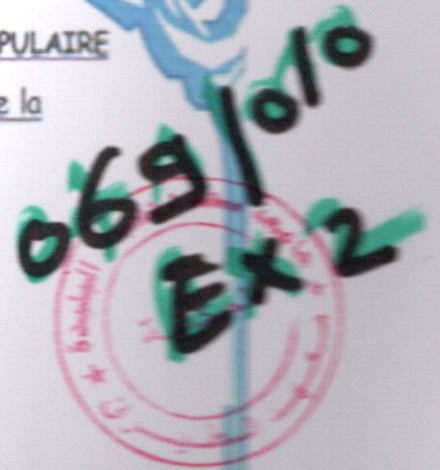


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la
Recherche Scientifique

Université « Saad Dahleb » Blida

Département Aéronautique



Projet de fin etudes en vue de l'obtention
du diplôme d'ingénieur d'état en
aéronautique

Option: structure

thème

calcul de structure par
les elements finis avec Nastran

Fait par:
chara ali
Yahya elhadi

Encadré par:
Mr. Tahy Ali (D A B)

2007-2008

REMERCIEMENT

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 nos promoteurs Monsieur TAHI Ali et le Dr kherrat Abdel Kader de nous avoir guidé à fin de réussir à réaliser notre PFE.

شكرًا
مبارك

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à l'esprit de mon père
que
j'ai désiré me voir à ce niveau, et à ma chère maman
« la femme courageuse » qui m'a soutenu durent
tout
ma vie que ce soit moralement et financement et
que grâce
mes soeurs et mes frères
et toutes les amés

cha a ali

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à l'esprit de mon père
que

j'ai désiré me voir à ce niveau, et à ma chère maman
« la femme courageuse » qui m'a soutenu durent
tout

ma vie que ce soit moralement et financement et
que grâce

mes soeurs et mes frères
et toutes les amés

yahya el hadi

Sommaire :

INTRODUCTION	1
--------------------	---

CHPITRE I

Introduction.....	2
I-1 Calcul De distribution de charge.....	2
I-1-1 Calcul de la distribution de L et M. et intégration le long de l'axe de référence.....	2
I-1-2 Les équations à utiliser sont	3
a) L'effort ffort tranchant dû à la portance est	3
b) tranchant dû au poids de la structure et du carburant	3
c) La distribution du moment fléchissant	3
d) Distribution de la torsion :	3
I-2- Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis à chaque nervure	5
I-2-1 Déterminer le Effort Tranchant discrétisé entre les nervures ...	5
I-2-2 Déterminer la force appliquée à chaque nervure	5
I-2-3 Calcul de la torsion	6
I-2-4 Correction du moment fléchissant	7
I-3- Dimensionnement et Indice de Charge.....	7
I-3-1 L'équilibre des forces.....	8
a) L'effort Tranchant	8
b) Torsion	9
c) Moment fléchissant	9
I-3-2 Détermination des indices de charges de l'ame des longeron.....	9
I-3-3: Détermination des indices de charge des revêtements supérieurs et inférieurs.....	10
I-3-4: Détermination des indices de charge des lisses et Semelles des Longerons.....	10

CHAPITRE II

II-1- Introduction	12
II-2- Technique de modelisation	13
II-2-1- Types d'élément	15
II-2-2- Système de numérotation	15
II-3- Procédure de modélisation de l'aile d'avion.....	17
II-4-Modélisation par PATRAN	17
II-4-1-La base des deux modèles sont	18
II-4-1-1- Modegéométrique.....	18
II-4-1-2- Mode d'éléments finis	18
II-5-Le menu principal est ce qui apparaît lorsque Patran est lancé.....	18
II-5-1-Gestion de fichiers et configuration	18
II-5-2-Touches Rapides.....	19

II-5-3-Divers.....	20
II-5-4-Fonctions principales d'exécution	20
II-6- Géométrie	21
II-7- Modèle par Élément Finis	22
II-7-1- Maillage	22
II-7-2- Création de Nœuds/Éléments.....	23
II-8-Création des matériaux.....	24
II-9-Création des Propriétés des éléments.....	25
II-10- Création des conditions aux limites	26
II-10-1-Contrainte de déplacement (SPC)	26
II-10-2-Application des charges externes.....	27
II-10-3-Création des cas de chargement	28
II-11-Analyse.....	29
II-12-Résultats	29

CHAPITRE III

III-1-Construction semi-monoque :.....	30
III-2-odélisation par élément finis de la structure semi-monoque ...:	30
III-3-importation de géométrie d'aile	31
III -3-1- Comment lire un fichier importe par Patran.....	31
III -3-2 Le nettoyage de la géométrie	32
III-4- création de surface partir de lignes existe :.....	33
III- 5- Cree un propriété matérielle	34
III-6- Maillage	35
III-7- Création des conditions aux limites par Patran	35
III-7-1-1- Création du plan à partir de 3 nœuds	35
III-7-1-2- Création des nœuds dépendants	36
III-7-1- Création du RBE 3	37
III-7-2- Création du nœud dépendant	37
III-7-2-2- Création des nœuds indépendants	38
III-7-2-3- Création de la carte RBE3.....	38
III-7-3- Création des cartes « FORCE »	38
III-7-3-1-définir les attribues de la Charge a appliqué.....	39
III-7-3-2 Création des conditions aux limites (SPC)	41
III-7-3-2-1-Sélectionner les nœuds ou les conditions seront appliquées.....	41
III-8- Analyse.....	41
III-8-1- génération de fichiers NASTRAN BDF et Lire les fichiers BDF.....	43
III-8-2-Lancer le solveur NASTRAN.....	44
III-8-3 Lire les résultats de Nastran	45
III -9- Résultats	49

Introduction

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 appliqués 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.

Chapitre I

*Procédure de
Calcul des charges Pour un Design
Préliminaire
D'aile d'avion*

Introduction :

La charge extenués sur un avion sont dues à 4 différentes sources :

- 1- forces aérodynamiques.
- 2- force de propulsion.
- 3- force de gravité et d'inertie.
- 4- forces de réaction de sol.

Ce forces induisent des forces de cisellement (v), de moment fléchissant (M), et un couple de torsion (T), sur les défirént composante de la structure de l'avion (fuselage , Aile, empennage).
Ce moment sont calcule par rapport à un axe de référence.

I-1 Calcul De distribution de charge:

Le calcul de charge est obtenir par la méthode des panneaux (pour fortran en 2D)

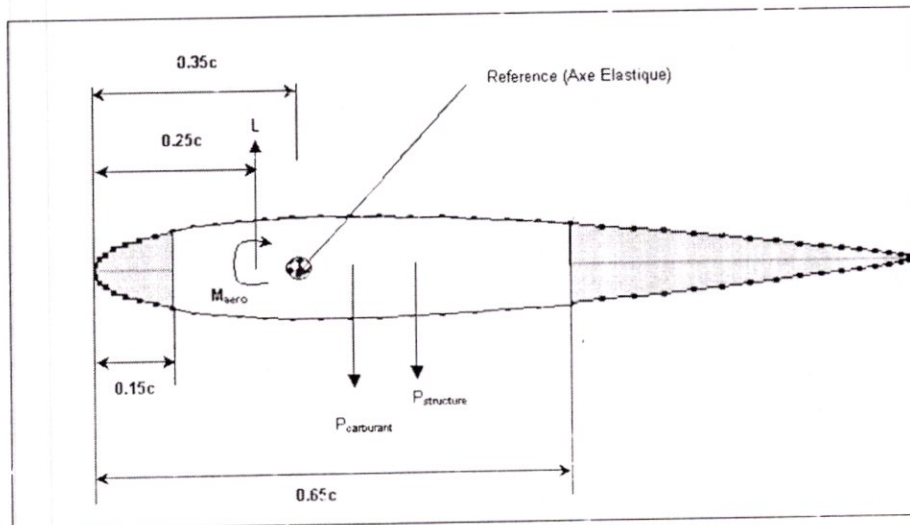


figure1 : Calcul De distribution de charge

I-1-1 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 de moment aérodynamique le long de l'envergure sont connus. Il faut intégrer cette distribution pour déterminer la distribution de l'effort tranchant due à la portance.

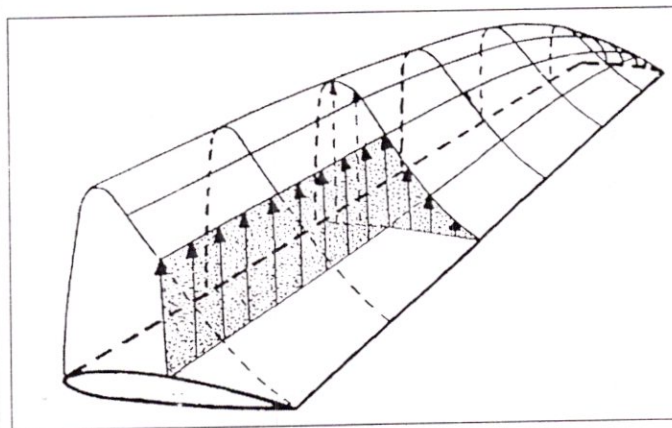


Figure 2 : Calcul de la distribution

I-1-2 Les équations à utiliser sont :

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

$$V_2 - V_1 = - \int_{y_1}^{y_2} L(y) dy$$

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

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

- c) **La distribution du moment fléchissant :**

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

- d) **Distribution de la torsion :**

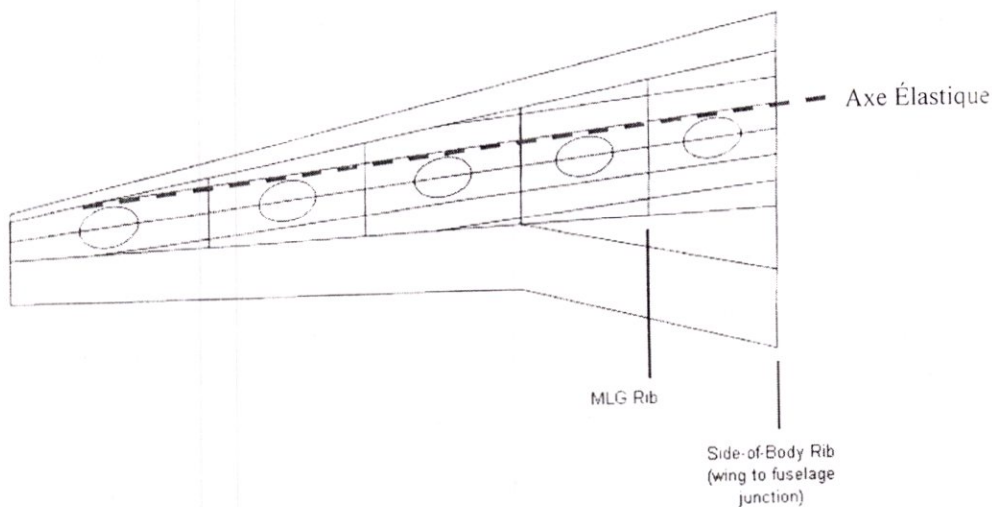
Cette distribution est simple à calculer. Cette torsion est générée par le bilan du moment aérodynamique + le moment par rapport à l'axe élastique de la portance, le poids de la structure et le poids du carburant.

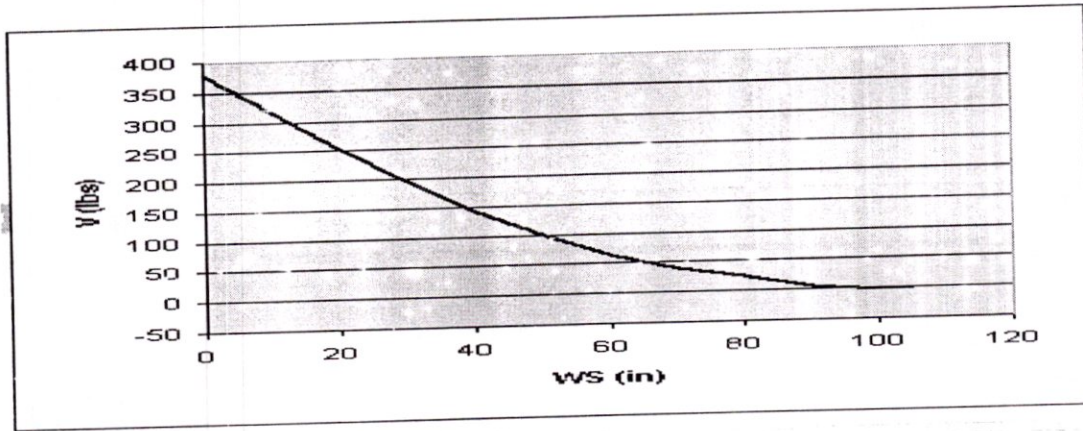
$$T = V(x_{elas} - x_{CG})$$

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

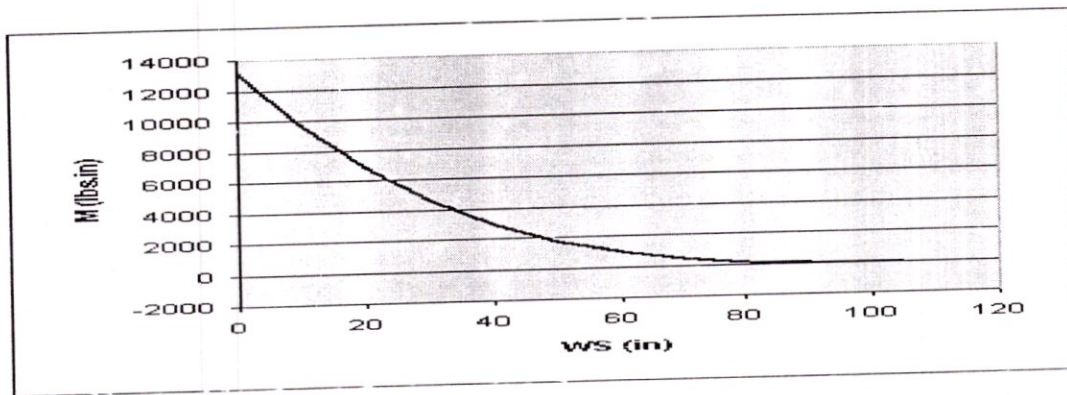
- i) Le moment aérodynamique + les moments générés par la portance, le poids de la structure et le poids du carburant par rapport à l'axe élastique (repère de structure) génère de la torsion dans la boîte de l'aile (Wing Box).
- ii) Le moment fléchissant est la conséquence de la distribution de l'effort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

Le résultat va ressembler à une distribution de trois composantes principales soient. l'effort tranchant vertical, Moment de flexion et la torsion le long de l'axe élastique. comme le montre les figure suivantes.

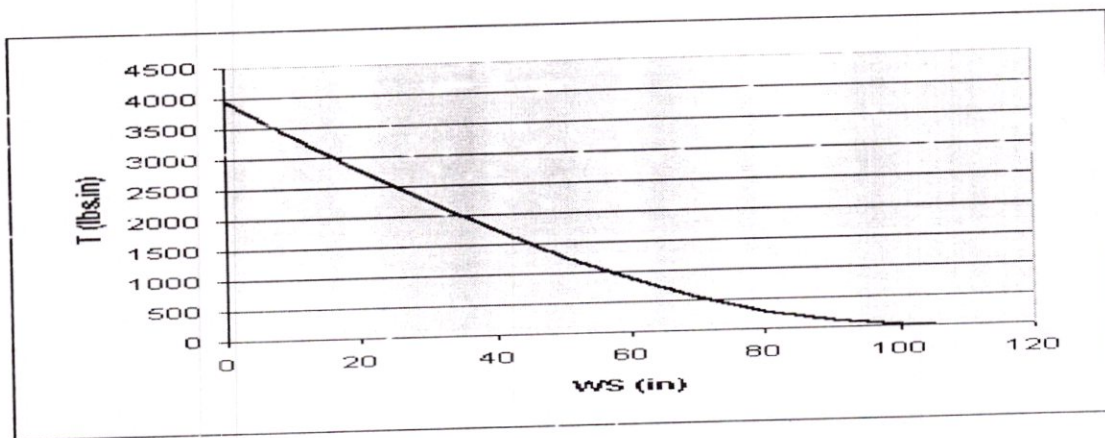




a) Distribution de l'Effort Tranchant le long de l'axe élastique



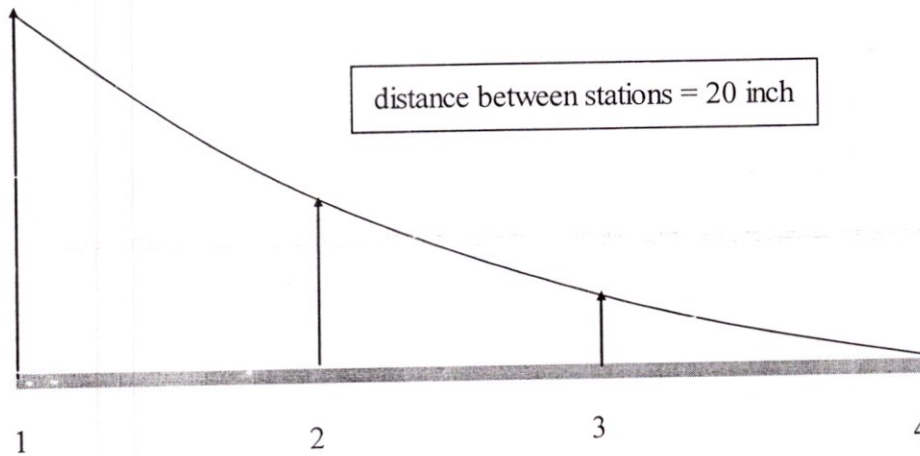
b) Distribution de Moment fléchissant le long de l'axe élastique



c) Distribution de la torsion le long de l'axe élastique

Figure3 : Distribution des charges externes le long de l'axe élastique

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



I-2-1 Déterminer le Effort Tranchant discrétisé entre les nervures :

$$V_{D,Bi} = \frac{V_{T,Si} + V_{T,S(i+1)}}{2}$$

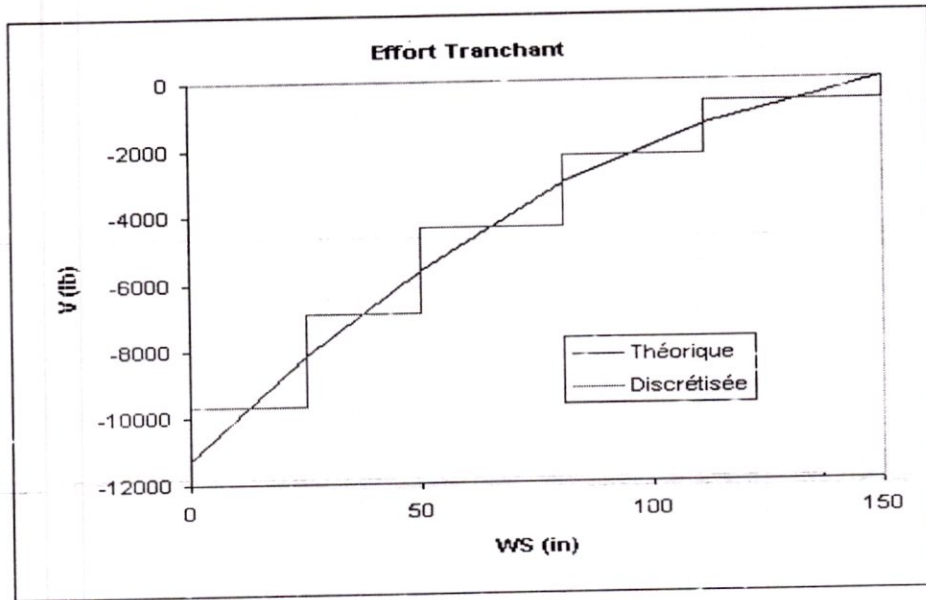
$V_{T,Si}$: Effort Tranchant théorique à la station I

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

I-2-2 Déterminer la force appliquée à chaque nervure :

$$F_{A,S(i+1)} = V_{D,Bi} - V_{D,B(i+1)}$$

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

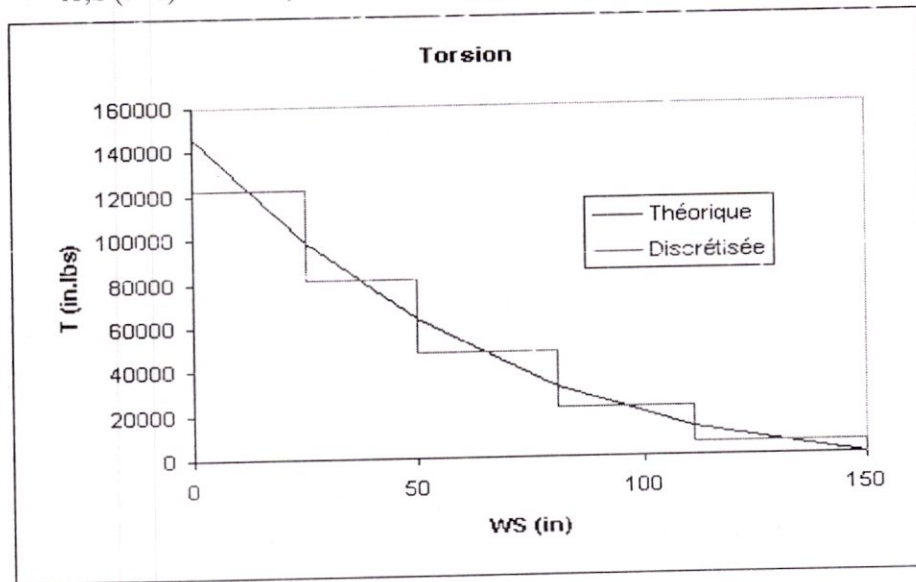


I-2-3 Calcul de la torsion :

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

$$T_{D,Bi} = \frac{T_{T,Si} + T_{T,S(i+1)}}{2}$$

$$T_{A,S(i+1)} = T_{D,Bi} - T_{D,B(i+1)}$$



I-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

$$M_{A,Si} = M_{T,Si} - \left(M_{T,S(i+1)} \pm V_{D,Bi} \{ S_{(i+1)} - S_i \} \right)$$

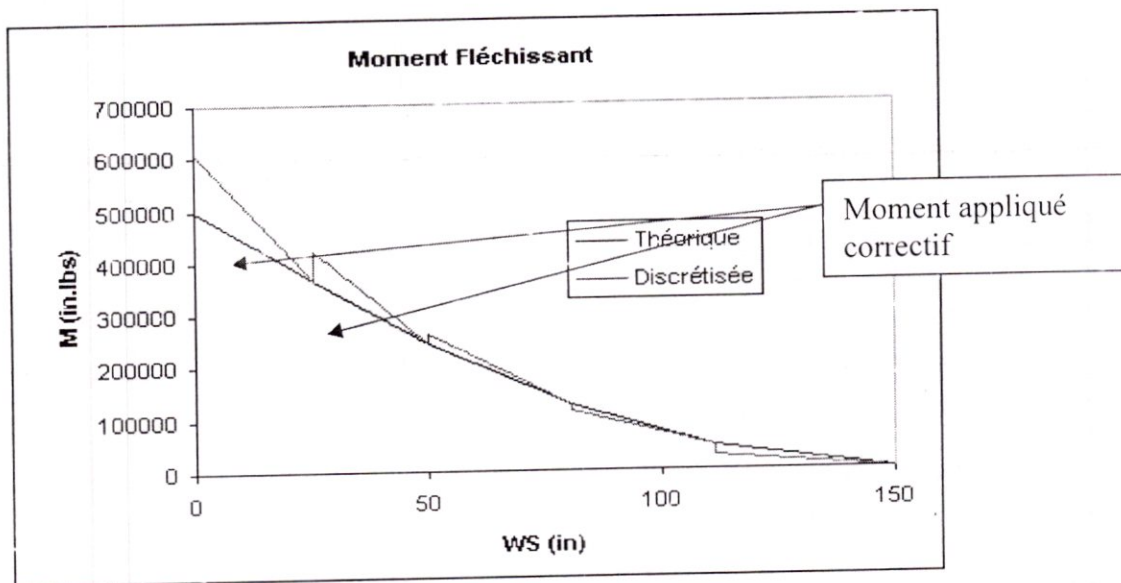
Chapitre I

$S_{(i+1)}$: 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

Le résultat final de cette étape est comme suit :

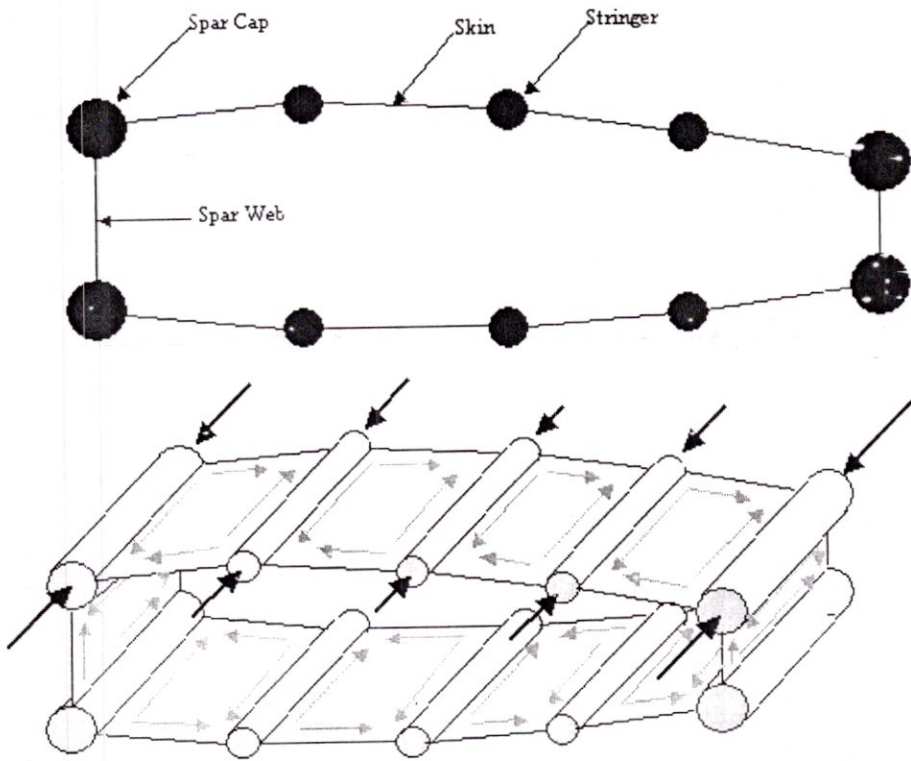


I-3- Dimensionnement et Indice de Charge.

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 (ame 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 représentatives et plus précis

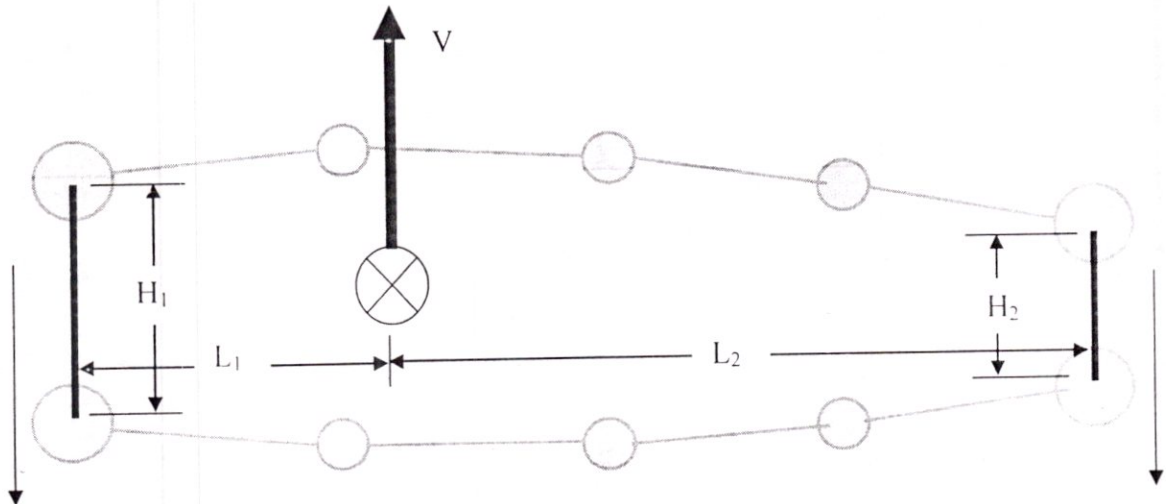
Une boite de l'aile est représentée comme suit :



I-3-1 L'équilibre des forces :

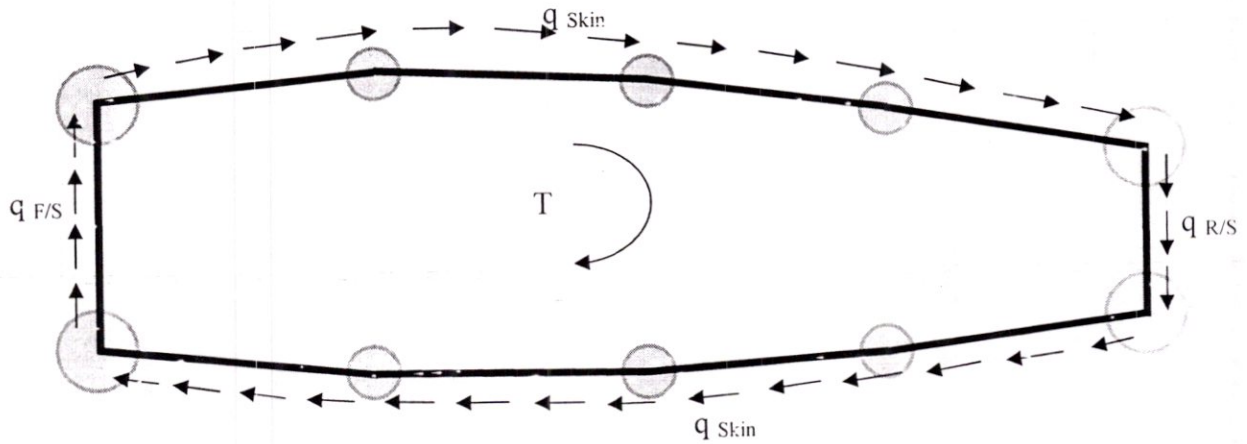
a) L'effort Tranchant :

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



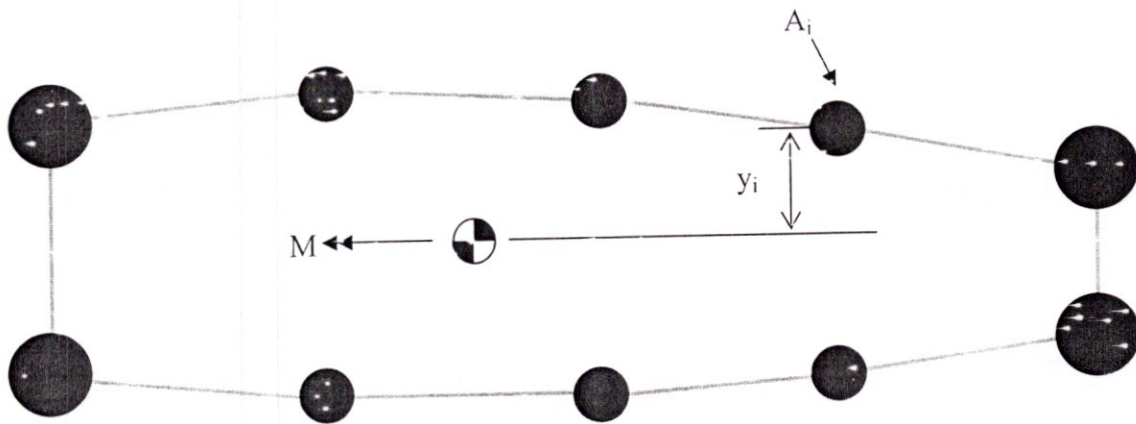
b) Torsion :

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



c) Moment fléchissant :

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



I-3-2 Détermination des indices de charges de l'ame des longerons

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

▪ L'indice de charges de l'ame des longerons avant est :

$$LI_{F/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_2 \cdot V}{H_1(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(L_1 + L_2)(H_1 + H_2)}$$

Chapitre I

- L'indice de charges de l'ame des longerons Arrière est :

$$LI_{R/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_1 \cdot V}{H_2(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(L_1 + L_2)(H_1 + H_2)}$$

I-3-3: Détermination des indices de charge des revêtements supérieurs et inférieurs

$$LI_{SKIN} = Q_T = \frac{T}{(L_1 + L_2)(H_1 + H_2)}$$

I-3-4: Détermination des indices de charge des lisses et Semelles des Longerons :

$$LI_{SIRG} = \frac{2M}{(H_1 + H_2)} \cdot \frac{A_{SIRG}}{A_{tot}}$$

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

$\frac{A_{SIRG}}{A_{tot}}$ 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_{tot} de la partie supérieure quand on veut estimer les charges sur les lisses et semelles supérieures et vis versa avec les lisses et semelles 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

***MODELISATION PAR
ELEMENTS FINIS
(PATRAN)***

I-1- Introduction :

Dans cette section, nous allons voir comment un nodéle de FEM va être construit afin de bien répondre à nos besoins et d'en optimiser l'utilisation.

La methodologie presente est devenue comme un standard dans l'industrie de l'aéronautique. Les plus grandes compagnies utilisent la même methodologie de modélisation comme on peut le constater par la figure 1 du modèle du Challenger 300 et figure 2 du modèle Boeing 747.

BD100 FINITE ELEMENT MODEL

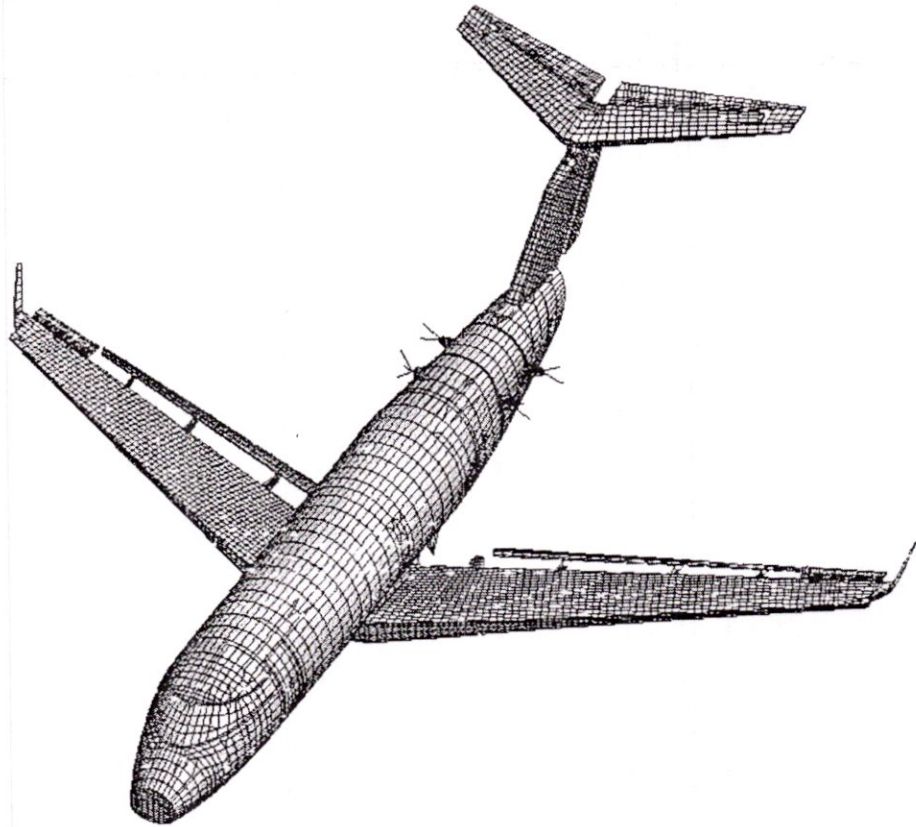


Figure-3 Modèle complet du Challenger 300

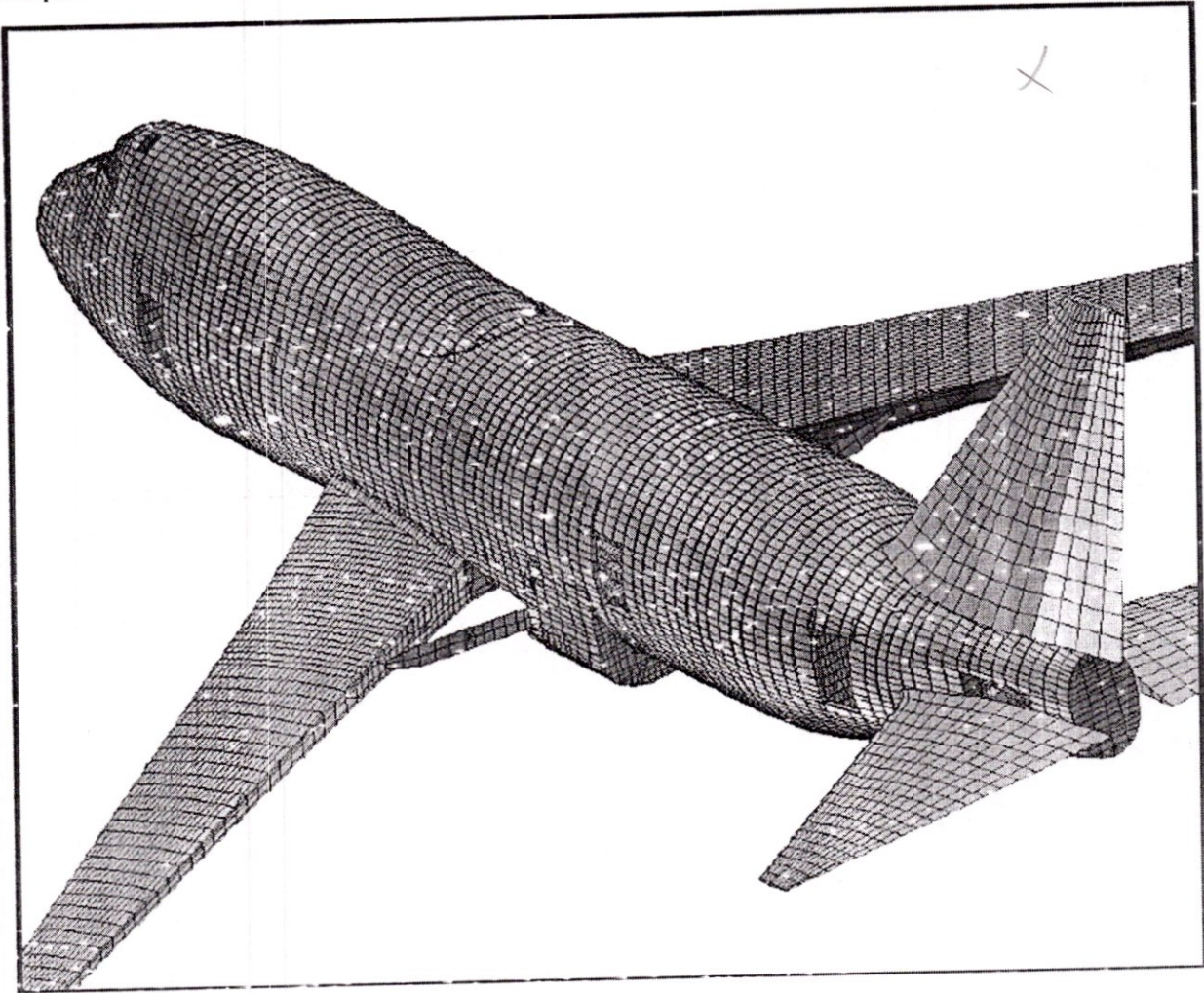


Figure-4 Modèle complet du Boeing 747

Dans cette étude, nous aborderons la méthodologie et les outils nécessaires pour modéliser une aile d'avion. Quelques notions déjà acquises durant notre cursus de formation seront reprises afin de rafraîchir la mémoire et consolider la compréhension.

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

II-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 et par exemple Le groupe qui est en charge des éléments finis a Bombardier assemblera tous les sous-modèles et par conséquent bâtir un modèle complet de l'avion. La figure 4 montre le modèle complet éclaté de CRJ 700. La figure 5 montre les différents modèles d'éléments finis des différentes composantes du Boeing 747.

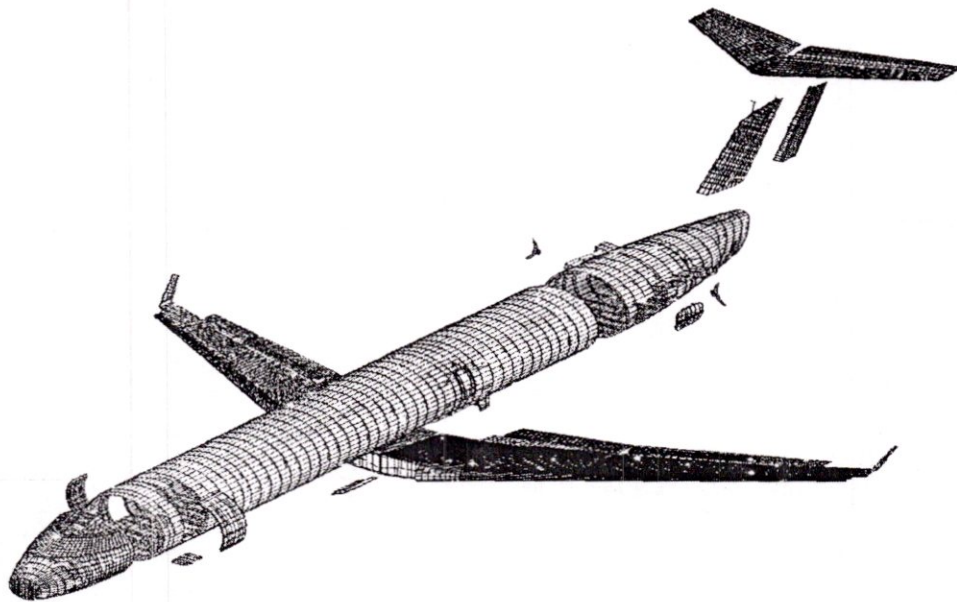


Figure 5 – CRJ 700 Sous-composantes

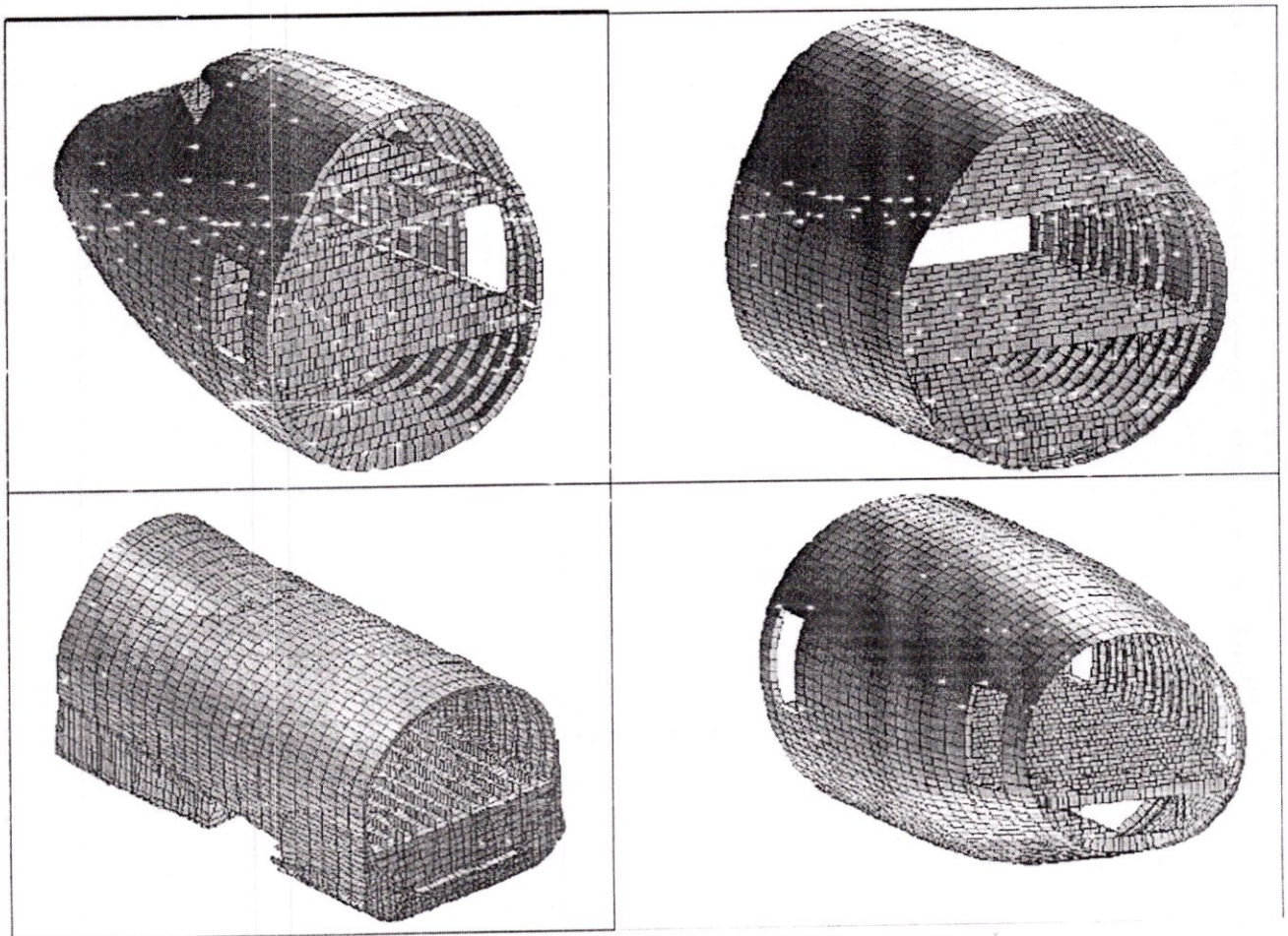


Figure 6 –Sous-composantes de Boeing 747(annexel)

II-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.



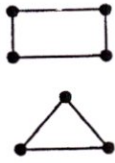
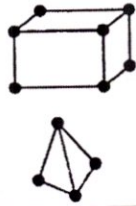


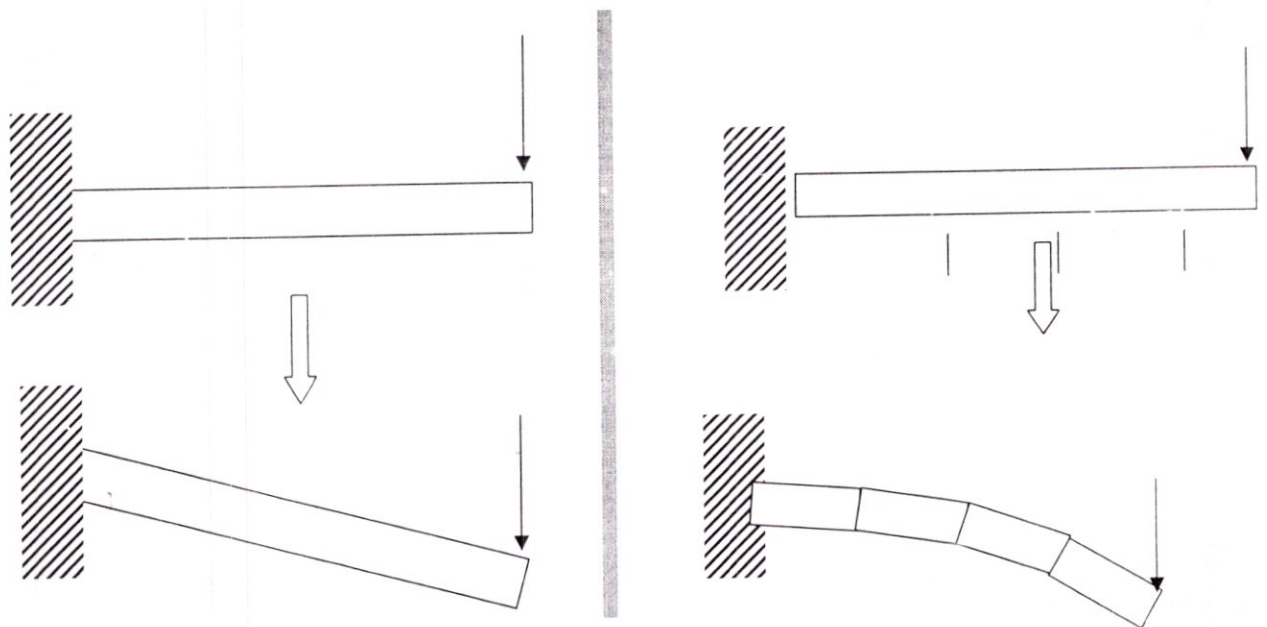
	Spring Elements	Line Elements	Surface Elements	Solid Elements	Multiple Constraint Elements (MPC)	
Physical Behavior	Simple Spring	Rod (axial load only), Beam	Shear, Membrane, Plate	Brick, Tetrahedron	Rigid Body Element	Interpolation Constraint Element
MSC/NASTRAN Element Name	CELAS1	CROD CBAR	CQUAD4 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
						

Tableau 7: Différents types d'éléments(annexe2)

II-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" créé 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 dû au fait que nous utilisons des éléments linéaires.



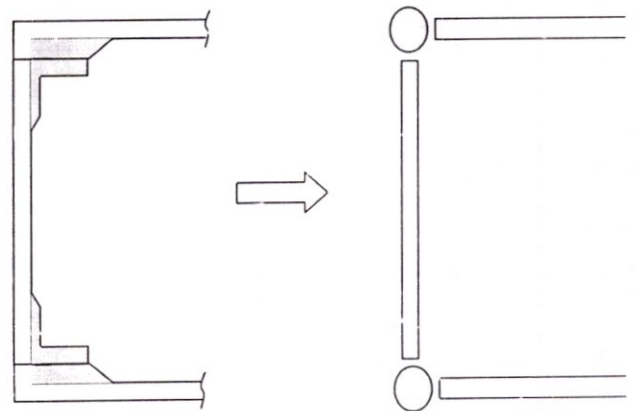
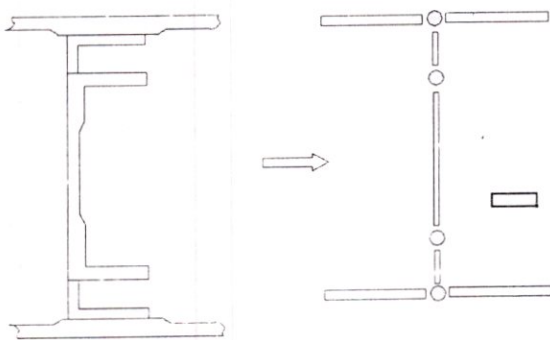
Dans le cas plus précis de notre aile, chaque composante sera donc constituée de 4 éléments entre chaque nervure (Rib).

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, flanges 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.

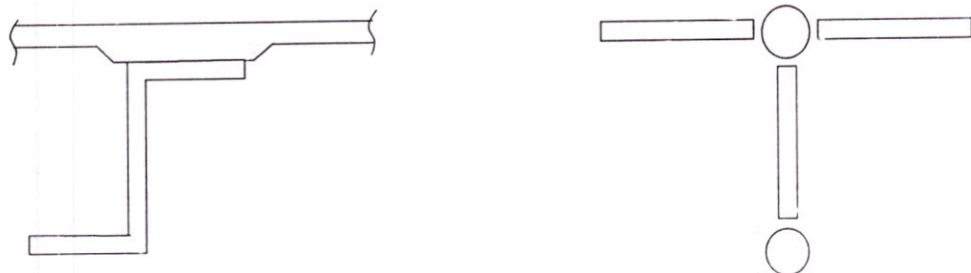
Représentation Des Longérons (Spars)

Représentation Des Longérons (Spars)

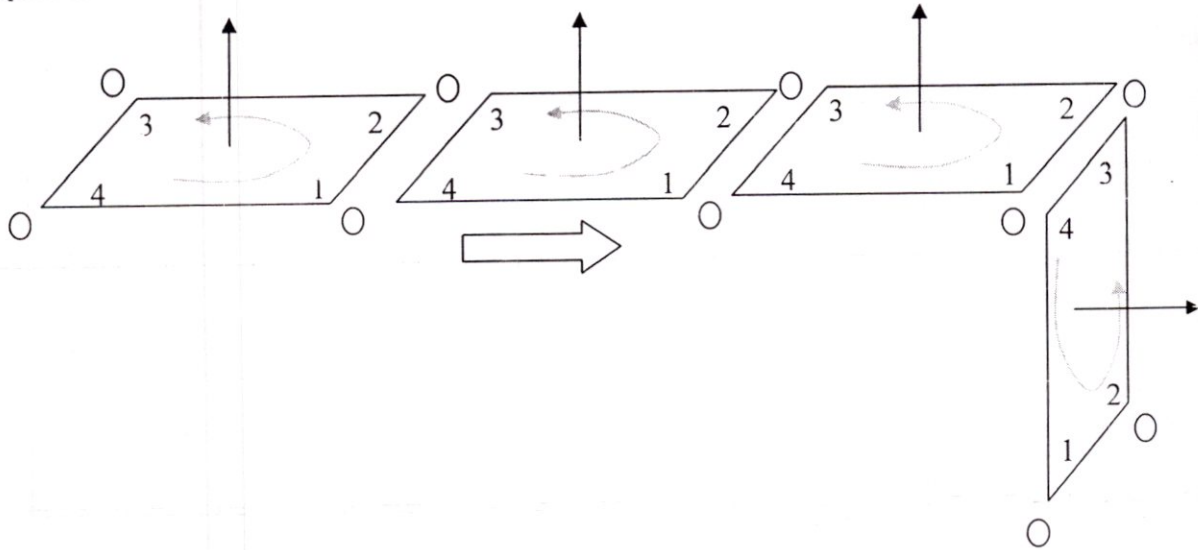
Représentation des nervures



Représentation des lisses (stringers)



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 la wing box.



II-4-Modélisation par PATRAN :

Le logiciel PATRAN est l'éditeur de NSTRAN, 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 notre projet.

Le logiciel PARTAN supporte deux différents modèle, un modèle géométrique et l'autre modèle d'élément 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

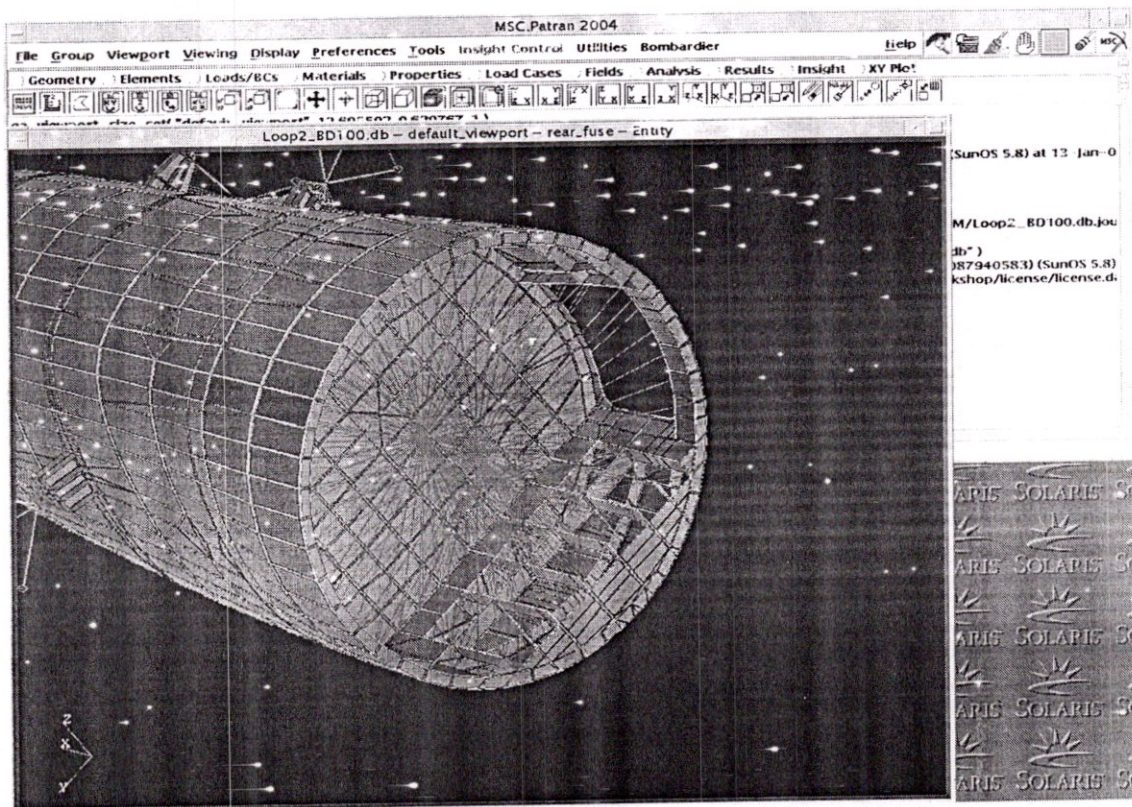


Figure 8 : Fenêtre de PATRAN

II-4-1- les deux mode de base sont :

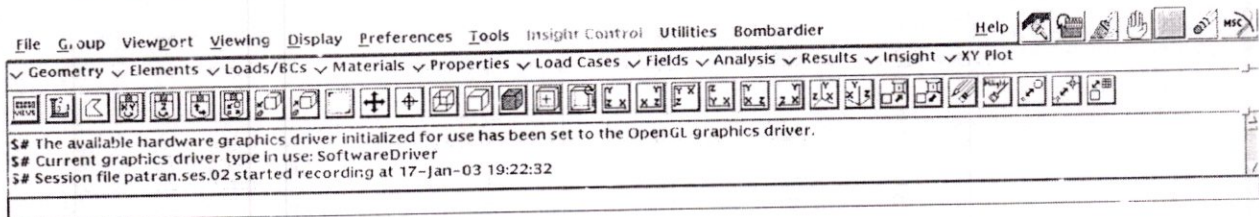
II-4-1-1- Mode géométrique :

- a) Point
- b) Courbe
- c) Surface
- d) Volume
- e) Plan
- f) Système de coordonnées

II-4-1-2- Mode d'éléments finis :

- a) Nœuds
- b) Éléments
- c) Matériaux
- d) Propriétés élémentaires et matérielles
- e) Conditions aux limites

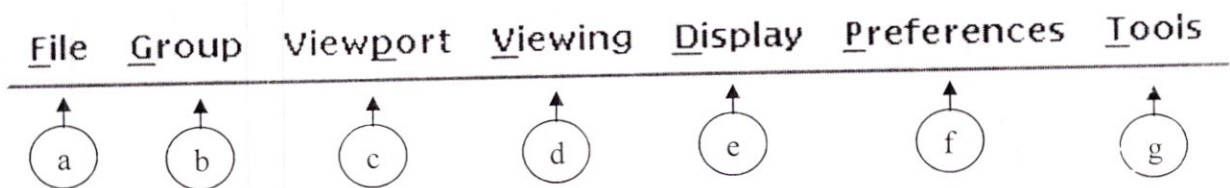
II-5- Le menu principal est ce qui apparaît lorsque Patran est lancé :



Ce menu se divise en 4 segments:

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

II-5-1- Gestion de fichiers et configuration :



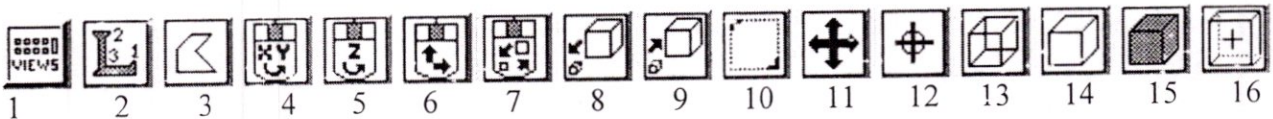
- a) **File** : ce menu sert à créer une nouvelle database ou ouvrir une existante, il sert aussi pour importer des fichiers et imprimer.
- b) **Group** : Patran nous permet d'assembler des items ensemble pour faciliter la visualisation et les gros travaux. Ces groupes d'éléments ne sont associés que 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.
- c) **Viewport** : ce menu sert à configurer la fenêtre de visualisation.
- d) **Viewing** : ce menu est complémentaire au menu 3.
- e) **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.

Chapitre II

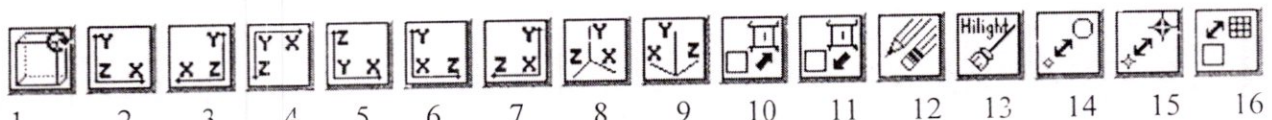
- f) **Préférences** : le menu préférence donne les paramètres de fonctionnement globaux de Patran comme la sensibilité de la souris, le type d'analyse (statique, dynamique, thermique...) et les paramètres de capture de la souris.
- g) **Tools** : ici sont mis certaines fonctionnalités bien spécifiques 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-5-2-Touches Rapides :

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



- 1- Met en mémoire des vues spécifiques (vue d'un angle particulier que l'on veut conserver.)
- 2- Gère les identificateurs a l'écran. Pour voir le numéro des noeuds ou éléments.
- 3- Pour capturer dans une boîte polygonale.
- 4- Set le bouton du centre de la souris en rotation XY.
- 5- Set le bouton du centre de la souris en rotation Z.
- 6- Set le bouton du centre de la souris en déplacement.
- 7- Set le bouton du centre de la souris en zoom.
- 8- Zoom Out fixe
- 9- Zoom In fixe.
- 10- Zoom encadré.
- 11- Fit view
- 12- Centrer le modèle dans la fenêtre par rapport à un point
- 13- Visualisation en Wire.
- 14- Visualisation en Hiddenlines
- 15- Visualisation en Ombragé
- 16- Centrer le modèle dans la fenêtre par rapport à son centre



- 1- Faire tourner le modèle par rapport à un point
- 2- Vue Devant
- 3- Vue Derrière
- 4- Vue Dessus
- 5- Vue Dessous
- 6- Vue Côté Droit
- 7- Vue Côté Gauche
- 8- Vue Iso1
- 9- Vue Iso2
- 10- Tous les identificateurs visibles
- 11- Tous les identificateurs invisibles
- 12- Plot/Erase – Cette fonctionnalité est très utile et est décrite en détail plus loin
- 13- Mettre en évidence un élément
- 14- Grossir/Réduire la grosseur des points

Chapitre II

15- Grossir/Réduire la grosseur des noeuds

16- Visualiser les surfaces avec/sans lignes intermédiaires.

II-5-3-Divers:



1- Help

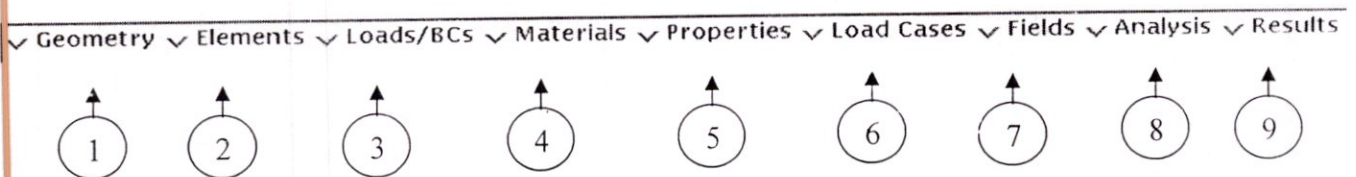
2- Rafraîchir le graphique

3- Interrompre l'opération (si le voyant est bleu)

4- Indicateur d'opération : Vert=en attente, Bleu=en opération arrêtable, Rouge=en opération sans interruption

Undo (il n'y en a qu'un de possible)

II-5-4-Fonctions principales d'exécution :



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 frontière 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 :

6)

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...

7) 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.

8) **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.

9) **Analysis :**

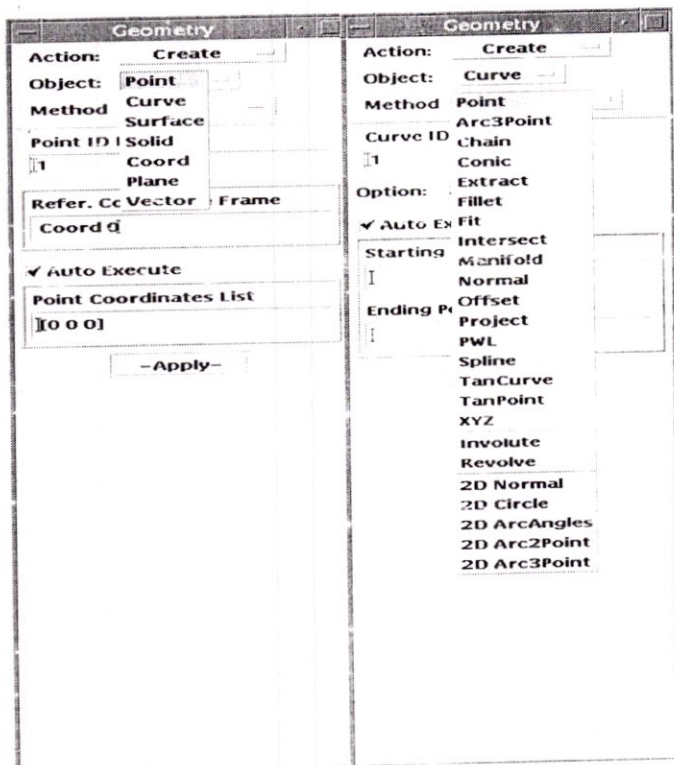
C'est ici que l'on exécute l'analyse Nastran et importons les résultats de celle-ci.

10) **Results :**

Une fois les résultats importés, ce menu nous offre toutes les possibilités pour visualiser les résultats.

II-6- Géométrie :

Pour la géométrie nous choisissons la fonction « geometry », pour faire le travail dans la géométrie nous sélectionnons la fonction action pour faire ce que l'on veut et sélectionné l'objet que nous utilisons pour choisir le type de géométrie. Et pour faire la construction de la géométrie nous choisissons la Méthode de travail



ACTION : Ce que l'on veut faire
OBJECT : Sur quel type de géométrie
Method : Comment le faire

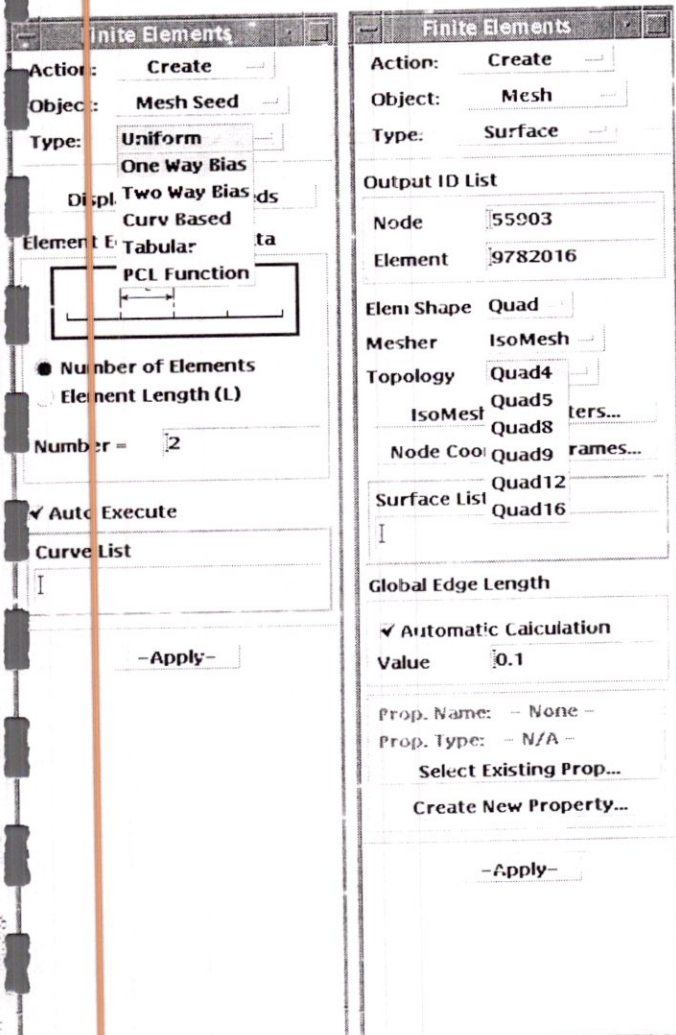
En géométrie, 6 types d'objet nous intéressent :

- Point
- ligne
- Surface
- Plane
- Système de coordonnées
- Volume

II-7- Modèle par Élément Finis :

II-7-1- Maillage :

Pour la géométrie nous choisissons la fonction « finite Elements », pour faire le travail dans La maillage nous sélectionons la fonction action pour faire ce que l'on veule. Et sélectionné l' objet que nous la utilise pour choisir le type de maillage. Et pour faire le maillage nous choisissons la Méthode de travail .



ACTION : Ce que l'on veut faire
OBJECT : Sur quel type de Maillage?
Method : Comment le faire?

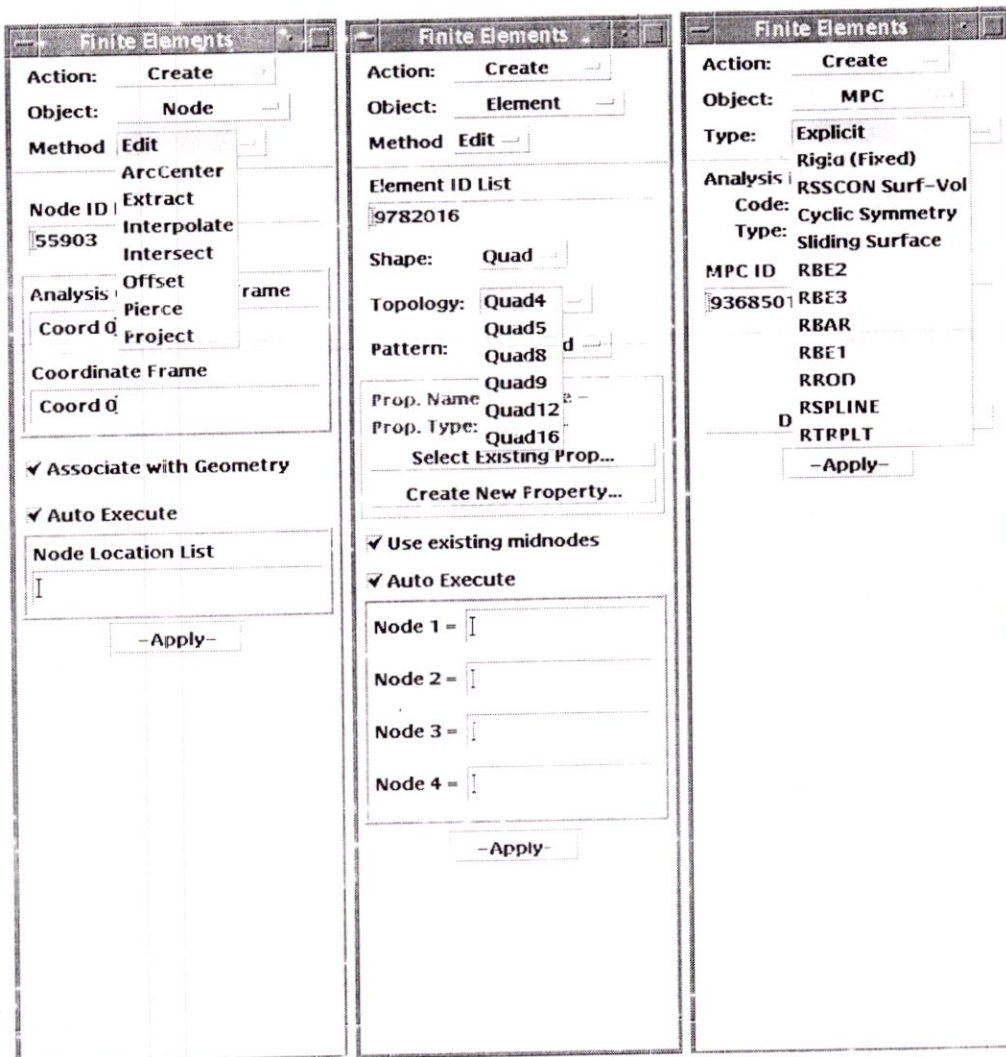
En FEM, 5 types d'objet nous intéressent :

- Mesh Seed
- Mesh
- Node
- Element

E

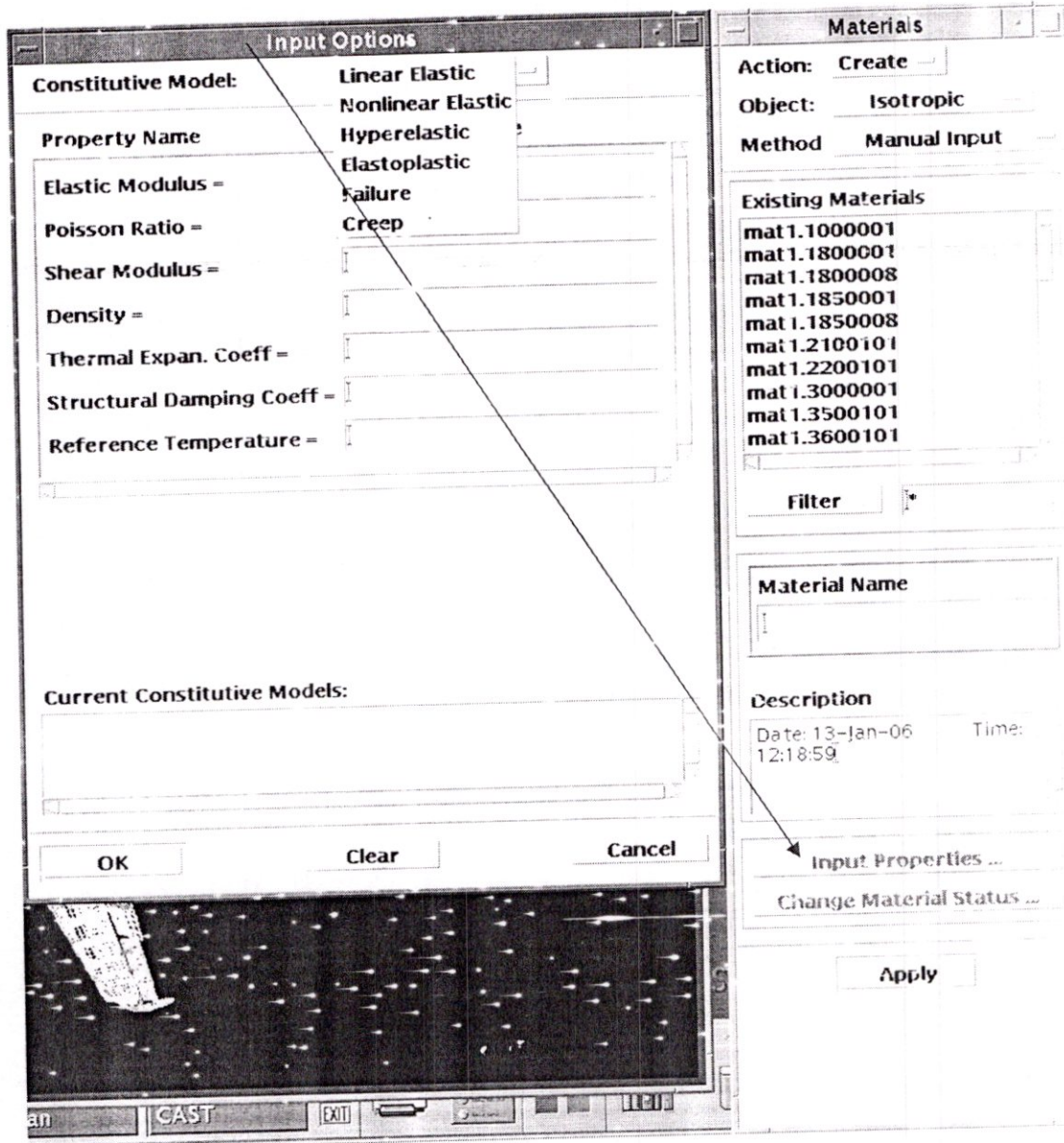
II-7-2- Création de Nœuds/Éléments :

La même mode de travail de création de maillage



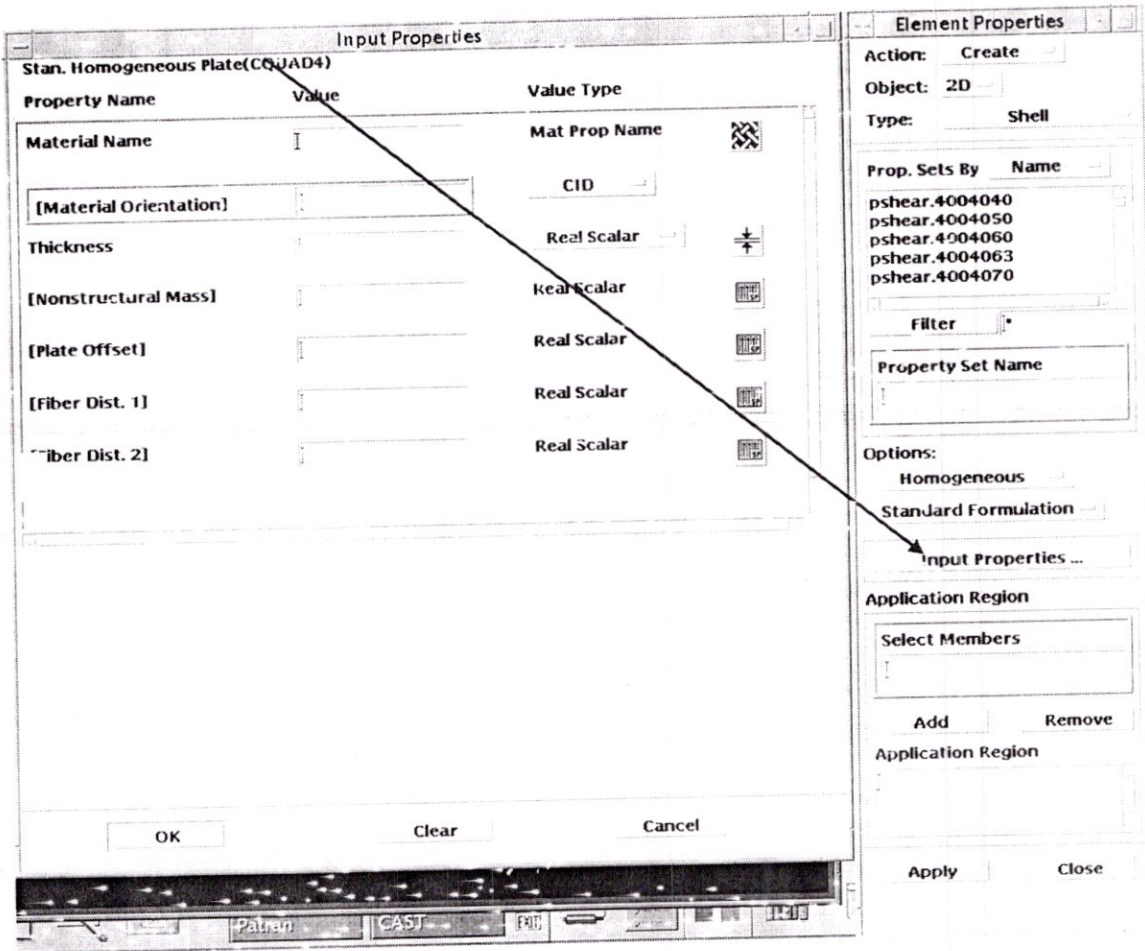
II-8-Création des matériaux :

Pour la création des matériaux nous sélectionnons la fonction « Materials » et donnons un Non pour le matériau cliquons sur « input properties » pour donner les caractéristiques de matériaux



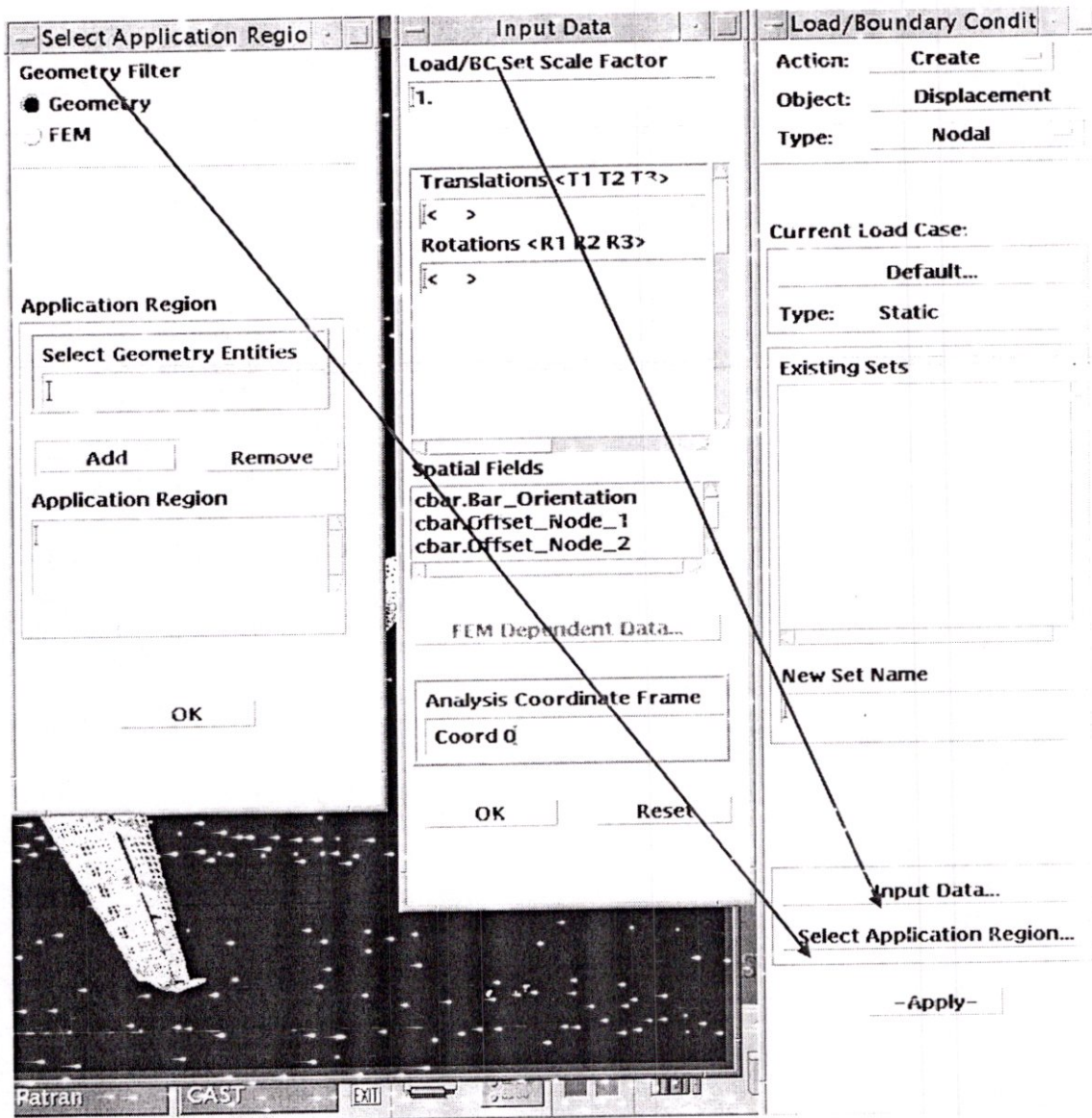
- **Material Name:** Identification de la carte matérielle
- **Input Properties:** Définir les propriétés du Matériel → Module d'élasticité, coefficient de poisson, densité ...

II-9-Création des Propriétés des éléments :



- **Properties Name:** Identification de la carte Propriété
- **Input Properties:** Définir les propriétés → Matérielles associées, Épaisseur/Airc ...

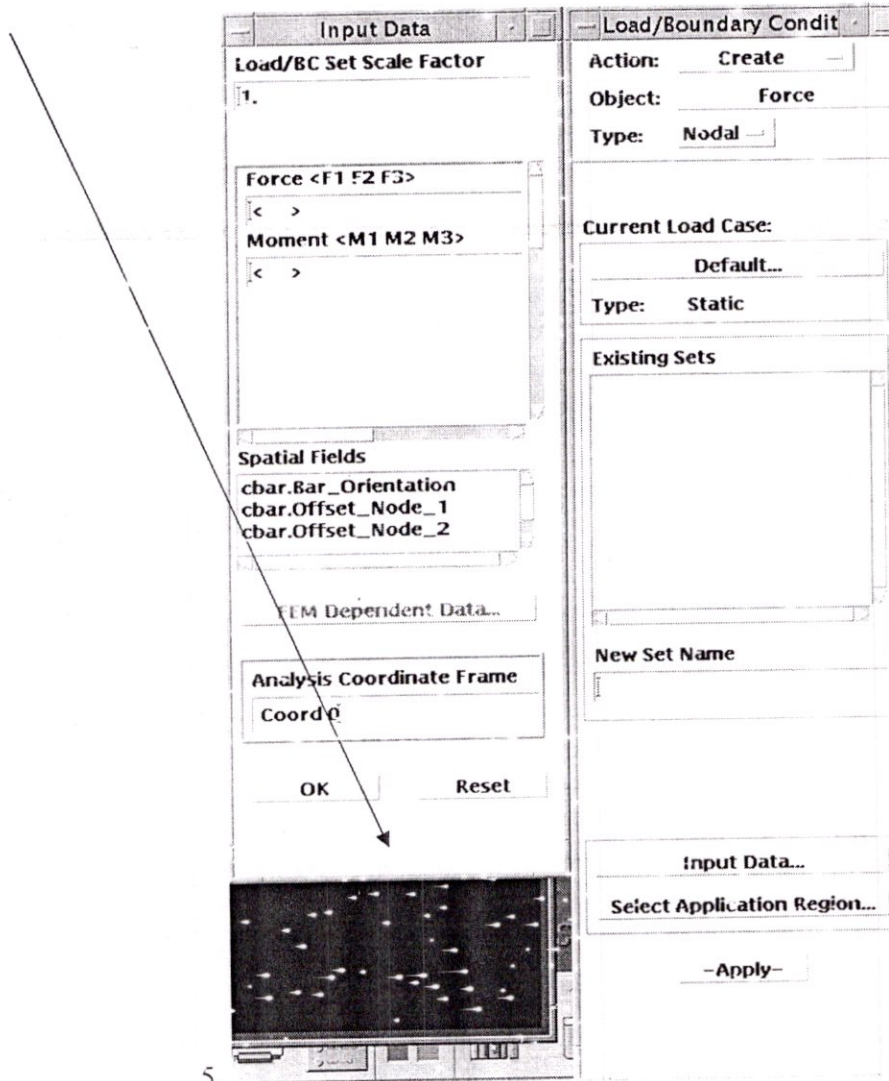
II-10- Création des conditions aux limites :
II-10-1-Contrainte de déplacement (SPC) :



- **New Set Data:** Identification de la carte SPC
- **Input Data:** Définir la carte SPC → Translation, Rotation (Normale) ...
- **Select Application Region:** Définir la localisation de la SPC → FEM, Géométrie ...

II-10-2-Application des charges externes :

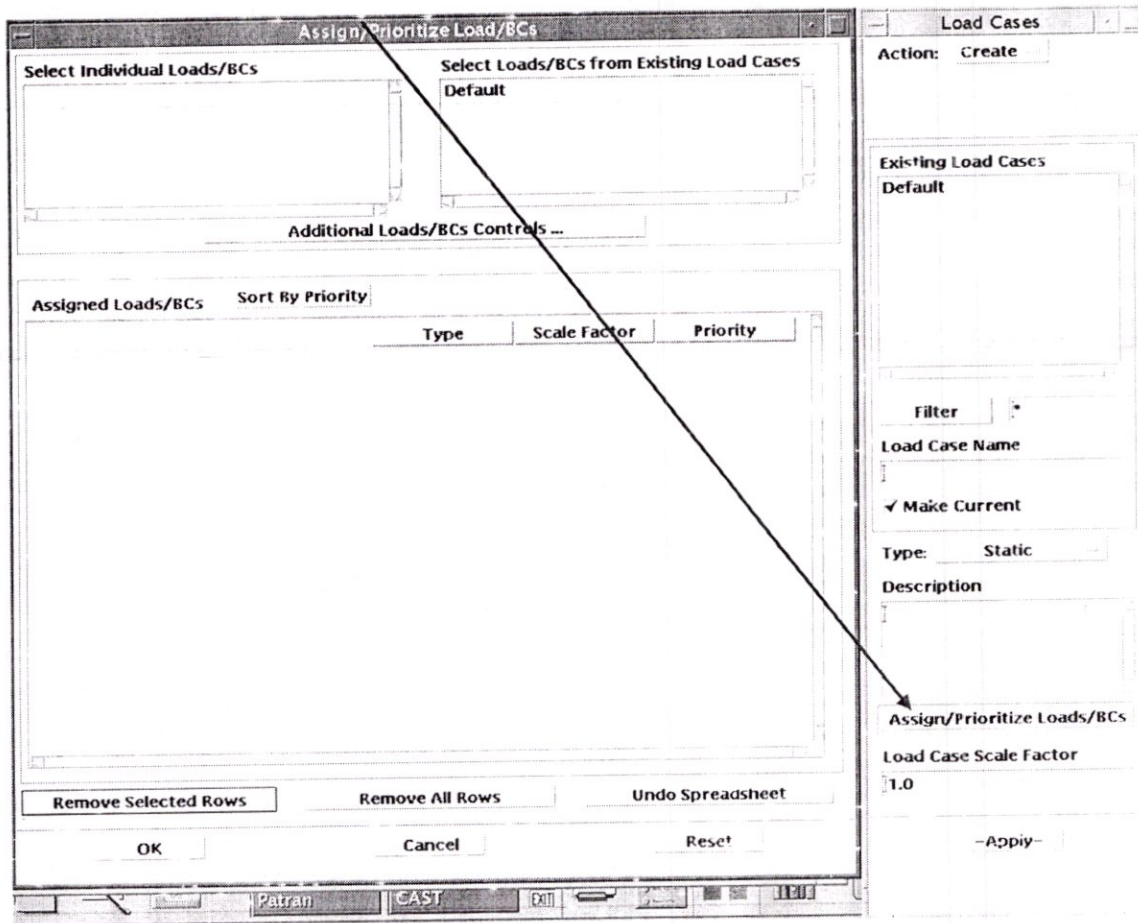
Sélectionne la fonction « load/boundarycondit » et donné un Nom a la force qu'on veut appliquer sur la géométrie et sélectionné la fonction « **Input Data** », et définir les modules des force ou bien les moment et cliquer sur OK. Pour faire la localisation des forces, on sélectionne le mode de distribution des charges « **Région d'Application** »



- **New Set Data:** Identification de la carte FORCE
- **Input Data:** Définir la carte force → Module de la force, Orientation (Normale) ...
- **Select Application Région:** Définir la localisation de la force → FEM, Géométrie ...

II-10-3-Création des cas de chargement :

Le même travail fait dans la création de l'Application des charges externes



- **Load Case Name:** Identification du cas de chargement
- **Input Properties:** Définir le cas de chargement → Condition aux frontières, Charges appliquées...

Chapitre II

II-11-Analyse:

Avec ce mode, on peut

- 1) Générer de fichiers NASTRAN BDF
- 2) Lancer le solveur NASTRAN
- 3) Lire les fichiers BDF
- 4) Lire les résultats de Nastran

Analysis

Action: **Analyze**

Object: **Entire Model**

Method: **Full Run**

Code: **MSC.Nastran**

Type: **Structural**

Available Jobs

fatigue 1

Job Name
fatigue 1

job Description

Translation Parameters...

Solution Type...

Direct Text Input...

Subcases...

Subcase Select...

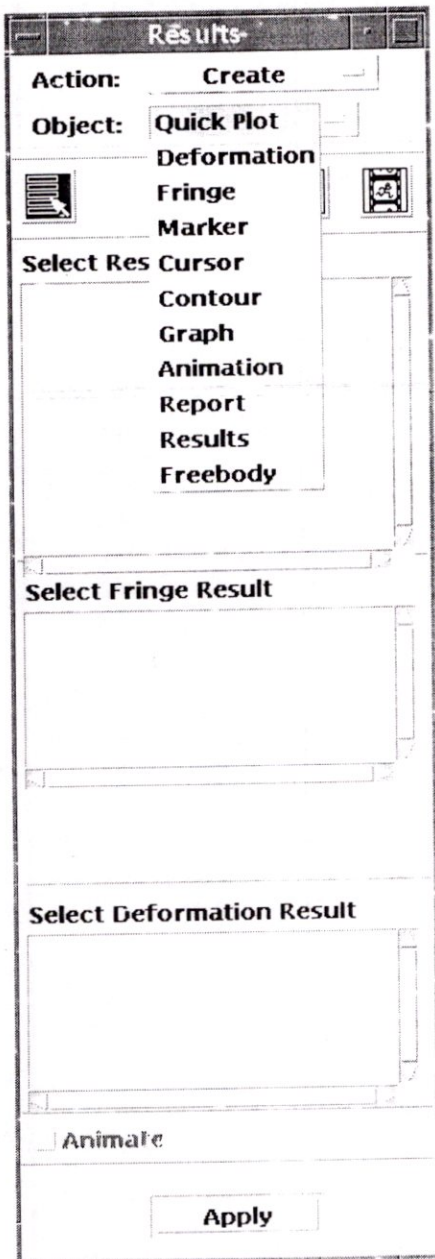
Analysis Manager...

Apply

II-12-Résultats :

Chapitre II

Avec ce mode, on peut visualiser les résultats générés par Nastran (op2 ou xdb).



Charges internes (annexe4):

Chapitre III

Exemple de calcul

de structure d'une aile par Patran et nastran

III-1-Construction semi-monoque :

Avant d'expliquer la procédure de création du modèle, j'aimerais prendre le temps de donner une idée sur la modélisation d'une aile d'un avion. Aussi, il faut savoir comment l'aile travaille et surtout connaître les éléments offerts par NASTRAN qui peuvent être utilisés pour accomplir notre travail avec une assez bonne précision et des résultats qui représentent fidèlement la réalité.

Vu que la structure des avions est construite à partir de tôle ou de plaque mince et des raidisseurs (Stiffeners) une structure semi-monocoque.

Les forces aérodynamiques exercent une pression sur les revêtements. Le revêtement est raidi par des lisses. Ces dernières reprendront la charge et la transfèrent aux nervures via des clips. Les nervures transmettront à leur tour cette pression aérodynamique aux longerons. Les longerons vont collecter ces cisaillements jusqu'au fuselage et le soulèveront.

Donc, maintenant que nous connaissons comment se transmet la charge à travers la structure, il faut savoir comment réagira chaque composante de la structure.

Du bout de l'aile jusqu'à la racine, la pression aérodynamique/ Charges inertielles se collectent créant ainsi un moment de flexion et une torsion à travers la poutre de l'aile. Le cisaillement sera principalement par l'âme des longerons. La flexion sera réagie par les revêtements et l'aide des lisses et les semelles des longerons. La torsion est réagie par le revêtement et l'âme des longerons, puisqu'ils forment ensemble une cellule fermée.

III-2-Modélisation par éléments finis de la structure semi-monoque :

Donc, nous cherchons des éléments pour le revêtement et l'âme des longerons et les nervures qui ont une capacité de tension/compression ainsi que du cisaillement. Les lisses et les semelles des longerons vont réagir le moment par la tension et la compression. Donc un élément poutre qui réagira tension/compression.

Donc les éléments nécessaires et suffisants pour une modélisation adéquate seront des éléments plaques (CQUAD, CTRIA) pour les plaques et tôle. Les raidisseurs peuvent être modélisés avec des éléments poutres simples (CROD) ou développés (CBEAM ou CBAR). Pour l'exercice du PFE on se limitera avec des éléments plaques (CQUAD) et des éléments poutre simple (CROD). Les éléments CTRIA sont utilisés comme éléments de transition.

Pour l'application des conditions aux limites, nous aurons besoin de spécifier les conditions de fixation en translation ou/et en rotation. Ceci est possible avec la « SPC » (Single Point Constraint). L'application des forces et moments est possible grâce aux cartes « FORCE » et « MOMENT ». On peut appliquer aussi de la pression sur des éléments plaques et coques grâce à la carte « PLOAD ».

Pour l'aile, nous n'aurons pas besoin de cette carte. Nous avons un autre moyen d'application de charge. NASTRAN offre un élément de nom RBE3 (rigide Body Élément). Cet élément va transmettre une force et un moment concentrés en une série de nœuds à plusieurs nœuds comme un barycentre.

Chapitre III

Cet outil nous facilite énormément le travail. Généralement, nous cherchons la force et moment résultants à appliquer sur l'axe de référence et par la suite relier ce nœud qui se trouve sur l'axe de référence et le relier par un RBE3 à tous les nœuds de la nervure. Donc pour une aile nous aurons besoin autant de RBE3 que de nervure, et la discrétisation des charges à appliquer sera faite à chaque intersection du plan de référence qui est souvent l'axe élastique.

III-3-importation de géométrie d'aile :

Après la construction de la géométrie dans SolidWorks on exporte sur le mode IGES. Et nous importons la géométrie par la fonction Import :

III-5-1- Comment lire un fichier importé par Patran :

Lancer Patran et créer un nouveau modèle vierge, et donner le nom du fichier Patran

Importer le fichier IGES :

Appuyer sur la fonction « file » et choisir l'option import, et spécifier le type de fichier à importer; donc il faut choisir IGES. (b)

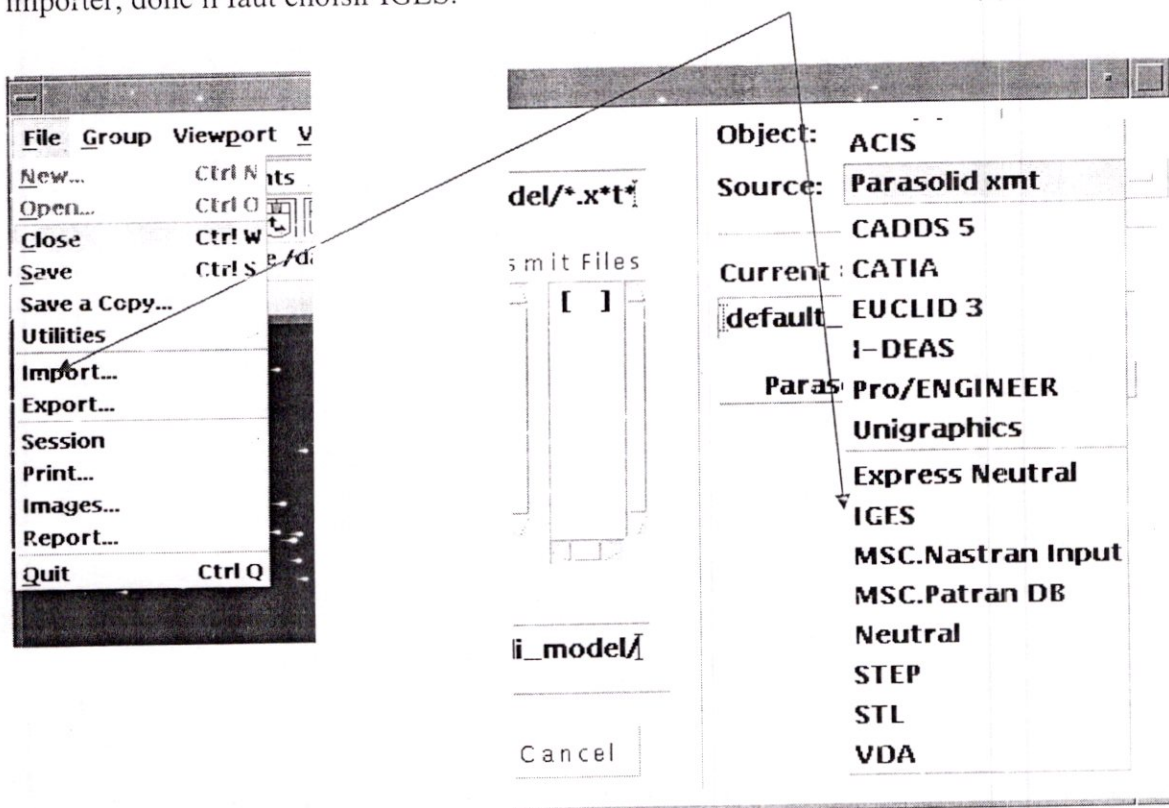


Figure 9 : Importation de fichier IGES

Chapitre III

Maintenant vous choisissez le fichier voulu. Et Cliquer sur Apply. Donc La géométrie et importe N.B. Quelques possibilités de problème lors de la lecture des fichiers.

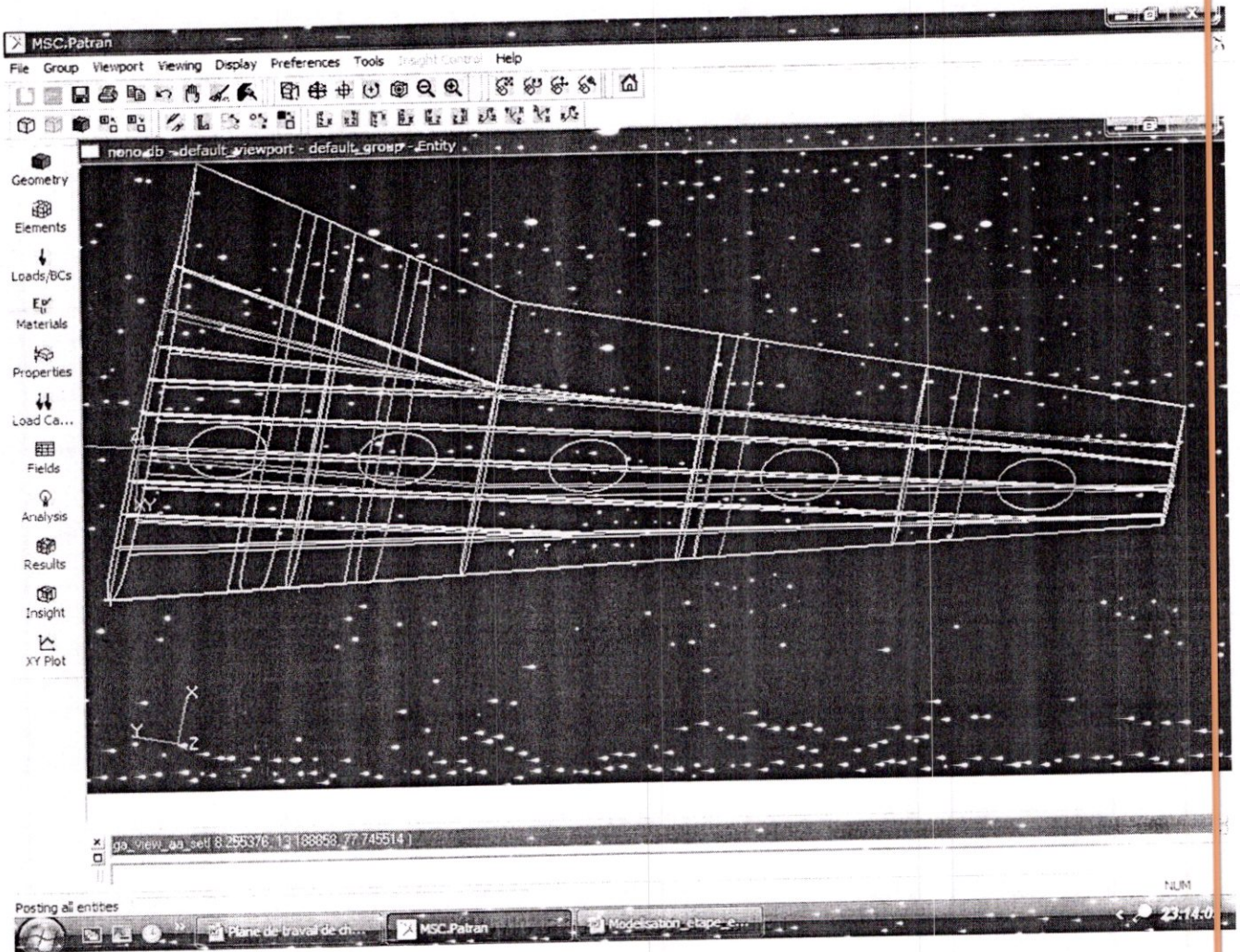


Figure 10 : la géométrie importe

III 3.3. Le nettoyage de la géométrie :

Pour le nettoyage d'une géométrie, nous sélectionne la fonction group et choisissons l'action du « modify », et donne le nom de le group que nous veule nettoyé, et sélectionne les points et les lignes et les surfaces, nœud et les planes que sont concernée par le nettoyage

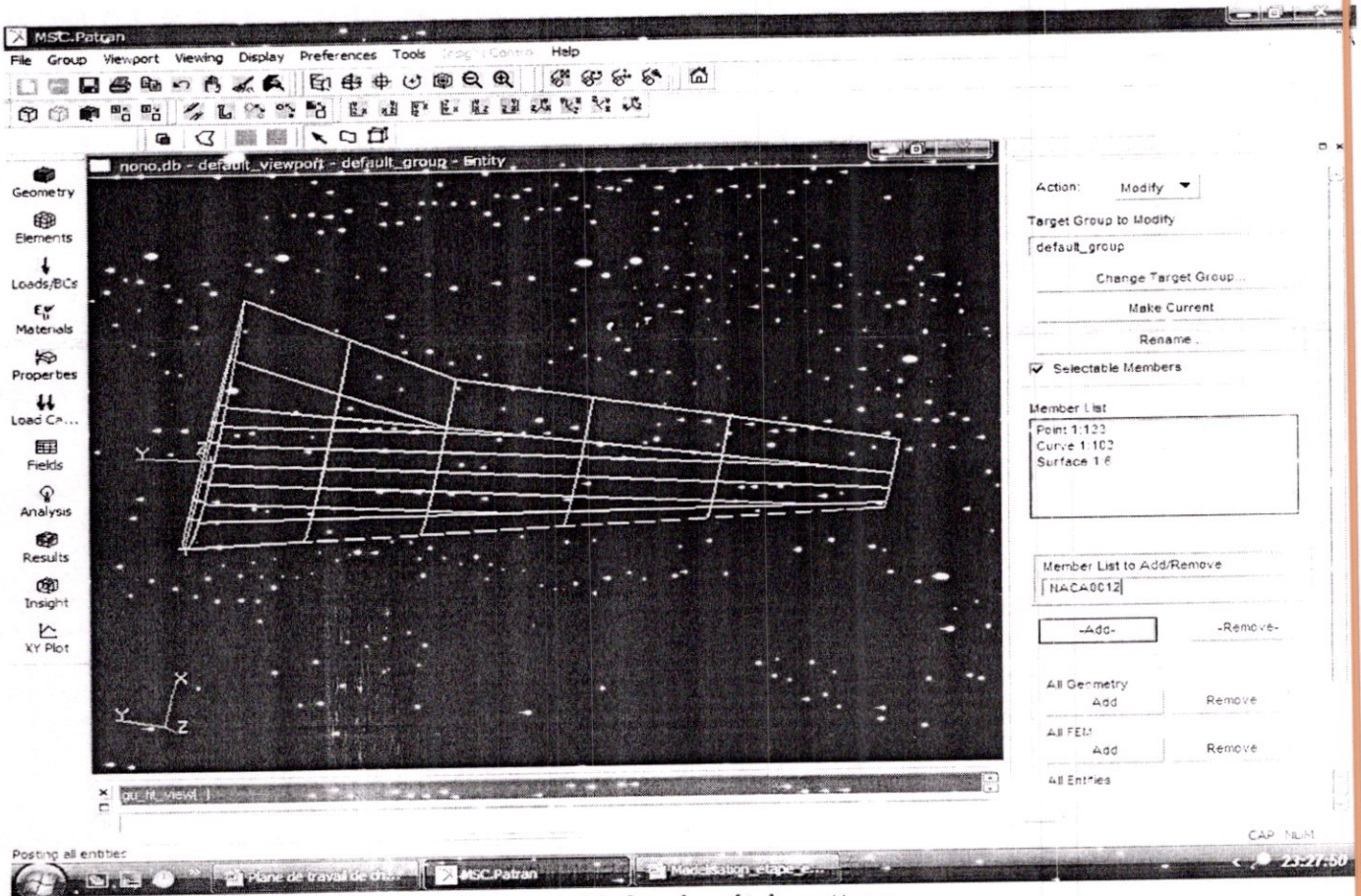


Figure 11: la géométrie nettoya

III-4- création de surface partir de lignes existe :

- Des revêtements supérieurs et inférieurs,
- Des lisses,
- Des longerons,
- Des nervures.

Pour crée un surface sélectionne la fonction geometry, et après nous choisissons l'action create. et objecte : surface par la méthode de deux ligne, et après le choix de les lignes nous cliquer sur Apply

III-6- Maillage :

Pour la Maillage nous choisissons la fonction « finite Elements », pour faire le travail dans La maillage nous sélectionnons la fonction action pour faire ce que l'on veut. Et sélectionné l'objet que nous la utilise pour choisir le type de maillage. Et pour faire le maillage nous choisissons la Méthode de travail.

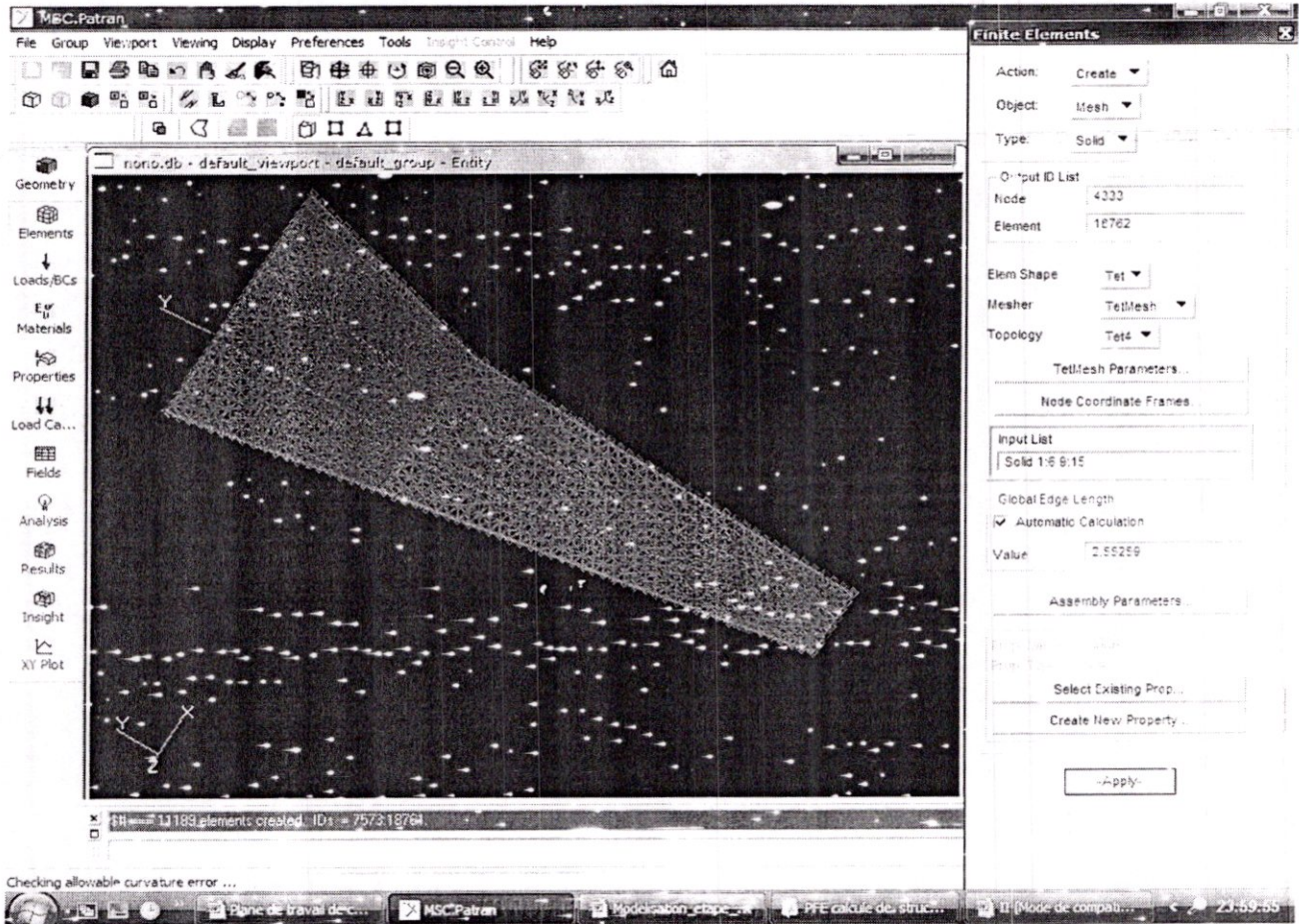


Figure 13 : Maillage de géométries

III-7- Création des conditions aux limites par Patran :

Dans notre de 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?

Nous avez calculé les charges discrétisées pour simuler le seul cas de charges qui vous a été fourni et ainsi déterminer les charges appliques aux nervures.

Chapitre III

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 la charges appliquées à tous les nœuds externes de la nervure.

La définition de la carte RBE3 exige la connaissance du :

Nœud Dépendant (la ou la charge sera appliquée). Ces nœuds n'appartiennent pas à la structure

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.

Nœuds Indépendants la ou la charge sera distribuée. Ces nœuds font parti intégrante de la structure.

Degrés de liberté que la structure réagira à la force appliquée (Dans le cadre du cours sélectionner les 3 degrés de liberté de forces)

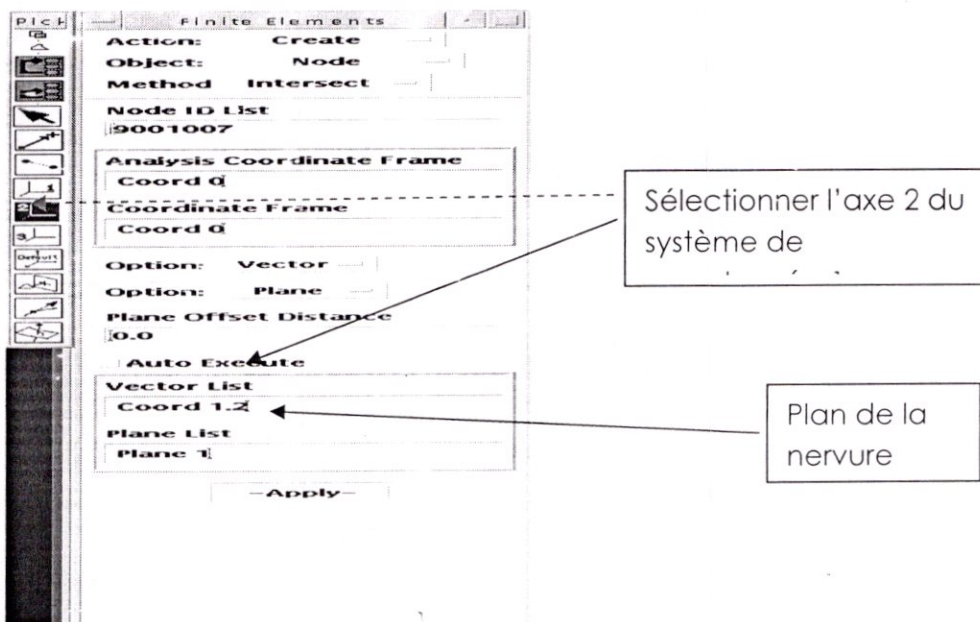
III-7-1-1- Création du plan à partir de 3 nœuds :

III-7-1-2- Création des nœuds dépendants :

par intersection de l'axe y du système de coordonnée 1 et les plans des nervures.

Action → Create; **Object** → Node; **Method** → Intersect;

Option Vector —Plane



III-7-1- Création du RBE 3

III-7-2- Création du nœud dépendant :

Création du nœud dépendant en choisissant le degré de liberté

Dependent terms (No Max)	
Nodes (1)	DOFs (Max=6)
9001001	UX, UY, UZ

Independent Terms (No Max)	
Coefficient	Nodes (No Max) DOFs (Max=6)

Create Dependent Modify
 Create Independent Delete

Auto Execute

Node List
Node 9001001

DOFs
UX
UY
UZ

Apply Clear Cancel

Action: Create
Object: MPC
Type: RBE3
Analysis Preferences:
Code: MSC.Nastran
Type: Structural
MPC ID
9001007

Define Terms...
-Apply-

III-7-2-2- Création des nœuds indépendants :

La liste des nœuds sera sélectionnée un après un autre. Sélectionner les 3 degrés de liberté

Dependent Terms (No Max)		
Nodes (1)	DOFs (Max=6)	
9001001	UX,UY,UZ	

Independent Terms (No Max)		
Coefficient	Nodes (No Max)	DOFs (Max=6)
1.0	2007001	UX,UY,UZ
1.0	2007003	UX,UY,UZ
1.0	2007004	UY,UY,UZ

Create Dependent Modify
 Create Independent Delete

Coefficient = 1.0

Auto Execute

Node List
Node 2007004

DOFs
UX
UY
UZ

Apply Clear Cancel

Finite Elements
Action: Create
Object: MPC
Type: RBE3
Analysis Preferences:
Code: MSC.Nastran
Type: Structural
MPC ID
9001007
Define Terms...
-Apply-

III-7-2-3- Création de la carte RBE3 :

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

III-7-3- 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)

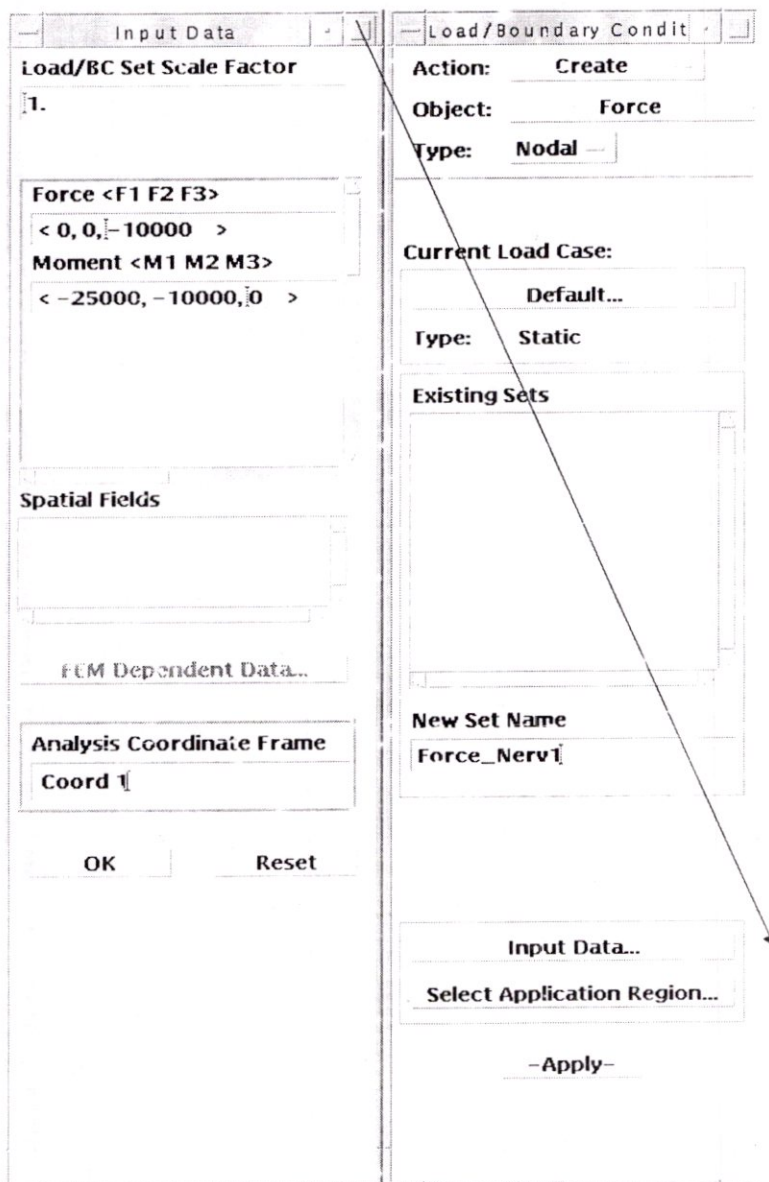
III-7-3-1-définir les attribues de la Charge a appliqué

- 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



Action → Create; Object → Force; Type → Nodal

Chapitre III

Select Application Region

The image shows a software interface with two main panels. The left panel is titled "Select Application Region" and contains a "Geometry Filter" with "FEM" selected, an "Application Region" section with "Node 1" listed, and an "Add" button. The right panel is titled "Load/Boundary Condition" and contains fields for "Action: Create", "Object: Force", "Type: Nodal", "Current Load Case: Default...", "Type: Static", and "New Set Name: Force_Nerv1". At the bottom of the right panel are buttons for "Input Data...", "Select Application Region...", and "-Apply-".

Annotations in French provide instructions:

- Sélectionner le nœud ou la charge sera appliquée et cliquer sur "Add".** (Select the node or the load will be applied and click on "Add".)
- Donner un nom a votre carte FORCE.** (Give a name to your FORCE card.)
- Une fois que tous les paramètres sont correctement remplis. cliquer sur « Apply »** (Once all parameters are correctly filled, click on « Apply »)

III-7-3-2 Création des conditions aux limites (SPC) :

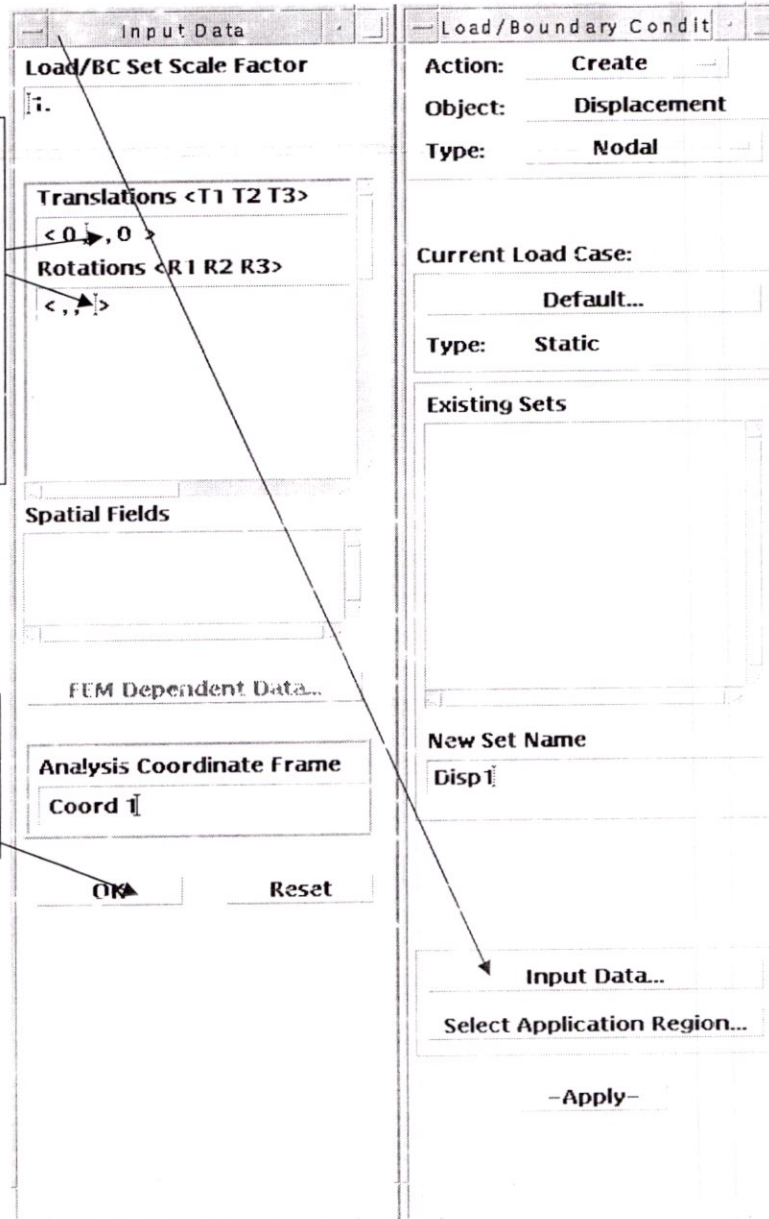
Action → Create; Object → Displacement; Type → Nodal

Input Data

Si vous voulez laisser libre un degré de liberté alors il faut le laisser Blanc :

Ex : Il y a que « x » et « z » qui ont été contraint dans cet

Il faut spécifier dans quel système de coordonnées les degrés de liberté



III-7-3-2-1- Sélectionner les nœuds ou les conditions seront appliquées

Action → Create; Object → Displacement; Type → Nodal

Select Application Region

The screenshot shows the 'Select Application Region' dialog box with the following fields and controls:

- Geometry Filter:** Radio buttons for 'Geometry' and 'FEM' (selected).
- Action:** 'Create'.
- Object:** 'Displacement'.
- Type:** 'Nodal'.
- Current Load Case:** 'Default...'. **Type:** 'Static'.
- Existing Sets:** An empty list box.
- New Set Name:** 'Disp 1'.
- Input Data...:** 'Select Application Region...'. Below it is an '-Apply-' button.
- Application Region:** A list box containing 'Node 1001'. Above it are 'Add' and 'Remove' buttons.
- Select Nodes:** An empty list box.
- OK** button at the bottom left.

Annotations with arrows pointing to specific fields:

- A box labeled 'Sélectionner sur le filter FEM' points to the 'FEM' radio button.
- A box labeled 'Donner un nom à la condition aux limites' points to the 'New Set Name' field.
- A box labeled 'Sélectionner les nœuds ou les CL seront appliqués et cliquer sur « Add »' points to the 'Add' button.

III-8- Analyse:

Avec ce mode, on peut

Générer de fichiers NASTRAN BDF et Lire les fichiers BDF

Lancer le solveur NASTRAN

Lire les résultats de Nastran

III-8-1- génération de fichiers NASTRAN BDF et Lire les fichiers BDF:

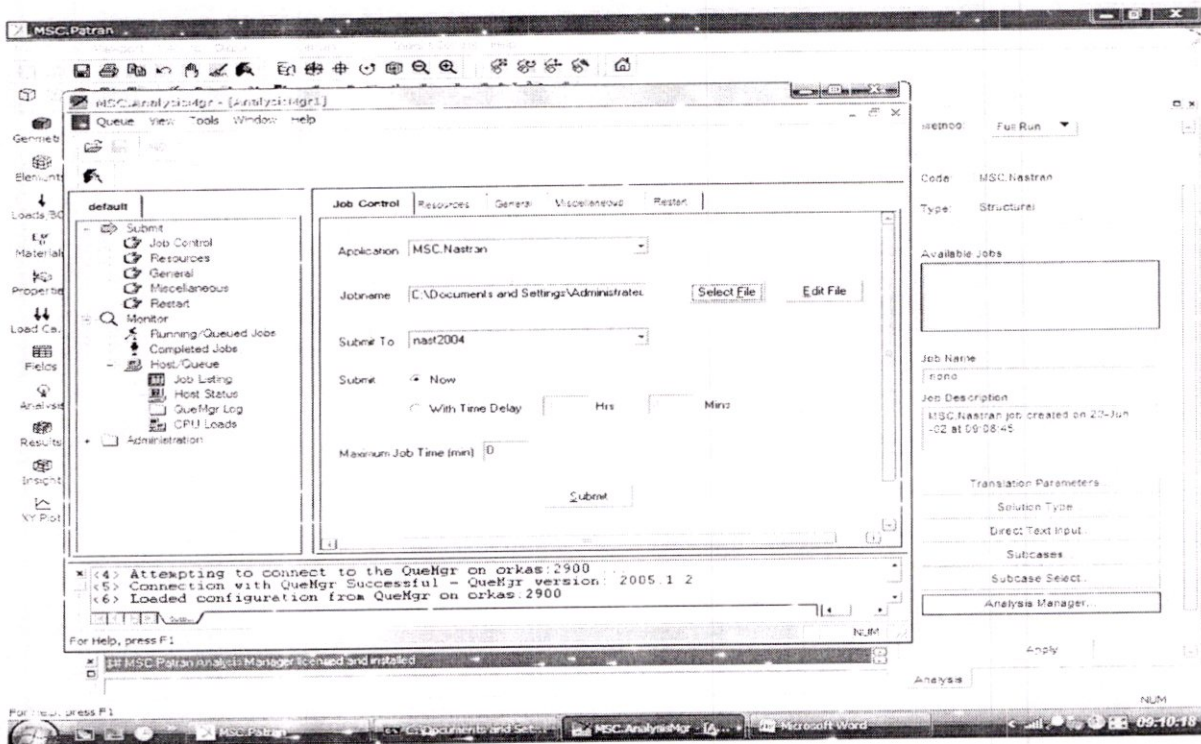


Figure14: génération de fichiers NASTRAN BDF

Chapitre III

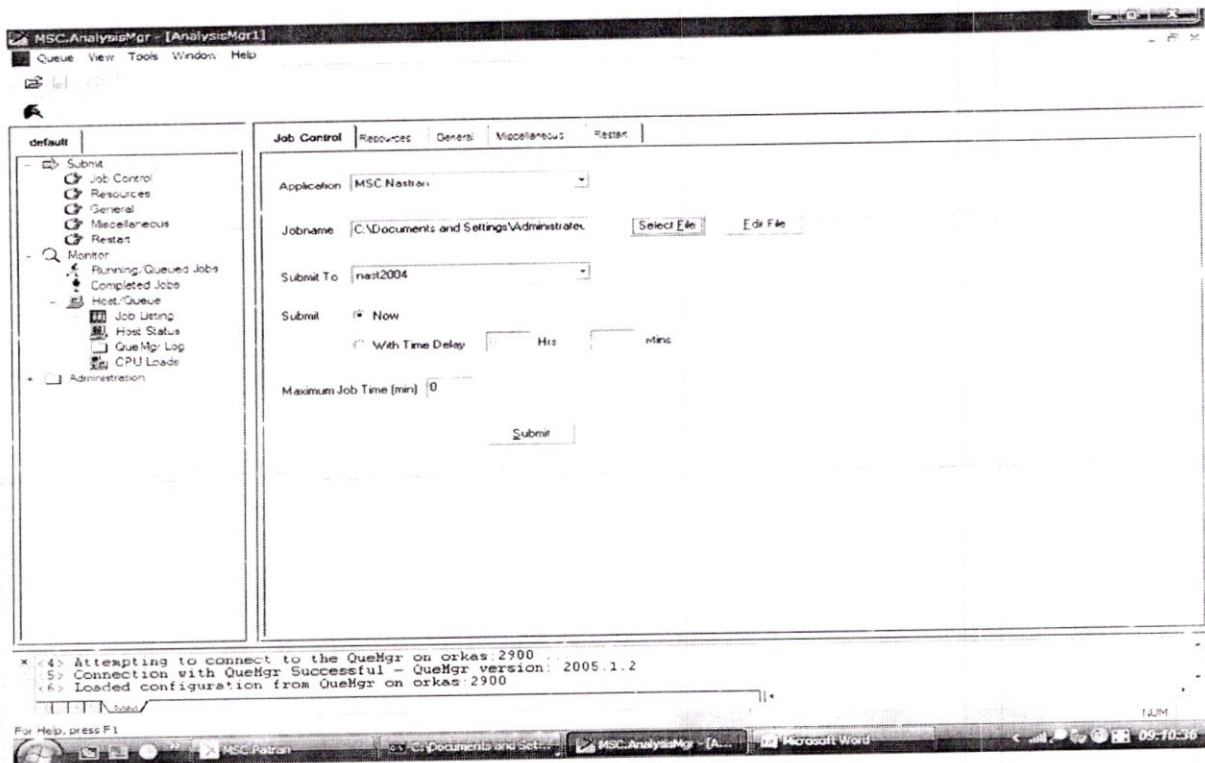


Figure 7 : Lire les fichiers BDF

III-8-2- Lancer le solveur NASTRAN

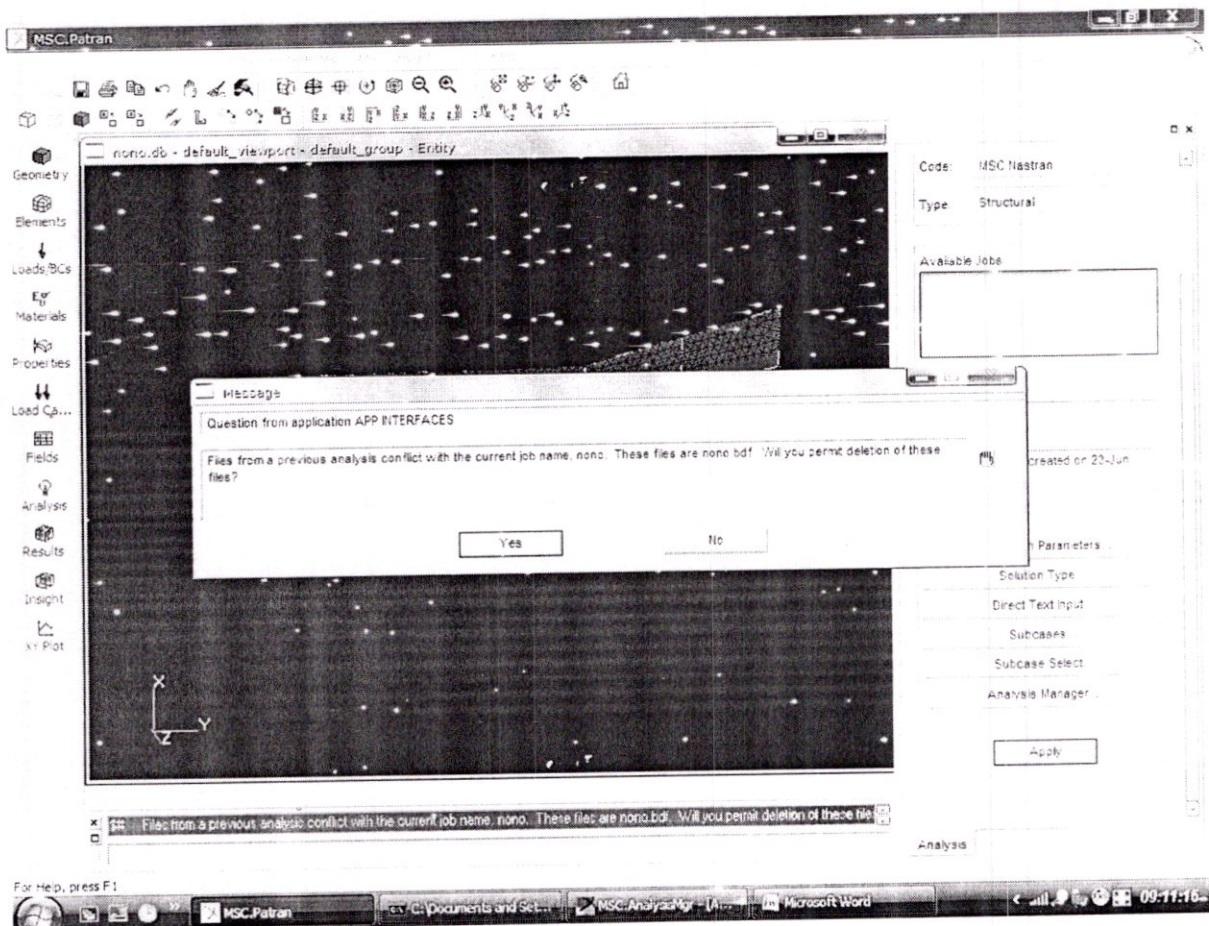


figure 158 : Lancer le solveur NASTRAN

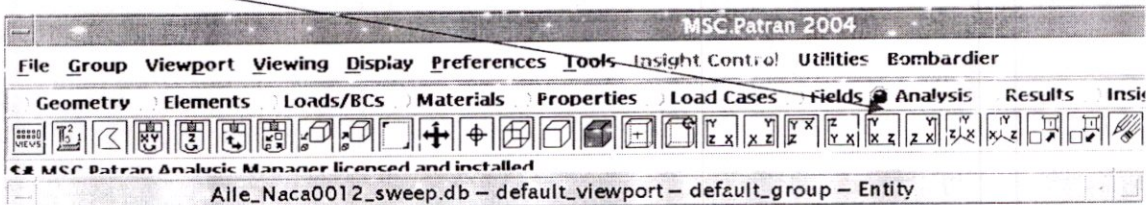
III-8-3 Lire les résultats de Nastran :

Une fois que les calculs ont été effectués par Nastran. Il faut vérifier que l'exécution est complétée et qu'il n'y a pas d'erreur.

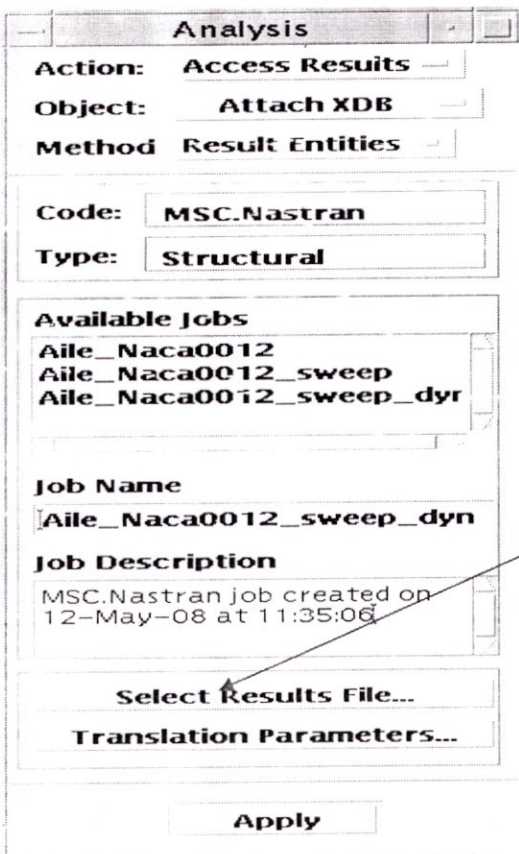
Pour ça il faut toujours ouvrir le fichier *.f06 et chercher s'il y a « FATAL ERROR ». Tu peux avoir des warnings, mais ce message averti l'utilisateur que quelque chose peut affecter les résultats sans pour autant arrêter l'exécution.

Afin de visualiser les résultats dans Patran, Il faut charger ces résultats par le biais de « Analysis ».

Sélectionner « Analysis »



Choisir « Access Results »

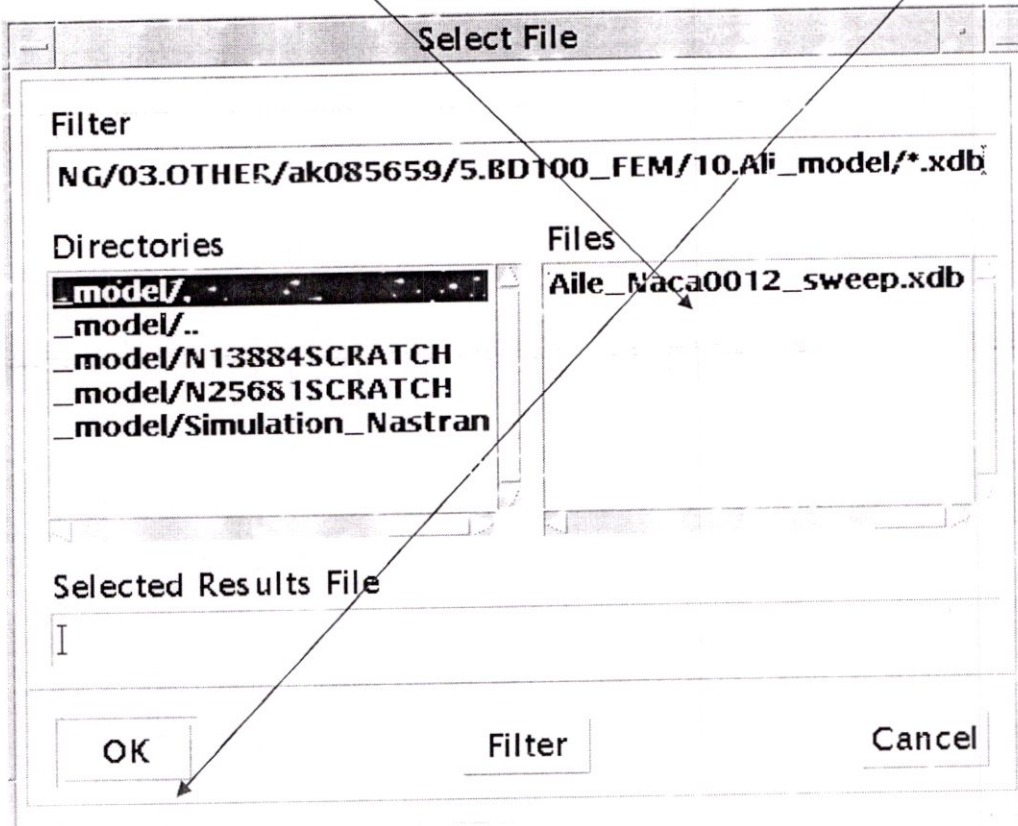


Sélectionner le fichier résultats

Chapitre III

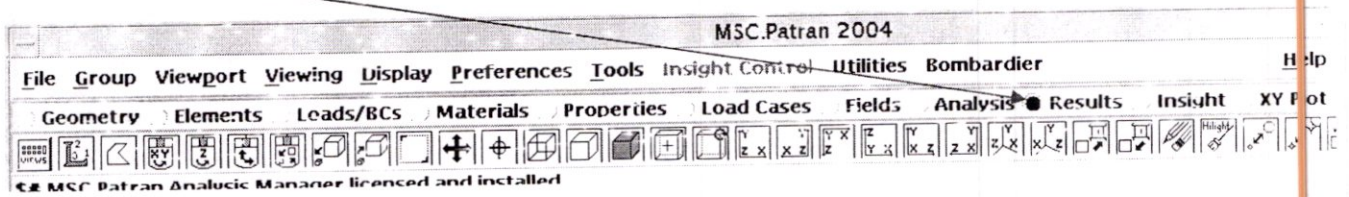
Choisi le fichier résultats et confirmer la sélection et cliquer sur « OK »

Note : On peut charger plus d'un résultat



Une fois que les résultats sont chargés, on pourra maintenant aller visualiser les résultats :

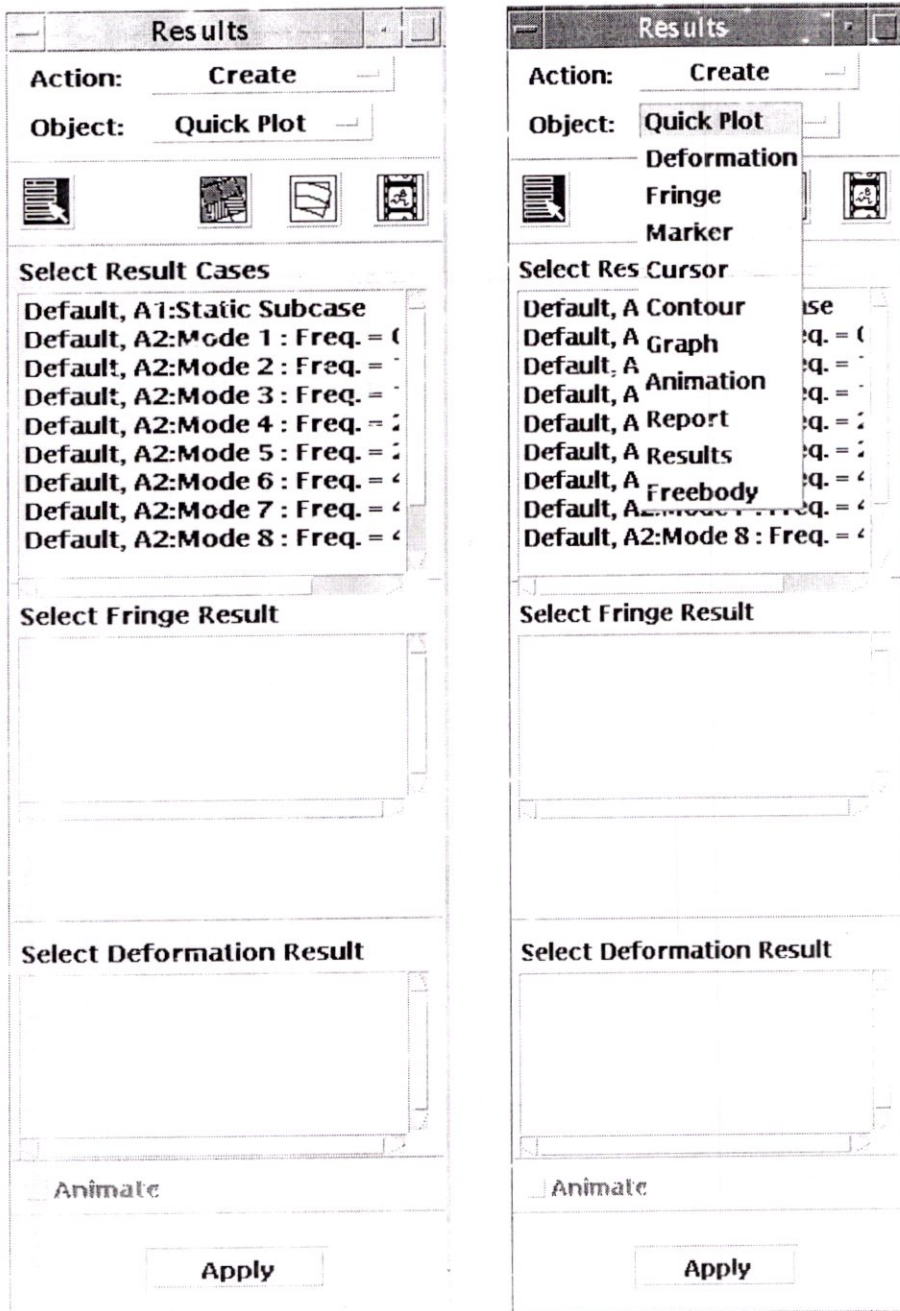
Choisir Résultats en cliquant sur



Chapitre III

Vous aurez la fenêtre suivante:

La figure ci-dessous donne les autres options

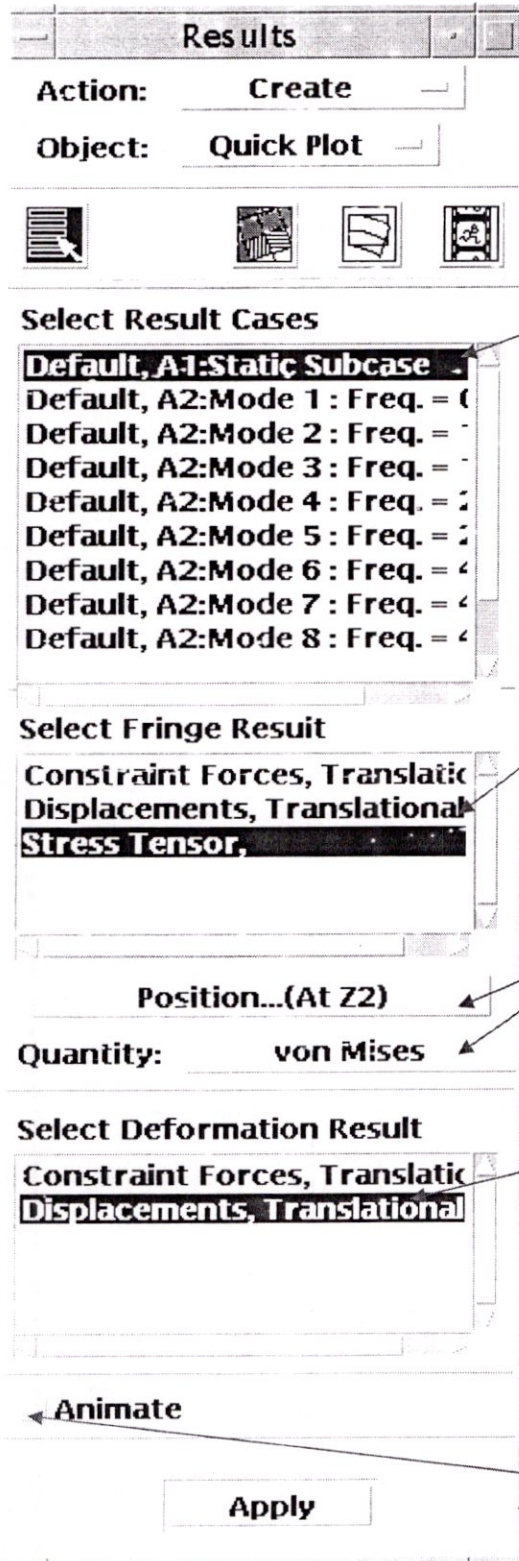


Vous avez plusieurs options, la plus simple et par défaut c'est « Quick Plot »

Chapitre III

Vous avez d'autres options à savoir :

Une fois un résultat (une exécution) choisi, tous les résultats demandés seront affichés



Choix d'une exécution.

Une fois qu'on a choisi une exécution, vous aurez les résultats demandés

Ici on choisit quelle type de contrainte et à quelle position. (Z1, Z2 ou axe neutre : Z1 et Z2 les fibres externes de la tôle)

Ici, visualiser en même temps la déformée de la structure

On peut même animer les résultats

La meilleure façon d'apprendre est de se pratiquer.

Chapitre III

III -9- Résultats :

Avec ce mode, on peut visualiser les résultats générés par Nastran (op2 ou xdb)

Chapitre III

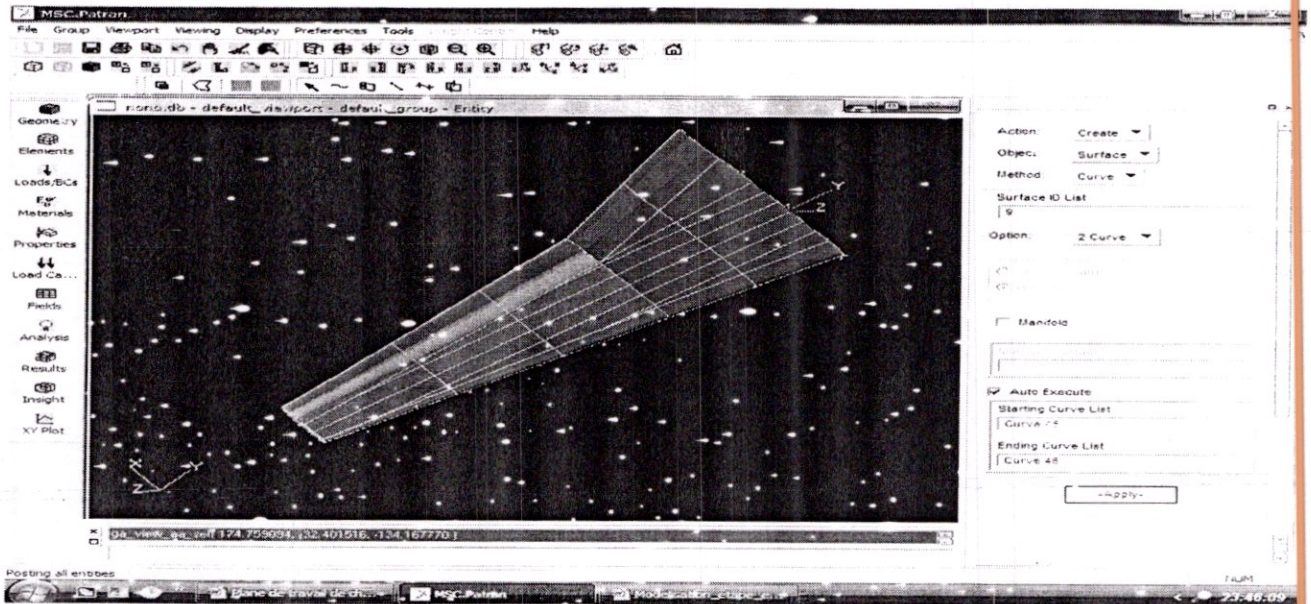
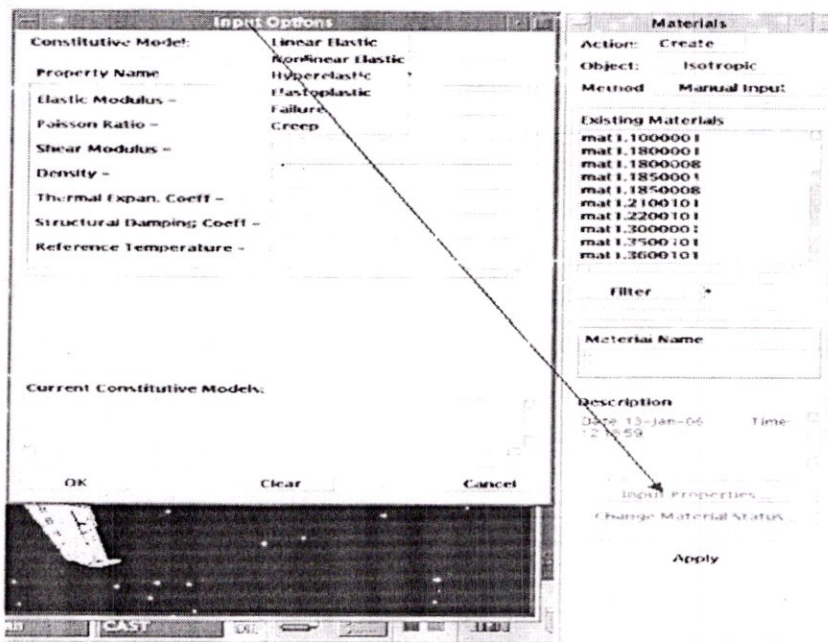


Figure 12 : création de surface

III-5- Cree un propriété matérielle :

Une fois que tout la topologie des éléments est crée. Car jusqu'à maintenant nous avons crée que la topologie. Il faut associe a cette topologie des propriétés pour qu'ils deviennent des éléments au sens propre des éléments finis.



- **Material Name:** Identification de la carte matérielle
- **Input Properties:** Définir les propriétés du Matériel → Module d'élasticité, coefficient de poisson, densité ...

ANNEXE

ANNEXE1 :

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 etc...

ANNEXE2

II-2-2- Système de numérotation :

Afin de faciliter le travail avec les différents sous-model et éviter tout conflit lors de la construction du modèle complet, un système de numérotation des éléments s'impose. Ca consiste à dresser une convention de numérotation que tous les partenaires doivent suivre. Ainsi un document de FEM guide est produit au début du programme afin de clarifier la plage de numérotation réservée à chaque partenaire.

Un autre avantage, à avoir dresser une convention de numérotation, est le repérage facile lors de l'extraction des charges internes. Ceci nous permettra de connaître la localisation de l'élément dans l'avion par simple identification du numéro de nœud ou de l'élément.

Le tableau 2 montre un exemple d'un système de numérotation du cockpit du CRJ 700.

Component	From ID	To ID
Structure at FS 144	1000000	1004999
Skin and structure from FS 144 to FS 169	1005000	1009999
Bulkhead at FS 169	1010000	1014999
Skin and structure from FS 169 to FS 193	1015000	1019999
Frame and structure at FS 193	1020000	1024999
Skin and structure from FS 193 to FS 202.75	1025000	1029999

Tableau 2 Exemple de système de numérotation

La numérotation des éléments et nœuds est aussi très importante. C'est elle qui nous permettra d'automatiser la procédure de prise de données pour nos différents calculs. Ainsi, il vous faudra suivre à la lettre la nomenclature fournie ci-bas afin d'éviter toute erreur sur la prise de données.

- 1) La valeur minimale donnée à un élément/nœud est de un million.
- 2) Un range de 10 000 est assigné pour chaque baie
- 3) Une baie commence a une rib et inclue la rib ainsi que toute la structure qui s'étend jusqu'à la prochaine rib (incluant les skins, les stringers, ...).
- 4) La numérotation de la baie (NB) est simplement obtenue en prenant le numéro de la rib multiplie par 10 000 auquel on ajoute un million ($NB=1000000 + no.rib \times 10\ 000$).
- 5) **La numérotation est ensuite définie comme suit:**

- la rib est numérotée de NB a NB+999
- le front spar est numéroté de NB+1000 a NB+1999

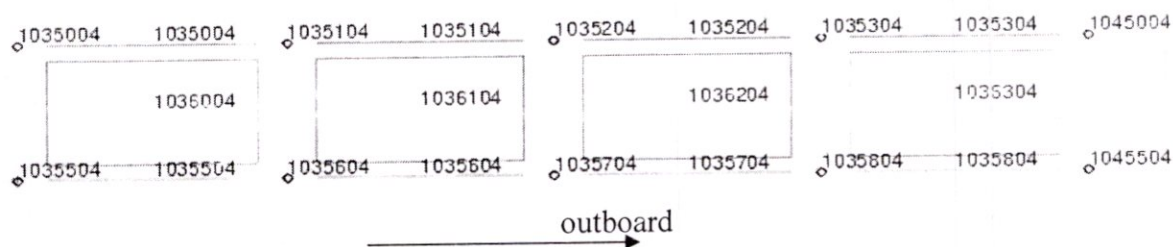
- le rear spar est numéroté de NB+2000 a NB+2999
- la upper skin est numérotée de NB+3000 a NB+3999
- la lower skin est numérotée de NB+4000 a NB+4999
- les upper stringer caps sont numérotés de NB+5000 a NB+5999
- les upper stringer webs sont numérotés de NB+6000 a NB+6999
- les lower stringer caps sont numérotés de NB+7000 a NB+7999
- les lower stringer webs sont numérotés de NB+8000 a NB+8999

6) La numérotation en détail:

II-3-6-1-Stringers:

les 2 derniers chiffres de tous les nœuds et éléments faisant parti des stringers sont utilisés pour identifier le numéro du stringer. Dans une même baie, le nœud/élément outboard du premier nœud/élément est incrémenté de 100 a chaque fois jusqu'a la prochaine rib. Les nœuds/éléments intérieurs sont incrémentés de 500 par rapport aux nœuds/éléments extérieurs.

L'exemple suivant montre le upper stringer 4 dans la baie 3:



II-3-6-2-Spars:

Les spars sont constitués de 4 éléments de haut par 4 éléments de long a chaque baie. Pour tous les nœuds/éléments, le point de départ est le premier nœud/élément top inboard, l'incrément de haut en bas est de 1 alors que l'incrément inboard vers outboard est de 100. Les éléments plaques utilisent les numéros de 000 a 499. et les éléments bar utilisent les numéros entre 500 et 999.

L'exemple suivant montre le rear spar dans la baie 12:

1122001	1132501	1122101	1132601	1122201	1132701	1122301	1132801	1132001
	1132001		1132101		1132201		1132301	
1122002		1122102		1122202		1122302		1132002
	1132002		1132102		1132202		1132302	
1122003		1122103		1122203		1122303		1132003
	1132003		1132103		1132203		1132303	
1122004		1122104		1122204		1122304		1132004
	1132004		1132104		1132204		1132304	
1122005	1132505	1122105	1132605	1122205	1132705	1122305	1132805	1132005

outboard

II-3-6-3- Skins:

La skin n'est habituellement constituée que d'éléments plaques puisque les nœuds appartiennent aux stringers. L'élément est numéroté en utilisant les 3 mêmes derniers chiffres que l'élément du stringer à l'arrière de celui de la skin. Pour la première rangée, c'est-à-dire celle connectée sur le rear spar, le numéro de stringer utilise est zéro.

II-3-6-4- Ribs:

Les ribs sont constituées de 4 éléments de haut par le nombre de stringers. Ainsi, la numérotation est rattachée à celle des stringers, de l'arrière vers l'avant, et l'incrément de haut en bas est de 100. Les éléments plaque utilisent le numéro des stringers, les éléments rod horizontaux sont incrémentés de 500 alors que les éléments rod verticaux sont incrémentés de 50.

L'exemple suivant montre la rib 6 avec 4 stringers:

		1065004	1060503	1065003	1060502	1065002	1060501	1065001		
1061004	1060504	1060054	1060003	1060053	1060002	1060052	1060001	1060051	1060500	1062001
1060055	1060004	1060004	1060503	1060003	1060002	1060002	1060601	1060001	1060600	1060050
1061002	1060604									1062002
1060155	1060104	1060154	1060103	1060153	1060102	1060152	1060101	1060151	1060100	1060150
1061003	1060704	1060104	1060703	1060103	1060702	1060102	1060701	1060101	1060700	1060203
1060255	1060204	1060254	1060203	1060253	1060202	1060252	1060201	1060251	1060200	1060250
1061004										1062004
1060355	1060804	1060204	1060803	1060203	1060802	1060202	1060801	1060201	1060800	1060350
1061005	1060804	1060354	1060303	1060353	1060302	1060352	1060301	1060351	1060300	1062005
	1060904	1067004	1060903	1067003	1060902	1067002	1060901	1067001	1060900	

Les charges internes dont nous avons besoin pour le projet sont les "End Load" et les "Shear Flow" uniquement. Dans le fichier de résultat Nastran (f06), ces données sont nommées respectivement "Grid Point Force" et "Élément Force - Fxy".

a) End Load :

Une End Load est la charge axiale totale en livre passant entre 2 nœuds. Comme les panneaux sont désignés en tension diagonale (le buckling est permis au-delà de la charge limite), les stringers et les spar caps sont les seules composantes à reprendre des charges

axiales (end load) et elles seront dimensionnées pour être capable de reprendre la totalité du end load.

Les stringers étant modélisés pleine hauteur, la charge de design sera la somme des 2 end loads provenant du lower et upper cap, tout en considérant le moment résultant du bras du end loads par rapport au centroïde de la section.

Comme chaque segment est constitué d'un minimum de 4 éléments, le end load moyen:

$$EL_{moyen} = \frac{EL_1 + EL_2 + EL_3 + EL_4}{4}$$

est utilisé pour les analyses de column buckling, alors que la valeur maximale:

$$EL_{max} = MAX[EL_1 + EL_2 + EL_3 + EL_4]$$

est utilisée pour les analyse de crippling (effet local).

b) Shear Flow :

Pour les panneaux, le shear flow est utilisé. Le dimensionnement est fait à partir de la moyenne des shear flow des éléments constituant le panneau. Par exemple, pour un panneau de spar conventionnel, la moyenne des 16 éléments sera utiliser pour dimensionner ce panneau.

Les charges internes dont nous avons besoin pour le projet sont les "End Load" et les "Shear Flow" uniquement. Dans le fichier de résultat Nastran (f06), ces données sont nommées respectivement "Grid Point Force" et "Élément Force - Fxy".

a) End Load :

Une End Load est la charge axiale totale en livre passant entre 2 nœuds. Comme les panneaux sont désignés en tension diagonale (le buckling est permis au-delà de la charge limite), les stringers et les spar caps sont les seules composantes à reprendre des charges axiales (end load) et elles seront dimensionnées pour être capable de reprendre la totalité du end load.

Les stringers étant modélisés pleine hauteur, la charge de design sera la somme des 2 end loads provenant du lower et upper cap, tout en considérant le moment résultant du bras du end loads par rapport au centroïde de la section.

Comme chaque segment est constitué d'un minimum de 4 éléments, le end load moyen:

$$EL_{moyen} = \frac{EL_1 + EL_2 + EL_3 + EL_4}{4}$$

est utilisé pour les analyses de column buckling, alors que la valeur maximale:

$$EL_{max} = MAX[EL_1 + EL_2 + EL_3 + EL_4]$$

est utilisée pour les analyse de crippling (effet local).

b) Shear Flow :

Pour les panneaux, le shear flow est utilisé. Le dimensionnement est fait à partir de la moyenne des shear flow des éléments constituant le panneau. Par exemple, pour un panneau de spar conventionnel, la moyenne des 16 éléments sera utiliser pour dimensionner ce panneau.

-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.