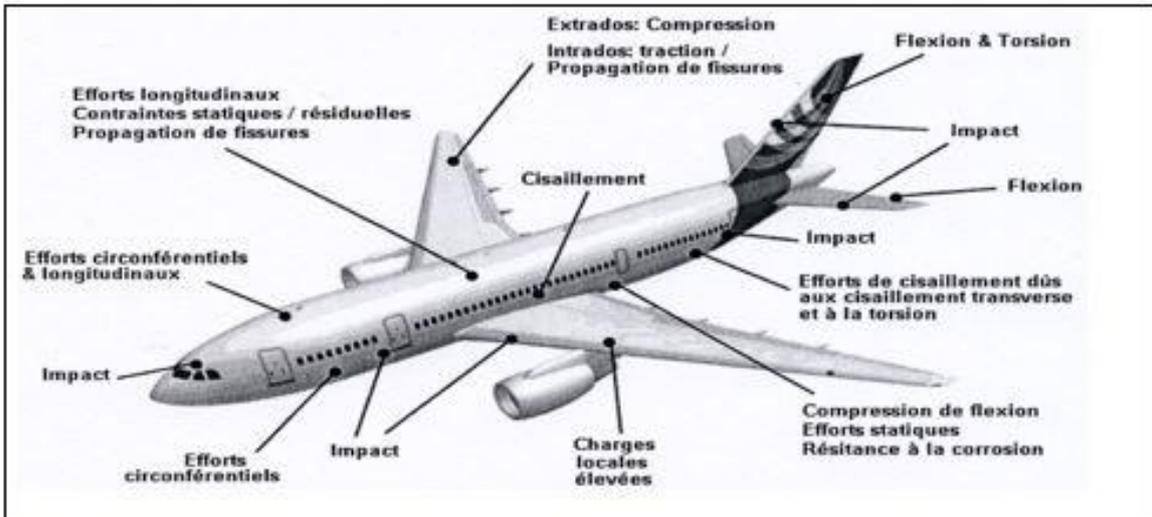


Fig. II-9-Exemples de contraintes structurales avion. [8]

Le SHM ne supprimera pas totalement les contrôles non destructifs (« CND ») manuels, notamment lors des grandes visites avion, mais il les réduira considérablement Limitant ainsi les risques d'erreurs liés aux facteurs humains souvent liés aux difficultés D'accès. [8]

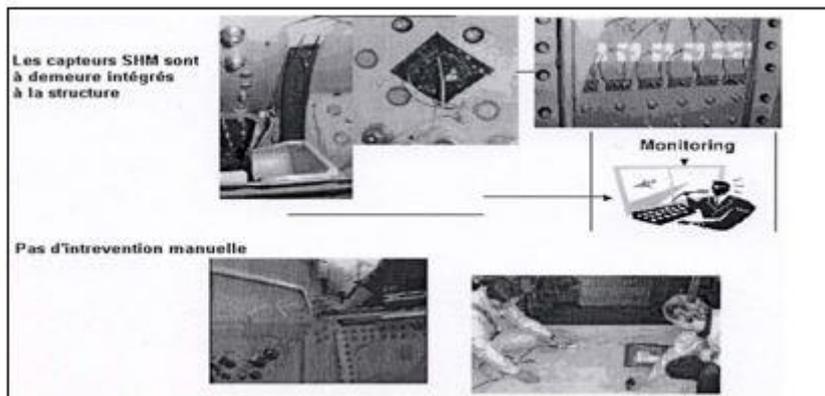


Fig. II-10-le SHM réduit les risques d'erreurs liés aux facteurs humains. [8]



Fig. II-11-le SHM : d'un grand intérêt dans les zones difficilement accessibles et exigües. [8]

Il va de soi que les capteurs SHM doivent être disposés dans des zones enclines à l'apparition de défauts.

Ces zones sont déterminées par calculs, par les essais de fatigue et le retour d'expérience sur des cellules avion réelles.

II.3.2.Les capteurs :

II.3.2.a.Capteurs à courants de Foucault ou Eddy Current Testing Foil Sensors, « ETFS » :

Ces capteurs permettent la détection des fissures et de corrosion pour les matériaux conducteurs.

Le principe est basé sur l'induction de courants de Foucault dans la structure par le passage D'un courant alternatif dans une bobine (solénoïde).

Quand une crique apparaît et se propage, elle induit des changements de distribution des Courants de Foucault à l'intérieur du matériau et donc de l'impédance apparente du Solénoïde. [8]

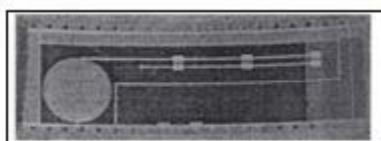


Fig. II-12-capteur ETFS. [8]

II.3.2.b.Capteurs à dépression ou Comparative Vacuum Monitoring, « CVM » :

Cette technologie permet la détection de la rupture d'éléments et la surveillance de l'initiation Et de la propagation de fissures dans des zones confinées où il est difficile d'intervenir (par Exemple dépose de revêtement ou de mastic, démontage de panneaux, accès à des Espaces exigus). Elle utilise le principe de micro canalisations (galeries ou rampes), les unes remplies d'air et Les autres sous vide. Si aucune fissure n'est présente, le vide demeure stable tandis

qu'une crique génèrera un Flux d'air des rampes à l'atmosphère ambiante vers les rampes sous vide comme illustré en Fig. II-. [8]

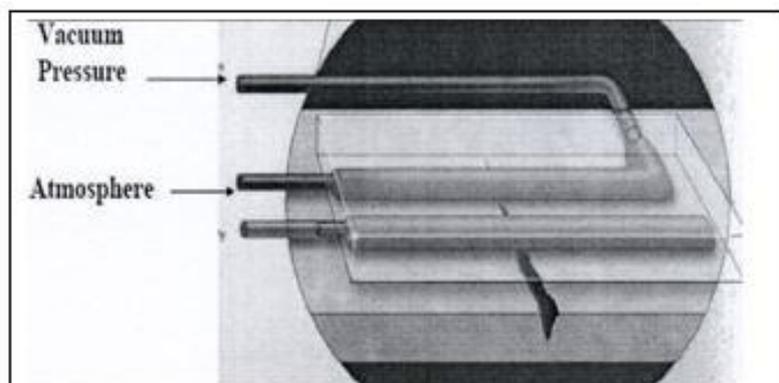


Fig. II-13-principe des CVM. [8]

II.3.2.c. Capteurs coupe-fil ou Crack Wire “CW” :

Les capteurs CW sont simples et bon marché, capables de détecter l'initiation de fissures. Le principe de détection est binaire : la rupture des fils conducteurs (en cuivre), provoque Une rupture de circuit. Il n'y a pas d'information quant à la taille du dommage. La propriété d'allongement des fils doit être supérieure à la surface en métal pour ne pas Déclencher n'importe quelle fausse alarme. [8]

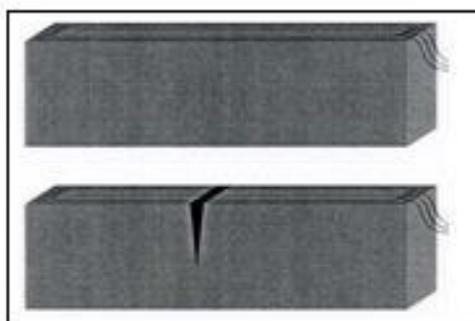


Fig. II-14-principe des CW. [8]

II.3.2.d Capteurs d'Emissions Acoustiques ou Acoustic Emission “AE » :

Les capteurs d'émissions acoustiques permettent la détection et la localisation

a- de criques Dans les matériaux métalliques

b- et de décollements dans les matériaux composites. Les capteurs et l'équipement d'AE, appelés VIGILANT (conçu et développé par le Consortium de BALRUE), ont la capacité de surveiller l'accroissement de criques et de Décollements, mais cette caractéristique n'a pas encore été mise en application. [8]

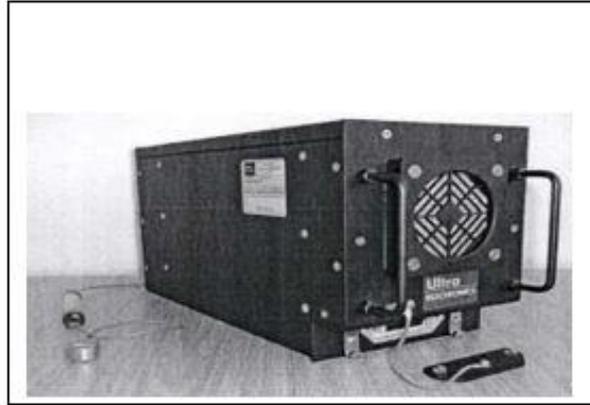


Fig. II-15-le système AE – capteurs et équipement (système « VIGILANT »). [8]

II.3.2.d. Capteurs acousto ultrasoniques Acousto Ultrasonic “AU” :

Les capteurs acousto-ultrasoniques sont utilisés pour détecter le décollement ou les défauts à l'intérieur des matériaux composites. Ils sont généralement de type piézo-électrique. Le principe consiste à envoyer par un émetteur des ultrasons dans le matériau, qui sont captés par des récepteurs spécifiques. Ces récepteurs analysent le comportement local du Matériau, et par conséquent des dommages d'impact. Les ondes ultrasonores sont réfléchies par les surfaces et les interfaces, atténuées par des Phénomènes de dispersion et d'absorption, et le mode de propagation est altéré pendant les Phases de réflexion et de transmission. Ces effets dépendent fortement de la fréquence des ondes, de leur direction de propagation ainsi que de la position et de l'orientation des surfaces et des dommages. Par étalonnage sur des défauts de référence, le défaut réel peut être évalué. [8]

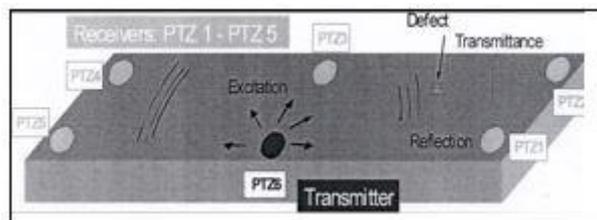


Fig. II-16-capteurs piézo-électriques intégrés à une structure. [8]

Les capteurs piézo-électriques sont intégrés ou répartis à la surface de la pièce. Les ultrasons transmis dans la pièce donnent des informations sur les défauts selon l'atténuation, les variations de vitesses de propagation et les réflexions qu'ils subissent.

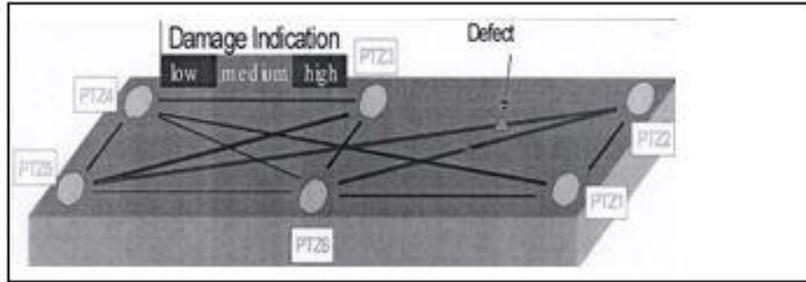


Fig. II-17-l'indication de dommage dépend de la position du défaut. [8]

A ce jour cette méthode ne fournit que des informations qualitatives. La taille et la profondeur Des défauts ne sont pas encore déterminables, mais les améliorations sont en cours. Par ailleurs il faut pallier des phénomènes de sensibilité des capteurs aux variations de Pression et de température. Cette technologie est utilisée pour la détection d'impacts dans les panneaux composites.

II.3.3.Les applications sur A320 msn001 (avion d'essai) :

Des tests de fonctionnement et d'endurance sont actuellement en cours dans des conditions réelles sur l'A320 d'essai msn001 (msn : manufacturing serial number). Les différents systèmes/capteurs présentés figure n°18, sont installés à demeure mais ne sont « interrogés » que lorsque l'avion est au sol : systèmes « off-line » . Le système de contrôle ou d'interrogation n'est pas embarqué. Il reste au sol et il faut le connecter Pour chaque inspection. La définition de systèmes « on-line », i.e. fonctionnant en continu et reliés aux calculateurs Embarqués avion est en cours d'étude. [8]

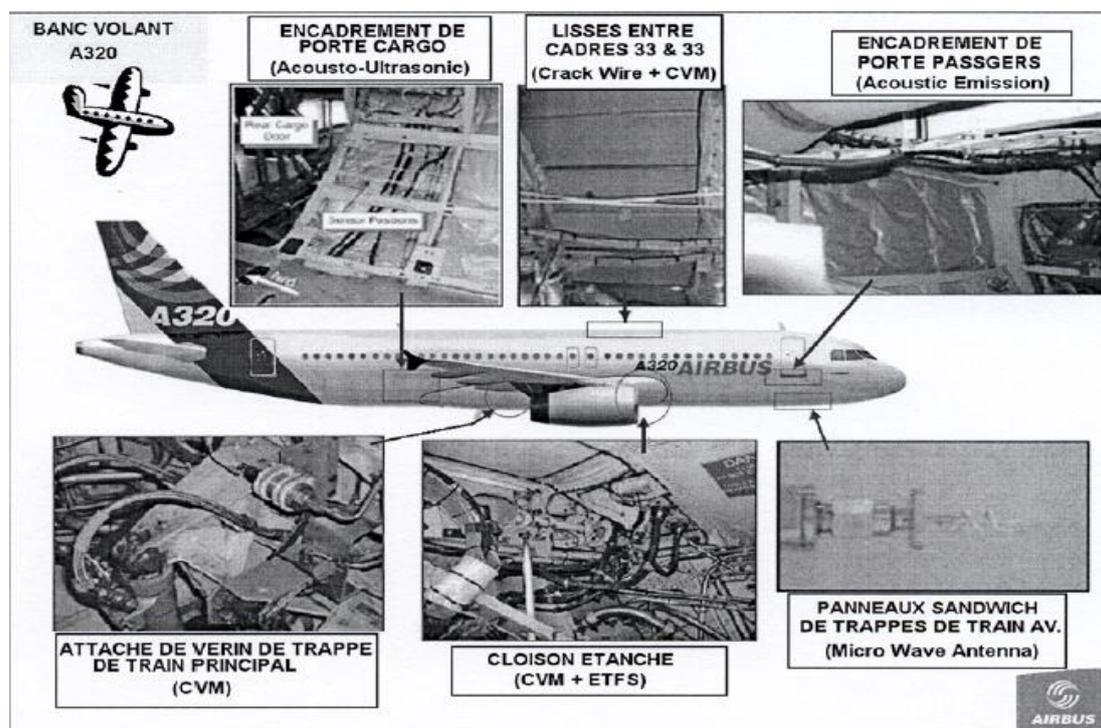


Fig. II-18- applications SHM sur A320. [8]

II.4.Conclusion :

Dans ce chapitre on a pris connaissance des méthodes de CND titulaire qui permettent de vérifier l'état d'intégrité des différentes parties de la structure. A ce jour cette méthode ne fournit que des informations de bases. Des défauts ne sont pas encore détectables, mais les améliorations sont en cours. Par ailleurs il faut pallier des phénomènes de sensibilité des capteurs aux variations de Pression et de température. Cette technologie est utilisée pour la détection d'impacts dans les panneaux composites.

III.1.Introduction :

L'analyse dynamique des structures consiste en une série de tâches et d'investigation Successives. Le modèle se base sur la structure physique réellement existante ou en projet d'élaboration et de conception. C'est à partir de ce concept qu'il faut ensuite identifier le modèle analytique (hypothèses, schémas, données, ect...). Ceci permet d'identifier les caractéristiques dynamiques de la structure objet, et obtenir ainsi les modèles mathématiques (Equations différentielles). Nous pouvons déduire le comportement dynamique (Solution de l'équation différentielle). Suivant la phase et l'objet de l'analyse, les méthodes d'investigation sont plus ou moins élaborées.

III.2. Sollicitation statique en vol et au sol :

Nous allons étudier le cas d'une aile cantilever que l'on pourra considérer comme une poutre encastrée dans le fuselage.

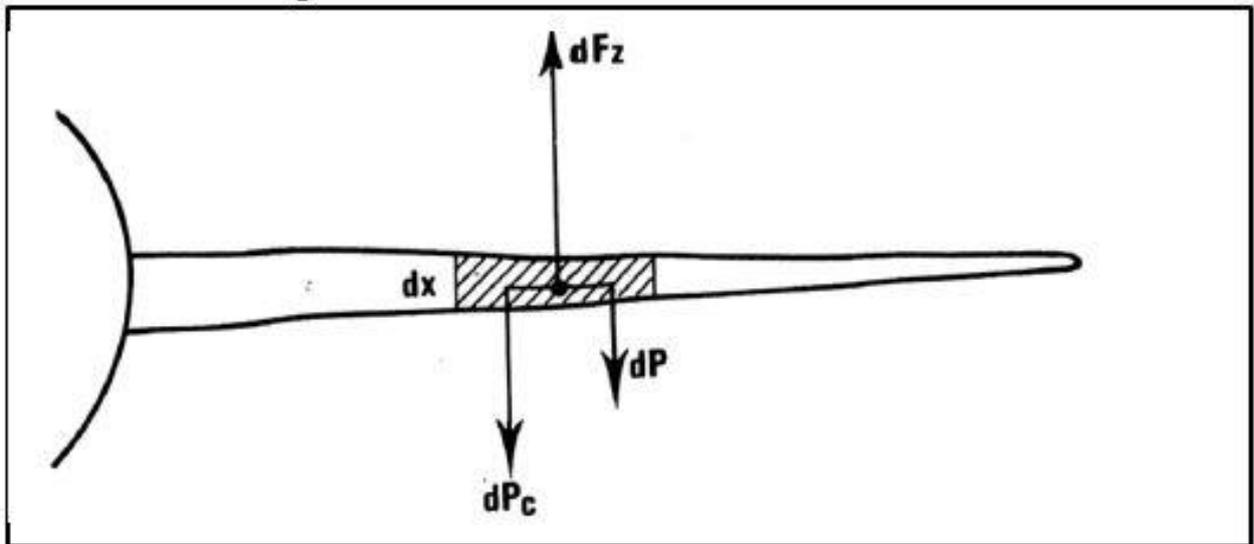


Fig.III-1- Les efforts appliqués à la voilure.[1]

Chaque section ‘‘dx’’ de la demi-voilure est soumise à l’action de 3 forces :

- dFz : Force de portance locale
- dP : Poids de la structure de la section d’aile
- dPc : Poids du carburant contenu dans cette section d’aile.

Ces 3 forces ont une résultante dirigée :

- vers le bas lorsque l’avion est au sol ($Fz=0$)

.L’extrados de la voilure travaille en traction.

.l’intrados de voilure travaille en compression.

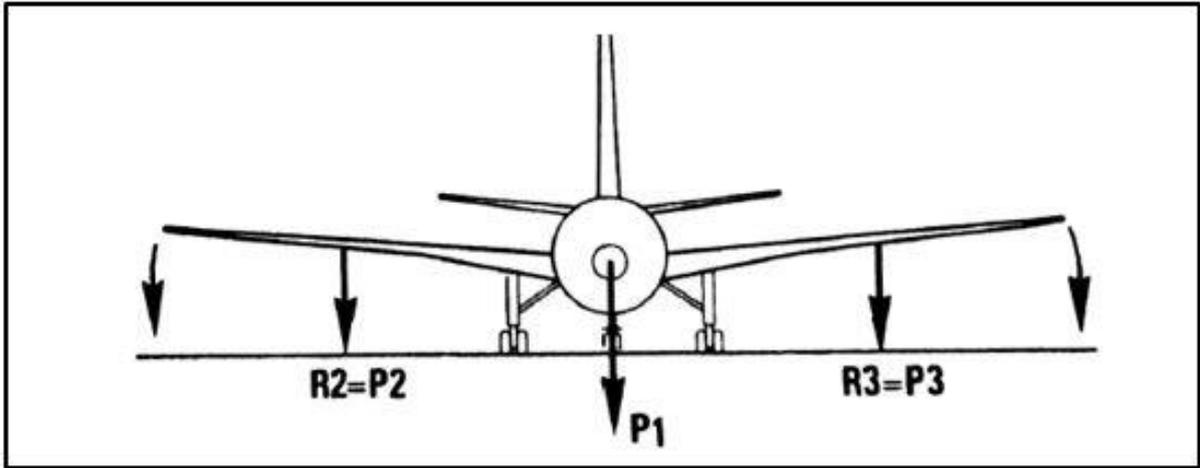


Fig.III-2- Les efforts appliqués au sol.[1]

- vers le haut lorsque l'avion est en vol
- l'extrados de la voilure travaille en compression
- l'intrados de la voilure travaille en traction.

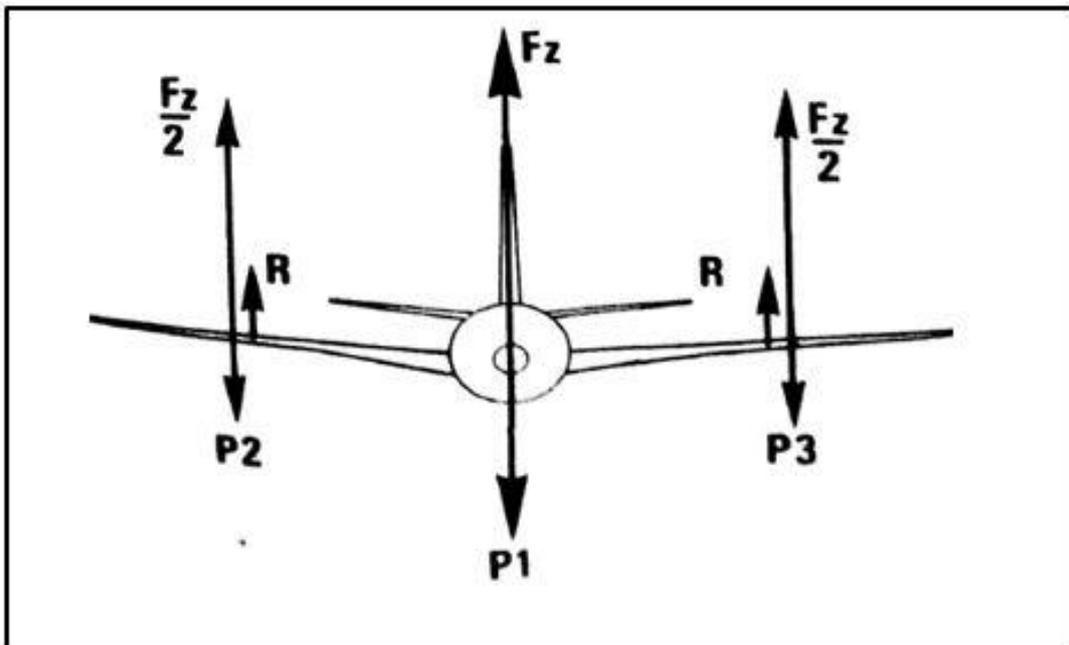


Fig.III-3- Les efforts appliqués au vol.[1]

$$R = \frac{Fz}{2} - P_2 \quad (III-1)$$

$$R_3 = \frac{Fz}{2} - P_3 \quad (III-2)$$

L'évolution de la charge R tout le long de la demi-voilure permet d'établir le diagramme de l'effort tranchant et celui du moment fléchissant.

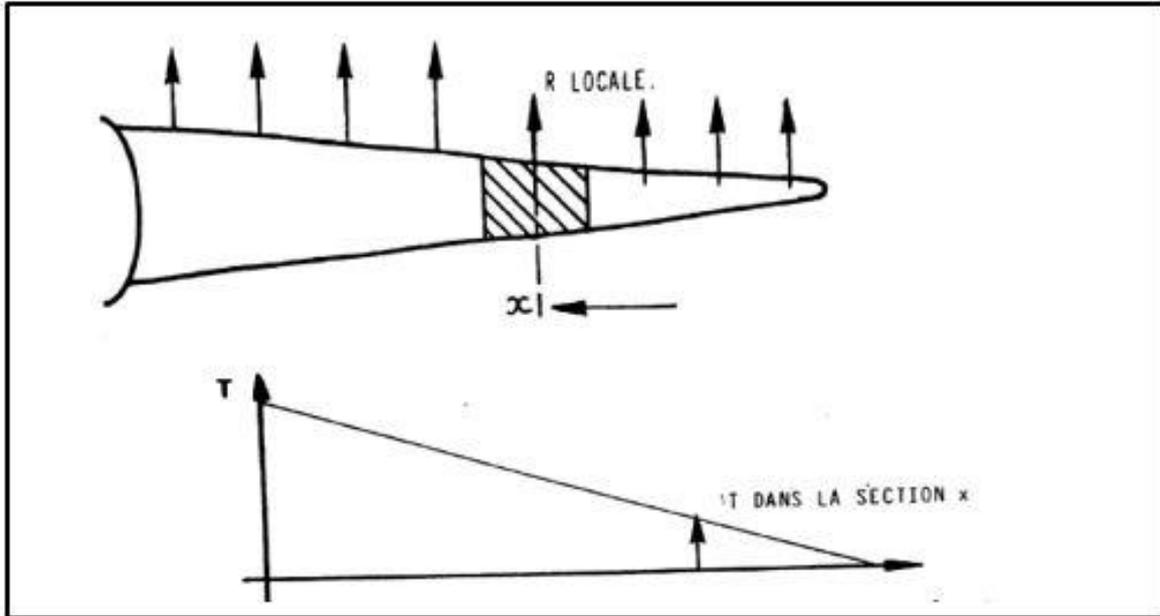


Fig.III-4-Diagramme de l'effort tranchant.[1]

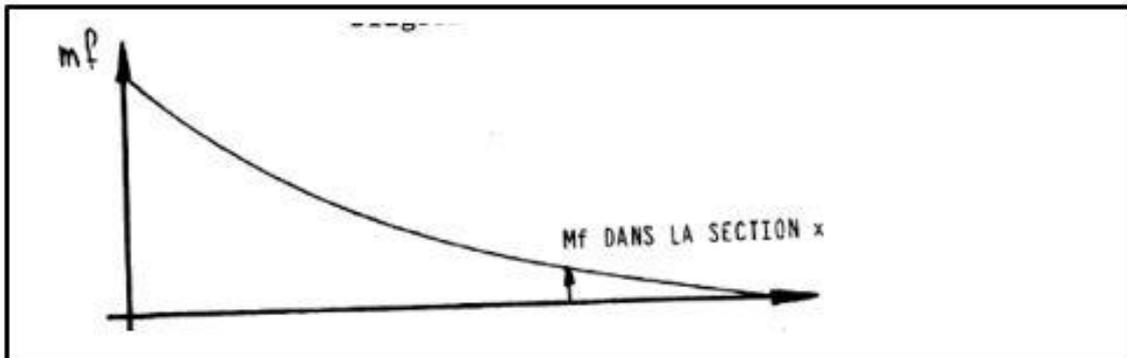


Fig.III-5-Diagramme du moment fléchissant.[1]

-à l'effort tranchant correspondent des contraintes de cisaillement.

-au moment fléchissant correspondent une contrainte de traction (extrados en vol) et une contrainte de compression (intrados en vol).

-l'effort tranchant et le moment fléchissant étant maximum à l'emplanture, c'est donc l'emplanture qui aura la plus grosse épaisseur.

III.3. Vibration des poutres :

III.3.1. Équation locale (modèle d'Euler-Bernoulli):

$$\frac{\partial^2 \omega}{\partial t^2} = - \frac{EI}{\rho S} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} \quad (\text{III-3})$$

Cette équation basée sur la théorie des poutres modèle d'Euler-Bernoulli qui fait des approximations importantes :

- Les déformations de la section droite dues au cisaillement sont négligées.
- L'effet d'inertie de rotation est négligé.[9]

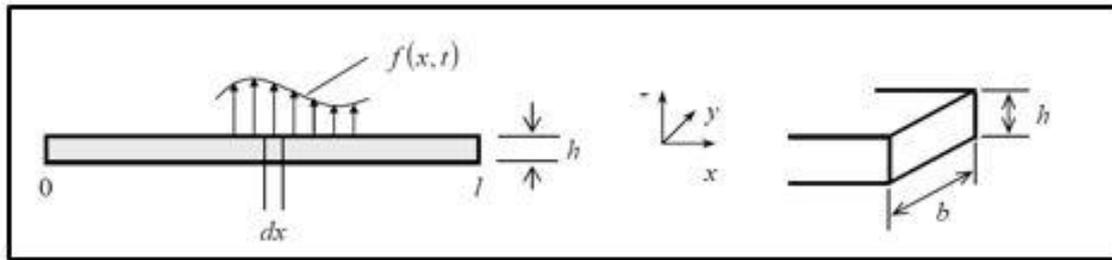


Fig.III-6- Géométrie pour les poutres en flexion.[9]

❖ Conditions aux limites :

Elles sont définies en considérant les quatre (04) grandeurs qui caractérisent le mouvement de flexion

- Déplacement du à la flexion : $w(x,t)$
- Déplacement angulaire (rotation) du à la flexion [10]:

$$\theta(x, t) = \frac{\partial w(x,t)}{\partial x} \quad (\text{III-4})$$

- Moment de flexion :

$$M(x, t) = EI \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial x^2} \quad (\text{III-5})$$

- Force de cisaillement (effort tranchant) :

$$Q(x, t) = EI \frac{\partial^3 w(x,t)}{\partial x^3} \quad (\text{III-6})$$

❖ Les modes propres [12]:

✓ Problème de Sturm-Liouville : équation aux valeurs propres :

$$\frac{\partial^4 \phi}{\partial x^4} = \frac{\rho S}{EI} \omega^2 \phi \quad (\text{III-7})$$

✓ Solution générale :

$$\phi(x) = a_1 \cos(kx) + a_2 \sin(kx) + a_3 \text{Ch}(kx) + a_4 \text{Sh}(kx) \quad (\text{III-8})$$

✓ équation de dispersion :

$$k^4 = \frac{\rho S}{EI} \omega^2 \quad (\text{III-9})$$

❖ Cas de la poutre encasté-libre [9],[10] :

✓ cas de la poutre encastée en $x = 0$, libre en $x = L$:

$$\phi(x = 0) = \left(\frac{\partial \phi(x,t)}{\partial x} \right) = 0 \quad (\text{III-10})$$

$$\left(\frac{\partial^2 \phi(x,t)}{\partial x^2} \right)_{x=L} = \left(\frac{\partial^3 \phi(x,t)}{\partial x^3} \right)_{x=L} = 0 \quad (\text{III-11})$$

✓ Condition en $x = 0$: $a_3 = -a_1$, et $a_4 = -a_2$.

✓ Condition en $x = L$:

$$(\cos(kL) + \text{Ch}(kL))a_1 + (\sin(kL) + \text{Sh}(kL))a_2 = 0 \quad (\text{III-12})$$

$$(\sin(kL) - \text{Sh}(kL))a_1 - (\cos(kL) + \text{Ch}(kL))a_2 = 0 \quad (\text{III-13})$$

$$\Rightarrow \cos(kL) = -1/\text{Ch}(kL) \quad (\text{III-14})$$

✓ Résolution graphique et fréquences propres :

$$\omega_n = \sqrt{\frac{EI}{\rho S}} k_n^2 \quad (\text{III-15})$$

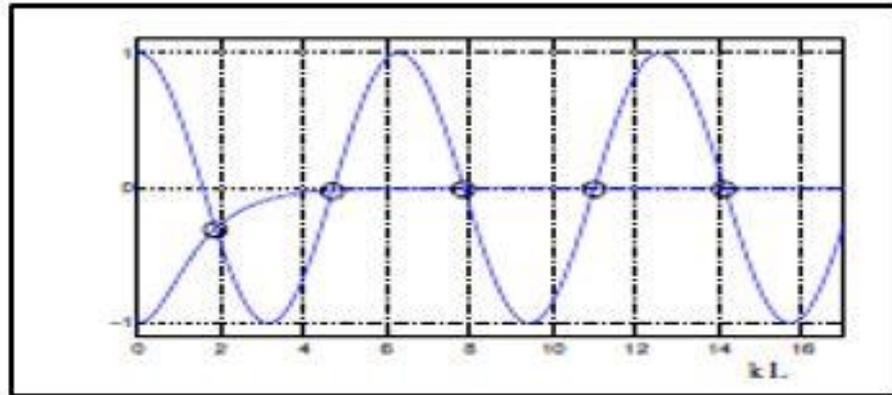


Fig.III-7- Le diagramme des fréquences propres.[12]

✓ Déformées modales :

$$\phi_n(x) = a_1 \left[\cos(k_n x) - \text{Ch}(k_n x) + \frac{\sin(k_n L) - \text{Sh}(k_n L)}{\cos(k_n L) + \text{Ch}(k_n L)} (\sin(k_n x) - \text{Sh}(k_n x)) \right] \quad (\text{III-16})$$

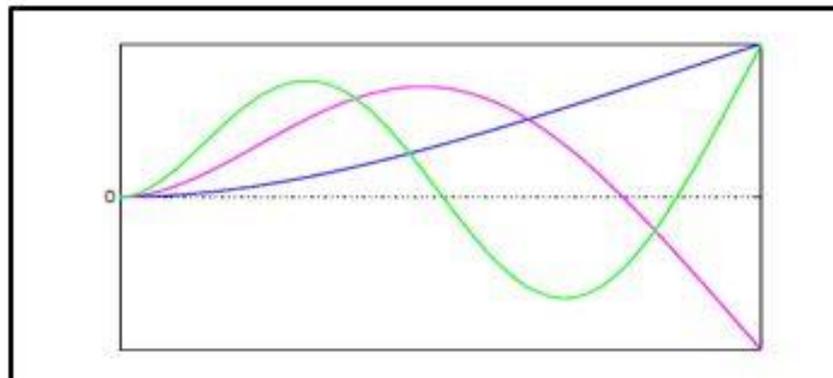


Fig.III-8- Le diagramme des modes propres d'une poutre encastre-libre.[12]

III.4. Mécanique de la rupture :

III.4.1.Définition:

La mécanique de la rupture est une étude qui met en jeu les paramètres habituels de la mécanique à partir d'une discontinuité existante (fissure, défaut). Elle permet dans certains cas de prévoir en fonction des dimensions d'une fissure et de l'état de chargement, la vitesse de propagation de structure et la dimension à partir de laquelle cette fissure peut entraîner une rupture brutale.[13]

III.4.1.a. Objectifs :

La mécanique de la rupture permet de répondre de façon qualitative à la question suivante :

- Quelle est la contrainte résiduelle à la rupture de la structure lorsque celle-ci possède une fissure de longueur donnée ?
- Quelle est la dimension de la fissure qui peut être tolérée en service ?
- Quel temps sera nécessaire à la fissure pour progresser d'une longueur initiale à une longueur max ?
- Quel est la durée de vie d'une structure lorsque l'on suppose qu'il existe un défaut initial de fabrication de taille donnée ? [13]

III.4.2. Les modes de sollicitation :

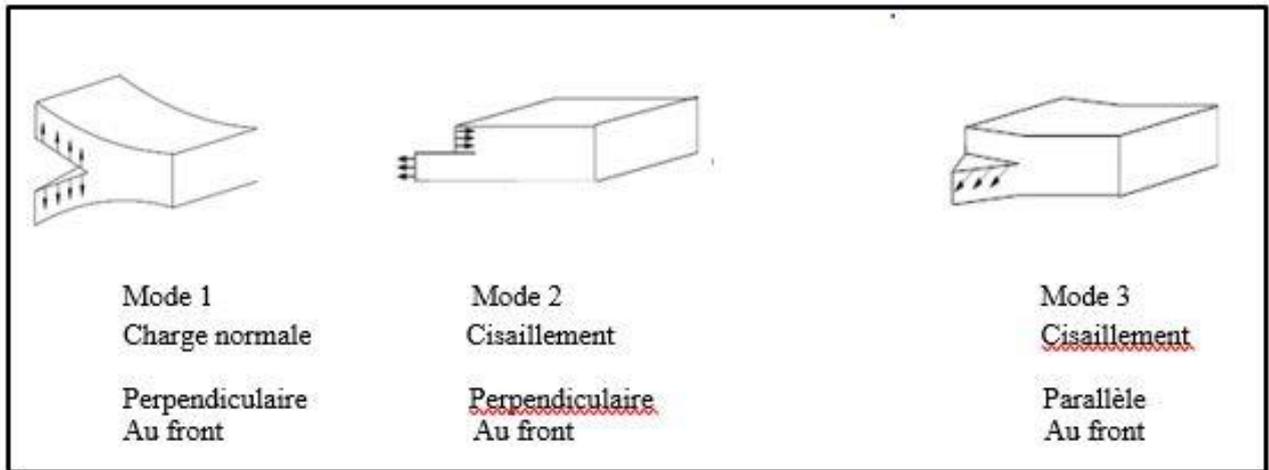


Fig.III-9- Les sollicitations.

❖ Mode 1

$$\sigma_{11} = \frac{K_1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \quad \text{(III-17)}$$

$$\sigma_{22} = \frac{K_1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \quad \text{(III-18)}$$

$$\sigma_{12} = \frac{K_1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \quad \text{(III-19)}$$

$$u_1 = \frac{K_1}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} (k - 1 + 2\sin^2 \frac{\theta}{2}) \quad \text{(III-20)}$$

$$u_2 = \frac{K_1}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} (k + 1 + 2\sin^2 \frac{\theta}{2}) \quad \text{(III-21)}$$

Avec $k = 3 - 4\nu$ en deformations planes

Et $k = \frac{3-\nu}{1-\nu}$ en contraintes planes

❖ Mode 2

$$\sigma_{11} = \frac{K_{11}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} (2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}) \quad (\text{III-22})$$

$$\sigma_{22} = \frac{K_{11}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad (\text{III-23})$$

$$\sigma_{12} = \frac{K_{11}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} (1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}) \quad (\text{III-24})$$

$$u_1 = \frac{K_{11}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} (k + 1 + 2\cos^2 \frac{\theta}{2}) \quad (\text{III-25})$$

$$u_2 = -\frac{K_{11}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} (k - 1 + 2\sin^2 \frac{\theta}{2}) \quad (\text{III-27})$$

❖ Mode 3

$$\sigma_{13} = -\frac{K_{11}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \quad (\text{III-27})$$

$$\sigma_{23} = \frac{K_{11}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \quad (\text{III-28})$$

$$u_3 = -\frac{2K_{11}}{\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \quad (\text{III-29})$$

❖ Remarque:

L'unité de K est le $N.M^{-3/2}$. On utilise couramment le $MPA.M^{1/2}$.
K C'est le facteur d'intensité de contrainte.

III.4.3. Mode de chargement d'une structure [8] :

- ❖ Chargement monotone :

Charge imposée, déplacement imposé modes de défaillance : chargement limite, rupture

- ❖ Chargement cyclique (fatigue) :

Charge ou déplacement imposé, paramètres de chargement : amplitude, rapport de charge
durée de vie : nombre de cycles à rupture

- ❖ Chargement constant (fluage, corrosion sous contrainte) :

Phénomènes dépendant du temps : fluage, diffusion, corrosion « Hautes températures » : > 0.5 fois la T de fusion, durée de vie : temps à rupture.

III.4.4. Mode de rupture :

- ❖ Modes de rupture macroscopiques :

Comportement global de la structure, « mode de ruine » exemples : fragile, quasi-fragile, plastique fragile, ductile... [13]

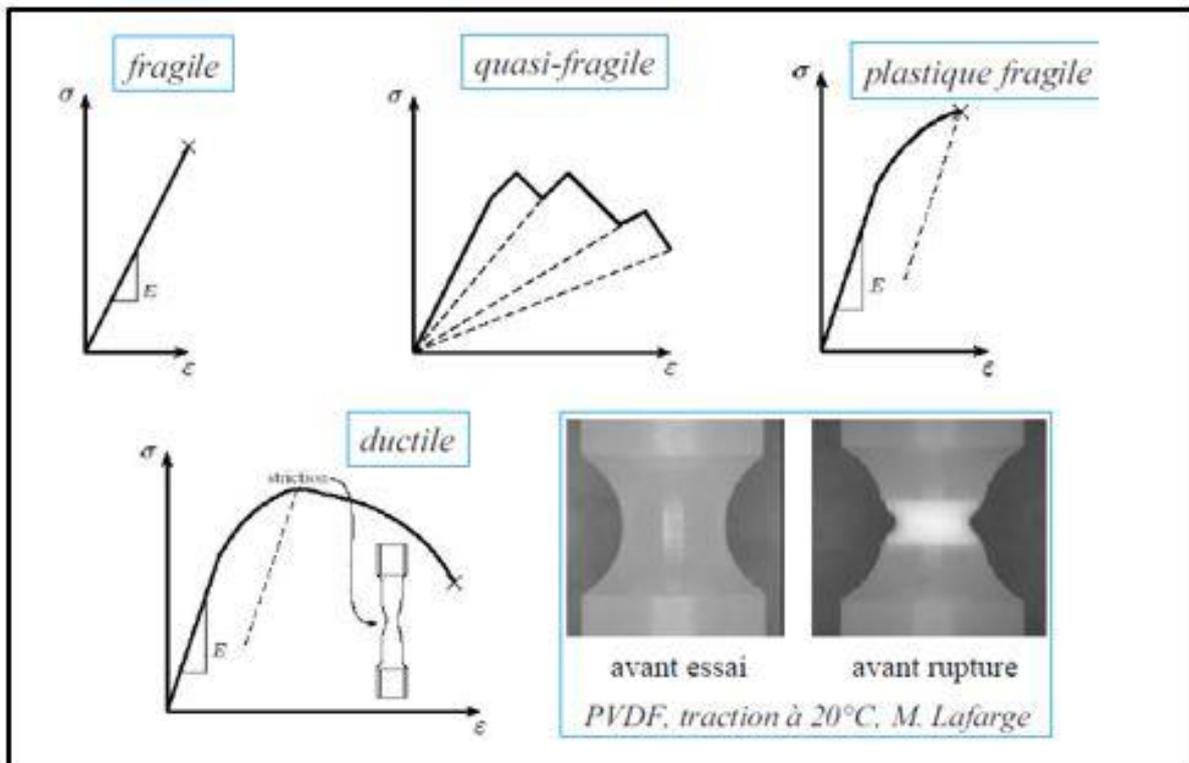


Fig.III-10- Modes des ruptures macroscopiques.

❖ Modes de rupture microscopiques :

Mécanismes de rupture à l'échelle de la microstructure, interprétation physique des observations microscopiques.

Surfaces de rupture :

Exemples : fragile (clivage, inter granulaire), ductile, à stries...[13]

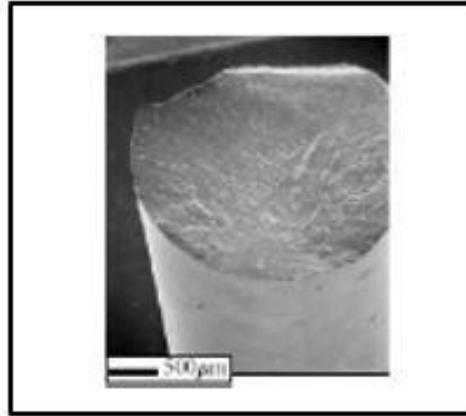


Fig.III-11- Coupes transverses : évaluation de l'endommagement.[13]

III.5. Fatigue :

III.5.1.Rappels sur la fatigue :

L'expérience montre que la seule connaissance de la manière dont résiste une structure pour une sollicitation appliquée une seule fois ou pour un choc, ne suffit pas à dimensionner cette structure lors de chargements répétés. Il s'agit de la fatigue des pièces qui sont soumises à des chargements variables et qui voient leurs caractéristiques matériaux changer au cours du temps, essentiellement à cause de la formation de microfissures ou dommage ; ce dommage peut alors entraîner la rupture lorsqu'il atteint un certain niveau. Le dimensionnement d'une structure à la fatigue est plus difficile que pour les charges monotones, car les ruptures par fatigue dépendent fortement des contraintes locales (la fatigue étant un phénomène essentiellement surfacique se produisant à un niveau quasi-local).

Nous ne chercherons pas ici à décrire réellement les mécanismes de nucléation et de croissance de fissures. Nous dirons que la fatigue se caractérise par la formation de «Microfissures» dans les zones de fortes concentrations de contraintes dues aux effets géométriques (entailles) ou métallurgiques (inclusions).

Ces microfissures donnent ensuite naissance progressivement à une fissure macroscopique qui se propage jusqu'à la ruine finale.[14]

III.5.2.Courbe de Wöhler :

L'essai de fatigue le plus simple consiste à soumettre chaque éprouvette " lisse ou entaillée " ou pièces soudées à des cycles d'efforts périodiques, d'amplitude maximale et de fréquence constantes, et à noter le nombre de cycles "Nr" au bout duquel la rupture se produit.

On reporte ce nombre "Nr", en général sur une échelle logarithmique, en fonction de la contrainte maximale des cycles.

A chaque éprouvette, correspond un point du plan ($\sigma; N$) et, à partir d'un lot d'éprouvettes soumises à des contraintes maximales différentes, on obtient une courbe nommée courbe de Wöhler ou courbe "S-N" (Stress-Number of cycles- nombre de stress par cycle).

Cette courbe peut en général être décomposée en trois zones.[14],[15]

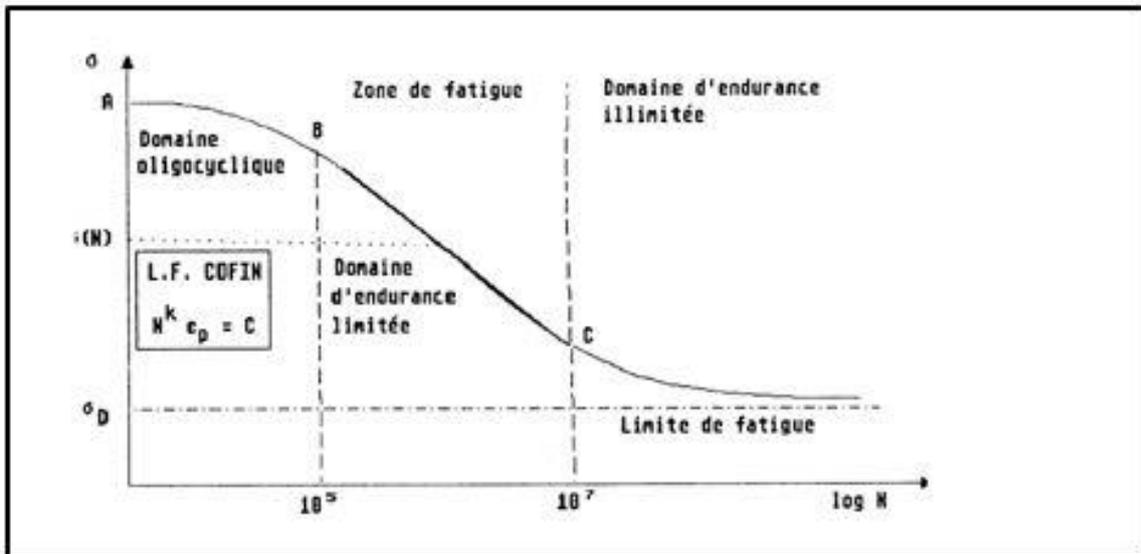


Fig.III-12- Principales zones de la courbe de Wöhler.[14]

III.5.3.Discussion sur la limite de fatigue :

La courbe "SN" donne lieu à plusieurs règles de dimensionnement à la fatigue dont la justesse est contredite par les résultats obtenus en fatigue "giga" cyclique (10⁹cycles).

La normalisation internationale présente la courbe "SN" comme étant hyperbolique pour les aciers et quasi-hyperbolique pour les autres alliages. De cette hypothèse, il est admis qu'au-delà de 10⁷ cycles, la durée de vie en fatigue tend vers l'infini.

Il est admis, de plus, que la valeur asymptotique de la contrainte cyclique correspondant à 10⁷ cycles devient une limite de fatigue ; cette dernière étant déterminée par une approche statistique fondée sur une répartition log-normale de la dispersion, seconde hypothèse peu crédible au regard des résultats de fatigue giga cyclique.

Faute d'avoir pu exploiter correctement les très grandes durées de vie de l'ordre du milliard de cycles, des spéculations hasardeuses ont été utilisées à partir du calcul d'un écart type, sur une population de résultats trop restreinte.

D'un autre point de vue, on a souvent tenté de trouver une relation entre le seuil de non propagation de fissure (K_{IS}) et la limite de fatigue (σ_D) de la courbe SN. Cette relation ne peut exister que si la limite de fatigue, où la résistance à la fatigue est correctement déterminée.

Dans la relation $DK_s = \sigma_D (\pi a)^{1/2}$ l'erreur sur DK_s est assez faible, parce que la pente de la courbe de fissuration à ce niveau de vitesse est quasi verticale. En revanche, l'expérience montre qu'entre σ_D à 106 cycles et 109 cycles il peut exister une différence supérieure à 30 %. « There is no infinite fatigue life in metallic materials » (Bathias, 1999). (Il n'y a pas de limite dans la vie d'une fatigue des matériaux métalliques).

Il a été montré que dans certains cas, la différence de la résistance à la fatigue peut décroître de 100, voire même de 200 MPa, entre 106 et 109 cycles à la rupture et que le concept de limite infinie de fatigue n'est donc pas correct. Sous ces conditions, une limite de fatigue définie grâce à une analyse statistique entre 106 et 107 cycles ne peut pas garantir une durée de vie à la fatigue infinie.

Compte tenu de l'allongement de la durée d'utilisation et de la sécurité des équipements tels que les automobiles, les rails des voies de chemin de fer, les avions, les compresseurs, les turbines, qui sont soumis à des chargements cycliques ou à des vibrations, durant leur service, pouvant atteindre 106 cycles, il est très important de [16],[17]

III.5.4. Les paramètres influents :

- Accidents de forme (discontinuité dans la géométrie) :

Un accident de forme augmente localement le niveau de contrainte.

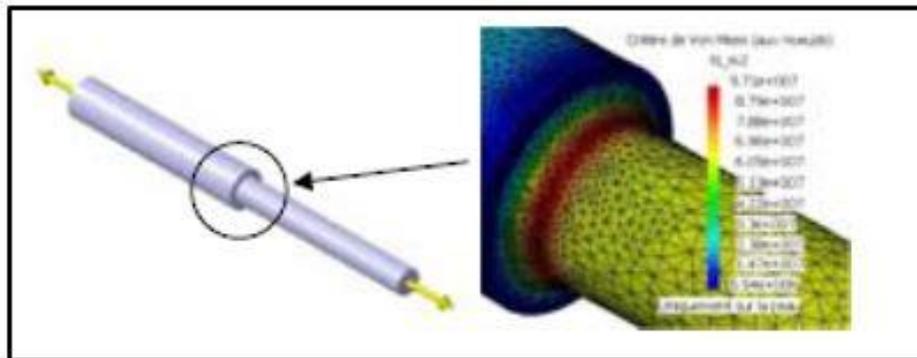


Fig.III-13- Discontinuité dans la géométrie.[14]

- Effet d'échelle :

A niveau de contrainte égale, deux pièces de même géométrie mais de dimensions différentes n'auront pas la même tenue en fatigue. Plus les dimensions d'une pièce croissent, plus sa résistance à la fatigue diminue.[14]

- Qualité de l'usinage [15],[17] :

Généralement, l'endommagement par fatigue apparaît en premier lieu à la surface des pièces.

La prise en compte des deux aspects suivants est importante en fatigue :

- l'état de surface

- les contraintes résiduelles :L'usinage peut introduire des contraintes résiduelles de traction en surface (équilibrées en profondeur par des contraintes résiduelles de compression) qui se superposent au chargement mécanique.

- Environnement :

Un milieu agressif (températures élevées, milieux corrosifs...) aggrave le phénomène de fatigue. Il apparaît des phénomènes comme le fluage ou la corrosion. Leur action est proportionnelle au temps d'exposition.[16]

III.5.5.Approche en dimensionnement :

- Définitions :

Durée de vie totale (N_t) = durée de vie à l'amorçage (N_a) + durée de vie en propagation (N_p). Une fois la fissuration amorcée, la propagation peut être décrite selon une loi utilisant les concepts de la mécanique de la rupture. Suivant la durée de vie visée, le type de matériau, sa géométrie et les conditions de sollicitation, l'un ou l'autre des stades de rupture peut devenir prépondérant.

Dans le domaine de la fatigue à grand nombre de cycles (endurance) les sollicitations sont telles que le matériau reste dans le domaine élastique. Dans le domaine de la fatigue à faible nombre de cycles (oligocyclique) les contraintes sont généralement suffisamment élevées pour engendrer des déformations plastiques[14],[16],[17]

III.5.6.Approche en durée de vie :

Durée de vie totale = nombre de cycles pour former un fissure principale + nombre de cycle pour que ce défaut propage jusqu'à rupture finale

Deux concepts :

- Durée de vie sûre (Safe Life) - 1950 :

On estime alors le temps d'amorçage des fissures (déterminé expérimentalement ou par calculs). Selon cette approche un composant est remplacé avant de développer des fissures en fatigue.

- Redondance (Fail Safe) - 1960 :

Une structure endommagée doit pouvoir supporter un niveau de chargement sévère multiplié par un coefficient de sécurité. Des inspections périodiques doivent permettre le remplacement de l'élément.[14],[17]

III.5.7.Approche en tolérance aux dommages :

On suppose que tout matériau contient un défaut (soit préexistant, soit créé en service). La durée de vie est alors définie comme le nombre de cycles nécessaires pour faire propager ce défaut jusqu'à une taille critique. On définit ainsi des intervalles d'inspection réalisée avec des contrôles non destructifs.

Ces trois approches présentées sont très différentes et se basent sur des critères distincts pour un dimensionnement en fatigue. Essentiellement, on se base soit sur une estimation des critères d'amorçage, soit sur les critères de propagation. Les parts relatives de l'amorçage et de la propagation sont fortement dépendantes du niveau de déformation appliqué ainsi que de la nature/microstructure du matériau. Le choix de la méthode de dimensionnement en fatigue dépend de la nature et de l'application du produit (coût, échangeable des pièces, conséquences d'une rupture, impact psychologique etc...)[17]

III.5.8 Amorçage des fissures de fatigue :

Pour les structures soumises à des sollicitations variables au cours du temps, la ruine peut survenir au bout d'une durée finie. On définit souvent comme critère de ruine l'apparition d'une fissure d'une taille critique " a_{cr} ". L'intervalle de temps, compris entre le début de la sollicitation et l'instant correspondant à la présence d'une fissure d'une taille critique " a_{cr} ", couvre en réalité plusieurs phénomènes physiques.

L'observation de la fissuration dans les structures soumises à la fatigue montre que le processus qui conduit à la ruine peut être décomposé en plusieurs stades. Tout d'abord, dans les zones où le matériau est le plus sollicité, des microfissures apparaissent. Puis, elles se développent et coalescent les unes avec les autres jusqu'à ce qu'elles forment une fissure de taille macroscopique. Enfin, cette fissure se propage jusqu'à la ruine de la structure.

Il est d'usage de diviser la durée de vie d'une structure en deux phases :

- la phase d'amorçage
- la phase de propagation.

Cependant, le problème de base consiste à définir le stade où l'amorçage se termine, c'est à dire où la propagation d'une fissure peut être décrite. La période de propagation pourrait être définie par le stade à partir duquel une fissure unique s'amorce ou le stade où les microfissures commencent à coalescer ? Ou encore celui qui correspond à la création de la «première microfissure ».

Aujourd'hui encore, la définition de l'amorçage reste un problème ouvert. Pour dimensionner les structures soumises à la fatigue, l'ingénieur a besoin de modèles qui permettent d'estimer le nombre de cycles "N" et donc de calculer le nombre de cycles à l'amorçage "Na" et le nombre de cycles à la propagation "Np". La mise en œuvre de tels modèles n'est pas facile puisque les durées respectives des phases d'amorçage et de propagation dépendent fortement de l'amplitude de la sollicitation, de la présence éventuelle de défauts initiaux dans le matériau, de l'état initial de la structure et de la définition que l'on a de l'amorçage.[14] [15] [17]

III.5.9. Description mécanique d'une fissure :

- Fissures et entailles :

Les pièces industrielles contiennent des détails géométriques qui peuvent donner lieu à une concentration de contrainte. C'est pour cette raison que l'on utilise des congés de raccordement par exemple pour passer d'une section à une autre dans une pièce axisymétrique (voir Fig-2-14).

Une simple rayure sur une pièce particulièrement sensible peut constituer une (entaille) et donner lieu à une rupture prématurée.[16]

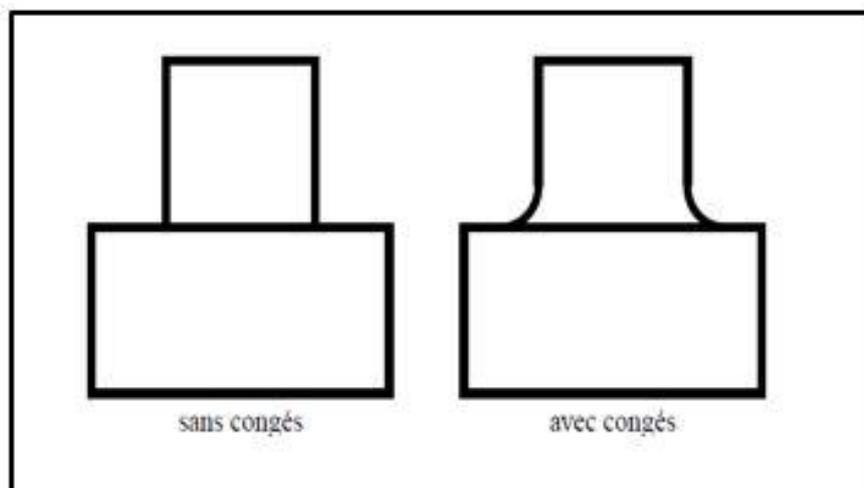


Fig.III-14- Pièces axisymétrique avec et sans congés de raccordement.[16]

Dans l'entaille les contraintes sont plus élevées que les contraintes appliquées Macroscopiquement sur la pièce. On parle alors de concentration des contraintes.[15]
La Contrainte locale est donnée par :

$$\sigma_{\text{local}} = k_t \cdot \sigma_{\infty} \quad (\text{III-30})$$

Le facteur K_t (ou facteur de concentration des contraintes) est généralement plus grand que 1. Il est sans dimension. La concentration des contraintes peut induire de la plasticité autour de l'entaille alors que la pièce reste globalement élastique.

K_t dépend de la géométrie de la pièce et du mode de chargement (par exemple pour la pièce axisymétrique de la figure 11, la valeur de K_t sera différente pour un chargement Axial en traction ou un chargement en flexion).

Pour comprendre le cas d'une fissure, on peut considérer un défaut elliptique dans un milieu infini (figure 13). Sa longueur est égale à $2a$ et son rayon le plus faible à " ρ ". On peut alors montrer pour un matériau élastique isotrope que le facteur de concentration des contraintes est égal à :

$$K_t = 2 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad (\text{III-31})$$

La fissure correspond au cas $\rho \rightarrow \infty$ et on constate que les contraintes tendent vers l'infini près de la pointe d'une fissure. On peut également se demander pourquoi une fissure n'engendre pas immédiatement la ruine puisque les contraintes y sont infinies.[9],[10]

III.5.10. Fatigue d'une structure fissurée (Loi de Paris) :

Dans le cas d'une structure fissurée soumise à un chargement cyclique, le paramètre pertinent permettant de décrire l'avancée de la fissure est encore le facteur d'intensité des contraintes.

Celui-ci varie entre une valeur maximale (K_{max}) et une valeur minimale (K_{min}). Si K_{min} est négatif (compression), on posera $K_{\text{min}} = 0$. De nombreuses expériences menées sur différents matériaux ont montré que l'avancée de fissure durant un cycle (noté da/dN) peut être reliée à la variation du facteur d'intensité des contraintes sur un cycle : $\Delta K = K_{\text{max}} - K_{\text{min}}$. La relation entre da/dN et ΔK s'écrit sous la forme suivante :

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (\text{III-32})$$

Expérimentalement " m " vaut entre 2 et 4, voire davantage. Cette loi est appelée "loi de Paris" (non d'après la ville mais d'après le chercheur qui a le premier proposé cette relation dans les années 1950).

En dessous d'une valeur seuil de " ΔK ", la fissure n'avance plus. Pour les valeurs élevées de " ΔK " (noté ΔK_s), l'avancée de la fissure se fait par rupture du matériau (ductile ou fragile).

Dans (le domaine de Paris) l'avancée se fait par plasticité. La fissure s'ouvre et s'é mouisse à ' K_{max} ' et se referme partiellement à ' K_{min} '.

Cette refermeture s'accompagne d'une avancée de la fissure et laisse une strie sur le faciès de rupture.[17]

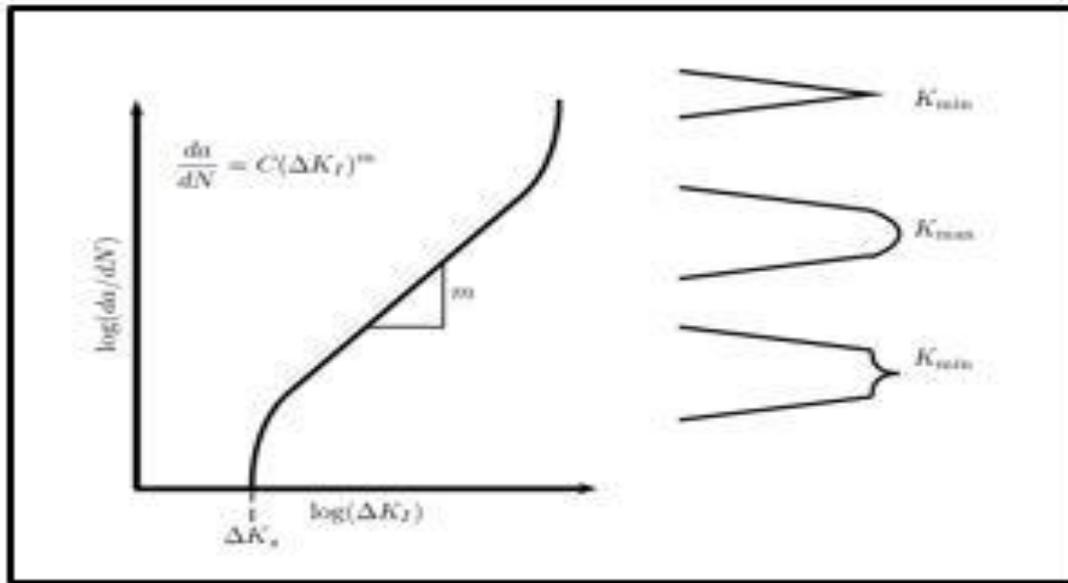


Fig.III-15-Loi de Paris et modèle simple d'avancée de fissure par émoussement dû à la plasticité.[17]

III.6.Probabilité de formation de crique et la visualisation des efforts :

Dans cette étape de notre mémoire, nous vous présentons une poutre qui prend des sections en ellipse.

a) Section plein

Qui représente les dimensions suivantes :

Longueur= 8000mm

- Ellipse1

Rayon primaire=1400mm

Rayon secondaire=400mm

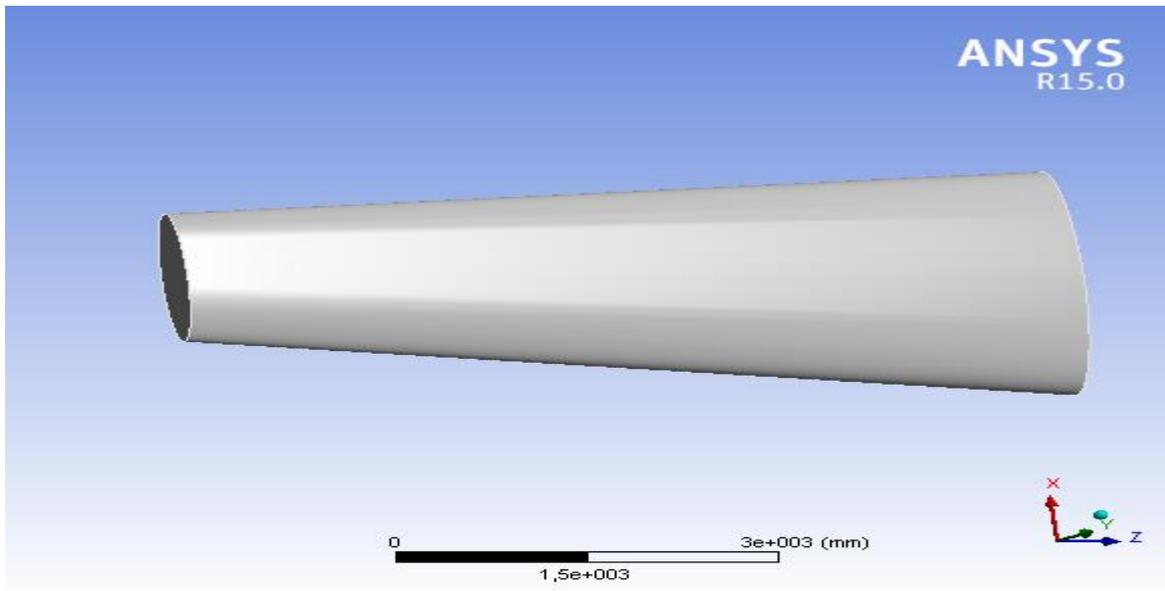
- Ellipse2

Rayon primaire=800mm

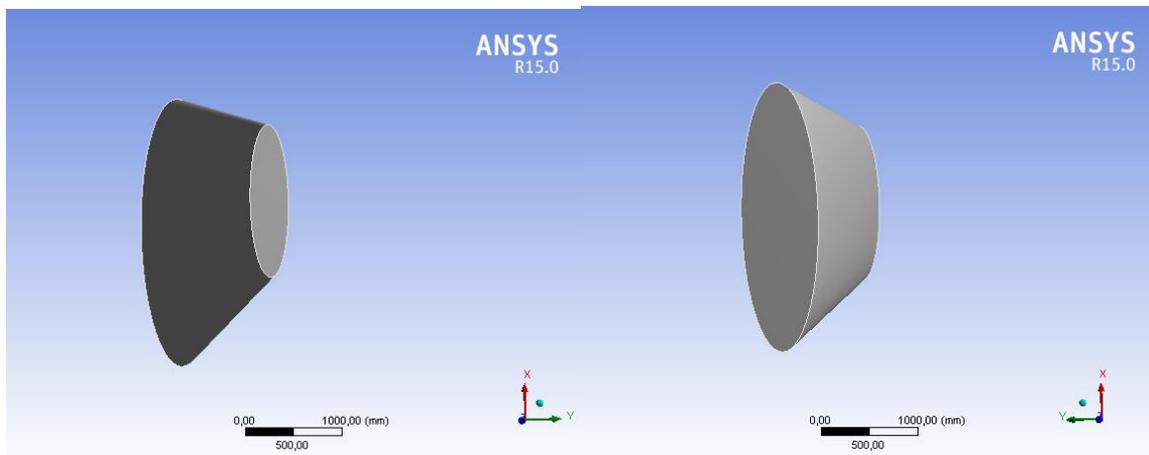
Rayon secondaire=200mm

On suppose que notre poutre soit libre-encastée (ellipse supérieure) et subit une charge répétée de "80KN" à son extrémité libre (petit ellipse).

Matériaux choisis : alliage d'aluminium



a .Vue dessus



b. Les vues des cotés

Fig. III-16- Une poutre pleine libre-encastée (a et b)

b) Section creuse (1^{er} cas) :

Qui représente les dimensions suivantes :

Longueur= 8000mm

Epaisseur =150 mm

- Ellipse1

Rayon primaire=1400mm

Rayon secondaire=400mm

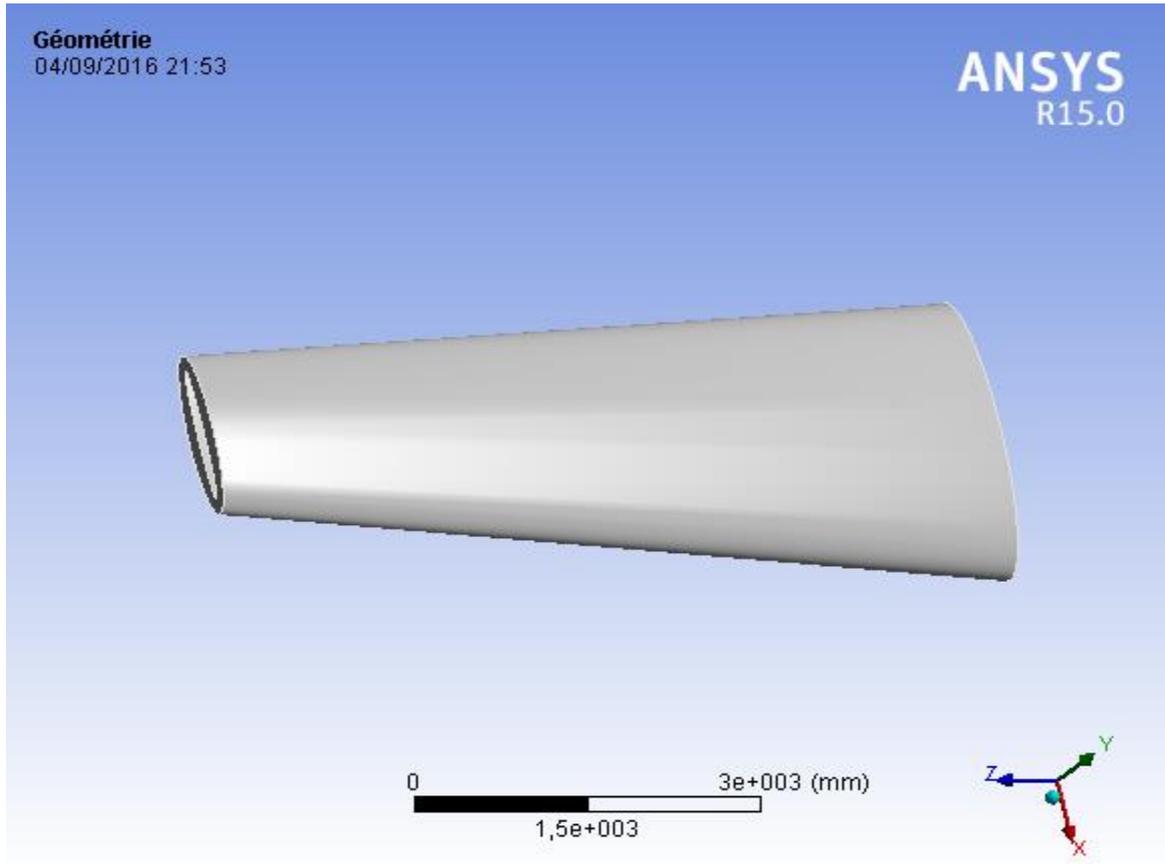
- Ellipse2

Rayon primaire=800mm

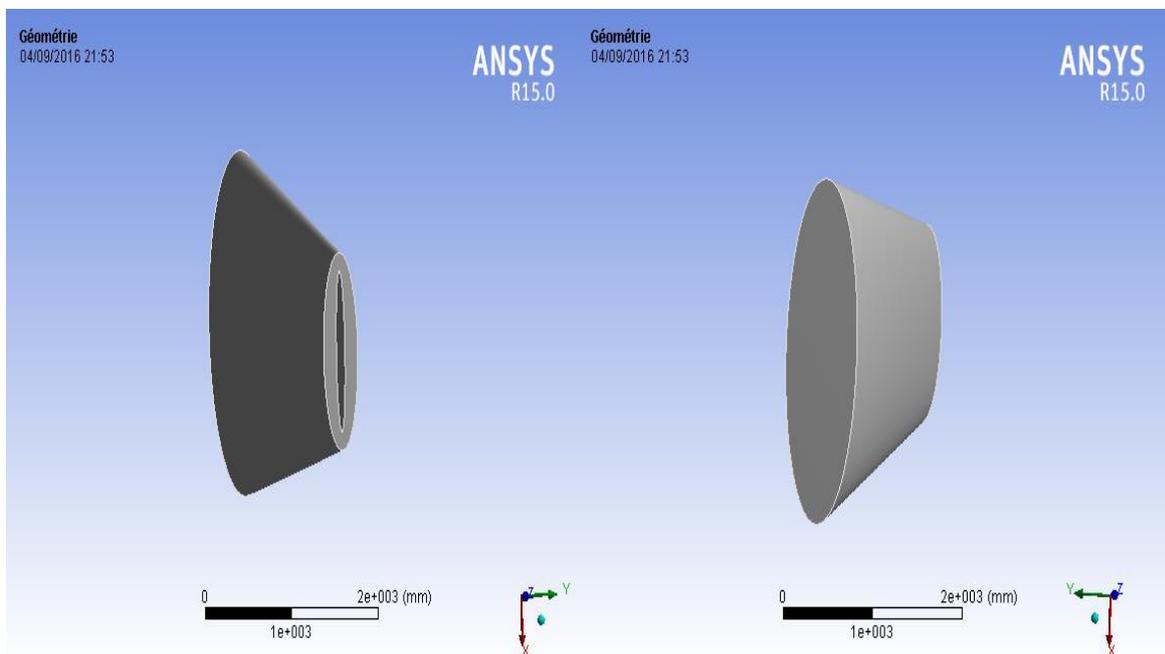
Rayon secondaire=200mm

On suppose que notre poutre soit libre-encastree (ellipse superieure) et subit une charge repetee de ‘80KN’ a son extremité libre (petit ellipse).

Matériaux choisis : alliage d'aluminium



a .Vue dessus



b. Les vues des cotés

Fig.III-17-poutre libre-encastée du 1^{er} cas (a et b).

Section creuse (2^{ème} cas) :

Qui représente les dimensions suivantes :

Longueur= 8000mm

Epaisseur = 75mm

- Ellipse1

Rayon primaire=1400mm

Rayon secondaire=400mm

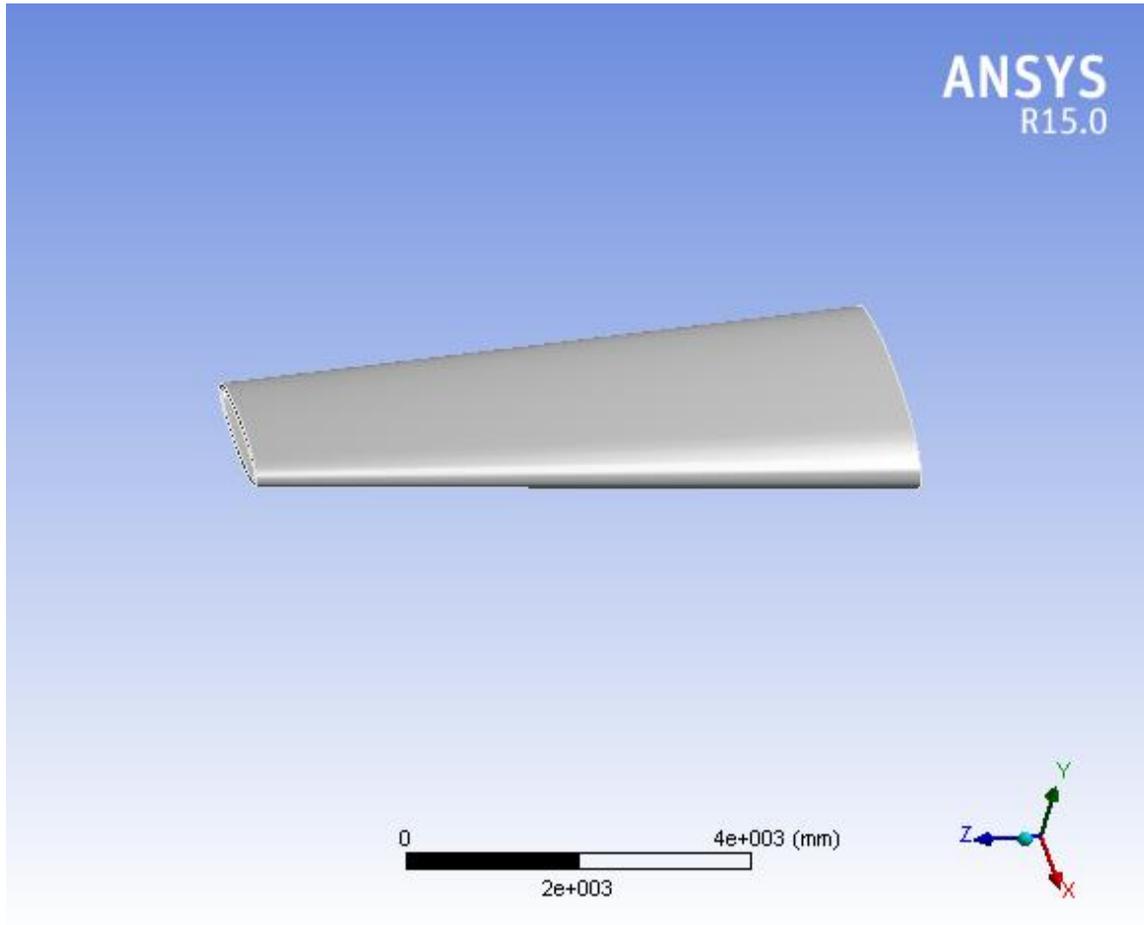
- Ellipse2

Rayon primaire=800mm

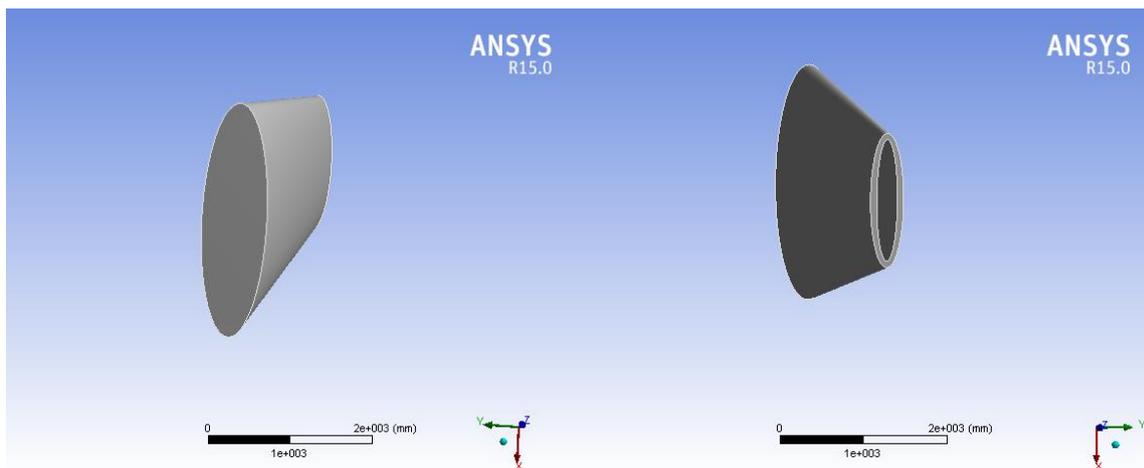
Rayon secondaire=200mm

On suppose que notre poutre soit libre-encastree (ellipse supérieure) et subit une charge répétée de ‘80KN’ à son extrémité libre (petit ellipse).

Matériaux choisis : alliage d'aluminium



a .Vue dessus



b. Les vues des cotés

Fig.III-18-poutre libre encastrée du 2^{ème} cas (a et b).

❖ Type d'ansys :

On utilise ansys work bench structure statique

❖ type de maillage :

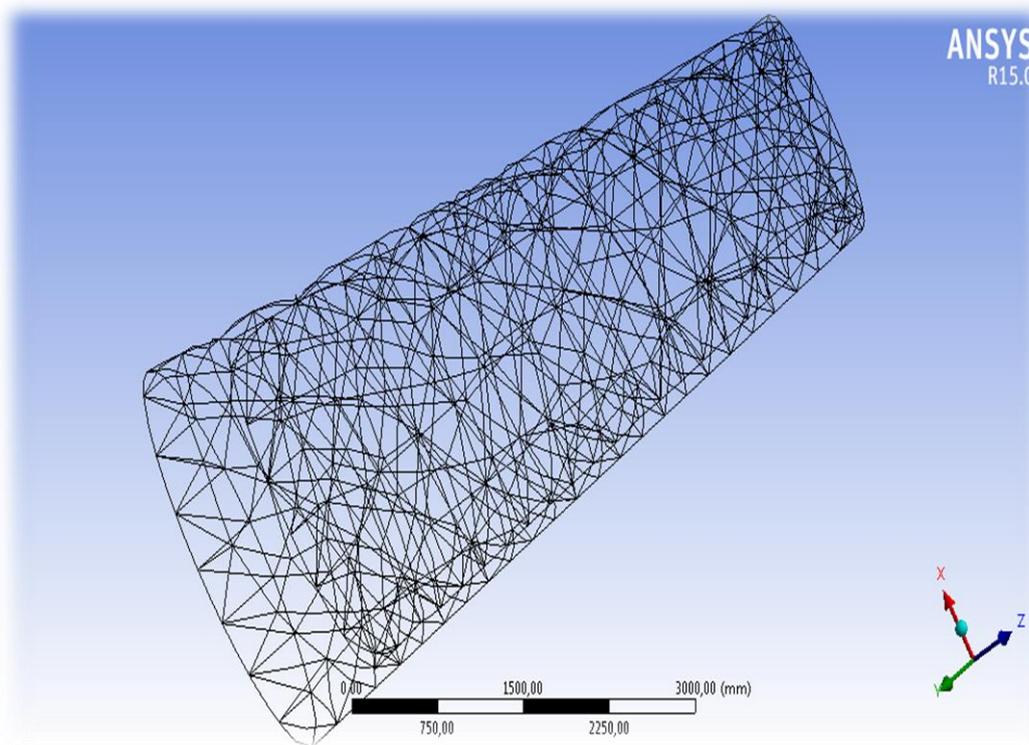


Fig.III-19-representation de maillage tetrahidrique.

Après plusieurs essais de types de maillage, prismatique, hexaédrique. On a choisi un maillage non structuré de type tétraédrique avec 1121 mailles et 2245 nœuds,

On a choisi ce type de maillage car : il assure une bonne qualité des éléments et un bon lissage dans les zones de transitions entre les parties à maillage fin et grossier.

❖ Modele numerique :

Dans l'étude de fatigue l'ansys base son calcul sur le modele de miner et palmegin (accumulation des contraintes selon nombre de cycle).

Dans le cas général d'analyse d'une structure en fatigue, le chargement peut être constitué des cycles d'amplitudes très variées. Le chargement est décomposé en cycles partiels selon un algorithme de comptage rainflow. Son principe consiste à effectuer des appariements entre maxima et minima décroissants. À chaque cycle partiel est associé un endommagement. Il existe différentes définitions du dommage ou endommagement, il peut avoir un sens physique ou conventionnel. L'endommagement conventionnel au sens de Miner est défini par le rapport entre le nombre de cycles effectués pour un chargement périodique au nombre de cycles qui entraînera la rupture sous le même chargement.

La règle de Miner, ou de Palmgren-Miner, pose que les dommages correspondants sont additifs, on parle de cumul linéaire. La rupture se produit donc lorsque la somme des dommages relatifs à chaque amplitude atteint l'unité.

Pratiquement, le principe du calcul consiste à diviser les cycles en catégories dans lesquelles les amplitudes et les périodes sont voisines et pour lesquelles on a pu estimer une fréquence d'apparition. La durée d'exploitation étant donnée, en la multipliant par cette fréquence on obtient la durée probable de la catégorie. En divisant cette durée par la moyenne des périodes correspondantes, on obtient un nombre de cycles qui permet de calculer un dommage partiel. Il ne reste plus qu'à additionner les dommages partiels et vérifier que la somme est inférieure à l'unité.

La règle de Miner suppose qu'il n'y a pas d'influence de la chronologie d'application des charges, c'est-à-dire pas d'effet d'ordre.

Les essais de fatigue cycles de grande amplitude suivie de petite amplitude jusqu'à rupture et l'opposé petite amplitude suivie de grande amplitude montrent que le cumul n'est pas linéaire, car il est non commutatif.

Toutefois, dans de nombreux cas, les cycles d'amplitude différente sont mélangés, le cumul linéaire est le plus employé, en combinaison avec l'algorithme du rainflow pour la décomposition en cycles.

Cet algorithme, en changeant la chronologie d'application des charges, viole la non-commutativité.

❖ resultados de la 1^{er} piece (Section pleine) :

○ les contraintes équivalent :

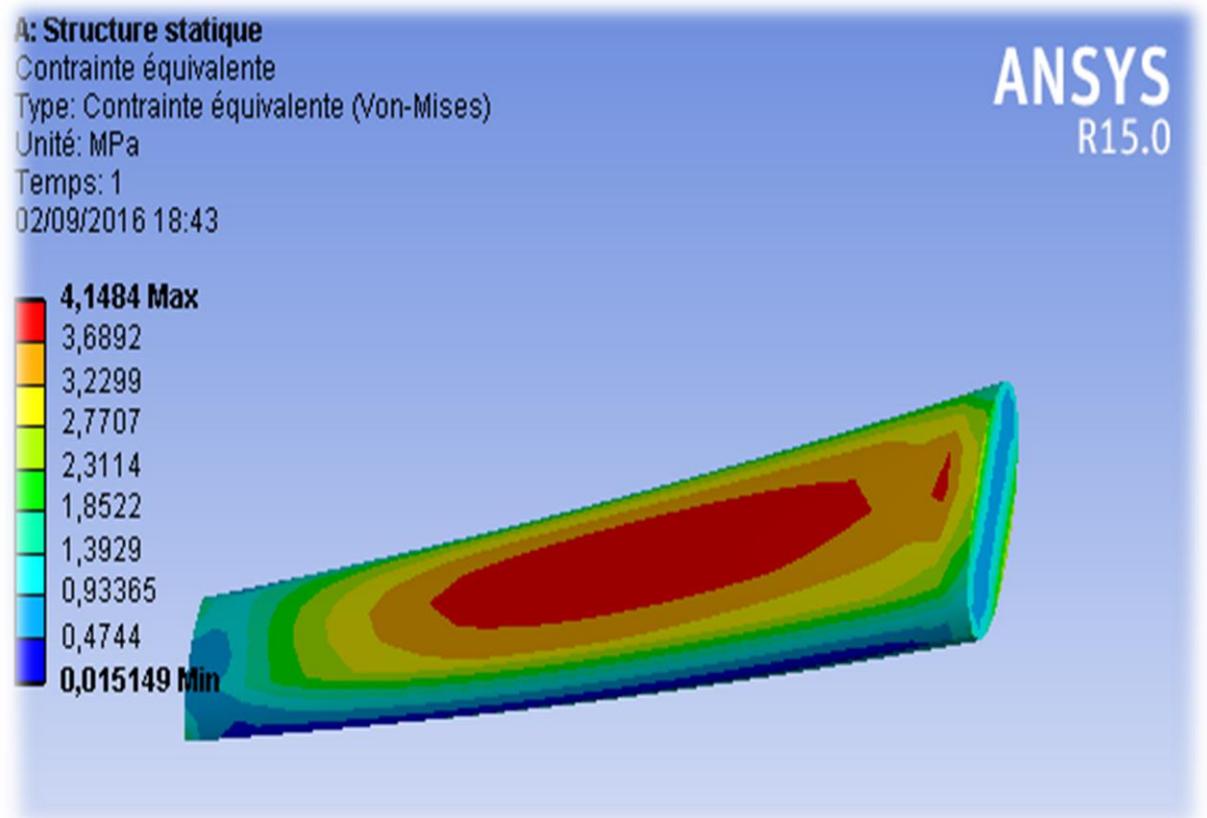


Fig.III-20-Représentation des contraintes équivalentes.

D’après la figure III-20 ,On constate que la contrainte équivalent est concentre au milieu de la pièce , plus précisément dans la zone rouge . ou les contraintes est max et on remarque aussi les contrainte est min dans les extrimeter de la piece ,la zone bleu.

- Les déplacements totaux: esse de flexion :

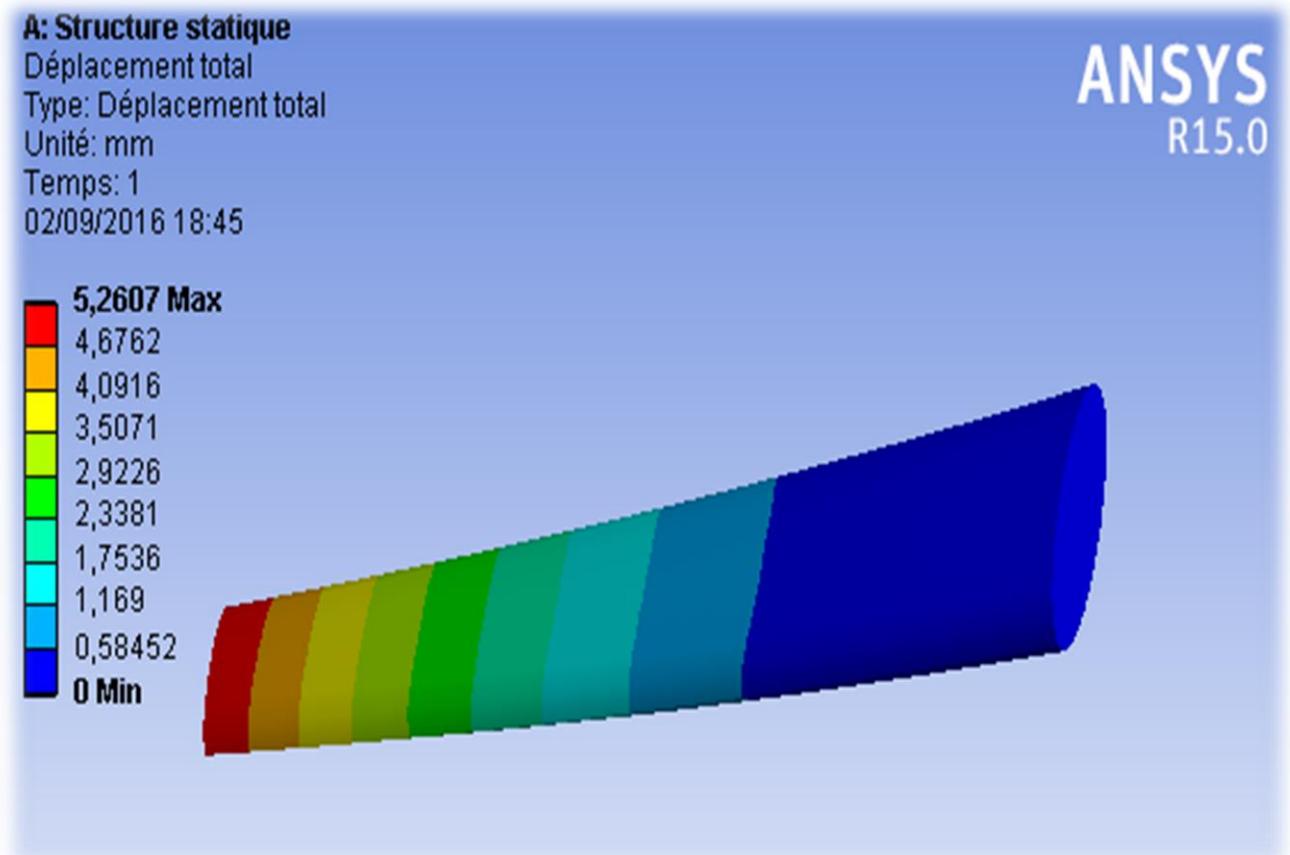


Fig.III-21- Représentation des déplacements.

D'après la figure III-21, On remarque que le déplacement est maximum à l'extrémité de la pièce et au niveau de l'encastrement ou la zone bleu est nul,

- Les Déformations élastiques:

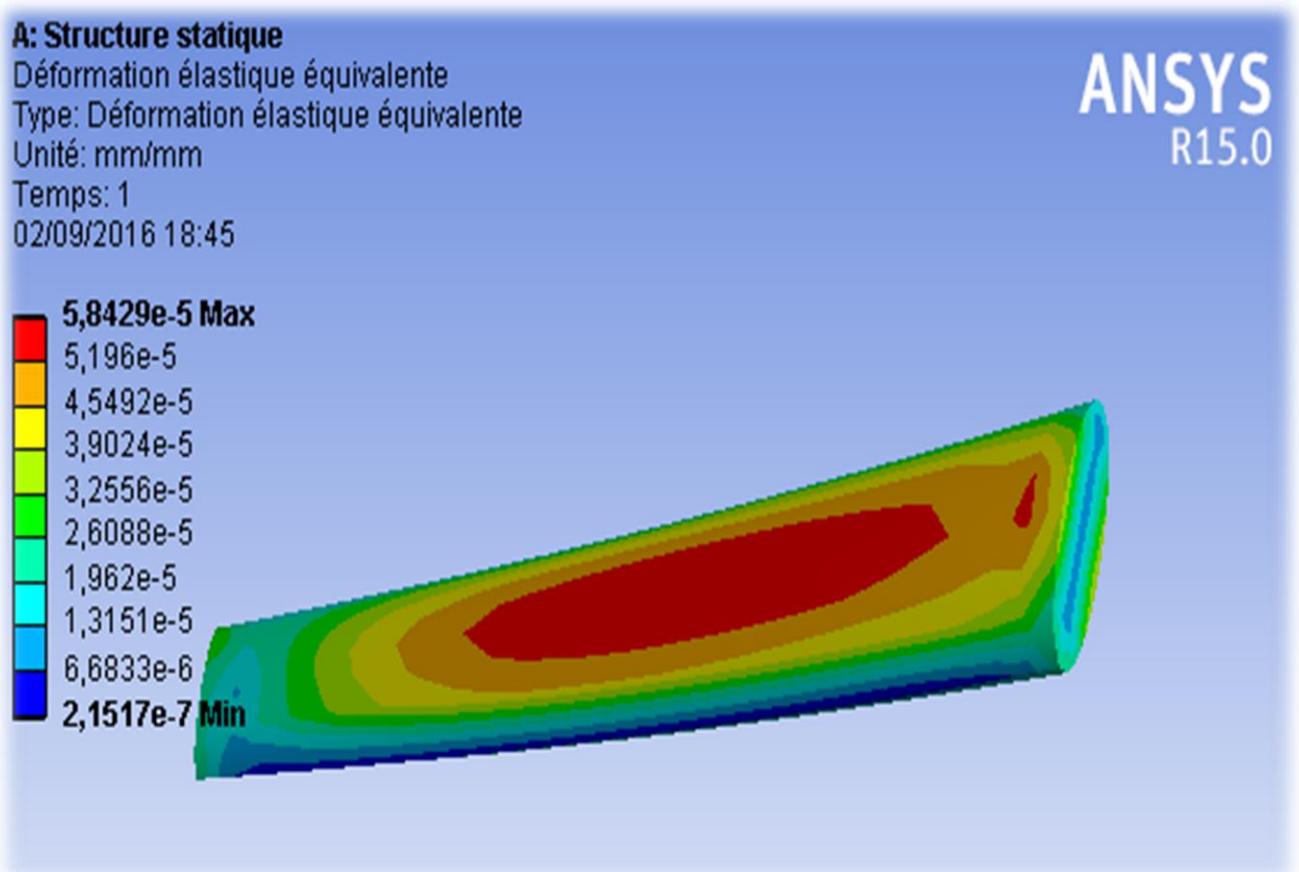


Fig.III-22- Représentation des déformations élastiques équivalentes.

D’après la figure III-22, On remarque que la déformation équivalent est concentré au milieu de la pièce dans la zone rouge.

- La durée de vie:

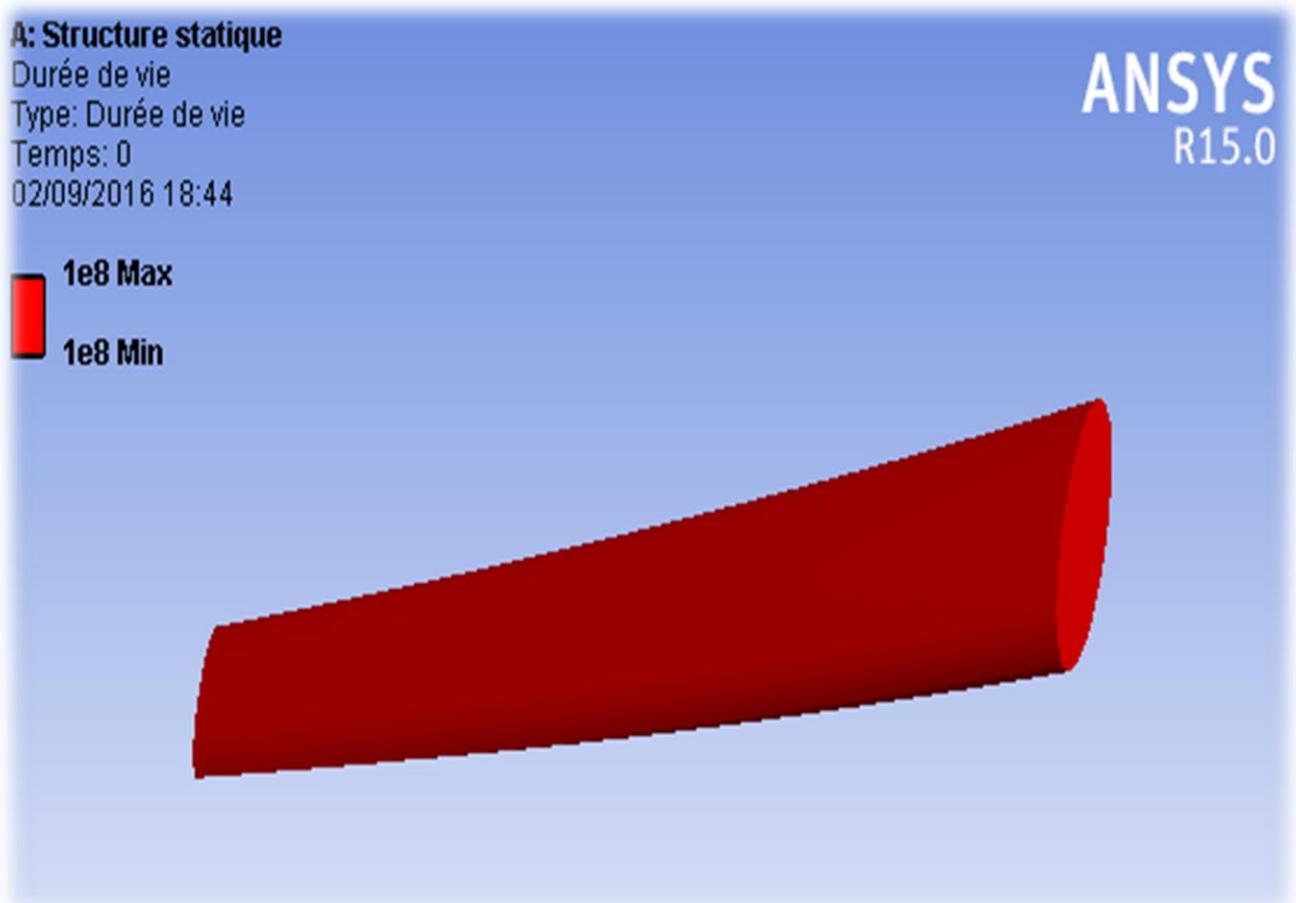


Fig.III-23-Représentation de la durée de vie.

D'après la figure III-23, On remarque que le nombre de cycle est le même dans toute la pièce.

❖ Les résultats de la 2^{iem} pièce (Section creuse 1^{er} cas : Epaisseur =150 mm) :

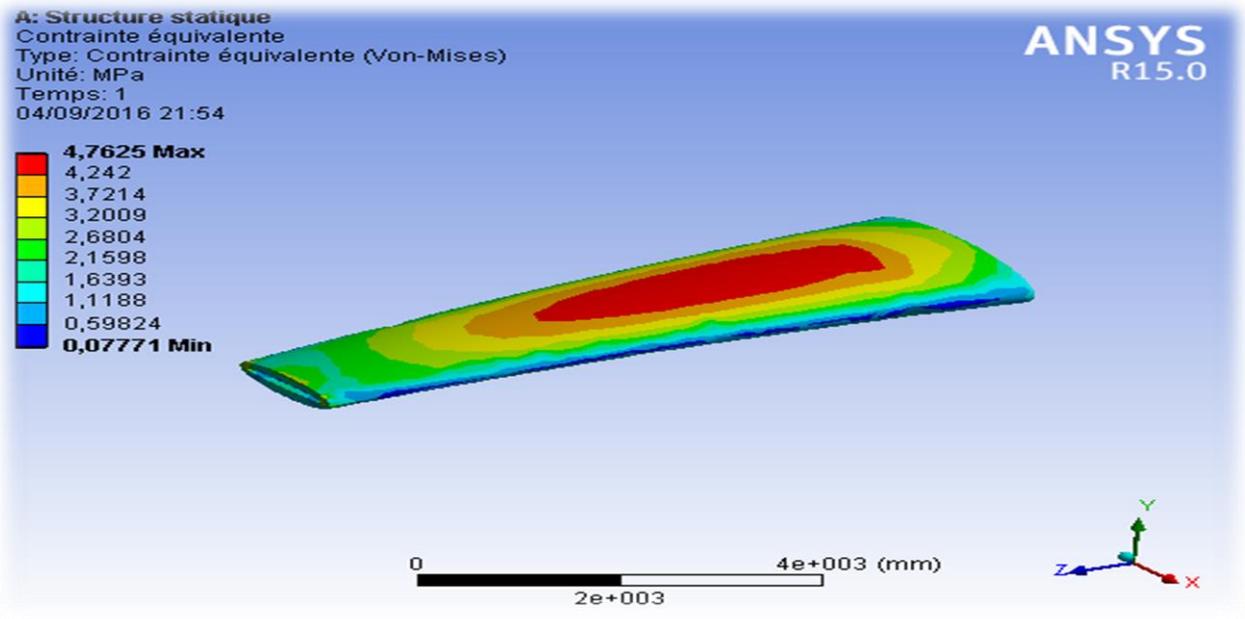


Fig.III-24-representation des contraintes équivalentes.

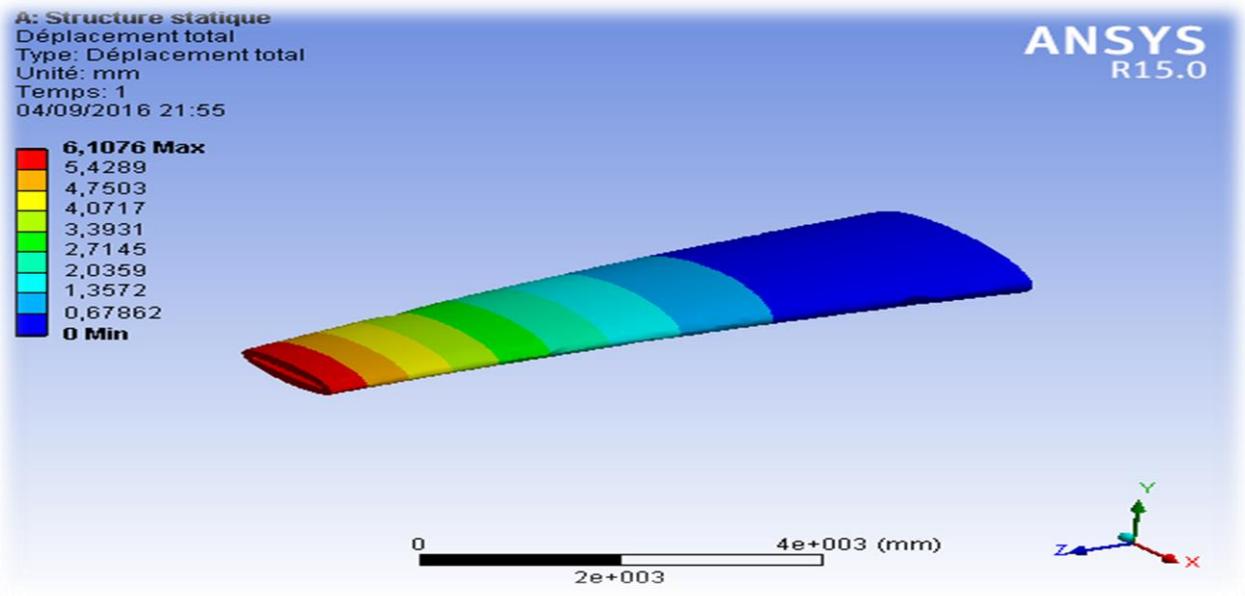


Fig.III-25- représentation des déplacements totaux.

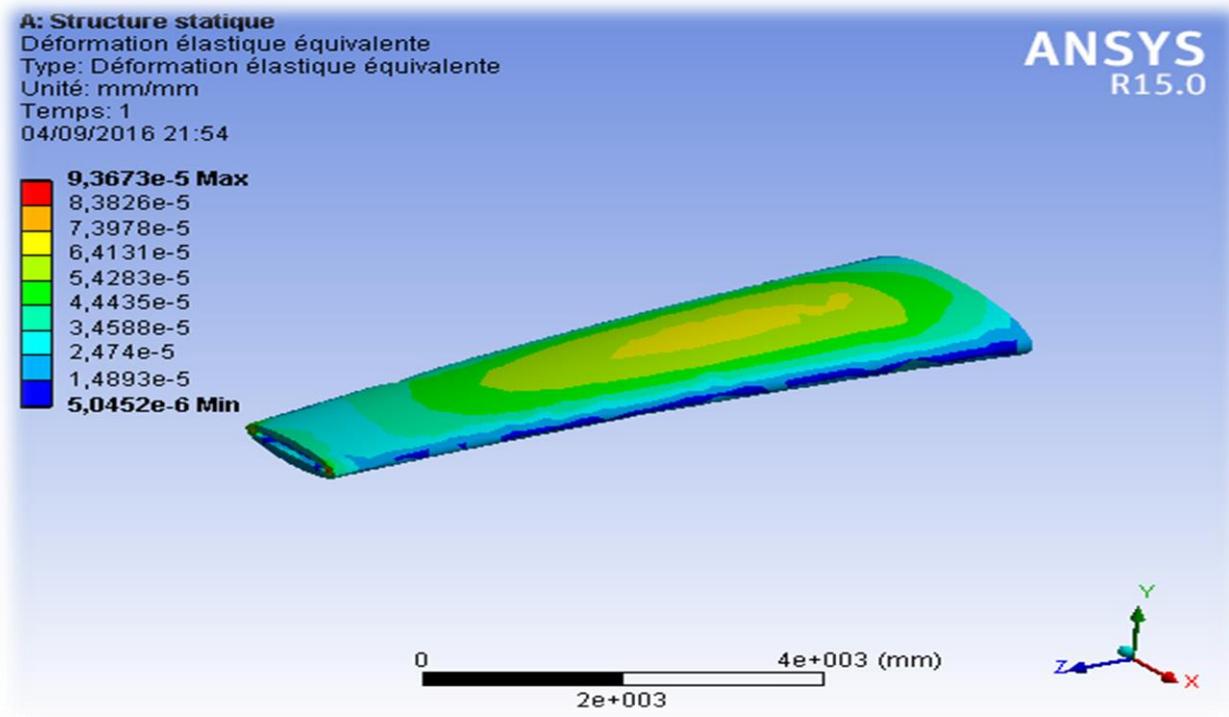


Fig.III-26-representation des déformations élastiques équivalentes.

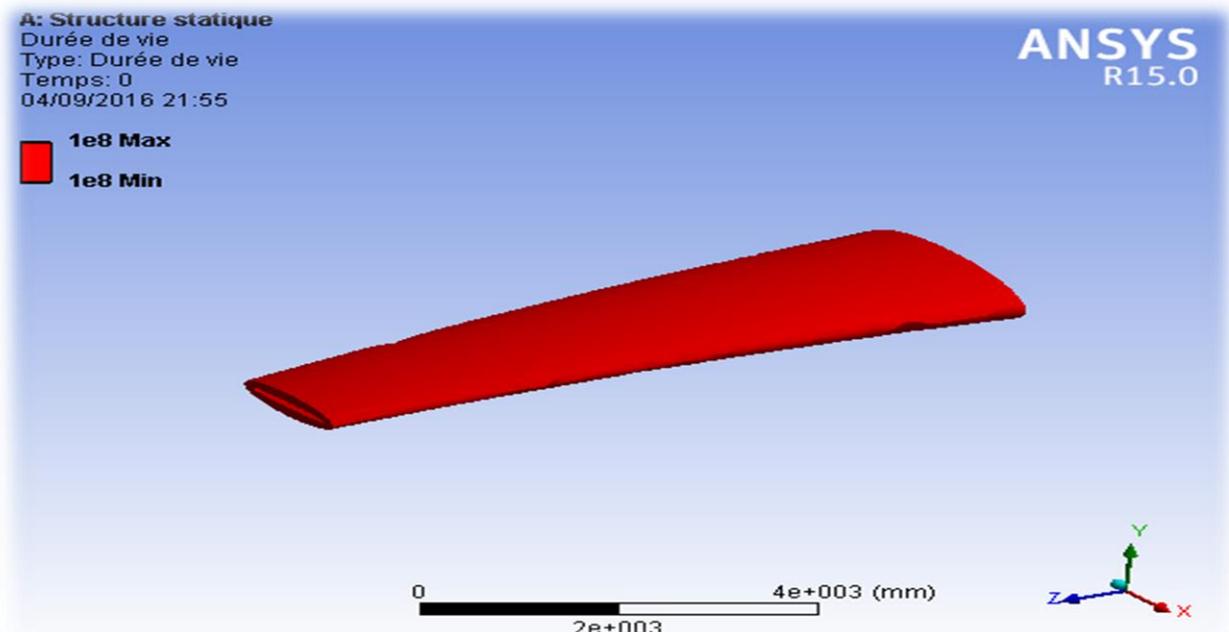


Fig.III-27-representation de la durée de vie.

D'après les figures III-24, III-25, III-26, III-27, On aperçoit que la distribution des contraintes et déplacements et déformations est identique à celle de la première pièce. et la durée de vie reste la même.

Mais dans la figure III-26 on remarque que les déformations n'ont pas encore atteints la zone rouge, d'où la zone des déformations Max.

❖ Les résultats de la 3ieme pièce (section creuse 2^{ièm} cas: Epaisseur = 75mm):

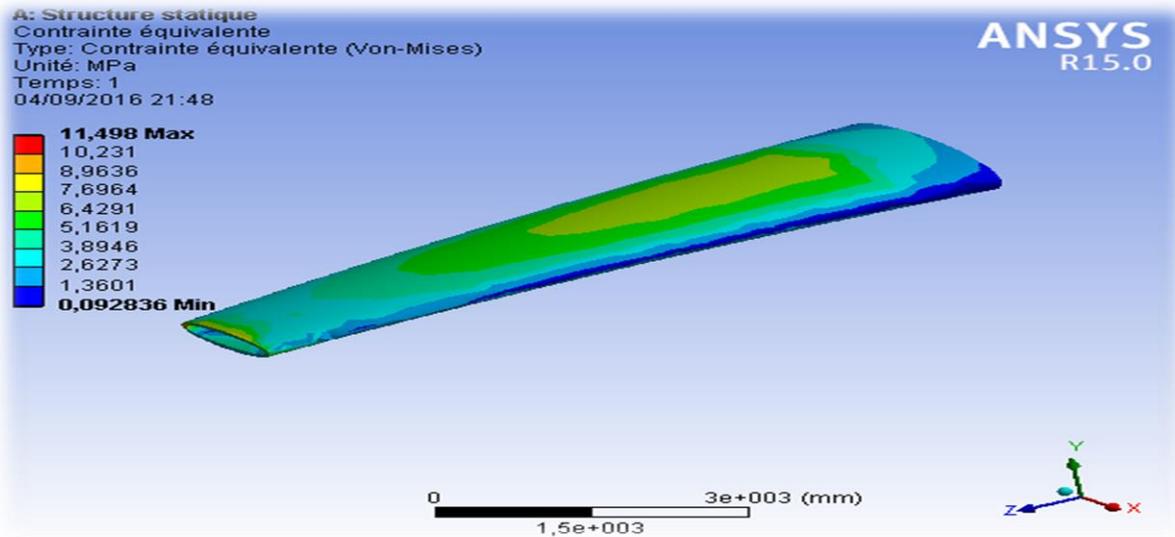


Fig.III-28-representation des contraintes équivalentes.

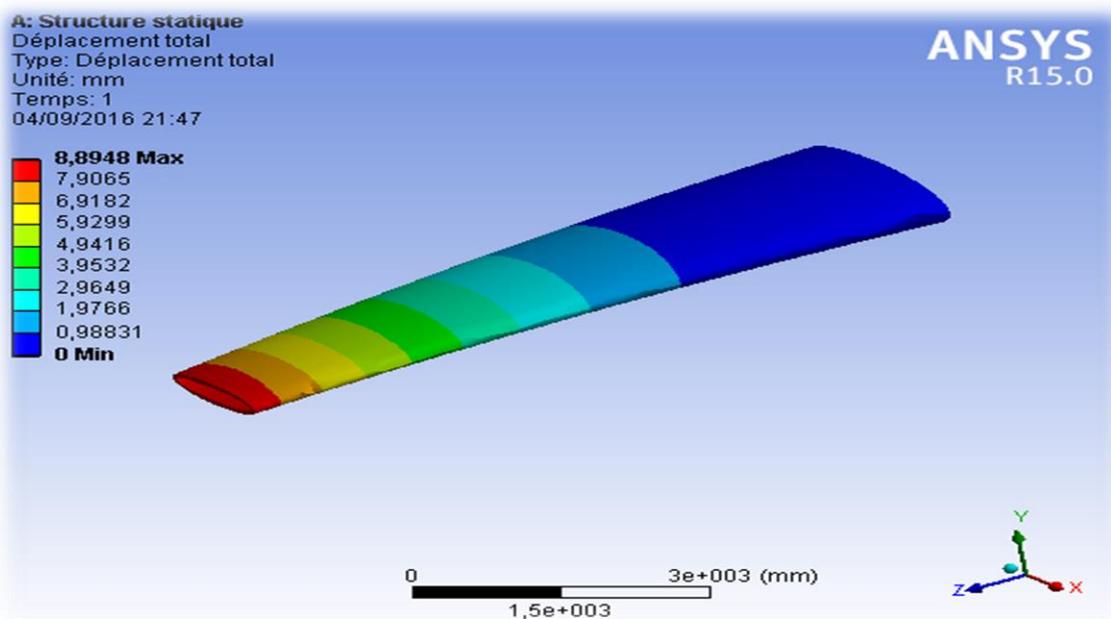


Fig.III-29-representation des déplacements totaux.

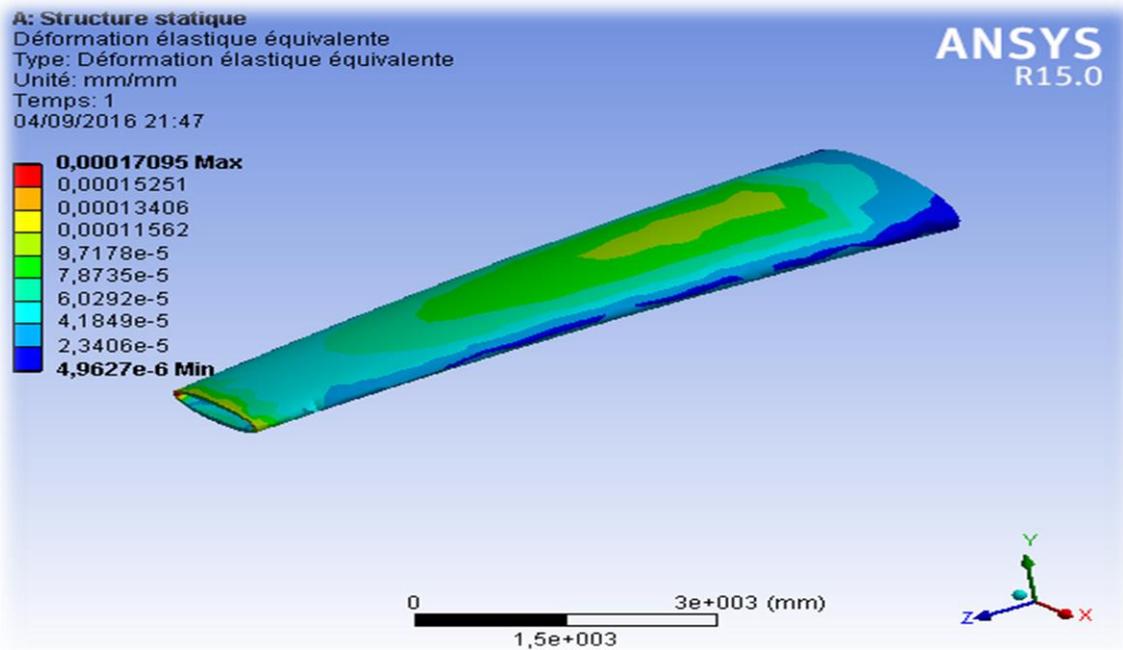


Fig-III-30-representation des déformations élastiques équivalentes.

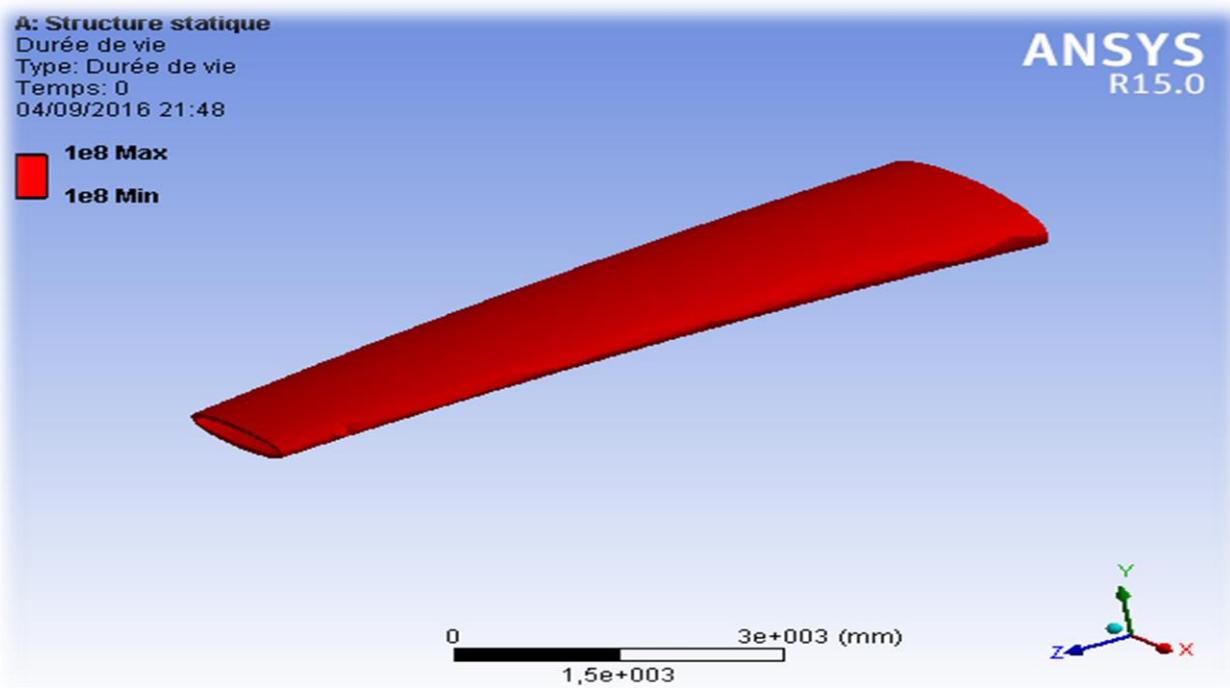


Fig.III-31-representation de la durée de vie.

D'après les figures III-28, III-30, On remarque que la concentration des contraintes et les déformations équivalentes n'ont pas encore atteints la zone rouge, et d'après les figures III-31, III-29, la durée de vie ne change pas et la distribution des déplacements reste la même.

Tableau III-1- résultat obtenue par Ansys.

	Déformation équivalente élastique (Max/Min)	Déplacement total (Max/Min) (mm)	Contrainte équivalent (Max/Min) (MPa)	Durée de vie (cycle)
Plein	$9.36^e-5/5.045^e-6$	5.26/0	4.14/0.015	10^8
1 ^{er} cas	$5.84^e-5/2.15^e-7$	6.10/0	4.76/0.077	10^8
2 ^{ème} cas	$1.7^e-4/4.96^e-6$	8.89/0	11.49/0.092	10^8

❖ Critère de comparaisant :

D'après le tableau précédent nous remarquons que les déformations équivalentes élastiques et le déplacement total sont plus petits quand la forme est pleine à cause de rigidité qui est plus grande

La concentration des contraintes équivalentes est moins importante quand la section est pleine

La durée de vie reste la même malgré que les sections sont des différents

D'après les résultats obtenus on opte pour le 3^{ème} (Section creuse 2^{ème} cas avec Epaisseur = 75mm) parce que le résultat en durée de vie sont identiques et celle de la déformation élastique équivalente sont optimales avec un gain de poids qui est le principal adversaire de l'aéronautique et un gain d'argent qui est le principal objectif de chaque constructeur.

❖ Remarque :

-la Probabilité de formation de craque se situe au niveau de l'encastrement.

-Des valeurs sont données à titre indicatif, néanmoins ces dernières dépendent du dessin et de la conception de la pièce ainsi que de la qualité du matériau et de la qualité de fabrication (machines, personnels) et puis enfin, du retour expérimenté.

- AVION COURT COURRIER :

Un avion court courrier parcourt en moyenne 500 km, ce qui correspond à moins d'une heure de vol. Air France appelle un court courrier un avion parcourant un vol intérieur. Il peut

accueillir 20 à 110 passagers selon les modèles et se classe en deux catégories : les turbopropulseurs (ATR, Bombardier) et les jets à turboréacteurs.

Dans la simulation de notre model nous avons choisis les données (longueur, envergure et charges etc.) approximatives à celle de l'avion

court courrier (ATR).donc on peut conclure que 1cycle=environ 45min), pour cela on peut déduire que l'heure de vol de notre pièce est environ $75 \cdot 10^6$ heure.

On a le nombre de cycle de la voilure ATR $8 \cdot 10^7$ cycles ce qui explique que nos résultats fournis du logiciel ANSYS sont bonnes.

III.7.Conclusion :

Dans ce chapitre on met en évidence une description des phénomènes de vibration, fatigue et rupture des matériaux. En effet, la procédure de détection des criques embarques, permet de déterminer la durée de vie des model choisis.

CONCLUSION

Cette réflexion, combien sensible de la propagation des criques ; nous a permis de développer une modélisation, basée essentiellement sur des dimensions bien définies, en utilisant le logiciel "ANSYS". L'analyse des tests effectués par simulation nous a permis d'aboutir à estimer une donnée considérée comme fondamentale dans notre étude :

- **Le nombre de cycles de déformation de criques.**

La première partie a été consacrée à la présentation des différents composants de la cellule avions afin de pouvoir éclairer l'effet des efforts appliqués sur la structure.

La seconde partie a été consacrée à la présentation du contrôle non destructif et des méthodes les plus largement mises en œuvre.

A cet effet, la piste privilégiée de notre travail a introduit une nouvelle méthode de détection de criques embarquées par l'avionneur Airbus. Le but recherché étant de minimiser les charges d'exploitation (gain en coûts), tout en insistant sur la tolérance des incidents provoqués par les criques embarqués. Le modèle opéré à partir du logiciel sur "ANSYS" (objet de notre étude) s'est porté sur le choix d'une poutre creuse qui subit des charges cycliques sur la partie libre (à l'extrémité).

De cette procédure, il en découle que la détection des criques embarquées ; permet de déterminer les contraintes équivalentes et les déformations ainsi que la durée de vie de notre modèle supposé.

Notre étude est basée sur le calcul du nombre de cycles (comme indiqué plus haut) avec une recherche intelligente dont l'interface incontournable repose sur la plate forme du logiciel ANSYS 15.0.

Les séries de tests effectués sont focalisés pour l'essentiel sur la simulation d'une poutre creuse à épaisseur variable, à épaisseur variable, libre- encasté et soumise à une charge répétée à l'extrémité.

Enfin, Il est nécessaire de déterminer les contraintes et déformations afin de calculer le nombre de cycle ou durée de vie.

PERSPECTIVES :

Dispositif technique de détection :

On propose de nouveaux dispositifs de détection d'amorce de crique. Tout dépend de la surface à inspecter.

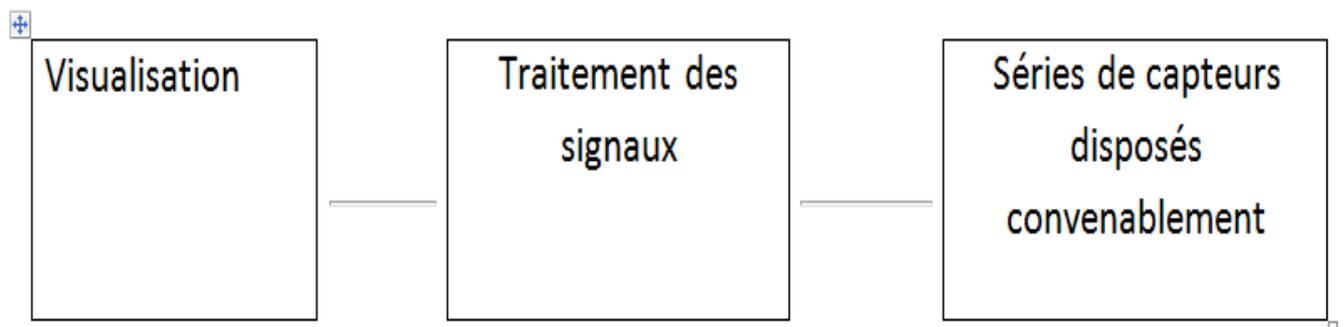


Fig.P-1-model proposé comme dispositifs de détection d'amorce de crique.

❖ Visualisation :

On peut avoir le message de la crique embarquée, transmise par notre dispositif en un voyant d'une couleur estimée.

❖ Traitement des signaux :

On parle essentiellement de la fréquence d'excitation et le réglage se fait de façon à obtenir un point de fonctionnement adéquat pour les défauts en fonction de leurs profondeurs et de leurs visibilité. Ce dispositif permet de vérifier l'état de fonctionnement des séries des capteurs et fournit les informations transmises d'après la visualisation, il permet également de déterminer le bon numéro du capteur et les parties à accès difficile.

❖ Les Capteurs :

Le principe consiste à installer des capteurs dans les zones sensibles de la structure supposée ou se situent la concentration de contraintes, ces câbles de détection de crique diffèrent de la forme du modèle ou des pièces choisies.

Exemples :

Ex 1 :

Dans cette pièce on installe les capteurs autour du trou.

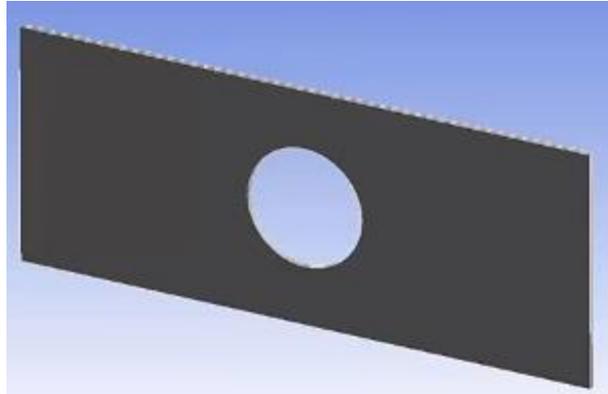


Fig.P-2- Une plaque rectangulaire.

Ex 2 :

On a une poutre libre-encasté, la sensibilité de la pièce se trouve au niveau de l'encastrement donc on installe nos capteurs auprès de la partie immobile

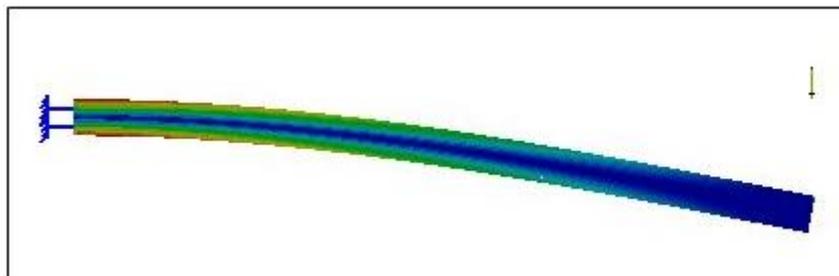


Fig.P-3- Poutre libre-encasté

❖ Conditions de travail

Pour que ce système soit fiable il faut respecter les conditions ci-dessous :

- **Fiabilité et qualité de l'installation :**

Ce système nécessite le bon fonctionnement des capteurs, ainsi que la fiabilité de ces moyens. Donc il faut choisir la bonne qualité des séries de capteurs afin de fournir de bons résultats au bon emplacement.

- **Fiabilité des résultats :**

Il est nécessaire de choisir des moyens ou dispositifs de qualité et assurer la fiabilité de ces derniers pour atteindre les parties à accès difficile avec des résultats bien précis.

- ❖ **Homologation:**

Pour avoir de bonnes conséquences, il faut respecter l'ordre de critères créé par le concepteur.

- ❖ **Avantage:**

- Gain du temps :

Le temps est un paramètre indispensable dans la planification des visites relatives au programme de maintenance des avions en service. Cette mesure constitue un étalon primordial dans l'efficacité des contrôles de la cellule avion.

- sécurité en temps réel :

L'exploitation intelligente du contrôle en temps réel, constitue une passerelle déterminante dans la perception et l'analyse correcte des causes d'évènements graves et des solutions à mettre en œuvre.

- gain économique :

La densification des transports aériens ainsi que la sphère du marché des voyages toutes destinations confondues, à l'échelle de tous les continents ; imposent aux compagnies aériennes une maîtrise des coûts d'exploitation des lignes commerciales et des bénéfices induits en terme d'économie d'échelle du coût marginal compétitif du voyageur transporté.

- [1] Alain Poujade, «cellule et système », institut d'aéronautique jean Mermoz, Toulouse France, 1991.
- [2] Michel Colomban, «technologie de construction des avions MC15etMC 100», Copyright, 1998.
- [3] P.-Y. Joubert, E.vourc'h, A. Tassin, Y. leDiraison, «Source separation techniques applied to the detection of subsurface defects in the eddy current NDT of aeronautical lap-joints », NDT&E International 43 (2010) 606-614, 2010.
- [4] Radislav Smid, Adam Docekal, Marcel kreidl, «Automated classification of eddy current signatures during manual inspection », NDT&E International 38 (2005) 462-470, 2014.
- [5] Jack blitz and Geoff Simpson, «Ultrasonic methods of non-destructive testing », Chapman & Hall 1996.
- [6] Jean Perdijon «Le contrôle non destructif par ultrasons », Hermes 1993.
- [7] Robert E. Green Jr, «Non-contact ultrasonics techniques », Ultrasonics 42 (2004) 9-16.
- [8] Christophe. ligu, «Avancées technologiques du contrôle en maintenance aéronaurique», AIRBUS France, Toulouse, 2008.

[9] K. falek, f. chalah et l. rezgui chalah, « vibration de poutre sous différentes conditions d'appuis », CFA potiers, 2014.

[10] Sylvain Drapier, «Dynamique des Solides et des Structures, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Saint- Etienne », octobre 2009.

[11] Lalaonirina R. Rakotomanana, «ELEMENTS DE DYNAMIQUE DES SOLIDES ET STRUCTURES DEFORMABLES », Notes de cours, Université de Rennes 1, octobre 2006.

[12] Albert ALARCON, « SDLL15 – Poutre élancée, encastrée-libre, avec masse ou inertie Excentrée », Document diffusé sous licence GNU FDL, 27-05-2013.

[13] david grégoire, «initiation, propagation, arrêt et redémarrage de fissures sous impact», Thèse de doctorat, l'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, 24 octobre 2008.

[14] S.Zengah¹, A.Aid¹, A.Djebli¹, M.Benguediab² M.Bendouba¹, «Approximation de la durée de vie en fatigue sous chargement aléatoire par la méthode de Rainflow », Labo. LPQ3M, Faculté des Sciences et de la technologie, Université de Mascara, Sidi bel Abbes, 2014.

[15] Abdulkader Zalt, «endommagement par fatigue et prédiction de la durée de vie des joints soudés de type caisson », thèse de doctorat, Ecole Nationale d'ingénieurs Metz (ENIM), 18-octobre-2012.

[16] Kimtanga Ngargueuedjim, «Contribution à l'étude des lois d'endommagement en Fatigue », thèse de doctorat, L'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, 2003.

[17] Van Xuan TRAN, «Estimation de la durée de vie en fatigue à grand nombre de cycles et en fatigue oligocyclique », Document diffusé sous licence GNU FDL (<http://www.gnu.org/copyleft/fdl.html>), 2009.

[18] Michel sudre, «structures avions », Disponible sur (<http://www.mecaero.upstlse.fr/Calcul.html>), Février 2015.

ANNEXE A

A.1. Efforts dus à la pressurisation :

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 :

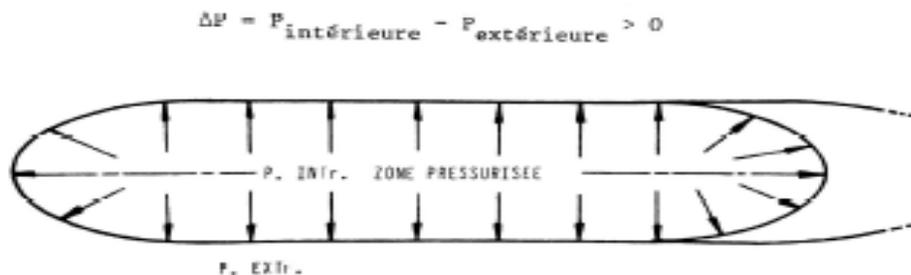


Fig. A-1-Structure Fuselage.

Cette pression entraîne des contraintes de traction longitudinales et transversales. Les contraintes longitudinales vont se combiner avec celles provoquées par le moment fléchissant de telle sorte qu'elle :

-s'ajoutent, dans la partie supérieure, à la contrainte de traction dus au poids

-se retranchent, dans la partie inférieure, à la contrainte de compression qui est diminuée et peut même être inversée.

Cela entraîne diminution de la « zone instable », c'est à-dire de la zone où il y a des risques de flambage, le matériau étant soumis à la compression.



Fig. A-2-Vue de face du fuselage.

Nous vous signalons que si l'on augmente le rayon du fuselage, la contrainte critique de flambage que le matériau peut supporter diminue ; il faudra alors «raidir » la coque (lisses, couples).

Le schéma suivant nous montre une construction coque en plusieurs tronçons du fuselage A300. La zone pressurisée est fermée par des couples étanches.

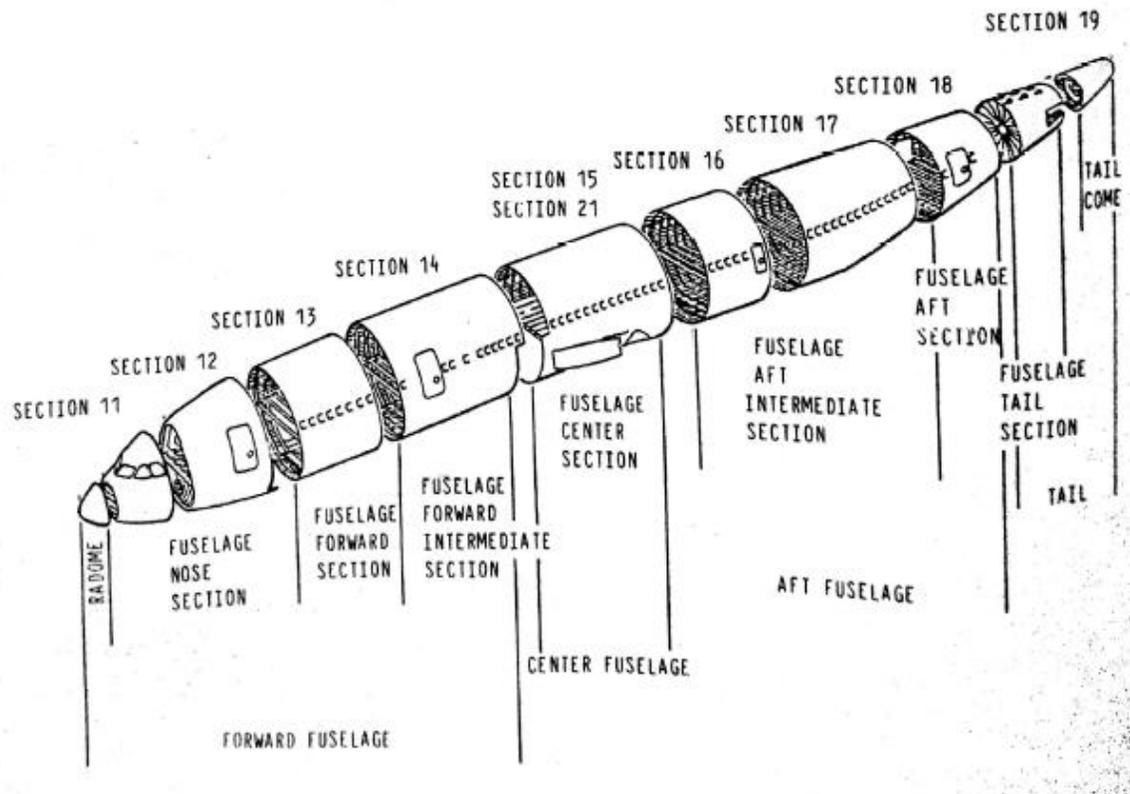


Fig. A-3-Fuselage A300.

A.2.FUSELAGE COQUE :

Le fuselage coque est assimilable à la construction caisson à âmes multiples.

Les longerons n'existent plus en tant que tels.

Les couples fixés au revêtement travaillant, fortement raidis, encaisse la totalité des efforts répartis de flexion et de torsion.

Des couples forts sont placés aux endroits où se situent des efforts localisés.

La section 14 de l'A300 nous présente un exemple de construction coque.

Les couples standards sont généralement réalisés par pliages, et les couples forts par usinage (AU4G1).

A300

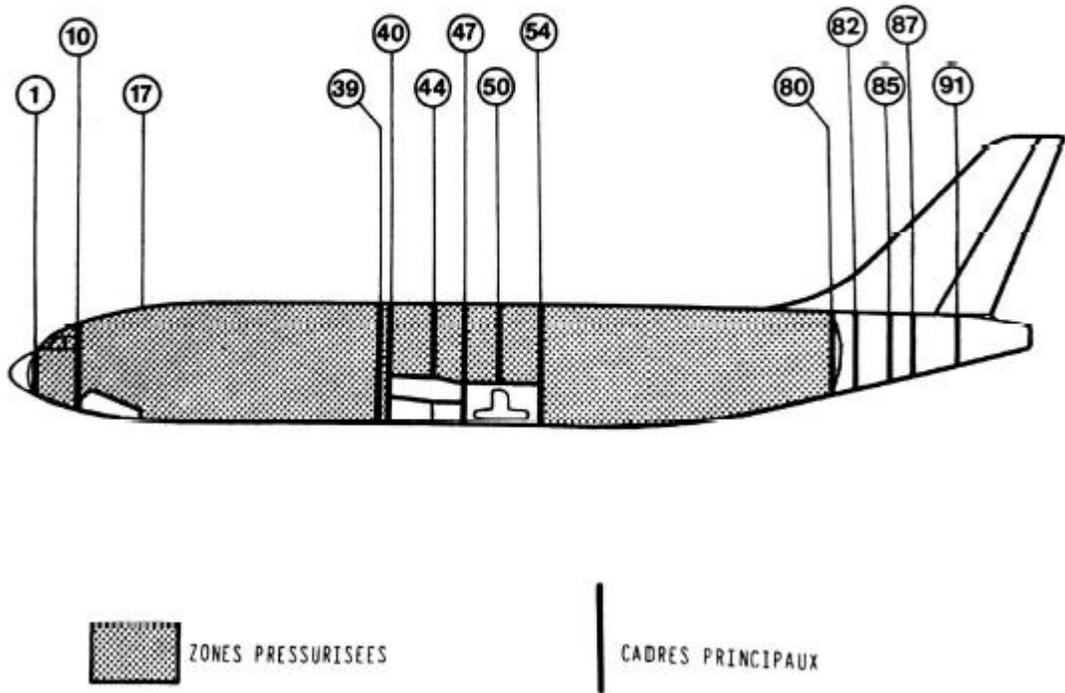


Fig. A-4-Représentation des zones pressurisées et cadres principaux du fuselage A300.

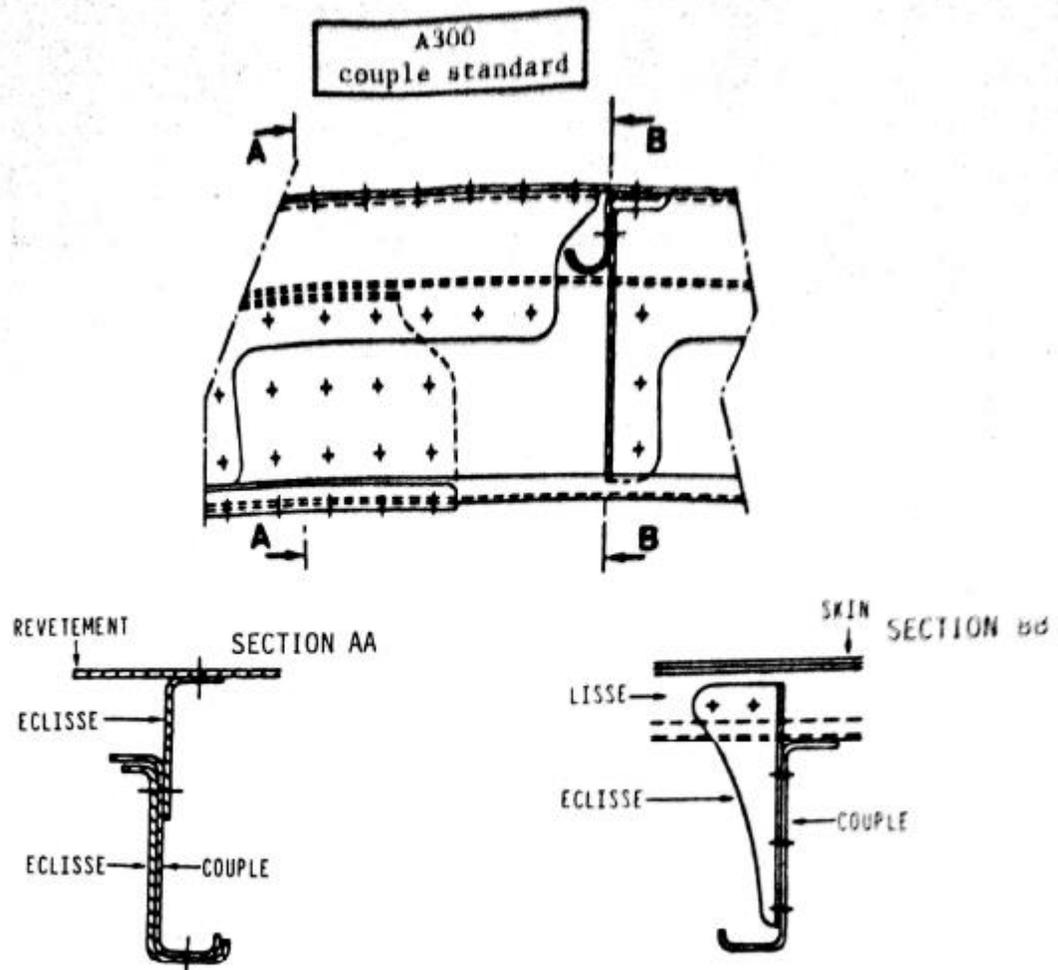


Fig.A-5- Représentation structurale du fuselage A300.

-Formes employés :

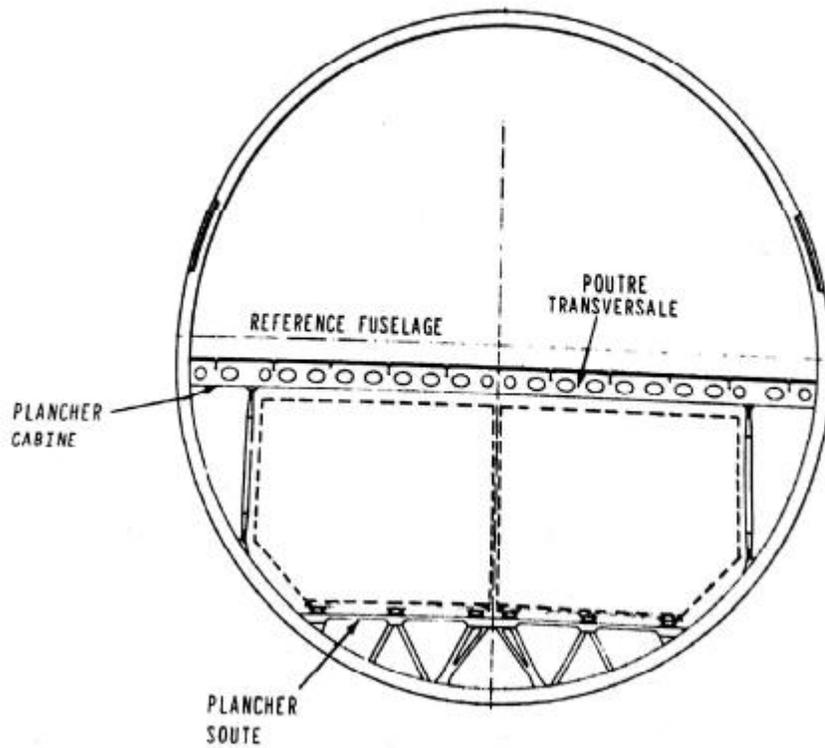
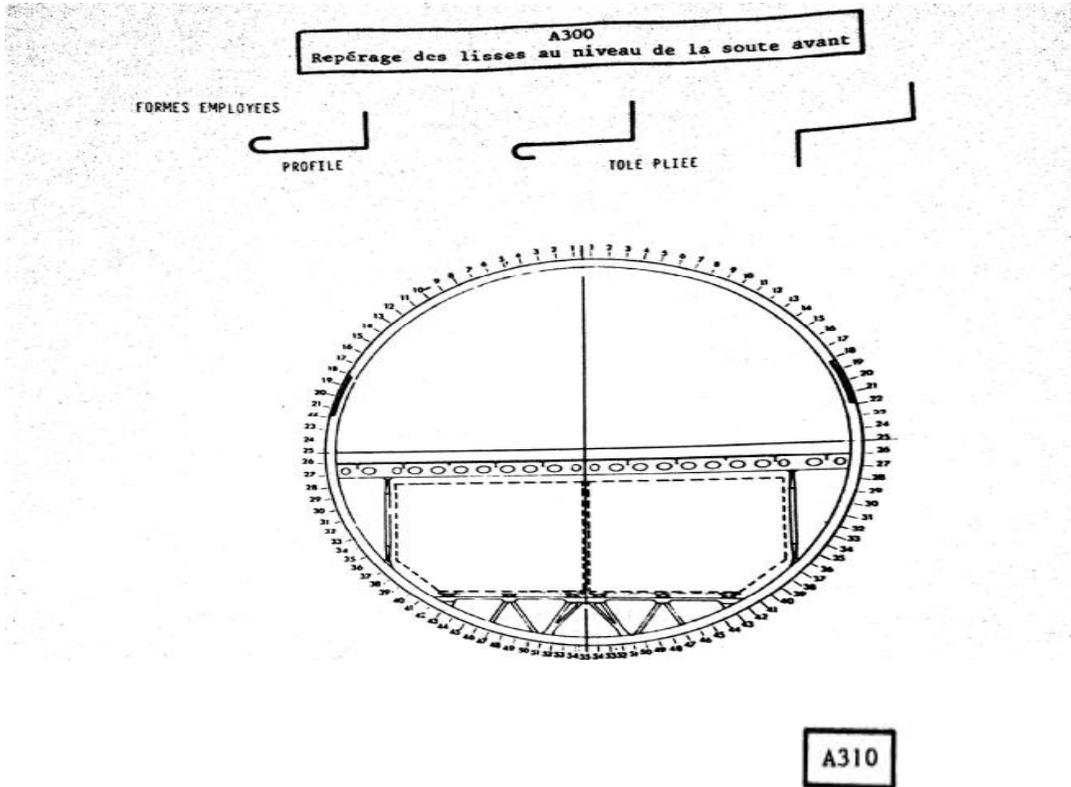


Fig. A-6-Repérage de la soute de l A310.

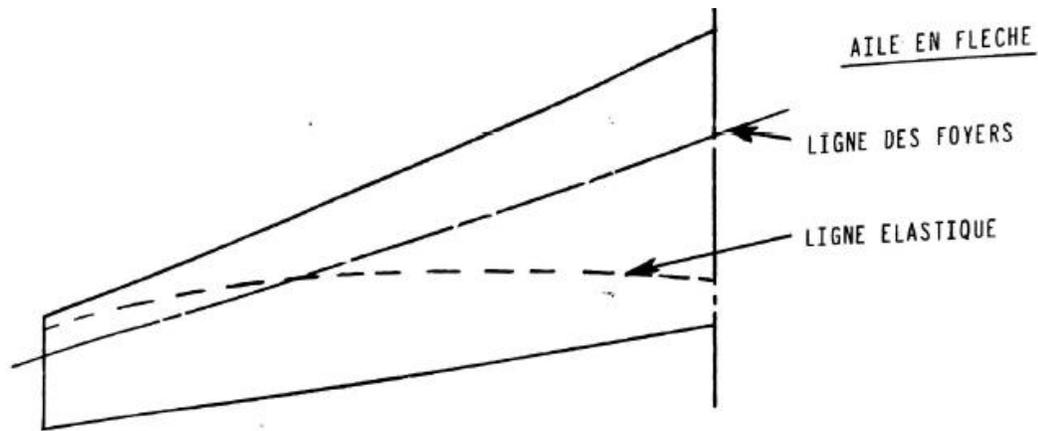


Fig. A-7-Aile en flèche.

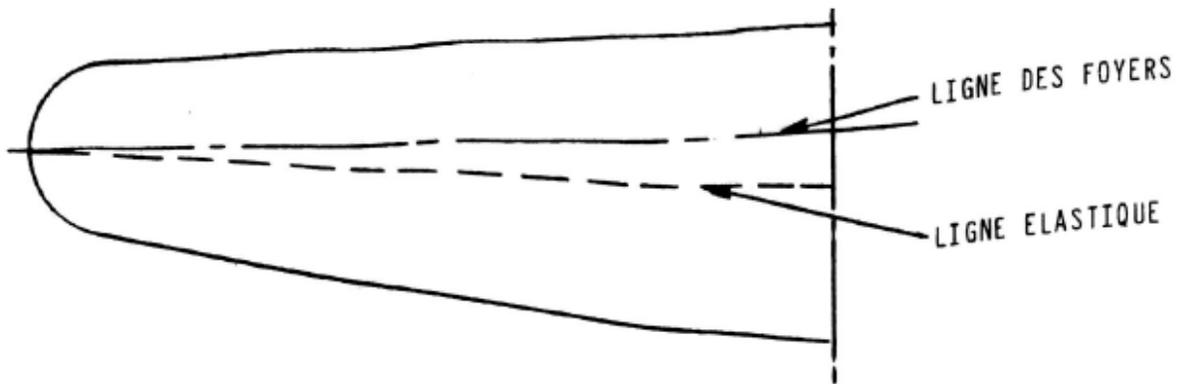


Fig. A-8-AILE TRAPEZOÏDALE.

A.3. LIMITATION DU POIDS SANS CARBURANT (Zéro – fuel – weight) :

Soient : P_t : le poids total de l'avion

P_s : le poids de la structure de l'aile

P_c : le poids du carburant contenu dans l'aile

n : le facteur de charge

-Le moment de flexion à l'emplanture est égale à :

$$M_{f(A)} = n \left[\frac{P_t}{2} l_1 - \left(\frac{P_s}{2} l_2 + \frac{P_c}{2} l_3 \right) \right]$$

$\frac{P_s}{2} l_2$ est une constante pour un avion donné en général l_3 est très voisin de l_1 , le moment est donc sensiblement proportionnel à $\left(\frac{P_t}{2} - \frac{P_c}{2} \right) l_1$, c'est -à-dire pour un avion donné à $P_t - P_c$ qui est le poids sans carburant.

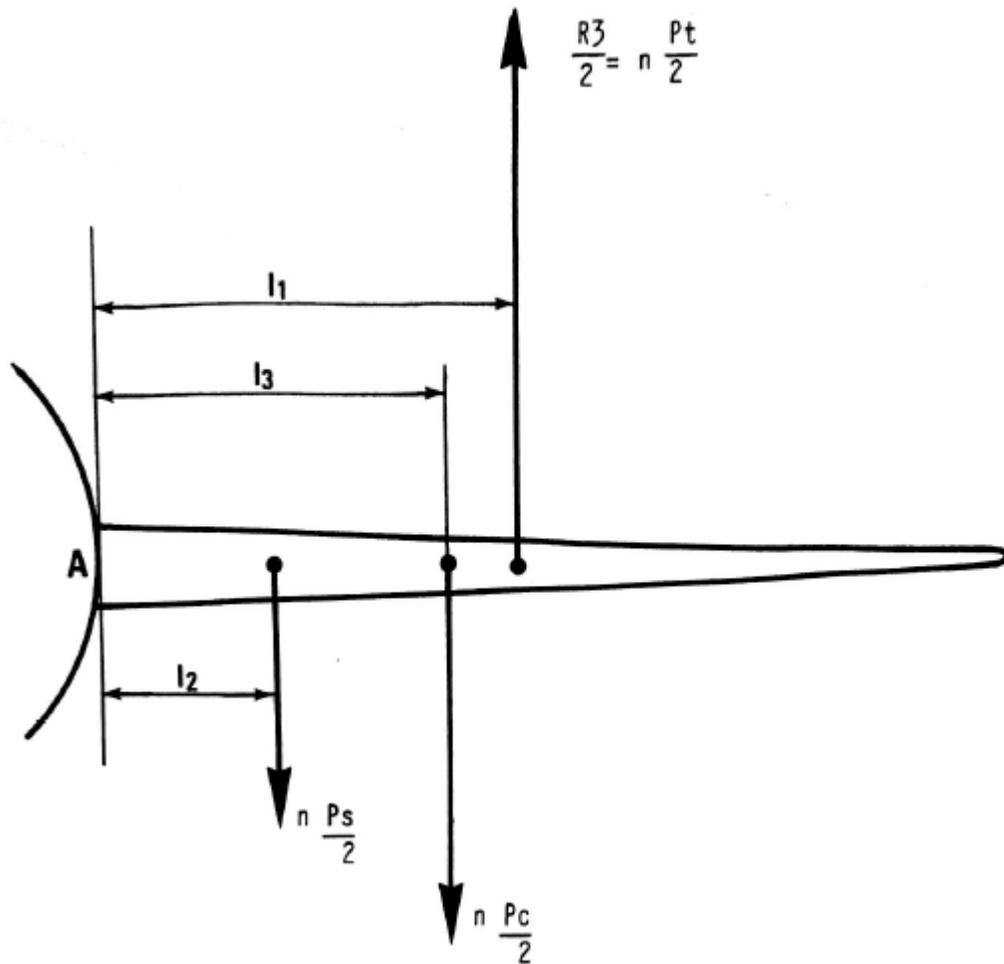


Fig.A-9- Représentation des efforts appliqués sur une aile.

Si $n = n_{\text{maxi}}$ (2,5 en manœuvre) le moment de flexion qui en résulte doit être inférieur au moment de flexion calculé par le constructeur, ce dernier tenant compte de la limite élastique de l'aile.

$S_x P_t - P_c$ est trop élevé, le moment de flexion à l'emplanture est dépassé et l'aile peut subir des déformations permanentes.

Il existe donc un Z.F.W. limite pour chaque avion.

exemple : B747— 267.6tonnes
A300B4 = 124 tonnes

❖ Remarque :

La dénomination "poids maximum sans carburant" est incorrecte. Il faudrait dire "poids maximum sans carburant dans la voilure".

En effet, dans le calcul précédent, seul le carburant dans la voilure intervient. S'il Ya du carburant dans le fuselage il doit être considéré comme de charge marchande.

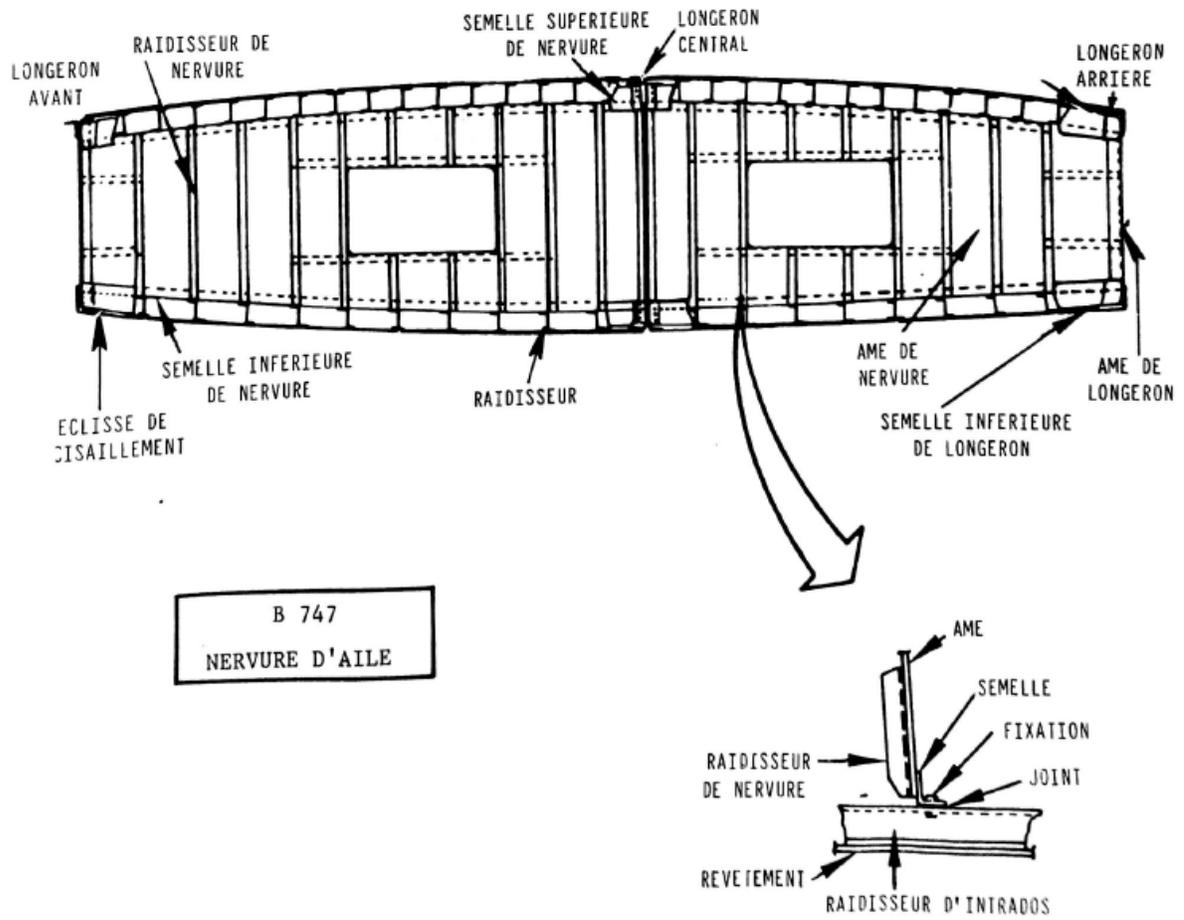


Fig. A-10- Représentation du caisson d'aile.

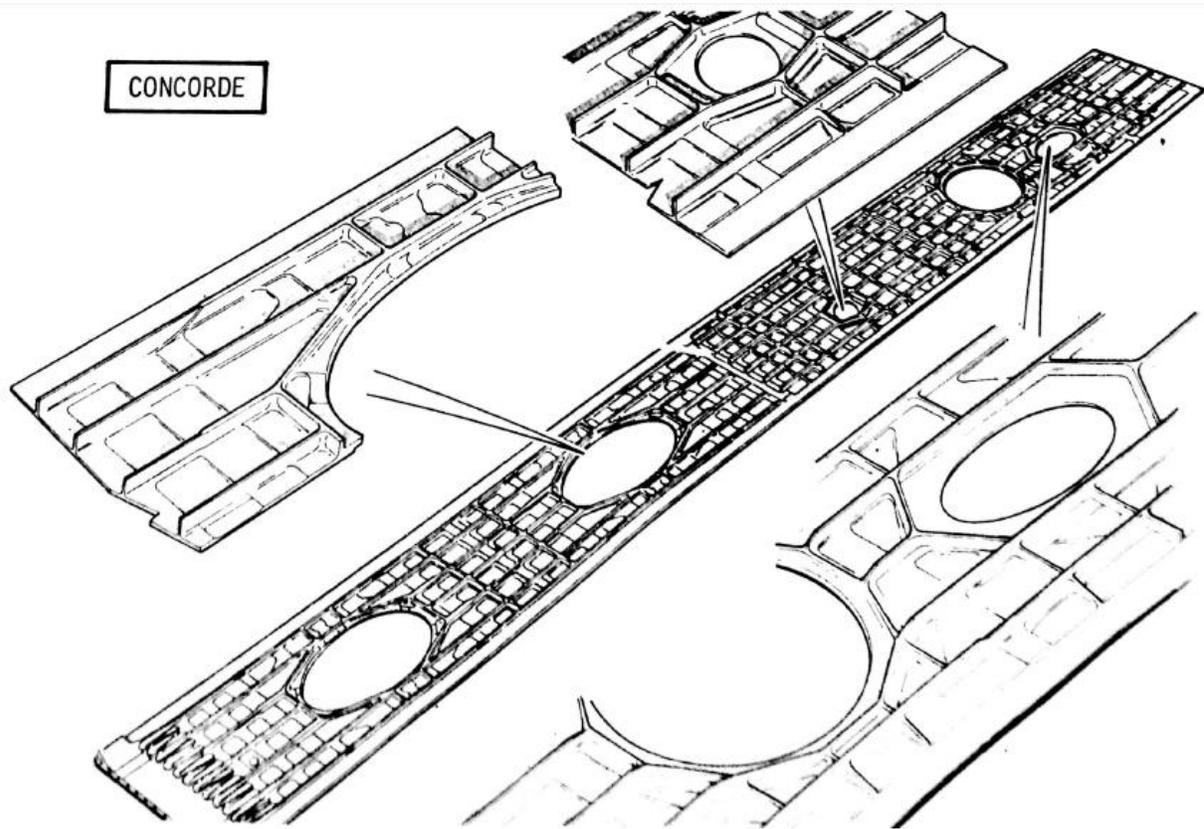


Fig. A-11-Caisson d'aile concorde.

VOILURE A300 :

Chaque aile comprend :

- 2 longerons usinés
- 31 nervures usinées
- 3 panneaux d'extrados usinés, renforcés par des raidisseurs
- 3 panneaux d'intrados usinés, renforcés par des raidisseurs

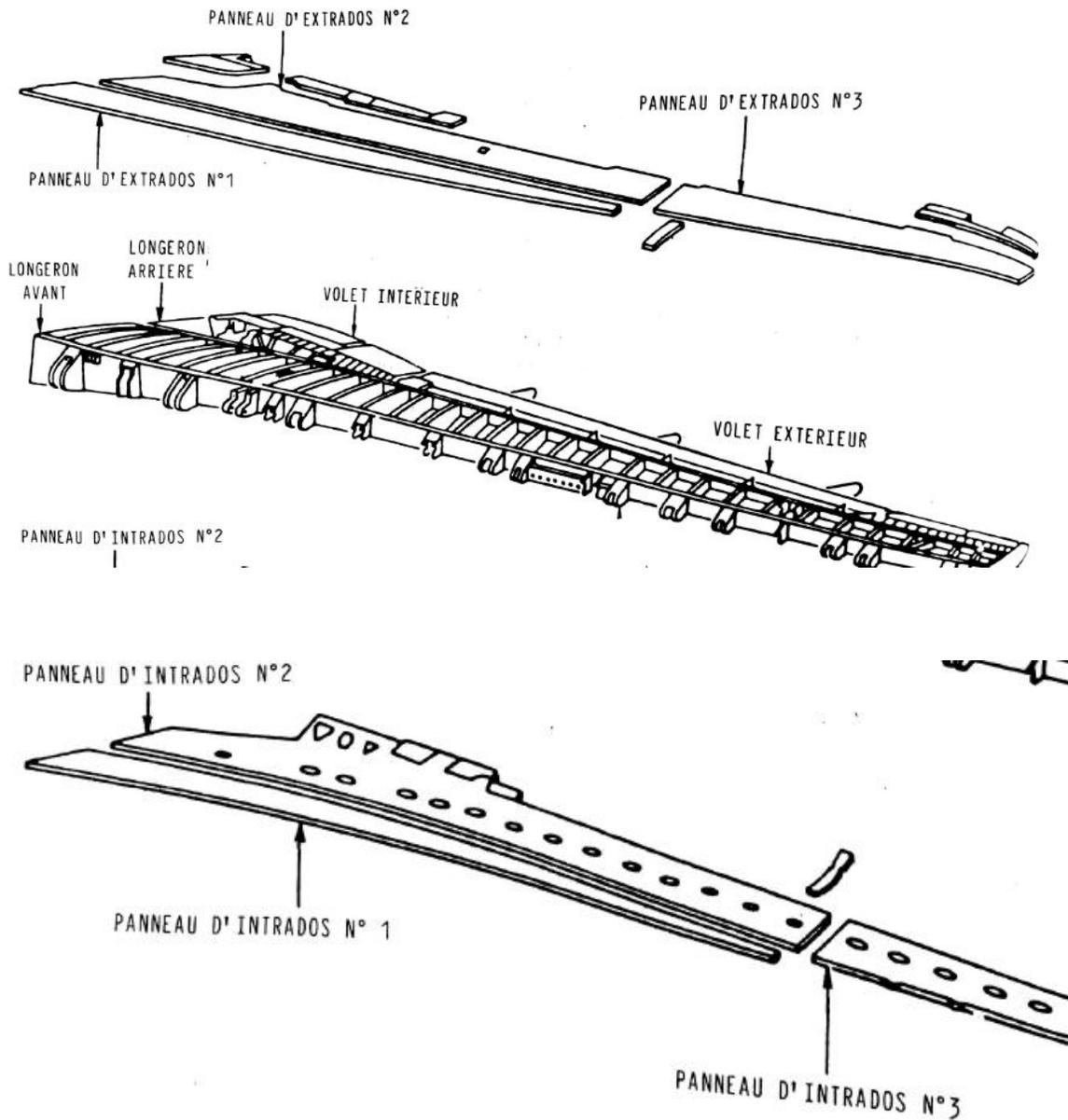


Fig.A-12- Représentation structurale de la voilure.

A.4.ASSEMBLAGE PAR MAT DE LIAISON TYPE A310 :

Chaque réacteur General Electric cf6.80 est installé dans une nacelle suspendue à l'avant de l'aile.

La maison réacteur/aile est réalisée par un mat profilé.

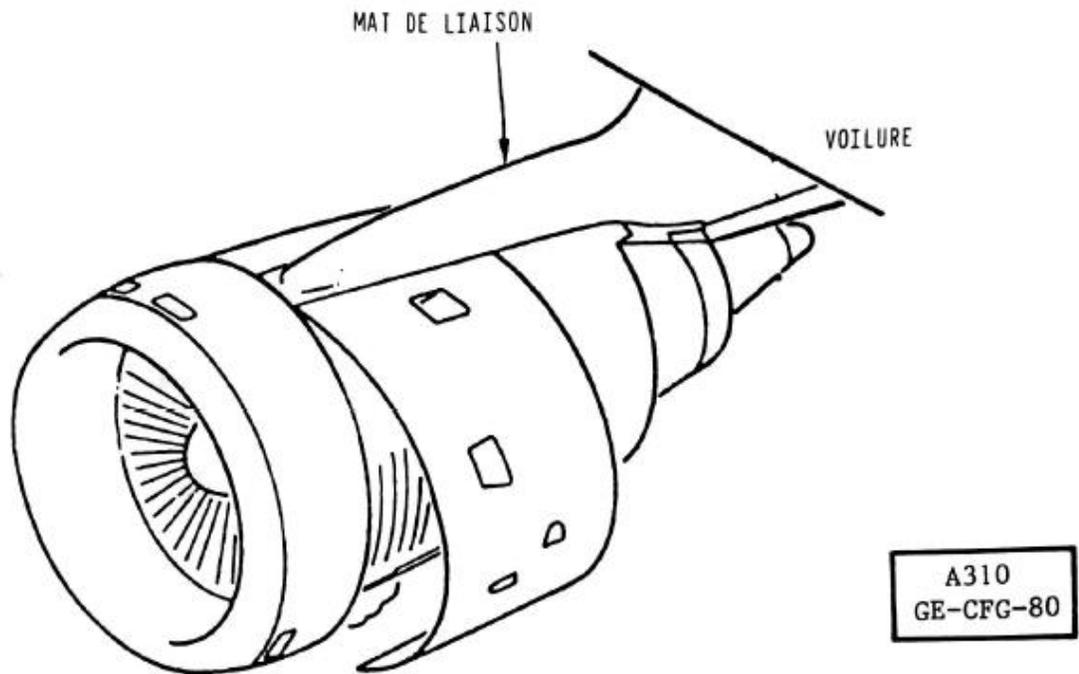


Fig.A-13- Structure moteur.

Le mat de liaison est constitué par un caisson relié :

-au longeron avant de l'aile par deux attaches avant ;

-à un raidisseur de voilure par deux points de fixation arrière.

La poussée est retransmise à l'avion par une ferrure de poussée.

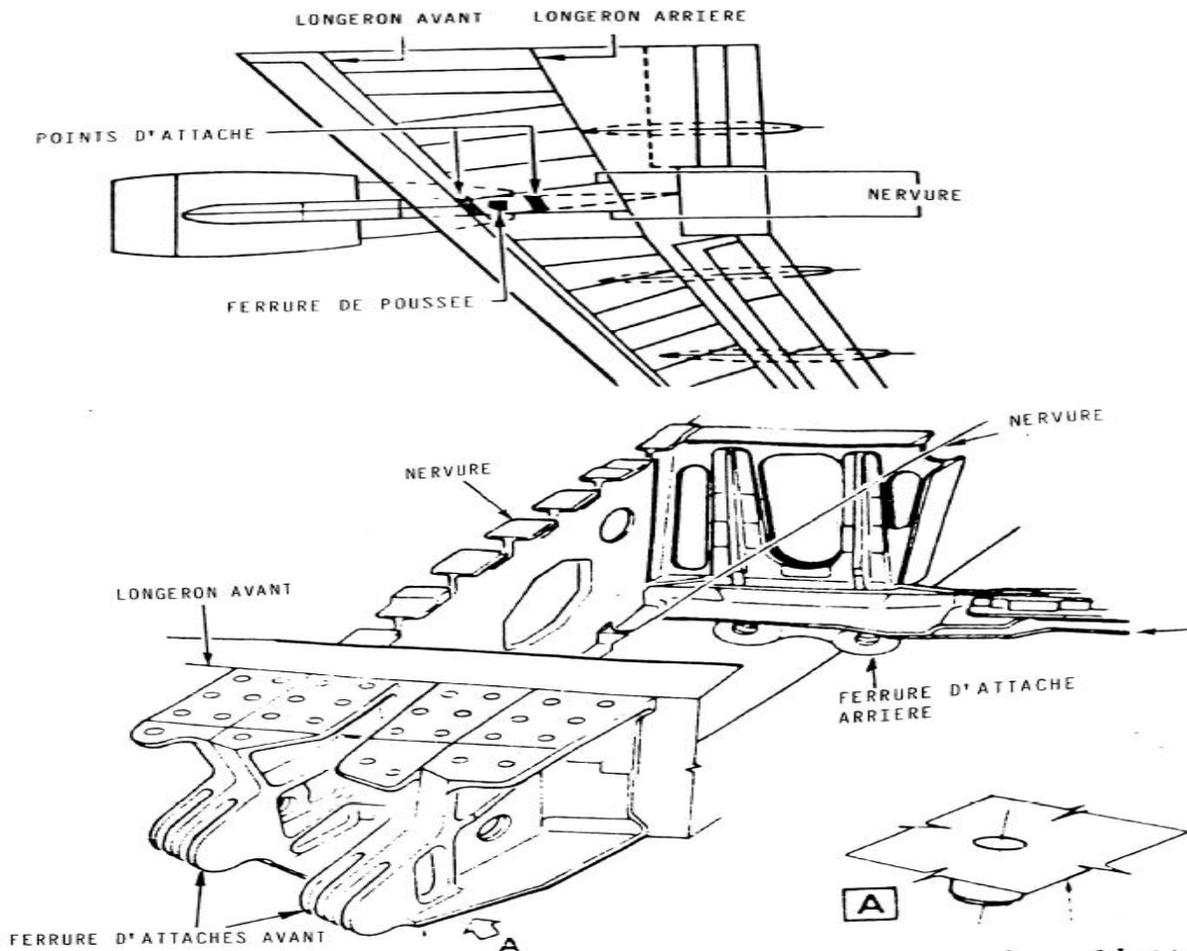


Fig.A-14- attache moteur-voilure.

A.5.MOMENT DE CHARNIERE :

Considérons un gouverne braquée et en équilibre :

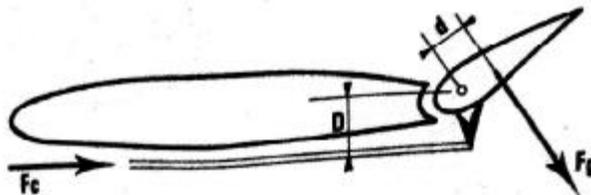


Fig.A-15- Représentation des gouvernes.

F_c =Force de commande

D = Distance entre la droite d'action de F_c et l'axe d'articulation gouverne.

F_g = Réaction aérodynamique sur la gouverne.

d = distance entre la droite d'action de F_g et l'axe d'articulation gouverne.

Nous pouvons écrire l'égalité : $F_c \cdot D = F_g \cdot d$

On appelle moment de charnière de la gouverne l'expression : $M_t = F_g \cdot d$

L'effort dans la commande nécessaire pour braquer une gouverne est donc :

$$F_c = ((F_g \cdot d) / D)$$

Le pilote doit fournir un effort proportionnel au moment de charnière.

Ce moment est variable, il est fonction :

- de la surface de la gouverne

- de l'angle de braquage de la gouverne :

 - .pour une gouverne donnée, si la vitesse est constante, l'effort sera d'autant plus élevé que l'angle de braquage est plus important ;

- de la vitesse (V^{**2})

 - .pour maintenir un angle de braquage constant, l'effort sera d'autant plus important que la vitesse sera plus élevée.

A.6.COMPENSATION D'EVOLUTION :

La vitesse et la dimension des gouvernes des avions modernes sont telle que la force musculaire du pilote n'est plus suffisante pour assurer le braquage des gouvernes.

Il est nécessaire d'adjoindre un dispositif de compensation de d'évolution dans le but est de :

- réduire l'effort du pilote lors d'une évolution commandée.

Ces dispositifs sont des systèmes aérodynamiques (Tabs) ou hydraulique (servo-commandes)

- Compensateur d'évolution aérodynamique :

Le principe de ces dispositifs est de s'opposer au moment charnière un moment inférieur et de sens contraire. La compensation d'évolution est automatique.

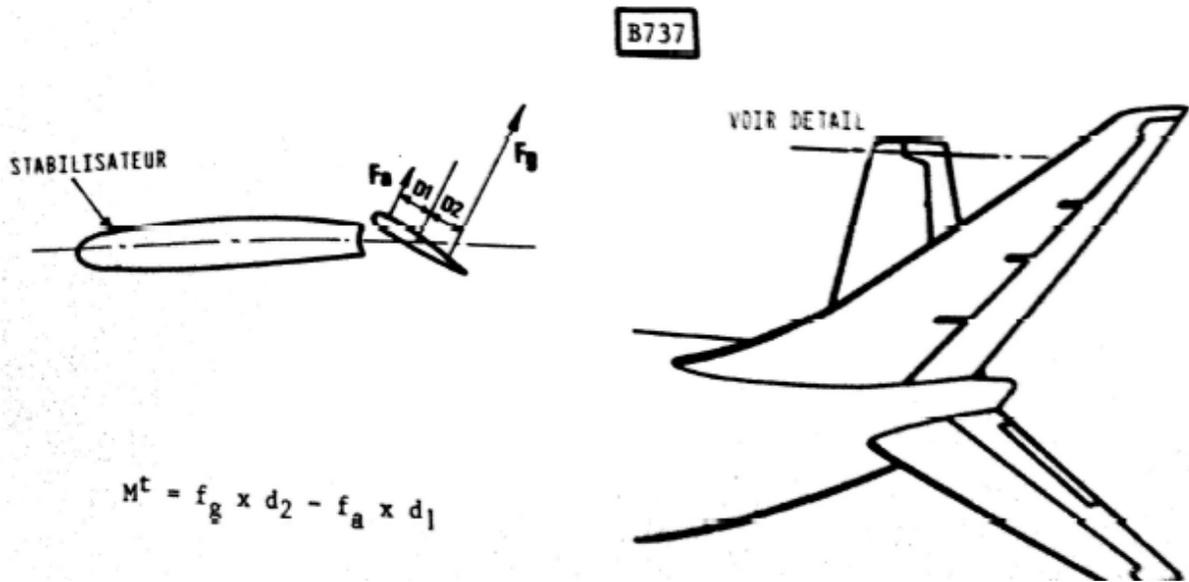


Fig.A-16-empennages B737.

A.6.-TAB AUTOMATIQUE :

Le tab est un petit volet articulé à l'arrière de la gouverne. Lorsque la gouverne se braque, le tab se braque en sens contraire. Gouverne étant braqué, deux forces aérodynamiques apparaissent et produisent deux moments opposés par rapport au point d'articulation gouverne.

Le braquage du tab est proportionnel au braquage de la gouverne.

$$M_t = F_g \cdot d - F_t \cdot d'$$

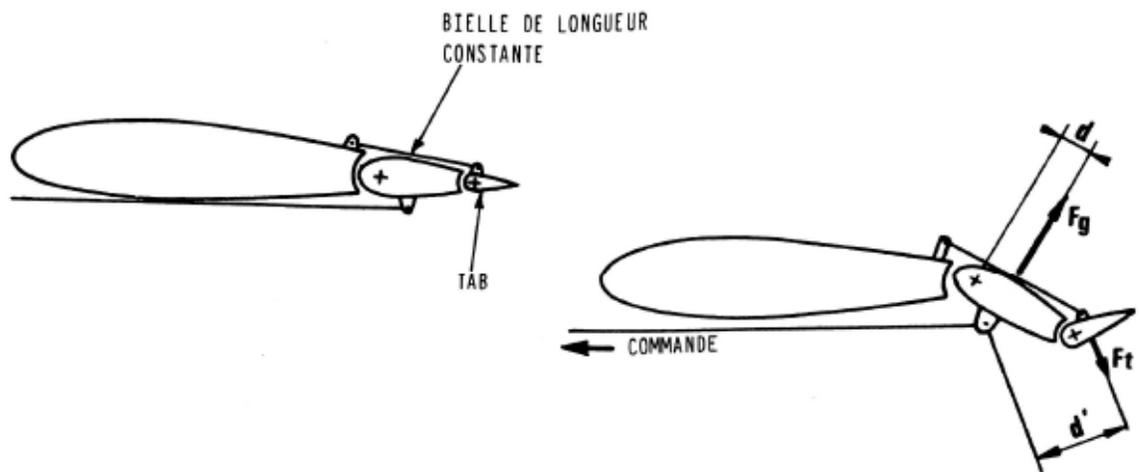


Fig.A-17- Représentation du tab automatique.

A-7-Servo-tab :

Le ta es relié à la commande par l'intermédiaire d'un guignol articulé sur l'axe d'articulation de la gouverne.

C'est la force aérodynamique créée par le Servo-tab qui provoque le déplacement de la gouverne en sens contraire.

La gouverne en se déplaçant diminue le braquage du servo-tab.

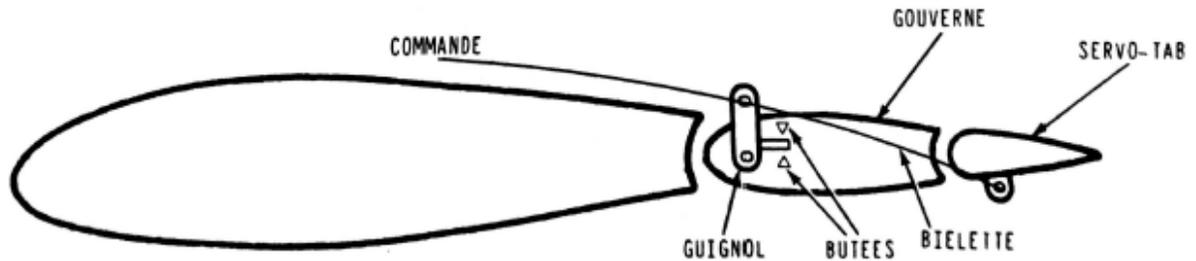


Fig. A-18-Représentation du Servo-tab.

Equation d'équilibre :

$$F_g \cdot d_1 = F_t \cdot d_2$$

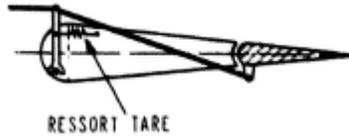
Remarque :

. L'effort fourni à la commande correspond au moment de charnière du servo-tab uniquement ($F_t \cdot d_3$).

. Les butées du guignol assurent la sécurité en cas de rupture de biellette. De plus, ces butées rendent possible le débattement de la gouverne au sol.

A.8.-Tab à ressort (spring tab) :

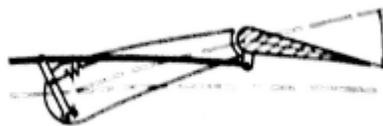
La différence par rapport au dispositif précédent consiste à réaliser la gouverne et le guignol à l'aide d'un ressort taré.



Aussi longtemps que le moment de charnière produit dans le guignol un effort inférieur au tarage du ressort, on peut considérer le guignol solidaire de la gouverne : il y a entraînement direct.



Si l'effort dans le guignol fait céder le ressort, le mouvement relatif du guignol par rapport à la gouverne provoque le braquage du « spring-tab » ; il y a diminution du moment de charnière



Ce dispositif a l'avantage d'offrir une meilleure sensibilité pour les faibles braquages, il est également appelé compensateur à seuil d'effort.

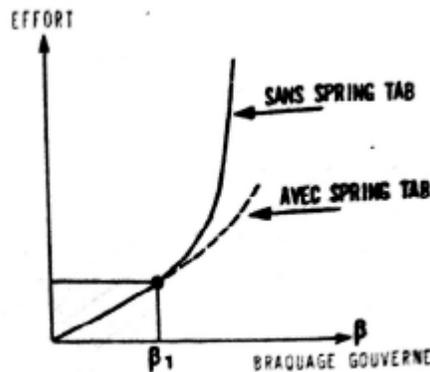


Fig.A-19- Représentation des efforts en fonction du braquage de la gouverne.

A.8-Servo-tab et panneau compensation :

Le panneau de compensation est installé à l'avant de la gouverne, il est soumis à la pression de l'intrados sur une face et à la pression de l'extrados de l'autre face.

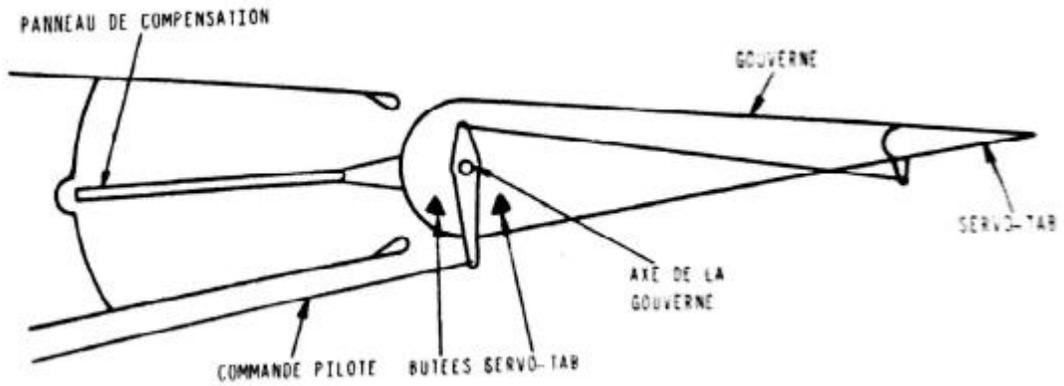


Fig. A-20- Représentation du fonctionnement de la servo-tab.

L'effort du pilote sur la commande permet le déplacement du servo-tab. La force aérodynamique créée par le servo-tab (F_t) entraîne le déplacement de la gouverne en sens contraire.

Le braquage de la gouverne modifie la répartition de la pression autour du profil. Il se crée une pression différentielle entre les deux faces du panneau de compensation qui crée une force (F_p). Le moment de F_p par rapport à l'axe de rotation de la gouverne va s'ajouter au moment du servo-tab pour diminuer le moment de charnière.

La gouverne se déplace jusqu'à ce que :

$$F_g \cdot d_1 = F_t \cdot d_2 + F_p \cdot d_3$$

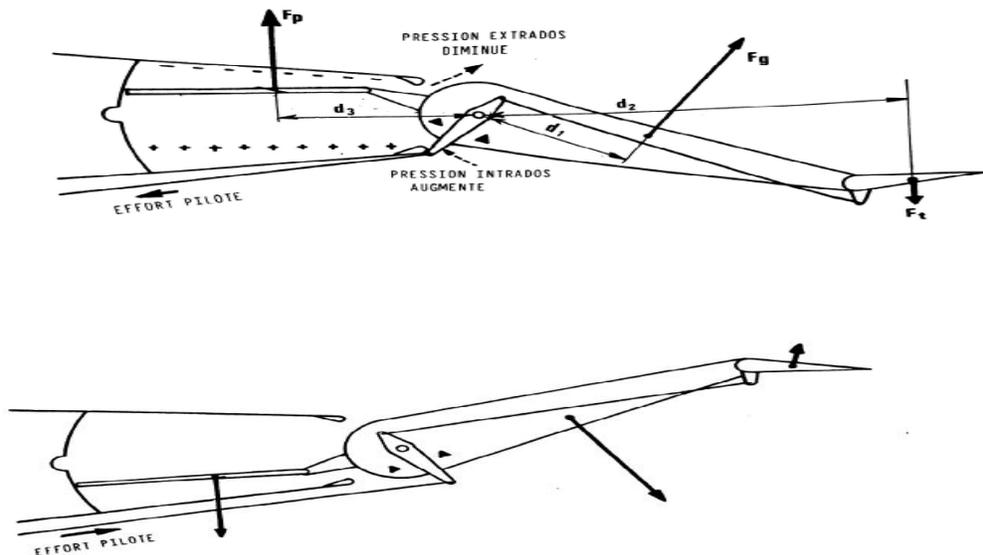


Fig.A-21- Représentation du panneau de compensation.

-Le pilote ne supporte que l'effort nécessaire au braquage du Servo-tab soit environ 20% de l'effort nécessaire au braquage de la gouverne.

-Au sol, la gouverne étant folle sur son axe, elle peut être déplacée à la main sans que la commande bouge.

Inversement la commande peut être déplacée sans entrainer la gouverne jusqu'à ce que le guignol atteigne les butées, auquel cas, la gouverne est entraînée.

A.9.EXEMPLES DE REALISATIONS :

-Aileron extérieur B727 :

Sur cet avion chaque aileron extérieur est équipé de deux panneaux de compensation et d'un tab automatique.

ANNEXE B

B.1. DEFINITION

ANSYS, Inc. est un éditeur de logiciels spécialisé en simulation numérique. L'entreprise a son siège à Canonsburg en Pennsylvanie aux États-Unis. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles préalablement discrétisés. La société possède de nombreuses filiales à travers le monde, notamment en Europe et en Asie.

Ce produit permet d'effectuer des simulations mécaniques en calcul de structures

B.2. LES ETAPE UTULISEES

Après avoir ouvert le logiciel on clique sur structure statique, puis on la fait glissés sur notre plan de travaille

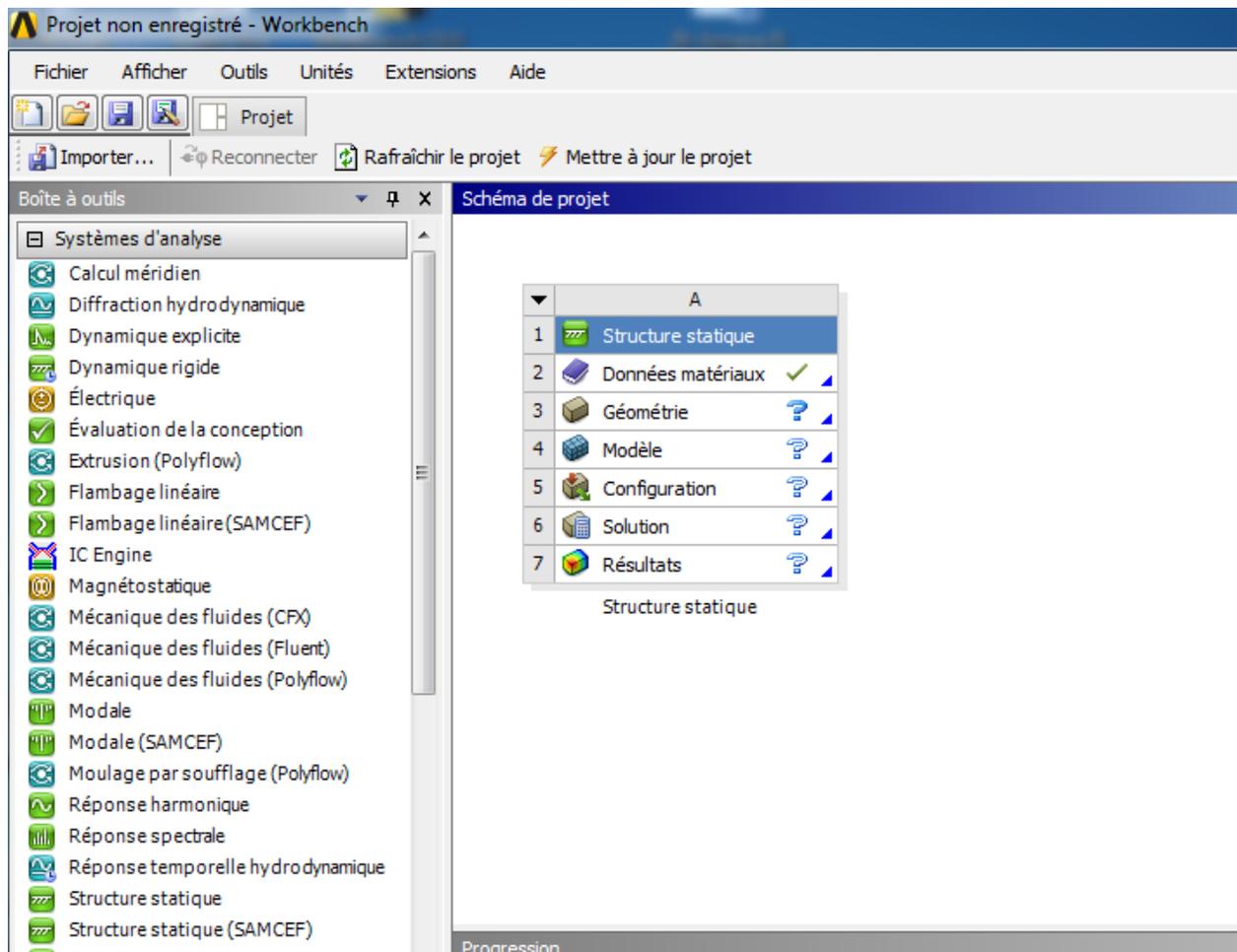


Fig. B-1- Etape 01 de programmations pour Ansys

Puis on clique sur « données matériaux » pour choisir notre matériel

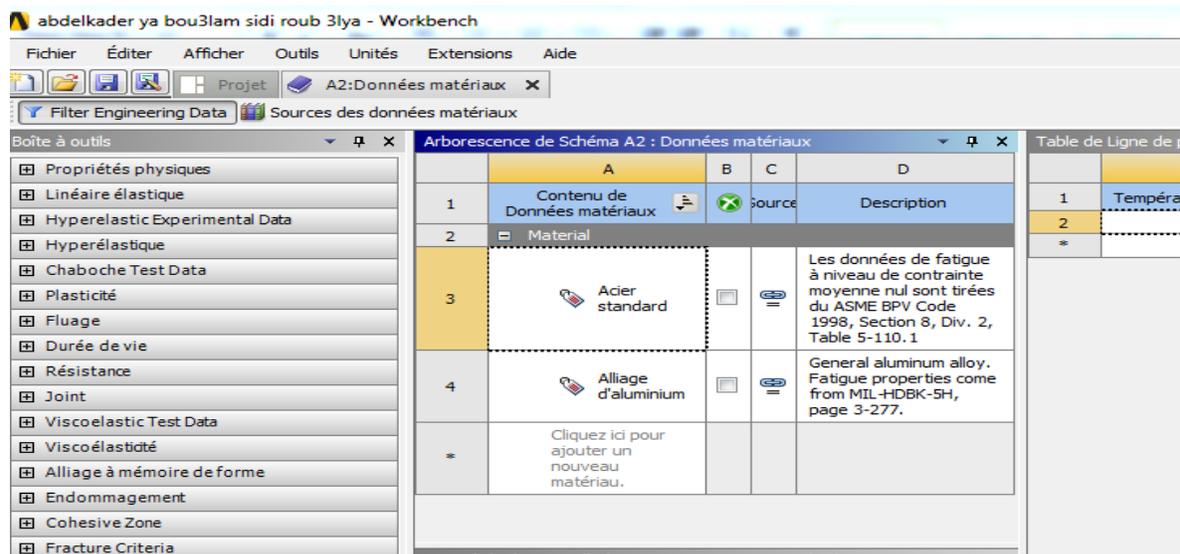


Fig. B-2- Etape 02 de programmations Ansys

Ensuite on clique sur « geometry » pour dessiner notre pièce

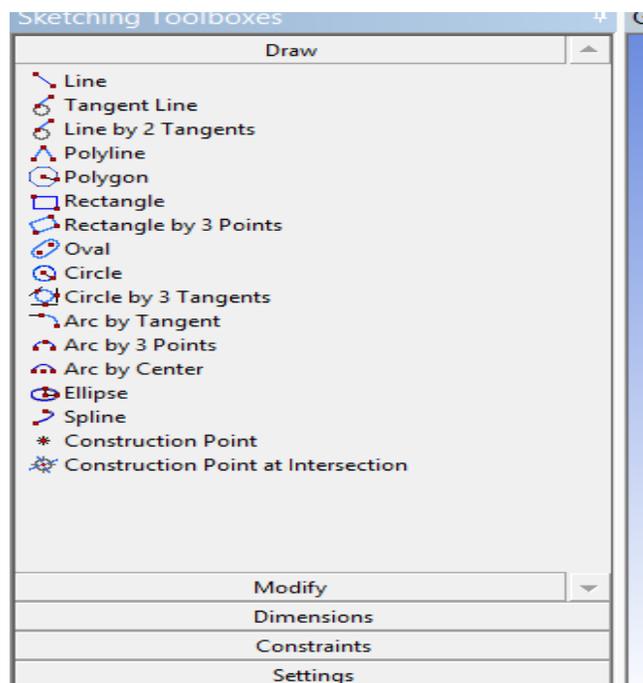


Fig. B-3 - Etape 03 de programmations pour Ansys

Le résultat obtenu ressemble au model suivant

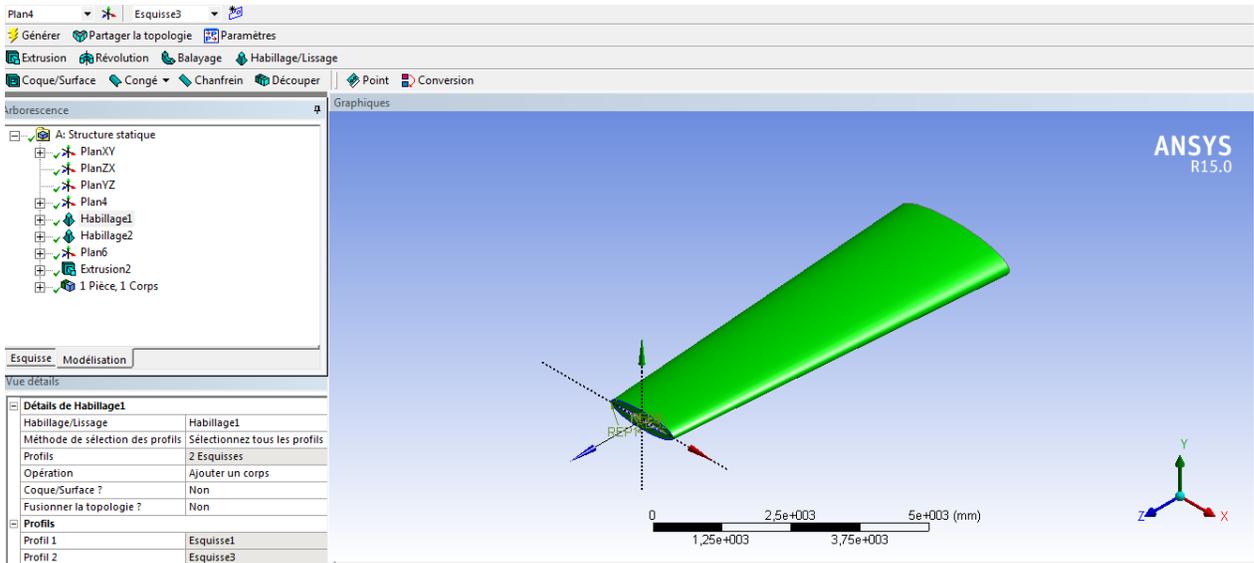


Fig. B-4 -Etape 04 de programmations pour Ansys

Puis on ferme la fenêtre et on ouvre « model », pour fait le maillage et l'effort appliqué sur notre concept

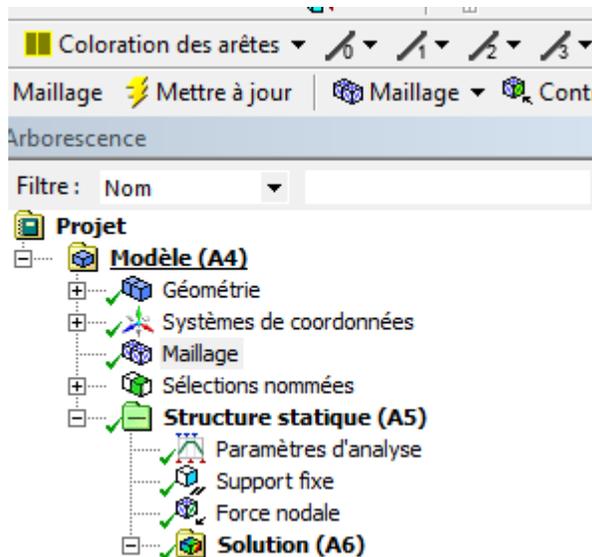


Fig. B-5 - Etape 05 de programmations pour Ansys

Et après en clique sure solution (A6) pour voir notre résultat :

- Les résultats de déplacement

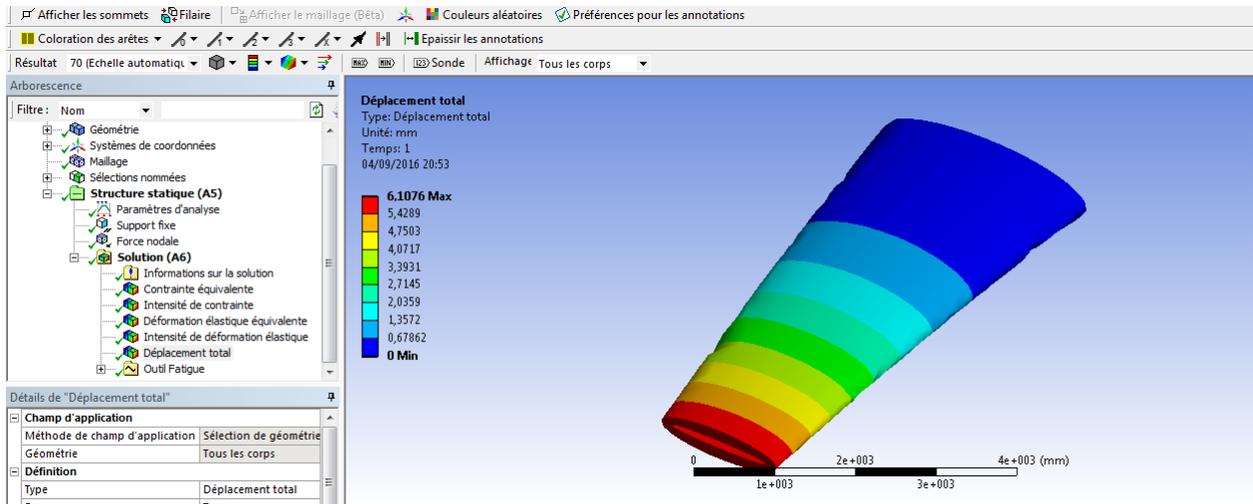


Fig. B-6 - Etape 06 de programmations pour Ansys

- Les résultats de déformation

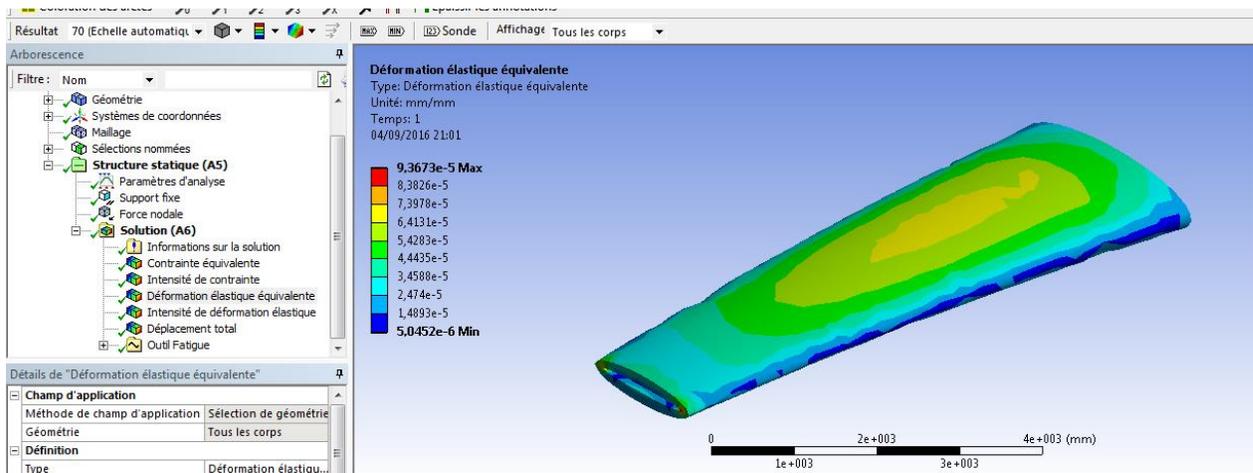


Fig. B-7 - Etape 07 de programmations pour Ansys.

- Les résultats de contraintes.

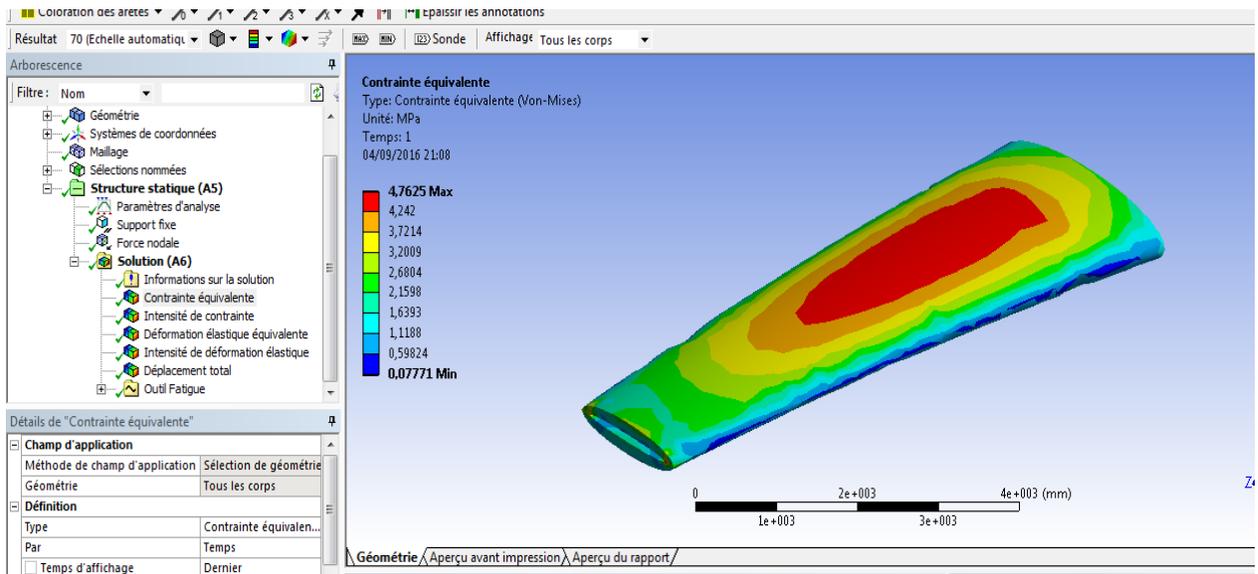


Fig. B-8 - Etape 08 de programmations pour ansys

Les résultats de la durée de vie

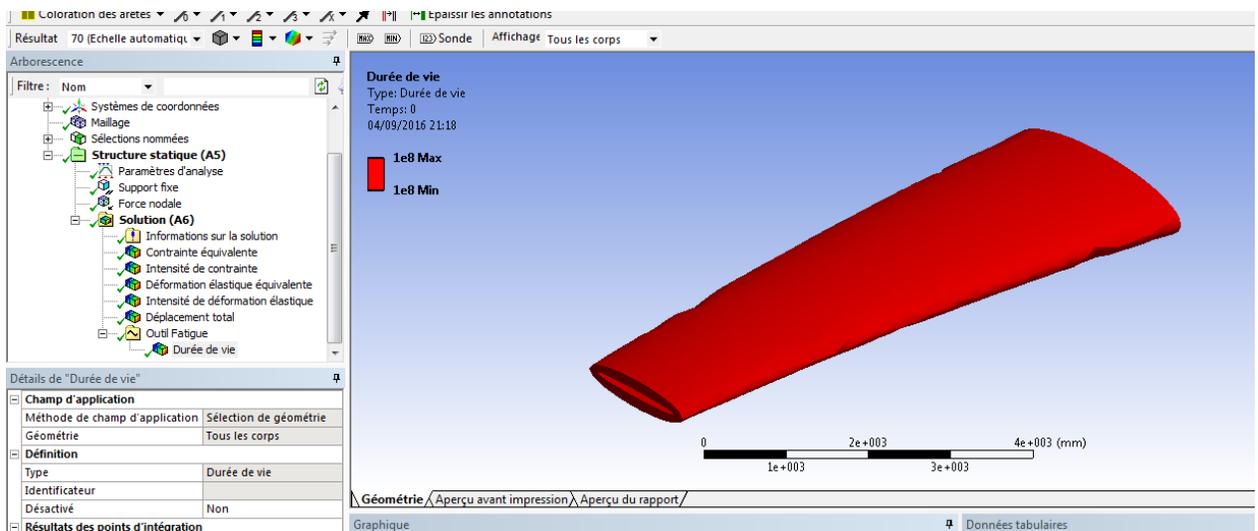


Fig. B-9 - Etape 09 de programmations pour Ansys.