

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

**FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE**

**MEMOIRE DE FIN D'ETUDES POUR L'OBTENTION DU DIPLOME DES
ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUEES EN AERONAUTIQUE**

OPTIONS : PROPULSION ET STRUCTURE



THEME :

**ETUDE DE LA DEFORMATION DU FUSELAGE AU
MOMENT DE LA PRESURISATION**

Réalisé par :

- Aouaouche Mohamed
- Lichouri Mohcine

Dirigé par :

- Mr Guellati Karim
- Mr Kebbab Hakim

**PROMOTION
2006 - 2007**

REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercier le bon dieu de nous avoir donné le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteur Monsieur Kebbab et encadreur Monsieur Guellati de nous avoir encadré malgré la complexité du travail.

Nous voudrions aussi exprimer notre gratitude à Mr Bentrade et Mr Kali de l'IAB a Madame Saidani, Melle Madani-chrif d'AIR ALGERIE et a Mr Hassaid et Mr Ladjal d'Alcadworks pour leurs aides permanents.

Aux membres de jury pour l'honneur qui nous ont accordé en acceptant de juger notre travail et à tous les enseignants de département qui nous ont encouragés durant notre formation.

Et à tous ceux qui nous ont soutenus de près ou de loin pour la réalisation de ce travail.

Mohamed et Mohcine

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à l'âme de mon père dont je souhaite que notre dieu l'accueille dans son vaste paradis, à ma chère mère qui m'a soutenue durant mon cursus, à mes sœurs : Lila et Anissa, à mon oncle Fodil et à toute ma famille.

A tous mes amis et collègues de l'université:

- ✓ Asma, Soumia, Rima, Khdaouedj, Imane.....
- ✓ Amine, Fouad, Farouk, Chouaib, Waheb,
Ghanou.....

A celui dont j'ai partagé avec le travail, mon chère Binôme, ami et cousin Mouhcin et à toute sa famille

Mohamed

DEDICACES

Je dédie ce modeste de travail à:

A celui qui m'a indiqué la bonne voie en me rappelant que la volonté fait toujours les grands hommes.....à mon père

À celle qui a attendu avec patience les fruits de sa bonne éducation.....à ma mère

Je dédie aussi à:

Mes sœur et frères et a tous mes proches

A mes deux amis, cousins et frères ; mon binôme Mohamed et a notre cousin Mahmoud et a mon ami Ahmadou

A mes fideles amis et tous mes camarades

À tous, je vous dis:
Merci

MOUHSINE

SOMMAIRE

TITRES PAGES

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'A 330-200

I-1- Historique	2
I-2- Caractéristiques technique de l'A330-200	3
I-2-1- Dimensionnement	3
I-2-2- Principales caractéristiques d'exploitation	3
I-2-3- Masse de calcul	4
I-3- Description de l'appareil	5
I-3-1- Description de la cellule (fuselage)	5
I-3-2- Description du moteur.....	6
1- Les composants du réacteur CF6 80 E1.....	7
2- Les stations du réacteur	17
3- Capotage	18
4- Fonctionnement du réacteur	19
5- Caractéristiques du moteur	20

CHAPITRE II : ETUDE DESCRIPTIVE DE LA CLIMATISATION ET DE LA PRESSURISATION

II-1- Généralités	21
II-2- Système de climatisation	21
II-2-1- Fonctionnement du système de pressurisation et de climatisation	21
II-2-2- Description du système.....	23
II-3- Système de pressurisation	25
II-3-1- Généralités	25
II-3-2- But	25
II-3-3- Système de prélèvement d'air du moteur	27
II-3-4- Système de distribution et de régulation de la température des zones de la cabine	29
II-4- Cycle normal de pressurisation	31
II-5- Description du schéma de fonctionnement de la pressurisation au cours d'un vol	33
II-6- Calcul de l'altitude d'un avion	34

**CHAPITRE III :
EFFORTS SUBITS PAR LE FUSELAGE**

III-1- Généralités	38
III-2- Limite d'élasticité et résistance statique des matériaux	39
III-3- Les sollicitations simples	40
III-3-1 : La traction	40
III-3-2 : Compression simple	42
III-3-3 : Le flambage	43
III-3-4 : Le cisaillement	46
III-3-5 : La torsion	48
III-3-6 : La fatigue	49
III-3-7 : Efforts de pression	51
III-4- Description du	80
III-5- Etude des efforts	88

LA LISTE DES FIGURES :

CHAPITRE I :

- I-1 : Fuselage de l'A330
- I-2 : Réacteur CF6-80 E1
- I-3: Module Fan
- I-4: Ailettes Fan
- I-5: Chambre de combustion
- I-6 : Module core
- I-7 : Module turbine basse pression
- I-8 : Module turbine haute pression
- I-9 : La boîte d'entraînement des accessoires
- I-10 : Capots moteur

CHAPITRE II :

- II-1 : Système de conditionnement d'air
- II-2 : Système de prélèvement d'air
- II-3 : Schéma de fonctionnement de la pressurisation au cours d'un vol
- II-4 : Courbe d'évolution de la pression en fonction de l'altitude
- II-5 : Les courbes modèle et expérimentale

CHAPITRE III :

- III-1 : Diagramme contrainte-déformation d'un matériau de construction
- III-2 : Exemple de traction
- III-3 : Compression simple
- III-4 : Le flambage
- III-5 : Calcul des pièces au flambage
- III-6 : Le cisaillement
- III-7 : La torsion
- III-8 (A-B) : Contrainte de pression
- III-9 (C-D) : Contrainte longitudinales
- III-10 (E-F) : Contrainte tangentielles
- III-11 : Revêtement du panneau
- III-12 : Les lisses du panneau
- III-13(a-b) : Dimensions des lisses
- III-14 : Positions des lisses
- III-15 : Les couples du panneau
- III-16 : Positions des couples
- III-17 : Dessin descriptive des couples
- III-18 : Tracé des déplacements suivant l'axe X

III-19 : Tracé des déplacements suivant l'axe Y

III-20 : Tracé des déplacements suivant l'axe Z

III-21 : Tracé des déplacements résultants

III-22 : Tracé des déformations résultantes

CHAPITRE IV :

IV-1 : Objectifs de la maintenance aéronautique

IV-2 : Modes de la maintenance aéronautique

IV-3 : Politique de la maintenance aéronautique

LISTE DES ABREVIATIONS :

AGB: Boite d'entraînement des accessoires

CAO: Conception assisté par ordinateur

CBP: Compresseur basse pression

CHP: Compresseur haute pression

FADEC: Système de régulation électronique numérique à pleine d'autorité

GE: Général électrique

HDS: Arbre d'entraînement horizontal

HP: Haute pression

HMU: Unité hydromécanique

IDG: Alternateur/Génératrice

IGB: Arbre de transmission

IGV: Vanne directrice

IP: Pression intermédiaire

MLW: Poids maximal d'atterrissage

MTOW: Poids maximal au décollage

OFV: Vanne de décharge

OGV: Aube directrice de sortie

PRV: Vanne de régulation de pression

RDS: Arbre d'entraînement diagonal

TBP: Turbine basse pression

TGB: Boite de transfert

THP: Turbine haute pression

VBV: Vanne de décharge à section variable

VSV: Stator a calage variable

Anglais	Français
Aircraft	Avion
Air data computer	Centrale aérodynamique
Approach idle	Ralenti d'approche
Air flow	Débit d'air
Actuator	Vérin
Anti-ice	Anti-givrage
Bell crank	Billette
Below	Boite anéroïde
Body	Corps
By pass valve	Clapet de décharge
Bearing	Roulement
Blade	Ailette
Bleed	Prélèvement
Booster	Compresseur basse pression
Check valve	Valve anti-retour
Clim	Montée
Clog	Colmatage
Compressor discharge pressure	Pression de refoulement compresseur
Compressor inlet temperature	Température d'entrée d'air
Control discharge	Pression d'injection
Cooler	Refroidissement
Cover	Couvercle
Cruise	Croisière
Case	Carter
Chamber	Chambre
Cavity	Cavité, trou
Combustor	Chambre de combustion
Decrease	Diminution
Discharge	Refoulement
Dual flow	Double débit
Exchanger	Echangeur
Engine trim	Réglage
Fuel	Carburant
Fail fixed	Signal de blocage
Fault	Défaut
Feed back	Retour d'asservissement
Filter	Filtre
Flexible take off	Décollage a poussé réduite
Flight management computer	Calculateur de gestion du vol
Flow divided valve	Clapet sélecteur
Flow meter	Transmetteur de débit
Forward	Avant

Secondary flow	Débit secondaire
Sensor	Détecteur
Slat	Bec de bord d'attaque
Specific gravity adjustment	Correcteur de densité
Speed	Vitesse
Speed trimtorque motor	Moteur couple de limitation de vitesse
Spline	Cannelures
Supply	Alimentation
Switch	Contacteur
Seal	Joint
Shaft	Arbre
Solenoid	Solénoïde
Tap	Etage
TAT-Total air temperature	Température total d'air
Tank	Réservoir
Thrust control computer (TTC)	Calculateur de commande de poussée
Thrust rating panel (TRP)	Panneau de sélection de mode
Thrust reverser	Poussée inverse
Tranducer	Transmetteur
Tranducer lever angle (TLA)	Transmetteur de position manette
Variable bleed	Vanne de décharge a section variable
Variable stator vane	Stator a calage variable

INTRODUCTION

Le présent mémoire de fin d'étude se réfère au titre " ETUDE PRELEMINAIRE DE LA DEFORMATION DU FUSELAGE AU MOMENT DE LA PRESSURISATION ", l'avantage de ce sujet c'est qu'il regroupe deux options à la fois, structure et propulsion.

Le coté propulsion consiste à étudier le système de prélèvement, de mélange et de distribution de l'air ; tandis que la partie structure consiste à faire une étude descriptive du fuselage ainsi que faire une étude par simulation numérique des efforts de pression subits par un panneau de fuselage.

Le plan de ce mémoire est le suivant :

CHAPITRE I : Généralités sur l'A330-200

On aperçoit dans ce chapitre la description de l'appareil (moteurs et cellule)

CHAPITRE II : Etude descriptive de la climatisation et de la pressurisation

Pour atteindre notre cible d'étude (les efforts de pression), on a décrit dans ce chapitre les composants essentielles des systèmes de la climatisation et de la pressurisation

CHAPITRE III : Efforts subits par le fuselage

Dans ce chapitre on apprend de manière générale les différents efforts subits par le fuselage d'un aéronef

CHAPITRE V : Maintenance des aéronefs

Ce chapitre comprend la maintenance programmée et non programmée, les visites de maintenance, la documentation utilisées dans la maintenance préventive et la maintenance curative.

CHAPITRE 1

GENERALITES SUR LA 330-200-200

I-1 : HISTORIQUE

L'avion fut présenté au public le 31 Mars 1992, il réalise son premier vol durant le mois de novembre de la même année. L'AIRBUS A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen AIRBUS. Il partage son programme de développement avec l'AIRBUS A 340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché ETOPS des avions biréacteurs.

Comme à son habitude, Airbus appliqua sur le 330-200 le principe de communauté qui fit et fait toujours son succès. En effet, l'A330 et l'A340 sont pratiquement identiques jusque dans les moindres détails (les seules différences étant de légères modifications de l'aile et du système carburant). Cette communauté réduit les coûts de conception et de production mais offre aussi aux compagnies aériennes le moyen de faire de sérieuses économies en diminuant le temps de formation des pilotes et du personnel de maintenance. Des économies peuvent aussi être réalisées en rationalisant les stocks de rechange et d'outillage. Enfin, les transporteurs peuvent profiter d'une flexibilité exemplaire, les équipages pouvant posséder une qualification multiple ou Cross Crew Qualification.

Toutefois, la communauté ne s'arrête pas là. Non seulement les A330/A340 sont pratiquement identiques entre eux mais ils présentent de nombreux points communs avec le reste de la gamme Airbus (la famille A320 et le futur très gros porteur A380). Ainsi le cockpit entièrement numérisé a été "décalqué" sur celui de l'A320. On y retrouve le mini manche latéral caractéristique des Airbus, mais aussi les six écrans couleurs intégrés EFIS, ainsi que la disposition des autres instruments. Le temps de formation des pilotes qui ont déjà une expérience sur un avion de la famille A320 s'en trouve alors réduit à 8 jours soit une réduction pouvant atteindre une vingtaine de jours sur une formation "normale" : un argument de plus lors de négociations de contrats.

L'A330 peut parcourir au maximum 10 400 km. C'est le premier membre biréacteur de la Famille A330/A340, il a été conçu pour faire ce que les biréacteurs font de mieux. Hautement performant pour moyen/long-courrier, il s'inscrit comme la solution au problème autonomie/coût. Pour finir sa capacité d'emport de fret est supérieure à celle d'un Boeing 747 malgré le volume des passagers et des bagages.

I-2 : CARACTERISTIQUES TECHNIQUES DE L'A330-200 :

A- DIMENSIONS :

	Ft	m
Longueur hors-tout	188ft. 8in.	58,8
Hauteur	57ft. 1in.	17,40
Diamètre du fuselage	18ft. 6in.	5,64
Largeur maxi. de la cabine	17ft. 4in.	5,28
Longueur de la cabine	147ft. 8in.	45,0
Envergure (géométrique)	197ft. 10in.	60,3
Surface alaire (référence)	3 892 ft ²	361,6 m ²
Flèche de l'aile (corde de 25%)	30 °	30 °
Empattement	72ft. 10in.	22,2
Voie	35ft. 11in.	10,69

B- PRINCIPALES CARACTERISTIQUES D'EXPLOITATION :

	Impérial	métrique
Motorisation	2 x CF6-80E1 ou PW4000 ou RR Trent 700	2 x CF6-80E1 ou PW4000 ou RR Trent 700
Poussée des moteurs	68 000-72 000 lb. slst	303-320 kN
Nbre de sièges standard	253 (3-classe) 293 (2-classe)	253 (3-classe) 293 (2-classe)
Autonomie	6 750 nm	12 500 Km
Mach maxi. en utilisation normale (Mmo)	0,86 Mo.	0,86 Mo.
Volume en soute standard/option	695 / 486 ft ³	19,7 / 13,76 m ³

C- MASSES DE CALCUL :

	impérial	métrique
Masse maxi. au parking	509 (515,7) lbs. x 1000	230,9 (233,9) t
Masse maxi. au décollage	507 (513,7) lbs. x 1000	230 (233) t
Masse maxi. à l'atterrissage	396,8 (401,2) lbs. x 1000	180 (182) t
Masse maxi. sans carburant	370,4 (374,8) lbs. x 1000	168 (170) t
Capacité maxi. de carburant	36 750 US gal.	139 100 l
Masse à vide en ordre d'exploitation type	263,7 lbs. x 1000	119,6 t
Charge marchande type (poids volumétrique)	80,2 lbs. x 1000	36,4 t

I-3 : DESCRIPTION DE L'APPAREIL :

I-3-1 : DESCRIPTION DE LA CELLULE (FUSELAGE) :

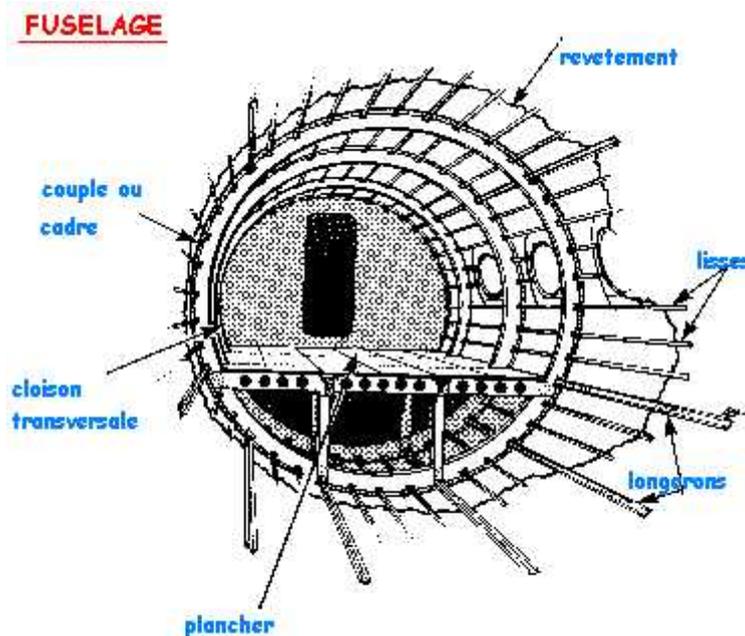
Le fuselage de l'A330-200 reprend le diamètre de son aîné A300. En effet, ses dimensions généreuses (5,64 mètres) permettent un plus grand confort aux passagers mais c'est surtout l'emport possible de deux conteneurs de type LD3 de front qui rend ce fuselage populaire auprès des compagnies. Par rapport à l'A330-300, il a été réduit de dix cadres ramenant sa longueur à 59 mètres. L'empennage horizontal et vertical a par contre dû être agrandi pour compenser la diminution de longueur du fuselage augmentant la hauteur de l'avion de plus d'un mètre, pour atteindre 17,9m. La voilure conserve les 60,3 mètres d'envergure initiaux et la surface alaire de 363,1 m². L'A330-200 reprend également les ailes renforcées du quadriréacteur à masse accrue A340-300E ainsi que son recevoir central. Cet échange d'organes a permis de diminuer considérablement les coûts du développement. Ces modifications ont d'ailleurs été adoptées sur le 330-300 afin d'offrir une version à masse accrue encore plus attrayante. En configuration trois classes l'A330-200 peut emporter 253 personnes (12 en première, 36 en affaire et 205 en économique). En deux classes, la capacité peut être portée à 293 passagers.

La structure du fuselage est étudiée par les constructeurs de façon à répondre à de nombreuses exigences techniques.

Le fuselage d'un avion est soumis au cours du vol à de multiples et nombreux efforts:

- efforts de flexion (verticale et horizontale)
- efforts de torsion
- efforts de résistance à la pressurisation
- efforts localisés (impact à l'atterrissage)

La structure est constituée de cadres soit usinés appelés cadres forts soit de cadres pliés ou cadres tollés reliés par des lisses et des pièces de renforts notamment dans les zones où les efforts sont importants comme par exemple l'accrochage du train d'atterrissage.



Sur le fuselage, l'alliage aluminium-cuivre a longtemps été le seul matériau utilisé. Mais les exigences croissantes des avionneurs et le développement des composites organiques ont changé la donne. De nouveaux alliages se positionnent en présentant une tolérance aux dommages améliorés tel le 2024 récemment industrialisé sur le fuselage du Boeing 777. Le Glare se présente également comme un successeur et devrait apparaître pour la première fois dans le fuselage d'un avion dès le lancement de l'A3XX.

Le fuselage, principal élément de la structure, en termes de masse et de volume, est aujourd'hui l'un des enjeux majeurs des évolutions matériaux/procédés. En effet, les rivets, bien que le plus souvent en aluminium, représentent aujourd'hui la part la plus importante de la masse du fuselage. La suppression de ces rivets est

donc un enjeu de taille pour les nouvelles générations d'appareils. (Nous présentons dans la partie "Les nouveaux matériaux" deux méthodes, encore en stade de développement, qui permettent de s'affranchir de l'utilisation de rivets.)

Le fuselage contient des parties de structure secondaire, qui ne sont pas utilisées sous des conditions particulièrement contraignantes. Pour ces parties, on essaye surtout de gagner du poids en utilisant des matériaux composites. *Le plancher*, par exemple, est souvent un panneau sandwich couches de nida enveloppées par un revêtement.

I-3-2 : DESCRIPTION DU MOTEUR :

Le réacteur de GENERAL ELECTRIC CF6-80 E1 est un moteur double flux double corps à taux de dilution élevé.

Conçu par la firme GE, il est destiné aux avions long-courrier gros porteur, de la classe des 210 à 320 kN de poussée, ces moteurs ont été développés par GE Aircraft Engines en coopération avec SNECMA Moteur. Ces moteurs équipent les Airbus A330-200, A330-300.

Successeur du CF6-80 C2, qui déjà intégrait de nombreuses innovations dont le calculateur FADEC, le CF6-80 E1 peut dorénavant déjà songer à conquérir le marché en ce qui concerne la consommation spécifique de carburant et la fiabilité, il offre des caractéristiques acoustiques des plus compétitives et est équipée d'une chambre de combustion avancée qui produit les taux d'émissions de polluant les plus bas de sa catégorie.

Pour cette conception, les constructeurs font appel à l'ensemble des avancées à ce jour pour l'amélioration des performances et la durée de vie, les moteurs disposent en particulier d'une régulation numérique pleine autorité, ainsi que d'un ensemble complet de contrôle actif des jeux entre le rotor et le carter.

1. LES COMPOSANTES DU REACTEUR CF6-80 E1 :

Le système du moteur est composé de deux (02) parties :

- Les modules du réacteur
- Les roulements et les dispositifs d'étanchéité

A- LES MODULES:

Est compose de cinq (05) modules principaux:

- * module FAN
- * module CORE
- * module TBP
- * module THP
- * module BOITE D'ENTRAÎNEMENT D'ACCESSOIRES (AGB).

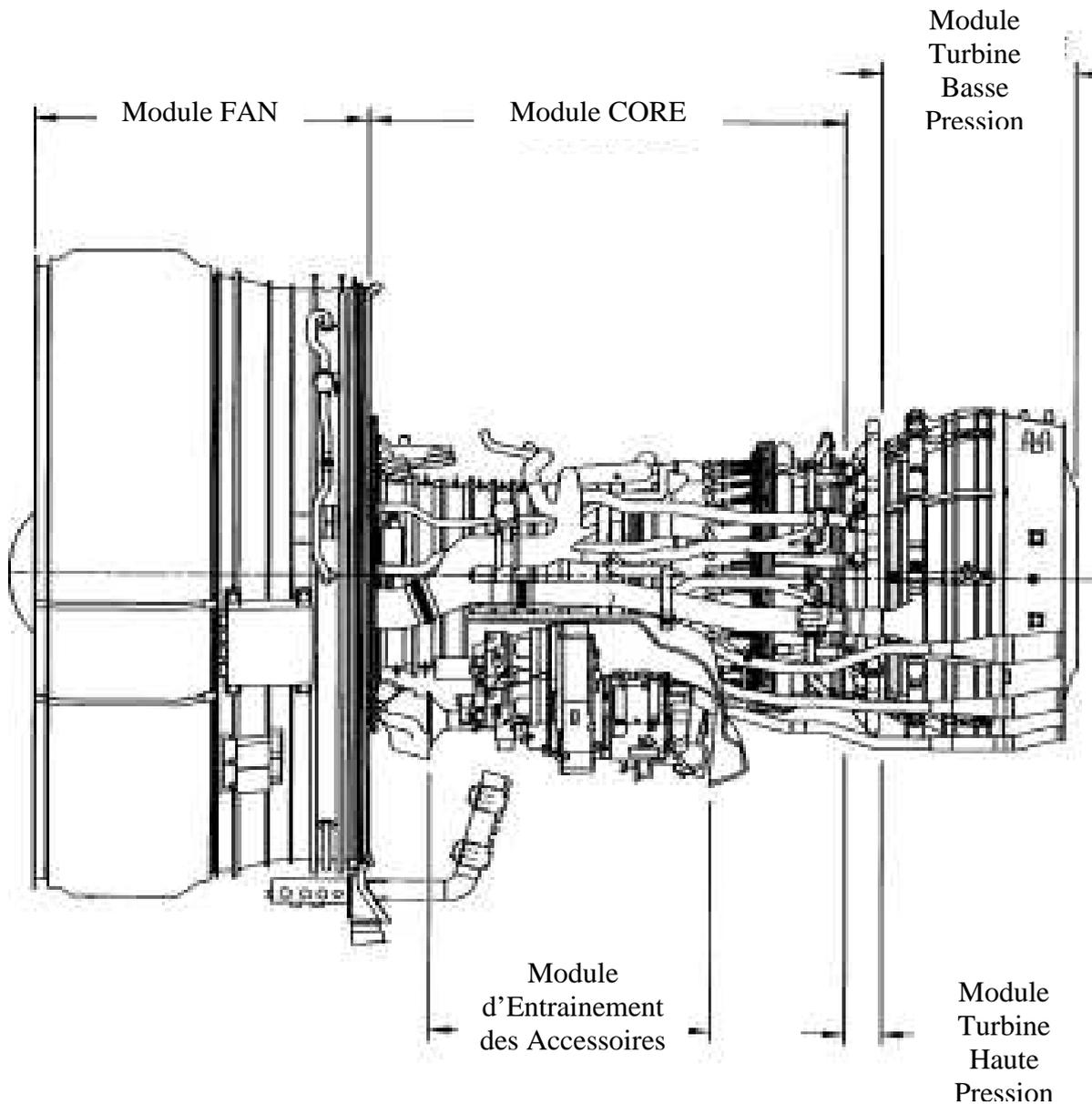


Fig. I-2 : Modules du réacteur

a) MODULE FAN :

Le module fan est constitué de 5 étages compresseurs basse pression, dont le premier étage constitue le fan qui engendre à lui seul le flux secondaire et fournit approximativement 80 pourcent de poussée totale du moteur, il est entraîné par la turbine et il amplifie le flux primaire au compresseur haute pression (voir figure I.2)

Les principaux composants fan sont :

- Carter de la soufflante (fan frame)
- Carter avant et arrière fan
- Recouvrement acoustique (acoustique liners)
- Fan spinner cône
- Tubulure du roulement N°1
- Ailettes de guidage de sortie (OGV)

	Nombre d'ailette rotor	Matériaux utilisés
Fan	34	Base de titane
2 étages	62	Base de titane
3 étages	71	Base de titane
4 étages	80	Base de titane
5 étages	71	Base de titane

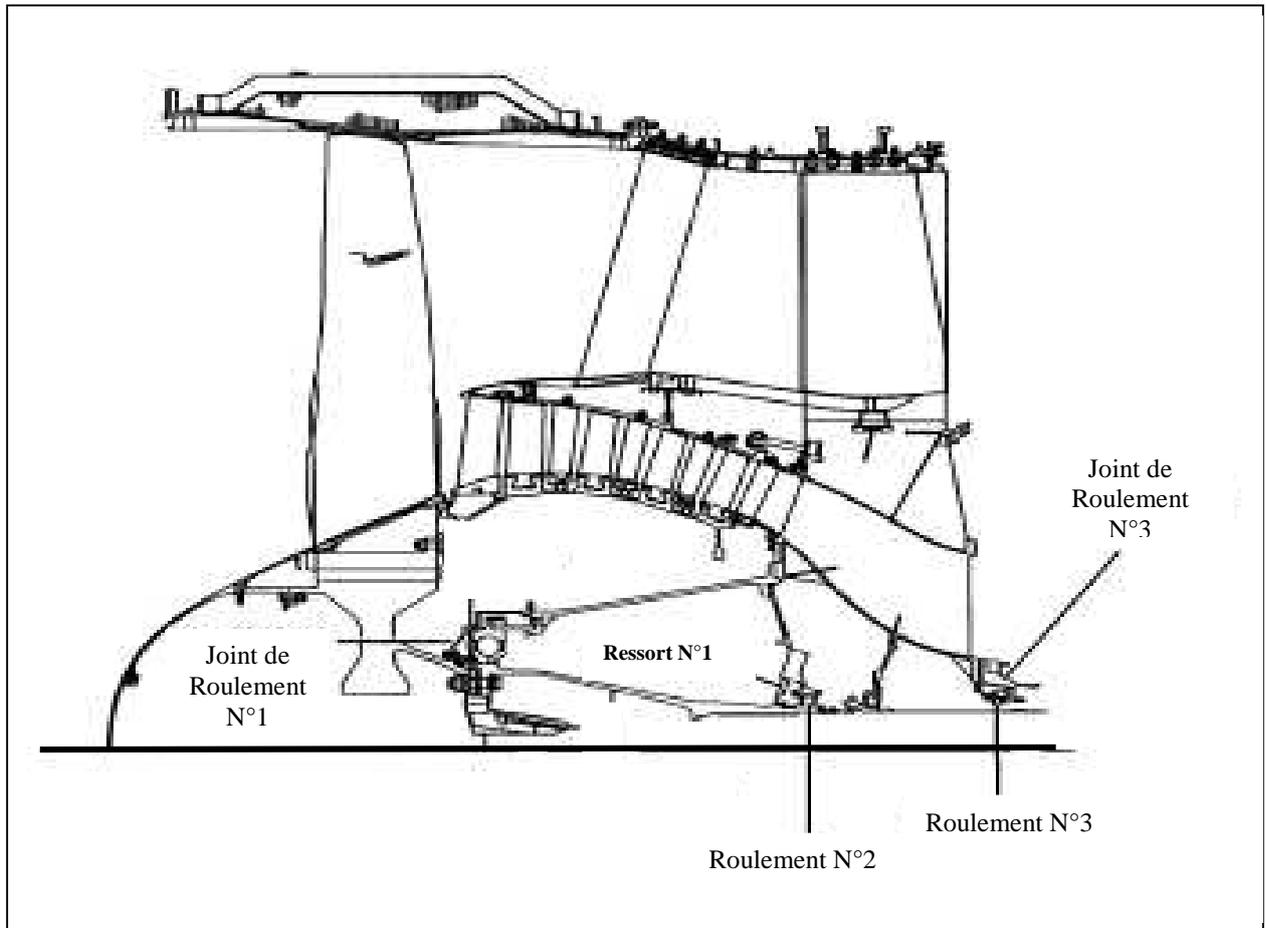


Fig. I-3: module fan

- Ailettes FAN:

Elles sont au nombre de trente quatre (34) en base de titane, reposant les unes sur les autres par un renforcement (MID SPAN) pour plus de rigidité.

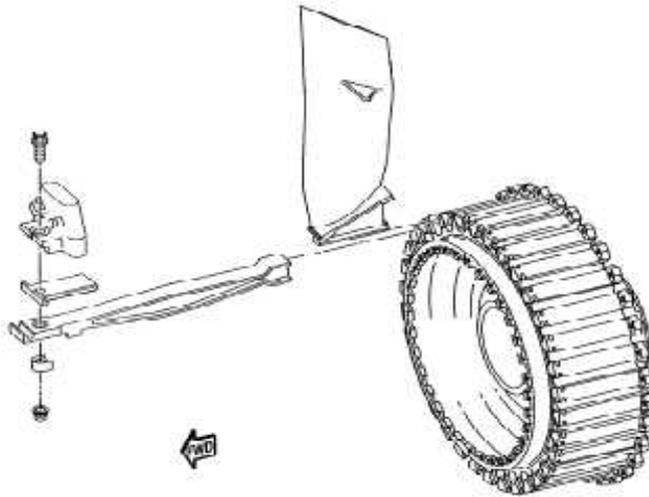


Fig. I-4: Renforcement Ailettes FAN

- Compresseur basse pression (CBP):

Il constitue de cinq (05) étages en titane dont le premier étage constitue le FAN, ce dernier engendre le flux secondaire.

La compresseur basse pression est entraîné par la turbine basse pression.

A la sortie du compresseur basse pression on trouve douze (12) vanes de décharge.

b) MODULE CORE :

Les principaux composants du module core sont : (voir fig. I-5)

- compresseur haute pression avec 14 étages
- les carters stator
- chambre de combustion équipée de 30 injecteurs et 2 boites d'allumage situées à 3H30 et 5H00
- 1 étage de turbine basse pression
- arrière du carter soufflante

Le module core fournit approximativement 20 pourcent de la poussée totale du moteur par accélération du flux primaire.

Il fournit le couple d'entraînement pour le fonctionnement des accessoires montés sur la boîte d'engrenage (AGB)

Le carter stator est composé de 2 étages de demi-carters. A des aubes de pré rotation a calage variable (IGV)

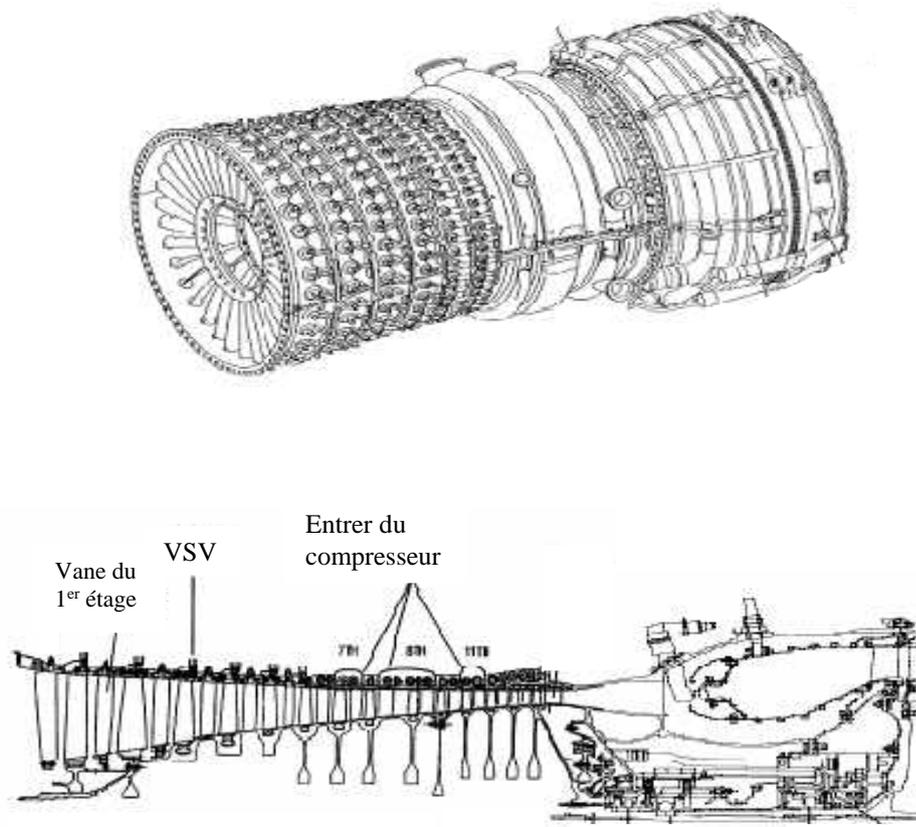


Fig. 1-5 : Module core.

- Compresseur haute pression (CHP):

Il est constitué de quatorze (14) étages, étant les six premiers étages des stators à calage variable (VSV).

Dans le premier étage il y a trente quatre (34) aubes de pré rotation.

L'ensemble des aubes de pré rotation restant étant des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pompage du compresseur.

Le compresseur haute pression est entraîné par la turbine haute pression (THP).

Le compresseur haute pression se compose de cinq (05) blocs principaux:

- bloc disque rotor du premier étage
- bloc disque rotor du deuxième étage
- bloc disque rotor du troisième jusqu'à neuvième étage
- bloc disque rotor du dixième étage
- bloc disque rotor du onzième jusqu'à quatorzième étage.

Les cinq (05) blocs sont indépendant pour facilite le montage et le démontage du CHP pendant la maintenance.

- **Chambre de combustion:**

C'est la zone dont se déroule la combustion par la commande du mélange air carburant. La chambre de combustion est de type annulaire, constituée d'une enveloppe ainsi qu'une couche interne et externe, un dôme, elle est équipée de trente (30) injecteurs et deux allumeurs a haute tension en position 3h30 et 5h.

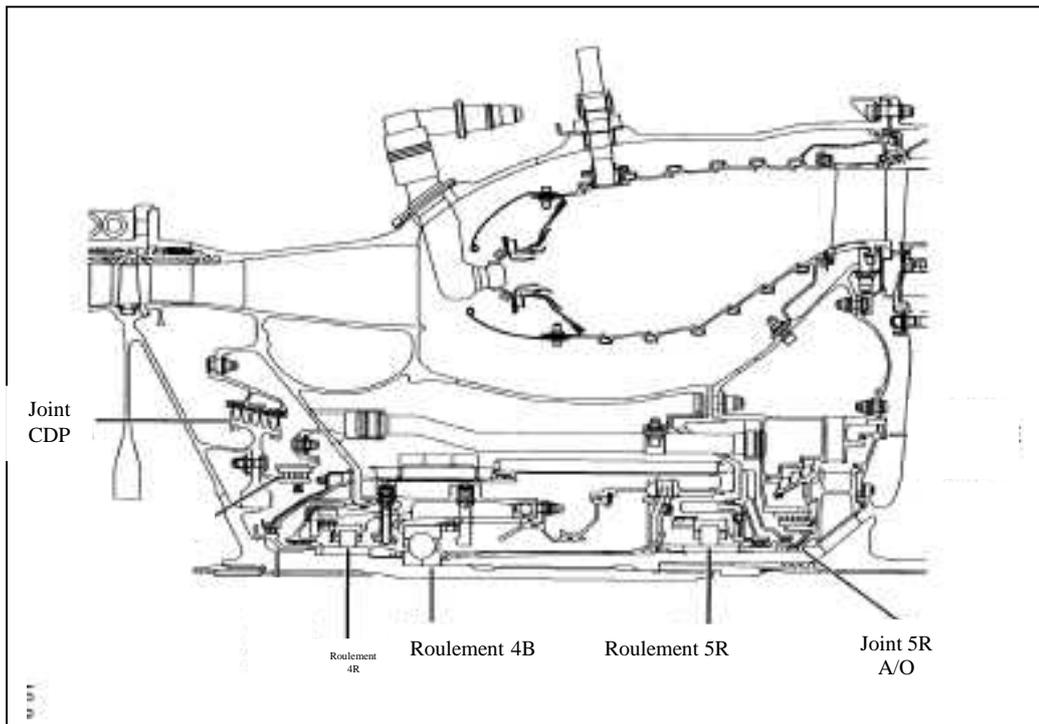


Fig. I-6 : Chambre de combustion

c) MODULE TURBINE BASSE PRESSION :

La turbine basse pression (TBP) est constituée de 5 étages dont le rôle d'entraîner le fan et le compresseur basse pression à partir d'énergie extraite des gaz de combustion (voir fig. I-7)

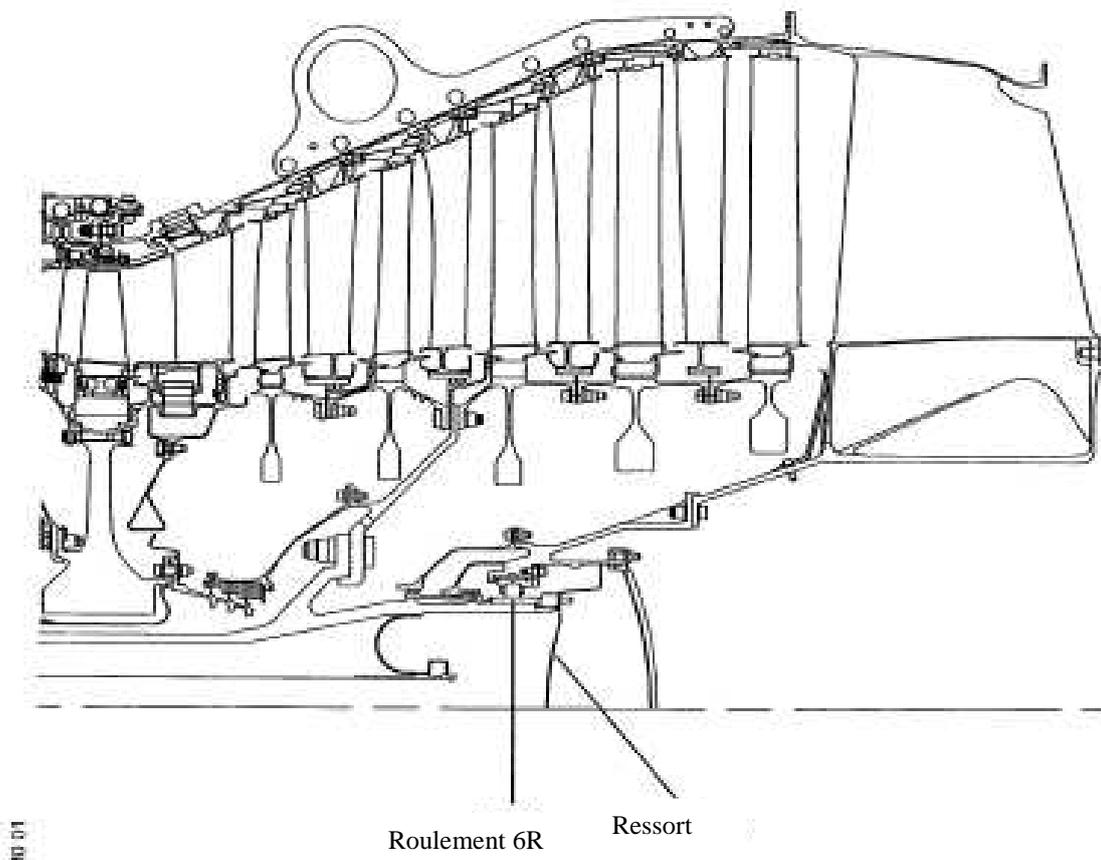


Fig. I-7 : Module turbine basse pression

d) MODULE TURBINE HAUTE PRESSION :

Il est constitué de 2 étages qui entraînent le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement des accessoires (voir fig. I-8)

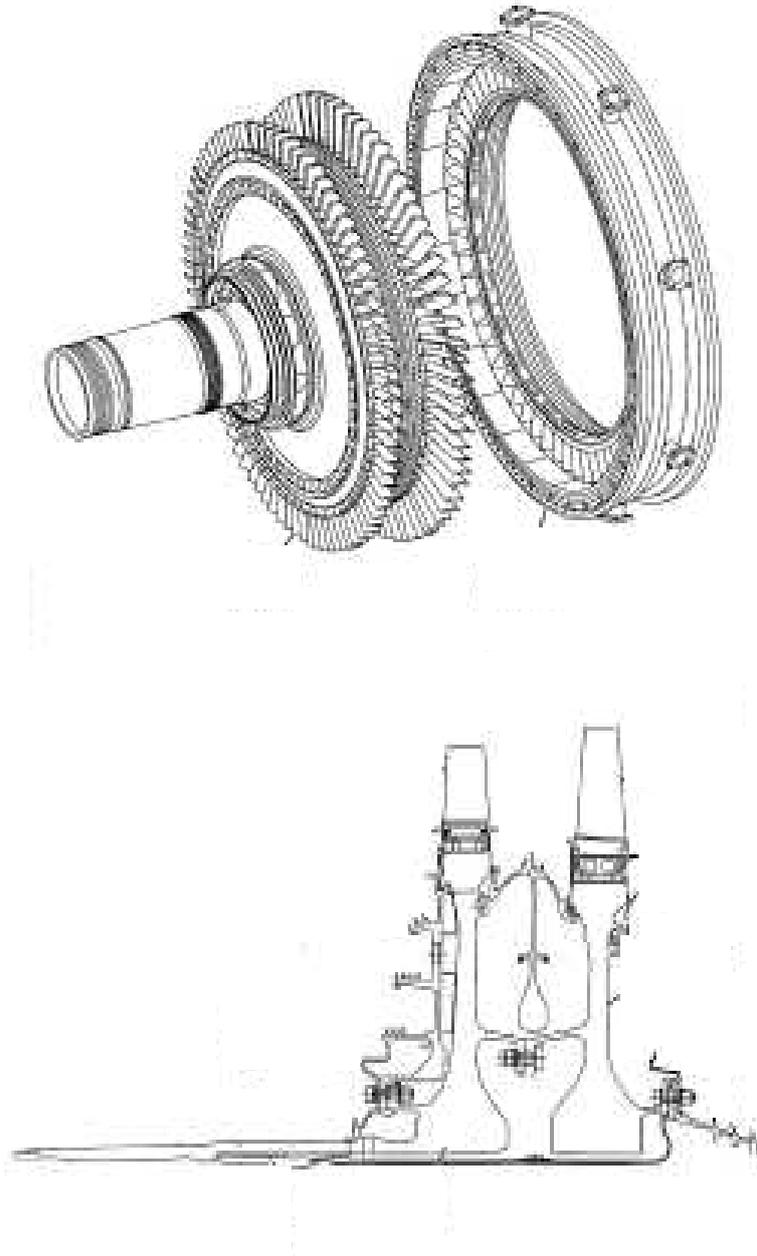


Fig. I-8 : Module turbine haute pression

e) MODULE D'ENTRAÎNEMENT DES ACCESSOIRES :

L'attelage haute pression entraîne le boîtier des accessoires et reçoit un mouvement du démarreur et par la prise de mouvement du tourillon avant de l'attelage haute pression (fig. I-9)

Une boîte de transfert est fixe a la partie inférieur du carter stator compresseur.

Cette boîte d'accessoires est constituée d'une IGB, l'arbre d'entraînement radial et horizontal, TGB, AGB.

Les différents accessoires qui équipant le boîtier sont:

1- sur la face avant:

- un (01) régulateur principal carburant (HMU)
- un (01) tachymètre
- une (01) pompe de pression et cinq (05) de récupération.
- un (01) alternateur
- une (01) pompe hydraulique.

2- sur la face arrière:

- un (01) alternateur (IDG)
- un (01) démarreur pneumatique
- une (01) pompe de carburant.

- **Boîtier de transfert:**

Le boîtier de transfert comporte un arbre horizontal (HDS) et un autre arbre diagonal (RDS), dans le rôle est de transformer le mouvement radial en mouvement horizontal pour entraîner la AGB.

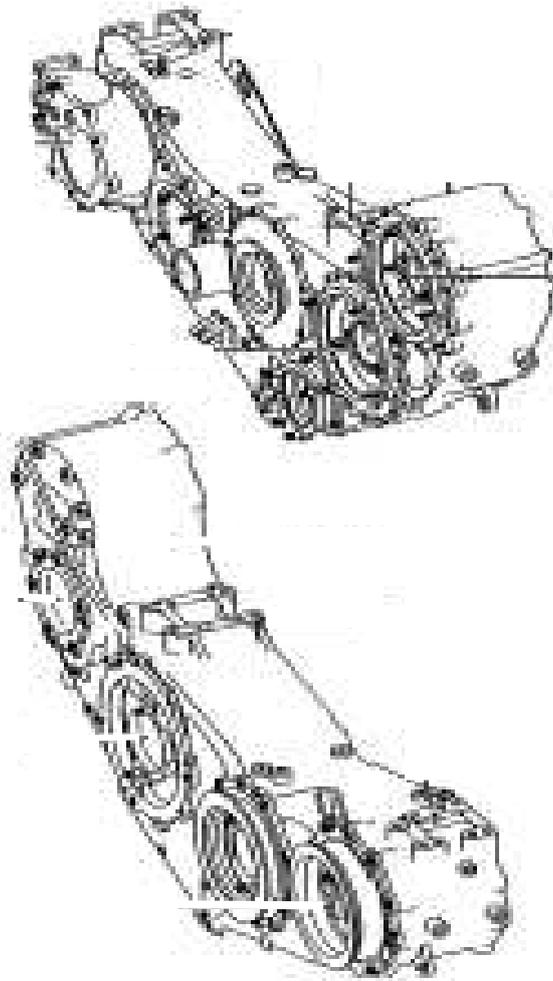


Fig. I-9 : AGB

B- LES ROULEMENTS ET LES DISPOSITIFS D'ETANCHEITE :

Les roulements doivent être lubrifié et alimenter avec l'huile a travers des jets produisant deux (02) flux sur chaque roulement. L'huile doit être retenue dans le moteur, les joints d'étanchéité des différents types sont utilises pour confiner l'huile et diriger sa circulation.

Les roulements assurent une friction de roulis réduite, supportent les rotors relativement aux stators.

Ils doivent contrôler les forces de gravites, les efforts aérodynamiques du manoeuvres d'aéronef.

Les roulements sont :

Sur l'attelage LP :

- (01) roulement a bille sur le fan
- (02) roulements a rouleaux sur le 4ème étage de compresseur basse pression
- (06) roulements a rouleaux sur les étages de turbine basse pression.

Sur l'attelage HP :

Sur les 14 étages du compresseur et la turbine haute pression

- (03) roulements a rouleaux
- (04) roulements a rouleaux
- (05) roulements a rouleaux
- (04) roulements a bille.

2-LES STATIONS DU MOTEUR :

Flux primaire :

Station 2 : entrée de CBP

Station 2.5 : entrée du CHP

Station 3 : sortie CHP

Station 4 : sortie chambre de combustion

Station 4.5 : sortie THP

Station 5 : sortie TBP

Station 9 : éjection du flux primaire.

Flux secondaire :

Entrée FAN :

Station 13 : sortie stator FAN

Station 19 : éjection flux secondaire.

3-Capotage:

Il comprend trois (03) capots:

- Capot fan
- Capot reverse
- Capot core.

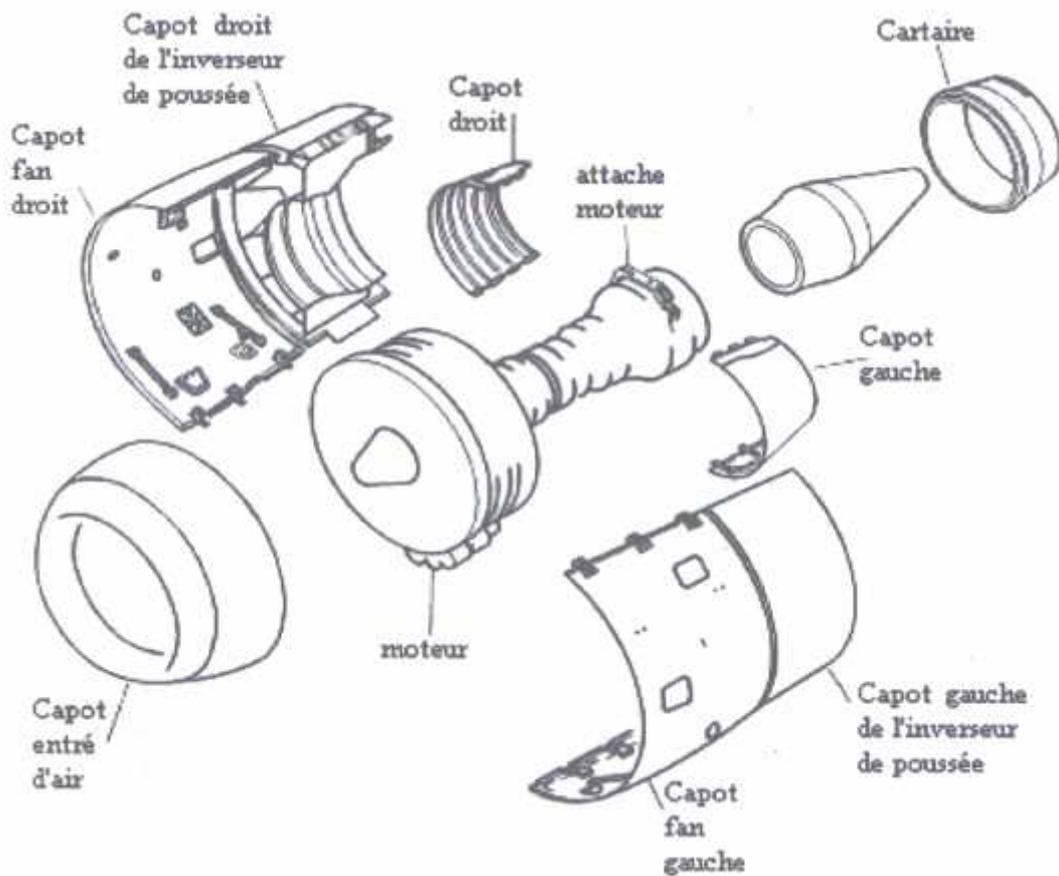


Fig. I-10 : Capots moteur.

a- Porte de visites:

Les ports sont:

- porte de visite du réservoir d'huile
- porte de visite de l'alternateur (IDG)
- porte de visite des vannes de dégivrage de l'entrée d'air.

b- Orifices:

Un (01) orifice d'ouverture manuelle de la vanne de démarrage au sol sur le capot Fan.

c- Drains :

C'est système qui consiste à ramasser les pertes des fluides du moteur. Il y a deux types de drainage:

- * drainage dans un drain MAST qui il localisé en position 6h
- * les drains sont codifiés par des lettres et le drainage des fluides se fait via les capots Fan reverse et core.

4-CARACTERISTIQUES DU MOTEUR :

Pour le CF6-80 E1 on distingue les différentes caractéristiques :

- poussée assurée par le flux primaire 20% de poussée totale
- poussée assurée par le flux secondaire 80% de poussée totale
- poussée de moteur : 67000-72000 LB
- poussée inverse 60 % au maximum
- masse de réacteur : 5074 kg
- diamètre de l'entrée d'air : 2.70 m
- largeur maximal de l'enveloppe : 2.90 m
- hauteur maximal de l'enveloppe : 2.88 m
- largeur du moteur : 4.28 m
- taux de dilution : 5-5.1
- rapport manométrique de compression : 5/2
- consommation spécifique maximal : 0.332-0.345 kg cm³

Condition opérationnelle	EGT maximal		N1 maximum RPM (%)	N2 maximum RPM (%)	Pression d'huile	Température d'huile °C (°F)
	Temps limite	°C (°F)				
Démarrage	illimité	750 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 bars)	65-160 (149-320)
Take-off	5 min	975 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 bars)	65-160 (149-320)
Max cont.	illimité	960 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 bars)	65-160 (149-320)

DATE CLES:

Premier essai moteur du CF6-80 E1	Novembre 1990
Premier essai en vol du CF6-80 E1	Février 1992
Certification du CF6-80 E1-1	Décembre 1997
Certification du CF6-80 E1-A3	Mai 2001

CHAPITRE II
CHAPITRE II
ETUDE DESCRIPTIVE
ETUDE DESCRIPTIVE
DE
DE
LA CLIMATISATION
LA CLIMATISATION
ET DE
ET DE
LA PRESSURISATION
LA PRESSURISATION

I- GENERALITES :

La climatisation et la pressurisation, bien qu'ayant des buts différents, sont fournies par les mêmes équipements. En effet, la climatisation à pour but de faire régner dans la cabine une température confortable, tandis que la pressurisation elle, est conçue pour que la pression régnant dans l'avion soit compatible avec les impératifs vitaux de l'organisme. A cette fin, on utilise pour pressuriser l'avion, de l'air préalablement régulé en température.

Il faut savoir aussi que ce système de pressurisation cabine est un élément important de la conception d'un avion. En effet le dimensionnement de la structure de l'avion doit tenir compte des efforts engendrés par la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur du fuselage.

II- SYSTEME DE CLIMATISATION :

II-1- FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE PRESSURISATION ET DE CLIMATISATION : (FIG. II-1)

Le dispositif de climatisation maintient l'air dans les compartiments pressurisés de fuselage à la pression, température et fraîcheur correctes. En conditions normales, le système pneumatique fournit l'air au dispositif de climatisation à partir :

- les compresseurs principaux du moteur,
- le compresseur de l'APU,
- une unité de fourniture de l'air comprimé a haute pression,

Au sol l'avion peut être ventilé de la même façon qu'en vol si les moteurs ou l'APU tournent. On peut également faire fonctionner l'installation de conditionnement d'air en raccordant un groupe pneumatique extérieur. Enfin on peut utiliser un groupe de conditionnement extérieur qu'on raccorde directement aux conduites de distribution d'air conditionné.

L'air chaud comprimé, refroidi et conditionné et fourni aux compartiments de fuselage et puis déchargé par dessus bord par les valves d'écoulement. Vous pouvez également fournir l'air conditionné au système de distribution par un raccordement de basse pression

II-2- DESCRIPTION DU SYSTEME :

Le dispositif de climatisation donne des valeurs satisfaisantes de pression, température et fraîcheur d'air dans le fuselage pressurisé. Il a des subséquents sous-systèmes :

- Distribution,
- Commande de pressurisation,
- Chauffage,
- Refroidissement d'air,
- Control de température.

A- SYSTEME DE DISTRIBUTION :

Le système de distribution permet à l'air conditionné et a la température contrôler du système de conditionnement d'air de circuler dans les compartiments pressuriser du fuselage

B- SYSTEME DE CONTROL DE PRESSION :

Le système de control de pressurisation control la pression dans le fuselage. Il fonctionne entièrement automatiquement et a un retour manuel, le taux de changement de pression est contrôler afin de donner des valeurs satisfaisantes de pression pour la sécurité et le confort des passagers et de l'équipage.

C- SYSTEME DE CHAUFFAGE :

Le système de chauffage chauffe la température d'air du système de ventilation inférieur de fuselage

D- SYSTEME DE VENTILATION :

Le système de ventilation diminue la température de l'air chaud prélevé du système pneumatique. Il réduit également la quantité d'eau dans l'air chaud soutiré

L'air d'urgence est fourni s'il y a une défaillance dans les deux pâques de climatisation.

E- SYSTEME DE CONTROL DE LA TEMPERATURE :

Le system de control de la température, control la température d'air fourni au cockpit et à la cabine. Vous pouvez ajuster la température dans le cockpit et dans la cabine.

F- QUANTITE D’AIR ALIMENTE ET FENTE D’ÉCOULEMENT :

Air frais maximal fournis par l’APU		
Journée chaude	+38°c (100.4°F)	2.33 kg/s
Journée froide	-23°c (-9.4°F)	3.04 kg/s

Pour l'opération normale et la plupart des cas importants d'échec tous les flux d'air fournis au cockpit et à la cabine passagers sont montrés dans le tableau.

- QUANTITES TOTAL D’AIR FRAIS

$$Q = (F \cdot Q_{vs} \cdot P_c) / (1.238 \cdot T_c)$$

Q = la masse d’écoulement

F = facteur d’écoulement choisi

P_c = pression cabine

T_c = température cabine

Q_{vs} = facteur volumétrique normal a la surface de la mer

1.238 = facteur constant.

Valeurs nominales de l'utilisation de la formule ci-dessus :

	Sur terre (kg/s)	En croisière (kg/s)
Écoulement normal (100%)	2.558	1.900
Écoulement min	80% du normal	80% du normal
Écoulement max	120% du normal	120% du normal
Un pack éteint	60% du normal	60% du normal

III- SYSTEME DE PRESSURISATION :

III-1- GENERALITES :

Aux altitudes où volent généralement les avions de transport, règne une pression très faible. La quantité d'oxygène contenue dans l'air étant d'environ 21% du volume, si la pression diminue, cette quantité aussi. Dès lors, l'organisme ne dispose plus de suffisamment d'oxygène pour pourvoir à ses besoins. Vers 12 000 mètres la perte de conscience d'une personne soumise à la pression régnant à cette altitude et n'utilisant pas de masque à oxygène, survient en quelques secondes.

Deux possibilités s'offrent alors: soit fournir un surplus d'oxygène à cette personne ce qui n'est pas techniquement envisageable dans un avion commercial sauf pour une durée très courte en situation d'urgence, soit de faire régner dans l'avion une pression telle que la quantité d'oxygène contenue de l'air soit suffisante pour un séjour confortable à bord.

C'est cette deuxième option qui à été retenue. Les équipements de pressurisation rétablissent dans l'avion une pression équivalente à celle régnant aux alentours de 1000 à 2500 mètres maximum dans l'atmosphère standard. Du coup, la pression dans l'avion est beaucoup plus importante qu'à l'extérieur. Schématiquement, le fuselage est "gonflé" comme un ballon de baudruche et donc "sous pression". Il faut donc concevoir des cabines relativement étanches et très résistantes. En effet, la force s'appliquant sur une porte à cause de cette différence de pression intérieure/extérieure, est de plusieurs tonnes!

III-2- BUT :

Le système de pressurisation a pour rôle de "souffler" de l'air sous pression dans l'avion en permanence afin de le maintenir "gonflé". Des fuites calibrées et ajustables (Out Flow Valves) permettent de réguler avec précision la valeur de la pression dans l'avion à une valeur déterminée afin d'y rétablir une altitude fictive réputée convenable pour le confort et la sécurité des occupants.

Ces systèmes fournissent de l'air régulé en température afin qu'il règne dans l'avion une température confortable. Cet air, est prélevé à l'extérieur de l'avion. Or il règne dehors une température de l'ordre de - 56°C. Il convient donc de réchauffer cet air. Plutôt que de le réchauffer avec des moyens indépendants, on le prélève dans les réacteurs où il est déjà sous pression (60 PSI) et à haute température (250°C). Attention, l'air ainsi prélevé l'est AVANT que lui soit adjoint le carburant, il est donc dépourvu de tout gaz ou résidu de combustion.

En effet, dans un réacteur, l'air est avant tout compressé violemment ce qui augmente sa température. C'est dans le compresseur que sont faits ces prélèvements. Cet air très chaud passe dans les "packs" où il est refroidi vers 0°C puis dirigé vers des vannes de mélanges où on lui ajoute de l'air de prélèvement non-refroidi afin d'obtenir un mélange dosé en température selon les besoins en cabine.

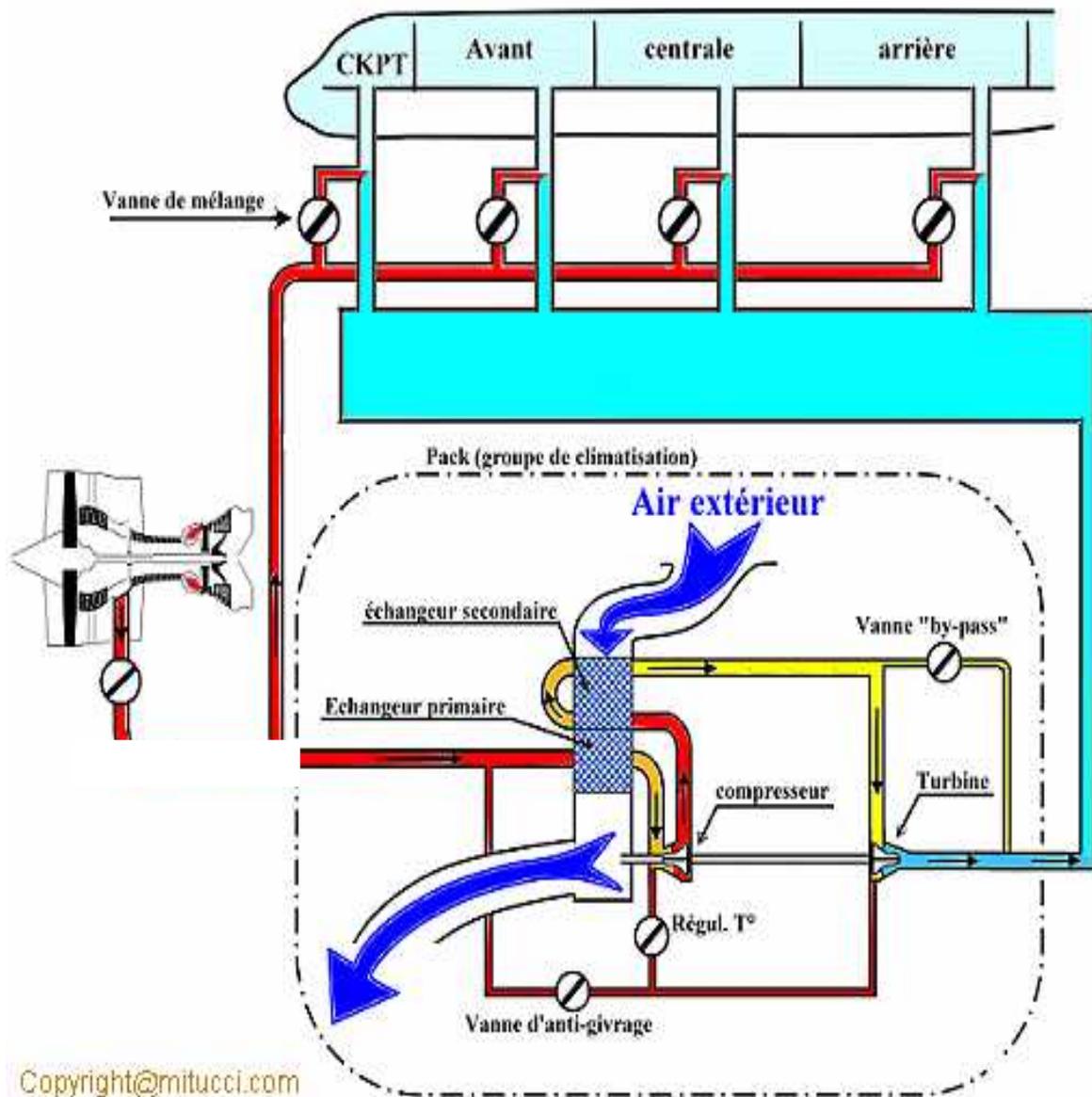


Fig. II-2 : Echangeurs d'air

L'air de prélèvement qui entre dans le pack est sous pression (60 PSI) et très chaud (250°C). On le fait premièrement passer au travers d'un échangeur primaire ou il est refroidi. Cet échangeur fonctionne comme un radiateur de voiture et, comme dans le cas de l'automobile, c'est de l'air extérieur qui circule autour de l'échangeur et qui permet ce refroidissement. Ensuite on comprime cet air, ce qui le réchauffe à nouveau. S'en suit un deuxième passage dans un échangeur (secondaire celui-là) d'où l'air ressort relativement refroidi. Enfin, l'air passe dans une turbine où il se détend partiellement et refroidi jusqu'à atteindre une température proche de zéro degré. Nous disposons alors d'air froid, qu'il suffit de faire circuler dans l'avion non sans avoir pris soins auparavant de lui adjoindre un peu d'air chaud de prélèvement afin de lui donner la température idéale pour climatiser l'appareil. Le mélange entre l'air froid sorti du pack et l'air chaud issu directement du prélèvement est réalisé dans les vannes de mélange dont le contrôle permet d'ajuster la température dans l'avion à la demande de l'équipage.

On comprend bien dès lors pourquoi climatisation et pressurisation sont étroitement liées techniquement parlant.

III-3- SYSTEME DE PRELEVEMENT D'AIR MOTEUR

A- STRUCTURE DU REACTEUR

Un moteur à réaction d'avion comprend 4 parties :

- 1) un compresseur qui augmente la pression de l'air atmosphérique,
- 2) une chambre de combustion qui mélange l'air qui vient d'être comprimé avec du carburant et brûle ce mélange,
- 3) une turbine, placée dans le flux éjecté, qui est entraînée par ce flux d'air très chaud. Elle sert à entraîner le compresseur par l'intermédiaire de l'axe du réacteur,
- 4) une hélice de fan, tournant en amont du compresseur, et qui crée un flux d'air « froid » qui entoure le réacteur.

B- LE SYSTEME DE PRELEVEMENT D'AIR

Sur le compresseur deux prises de pression sont installées sur deux étages du compresseur permettant ainsi de prélever de l'air sur le moteur en fonction des différentes phases du vol de l'avion.

Par exemple pendant le décollage lorsque le moteur fonctionne à pleine puissance, l'air est prélevé sur la prise haute pression HP. Pendant la croisière l'air est prélevée sur la prise de pression intermédiaire IP qui offre une pression plus

faible mais qui pénalise moins le moteur et sa consommation de carburant. Ceci est réalisé à l'aide de deux composants :

- un clapet anti-retour IP qui empêche l'air prélevé de retourner dans le moteur,
- une vanne HP qui peut être ouverte ou fermée comme nécessaire.
- La première fonction du système de prélèvement d'air est donc de sélectionner de manière optimum la bonne prise d'air sur le moteur.
- La deuxième fonction du prélèvement d'air est d'abaisser la pression et la température de l'air prélevé, à des niveaux acceptables pour les conduites placées en aval et pour le système de refroidissement de l'air.
- Ceci est réalisé par deux composants principaux :
- Une vanne : La vanne de régularisation de pression (PRV) ; cette vanne le plus souvent de type « papillon » module le débit d'air de façon à ce que le flot d'air aval ait une pression plus faible et constante.
- Un échangeur de chaleur : le pré-refroidisseur ; cet échangeur de chaleur est alimenté sur l'un de ses cotés par de l'air chaud venu du compresseur (via la PRV) comme décrit ci-dessus et sur l'autre coté par l'air froid prélevé sur le canal d'air de FAN. Cet air de FAN est modulé par une vanne spécifique (FAV), elle aussi le plus souvent de type papillon.
- De cette manière, la température de l'air en sortie de pré-refroidisseur est abaissée.

C- SYSTEME DE REFROIDISSEMENT D'AIR

Nous avons appris comment de l'air comprimé chaud était maintenant rendu disponible grâce au système de prélèvement d'air. La prochaine étape va consister à rendre cet air respirable et à le distribuer dans la cabine à la bonne température.

Ceci va être fait principalement à l'aide des packs de conditionnement d'air qui utilisent des turbomachines pour produire de l'air très froid.

Plus tard nous verrons lors de l'étude du système de distribution et de régularisation de température des zones de la cabine comment cet air est mélangé à de l'air prélevé dans la cabine pour produire l'air finalement distribué pour le plus grand confort des passagers.

D- PACK DE REFROIDISSEMENT :

Le but d'un pack de refroidissement est de refroidir de l'air et d'enlever la vapeur d'eau contenue dans l'air chaud prélevé sur les moteurs.

Schématiquement comme indiqué sur la figure II-2, le pack transforme de l'air de la zone rouge en air de la zone bleue.

L'objectif principal de l'opération menée par le pack de conditionnement d'air est de placer dans le dispositif où son volume pourra s'accroître et corrélativement sa température pourra baisser.

Pour comprendre il faudra savoir la loi des gaz parfaits qui est :

$$PV = nRT$$

Les explications suivantes vont vous décrire comment cela est réalisé.

Deux échangeurs de chaleur abaissent en deux étapes la température de l'air. Entre ces deux étapes une turbomachine, dans son étage compresseur, comprime l'air pour des raisons thermodynamiques. Ainsi on élimine plus facilement l'eau.

Enfin dans l'étage turbine de cette même turbomachine, l'air va se détendre, abaissant ainsi sa température à un niveau très bas.

Pour éviter la formation de glace, quelques opérations sont ajoutées pour éliminer la vapeur d'eau. Ceci est réalisé dans un condensateur qui condense la vapeur d'eau contenue dans l'air, un extracteur d'eau se chargeant d'évacuer le condensat vers l'extérieur.

III-4- SYSTEME DE DISTRIBUTION ET DE REGULARISATION DE LA TEMPERATURE DES ZONES DE LA CABINE

Maintenant nous avons de l'air froid qu'il nous faut préparer car il est vraiment très froid à la sortie des packs de conditionnement d'air et le distribuer partout dans la cabine.

Cet air très froid produit par les packs de conditionnement d'air va être mélangé avec de l'air provenant de la cabine qui est à une température un peu plus élevée que ce qui est recherché, qu'il est nécessaire de refroidir.

Le système de distribution et de régulation de la température dans les zones de l'avion va contrôler cette phase et fournir de l'air à la bonne température où cela est nécessaire.

A- LA PREMIERE ETAPE SE PRODUIT DANS LA CHAMBRE DE MELANGE

C'est le plus souvent un gros volume dans lequel il entre :

- De l'air froid et frais provenant de packs de conditionnement d'air
- De l'air provenant de la cabine. Cette disposition est appelée « recirculation ».

Tout l'air de la cabine est ainsi renouvelé très rapidement et on réalise ainsi une économie de carburant consommé par les moteurs de l'avion car le débit d'air prélevé sur ces moteurs est moindre.

Il sort :

De l'air envoyé dans les tuyaux de distribution vers les différentes zones de la cabine de l'avion.

B- LA DEUXIEME ETAPE CONSISTE A DISTRIBUER L'AIR ET A REGULER LA TEMPERATURE DANS CHAQUE ZONE DE LA CABINE DE L'AVION.

Pendant certaines phases de vol, il est nécessaire de chauffer l'air de la cabine ; ceci est réalisé en aval de la chambre de mélange avec de l'air chaud prélevé en amont des packs de conditionnement d'air (avant que l'on refroidisse cet air !). Evidemment au bon taux d'humidité.

Cet air chaud est mélangé dans les différents conduits alimentant les différentes zones de la cabine avec l'air provenant de la chambre de mélange.

Enfin l'air est poussé dans les conduits de distribution vers les différentes zones de la cabine ; cockpit, zones de cabine, toilettes...

Cette fonction sophistiquée de régularisation qui veille à obtenir la bonne température dans chacune des zones de la cabine est contrôlée par un système d'asservissement utilisant des capteurs de pression et de température et des calculateurs.

QUELQUES MOTS DE THEORIE

1) La pression atmosphérique diminue lorsque l'altitude augmente. Ceci a été soigneusement mesuré et la courbe suivante représente l'évolution de la pression en fonction de l'altitude.

De ce fait à une pression particulière correspond une altitude spécifique et vice-versa.

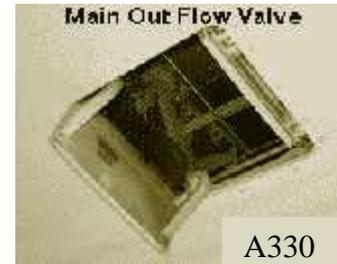
2) Le corps humain requiert un niveau de pression minimum. Dans une cabine d'avion, cette pression d'air doit rester au minimum dans la zone de la pression atmosphérique qui règne à 8000 pieds soit 2438 mètres.

3) Une cabine d'avion peut être assimilée à un volume clos. L'air de refroidissement requis pour le confort des passagers est injecté à l'intérieur de

ce volume clos. De ce fait il est nécessaire de contrôler et maintenir la pression dans la cabine au niveau requis. Ceci est réalisé par l'intermédiaire d'une sorte de robinet qui est ouvert ou fermé avec soin par un système automatique : le système de pressurisation cabine.

IV- CYCLE NORMAL DE PRESSURISATION:

Le calculateur de pressurisation a pour fonction de gérer l'ouverture des vannes de pressurisation afin de rendre plus ou moins étanche la cabine dans le but de faire varier la pression qui y règne sachant que de "l'autre côté", les packs soufflent eux en permanence de l'air climatisé en cabine, la gestion de la pression se résume à une gestion des fuites grâce à des orifices calibrés et variables: les out flow valves (OFV).



Le calculateur donne ses ordres aux OFV en fonction de la phase du vol, de pressions externes et internes, d'impératifs préprogrammés tels que la vitesse maximale de variation de la pression.

La cabine peut résister à une différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur qui est limitée par la résistance de sa structure. Le fuselage se comportant comme un tube gonflé et sous pression, sa structure doit pouvoir soutenir les efforts que cela engendre. Il existe une limite, appelée " P max" c'est au calculateur de pressurisation de la maintenir dans cette limite. S'il n'y parvient pas, des soupapes de protection de pression différentielle protègent l'appareil d'une défaillance du calculateur en s'ouvrant si la pression différentielle devient excessive.

La cabine d'avion n'est pas du tout conçue pour encaisser une pression différentielle négative c'est-à-dire P ne doit pas aller au dessous de -1 Psi. Pour éviter d'alourdir la cabine par des renforts supplémentaires, une soupape de protection de pression négative est installée au cas où le calculateur aurait une défaillance.

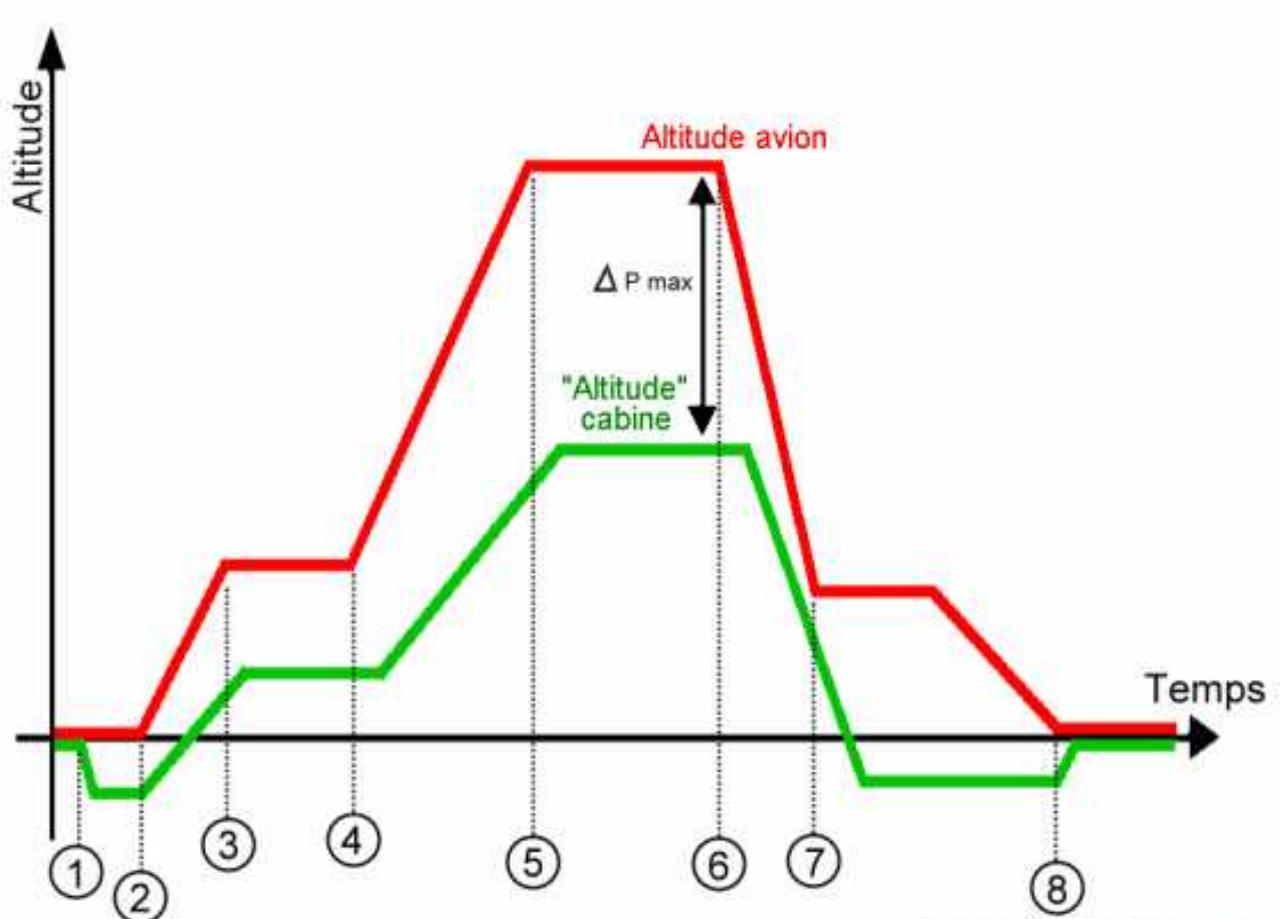


Fig. II-3 : Schéma de fonctionnement de la pressurisation au cours d'un vol

V- DESCRIPTION DU SCHEMA:

En (1) Le pilote applique la puissance de décollage. La pression dans la cabine augmente légèrement, la cabine "descend" et la pression différentielle s'établit à 0,1 psi afin d'éviter un à-coup de pression au décollage.

En (2) l'avion décolle, la cabine "monte" avec l'avion tout en restant à une altitude cabine inférieure à l'altitude réelle de l'avion. La pente de la courbe verte est moins prononcée que la rouge car la pression varie plus doucement dans la cabine qu'autour de l'avion. Cette limitation du vario-cabine permet de ménager les tympans des occupants de l'avion.

En (3) l'avion fait un palier intermédiaire, la pression cabine est maintenue constante, elle fait elle aussi un "palier".

En (4) l'avion reprend sa montée, la cabine suit (toujours sur une pente moins raide pour nos tympans, la limite est à environ 1000 ft/mn)

En (5) l'avion se stabilise pour la croisière, la cabine également (avec un temps de retard). La différence entre la pression extérieure et intérieure est maximale et de l'ordre de 8 psi sur A330. L'altitude cabine maxi est limitée à 7350 ft (2240 mètres) ce qui permet à l'avion de monter à 41000 ft en respectant la P max de 8,70 psi.

En (6), l'avion descend, la cabine aussi toujours moins vite afin de préserver nos oreilles (la limite est à 750 ft/mn sur A330). Ce n'est pas grave, car la cabine étant plus "basse" que l'avion, elle a de l'avance.

N.B: Si l'avion descend trop vite trop longtemps, il peut arriver qu'il "rejoigne" la cabine. Si la descente se poursuit ainsi, la courbe rouge pourrait passer au-dessous de la verte, la pression différentielle deviendrait négative ce qui n'est pas prévu. Le contrôleur de pressurisation dans ce cas envoie un message à l'équipage lui demandant de descendre moins vite et ouvre en grand l'OFV afin d'éviter l'apparition d'une P négative. Une fois la vanne ouverte en grand il n'y a plus de différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de l'avion et le vario-cabine est égal au vario avion. L'équipage doit donc limiter ses vitesses de descente pour préserver les occupants de l'avion de problèmes ORL pouvant être très douloureux voir graves médicalement parlant.

En (7), l'avion stoppe momentanément sa descente, la cabine continue de descendre vers l'altitude du terrain d'arrivée moins l'équivalent de 0,1 psi pour éviter les à-coups lors de l'atterrissage comme lors du décollage.

En (8) l'avion touche le sol, la cabine remonte rejoindre son altitude, le contrôleur de pressurisation dépressurise doucement la cabine.

VI- CALCULE DE L'ALTITUDE D'UN AVION :

L'altitude d'un avion se mesure à l'aide d'un altimètre qui est manomètre gradué, non pas en hectopascal mais en mètre. En effet la pression atmosphérique dépend de l'altitude.

L'air se raréfiant, la température diminuant au fur et à mesure que l'altitude croît, la loi de correspondance entre l'altitude et la pression atmosphérique est compliquée. Il faudra attendre, éventuellement, d'être dans l'enseignement supérieur pour la démontrer. Son expression est :

$$z = 100.T_0(1 - (p/p_0)^{0,29})$$

Où :

T₀ est la température en kelvin au sol (z = 0)

p la pression à l'altitude z

p_0 , la pression au sol.

Ainsi par exemple, pour une température au sol de 23°C et une pression de 1030 hPa, la courbe d'évolution de la pression en fonction de l'altitude est la suivante :

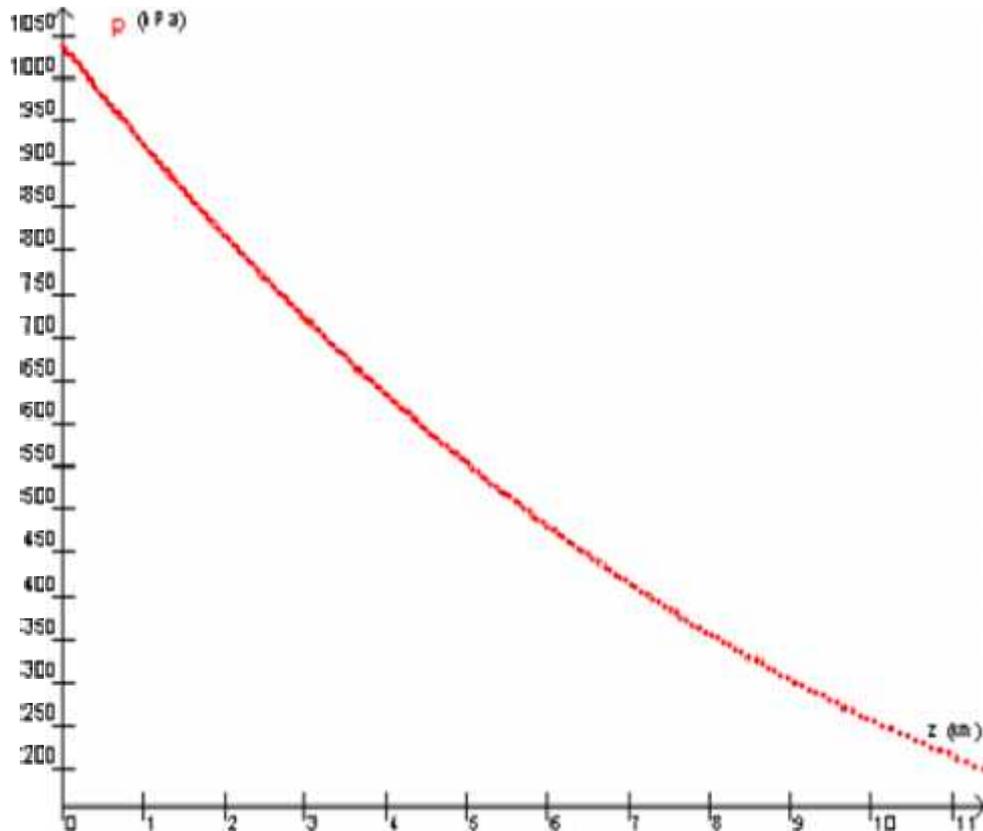


Fig. II-4 : Courbe d'évolution de la pression en fonction de l'altitude

En fait la loi ci-dessus est «un modèle» approchant la réalité. C'est ainsi que L'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (O.A.C.I.) a défini une loi de variation de la pression atmosphérique (et de la température) en fonction de l'altitude.

L'ATMOSPHERE STANDARD :

La loi de variation de la pression atmosphérique (et de la température) qui permet de caractériser l'*atmosphère standard* est la suivante :

Altitude en mètres	Température en degrés Celsius (°C)	Pression standard en hectopascal (hPa)
0	15°0	1 013
1 000	8°5	899
2 000	2°0	795
3 000	- 4°5	701
4 000	-11°0	616
5 000	-17°5	540
6 000	-24°0	472
7 000	-30°5	410
8 000	-37°0	357
9 000	-43°5	307
10 000	-50°0	264
15 000	-56°5	120
20 000	-56°5	55

(Cette caractéristique permet, entre autre, l'étalonnage d'instruments de vol)

En comparant les courbes «modèle» et expérimentale :

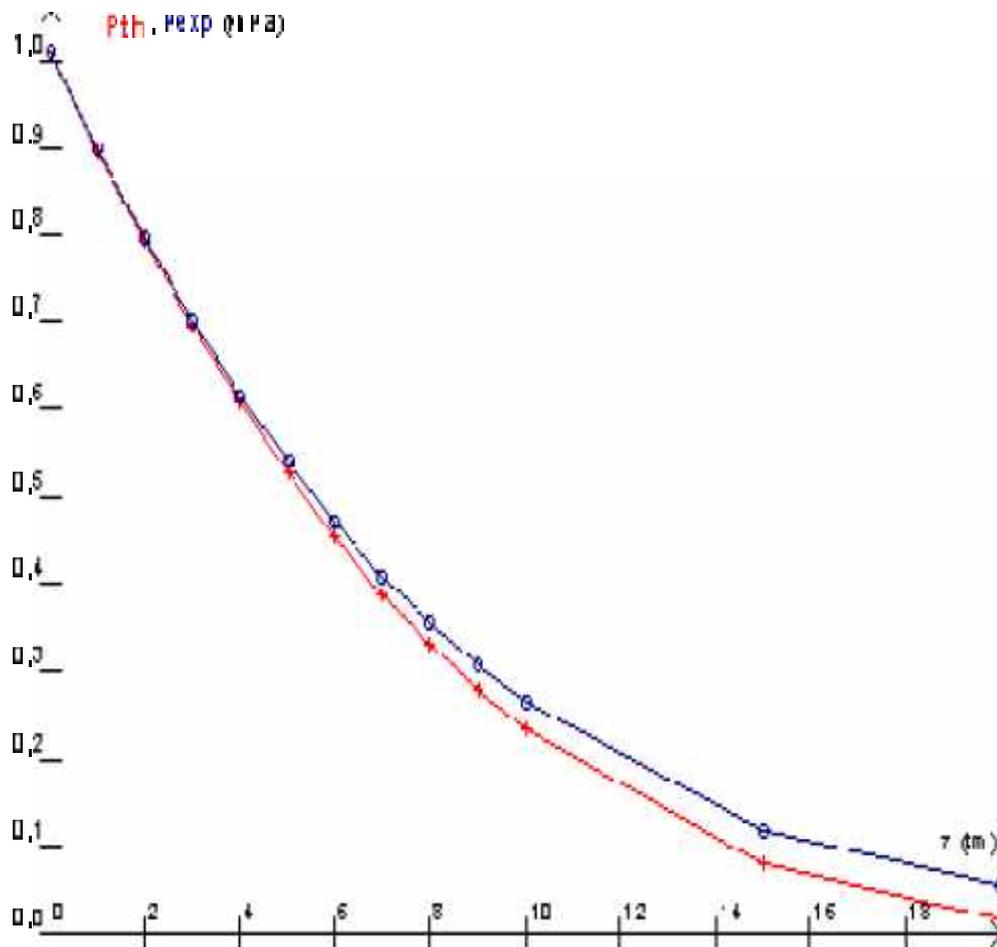


Fig. II-5 : Courbes modèle et expérimentale

On constate que la courbe «modèle» ne rend compte de la réalité avec une précision de moins de 11% que jusque 10000 m d'altitude.

CHAPITRE III
EFFORTS SUBITS PAR
LE FUSELAGE

I- GENERALITES:

La conception de la structure, tant de la forme et les dimensions des éléments qui la constituent que dans le choix des matériaux est guidé par la nécessité d'obtenir une résistance élevée, tout en se cherchant un poids minimum. La connaissance des charges appliquées à l'avion et nécessaires à la réalisation rationnelle de la structure.

Des charges qui seront réellement applicables sont difficiles à prévoir, les charges suivent le calait doit être simple et schématiser les charges réelle qui complexes. Elles doivent donner toute sécurité dans l'utilisation de l'avion mais sans exécution.

Les charges utilisées pour les calculs sont les suivants :

- Les charges sûres : qui peuvent être couramment atteintes en vol normal.
- Les charges limites : qui sont les pointes de charges exceptionnelles, leur application provoque des contraintes égales à la limite élastique.
- Les charges extrêmes ou ultimes: qui sont des charges maximales que l'appareil peut supporter avec rupture d'un des éléments de la structure. Elles sont égales aux charges limites multipliées par le coefficient de sécurité (1,5).

Les différents éléments de la cellule d'un avion, spécialement les ailes, sont soumis à des sollicitations de flexion, torsion, traction, compression et cisaillement. Ces sollicitations induisent, dans les différentes sections de ces éléments des contraintes de trois types, à savoir des contraintes de traction, de compression ou de cisaillement, dont la valeur ne peut dépasser certaines limites admises par le constructeur. Les contraintes admissibles sont déterminées, avec un coefficient de sécurité convenable, à partir de la résistance des matériaux utilisés et plus précisément de leur limite d'élasticité et de leur résistance à la fatigue. Tous les éléments sont dimensionnés de telle manière qu'ils se comportent élastiquement, c'est-à-dire qu'ils se déforment sous l'effet d'une sollicitation mais reprennent leur forme initiale lorsque cette sollicitation cesse.

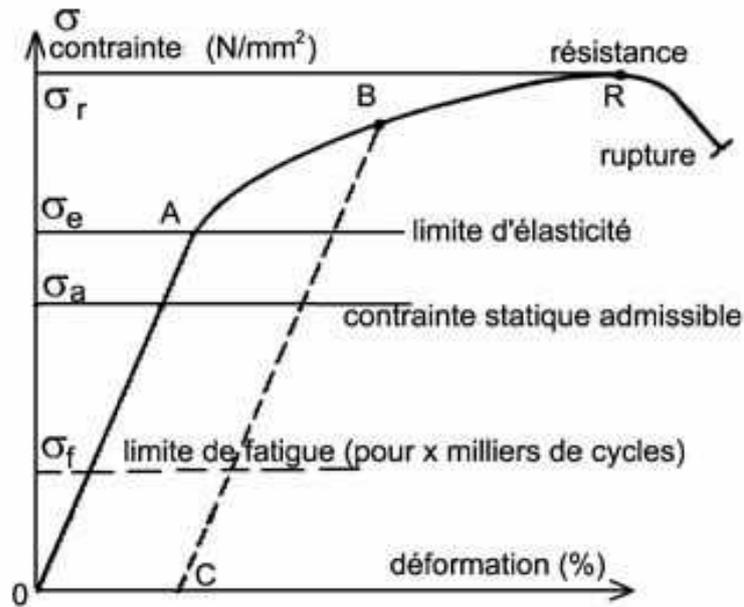


Fig. III-1 : Diagramme des contraintes

II- LIMITE D'ELASTICITE ET RESISTANCE STATIQUE DES MATERIAUX:

Si l'on soumet, par exemple, un barreau métallique de section (s) à un effort de traction (T), on peut tracer un diagramme de la déformation du barreau, exprimée en % de sa longueur initiale, en fonction de la contrainte appliquée ($\sigma = T/S$), exprimée en *Newton / mm²*. La fig. III-1 schématise un tel diagramme. Dans la phase **OA** du chargement, le diagramme est une droite (la déformation est proportionnelle à la contrainte appliquée). La contrainte σ_e correspondant au point **A** est appelée "limite d'élasticité ou de proportionnalité".

Tant que le matériau n'est pas sollicité au-delà de cette limite, il reprend sa longueur initiale lorsqu'il est déchargé ; le matériau se comporte élastiquement. Si la contrainte dépasse cette limite, la déformation n'est plus proportionnelle à la contrainte ; le matériau s'allonge considérablement (phase des grands allongements). Si le barreau est déchargé après avoir atteint un point **B** du diagramme, on constate que le diagramme de déchargement (**BC**) est une droite parallèle à la droite **OA** mais qu'il ne reprend plus sa longueur initiale. Il conserve, après déchargement, une déformation permanente (**OC**). Le métal a été plastifié ou écroui.

La rupture du barreau se produit lorsqu'on atteint une contrainte σ_r , appelée contrainte de rupture ou résistance du matériau.

Il faut donc que le constructeur limite la contrainte dans tous les éléments de la structure à une valeur maximale admissible (σ_a) inférieure à la limite d'élasticité, fixée en divisant celle-ci par un coefficient de sécurité, par exemple 1,5. ($\sigma_a = \sigma_e / 1,5$).

III- LES SOLLICITATIONS SIMPLES :

Les corps résistent aux sollicitations des forces extérieures au prix de certaines déformations :

Ceux-ci entraînent des contraintes sur les matériaux constituant les pièces :
Les principales sollicitations extérieures sont :

- La Traction,
- La Compression Simple,
- Le Flambage,
- Le Cisaillement,
- La Torsion,
- La Flexion,
- La Fatigue.

III-1- LA TRACTION :

III-1-1- DEFINITION :

On dit qu'un corps prismatique ou cylindriques et soumis à un état de traction lorsque les efforts le sollicitant ne tendent qu'à allonger les différents fibres longitudinales de ce corps, il ne doit y avoir aucune tendance au glissement ni à la courbure des fibres donc la matière constituant doit être homogène et isotrope.

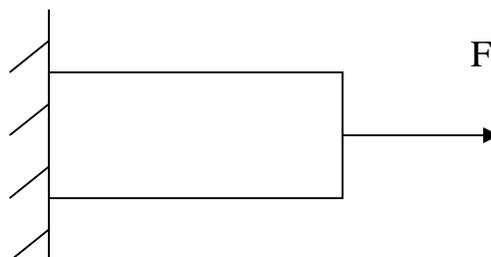


Fig. III-2 : Exemple de traction.

III-1-2- CONDITIONS DE RESISTANCE A LA TRACTION :

Pour qu'une pièce sollicitée à la traction résiste en toute sécurité, il faut que la contrainte soit inférieure ou au plus égale à la résistance pratique ***R_p***.

$$F/S = R_p \quad (\text{Formule II.1})$$

avec:

F en N

S en mm²

R_p en N/mm².

En ont déduit la relation :

$$S = F/R_p \text{ ET } R_p = F/S \quad (\text{formule II.2})$$

III-1-3- EXPRESSION DE L'ALLONGEMENT CORRESPONDANT A UNE DEFORMATION ELASTIQUE :

On néglige le poids ***P*** de la pièce car l'effort de traction ***F*** est beaucoup plus grand.

Soit ***L*** "mm" la longueur de la pièce. Même matériaux, on peut faire varier successivement :

La charge ***F*** et la longueur - l'allongement est directement proportionnelle à l'effort de traction.

La section ***S*** - l'allongement est inversement proportionnelle à la section.

En déduit l'allongement ***L*** :

$$L = (1/E) (F \cdot L / S) = (F \cdot L) / (S \cdot E) \quad (\text{formule II.3})$$

E étant le module d'élasticité longitudinale du matériau constituant la pièce. Donc une constante, et s'exprime en ***N/mm²*** ont pu en déduire la relation suivante, En représentant l'allongement unitaire ***L / L*** par ***i*** :

$$= E \cdot i \quad (\text{formule II.4})$$

Si le poids P de la pièce n'est pas négligé, la relation devient :

$$L = (FL/SE) + 1/2(PL/SE) \quad (\text{formule II.5})$$

III-2- COMPRESSION SIMPLE :

III-2-1- DEFINITION :

Sa définition est analogue à celle de la traction simple en remplaçant le mot allongé par le mot raccourcir

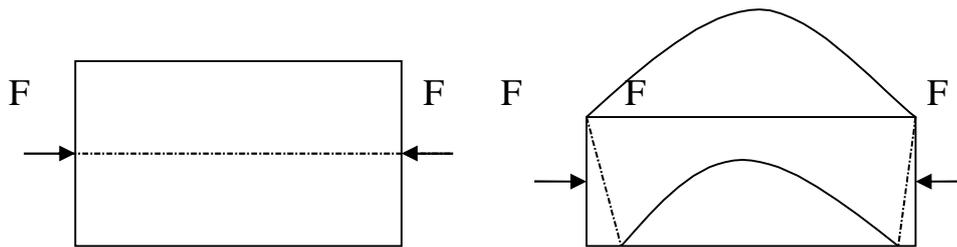


Fig. III-3 : Compression simple.

III-2-2- CONDITIONS DE RESISTANCE D'UNE PIECE COURTE A LA COMPRESSION :

Pour que la pièce sollicitée à la compression résiste en toute sécurité, il faut que la contrainte soit inférieure ou au plus égale à la résistance pratique R_p d'ou:

$$F/S = R \quad (\text{Formule II.6})$$

Avec:

F en Newton

S en mm^2

R_p en N/mm^2

En déduit les relations équivalentes :

$$S = F/R_p \quad \text{ET} \quad R_p = F/S \quad (\text{formule II.7})$$

III-2-3- EXPRESSION DE LA COMPRESSION CORRESPONDANT A UNE DEFORMATION ELASTIQUE:

On néglige le poids P de la pièce, le raccourcissement L d'une pièce de longueur L est donné par la relation:

$$L = (1/E) ((FL)/S) = (FL)/(SE) \quad (\text{formule II.8})$$

Si on désigne par I le raccourcissement unitaire L/L , on peut écrire la relation:

$$N/S = EI \quad (\text{formule II.8})$$

E est le module d'élasticité longitudinale.

Si le poids P de la pièce n'est pas négligé, la relation devient:

$$L = (FL)/(SE) + 1/2((PL)/(SE))$$

III-3- LE FLAMBAGE :

III-3-1- DEFINITION :

Une pièce n'est soumise à des efforts de compression simple que si la longueur est trop grande par rapport à la plus petite des dimensions transversales.

Lorsque " L " est beaucoup plus grand que " D ", la pièce est exposée à se courber par flexion latérale, les efforts normaux dus à la charge F ne sont plus uniformément répartis; il varie d'un côté à un autre de la pièce on dit qu'il y a flambage.

Sans l'action de l'effort de compression F , la pièce fléchit dans le sens où elle oppose à la flexion la résistance la plus faible, le moment d'inertie de la section interviendra dans les formules relatives aux flambages.

L'axe passant par le centre de gravité de la section et par rapport auquel devra être calculé ce moment et le plus faible dans le cas d'une section rectangulaire, ce sera l'axe ($x y$) parallèle au grand côté du rectangle.

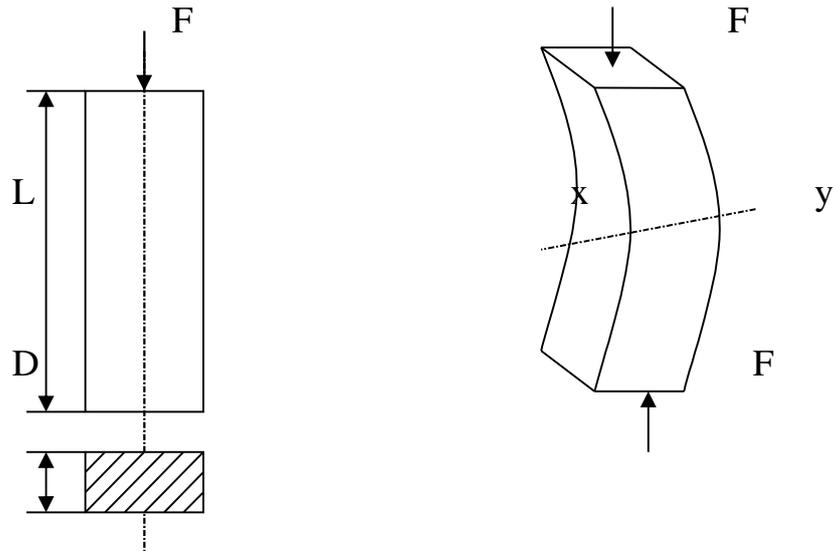


Figure III-4 : Le flambage

III-3-2- CALCUL DES PIÈCES EXPOSÉES AU FLAMBAGE :

Selon le mode de flexion de ses extrémités, une pièce exposée au flambage et plus au moins libre de fléchir.

Un coefficient constante K dépend du mode de flambage et qui nous indiquons ci-après pour les quatre cas courants :

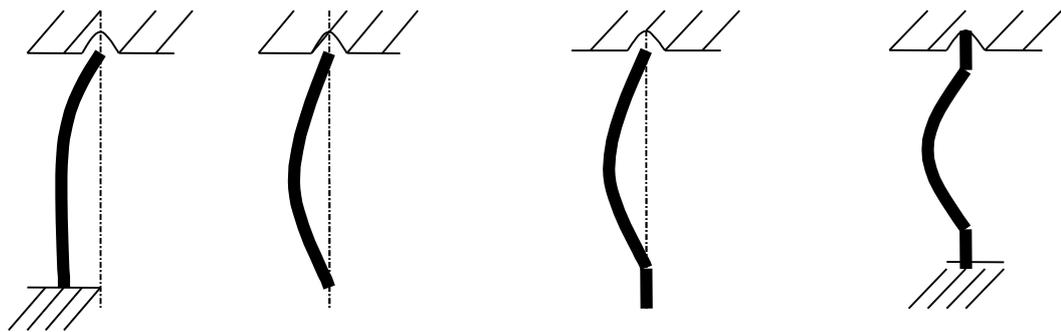


Figure III-5 : Calcul des pièces au flambage

- 1= libre encastrés $k=1/2$
- 2= bi-rotule $k=1$
- 3= rotule encastré $k=3/2$
- 4= bi encastré $k=2$

III-3-3- FORMULE D'EULER:

L'effort critique de flambage est donné par la formule d'Euler, FC exprimé en N est la charge pour laquelle la limite d'élasticité à la compression est atteinte donc la pièce fléchit.

$$FC = \pi^2 (EI) / L^2$$

E : module d'élasticité longitudinale du matériau en N/mm^2

I : moments d'inertie minimale de la section droite de la pièce par rapport à l'axe (xy) en mm .

L : longueur libre du flambage en mm

Où L est la longueur d'onde, la poutre ayant une longueur l :

$$L = K.l$$

K : coefficient d'encastrement dépend des reprises.

Donc la formule devient :

$$FC = (\pi^2.E)/H^2 \quad \text{formule II.13}$$

Où est l'élancement, le remède au flambage consistera à diminuer soit:

L : Interposition de pallier de renvoi,

H : Puisque $L=N.L0$ choix du type de reprise.

l : Tube circulaire de grand diamètre et faible épaisseur

III-3-4- Conclusions :

Le flambage devra être évité à tout prix:

- Son apparition peut être soudaine, non progressive, la pièce refuse brusquement l'effort, d'ou il y a risque de mise en butée ou de rupture.
- Le flambage tourne très vite à l'irrecevabilité car l'énergie emmagasinée Fdl devient rapidement trop importante.
- Quelques cas d'emploi systématique de flambage réversible ou fdl se transforment en $mv^2/2$ pour projeter une masse m le saut à la perche fibres de verre, les tirs à l'arc.
- En compression: $= f/s =$ traction au signe prés

III-4- LE CISAILLEMENT :

III-4-1- GENERALITES:

Lorsque deux sections droites voisines d'un corps prismatique, en état de déformation élastique, se déplacent parallèlement l'un par rapport à l'autre, de manière qu'en supposant l'un fixe, l'autre paraisse glisser sur la première, on dit qu'il y a glissement.

Si ce qui glisse s'effectue en translation, il y a cisaillement si il s'effectue en rotation il y a torsion.

III-4-2- DEFINITION :

Considérons une poutre encastree suivant sa section droite **AB** est soumise dans une section **CD** très voisine a un effort tranchant **T**. sous l'action de cet effort, la section **CD** tend a glissé par translation par rapport a **AB**. La région **ABCD** est donc cisailée. Sous l'action de cisaillement, le point **C** glisse en **C'**, **D** en **D'** et **M** en **M'**. Les grandeurs **CC'**, **MM'** et **DD'** sont appelés glissement.

L'angle de rotation des fibres est l'angle de glissement tel que:
 $T_g = NM'/MN = \text{glissement absolu} / L$ (formule II.14)

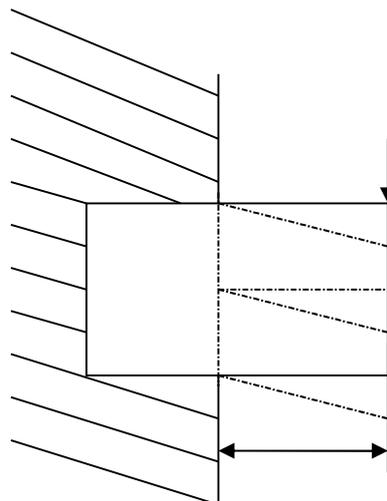


Fig. III-6 : Le cisaillement

III-4-3- FORMULES RELATIVES AU CISAILLEMENT:

a- EQUATION DE RESISTANCE:

Son expression est donnée par la relation:

$$\tau = T/S \quad (\text{Formule II.16})$$

Avec :

T : effort tranchant en N

S : section cisailée en mm²

τ : en N/mm²

On désigne souvent τ par contrainte tangentielle parce qu'elle est tangentielle à la section cisailée.

On déduit immédiatement l'inéquation d'équarrissage en cisaillement simple, connaissant la résistance pratique R_g du matériau au cisaillement.

$$T/S < R_g \quad (\text{Formule II.6})$$

b- EQUATION DE DEFORMATION:

On admet en élasticité que l'angle de glissement γ est lié à la fatigue tangentielle par la relation:

$$\gamma = G \quad (\text{Formule II.17})$$

G : module d'élasticité transversale du matériau ou module de **COULOMB**

Le glissement γ est directement proportionnel à l'effort tranchant T et inversement proportionnel à la section S et il dépend de la nature du matériau. Il est défini par la relation:

$$\gamma = (1/G) (T/S) \quad (\text{Formule II.18})$$

Pour les métaux $G = 0.4E$, par exemple, le module d'élasticité longitudinal d'un matériau étant $E = 7500 \text{ N/mm}^2$, son module d'élasticité transversal est $G = 8000 \text{ N/mm}^2$

La formule précédente est comparable à celle de la déformation, elle peut s'écrire:

$$= G \quad (\text{Formule II.19})$$

III-5- LA TORSION:

III-5-1- DEFINITION:

Les efforts appliqués tendent à faire tourner les sections droites d'une pièce, les unes par rapport aux autres.

La torsion est un cisaillement pur, le glissement des deux sections l'une par rapport à l'autre correspond à une contrainte de cisaillement

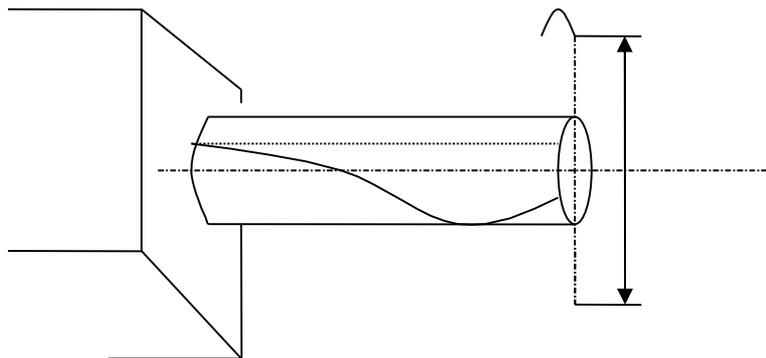


Fig. III-7 : La torsion

III-6- LA FATIGUE:

III-6-1- DEFINITION:

Il est de première importance sur les structures d'avions et dans de nombreux autres domaines (roulement, engrenage, arbre de transmission...). Une roue de voiture mal équilibrée est un exemple de système soumis à un phénomène de fatigue. La rupture peut se produire, après un certain nombre de cycles ou allers et retours, sous des efforts bien inférieurs aux limites usuelles du matériau (*Re*).

Le mode de rupture est simple. Les fissures de fatigue démarrent à partir des imperfections en surface : rayures, empreintes, stries d'usinage, arête de filetage, hétérogénéité due au traitement thermique, défaut du réseau cristallin... Après amorce, la fissure s'agrandit sous l'action des efforts alternés qui écartent et rapprochent continuellement les parties fissurées il y a un phénomène de concentration de contrainte en ces points. La rupture définitive se produit brutalement lorsque les dimensions de la partie non encore fissurée ne sont plus suffisantes pour supporter les charges exercées.

III-6-2- ESSAIS DE FATIGUE:

C'est un essai statistique dans la mesure où des éprouvettes identiques, sous conditions d'essai, donnent des résultats différents. Il y a une répartition statistique des résultats autour d'une valeur moyenne ou médiane. Cette valeur moyenne, une fois déterminée, est choisie comme représentative de la capacité du matériau. Il y a trois types d'essais de fatigue :

- Traction compression,
- Torsion alternée,
- Flexion alternée.

III-6-3- LES DIFFERENTES GRANDEURS MECANQUES CARACTERISTIQUES DE LA FATIGUE:

La limite d'élasticité n'est pas le seul élément dont il faut tenir compte dans le dimensionnement des éléments de la structure. On sait en effet qu'un matériau métallique peut atteindre la rupture sous l'action répétée de sollicitations correspondant à des contraintes bien inférieures à sa limite d'élasticité. Le diagramme de la figure III-1 donne, en fonction de la contrainte répétée, le nombre de cycles de "chargement - déchargement" amenant la rupture du matériau. On constate que le nombre de cycles amenant la rupture est d'autant plus faible que la contrainte répétée est élevée. La courbe de résistance à la fatigue est asymptotique à l'axe des abscisses. Autrement dit, pour obtenir une durée de vie illimitée du

matériau, la contrainte répétée devrait être limitée à une valeur extrêmement faible, appelée "limite d'endurance", ce qui conduirait à des structures extrêmement lourdes. Le constructeur doit donc se baser sur une durée de vie et un nombre (N) de cycles de mise en charge pour fixer une limite de fatigue (σ_f) admissible correspondant aux sollicitations maximales en service.

Ceci montre la nécessité des contrôles périodiques et des révisions générales de la cellule. La réglementation impose un certain nombre d'inspections périodiques des avions légers (après 50 heures et 100 heures de vol + 1 inspection annuelle quel que soit le nombre d'heures de vol). Une révision générale est prévue après 6000 heures de vol.

Le manuel de vol et le certificat de navigabilité de tout avion indiquent un certain nombre de limitations imposées par la résistance de la cellule (fuselage, voilure, train d'atterrissage). Ces limitations concernent notamment:

- Les charges maximales admissibles dans chaque compartiment de la cellule (sièges avants, sièges arrières, bagages, cargo pack ...)
- Le poids maximum au décollage (MTOW = Maximum Take-Off Weight)
- Le poids maximum à l'atterrissage (MLW = Maximum Landing Weight) qui, pour certains types d'avions, doit nécessairement être inférieur au MTOW en raison de la limitation des charges statiques et dynamiques sur le train d'atterrissage (le train principal est calculé pour résister à l'impact de l'avion à l'atterrissage correspondant à une vitesse verticale de 600 ft/min).
- Les vitesses,
- Le facteur de charge.

D'après l'étude expérimentale, trois grandeurs mécaniques sont importantes pour étudier le comportement en fatigue d'une éprouvette :

- La durée de vie, c'est-à-dire le nombre de cycles au bout duquel l'éprouvette casse sous une contrainte (dans notre cas sinusoïdal) de valeur moyenne imposée.
- La limite de fatigue, c'est-à-dire la plus grande amplitude de contrainte pour laquelle il n'est pas constaté de rupture après un nombre considéré infini de sollicitations (traditionnellement évalué à **10⁷** sollicitations) pour une contrainte moyenne donnée.
- La limite d'endurance, c'est-à-dire la plus grande amplitude de contrainte pour laquelle il est constaté **50%** de rupture après un nombre fini N (appelé censure) de sollicitations en contraintes purement alternées (c'est-à-dire avec une contrainte moyenne nulle).

On remarque qu'il est question de **50%** de rupture car les essais de fatigue sont des essais statistiques. On ne peut pas conclure à partir d'un petit nombre d'éprouvettes. Toutefois, à partir d'un grand nombre d'essais, on s'aperçoit que la courbe représentant l'évolution du nombre de sollicitations en fonction du nombre d'éprouvettes cassées est une "courbe en cloche" (correspondant à une distribution Gaussienne).

III-7- EFFORTS DE PRESSION :

III-7-1- GENERALITE :

L'avion est à l'altitude **Z**. à l'intérieur, la cabine est maintenue à des conditions correspondant à une altitude inférieure de l'ordre de **2000 mètres**.

La pressurisation gonfle le fuselage et engendre des contraintes (**fig. A**)

Une tranche du revêtement est soumise à deux contraintes **x** et **t** (**fig. B**)

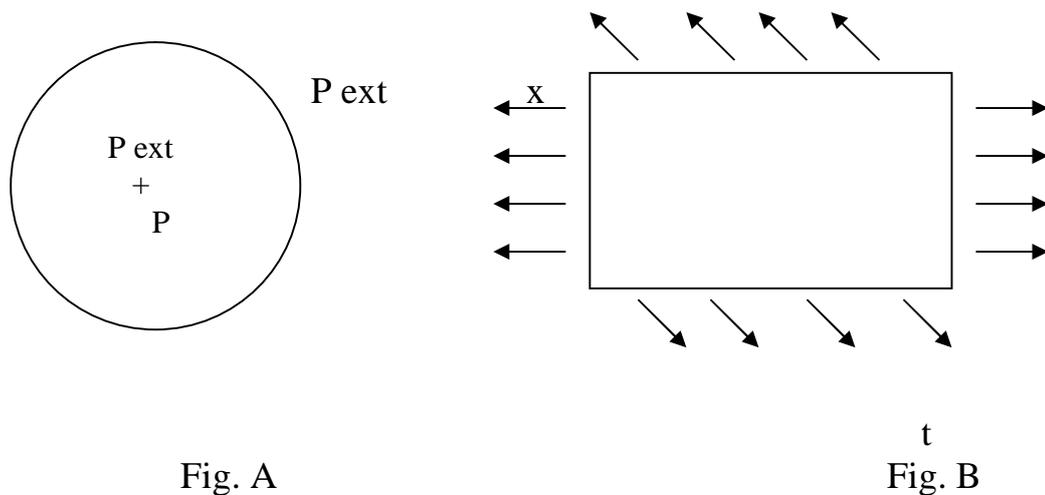


Fig. III-8 : Contraintes de pression

III-7-2- CONTRAINTES LONGITUDINALES x :

Coupons le cylindre pressurisé (*fig. C*) en deux (*fig. D*). les efforts s'exerçant sur les fonds $F = P * R^2$, s'équilibrent en cheminant longitudinalement.

L'effort réparti sur la lèvre coupée vaut $x * \text{section coupée}$. Si 'e' représente l'épaisseur du revêtement :

$$S = 2 R * e$$

Soit :

$$P * R^2 = x * 2 R * e \Rightarrow x = (R * P) / 2e$$

$$F = P * R^2$$

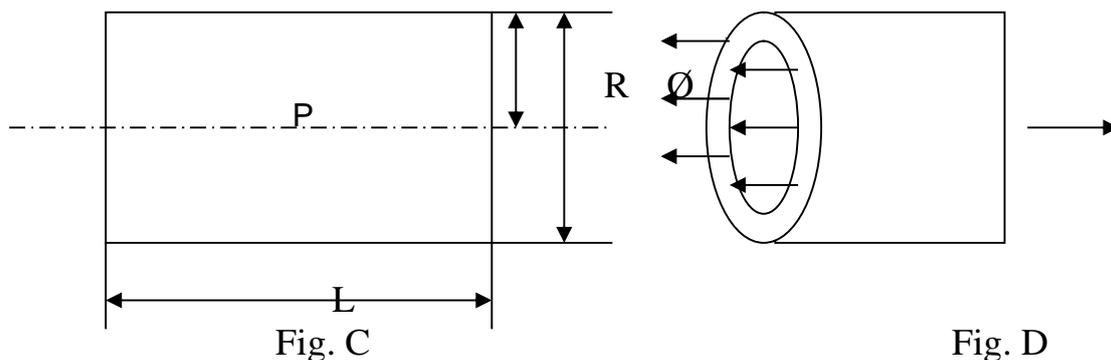


Fig. III-9 : Contraintes longitudinales

III-7-3- CONTRAINTES TANGENTIELES t :

Coupons la partie pressurisée en deux demi-coquilles, fermons-en une par un fond plat (*Fig. E*). La projection verticale des forces réparties tendant à éloigner la demi-coquille est égale à la force s'exerçant sur le fond plat,

$$\text{Soit } F = P * 2R * L$$

Supprimons le fond plat et remplaçons-le par des efforts répartis sur les deux lèvres coupées (*Fig. F*)

$$F = 2L * e * t$$

$$P * 2R * L = 2L * e * 2L * e * T \Rightarrow T = (R * P) / e$$

D'où:

$$t = 2 * x$$

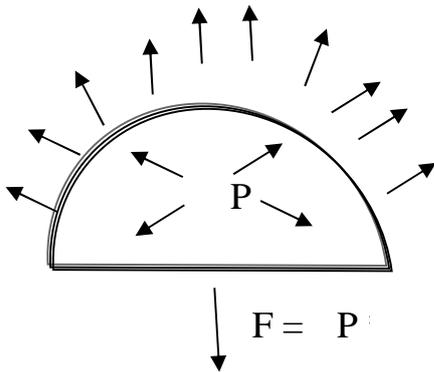


Fig. E

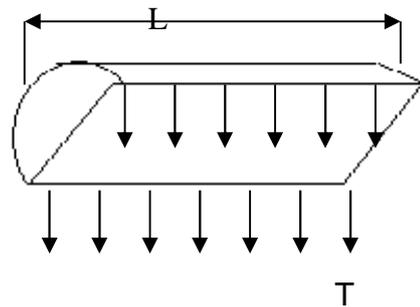


Fig. F

Fig. III-10: Contraintes tangentielles

Ces efforts de pression varient en fonction de la pression extérieure étant donné que la pression intérieure reste constante. Pour des raisons techniques et en respectant un certain confort pour les passagers, la pressurisation de la cabine doit générer une pression minimale correspondant à celle qui règne à l'altitude **8000 pieds (= 2438 m)**. Cette pression minimale est de l'ordre de **750 hPa**.

III-7-4- VARIATION DE LA PRESSION AU COURS D'UN VOL :

Lorsque l'avion monte, la pression à l'intérieur de la cabine diminue généralement moins vite que celle à l'extérieur.

Ce qui est important pendant cette phase, c'est la vitesse de variation de la pression. Elle est contrôlée, dans les limites raisonnables pour le confort des passagers, par le système de pressurisation qui tient principalement compte de la vitesse verticale de l'avion. Si un écart trop important de cette vitesse de variation de la pression par rapport à la vitesse requise se produit dans la cabine, ceci peut avoir une conséquence directe : les maux d'oreilles.

La physiologie humaine dicte que la vitesse de variation de la pression ne doit pas excéder **18hPa** par minute en montée. Cette vitesse permet à l'air de circuler à l'intérieur de la tête (nez, gorge, oreille interne) de façon à ce que l'on ait toujours la même pression de chaque côté des tympans. Par exemple, si l'avion monte trop vite pour le système de pressurisation ou si ce système de pressurisation laisse la pression varier trop vite dans la cabine, il y aura une différence de pression entre les deux côtés du tympan d'où le mal d'oreille.

Enfin quand la pression cabine descend à une pression équivalente à celle d'une altitude de **8000 pieds (2438 mètres)**, le système de pressurisation cabine maintient cette pression dans la cabine à ce niveau choisi durant la dernière partie de la montée et la croisière complète.

On peut comprendre à partir du profil de vol indiqué ci-dessus que pendant la croisière, il y a cette différence de pression. Le fuselage est donc gonflé ce qui se traduit par des efforts mécaniques de pression sur le fuselage.

Ces efforts répétés à chaque cycle de vol génèrent un autre type d'efforts : les efforts de fatigue.

II-7-5 : ETUDE DES EFFORTS DE PRESSION SUBITS PAR UN PANNEAU DE FUSELAGE :

1- GENERALITEES :

Un panneau est un élément structural de la cellule, il est composé de trois éléments essentiels :

- Le revêtement,
- Les lisses,
- Les couples,

Pour notre étude on a choisi le panneau situé entre les lisses **STGR5LH**, **STGR5RH** et les couples **FR53.3**, **FR54**

Ce panneau est constitué d'un revêtement, 8 lisses et 8 couples, ces éléments sont fabriqués en alliage d'aluminium **2024-T351** sauf les couples qui sont eux en **7075-T73**,

Pour étudier les efforts de pression sur ce panneau nous devons connaître les caractéristiques de ces alliages.

2. ALLIAGE D'ALUMINIUM

L'aluminium est un métal blanc, brillant, léger, ductile et malléable. Il s'altère peu à l'air et est très abondant dans la nature. L'aluminium est employé dans un grand nombre d'usage industriels.

Il est assez résistant à la corrosion et possède de bonnes conductivités électrique et thermique. Sa légèreté est sa caractéristique la plus importante. Quand l'aluminium est exposé à l'air, une couche très mince, invisible à l'œil se forme et le protège d'une plus grande oxydation. Cette auto-protection lui donne une très grande résistance à la corrosion à moins qu'il soit en contact avec une substance ou sous des conditions qui détruisent cette couche protectrice. L'aluminium n'est pas toxique, ce qui a justifié grandement son utilisation dans l'industrie alimentaire, entre autres le papier d'aluminium qui est en contact direct avec la nourriture.

Finalement, l'aluminium est facilement machinable : il peut être tourné, « milled », « bored » aux vitesses maximum de la plupart des instruments de machinage.

L'aluminium est le métal le plus récemment découvert puisqu'il n'est utilisé industriellement que depuis la fin du XIX^e siècle.

Pourtant l'alun, sulfate double d'aluminium et de potassium, le composé d'aluminium le plus anciennement connu, était déjà décrit par Pliny l'ancien et utilisé à Rome comme mordant pour les couleurs.

Il a fallu attendre 1825 pour que Hans Christian Oersted obtienne l'aluminium à l'état de corps simple sous forme d'une poudre grise contenant encore une très grande quantité d'impuretés. En 1827, Friedrich Wöhler obtint cette même poudre grise d'aluminium contenant cependant moins d'impuretés.

Les emplois de l'aluminium et de ses alliages se sont développés dans des proportions surprenantes pour des raisons techniques et économiques.

Les raisons techniques sont nombreuses :

- l'aluminium est un métal dont la densité est faible, ce qui vaut à ses alliages la dénomination d'alliages légers. L'aluminium est le métal le plus léger après le lithium et le magnésium :

Métal pur	Masse volumique (kg/dm³)
Lithium	0,53
Magnésium	1,74
Aluminium	2,70
Titane	4,51
Fer	7,86
Cuivre	8,96
Plomb	11,40

L'aluminium est donc 3,3 fois plus " léger " que le cuivre et 2,9 fois plus léger que le fer ; il " pèse " grossièrement 3 fois moins que les métaux industriels usuels.

C'est cette caractéristique qui a valu aux alliages d'aluminium leur développement dans les moyens de transport et en particulier dans l'aéronautique.

- l'aluminium conduit bien l'électricité et la chaleur.

Sa résistivité électrique est de $2,74 \cdot 10^{-8}$ W.m ; convertie en conductivité électrique comparée à celle du standard cuivre IACS, cela représente 63 %. Les alliages d'aluminium ont une conductivité plus faible que celle de l'aluminium pur, variant de 30 % à 50 % IACS. A poids égal de cuivre, l'aluminium a une conductivité électrique 2 fois supérieure, d'où les applications de l'aluminium dans le transport d'électricité haute tension sur grande distance.

- l'aluminium n'est pas magnétique.

Sa perméabilité magnétique relative est de 1,004 soit 50 fois plus faible que celle des aciers. Cette qualité s'ajoute à ses propriétés de conduction électrique et milite en faveur de son utilisation dans les blindages de câbles, dans les circuits électroniques et dans la réalisation de bon nombre d'appareils de mesure.

- l'aluminium a une bonne résistance à la corrosion.

L'aluminium a une grande affinité pour l'oxygène, et très vite une couche d'alumine recouvre sa surface ; cette couche est parfaitement couvrante et protège le métal sous-jacent. De plus, il est possible d'accroître cette protection par les traitements d'oxydation anodique (anodisation).

- l'aluminium est un métal robuste.

Si les caractéristiques de l'aluminium pur sont faibles, comme pratiquement celles de tous les métaux purs, la gamme d'alliage très étendue permet de trouver celui qui correspond aux contraintes d'utilisation envisagée.

En effet, les alliages les plus résistants peuvent avoir une charge de rupture supérieure à 700 MPa, donc largement équivalente à celles des aciers trempés.

- l'aluminium peut être utilisé dans une large plage de températures.

Contrairement à d'autres métaux, tel que l'acier, l'aluminium ne se fragilise pas aux basses températures et ses caractéristiques mécaniques augmentent même aux températures des gaz liquéfiés, d'où son utilisation en cryogénie.

Sa température de fusion est basse : 658°C, nettement inférieure à celle du cuivre (1083°C) et à celle du fer (1536°C) ; cela ne lui permet pas de résister aux très hautes températures. Il existe cependant des alliages qui résistent bien à des températures de l'ordre de 200°C souvent atteintes en aéronautique et en astronautique.

La charge de rupture de l'aluminium de pureté commerciale en fonction de la température est la suivante :

-196°C	160 MPa
-80°C	95 MPa
-30°C	85 MPa
20°C	80 MPa
100°C	60 MPa
200°C	30 MPa

La comparaison de l'aluminium avec les autres métaux utilisés industriellement montre qu'il est souvent plus intéressant pour des raisons techniques et économiques :

- A poids égal, un fil en aluminium conduit 2,1 fois plus d'électricité qu'un fil en cuivre et 18 fois plus qu'un fil en acier. A conduction électrique égale, le prix d'un conducteur en aluminium est égal à 40 % du prix d'un conducteur en cuivre.
- A poids égal, la résistance mécanique d'un produit en alliage d'aluminium 7075 est 2,3 fois plus forte que celle d'un bronze CuSn6 et 1,5 fois plus forte que celle d'un acier trempé. A résistance mécanique égale, le prix d'un produit en 7075 est égal à 35% de celui d'un produit en bronze CuSn6.
- A poids égal, l'absorption électromagnétique (aptitude au blindage électromagnétique) d'une tôle en aluminium est 2,6 fois plus forte que celle d'une tôle en cuivre. A absorption électromagnétique égale, le prix d'un blindage en tôle d'aluminium est égal à 30 % de celui d'une tôle en cuivre.

7. DESCRIPTION DU PANNEAU :

a. LE REVETEMENT :

C'est l'élément essentiel du panneau, il est fabriqué en alliage d'aluminium 2024-T351, il mesure 3706mm sur un arc de 675,6 avec un épaisseur de 3,2mm

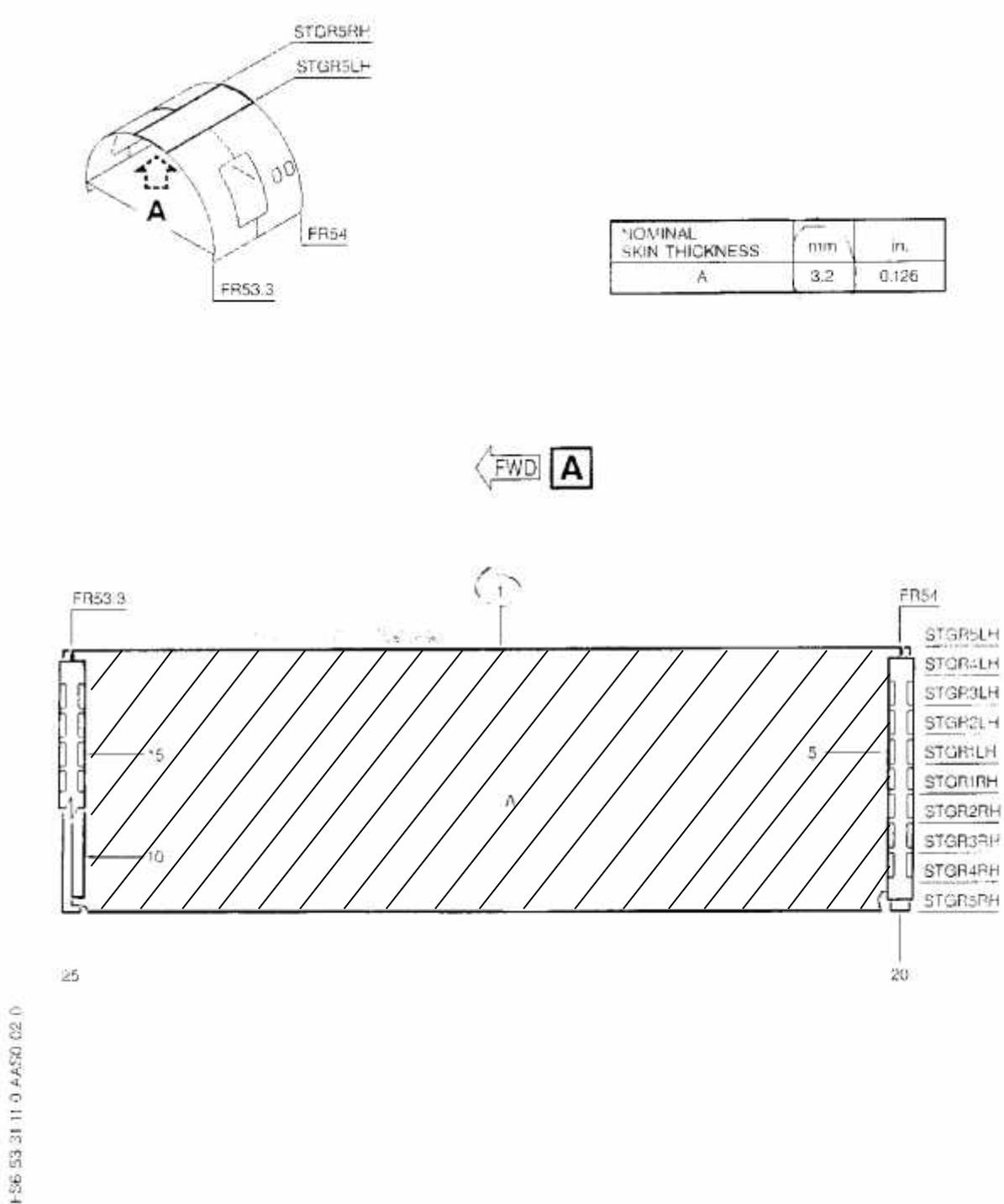


Fig. III-11 : Revêtement du panneau

1. LES LISSES :

Ce sont les éléments longitudinaux du panneau, ils sont fabriqués avec l'alliage d'aluminium 2024-T351, ils mesurent 3560mm de long, elles sont en forme de S.

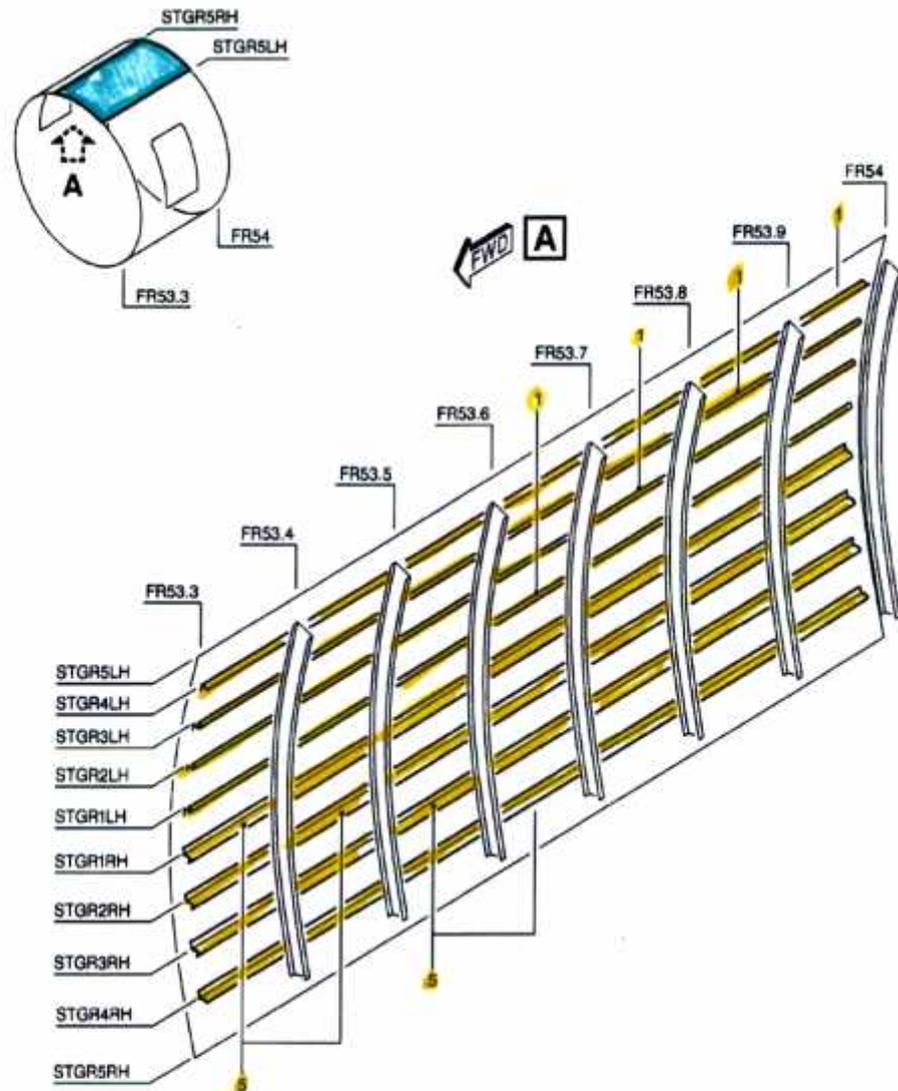


Fig III-12 : Les lisses du panneau

2. LES COUPLES :

Ce sont les éléments transverseaux du panneau, ils sont fabriqués en alliage d'aluminium 7075-T73, ils mesurent 1079mm de long et 50mm de large

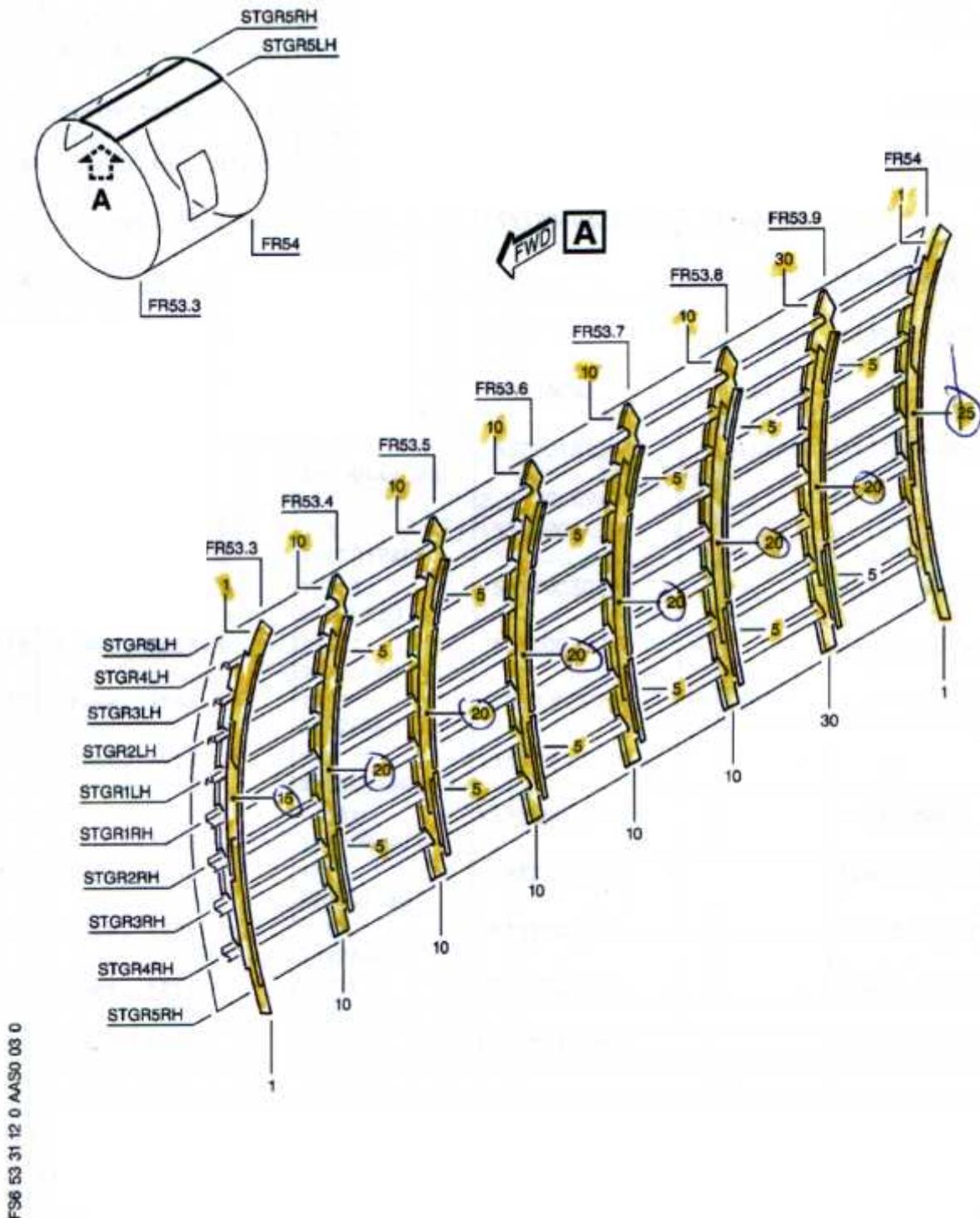


Fig III-15 : Les couples du panneau

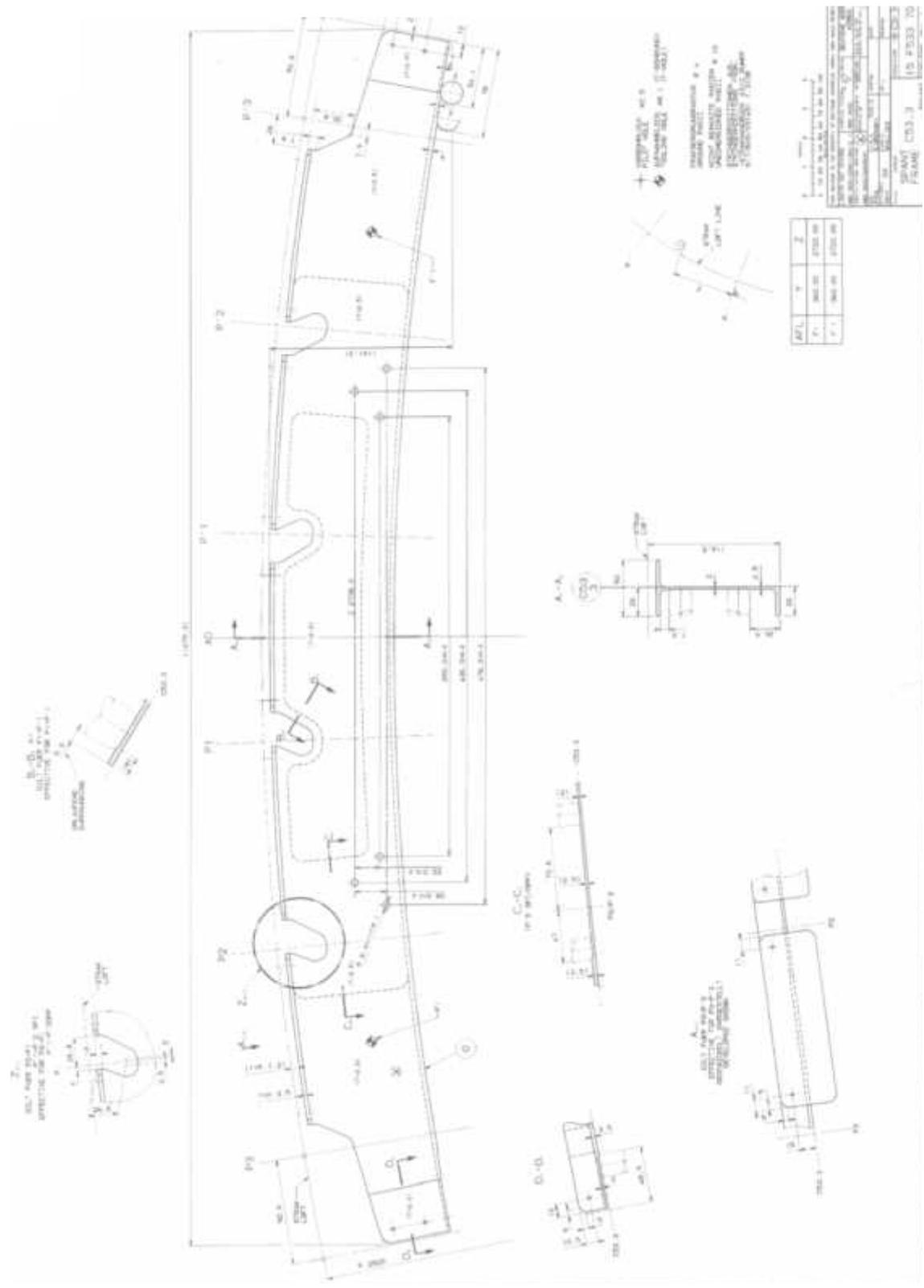


Fig III-17 : Dessin descriptive des couples

8. ETUDE DES EFFORTS :

Pour étudier ces efforts on a utilisé un logiciel de simulation numérique très performant qui est le **SOLIDWORKS**

a- PRESENTATION DE SOLIDWORKS :

Très intuitif, le logiciel de CAO 3D SolidWorks vous permet de développer de meilleurs produits tout en facilitant et en améliorant le travail des concepteurs. Il est le premier système de CAO à offrir une approche de conception 3D native Windows. Simple d'utilisation et facile à apprendre SolidWorks offre les fonctionnalités les plus avancées dans le domaine de la modélisation de pièces, la définition de formes complexes, la création et la gestion de très gros assemblages et la mise en plans. SolidWorks offre un investissement très rapide.

Bien qu'il soit développé pour la conception de pièces, le SolidWorks est muni d'un logiciel complémentaire qui est le COSMOSWORKS,

Grace a l'un des solveurs les plus rapides de l'industrie, COSMOSWORKS offre une analyse de conception puissante, facile à utiliser et complètement intégrée a SolidWorks. Il permet de réaliser des tests et d'optimiser la structure pendant le cycle de conception, tout en réduisant le temps de développement et en minimisant le besoin couteux du prototypage. Analyses structurelles, thermiques, analyses d'assemblages avec contacts, jeu et friction.

b. RESULTATS DE L'ETUDE :

Chaque vol est composé de neufs (9) étapes :

- Roulage
- Décollage
- Palier
- Montée
- Croisière
- Descente
- Palier
- Atterrissage
- Roulage.

Dans le schéma de vol indiquée ci-dessus, on constat que la différence de pression n'est pas la même la P est maximale dans la 5 eme étape du vol, c'est-à-dire en croisière, pour cette raison que notre étude est basée sur les données de cette étape.

La cabine est maintenue à des conditions correspondant à une altitude inférieure de l'ordre de **2500 mètres**, ce qui correspond à une pression à l'ordre de **10,80PSI** tandis que la pression extérieure est celle de d'une altitude de **12500m** c.à.d. de **2,78PSI**, soit une **P** de **8 PSI**

La pressurisation gonfle le fuselage et engendre des contraintes, une tranche du revêtement est soumise à deux contraintes, contraintes longitudinales **x** suivant l'axe X et contraintes tangentiels **t** suivant l'axe Y

Dans les graphes suivants, on peut voir les différentes déformations et déplacements suivant les axes X, Y et Z et les déplacements et déformations équivalents.

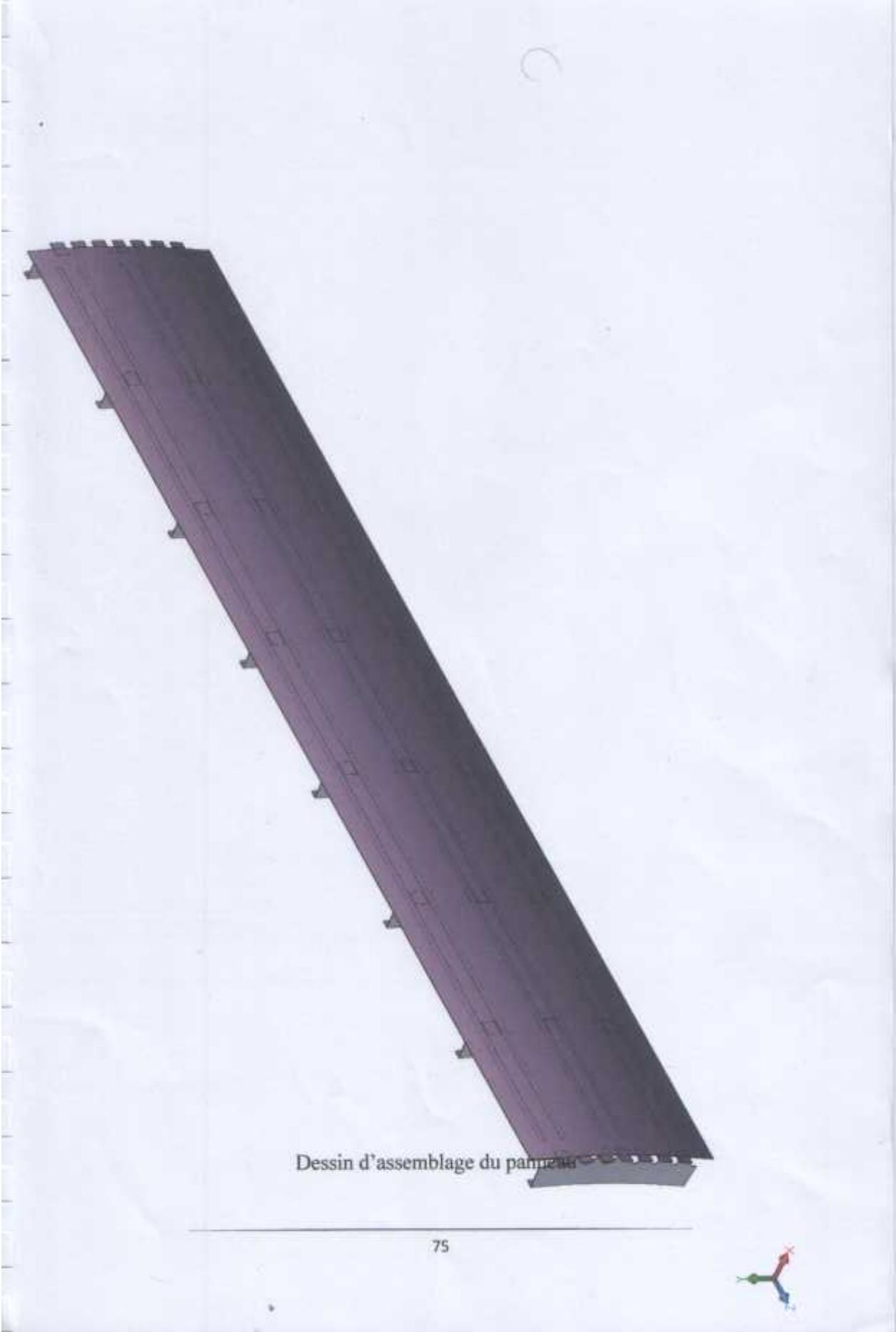
Tout d'abord nous avons dessiné un dessin d'assemblage du panneau, puis nous avons appliqué les forces de pression interne et externe indiqué ci-dessus.

Ensuite nous avons analysé les déplacements et les déformations de l'assemblage.



Dessin d'assemblage du panneau





D'après ces graphes des déformations et des déplacements, on obtient les tracés de suivants :

- Tracé du déplacement suivant l'axe X :

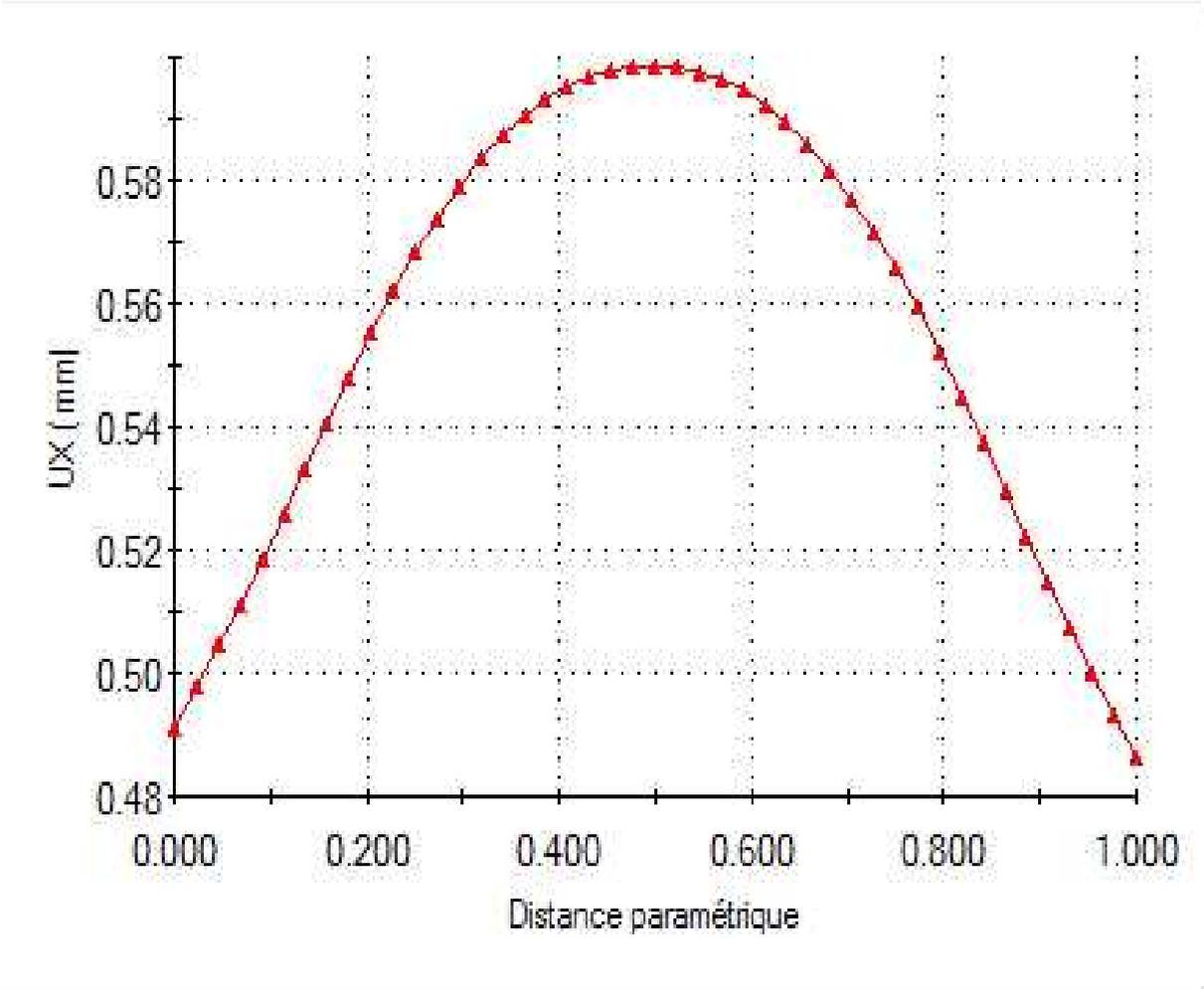


Fig III-17 : Tracé des déplacements suivant l'axe X

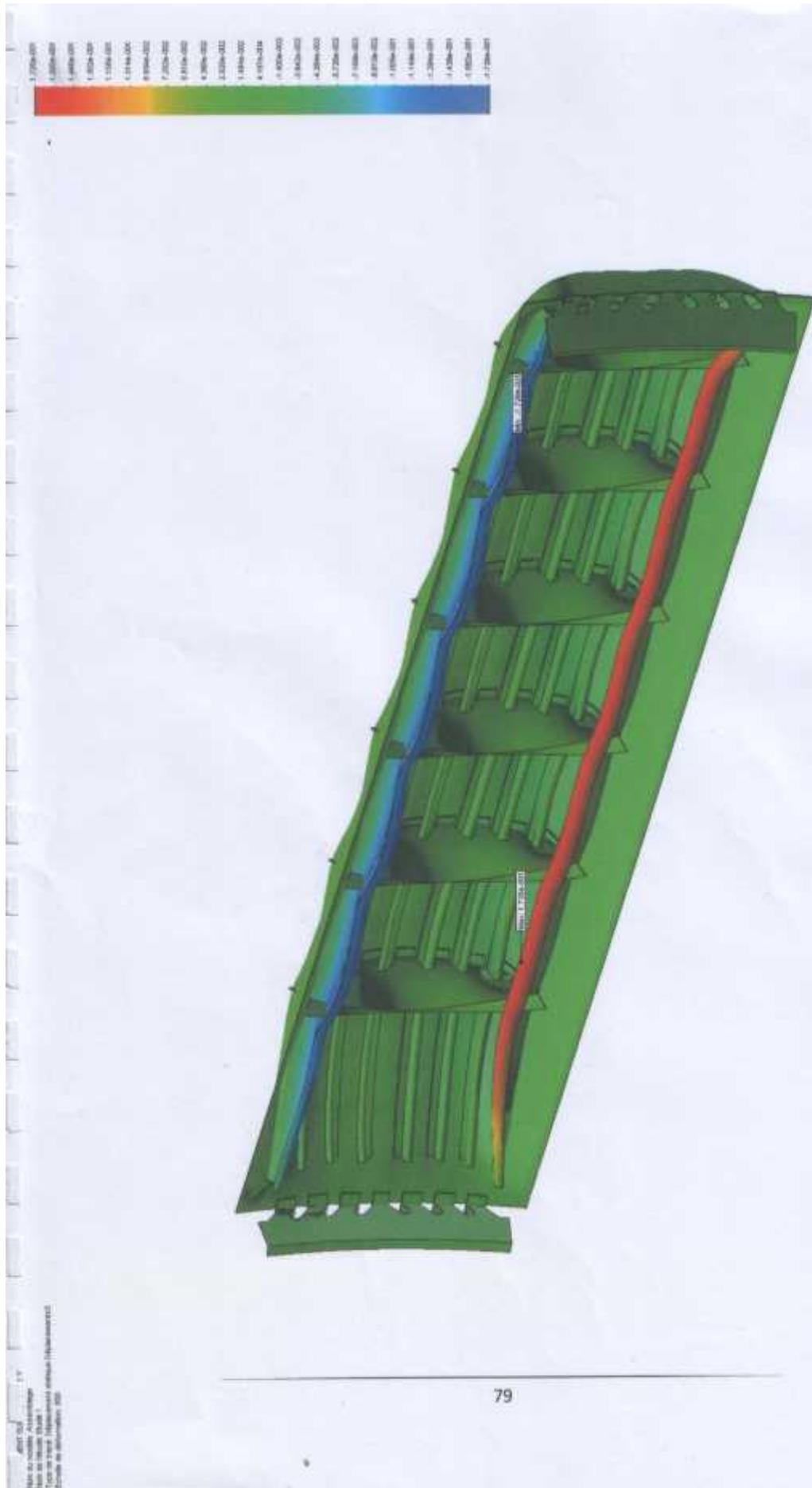


Fig III-20 A : Graphe du déplacement suivant l'axe Y

- Tracé du déplacement suivant l'axe Y :

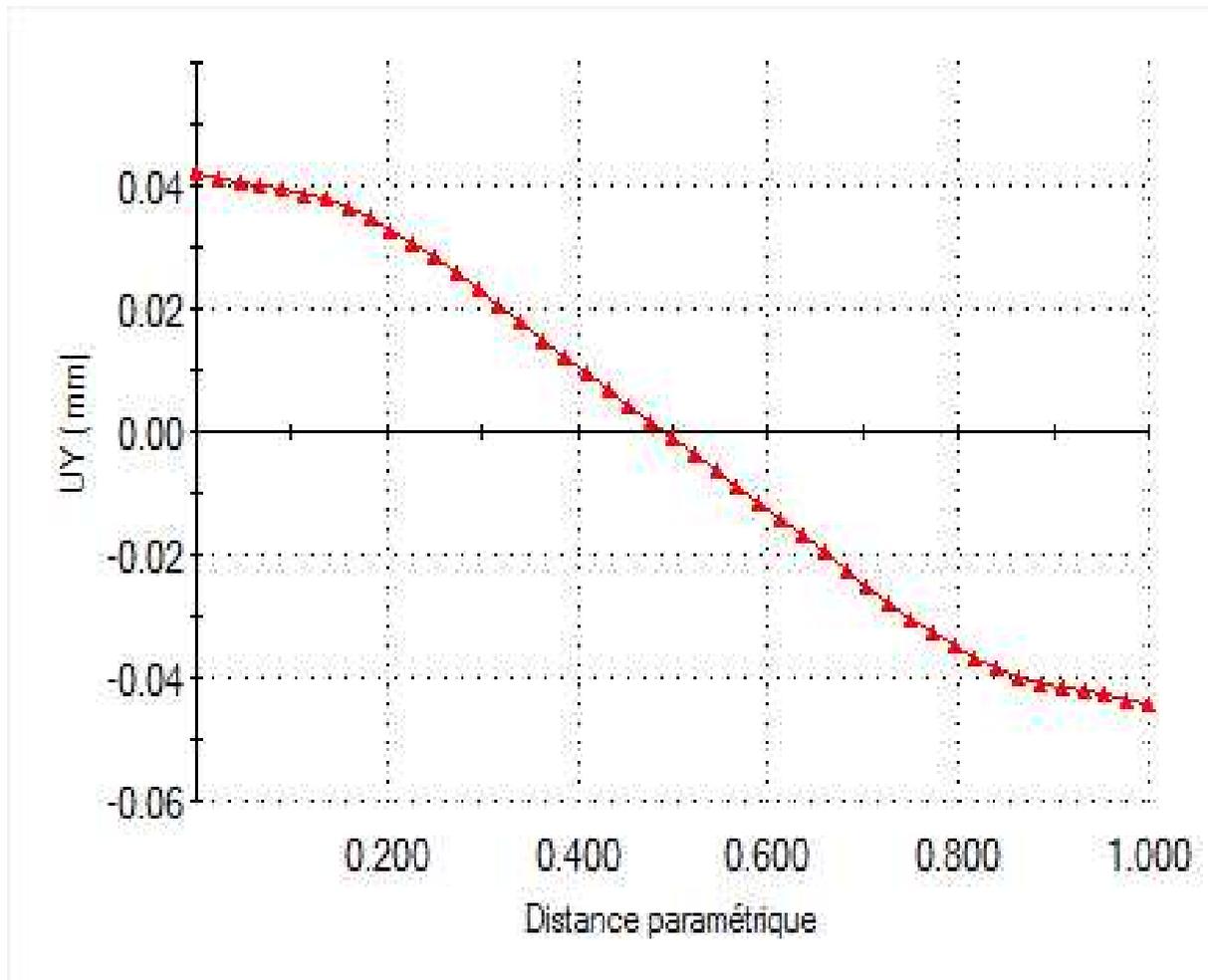


Fig III-18 : Tracé des déplacements suivant l'axe Y

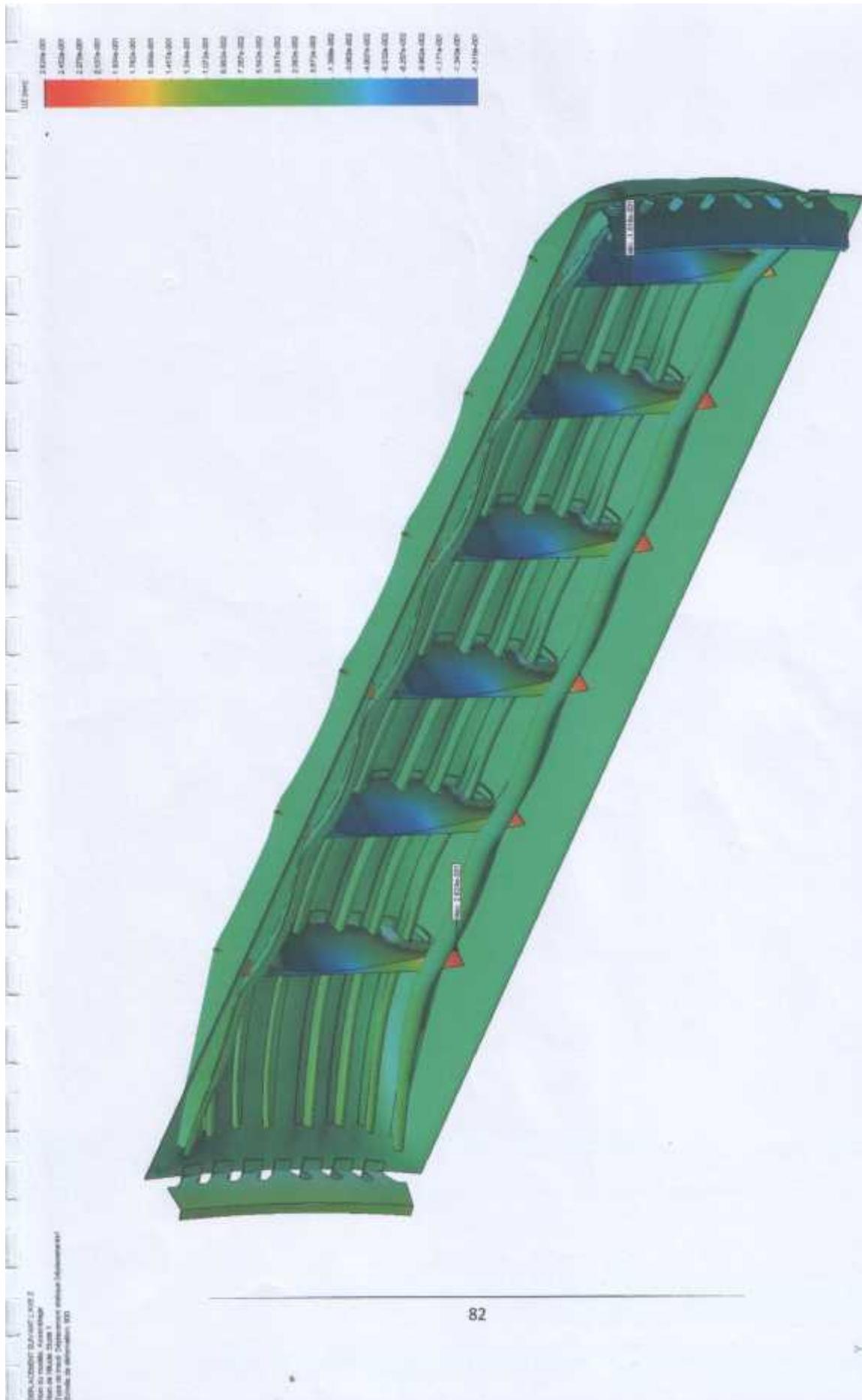


Fig III-22 A : Graphe du déplacement suivant l'axe Z





- Tracé du déplacement suivant l'axe Z :

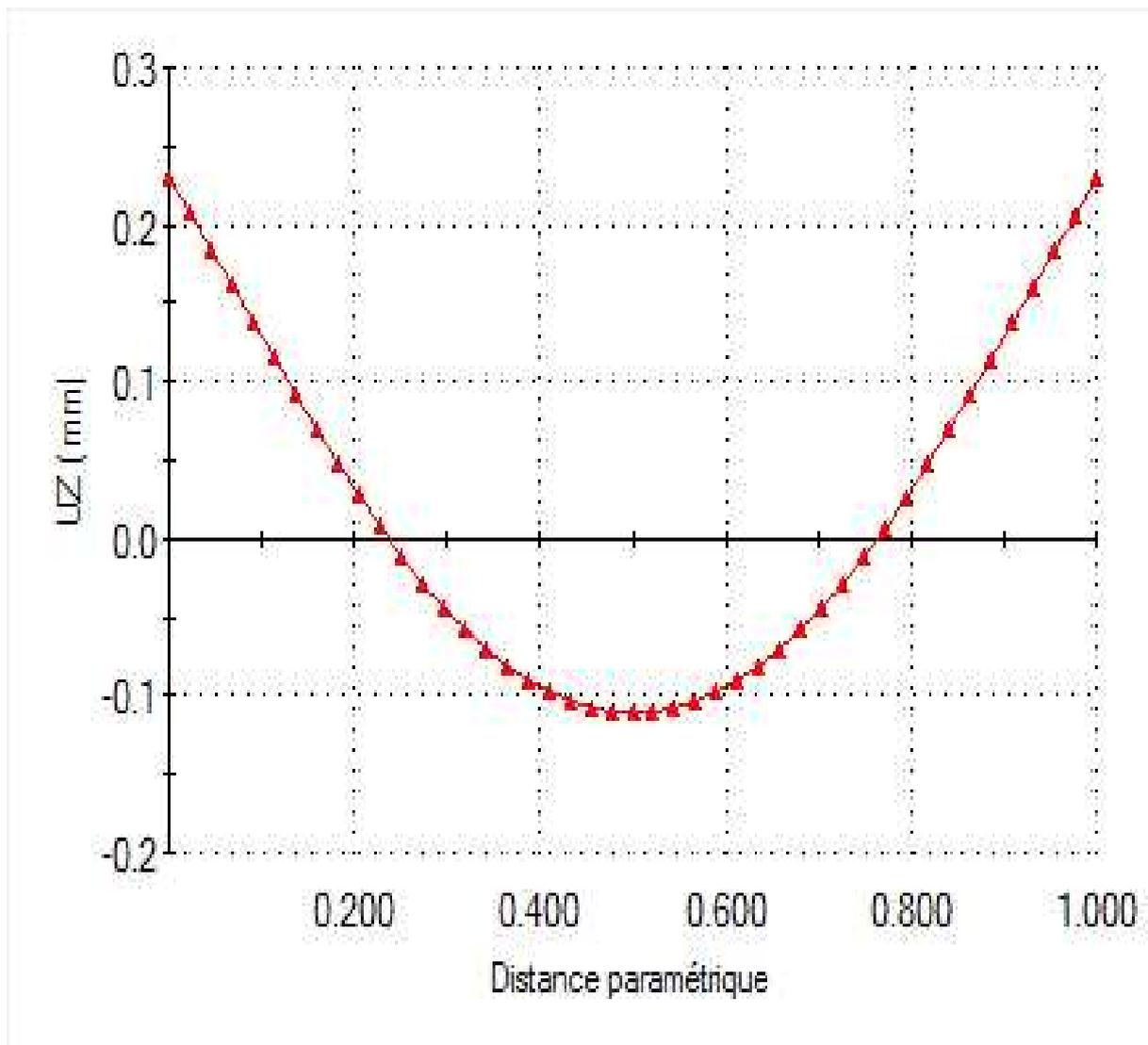
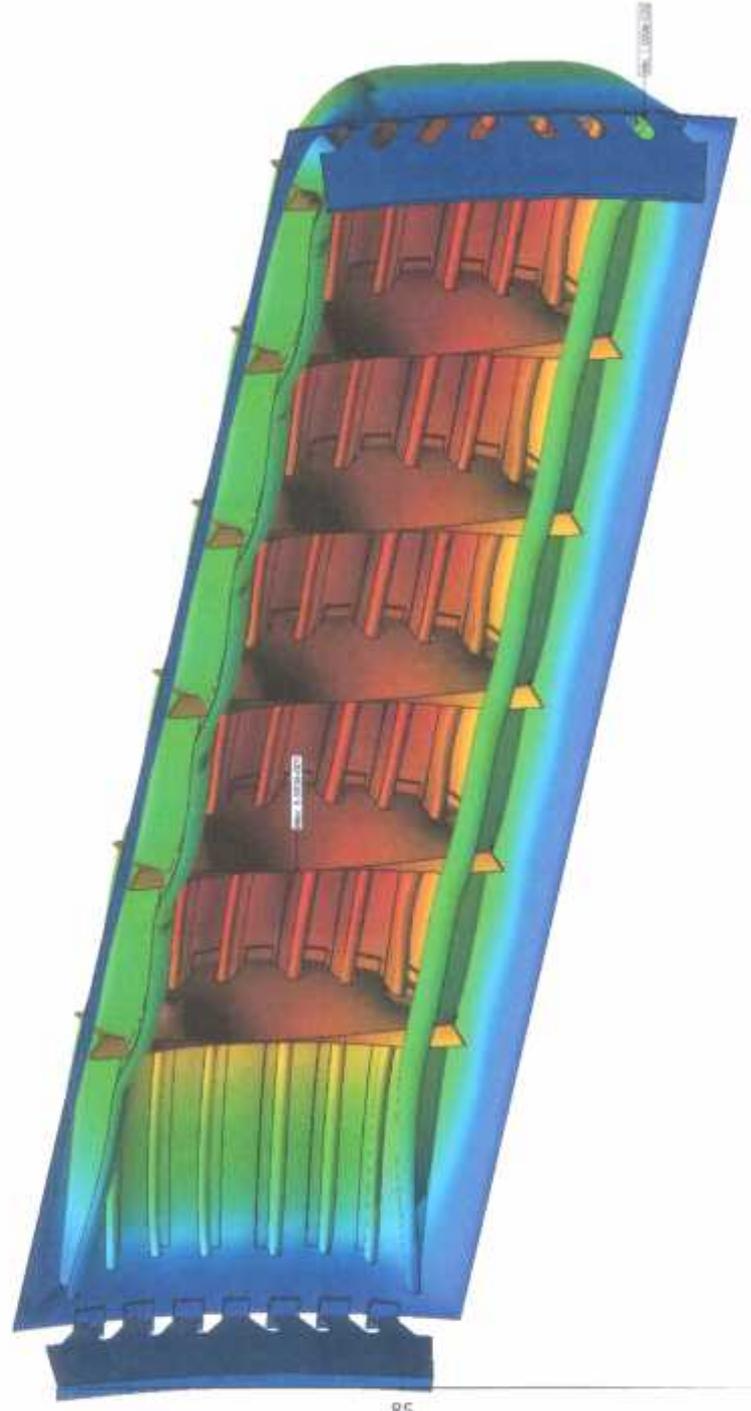


Fig III-19 : Tracé des déplacements suivant l'axe Z



85

Fig III-24 A: Graphe des déplacements résultants

- Tracé du déplacement résultant :

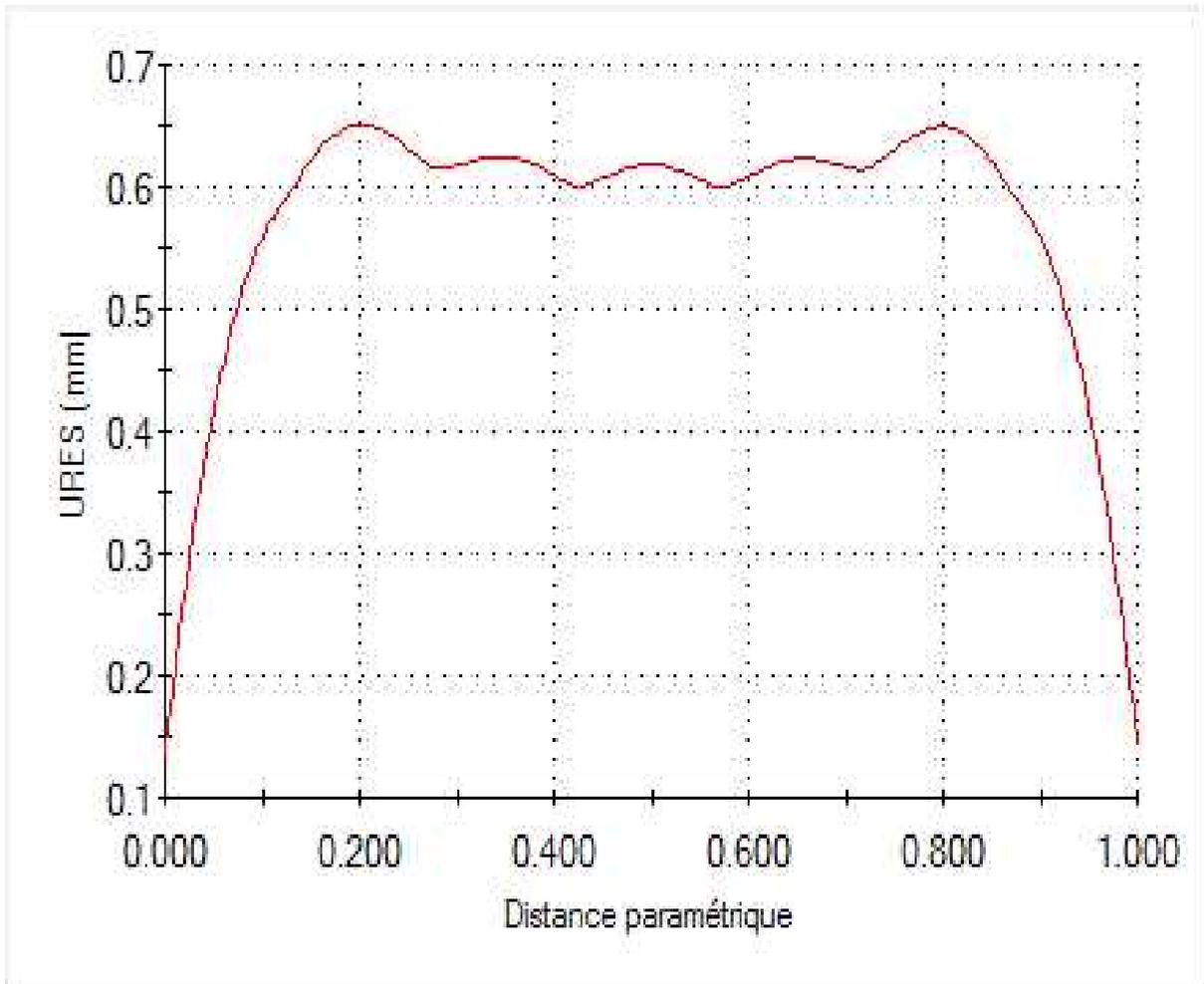
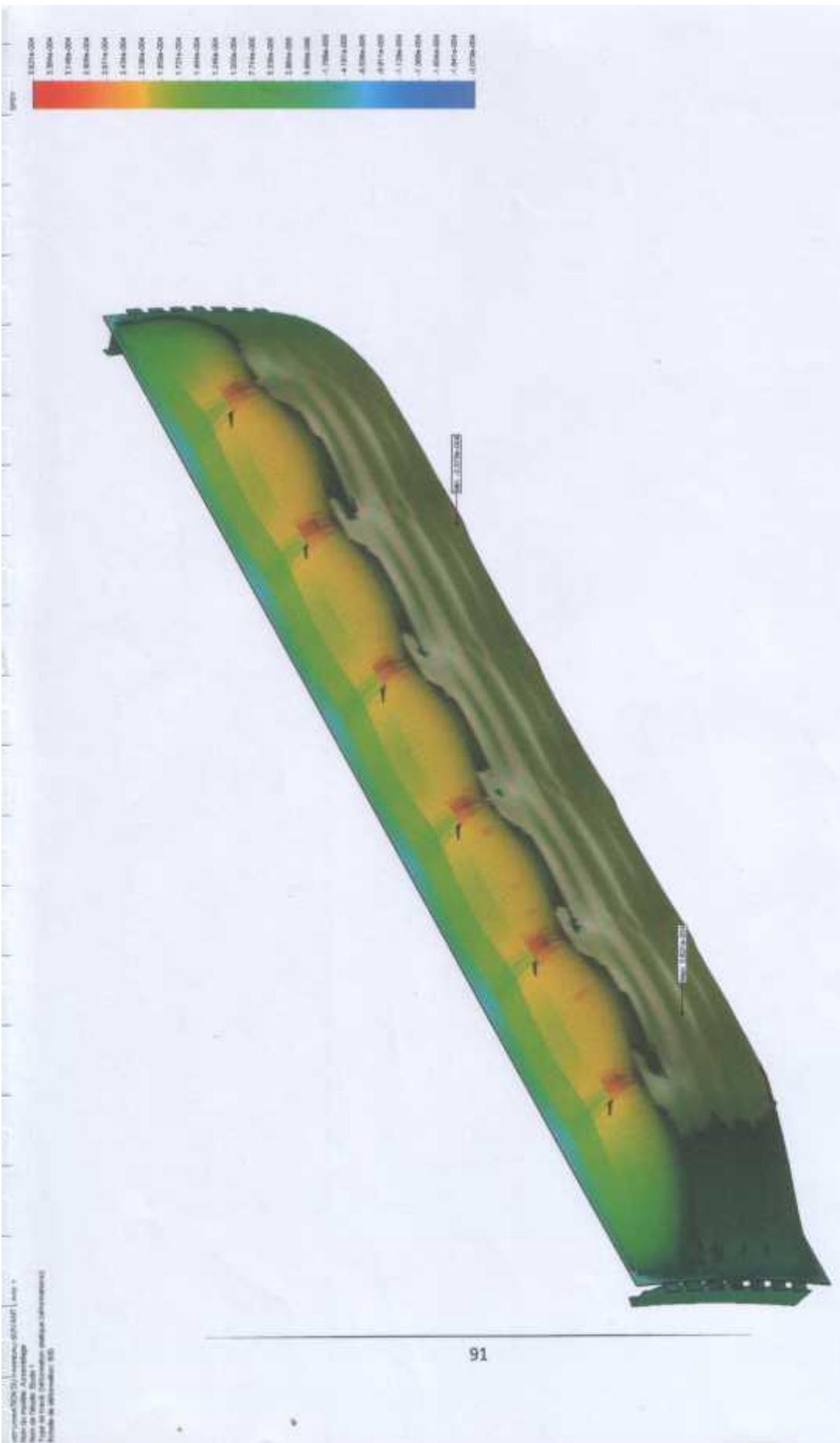


Fig III-20 : Tracé des déplacements résultants

On remarque clairement que les efforts se concentre essentiellement dans les zones libre c.-à-d. entre les coupes et les lisses, et c'est ce qui se passe réellement si on voie de près ces zones on constate qu'il ya des bossages a ces niveaux.





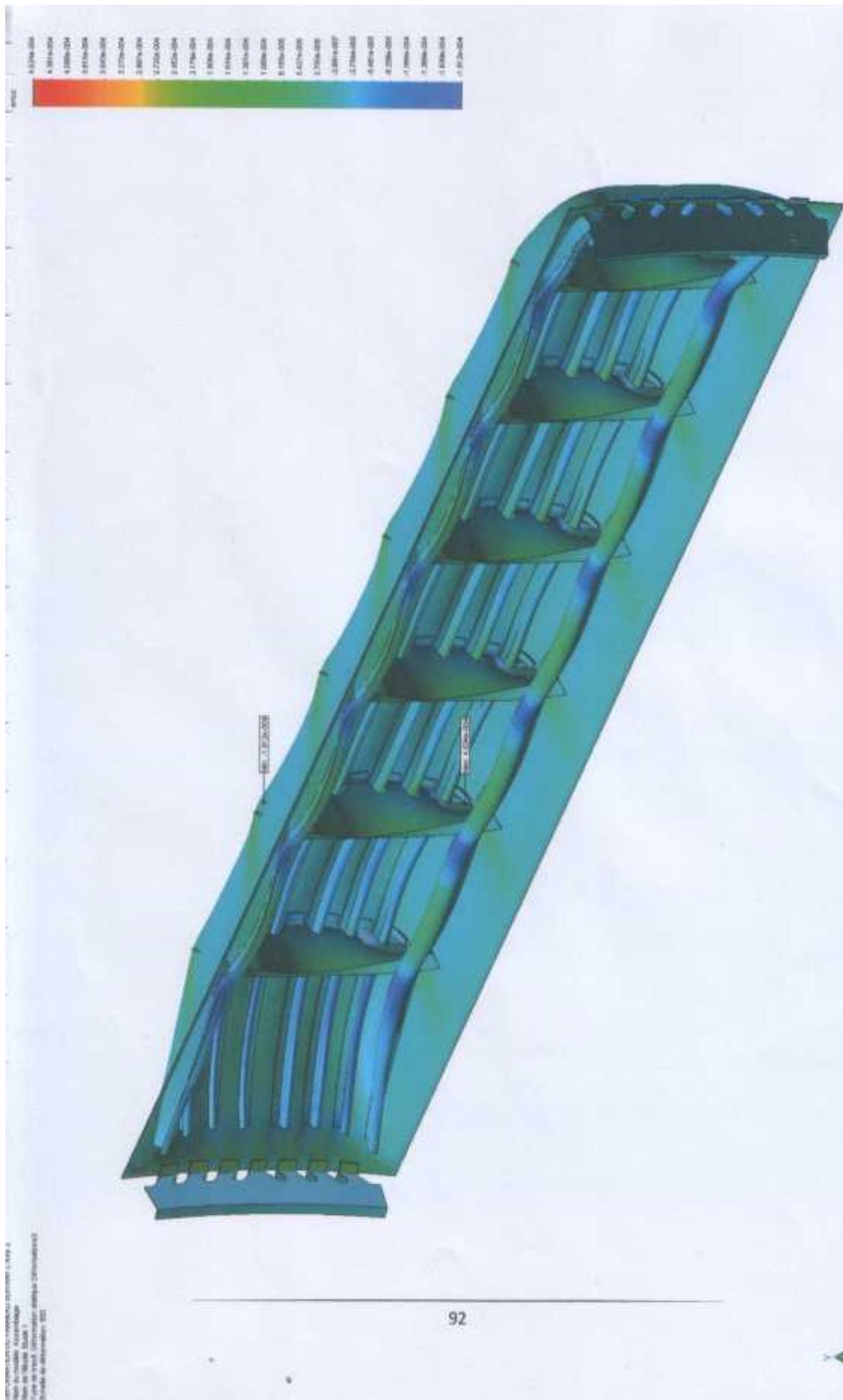


Fig III-27 A: Graphe de la déformation suivant l'axe Z

UNIVERSITÉ SAADIYAH
 ÉCOLE SUPÉRIEURE D'INGÉNIEURIE
 DESSIN DE PROJET
 ÉCOLE SUPÉRIEURE D'INGÉNIEURIE



- Tracé de la déformation résultante :

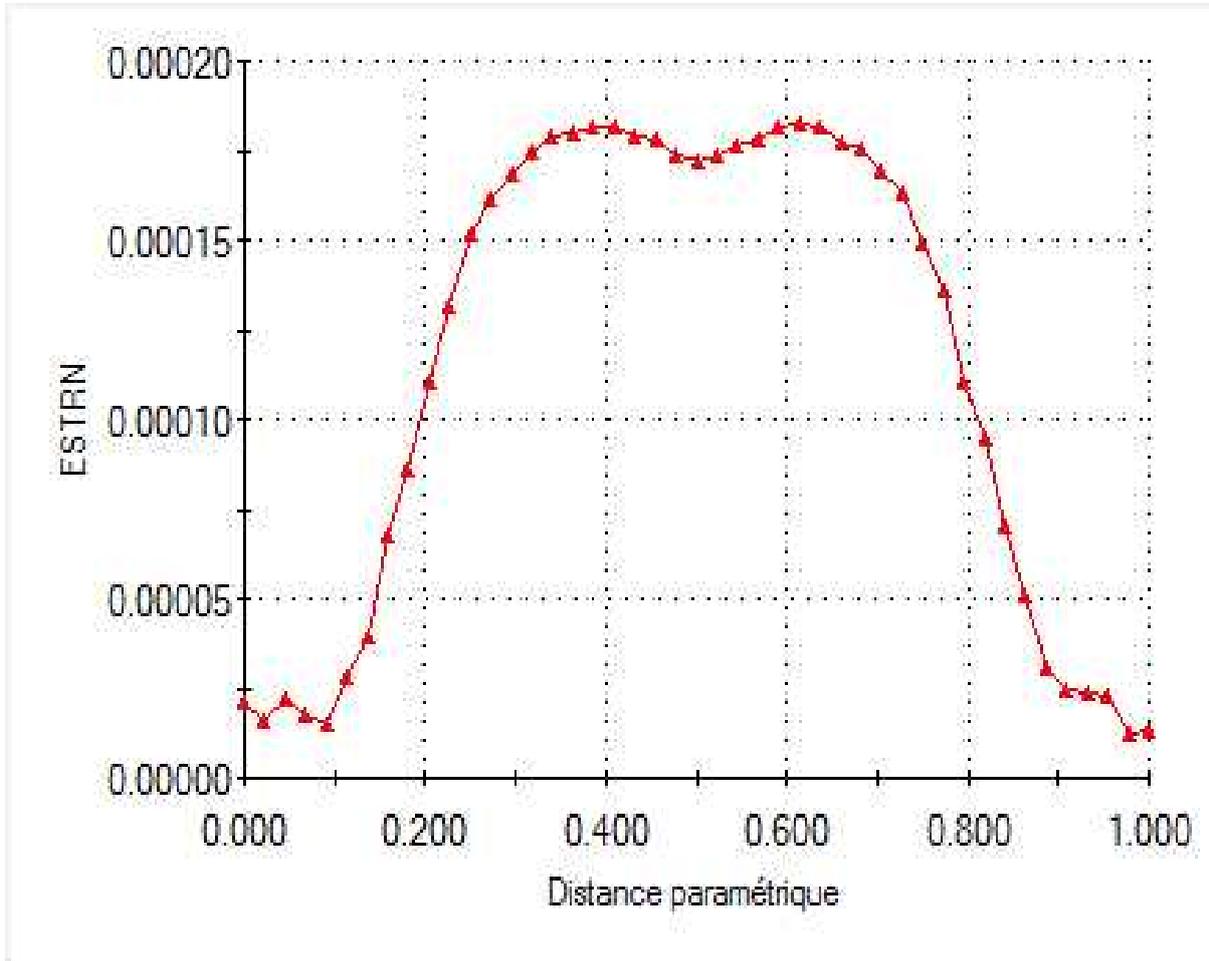


Fig III-21 : Tracé de la déformation résultante

CONCLUSION

A l'issue de notre stage qui s'est déroulé au niveau des ateliers d'Air Algérie, on s'est intéressé à étudier le système de conditionnement d'air et le système de pressurisation équipant l'A330-200.

Nous avons enrichi nos connaissances sur les différents composants du réacteur CF6-80 E1, et des différents systèmes.

Nous avons constaté que le rôle du système de climatisation et de pressurisation est très important pour assurer le confort et la sécurité des passagers et de l'équipage, et que la conception d'un avion est relativement liée avec le bon fonctionnement de ces deux systèmes.

Cependant, on a conclu qu'une simple panne sur le système de climatisation ou celui de la pressurisation peut avoir des conséquences graves sur le déroulement du vol et la sécurité des passagers.

Cette expérience nous a permis de mettre en pratique nos connaissances techniques et de nous préparer pour une vie professionnelle dans le monde de l'aviation.

En fin, nous souhaitant que notre travail soit au niveau demandé et qu'il apportera un plus au sein de notre institut.

BIBLIOGRAPHIES

BIBLIOGRAPHIES

- CELLULES ET SYSTEMES D'AERONEFS
 - DIDIER FEMINIER
 - Edition 1988

- ENTRETIEN ET SUIVI D'UN MOTEUR CF6-80 E1
 - Mr Zmit Hamoud et Melle Otmane Doudja,
 - Université de Blida Département d'Aéronautique. Année 2005,
 - Dirigés par Mr Benhamissi et Mr Benträd.

- CD-ROM : AMM A330-200 (Aircraft Maintenance Manual 2007)
- CD-ROM: SRM A330-200 (Structural Repair Manual 2007)
- Sites internet:
 - www.ac-reims.fr/datice/sc-physiques/docs/lys/2/avion.htm
 - club.euronet.be/francis.muller/pneumat.htm
 - www.limsi.fr/Individu/delbende/ens/mmm/2000-2001/airbus%20A330.htm