

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE.  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE.

UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA.

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département : Aéronautique.



Mémoire pour l'obtention  
du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique.  
Spécialité : construction et maintenance aéronautique.

THEME

---

# Calcul des Contraintes et des Déplacements d'une Aile Encastree avec NASTRAN

---

PRESENTE PAR :

*Mr : Chaanbi Lahcene.*

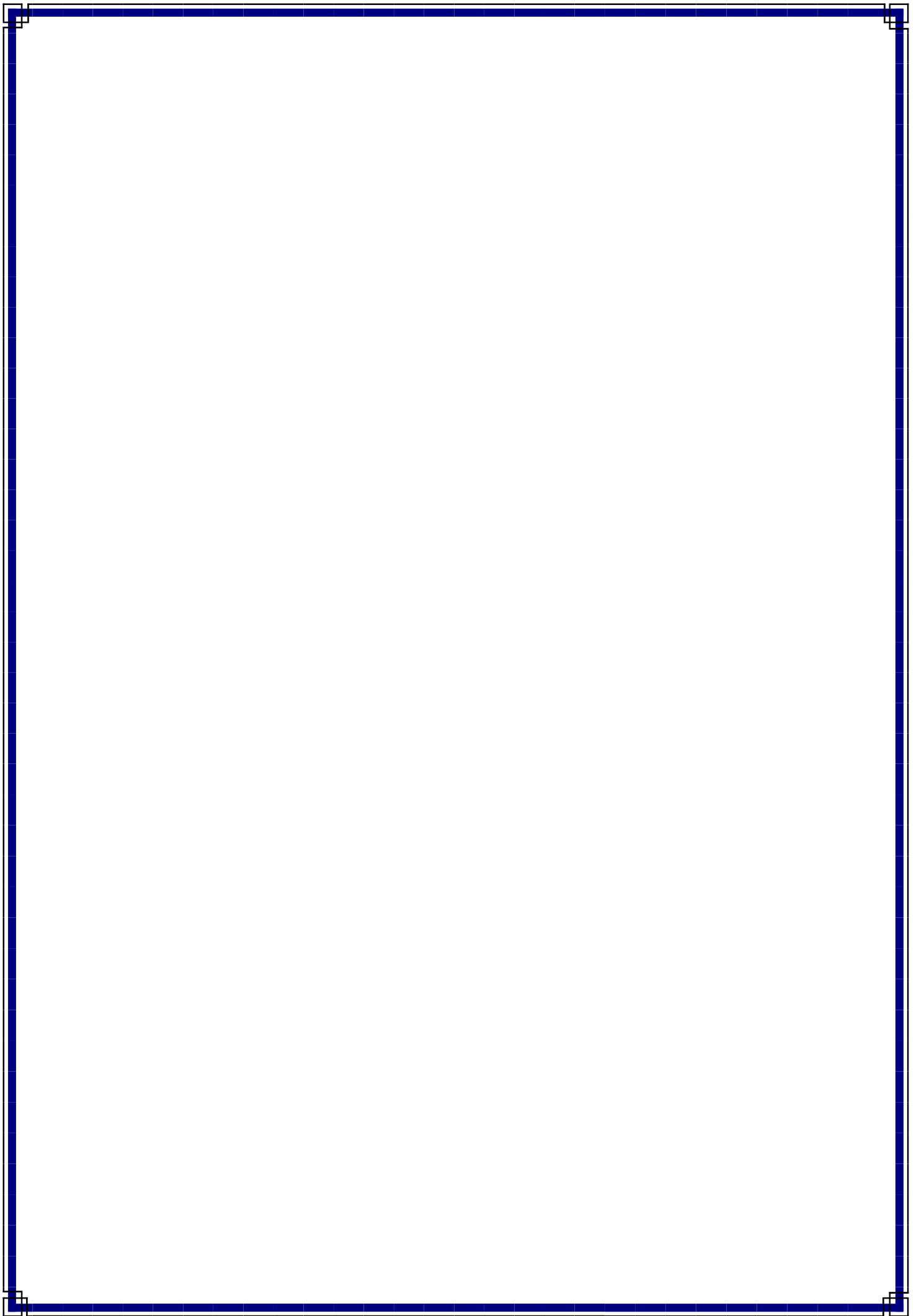
*Mr :Derrí Hocine.*

PROMOTEURS :

*Mr: Tahí Alí.*

*Mr: Kherrat Abdelkader.*

ANNEE UNIVERSITAIRE 2009 /2010.





## REMERCIEMENTS

*Au terme de ce travail, il nous est agréable d'exprimer notre profonde gratitude ainsi que le plus grand respect à tous ceux qui nous ont aidés ou soutenus de près ou de loin.*

*Nous tenons à remercier le bon dieu, le tout puissant de nous avoir attribué la faveur de réussir nos études.*

*Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteurs Messieurs TAHI Ali et Kherrat Abdelkader et centre culturelle algérien à Canada de nous avoir guidé à fin de réussir à réaliser notre PFE.*

*On saisit cette occasion pour remercier les enseignants du Département d'aéronautique de Blida, qui n'ont jamais failli à leur mission sacrée, et qui nous a initié à assurer notre future tâche.*

*CHAANBI LAHCENE ET DERRI HOCINE.*



*Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail*

*A ceux qui m'ont soutenu moralement durant toutes*

*les phases de ma vie, et qui m'ont appris toutes les*

*bonne valeurs :*

*A mon père que ALLAH ai pitié de son âme et le compte parmi ces bien aimés*

*A ma chère et tendre mère que la bénisse*

*A mes sœurs et mes frères*

*A toute ma famille*

*A mes amis*

*A tous mes collègues*

*DERRI HOCINE*







*Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail*

*A ceux qui m'ont soutenu moralement durant toutes*

*les phases de ma vie, et qui m'ont appris toutes les*

*bonne valeurs :*

*A mon père que ALLAH ai pitié de son âme et le compte parmi ces bien aimés*

*A ma chère et tendre mère que la bénisse*

*A mes sœurs et mes frères*

*A toute ma famille*

*A mes amis*

*A tous mes collègues*

*CHAAANBI LAHCENE*







# Table des matières

<b>Généralités sur les ailes</b>	<b>1</b>
Introduction	
1 Définition d'une aile.....	2
2 Caractéristiques aérodynamiques d'une aile.....	3
2-1 Profil 2D.....	3
2-2 Aile 3D .....	4
2-3 Définition des forces et moments.....	4
2-3-1 Portance, traînée.....	4
2-3-2 Moment quart de corde.....	6
2-3-3 Forces et moments appliqués à un profil 2D .....	6
2-3-4 Efforts aérodynamiques et moments 3D.....	9
2-4 Coefficients aérodynamiques .....	10
2-4-1 Coefficients d'une aile .....	10
2-4-2 Coefficients de pression et de frottement.....	11
2-4-3 Finesse d'un profil ou d'une aile.....	11
2-4-4 Centre de pression.....	11
2-4-5 Centre aérodynamique.....	12
3 Caractéristiques géométriques d'une aile .....	12
3-1 Les types de voilures.....	12
3-2 Architecture de l'aile.....	16
3-2-1 Longerons.....	17
3-2-2 Nervures.....	19
3-2-3 Ensemble voilure.....	20
4 Calcul De distribution de charge.....	21
4-1 Calcul de la distribution de L et M. et intégration le long de l'axe de référence.....	22
4-2 Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis à chaque nervure.....	23
4-2.1 Déterminer l'Effort Tranchant discrétisé entre les nervures.....	24
4-2.2 Déterminer la force appliquée à chaque nervure.....	24
4-2.3 Calcul de la torsion.....	24
4-2.4 Correction du moment fléchissant.....	24
4-3 Dimensionnement et Indice de Charge.....	25
4-3 .1 Détermination des indices de charges de l'âme des longerons.....	27
4-3.2 Détermination des indices de charge des revêtements supérieurs et inférieurs.....	27
4-3.3 Détermination des indices de charge des lisses et Semelles des Longerons.....	28

1	Intérêt de la simulation.....	29
2	CAO.....	29
3	Présentation de SOLIDWORKS.....	30
	3.1 Les pièces .....	31
	3.2 Les assemblages.....	33
	3.3 Les mises en plan.....	34
	3.4 Fond de plan.....	34
	3.5 Nomenclature.....	35
	3.6 Les extensions des fichiers.....	35
4	Présentation d'ICEM CFD.....	35
	4.1 Principe de fonctionnement.....	36
	4.2 Le maillage.....	37
	4.2.1 Choix Du Type De Maillage.....	38
	4.2.2 Techniques De Génération Du Maillage.....	39
	4.2.3 Qualité D'un Maillage .....	39
	4.2.4 Distorsion .....	40
	4.2.5 Nombre total d'éléments.....	41
	4.2.6 Indépendance De La Solution Du Maillage.....	41
	4.3 Conditions Aux Limites Et Définition De Domaines.....	42
5	Présentation de Fluent .....	43
	5.1 Bases du solveur .....	44
	5.1.1 Résolution.....	44
	5.1.2 Données du solveur.....	45
	5.1.3 Composants du maillage.....	46
	5.1.4 Lecture du maillage: Zones.....	47
	5.2 Conditions aux limites.....	47
	5.3 Procédure de simulation .....	48
	5.4 Choisir un solveur.....	49
	5.5 Discrétisation (Méthodes d'interpolation).....	50
	5.6 Convergence (Introduction).....	51
	5.6.1 Résidus.....	51
	5.6.2 Convergence.....	51
	5.6.3 Équations D'Euler.....	52
6	Présentation de MSC/PATRAN-NASTRAN.....	53
	6.1 NASTRAN.....	53
	6.1.1 Compatibilité avec l'univers NASTRAN.....	53
	6.1.2 Performance.....	54
	6.1.3 Composites.....	54
	6.1.4 Caractéristiques de Nastran.....	54
	6.1.5 Analyse par éléments finis.....	56
	6-2 PATRAN .....	57
	6.2.1 Les bases des deux modèles.....	58
	6.2.2 Gestion de fichiers et configuration.....	59
	6.2.3 Touches Rapides.....	60
	6.2.4 Fonctions principales d'exécution.....	61

### III Calcul des charges aérodynamiques

63

#### 1. Introduction

1.1	La construction du model à l'aide du SOLID WORKS.....	63
1.2	Génération du maillage avec ICEM CFD 4.2.....	66
1.3	Principales étapes de simulation sous FLUENT.....	71
1	Importation de la géométrie .....	71
2	Vérification du maillage importé.....	72
3	Lissage du maillage.....	72
4	Vérification de l'échelle.....	73
5	Choix du solveur.....	73
6	Affichage de la grille.....	74
7	Choix du modèle de turbulence.....	75
8	Définition des caractéristiques du fluide.....	75
9	Operating conditions.....	75
10	Conditions aux limites usuelles.....	76
11	Choix des critères de convergence.....	79
12	Lancement de la simulation.....	80
13	Sauvegarde du fichier *.cas.....	80
2	Résultats de fluent.....	81

### IV Calcul des charges structural

92

1	Introduction	
2	Technique de modelisation.....	92
2.1	Types d'élément.....	94
3	Procedure de modélisation de l'aile d'avion.....	94
4	Modélisation par PATRAN.....	96
4.1	Préparation de géométrie.....	96
4.2	Modèle d'éléments finis.....	97
4.3	Propriétés Matériels.....	103
4.4	Propriétés éléments.....	104
4.5	Condition aux limites.....	104
5	Les Résultats .....	114
5.1	Les charges.....	114
5.2	Les indices de chargement.....	122
5.3	Critère de conception.....	125
5.3.1	Requis de conception.....	125
5.3.2	Matériaux utilisées.....	125
5.3.3	Propriétés de flambement.....	125
5.4	Résultats de nastran.....	129

### Conclusion

## Liste des figures

**Figure I-1 :** *Principe de la création de portance par une aile*

**Figure I -2 :** *Profil d'aile*

**Figure I -3 :** *aile 3D*

**Figure I-4 :** *Efforts et moment aérodynamiques*

**Figure I-5:** *Distribution d'efforts surfaciques*

**Figure I-6 :** *Efforts surfaciques côté intrados et côté extrados*

**Figure I-7 :** *Moments aérodynamiques 3D*

**Figure I-8 :** *aile rectangulaire*

**Figure I-9 :** *aile elliptique*

**Figure I-10 :** *voilure en flèche*

**Figure I-11 :** *voilure à flèche négative (inversée)*

**Figure I-12:** *voilure Delta*

**Figure I-13:** *voilure gothique*

**Figure I-14:** *Architecture de l'aile*

**Figure I-15:** *longerons coque*

**Figure I-16:** *longerons triangulée*

**Figure I-17 :** *longerons en flexion*

**Figure I-18:** *longerons en torsion*

**Figure I-19:** *nervure triangulée*

**Figure I-20:** *nervure coque*

**Figure I-21:** *aile d'une seule pièce*

**Figure I-22:** *demi-voilure*

**Figure I-23:** *une station avec l'axe élastique*

**Figure I-24:** *la distribution de l'effort tranchant due à  $p_0$*

**Figure I-25 :** *les charges entre les nervures*

**Figure I-29 :** *une boîte de l'aile*

**Figure I-30 :** *L'effort tranchant sera repris par l'âme des longerons*

**Figure I-31 :** *torsion de l'aile*

**Figure I-32 :** *moment fléchissant*

**Figure II-1 :** *Interface de SOLIDWORKS*

**Figure II-2 :** *interface ICEM CFD*

**Figure II-3 :** *type des éléments de maillage*

**Figure II-4 :** *Géométrie mono-bloc*

**Figure II-5 :** *Géométrie Multi-bloc*

**Figure II-6 :** *Maillage non structuré*

**Figure II-7 :** *la distorsion*

**Figure II-8 :** *déviation angulaire*

**Figure II-9 :** *indépendance de la solution du maillage*

**Figure II-10 :** *interface de FLUENT*

**Figure II-11 :** *Données du solveur*

**Figure II12 :** *Maillage simple 2D*

**Figure II-13:** *Maillage simple 3D*  
**Figure II-14 :** *Lecture du maillage: Zones*  
**Figure II-15 :** *Organigramme de la procédure de la simulation numérique*  
**Figure II-16 :** *Maillage de la structure*  
**Figure II-17 :** *Fenêtre de PATRAN*  
**Figure II-18 :** *Le menu principal*  
**Figure II-19 :** *Gestion de fichiers*  
**Figure II-20:** *Touches Rapides*  
**Figure II-21:** *Touches des vues*  
**Figure II-22:** *les fonctions principales*  
**Figure III-1 :** *schéma de l'aile avec les dimensions*  
**Figure III-2 :** *l'aile en 3D après toutes les modifications avec SOLIDWORKS*  
**Figure III-3 :** *importe le fichier (\*.IGES) de l'aile*  
**Figure III-4 :** *Création le domaine de calcul*  
**Figure III-5:** *les familles*  
**Figure III-6 :** *les tailles des familles*  
**Figure III-7 :** *maillage du domaine*  
**Figure III-8 :** *maillage surfacique de l'aile*  
**Figure III-9 :** *Importation de la géométrie (\*.msh)*  
**Figure III-10 :** *Vérification du maillage importé*  
**Figure III-11 :** *Lissage du maillage*  
**Figure III-12 :** *Vérification de l'échelle*  
**Figure III-13 :** *Choix du solveur*  
**Figure III-14 :** *Affichage de la grille*  
**Figure III-15 :** *Choix du modèle de turbulence (non visqueux)*  
**Figure III-16 :** *Définition des caractéristiques du fluide*  
**Figure III-17 :** *conditions opérationnelles*  
**Figure III-18 :** *les conditions aux limites*  
**Figure III-19 :** *la vitesse d'entrée*  
**Figure III-20 :** *la vitesse d'entrée et l'angle d'attaque*  
**Figure III-21 :** *la pression de la sortie*  
**Figure III-22 :** *Choix des critères de convergence*  
**Figure III-23 :** *Choix la valeur de la précision*  
**Figure III-24 :** *résidus*  
**Figure III -25:** *contour de la pression statique sur l'extrados de l'aile*  
**Figure III -26:** *contour de la pression statique sur l'intrados de l'aile*  
**Figure III-27:** *contour de la pression statique sur l'aile*  
**Figure III-28:** *les positions des stations*  
**Figure III-29:** *distribution de pression statique (station1)*  
**Figure III-30:** *distribution de pression statique (station2)*  
**Figure III-31:** *distribution de pression statique (station3)*  
**Figure III-32:** *distribution de pression statique (station4)*  
**Figure III-33:** *distribution de pression statique (station5)*

**Figure III-34:** *distribution de pression statique (station6)*  
**Figure III-35:** *distribution de pression statique (station7)*  
**Figure III-36:** *distribution de pression statique (station8)*  
**Figure III-37:** *distribution de pression statique (station9)*  
**Figure III-38:** *distribution de pression statique (station10)*  
**Figure III-39:** *répartition la portance le long de l'envergure de l'aile*  
**Figure III-40:** *répartition le moment le long de l'envergure de l'aile*  
**Figure IV -1 :** *Modèle complet du Challenger 300*  
**Figure IV- 2 :** *CRJ 700 Sous-composantes*  
**Figure IV- 3 :** *poutre en flexion*  
**Figure IV- 4 :** *les plaques dans patran*  
**Figure IV-5 :** *aile avant et après la fractionnement*  
**Figure IV-6 :** *la Subdivision uniforme*  
**Figure IV-7 :** *Subdivision non uniforme*  
**Figure IV-8 :** *Création des éléments CQUAD*  
**Figure IV-9:** *Création des éléments CROD*  
**Figure IV-10 :** *le maillage de l'aile complet*  
**Figure IV- 11 :** *Vérification des normales*  
**Figure IV-12:** *modification des normales*  
**Figure IV-13:** *Toutes les normales sont sortantes*  
**Figure IV-14 :** *Définition des Propriétés matérielles*  
**Figure IV-15 :** *Propriétés des éléments cquad*  
**Figure IV- 16 :** *Positionner le nœud Dépendant*  
**Figure IV-17 :** *Création du nœud dépendant*  
**Figure IV-18 :** *Création des nœuds indépendants*  
**Figure IV-19 :** *Création de la carte RBE3*  
**Figure IV- 20 :** *définition des charges et des moments*  
**Figure IV- 21 :** *positionner les nœuds d'application*  
**Figure IV- 22 :** *définition les degrés de liberté*  
**Figure IV-23 :** *positionner les nœuds d'application*  
**Figure IV-24 :** *le Modèle complet*  
**Figure IV-25 :** *Distribution de l'Effort Tranchant*  
**Figure IV-26 :** *Distribution de Moment fléchissant*  
**Figure IV-27 :** *Distribution de torsion*  
**Figure IV-28 :** *la carte RBE3*  
**Figure IV-29 :** *l'axe élastique et les stations*  
**Figure IV-30 :** *boite d'aile*  
**Figure IV-31 :** *distribution de contraintes*  
**Figure IV-32 :** *distribution de déformation*







---

# Introduction

Le problème majeur des structures volantes est le poids qui englobe le poids de la structure du carburant et le poids du groupe propulseur .Ce facteur doit être minimisé d'une manière cohérente afin de garder les performances et la résistance de la structure aux efforts aérodynamiques qui sont générés par le déplacement de l'engin dans l'air.

Dans notre travail nous avons réalisé une étude aérodynamique et de structure sur une aile qui est la surface portante qui génère la majeure partie de la portance. Sa forme joue un rôle très important dans la diminution de la traînée et l'augmentation de la force portante. La première partie de ce travail est consacrée à la construction de l'aile avec le logiciel de construction mécanique SOILDWORKS en trois dimensions, l'aile est constituée de deux parties ; la partie extérieure est seulement utilisée dans l'étude des performances aérodynamiques et la partie intérieure est consacrée à l'étude du dimensionnement des longerons, des nervures, des lisses et du revêtement qui constituent l'ossature de l'aile.

Dans la seconde partie , la géométrie est préparée et maillée avec ICEMCFD qui un logiciel de génération maillage , qui nous permet de discrétiser notre géométrie d'une manière adaptée afin d'avoir des résultats proches de la réalité en faisant un raffinement de maillage dans les zones a fort gradient de température, de pression et de vitesses.....

La troisième partie est une simulation sur FLUENT dans le but de la détermination des forces et des moments aérodynamiques, sachant que dans notre étude nous avons pris un modèle non visqueux .Cette partie est cruciale car les résultats obtenues sont appliqués dans le dimensionnement de l'ossature de l'aile.

La dernière partie est consacrée à l'application des charges pour la détermination de la distribution des contraintes afin de localiser les sections critiques pour les renforcer avant la construction du modèle, le matériau utilisé dans ce dernier est l'alliage d'aluminium série 2024 .Le logiciel utilisé dans cette partie est PATRAN afin de préparer la géométrie pour aboutir au modèle simplifié en éléments finis , et le solveur NASTRAN pour la détermination de la solution voulue qui sont les contraintes et les déplacements .

Ce travail est présent dans ce manuscrit en commençant par une introduction suivie de rappel sur l'aérodynamique et la structure des ailes .une description des outils utilisée .enfin avant la conclusion, les résultats trouvés sont décrit et commentes aux chapitre trois et quatre.

Chapitre I

# **Généralités sur les ailes**

## I- Introduction :

L'aile portante d'envergure finie est un élément très important, on l'utilise dans le domaine aérospatial (aile d'avion, pales d'hélicoptère, ailes d'une navette spatial). En construction navale (pales d'hélices de bateaux, gouvernails, bateau a ailes portantes).

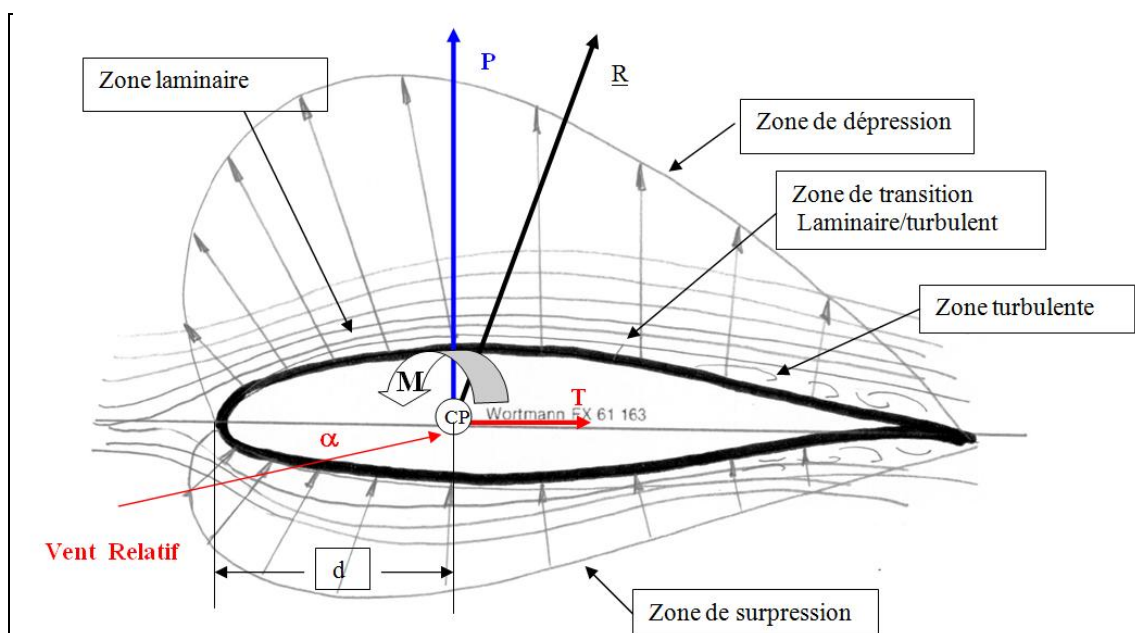
En construction mécanique (aérogénérateur : pale des turbine a vent), pour produire la force portante, les ailes ont une forme spéciale et elles sont profilées, ce qui contribue en même temps a la diminution du frottement avec le fluide, c'est-à-dire à la réduction de la traînée.

Dans ce chapitre, on donne les différentes définitions concernent l'aérodynamique de l'aile (Efforts, moments, pressions,...) et l'architecture de l'aile (longerons, nervures, revêtement,...).

On présente les différents types des voilures et leurs domaines d'utilisations.

### I-1 Définition d'une aile

L'aile portante d'envergure finie est l'élément qui crée la force de sustentation, c'est à dire une force verticale permettant d'équilibrer le poids de l'avion. Cette force est due à la différence de pression qui s'établit entre les deux côtés de l'aile. (Une surpression sous l'aile, à l'intrados, et surtout une forte dépression au dessus à l'extrados).



**Figure I-1 :** Principe de la création de portance par une aile

Pour remplir cette fonction, il y a deux possibilités :

- Soit déplacer un grand volume d'air à petite vitesse : c'est le principe de l'aile battante qui est le mode de vol des oiseaux et des insectes, qui a été la première approche suivie en aéronautique et qui redevient d'actualité ces dernières années pour des applications au vol de drones miniatures en espace clos.
- Soit déplacer un petit volume d'air à grande vitesse : c'est le principe de l'aile fixe, qui est le principe de vol de tous les avions.

## I -2 Caractéristiques aérodynamiques d'une aile :

Pour l'étude des caractéristiques de l'écoulement de l'air autour des ailes on peut servir de l'écoulement plan autour du profil de l'aile, donc en deux dimensions.

Nous allons tout d'abord donner les principales définitions utiles par la suite, pour les profils Deux dimensions et pour les ailes trois dimensions.

### I -2-1 Profil 2D :

Dans cette figure, les propriétés d'un profil sont illustrées comme suit:

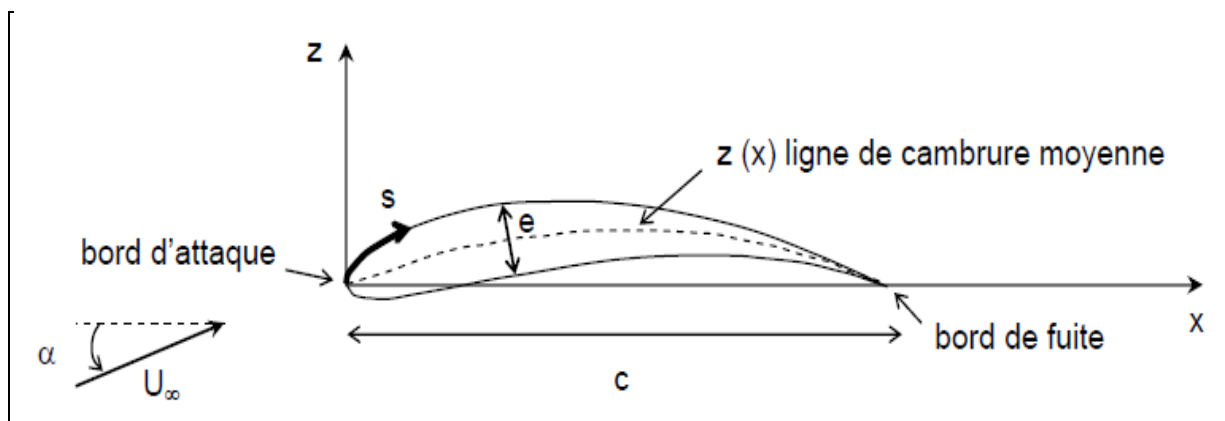


Figure I -2 : Profil d'aile

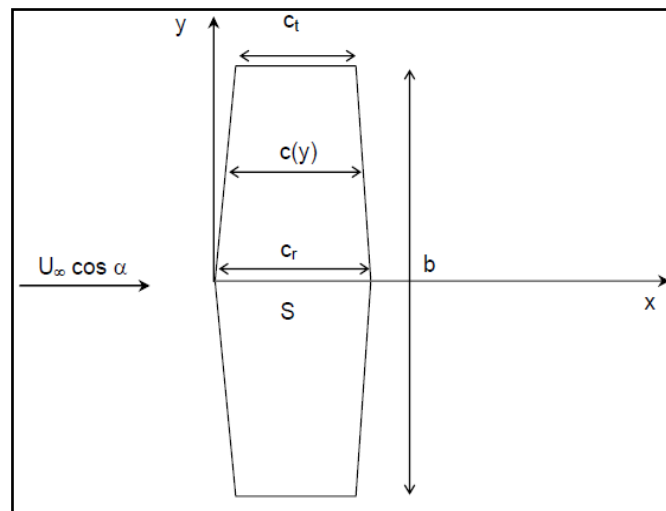
On définit pour un profil les propriétés suivantes :

**C**: La corde

**E** : L'épaisseur

**Z(x)**: La ligne de cambrure moyenne ou squelette

### I -2-2 Aile 3D :



**Figure I -3 : aile 3D**

On définit pour une aile :

**B** : L'envergure

**C<sub>r</sub>** : La corde en pied

**C<sub>t</sub>** : La corde en bout d'aile

**S** : La surface de l'aile.

### I -2-3 Définition des forces et moments :

#### I-2-3.1 Portance, traînée

Ces notions sont des grandeurs très importantes. Elles modélisent sous forme de vecteur les différentes forces exercées sur le profil.

#### La portance :

C'est la force, due à la surpression - dépression, exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à l'axe du vent relatif. C'est cette composante de la résultante aérodynamique qui maintient l'avion en l'air.

De formule:

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (\text{I-1})$$

**L**: Force de portance

**$\rho$** : Masse volumique du fluide (air à température et pression normales  
: 1.293 kg/m<sup>3</sup>)

**S**: Surface de la vue en plan de l'aile en m<sup>2</sup>

**V**: Vitesse relative en m/s

**$C_L$**  : Coefficient de portance.

### La traînée :

C'est la force exercée par le vent relatif sur le profil. Elle au même axe que le vent relatif la traînée est donc un obstacle à la vitesse de l'aile car elle le ralentit. La traînée est une source de pertes de performances aérodynamiques.

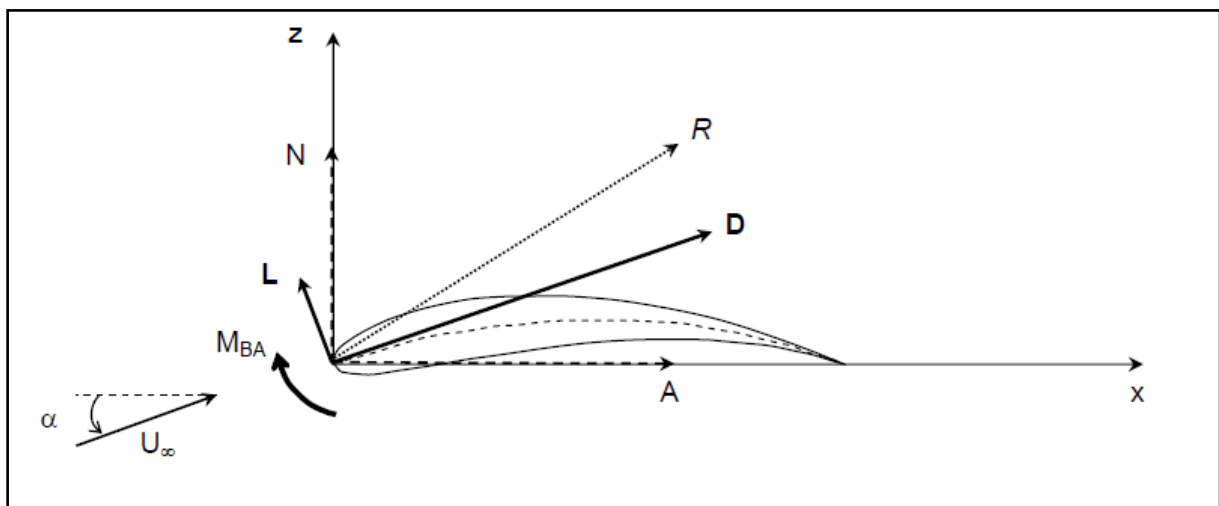
De formule :

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_d \quad (\text{I-2})$$

**$C_d$**  : Coefficient de traînée.

De plus la pression à l'intrados est beaucoup plus importante qu'à l'extrados. En conséquence l'air n'a qu'une envie : passer de l'intrados à l'extrados, pour combler le vide (la nature a horreur du vide). Le passage de l'air du dessous vers le dessus de l'aile crée une déviation des filets d'air, vers l'extérieur d'aile pour l'intrados, et vers l'intérieur pour l'extrados se crée des tourbillons : encore du freinage et de l'énergie perdue (la traînée induite).

Différents points d'application des efforts aérodynamique :



**Figure I-4 :** Efforts et moment aérodynamiques

On définit les efforts aérodynamiques suivants

**A** : la force axiale

**N** : la force normale

**D** : la traînée

**L** : la portance

**MBA** : le moment de tangage de bord d'attaque.

La portance et la traînée peuvent être déterminées à partir des forces axiale et normale connaissant l'angle d'incidence du profil.

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (\text{I-3})$$

$$D = N \sin(\alpha) - A \cos(\alpha) \quad (\text{I-4})$$

### I -2-3.2 Moment quart de corde :

On définit le moment quart de corde d'un profil comme le moment résultant des efforts aérodynamiques appliqués à  $X = C/4$  :

$$M'_{BA} = L' + M'_{C/4} = X_{CP} L' \quad (\text{I-5})$$

**Remarque** : pour un profil mince symétrique, le centre de pression est situé au quart de corde.

### I -2-3.3 Forces et moments appliqués à un profil 2D :

Dans le cas d'un profil 2D, ou d'une aile d'envergure infinie, on définit les forces et moments par unité d'envergure ( $b = 1$  m), et on note les forces et moments correspondants.

On définit  $P(s)$  la distribution surfacique de pression et  $T(s)$  la distribution surfacique de frottement par contrainte de cisaillement visqueux, sur l'intrados (indice i) et l'extrados (Indice e) du profil.



La figure suivante montre la Distribution d'efforts surfaciques :

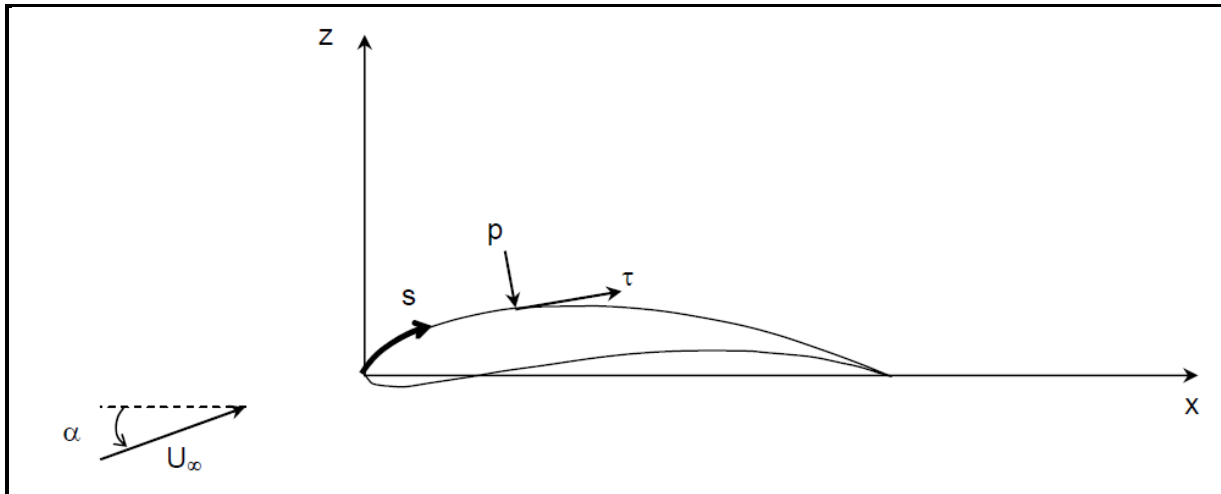


Figure I-5: *Distribution d'efforts surfaciques*

Examinons les efforts appliqués sur un élément de profil, situé sur le côté extrados puis côté intrados la figure suivante nous montre l'effort surfacique des deux cotés du profil.

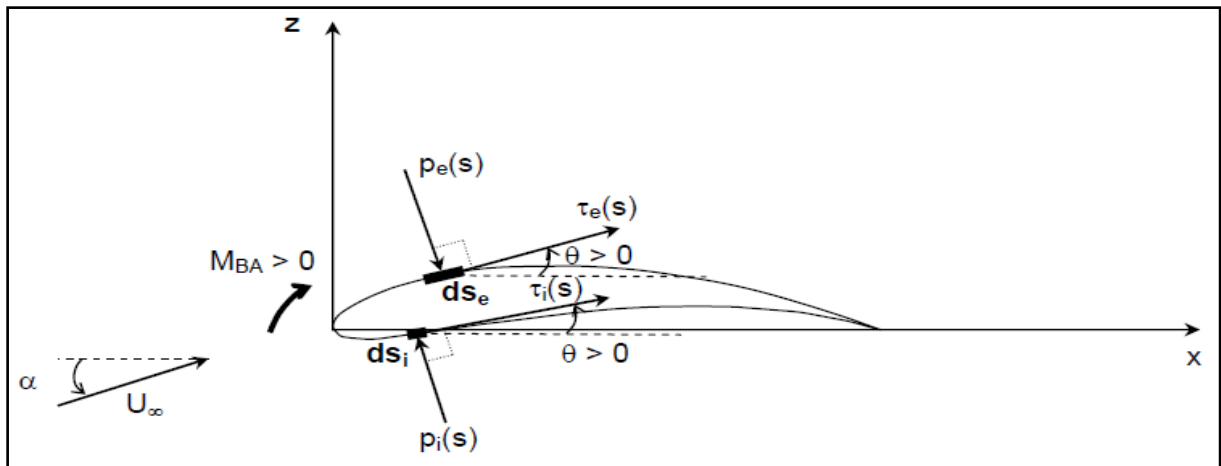


Figure I-6 : *Efforts surfaciques côté intrados et côté extrados*

Les équations qui suivent sont celles des forces axiales et radiales sur élément surfacique sur l'intrados et l'extrados.

Sur l'extrados, pour un élément  $dS_e$  :

$$dN'_e = -P_e \cos \theta dS_e + \tau_e \sin \theta dS_e \quad (\text{I-6})$$

$$dA'_e = P_e \sin \theta dS_e + \tau_e \cos \theta dS_e \quad (\text{I-7})$$

Sur l'intrados, pour un élément  $dS_i$  :

$$dN'_i = P_i \cos \theta dS_i + \tau_i \sin \theta dS_i \quad (\text{I-8})$$

$$dA'_i = -P_i \sin \theta dS_i + \tau_i \cos \theta dS_i \quad (\text{I-9})$$

Les forces normales et axiales totales par unité d'envergure s'obtiennent en intégrant les forces élémentaires du côté extrados et intrados entre le bord d'attaque et le bord de fuite :

$$N' = \int_{BA}^{BF} (-P_e \cos \theta + \tau_e \sin \theta) dse + \int_{BA}^{BF} (P_i \cos \theta + \tau_i \sin \theta) dsi \quad (\text{I-10})$$

$$A' = \int_{BA}^{BF} (-P_e \sin \theta + \tau_e \cos \theta) dse + \int_{BA}^{BF} (-P_i \sin \theta + \tau_i \cos \theta) dsi \quad (\text{I-11})$$

On déduit la portance et trainée :

$$L' = N' \cos(\alpha) - A' \sin(\alpha) \quad (\text{I-12})$$

$$D' = N' \sin(\alpha) - A' \cos(\alpha) \quad (\text{I-13})$$

Si l'on décompose les forces normale et axiale en une partie provenant de la distribution de pression et une partie provenant de la distribution de frottement :

$$N' = N'_p + N'_\tau \quad (\text{I-14})$$

$$A' = A'_p + A'_\tau \quad (\text{I-15})$$

Décomposition similaire de la trainée :

$$D' = D'_p + D'_\tau \quad (\text{I-16})$$

Où :

$D'_p$  : est la trainée de pression

$D'_\tau$  : est la trainée de frottement

De même que pour les efforts, on peut calculer le moment de tangage au bord d'attaque :

- sur l'extrados, pour un élément  $ds_e$  :

$$dM'_{BAe} = (Pe \cos\theta - \tau e \sin\theta)x ds_e + (Pe \sin\theta - \tau e \sin\theta)z ds_e \quad (\text{I-17})$$

- sur l'intrados, pour un élément  $ds_i$  :

$$dM'_{BAi} = (Pi \cos\theta - \tau i \sin\theta)x ds_i + (Pi \sin\theta - \tau i \sin\theta)z ds_i \quad (\text{I-18})$$

Le moment résultant des efforts appliqués au profil, calculé au bord d'attaque est alors :

$$dM'_{BA} = \int_{BA}^{BF} [(Pe \cos\theta - \tau e \sin\theta)x + (Pe \sin\theta - \tau e \sin\theta)z] ds_e + \int_{BA}^{BF} [(-Pi \sin\theta + \tau i \cos\theta)x + (-Pi \sin\theta + \tau i \sin\theta)z] ds_i \quad (\text{I-19})$$

#### I-2-3.4 Efforts aérodynamiques et moments 3D:

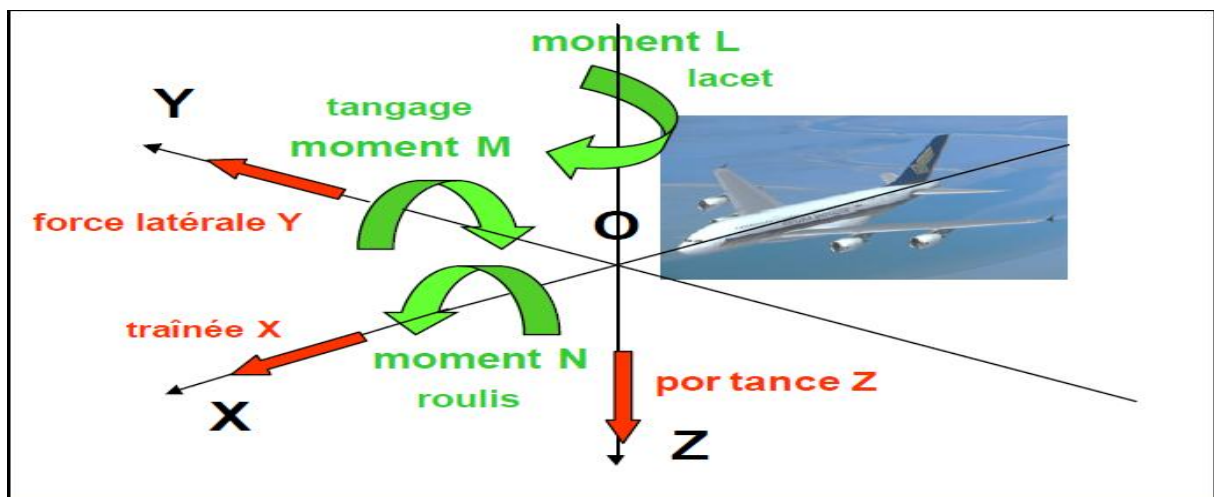


Figure I-7 : Moments aérodynamiques 3D

Dans l'espace, on définit les efforts aérodynamiques et les moments suivants :

- D** : la traînée
- L** : la portance
- T** : la dérive
- Mr** : le moment de roulis
- MT**: le moment de tangage
- M** : le moment de lacet

Dans le cas 2D, il ne reste, comme nous l'avons vu précédemment, que deux forces (traînée et portance) et un moment (moment de tangage). Ce moment pourra être appliqué, par exemple, au bord d'attaque du profil.

#### I -2-4 Coefficients aérodynamiques:

Les différents coefficients aérodynamiques sont définis à partir de la pression dynamique

##### I -2-4-1 Coefficients d'une aile :

Pour une aile 3D, on définit les coefficients par rapport à la surface de l'aile

- le coefficient d'effort axial :

$$C_A = \frac{A}{Q_\infty S} \quad (\text{I-20})$$

- le coefficient d'effort normal:

$$C_N = \frac{N}{Q_\infty S} \quad (\text{I-21})$$

- le coefficient de portance :

$$C_L = \frac{L}{Q_\infty S} \quad (\text{I-22})$$

- le coefficient de traînée :

$$C_D = \frac{D}{Q_\infty S} \quad (\text{I-23})$$

- le coefficient de moment :

$$C_{M, BA} = \frac{M_{ba}}{Q_\infty S c} \quad (\text{I-24})$$

**I -2-4.2 Coefficients de pression et de frottement :**

- le coefficient de pression

$$C_p(s) = \frac{P(s) - P_\infty}{Q_\infty} \quad (\text{I-25})$$

- le coefficient de frottement

$$C_r = \frac{\tau(s)}{Q_\infty} \quad (\text{I-26})$$

Contrairement aux coefficients d'effort et de moment, qui sont globaux, ces deux coefficients sont locaux et sont fonction de la position sur le profil.

**I -2-4.3 Finesse d'un profil ou d'une aile :**

La finesse  $f$  d'un profil ou d'une aile est le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée :

$$F = \frac{C_l}{C_d} = \frac{L}{D} \quad (\text{I-27})$$

La finesse est fonction de la forme du profil ou de l'aile, mais également de l'angle d'incidence. Pour une aile d'avion, elle est de l'ordre de 25 et atteint 50 pour une aile de planeur. La finesse  $f$  correspond aussi au rapport entre la distance parcourue horizontalement et la distance parcourue verticalement pour un vol plané sans vent extérieur.

**I -2-4-4 Centre de pression :**

Le centre de pression d'un profil est le point autour duquel le moment résultant des efforts aérodynamiques appliqués au profil est nul :

$$M'_{cp} = 0 \quad (\text{I-28})$$

Par rapport au moment des efforts calculé au bord d'attaque du profil, la position du centre de pression est donnée par la relation :

$$X_{cp} = \frac{-M'_{BA}}{N'} \quad (\text{I-29})$$

Pour de faibles angles d'incidence,  $\sin \alpha \approx 0$  et  $\cos \alpha \approx 1$  donc  $N' \approx L'$

**Remarque** : la position du centre de pression dépend de l'angle d'incidence du profil.

### I-2-4.5 Centre aérodynamique :

Le centre aérodynamique d'un profil est le point du profil pour lequel le moment est indépendant de l'angle d'incidence :

$$M'_{ca}(\alpha) = \text{cst} \quad (\text{I-30})$$

### I-3 Caractéristiques géométriques d'une aile :

Les caractéristiques géométriques importantes d'une aile d'avion sont sa forme en plan et son profil aérodynamique, d'après leur formes en plan, on peut répartir les ailes d'avion en plusieurs catégories : rectangulaire, elliptique, trapézoïdale (employées en régime subsonique) Triangulaire (ou Delta), gothique ou double gothique (employées en régime supersonique et hypersonique).

De plus, on tien compte de la surface  $S$ , de sa projection dans le plan et de son envergure  $b$  qui représente la distance entre les extrémités de l'aile.

Le paramètre géométrique le plus important pour caractériser une aile est son allongement, il s'agit du carrée de l'envergure  $b$  et de la projection de la surface de l'aile  $S$ .

#### I-3-1 Les types de voilures (selon leurs formes dans le plan):

- Voilure rectangulaire

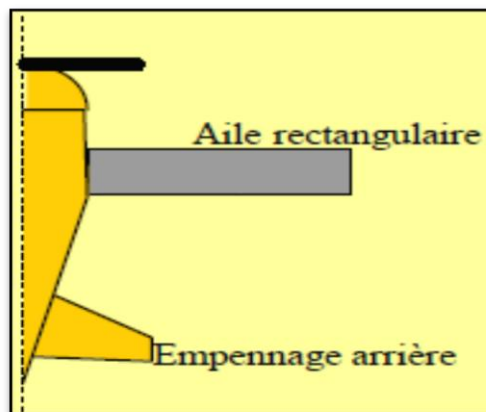


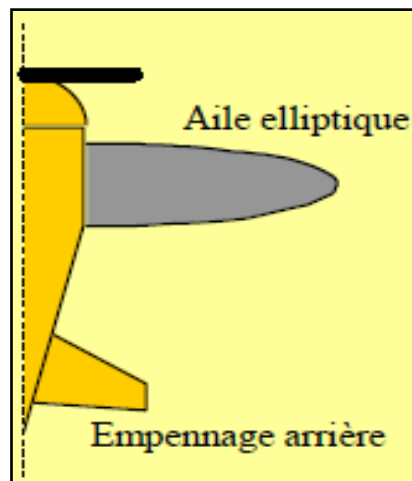
Figure I-8 : aile rectangulaire

Ce type de voilure est, de toute évidence, le modèle le plus simple de voilure.

Il est très facile à produire. Malheureusement, il induit beaucoup de traînée. Mais ce type de voilure a l'avantage de décrocher progressivement à partir de l'emplanture.

Ce type de voilure est rencontré sur les avions de voltige et des avions de la Seconde guerre mondiale, mais aussi sur les avions monoplans, biplans et triplans de la Première guerre mondiale.

- **voilure elliptique**



-Figure I-9 : aile elliptique

**Avantage:**

- Excellente finesse en subsonique
- Profil mince

**Inconvénients:**

- Complexité de la structure
- Décrochage aérodynamique violent
- Faible gain par rapport aux ailes trapézoïdales

- Aile trapézoïdale
  - Voilure en flèche positive

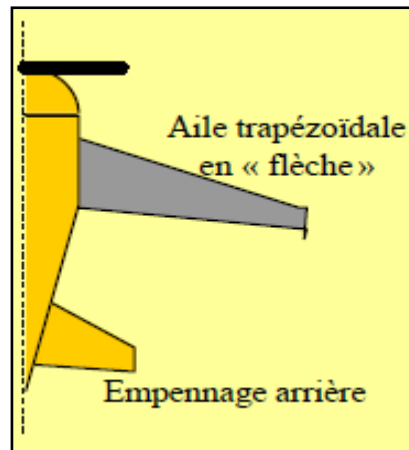


Figure I-10 : *voilure en flèche*

Quand on parle de flèche, on parle implicitement d'angle. L'angle de flèche est l'angle entre l'aile de l'avion et une ligne imaginaire perpendiculaire au fuselage de l'avion.

**Avantages:**

- Trainée moindre à Mach 0,7 – 0,8
- Régime haut subsonique / supersonique
- Inconvénients:
- Phénomène aéro-élastique
- Performances à basse vitesse

- Voilure à flèche négative

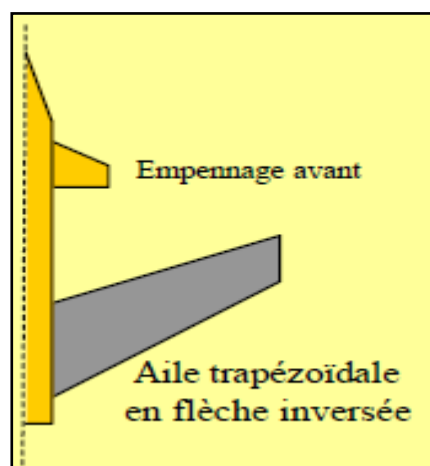


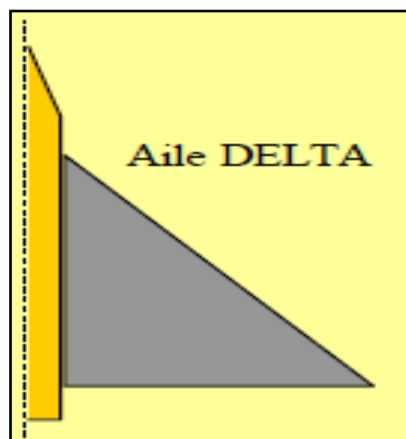
Figure I-11 : *voilure à flèche négative (inversée)*



Aussi appelé **FSW** (Forward Sweep Wing en anglais), cette configuration est relativement rare, peu d'appareils utilisent la flèche inversée. Ce type de voilure augmente la maniabilité par rapport à une aile en flèche classique de surface alaire analogue. Cette aile est optimisée pour les vitesses transsoniques. Elle permet d'augmenter le rayon d'action de l'appareil et de diminuer la distance de décollage et d'atterrissage. De même, elle diminue un peu la signature radar de l'appareil.

Mais le gros inconvénient d'une telle voilure est sa grande instabilité. Pour avoir une telle voilure, il faut disposer de commandes de vol dernier cri, beaucoup plus performantes que les **CDVE** actuelles, engendrant un problème de coût financier.

- **Voilure Delta**



**Figure I-12:** voilure Delta

Ayant une surface alaire plus importante, la charge alaire (charge par  $m^2$  de voilure) est donc moins importante. En configuration lisse (sans armement) l'avion peut faire des évolutions plus serrées car meilleure répartition des efforts sur les ailes. De même, l'aile delta décale le centre de gravité de l'avion vers l'arrière, augmentant la distance avec le foyer de l'avion. Or, c'est cette distance qui détermine la stabilité de l'appareil. Plus elle est grande, plus l'avion est instable. Ainsi, une aile delta est plus instable qu'une aile en flèche permettant donc d'avoir une excellente maniabilité.

La surface portante est elle aussi plus importante, permettant de repousser les limites des domaines de vol. En particulier, la vitesse de décrochage est plus faible sur les avions delta que sur les avions à flèche de la même génération.

- Aile gothique

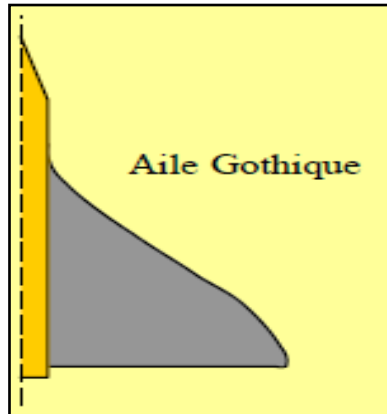


Figure I-13: *voilure gothique*

**Avantages:**

- Vortex hypersustentateur
- Performances à basse vitesse

**Inconvénients:**

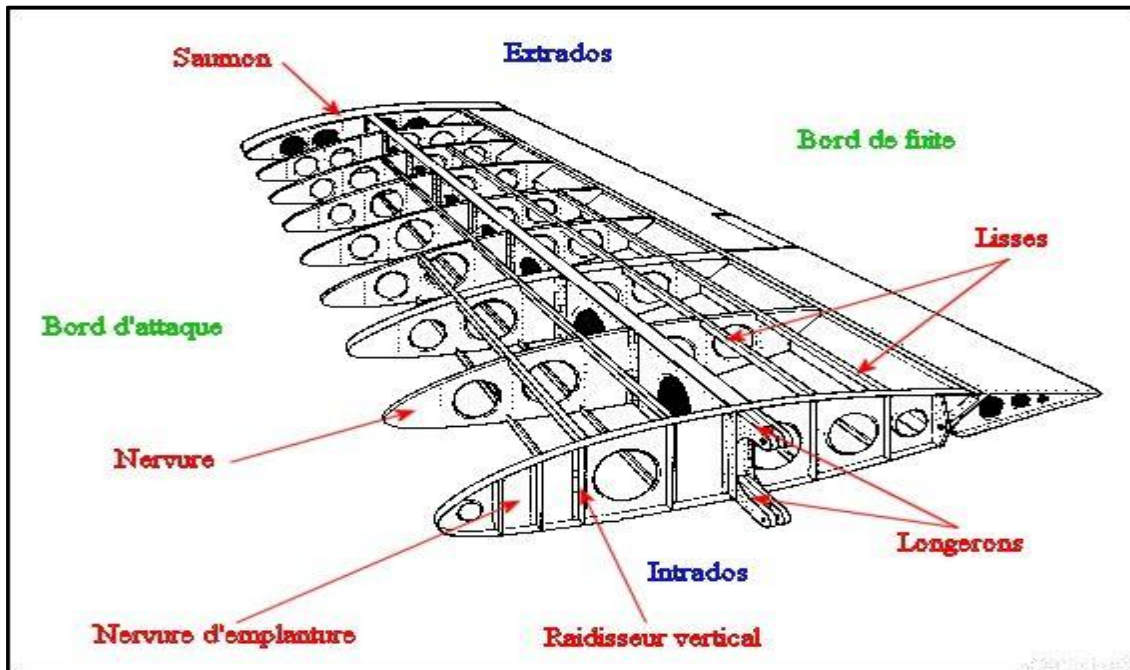
- Complexité de la structure
- Forte trainée induite
- Trainée des élevons

**I-3-2 Architecture de l'aile**

Généralement l'aile est constituée par :

- Les longerons
- Les nervures
- Le revêtement

La figure suivante montre l'architecture de l'aile :

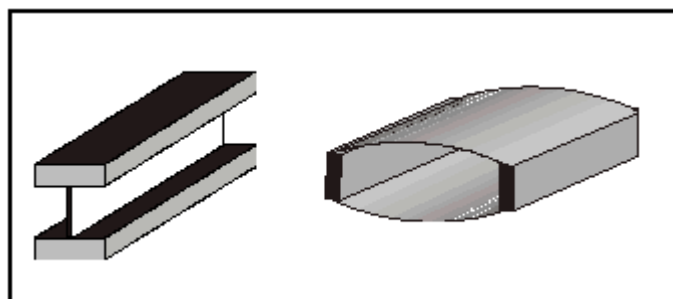


**Figure I-14:** Architecture de l'aile

### I-3-2.1 Longerons

Le longeron est un moyen de tenir les efforts verticaux ou horizontaux provoquant un cisaillement. Il peut être réalisé par :

- une âme ou revêtement travaillant (cas des longerons et fuselages coques)

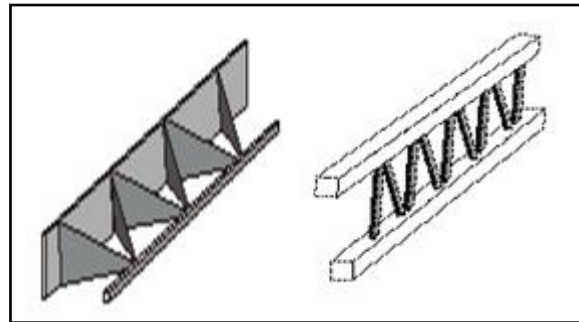


**Figure I-15:** longerons coque

L'âme, pour travailler correctement sans plissement, est maillée par des raidisseurs placés souvent en face des nervures pour un longeron d'aile.

Une structure triangulée (cas des fuselages dits treillis)

La figure suivante montre les longerons triangulés :

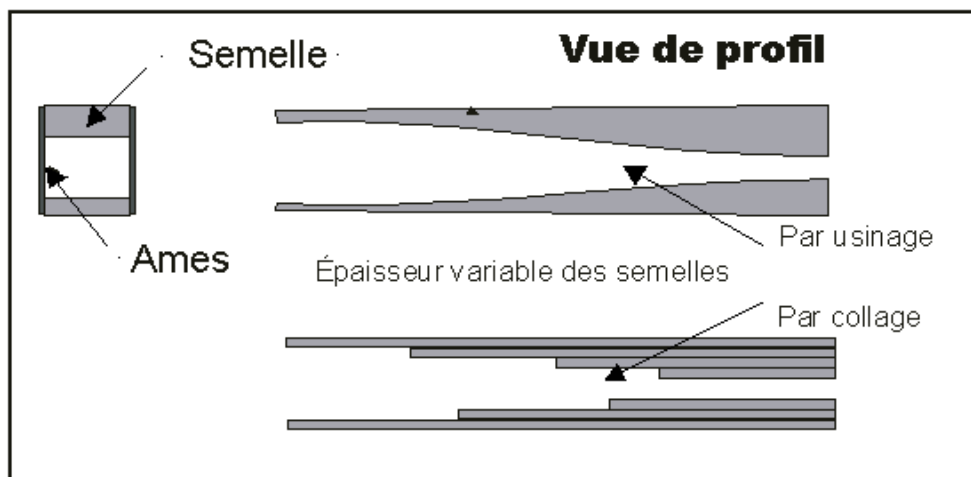


**Figure I-16:** *longerons triangulés*

Le principe est identique à celui des fuselages tubulaires métalliques. Deux principes sont couramment utilisés :

- longeron encaissant uniquement la flexion
- longeron encaissant la flexion et la torsion
  - Uniquement la flexion

Vue de profil

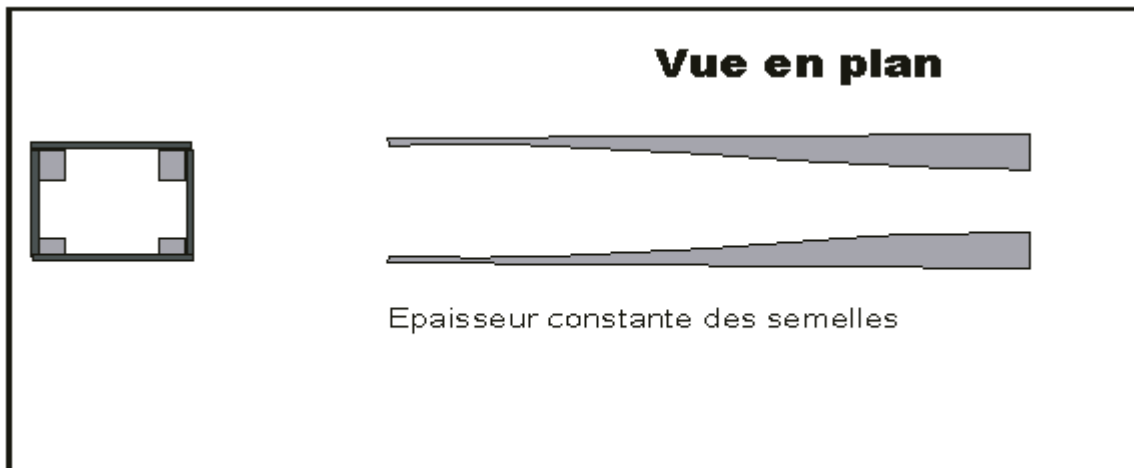


**Figure I-17 :** *longerons en flexion*

La largeur est souvent conservée constante pour faciliter la fabrication et montage des nervures. La semelle supérieure a une section plus importante que la semelle inférieure car le bois n'aime pas la compression.

## ➤ Flexion et Torsion

Vue en plan

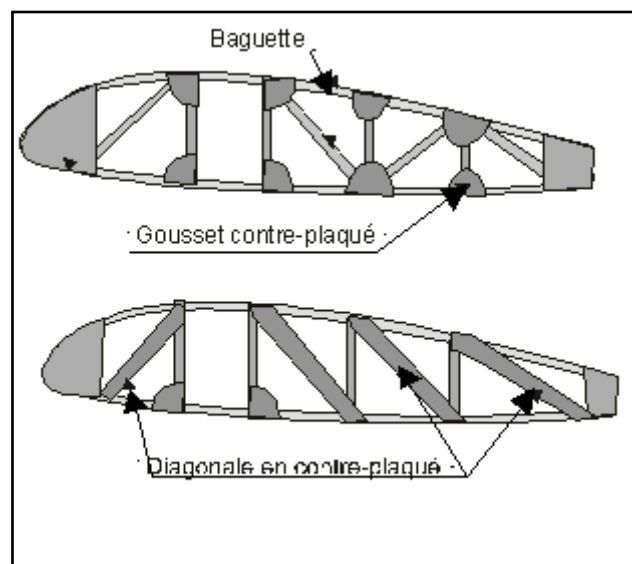
**Figure I-18:** *longérons en torsion*

L'épaisseur des semelles est constante. Les âmes et revêtement forment le caisson de torsion.

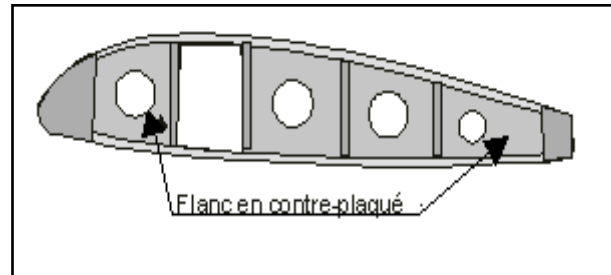
**I-3-2.2 Nervures**

Les nervures sont les éléments qui donnent la forme de l'aile et renforcent le revêtement. Elles prennent la forme du profil utilisé pour construire l'aile.

Pour leur réalisation plusieurs principes sont en concurrence :

**Figure I-19:** *nervure triangulée*

Ce procédé donne sensiblement une égale résistance en vol normal et inversé.  
Fabrication plus rapide, mais le sens des diagonales est privilégié pour travailler en traction.



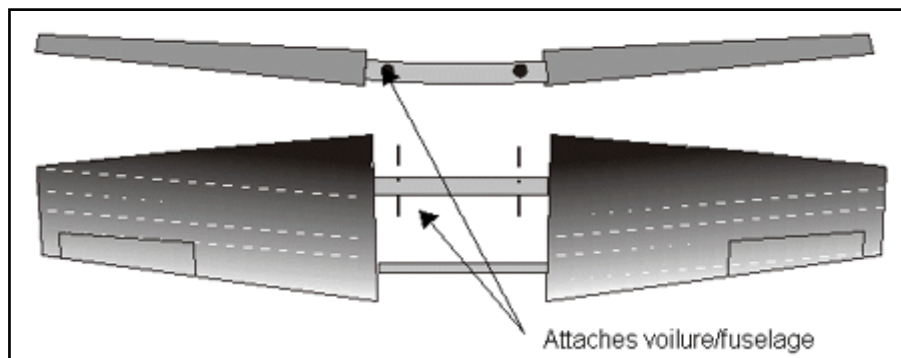
**Figure I-20:** *nervure coque*

Solution simple sans diagonale, mais plus lourde. Valable pour les petites nervures.

### I-3-2.3 Ensemble voilure

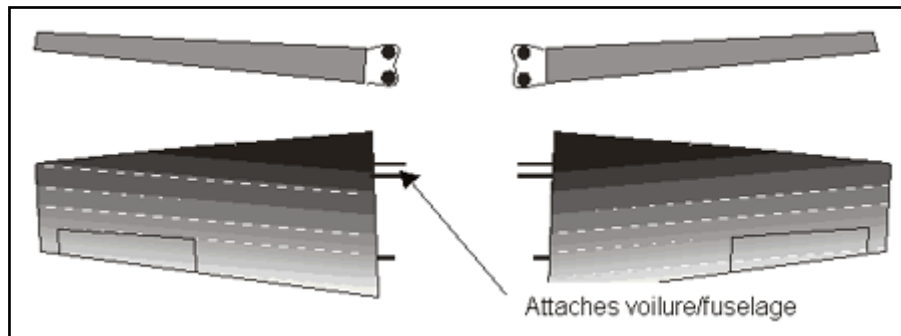
Deux principes :

- Ailes d'une seule pièce



**Figure I-21:** *aile d'une seule pièce*

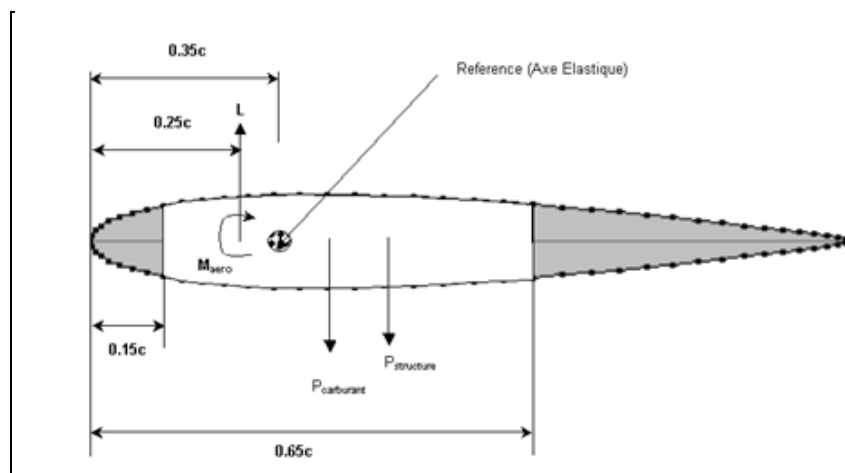
➤ Demi -voilure



**Figure I-22:** *demi-voilure*

- Cette solution impose une mise en forme du longeron en accord avec le profil.  
Le revêtement de voilure assure le rôle de gousset et transmet les charges sur les faces inférieure et supérieure du longeron.

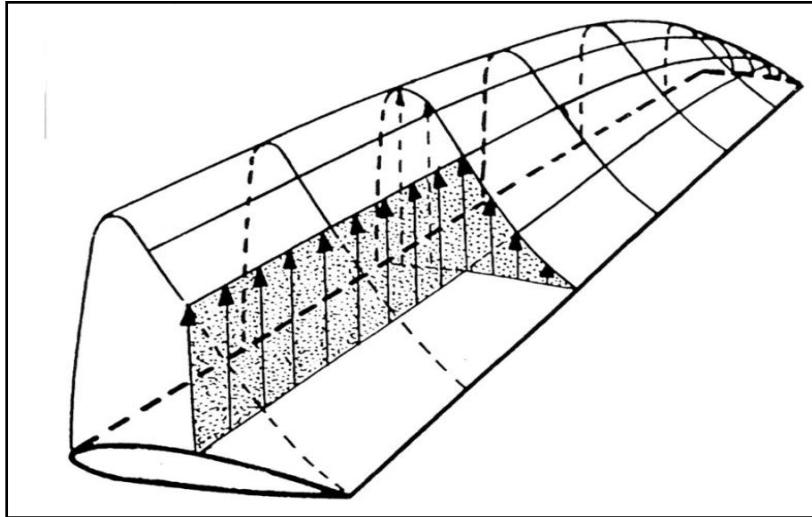
#### I-4 Calcul De distribution de charge:



**Figure I-23:** *une station avec l'axe élastique*

### I-4-1 Calcul de la distribution de L et M. et intégration le long de l'axe de référence:

Une fois que la distribution de la portance et le moment aérodynamique le long de l'envergure sont connues. Il faut intégrer cette distribution pour déterminer la distribution de l'effort tranchant due à la portance.



**Figure I-24:** la distribution de l'effort tranchant due à la portance

➤ Les équations à utiliser sont:

a) L'effort tranchant dû à la portance est :

$$V(b) - V(y) = - \int_y^B L(y) dy \quad (\text{I-31})$$

b) L'effort tranchant dû au poids de la structure et du carburant :

$$V_2 - V_1 = - \int_{y_1}^{y_2} w(y) dy \quad (\text{I-32})$$

c) La distribution du moment fléchissant :

$$M_2 - M_1 = - \int_{y_1}^{y_2} V(y) dy \quad (\text{I-33})$$

d) Distribution de la torsion :



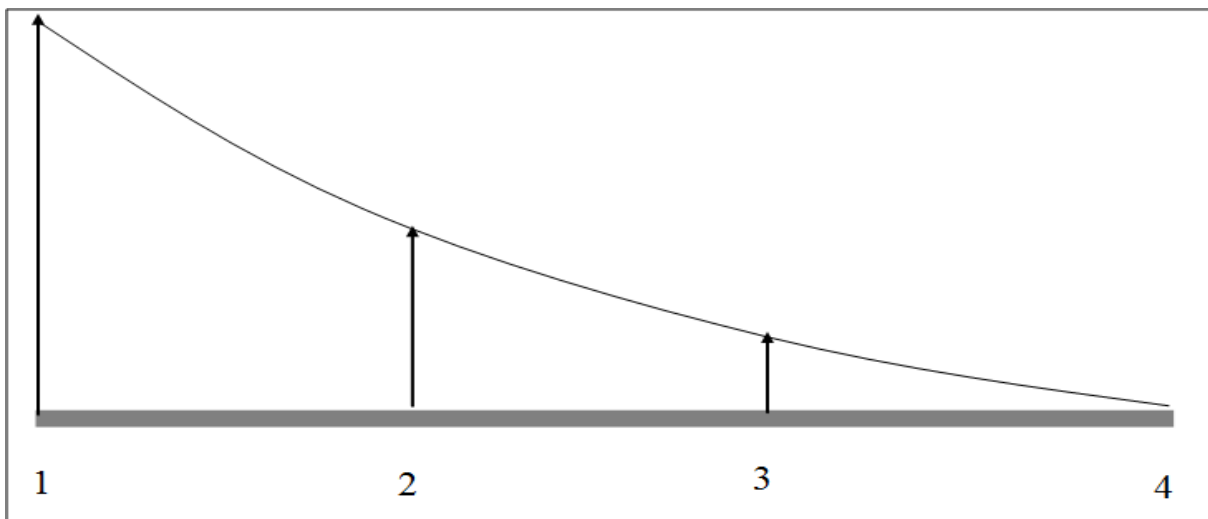
Cette distribution est simple à calculer. Cette torsion est générée par le bilan du moment aérodynamique + le moment par rapport à l'axe élastique de la portance, le poids de la structure et le poids du carburant.

$$T = V(x_{elas} - x_{CG}) \quad (\text{I-34})$$

**N.B.** Il ne faut pas confondre entre ce moment fléchissant et le moment aérodynamique :

- i) Le moment aérodynamique + les moments générés par la portance, le poids de la structure et le poids du carburant par rapport à l'axe élastique (repère de structure) génère de la torsion dans la boîte de l'aile (Wing Box).
  - ii) Le moment fléchissant est la conséquence de la distribution de l'effort tranchant le long de l'envergure.
- e) Calcul de ces distributions à l'intersection de la nervure avec l'axe élastique.

**I-4-2 Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis à chaque nervure.**



**Figure I-25 :** *les charges entre les nervures*

**I-4-2.1 Déterminer l'Effort Tranchant discrétisé entre les nervures.**

$$V_{D,Bi} = \frac{V_{T,Si} + V_{T,S(i+1)}}{2} \quad (\text{I-35})$$

$V_{T,Si}$ : Effort Tranchant théorique à la station I

$V_{D,Bi}$ : Effort Tranchant Discrétisé à la baie i

**I-4-2.2 Déterminer la force appliquée à chaque nervure :**

$$F_{A,S(i+1)} = V_{D,Bi} - V_{D,B(i+1)} \quad (\text{I-36})$$

$F_{A,S(i+1)}$  : Force appliques à la station i+1

**I-4-2.3 Calcul de la torsion :**

Comme pour l'effort tranchant on doit calculer la torsion appliquée à chaque station au niveau des nervures.

$$T_{D,Bi} = \frac{T_{T,Si} + T_{T,S(i+1)}}{2} \quad (\text{I-37})$$

$$T_{A,S(i+1)} = T_{D,Bi} - T_{D,B(i+1)} \quad (\text{I-38})$$

**I-4-2.4 Correction du moment fléchissant :**

Le moment fléchissant est une conséquence du cisaillement. Donc, il faut corriger ce moment pour coïncider le moment à chaque nervure par l'équation suivante :

$$M_{A,Si} = M_{T,Si} - (M_{T,S(i+1)} \pm V_{D,Bi} \{S_{(i+1)} + S_i\}) \quad (\text{I-39})$$

$S_{(i+1)}$ : Coordonne de la station I+1

$(M_{T,S(i+1)})$ : Moment fléchissant Théorique a la station i+1

$M_{A,Si}$ : Moment correctif appliqué à la station i

### I-4-3 Dimensionnement et Indice de Charge :

On peut avoir une idée sur les charges internes sans passer par les éléments finis. Cette étape peut être très utile car elle donne un ordre de grandeur des dimensions des différentes composantes de l'aile comme les revêtements, les lisses et les longerons (âme et semelles).

On utilisera ces valeurs pour démarrer les itérations, mais par la suite c'est avec l'outil des Éléments finis qu'on pourra avoir les charges internes plus représentatif et plus précis.

Une boîte de l'aile est représentée comme suit :

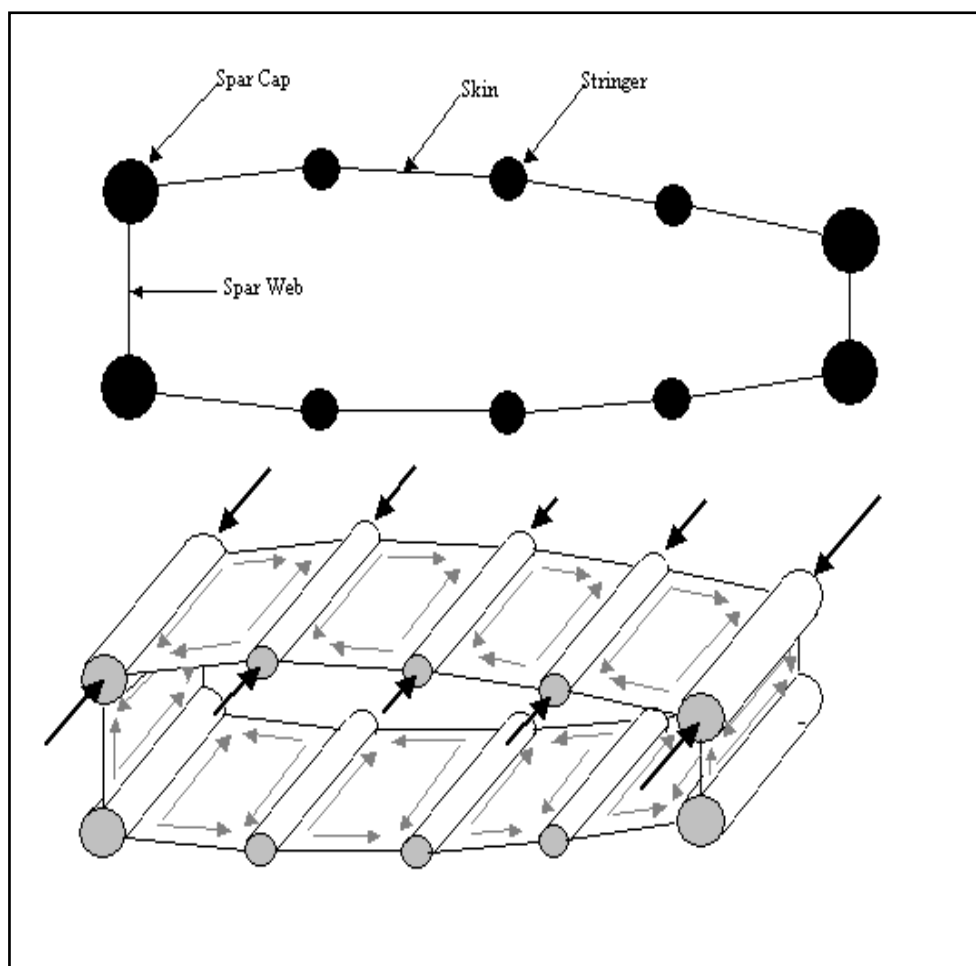
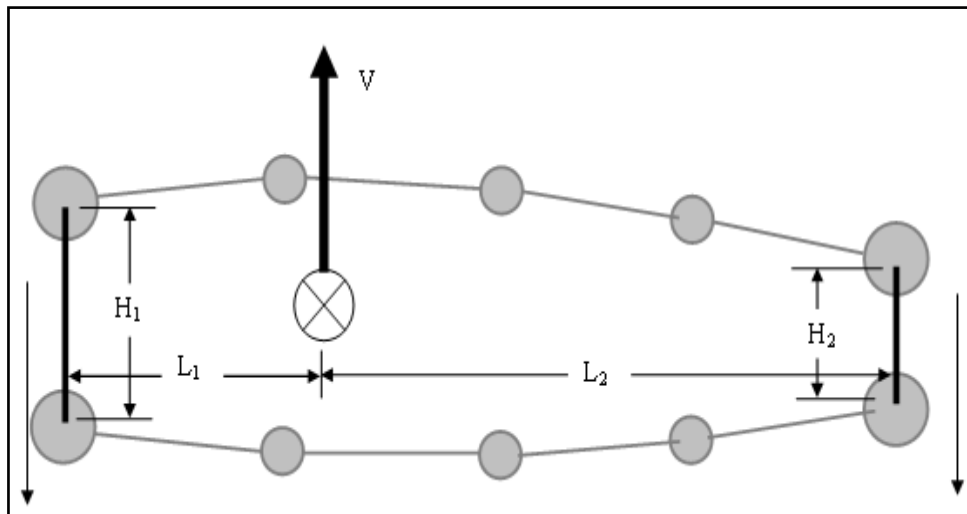


Figure I-29 : une boîte de l'aile

**L'équilibre des forces :**

A) L'effort Tranchant

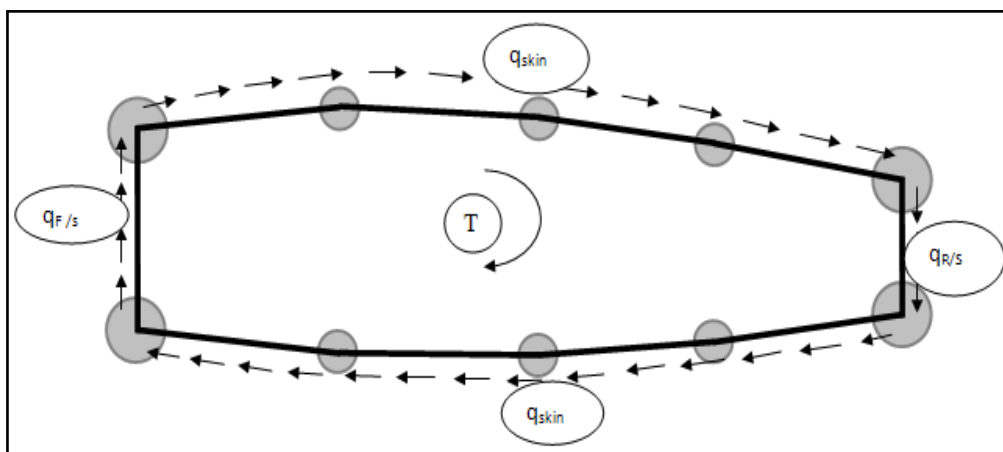
L'effort tranchant sera repris par l'âme des longerons



**Figure I-30 :** L'effort tranchant sera repris par l'âme des longerons

B) Torsion.

Puisque la boîte de l'aile est une cellule fermée, la torsion sera réagit par le cisaillement de cette cellule.



**Figure I-31 :** torsion de l'aile

## C) Moment fléchissant

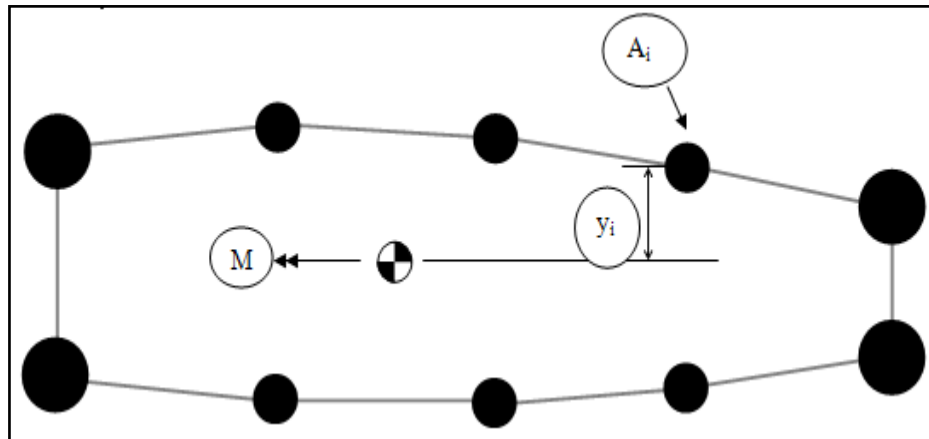


Figure I-32 : moment fléchissant

Pour ce qui est du moment fléchissant, on supposera que les lisses et les semelles des longerons réagiront ce moment.

## I-4-3.1 Détermination des indices de charges de l'âme des longerons.

Donc l'âme des longerons réagiront le l'effort tranchant et la torsion. Ce cisaillement sera comme suit.

L'indice de charges de l'âme des longerons avant est :

$$LI_{F/S} = Q_V \pm Q_S = \frac{L_2 * V}{H_1(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(H_1 + H_2)(L_1 + L_2)} \quad (\text{I-40})$$

L'indice de charges de l'âme des longerons Arrière est :

$$LI_{R/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_1 * V}{H_2(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(H_1 + H_2)(L_1 + L_2)} \quad (\text{I-41})$$

## I-4-3.2 Détermination des indices de charge des revêtements supérieurs et inférieurs

$$LI_{\text{revêtement}} = Q_T = \frac{T}{(H_1 + H_2)(L_1 + L_2)} \quad (\text{I-42})$$

**I-4-3 .3: Détermination des indices de charge des lisses et Semelles des Longérons.**

$$LI_{\text{strg}} = \frac{2M}{(H_1+H_2)} * \frac{A_{\text{strg}}}{A_{\text{tot}}} \quad (\text{I-43})$$

**M** : est le moment fléchissant à la station ou on veut évaluer les aires des lisses et semelles de longérons.

$\frac{A_{\text{strg}}}{A_{\text{tot}}}$  : est le rapport des aires de chaque lisse/Semelle par rapport au l'aire total qui réagira le moment fléchissant.

Il faut cependant considère  $A_{\text{tot}}$  de la partie supérieure quand on veut estimer les charges sur les lisses et semelles supérieures et vis versa avec les lisses et semelle inférieures.

Une fois les charges internes sont estimés. On dimensionnera les différentes composantes selon les permmissibles des matériaux choisis.

- 1) Revêtement supérieur sera vérifié contre la stabilité
- 2) Revêtement Inférieur sera vérifié contre la fatigue

Chapitre II

# **Description des outils utilisés**

---

## II-1 Intérêt de la simulation :

La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures.

## II-2 CAO :

C.A.O. est l'acronyme de Conception Assistée par Ordinateur. C'est un ensemble de logiciels et de techniques permettant de concevoir et de réaliser des outils et des produits manufacturables. Cette technique est l'équivalent informatique de la table à dessin de l'ingénieur ou de l'architecte. Elle permet de prendre en compte automatiquement un grand nombre de contraintes (résistance des matériaux, capacité d'assemblage, fabrication etc.) pendant la phase de conception d'un ensemble. Les logiciels correspondants sont utilisés pour une ou plusieurs phases du développement.

Ces logiciels permettent par exemple de créer des pièces mécaniques, d'en préparer la fabrication, de les assembler et de simuler leur comportement. Ils permettent également la conception de bâtiments puis d'en tirer les plans facilement ou de créer une maquette numérique en trois dimensions. Ces maquettes numériques résultent de l'assemblage d'un nombre très importants de pièces élémentaires, liées entre elles par des contraintes spatiales ou mécaniques. En partant d'une modélisation en 3D solide (ou volumique), ces logiciels permettent de réaliser une mise en plan souvent appelée 2D. C'est sur cette mise en plan que vont apparaître toutes les informations telles que cotation, état de surface, tolérancement géométrique, spécification, etc.

La CAO permet aussi de concevoir des systèmes dont la complexité dépasse la capacité de l'être humain comme par exemple en micro-électronique. En effet la miniaturisation (composants dont la taille est de l'ordre du micromètre) et le nombre toujours plus important de composant intégrés à une même puce rendent impossible la conception de tels systèmes sans l'aide de la CAO.

La CAO décolla dans les années 75-90, lorsque le coût de mise en place d'un poste se rapprocha du coût annuel d'un dessinateur. La mise en place fut un peu pénible au début en raison d'une nécessité de reprendre les plans existants.



On s'aperçu à cette occasion que statistiquement près de 10% des cotations sur les plans existants étaient inexacts, que des références de plans existaient en double, qu'une référence unique pouvait correspondre à plusieurs plans légèrement différents, etc. Au bout du compte, le gain de fiabilité de l'information se révéla constituer un argument supplémentaire important décidant à généraliser la CAO.

La C.A.O est appliquée dans le domaine de la Mécanique des matériaux, des structures et fiabilité. L'objectif de la recherche est la modélisation pour la simulation numérique et expérimentale du comportement des matériaux et des structures en vue de la conception optimale d'un produit industriel.

Exemple: un organe de machine, une structure. Les activités de recherche correspondantes mettent en œuvre les techniques de calculs de structures notamment par éléments finis, l'analyse du comportement des matériaux nouveaux, la méthodologie de conception par la fiabilité en mécanique, la validation expérimentale.

Les actions dans ce domaine sont :

- Caractérisation des matériaux (Approches micromécaniques et contrôle non destructif par ultrasons)
- Outils d'aide à la conception (calcul des structures par éléments finis)
  - ✓ Validations expérimentales (mesures sans contact : corrélation d'images, interférométrie Speckle, infrarouge....)
  - ✓ Fiabilité en mécanique (fatigue, approches probabilistes)

### **II-3 Présentation de SOLIDWORKS**

Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SOLIDWORKS a été acheté le 24 juin 1997 par la société Dassault Systèmes. Parmi les plus grandes entreprises utilisant SOLIDWORKS, on peut citer Michelin, Patek Philippe, Mega Bloks, Axiome, ME2C, SACMO, le Boulch Robert Renaud.

SOLIDWORKS est un modelleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SOLIDWORKS.

Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

### II-3-1 Les pièces :

La pièce est l'objet 3D monobloc. La modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur. Comme de nombreux logiciels conviviaux, SOLIDWORKS permet d'aboutir à un même résultat apparent par des voies souvent différentes. C'est lors de la retouche de ces fichiers ou de leur exploitation qu'on appréciera la bonne méthode.

Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, des relations booléennes (ajout retrait)... Cette organisation est rappelée sur l'arbre de construction. Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer à sa guise.

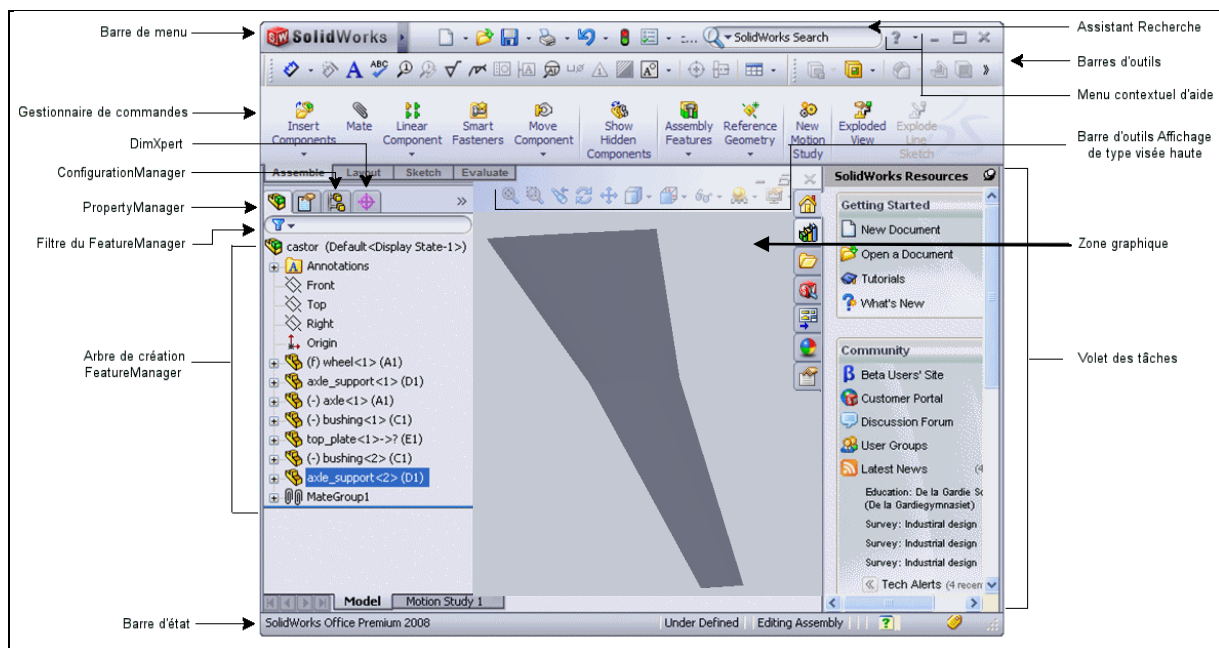


Figure II-1 : Interface de SOLIDWORKS

Parmi les fonctions génératrices on trouve:

**L'extrusion** : déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une esquisse (qui apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction). Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

**La révolution** : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

D'autres fonctions, plutôt orientées métier intègrent des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

**Congés** : Congé/Arrondi crée une face interne ou externe arrondie sur la pièce. Vous pouvez ajouter des congés à toutes les arêtes d'une face, d'un ensemble de faces sélectionnées, à des arêtes sélectionnées ou à des boucles d'arêtes.

**Coque** : l'outil Coque creuse une pièce, laisse les faces que vous sélectionnez ouvertes et crée des fonctions parois minces sur les faces restantes. Si vous ne sélectionnez aucune face sur le modèle, vous pouvez transformer une pièce volumique en coque, en créant un modèle creux, fermé. Vous avez aussi la possibilité de créer une coque en utilisant différentes épaisseurs.

Des fonctions d'ordre logiciel comme :

**La répétition linéaire** : La Répétition linéaire apparaît lorsque vous répétez une ou plusieurs fonctions sur une ou deux trajectoires linéaires.

**La répétition circulaire** : La Répétition circulaire apparaît lorsque vous créez une répétition d'une ou de plusieurs fonctions autour d'un axe.

Les dernières versions autorisent la réalisation de pièces momentanément disjointes, ce qui permet de concevoir un objet fonctionnellement, c'est-à-dire en définissant d'abord les éléments fonctionnels, puis en joignant les différentes parties par de la matière (nervures, carter...).

L'édition de familles de pièces est possible en associant à SolidWorks, le tableur Microsoft Excel: Un tableau devient ainsi éditeur des références (lignes) donnant la valeur des paramètres variables des fonctions (colonnes) :

- valeur de certaines cotes.
- valeur de certaines propriétés (nombre d'occurrence...).
- état de suppression d'une fonction.

Ainsi, il est possible d'obtenir à partir d'un seul fichier de type pièce, l'ensemble des modèles de vis d'assemblage (toutes formes de tête ou dimensions), ou encore toutes les combinaisons de briques LEGO (1x1, 1x2 etc.).

Avec tous ces outils, la méthode de conception d'une pièce très proche du métier du concepteur qui ne soucie plus de savoir où placer les traits du dessin mais les formes de la pièce. Les possibilités d'éditations sont complétées par un ensemble d'outils de mesures géométriques. Ainsi il est possible de connaître le volume de la pièce, son poids, la position de centre de masse, sa matrice d'inertie, la surface...

### **II-3-2 Les assemblages :**

Les assemblages sont obtenus par la juxtaposition de pièces. La mise en position de pièces est définie par un ensemble de contraintes d'assemblage associant, deux entités respectives par une relation géométrique

Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision, mesure des jeux, etc.)

Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des assemblages, donc de former des sous-groupes de pièces. Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage, c'est qu'il propose la même méthode au concepteur que celle qu'il appliquait sur la table à dessin : tout concevoir en même temps. En effet, à part sur les petits ensembles simples (ou déjà définis), il n'est pas raisonnable de concevoir chaque pièce dans son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes éventuels d'interférence, ou de coïncidence. La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles, si bien qu'une modification sur une, est automatiquement répercutée sur les autres. Alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

### **II-3-3 Les mises en plan :**

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce on peut estimer mettre 2 fois moins de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO, chaque trait est indépendant, et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification. Le logiciel 3D ne fait qu'une projection de l'objet.

Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

**Vues :** La projection sur plan du modèle ne pose aucun problème. Aujourd'hui il est très facile d'obtenir un plan, forcément juste (avec un logiciel de DAO il est possible d'éditer un plan faux!). Les vues en coupes, les vues partielles, perspectives, sont exécutées d'un simple clic.

Les seuls problèmes encore rencontrés concernent la représentation des filetages et taraudages dans les assemblages.

De plus, chaque vue peut être exécutée avec un habillage différent, filaire, conventionnel ou ombré rendant encore plus accessible la lecture de plans aux non initiés.

**Cotation :** La cotation regroupe l'ensemble des spécifications géométriques définissant la pièce. Bien sûr, les paramètres déclarés des esquisses en font partie. Ils peuvent être automatiquement intégrés, de manière équilibrée, à la mise en plan. À ce niveau il est encore possible de modifier la pièce en changeant la valeur des cotes. L'indépendance de ces paramètres, se rapproche du principe dit d'indépendance (cotation GPS). Cependant, la mise en forme définitive de la cotation demande encore un peu de travail (avec un éditeur DAO ou sur le calque aussi!).

#### **II-3-4 Fond de plan :**

SOLIDWORKS par défaut propose ses propres fonds de plan. Mais il est possible de les faire soi-même ; Il existe deux types de fond de plan :

- Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.
- Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce.

Des modèles sont proposés (équivalent du .dot de WORD).

#### **II-3-5 Nomenclature :**

Le fichier assemblage contient chacune des pièces qui composent l'assemblage, on peut donc sortir de façon automatique la nomenclature appartenant à la maquette 3D.

#### **II-3-6 Les extensions des fichiers :**

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures.

Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers SOLIDWORKS ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de la mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

Chaque type de fichier possède une extension qui lui est propre. On retrouve :

**.sldprt**, pour les fichiers pièce.

**.sldasm**, pour les fichiers assemblage.

**.slddrw**, pour les fichiers plans.

**.sldprt**, pour les fichiers de fond de plan.

Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme.

## II-4 présentation d'ICEM CFD:

ICEM CFD est un logiciel de maillage extrêmement utilisé qui permet de générer des maillages structurés ou non structurés en 2D et en 3D avec plusieurs types d'éléments tel que des hexaèdres ou des tétraèdres.

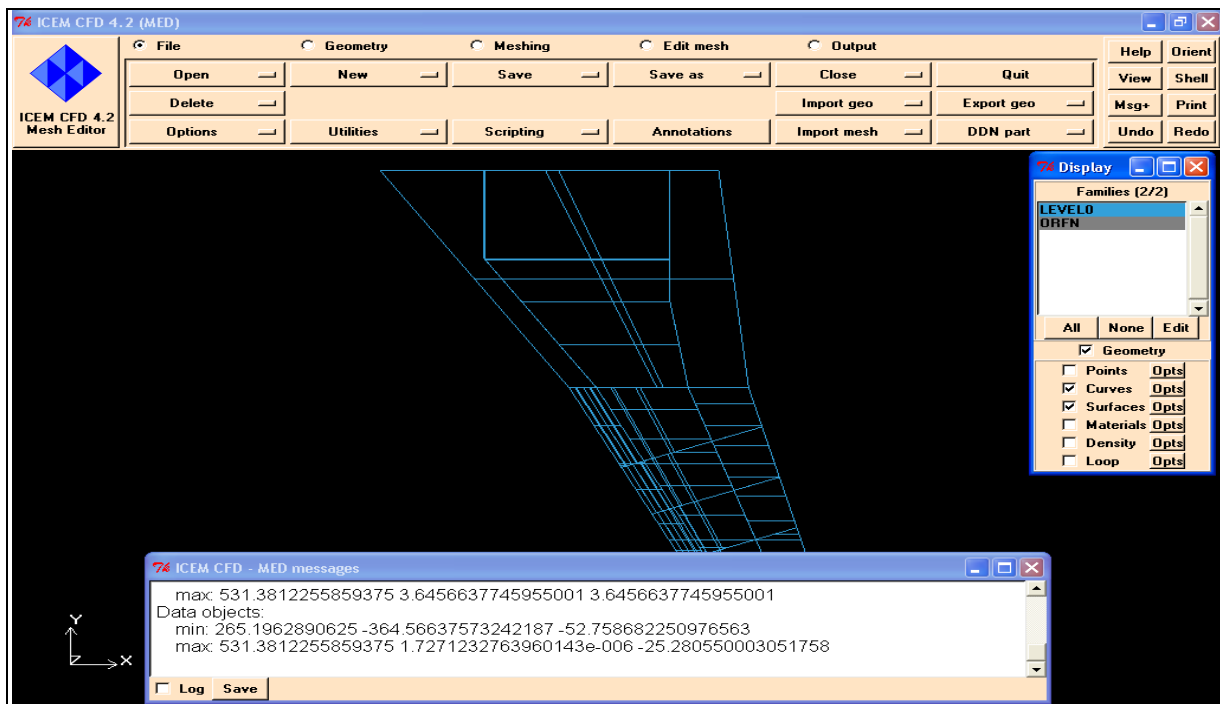
Le succès de ce logiciel provient sans doute de ce qu'il ait été conçu pour offrir un grand contrôle sur la génération de maillage et qu'il permette d'exporter son maillage vers un grand nombre de solveurs différents. Il est utilisé par un grand nombre de sociétés aéronautiques.

Il peut lire des géométries venant des logiciels de CAO classiques : Autocad, catia, solidworks, etc., ou générer lui-même ses géométries. ICEM sauvegarde les maillages soit aux formats des codes classiques de mécanique des fluides (Fluent, Star CD, ...) et de mécanique du solide (Nastran, Patran, ...).

Par rapport à la concurrence, ICEM est un mailleur très puissant en termes de génération de géométries complexes et d'optimisation de maillage. La contre partie de cette puissance vient de la complexité de l'outil (il existe de multiples options) et d'une convivialité perfectible.

En résumé, ICEM est pour la mécanique des fluides un des mailleurs les plus performants mais il nécessite un investissement en temps conséquent.

La figure suivante montre l'interface *ICEM CFD* :



**Figure II-2** : interface *ICEM CFD*

## II-4-1 PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT :

ICEM est divisé en 3 parties :

- le modeleur : DDN
- l'interface : DDN => Tetin
- Le mailleur: Hexa, Tetra...

➤ DDN permet de définir la géométrie (points, lignes, surfaces). Son utilisation est semblable à celle d'un logiciel de CAO.

➤ DDN => Tetin permet de définir des « familles » de lignes ou de surfaces qui correspondront aux conditions aux limites. A ces « familles » sont associées les différents éléments de la géométrie (points courbes, surfaces, ...). DDN => Tetin permet de générer un fichier « \*.tin » utilisable directement par les différents mailleurs. Cet utilitaire sert donc d'interface entre CAO et maillage.

La géométrie ainsi créée est maillée dans un des mailleurs d'Icem : Hexa pour un maillage hexaédrique, Tetra pour un maillage tétraédrique, ...

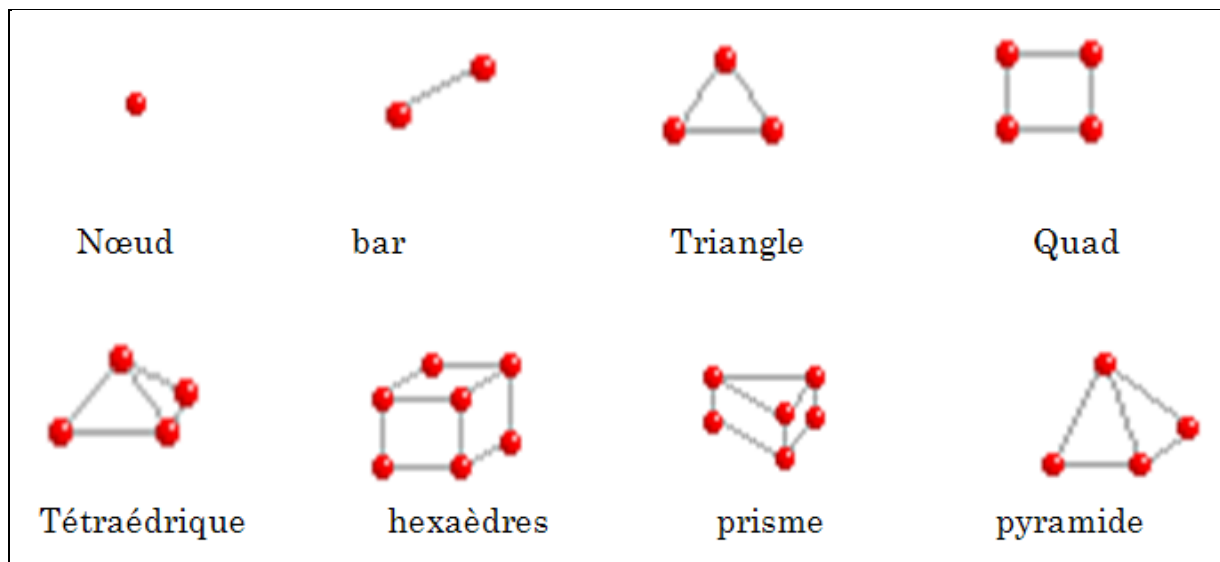
Le maillage peut alors être exporté vers un code de calcul.

## II-4-2 Le maillage :

Un maillage est un ensemble des nœuds qui peuvent être liés entre eux. En général on utilise les systèmes de coordonnées cartésiennes pour décrire les liaisons entre les nœuds.

La technologie d'ICEM CFD développe des outils de génération de maille pour tous les secteurs d'analyse qui exigent un domaine informatique. Principalement concentré sur la dynamique des fluides informatique (CFD) engrené la génération, nos outils peuvent également être utilisés pour l'analyse par éléments finis (FEA).

- ❖ ICEM CFD est un excellent outil de génération de maillage, pour une région d'analyse qui nécessite un domaine de calcul.
- ❖ l'ICEM CFD mesh generation tools (outils de génération de maillage) peut générer les types d'éléments suivants:



**Figure II-3** : *type des éléments de maillage*



## II-4-2 -1 Choix Du Type De Maillage :

### 1. Maillage structuré (quadra/hexa) :

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à mono bloc ou multi bloc.

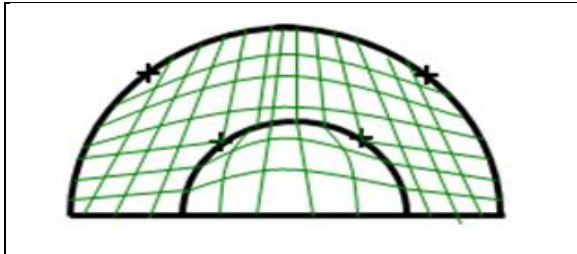


Figure II-4 : Géométrie mono-bloc

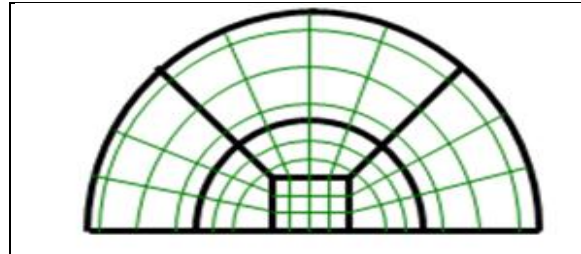


Figure II-5 : Géométrie Multi-bloc

Il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients :

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe.
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

### 2 .Maillage non structuré

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

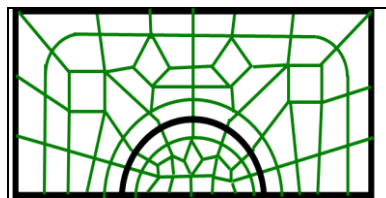


Figure II-6 : Maillage non structuré

**Ses avantages :**

- Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

**Ses inconvénients :**

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

**3 .Maillage hybride :**

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré !

**II-4-2 -2 Techniques de Génération du Maillage :**

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne Qualité des éléments.
- Assurer une bonne Résolution dans les régions à fort gradient.
- Assurer un bon Lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- Minimiser le nombre Total des éléments (temps de calcul raisonnable)

**II-4-2 -3 Qualité d'un Maillage :**

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant.

Une bonne qualité de maillage repose sur les éléments suivants :

- Minimisation des éléments présentant des distorsions (skewness en anglais)
- Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc ...etc.)

Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

### II-4-2 -4Distorsion :

Une bonne qualité de maillage est synonyme d'absence de grandes distorsions d'éléments

(Bon skewness).

Le facteur de distorsion  $F_d$  (skewness) se calcule de deux façons différentes :

#### 1° Calcul basé sur le volume équilatéral :

$$F_d = \frac{\text{Taille élément optimal} - \text{Taille élément généré}}{\text{Taille élément optimal}} \quad (\text{II-1})$$

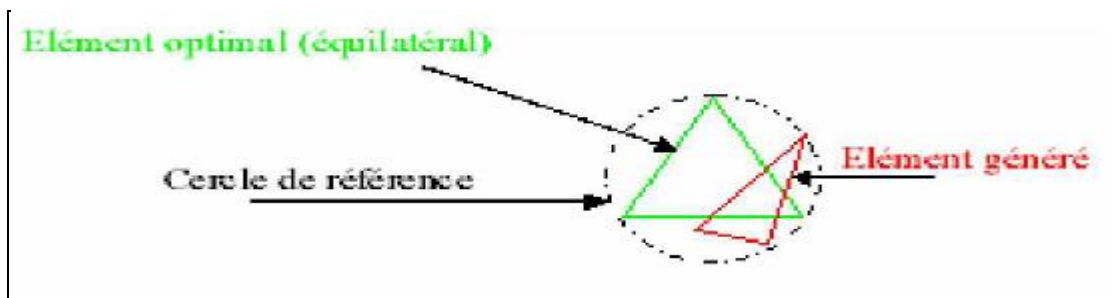


Figure II-7 : la distorsion

Applicable uniquement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques.

#### 2° Calcul basé sur la déviation angulaire :

$$F_d = \max\left[\frac{\theta_{\max} - 90}{90}, \frac{90 - \theta_{\min}}{90}\right] \quad (\text{II-2})$$

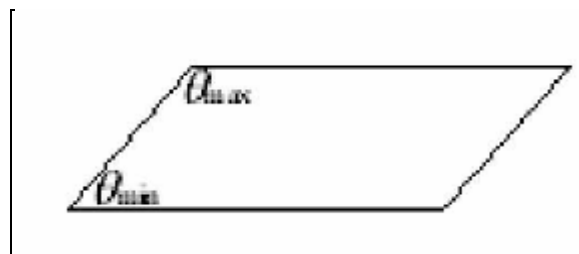


Figure II-8 : déviation angulaire

Applicable pour tout type d'élément

Notons que les grandes valeurs du facteur de distorsion induisent des erreurs de calcul et ralentissent considérablement le processus de convergence.

Quelques distorsions peuvent être tolérées si elles sont situées dans des régions à faible gradient.

Ce tableau illustre la variation de la qualité des éléments de maillage en fonction de la valeur du coefficient de distorsion  $F_d$  :

$F_d$	0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.95	0.95-0.99	0.99-1.00
Qualité	excellent	bon	acceptable	pauvre	Très pauvre	mauvais

**Tableau II-1** : *variation de la qualité des éléments de maillage*

La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage volumique doit être inférieure à 0.90. La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage surfacique structuré ou non, hexaédrique ou tétraédrique doit être inférieure à 0.75.

#### **II-4-2 -5 Nombre total d'éléments :**

Un nombre important d'éléments de maillage permet sans doute d'améliorer la précision des calculs, mais pénalise les ressources informatiques en terme de mémoire et alourdit le système. Par voie de conséquence, un compromis entre précision et temps de calcul s'impose.

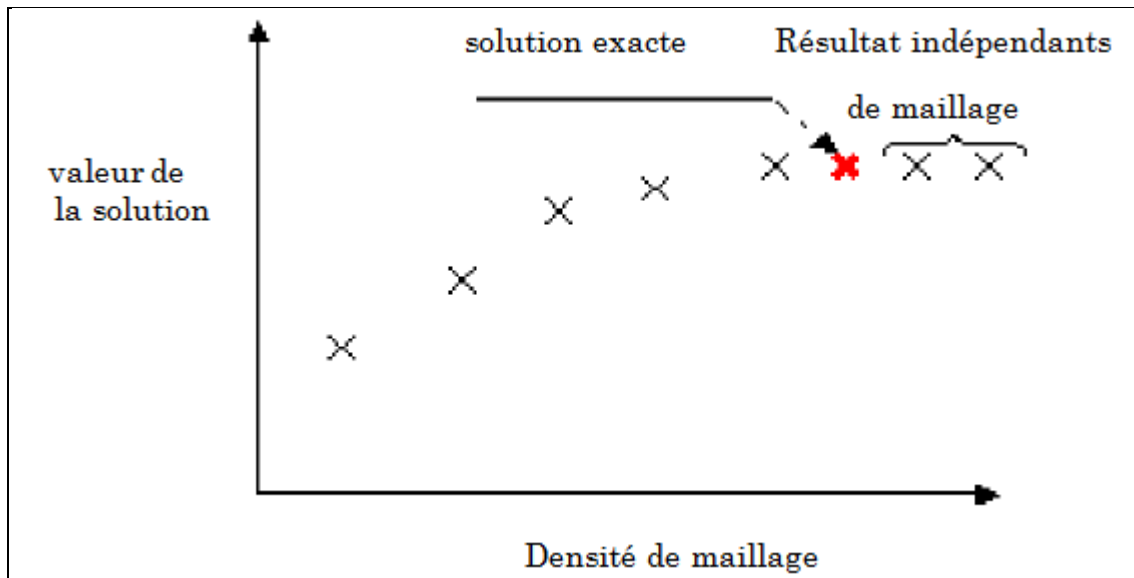
Des techniques existent pour économiser un certain nombre d'éléments :

- Utilisation des maillages non uniformes, en concentrant la bonne qualité du maillage uniquement dans les zones où c'est nécessaire.
- Utilisation de la fonction adaptation de maillage pour raffiner uniquement sur des zones bien précises.
- Utilisation des éléments de maillage hexaédriques dans les zones adéquates.

#### **II-4-2 -6 Indépendance De La Solution Du Maillage :**

Dans une modélisation CFD, la solution doit être indépendante de la densité du maillage pour être sûr du réalisme de la solution que donne le solveur après convergence.

La figure suivante montre l'indépendance de la solution du maillage :



**Figure II-9 :** *indépendance de la solution du maillage*

Le raffinement du maillage peut se faire aussi sous Fluent et ce en utilisant la fonction « ADAPT », cette fonction adapte la grille de maillage à l'écoulement en intervenant particulièrement sur :

- 1- Les zones à fort gradient
- 2- Les zones définissant les frontières des volumes fluides
- 3- A l'intérieur de certaines zones

Le but du raffinement du maillage sous un code mailleur (ICEM CFD), et de l'adaptation de la grille à la solution sous le solveur (Fluent), est d'obtenir une solution indépendante de la résolution et de la qualité du maillage, cela revient à dire que les paramètres de la solution deviennent insensibles au bout d'un certain nombre d'éléments.

### II-4-3 Conditions Aux Limites Et Définition De Domaines

Le mailleur ICEM CFD peut générer des maillages que beaucoup de solveurs peuvent utiliser, ainsi nous devons spécifier le logiciel solveur avec lequel on veut traiter le fichier maillage. Comme conditions aux limites, on peut imposer un débit massique à l'entrée de la machine, en utilisant la condition Mass flow Inlet ou une Velocity inlet. La pression à la sortie en utilisant la condition Pressure Outlet.

Ensuite, on procède à la définition des domaines de calcul.

## II-5 présentation de Fluent :

Fluent est un code de calculs utilise la méthode des volumes finis, résout les équations de Navier-Stokes et les équations de la chaleur (couplées ou non) pour la modélisation d'écoulements (compressibles et incompressibles) et de transfert de chaleur dans des géométries complexes.

Fluent peut modéliser les phénomènes suivants:

- Écoulement dans des géométries 2D ou 3D en utilisant des maillages adaptatifs structurés ou non structurés.
- Écoulement incompressible ou compressible.
- Analyse stationnaire ou instationnaire.
- Écoulement non-visqueux, laminaire ou turbulent.
- Écoulement Newtonien ou non-Newtonien.
- Transferts de chaleur par convection, naturelle ou forcée.
- Transfert de chaleur couplé conduction/convection.
- Transfert de chaleur par rayonnement.
- Repère de référence inertielle (stationnaire) or non-inertiels (en rotation).
- Multiples repères de référence en mouvement, incluant des interfaces glissantes et des plans de mélange.
- Mélange et réaction d'espèces chimiques, incluant des modèles de combustion et des réactions de surface.
- Source volumique arbitraires de chaleur, masse, quantité de mouvement, turbulence, et espèces chimiques.
- Calculs de trajectoires Lagrangiennes pour une phase dispersée de particules/gouttes/bulles, incluant le couplage avec la phase continue.
- Écoulement à travers les matériaux poreux.
- Modèles pour turbine 1D/échangeur de chaleur.

- Écoulements diphasique, incluant la cavitation.
- Écoulements à surface libre avec surfaces complexes.

## II-5-1 Bases du solveur :

### II-5-1.1 Résolution

➤ Solveur:

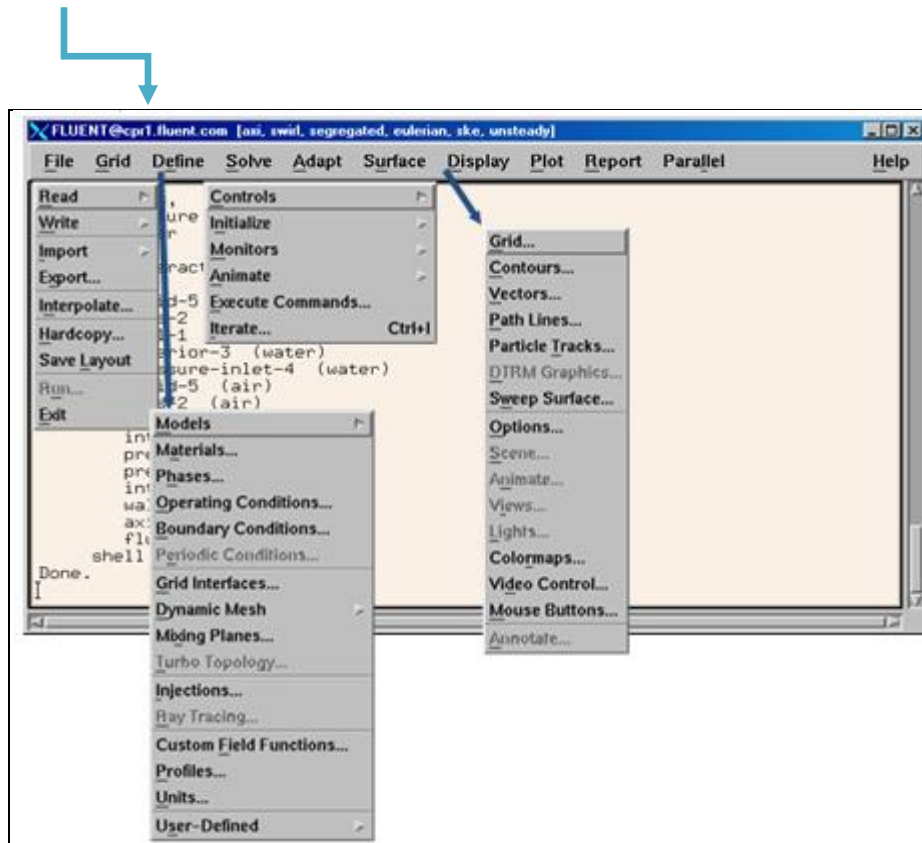
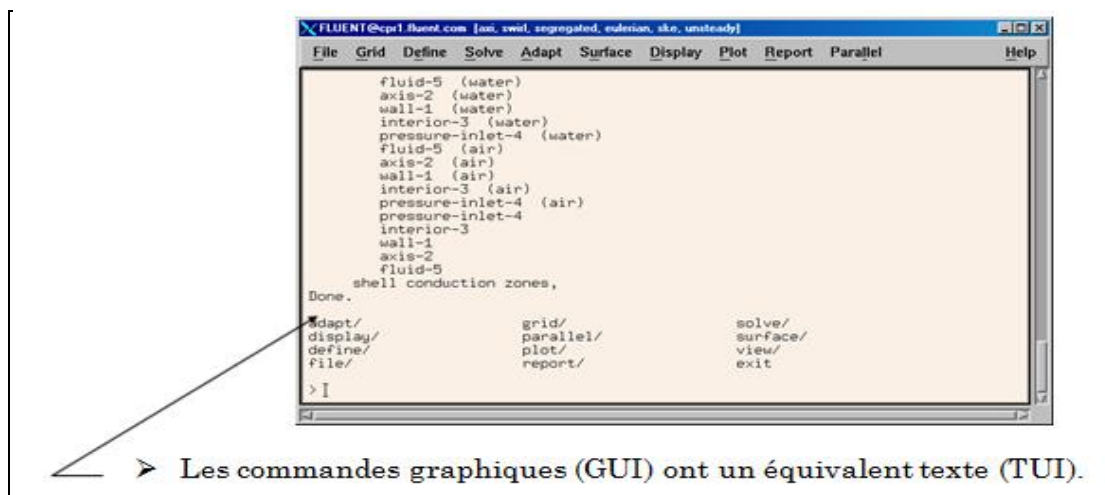


Figure II-10 : interface de fluent

- ❖ Le menu est tel que les opérations se font de gauche à droite.
  - ✓ Importer et dimensionner maillage.
  - ✓ Sélection des modèles physiques.
    - ✓ Définir les propriétés des matériaux.
    - ✓ Définir les conditions de calcul.
    - ✓ Définir les conditions aux limites.

- ✓ Fournir une solution initiale.
  - ✓ Régler les paramètres du solveur.
  - ✓ Régler les moniteurs de convergence.
  - ✓ Calculer et surveiller la solution.
- ❖ Post-Processing
- ✓ Interaction avec le solveur
  - ✓ Analyses

### II-5-1.2 Données du solveur



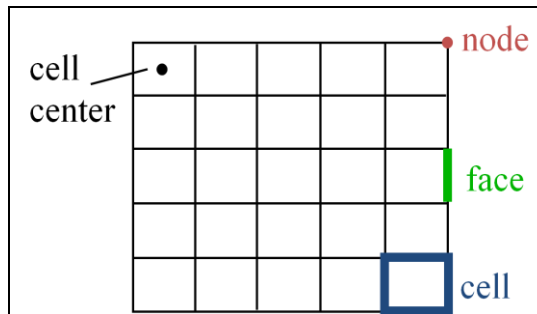
**Figure II-11 : Données du solveur**

- Des commandes avancées sont uniquement valables en TUI.
  - 'Entrée' montre les commandes TUI au niveau courant.
- Possibilité d'écrire un journal.



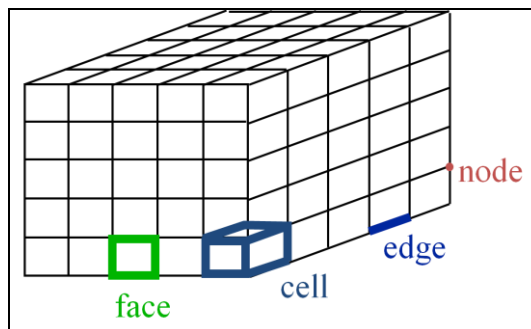
### II-5-1.3 Composants du maillage :

- Les composants sont définis dans un préprocesseur



**Figure II12 :** *Maillage simple 2D*

- Cell = volume de contrôle divisant la géométrie
  - Le domaine de calcul est défini par un maillage qui représente le fluide et les faces solides qui interviennent.



**Figure II-13:** *Maillage simple 3D*

- Face = frontière d'une cell
- Edge = frontière d'une face
- Node = point de maillage
- Zone = groupe de noeuds, face et/ou cell
  - Les conditions limites sont assignées aux faces zones.
  - Les données des matériaux et les termes sources sont assignés aux cell zones.

### II-5-1.4 Lecture du maillage: Zones

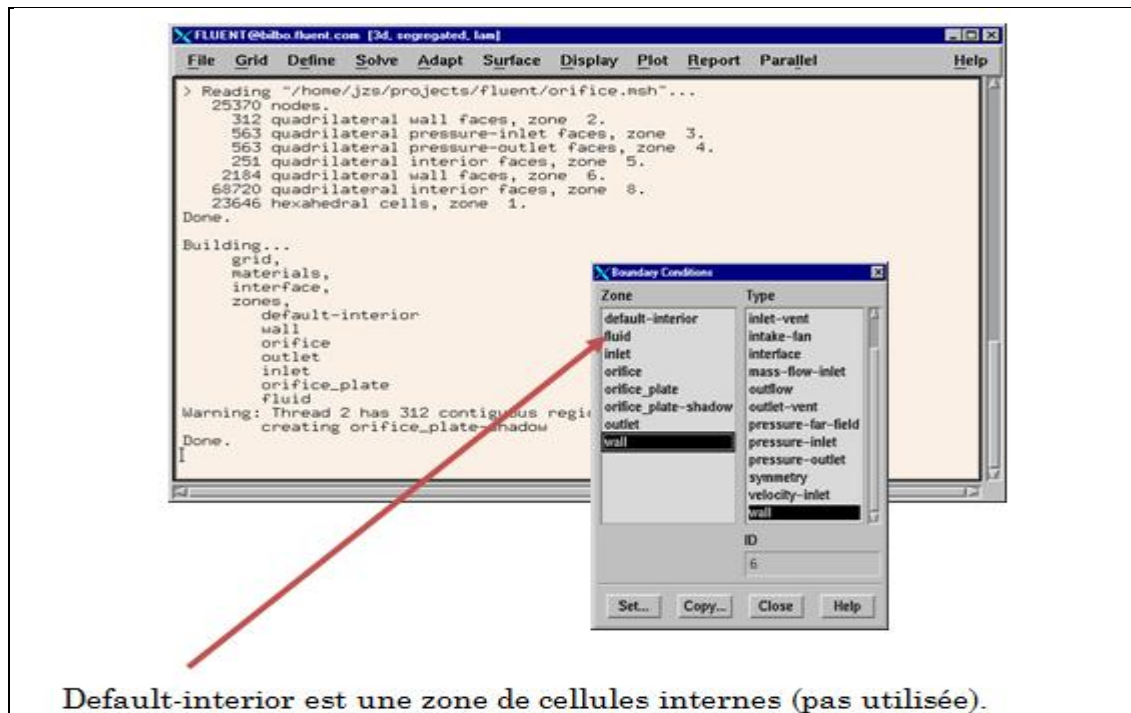


Figure II-14 : Lecture du maillage: Zones

### II-5-2 Conditions aux limites :

Définir les conditions aux limites :

- Afin de définir un problème avec une solution unique, il faut fournir des informations sur les variables aux frontières du domaine.
  - Spécifier les flux de masse, quantité de mouvement, énergie, etc. dans le domaine.
- Définir les conditions aux limites implique:
  - Identifier la position des frontières (e.g, entrées, parois, symétrie)
  - Donner les informations sur ces frontières
- Les conditions aux limites et les modèles employé dépendent de types des données.

- Vous devez connaître l'information nécessaire aux frontières et positionner ces frontières ou l'information est connue ou peut être correctement approchée.
  - Des mauvaises conditions aux limites ont un impact sur les résultats.
  - ❖ Conditions aux limites disponibles:
- Types de conditions limites pour les faces externes (External Faces) utilisées par le calcul.
  - Champ lointain (Pressure far-field): paroi (Wall), symétrie (Symmetry).

### II-5-3 Procédure de simulation :

- Paramètres de la solution
  - Choisir le solveur
  - Schéma de discrétisation
- Initialisation
- Convergence
  - Suivi de la Convergence
  - Stabilité
    - Régler l'Under-relaxation
    - Fixer le Courant nombre
  - Accélérer la Convergence
- Précision
  - Indépendance de maillage
  - Adaption

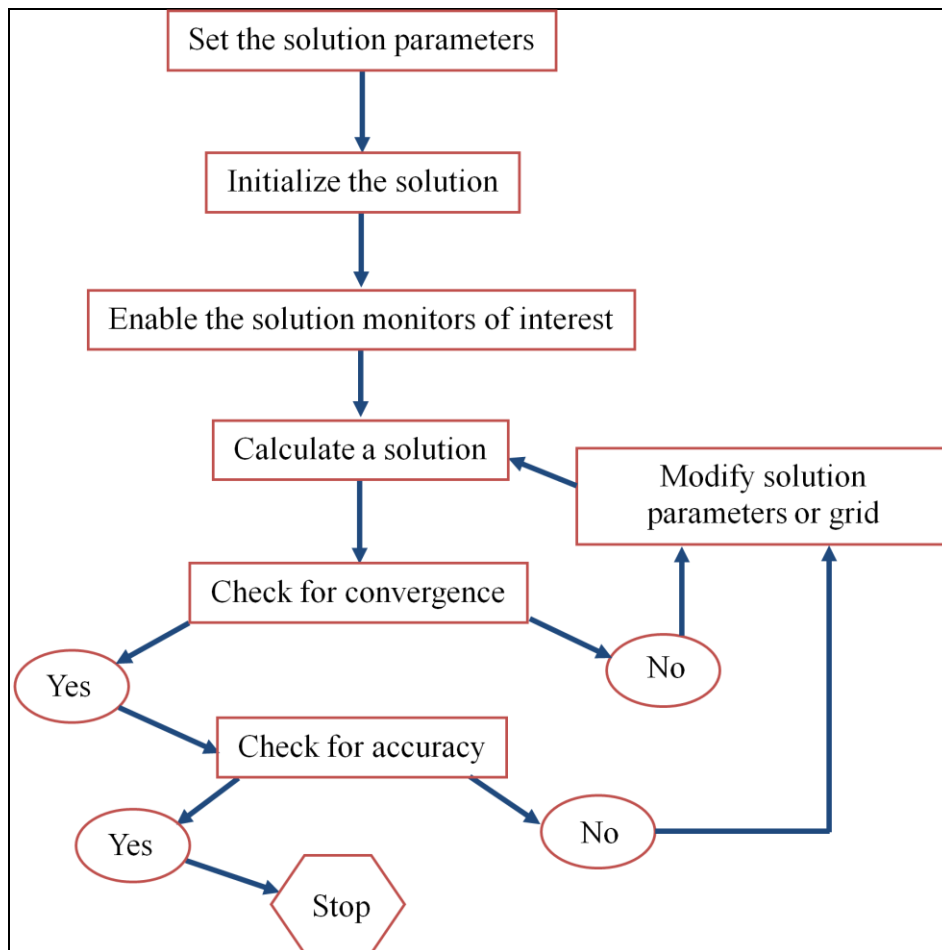


Figure II-15 : Organigramme de la procédure de la simulation numérique

#### II-5-4 Choisir un solveur:

- Les choix sont: Coupled-Implicit, Coupled-Explicit, ou Segregated (Implicite)
- Les Coupled solvers sont recommandés si une forte inter-dépendance existe entre la densité, l'énergie, les moments, et/ou les espèces.
  - e.g., écoulement compressible a haute vitesse ou les écoulements réactifs.
  - En général, le solveur Coupled-Implicit est recommandé par rapport au solveur coupled-explicit.
    - Temps nécessaire: Le solveur implicite est 2 fois plus rapide (en gros).

- Mémoire nécessaire: Le solveur implicite nécessite deux fois plus de mémoire que les solveurs couplé-explicite ou segregated-implicit!
- Le solveur Couplé-Explicite doit être utilisé uniquement pour les écoulements instationnaires quand le temps caractéristique du problème est du même ordre que les phénomènes acoustiques.
  - e.g., suivi d'onde de choc
- Le solveur Segregated (implicite) est préférable dans tous les autres cas.
  - Nécessite moins de mémoire que le solveur couplé-implicite
  - L'approche Segregated offre de la flexibilité dans le traitement de la solution.

### **II-5-5 Discrétisation (Méthodes d'interpolation):**

- FLUENT propose de nombreux schémas d'interpolation:
  - First-Order Upwind Scheme
    - Facile à converger mais seulement au premier ordre.
  - Power Law Scheme
    - Plus précis que le premier ordre quand  $Re_{cell} < 5$  (type d'écoulement Bas Reynolds).
  - Second-Order Upwind Scheme
    - Utilise des plus grands 'stencil' pour une précision au 2ème ordre, essentiel avec tri/tet maillage ou quand l'écoulement n'est pas aligné avec le maillage.
  - Quadratic Upwind Interpolation (QUICK)
    - Appliquer avec maillage quad/hex et hybrides (pas aux tri), utile pour les écoulements rotatifs/swirling, précis à l'ordre 3 sur un maillage régulier.

## II-6-6 Convergence (Introduction):

### II-5-6.1 Résidus :

- L'équation de transport de  $f$  se présente simplement:

$$\boxed{a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} = b_p} \quad (\text{II-3})$$

- Les coefficients  $a_p$ ,  $a_{nb}$  dépendent de la solution.
  - Les coefficients sont mis à jour à chaque itération.
- Au début de chaque itération, l'égalité est fausse.

- Le décalage est appelé le résiduel,  $R_p$ , avec:

$$R_p = a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} - b_p \quad (\text{II-4})$$

- $R_p$  doit devenir négligeable au fur et à mesure des itérations.
- Les résidus que vous suivez sont sommés sur toutes les cellules:

$$R = \sum_{cells} | R_p | \quad (\text{II-5})$$

- Par défaut, ils sont dimensionnés.
- Vous pouvez aussi normaliser les résultats.

### II-5-6.2 Convergence:

- A la convergence:

- Toutes les équations de conservation discrétisées (momentum, energy, etc.) se conforment dans chaque cellule à une tolérance spécifiée.
- La solution ne change plus avec le temps.
- Respect de la conservation de la masse, de l'énergie et des espèces.

- Suivre la convergence avec les résidus:

- En général, une décroissance d'un ordre 3 en magnitude des résidus indique une convergence au moins qualitative.
  - Les caractéristiques principales de l'écoulement sont établies.
- Le résidu de l'énergie doit atteindre  $10^{-6}$  pour un solveur segregated

- Les résidus des espèces doivent atteindre  $10^{-5}$  afin d'obtenir la conservation.
- Suivre la convergence quantitativement:
  - Suivre d'autres variables.
  - S'assurer de la conservation de certaines quantités.

### II-5-6.3 Équations D'Euler :

Pour des écoulements non visqueux, on résout les équations d'Euler : L'équation de conservation de masse, les équations de conservation de quantité de mouvement et d'énergie.

- L'équation pour la conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (\text{II-6})$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho w) = 0 \quad (\text{II-7})$$

- La conservation de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} \quad (\text{II-8})$$

- La conservation de l'énergie est :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + P)) = - \frac{\partial h}{\partial x_i} \quad (\text{II-9})$$

$$h = C_p T \quad (\text{II-10})$$

$$E = C_v T \quad (\text{II-11})$$

FLUENT résout les équations intégrales pour la conservation de masse, de quantité de mouvement, pour l'énergie et d'autres grandeurs scalaires telles que la turbulence, en utilisant une technique basée sur les volumes finis.

## II-6 MSC/PATRAN-NASTRAN:

### II-6-1 NASTRAN

Le solveur Nastran est un logiciel d'analyse par éléments finis généraliste, utilisé pour les calculs statiques de contraintes, déformations, les calculs dynamiques, et thermiques, pour tout type de structure et composant mécanique. Nastran intègre les dernières évolutions techniques en matière de FEA, avec un des solveurs les plus rapides du marché, des résultats fiables et précis. Nastran est utilisé depuis plus de 15 ans par de nombreuses sociétés de différents secteurs industriels. Nastran tourne sur des plates-formes Windows 32 et 64 bits, Linux, et Unix.

#### II-6-1-1 Compatibilité avec l'univers NASTRAN

Nastran est compatible avec les principaux systèmes de CAO 3D du marché tels que SolidWorks, Solid Edge, Inventor, Pro/Engineer, CATIA, UG, One Space, et avec des modeleurs éléments finis tels que FEMAP, Hypermesh, Ideas, PATRAN, ANSA. La compatibilité est garantie par le format d'entrée standard Nastran Bulk Data File (BDF) et par les formats standard de sortie FNO (Femap Neutral Output), OP2 (Nastran Output2) et XDB (Nastran Access Database).



### II-6-1-2 Performance

Nastran utilise les technologies de solveurs les plus récentes, fournissant des résultats rapides pour les modèles par Eléments Finis complexes et de grandes tailles. Trois solveurs linéaires (PCGLSS, VSS et VIS) et deux solveurs de recherche de valeurs propres (LANCZOS et SUBSPACE) sont inclus. Le solveur PCGLSS (Preconditioned Conjugate Gradient Linear System Solver) est un solveur itératif avancé sous licence de CA&SI, utilisés par de nombreux logiciels leaders du Calcul des Structures. Les solveurs VSS (Vector Sparse Solver) et VIS (Vector Itérative Solver), basés sur une technologie développée par la NASA, ont été améliorés en rapidité et en précision. Nastran supporte la technologie Dual Core d'Intel et AIvID.

### II-6-1-3 Composites

Nastran a des caractéristiques uniques pour l'analyse des structures constituées de matériaux composites en couches. Outre les critères de rupture classiques (Tsai-Wu, Hill, etc. ...), Nastran possède des critères plus avancés et plus récents tels que LaRC02 et Puck, et il fournit des résultats spécifiques pour les structures sandwich (core buckling, crippling, etc...). A part le calcul du Failure Index, le calcul du facteur de sécurité Safety Factor, plus significatif, est également disponible.

### II-6-1-4 Caractéristiques de Nastran

#### Librairie d'éléments

- Poutres complexes
- Barres
- Tuyaux
- Plaques de type triangle ou quadrangle, membranes, coques, cisaillement
- Solides : tétra, penta, hexa
- Déformation ou contrainte plane
- Ressorts, masses, amortisseurs
- Câbles
- Eléments de contact
- Surfaces de contact
- Option "soudure" pour les surfaces de contact
- Point de soudure (CWELD)
- Eléments rigides, liens rigides de type barre ou plaque
- Eléments d'interpolation

Propriétés de matériaux

- Isotropique
- Orthotropique 2D et 3D
- Anisotropique
- Dépendant de la température
- Loi déformation - contrainte
- Fluage

Analyse Statique Linéaire

- Contraintes, déformations, amplitudes linéaires
- Inertiel relief
- Amplitudes et contraintes thermiques
- Précontraintes
- Propriétés massiques

Analyse Statique Non-linéaire

- Analyse Statique Non-linéaire
- Grands déplacements et rotations
- Matériau non-linéaire (non-linéaire élastique, élasto-plastique, thermo-élastique parfaitement plastique, visco-élastique, fluage)
- Eléments de câble et coques en tension seule (tension-only)
- Contacts (avec friction) : saut (gap), glissement sur ligne (slide line), surface/surface

Transfert Thermique Transitoire

- Linéaire et non-linéaire
- Conduction, convection et rayonnement

Transfert Thermique en Régime Permanent

- Linéaire et non-linéaire
- Conduction, convection et rayonnement

Modes Propres

- Fréquences et déformées modales
- Mouvement de corps rigide et flexible
- Facteurs de participation modale, masse effective, poids effectif et forces de réaction
- Précontrainte linéaire et non-linéaire (stiffening)

Réponse Dynamique

- Fréquences et modes propres de vibration

- Réponses dynamiques transitoires et fréquentielles directes
- Réponses dynamiques transitoires et fréquentielles modales
- Analyses spectrales
- "Dynamic Design Analysis method" (DDAM)
- Sommation modale (ABS, SRSS, NRL, CQC)
- Analyses en vibrations aléatoires
- Génération de spectres de réponse
- Valeurs propres complexes
- Excitation à la base ("enforced motion")

#### Analyse du Flambement

- Charges critiques et déformées modales
- Algorithmes de type Arc-length pour les analyses de post flambage
- Contrainte initiale linéaire et non-linéaire

#### Caractéristiques générales supportées par toutes les solutions

- Matériaux composites en couches (laminates)
- Matériaux dépendants de la température
- Import et Export direct de matrices (DMIG)
- Réduction de Craig-Bampton et de Guyan
- Mise en œuvre de super-éléments
- Interpolation des déplacements, charges et températures

### **II-6-1-5 Analyse par éléments finis**

Cette section est consacrée à l'application de la méthode des éléments finis aux différentes structures utilisées dans le domaine de l'aéronautique en tenant compte de deux d'analyses:

- Analyse statique (calcul des contraintes, etc.)
- Analyse dynamique: détermination des fréquences propres et modes propres de vibration associés, avec prise en charge de différents efforts.

Grâce au logiciel MSC NASTRAN (code de calcul) / PATRAN (visualisation graphique des résultats), nous avons pu étudier nos différents résultats, obtenus à l'aide des divers cas de charge.

On fait appel à ce genre de logiciel, pour :

- accélérer le travail de conception,
- prédire le comportement des structures complexes sans devoir recourir à l'expérimentation (prototypes),
- réduire le coût des activités de conception.

### II-6-1-5-1 Grandes lignes de l'analyse par éléments finis

L'analyse par éléments finis (AEF) implique typiquement les étapes suivantes :

- Construire la géométrie idéalisée avec de la structure qui doit être analysée. La structure peut être une représentation précise de l'objet ou une représentation simplifiée pour le but de l'analyse.
- Diviser la structure en éléments finis (voir figure II-16).


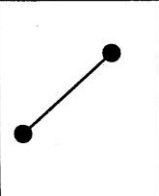
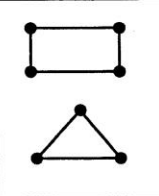
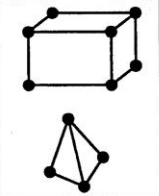
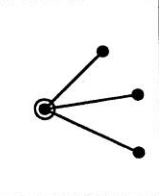
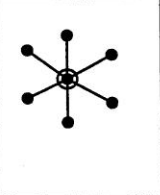
	Spring Elements	Line Elements	Surface Elements	Solid Elements	Multiple Constraint Elements (MPC)	
Physical Behavior	Simple Spring	Rod (axial load only), Beam	Shear, Membrane, Plate	Brick, Tetrahedron	Rigid Body Element	Interpolation Constraint Element
MSC/NASTRAN Element Name	CELAS1	CROD CBAR	CQUAD4 CTRIA3	CHEXA CTETRA	RBE1 RBE2	RBE3
Associated property entry	PELAS	PROD PBAR	PSHELL	PSOLID	None	None
Example of utilization	Connection between control surfaces and aircraft	Simple representation of fuselage stringer	Representation of fuselage and wing skin	Honeycomb of composite	Representation of engine	Load distribution
						

Figure II-16 : Maillage de la structure

Les éléments utilisés dans ce chapitre sont en deux types : H8 et quadrilatérale

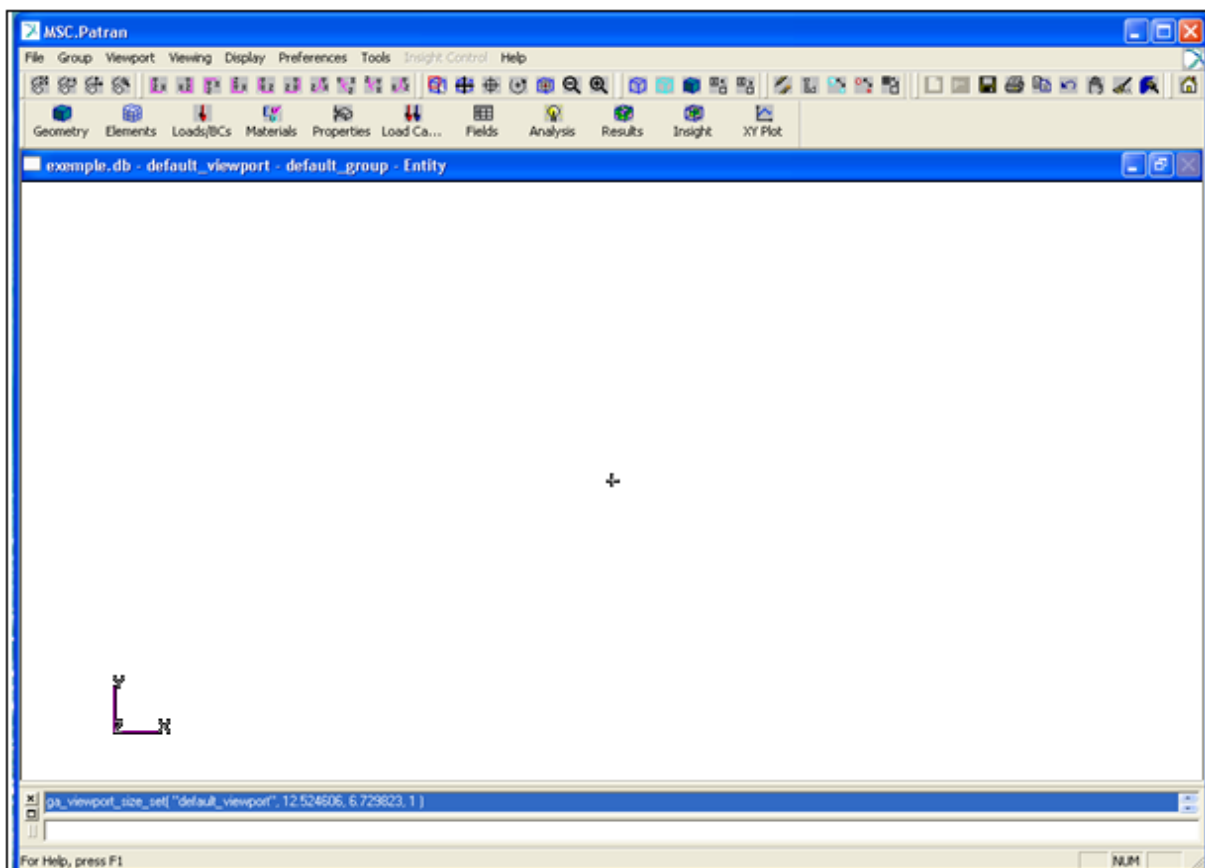
- Appliquer les contraintes connues : forces et/ou moments nodaux dans l'analyse d'effort, flux de la chaleur nodaux dans le transfert thermique.
- Indiquer comment la structure est soutenue, c'est-à-dire, les déplacements et des températures aux valeurs connues.
- Définir les caractéristiques du matériau : par exemple pour indiquer le module de Young et le coefficient de Poisson.
- L'ordinateur peut maintenant être utilisé pour résoudre pour des champs de résultats comme des efforts et des contraintes dans la structure.

### II-6-2 PATRAN :

Le logiciel PATRAN est l'éditeur de NASTRAN, il sert essentiellement à générer le maillage puis à visualiser les résultats de l'analyse. Nous allons donc voir très sommairement les principales fonctions de PARTAN qui vous seront utiles dans le cadre de votre projet.

Le logiciel PARTAN supporte deux différents modèles, un modèle géométrique et l'autre modèle d'éléments finis. Le modèle géométrie est un outil essentiel et n'a autre utilité que pour aider les analystes à bâtir leur modèle d'éléments finis. Cependant, nous pouvons lier le modèle a la géométrie et ainsi lors d'un remaillage ou redéfinition des conditions aux limites nous n'avons pas à reprendre toutes les étapes.

La figure suivante montre la fenêtre de PATRAN



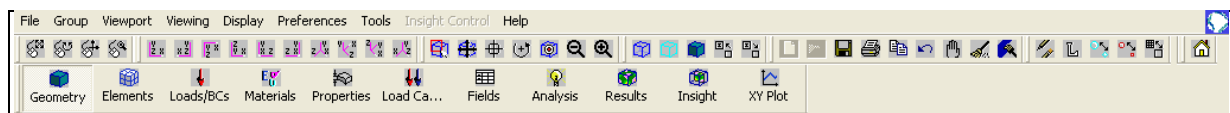
**Figure II-17 : Fenêtre de PATRAN**

### **II-6-2-1 Les bases des deux modèles sont:**

- Mode géométrique :
  - 1) Point
  - 2) Courbe
  - 3) Surface
  - 4) Volume
  - 5) Plan

- 6) Système de coordonnées
  - Mode d'éléments finis
    - 1) Nœuds
    - 2) Éléments
    - 3) MPC
    - 4) Propriétés élémentaires et matérielles
    - 5) Conditions aux limites
    - 6)

Le menu principal est ce qui apparaît lorsque Patran est lancé.

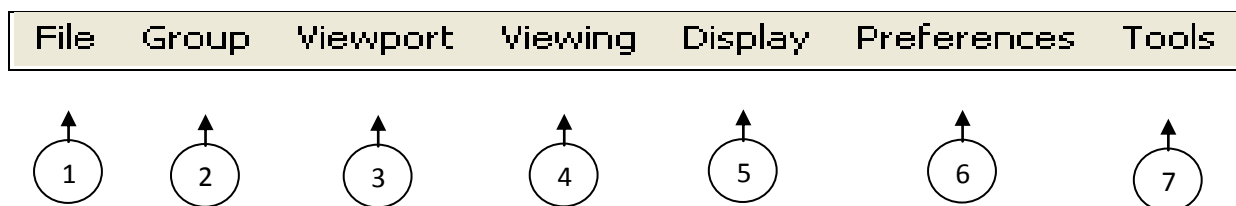


**Figure II-18** : *Le menu principal*

Ce menu se divise en 4 segments:

1. Gestion de fichiers et configuration
2. Touches rapides
3. Divers
4. Fonctions principales d'exécution

#### II-6-2-2 Gestion de fichiers et configuration :



**Figure II-19** : *Gestion de fichiers*

- 1) **File** : ce menu sert à créer une nouvelle database ou ouvrir une existante, il sert aussi pour importer des fichiers et imprimer.
- 2) **Group** : Patran nous permet d'assembler des items ensemble pour faciliter la visualisation et les gros travaux. Ces groupes d'éléments ne sont associés que pour la visualisation et un même élément peut faire parti de plusieurs groupes simultanément. Ce menu est expliqué plus en détail plus loin dans le document.
- 3) **Viewport** : ce menu sert à configurer la fenêtre de visualisation.
- 4) **Viewing** : ce menu est complémentaire au menu 3.

- 5) **Display** : ce menu sert à configurer la visualisation des différents éléments géométriques et FEM. Ce menu sera aussi vu plus en détail plus loin dans le document.
- 6) **Préférences** : le menu préférence donne les paramètres de fonctionnement globaux de Patran comme la sensibilité de la souris, le type d'analyse (statique, dynamique, thermique...) et les paramètres de capture de la souris.
- 7) **Tools** : ici sont mises certaines fonctionnalités bien spécifiques qui ont été programmées par MSC à la demande des utilisateurs mais ne sont pas encore intégrées dans les menus principaux. On verra plus tard dans ce document comment utiliser une fonction de «Tools» pour déterminer les propriétés comme le volume de la structure modélisée, sa masse, son centre de gravité et autres.

### II-6-2-3 Touches Rapides

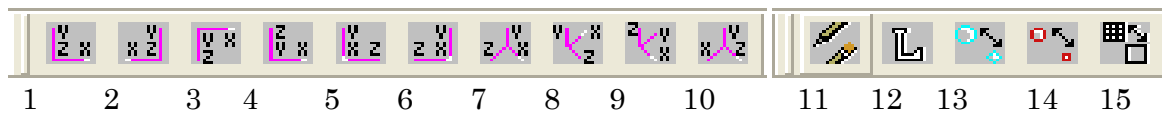
Ce menu diffère d'un ordinateur à l'autre et peut contenir différent symbole. Chacun de ces symboles exécute une fonction directe et précise. En voici quelque un.



**Figure II-20:** *Touches Rapides*

- 1- Set le bouton du centre de la souris en rotation XY.
- 2- Set le bouton du centre de la souris en rotation Z.
- 3- Set le bouton du centre de la souris en déplacement.
- 4- Set le bouton du centre de la souris en zoom.
- 5- Zoom encadré
- 6- Fit view
- 7- Centrer le modèle dans la fenêtre par rapport à un point
- 8- Centrer le modèle dans la fenêtre par rapport à son centre
- 9- Centrer le modèle dans la fenêtre par rapport à un point
- 10- Zoom In fixe.
- 11- Out fixe
- 12- Visualisation en Wire.
- 13- Visualisation en Hiddenlines
- 14- Visualisation en Ombragé
- 15- Tous les identificateurs visibles
- 16- Tous les identificateurs invisibles

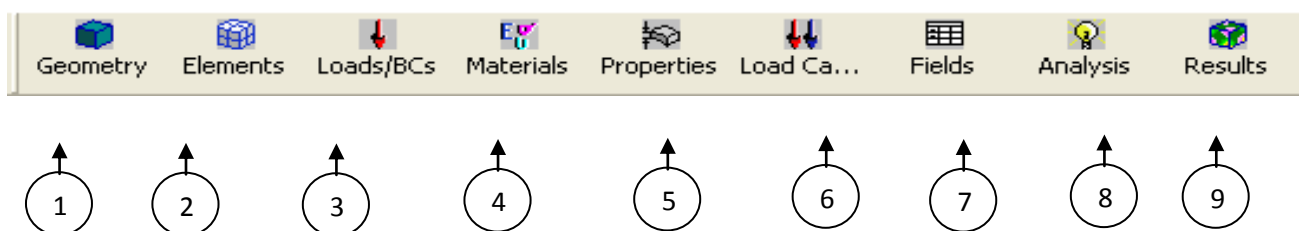
La figure suivante montre les touches des vues :



**Figure II-21:** *Touches des vues*

- 1- Vue Devant
- 2- Vue Derrière
- 3- Vue Dessus
- 4- Vue Dessous
- 5- Vue Côté Droit
- 6- Vue Côté Gauche
- 7- Vue Iso1
- 8- Vue Iso2
- 9- Vue Iso3
- 10- Vue Iso4
- 11- Plot/Erase – Cette fonctionnalité est très utile et est décrite en détail plus loin
- 12- Gère les identificateurs a l'écran. Pour voir le numéro des nœuds ou éléments
- 13- Grossir/Réduire la grosseur des points
- 14- Grossir/Réduire la grosseur des nœuds
- 15- Visualiser les surfaces avec/sans lignes intermédiaires.

#### II-6-2-4 Fonctions principales d'exécution



**Figure II-22:** *les fonctions principales*

- 1) **Geometry** : Patran traite de façon indépendante tous les aspects géométriques des aspects FEM. La géométrie est définie comme étant le support sur lequel nous allons bâtir le FEM, elle est constituée de points, lignes et surfaces. Ce menu sert à créer et modifier tout ce qui touche la géométrie
- 2) **Elements** : Ce menu traite tout ce qui concerne les éléments finis, c'est-à-dire les nœuds et éléments.



- 3) **Loads/BCs** : C'est ici que l'on définit les conditions frontières du modèle ainsi que les charges externes qui lui seront appliquées.
- 4) **Materials** : les matériaux sont créés et modifiés à l'aide de ce menu.
- 5) **Properties** : Lorsque les éléments et matériaux sont créés, il faut attribuer aux éléments leur propriété spécifiant le type d'élément, l'épaisseur ou l'aire, les inerties...
- 6) **Load Cases** : Une fois les conditions frontières et charges définies, elles sont assemblées en cas de chargement. Un cas de chargement comprend des conditions frontières ET diverses charges, cette combinaison est faite à l'aide de ce menu.
- 7) **Fields** : Patran nous offre la possibilité d'utiliser des champs 2D ou 3D pour définir certains paramètres de chargement ou simplement condenser de l'information. Plusieurs menus peuvent se référer aux champs créés ici. Ce menu ne nous sera toutefois pas utile dans le cadre du projet.
- 8) **Analysis** : C'est ici que l'on exécute l'analyse Nastran et importons les résultats de celle-ci.
- 9) **Results** : Une fois les résultats importés, ce menu nous offre toutes les possibilités pour visualiser les résultats.

Chapitre III

# **Calcul des charges aérodynamiques**

### III-1 Le but de ce chapitre :

Le but de cette partie est de calculer les charges aérodynamiques générées par l'écoulement de l'air autour de l'aile (la portance et le moment aérodynamique).

L'annulation des parties structures internes de l'aile est obligatoire car elles augmentent le nombre de cellules dans le maillage.

La simulation sur FLUENT de l'écoulement utilisent uniquement les surfaces extérieures de l'aile, les longerons et les nervures ainsi que les lisses sont enlevées.

#### III-1.1 La construction du model à l'aide du SOLID WORKS :

Nous avons téléchargé notre géométrie (l'aile) à l'internet sous format IGES avec les caractéristiques suivantes :

L'Envergure=9.26m

La corde d'emplanture=4.801m

La corde du beau=1.211m

11 baies (la baie est le volume entre deux nervures {i et i+1})

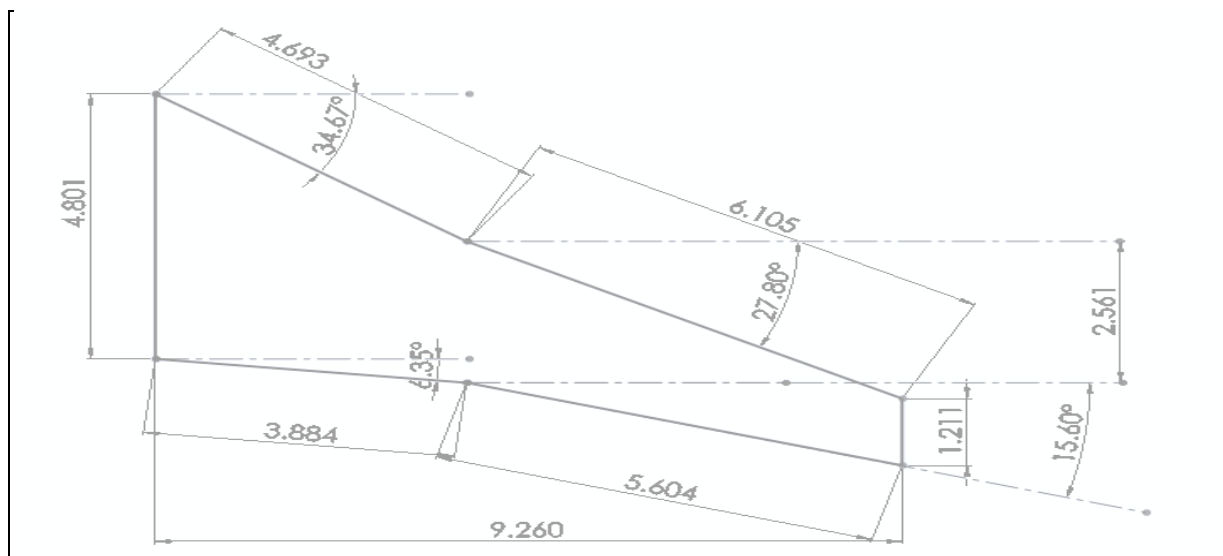
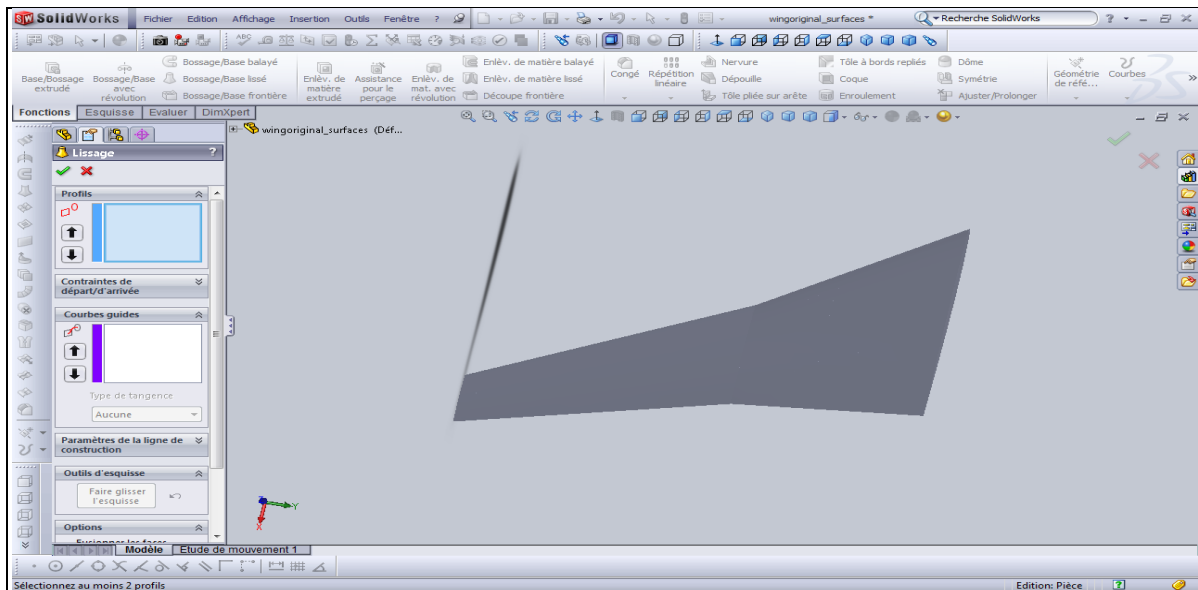


Figure III-1 : schéma de l'aile avec les dimensions

Et après nous avons corrigé les erreurs avec SOLID WORKS.

La figure suivante présente l'aile en 3D après toutes les modifications :



**Figure III-2 :** l'aile en 3D après toutes les modifications avec SOLID WORKS

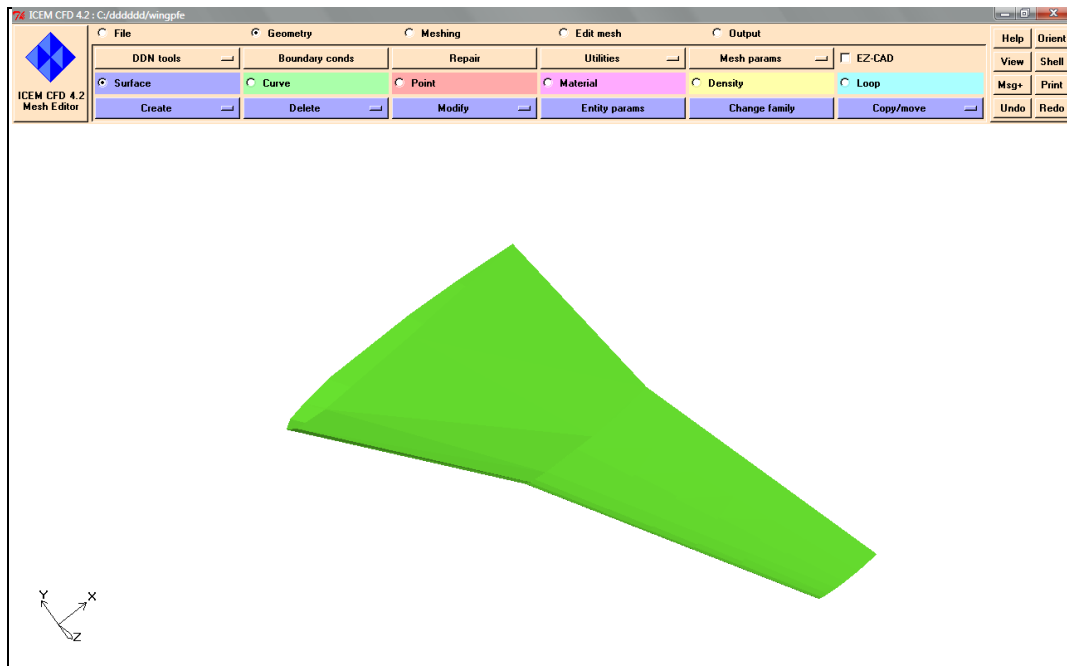
### III-1.2 Génération du maillage avec ICEM CFD 4.2

Dans cette étape on réalise le maillage du domaine de calcul et pour cela nous avons utilisé un maillage volumique arbitraire et non orthogonal de forme de tétraèdre .

Nous pouvant choisir la taille de chaque élément de maillage pour chaque surface du domaine de calcul.

On importe le fichier (\*IGES) de l'aile vers ICEM CFD.

La figure suivante présente l'importation du fichier IGES de l'aile :

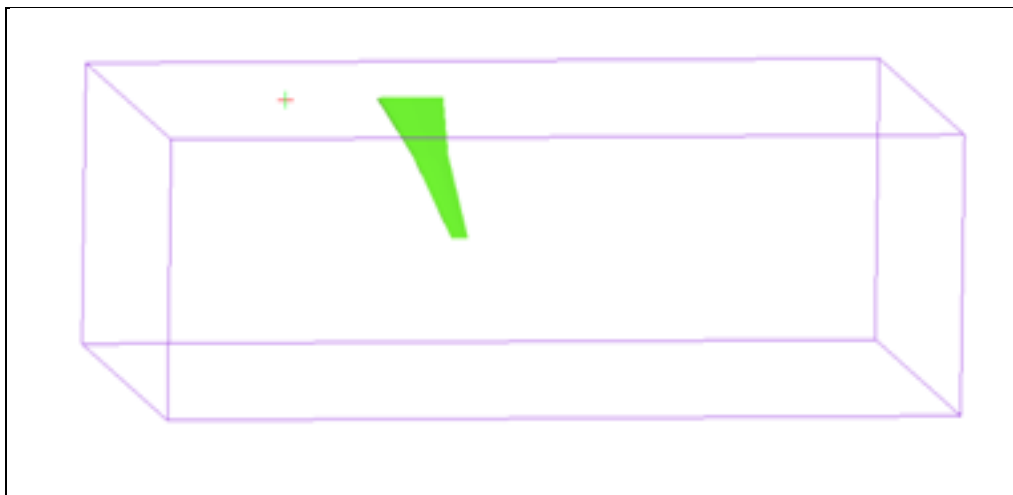


**Figure III-3** : importe le fichier (\*IGES) de l'aile

Avant de mailler le volume on introduit les modifications suivantes :

On crée le domaine de calcul qui est parallélépipède qui a pour dimension une longueur de neuf fois la corde d'une hauteur six fois la corde et d'un largeur de deux fois l'envergure.

Donc on obtient dans ICEMCFD la figure suivante :



**Figure III-4** : Création le domaine de calcul

On change plusieurs familles : le but de cette étape est : faciliter le travail et être claire.

Dans le but de faciliter le maillage on introduit les familles suivantes :

*AILINF* : la surface intrados de l'aile.

*AILSUP* : la surface extrados de l'aile.

*AIL\_CUR* : les courbes de l'aile.

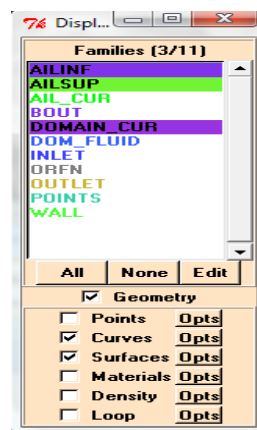
*BOUT* : la surface de bout de l'aile.

*DOMAIN\_CUR* : les courbes de domaine de calcul.

*INLET* : la surface d'entrée de domaine de calcul.

*OUTLET* : la surface de sortie de domaine de calcul.

*WALL* : les surfaces de domaine de calcul sauf l'entrée et la sortie.



**Figure III-5:** *les familles*

Pour créer le maillage du domaine de calcul on crée un point matériel appartenant au domaine pour générer le maillage des frontières du domaine jusqu'à la surface de l'aile. Afin d'aboutir à un maillage meilleur on procède de la façon suivante :

### Option thin cut :

Cette option nous l'avons utilisé afin de résoudre les problèmes de discontinuité et de distorsion de maillage.

Le control de la taille de maillage des familles sachant que ces dernières dépendent de plusieurs facteurs comme les dimensions de la géométrie et la qualité de maillage, pour cela on utilise le tableau suivant :

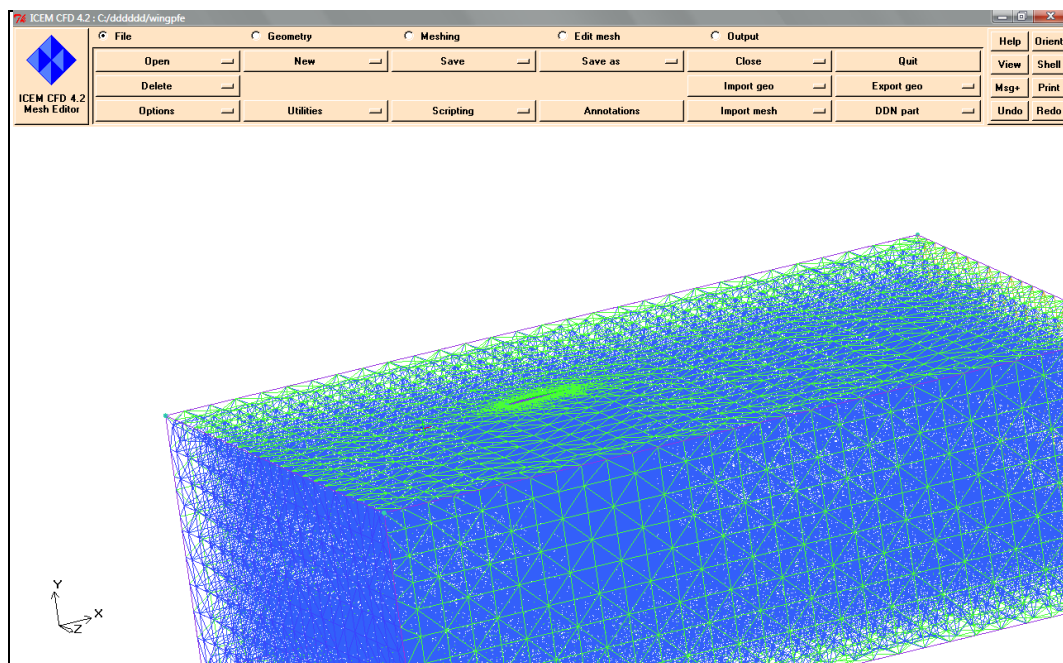
Family	Size	Height	Ratio	Min Size	Max Deviation	Width	Int Wall	Split Wall	Fix for Adaptation
All_CUR		0	0	0	0	0			
ALLSUP	0.3	0	0	0	0	0			
BOUT	0.3	0	0	0	0	0			
DOMAIN_CUR	3	0	0	0	0	0			
INLET	3	0	0	0	0	0			
OUTLET	3	0	0	0	0	0			
POINTS		0	0	0	0	0			
WALL	3	0	0	0	0	0			

Show size params using ref size  
 Please Note that Highlighted families have at least one blank field because not all entities in that family have identical entity parameters.

**Figure III-6 :** les tailles des familles

Ces étapes nous ont permis d'obtenir un meilleur maillage ce qui implique un bon résultat de la simulation.

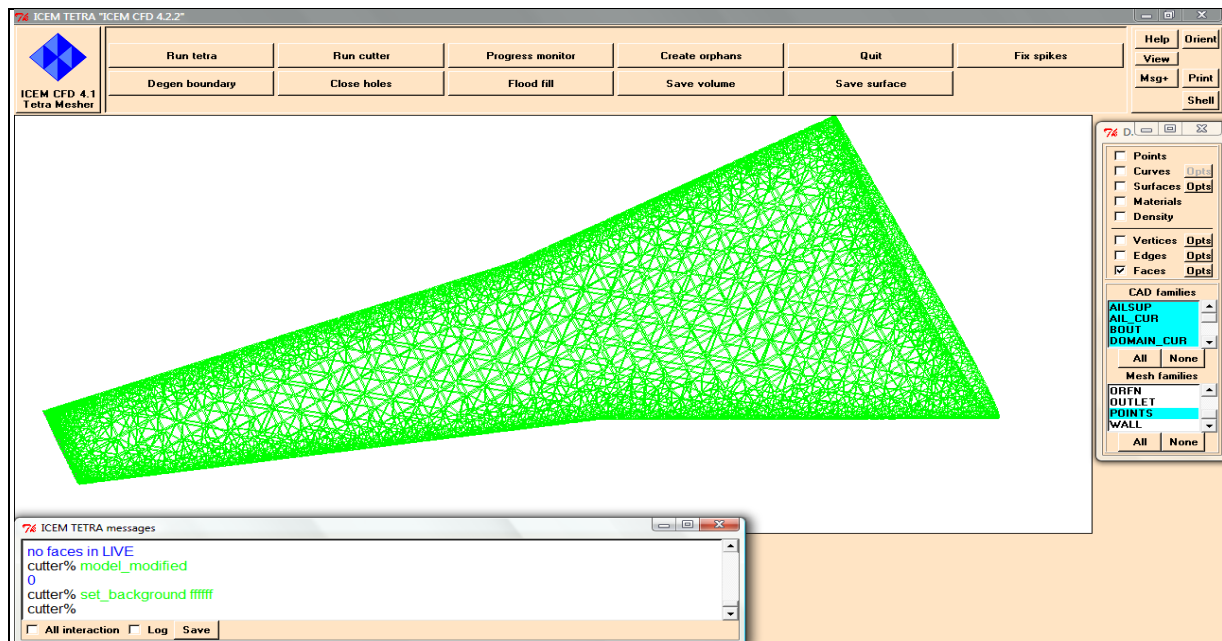
Après toutes ces étapes nous avons obtenus le maillage suivant :



**Figure III-7 :** maillage du domaine

Le maillage complet du domaine prend un temps considérable, le nombre de cellule est de 700000.

Pour visualiser le maillage de l'aile on désélectionne le maillage des parois on obtient la vue suivante :



**Figure III-8** : maillage surfacique de l'aile

Les résultats du maillage sont : 51 surfaces ,72 courbes, 14 point libérer par prescription, 1point matériel, 10 familles.

Après le maillage le nombre d'élément sont les suivants :

Le segment : 2364, les tétraèdres : 547308, les triangles : 37344.

Le nombre d'élément constituant chaque famille sont les suivant :

*AILSUP*: 13320, *AILINF*: 13156, *INLET*: 392, *WALL*: 6573, *OUTLET*: 392, *BOUT*: 3511, *AIL\_CUR*:2116, *DOM\_FLUID*:248

Pour déterminer les charges aérodynamiques qui s'applique sur l'aile on utilise le logiciel FLUENT.



### III.1.3 Principales étapes de simulation sous FLUENT

Cette partie est une présentation du solveur FLUENT, ses aptitudes, et des instructions pour paramétrer le solveur. Il explicite les étapes nécessaires pour réussir une simulation d'un problème en aérodynamique.

#### 1. Importation de la géométrie (\*.msh)

Pour commencer la simulation il faut importer le fichier (\*.msh) généré sous ICEM CFD.

**File → Read → Case...**

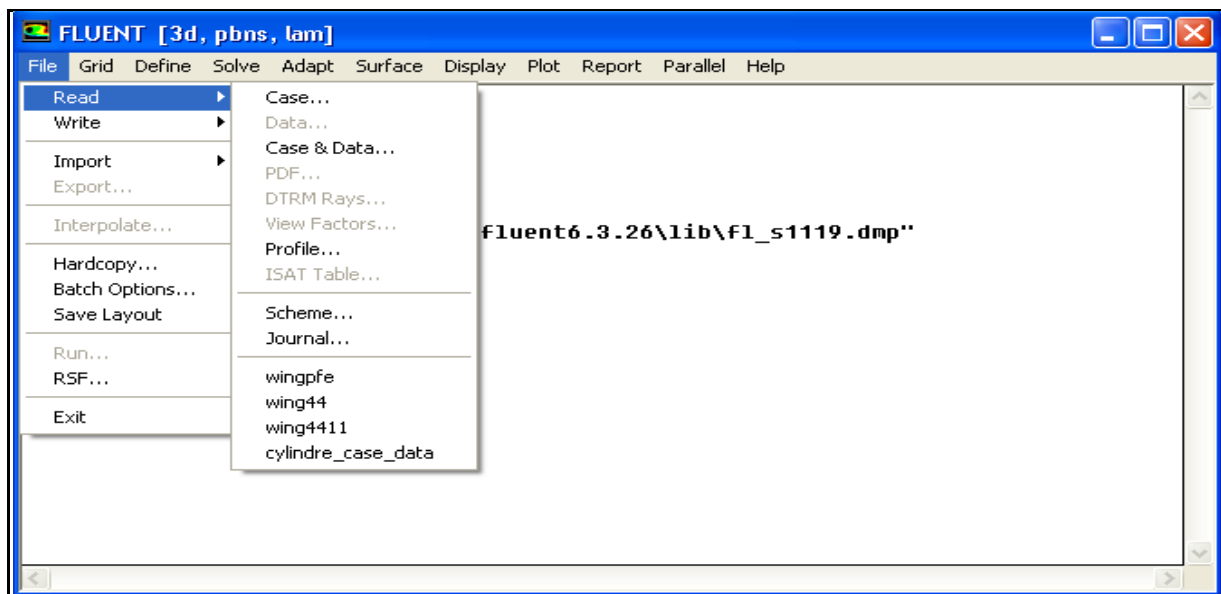


Figure III-9 : Importation de la géométrie (\*.msh)

## 2. Vérification du maillage importé

Grid → Check

Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

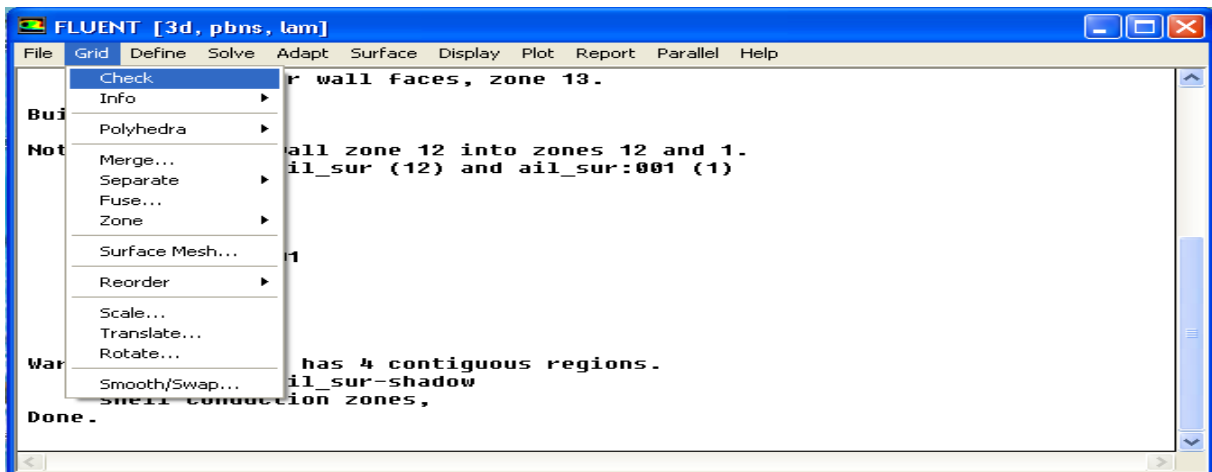


Figure III-10 : Vérification du maillage importé

## 3. Lissage du maillage (smooth and swap the grid)

Grid → Smooth/Swap.

Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage, cliquez sur le Bouton Smooth puis sur le bouton Swap. Répétez jusqu'à ce que **FLUENT** affiche que zéro Faces sont permutées.

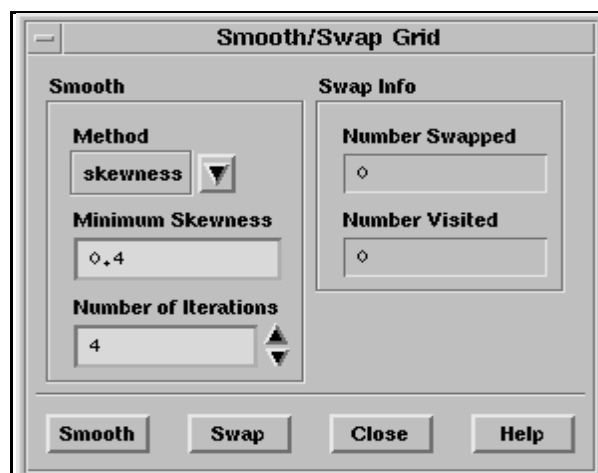


Figure III-11 : Lissage du maillage

## 4. Vérification de l'échelle

### Grid →Scale

Il faut toujours vérifier que les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques

Du problème.

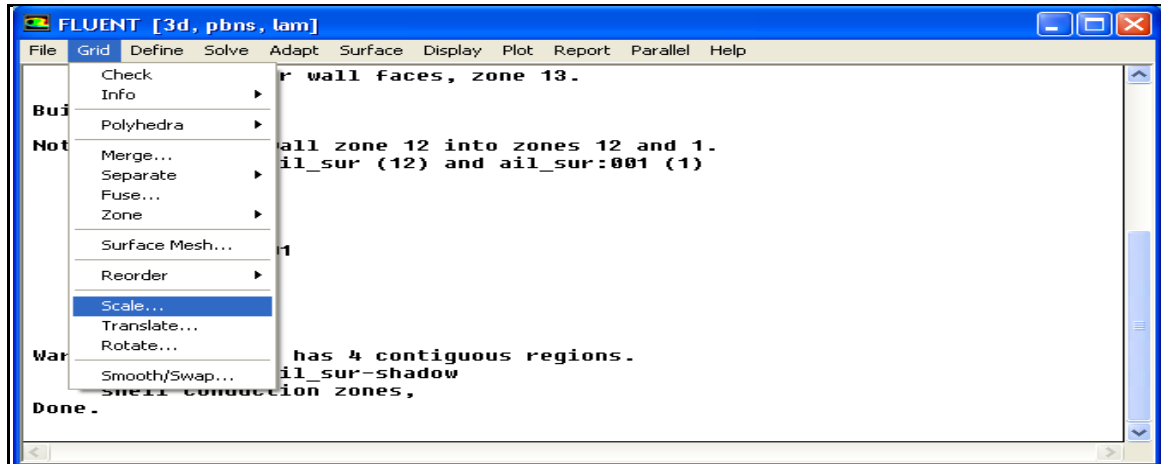


Figure III-12 : Vérification de l'échelle

## 5. Choix du solveur

### Define →Models →Solver...

-**Segregated Solver** : est le plus approprié pour les écoulements incompressibles (Ventilateurs, pompes...).

- **Coupled Solvers**, les solveurs « coupled implicit » et « coupled explicit », sont plutôt réservés aux écoulements compressibles à grande vitesse.

C'est là aussi qu'on choisit le régime d'écoulement ; permanent ou instationnaire.

Pour notre cas on a choisi permanent (steady).

La figure suivante présente comment faire le choix du solveur :

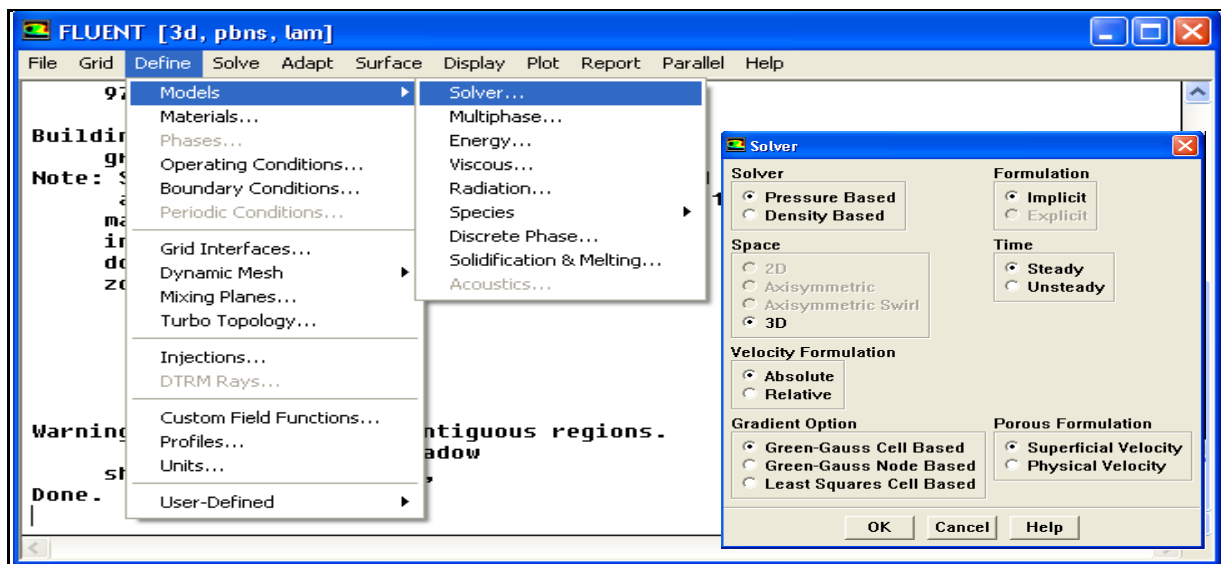


Figure III-13 : Choix du solveur

## 6. Affichage de la grille

### Display → Grid

Vous pouvez afficher le maillage et il est très judicieux de vérifier les conditions aux Limites définies au préalable dans ICEM CFD.

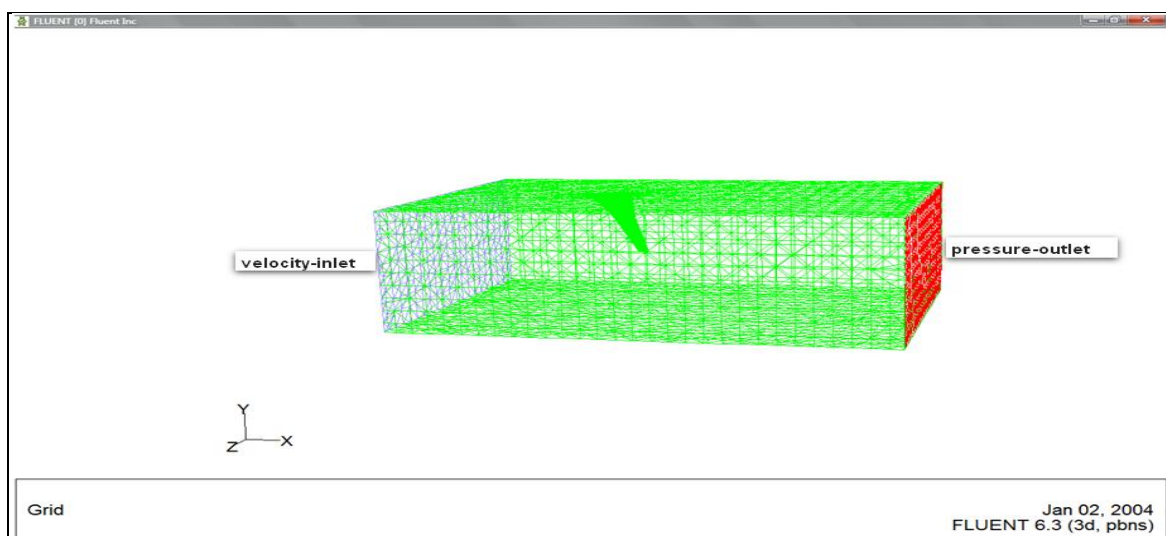


Figure III-14 : Affichage de la grille

## 7. Choix du modèle de turbulence

Define → Models → Viscous

Fluent propose différentes modélisations des écoulements. Parmi lesquels : les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents ... etc.

Pour notre cas l'écoulement est non visqueux.

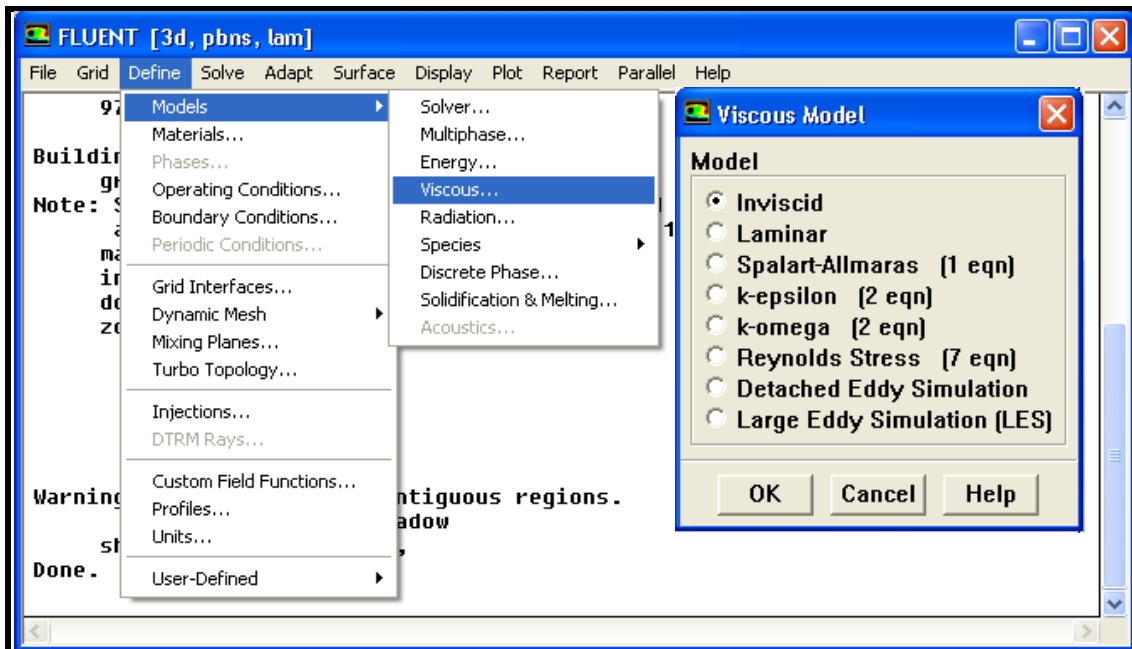


Figure III-15 : Choix du modèle de turbulence (non visqueux)

## 8. Définition des caractéristiques du fluide

Define → Materials

Les caractéristiques du fluide sont chargées à partir de la bibliothèque de données de Fluent.

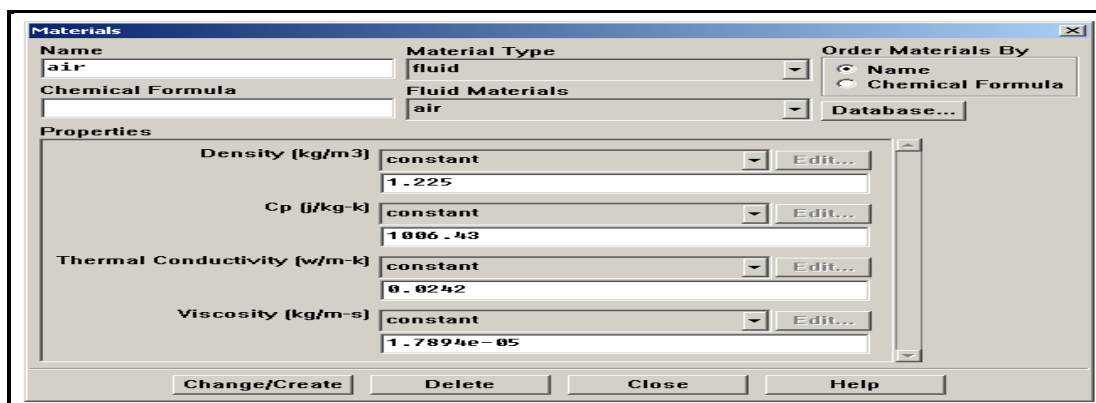


Figure III-16 : Définition des caractéristiques du fluide

## 9. Operating conditions

### Define → Operating conditions

Avant de choisir les conditions aux limites, il faut choisir d'abord la valeur de la pression de Référence « operating conditions ».

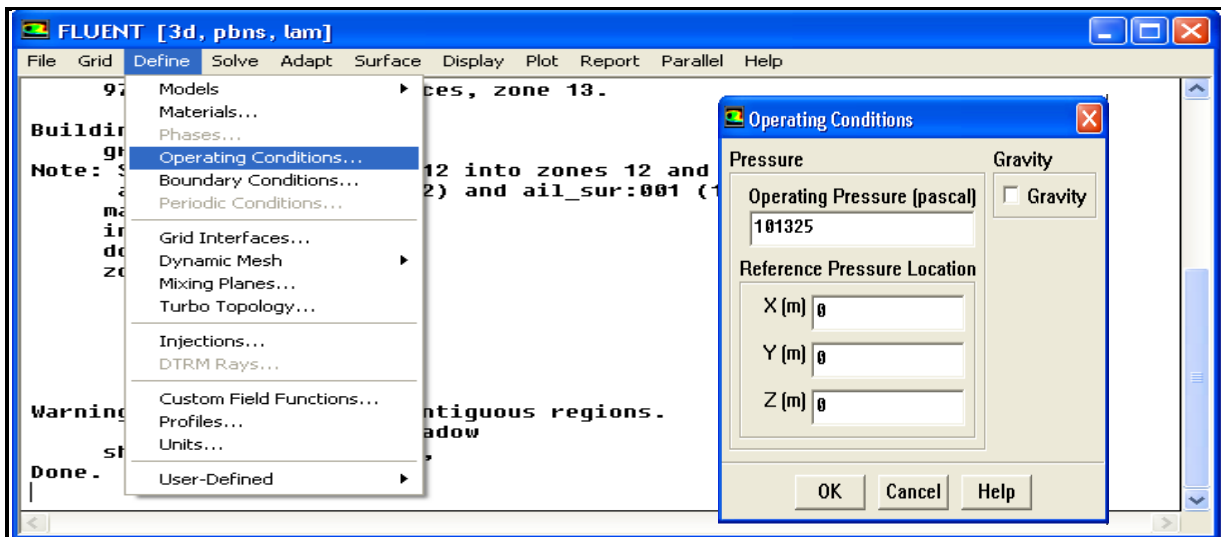


Figure III-17 : conditions opérationnelles

En effet, Fluent effectue tous les calculs, avec une pression appelée gauge pressure et ce afin d'éviter les erreurs d'ordre numérique lors du calcul pour des écoulements à faible nombre de Mach.

La relation liant la pression absolue à la « gauge pressure » est donnée par :

$$P_{abs} = P_{op} + P_{gauge} \quad (III-1)$$

Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique comme condition opérationnelle.

Ensuite, il faut choisir les conditions aux limites :

## 10. Conditions aux limites usuelles

Define → Boundary Conditions

Ensuite, il faut fixer les valeurs des conditions aux limites :

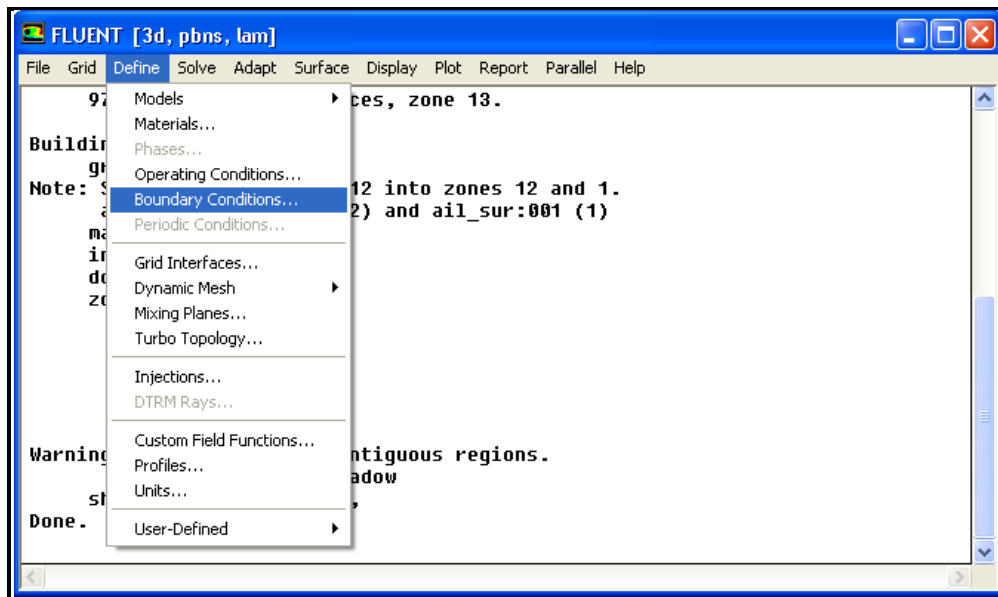


Figure III-18 : les conditions aux limites

Velocity inlet :

Utilisée pour des écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.

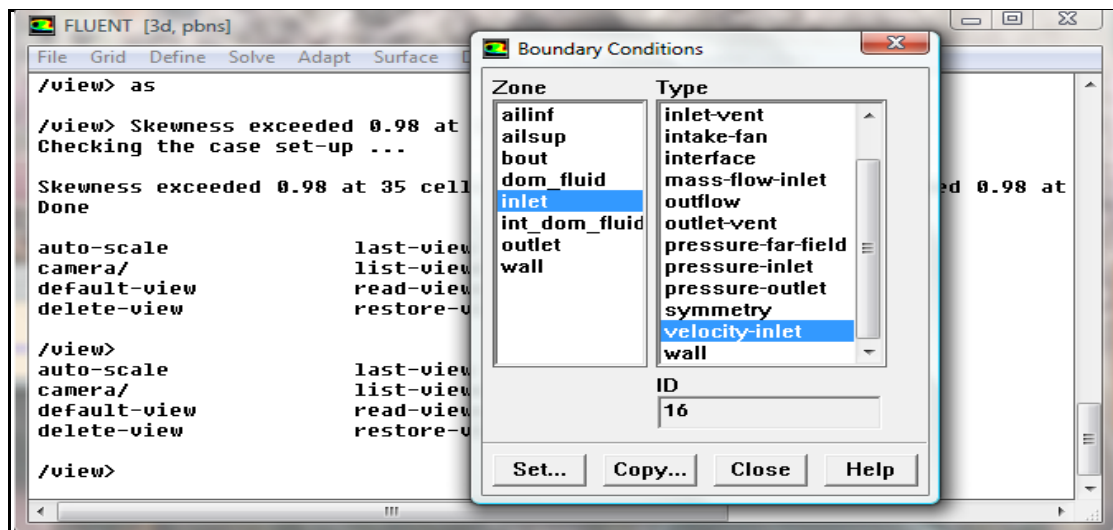


Figure III-19 : la vitesse d'entrée

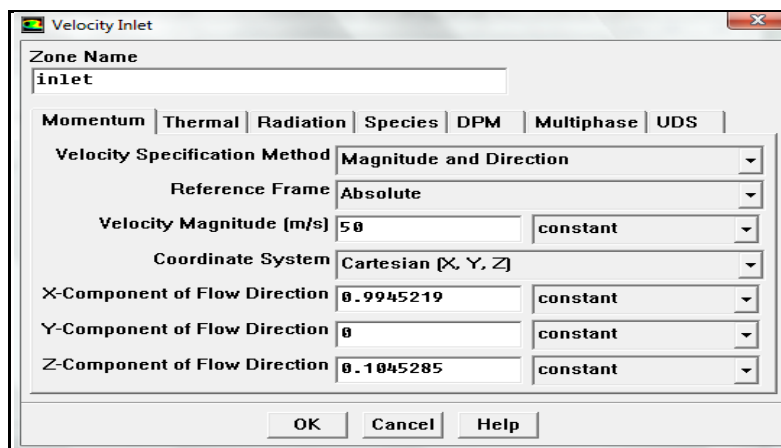


Figure III-20 : la vitesse d'entrée et l'angle d'attaque

Pour notre cas on a choisi : 50m /s avec angle d'attaque 6°.

### Pressure outlet :

Utilisée pour les écoulements compressibles et incompressibles.

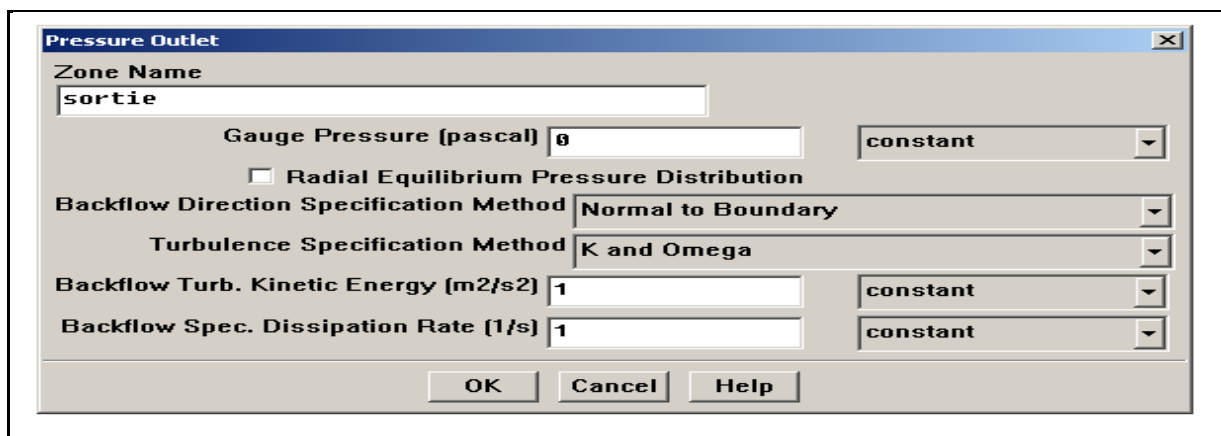


Figure III-21 : la pression de la sortie

Spécifie la pression statique de sortie.

L'utilisation de Pressure Outlet sert à définir la pression statique à la sortie. L'utilisation de la condition Pressure Outlet au lieu de Out flow a souvent comme conséquence une meilleure convergence.

**Wall** est utilisée pour délimiter les régions solides des régions fluides.



### 11. Choix des critères de convergence

Solve → Monitors → Residual...

Il s'agit ici de choisir les critères qui doivent être vérifiés pour que les calculs de la simulation s'arrêtent.

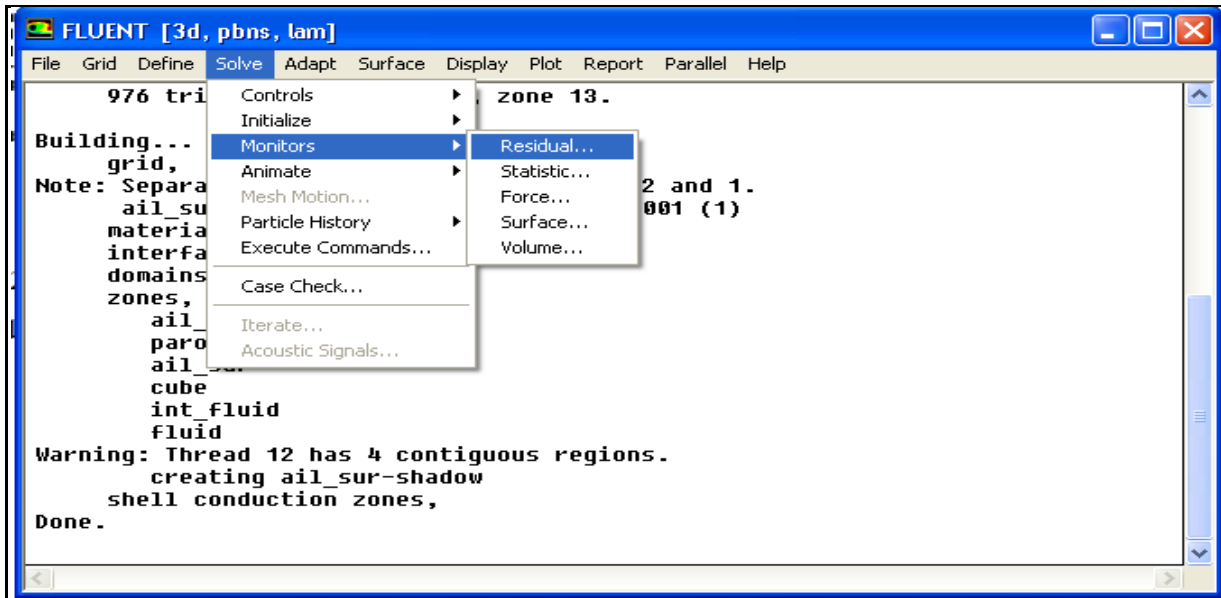


Figure III-22 : Choix des critères de convergence

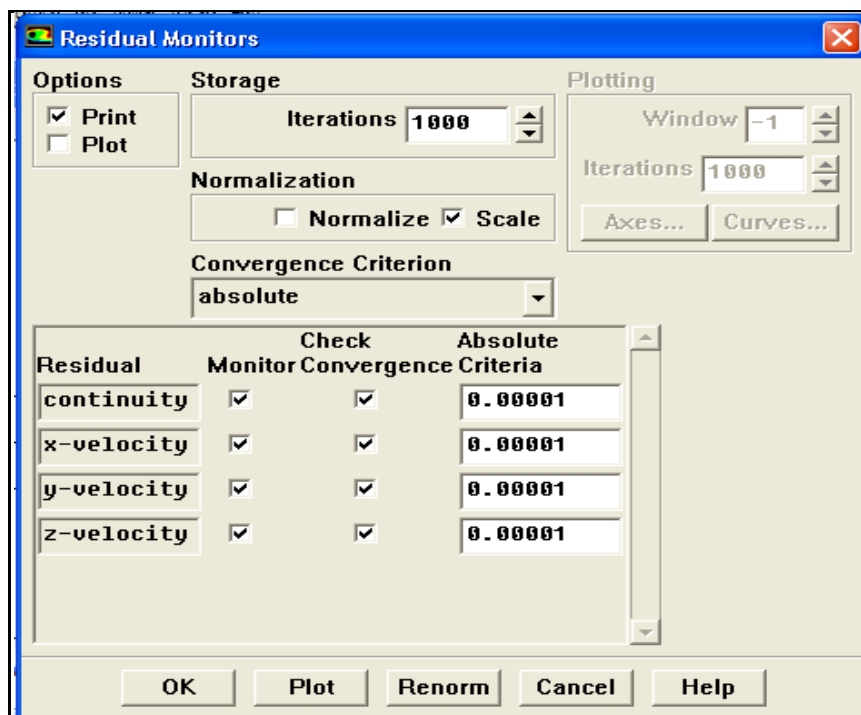


Figure III-23 : Choix la valeur de la précision

Pour afficher la convergence à l'écran pendant les calculs sous forme d'un graphe, il faut Activer l'option Plot.

Il est possible de désactiver certains critères d'arrêt de la simulation en décochant la case de convergence.

On a choisi la précision  $10^{-5}$ .

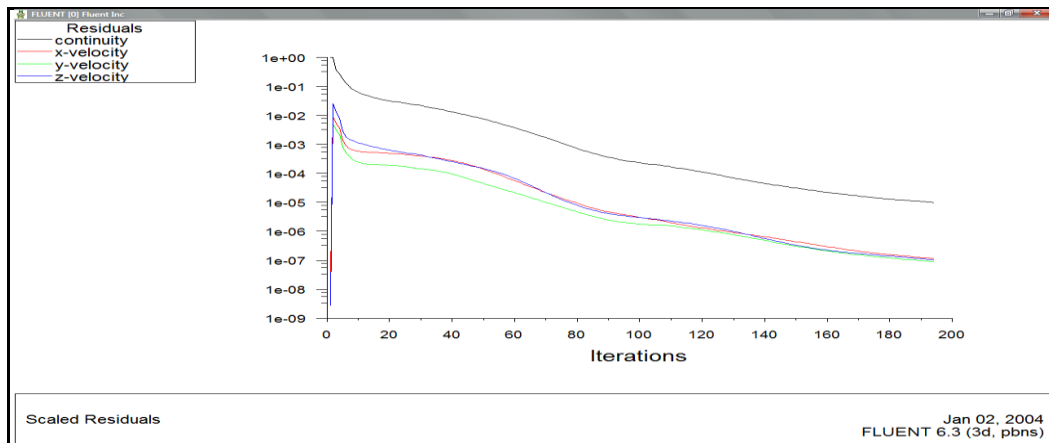
## 12. Lancement de la simulation

### Solve → iterate

Le paramétrage étant effectué, il ne reste plus qu'à choisir le nombre d'itérations que Fluent Devra réaliser.

-on donne nombre d'itérations (par exemple 200) et chaque fois augmente-le jusqu'à la convergence.

La figure suivante présente le résidu de la solution :



Après 194 itérations la solution converge.

## 13. Sauvegarde du fichier \*.cas

### File → Write → Case&Data

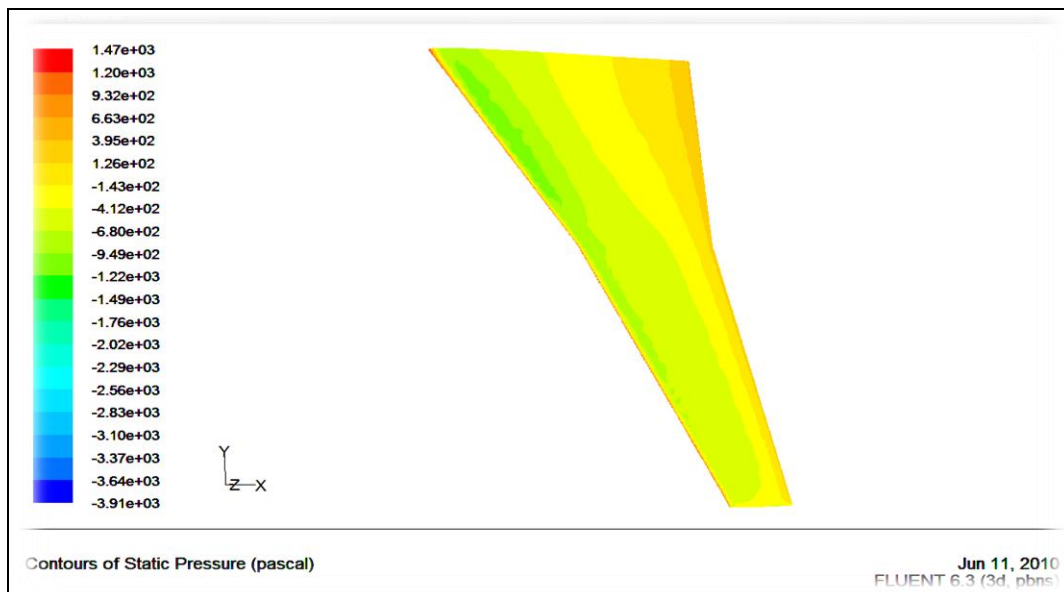
Il est conseillé qu'une fois le paramétrage est effectué, de sauvegarder le fichier en format \*.cas.

S'il y a un bug durant les calculs, il suffit de charger le fichier \*.msh, on n'aura pas à Refaire le paramétrage.

### III -2 résultats de fluent

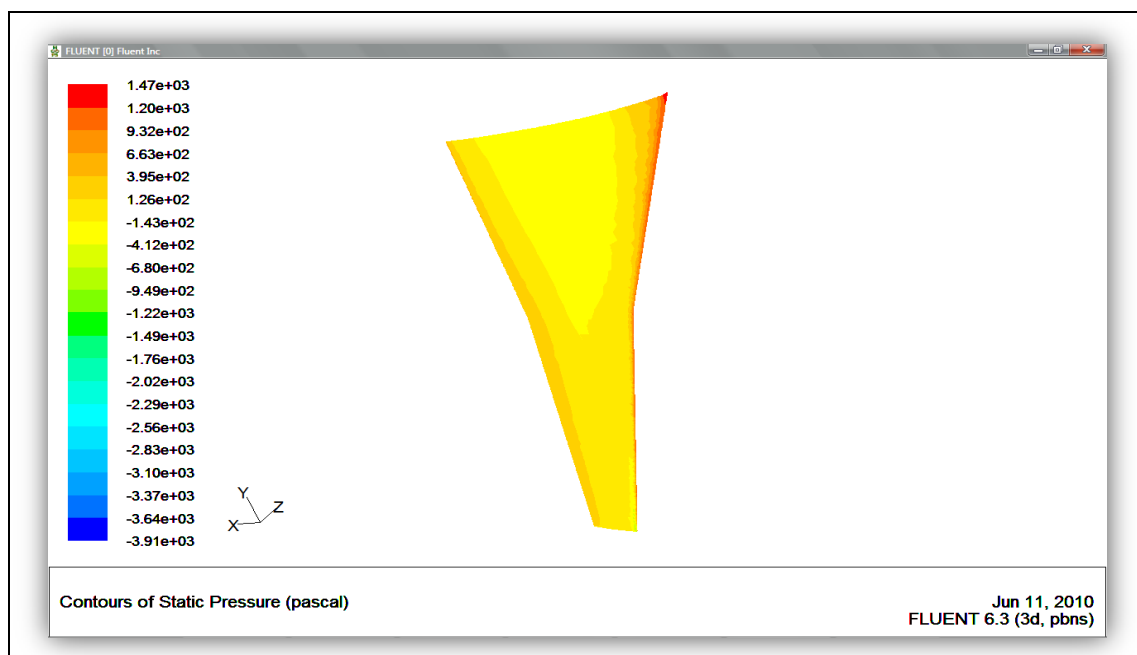
Après la convergence de la solution, nous pouvons visualiser le contour de la pression, la vitesse, coefficient de pression .....

Dans cette figure, la distribution de la pression statique sur l'extrados de l'aile est illustrée comme suit:



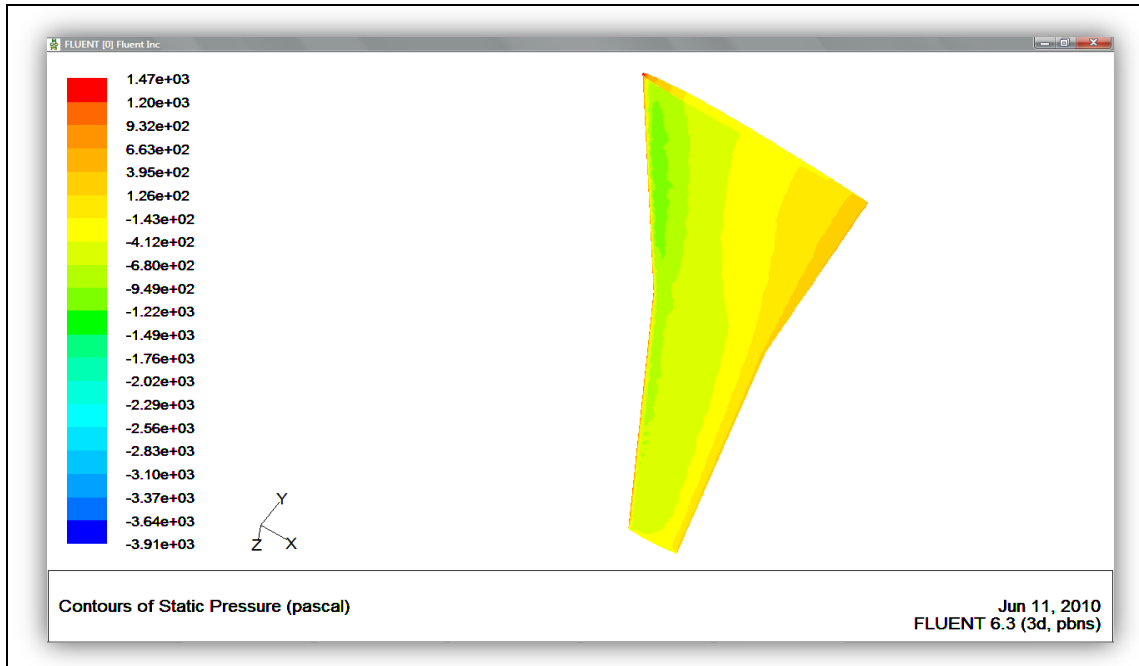
**Figure III -25:** *contour de la pression statique sur l'extrados de l'aile*

Dans cette figure, la même pour l'intrados de l'aile est illustrée comme suit :



**Figure III -26:** *contour de la pression statique sur l'intrados de l'aile*

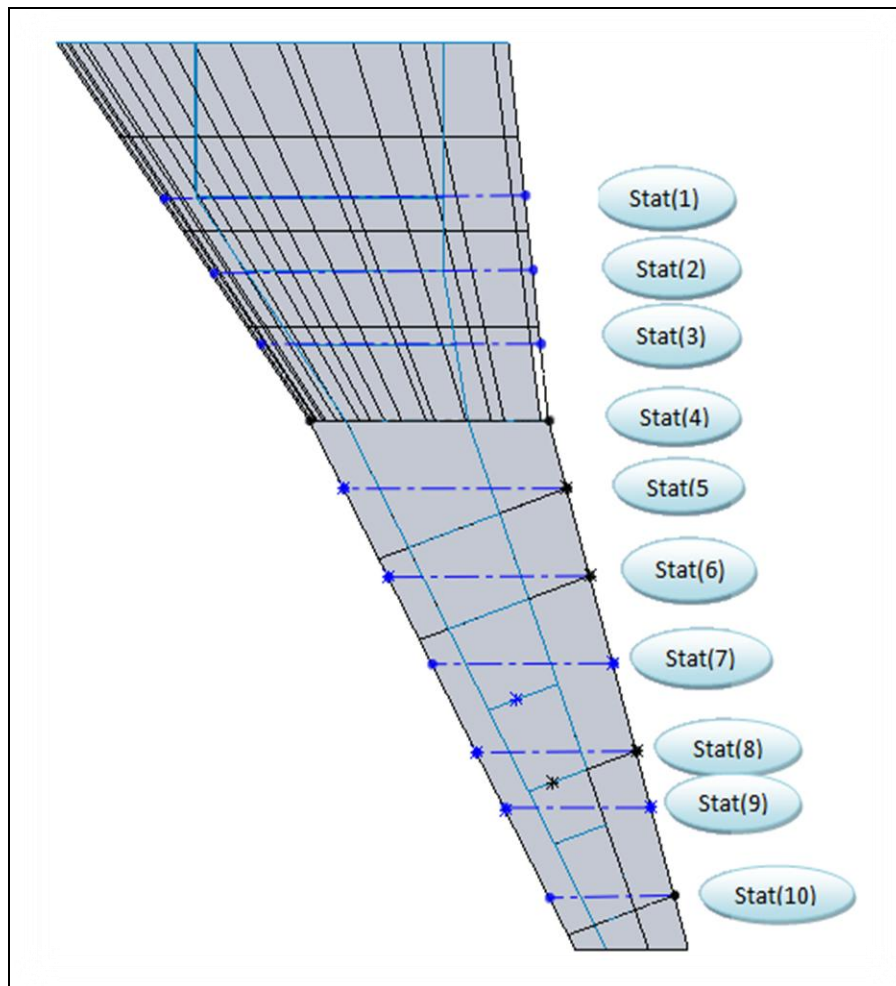
La figure suivant présente la pression statique sue l'aile complète :



**Figure III-27:** *contour de la pression statique sur l'aile*

Nous avons exporté un fichier **TECPLOT** avec la géométrie de l'extrados et la pression statique (il y a une difficulté dans cette étape pour obtenir même nombre de point sur l'extrados et sue l'intrados), puis par une méthode simple on a obtenu dans les dix stations la répartition de la pression statique :

L'axe des  $x$  la valeur de la pression statique.



**Figure III-28:** *les positions des stations*

Où les lignes continues présentes les stations structure (les nervures), d'ailleurs les lignes discontinues présentes les stations aérodynamiques (la direction de l'écoulement).

Pour chaque station nous avons tracé les graphes de la répartition de pression statique pour les dix stations de control ou nous avons constaté une dépression au niveau de l'intrados et une surpression au niveau de l'extrados.

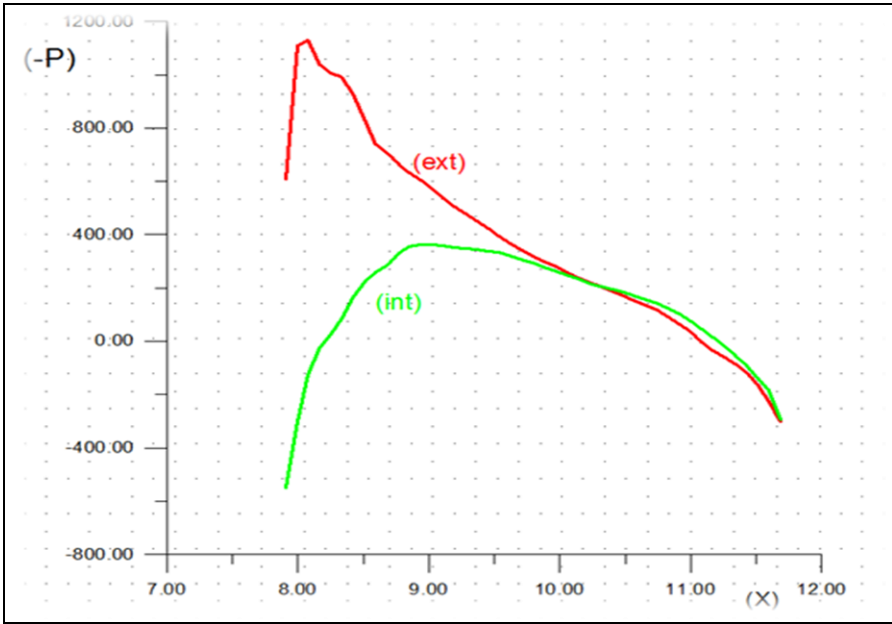


Figure III-29: distribution de pression statique (station1)

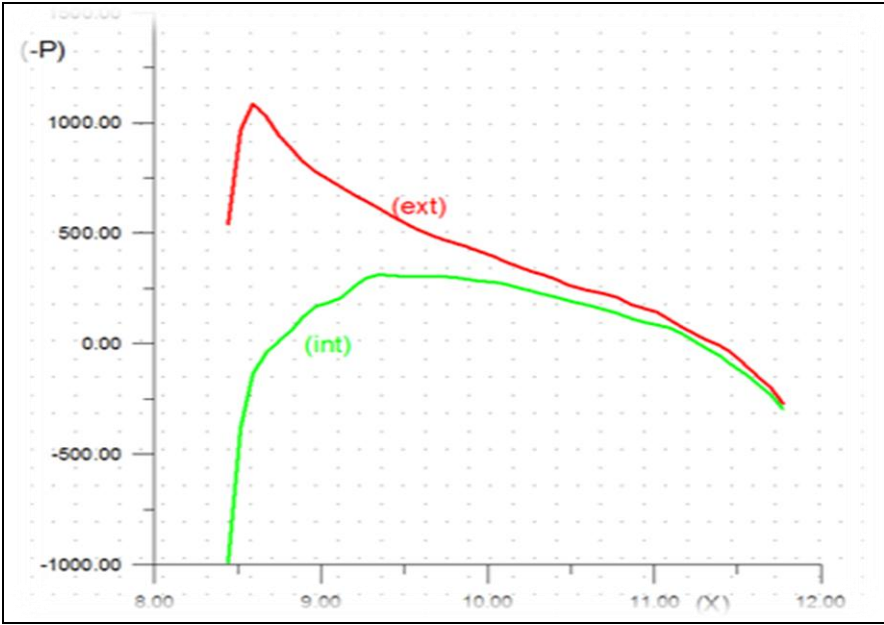


Figure III-30: distribution de pression statique (station2)

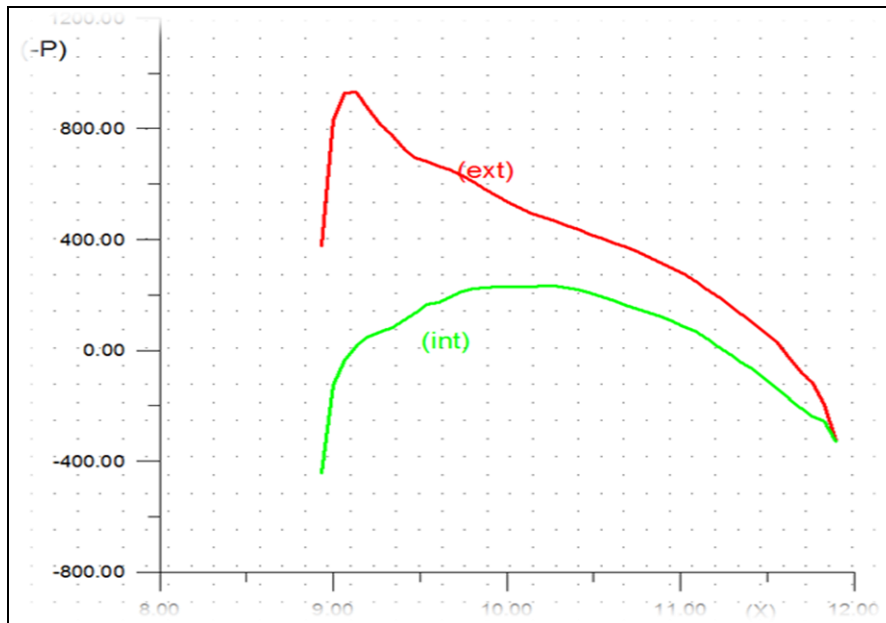


Figure III-31: *distribution de pression statique (station3)*

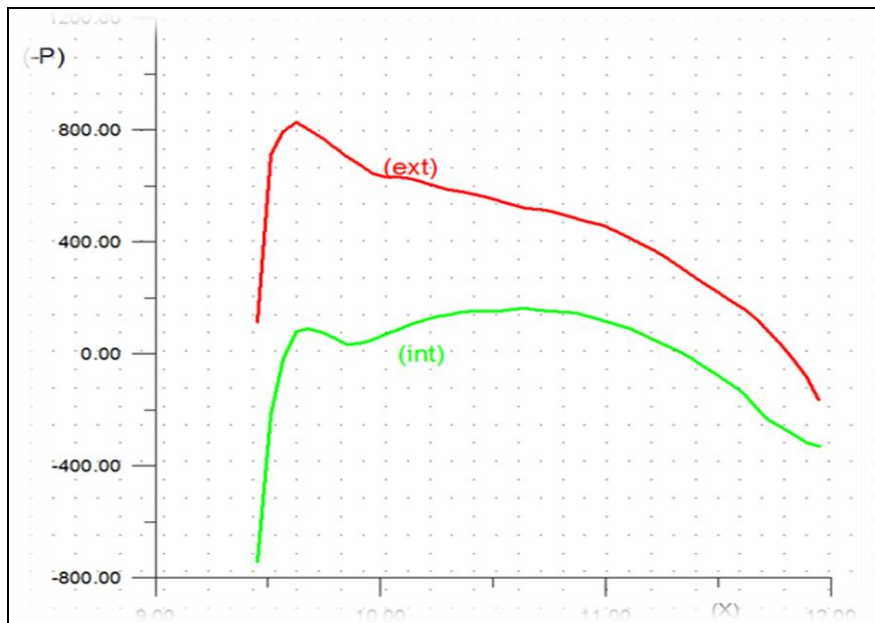


Figure III-32: *distribution de pression statique (station4)*

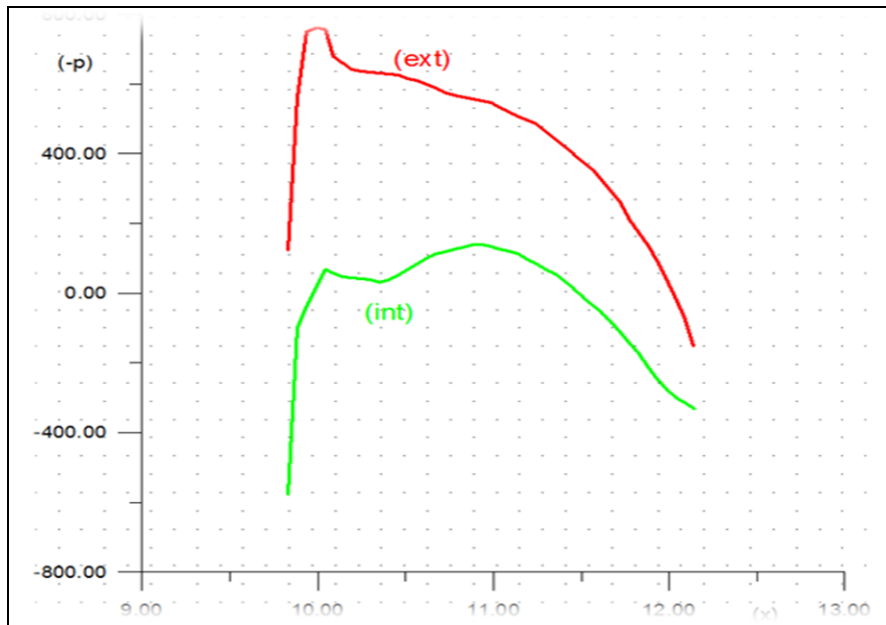


Figure III-33: *distribution de pression statique (station5)*

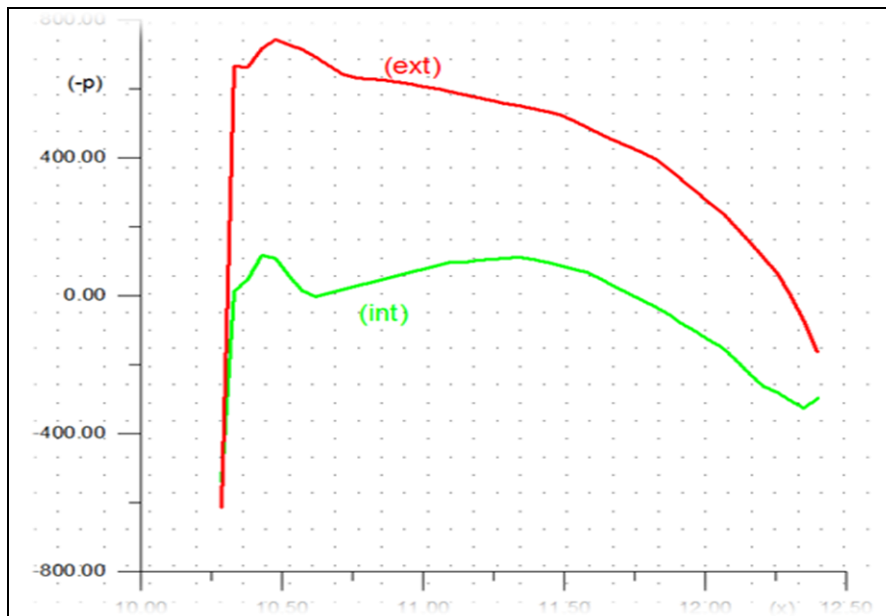


Figure III-34: *distribution de pression statique (station6)*



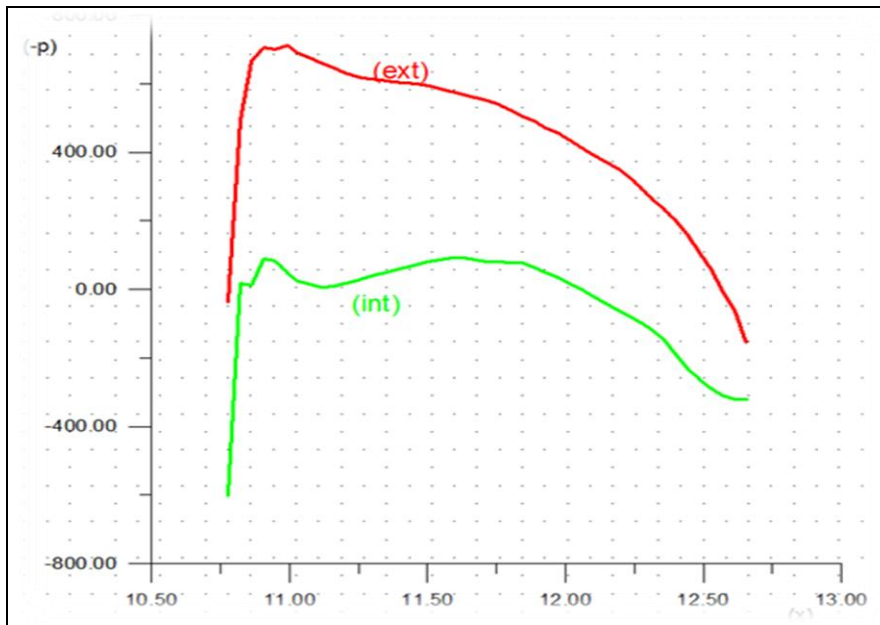


Figure III-35: *distribution de pression statique (station7)*

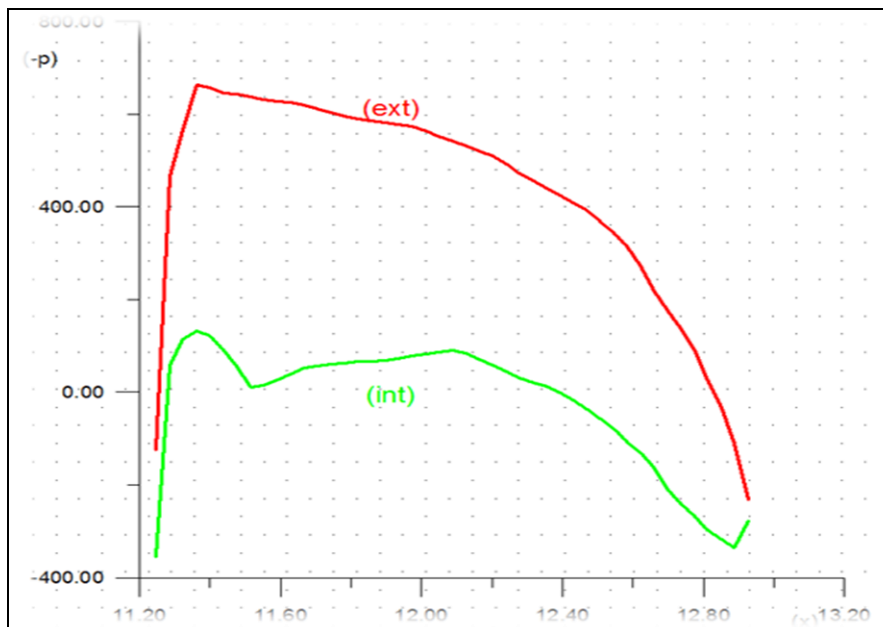


Figure III-36: *distribution de pression statique (station8)*

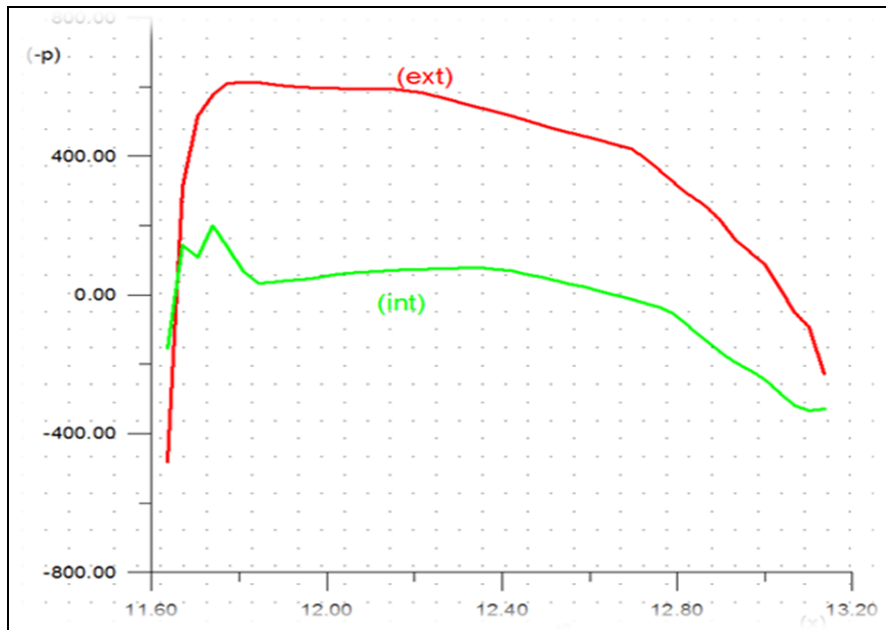


Figure III-37: *distribution de pression statique (station9)*

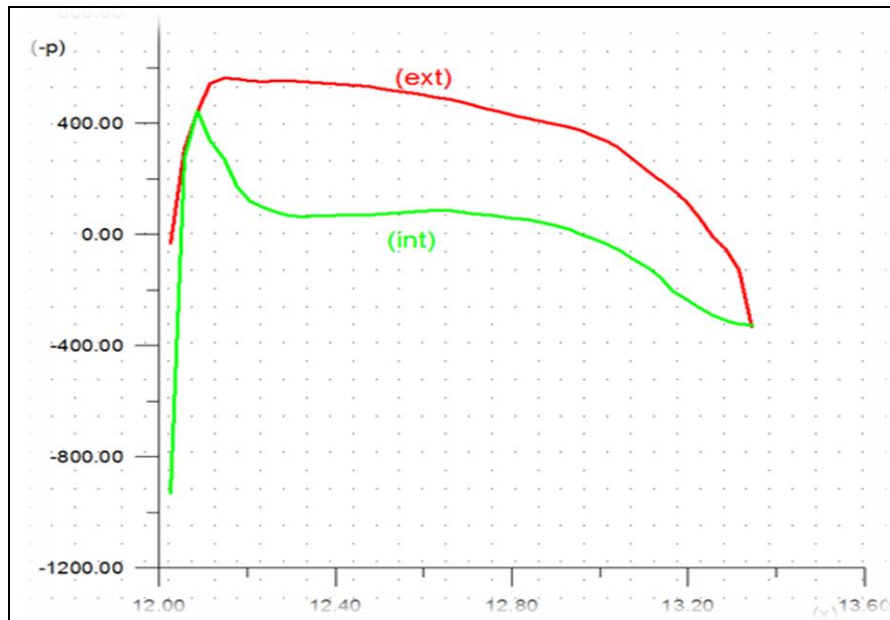


Figure III-38: *distribution de pression statique (station10)*

**Calculer la force et le moment aérodynamiques :**

Pour calculer la force aérodynamique (la portance) (**F**) et le moment aérodynamique (**M**), on a utilisé les équations suivantes :

$$F = \int P ds \quad (\text{III-2})$$

$$M = \int P x ds \quad (\text{III-3})$$

Où :

**F** : la portance dans chaque station

**M** : le moment aérodynamique dans chaque station

**P** : la pression statique

**dS** : une surface partielle

**x** : le bras de levier

**Puis ;**

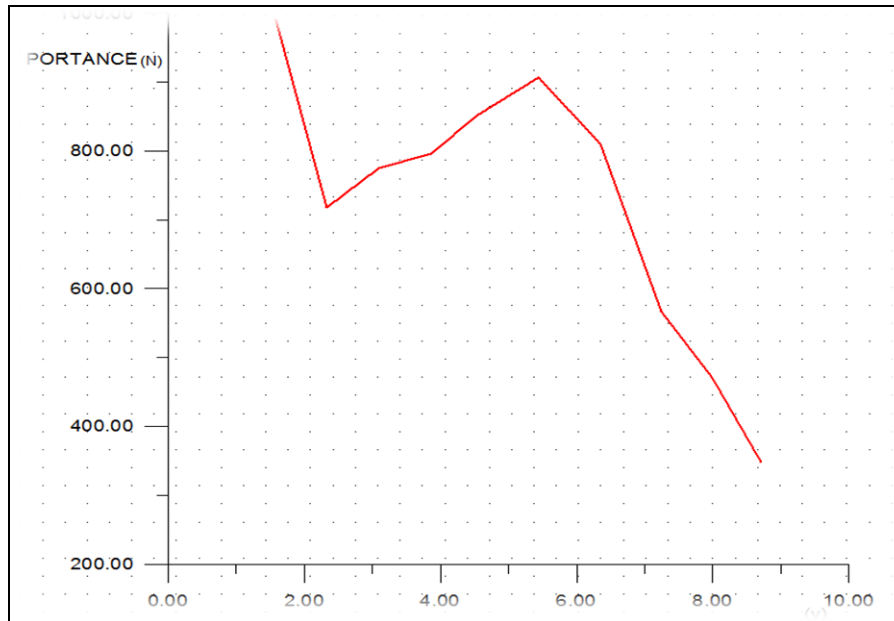
On a créé un programme FORCE ET MOMENT à l'aide de fortran ; ce programme utilise la méthode de trapèze et après l'exécution on a obtenu les résultats suivants :

Les stations	Stat1	Stat2	Stat3	Stat4	Stat5	Stat6	Stat7	Stat8	Stat9	Stat10
Les forces	991.91	718.08	775.30	795.57	851.60	906.16	809.60	566.92	470.04	349.28
Les moments	8199	6543	7654	8307	9204	10166	9168	6808	5802	4422

**Tableau III-1 : la portance et le moment aérodynamique dans chaque station**

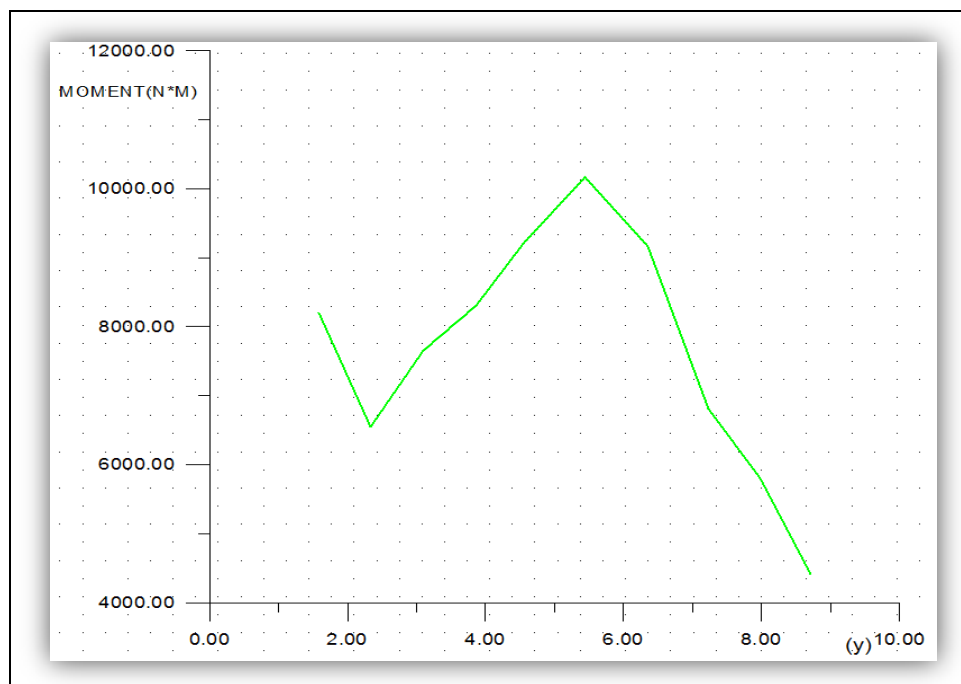
Où la force en newton (**N**) et le moment en (**N\*M**)

La figure suivant présente la portance en fonction de (y) (le long de l'envergure) :



**Figure III-39:** répartition la portance le long de l'envergure de l'aile

Et dans la figure suivant présente le moment aérodynamique en fonction de (y) :



**Figure III-40:** répartition le moment le long de l'envergure de l'aile

### III-2.1 interprétation résultats de fluent :

A partir la figure (III-27) ; nous observons que la pression statique sur la surface de l'aile varie d'un point à l'autre et que la valeur maximum de la pression est à l'avant de l'aile et exactement près du point d'arrêt la pression maximale égale 1469.86 pa, et la valeur minimum de la pression est -3905.944 pa.

Pour les figures (III-25) et (III-26) nous observons la répartition de la pression statique sur la surface d'extrados et la surface d'intrados n'est pas le même ;

Où sur l'extrados y a une dépression mais sur l'intrados y a une surpression.

Les figures (de (III-29) jusqu'à (III-38)) illustrent bien la dépression et la surpression dans chaque station, et nous observons aussi dans ces figures que la force de la sustentation (la portance géométriquement est la différence de l'intégrale de surface entre la courbe de l'extrados et la courbe de l'intrados) change d'une station à l'autre.

On constate que les courbes des pressions statiques pour les dix stations sont semblables et changent uniquement de forme cela est du à l'utilisation du même profil dans toute l'aile.

Le tableau (III-1) illustre que la portance change d'une station à l'autre, où la valeur maximum est 991.91 N dans la station(1) et la valeur minimum est 349.28 N dans la station(10).

Si on calcule la portance totale sur toute l'aile (la somme de toutes les forces) et après on compare avec le rapport des forces de fluent :

$\Sigma$ (les forces de toutes les stations)	La portance totale de fluent
<b>7234 (N)</b>	<b>8168 (N)</b>

**Tableau III-2 :** comparaison entre la portance totale et rapport des forces de fluent

Nous observons que la force totale de la portance est très près à la portance totale de fluent ; donc notre calcul est très précis. Mais nous observons aussi que cette force est très faible, peut être à cause d'une erreur dans fluent.

Le même pour le moment aérodynamique ; que le moment a changé d'une station à l'autre, où la valeur maximum est 10166 N\*M, dans la station(6) et la valeur minimum est 4422 N\*M dans la station(10).

---

Si on calcule le moment aérodynamique total sur toute l'aile (la somme de toutes les moments) et après on compare avec le rapport des moments de fluent :

$\Sigma$ (les moments de toutes les stations)	Le moment total de fluent
<b>76273 (N*M)</b>	<b>84122 (N*M)</b>

**Tableau III-3 :** *comparaison entre le moment total et rapport des moments de fluent.*

Nous observons que le moment aérodynamique total est très près au moment total de fluent.

## **ChapitreIV**

# **Calcul des charges structural**

## IV -1 Introduction :

L'analyse par élément fini (FEM) est un outil incontournable dans toutes les phases de design d'un aéronef et surtout dans l'optimisation. Au début du projet, une des premières tâches du département de stress est de bâtir ce modèle. Ce dernier servira par la suite aux plusieurs itérations d'optimisation de la structure, afin de minimiser le poids de l'avion.

A ce modèle, on appliquera tous les cas de chargement jugés critiques pour la structure. Les charges statiques et fatigues fournies par le département de charges et dynamiques seront appliquées au modèle. Une fois les cas de chargement exécutés sur NASTRAN, les charges internes seront produites et extraites, et serviront à compléter l'analyse des contraintes des différentes pièces constituantes de l'aéronef pour la certification.

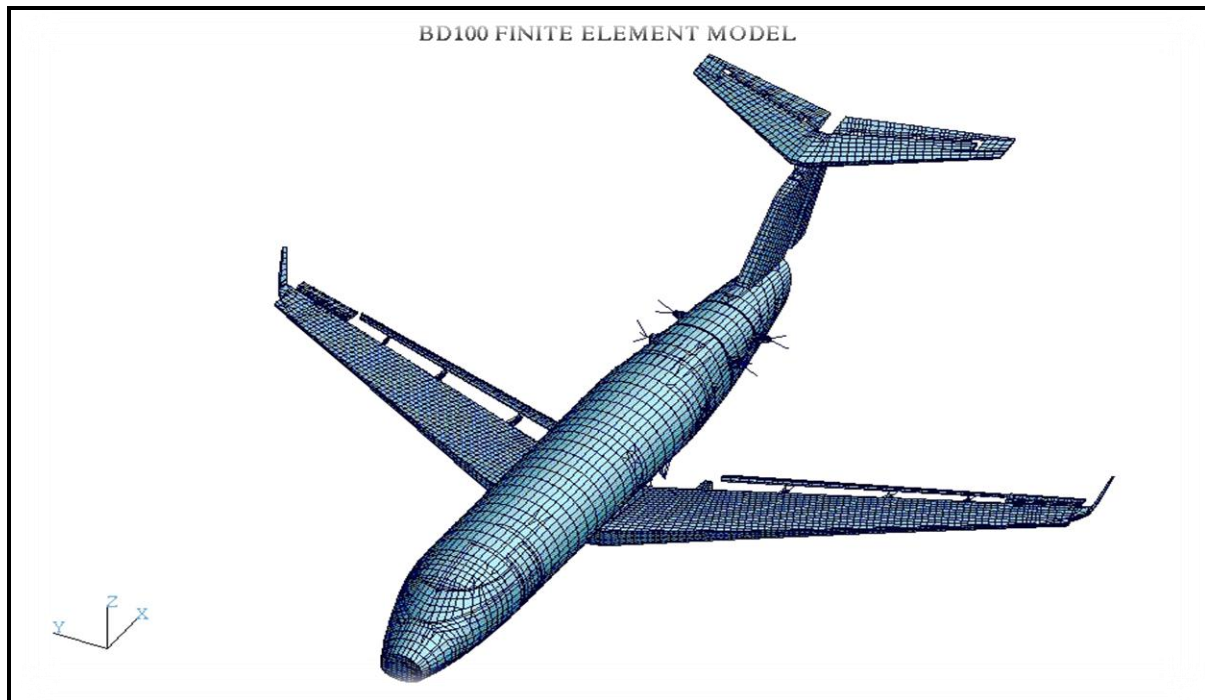
Il faut noter que le modèle d'éléments finis dans la majorité des cas est un outil qui aide à l'analyse des contraintes des pièces constituantes en fournissant les charges internes. Les marges de sécurité ainsi que la détermination du mode de défaillance est en dehors des attentes de l'analyse par éléments finis.

Bien que nous ayons vu comment trouver la distribution de charge interne dans une cellule d'aile, les calculs nécessaires à chaque itération de propriété sont lourds et demandent beaucoup de temps, un modèle d'éléments finis est une bonne option pour éviter une telle charge de travail.

Dans cette section, nous allons voir comment un FEM se doit d'être construit afin de bien répondre à nos besoins et d'en optimiser l'utilisation. La méthodologie présente est devenue comme un standard dans l'industrie de l'aéronautique.



Les plus grands compagnies utilisent la même methodology de modélisation comme on peut le constater par la figure 1 du modèle du Challenger 300 :



**Figure IV -1 : Modèle complet du Challenger 300**

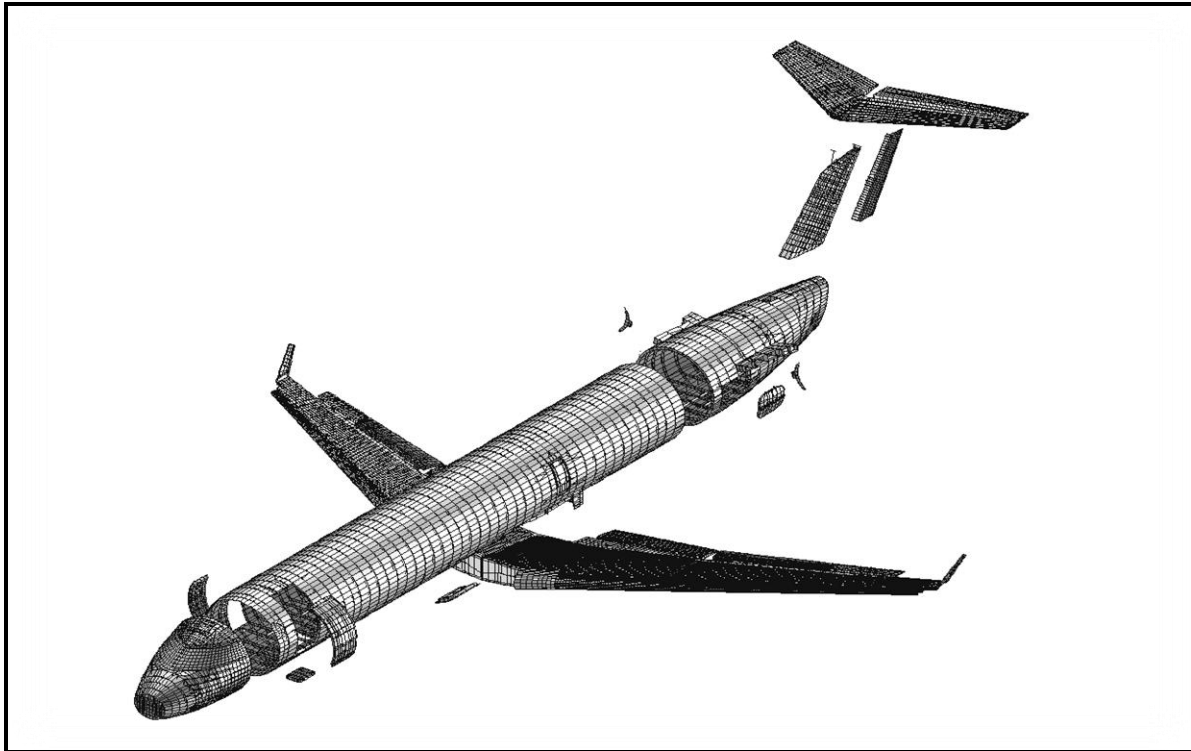
Dans ce chapitre, nous aborderons la méthodologie et les outils nécessaires pour modéliser une aile d'avion. Maintenant

Les logiciels PATRAN/NASTRAN seront utilisés pour l'accomplissement de notre projet. Alors, toute la présentation de ce chapitre sera basée sur ces derniers.

## **IV -2 Technique de modelisation :**

Dans l'industrie aérospatiale, la construction des avions implique plusieurs partenaires. Chaque partenaire est responsable de la modélisation par élément finis de ses composantes. Ainsi différents sous-assemblages du modèle seront produits. Le groupe qui est en charge des éléments finis assemblera tous les sous-modèles et par conséquent bâtira un modèle complet de l'avion.

La figure 4 montre le modèle complet éclaté de CRJ 700 :



**Figure IV- 2 : CRJ 700 Sous-composantes**

Ceci nous force à avoir des définitions communes entre partenaires de la technique de modélisation à utiliser lors la construction du modèle. Ces définitions amélioreront la qualité du modèle, augmentera l'interprétation et évitera tout conflit lors de la construction du modèle complet de l'avion.

Parmi ces définitions, on peut énumérer par exemple les différents types d'éléments à utiliser pour les différentes parties de l'avion, la numérotation, le nombre de subdivision par baie

IV -2-1 Types d'élément

Le tableau suivant présente les différents types d'élément utilisés pour la construction du modèle d'éléments finis complet d'un avion.



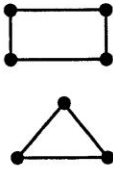
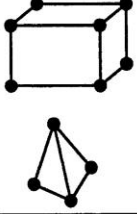
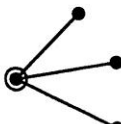
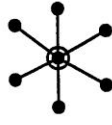
	Spring Elements	Line Elements	Surface Elements	Solid Elements	Multiple Constraint Elements (MPC)	
<b>Physical Behavior</b>	Simple Spring	Rod (axial load only), Beam	Shear, Membrane, Plate	Brick, Tetrahedron	Rigid Body Element	Interpolation Constraint Element
<b>MSC/NASTRAN Element Name</b>	CELAS1	CROD CBAR	CQUAD4 CTRIA3	CHEXA CTETRA	RBE1 RBE2	RBE3
<b>Associated property entry</b>	PELAS	PROD PBAR	PSHELL	PSOLID	None	None
<b>Example of utilization</b>	Connection between control surfaces and aircraft	Simple representation of fuselage stringer	Representation of fuselage and wing skin	Honeycomb of composite	Representation of engine	Load distribution
						

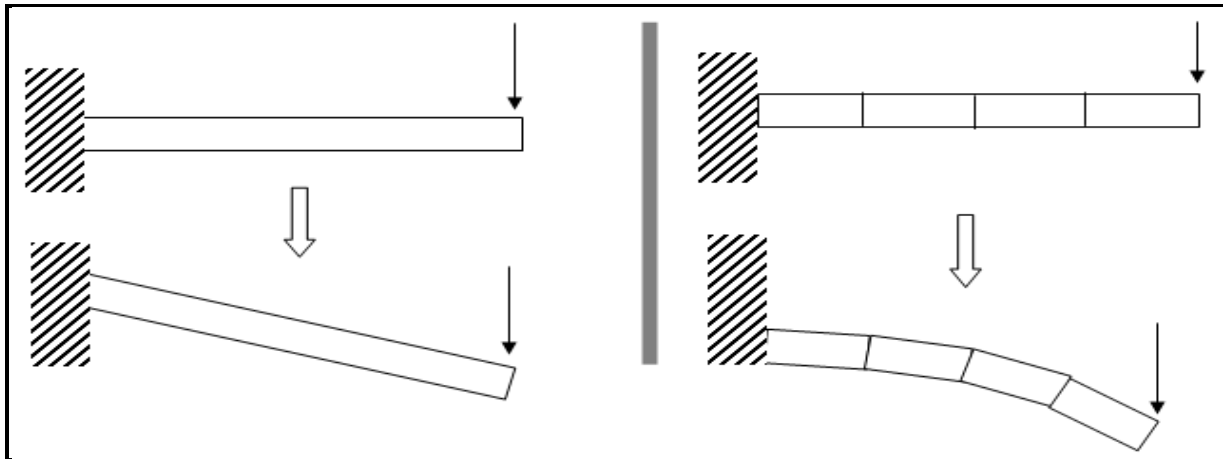
Tableau IV-1: Différents types d'éléments

IV -3 Procédure de modélisation de l'aile d'avion

La façon de modéliser une structure est très importante car elle détermine la validité ainsi que la facilité d'utilisation des résultats. Toutes les procédures de modélisation font généralement parties d'un document nommé "FEM Guide Lines" créée en tout début de projet.

Typiquement, une section ou une baie d'une aile est constituée de 4 éléments afin de bien représenter l'effet de flexion cause par le moment fléchissant. Ceci donne en plus une précision supplémentaire quand à la fluctuation de la charge le long d'un membre. Cet effet est essentiellement du au fait que nous utilisons des éléments linéaires.

La figure suivante montre une poutre en flexion :



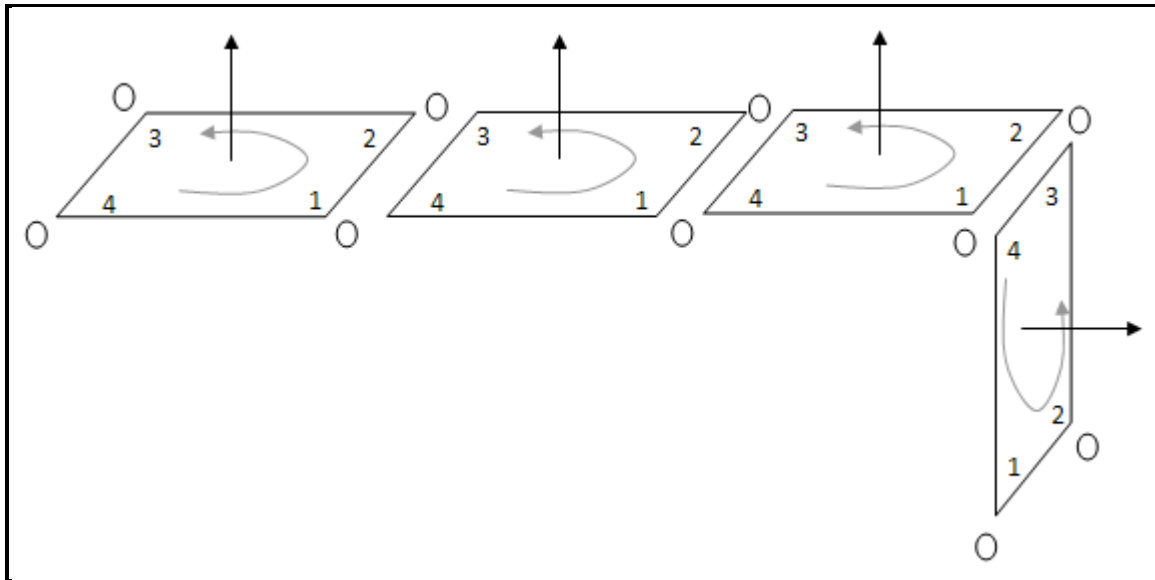
**Figure IV- 3 :** *poutre en flexion*

Dans le cas plus précis de notre aile, chaque composante sera donc constituée de 4 éléments entre chaque nervure (Rib).

Les panneaux sont représentés généralement par des éléments plaques ou "SHELL" qui ont une capacité de cisaillement, de tension/compression ainsi que de moment fléchissant (hors plan). Les caps, les semelles des nervures ainsi que toute matière excédent les panneaux (comme les pads-up) sont quand à eux représentés par des éléments "ROD" qui ont une capacité de tension/compression uniquement.

Les éléments plaques doivent toujours être créés à partir d'une même séquence de nœud afin d'assurer une consistance au niveau des résultats. L'orientation typique d'un élément pointe vers l'extérieur de l'aile box.

La figure suivante montre *les plaques dans patran* :



**Figure IV- 4 :** *les plaques dans patran*

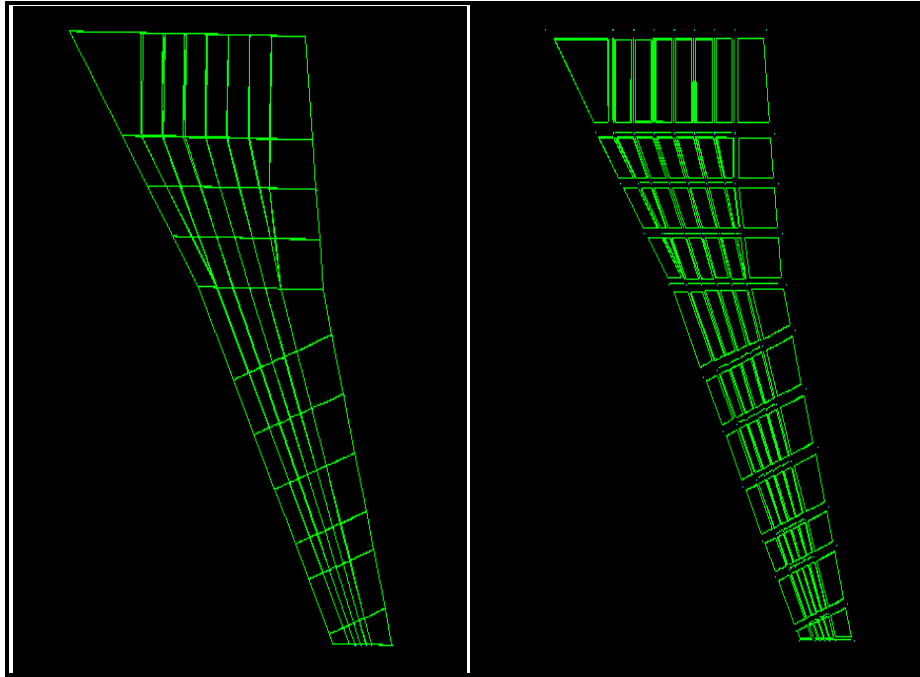
## IV -4 Modélisation par PATRAN

### IV -4-1 Préparation de géométrie :

Avant la génération du maillage , la géométrie doit être préparée en appliquant les étapes suivantes :

- Casser des surfaces par la courbe
- Casser des courbes par des plans
- Création des plans utilisés 3 points
- Casser des surfaces par des plans

Après ces modifications on obtenu une géométrie prête à être utilisée dans PATRAN comme montre la figure suivante :



**Figure IV-5 :** *aile avant et après la fractionnement*

La géométrie du côté gauche est notre modèle courant. La géométrie du côté droit montre les surfaces après que toute la rupture nécessaire de surfaces ait été faite. (des surfaces sont rétrécies)

#### **IV -4-2 Modèle d'éléments finis:**

Avant de créer un maillage, il faut contrôler la façon de subdiviser les éléments géométriques comme Surface et Courbes.

Cette fonction est la Mesh Seed :

- 1) Nervures
  - a. 4 subdivisions non uniformes pour modéliser le cisaillement au niveau des nœuds.
  - b. 1 subdivision sur le long de la corde.
- 2) Longerons
  - a. 4 subdivisions uniformes sur le long de l'envergure.
  - b. 4 subdivisions en profondeur
- 3) Lisses
  - a. 4 subdivisions uniformes sur le long de l'envergure.

### Étape 1 : Création du contrôle de maillage

Pour contrôler la subdivision uniforme on utilise la fonction *mesh seed* et le type *uniform*

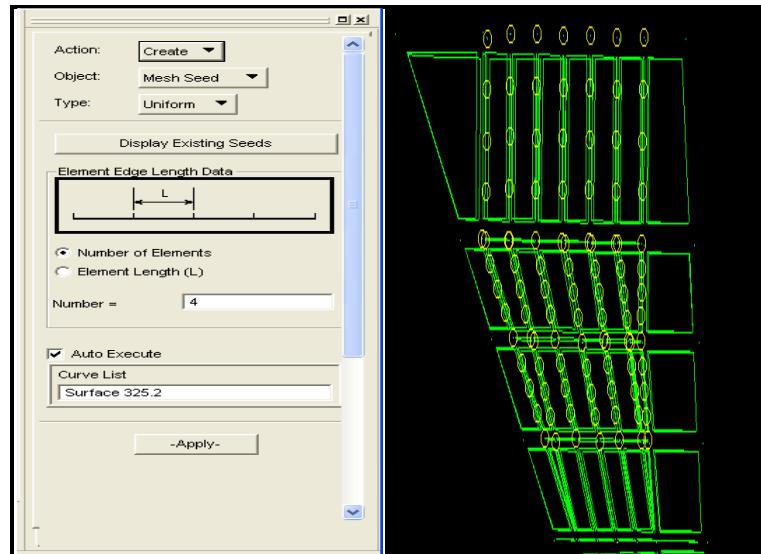


Figure IV-6 : la Subdivision uniforme

Pour contrôler la Subdivision non uniforme on utilise la fonction *mesh seed* et le type *two way bias*

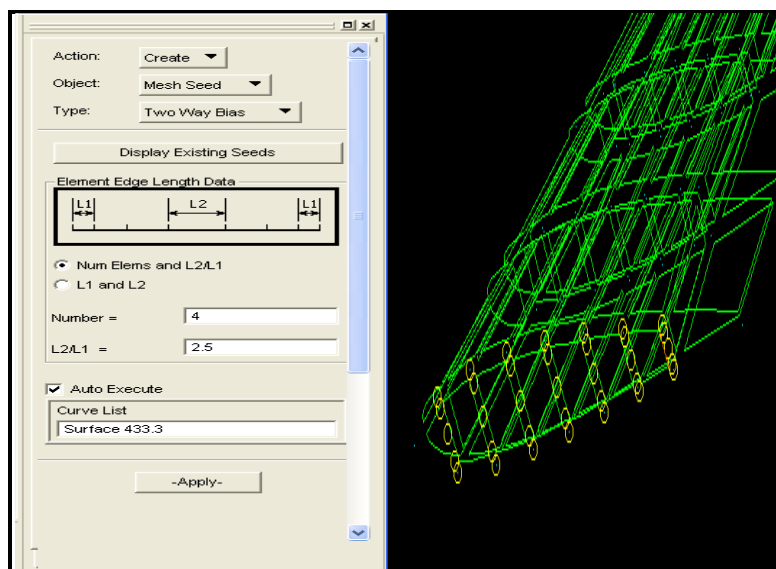


Figure IV-7 : Subdivision non uniforme

## Étape 2 : Création des éléments CQUAD, CROD

Pour créer les éléments **CQUAD** on utilise la fonction *mesh* et le type surface

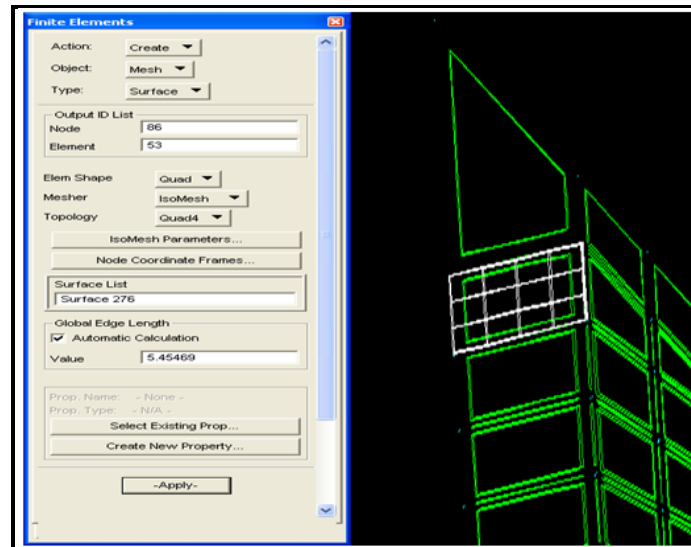


Figure IV-8 : Création des éléments CQUAD

Pour créer les éléments CROD on utilise la fonction *mesh* et le type *curve*

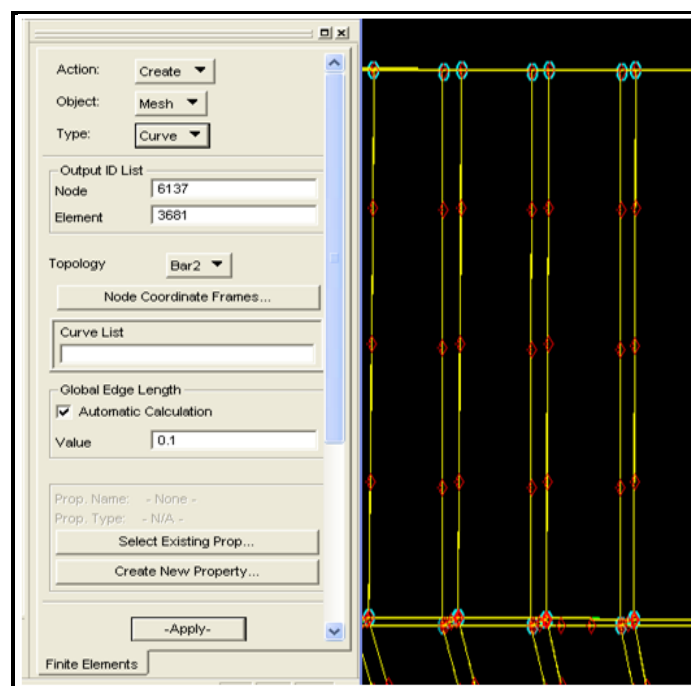
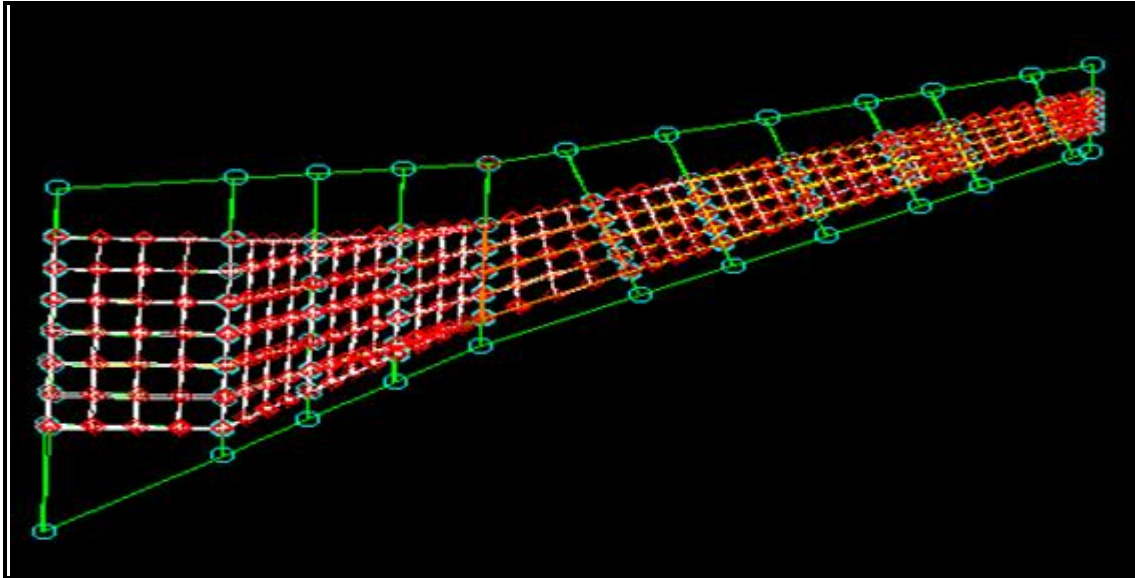


Figure IV-9: Création des éléments CROD



La figure suivante montre le maillage de l'aile complet :



**Figure IV-10 :** *le maillage de l'aile complet*

### **Étape 3 : Équivalence des nœuds.**

Lors de la création des éléments, PATRAN crée des nœuds automatiquement. A la jonction de chaque entité géométrique il y a toujours dédoublement de nœuds. Donc, il faut éliminer ce dédoublement de nœuds par l'option Équivalence.

Il faut faire attention aux nœuds des nervures qui sont proche des nœuds des lisses. Ces nœuds devraient être exclus.

### **Étape 4 : Vérification des normales**

Il faut que les normales soient sortantes pour le revêtement extérieur et les longerons avant et arrière.

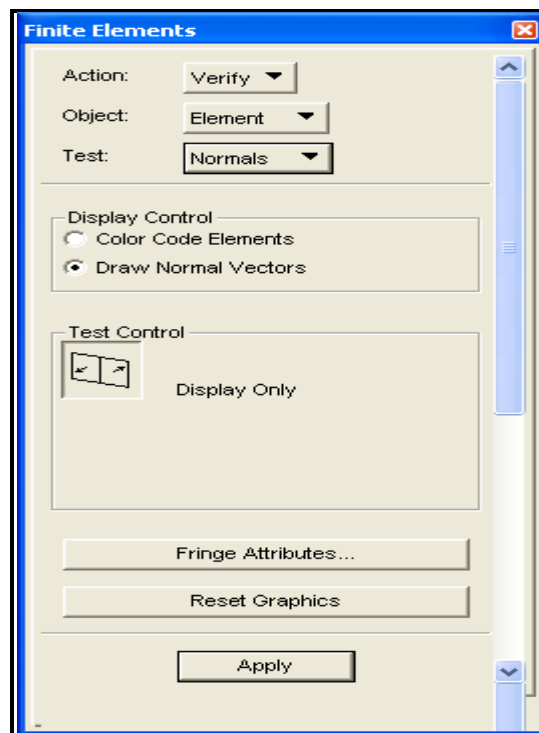
Pour les nervure il faut que vous garder une direction unique à savoir toutes les normales soient dirigées vers le bout de l'aile.

Pour visualiser maintenant et vérifier les normales.

Aller sur le menu « Eléments » (FEM)

Sélectionner

- 1) action « Verify ».
- 2) Display Control « Draw Normal Vectors »
- 3) Apply.



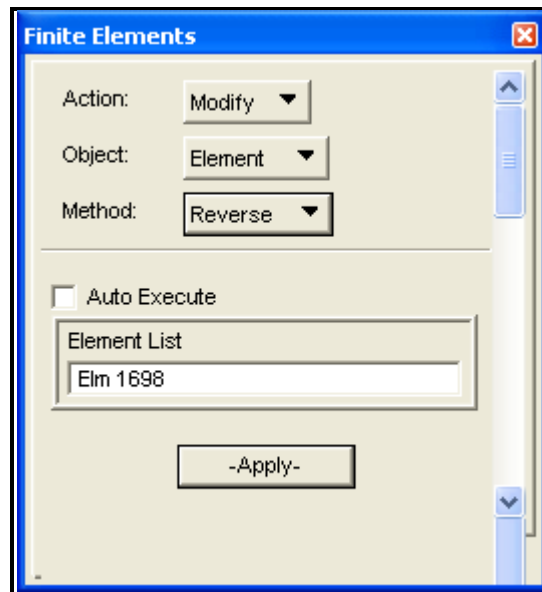
**Figure IV– 11 :** *Vérification des normales*

Pour changer la direction des normales

Sélectionner

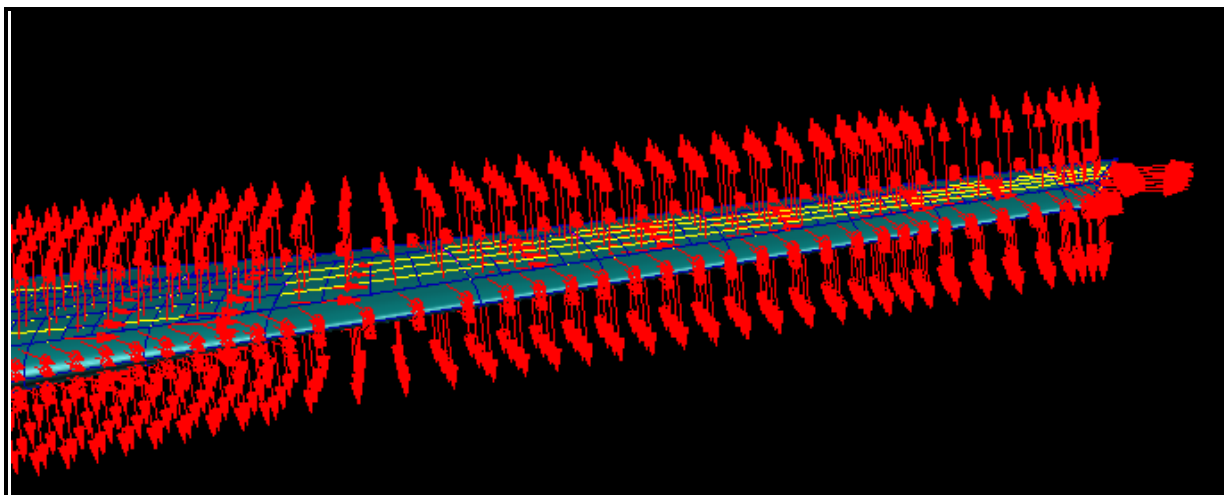
- 1) Action « Modify ».
- 2) Object: Elements
- 3) Method “Reverse”
- 4) Elément List, sélectionner les éléments que vous voulez inverser les normales.

La figure suivante montre la modification des normales :



**Figure IV-12:** *modification des normales*

La figure suivante montre toutes les normales sont sortantes :

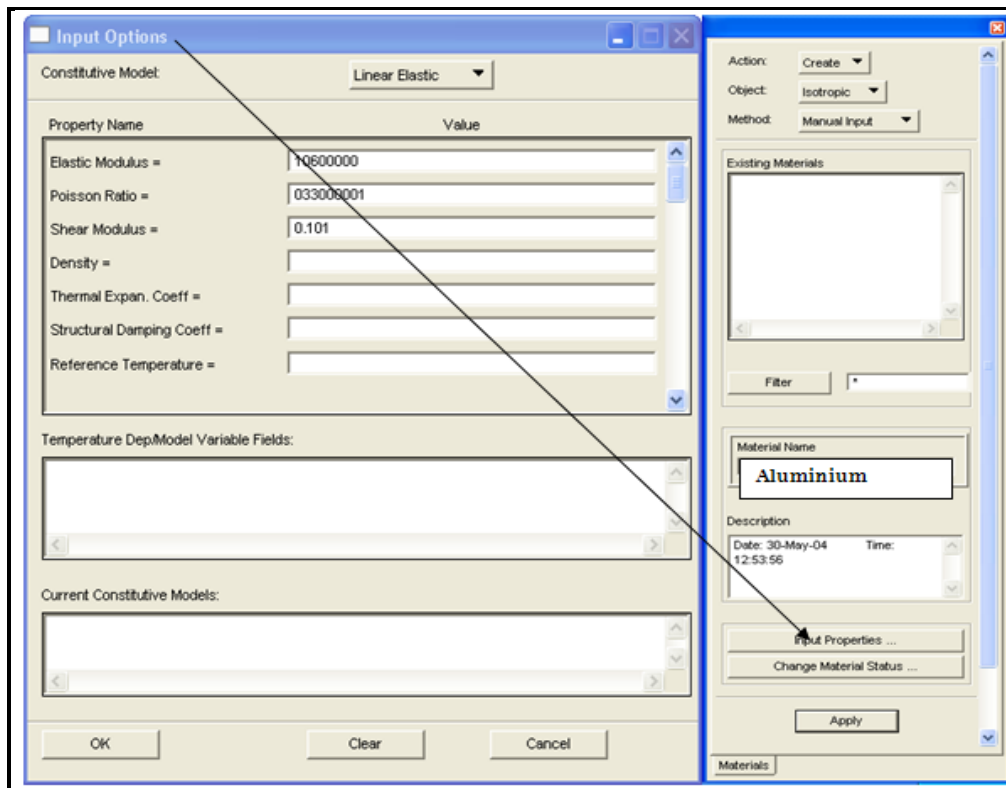


**Figure IV-13:** *Toutes les normales sont sortantes*

**IV -4-3 propriétés Matériels :**

Maintenant que la création de tous les éléments est définie, Il reste à associer à ces éléments des propriétés. Avant ça, définissons une propriété matérielle

Aluminium :



**Figure IV-14 :** *Définition des Propriétés matérielles*

#### IV -4-4 Propriétés éléments :

On définit les propriétés des éléments quad et crod

CQUAD : Définir la propriété matérielle Épaisseur

CROD : Définir la propriété matérielle aire

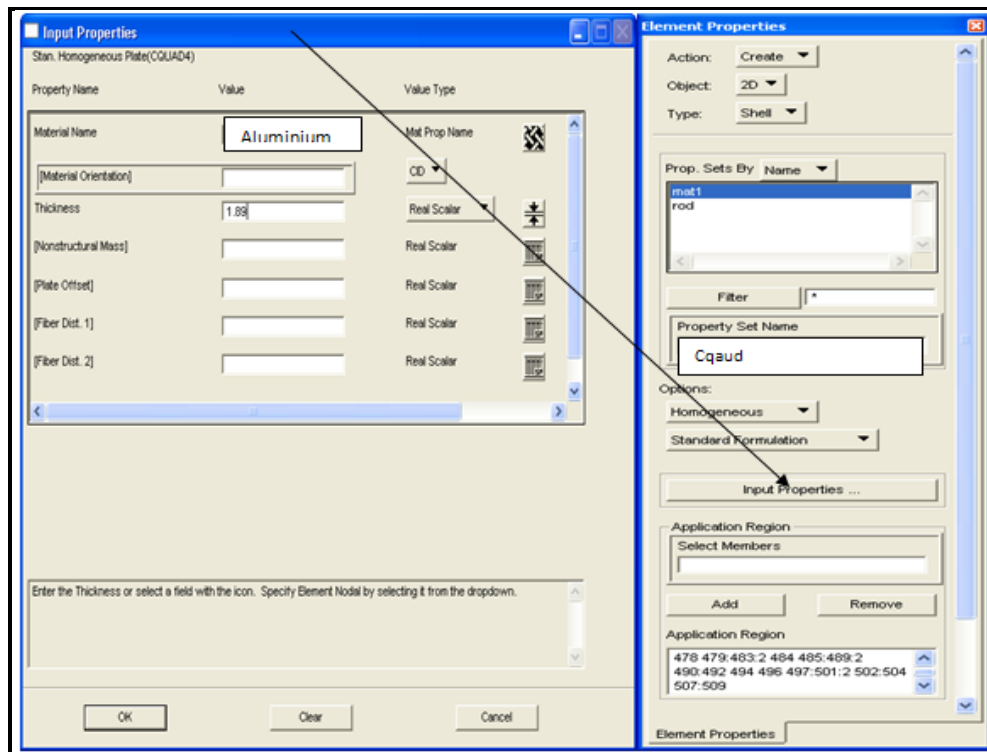


Figure IV-15 : Propriétés des éléments quad

#### IV- 4-5 conditions aux limites :

Dans notre modélisation et design d'aile d'avion, nous avons un cas de chargement et une configuration de l'aile.

Pour compléter le modèle, il nous faut maintenant introduire les conditions aux limites soient les charges appliquées et les contraintes sur les déplacements a la racine de l'aile.

## Comment Créer une charge par Patran?

Lors du chapitre précédant, nous avons calculé les charges discrétisées pour simuler le seul cas de charges qui vous a été fourni et ainsi déterminer les charges appliquées aux nervures.

Nous allons appliquer ces charges appliquées à notre modèle d'éléments finis. Pour ce faire, nous allons utiliser la carte RBE3 disponible dans NASTRAN pour distribuer les charges appliquées à tous les nœuds externes de la nervure.

La définition de la carte RBE3 exige la connaissance du :

- 1) Nœud Dépendant (la ou la charge sera appliquée). Ces nœuds n'appartiennent pas à la structure
- 2) Degrés de liberté du nœud dépendant à transmettre (Dans le projet nous avons besoin, de 3 degrés de liberté soit une force et deux moments). Dans le cadre du cours il faut sélectionner les 6 degrés de libertés.
- 3) Nœuds Indépendants la ou la charge sera distribuée. Ces nœuds font parti intégrante de la structure.
- 4) Degrés de liberté que la structure réagira à la force appliquée (Dans le cadre du cours sélectionner les 3 degrés de liberté de forces)

### Étape 1 : Positionner le nœud Dépendant :

Ce nœud est l'intersection de l'axe élastique de l'aile avec le plan de la nervure. Puisque les charges déterminées et calculées sont selon l'axe élastique.

Il faut recréer les plans et importe le système de coordonne 1. Si vous avez créé votre modèle complet à partir de la combinaison des modèles de chaque nervure, donc vous avez perdu les éléments géométriques.

**Sous-étape 1** : Création du plan à partir de 3 nœuds

**Sous-étape 2** : Création des nœuds dépendants par intersection de l'axe y du système de coordonnées 1 et les plans des nervures.

**Action** → Create

**Object** → Node

**Method** → Intersect;

**Option** → Vector -- Plane

La figure suivante montre les Position des nœuds Dépendant :

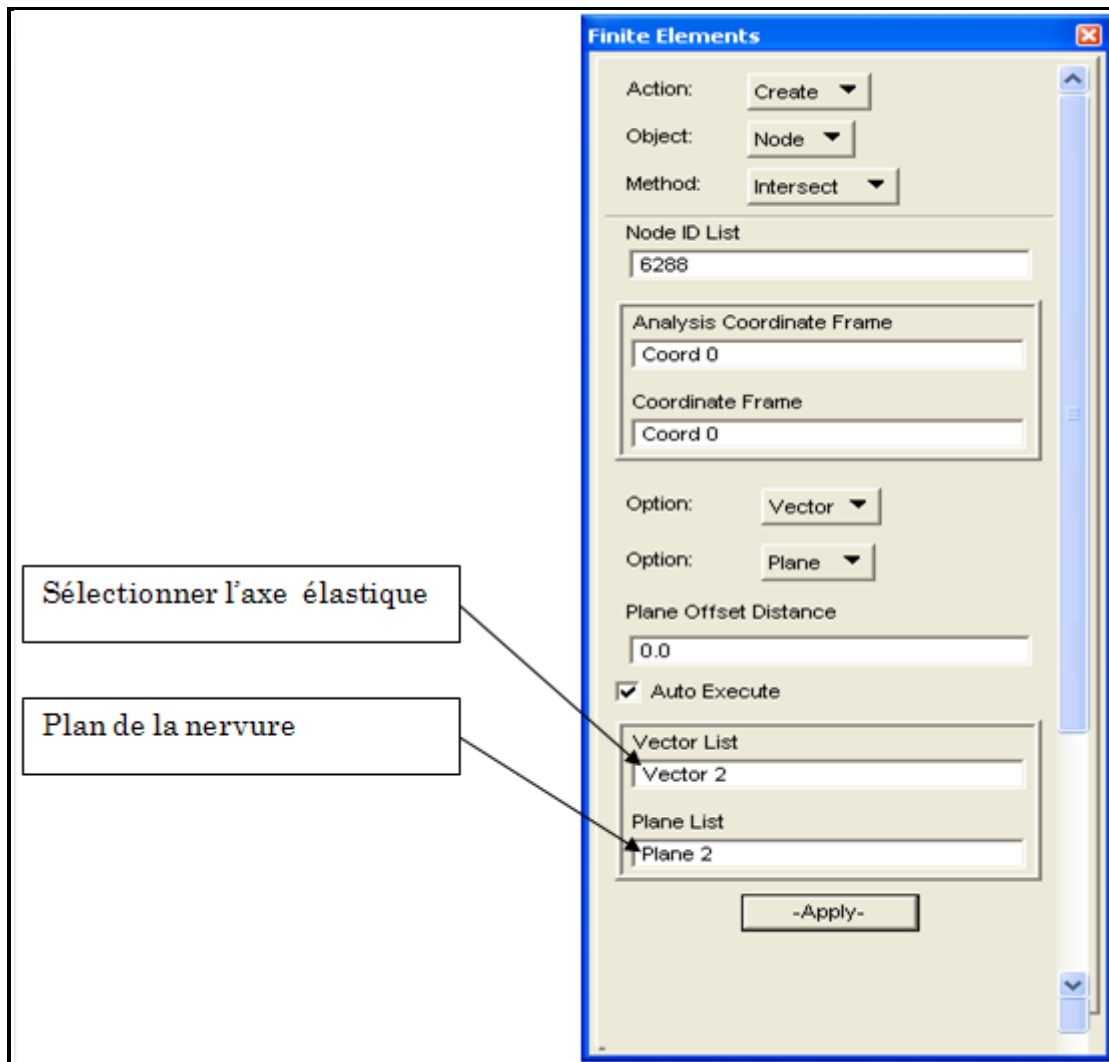
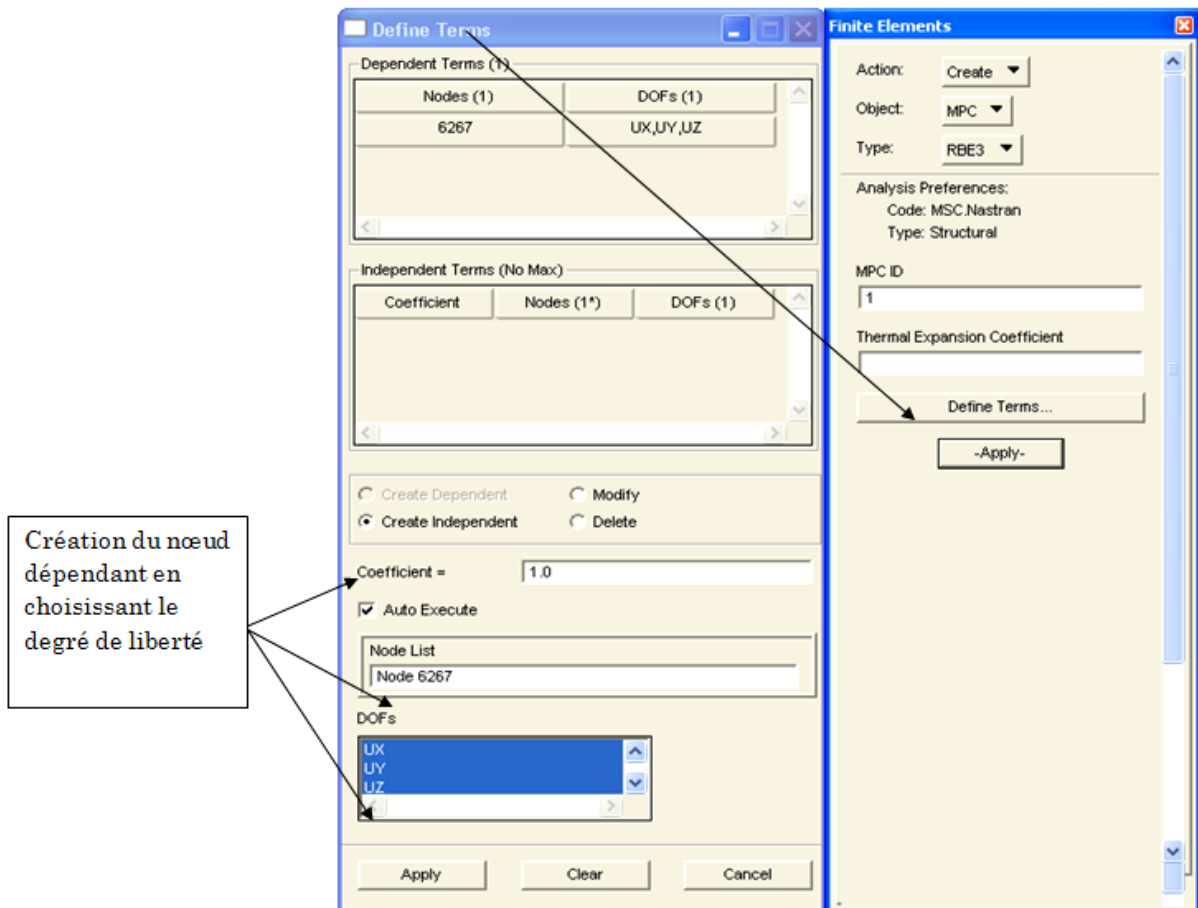


Figure IV- 16 : Positionner le nœud Dépendant

**Étape 2 : Création du RBE 3.****Sous-étape 1 : Création du nœud dépendant****Figure IV-17 : Création du nœud dépendant**



Sous-étape 2 : Création des nœuds indépendants :

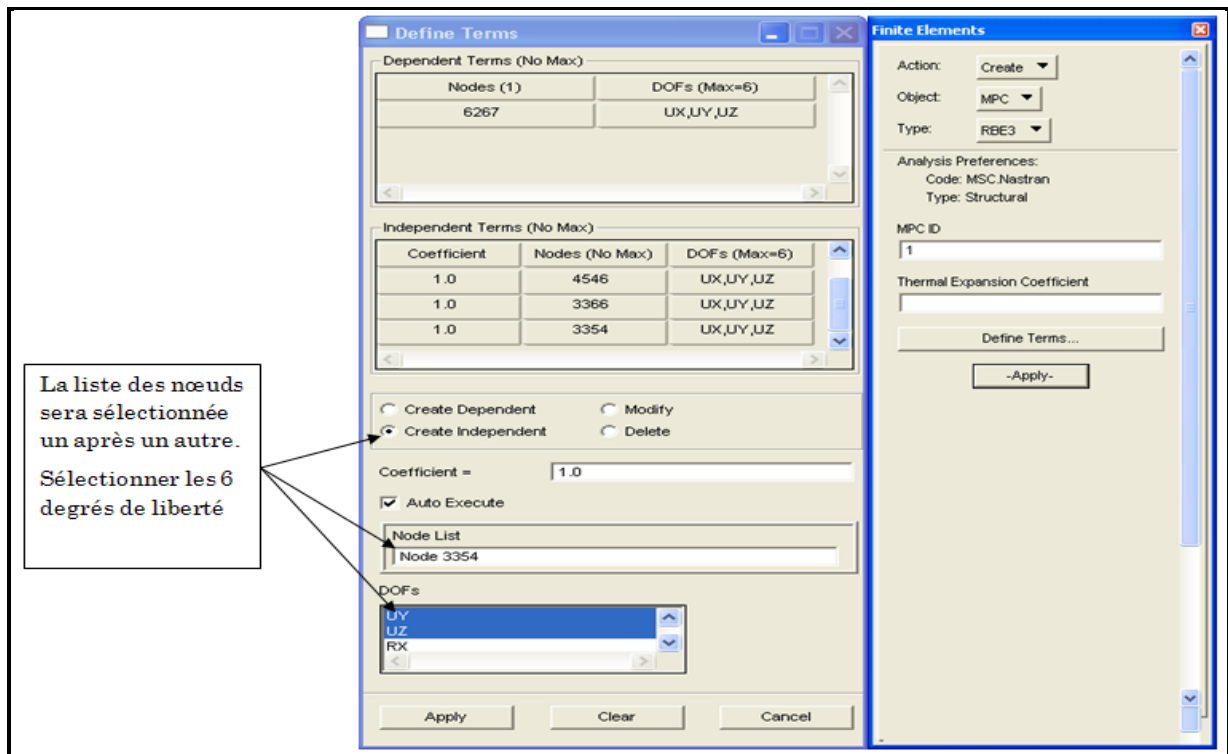


Figure IV-18 : Création des nœuds indépendants

Sous-étape 3 : Création de la carte RBE3

En cliquant sur Apply la carte RBE3 sera créée. Elle sera visualisée en mauve.

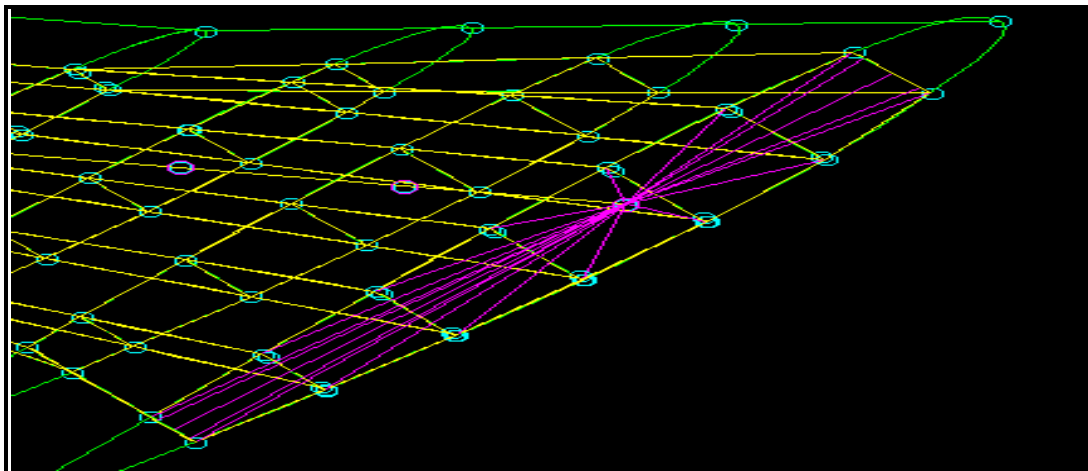


Figure IV-19 : Création de la carte RBE3

### Étape 3 : Création des cartes « FORCE »

Maintenant que la carte RBE3 est créée, il nous sera possible d'appliquer la force au nœud dépendant. NASTRAN se charge d'interpréter et de distribuer cette charge sur les nœuds indépendants. Il faut noter que la carte FORCE dans NASTRAN incluse aussi les moments. Il faut l'interpréter comme une charge (forces + moments)

Sous étape 1 : définir les attribues de la Charge a appliqué

- 1) Les composantes de la charge (Forces et moments)
- 2) Système de coordonnées relatif
- 3) Facteur d'échelle

Sous Load/Boundary Conditions

**Action** → Create; **Object** → Force; **Type** → Nodal

**Input Data**

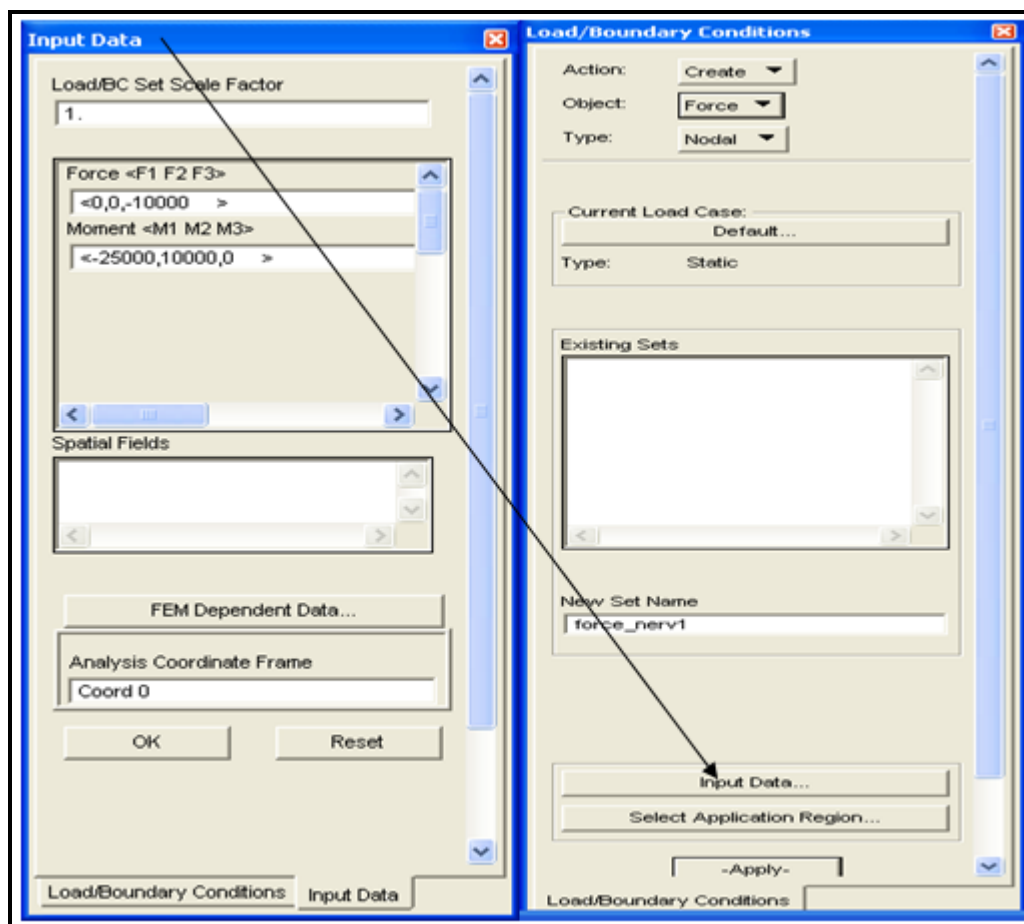


Figure IV- 20 : définition des charges et des moments

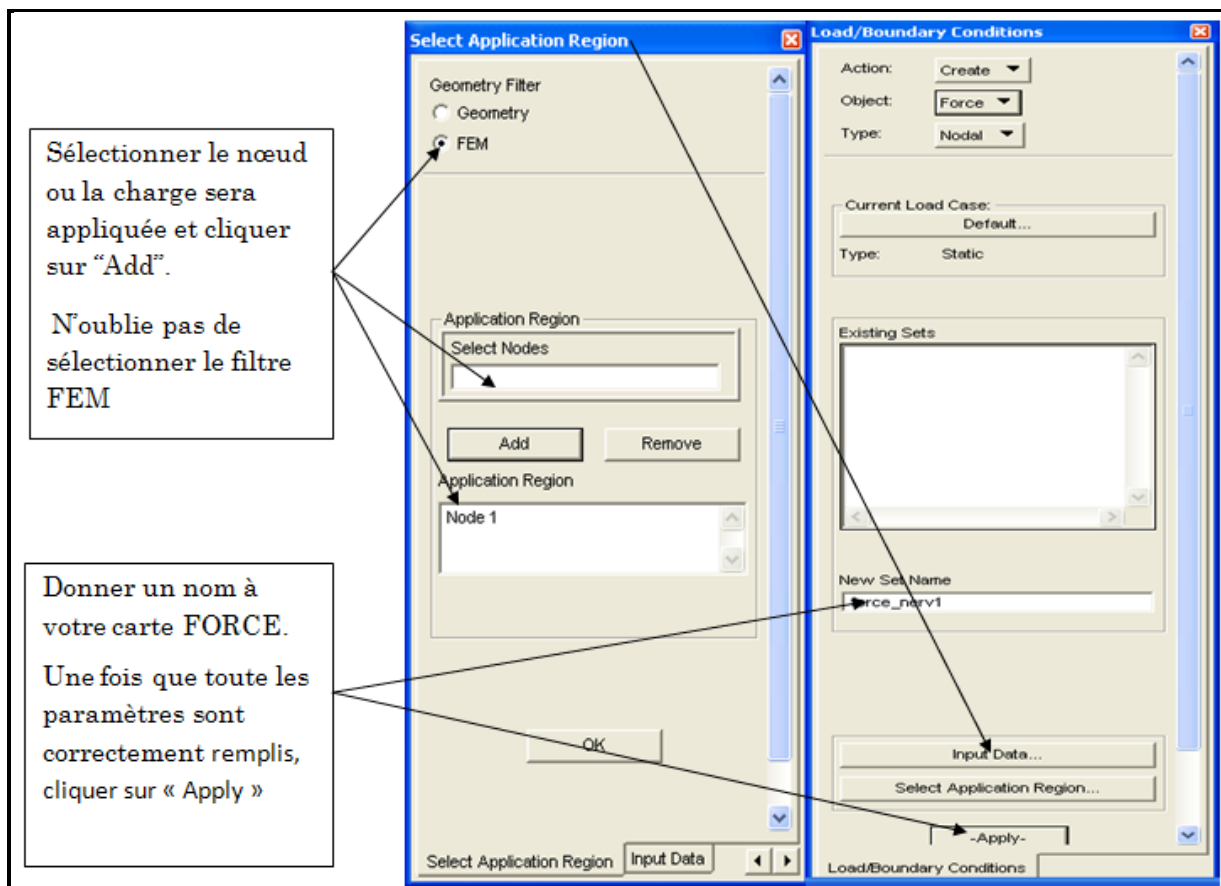
Sous étape 2 : Définir les nœuds d'application

**Action** → Create

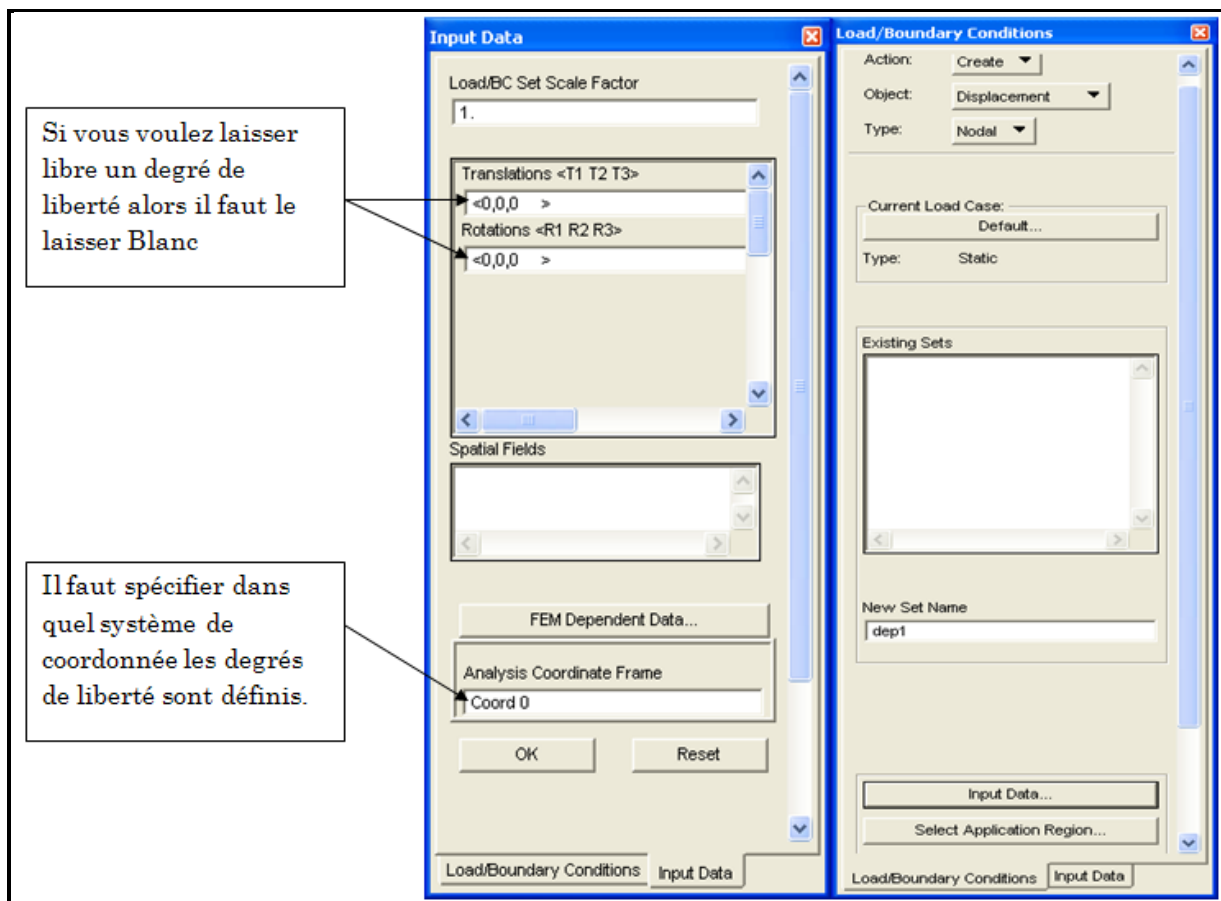
**Object** → Force

**Type** → Nodal

### Select Application Region



**Figure IV- 21** : positionner les nœuds d'application

**Étape 4 : Création des conditions aux limites (SPC)****Action** → Create**Object** → Displacement**Type** → Nodal**Input Data****Figure IV- 22 : définition des degrés de liberté**

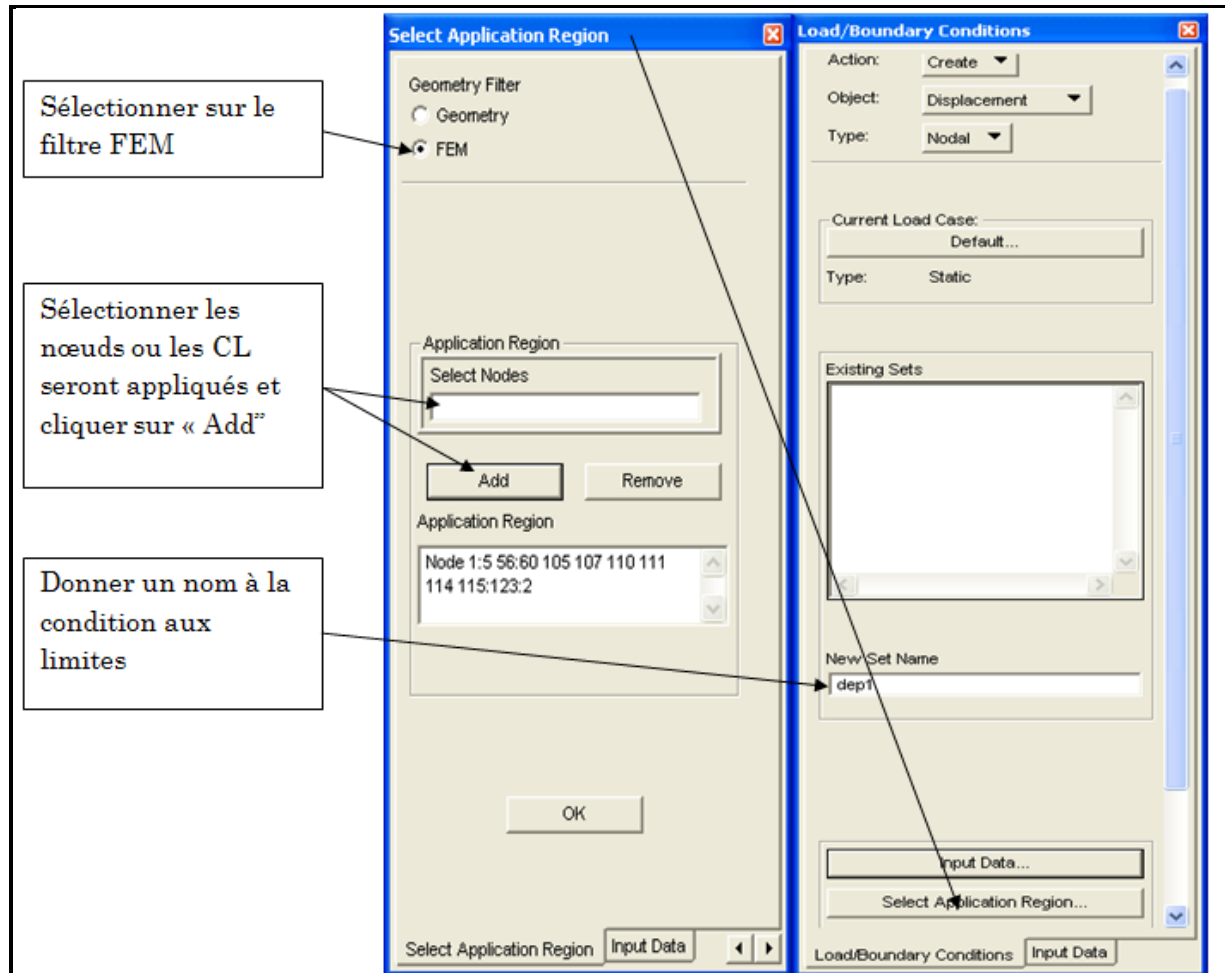
**Sous-étape 2** : Sélectionner les nœuds ou les conditions seront appliquées

**Action** → Create

**Object** → Displacement

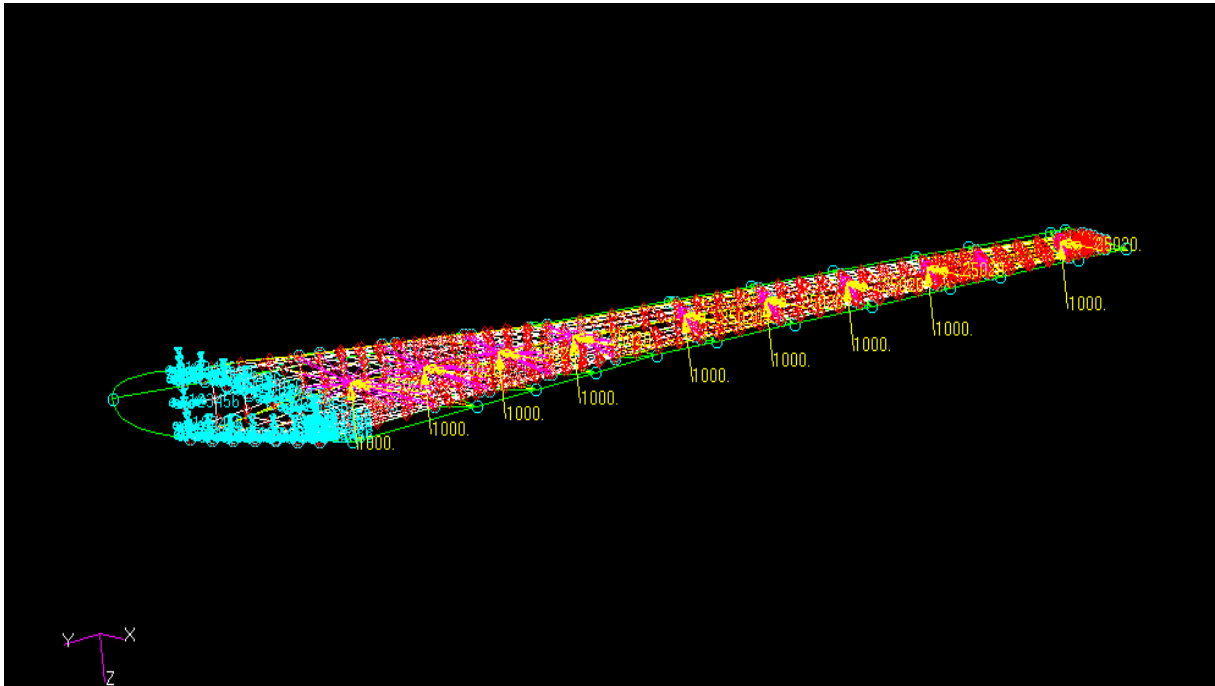
**Type** → Nodal

### Select Application Region



**Figure IV-23** : positionner les nœuds d'application

La figure suivante montre le modèle complet :



**Figure IV-24 : le Modèle complet**

---

## IV-5 les Résultats

### IV-5-1 Les charges :

Les charges externes sont principalement de type continu. Ce chargement il est très difficile s'appliquer à un modèle d'élément finis et presque impossible pour la méthode d'élément finis. Mais sur le type discrétisé de charge il est relativement facile appliquer.

Les charges externes existent sous trois formes différentes :

- **Théorique** : C'est la flexion, le moment fléchissant et la torsion calculés qui sont visés dans le procédé de discrétisation.
- **Discrétisé** : C'est la flexion, le moment fléchissant et la torsion en résultant de la discrétisation des forces externes.
- **Appliqué** : C'est la charge ponctuelle appliquée au lieu de la charge continue.

#### 1) Charges théoriques :

Les charges théoriques sont obtenues après intégration de la portance et des moments aérodynamique et le poids de la structure ainsi que le poids du carburant elles sont appliquées le long de l'axe élastique.

Les équations à utiliser sont :

a) L'effort tranchant dû à la portance est :

$$V(b) - V(y) = - \int_y^b L(y) dy \quad (\text{IV-1})$$

b) L'effort tranchant dû au poids de la structure et du carburant :

$$V_2 - V_1 = - \int_{y_1}^{y_2} w(y) dy \quad (\text{IV-2})$$

c) La distribution du moment fléchissant :

$$M_2 - M_1 = - \int_{y_1}^{y_2} V(y) dy \quad (\text{IV-3})$$

d) La distribution de torsion

$$T = \int_{y_1}^{y_2} V(y) (x_{elas} - x_{CG}) dy \quad (\text{IV-4})$$

## 2) charges Discrétisés

L'aile est devisée en dix baies, on réalise une discrétisation de la charge répartie théorique entre les nervures, ces valeurs sont obtenues par les équations suivantes :

a) L'Effort Tranchant discrétisé :

$$V_{D,Bi} = \frac{V_{T,Si} + V_{T,S(i+1)}}{2} \quad (\text{IV-5})$$

$V_{T,Si}$ : Effort Tranchant théorique à la station I

$V_{D,Bi}$ : Effort Tranchant Discrétisé à la baie i

a) Moment de torsion discrétisé :

$$T_{D,Bi} = \frac{T_{T,Si} + T_{T,S(i+1)}}{2} \quad (\text{IV-6})$$



Les résultats des charges théoriques et des charges discrétisés au chaque baie obtenus sont récapitulés dans le tableau suivant :

Sta id / Baie id	Y in	théorique			appliquée		
		V lbs	T in.lbs	M in.lbs	V lbs	T in.lbs	M in.lbs
S12	395	0	0	0	0	0	0
B11							
S11	382.7	310	-14868	7557	310	-14868	7557
B10							
S10	346.1	1412	-58775	50224	1412	-58775	50224
B9							
S9	322.5	2470	-87168	115694	2470	-87168	115694
B8							
S8	285.9	4455	-131076	309160	4455	-131076	309160
B7							
S7	249.3	6747	-174983	621559	6747	-174983	621559
B6							
S6	212.8	9273	-218890	1067409	9273	-218890	1067409
B5							
S5	162.4	13038	-279422	1906910	13038	-279422	1906910
B4							
S4	128.8	15709	-319785	2649016	15709	-319785	2649016
B3							
S3	95.2	18459	-360149	3525839	18459	-360149	3525839
B2							
S2	62	21233	-400000	4526461	21233	-400000	4526461
B1							
S1	0	26501	-2066516	6268822	26501	-2066516	6268822

Tableau IV-2 : les charges théoriques et discrétisées

Les résultats des charges théoriques et des charges discrétisés sont illustré dans les figures suivant

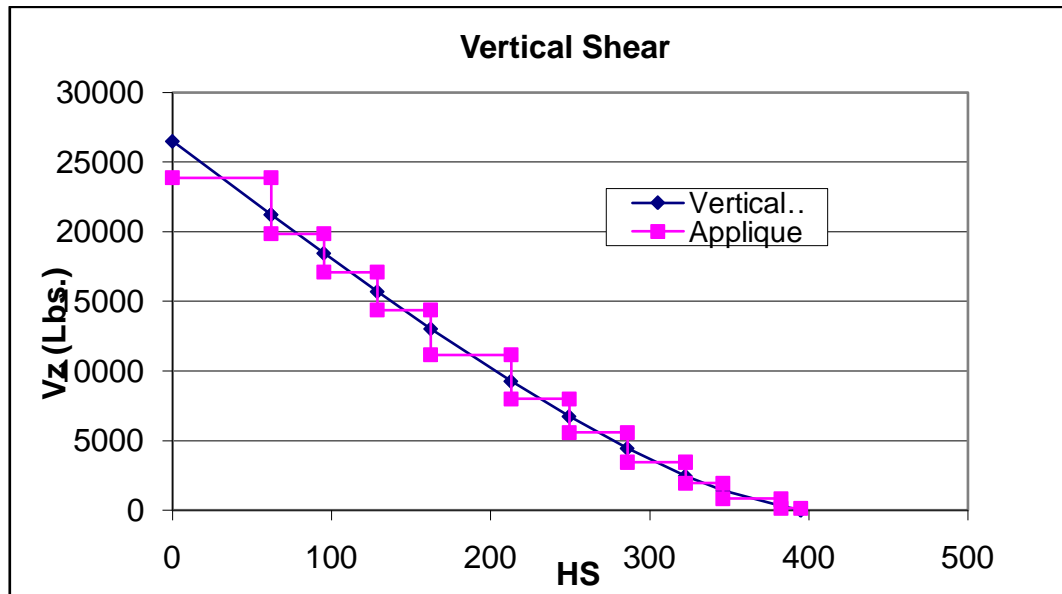


Figure IV-25 : Distribution de l'Effort Tranchant

**Interprétation du graphe :**

On constate depuis le graphe, on constate que la valeur maximale de l'effort tranchant est à l'emplanture et nul au niveau de l'autre extrémité de l'aile, la diminution est linéaire depuis l'emplanture jusqu'à l'extrémité.

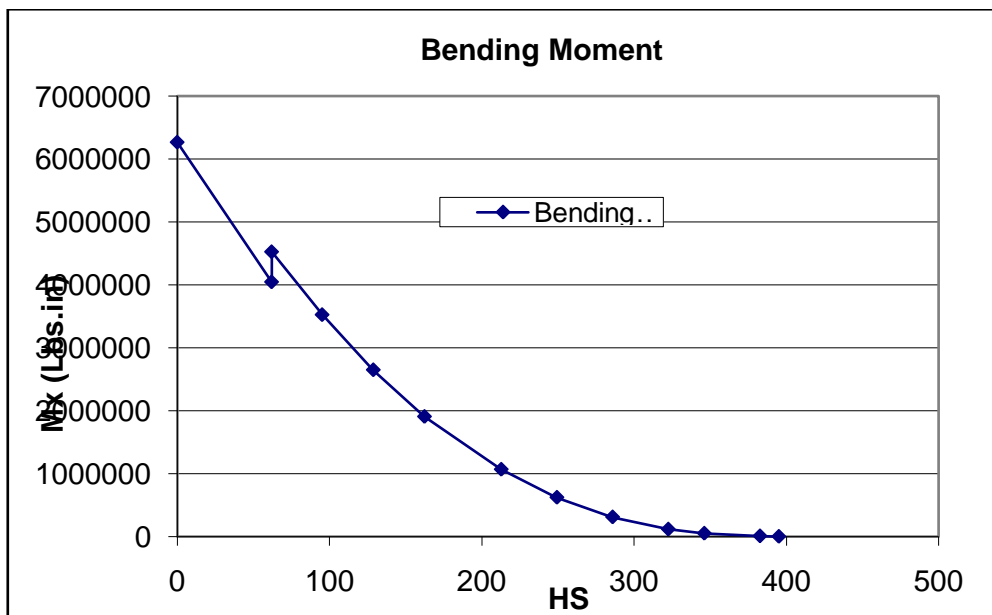
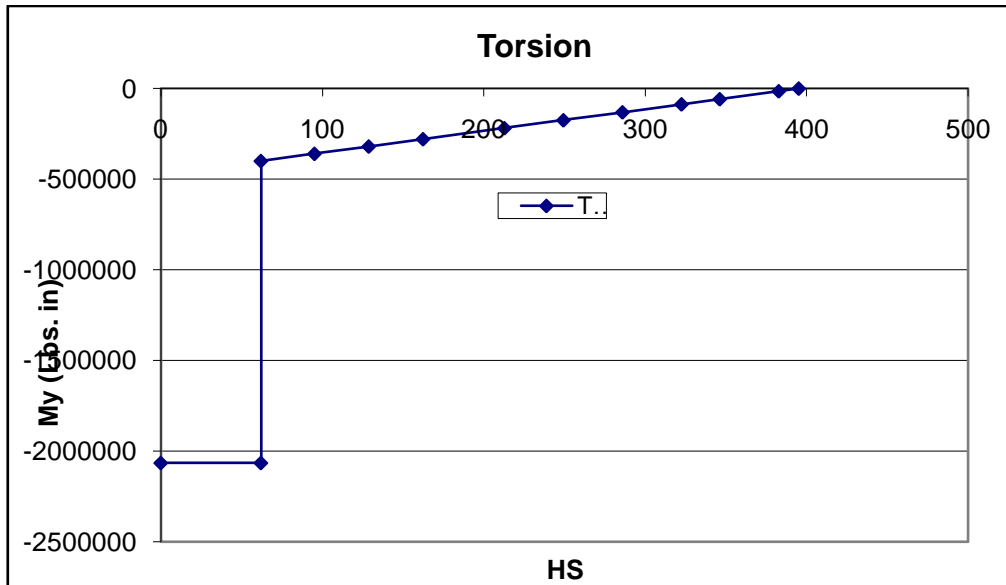


Figure IV-26 : Distribution de Moment fléchissant

**Interprétation du graphe :**

On constate depuis le graphe, on constate que la valeur maximale du moment fléchissant est à l'emplanture et nul au niveau de l'autre extrémité de l'aile, la diminution est linéaire depuis l'emplanture jusqu'à l'extrémité, on remarque une déflexion au niveau de l'endroit de changement de flèche qui est due à la déviation de l'axe élastique.



**Figure IV-27 : Distribution de torsion**

**Interprétation du graphe :**

On constate que la valeur minimale de la torsion est à l'emplanture ce qui est logique car, l'aile est encastree, et de l'autre bout de l'aile, la torsion a une valeur maximale vue que l'aile est sans appuis.

on remarque une augmentation très rapide au niveau de l'endroit de changement de flèche qui est due à la déviation de l'axe élastique.

### 3) Charges Appliquées :

Les charges appliquées sont appliquées à chaque nervure, ces valeurs sont obtenues par les équations suivantes :

a) Force appliquée à chaque nervure.

$$\mathbf{F}_{A,S(i+1)} = \mathbf{V}_{D,Bi} - \mathbf{V}_{D,B(i+1)} \quad (\text{IV-7})$$

$\mathbf{F}_{A,S(i+1)}$  : Force appliquée à la station i+1

b) Moment de la torsion.

Comme pour l'effort tranchant on doit calculer la torsion appliquée à chaque station au niveau des nervures.

$$\mathbf{T}_{A,S(i+1)} = \mathbf{T}_{D,Bi} - \mathbf{T}_{D,B(i+1)} \quad (\text{IV-8})$$

c) Correction du moment fléchissant

Le moment fléchissant est une conséquence du cisaillement. Donc, il faut corriger ce moment pour coïncider le moment à chaque nervure par l'équation suivante :

$$\mathbf{M}_{A,Si} = \mathbf{M}_{T,Si} - (\mathbf{M}_{T,S(i+1)} \pm \mathbf{V}_{D,Bi} \{ \mathbf{S}_{(i+1)} + \mathbf{S}_i \}) \quad (\text{IV-9})$$

$\mathbf{S}_{(i+1)}$  : Coordonnée de la station I+1

$(\mathbf{M}_{T,S(i+1)})$  : Moment fléchissant Théorique à la station i+1

$\mathbf{M}_{A,Si}$  : Moment correctif appliqué à la station i

Les résultats des charges appliquées au modèle d'élément finis à chaque nervure

		appliquée		
Sta id /	Y	F	T	M
Baie id	in	lbs	in.lbs	in.lbs
S12	395	155	-7434	0
B11				
S11	382.7	706	-29388	5643
B10				
S10	346.1	1080	-36150	11188
B9				
S9	322.5	1522	-36150	19584
B8				
S8	285.9	2138	-43907	66906
B7				
S7	249.3	2409	-43907	107623
B6				
S6	212.8	3146	-52219	153006
B5				
S5	162.4	3218	-50447	277262
B4				
S4	128.8	2711	-40364	259151
B3				
S3	95.2	2762	-40108	302619
B2				
S2	62	4021	-853184	342131
B1				
S1	0	0	0	0

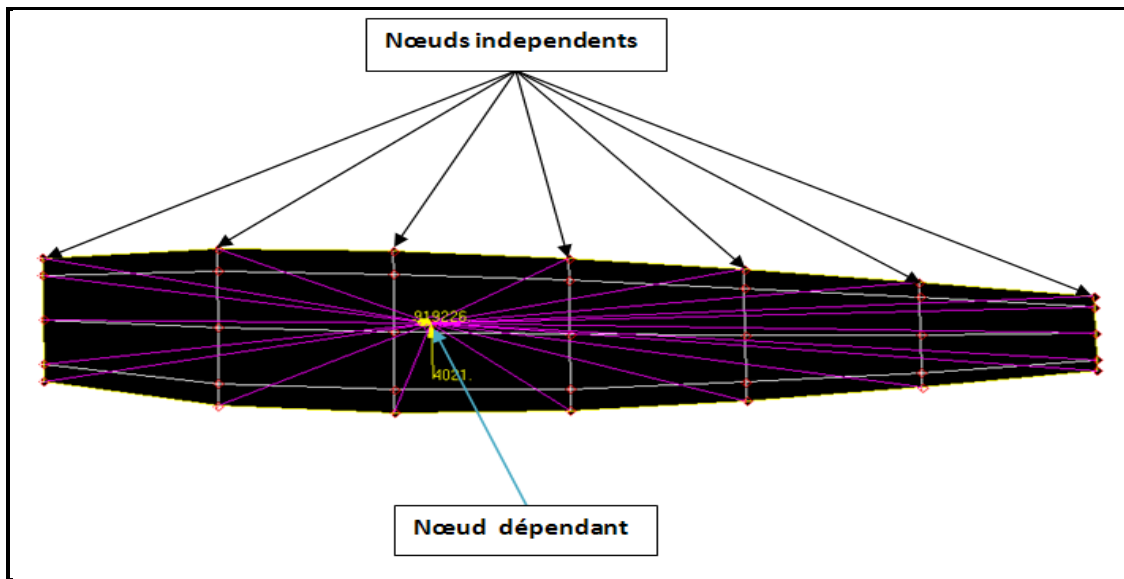
**Tableau IV-3 : les charges appliquées**

Les charges ultimes est les charges appliquées multiplies a facteur de charge égale 1.5 ces charges sont appliquées au modèle d'élément finis.

Ce dernier est appliqué sur le modèle à l'aide d'éléments rigides RBE3 : MPC (Multiple constraint Element). Les forces sont distribuées à partir de l'intersection entre les nervures et l'axe élastique vers les nœuds contournant les nervures.

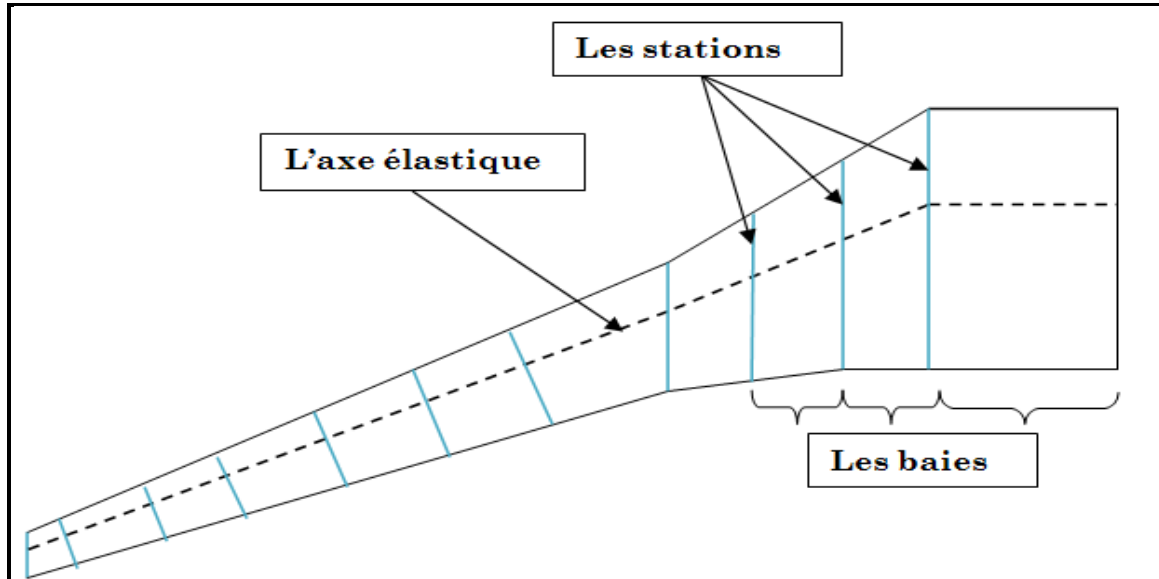
Les forces et moments obtenus lors de la discrétisation des forces ont été appliqués aux nœuds correspondant à l'axe élastique dans chaque nervure. Les forces seront ainsi transmises à la structure au moyen d'éléments RBE3.

La figure suivante montre la carte RBE3



*Figure IV-28 : la carte RBE3*

La figure suivante montre l'axe élastique et les stations dans notre modèle où appliquent les charges :

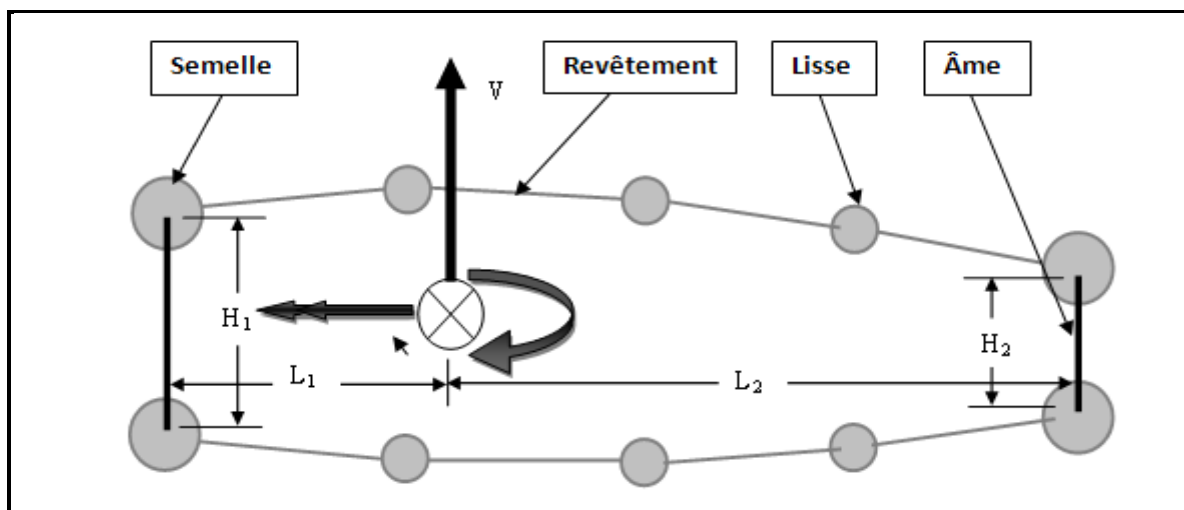


*Figure IV-29 : l'axe élastique et les stations*

**IV-5-2 L'indices de chargement :**

L'index de chargement est une indication du chargement interne soumis à une structure particulière. C'est une évaluation de tout le chargement d'une structure idéalisée. Cette étape peut être très utile car elle donne un ordre de grandeur des dimensions des différentes composantes de l'aile comme les revêtements, les lisses et les longerons (âme et semelles).

Une baie de l'aile est constituée des composants suivants:



*Figure IV-30 : boite d'aile*

Les valeurs *de  $H_1, H_2, L_1, L_2$*  sont récapitulés dans le tableau suivant :

	S0	B0	S1	B1	S2	B2	S3	B3	S4	B4	S5	B5
H <sub>1</sub>	25,8	20,11	14,42	13,32	12,22	11,01	9,803	8,508	7,213	6,88	6,547	6,331
H <sub>2</sub>	7,52	8,06	8,606	8,748	8,89	8,417	7,945	7,433	6,921	6,598	6,276	5,976
L <sub>1</sub>	38,47	38,47	38,46	35,38	32,29	29,19	26,09	23,00	19,90	16,93	13,96	12,93
L <sub>2</sub>	65,8	65,8	65,79	58,44	51,09	46,21	41,335	36,459	31,583	28,027	24,472	23,199

	S6	B6	S7	B7	S8	B8	S9	B9	S10	B10	S11
H <sub>1</sub>	6,114	5,872	5,63	5,388	5,146	4,97	4,795	4,502	4,209	2,104	0
H <sub>2</sub>	5,677	5,38	5,083	4,783	4,484	4,291	4,098	3,801	3,504	1,752	0
L <sub>1</sub>	11,913	10,888	9,862	8,837	7,811	7,148	6,484	5,459	4,433	2,217	0
L <sub>2</sub>	21,925	20,65	19,374	18,098	16,823	15,998	15,173	13,898	12,622	6,311	0

**Tableau IV-4 : Les valeurs de  $H_1, H_2, L_1, L_2$**

Les valeurs des longueurs ( $H_1, H_2, L_1$  et  $L_2$ ) au niveau des baies correspondent aux moyennes des valeurs des sections adjacentes.

### 1) Les indices de charges :

Chaque de la structure est réagit un effort :

Les âmes des longerons réagiront le l'effort tranchant et la torsion, le revêtement réagit le cisaillement, les lisses et Semelles des Longerons réagiront les efforts tranchants

Pour calculer ces indices on a utilisées les équations suivantes :

a) Les indices de charges de l'âme des longerons :

-Longerons avant :



$$LI_{F/S} = Q_V \pm Q_S = \frac{L_2 * V}{H_1(L_1+L_2)} \pm \frac{T}{(H_1+H_2)(L_1+L_2)} \quad (IV-10)$$

-Longerons Arrière :

$$LI_{R/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_1 * V}{H_2(L_1+L_2)} \pm \frac{T}{(H_1+H_2)(L_1+L_2)} \quad (IV-11)$$

Les résultats obtenus sont montrée dans le tableau suivant

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10
L avant (in.lbs)	-1169	-1111	-1183	-1352	-1422	-1255	-1056	-830	-610	-366	-281
L arrière (in.lbs)	672	672	554	432	226	37	-72	-161	-201	-165	-203

**Tableau IV-5: Indice chargement âme longeron**

b) les indices de charge des revêtements supérieurs et inférieurs

$$LI_{revêtement} = Q_T = \frac{T}{(H_1+H_2)(L_1+L_2)} \quad (IV-12)$$

Les résultats obtenus sont montrée dans le tableau suivant

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10
L <sub>rev</sub> (in.lbs)	-420	-184	-232	-316	-411	-443	-431	-398	-340	-229	-226

**Tableau IV-6 : Indice chargement revêtement**

c) les indices de charge des lisses et Semelles des Longerons.

$$LI_{strg} = \frac{2M}{(H_1+H_2)} * \frac{A_{strg}}{A_{tot}} \quad (IV-13)$$

Les résultats obtenus sont montrée dans le tableau suivant

	S0	S1	S2	S3	S4	S5	S6	S7	S8	S9	S10
L <sub>EXTRA</sub> (lbs)	-62713	-65511	-49944	-49752	-44973	-27748	-17571	-9620	-3726	-1882	-327
L <sub>INTRA</sub> (lbs)	62713	65511	49944	49752	44973	27748	17571	9620	3726	1882	327

**Tableau IV-7 : Indices de charge des lisses et Semelles des Longerons**

### IV- 5-3 Critère de conception:

Le processus de la conception préliminaire est un processus itératif. Le choix final sera fait sur la configuration qui donnera un poids minimale.

#### IV- 5-3-1 Requis de conception :

Revêtement & Lisses

- Le revêtement ne flambe pas en dessous de la charge limite
- Les lisses en compression ne flambent pas à charge ultime
- Les lisses en tension ne dépassent pas la limite de rupture

Longeron

- L'âme du longeron ne flambe pas en dessous de la charge limite
- Les semelles du longeron ne flambent pas en compression
- Les semelles du longeron en tension ne dépassent la limite de la rupture

Nervure

- L'âme du longeron ne flambe pas en dessous de la charge limite
- Les semelles du longeron ne flambent pas en compression
- Les semelles du longeron en tension ne dépassent la limite de la rupture

Manufacturing.

Pour Manufacturing, on ne peut descendre dans les dimensions des tôle en bas de 0.040pouce=1mm. Cout de production élevé.

#### IV- 5-3-2 Matériaux utilisées :

Tous les matériaux utilisées est de l'Aluminium 2024 T3.

$F_{tu} = 62000$ psi	Limite à la rupture
$F_{ty} = 45000$ psi	Limite d'écoulement en tension (déformation plastique)
$F_{cy} = 43000$ psi	Limite d'écoulement en compression (déformation plastique)
$F_{su} = 38000$ psi	Limite de rupture en cisaillement.

- Charges limite est la charges qu'un avion peut voir au moins une fois dans sa vie.
- La charge ultime est la charge Limite\*1.5

#### IV- 5-3-3 Propriétés de flambement :

En design préliminaire on va utiliser ces niveaux de contrainte constante comme guide pour dimensionner et avoir une idée sur le poids total:

### 1) Flambement en cisaillement :

La limite en cisaillement d'un panneau rectangulaire est donnée par :

$$F_{s,cr} = \frac{\pi^2 \eta_s k_s E}{12 (1 - \nu_e^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad (\text{IV-14})$$

$K_s$  : coefficient en cisaillement de flambement qui dépend de la fixation des bords et de la finesse du panneau (aspect ratio  $a/b$ ). Ce coefficient est évalué par la figure ci dessous.

$B$  : la dimension la plus petite du panneau ou le bord le plus petit du panneau

$N$  : Coefficient de poisson, pour les aluminiums est de 0.32 a 0.33

$\eta_s$  : correction plasticité en cisaillement.

Dans le cas de cisaillement des panneaux minces cette correction est de 1 vue que la limite est toujours faible et qu'elle est dans la limite élastique du matériel nous avons un panneau de :

- Aile : Les panneaux sont de dimension de 17 x 34 pouces
- $k_s$  sera de 6.5
- $b=17$
- $t= 0.14$  in. En moyenne du revêtement en général
- $t= 0.2$  in. En moyenne pour le longeron en général
- $E=10.3 \text{ E}+06$  psi
- $F_{s,cr} = 3984$  psi approximativement 4000 psi pour la revêtement  $F_{s,cr} = 8500$  psi on a pris comme conservative a 5000 psi

### 2) Flambement d'une colonne en compression:

La limite en cisaillement d'une lisse est donnée par :

$$F_c = F_{cc} - \frac{F_{cc}^2}{4\pi^2 E} \left( \frac{L'}{\rho} \right)^2 \quad (\text{IV-15})$$

Cette méthode se nome la méthode de Girard est pour les lisses en forme de Z :

- $t$  : est l'épaisseur de la lisse
- $A$  : est l'air total de la lisse
- $E_c$  : est le module de Young en compression
- $F_{cy}$  : est la limite d'écoulement en compression

- $\rho$  : est le moment de giration donne par  $\rho = \sqrt{\frac{I}{A}}$ . Il faut note que ce moment de giration doit inclure la lisse et la partie effective du revêtement (partie en rouge du panneau qui est estimer en conception préliminaire a  $30*t$ )
- $L'$  : est la longueur effective de la colonne donnée par  $L' = \frac{L}{\sqrt{c}}$
- $c$  : est le coefficient de fixité

Supposition conservative : Il est assumé  $c = 1$

Si nous avons une lisse très stable (ce qui n'est pas le cas des lisses en forme de Z). Le voilement est proche de l'écoulement des matériaux à savoir  $F_{cy}$

$$F_c = F_{cy} - \frac{F_{cy}^2}{4\pi^2 E} \left( \frac{L'}{\rho} \right)^2 \quad (\text{IV-16})$$

Le calcul est itératif car le rayon de giration dépend de l'épaisseur du revêtement et à chaque fois que nous calculions le revêtement, il faut recalculer le rayon de giration et par la suite le  $F_c$  (permissible en flambement de la colonne. Dans notre cas 42000 psi est une bonne limite en flambement.

Les limites en flambement que nous avons utilisé pour déterminer les caractéristiques géométriques des différentes composantes comme première itération.

Donc l'indice de charge est juste un moyen approximatif d'avoir une première forme à nos composantes. Mais les vraies charges (plus précises) c'est le modèle d'élément finis qu'il le donne.

### **A) Épaisseur des panneaux :**

Donner une dimension à un revêtement devrait être que la contrainte à la charge limite est égalée à la limite de flambement du panneau:

- La contrainte en cisaillement =  $q/t$

$q$  : flux de cisaillement dans le panneau. Ce cisaillement réagit la torsion et l'effort tranchant que subit la structure  
 $t$  : épaisseur du panneau

Si la contrainte en cisaillement =  $F_{scr}$  → la marge est nul donc poids minimal

L'épaisseur requise de notre structure sera →  $t = q/F_{scr}$

La valeur  $q$  est calcul par l'indice de charge (flux de cisaillement): Nous avons  $q$  sur revêtement supérieur et inférieur, et  $q$  sur les âmes des longerons et des nervures.

Les épaisseurs des panneaux pour chaque baie sont présentées dans le tableau suivant :

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10
Longeron Avant (in.)	0.23	0.22	0.23	0.27	0.28	0.25	0.21	0.16	0.12	0.07	0.05
Longeron Arrière (in.)	0.13	0.13	0.11	0.08	0.04	0.04	0.04	0.04	0.04	0.04	0.04
Revêtement (in.)	0.16	0.07	0.09	0.12	0.16	0.17	0.17	0.15	0.13	0.09	0.09
nervure (in.)	0.16	0.07	0.09	0.12	0.16	0.17	0.17	0.15	0.13	0.09	0.09

**Tableau IV-8 :** les épaisseurs des panneaux pour chaque baie

### **B) Grosseur (aire) des lisses et semelles:**

- la Contrainte =  $P/A$

$P$  : est la charge en compression/tension sur la lisse

$A$  : est l'aire de la lisse avec le revêtement

→ Aire =  $P/F_{co}$  (pour élément en compression) ou  $P/F_{tu}$  (pour élément en tension)

Les aires des lisses/semelles pour chaque baie sont présentées dans le tableau suivant :

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10
lisses/semelles (in <sup>2</sup> )	1.88	1.88	1.88	1.88	1.88	0.59	0.59	0.59	0.59	0.59	0.59

**Tableau IV-9 :** Les aires des lisses/semelles

#### IV- 5-4 Résultats de NASTRAN :

Après ont défini les charges ultimes et les dimensions des éléments. On a appliquée ces charges au modèle d'élément finis .on a obtenu les résultats comme montre les figures suivantes :

La figure suivante montre la répartition des contraintes, on constate une valeur maximale des contraintes dans longeron arrières 5 et 6 où on doit augmente le nombre des lisses ou son aire ou on augmente l'épaisseur de l'âme du langerons.

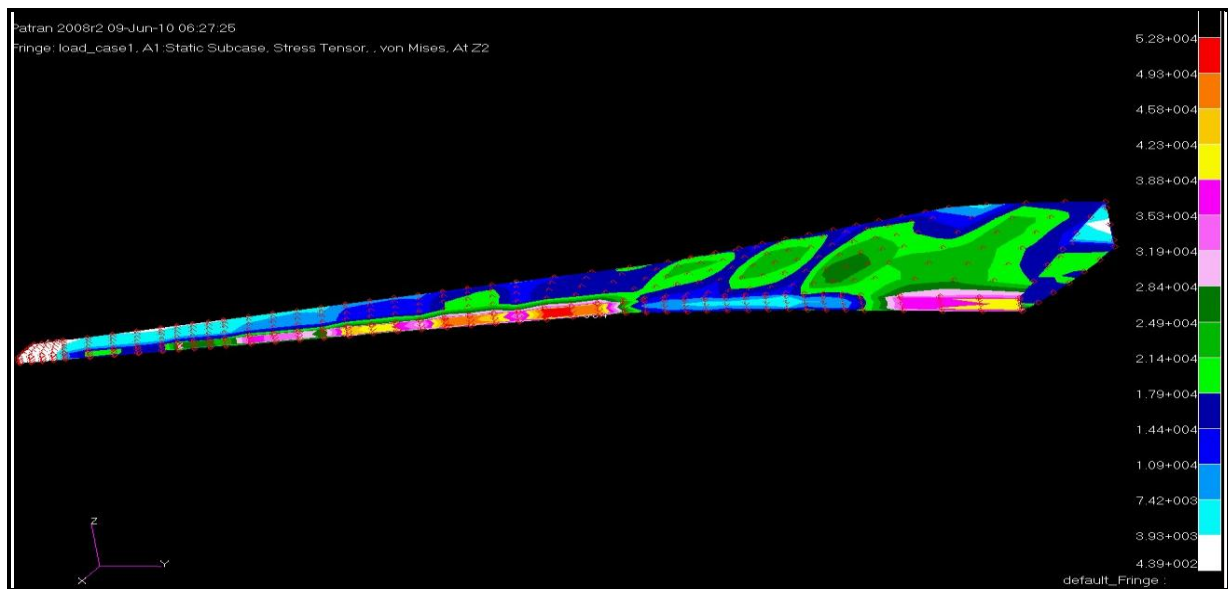
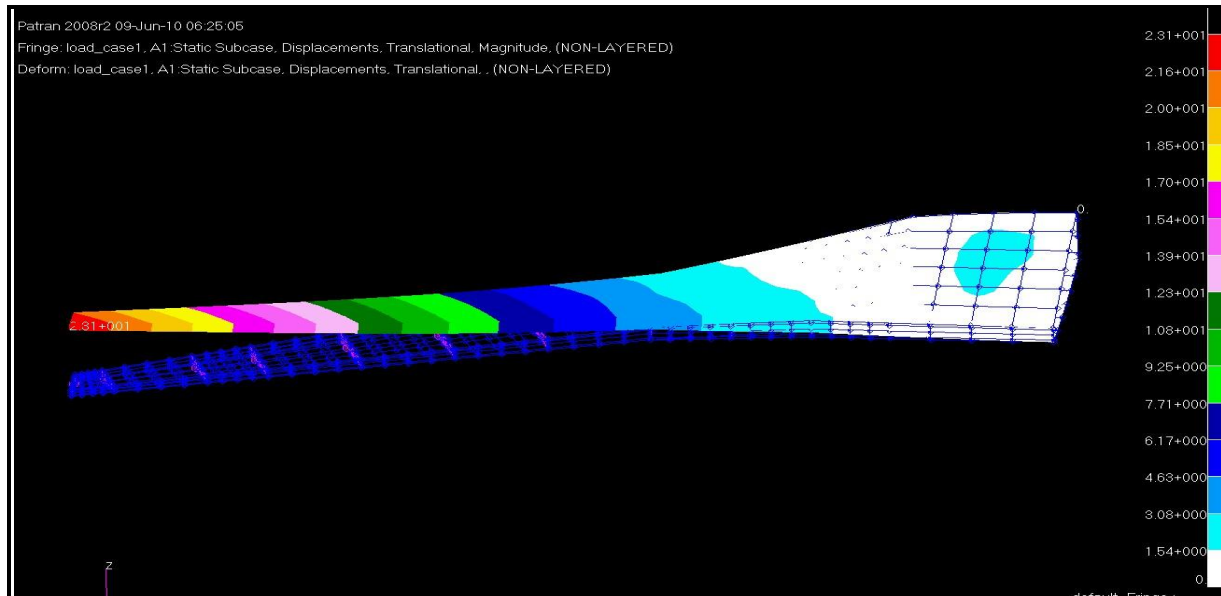


Figure IV-31 : *distribution de contraintes*

On constate un déplacement maximal dans le bout de l'aile et la flèche est maximale dans cette zone comme montre la figure suivante :



**Figure IV-32 : distribution de déformation**

Ce que nous avons obtenu de NASTRAN était juste le résultat d'un chargement sur une structure. Le matériau utilisé est de l'Aluminium 2024 T3. Les permisibles étaient de :

$F_{tu} = 62000 \text{ psi}$       Limite à la rupture

$F_{ty} = 45000 \text{ psi}$       Limite d'écoulement en tension (déformation plastique)

Dans nos résultats sous effet d'un chargement ultime les contraintes sur la face supérieure de l'aile et qui devrait être en tension car la charge est vers le bas :

La contrainte maximale était (à charge limite) de 35 300 psi. Donc à charge ultime devrait être 52 950 psi. On a remarqué qu'est proche de la charge maximale ultime que le matériel peut résister à savoir 62 000 psi.

Donc notre marge de sécurité sera de  $62000/52950 - 1 = 0.17$  ce qui est très bon

Sur la face inférieure qui est en compression. La contrainte maximale est de (d'après le code de couleur) est de 31900 psi à charge limite donc à charge ultime nous aurons  $1.5 \times 31900 = 47850 \text{ psi}$ .

Donc la marge de sécurité :  $MS = 45000/47850 - 1 = -0.12$ . Cette manière est la plus simple et ça donne une idée sur notre design

La validation de nos résultats est le poids de notre structure est très proche d'une aile existante de même catégorie. Ce n'est pas un cas académique qu'on connaît une solution exacte. Mais pour une première itération et on obtient un poids très proche d'un cas réel, ceci est la première itération. La procédure complète sera de vérifier que toutes les composantes présentent des marges positives. Nous allons trouver plus d'une place où le marge de sécurité est négative. Donc il faut corriger toutes ces places par l'augmentation des aires et re-exécuter le modèle élément fini corrigé avec les nouvelles propriétés et ainsi de suite jusqu'à nous trouverions que toutes les marges deviennent positives.

Mais à notre stade, et aussi la perspective de ce projet était de nous sensibiliser sur la méthodologie de modéliser une structure semi-monocoque, discrétiser un cas et exécuter et faire des simulations en utilisant le logiciel NASTRAN. Nous pensons que c'est un objectif assez raisonnable vu les moyens disponibles.



## Conclusion :

Nous avons fait dans ce projet une simulation numérique avec le solveur FLUENT qui nous a permis à partir la déférence de pression et à l'aide de TECPLOT et un programme de fortran d'obtenir les charges aérodynamiques ; la portance et le moment aérodynamique sur l'extrados et l'intrados d'une aile encastrée.

Et après nous avons préparé la géométrie de notre aile avant de la modélisée en élément finis dans un logiciel de structure nommé PATRAN, puis nous avons calculé l'effort tranchant, le moment fléchissant et le moment de torsion à partir des charges aérodynamiques qui nous avons calculé à la partie précédente. Et en fin nous avons appliqué ces charges à l'RBE3 dans chaque station pour but d'obtenir les contraintes, les déplacements et les sections critiques.

Grace à ce projet nous avons maitrisé les logiciels (SOLIDWORKS, ICEMCFD, FLUENT, PATRAN, TECPLOT) malgré ils ont pris beaucoup de temps.

Nous pouvons dire que ce travail est considéré comme un tutoriel et une référence utile pour les futurs projets de fins d'études ; et peut être généralisé sur un modèle complet d'avion.

## Bibliographie

- 1) Th.ING.d'Etat. Étude aérodynamique et structural d'une aile d'avion  
Encadré par: MR ZEBICH (2006).
  - 2) Abdel.K Kherrat École Polytechnique de Montréal. Procédure de Calcul  
Pour un Design Préliminaire D'une Aile D'avion. (2008)
  - 3) Abdel.K Kherrat École Polytechnique de Montréal. MODELISATION PAR  
ELEMENTS FINIS (PATRAN) (Cours AE4160 Analyse des contraintes en  
aéronautique II). (2008)
  - 4) Abdel.K Kherrat École Polytechnique de Montréal. EXEMPLE DE  
MAILLAGE DE LA WING BOX (PATRAN) (Cours AE4165 Analyse des  
contraintes en aéronautique II). (2008)
  - 5) Abdel.K Kherrat École Polytechnique de Montréal. CREATION DES  
CONDITIONS AUX LIMITES PAR PATRAN (Cours AE4165 Analyse des  
contraintes en aéronautique II). (2008)
  - 6) Abdel.K Kherrat École Polytechnique de Montréal. CHARGES  
EXTERNES ET INTERNES (Cours AE4160 Analyse des contraintes en  
aéronautique II) (2008)
  - 7) *SIMULATION NUMERIQUE DES ECOULEMENTS INTERNES DANS  
LES TURBOMACHINES*. Laboratoire d'Energétique et de Mécanique des  
Fluides Interne *ENSAM, CER de Paris*
  - 8) Site internet : [www.pouguide.org](http://www.pouguide.org)
  - 9) Site internet : [www.aviation-fr.info](http://www.aviation-fr.info)
  - 10) Site internet : [www.downlaod-book.net/ecoulement](http://www.downlaod-book.net/ecoulement) autour d'une aile
  - 11) Site internet : [www.mssoftware.com](http://www.mssoftware.com)
-