



UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

# MÈMOIRE

Présenté en vue de l'obtention du diplôme de

## INGÉNIEUR d'ÉTAT

de

### L'Institut National d'Aéronautique de Blida

Spécialité : PROPULSION ET STRUCTURE



# *EFFET ET OPTIMISATION DES CARACTERISTIQUES STRUCTURALES D'AILE D'AVION*

**Réalisé par :**

Mlle MAYOUF Asma  
Mlle SAID KOUADRI Imene

**Promoteurs:**

Mr TAHI Ali  
Mr KHERRAT Abdel-Kader

Promotion: 2010/2011

الهدف الرئيسي من هذا العمل هو إظهار تأثير الخصائص الهيكلية لجناح الطائرة و تحديد إظهار تأثير " السهم " البر وفيل على توزيع القوى . أيضا صلابته باستعمال - بيلدر المتناهية و الام اس سي باتران و ناستران لتكوين التحاليل عبر متناهية.

## Résumé

L'objectif principal du travail de ce mémoire est d'étudier et de mettre en pratique les techniques de pré-dimensionnement et voir l'effet des caractéristiques structurales d'une aile d'avion sur charges internes, le poids de l'aile ainsi que le volume réservé au kérosène, Notre travail consiste à utiliser en premier lieu le logiciel développé par Mr Abdel-Kader Kherrat FEM BUILDER pour générer les modèles de l'aile de l'A320 en modifiant à chaque fois :

- ❖ La flèche,
- ❖ L'effilement
- ❖ Le type de NACA ;

Et de faire après l'analyse de ses modèles par le logiciel le plus utilisé dans la construction aéronautique MSC.PATRAN et le MSC.NASTRAN, au cours de cette étude on a utilisé l'Excel pour le calcul des charges et pour le dessin des graphes

## Abstract

The main aim of our work is to see the effect of the structural characteristics of wings of plane in more precise seeing the effect of the sweep, of taper ratio and the type of profile NACA on the distribution of internals load along the span , on the weight of the wing as its rigidity by using FEM-builder for the generation of the finite element models and MSC.Patran and MSC.Nastran to make the finite element analysis

# REMERCIEMENTS

*Al hamdou li allah on remercie en premier lieu ALLAH le tout puissant, de nous avoir donné autant de courage, de patience et de volonté pour mener ce travail à terme.*

*On tient à remercier le professeur Monsieur TAHI. Ali qui nous 'a toujours témoigné sa confiance. Ses conseils fructueux et sa rigueur scientifique nous ont permis de mener à bien ce travail et de comprendre "qu'il faut toujours persévérer pour obtenir des résultats toujours meilleurs". Qu'il veuille bien trouver ici le témoignage de notre profonde et sincère reconnaissance et qu'ALLAH le tout puissant le guérit inchallah pour nous et pour sa famille*

*On présente notre profonde gratitude et nos vifs et sincères remerciements à Mr. KHERRAT. Abdelkader Senior stress engineer à Bombardier Aerospace Canada de nous avoir encadrés pendant ce PFE. Nous le remercions également de nous avoir donné un sujet de PFE dans lequel nous avons eu la chance de découvrir beaucoup de choses très importantes pour l'ingénieur, que se soit scientifiques, techniques ou informatique. Un sujet PFE dans lequel nous avons pu réaliser jour après jour malgré les difficultés rencontrées. Son soutien et ses conseils pertinents ont énormément contribué à l'aboutissement de notre travail. Nous voudrions aussi le remercier pour la confiance dont il a fait preuve envers notre travail. La confiance qui a été pour nous une source de motivation indéniable ainsi qu'un enrichissement personnel fort. Merci de nous avoir introduits dans le monde de la conception préliminaire des avions*

*On remercie vivement Monsieur BELARBI Adel, pour avoir enrichi de ses points de vue et interrogations, nos réflexions. Sa vision des problèmes, l'enthousiasme et l'originalité de ses argumentations nous ont été un grand secours à plusieurs reprises.*

*Nous voudrions profiter de ce manuscrit pour remercier tous les enseignants et les personnels du Département d'Aéronautique qui de près ou de loin ont contribué à notre formation en aéronautique. Merci d'avoir nous encadrés, observés, aidés, conseillés et critiqués*

*Nous voudrions remercier Mr Djalel le technicien informatique de la sale de navigation au niveau de l'IAB, qui nous a vraiment aidé, aussi Ami Mohamed et Ami Mostapha de la SNVI et tous le personnel de ALGAL et de la SNVI, merci pour tous*

*Nous exprimons également nos gratitudes aux membres du jury qui ont accepté d'examiner ce travail*

*Nous ne termineront pas sans adresser un immense merci à nos parents pour tout ce qu'ils ont fait et pour le soutien qu'ils nous ont apporté durant toutes nos études, et à qui nous devons tout*

*Merci à tous les autres pour votre amitié, votre présence et votre simplicité.*



# Dédicac

Je suis à Allah et ce mémoire et tous ce que j'ai et pour lui Allahmdo li allah rabi pour tous ce que tu m'as offerts hamdan tamman mobarakan qui remplis inchallah les cieux et les terres. Et salat w salam ala achrafi khalki allah Mohamed alyhi afdel alsalat wa alsalam, mon prophète mon exemple et toute ma vie. Et à ma religion l'Islam dont je suis fière, et je vis chaque jours inchallah pour.

Je dédis aussi ce modeste travail à mon Algérie qui m'a donné la chance de connaître le sens du patriotisme, qui a dédié des martyrs pour que je puisse aujourd'hui être inchallah ingénieur en aéronautique, que dieu la bénisse inchallah et la garde pour nous inchallah, a Blida où j'ai passé 6ans d'études merci Blida pour tout

Aussi à la mémoire de l'homme qui a souffert tend d'année pour que je sois Imene et non pas d'autre à baba allah yarahmo qui m'a bien éduqué et qui n'a pas cessé de me prodiguer ces soins et conseils jusqu'à le dernier jour de sa vie, à mani et amo mohamed à 3amo daddy que dieu leurs accorde son vaste paradis inchallah

À papati et mamati adorés lesquels n'ont ménagé aucun effort matériel et moral fut-il, pour me soutenir et m'encourager tout au long de mon cursus scolaire et universitaire. J'ose espérer que l'aboutissement de l'objectif que je m'étais fixé les comblera d'aise et de fierté à l'égard de leur rejeton inchallah, papi et mami vous êtes le soleil de m'a vis ma source de douaa qu' Allah Le Très Haut, vous accordez santé, bonheur et longue vie et faire en sorte que jamais je ne vous déçoive inchallah.

A tout mes frères Mohamed, Adilla et Fouad que j'aime plus que tout, avec qui j'ai passé les plus beaux moments de ma vie. je vous souhaite une vie pleine de bonheur et de succès, et qu' Allah Le Tout Puissant, vous protège et vous garde. inchallah khawti nhabkom

A mes très chère tantes Naima et ZOZO qui mon soutenue et aider depuis ma tendre enfance, je vous aime beaucoup et vous le savez.

A mabida, bouyachikh, , amo noro, khalo belkacem, amo mezien et amo abdnour , faiza et zahia. A mes frère et sœurs, abdou , hanena, riad , mimo amelo , iko, foufa, mira et khalil ; mon bébé mamado et amel ; Sabrina

A ma jumelle, sœur, amie, chrikti et binôme Asma a sa mère qui est ma mère Latifa à laquelle je dois beaucoup qu'Allah inchallah la garde pour nous et amo Ali et toute la famille MAYOUF et BEN RAHMANI. surtout chaima, marie, hajer khalto saliha; amino, aballah , najib et Faiza et au nouveau membre de la famille la petite latifa ryme qu'Allah inchallah rend d'elle une fille merveilleuse inchallah à toute la famille TERFAS : radia amo Salah ; et les garçons fath allah ; hassan, houcine et nucha

A tout mes profs à l'IAB, à Mr kherrat et sa famille ; Mr Bentrada et sa famille ; Mr Tahi et sa famille et tout les autres.

Au père de la construction d'avion en Algérie Adel Belarbi, frère tu es merveilleux et inchallah un jour je deviendrais comme toi

A mes encadreurs de stage à air Algérie Mr AZZI et Mr ZEBBAR.

A tata Nacima que j'aime beaucoup et toute sa famille surtout meriem et mohamed. Ami ali Mes amis chacun par son nom surtout aichouch sihem ; bilal, Racim, Hasni, Abdelkader ; rechach ; khaled labadi ; abdelhak, papaya kamel elhayel , widdad, sarah, houcine, smail, Karima , bibicha , yacine , mahraz, nasrou, racim, maamer, ismahane ; ouiza, samy , abdrahmen, karim , redouan et hmiza ; ishak ; hicheme, tayfour et alhadi qui m'on vraiment aidé dans l'installation de patran

A mes amis les étudiant plus particulier ceux de la promotion DEUA 2007/2008 et ING 2010/2011 propulsion et structure

A toutes ces personnes je dis : vous avez à jamais ma gratitude

*IMENE*

# Dédicace

*Hamdoulah rabi mon dieu le tout puissant .  
Ce travail est dédié à la mémoire de mon très cher oncle et mes grands parents.  
Spéciale dédicace à la personne qui m'est la plus chère au monde:  
ma douce mère à qui je dois beaucoup de respect, qui m'a aidé péniblement pendant  
toute ma vie et m'a soutenu toujours, ainsi mon père.*

*Dédicace spéciale a la petite **LATIFA** que j'adore*

*Je dédie ce modeste travail aussi à :  
Mes Très chers frères et sœurs ;Chouchou,Minouya,Tirou,Hadjer  
,Mary,Mimi,Radia,Sabah,Zohra,Samira,Youcef et coucouwa  
pour mes deux  
très chers **AHMED** et **MOHAMED**.*

*A*

*mes neveux qui je l'adore tous et spécialement pour les trois  
mousquetaires ;Hassen,Houssin et Fethelleh .  
mes tantes et mes oncles.*

*A*

*Mes sœurs ,amies et copines « mon binôme 3zizti »**IMENA** .*

*A ;Mhammed ,Adel,*

*Ma deuxième famille(" groupe choc ") : « papahoume» **kamel, smail ,aicha, sihem,  
sarah, hocine, abdelhake***

*A*

*TOUTES LES FAMILLES QUE NOUS ONT Considéré **COMME LEURS FILLES A  
LA FAMILLE Said Kouadri ; amo Hmida et tata djazia,tata  
Naima,Zozo,Hanina,Abdou,Foufou,Adila,Mhammed,Mamadou,Foufa,riado***

*A*

*tout les amis :yacine,racime, abdrahmen,abdelkader,khaled  
mohamed.R,mohamed.L,bilelou,maamer,oussama,mehrez,wided,Ismahane, manina,  
bibicha, mahraz, nasrou, ouiza et samy*

*Toute la promotion de 5ème année aéronautique  
notamment l'option **PROPULSION**.et **STRUCTURE***

**A TOUS CEUX QUE J'AIME.**

**ASMA**

# TABLE DES MATIERES

REMERCIEMENT .....	i
DEDICACE .....	iii
RESUME.....	iv
TABLE DE MATIERES .....	v
TABLE DE FIGURES ET DES TABLEAUX .....	ix
NOMUCLATURE .....	xiv
INTRODUCTION GENERALE .....	1
<b>CHAPITRE 1 : Les caractéristiques d'une aile d'avion .....</b>	<b>4-19</b>
1.1 Introduction.....	4
1.2 Caractéristiques d'une aile d'avion.....	4
1.2.1 Les caractéristiques externes ... ..	4
1.2.1.1. Géométrie de l'aile .....	4
1.2.1.2. Surface de référence.....	5
1.2.1.3. Profil de référence .....	5
1.2.1.4. L'allongement .....	5
1.2.1.5. Effilement .....	6
1.2.1.6. Angle de flèche .....	7
1.2.1.7. L'épaisseur relative .....	8
1.2.1.8. Les dispositifs hypersustentateur.....	9
1.2.1.8.1 Les volets .....	9
1.2.1.8.2 Les becs .....	11
1.2.2 Les caractéristiques internes .....	12
1.2.2.1. Les longerons .....	12
1.2.2.1.1. Configuration des longerons.....	12
1.2.2.1.2. Les différents types de longerons .....	13
1.2.2.1.3. Positions des longerons.....	14
1.2.2.2. Les nervures .....	14
1.2.2.2.1 Configuration de nervure .....	15
1.2.2.2.2. L'espacement de nervure.....	16
1.2.2.2.3. Orientation des nervure.....	17
1.2.2.3. Les lisses .....	19
<b>CHAPITRE 2 : MODELISATION PAR ELEMENTS FINIS(FEM).....</b>	<b>21-56</b>
2.1 Introduction .....	21

---

2.2. Logiciels Nastran/Patran.....	24
2.2.1 Présentation MSC-PATRAN.....	24
2.2.1.1 La base des modèles Patran.....	25
2.2.1.2 Gestion de fichiers et configuration .....	26
2.2.1.3. Touches rapides.....	27
2.2.1.4. Fonctions principales d'exécution.....	28
2.2.2. Présentation MSC/NASTRAN.....	35
2.2.2.1. Historique .....	35
2.2.2.2 La structure de MSC/NASTRAN .....	36
2.2.2.2.1 Modules pour créer des modèles.....	36
2.2.2.2.2 Modules utilitaires .....	36
2.2.2.2.3 Modules d'entres/sortie.....	36
2.2.2.2.4 Système de contrôle .....	37
2.2.2.2.5 Format rigides les plus utilisés .....	37
2.2.2.2.6 Préprocesseurs compatible.....	37
2.2.2.2.7 Structure du fichier de travail de NASTRAN (data deck).38	
2.2.2.2.8 Paramètres standards des commandes NASTRAN.....	38
2.2.2.2.9 Les éléments de NASTRAN pour l'analyse des structures.....	39
2.2.2.2.10 Les commandes importants de MSC/NASTRAN.....	39
2.3. Modélisation des éléments de l'aile.....	42
2.3.1 Modélisation des lisses .....	44
2.3.2 Modélisation des longeron .....	45
2.3.3 Modélisation des nervure .....	46
2.4. FEM-Builder.....	46
2.4.1 Topologie .....	47
2.4.1.1. Etape1 « maillage étendue ».....	47
2.4.1.2. Etape2 « nettoyage des éléments ».....	49
2.4.1.3. Etape3« projection sur la frontière de l'aile ».....	50
2.4.1.4. Etape4 « projection sur les revêtements ».....	51
2.4.2. Description du FEM-Builder.....	52



<b>CHAPITRE 3 : LES CHARGES EXTERNES ET INTERNES.....</b>	<b>58-74</b>
3.1. Introduction .....	58
3.2. Les charges externes appliquées sur la voilure .....	58
3.2.1. La portance.....	60
3.2.2. La trainée.....	60
3.2.3 Le moment aérodynamique.....	61
3.2.4. Effort exercés par les propulseurs sur la voilure .....	61
3.2.5. Efforts localisés .....	62
3.2.6.La masse de l'aile.....	62
3.2.7.Masse de carburant dans les ailes et position des réservoirs du carburant.....	64
3.2.8.Le centre élastique.....	66
3.2.9.Calcul de la distribution de L et M.et intégration le long d l'axe de référence.....	67
3.2.9.1.Les équations a utiliser pour le calcul de la distribution .....	67
3.2.10.La discrétisation des externes. ....	68
3.2.10.1.Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis a chaque nervure.....	69
3.2.10.2.Détermination de l'effort tranchant discrétisé entre les nervures.....	69
3.2.10.3.Détermination de la charge appliquée .....	69
3.2.10.4.Calcul de la torsion.....	69
3.2.10.5.Calcul du moment de flexion appliqué .....	70
3.3.Charges internes. ....	70
3.3.1. Charges internes estimées.....	70
3.3.1.1.L'indice de charge.....	70
3.3.2.Charge internes de Nastran.....	72
<b>CHAPITRE 4 : SIMULATIONS ET INTERPRETATIONS DES RESULTAS.....</b>	<b>76-112</b>
4.1. Introduction .....	76
4.2. Objectif de la simulation.....	76
4.3. Les dimension de l'aile de l'A320 .....	76
4.4. Exemple complet d'une simulation avec résultat et graphes.....	78
4.4.1.Génération du fichier bdf par FEM-Builder.....	78

4.4.2. Calcul des endloads de la configuration .....	86
4.4.3. Visualisation de la rigidité de la configuration.....	89
4.4.4 .Calcul du poids de l'aile et du volume que l'aile peut contenir pour le kérosène.....	91
4.4.4.1. Le poids de l'aile.....	91
4.4.4.2. Le volume réservé au kérosène.....	93
4.5. Etude de l'effet de la flèche et l'effilement sur les charges internes.....	98
4.6. Etude de l'effet de la flèche et l'effilement sur la rigidité et la masse et le volume de l'aile.....	107
4.6.1. Etude de l'effet de la flèche et l'effilement sur la rigidité.....	107
4.6.1.1. Effet de l'effilement sur la rigidité.....	108
4.6.1.2. Effet de la flèche sur la rigidité.....	109
4.6.2. Etude de l'effet de l'effilement et la flèche sur poids.....	110
4.7. Etude de l'effet du profil sur les charges internes.....	111
4.8. Etude de l'effet du profil sur la rigidité et la masse et le volume de l'aile.....	114
4.8.1. Etude de l'effet du profil de rigidité .....	114
4.8.2. Etude de l'effet du profil sur le poids et volume.....	115
4.9 Conclusion des résultats .....	117
 <b>CONCLUSION</b> .....	 118
 <b>BIBLIOGRAPHIE</b> .....	 119
 <b>Annexe A . Le profile de l'A320</b>	
 <b>Annexe B. Validation du bon fonctionnement de MSC.Patran et MSC.Nastran dans notre micro-ordinateur</b>	
<b>B.1</b> Problème choisit	
<b>B.2</b> Solution analytique du problème choisit	
<b>B.3</b> Conclusion	
 <b>Annexe C Résultats et autres simulations</b>	
<b>C.1</b> Les valeurs pour les lisse du revêtement supérieur	
<b>C.2</b> Les valeurs et les courbes pour les lisses du revêtement inferieur	
<b>C.3</b> Exemple d'application d'un moment de flexion a l'extrémité de l'aile	

# Table des figures

Fig. N°	Nom de la figure	page
1.1	caractéristiques externes de la géométrie de l'aile	4
1.2	effet de l'allongement sur la distribution de portance	6
1.3	effet de l'effilement sur la distribution de portance	6
1.4	effet de la flèche sur la diminution de la vitesse	7
1.5	effet de la flèche sur la stabilité	8
1.6	Les dispositifs hypersustentateurs	9
1.7	Les types des dispositifs bord de fuite	10
1.8	effet des volets sur la courbe de $C_x = f(\alpha)$	10
1.9	Les types des dispositifs bord d'attaque	11
1.10	effet des becs sur la courbe de $C_x = f(\alpha)$	11
1.11	La structure multi longerons	12
1.12	construction de nervure	12
1.13	les différents types de longerons	13
1.14	position du longeron avant et arrière	14
1.15	La structure multi longerons	15
1.16	construction de nervure	15
1.17	les shear ties	16
1.18	optimisation d'espacement de nervure	16
1.19	Orientation des nervures	17
1.20	quelque types de profilé de lisse	18
1.21	configuration lisses parallèles au longeron arrière	19
2.1	maillage d'une aile	21
2.2	cas de chargement d'une aile	22
2.3	Fonctionnement et fichier de MD Patran-MD Nastran	24
2.4	Fenêtre de PATRAN	25
2.5	Le menu principal	26
2.6	Gestion de fichiers	26
2.7	Touches Rapides	27
2.8	Touches des vues	28
2.9	les fonctions principales	28
2.10	comment créer une géométrie	29
2.11	réalisation d'un maillage	30
2.12	les différentes étapes de création de Nœuds/Élément	30
2.13	création des matériaux	31
2.14	Création des Propriétés des éléments	31
2.15	Contrainte de déplacement	32
2.16	Application des charges externes	33
2.17	Création des cas de chargement	33
2.18	l'analyse	34
2.19	le résultat	34
2.20	Séquence type d'utilisation de Nastran	35
2.21	La structure de MSC.Nastran	36
2.22	modél d'une aile complète	42
2.23	les éléments constituant un caisson d'une aile	43
2.24	la présentation des lisses	44

## Tables des figures et des tableaux

2.25	exemple pour la lisse supérieur 4 dans la baie 3	44
2.26	la présentation des longerons	45
2.27	exemple pour le rear spar dans la baie 12	45
2.28	exemple pour la nervure 6 avec 4 lisses	46
2.29	Les caractéristique de la plateforme de l'aile	46
2.30	Maillage étendu	47
2.31	Configuration possibles des orientations des lisses	48
2.32	Nettoyage des éléments et catégorisation des éléments retenus	49
2.33	Technique des angles	49
2.34	Projection des nœuds des éléments de frontière sur la frontière	50
2.35	Les cas de scenarios possible et les actions a entreprendre pour le nettoyage et le remplissage	50
2.36	Les profils pour différentes stations(i) de l'aile	51
2.37	Projection des nœuds sur le revêtement	51
2.38	Le menu principal du FEM-Builder	52
2.39	Le guide d'utilisation du FEM-Builder	52
2.40	Le panneau de control	53
2.41	Définition de l'aile	53
2.42	La plateforme de l'aile	54
2.43	Définition du profil de l'aile	54
2.44	Topologie de l'aile	55
2.45	Dimensionnement de la lisse	55
2.46	Orientation et espacement des nervures	56
2.47	Les accès de l'aile	56
3.1	les principaux efforts appliqués sur la voilure	58
3.2	la direction de la résultante aérodynamique lorsque l'avion est au sol	59
3.3	la direction de la résultante aérodynamique lorsque l'avion est en vol	59
3.4	efforts exercés sur l'aile dans le cas où les propulseurs sont installés sous l'aile « avion B747 »	61
3.5	efforts exercés sur l'aile dans le cas où les propulseurs sont installés à la partie arrière du fuselage « avion B727 »	62
3.6	position du centre élastique	66
3.7	La distribution de l'effort tranchant due à portance	67
3.8	point d'application de la force de cisaillement du moment de flexion et de torsion	68
3.9	les charges entre les nervures	69
3.10	Caisson de l'aile réel	70
3.11	La géométrie assumée de caisson de l'aile	71
3.12	Le format des Grid point force balance dans le fichier bdf	72
3.13	Analyse de contraintes Endload	73
3.14	Le format de Summation of Element Oriented Forces on Adjacent Elements dans le fichier bdf	73
3.15	Interprétation des charges du MEF	74
3.16	Représentation lisse revêtement	74
4.1	Un dessin simplifié de la plateforme de l'A320	77
4.2	Le profil de l'A320 dessiné par Excel	77
4.3	Le menu START et control-Panel du FEM-Builder	78

## Tables des figures et des tableaux

4.4	Le menu Wing Definition	78
4.5	Le menu Wing Platform	79
4.6	Le menu Wing Profil Definition	79
4.7	Le menu de donnée du profil	80
4.8	Le menu Wing Topology	80
4.9.a	La juste configuration d'orientation de lisses	81
4.9.b	La fausse configuration d'orientation de lisses	81
4.10	La partie program du stringer definition	81
4.11	La configuration d'orientation de nervure	82
4.12	Les données à entrer dans le FEM-Builder	82
4.13	Le dessin d'orientation de nervure	83
4.14	L'espace entre les nervures par rapport au longeron avant et arrière	83
4.15	Partie program de la carte matériau	83
4.16	Partie program de la carte force	84
4.17	Les étapes d'exécution du program FEM-Builder	84
4.18	Les étapes d'exécution du fichier bdf par Patran	85
4.19	Les feuilles que contient le spreadsheet « recherche endloads »	86
4.20	La feuille CROD	86
4.21	la feuille Endload F06 DATA	86
4.22	la feuille endloads	87
4.23	le nombre de la dernière ligne dans la feuille Endload F06 DATA	87
4.24	les feuilles que contient le spreadsheet courbes	87
4.25	la feuille DATA et les fonctions de calcul utilisées	88
4.26	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur l'aile de l'A320	88
4.27	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement inférieur l'aile de l'A320	88
4.28	Le menu principal du Patran qui contient analysis	89
4.29	les étapes suivies pour faire une analyse	89
4.30	sélection du fichier résultats	90
4.31	l'icône résultats	90
4.32	le choix du résultat Displacements, translation	90
4.33	le résultat de l'analyse et lecture de la déflexion	91
4.34	sélection de Tools et de Masse Properties	91
4.35	le menu demandé	92
4.36	sélection de default- group	92
4.37	le tableau masse et volume	93
4.38	L'icône groupe	93
4.39	le menu de création de groupe	94
4.40	l'icône preferences	94
4.41	le menu de preferences par défaut	95

## Tables des figures et des tableaux

4.42	le choix de l'option « Enclose entire Entity »	95
4.43	la sélection des éléments CQUADs	96
4.44	menu création d'une surface mesh	96
4.45	l'icône à cliquer	97
4.46	menu pour effacer les FEM	97
4.47	la surface de la 1ere nervure	97
4.48	le menu « show surface attribute information »	98
4.49	les configurations des ailes choisis	98
4.50	définition des paramètres à calculer pour les dessins des configurations	99
4.51	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche5° effilement 26.77%	100
4.52	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche5° effilement 34.41%	100
4.53	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche5° effilement 55%	101
4.54	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche15° effilement 26.77%	102
4.55	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche15° effilement 34.41%	102
4.56	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche15° effilement 55%	102
4.57	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche25° effilement 26.77%	103
4.58	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche25° effilement 34.41%	103
4.59	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur de la configuration flèche25° effilement 55%	104
4.60	géométrie simplifiée d'une aile	104
4.61	application d'une force au bout de l'aile	105
4.62	Géométrie réelle et la géométrie approximée	105
4.63	La fonction endload moyenne	106
4.64	effet de l'effilement sur la rigidité	108
4.65	effet de la flèche sur la rigidité	109
4.66	variation d la masse ne fonction de la variation d'effilement	110
4.67	variation du ratio la masse en fonction de l'effilement	111
4.68	le NACA 65-215	111
4.69	le NACA 4415	112
4.70	le NACA 2415	112
4.71	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur dans le NACA 65- 215	112

4.72	variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur dans le NACA 2415	113
4.73	variation des forces par les lisses de chaque baies et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur dans le NACA 4415	113
4.74	variation de la rigidité des profils NACA par rapport au profil de l'A320	114
4.75	superposition du profil de l'A320 avec le NACA 2415	115
4.76	Courbe de la variation de la masse d'aile ainsi que le volume de l'aile par rapport au profil de l'A320 dans les différents profils NACA	116

## Table des tableaux

Tableau N°	Nom du tableau	Page N°
2.1	Types d'éléments utilisés pour FEM global	23
4.1	caractéristique de l'A320	77
4.2	déflexion maximale de chaque configuration	107
4.3	Ratio de déflexion par apport à l'effilement 26.77%	108
4.4	ratio de déflexion par apport à la flèche 25°	109
4.5	masse et ratio de masse par apport à la masse de l'A320	110
4.6	déflexion maximale et ratio de déflexion par apport à la déflexion de l'aile de l'A320 %	114
4.7	masse, volume, ratio de masse et de volume par rapport à la masse et le volume de l'A320	115

# Nomenclature

## ❖ Lettres latines

Symbole	Unité	Définition
A		L'allongement de l'aile
$A_{rod}$	$m^2$	l'aire de la lisse ou la semelle des longerons
$A_{tod}$	$m^2$	la somme de toutes les aires des lisses et des semelles d'un des revêtements
b	$m$	Envergure de l'aile
c	$m$	Corde de l'aile
$\bar{c}$	$m$	Corde aérodynamique moyenne
$c_T$	$m$	Corde à la section centrale ou de l'emplanture
$c_t$	$m$	Corde à l'extrémité
Cl		Coefficient de moment de roulis
Cm		Coefficient de moment de tangage
Cn		Coefficient de moment de lacet
Cx		Coefficient de traînée
Cz		Coefficient de portance
$C_{z_{max}}$		Coefficient de portance maximale
dFz	$N$	force de portance locale
dP	$N$	poids de la structure de la section d'aile
dPc	$N$	poids du Carburant contenu dans cette section d'aile
$F_a$		Le facteur adimensionnel de surface de la section du profil entre le longeron avant et arrière
$F_{AS(i+1)}$	$N$	Force appliques à la station « i +1 »
$F_F$		Le facteur qui explique la perte due à l'expansion du carburant et à la structure
$F_{corr}$		Facteur de correction de poids
Fx	$N$	La traînée de l'aile
Fz	$N$	La force de portance
l(z)	$N/m$	portance linéique d'une distribution elliptique
$L_A$	$N.m$	Moment de roulis
$LI_{F/S}$		L'indice de charge pour les âmes du longeron avant
$LI_{R/S}$		L'indice de charge pour les âmes du longeron arrière
$LI_{SKIN}$		Indice de charge pour le panneau de revêtement
$LI_{Strg(cap)}$		Indice de charge pour les lisses et les semelles des longerons
$M_2, M_1$		Moment fléchissant
$M_A$	$N.m$	Moment de tangage
$M_{A.Si}$	$N.m$	Moment correctif appliqué à la station « i »



Mstr	<i>Lbs.in</i>	Moment du MEF dans la lisse
$M_{T,S(i+1)}$	<i>N.m</i>	Moment fléchissant Théorique a la station « i +1 »
n		Facteur de charge
$N_A$	<i>N.m</i>	Moment de lacet
$N_{eng}$		Le nombre de moteurs
$N_{sft}$		Nombre de réservoirs de carburant séparés
$n_{util}$		Facteur de charge extrême de l'avion
P	<i>N</i>	Poids de l'aile
Pstr	<i>lbs</i>	La charge du MEF dans la lisse
q	<i>N/m<sup>2</sup></i>	Pression dynamique
R	<i>N</i>	La résultante aérodynamique
S	<i>m<sup>2</sup></i>	Surface de référence de l'aile
$T_2, T_1$	<i>N.m</i>	Moment de torsion
$t_{rw}$	<i>m</i>	Épaisseur maximale à l'emplanture de l'aile
V	<i>m/s</i>	la vitesse relative du fluide non perturbé par rapport au mobile
$V_2, V_1$	<i>N</i>	Effort tranchant
$V_{T,Si}$	<i>N</i>	Effort Tranchant théorique à la station « i »
$V_{D,Bi}$	<i>N</i>	Effort Tranchant Discrétisé à la baie « i »
$V_{Fw}$	<i>m<sup>3</sup></i>	Le volume maximum du réservoir du carburant des ailes
$W_{crew}$	<i>kg</i>	Masse de l'équipage
$W_E$	<i>kg</i>	Masse à vide de l'avion
$W_{Fmaxw}$	<i>kg</i>	masse maximale du carburant limité par le volume du réservoir du carburant
$W_{fds}$	<i>kg</i>	La masse de la vidange du carburant
$W_{fTorenb}$	<i>kg</i>	La masse du carburant de torenbeek
$W_{MZF}$	<i>kg</i>	Masse maximale de l'avion sans carburant
$W_{PL}$	<i>kg</i>	Masse de la charge utile
$W_{PLexp}$	<i>kg</i>	La masse dépensée de la charge utile
$W_{tfo}$	<i>kg</i>	La masse du carburant et l'huile non consommable
$W_{tfs}$	<i>kg</i>	La masse du ravitaillement en vol du carburant
$W_{WTorenb}$	<i>kg</i>	La masse de l'aile donnée par Torenbeek
$y_1$	<i>m</i>	La coordonné de l'axe élastique de l'emplanture
$y_2$	<i>m</i>	La coordonné de l'axe élastique de l'extrémité

❖ Lettres Grecques

Symbole	Définition
$\alpha$	Incidence locale du profil
$\eta$	Station adimensionnelle selon l'envergure de la position réservoir du carburant à la demi-envergure d'aile
$\eta_i, \eta_o$	Station adimensionnelle de l'envergure aux bords intérieurs et extérieurs de l'aile
$\eta_{iF}$	Station adimensionnelle selon l'envergure de la position réservoir de carburant à la demi-envergure d'aile du bord intérieur de l'aile
$\eta_{oF}$	Station adimensionnelle selon l'envergure de la position réservoir de carburant à la demi-envergure d'aile du bord extérieur de l'aile
	Effilement
$\Delta_{LE}$	Fleche au bord d'attaque
$\Delta_{TE}$	Fleche au bord de fuite
$\rho_F$	La densité du carburant

❖ Abréviations

Nom	Définition
COSMIC	Computer Software Management Information Center
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element model
MSC	MacNeal-Schwendler Corporation
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PCL	Patran Command Language

# Introduction

La conception d'un avion est un processus long impliquant plusieurs départements où une décision sans accord d'un groupe aura un impact majeur sur le reste. Des fois, ces décisions tardives peuvent nuire considérablement sur le développement en augmentant le coût et en affectant la cédule.

La performance d'un avion a un lien direct avec le poids. Ce dernier est souvent estimé au début de projet basé sur des méthodes et techniques statistiques entre autre celle de NASA GASP, Roskam, Torenbeek, Raymer et autres... C'est avec ces valeurs que les clients potentiels et le manufacturier s'entendent et signent des contrats. Des pénalités financières seront appliquées si le manufacturier ne respectera pas les performances promises. Le département d'ingénierie souvent héritera de ces estimations et doit rencontrer le poids cible de chaque composante. Il faut dire que, 1% d'erreur sur le poids promu impliquera une réduction de la charge utile c.-à-d. des passagers en moins, ou une distance franchissable de l'avion moins longue. Ces implications sont inacceptables par les operateurs. Un Boeing 747 avec un excès de poids de 1% impliquera 20 passagers de moins avec les mêmes performances.

De plus en plus, les manufacturiers impliquent tôt le département de structure dans le processus de développement (préparation du cahier de charge) pour être sûr que les estimés sont plus précises et du fait rencontrer les engagements. Des techniques plus élaborées et plus précises sont introduites au stade de l'étude conceptuelle afin d'optimiser le poids et avoir une configuration la plus légères possible. Pour ça, nous aurons besoins des outils plus performants tels les éléments finis. Il faut savoir que la génération d'un modèle d'éléments finis d'une aile prendra de plusieurs jours à quelques semaines. S'il faut rajouter l'exploration de plusieurs configurations, cela pourra prendre des mois. Donc un générateur d'élément fini est plus que nécessaire.

Un Générateur automatique du modèle d'éléments finis « FEM Builder » d'une aile a été développé pour répondre à ce besoin. Ce générateur crée un modèle au même niveau de précision et standard que celui utilisé pendant la phase de la certification. Cet outil génère en quelques secondes tout le modèle d'aile d'avion. Plusieurs configurations pourront être explorées dans un temps record, en plus, nous aurons un dimensionnement du niveau de la phase de certification, donc une estimation très précise.

Ce FEM Builder a été utilisé dans cette étude pour générer toutes les configurations possibles pour faire l'analyse structurale par MSC.Nastran et MSC.Patran et ainsi voir l'effet des caractéristiques structurales d'une aile d'avion sur la distribution de charge le long de l'envergure, sur le poids de l'aile ainsi que sa rigidité.

En plus précis des courbes seront dressées montrant l'effet de l'effilement, la flèche, le type de profil NACA sur la sur la distribution de charge le long de l'envergure, sur le poids de l'aile et sa rigidité. Ces courbes aideront lors de prise de décision sur le choix de ces paramètres caractéristiques aérodynamiques et structuraux d'une aile d'avion.

Le travail présenté est subdivisé en quatre chapitres.

**Chapitre 1 :** Est une généralité sur les caractéristique d'une aile d'avion.

**Chapitre 2 :** Est consacré pour la modélisation par éléments finis : MSC.Patran et MSC.Nastran et le FEM- Builder

**Chapitre 3:** contient les principales charges externes et internes appliquées sur une aile d'avion

**Chapitre 4:** simulations et interprétations des résultats.

Ce travail s'achève par une conclusion générale.

### 1.1) Introduction:

Ce chapitre dresse une vue d'ensemble des caractéristiques externes et internes d'une aile d'avion. Il dresse aussi les principaux aspects aérodynamiques et structuraux contribuant à la conception préliminaire d'une voilure.

Les ailes représentent le cœur de l'avion, vu qu'elles assurent la sustentation en vol, grâce à des réactions aérodynamiques que l'air exerce sur elles.

Ancrée sur le fuselage, l'aile sert de réservoir de carburant, supporte des dispositifs permettant la manœuvrabilité de l'avion, elle peut aussi servir de point d'attache pour les blocs propulseurs, le train d'atterrissage et des emports militaires (missiles, bombes, roquettes).

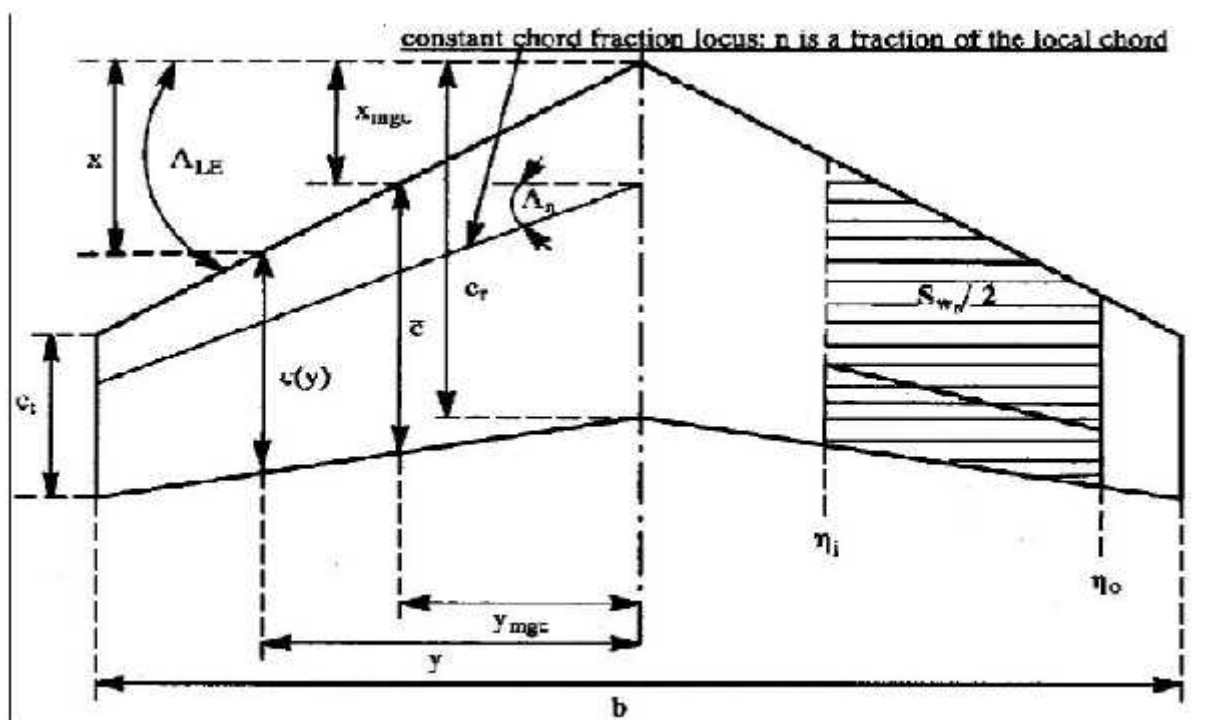
### 1.2) Caractéristiques d'une l'aile d'avion :

#### 1.2.1) Les caractéristiques externes :

Les caractéristiques externes de l'aile représentent sa géométrie.

##### 1.2.1.1) Géométrie de l'aile :

La forme en plan des surfaces portantes joue un rôle important pour la détermination des caractéristiques aérodynamiques. La figure (1.1) illustre ceci et inclut les noms des symboles des divers paramètres de la géométrie de la forme en plan.



**Figure (1-1)** caractéristiques externes de la géométrie de l'aile [1]

$b$  : Envergure de l'aile

$c$  : Corde

$\bar{c}$  : Corde aérodynamique moyenne

$c_r$  : Corde à la section centrale ou de l'emplanture

$c_t$  : Corde à l'extrémité

: Effilement

$\Lambda_L$  : Fleche au bord d'attaque

$\Lambda_I$  : Fleche au bord de fuite

$n, m$  : Station adimensionnelles de la corde en fonction de  $c$

$\eta_i, \eta_o$  : Station adimensionnelle de l'envergure aux bords intérieurs et extérieurs de l'aile

### ***1.2.2.2) Surface de référence :***

La surface de référence d'un avion est la surface projetée sur un plan horizontal des deux ailes et de la partie du fuselage comprise entre ces deux ailes.

Pour une aile trapézoïdale la surface de référence est donnée par la relation suivante

$$S = \frac{b}{2} c_r (1 + \lambda) \quad (1.1)$$

### ***1.2.2.3) Profil de référence :***

Sur les avions modernes le profil diffère au fur et au mesure que l'on s'éloigne du fuselage. On dit que l'aile est vrillée ou elle procède un angle de torsion.

Généralement les profils de référence sont choisis au niveau de l'encastrement de l'aile dans le fuselage. Une aile souvent possède plusieurs et différents profils cherchant les caractéristiques optimales pour chaque section de l'aile le long de l'envergure.

### ***1.2.2.4) L'allongement :*** aspect ratio A

L'allongement d'une voilure est défini par le rapport :

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (1.2)$$

Pour une aile trapézoïdale son allongement est égale à :

$$A = \frac{2 b}{c_r (1 + \lambda)} \quad (1.3)$$

Cette grandeur sans dimension joue un rôle important dans l'étude de la traînée induite et peut varier beaucoup selon les avions.

🚦 La portance augmente avec l'allongement de l'aile voir figure ( 1.2 )

🚦 Le poids de l'aile augmente proportionnellement avec la racine carrée de l'allongement de l'aile

- ✚ L'angle d'attaque au décrochage augmente au fur et à mesure que l'allongement de l'aile diminue,

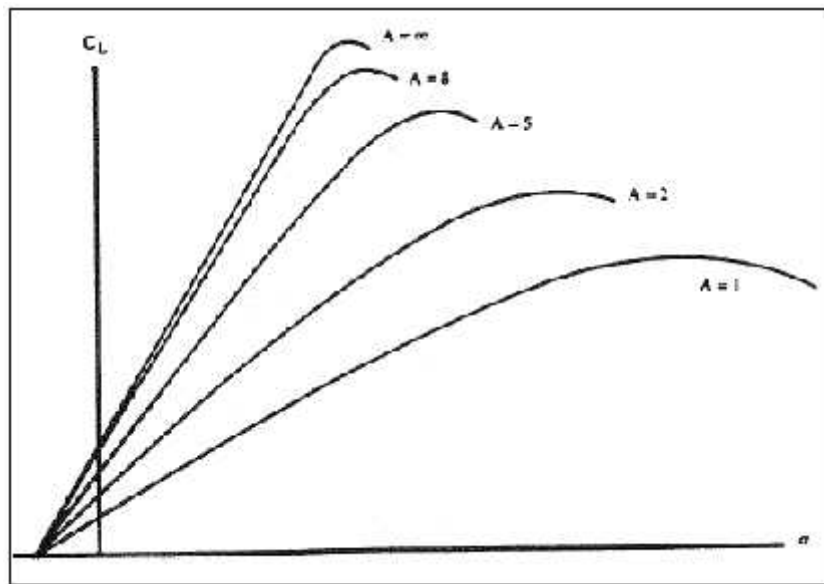


Figure (1-2) : effet de l'allongement sur la distribution de portance [2]

1.2.2.5) Effilement : taper ration,

L'effilement est le rapport de la corde de l'extrémité de l'aile sur la corde à l'emplanture

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \tag{1.4}$$

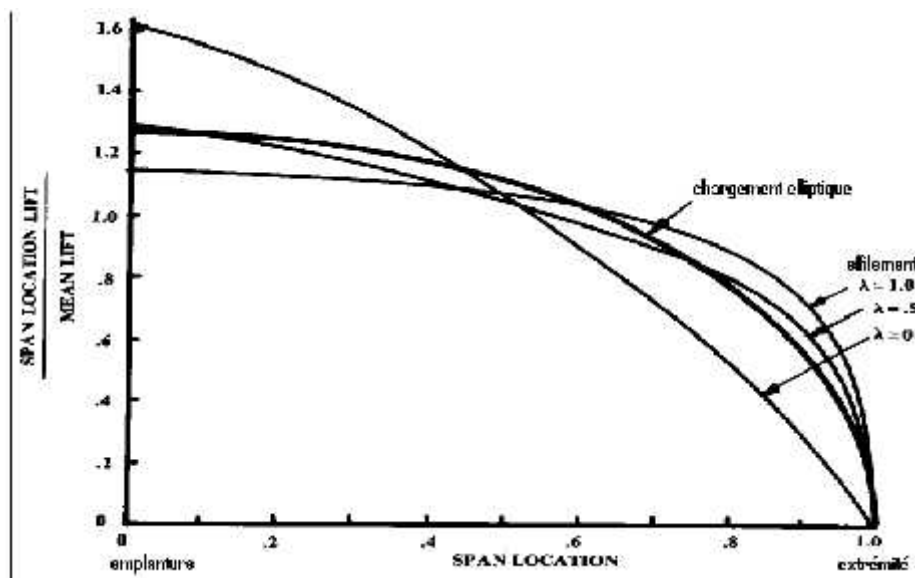


Figure (1-3) : effet de l'effilement sur la distribution de portance [3]

- ✚ L'effilement affecte principalement la distribution de la portance sur l'envergure de l'aile
- ✚ Sur une aile possédant flèche arrière ; les bouts d'ailes sont surchargés à cause de l'écoulement latéral de l'air. Pour obtenir une traînée induite minimum, l'effilement de l'aile doit diminuer.
- ✚ Un effilement trop faible (0.2 sauf pour une aile DELTA) augmentera le risque de décrochage en bout de l'aile)

= 1 pour les ailes rectangulaires  
 = 0.5 pour les ailes moyennement effilées  
 = 0 pour les ailes DELTA

Il existe des ailes d'effilement inverse supérieur à 1

### 1.2.2.6) Angle de flèche :

La flèche est l'angle formé entre une ligne de référence longitudinale de la voilure et de la perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion à une fraction donnée en général 25% de la corde à partir du bord d'attaque

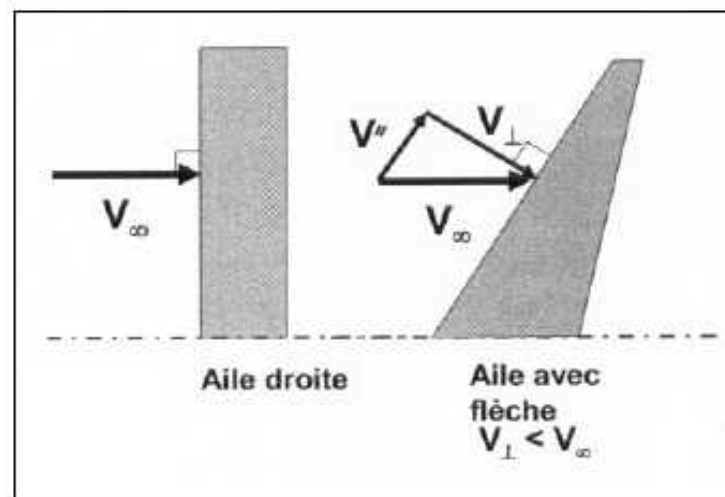


Figure (1-4) : effet de la flèche sur la diminution de la vitesse [4]

$$M_{ej} = M_{\infty} \cos(\Lambda_L) \quad (1.5)$$

$$M_c \propto \frac{1}{\cos^3 \Lambda} \quad (1.6)$$

- ✚ C'est pour cette raison qu'elle est utilisée pour réduire les effets de l'écoulement transsonique et supersonique

- ✚ L'angle de flèche réduit la pression dynamique ressentie :

$$q_{ej} = q_{\infty} \cos^2(\Lambda_L) \quad (1.7)$$



- ✚ L'angle de flèche augmente le poids de l'aile :

$$W_w \propto \tan^2(\Lambda) \quad (1.8)$$

- ✚ La flèche de l'aile augmente la stabilité de l'avion.
- ✚ Plus la flèche de l'aile augmente ; plus la tendance à avoir un moment de tangage positif (nez vers le haut) augmente voir figure ci-dessous.

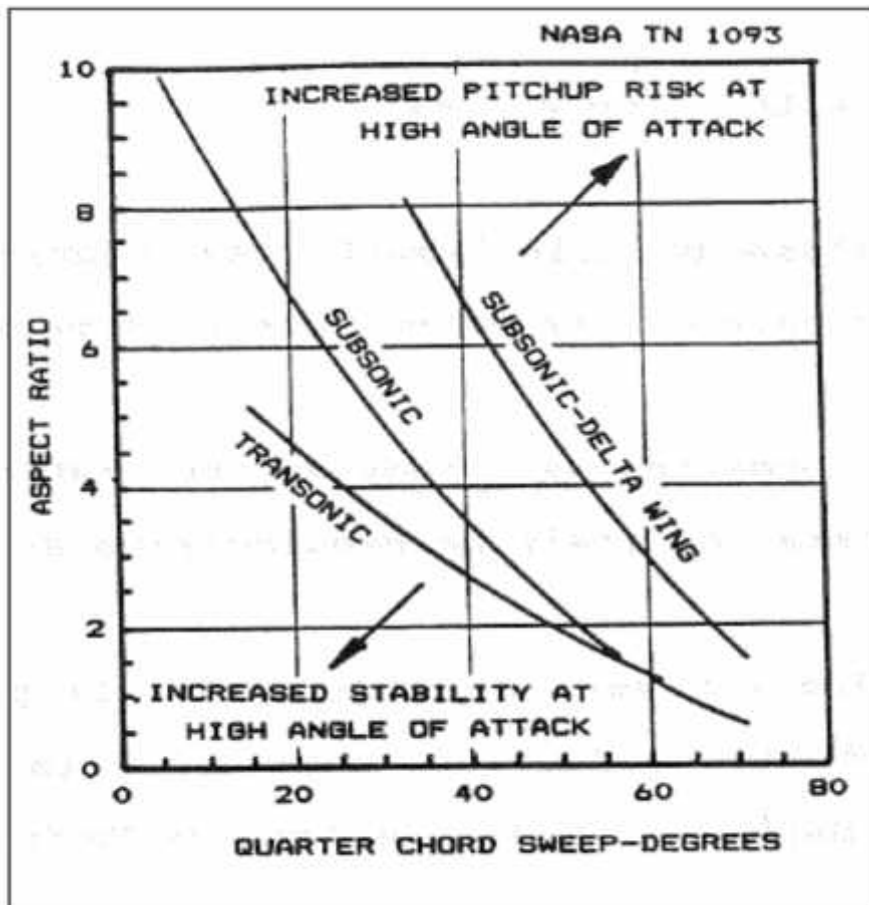


Figure (1-5) : effet de la flèche sur la stabilité [2]

### 1.2.2.7) L'épaisseur relative :

L'allongement élevé souhaitable pour l'avion de transport à vitesse réduite peut être réalisé seulement si la profondeur à la racine d'aile disponible, est suffisante où le moment de flexion pendant le vol est maximum. L'épaisseur relative est représentée par le rapport de l'épaisseur de la corde à l'emplanture par la corde moyenne de l'aile

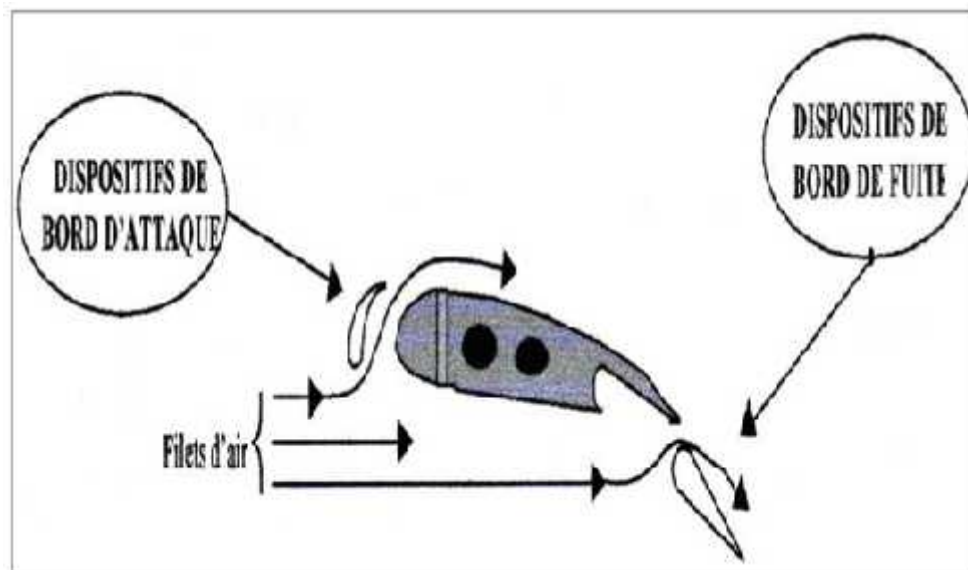
L'épaisseur relative a un effet directe sur :

- ✚ La traînée en régime subsonique

- ✚ Le nombre de mach critique
  - ✚ La portance maximum
  - ✚ Les caractéristiques de décrochage
  - ✚ Le poids de la structure de l'aile
- ✓ Le poids de la structure de l'aile est inversement proportionnel à la racine carrée de l'épaisseur relative ; c'est pour ça qu'on doit avoir le plus grand rapport d'épaisseur relative pour diminuer le poids de la structure

### ***1.2.2.8) Les dispositifs hypersustentateurs :***

Lors des phases d'approche et de décollage un avion doit disposer d'une portance optimale. Car au décollage l'avion doit pouvoir quitter le sol et s'élever le plus rapidement possible donc il lui faut une bonne portance et une faible traînée. Alors qu'à l'atterrissage, il s'agit de se poser avec la vitesse la plus faible possible ce qui impose la portance la plus grande possible. Les dispositifs hypersustentateurs sont deux sortes.



**Figure (1- 6) :** Les dispositifs hypersustentateurs [5]

Les dispositifs hypersustentateurs perdent de leur efficacité sur les ailes à grande flèche ; car plus l'aile a une grande flèche, l'hypersustentation est difficile à réaliser.

#### ***1.2.2.8.1) Les volets :***

Se sont des gouvernes aérodynamiques qui utilisent les réactions de l'air, constituées comme les autres gouvernes, de volets mobiles articulés sur des charnières. Leurs braquages ne modifient pas l'assiette de l'avion autant qu'un aileron ou un gouvernail de profondeur donc il engendre toutefois un couple piqueur, mais change le caractère aérodynamique habituel de l'aile en créant une portance supplémentaire.

Les volets permettant ainsi de voler à un angle d'attaque plus grand, donc à vitesse plus faible ce qui facilite l'atterrissage et braqués à un moindre degré, facilite le décollage pour les mêmes raisons. Les principaux systèmes sont :

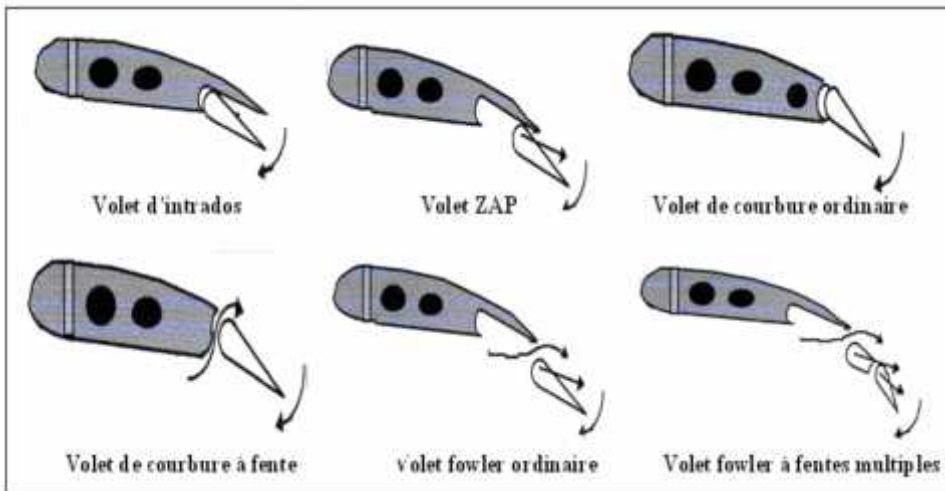


Figure (1-7) Les types des dispositifs bord de fuite [5]

❖ Courbe de  $C_z = f(\alpha)$  :

Tous les dispositifs hypersustentateurs de BF translateront la courbe  $C_z = f(\alpha)$  vers le haut

- ✚ L'augmentation de  $C_{z_{m}}$  se fait à  $\alpha$  de  $C_{z_{m}}$  constant
- ✚ On note même une légère diminution de  $\alpha$  de  $C_{z_{m}}$

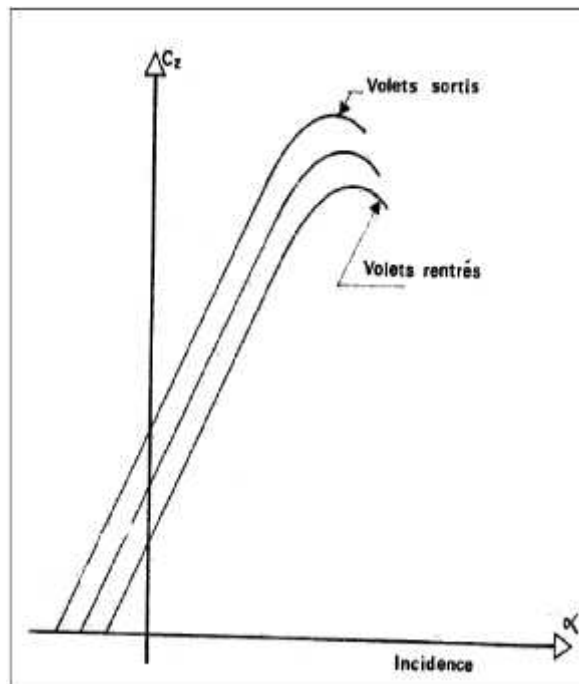


Figure (1-8) : effet des volets sur la courbe de  $C_z = f(\alpha)$  [6]

1.2.2.8.2) Les becs :

Se sont des dispositifs amovibles sur le bord de fuite, les becs jouent le même rôle que les volets mais ils n'interviennent qu'au vol au deuxième régime pour retarder le décrochage, donc les becs représentent un remède au décrochage. Ces systèmes sont :

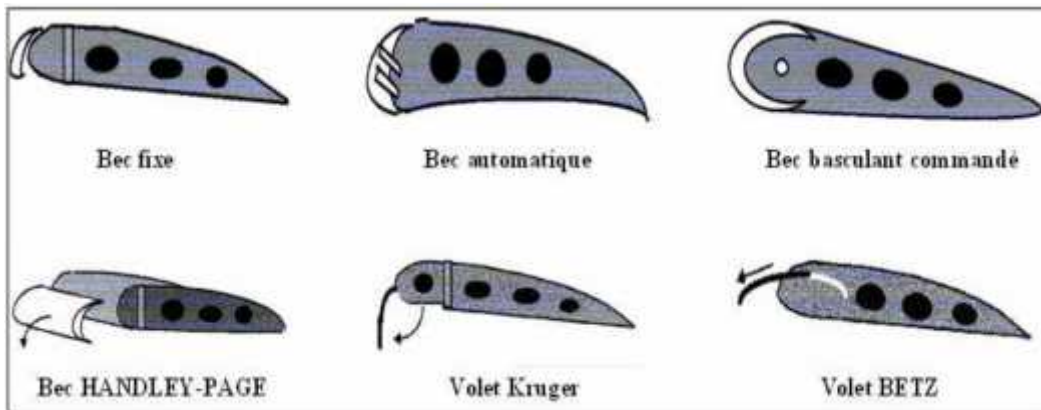


Figure (1-9) Les types des dispositifs bord d'attaque [5]

❖ Courbe de  $C_z = f(\alpha)$  :

Tous les dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque retardent le décollement extrados prolongeront la courbe de  $C_z = f(\alpha)$

- L'augmentation de  $C_{z_{m}}$  est toujours liée à une augmentation  $\alpha$  de  $C_{z_{m}}$
- La visibilité vers l'avant risquera d'en partir en approche

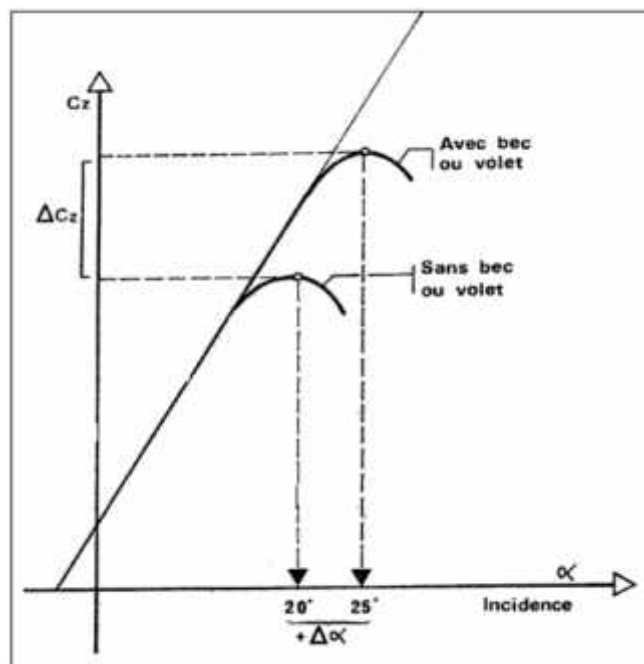
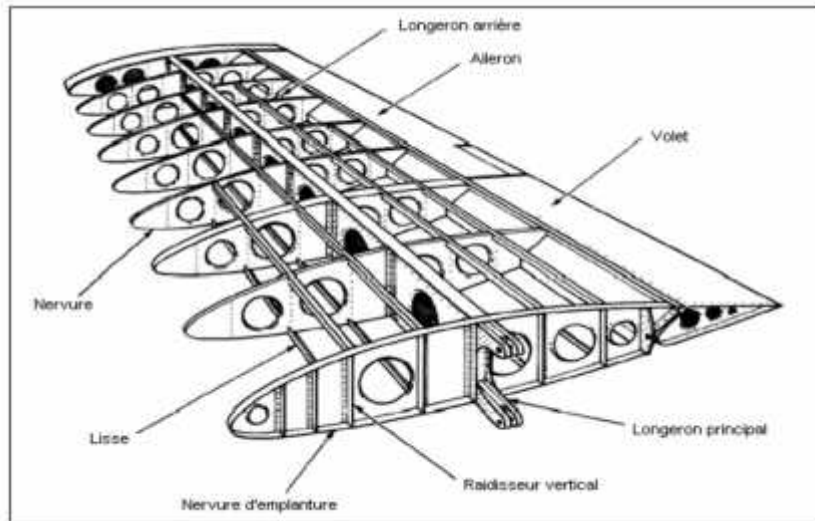


Figure (1-10) : effet des becs sur la courbe de  $C_z = f(\alpha)$  [6]

**1.3) Les caractéristiques internes :**

Les caractéristiques internes de l'aile englobent la boîte aile qui représente la structure de l'aile qui supporte les différentes charges de cisaillement de torsion et le moment de flexion ; elle se compose de plusieurs éléments :



**Figure (1-11)** La structure multi longerons [7]

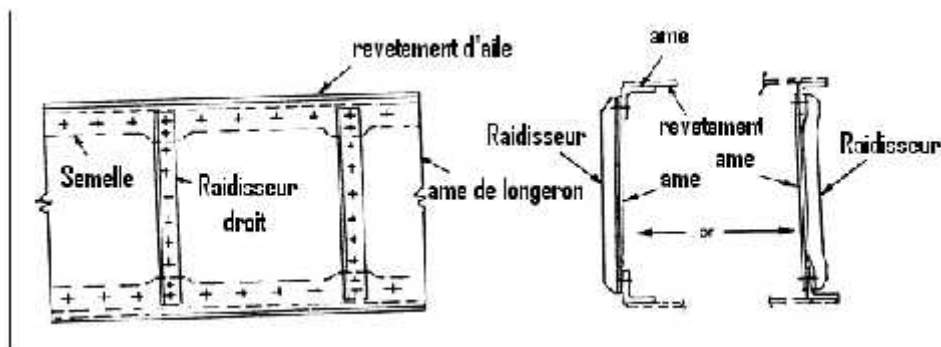
**1.3.1) Les longerons :**

Le longeron est l'élément le plus important de l'aile. Il supporte la majorité des contraintes de flexion, traction et compression, il assure la rigidité globale.

Dans certains ailes les constructeurs placent un faux longerons, semblable au longeron principale, il assure plus de rigidité.

**1.3.1.1) Configurations de longerons :**

La partie principale d'un longeron est l'âme, c'est le membre qui soutient la charge de cisaillement, qui est la fonction principale du longeron. Afin de soutenir la charge de compression établie par le flux de cisaillement sur le bord de l'âme, des semelles sont créées sur l'extrémité supérieure et inférieure de l'âme et les nervures sont attachées à chaque fin verticale de l'âme avec un poteau vertical résistant à la même charge de compression.



**Figure (1-12) :** construction de nervure [8]

Quand l'espacement de nervure est tel que les panneaux d'âme de longeron sont trop longs, des raidisseurs droits sont ajoutés comme briseur de panneau. Ceci a également l'effet de réduire le flambement dans les semelles de longeron rapportées si l'âme flambe.

### 1.3.1.2) Les différents types de longerons sont :

#### Longerons simples :

Pour des raisons de faciliter la construction, on utilise comme longerons, des tubes de déférente forme profilée du V, U, I et L.

#### Longerons composés :

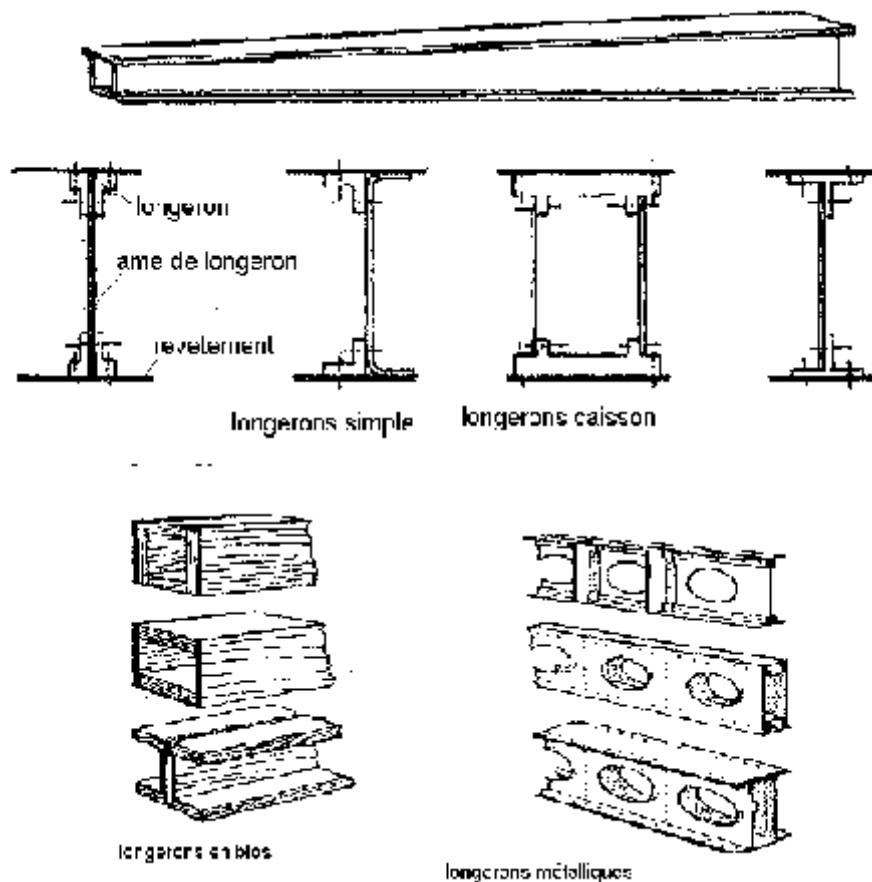
Les longerons composés sont :

- les longerons composés à semelle et à âme unique.
- les longerons à semelle et à âme double ou longerons caissons.

Les âmes sont toujours à partir de la rédie.

#### Longerons monoblocs :

Ces formes sont forgées ou usinées. Ils peuvent avoir une épaisseur continuellement décroissant vers l'extrémité de l'aile.



**Figure (1-13) : les différents types de longerons [9]**

### 1.3.1.3) Positions des longerons :

L'emplacement des longerons se fait principalement pour déterminer les dimensions de la « Wing box ». Ils sont positionnés de manière à maximiser le volume de celle-ci pour ainsi permettre une plus grande rigidité en torsion et du même coup une plus grande capacité des réservoirs d'essences dans les ailes.

Le longeron avant est positionné à (15-20%) de la corde de l'aile, ce qui est à la limite standards lors de la conception d'ailes d'avions. D'autre part, le longeron arrière sera positionner à (60-70%) de la corde soit la limite standards. Lors du positionnement du longeron arrière, il faut toujours s'assurer que celui-ci n'allait pas interférer avec les « flaps » des ailes.

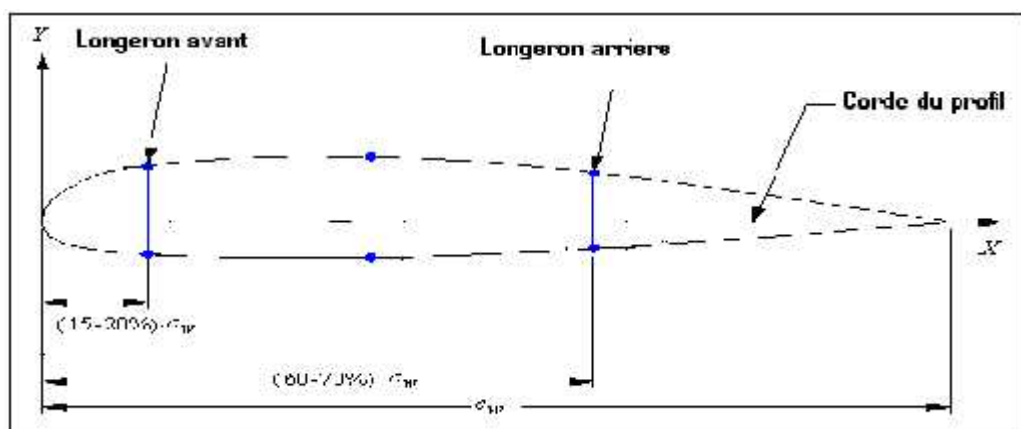


Figure (1-14) : position du longeron avant et arrière [10]

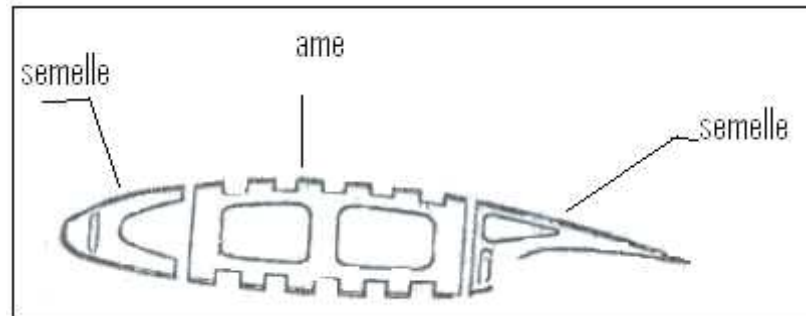
### 1.3.2) Les nervures :

Ce sont les éléments transversaux de la structure de l'aile et de l'empennage ; c'est eux qui donnent le profil désiré et leurs but principal est de transmettre la force de portance ou le cisaillement vertical aux longerons ainsi que d'autres fonctions secondaires qui rendent leur analyse beaucoup plus complexe :

- Ecrasement de charge : quand le caisson de l'aile est soumis aux charges de flambement, ce flambement du caisson tend à produire des charges internes temporaires sur les nervures d'aile donc la nervure assure le maintien de la forme
- La tension diagonale : quand le revêtement flambe, la nervure résiste à la compression provenant de la tension diagonale du revêtement
- Redistribuer la charge : dans le cas d'une charge concentrée comme celle du train d'atterrissage principal, la nervure redistribue la charge au-dessus du caisson d'aile.
- Séparateur de réservoir de carburant : afin d'éviter que le carburant rentre dans l'aile extérieure pendant les manœuvres de roulement, certains des nervures peuvent être employées en tant que séparateur de réservoir de carburant. Dans ce cas, la nervure va éprouver un chargement normal de pression venant du carburant.

### 1.3.2.1) Configuration de Nervure :

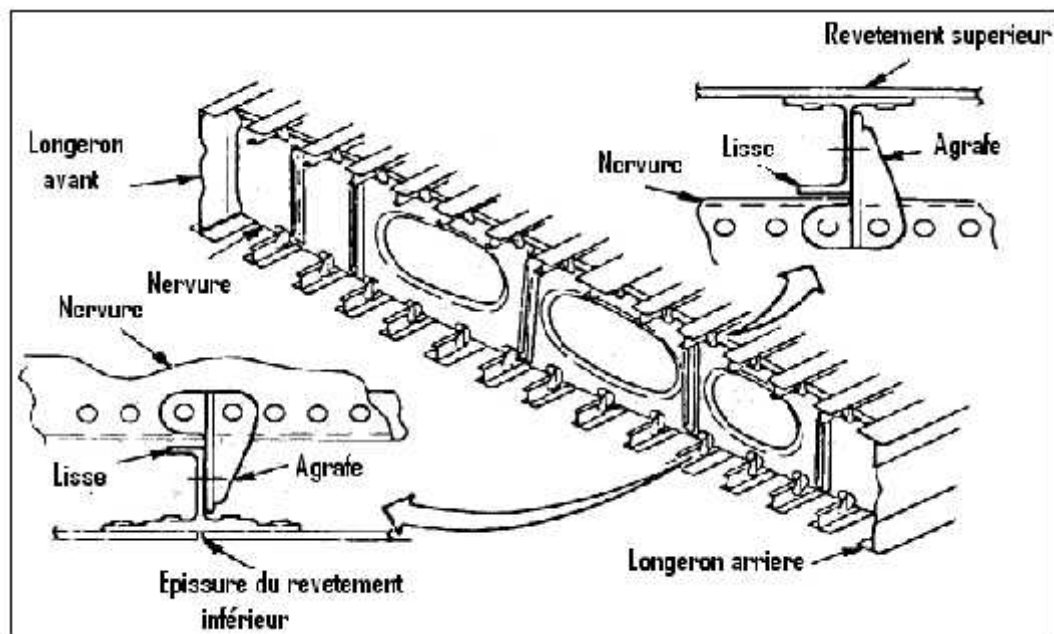
La partie principale d'une nervure est l'âme qui est le membre qui soutient la charge de cisaillement et afin de soutenir le flambement causé par la charge normale distribuée, des talons sont créés sur l'extrémité supérieure et inférieure de l'âme. Les nervures sont attachées verticalement à chaque fin d'âme pour transférer le cisaillement aux longerons.



**Figure (1-15)** La structure multi longerons [9]

Les nervures peuvent être assemblées ou usinées selon la taille de la nervure et le matériel choisi

Les lisses sont attachées aux nervures par des brides de fixations qui transmettent la force de portance aux nervures, en même temps ces brides font passer la charge de compression de la nervure écrasée (effet de flambement). Afin de bien réagir cette charge de compression/tension entre les lisses inférieure et les lisses supérieures, des raidisseurs verticaux sont employés pour les relier. Ces poteaux sont utilisés également pour stabiliser l'âme en cisaillement et en compression et pour distribuer la charge concentrée dans l'âme.



**Figure (1-16) :** construction de nervure [11]



Les revêtements sont attachés à la nervure en utilisant des shear ties pour le transfert de cisaillement entre le revêtement et l'âme de nervure

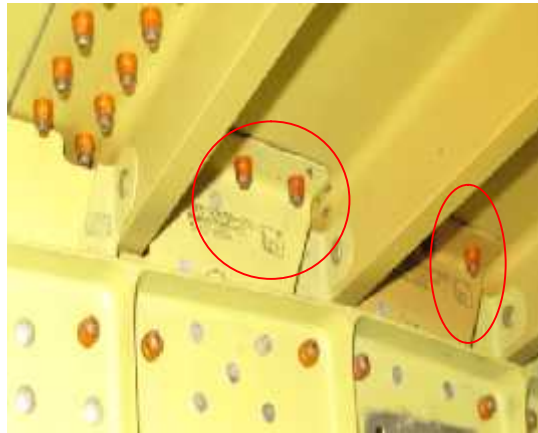


Figure (1-17) : les shear ties

### 1.3.2.2) L'espacement de nervure

L'espacement et l'orientation de nervure diffère d'un avion à autre et il peut être optimisé. L'optimisation est faite entre tout le poids de nervure et poids de revêtement -lisses. Si l'espacement de nervure est grand, tout le nombre de nervures est réduit et donc le poids total d'elles. Cependant de l'autre côté, faire augmenter ainsi la longueur de colonne de la longueur du revêtement -lisse. Si la longueur augmente l'inertie de revêtement -lisse devra être augmentée pour la stabilité en compression et donc leur poids augmentera. L'espacement optimum de nervure peut ne pas s'adapter dans la structure réelle puisque la position de nervures est également dictée par la charge concentrée qui a besoin de structure auxiliaire d'accès pour redistribuer la charge dans le caisson d'aile (train d'atterrissage principal, pylône de moteur...).

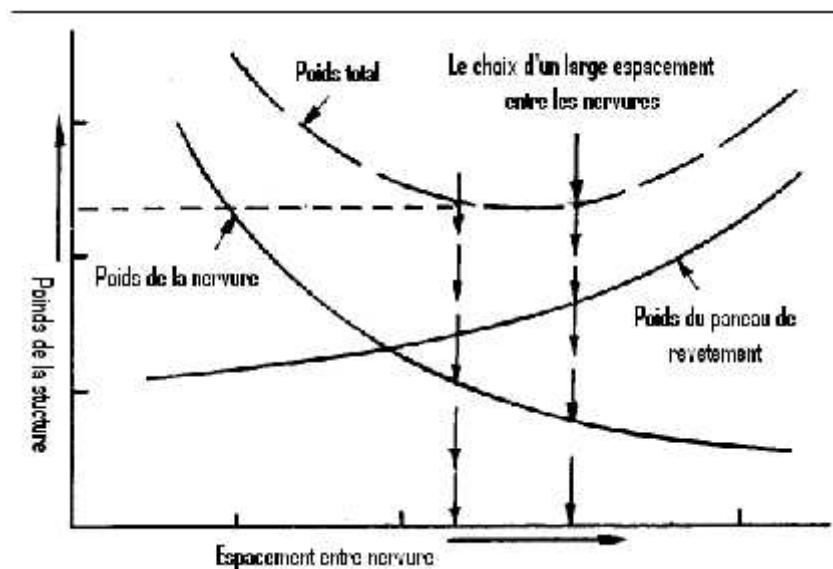
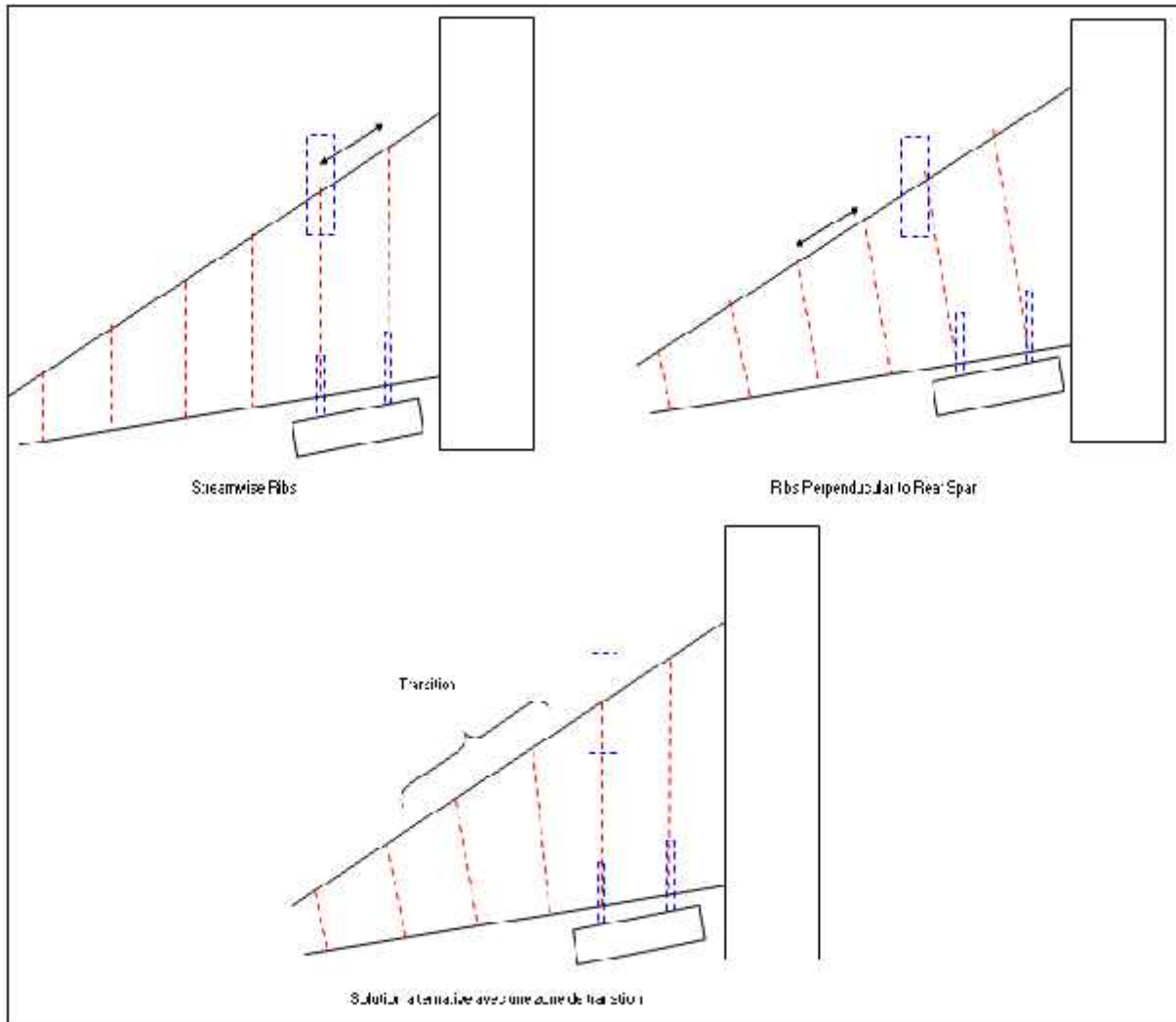


Figure (1-18) optimisation d'espacement de nervure [11]

### 1.3.2.3) Orientation des nervures :

Différents arrangements d'orientation de nervure ont été employés dans le passé, chacun ayant une logique relative ; les orientations les plus utilisées jusqu'à nos jours sont :

- ✚ Nervures perpendiculaires au longeron arrière
- ✚ Nervures parallèle à l'écoulement « streamwise »
- ✚ Solution alternatives avec une zone de transitions



**Figure (1-18)** Orientation des nervures

#### ❖ Nervures perpendiculaires au longeron arrière :

##### Avantage :

- ✚ Pour le même espacement des nervures, elles sont plus courtes donc moins pesantes
- ✚ Espacement constant de bout en bout

**Inconvénient :**

- il faut ajouter d'autre structure pour supporter les voles et les moteurs car ils ne sont pas aligner avec les nervures

❖ **Nervures parallèle à l'écoulement « streamwise » :****Avantage :**

- ces nervures sont utilisées pour donner un bon support pour les moteurs et les volets.
- Espacement constant de bout en bout

**Inconvénient :**

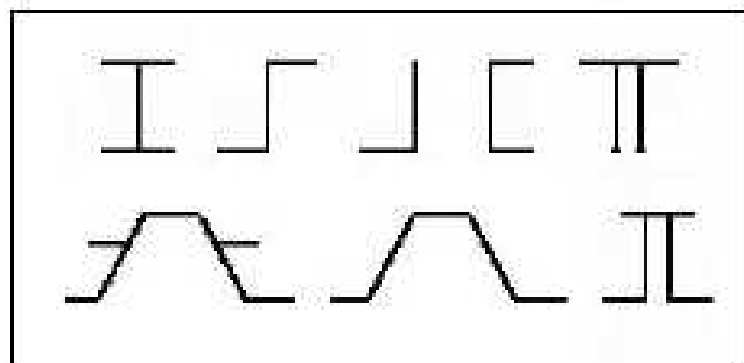
- Pour le même espacement, les nervures sont plus longues (dons plus pesantes).

❖ **Solution alternatives avec une zone de transitions**

Ceci présente un défi: l'espacement augmente au longeron avant dans la zone de transition avant de revenir à l'état normal.

**1.3.3) Les lisses :**

Se sont des pièces de grande longueur et de faible section. Les lisses sont attachées aux nervures par des brides de fixations qui transmettent la force de portance aux nervures. Afin de bien réagir la charge de compression/tension entre les lisses inférieures et les lisses supérieures, des raidisseurs verticaux sont employés pour les relier.

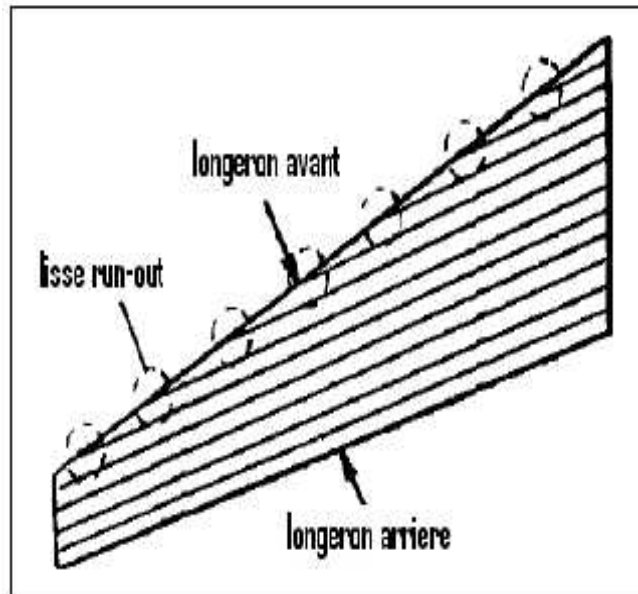


**Figure (1-18)** quelque type de profilé de lisse

Les lisses sont orientées ou bien parallèles au longeron arrière ou parallèles au longeron avant ; la première configuration est la plus utilisés pour une raison simple est que le plus chargé des longerons est le longeron arrière; donc si on a une fissure dans la semelle du longerons arrière alors on aura la lisse adjacentes qui prendra le relais et on sais très bien

qu'elle sera le long de l'envergure de l'aile pas coupe a mi-chemin comme sur le longeron avant.

Et à cause de la flèche et l'effilement les lisses meurent dans le longeron avant, et on les appelle lisse run-out.



**Figure (1-18) :** configuration lisses parallèles au longeron arrière [3]

### 2.1) Introduction :

Le chapitre présente une vue détaillée sur la modélisation par FEM qui aujourd'hui ne cesse de se développer en se basant sur le plus puissant des logiciels utilisés dans l'industrie aéronautique MSC. NASTRAN, et MSC. PATRAN

De nombreuses recherches ont été faites pour diminuer le temps d'analyse, dans ce sens Mr KHERRAT a développé un logiciel très intelligent qui peut générer un modèle élément fini en quelque seconde. Nous allons vous présenter dans ce chapitre ces deux logiciels.

La modélisation par éléments finis est utilisée de façon intensive dans l'industrie aéronautique. Dès le début d'un projet, la création d'un modèle complet de l'avion est une des tâches prioritaires du département de contraintes. Ce modèle va aider à prendre des décisions critiques sur les choix de design. Il est utilisé dans la conception de nouveaux produits, existants et perfectionnement du produit

Il ya généralement deux types d'analyse qui sont utilisés dans l'industrie: modélisation 2D, et la modélisation 3D. Bien que la modélisation 2D conserve la simplicité et permet l'analyse à être exécuté sur un ordinateur normal relativement, il tend à produire des résultats précis de moins. Modélisation 3D, en revanche, produit des résultats précis tout en sacrifiant plus de la capacité de courir sur tous les ordinateurs les plus rapides, mais efficace. Dans chacun de ces programmes de modélisation, le programmeur peut insérer de nombreux algorithmes (fonctions) qui peuvent rendre le système se comporte de façon linéaire ou non linéaire ; les systèmes linéaires sont beaucoup moins complexes et généralement ne tiennent pas compte de la déformation plastique.

L'analyse par élément fini utilise un système complexe de points appelés nœuds qui font une grille appelée maillage voir figure (2.1). Ce maillage est programmé pour contenir le matériau et les propriétés structurales qui définissent la façon dont la structure va réagir à certaines conditions de charge

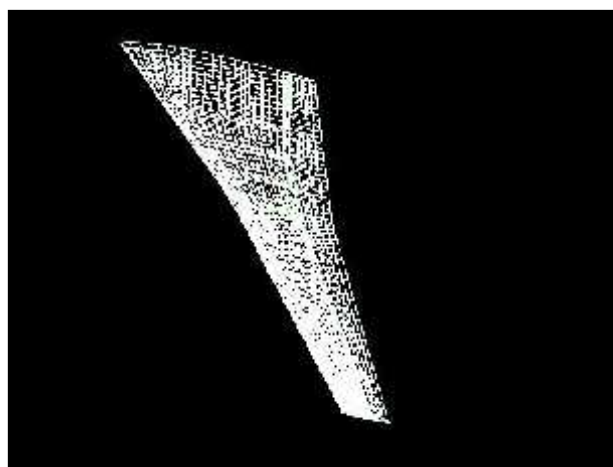


Figure (2.1) : maillage d'une aile

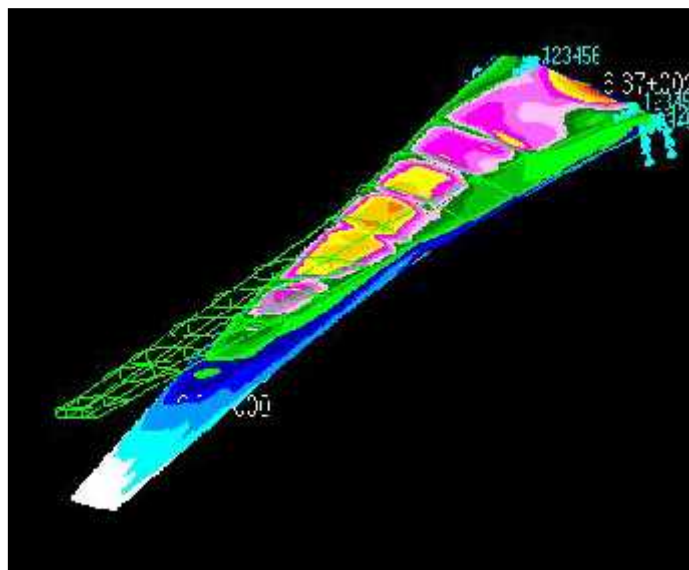
Les nœuds sont affectés à une certaine densité dans le matériau en fonction des niveaux de stress imaginé d'un domaine particulier. Les régions qui reçoivent de grandes quantités de stress ont généralement un nœud de densité plus élevés que ceux dont l'expérience ou pas peu de stress.

Points d'intérêt peut être constitué de point de rupture du matériau testé précédemment, filets, coins, des détails complexes et les zones de stress élevé.

Un large éventail de fonctions objectives (variables au sein du système) est disponible pour la minimisation ou la maximisation:

- Masse, volume, la température
- énergie de déformation, contrainte-déformation
- Force, de déplacement, vitesse, accélération
- Synthétique (définis par l'utilisateur)



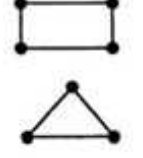
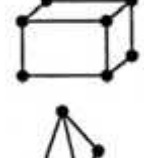

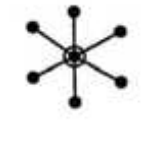
Il existe plusieurs conditions de chargement qui peuvent être appliquées à un système. Quelques exemples sont présentés:



**Figure (2.2):**cas de chargement d'une aile

- Point, de la pression, thermique, la gravité et centrifuge charges statiques
- les charges thermiques de la solution d'analyse de transfert de chaleur
- Déplacements forcés
- Le flux de chaleur et convection
- Point, pressions et aux charges de gravité dynamique

Chaque programme FEA peut être livré avec une bibliothèque d'éléments, ou l'un est construit au fil du temps. Certains éléments de l'échantillon sont les suivants:

	Eléments R ressort	Eléments Line	Eléments surface	Eléments Solide	Eléments Multiple (MPC)	Multiple contrainte
<b>Comportement Physique</b>	R ressort Simple	Rod(charge axial),Beam	Cisaillement, Membrane, Plat	Brique, Tetrahedron	Elément Rigide	Elément De Contrainte d'Interpolation
<b>MSC/NASTRAN Nom d'Elément</b>	CELASI	CROD CBAR	CQUAD4 CTRIA3	CHEXA CTETRA	RBE1 RBE2	RBE3
<b>Propriétés d'Entré Associe</b>	PELAS	PROD PBAR	PSHELL	PSOLID	None	None
<b>Exemple d'utilisation</b>	Connexion entre surface de contact et l'avion	Représentation simple des lisses de fuselage	Représentation de revêtements de fuselage et l'aile	Les composants Nie d'abeille	Représentation De machine	Distribution de charges
						

**Tableau (2.1):** Types d'éléments utilisés pour FEM global [12]

De nombreux programmes de FEA sont également équipées de la capacité d'utiliser des matériaux multiples au sein de la structure telle que:

- Isotrope,
- Orthotrope, identiques à 90 degrés
- anisotrope.

 **Types d'analyse d'ingénierie**

Analyse **structurale** des modèles linéaires. Les modèles linéaires utilisent des paramètres simples et supposent que le matériau n'est pas déformé plastiquement.

Analyse **vibrationnelle** est utilisé pour tester un matériau contre les vibrations aléatoires, le choc, et l'impact. Chacun de ces incidences peut agir sur la fréquence de vibration naturelle de la matière qui à son tour, peut entraîner de résonance puis la rupture.

 **Résultats de l'analyse par éléments finis**

FEA est devenu une solution à la tâche de prédire l'échec en raison de contraintes inconnues en montrant les problèmes dans un matériau et permettant aux concepteurs de voir toutes les contraintes théoriques.

Cette méthode de conception des produits et des essais aide à optimiser les coûts de fabrication qui serait réalisé si chaque échantillon a été effectivement construit et testé.

## 2.2) Logiciels Nastran/Patran :

Logiciels Nastran/Patran proposent un ensemble de solutions pour l'analyse de structures qui répond à la fois aux besoins des ingénieurs, des concepteurs et des experts calcul expérimentés. Ces solutions aident les entreprises à relever leurs défis industriels en permettant aux ingénieurs d'avoir une meilleure compréhension du comportement de leurs produits grâce aux tests virtuels. Les ingénieurs qui utilisent les solutions d'analyse de structures de Nastran et Patran sont à même d'évaluer de nombreuses variantes de conception, ce qui confortera leur choix de conception pour répondre aux exigences définies, avant même que le produit physique ne soit construit. De la pièce unique aux grands systèmes complexes, de la statique linéaire aux problèmes dynamiques non-linéaires, les solutions d'analyse de structures de Nastran et Patran sont conçues pour évoluer avec le besoin, optimiser le coût de possession, et accompagner les entreprises dans la réalisation de leurs objectifs.

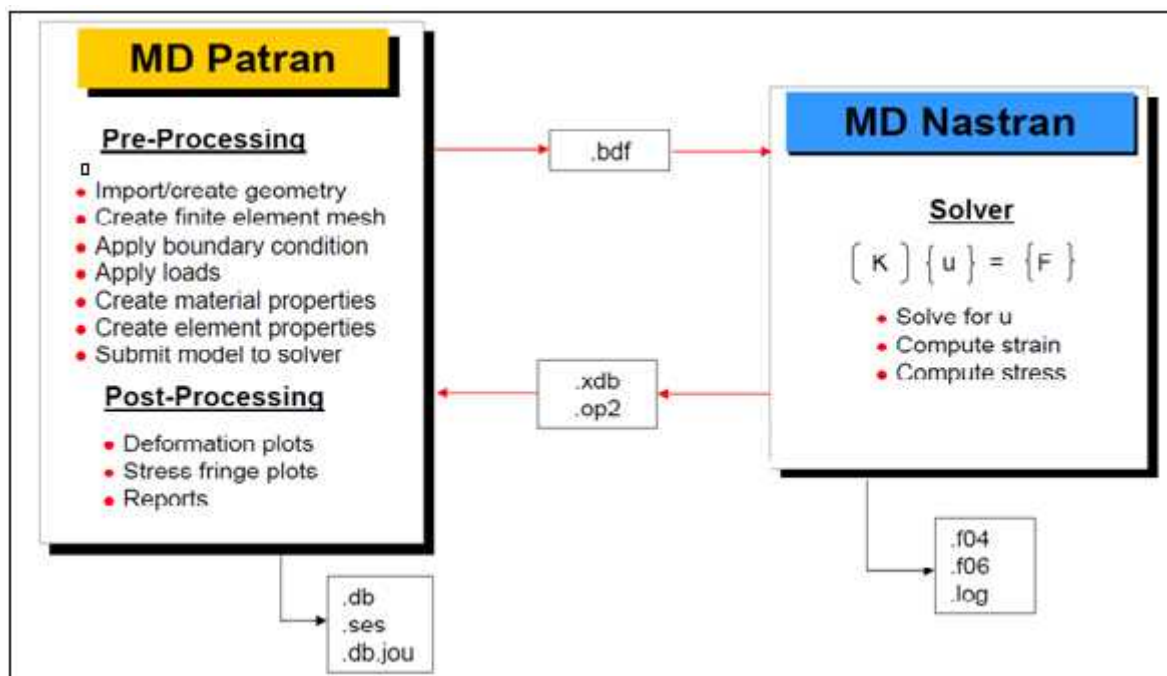


Figure (2-3) : Fonctionnement et fichier de MD Patran-MD Nastran

### 2.2.1) Présentation MSC-PATRAN :

Patran est un environnement complet de pré- et post-traitement dédié à l'analyse par éléments finis, qui permet aux ingénieurs de développer et tester virtuellement des conceptions de produits. Utilisé par les leaders mondiaux comme standard pour la création et l'analyse de modèles de simulation, Patran associe conception, analyse et évaluation des résultats au sein d'un environnement unique.

Patran permet d'importer directement des géométries de n'importe quel logiciel de CAO, puis de définir les charges, les conditions limites et les propriétés des matériaux, afin de procéder à diverses simulations dans des conditions différentes, de visualiser les résultats et,



enfin, de mieux comprendre le lien entre les décisions de conception et les caractéristiques de performances des produits, telles que les contraintes, les déformations, les vibrations, le transfert thermique et bien d'autres.

Grâce au langage de commande Patran PCL (Patran Command Language), les ingénieurs peuvent compléter les puissantes fonctionnalités de modélisation et d'analyse par leurs propres applications, commandes et menus personnalisés. Les utilisateurs de Patran peuvent facilement et efficacement réitérer et évaluer différentes options de conception, ou réutiliser des conceptions et des résultats existants, sans perdre de temps à effectuer un nettoyage manuel ou à recréer les données.

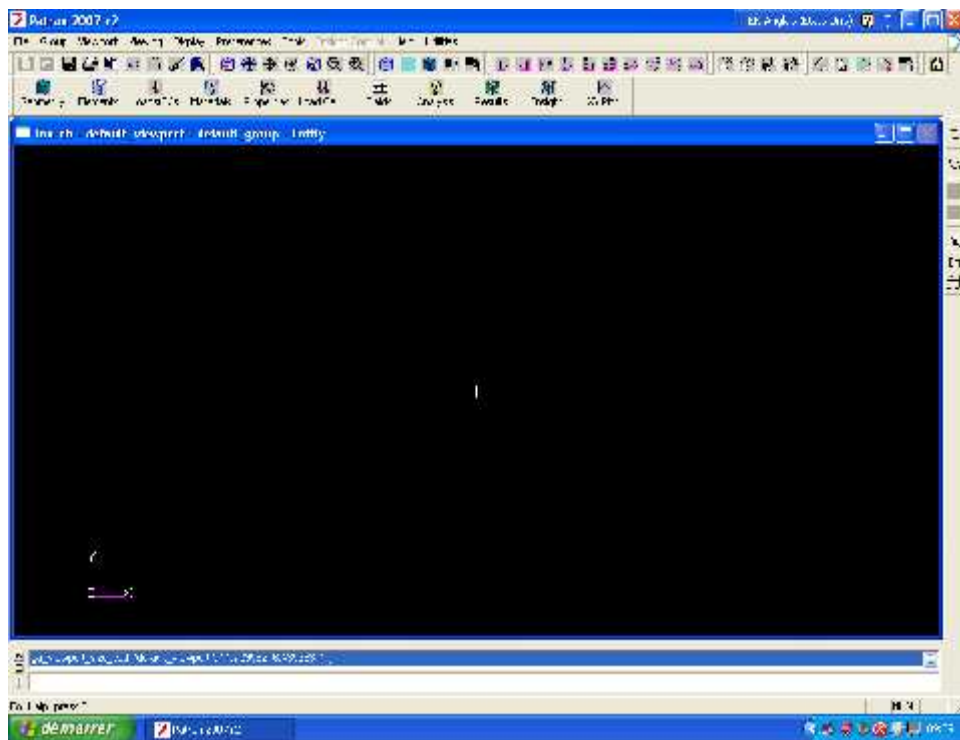


Figure (2-4) : Fenêtre de PATRAN

### 2.2.1.1) La base des deux modèles :

#### ❖ 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

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

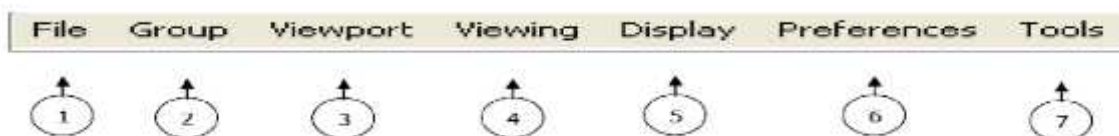


**Figure (2-5) :** Le menu principal

Ce menu se divise en 4 segments:

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

### 2.2.1.2) Gestion de fichiers et configuration :



**Figure (2-6) ::** Gestion de fichiers

- 1) **File** : ce menu sert à créer une nouvelle data-base 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.

### 2.2.1.3) 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 (2-7) :** 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- Visualization 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 :

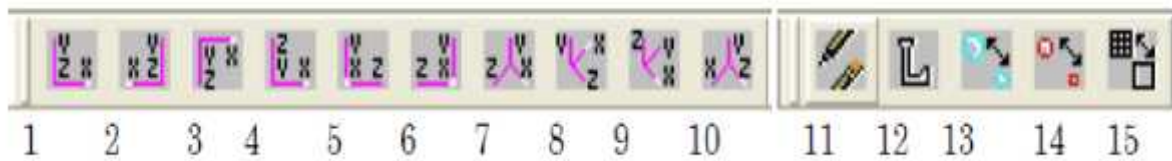


Figure (2-8) : Touches des vues

- 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 à 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.

**2.2.1.4) Fonctions principales d’exécution :**



Figure (2-9) : 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 tous ce qui touche la géométrie
- 2) **Elements** : Ce menu traite tous 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) **Proprietes** : 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...

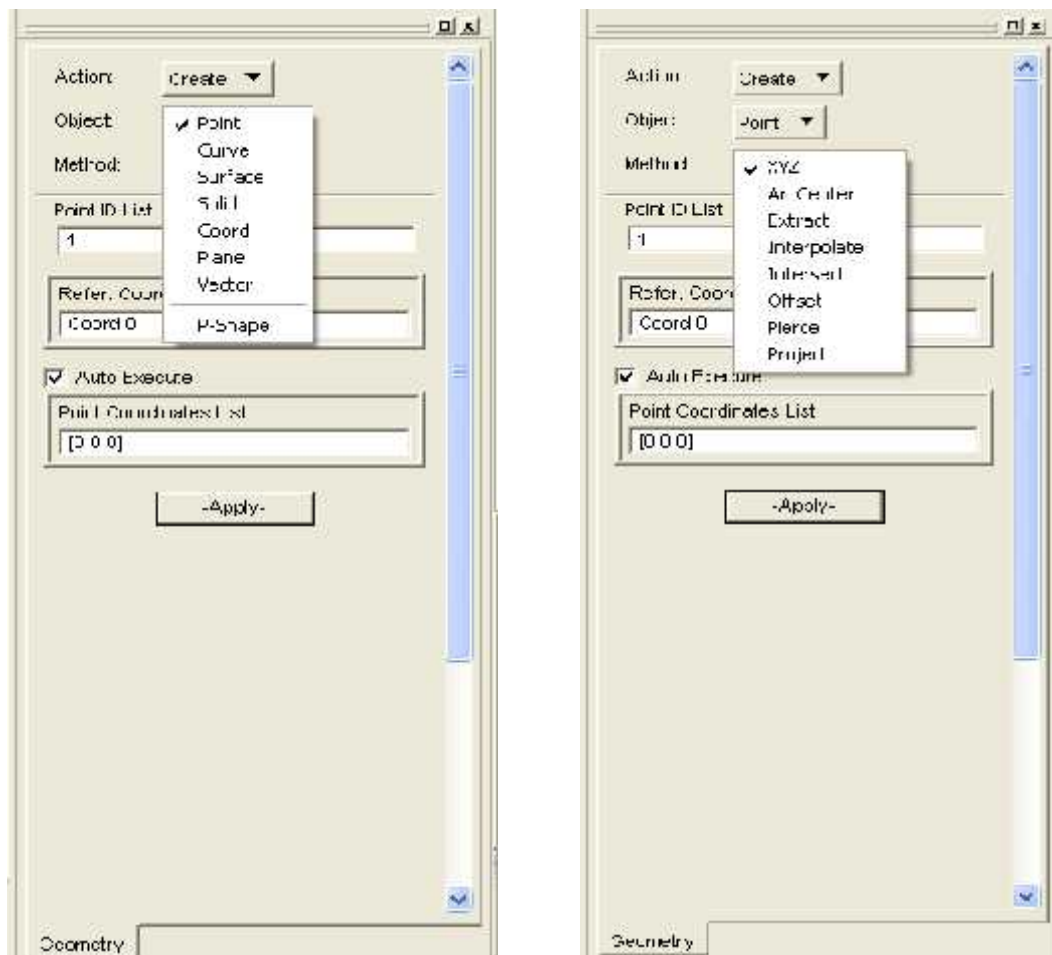
6) **Load Cases** : Une fois les conditions frontières et charges définies, elles sont assemblées en cas de chargement. Un cas de chargement comprend des conditions frontières ET diverses charges, cette combinaison est faite à l'aide de ce menu.

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.

### ❖ Géométrie :



**Figure (2-10)** : comment créer une géométrie

**ACTION** : Ce que l'on veut faire

**OBJECT**: Sur quel type de géométrie

**Method** : Comment le faire

❖ Modèle par Élément Finis

🎨 Maillage :

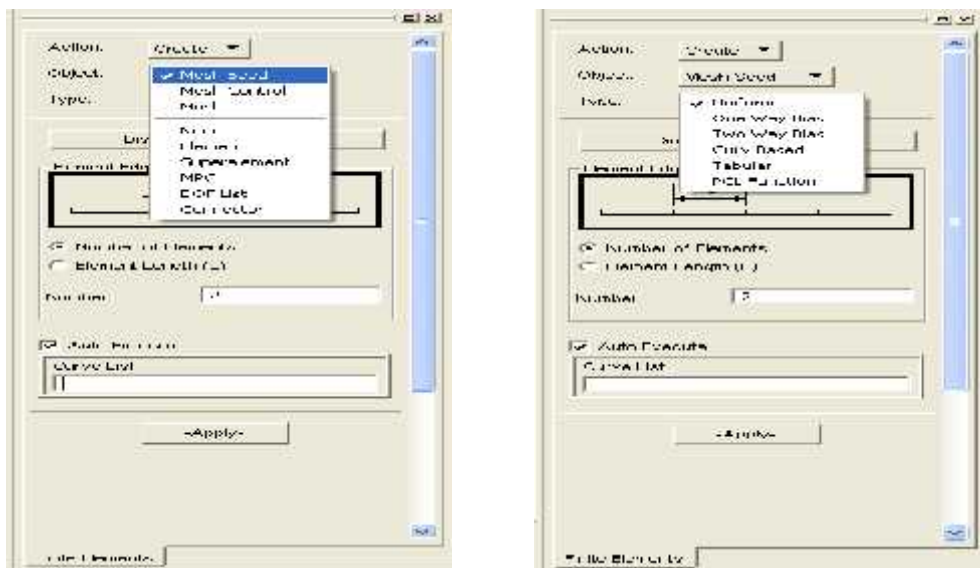


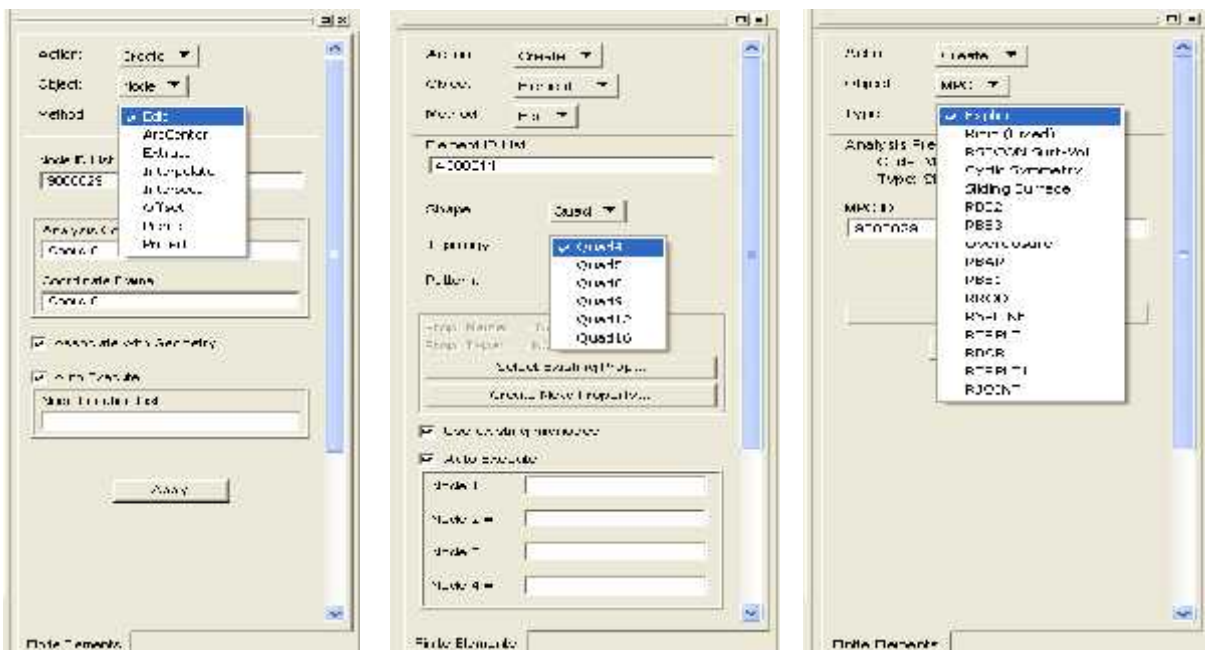
Figure (2-11) : réalisation d'un maillage

**OBJECT:** Sur quel type de Maillage?

**Method :** Comment le faire?

En FEM, 5 types d'objet nous intéressent : Mesh Seed ; Mesh , Node, Element

🎨 Création de Nœuds/Éléments



Figure(2-12) : les différentes étapes de création de Nœuds/Éléments

❖ Création des matériaux

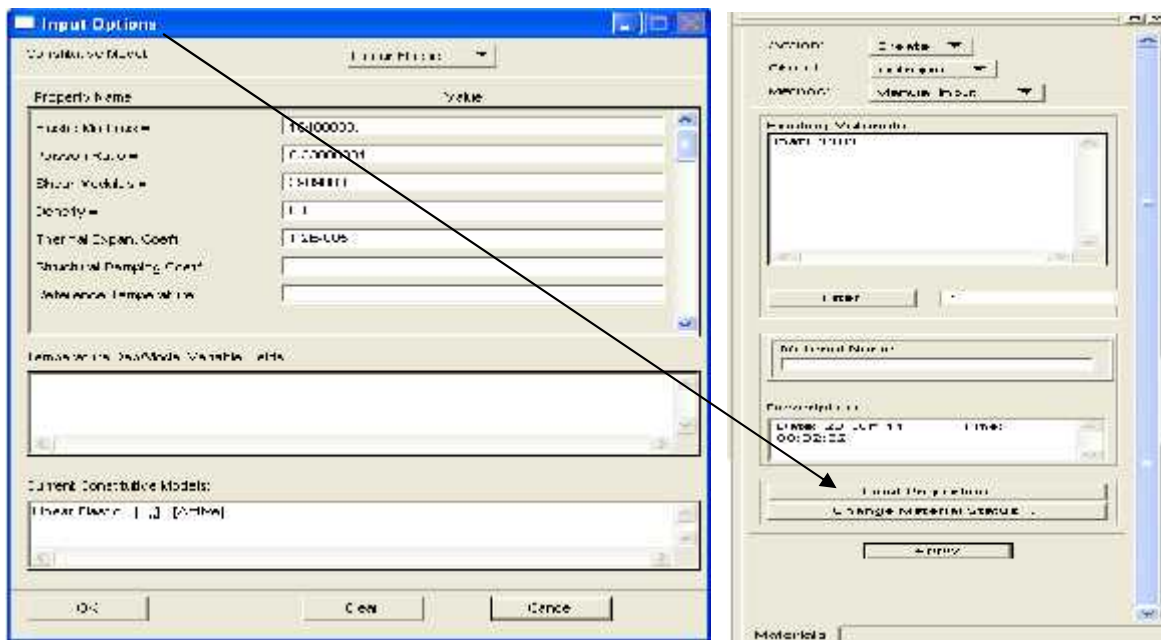
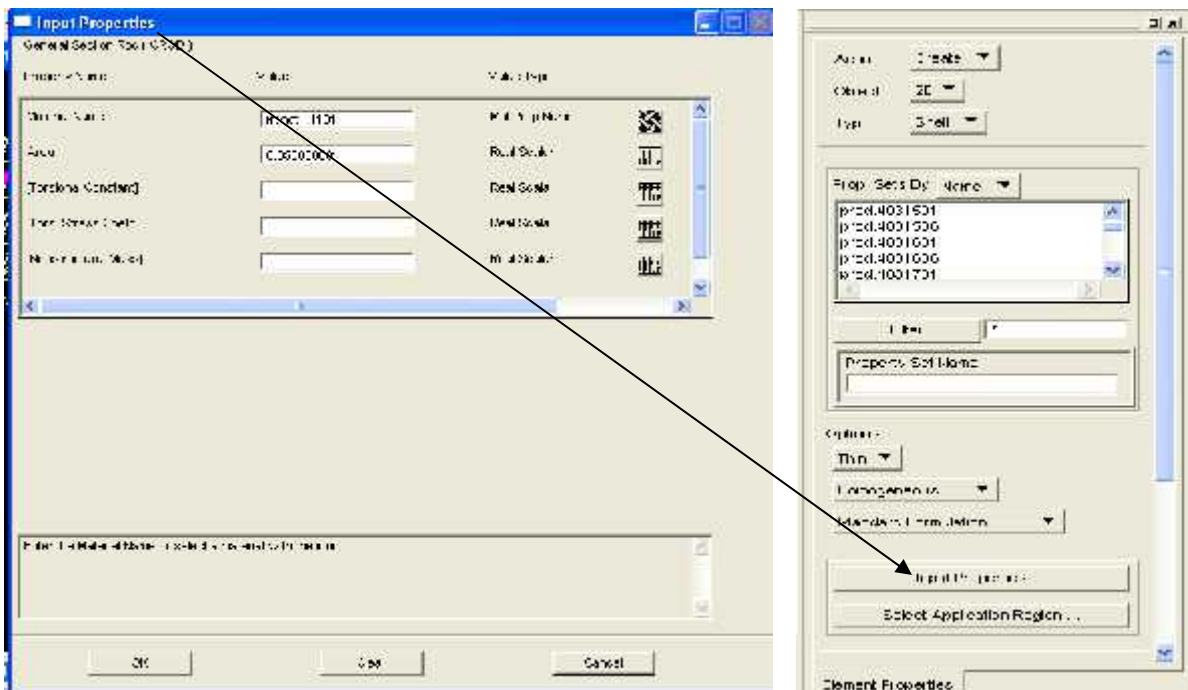


Figure (2-13) : création des matériaux

**Material Name:** Identification de la carte matérielle

**Input Properties:** Définir les propriétés du Matériel → Module d'élasticité, coefficient de poisson, densité ...

❖ Création des Propriétés des éléments :



Figure(2-14) : Création des Propriétés des éléments

**Properties Name:** Identification de la carte Propriété

**Input Properties:** Définir les propriétés → Matérielles associées, Épaisseur/Aire ...

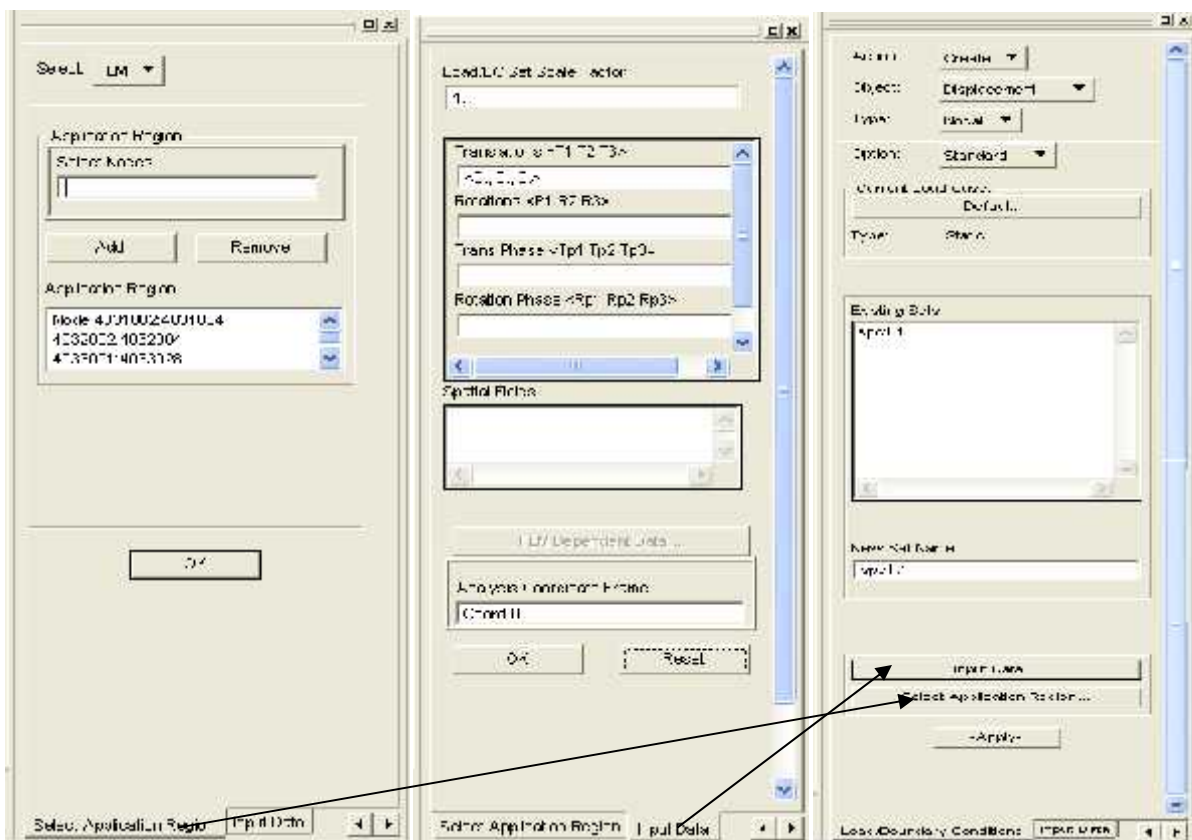
❖ Création des conditions aux limites :

📌 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 ...



Figure(2-15) : Contrainte de déplacement

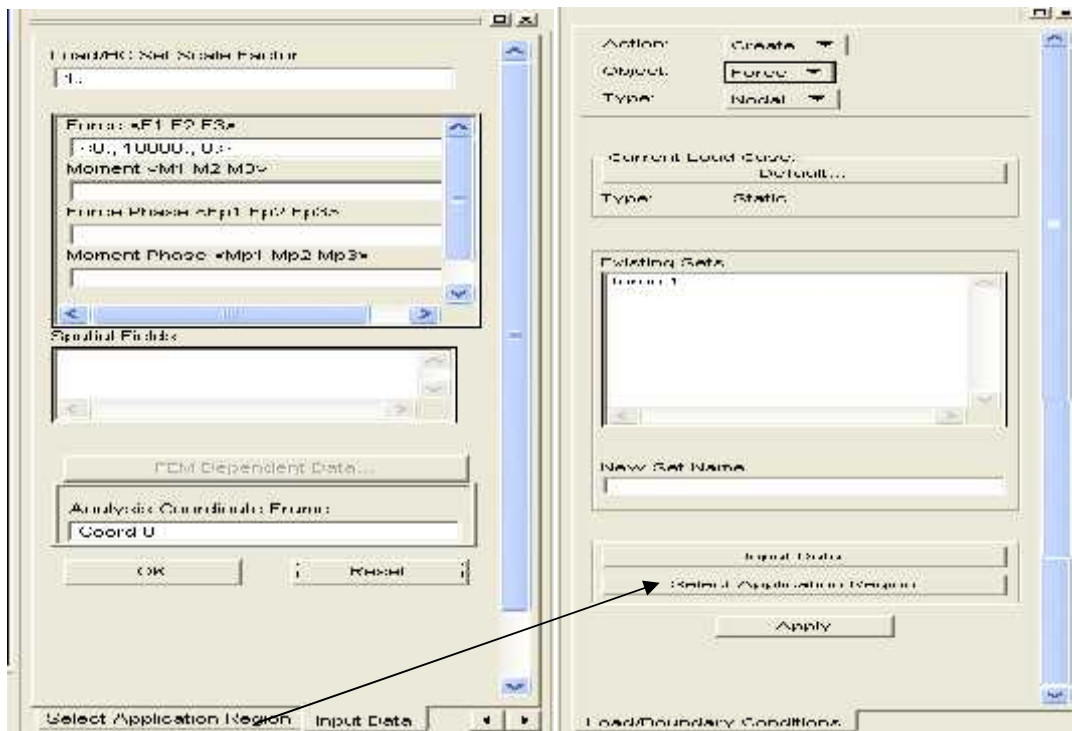
❖ Application des charges externes :

**New Set Data:** Identification de la carte FORCE

**Input Data:** Définir la carte force → Module de la force, Orientation (Normale)

**Select Application Region:** Définir la localisation de la force → FEM, Géométrie ...





Figure(2-16) : Application des charges externes

**Création des cas de chargement**

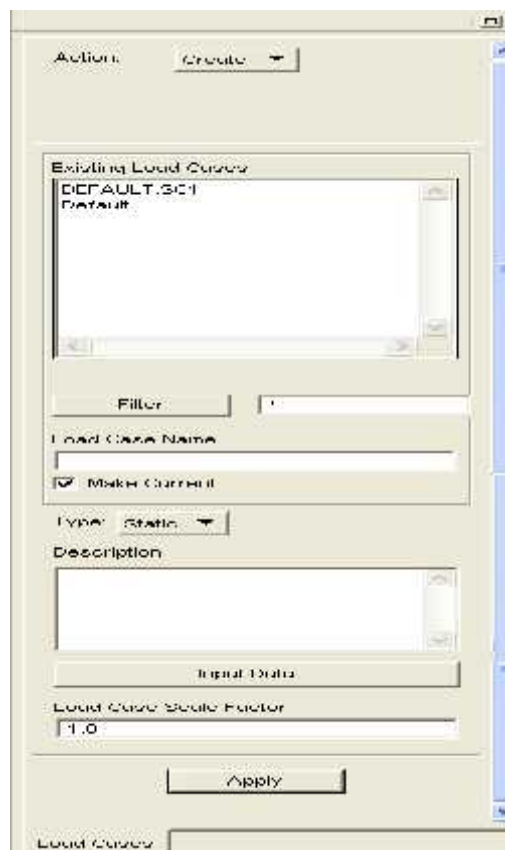


Figure (2-17) : Création des cas de chargement

**Load Case Name:** Identification du cas de chargement

**Input Properties:** Définir le cas de chargement → Condition aux frontières, Charges appliquées

❖ 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

❖ Résultats

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



Figure (2-18) : l'analyse

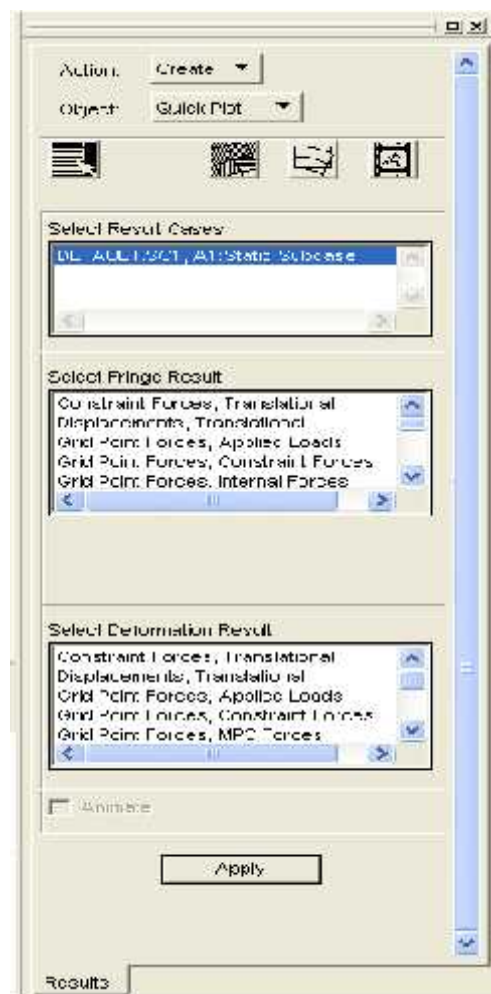


Figure (2-19) : le résultat

2.2.2) Présentation MSC/NASTRAN :

2.2.2.1) HISTORIQUE

NASTRAN (NAsa STRuctural ANalysis) est un logiciel conçu et développé par la NASA dans les années 1960, pour satisfaire au besoin d'un logiciel d'éléments finis universellement disponible. À l'origine le logiciel devait être indépendant du type d'ordinateur pour en faciliter sa diffusion. Cet objectif devait cependant se révéler utopique à cause des différences importantes qui existaient entre les différents systèmes informatiques de l'époque telles que la longueur des mots de mémoire, les structures internes et les systèmes d'exploitation. Trois versions différentes furent développées pour les ordinateurs les plus populaires.

En 1969 une première version commerciale devient disponible par l'intermédiaire de la société "Computer Software Management Information Center" (COSMIC). Initialement le programme peut être acheté mais les versions subséquentes ne seront disponibles que sur une base de location, comme c'est toujours le cas aujourd'hui. En plus de COSMIC/NASTRAN supportée par la NASA, il existe plusieurs autres versions protégées de NASTRAN. La plus populaire est MSC/NASTRAN qui a été développée et qui est maintenue par MacNeal-Schwendler Corporation. MSC/NASTRAN et COSMIC/NASTRAN ont une origine commune mais, même si ces programmes ont des ressemblances superficielles, ce sont en fait des programmes différents. MSC/NASTRAN est considéré comme le standard NASTRAN à cause de sa diffusion importante, de ses possibilités avancées et du service offert à la clientèle. Le programme est continuellement remis à jour.

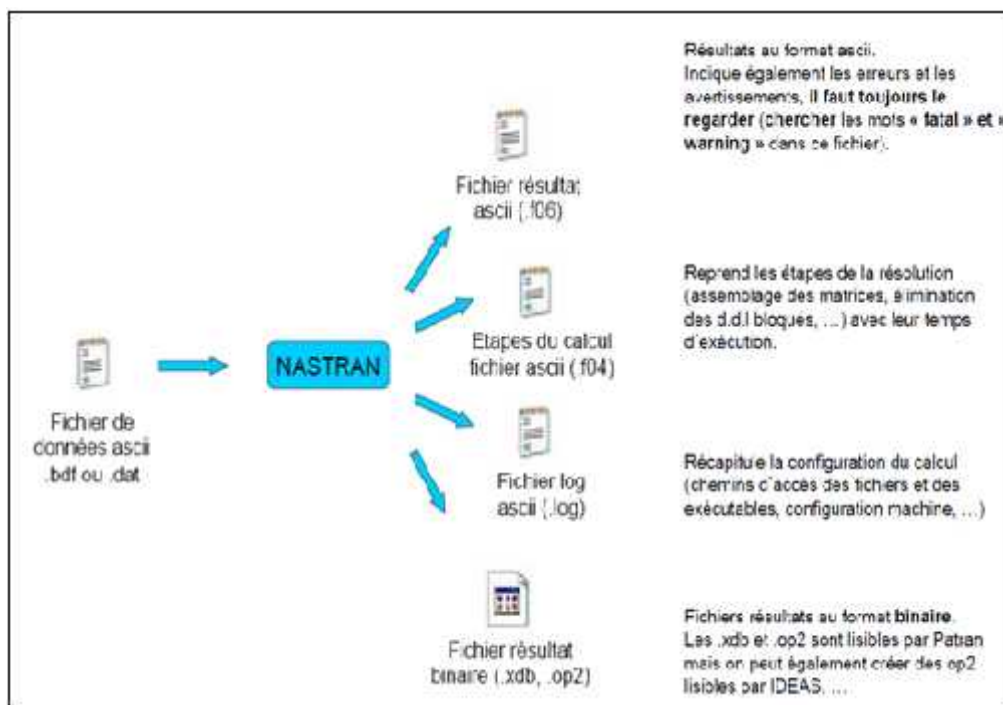
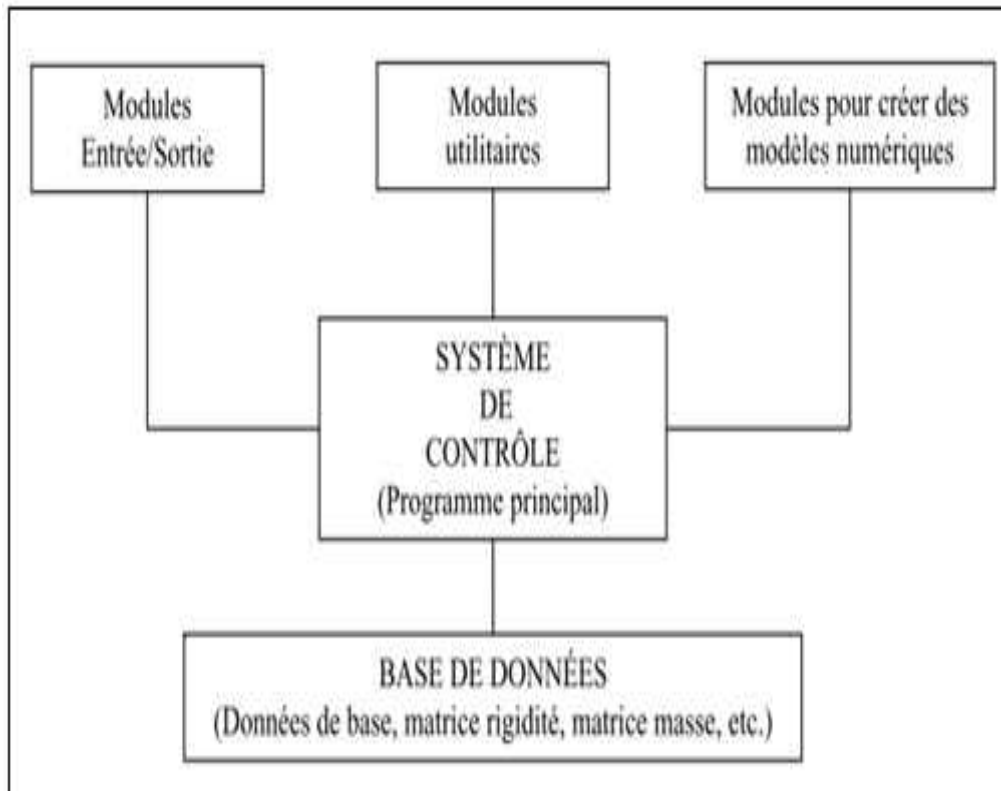


Figure (2-20) : Séquence type d'utilisation de Nastran

### 2.2.2.2) LA STRUCTURE DE MSC/NASTRAN :

Le programme génère et manipule une base de données pour la résolution de problèmes, en utilisant une méthode matricielle d'analyse structurale. Il n'est pas limité uniquement à l'analyse des contraintes. On peut l'utiliser pour résoudre des problèmes dans tous les domaines de la mécanique du continu.



**Figure (2-21) :** la structure de MSC.Nastran [13]

#### 2.2.2.2.1) Modules pour créer des modèles :

Ensemble de sous-routines pour générer les modèles numériques à partir des données de base d'un problème. Banque d'éléments pour poutres, solides 3D, solides axisymétriques, membranes, plaques en flexion, coques, etc....

#### 2.2.2.2.2) Modules utilitaires :

Ensemble de sous-routines pour effectuer les opérations arithmétiques. Multiplication de matrices, inversion, transformation, extraction des valeurs propres, ... etc.

#### 2.2.2.2.3) Modules d'entrée/sortie :

Sous-routines pour la lecture et l'interprétation du fichier d'exécution, la préparation des fichiers de sortie, l'exécution des sorties graphiques, etc...

**2.2.2.2.4) Systeme de contrôle :**

C'est le programme principal qui contrôle l'exécution du travail. Ce contrôle est en fait exercé par l'utilisateur à l'aide d'un langage particulier à NASTRAN appelé DMAP (Direct Matrix Abstraction Programming).

Des ensembles, appelés Formats rigides, préprogrammés en langage DMAP sont disponibles dans le programme de base pour effectuer les tâches les plus fréquentes.

Le langage DMAP offre à l'utilisateur la possibilité d'exploiter le logiciel au maximum. Cette connaissance de DMAP n'est cependant pas essentielle, puisqu'avec les formats rigides une seule directive dans le fichier de travail NASTRAN est suffisante pour effectuer une tâche.

**2.2.2.2.5) Format rigides les plus utilisés :**

- Analyse statique (101)
- Fréquences naturelles et modes de vibration (103)
- Analyse dynamique transitoire (109)
- Réponse dynamique en fonction de la fréquence (108)
- Analyse de flambement (105)

Les formats rigides peuvent aussi être modifiés par l'utilisateur pour des besoins particuliers.

**2.2.2.2.6) Préprocesseurs compatibles :**

Plusieurs logiciels servant à la modélisation des solides sont compatibles avec MSC/NASTRAN. Ces logiciels contiennent des modules pour la génération plus ou moins automatique des maillages et pour l'interprétation des résultats. Les plus connus sont :

- MSGMESH Module optionnel de MSC/NASTRAN
- MSC/XL
- CAED/I-DEAS
- MSC/GRASP
- PATRAN, MSC/NASTRAN for WINDOWS
- SUPERTAB , FAST DRAW, UNISTRUC, etc.

**2.2.2.2.7) Structure du fichier de travail de NASTRAN (Data deck) :**

NASTRAN

ID, A, B

..... } EXECUTIVE CONTROL DECK  
 ..... } Commandes pour le contrôle de l'exécution d'une tâche  
 ..... } Programme en DMAP ou la directive vers un format rigide

CEND

..... } CASE CONTROL DECK  
 ..... } Instructions nécessaires pour l'analyse  
 ..... } Choix des données, cas de chargement, les résultats désirés, etc..

BEGIN BULK

..... } BULK DATA  
 ..... } Données de base pour l'analyse  
 ..... } Matériaux, nœuds, éléments, contraintes, charges, etc.

ENDDATA

**2.2.2.2.8) Paramètres standards des commandes NASTRAN :**

- SID Set ID (Set identification number)
- EID Element ID (Element identification number)
- PID Property ID
- MID Material ID
- CID Coordinate ID
- G Grid point (no. de nœud)
- C Degree of freedom (no. de degré de liberté)

Degré de liberté	Tx	Ty	Tz	Rx	Ry	Rz
Numéro	1	2	3	4	5	6

### 2.2.2.2.9) Les éléments de NASTRAN pour l'analyse des structures :

1 Dimension PELAS (CELAS), PROD (CROD), PBAR (CBAR), PBEAM (CBEAM), PBEND (CBEND)

2 Dimensions PSHEAR (CSHEAR), PSHELL (CTRIA3, CQUAD4, CTRIA6, CQUAD8)

3 Dimensions PSOLID (CPENTA [15 nœuds], CHEXA [20 nœuds])

C ..... Connection card (Commande pour connecter un élément)

P..... Property card (Commande donnant les propriétés d'un élément)

### 2.2.2.2.10) Les commandes importantes de MSC. Nastran :

#### **GRID** (Définition d'un nœud)

La commande **GRID** est utilisée pour définir un nœud dans un maillage d'éléments finis.

**GRID, ID, CP, X1, X2, X3, CD, PSPC**

ID no. d'identification du nœud. Ce no. de nœud doit être unique

CP no. d'identification du système de coordonnées utilisé pour positionner le nœud (Coordinate Position)

CD no. d'identification du système de coordonnées utilisé pour orienter les degrés de liberté du nœud. Les six degrés de liberté du nœud, Tx, Ty, Tz, Rx, Ry et Rz , seront orientés dans la direction des axes de ce système de coordonnées(Coordinate Déplacements)

X1, X2, X3 les trois coordonnées du nœud, par exemple x, y, z dans le système cartésien.

PSPC série de chiffres sans espace identifiant les degrés de liberté du nœud qui sont fixés à zéro (Permanent Single Point Constrains).

#### **MAT1** (Propriétés d'un matériau)

Pour les matériaux linéaires, élastiques, homogènes et isotropiques

**MAT1, MID, E, G, NU, RHO, A, TREF, GE, ,ST, SC, SS, MCSID**

MID no. d'identification du matériau

E module de Young

G	module de rigidité en cisaillement
NU	coefficient de Poisson
RHO	Densité massique, utilisé par GRAV
A	coefficient de dilatation thermique
TREF	température de référence pour les calculs des charges thermiques
GE	coefficient d'amortissement du matériau
ST, SC, SS	contraintes limites: tension, compression, cisaillement (pour le calcul de la marge de sécurité: M.S.)
MCSID	"Material coordinate system identification number. Utilisé seulement PARAM,CURV processing",

Si seulement deux des trois constants élastiques sont données (E, G, et NU), la troisième est calculée à l'aide de la relation suivante:  $G=E/2(1+\nu)$

#### **PBAR** (Propriétés d'une section de poutre)

La commande PBAR sert à définir les propriétés de la section d'une poutre. La poutre, comme tous les éléments, possède son propre système local d'axes. L'axe local x correspond à l'axe longitudinal de la poutre. Les deux autres axes locaux y et z devraient normalement correspondre aux axes principaux de la section de la poutre.

**PBAR,      PID, MID, A,    Izz,   Iyy, J,    NSM**  
**,      Cy, Cz, Dy, Dz, Ey, Ez, Fy, Fz**  
**,      Kz, Ky, Iyz**

PID no. d'identification des propriétés de la section de la poutre (Property ID).

MID no. d'identification du matériau de la poutre (Material ID).

A aire de la section de la poutre.

Izz moment d'aire (second moment) de la section de la poutre par rapport à son axe local z.

Iyy moment d'aire de la section de la poutre par rapport à son axe local y.

J constante de torsion de la section de la poutre.

NSM masse non structurale (Non Structural Mass). C'est la masse par unité de longueur de la poutre qui ne participe pas à la rigidité. Par exemple, une charge



de glace ou de l'isolant thermique.

Cy, Cz, etc. coordonnées locales de quatre points de la section de la poutre pour le calcul de la contrainte  $\sigma_x$ .

Kz rapport de l'aire effective en cisaillement pour de la flexion autour de l'axe local induite par un effort tranchant sur l'aire totale de la section de la poutre.

Ky rapport de l'aire effective en cisaillement pour de la flexion autour de l'axe local induite par un effort tranchant sur l'aire totale de la section de la poutre.

Iyz moment produit (produit d'inertie) de la section de la poutre.

### **CBAR** (élément poutre)

La commande **CBAR** est utilisée pour connecter un élément de poutre entre deux nœuds d'un maillage d'éléments finis. La poutre possède deux extrémités A et B. L'origine du système local d'axe de la poutre est à l'extrémité A. L'axe local x passe par le centroïde de la section de la poutre et il est positif de l'extrémité A vers l'extrémité B. Pour définir l'orientation dans l'espace des axes locaux y et z de la section de la poutre, on utilise un vecteur d'orientation V qui doit être dans le plan local xy, du côté positif de l'axe y. Les trois composantes de ce vecteur V sont définies par rapport aux coordonnées de déplacement du nœud GA. Autrement dit, le vecteur V prend son origine au nœud GA.

**CBAR, EID, PID, GA, GB, V1 ou G0, V2, V3**  
**, PA, PB, Z1A, Z2A, Z3A, Z1B, Z2B, Z3B**

EID no. d'identification de l'élément de poutre.

PID no. d'identification de la section de la poutre (carte PBAR).

GA nœud sur lequel est connecté l'extrémité A de la poutre.

GB nœud sur lequel est connecté l'extrémité B de la poutre.

V vecteur servant à définir l'orientation des axes locaux y et z de la section de la poutre. Ce vecteur doit être dans le plan local xy de la section de la poutre, du côté positif de l'axe local y. Ce vecteur est défini par rapport aux coordonnées de déplacement du nœud GA. Comme alternative, nous pouvons aussi donner, dans le champ V1, le no. d'un nœud qui serait situé dans le plan local xy, du côté positif de l'axe y. Connaissant les coordonnées de ce nœud et de GA, NASTRAN calculera lui-même le vecteur d'orientation V.

PA codes des degrés de liberté libres à l'extrémité A de la poutre. C'est une série de chiffres sans espace indiquant les degrés de liberté à l'extrémité A de la poutre qui ne seront pas connectés au nœud GA (Forceless Degrees of Freedom). Par défaut, lorsque ce champ est libre, tous les degrés de liberté sont connectés

rigidement au noeud. Par exemple, si les rotations autour des axes locaux x et z de l'extrémité A de la poutre sont libres et entièrement indépendantes de celles du noeud GA (charnières autour des axes locaux x et z) nous aurons  $PA = 46$ .

PB codes des degrés de liberté libres à l'extrémité B de la poutre.

ZA vecteur d'excentricité à l'extrémité A de la poutre. Ce vecteur a son origine au noeud GA et va jusqu'au centroïde de la section à l'extrémité A de la poutre. Les trois composantes<sup>2</sup> de ce vecteur sont définies par rapport au système de coordonnées utilisé pour le déplacement du noeud (CP de la carte GRID). Ce vecteur représente un lien totalement rigide entre le noeud et l'extrémité de la membrure.

ZB vecteur d'excentricité à l'extrémité B de la poutre.

### 2.3) Modélisation des éléments de l'aile :

Le modèle de l'aile inclus les revêtements, les lisses pleine hauteur, les nervures, longerons, winglet, parties structurales du bord d'attaque fixe, attaches et surfaces de contrôle (volets, becs et aileron). Toutes les ouvertures significatives comme les portes d'accès, trappe de remplissage, etc. sont représentées.

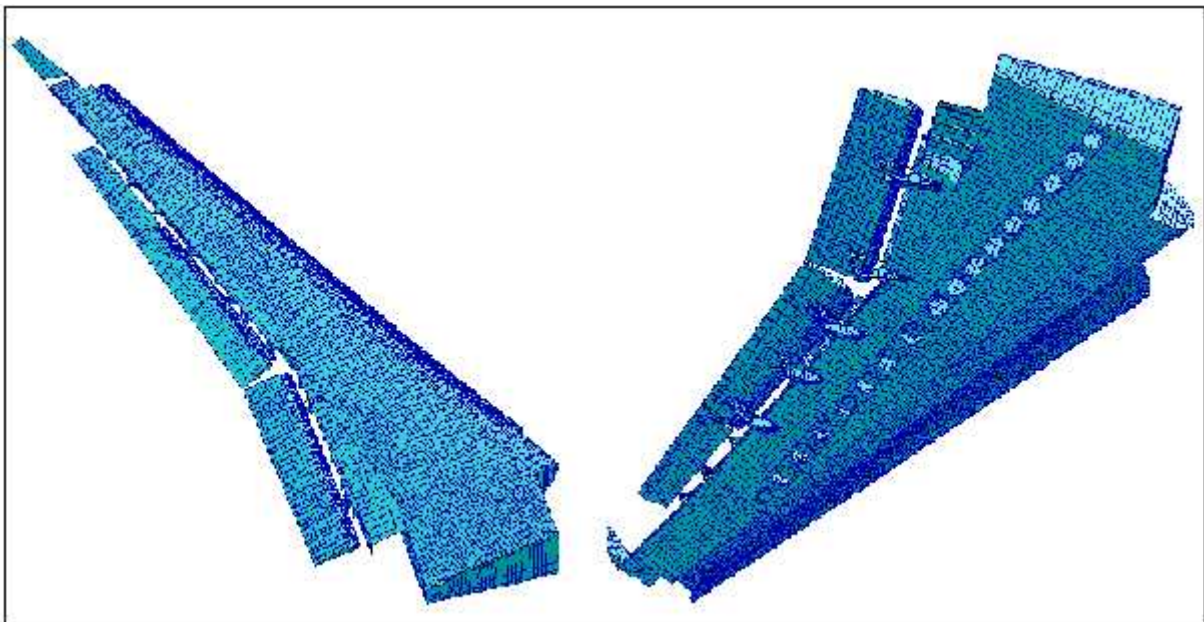
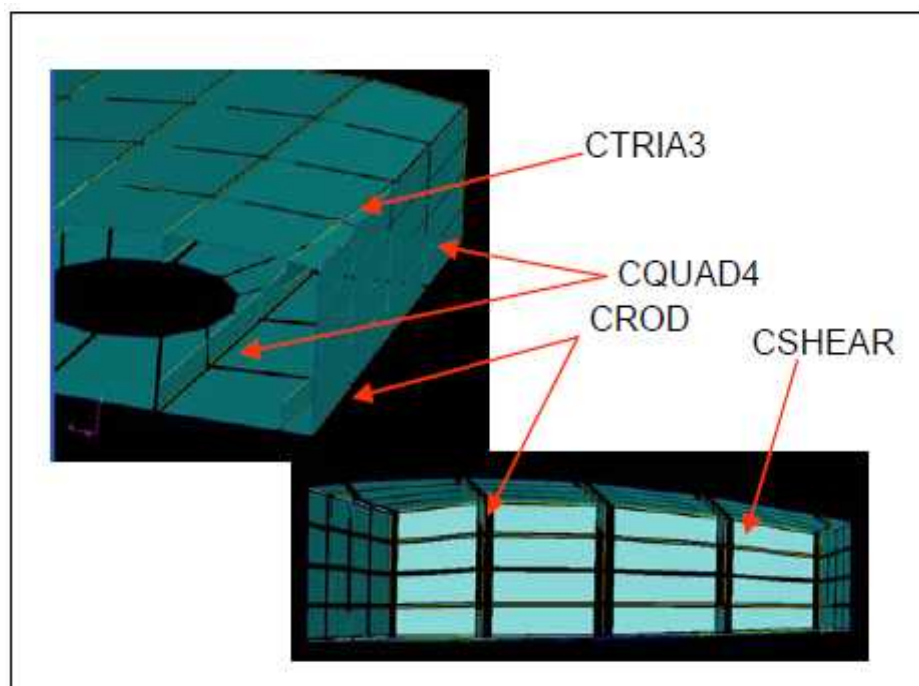


Figure (2-22) : model d'une aile complète [12]

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

1) La valeur minimale donnée à un élément/noeud est de un million.

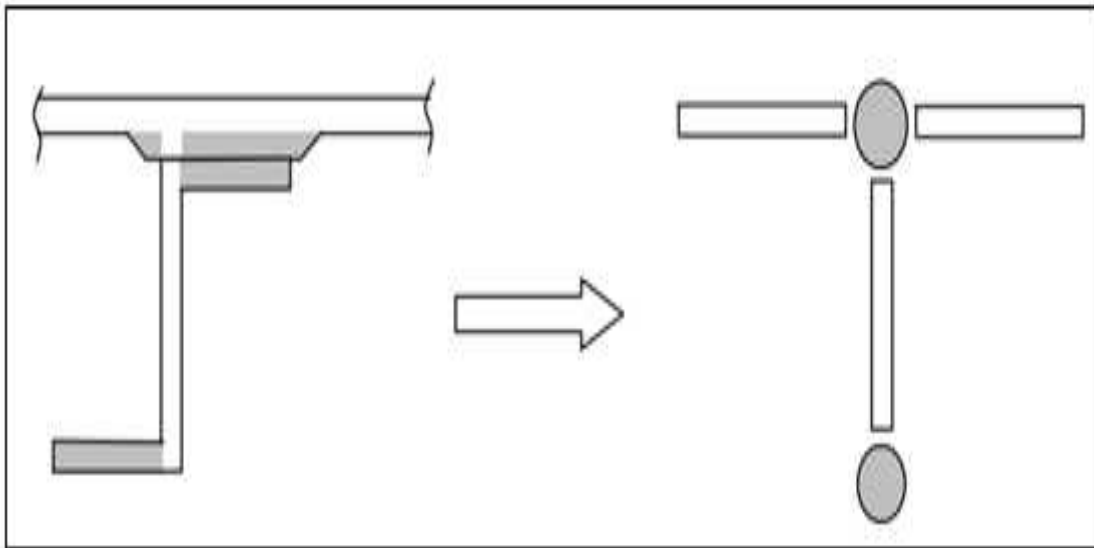
- 2) Un range de 10 000 est assigné pour chaque baie
- 3) Une baie commence à une nervure et inclue ainsi que toute la structure qui s'étend jusqu'à la prochaine nervure (incluant les revêtements, les lisses, ...).
- 4) La numérotation de la baie (NB) est simplement obtenue en prenant le numéro de la rib multiplie par 10 000 auquel on ajoute un million (  $NB=1000000 + \text{no.rib} \times 10\,000$  ).
- 5) La numérotation est ensuite définie comme suit:
  - la nervure est numérotée de NB a NB+999
  - le longeron avant est numéroté de NB+1000 a NB+1999
  - le longeron arrière est numéroté de NB+2000 a NB+2999
  - le revêtement supérieur est numéroté de NB+3000 a NB+3999
  - la revêtement inférieur est numéroté de NB+4000 a NB+4999
  - les semelles de lisses supérieurs sont numérotées de NB+5000 a NB+5999
  - les âmes de lisses supérieurs sont numérotées de NB+6000 a NB+6999
  - les semelles de lisses inférieur sont numérotées de NB+7000 a NB+7999
  - les âmes de lisses inférieur sont numérotées de NB+8000 a NB+8999



**Figure (2-23) :** les éléments constituant un caisson d'une aile [14]

**2.3.1) Modélisation des Lisses :**

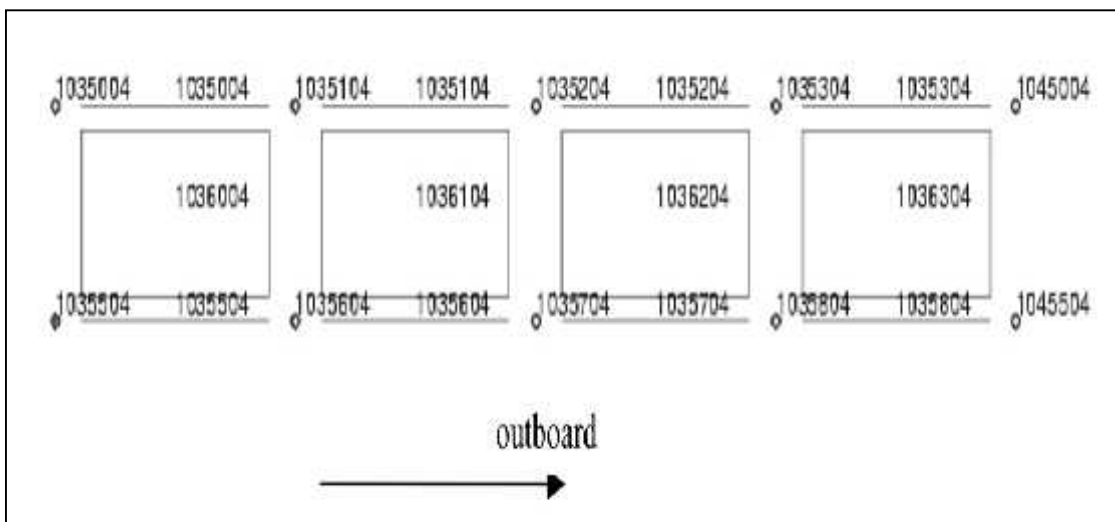
Les lisses sont modélisées pleine hauteur. Les semelles extérieures et intérieures sont modélisées avec des éléments CROD. L'âme est modélisée par des éléments CQUAD4, avec leur nœud 1 et 2 sur les contours extérieurs, le nœud 2 étant à l'extérieur du nœud 1.



**Figure(2-24) :**la présentation des lisses [12]

❖ **Modélisation par éléments finis (détail de numérotation) :**

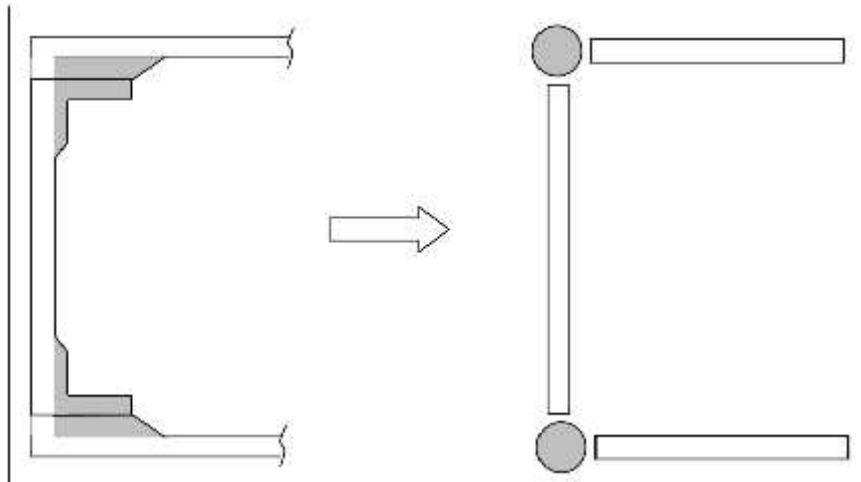
Les 2 derniers chiffres de tous les nœuds et éléments faisant parti des stringers sont utilisés pour identifier le numéro du stringer. Dans une même baie, le nœud/élément out board du premier nœud/élément est incrémenté de 100 a chaque fois jusqu'a la prochaine nervure. Les nœuds/éléments intérieurs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



**Figure (2-25) :** exemple pour la lisse supérieur 4 dans la baie 3 [12]

**2.3.2) Modélisation des Longeron :**

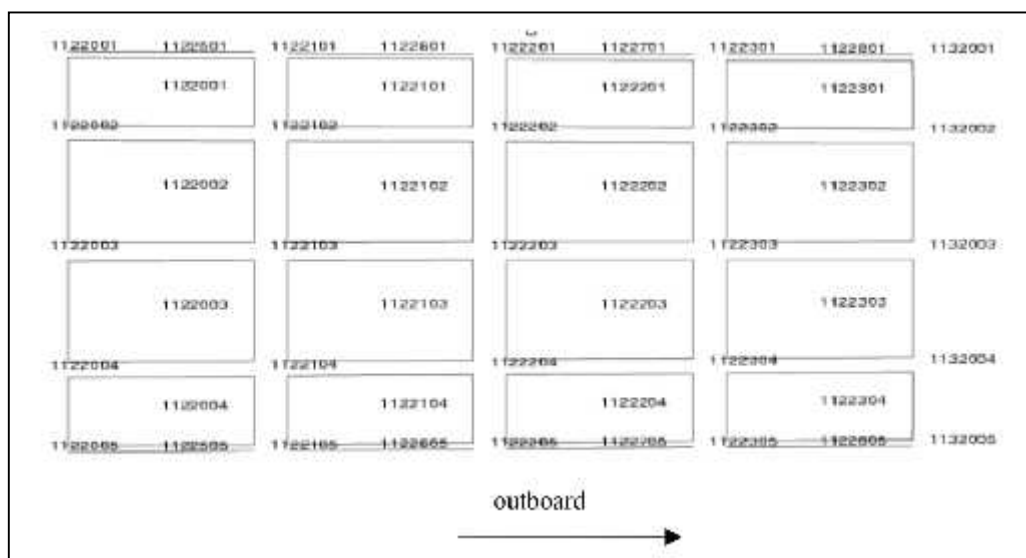
Les semelles de longeron sont modélisées par des éléments CROD. L'âme est modélisée par des éléments CQUAD4. Le nœud 2 est à l'extérieur du nœud 1 et la normale de l'élément pointe à l'extérieur du caisson de l'aile. Les détails représentant la pénétration des rails dans le longeron doivent être représentés.



**Figure (2-26) :** la présentation des longerons [12]

❖ **Modélisation par éléments finis (détail de numérotation):**

Les longerons sont constitués de 4 éléments de haut par 4 éléments de long à 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 à 499, et les éléments bar utilisent les numéros entre 500 et 999.



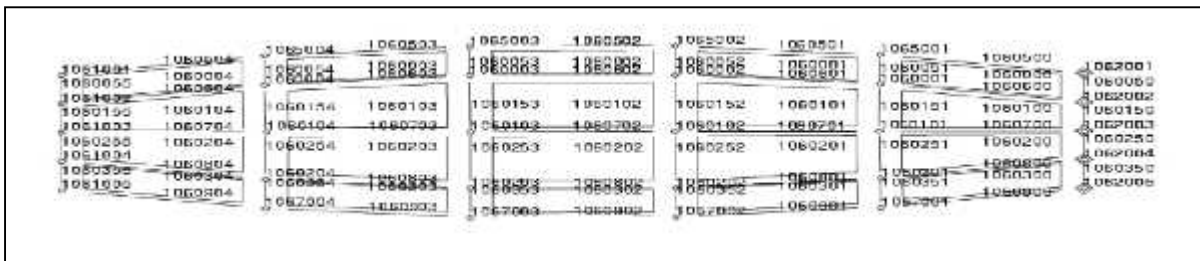
**Figure (2-27) :** exemple pour le longeron arrière dans la baie 12 [12]

**2.3.3) Modélisation des Nervure :**

Les semelles de nervure sont modélisées par des éléments CROD. L'âme est modélisée par des éléments CQUAD4 et les attaches en cisaillement sont modélisées par des éléments CSHEAR.

**❖ Modélisation par éléments finis (détail de numérotation) :**

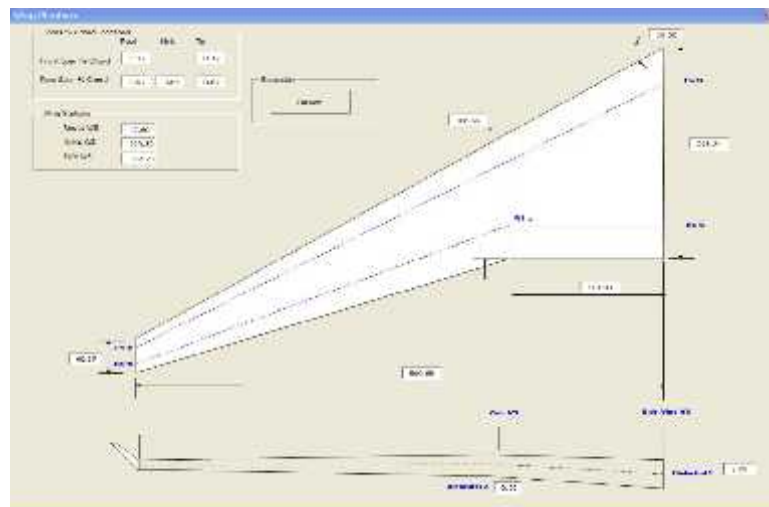
Les ribs sont constituées de 4 éléments de haut par le nombre de stringers. Ainsi, la numérotation est rattachée à celle des stringers, de l'arrière vers l'avant, et l'incrément de haut en bas est de 100. Les éléments plaque utilisent le numéro des stringers, les éléments rod horizontaux sont incrémentés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



**Figure (2-28) :** exemple pour la nervure 6 avec 4 lisses [12]

**2.4) FEM-BUILDER :**

L'outil « FEM Builder » qui a été développé par Abdel-kader Kherrat chez Bombardier est programmé en VBA sous la plateforme de MS-Office Excel génère le modèle d'éléments finis automatique en spécifiant les paramètres caractéristiques d'une aile à savoir la flèche, les dimensions de la plateforme de l'aile etc. La figure (2.29) décrit un sommaire des paramètres nécessaire pour :



**Figure (2.29):** Les caractéristiques de la plateforme de l'aile. [15]

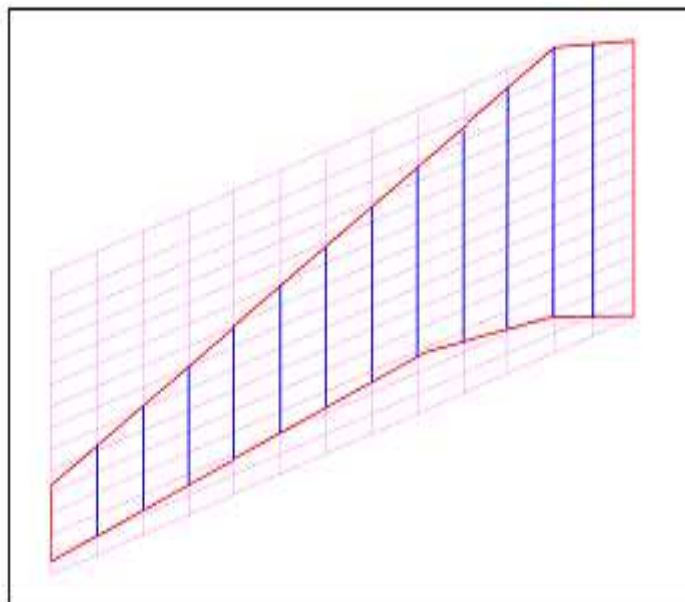
### 2.4.1) Topologie

Cette section décrira brièvement une description sommaire de la topologie suivie par le logiciel « FEM Builder ». La topologie employée suit 4 étapes :

- 1) **Etape 1 : « Maillage étendue »**
  - du plan de la plateforme ; Maillage au delà de la limite de l'aile
- 2) **Etape 2 : « Nettoyage des Eléments »:**
  - Elimination des éléments des éléments a l'extérieur de la limite de l'aile
- 3) **Etape 3 : « Projection sur la frontière de l'aile les éléments frontaliers»:**
  - Projection des nœuds des éléments de frontière sur la frontière de l'aile (les longerons).
- 4) **Etape 4 : « Projection sur les revêtements ».**
  - Tous les éléments du plan de l'aile seront projetés sur les deux revêtements (extrados et intrados).

#### 2.4.1.1) Etape 1 : « Maillage étendue »

Une topologie simple et plus efficace a été suivie qui concerne a, une fois que la plateforme de l'aile est connue, mailler avec des éléments quadrilatère un domaine qui dépasse la limite de l'aile. Cette façon a pour but de projeter un maillage simple sur une géométrie quelconque. La figure (2.30) décrit le maillage étendue et de sa structure:

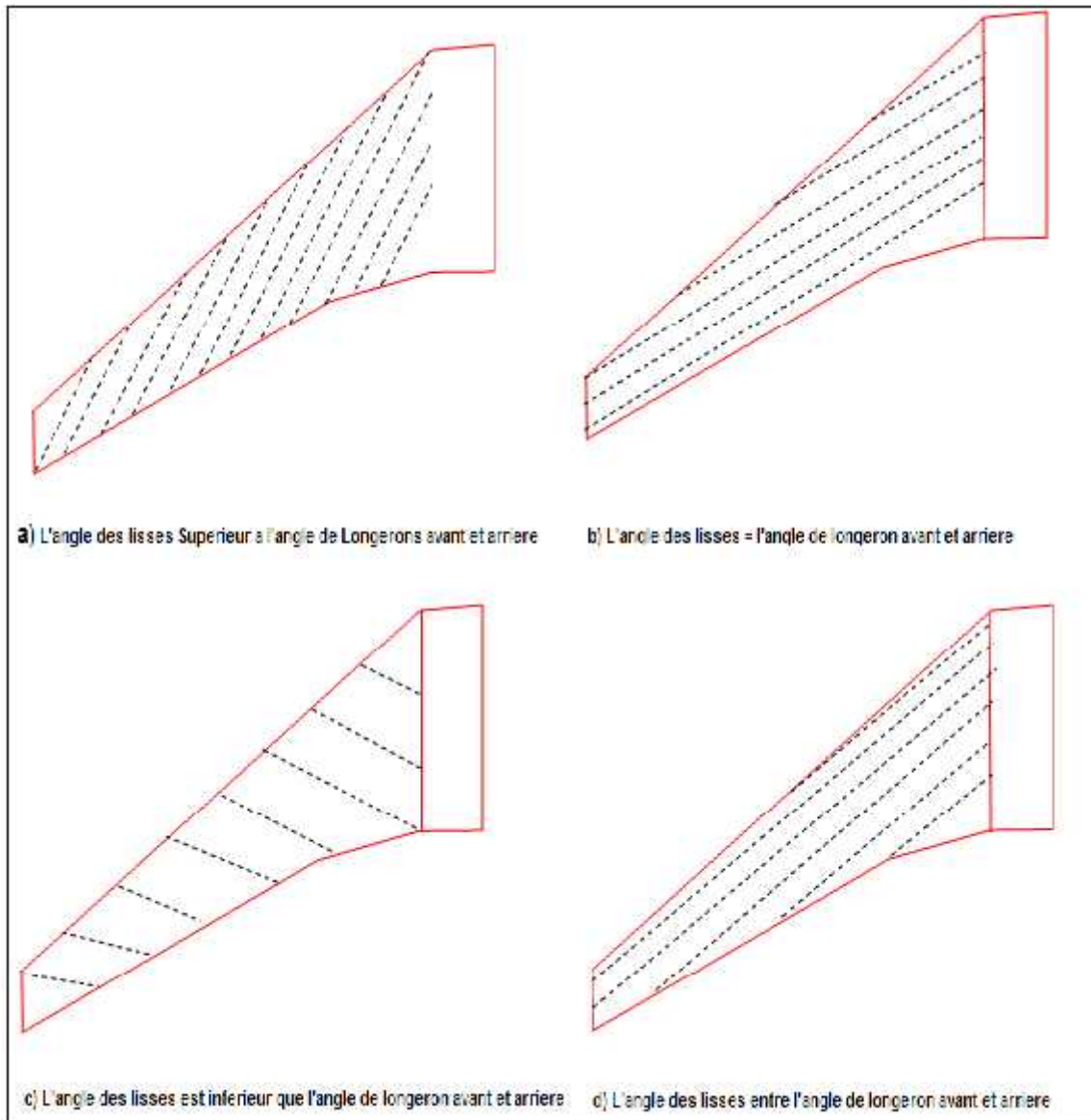


**Figure (2.30):** Maillage étendu. [15]

Les paramètres qui vont contrôler le maillage seront l'orientation des lisses et l'orientation des nervures.

La figure (2.31), montrent les différentes possibilités des orientations des lisses. La configuration b) qui spécifie que les lisses sont parallèles au longeron arrière est la configuration recommandée pour des raisons de certification : « Fail safe ». Il faut avoir un

concept qui prévoit des défaillances : s'il y a une défaillance ou bris de la semelle du longeron arrière qui est souvent le plus chargé pour les ailes avec une flèche arrière plus prononcée. Les lisses adjacentes au longeron arrière prennent la relève une fois défaillance et il faut que ces lisses soient continues le long de l'envergure de l'aile.



**Figure (2.31) :** Configuration possibles des orientations des lisses. [15]

La configuration a) et d) sont peu employées mais existe. Cependant, la configuration c) est non recommandée et n'existe pas dans les configurations des ailes existantes jusqu'à maintenant.

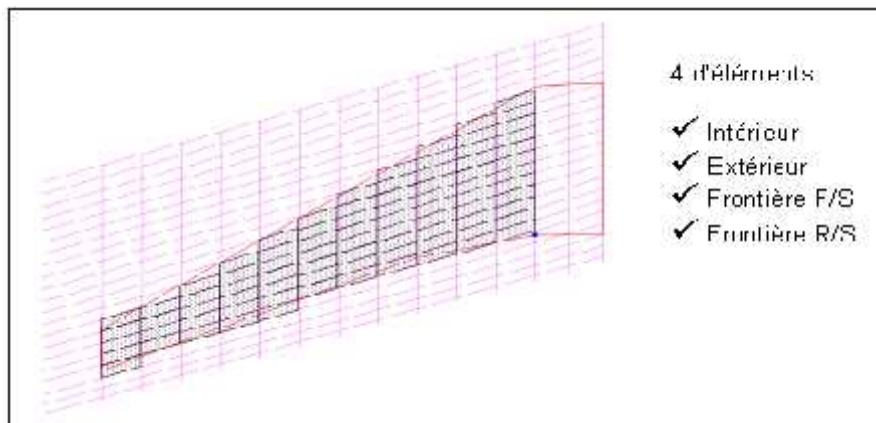
La raison est simple car une telle configuration est contre nature et pauvre et générera un excès de poids. Cette configuration montre que des lisses naissent le long de l'envergure on s'en allant vers le saumon (de la racine vers le saumon) sur le longeron arrière. Le moment fléchissant baisse de la racine vers le saumon, donc ce n'est pas nécessaire d'avoir des lisses



qui naissent mais plutôt une diminution de lisse pour optimiser le poids de l'aile.

### 2.4.1.2) Etape 2 : « Nettoyage des Eléments » :

Lors de cette étape, On éliminera tous éléments qui sont à l'extérieur de la frontière de l'aile. La figure suivante décrit cette étape et montre aussi les éléments gardés en hachure.

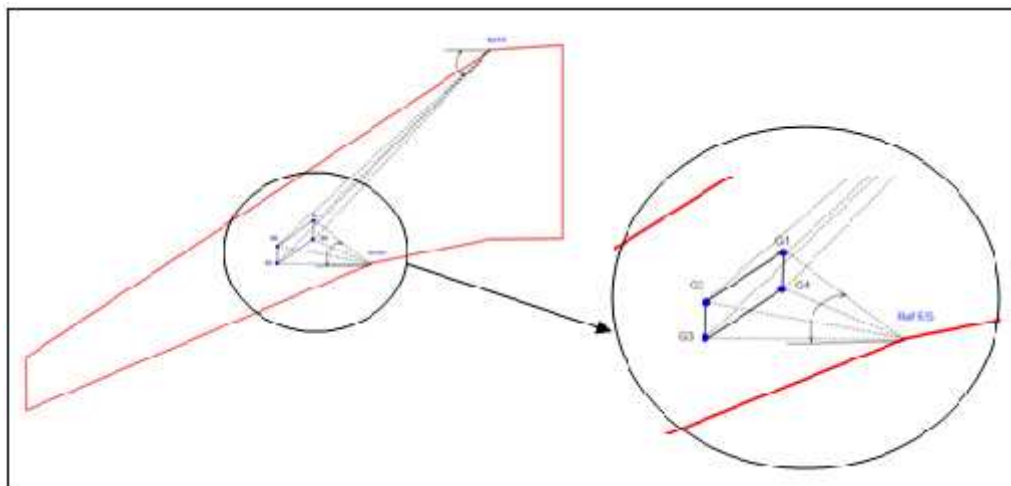


**Figure (2. 32) :** Nettoyage des éléments et catégorisation des éléments retenus [15]

Après nettoyage, on catégorisera les éléments en 4 groupes :

- 1) Groupe 1 : Elément dont ces 4 nœuds sont tous à l'intérieur de la frontière
- 2) Groupe 2 : Elément dont ces 3 ou 4 nœuds sont à l'extérieur de la frontière
- 3) Groupe 3 : Elément sur la frontière du longeron avant
- 4) Groupe 4 : Elément sur la frontière du longeron arrière

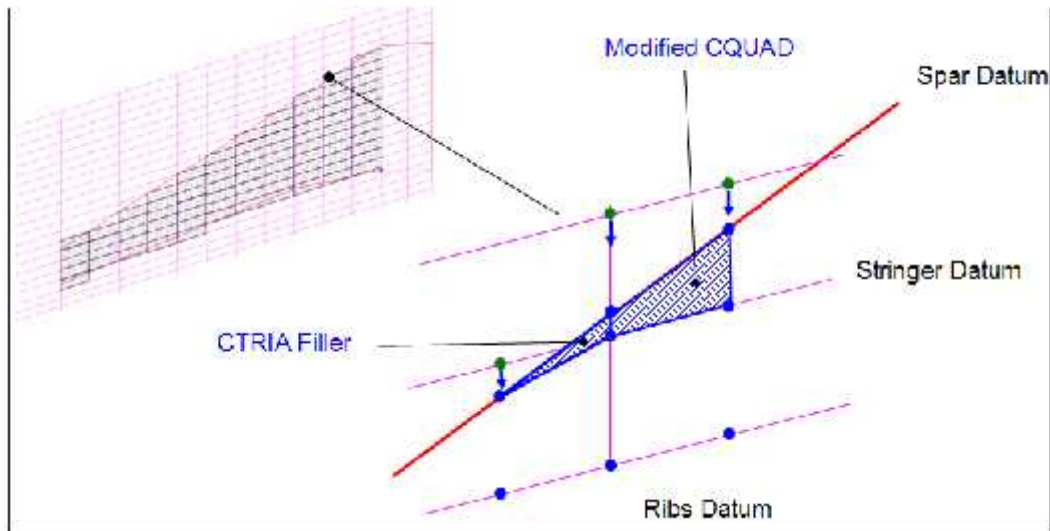
La technique des angles est employée pour déterminer et connaître combien de nœuds sont à l'intérieur de la frontière ou à l'extérieur. La figure suivante décrit l'évaluation des angles. Ces angles calculés seront comparés aux angles de la frontière délimitée par le longeron avant et arrière.



**Figure (2.33) :** Technique des angles [15]

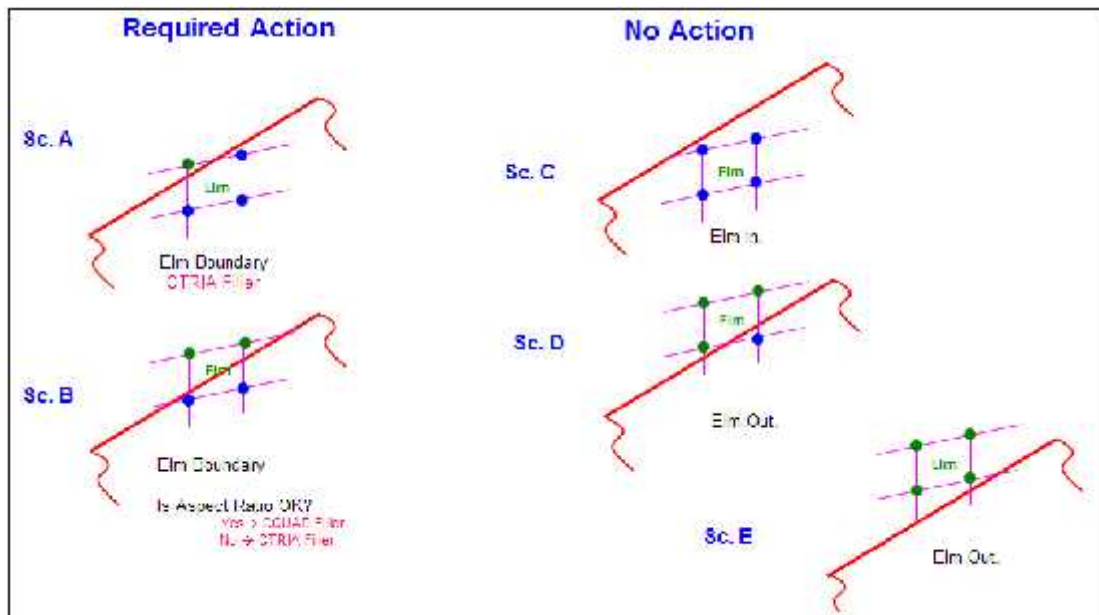
**2.4.1.3) Etape 3 : « Projection sur la frontière de l'aile les éléments frontaliers»:**

Le maillage résultant de l'étape 2 aura une géométrie/maillage en pallier si on le compare à la frontière. Ce maillage doit épouser la géométrie réelle de l'aile. Pour ce faire, la prochaine étape sera de projeter ces nœuds à l'extérieur de la frontière sur la frontière délimitée par le longeron avant et arrière comme le montre la figure suivante.



**Figure (2. 34) :** Projection des nœuds des éléments de frontière sur la frontière. [15]

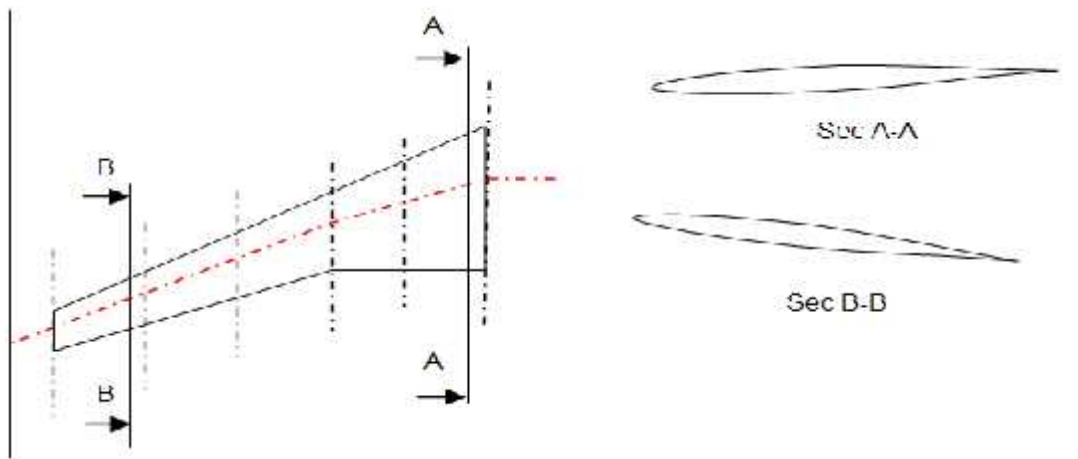
Après cette opération, il va y avoir des vides dans le maillage. Il faut prévoir remplir ces vides par des triangles. L'opération de remplissage et les actions à entreprendre éventuellement sont résumées par la figure suivante :



**Figure (2.35) :** Les cas de scenarios possible et les actions à entreprendre pour le nettoyage et le remplissage [15]

**2.4.1.4) Etape 4 : « Projection sur les revêtements » :**

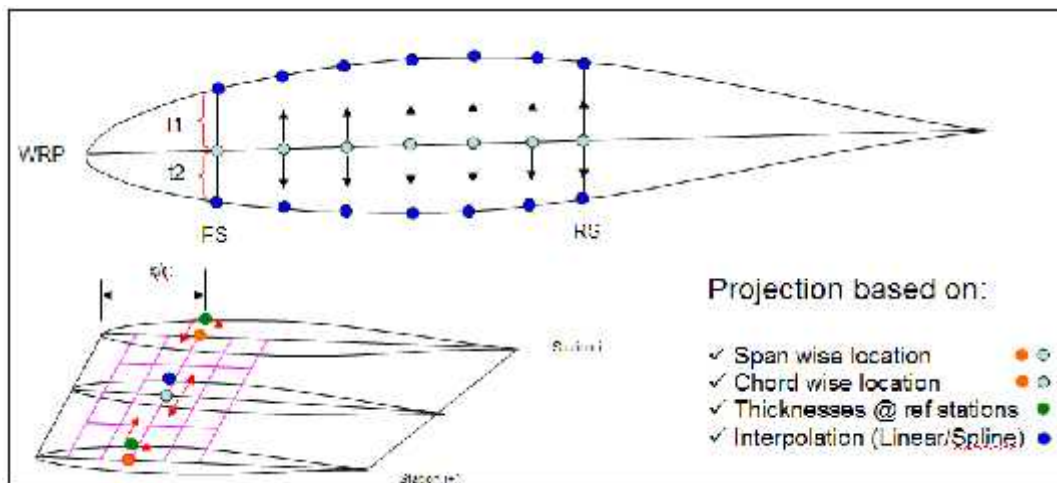
Avant d'expliquer la projection sur le revêtement. Il faut savoir que le profil de l'aile exigé par le département d'aérodynamique sera sous forme de profil pour un certain nombre limité de station le long de l'envergure.



**Figure (2.36):** Les profils pour différentes stations (i) de l'aile. [15]

Avec ces profils, on générera le revêtement et sa forme par une interpolation avec des splines (Lofting)

Une fois que le maillage est complété sur le plan de l'aile. Ce maillage sera projeté sur les deux revêtements (extrados et Intrados). La projection d'un nœud sur le revêtement doit suivre les étapes suivantes comme la montre la figure ci-dessous :



**Figure (2.37):** Projection des nœuds sur le revêtement. [15]

Les étapes à suivre sont résumés comme suit :

- 1) Déterminer la localisation du nœud par rapport à la corde a la station « y » ( $x/c$ ).
- 2) Déterminer les épaisseurs du profil des stations adjacentes (i et (i+1))
- 3) Interpoler et déterminer l'épaisseur à la station « y » de l'extrados et l'intrados

2.4.2) Description du FEM- BULDER :

Une fois le FEM-BUILDER est lancé on aura la figure ci-dessous



Figure (2.38) : Le menu principal du FEM-BUILDER [16]

En cliquant sur Getting started User's Guide , c'est l'icône qui contient le guide d'utilisation

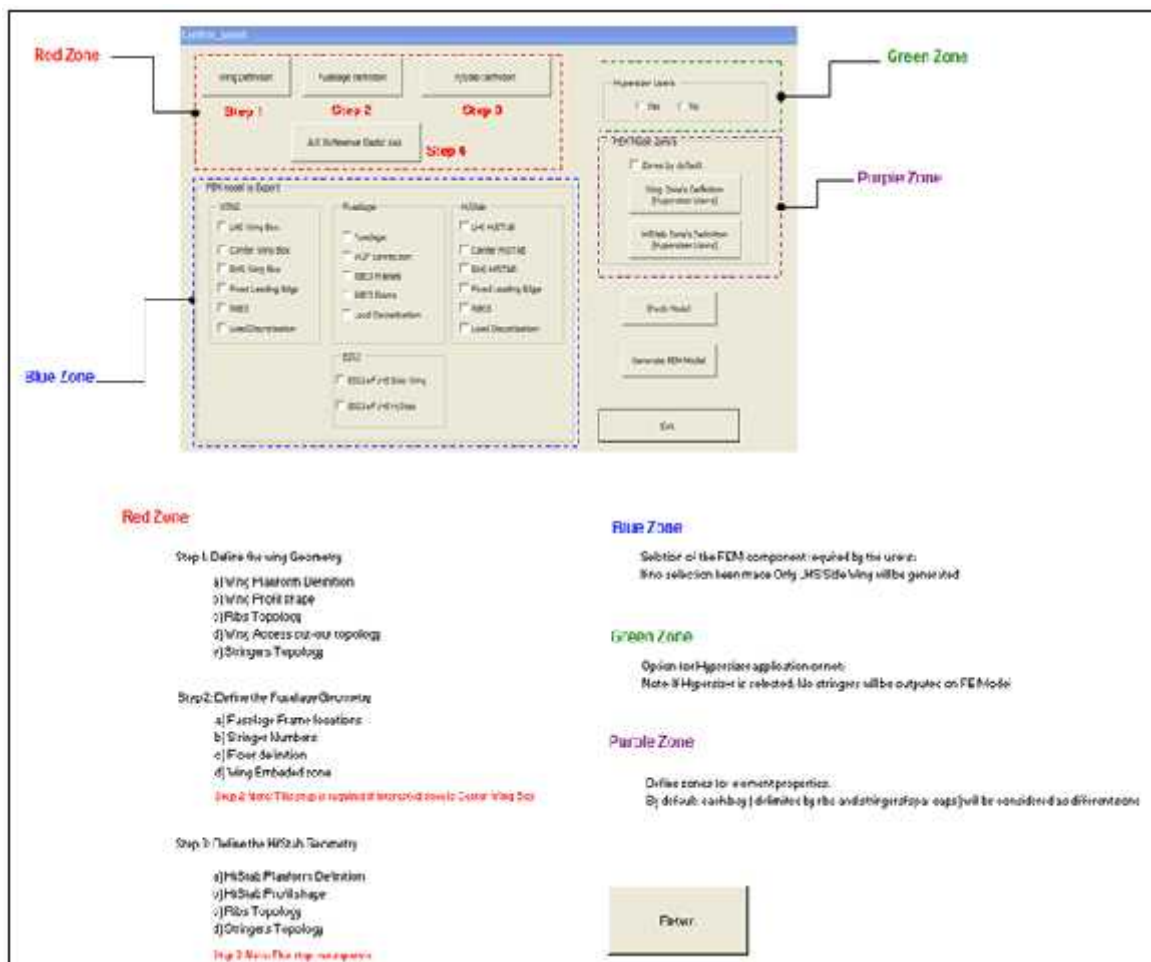


Figure (2.39) :Le guide d'utilisation du FEM –BUILDER [16]

En cliquant sur START on aura :

Le Control-panel ou panneau de control qui est décrit la figure ci-dessous :

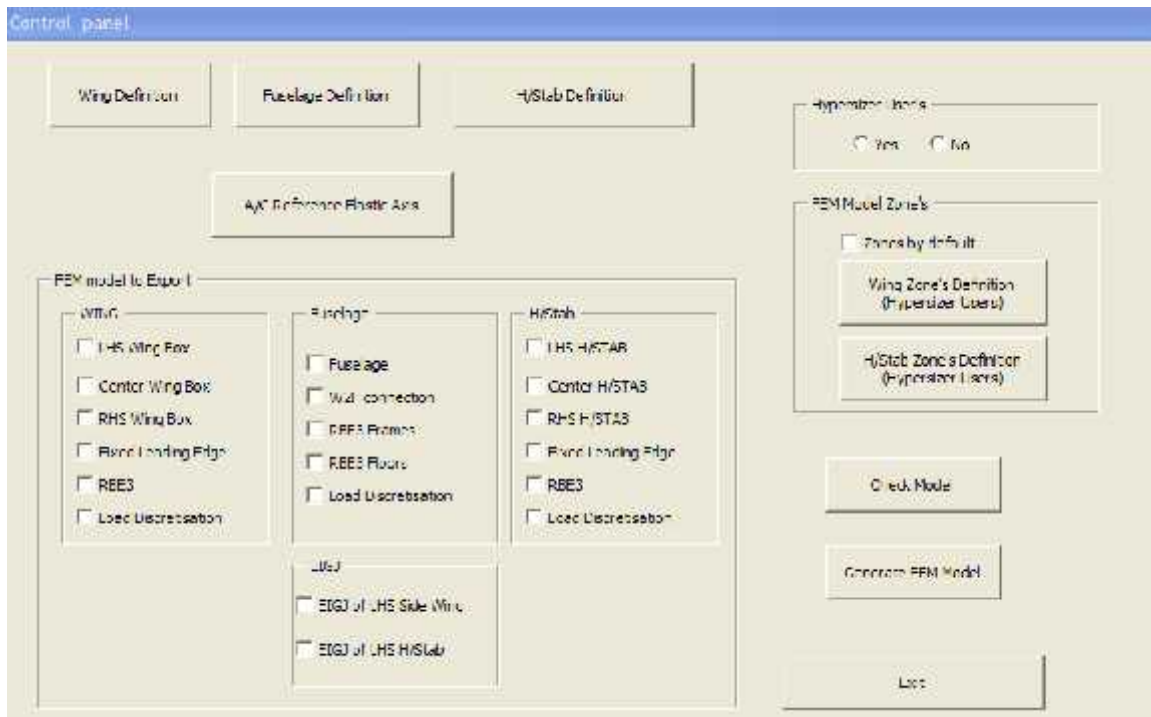


Figure (2.40) : Le panneau de control [16]

**Etape 1 :** en cliquant sur Wing definition qui contient la définition d’aile on aura



Figure (2.41) : Définition de l’aile [16]

**Etape 2 :** on choisit Wing planform definition dans cette partie on va définir la plateforme de l'aile donc choisir la corde à l'emplanture, la corde au saumon l'angle de flèche, position du longeron avant et du longeron arrière etc...

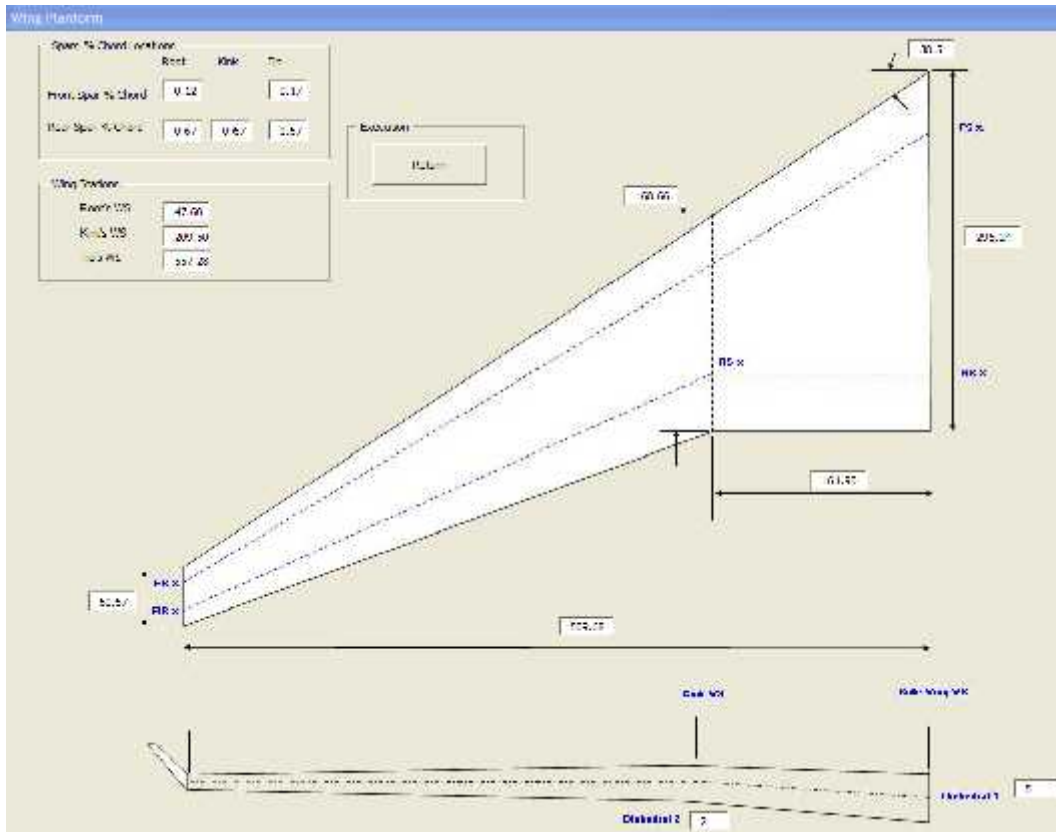


Figure (2.42) : La plateforme de l'aile [16]

**Etape 3 :** choisir Wing profile definition dans cette feuille est pour définir le profil de l'aile choisit.

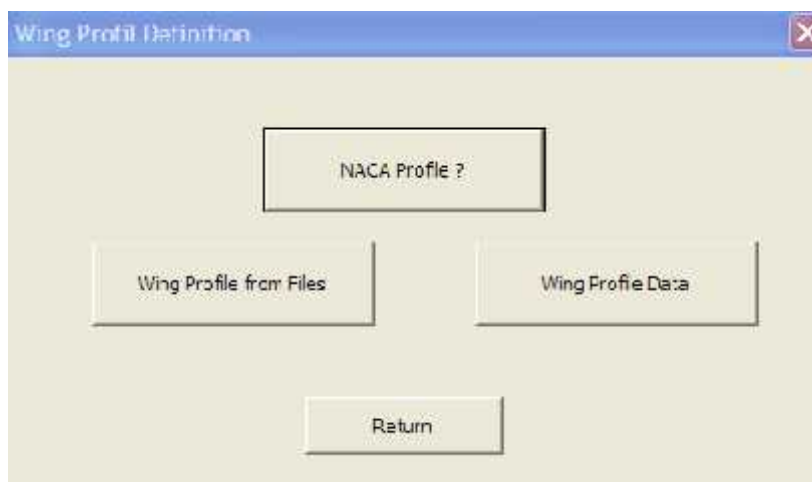
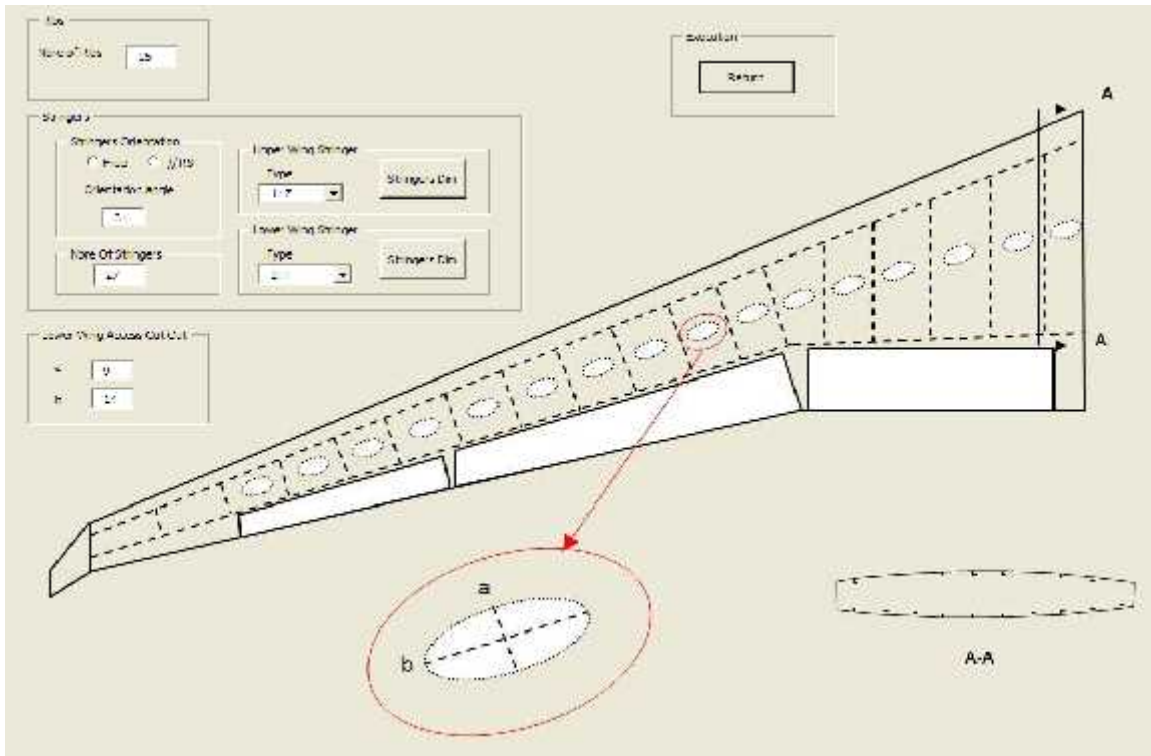


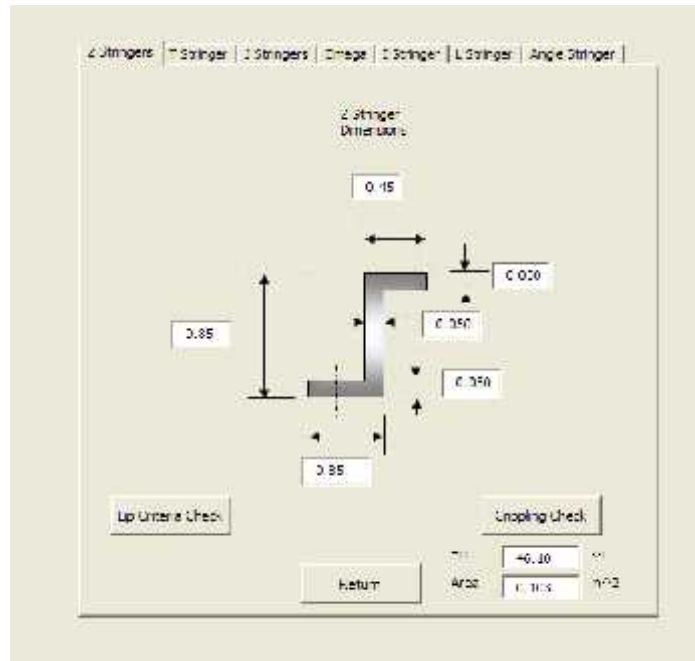
Figure (2.43) : Définition du profil de l'aile [16]

**Etape 4 :** wing Topologie ; c'est dans cette section qui faut faire entrer le nombre de lisses, le nombre de nervure leurs orientations et leurs types :



**Figure (2.44) :** Topologie de l'aile [16]

Pour la définition des lisses choisir Stringer Dim :



**Figure (2.45) :** Dimensionnement de la lisse [16]

**Etape 5 :** pour définir la topologie de la nervure cliquant sur Rib Topology cette partie permet de choisir l'orientation des nervure ainsi l'espacement entre chaque nervure par rapport au longeron avant et le longeron arrière.

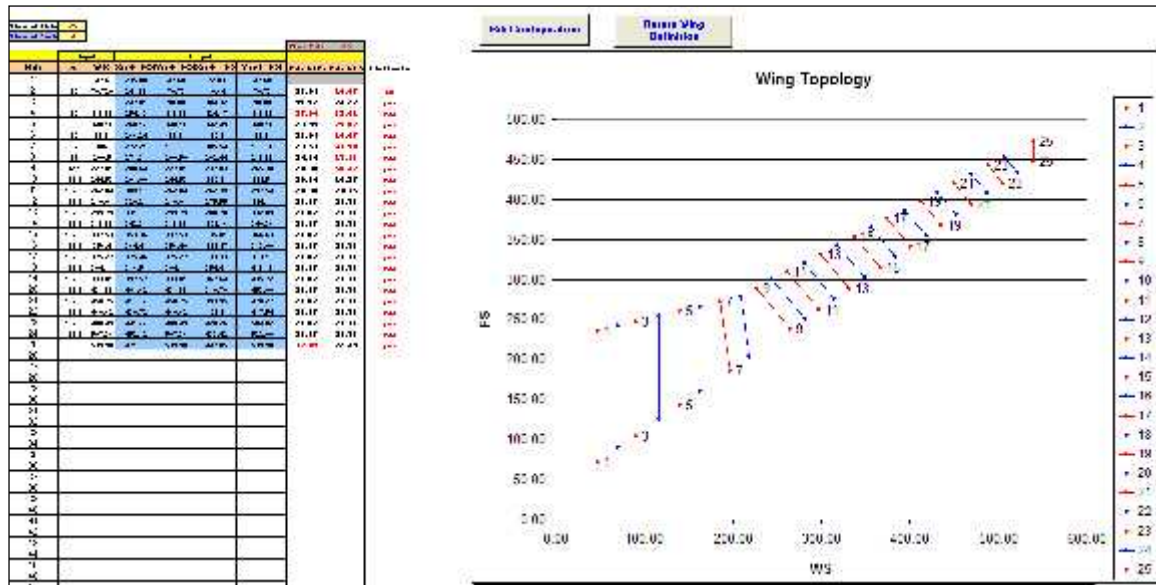


Figure (2.46) : Orientation et espacement des nervures [16]

**Etapes 6 :** définir les accès de l'aile en choisissant Wing Access Cut-out Topology donc cette section définit les compartiments d'accès de l'aile ainsi que les lisses qui vont être coupées.

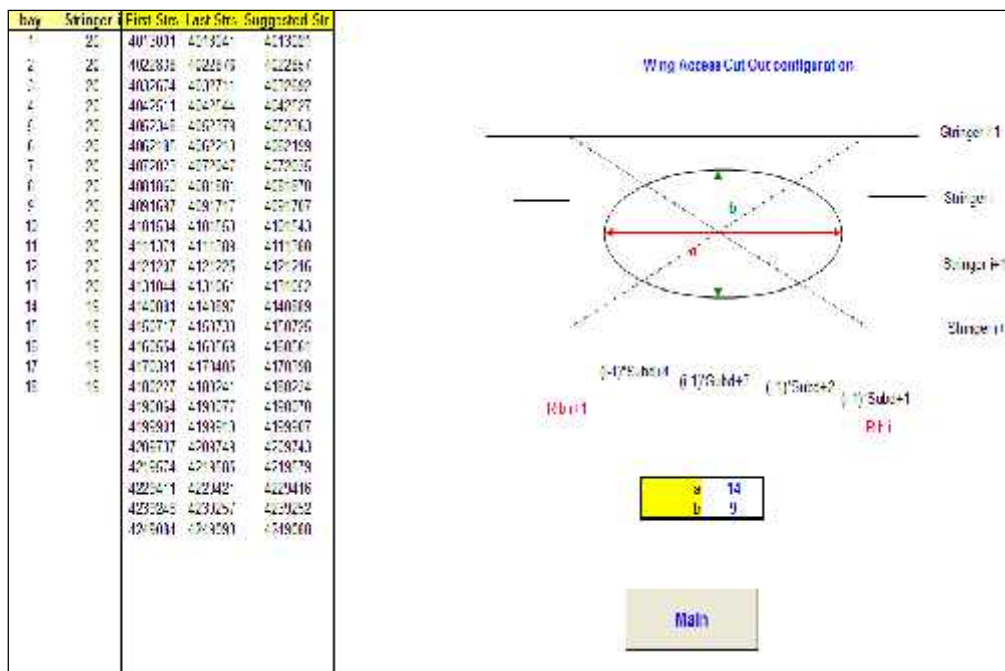


Figure (2.47) : Les accès de l'aile [16]

Le fichier généré par FEM- BUILDER est de types bdf donc il peut être lu directement par MSC.NASTRAN ou MSC. PATRAN.



### 3.1) Introduction :

Dans ce chapitre, nous avons présenté les principales charges appliquées sur la voilure en donnant une représentation mathématique des phénomènes subits par l'aile au cours de sa mission

Aux cours des évolutions de l'avion au sol ou dans l'air, il subit des forces d'origine aérodynamique, vibration et poids et supporte les effets des accélérations engendrées par les changements de trajectoire. Les différentes parties de la structure et notamment les ailes et le fuselage sont soumis à des contraintes de nature variées

- ✚ La traction
- ✚ La compression
- ✚ La flexion
- ✚ Le cisaillement
- ✚ torsion

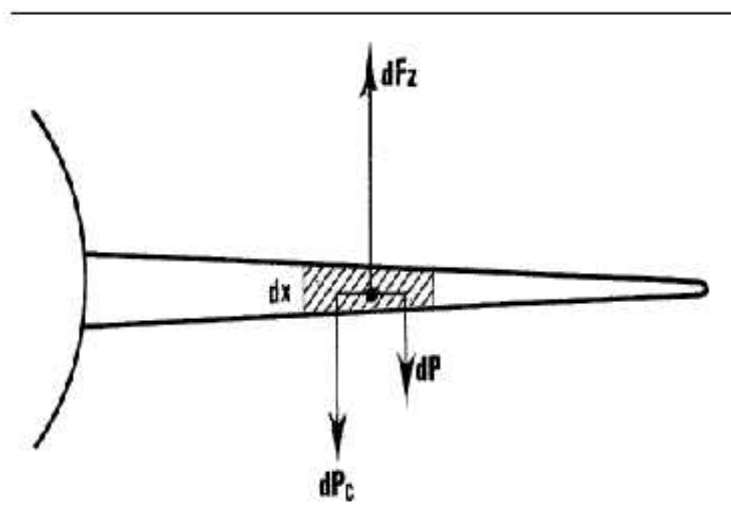
### 3.2) Les charges externes appliquées sur la voilure :

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

$dF_z$  : force de portance locale

$dP$  : poids de la structure de la section d'aile

$dP_c$  : poids du Carburant contenu dans cette section d'aile:



**Figure (3-1) :** les principaux efforts appliqués sur la voilure [17]

Ces trois forces ont une résultante aérodynamique dirigée :

- 👇 Vers le bas
- 👆 Vers le haut

Vers le bas : lorsque l'avion est au sol  $F_z = 0$

- L'extrados de la voilure travaille en traction
- L'intrados de la voilure travaille en compression

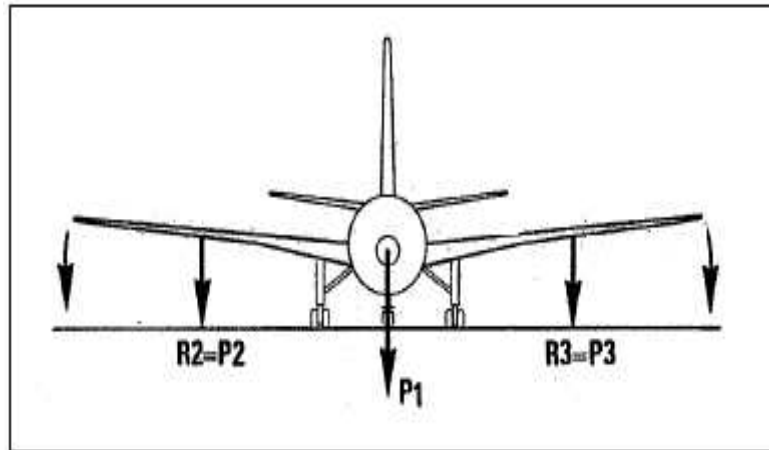


Figure (3-2) : la direction de la résultante aérodynamique lorsque l'avion est au sol [17]

Vers le haut : lorsque l'avion est en vol

- L'extrados de la voilure travaille en compression
- L'intrados de la voilure travaille en traction

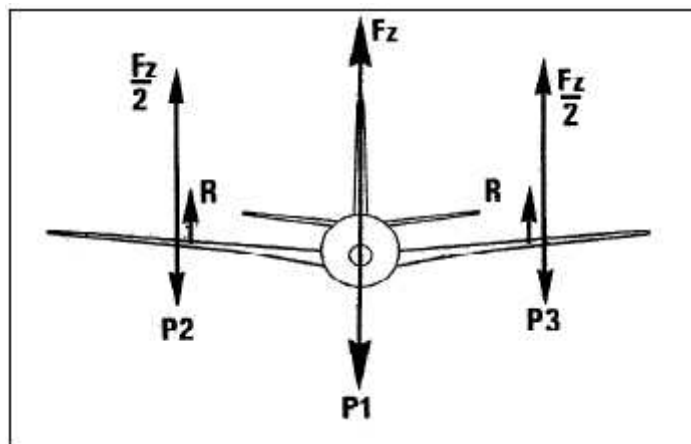


Figure (3-3) : la direction de la résultante aérodynamique lorsque l'avion est en vol [17]

$$R_2 = \frac{F}{2} - P_2 \tag{3.1}$$

$$R_3 = \frac{F}{2} - P_3 \tag{3.2}$$

### 3.2.1) La portance :

La portance d'une aile d'avion n'est pas uniforme sur toute sa longueur. Elle est maximale au niveau de l'emplanture et minimale au niveau des saumons. La variation de portance ne décroît pas de façon linéaire et plusieurs modèles mathématiques peuvent être utilisés.

$$F = \int_{-b/2}^{b/2} l(z) dz \quad (3.3)$$

$F_z$  : c'est la portance totale de l'aile dans le cas d'une distribution elliptique (N)

$l(z)$  : c'est la portance linéique d'une distribution elliptique

$b_w$  : L'envergure de l'aile

Aussi on peut calculer la portance de cette façon :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot C_z \cdot \mu \cdot S \cdot V^2 \quad (3.4)$$

$C_z$  : le coefficient de portance, un nombre sans unité qui dépend de  $R_e$  et de

$\mu$  : la masse volumique du fluide s'écoulant, en  $\text{kg.m}^{-3}$

$S$  : Surface projeté au sol de l'objet, en  $\text{m}^2$

$V$  : la vitesse relative du fluide non perturbé par rapport au mobile, en  $\text{m.s}^{-1}$

La portance dépend aussi du facteur de charge

$$F_z = n \cdot m \quad (3.5)$$

$n$  : c'est le facteur de charge

$m \cdot g$  : c'est le poids de l'avion en (N)

Le facteur de charge  $n$  est égale :

$$\vec{n} = \frac{\sum (\vec{F}_A + \vec{F}_P + \vec{F}_G)}{|m \cdot g|} \quad (3.6)$$

### 3.2.2) La traînée :

La traînée représente la force engendrée par la résistance de l'air, qui tend à freiner le mouvement de l'avion dans l'atmosphère. Elle doit être équilibrée par la poussée du moteur et peut être réduite en profilant l'appareil.

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot \mu \cdot S \cdot V^2 \quad (3.7)$$

$F_x$  : définissant la traînée, en Newton

$C_z$  : le coefficient de traînée, un nombre sans unité qui dépend de  $Re$  et de

### 3.2.3) Le moment aérodynamique :

Les moments appliqués sur un avion peuvent être décomposés en moment créé par la distribution de la charge aérodynamique et que la force propulsive ne s'applique pas au centre de gravité.

Les composantes des moments des forces aérodynamiques sont données en termes de coefficients adimensionnels, pression dynamique, surface de référence et une longueur caractéristique, comme suit : [18]

Moment de roulis :

$$L_A = C_l \cdot q \cdot S \cdot l \quad (3.8)$$

Moment de tangage :

$$M_A = C_m \cdot q \cdot S \cdot l \quad (3.9)$$

Moment de lacet :

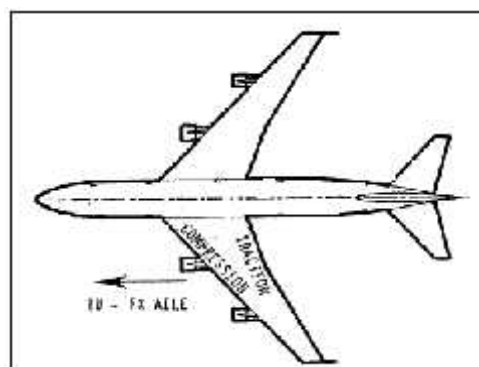
$$N_A = C_n \cdot q \cdot S \cdot l \quad (3.1)$$

La longueur caractéristique  $l$  qui est prise comme l'envergure de l'aile pour les moments de roulis et de lacet, et comme la corde moyenne pour le moment de tangage

### 3.2.4) Effort exercés par les propulseurs sur la voilure :

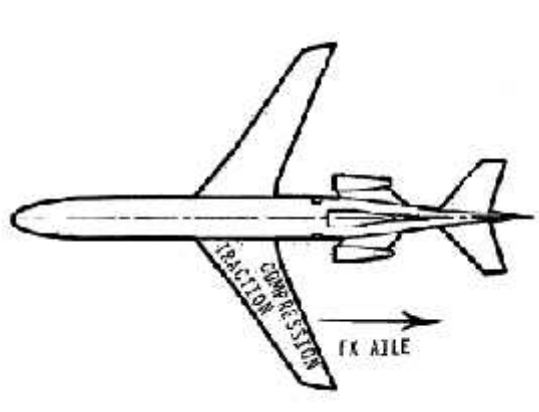
La résultante des forces horizontales agissant sur la voilure provoque la flexion horizontale de la voilure.

- ❖ Si les propulseurs, sont installés sous la voilure, celle-ci est soumise en vol à une flexion horizontale vers l'avant
- 📌 le bord d'attaque de l'aile travaille en compression
- 📌 le bord de fuite de l'aile travaille en traction.



**Figure (3-4) :** efforts exercés sur l'aile dans le cas où les propulseurs sont installés sous l'aile « avion B747 » [17]

- ❖ Si les propulseurs sont installés à la partie arrière du fuselage, la voilure est soumise en vol à une flexion horizontale vers l'arrière :
- 📌 le bord d'attaque travaille en traction
- 📌 le bord de fuite travaille en compression



**Figure (3-5)** : efforts exercés sur l'aile dans le cas où les propulseurs sont installés à la partie arrière du fuselage « avion B727 » [17]

### 3.2.5) Efforts localisés

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

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

### 3.2.6) La masse de l'aile :

La distribution de la masse totale de l'aile est réalisée au long de l'envergure de l'aile selon la corde correspondant au profil de chaque bande. Plusieurs auteurs proposent des équations empiriques, semi analytiques ou analytiques. En général, ces équations ont une précision variant de 5 à 20 %, selon leur complexité, et selon la gamme d'avions aux quels elles s'appliquent

#### ❖ La méthode de Torenbeek pour le calcul de la masse de l'aile :

Cette méthode est appliquée aux avions de transport avec la masse au décollage au-dessus de 12.500 livres (55.603 N). [10]

✚ La masse de l'aile est donné par cette relation :

$$W_{WT} = 0.0017 (1 + F_c) W_M n_u c^{0.5} \left( \frac{b_w}{\cos \frac{c}{2W}} \right)^{0.7} X \quad (3.1)$$

Où :

$F_c$  : Facteur de correction de poids

$W_M$  : Masse maximale de l'avion sans carburant

$b_w$  : L'envergure de l'aile

$n_u$  : Facteur de charge extrême de l'avion

$c/2W$  : L'angle de flèche au demi de la corde de l'aile

X : c'est une variable

$$X = \left\{ 1 + \left( \frac{6.3 c^{0.5} c/2W}{b_w} \right)^{0.5} \right\} \left( \frac{b_w S_w}{t_{tw} W_M c^{0.5} c/2W} \right)^{0.9} \quad (3.1)$$

Tel-que :

$b_w$  : L'envergure de l'aile

$c/2W$  : L'angle de flèche au demi de la corde de l'aile

$S_w$  : La surface de l'aile

$W_M$  : Masse maximale de l'avion sans carburant

$t_{tw}$  : Épaisseur maximale à l'emplanture de l'aile

On donne :

$$t_{tw} = \left( \frac{t}{c} \right)_{tw} \left( \frac{2S_w}{b_w (1 + w)} \right) \quad (3.1)$$

✚ Masse maximale de l'avion sans carburant

$$W_M = W_E + W_c + W_P + W_{P_e} + W_t \quad (3.1)$$

$W_E$  : Masse à vide de l'avion

$W_c$  : Masse de l'équipage

$W_P$  : Masse de la charge utile

$W_{P_e}$  : La masse dépensée de la charge utile

$W_t$  : Le poids du carburant et l'huile non consommable

 **Facteur de correction de poids est donné par :**

$$F_c = F_{c_s} + F_{c_e} + F_{c_{\mu}} + F_{c_f} \quad (3.1)$$

Où :

$F_{c_s} = 2\%$  si l'avion a des spoilers et des aérofreins

$F_{c_e} = -5\%$  Si l'avion est équipé de 2 moteurs monté sous l'aile

$F_{c_e} = -10\%$  Si l'avion est équipé de 4 moteurs monté sous l'aile

$F_{c_{\mu}} = -5\%$  si le train d'atterrissage n'est pas monté sous l'aile

$F_{c_f} = 2\%$  si l'aile a des flaps Fowler

### **3.2.7) Masse de carburant dans les ailes et position des réservoirs du carburant :**

Les contraintes maximales sur les composantes d'un avion n'apparaissent pas toujours lorsque l'avion est utilisé à sa masse maximale. Pour un avion avec sa charge maximale de carburant dans les ailes s'en volant à un certain facteur de charge, le moment de flexion induit dans les ailes est moins important que lorsque l'avion vole au même facteur de charge mais sans carburant dans les ailes. Le carburant placé dans une aile crée une réduction de la contrainte de flexion à la racine de l'aile. Plus le carburant est localisé près du bout d'aile, plus le moment de flexion à la racine de celle-ci sera réduit.

Si le mouvement de roulis est considéré, il faudra analyser l'effet de la pression de carburant sur la paroi extérieure du réservoir, qui est la pression créée par la force centrifuge ainsi que par le déplacement du carburant (fuel sloshing) qui va introduire des efforts non négligeables sur la structure de l'aile.

❖ **Calcul de la masse du carburant par la méthode de torenbeek :**

Pour les avions équipés de réservoirs de carburant intégrés dans les ailes ; le poids du carburant est donné par la relations suivante : [10]

$$W_{f_T} = 80 (N_e + N_S - 1) + 15 (N_S)^{0.5} \left( \frac{W_{Fm_w}}{\rho_F} \right)^{0.3} + W_t + W_f \quad (3.1)$$

$N_e$  : Le nombre de moteurs

$N_S$  : Nombre de réservoirs de carburant séparés

$W_{F_{m \ w}}$  : La masse maximale du carburant limité par le volume du réservoir du carburant

$\rho_F$  : La densité du carburant

$W_t$  La masse du ravitaillement en vol du carburant

$W_f$  : La masse de la vidange du carburant

**Le poids maximum du carburant limité par le volume du réservoir du carburant :**

$$W_{F_{m \ w}} = \left( \frac{1g}{0.13368 \text{ f } \exists} \right) \rho_F V_{F_w} \quad (3.1)$$

Tel-que :

$\frac{1}{0.1}$  : Facteur de conversion

$V_{F_w}$  : Le volume maximum du réservoir du carburant des ailes

**Le volume maximum du réservoir du carburant des ailes est donné par la relation suivante :**

$$V_{F_w} = 10 F_F b_w F_u c_{r_w}^2 \left[ \left( \frac{L}{C} \right)_r - \left( \frac{\left( \frac{L}{C} \right)_r - \left( \frac{L}{C} \right)_t w}{2} + \frac{(1-w)\left( \frac{L}{C} \right)_r}{2} \right)^2 + \frac{(1-w)}{3} \left[ \left( \frac{L}{C} \right)_r - \left( \frac{L}{C} \right)_t w \right] \right]_{r_i}^{r_a} \quad (3.1)$$

$F_F$  Le facteur qui explique la perte due à l'expansion du carburant et à la structure

$F_u$  Le facteur adimensionnel de la surface de la section du profil entre le longeron avant et arrière

$r_a$  : Station adimensionnelle selon l'envergure de la position réservoir du carburant à la demi-envergure d'aile

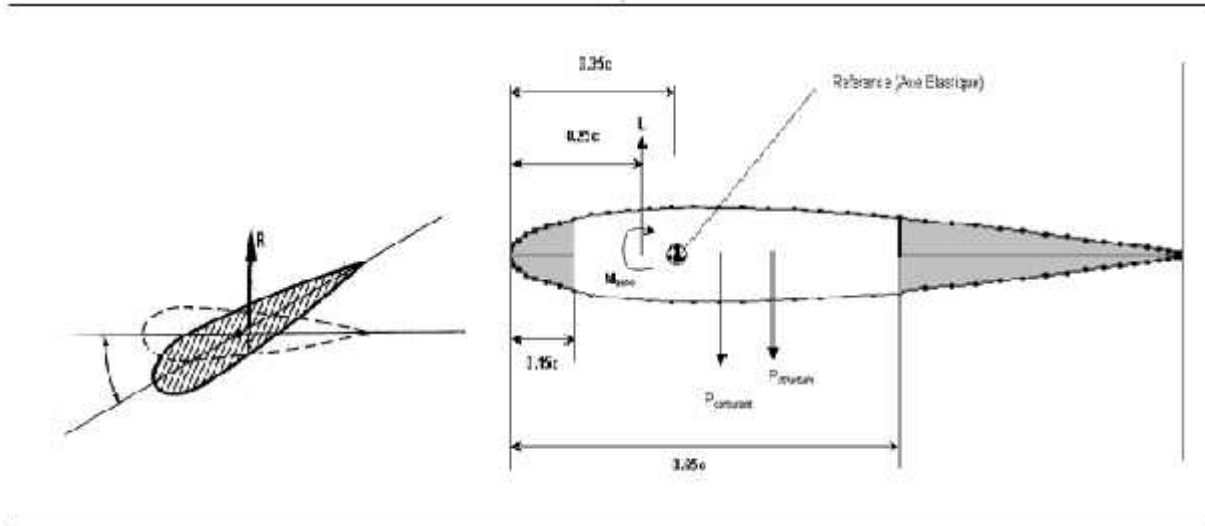
$r_i$  : Station adimensionnelle selon l'envergure de la position réservoir de carburant à la demi-envergure d'aile du bord extérieur de l'aile

$r_{ii}$  : Station adimensionnelle selon l'envergure de la position réservoir de carburant à la demi-envergure d'aile du bord intérieur de l'aile



**3.2.8) Le centre élastique :**

Chaque section de l'aile possède un centre élastique autour duquel elle tourne par rapport à la section voisine quand est soumise à un moment de torsion, Le centre élastique est situé à environ 30 à 35-% du bord d'attaque



**Figure (3-6) :** position du centre élastique

La coordonné de l'axe élastique de l'emplanture est égale : [10]

$$y_1 = c_r \left( \frac{x_E}{c} \right)_t \tag{3.1}$$

$c_{rw}$  : La corde de l'aile à l'emplanture

$\left( \frac{x_E}{c} \right)_t$  : Position de l'axe élastique sur la corde de l'aile à l'emplanture

La coordonné de l'axe élastique de l'extrémité [20]:

$$y_2 = \frac{b_w}{2} \tan(\alpha_{LE_w}) + c_r \left( \frac{x_E}{c} \right)_t \tag{3.2}$$

$L_w$  : La flèche de l'aile du bord de fuite

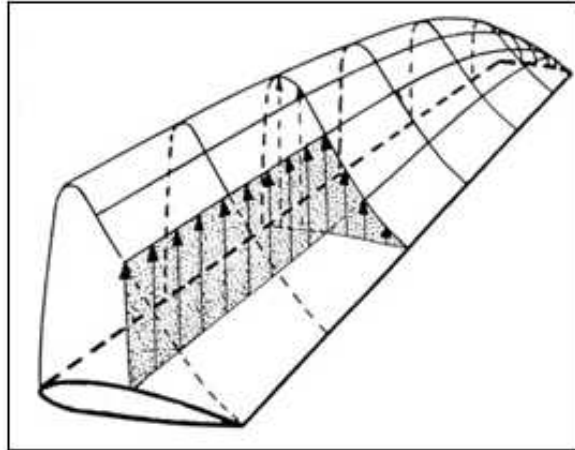
$\left( \frac{x_E}{c} \right)_t$  : Position de l'axe élastique sur la corde de l'aile à l'extrémité

La ligne élastique est le lieu géométrique des centres élastiques ; ce n'est géométriquement un axe que dans le cas des ailes droites ou trapézoïdales.

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

### 3.2.9) 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 portance.



**Figure (3-7)** La distribution de l'effort tranchant due à portance [19]

- 🌈 L'effort tranchant correspond à des contraintes de cisaillement.
- 🌈 Le moment fléchissant correspondent à une contrainte de traction (intrados en vol) et une contrainte de compression,(extrados en vol).

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

#### 3.2.9.1) Les équations à utiliser sont: [20]

L'effort tranchant

$$V_2 - V_1 = - \int_{x_1}^{x_2} q(x) dx \quad (3.2)$$

La distribution du moment fléchissant :

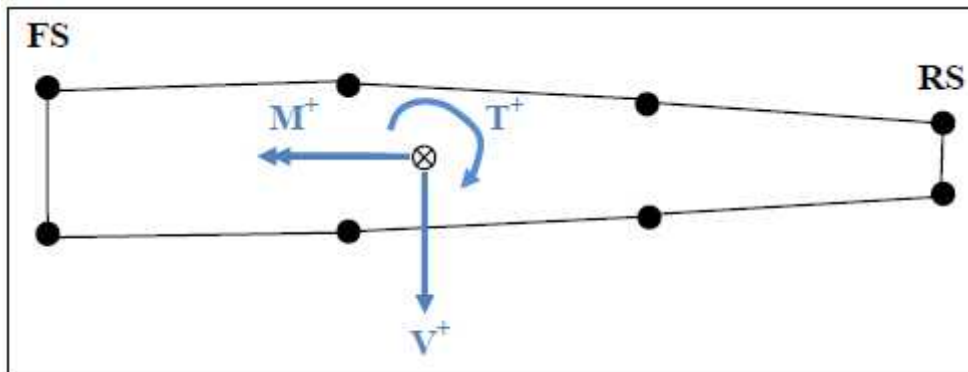
$$M_2 - M_1 = - \int_{x_1}^{x_2} V(x) dx \quad (3.2)$$

Distribution de la torsion :

$$T_2 - T_1 = - \int_{x_1}^{x_2} [q_z(x) y(x) - q_y(x) z(x)] dx \quad (3.2)$$

### 3.2.10) La discrétisation des charges externes :

La force de cisaillement, le moment de flexion et le moment de torsion sont calculés le long d'un axe de référence ; l'axe de chargement est employé pour représenter les forces externes appliquées à la structure d'avions.



**Figure (3-8) :** point d'application de la force de cisaillement du moment de flexion et de torsion

À un certain point, la charge externe doit être appliquée aux avions, vrai (article d'essai) ou virtuel (modèle d'élément fini) pour réaliser les valeurs calculées de cisaillement, de flexion et de torsion.

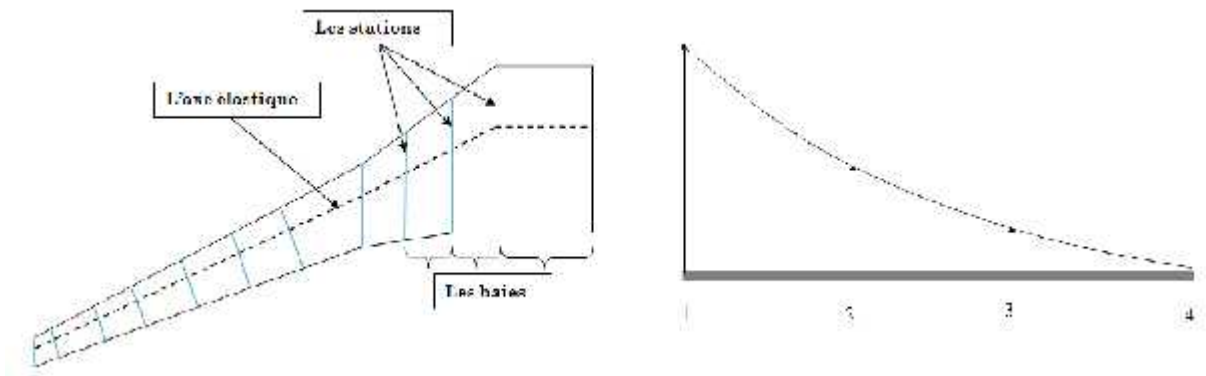
Les charges externes sont principalement de type continu qui est très difficile à l'appliquer sur un article d'essai et presque impossible pour un FEM avions. Sur le type ponctuel opposé de charge il est relativement facile de l'appliquer. Par conséquent les forces aérodynamiques, de pesanteur et d'inertie, qui sont de type continu, sont discrétisés dans le processus de charge.

La discrétisation consiste à remplacer la charge continue par une série de charges ponctuelles. Puisque les éléments principaux structuraux d'un avion sont de type semi monocoque, la charge ponctuelle discrétisée ne peut pas être appliquée n'importe où ; elle doit être appliquée où le revêtement- lisse est soutenu : armatures ou faisceau de plancher pour le fuselage et nervures pour l'aile et l'empennage.

Lorsque la charge est discrétisée, Cela signifie que le cisaillement, la flexion et la torsion calculés ne sont pas assortis parfaitement. Par conséquent dans le procédé de discrétisation, la charge externe existe sous trois formes différentes :

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

### **3.2.10.1) Procédure de calcul des charges discrétisés pour appliquer au modèle d'élément finis à chaque nervure :**



**Figure (3-9) :** les charges entre les nervures

### **3.2.10.2) Détermination de l'effort Tranchant discrétisé entre les nervures :**

Le cisaillement discrétisé dans une baie « i » est donné par l'équation suivante : [21]

$$V_{D,B} = \frac{V_{T,S} + V_{T,S(i+1)}}{2} \quad (3.2)$$

$V_{T,S}$  : Effort Tranchant théorique à la station « i »

$V_{D,B}$  : Effort Tranchant Discrétisé à la baie « i »

### **3.2.10.3) Détermination de la charge appliquée :**

La charge appliquée ponctuelle recherchée à la station « i+1 » pour réaliser la charge discrétisée au baie « i » est donné par l'équation suivante : [21]

$$F_{A,S(i+1)} = V_{D,B} - V_{D,B(i+1)} \quad (3.2)$$

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

### **3.2.10.4) Calcul de la torsion :**

Puisque la force appliquée est appliquée directement sur l'axe de référence de charge, aucun moment de torsion ne peut être induit par son application et un moment de torsion consacré doit être appliqué à chaque station. Une valeur moyenne dans la baie est prise comme la valeur à atteindre. [21]

$$T_{D,B} = \frac{T_{T,S} + T_{T,S(i+1)}}{2} \quad (3.2)$$

$$F_{A,S(i+1)} = V_{D,B} - V_{D,B(i+1)} \quad (3.2)$$

### 3.2.10.5) Calcul du moment de flexion appliqué :

Le moment fléchissant est une conséquence de l'effort tranchant. Cependant puisque la force de cisaillement n'est pas assortie parfaitement, un moment appliqué est exigé pour corriger le moment de flexion résultant de la force de cisaillement. Avec cette correction, le moment de flexion théorique et le moment de flexion discrétisé est le même pour chaque station mais entre les stations le moment de flexion discrétisé divergent progressivement du théorique. L'appliqué, où la correction du moment est calculé avec l'équation suivante : [21]

$$M_{A,S} = M_{T,S} - (M_{T,S(i+1)} - V_{D,B} \{S_{(i+1)} + S_i\}) \quad (3.2)$$

$S_i$  : Coordonnée de la station « i »

$S_{(i+1)}$  : Coordonnée de la station « i +1 »

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

$M_{A,S}$  : Moment correctif appliqué à la station « i »

### 3.3) Charges internes:

#### 3.3.1) Charges internes estimées :

##### 3.3.1.1) L'indice de charge :

L'indice de charge est une méthode simple qui permet d'estimer les charges internes sans passer par les éléments finis ; cette méthode utilise les principes de la RDM. 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. [23]

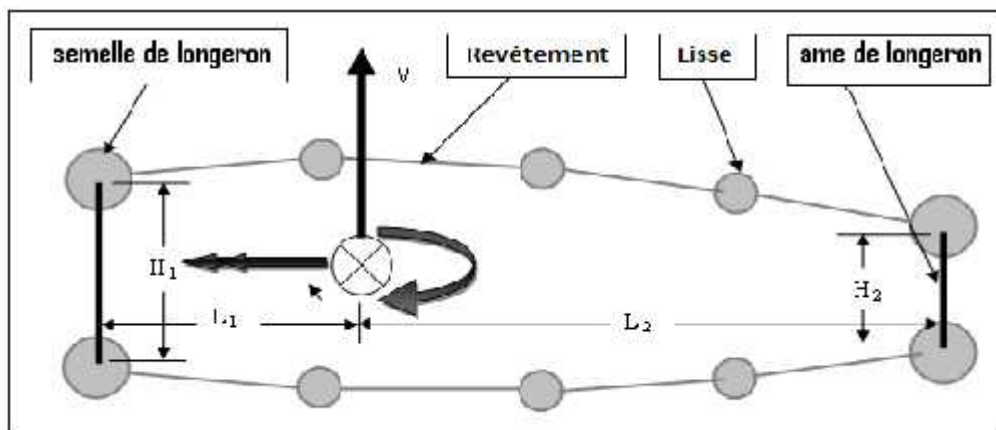
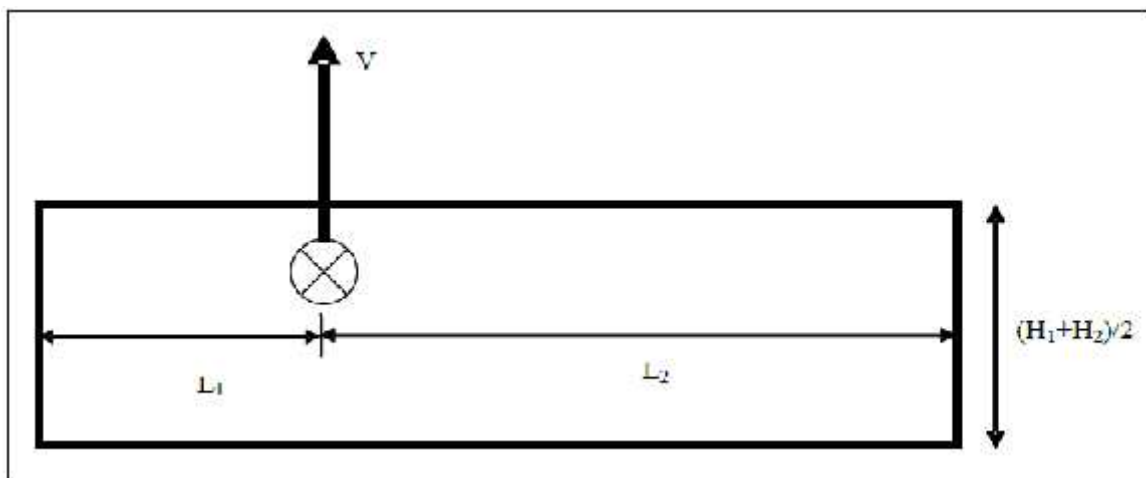


Figure (3-10) : Caisson de l'aile réel [21]

Les prétentions de base pour l'indice de chargement d'un caisson de l'aile sont :

- ✚ Le cisaillement vertical est réagi seulement par les âmes de longeron.
- ✚ La torsion est réagi par une boîte fermée créée par le revêtement et les semelles de longeron. La boîte est rectangulaire assumée avec une longueur égale à la distance entre les informations de longeron et la profondeur étant la profondeur moyenne des longerons.
- ✚ La flexion est réagi par les lisses efficaces et les semelles de longerons rapportées ; la surface des lisses efficaces et des semelles de longerons rapportées inclue la surface du revêtement efficace.



**Figure (3-11) :** La géométrie assumée de caisson de l'aile [21]

L'indice de chargement pour les âmes de longeron et les panneaux de revêtement sont des flux de cisaillement. L'indice de chargement pour les lisses et les semelles de longeron rapportées sont les charges axiales.

Ces prétentions mèneront aux équations suivantes d'index de chargement [21]:

✚ **Les âmes de longeron :**

$$L_{F/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_2 \cdot V}{H_1(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(H_1 + H_2)(L_1 + L_2)} \quad (3.2)$$

$$L_{R/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_1 \cdot V}{H_2(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(H_1 + H_2)(L_1 + L_2)} \quad (3.3)$$

L'addition ou la soustraction des flux de cisaillement (cisaillement et torsion) dépendra de la convention de signe de torsion. Pour un longeron ce sera une addition tandis que pour l'autre longeron ce sera une soustraction.

**Panneaux de revêtement**

$$L_S = Q_T = \frac{T}{(H_1 + H_2)(L_1 + L_2)} \quad (3.3)$$

**Lisse (et semelles de longeron rapportées) :**

$$L_S (c) = \frac{2M}{(H_1 + H_2)} \cdot \frac{A_{T_i}}{A_{E_i}} \quad (3.3)$$

$A_{T_i}$  : est l'aire de la lisse ou la semelle des longerons

$A_{E_i}$  : est la somme de toutes les aires des lisses et des semelles d'un des revêtements

**3.3.2) Charges internes de Nastran**

**End loads :**

Comme son nom l'indique, les Grid Point Force Balance sont la balance de toutes les charges agissant sur un nœud (grid point) ; ceci est un diagramme de corps libre d'un nœud. La somme des forces agissant sur un nœud devrait toujours être nulle, procurant un état d'équilibre au nœud entre les charges externes et forces internes.

Le format des Grid Point Force Balance peut varier en fonction des besoins de l'analyste. Le résultat par défaut de Nastran est produit pour chaque nœud, la contribution de charge provenant de chaque élément est donnée individuellement.

GRID POINT FORCE BALANCE								
POINT-ID	ELEMENT-ID	SOURCE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
2000001	2000000	QUAD4	4.593057E+03	-1.839112E-01	-2.942791E+03	2.083983E-01	-2.589976E-01	2.300891E-02
2000001	2000001	QUAD4	1.603103E+03	-3.165838E-01	4.747732E+02	2.376223E-01	2.617207E-01	-3.686045E-01
2000001	2000100	QUAD4	-2.681681E+03	-1.538786E-01	-6.009515E+01	-2.662475E-01	-6.051964E-01	4.798355E-01
2000001	2000101	QUAD4	-3.514723E+03	-5.942957E-02	3.186801E+03	-1.802346E-01	6.027730E-01	-1.342650E-01
2000001	2006001	QUAD4	2.509365E+00	-7.169909E+00	-1.020018E+01	-2.248086E-03	-6.035348E-05	-2.125419E-03
2000001	3006001	QUAD4	2.748929E+00	7.754001E+00	-1.921052E+01	2.709616E-03	-2.394014E-04	2.150526E-03
2000001	2000051	RCD	-2.008708E+00	0.0	-5.521435E+02	0.0	0.0	0.0
2000001	2000151	RCD	-2.883061E-01	0.0	-6.957787E+01	0.0	0.0	0.0
2000001	2005501	RCD	-1.380273E+00	4.153973E+00	7.334636E-01	0.0	0.0	0.0
2000001	3005501	RCD	-1.337173E+00	-4.024261E+00	7.105606E-01	0.0	0.0	0.0
2000001		*TOTALS*	3.666361E-10	-4.112266E-13	-8.456738E-10	-4.193867E-14	-9.630282E-14	-6.167089E-13

**Figure (3-12) :** le format des Grid Point Force Balance dans le fichier bdf [13]

Comme il peut être vérifié dans l'exemple ci-haut, la somme des charges sur un nœud est toujours nulle, incluant les charges externes. Donc, si un nœud est chargé par une force externe, la somme des contributions des éléments sera égale à cette charge externe.

Le format de résultat standard de Bombardier est différent, il est appelé “End Load” ou “Summation of Element Oriented Forces on Adjacent Elements”. Ce résultat fournit la charge totale passant d’un nœud à un autre en sommant la charge de chaque élément connectant ces deux nœuds.

La figure suivante montre le principe général autour des EndLoad utilisé pour une analyse de contraintes typique.

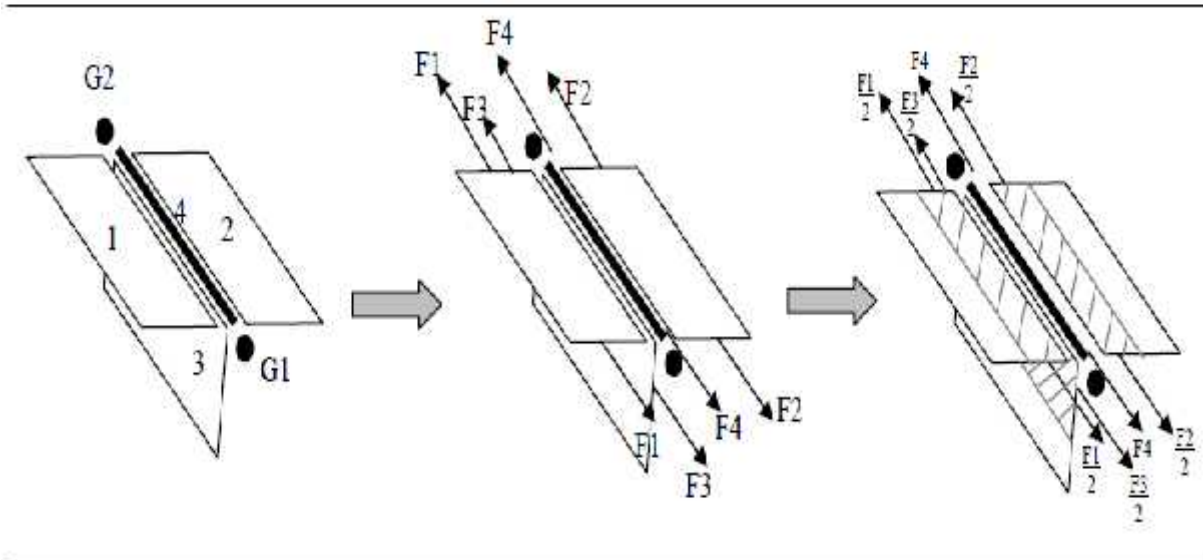


Figure (3-13) : analyse de contraintes Endload [13]

La charge en livre est donnée à un nœud spécifique (G1). La charge à G1 provenant de G2 peut être différente de celle à G2 provenant de G1, ceci ne reflète que la variation de la charge provenant de tous les éléments y contribuant.

```

SUMMATION OF ELEMENT ORIENTED FORCES ON ADJACENT ELEMENTS
TS
( ONE AND TWO DIMENSIONAL ELEMENTS ONLY )
POINT-ID    ORIENT-ID    TENSION (+)
2000001     2000002     -1.954555E+03
2000001     2000101     -4.037839E+03
2000001     2002002     -1.943658E+03
2000001     2005001     -3.997209E+03
2000001     2006601     -3.283913E+00
2000002     2000001     7.548280E+01
2000002     2000003     -2.581086E+03
    
```

Figure (3-14) : le format de Summation of Element Oriented Forces on Adjacent Elements dans le fichier bdf [13]

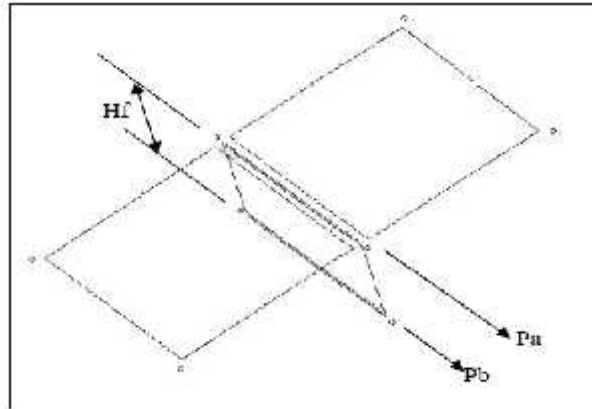


**Interprétation des End Load :**

Les charges du MEF sont compilées à un point de référence en utilisant les charges du point a et b:

$$P_{str} = P_a + P_b \quad (3.3)$$

$$M_{str} = P_b * H_f \quad (3.3)$$



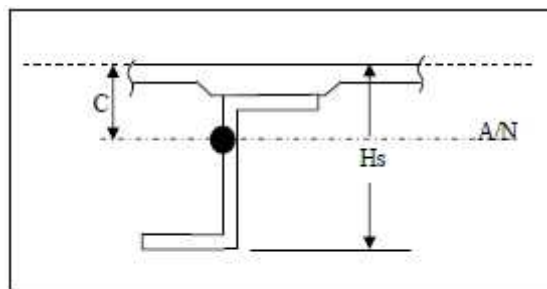
**Figure (3-15) :** interprétation des charges du MEF [13]

Ces charges sont alors transférées à l'axe neutre de l'assemblage (A/N), et redistribuées sur la structure concernée avec:

$$= P_i/A + M_{A/N} \times C/I \quad (3.3)$$

Où : I est l'inertie à partir de l'axe neutre

C est la distance à l'axe neutre



**Figure (3-16) :** représentation lisse revêtement [13]

#### **4.1) Introduction :**

Ce chapitre est le fruit de notre travail il contient les différentes simulations faites par FEM-BUILDER, le MSC.NASTRAN et le MSC.PATRAN, le dessin des courbes, l'interprétation des résultats ainsi que les conclusions de chaque simulation.




Lors de la conception d'une aile, le département aérodynamique avancé propose une enveloppe de tout l'avion. Vu que le segment du vol en croisière est le plus long de la mission d'un avion. Toute optimisation de la performance doit se concentrer sur ce segment afin de réduire la consommation de kérosène. Cette enveloppe externe de l'avion est la forme estimée et souhaitée en condition de croisière.

Une fois que l'enveloppe externe de fabrication d'une aile est déterminée, le département structure doit générer le modèle d'élément finis basé sur cette forme. La manière actuelle est souvent manuelle. Cette façon de génération prend de quelques jours à quelques semaines. S'il le faut refaire des études sur d'autres configuration pour différent enveloppe ou estimer l'effet d'un paramètre, il faut refaire l'exercice alors la manière manuelle deviendra désuète et même décourageante. La nécessité d'avoir un outil de génération automatique de modèle d'éléments finis est plus que nécessaire.

#### **4.2) Objectif de la simulation**

Le but de ce projet est d'étudier et de mettre en pratique les techniques de pré-dimensionnement et voir l'effet des caractéristiques structurales d'une aile d'avion sur les charges internes, le poids de l'aile ainsi que le volume réservé au kérosène, en appliquant une charge vert le haut suivant l'axe Y au saumon de l'aile et de contrôler le nombre de lisses donc on va optimiser la structure et ainsi que le niveau de charge moyenne par baie qui restera presque constant pour que la structure soit la plus efficace. Le modèle étudié sera l'aile de l'A320.

Notre travail consiste à utiliser en premier lieu le logiciel développé par Mr Kherrat FEM BUILDER pour générer les modèles de l'aile de l'A320 en modifiant à chaque fois :

-  La flèche,
-  L'effilement
-  Le type de NACA ;

Et après on fait l'analyse de ses modèles par le logiciel le plus utilisé dans la construction aéronautique MSC.PATRAN et le MSC.NASTRAN, qui est très puissant dans les éléments finis et aussi facile à utiliser, au cours de cette étude on a utilisé l'Excel pour le calcul des charges et pour le dessin des graphes.

#### **4.3) Les dimensions de l'aile de l'A320 :**

Les caractéristiques de cette aile ont été tirées de la Plateforme originale de l'A320 où on a retiré ses dimensions et on les a bien mentionnées dans la figure et le tableau ci-après :

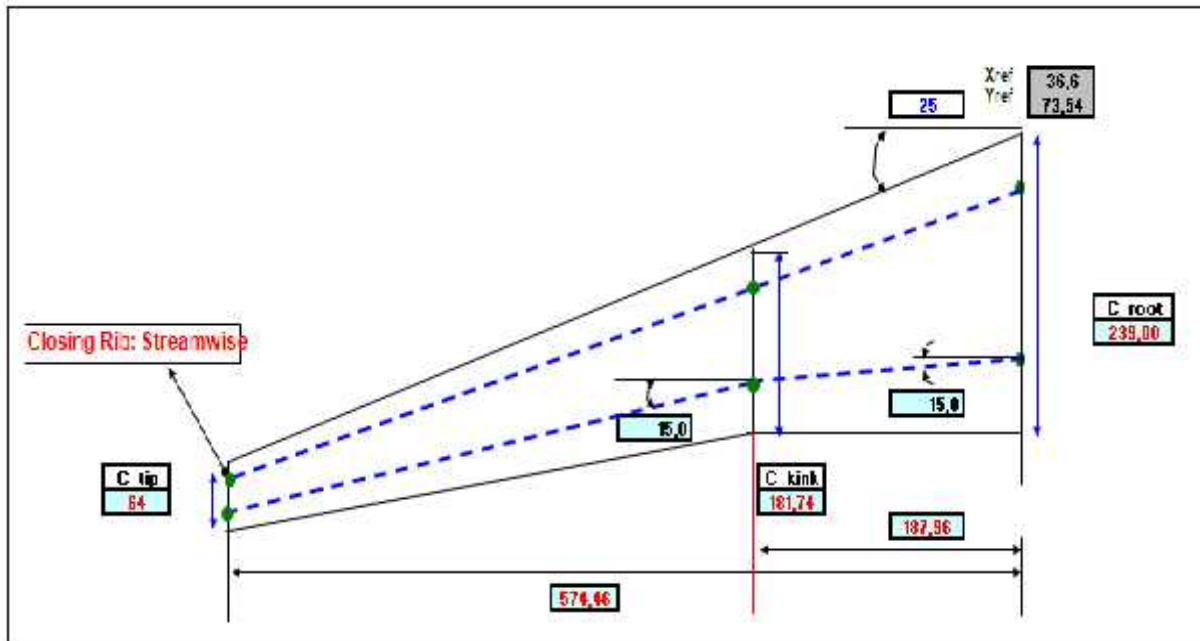


Figure (4.1) : un dessin simplifié de la plateforme de l’A320

	Emplanture	Cassure	Tip
corde	239,00	181,74	64,00
FS %	15%		15,00%
RS%	65,00%	65%	65%
WS	73,54	261,5	648

Tableau (4.2): caractéristique de l’A320

Le profil de l’aile a été tiré aussi de la forme en plan de l’aile est pour cela on été obligé de passer par des étapes pour l’avoir à la fin comme dans la figures ci-dessous , pour plus de détaille voir annexe A

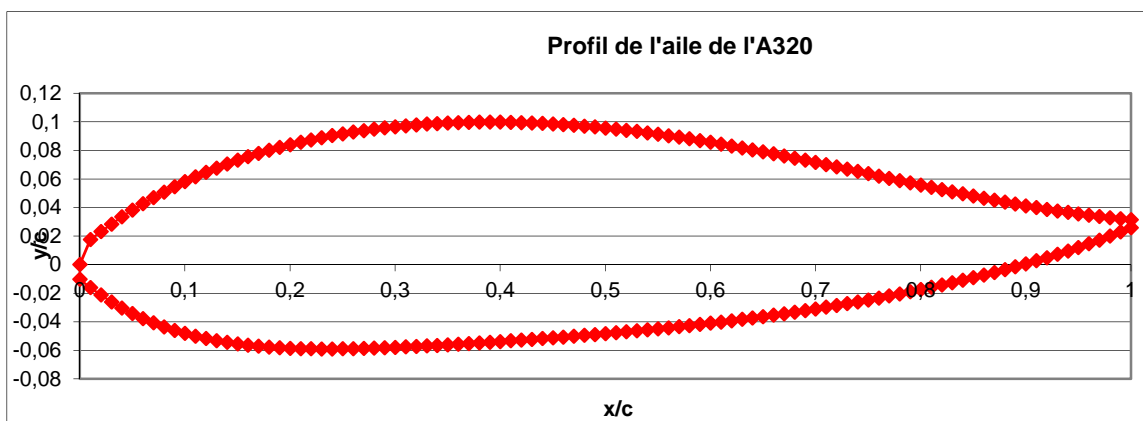


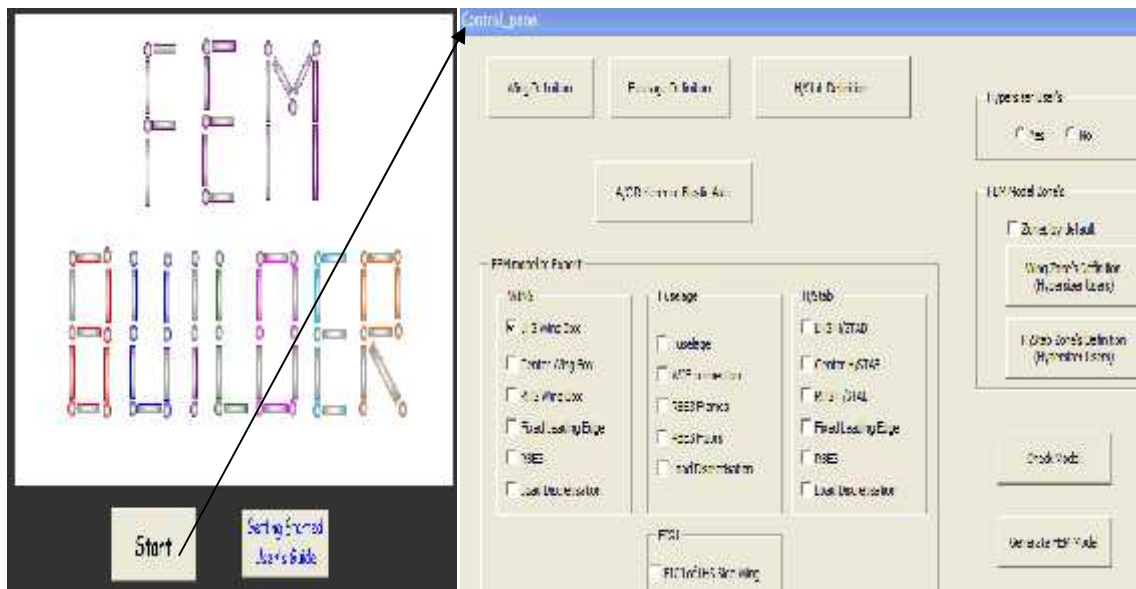
Figure (4.3) : le profil de l’A320 dessiné par Excel

**4.4) Exemple complet d'une simulation avec résultat et graphes**

**4.4.1) Génération du fichier bdf par FEM- BUILDER**

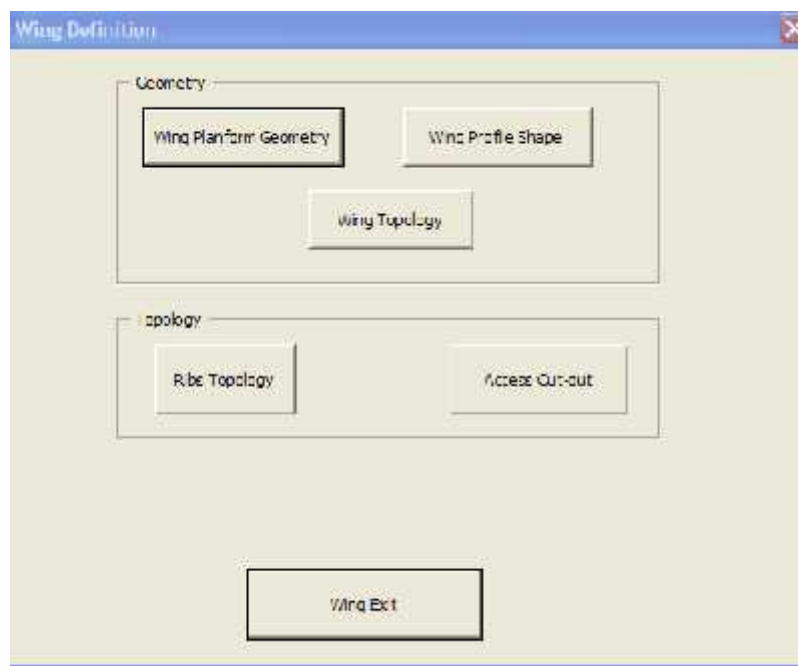
Après avoir déterminé toute la géométrie de l'A320 on passe maintenant au logiciel développé par Mr Kharrat qui est le FEM BUILDER pour générer le fichier bdf

Après avoir fait START on aura le control- panel qui est le panneau de control



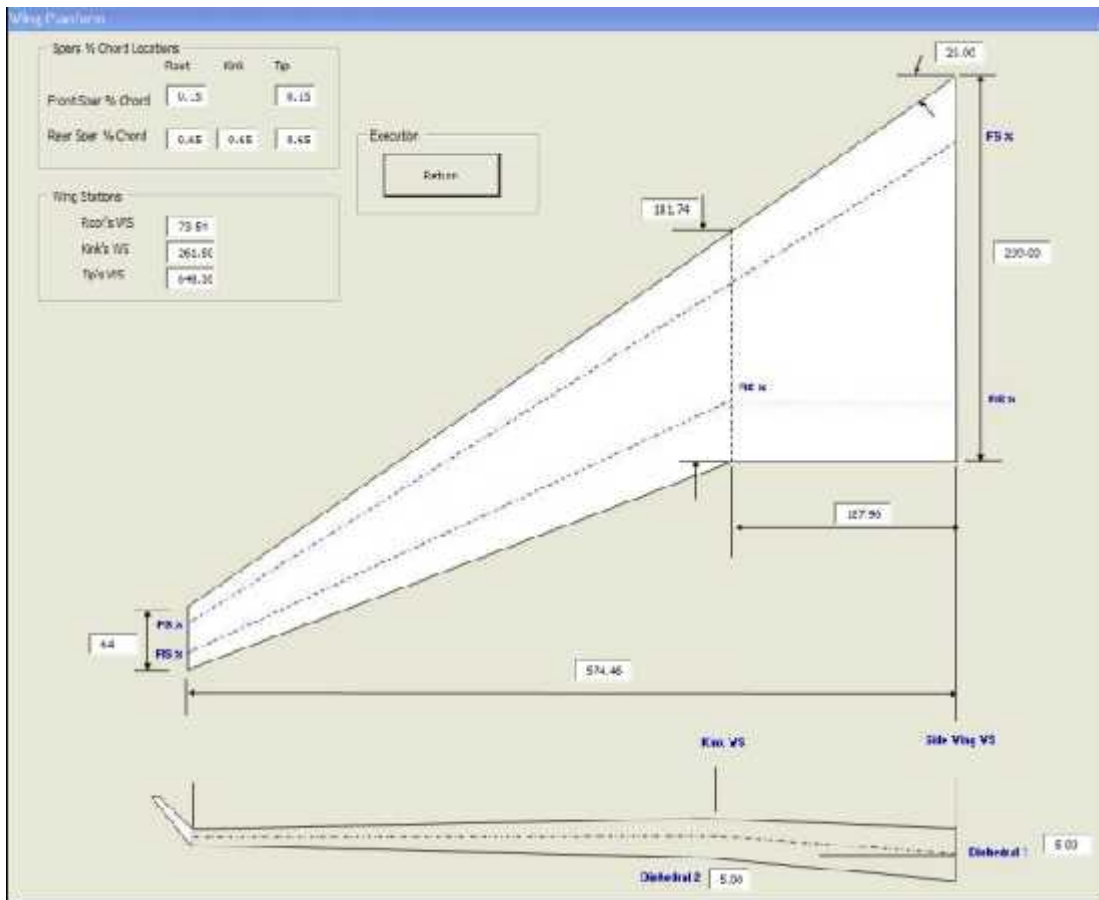
**Figure (4.3) : le menu START et Control- Panel du FEM-BUILDER**

On clique sur Wing Definition on aura

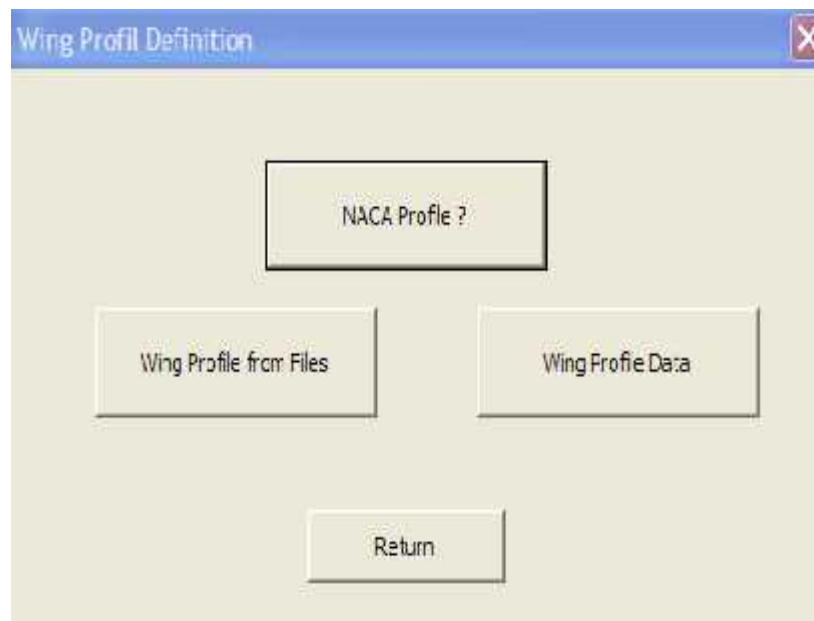


**Figure (4.4) : le menu Wing Definition**

Pour faire entrer les différentes caractéristiques de cette aile, on clique sur wing Planform Geometry on aura la figure ci-dessous



**Figure (4.5) :** le menu Wing Planform  
Et après on passe à Wing Profil Shape et on cliquant sur on aura :



**Figure (4.6) :** le menu Wing Profil Definition

On clique maintenant sur Wing Profile from Files où le FEM BUILDER va parcourir le fichier .dat qui contient les x/c et y/c qui sont ordonnés du plus petit au plus grand pour les intégrer dans le programme.

1	Root Profil G7k				Mid Profil G7k				Tip Profil G7k			
2	202 Data		Points		202 Data		Points		202 Data		Points	
3	1	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0
4	2	0,01	0,017515		2	0,01	0,017515		2	0,01	0,017515	
5	3	0,02	0,023112		3	0,02	0,023112		3	0,02	0,023112	
6	4	0,03	0,028408		4	0,03	0,028408		4	0,03	0,028408	
7	5	0,04	0,033416		5	0,04	0,033416		5	0,04	0,033416	
8	6	0,05	0,038152		6	0,05	0,038152		6	0,05	0,038152	
9	7	0,06	0,042628		7	0,06	0,042628		7	0,06	0,042628	
10	8	0,07	0,046857		8	0,07	0,046857		8	0,07	0,046857	
11	9	0,08	0,050851		9	0,08	0,050851		9	0,08	0,050851	
12	10	0,09	0,054621		10	0,09	0,054621		10	0,09	0,054621	
13	11	0,1	0,058178		11	0,1	0,058178		11	0,1	0,058178	
14	12	0,11	0,061533		12	0,11	0,061533		12	0,11	0,061533	

Figure (4.7) : le menu de donnée du profil

On passe maintenant à Wing Topology, où on va faire entrer le nombre de nervures, de lisses leurs orientations et leurs types :

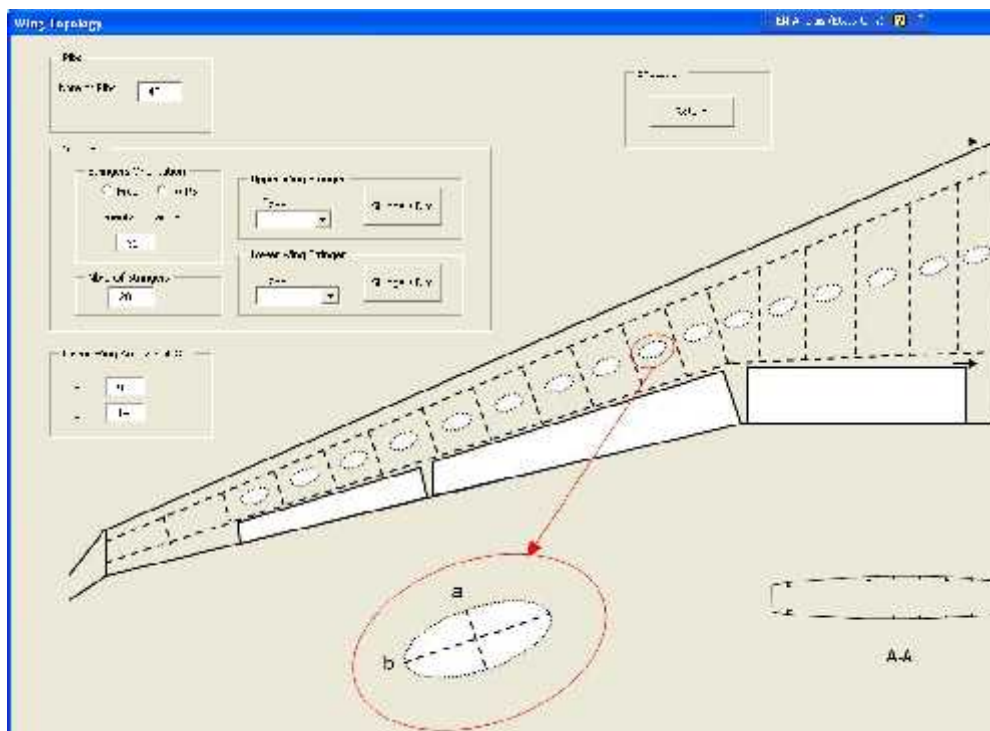


Figure (4.8) : le menu Wing Topology

On a fait entrer le nombre de nervures qui est égale à 42 ; le nombre de lisses égale à 28 et l'angle d'orientation de lisse qui est égale à 31° cet angle est par rapport à l'axe horizontale (même repère que la flèche de l'aile) donc on aura des lisses parallèles au

longeron arrière ; La seule contrainte de l'orientation, et qu'il faut que l'angle des lisses soit compris entre l'angle du longeron arrière et l'angle du longeron avant car sinon on aura une configuration de ce type. C.-à-d. que des lisses qui naissent dans le longeron arrière. On devrait avoir que les lisses qui meurent dans les longerons et non l'inverse. Voir figures ci-dessous

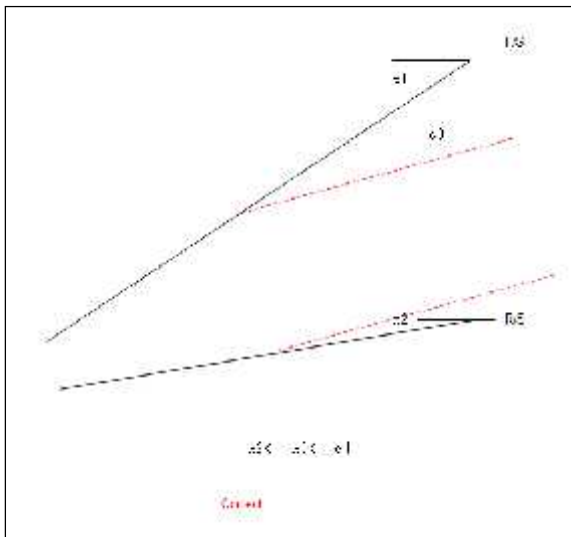


Figure (4.9.a) : la juste configuration d'orientation de lisses

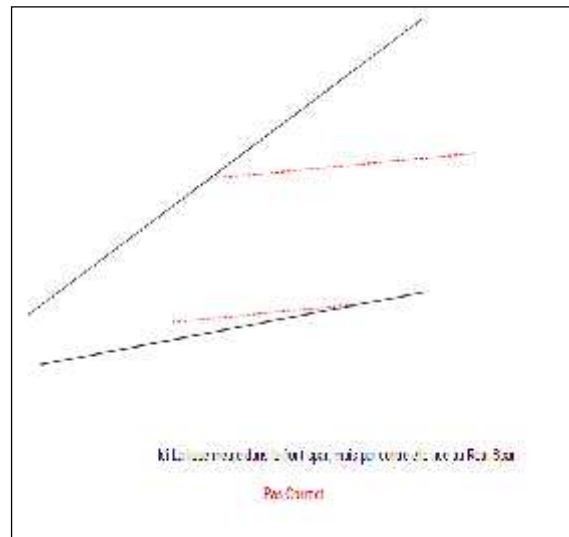


Figure (4.9.b) : la fausse configuration d'orientation de lisses

On passe maintenant au Stringer Definition on laisse la case vide et on ouvre la macro correspondante on choisit une aire constante égale à 0.05in<sup>2</sup> pour les Pshell et les Prod cella veut dire que les lisses choisies ont une aire constante égale à 0.05in<sup>2</sup>

```

Front #2, "CROD"; Tak(9); Trim(ELEM_CROD); Tab(17); Trim(ELEM_CROD); Tab(25); Trim(IG4_ID); Tab(33); Trim(33)
Front #8, "PROD"; Tak(9); Trim(ELEM_CROD); Tab(17); Trim(101); Tab(25); Trim(105)
    
```

Figure (4.10) : la partie program du Stringer Definition

On passe à RIB Topology où on définira l'orientation des nervures et l'espacement entre chaque nervure par rapport au longeron arrière et avant.

Chaque nervure est repérée par son alpha (angle) et sa position WS (Wing Station) (donc c'est les deux seules entrées de l'utilisateur. Une fois qu'on choisit ces deux paramètres (pour déterminer les références des plans des nervures), le programme déterminera l'intersection de cette droite (alpha et WS) avec la ligne des longerons et il calcule les espacements (pitch) entre les nervures

La configuration des nervures choisies est celle où les nervures sont placées parallèlement à l'écoulement à la racine vu que cette configuration représente un avantage dans le montage des moteurs et des volets. Mais cette configuration n'est pas la plus optimum du point de vue poids car les nervures sont plus longues. Pour cela on adopte une autre

configuration une fois qu'on dépasse les moteurs, on revient à une configuration plus optimum à savoir les nervures plus courtes possible donc perpendiculaire au longeron arrière. Pour passer d'une configuration à une autre, il y a une zone de transition qu'il faut contrôler.

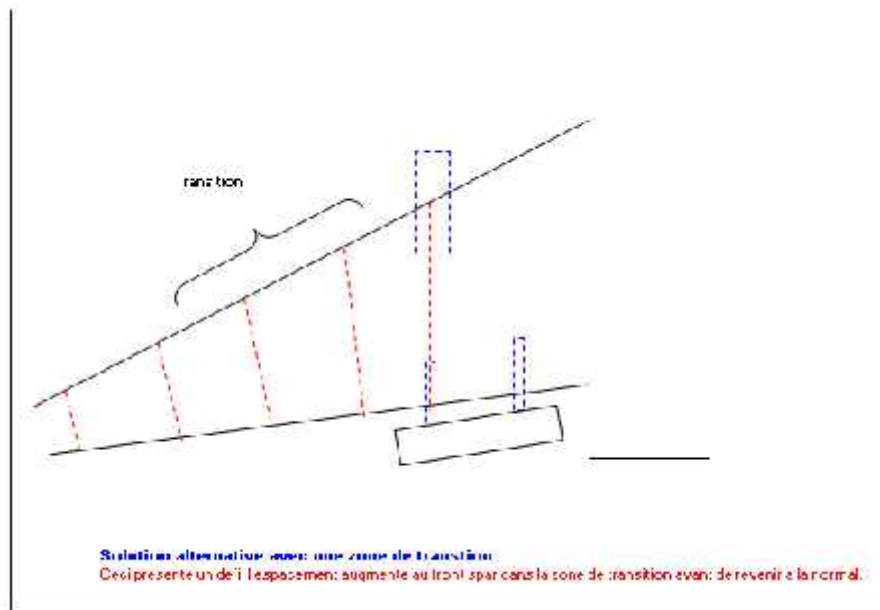


Figure (4.11) : la configuration d'orientation de nervure

Le programme qu'on a, calcule l'espacement entre les nervures au longeron avant et au longerons arrière pour donner un indice à l'utilisateur quelle est l'espacement et le problème devient un problème en terme de stabilité. Autrement dit l'espacement est dicté par la stabilité et donc le contrôle de la zone de transition

Exemple :

Rib	Input	
	$\alpha$	WS
1	90	73.54
2	90	100.2
3	100	130.28
4	90	145.52
5	90	168.01
6	100	190.51
7	90	210.83
8	90	225.0
9	100	242.28
10	95	261.5
11	100	276.01
12	105	292.41
13	110	310.47
14	110	340.46
15	110	362.46
16	115	385.75
17	115	402.44
18	110	424.77
19	115	444.77
20	115	467.43
21	110	492.75
22	115	510.75
23	115	528.07
24	110	550.4
25	115	577.28
26	115	602.72
27	110	626.71
28	110	648.04
29		

Figure (4.12) : les données à entrer dans le FEM-BUILDER



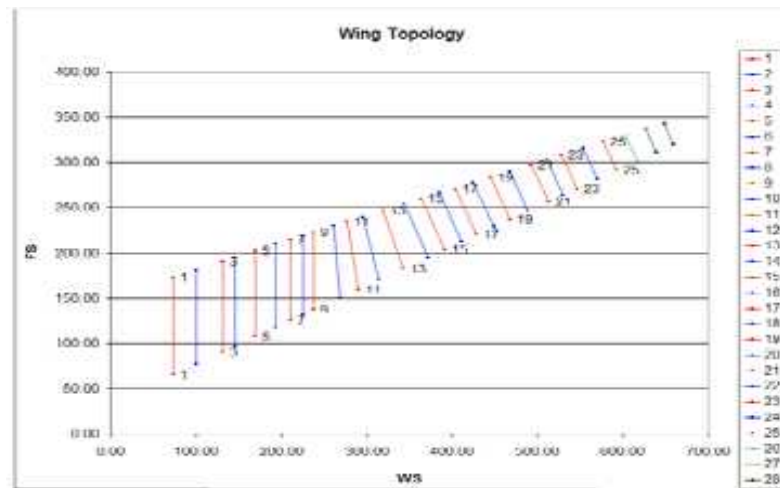


Figure (4.13) : le dessin d'orientation de nervure

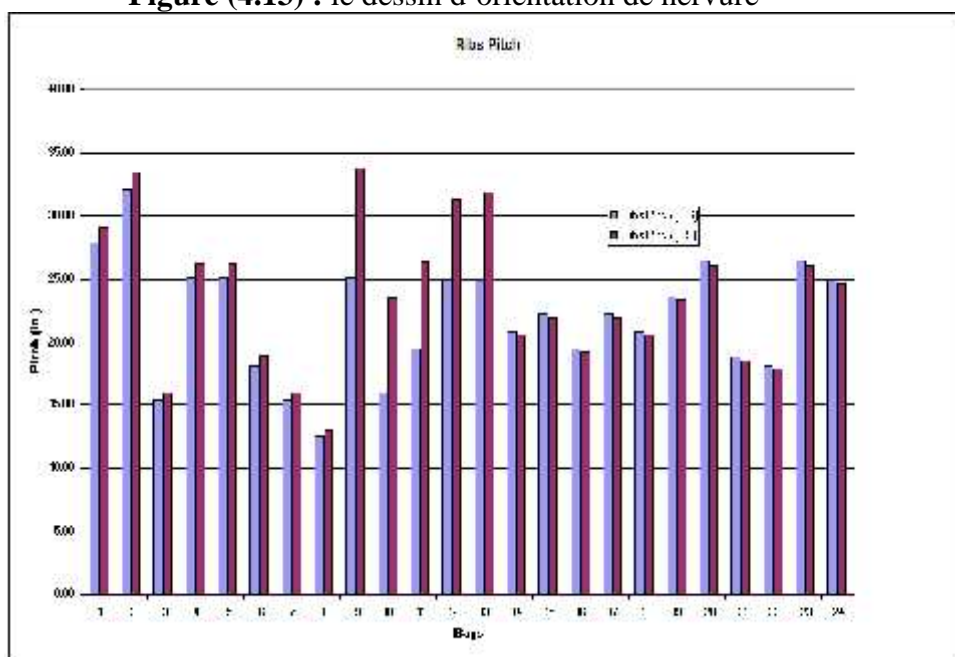


Figure (4.14) : l'espacement entre les nervures par rapport au longeron avant et arrière

Donc on peut facilement et visuellement voir que le pitch (espacement) est maximale la nervure 9 et il est de moins de 35 pouces. On peut alors jouer avec l'orientation pour diminuer ce pitch mais ceci demande que la transition soit plus répondu et pénalisante en terme de poids.

On passe à la carte matériau, puisque que le but du FEM-BUILDER est de générer le fichier .bdf donc dans sa programmation il existe la carte matériau qui est remplis directement de la macro correspondante donc on fait entrer les caractéristiques du matériau.

```

PRINT #7, "MAT1", 1101, 1.0117, 3.202815, 3.3, .1, 1.2, 5, ""
    
```

Figure (4.15) : partie program de la carte matériau

Et maintenant c'est au tour de la carte force qui est aussi remplis directement dans la macro correspondante dans notre étude nous voulons voir l'effet en premier lieu d'une force unitaire de 100000lbs appliqué au bout de l'aile.

```

!si force Unitaire
! force_disc = 0
! force_disc = 1

force_disc = 0      ! Force unitaire de 10000 lbs au bout de l'aile

Carte de force

Node RB33 = , + 5000000
force_id = Fname('force'), '###0.'
Print #3, "FORCE" Tab(2): 1: Tab(17): Elem(Node RB33) Tab(4): 1: Tab(11): Elem(force_id) Tab(41): "0." Tab(49): 1:
Text 1

Node RB33 = Mass_node 000000
force_id = Fname('100000', '###0.')
Print #3, "FORCE" Tab(2): 1: Tab(17): Elem(Node RB33) Tab(4): 1: Tab(11): Elem(force_id) Tab(41): "0." Tab(49): 1:
...

-----
definition of load case

Print #3, "01111111|22222222|0011111|99999999|55555555|66666666|77777777|11000000-7"
Print #5, "FORCE" 10 1. . . . . 1"

```

Figure (4.16) : Partie program de la carte force

Maintenant, on a terminé toute cette étape on exécute le program en cliquant sur Generate FEM Model ; on clique sur Ok pour LHS Wing FEM généré par défaut après sur oui pour si tu veux construire ton model FEM, on passe à renommer le fichier et on clique sur OK pour exécution complète

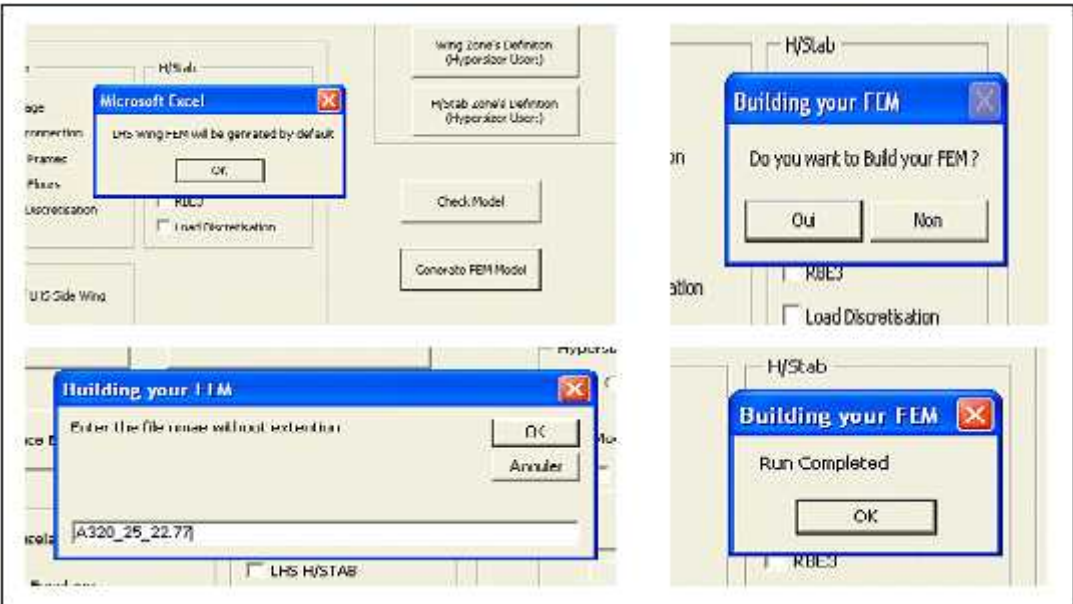


Figure (4.17) : les étapes d'exécution du program FEM- BUILDER

Et on aura notre fichier bdf généré ; qu'on peut le lire par Patran en suivant ces étapes :

On ouvre un nouveau fichier Patran, on le donne un nom A320\_25\_26.77 on clique sur import, on choisit type de fichier NASTRAN-input ; ces étapes sont déterminées dans la figura ci-dessous

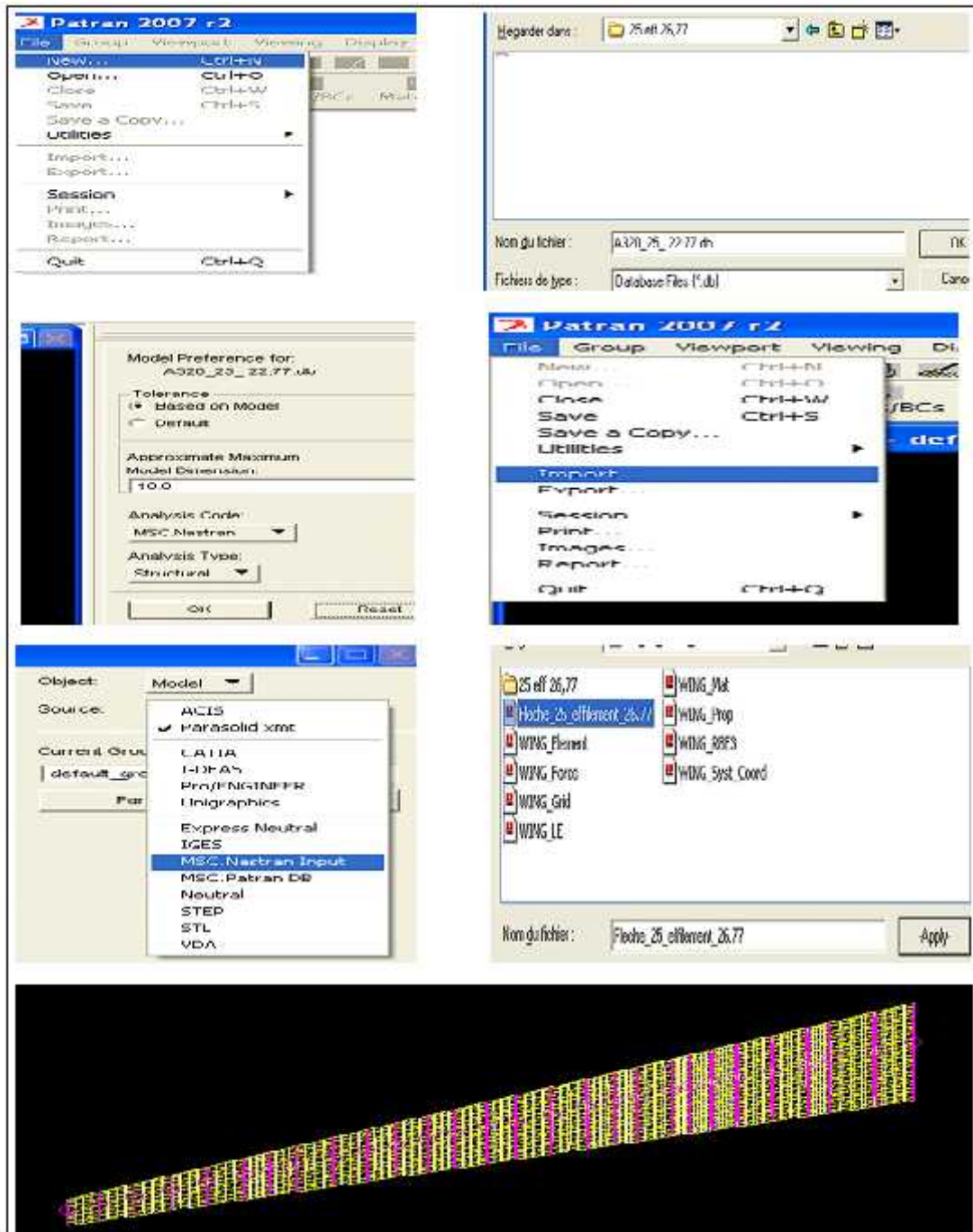


Figure (4.18) : les étapes d'exécution du fichier bdf par Patran

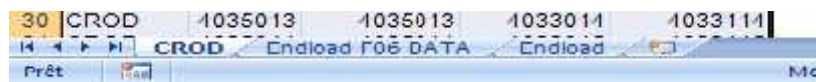
A la fin vous voyez la configuration qu'on a dessinée complète avec maillage et charge appliqué, maintenant la configuration est prête à l'étude.

**4.4.2) calcul des endloads de la configuration :**

On exécute le fichier *bdf* généré par FEM BUILER dans Nastran et ce dernier va nous générer le fichier *F06* qui contient toutes les sorties demandées, ce qui nous intéresse sont les endloads qui sont des charges internes présentées dans des éléments. Nastran génère plusieurs types de endloads, mais celles que nous utiliserons sont issues de la section « SUMMATION OF ELEMENT ORIENTED FORCES ON ADJACENT ELEMENT » on a déjà dit au par avant qu'on a utilisé Excel comme outil de programmation pour diminuer les calculs et les itérations à la main.

La spreadsheet contient trois feuilles :

- 1) « CROD » → on mit toutes cartes des CROD de notre modèle à partir du F06
- 2) « Endloads F06 DATA » → Ici on mit nos résultats des endloads à partir du F06
- 3) « Endload » → Cette feuille qui va nous donner toutes les endloads que nous cherchions.



**Figure (4.19) :** les feuilles que contient le spreadsheet « recherche endloads »

Les CROD sont toutes recopiées dans la feuille CROD à partir du fichier f06 cet exemple contient 4449 CROD

	A	B	C	D	E
1	CROD	ID	Prop	G1	G2
2	CROD	4031501	4031501	4033001	4033101
3	CROD	4031506	4031506	4034001	4034101
4	CROD	4031801	4031801	4033101	4033201
5	CROD	4031606	4031606	4034101	4034201
6	CROD	4031701	4031701	4033201	4033302

**Figure (4.20) :** la feuille CROD

Et on passe après à la deuxième feuille endload F06 data qui contient SUMMATION OF ELEMENT ORIENTED FORCES ON ADJACENT ELEMENT

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
1			SUMMATION OF ELEMENT ORIENTED FORCES ON ADJACENT ELEMENTS									
2			(ONE AND TWO DIMENSIONAL ELEMENTS ONLY)									
3												
4		POINT-ID	ORIENT-D	ELNSION=+								
5		4031002	4031002	1.494645E+03								
6		4031002	4031102	-1.869202E-03								
7		4031002	4033001	1.494645E+03								

**Figure (4.21) :** la feuille Endloads F06 DATA

La troisième feuille qui cherche les endloads il faut faire entrer

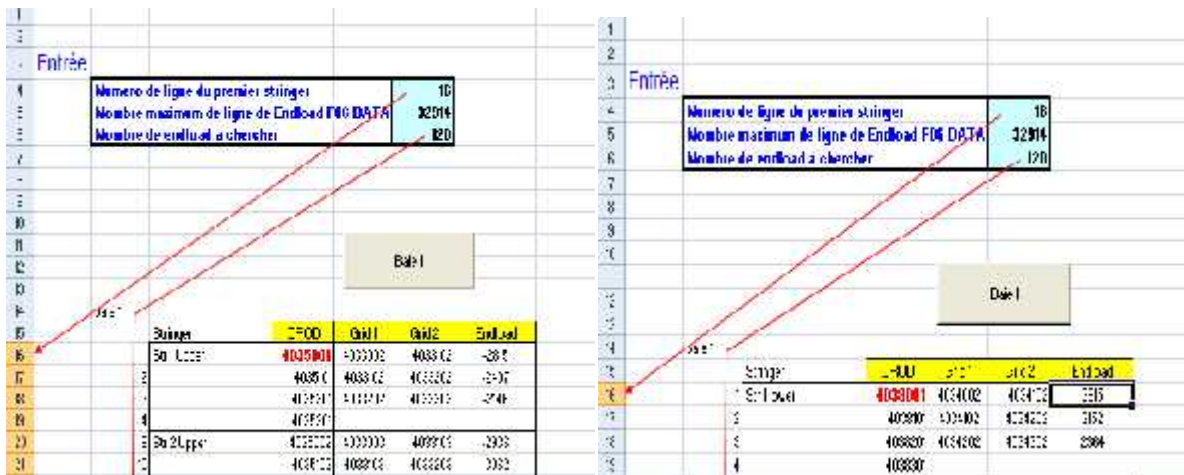


Figure (4.22) : la feuille endloads

1) Numéro de ligne du premier stringer : C’est la première ligne où nous avons commencé à entrer les CROD des lisses que nous cherchions les résultats donc pour les lisses supérieures 4035001 et pour lisses inférieures 4038001 cela est bien sur pour la première baie et comme dans notre études nous avons choisis 4 baies à étudier baie 1, baie 5 baie 10 et baie 20 donc on doit compléter les différents données

2) Le nombre de ligne maximum des résultats sur la feuille Endload F06 DATA ou plus. Dans ce cas nous avons 32914

32912	4306232	4304031	1.578220E+03
32913	4306232	4306132	1.578220E+03
32914	4306232	4306231	0.0

Figure (4.23) : le nombre de la dernière ligne dans la feuille Endload F06 DATA

3) Le nombre de recherche voulu est égal à 120

Et pour exécuter il faut seulement cliquer sur le bouton baie1, baie5 ...etc.

Une fois qu’on a remplis tout les données et exécuté le program on passe maintenant à un autre spreadsheet qui calcule les charges moyennes par lisses et par baie et trace les courbes correspondantes.

Ce deuxième spreadsheet contient 2 feuilles

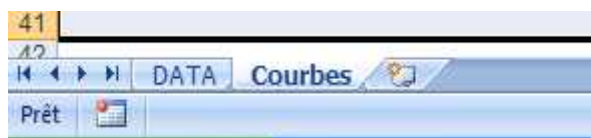


Figure (4.24) : les feuilles que contient le spreadsheet courbes

- 1) La première feuille appelé DATA contient les endloads calculés aux part avant mais en plus calcule les charges moyennes par lisses et par baie en utilisons les fonctions d'Excel « moyenne et somme »

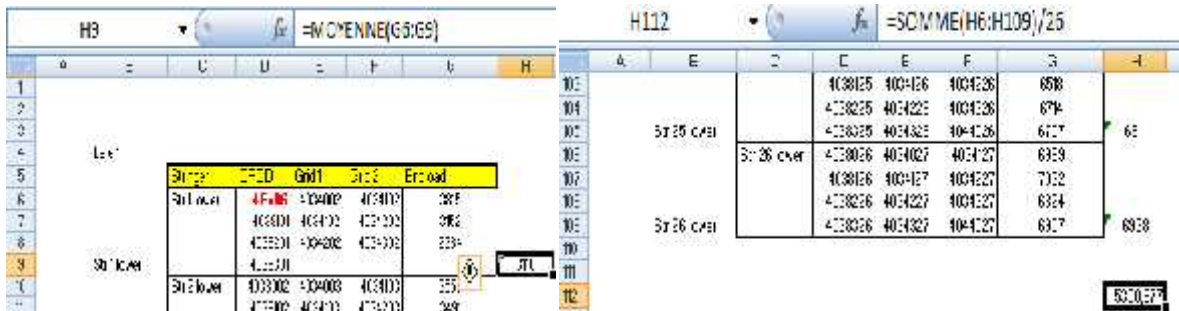


Figure (4.25) : la feuille DATA et les fonctions de calcul utilisées

- 2) La deuxième feuille courbe contient un résumé de ces charges moyennes calculées dans la première feuille et les courbes donc

- la charge moyenne de chaque lisse dans une baie
- la charge moyenne par baie

Pour les lisses du revêtement supérieur

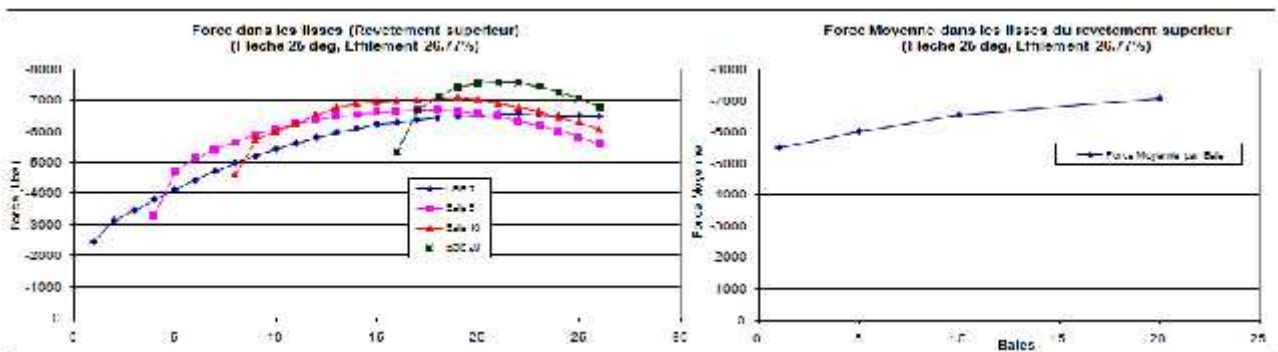


Figure (4.26) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement supérieur l'aile de l'A320

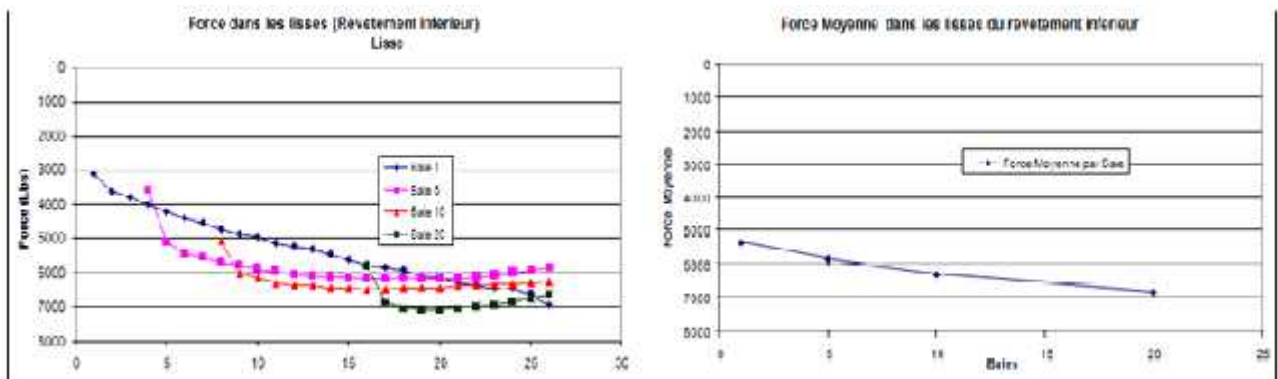


Figure (4.27) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies dans le revêtement inférieur l'aile de l'A320

**Remarque :**

La force de 10000lbs appliqué à l'extrémité de l'aile a causé une compression au niveau des lisses du revêtement supérieur et une tension au niveau des lisses du revêtement inférieur ce qui est très logique

**4.4.3) Visualisation de la rigidité de la configuration :**

Ce n'est qu'une simple visualisation des résultats dans Patran:

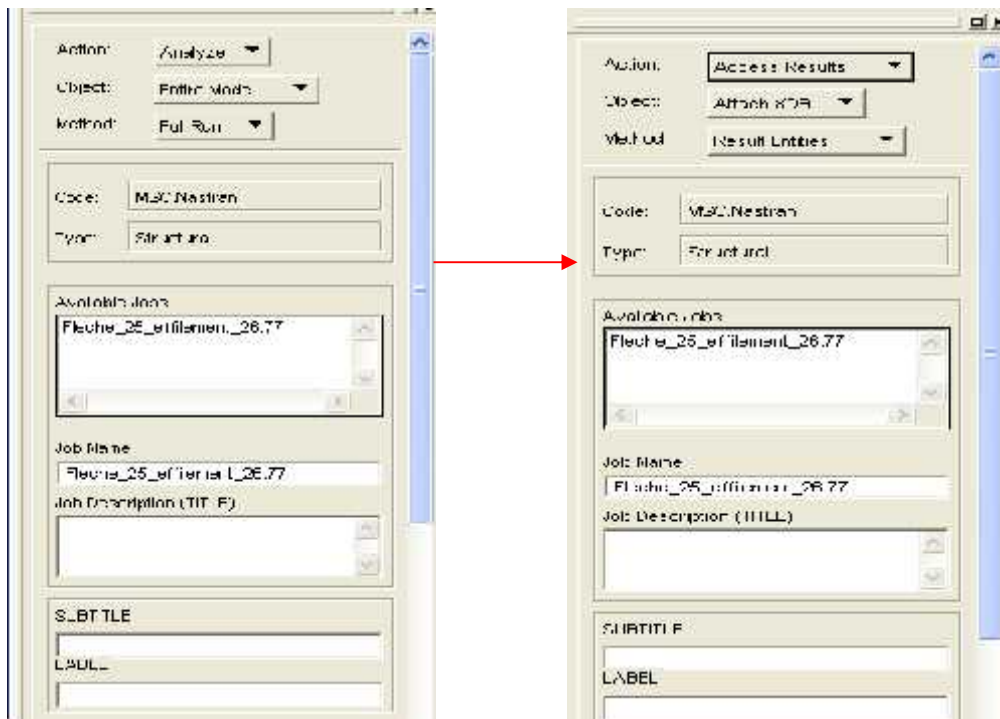
En a déjà cité les étapes d'ouvrir un fichier bdf par Patran, une fois que c'est fait, on passe aux étapes suivantes

- 1) Etape 1 : Cliquer sur Analysis



**Figure (4.28) :** Le menu principal du Patran qui contient analysis

- 2) Etape 2 : Choisir  
 Action : Access Results  
 Object : Attach XDB  
 Method Result Entities



**Figure (4.29) :** les étapes suivis pour faire une analyse

- 3) Etape 3: Selection « Select Results File » et choisir le fichier que nous voulions attacher pour visualisation et puis on clique sur « Apply »

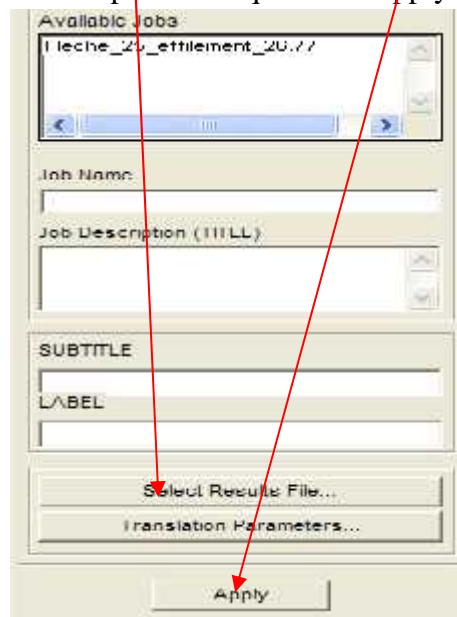


Figure (4.30) : sélection du fichier résultats

- 4) Etape 4: Sélection Results :

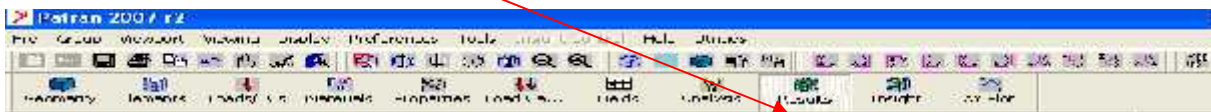


Figure (4.31) : l'icône résultats

- 5) Etape 5 : on choisit le résultat que nous voulons voir est les déplacements



Figure (4.32) : le choix du résultat Displacements, translation



6) Etape 6 : En cliquant sur « Apply » on aura

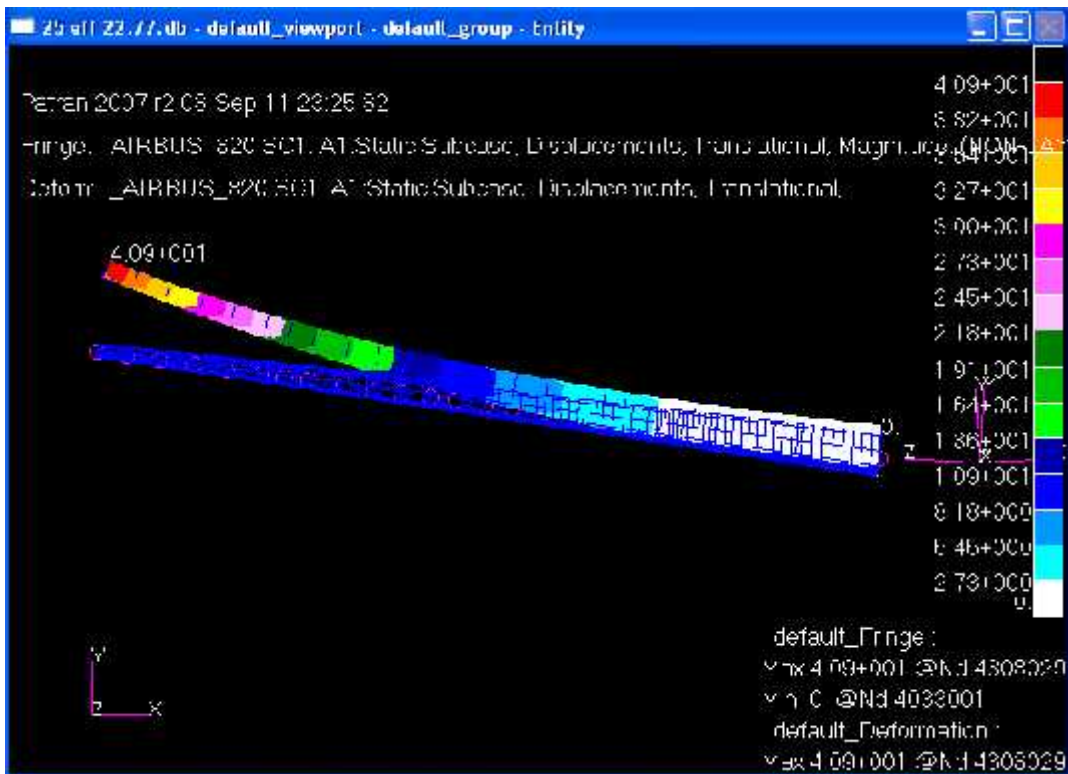


Figure (4.33) : le résultat de l’analyse et lecture de la déflexion

La déflexion maximale est égale 40.9 in

**4.4.4) Calcul du poids de l’aile et du volume que l’aile peut contenir pour le kérosène :**

**4.4.4.1) Le poids de l’aile :**

Pour calculer le poids total de l’aile ainsi que son volume par Patran il faut suivre les étapes suivantes :

1) Etape 1 : Sélectionner Tools :

Puis : Mass Properties



Figure (4.34) : sélection de Tools et de Masse Properties

On aura donc ce menu :



Figure (4.35) : le menu demandé

Sélectionnant « Define Region »

On aura ce menu :



Figure (4.36) : sélection de default- group

Sélectionner le groupe « Default\_group ». Puis « OK ». Puis « Apply »

	CG(CD C)	CG(CD D)	IFreepal	Radiol Syst.	Mass	Volume
1	2.297E+002	2.31E+002	2.549E+007	1.663E+002	9.333E+002	9.353E+003
2	8.461E+001	8.451E+001	2.492E+007	1.634E+002		
3	8.681E+002	8.331E+002	7.868E+009	2.903E+001		

Figure (4.37) : le tableau masse et volume

On aura la masse et le volume de toute l’aile. Ce volume qu’on parle est le volume du matériel donc de l’aluminium.

C’est sûr que l’aile du A320 a un poids beaucoup plus élevé que ça, vu que :

- ✚ Dans notre analyse, nous avons qu’une moitié de l’aile entre les deux longerons et non incluant la partie centrale à l’intérieur du fuselage, on parle de la masse du Wing box que la boîte aile
- ✚ dans les propriétés de nos éléments nous avons pris des épaisseurs de 0.050 pouces (1.25 millimètres) et l’aire de la lisse aussi de 0.050 pouces carrés.
- ✚ Le poids de l’aile de l’A320-200 est de 19403 lbs

Mais ce que nous voudrions le comparer est le ratio, en reparlera de ce point en dessous lors des comparaisons

**4.4.4.2) Le volume réservé au kérosène**

Deuxième donnée aussi à montrer est le volume que l’aile peut contenir pour le Kérosène ; le ratio des volumes peut être estimé en faisant le ratio des aires de la surface de la nervure 1

Pour calculer l’aire de la nervure 1 il faut suivre les étapes suivantes :

- 1) Etape 1 : Créer un groupe avec la sélection des éléments de la nervure.



Figure (4.38) :L’icône groupe

On aura donc ce menu



Figure (4.39) : le menu de création de groupe

Aller maintenant sur Préférences et choisir « Picking »



Figure (4.40) : l'icône preferences

Et on aura ce menu :

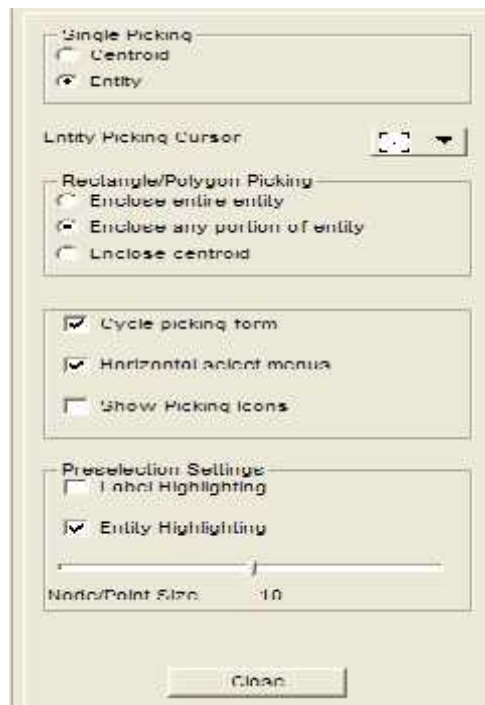


Figure (4.41) : le menu de preferences par défaut

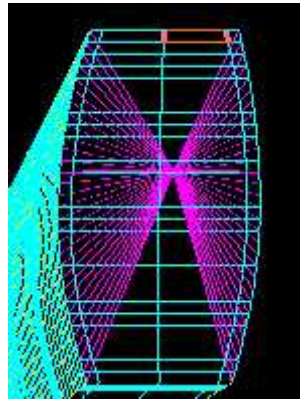
Choisir alors dans la zone « Entity Picking Cursor » l’option « Enclose entire Entity »



Figure (4.42) : le choix de l’option « Enclose entire Entity »

On clique sur Close

Puis on sélectionne les éléments CQUAD de la première nervure un par un



**Figure (4.43) : la sélection des éléments CQUADs**

Et en cliquant sur OK et nous aurons un groupe d'élément incluant que les CQUADs de la rib1.

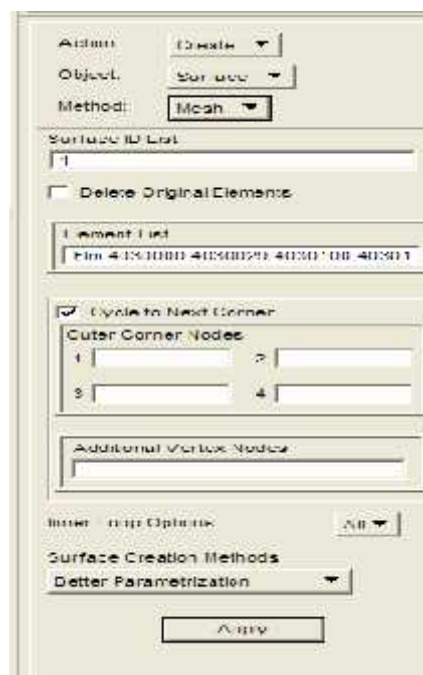
Maintenant on va créer une surface basée sur tous les éléments du maillage de la rib :

Cliquer sur Geometry :

Action : Create

Object : Surface

Method : Mesh



**Figure (4.44) : menu création d'une surface mesh**

Sélectionnant tous les CQUADS de la rib et puis cliquer sur Apply.

Ne visualiser que la géométrie :

Cliquer sur cet icône



Figure (4.45) :l'icône à cliquer

On clique maintenant sur Erase du FEM

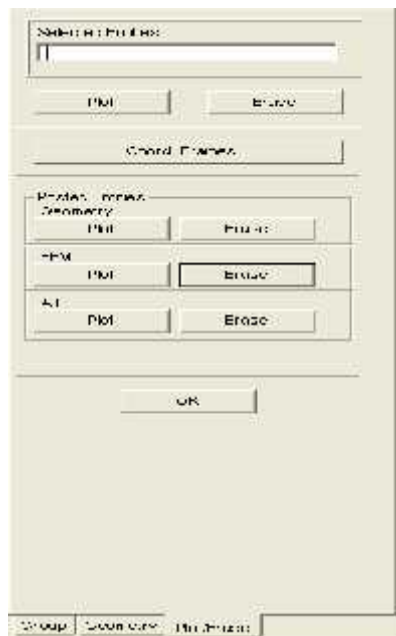


Figure (4.46) : menu pour effacer les FEM

Nous allons avoir ceci :

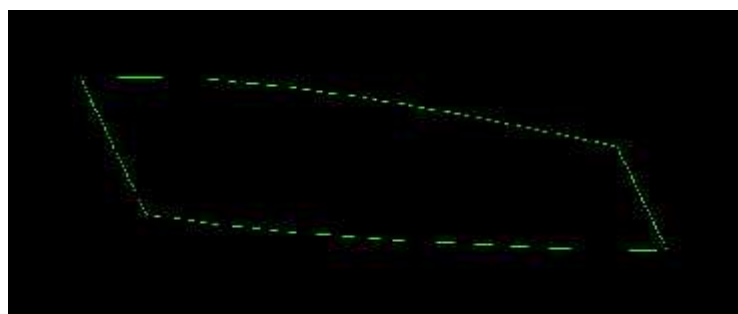


Figure (4.47) : la surface de la 1ere nervure

Pour analyser cette surface : il faut revenir à Geometry :

Action : Show

Object : Surface

Info : Attributes.

En sélectionnant cette surface créée nous allons avoir ceci :

Show Surface Attribute Information					
Surface ID	Vertices	Edges	Area	Cent.oid	
1	4	4	390.09621	{-73.110300 65.300568 826.258165}	
Summary			390.09621		

Figure (4.48) : le menu « show surface attribute information »

**4.5) Etudes de l'effet de la flèche et l'effilement sur les charges internes :**

On commence par la génération des modèles : Les configurations à dessiner sont :

❖ **Flèche 5°**

- Effilement 26.77%
- Effilement 34.41%
- Effilement 55%

❖ **Flèche 15°**

- Effilement 26.77%
- Effilement 34.41%
- Effilement 55%

❖ **Flèche 25°**

- Effilement 26.77%
- Effilement 34.41%
- Effilement 55%

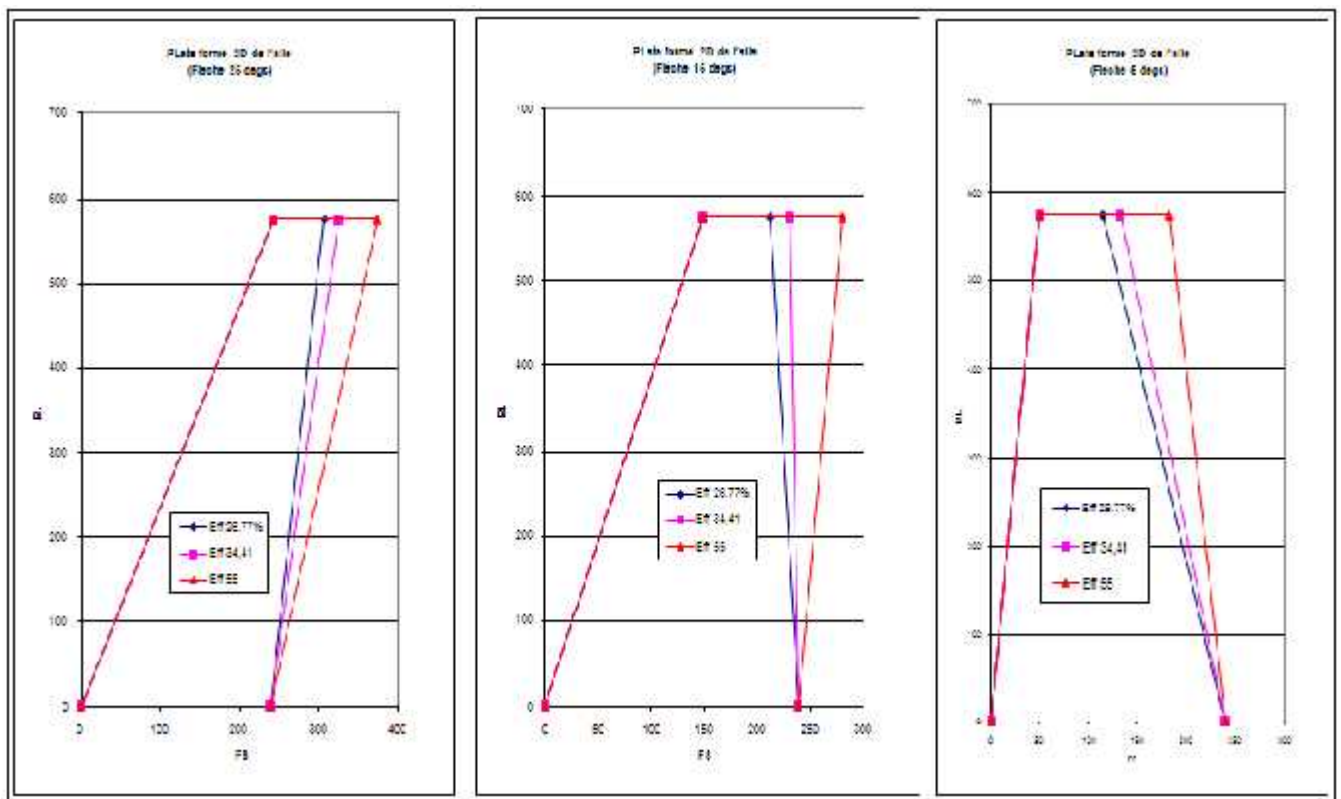


Figure (4.49) : les configurations des ailes



Pour le dessin de toute ces configurations on a besoins de quelque donnés à entrer dans le FEM-BUIDER, tel-que la corde au bout de l'aile ainsi que la corde au kink c'est la corde à la cassure de l'aile

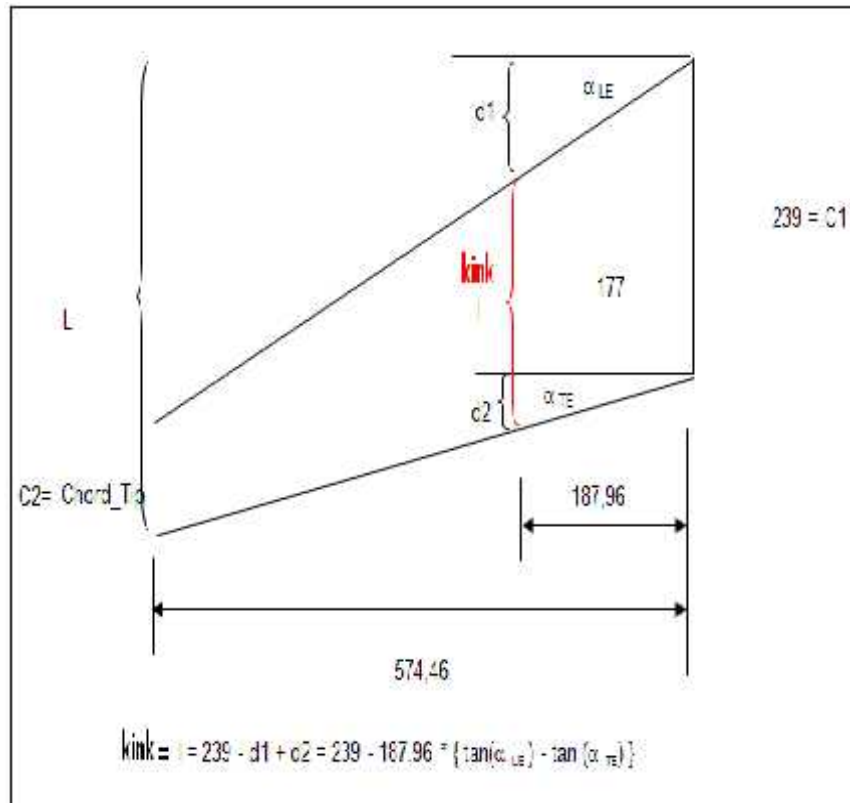


Figure (4.50) : définition des paramètres à calculer pour les dessins des configurations

❖ Pour Effilement 55%

	$\alpha_{LE}$	Chord_Tip	Chord_Root	Kink Ref	Span	L	$\alpha_{TE}$	I
Config 5	5	131,45	239	187,96	574,46	181,7087	-5,70	203,8103
Config 15	15	131,45	239	187,96	574,46	285,3761	4,62	203,8103
Config 25	25	131,45	239	187,96	574,46	399,3251	15,59	203,8103

❖ Pour Effilement 34.41%

	$\alpha_{LE}$	Chord_Tip	Chord_Root	Kink Ref	Span	L	$\alpha_{TE}$	I
Config 5	5	82,25	239	187,96	574,46	132,5087	-10,50	187,7123
Config 15	15	82,25	239	187,96	574,46	236,1761	-0,28	187,7123
Config 25	25	82,25	239	187,96	574,46	350,1251	10,95	187,7123

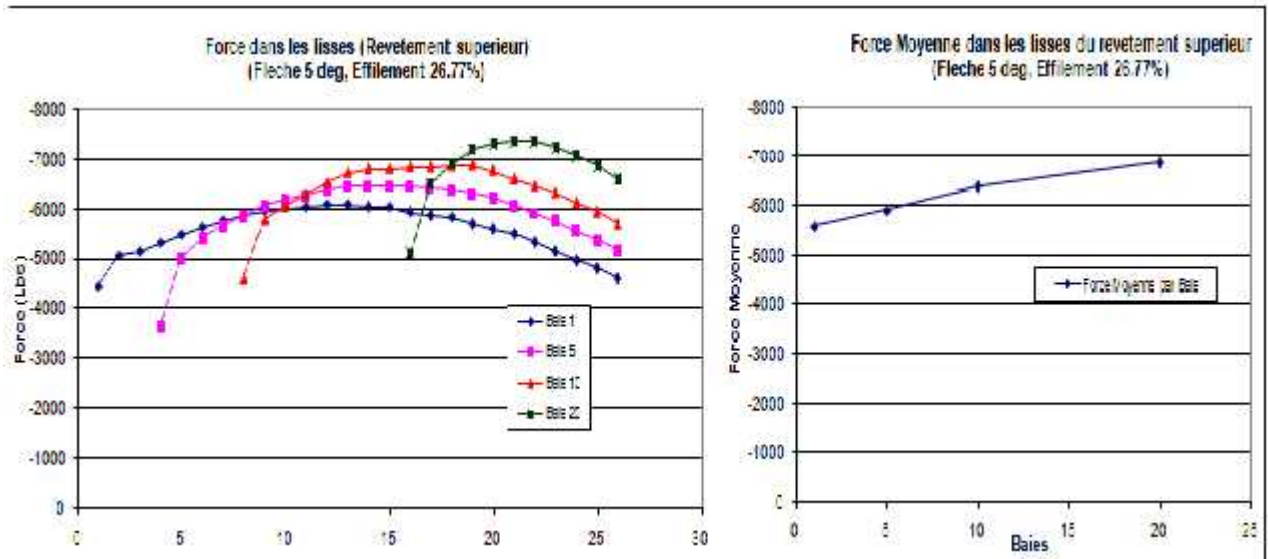
❖ Pour Effilement 26.77%

	$\alpha_{LE}$	Chord_Tip	Chord_Root	Kink Ref	Span	L	$\alpha_{TE}$	I
Config 5	5	64	239	187,96	574,46	114,2587	-12,25	181,741
Config 15	15	64	239	187,96	574,46	217,9261	-2,10	181,741
Config 25	25	64	239	187,96	574,46	331,8751	9,18	181,741

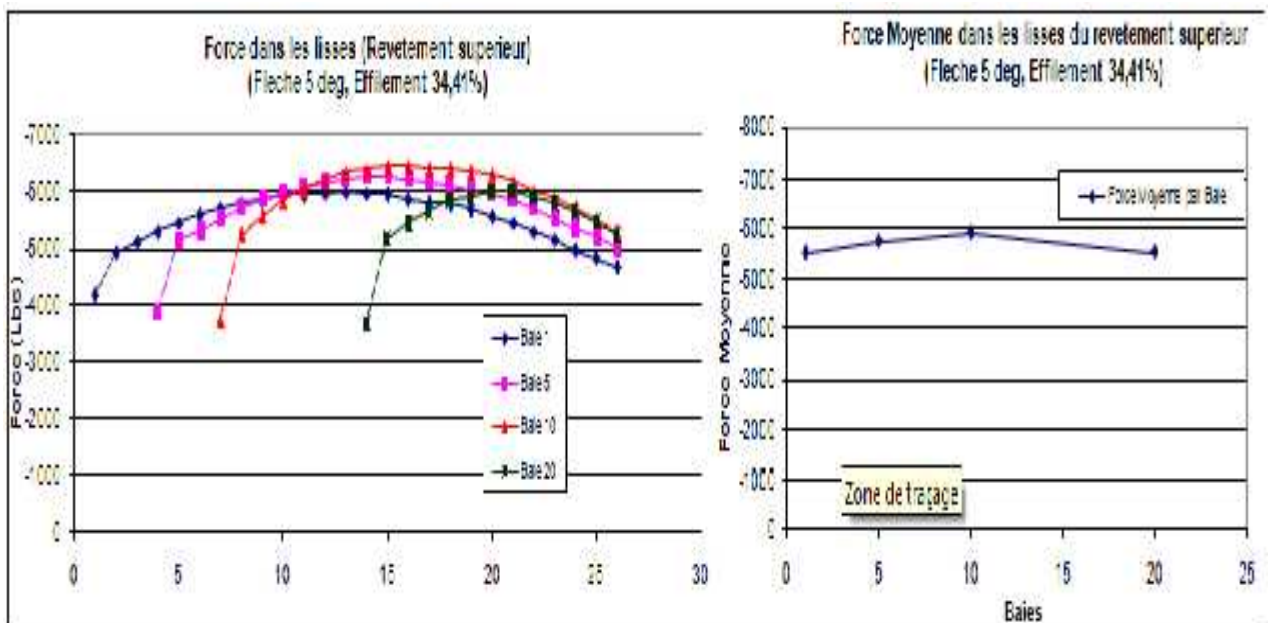
➤ Les courbes :

❖ Flèche 5°

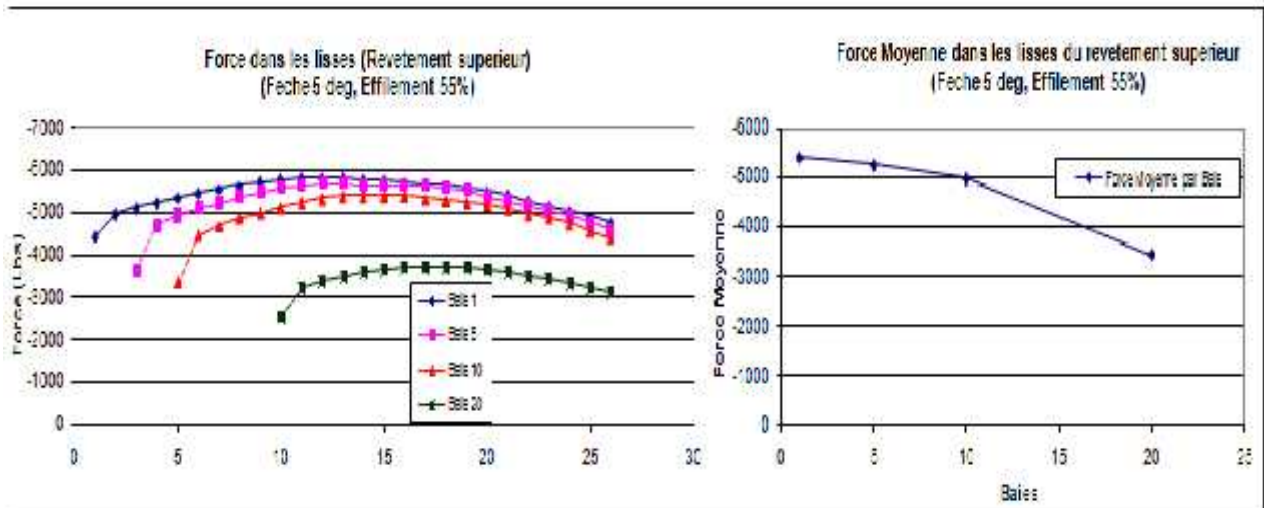
- Effilement 26.77%
- Effilement 34.41%
- Effilement 55%



**Figure (4.51) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche5° effilement 26.77%



**Figure (4.52)** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche5° effilement 34.41%



**Figure (4.53) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche 5° effilement 55%

➤ **Interprétations des configurations de la flèche 5°:**

📊 ***Pour effilement 26,77 %***

On remarque que la charge moyenne augmente d'une baie à l'autre, donc il n'y a pas de créations de nouvelles lisses à l'extérieur, ce qui rend le poids de la structure minimum et permet de charger la structure davantage. D'autre part, cette augmentation implique que la charge n'est pas presque constante le long de l'envergure, ce qui diminue l'efficacité de l'aile.

📊 ***Pour effilement 34,41%***

On remarque que la charge moyenne est presque constante le long de l'envergure, ce qui rend cette structure très efficace, mais d'autre part, cette aile est moins chargée que la première, mais travaille à haut niveau partout ; toutes ces remarques rendent de cette structure la plus optimale malgré la légère diminution de charge moyenne par baie, qui a sûrement engendré une augmentation de poids.

📊 ***Pour effilement 55%***

On remarque que la charge moyenne baisse de 5407 à 3429 à cause que nous avons plus de lisses à l'extérieur avec un moment plus faible, ce qui rend la structure pesante, mais avec des charges très faibles, tout cela implique que cette structure n'est pas du tout efficace.

- Pour plus de détails sur les valeurs exactes de ces charges représentées dans les graphes ci-dessus, voir l'annexe C

❖ **Flèche 15°**

📊 Effilement 26.77%

📊 Effilement 34.41%

📊 Effilement 55%

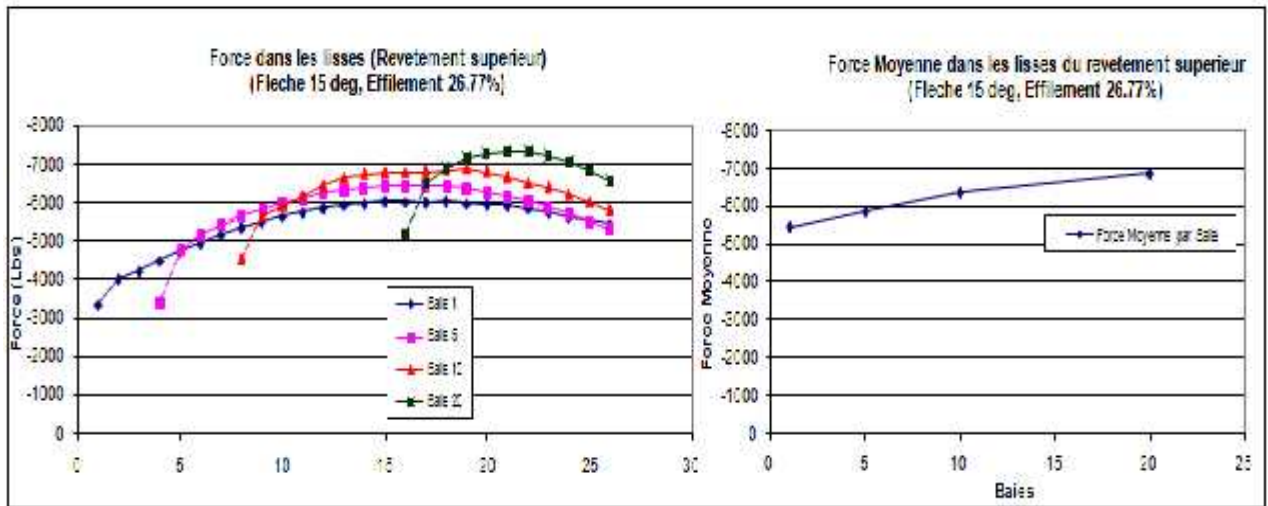


Figure (4.54) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche15° effilement 26.77%

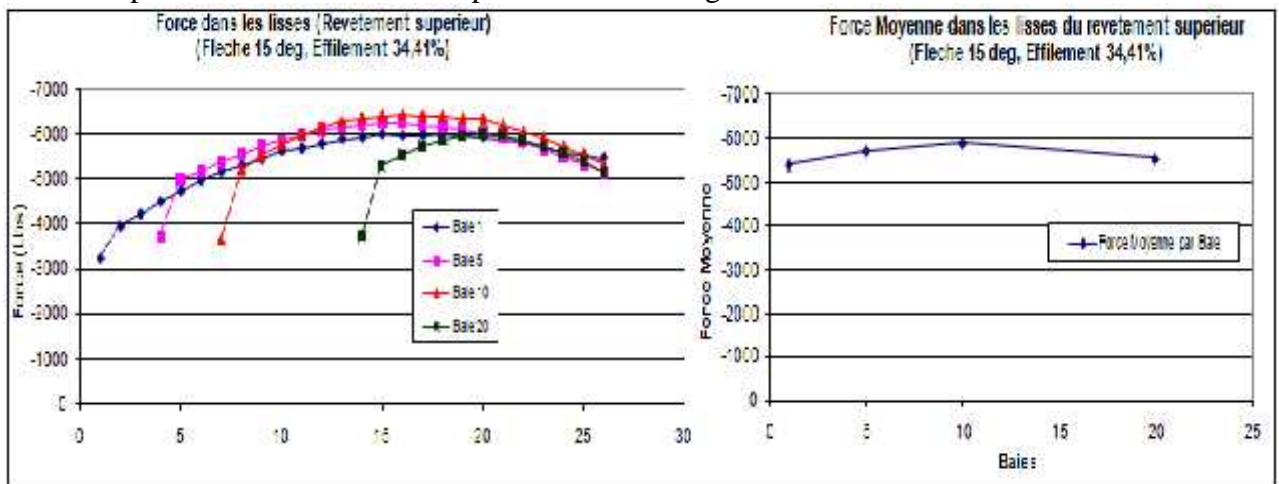


Figure (4.55) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche15° effilement 34.41%

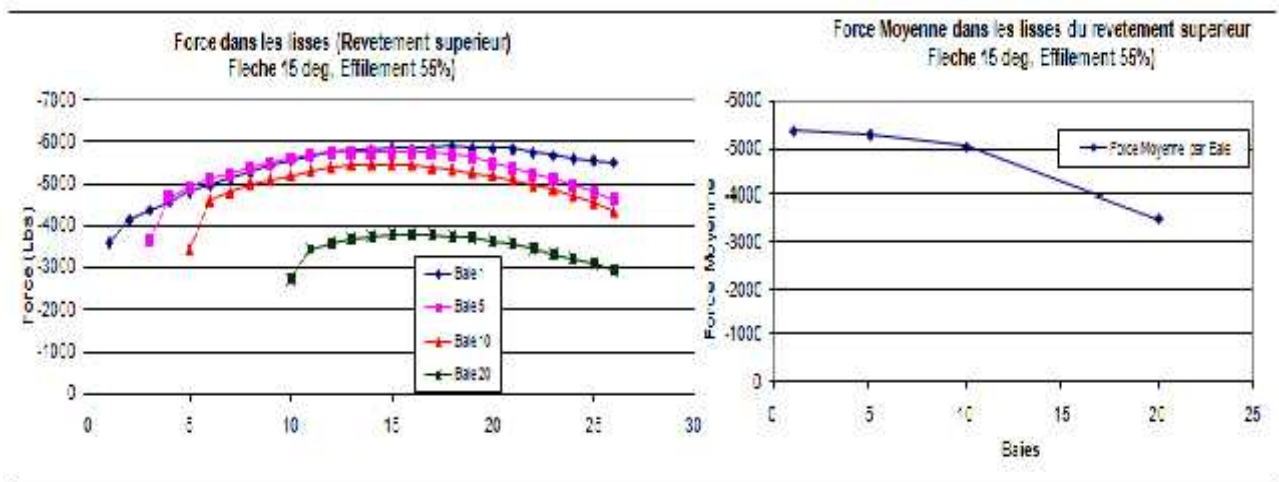


Figure (4.56) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche15° effilement 55%

➤ Interprétations des configurations de la flèche 15°

L'augmentation de flèche à 15° a provoqué une augmentation de charge d'un stringer à autre le long de la baie et aussi une augmentation de charge moyenne d'une baie à autre se qui diminue l'efficacité de l'aile d'une part et augmente le poids de la structure d'une autre part

Toujours l'aile d'effilement 34.41% est la plus optimum malgré cette augmentation de charge, et après vient celle d'effilement 26,77% ; et la plus mauvaise des structure est celle d'effilement 55%

- Pour plus de détaille sur les valeurs exactes de ces charges représentées dans les graphes ci-dessus voir annexe C

❖ Flèche 25°

- Effilement 26.77%
- Effilement 34.41%
- Effilement 55%

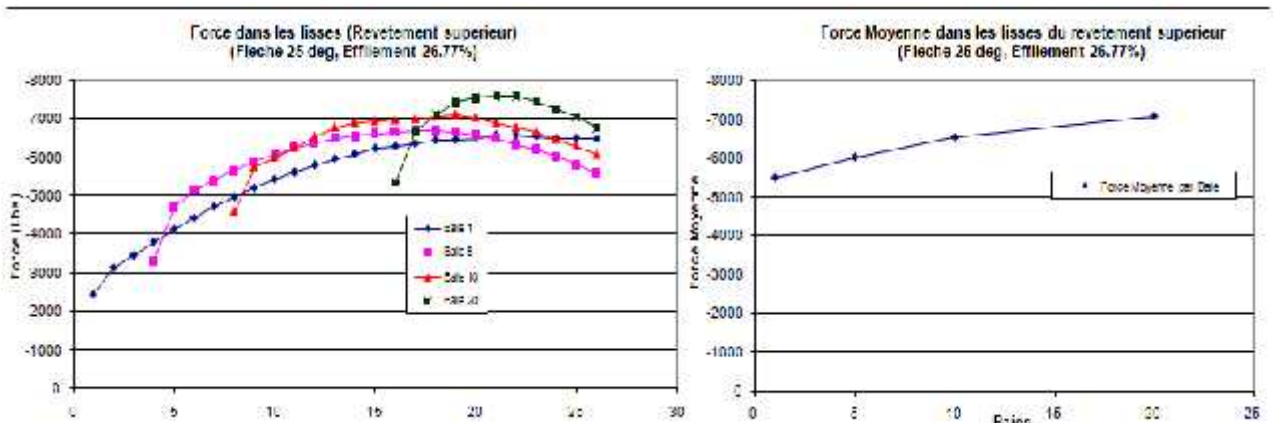


Figure (4.57) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche 25° effilement 26.77%

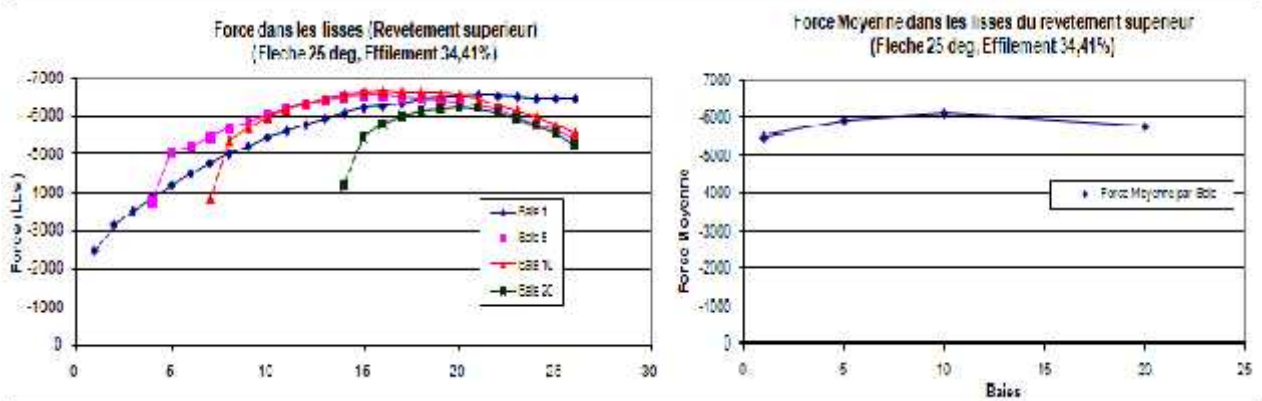
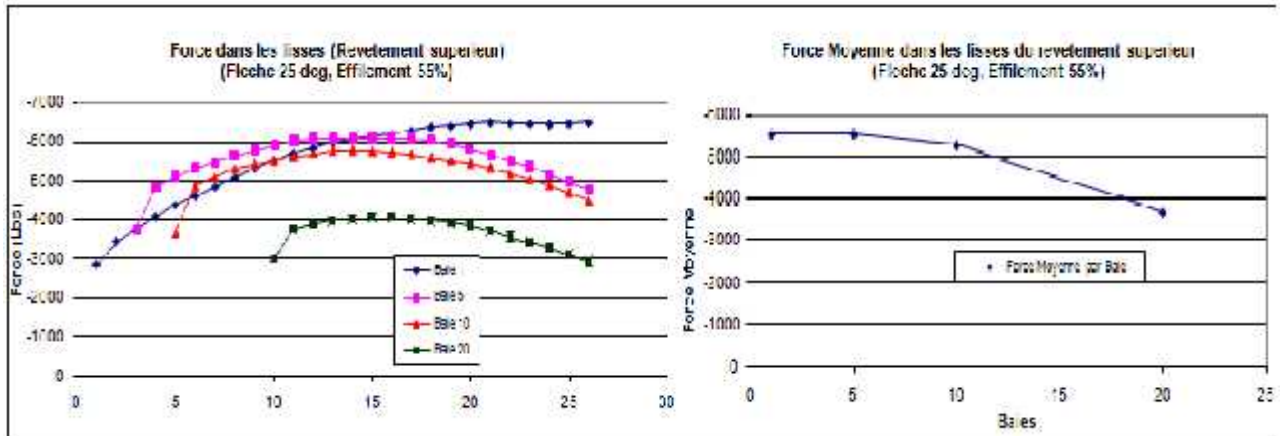


Figure (4.58) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche 25° effilement 34.41%



**Figure (4.59) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur de la configuration flèche25° effilement 55%

➤ **Interprétations des configurations de flèche 25°:**

C'est les mêmes remarques qu'avant donc cette remarquable augmentation de flèches a causé une remarquable augmentation de charges d'un stringer à autre le long de la même baie ainsi que la charge moyenne d'une baie à autre ; se qui diminue l'efficacité de l'aile d'un coté et augmente le poids de la structure d'un autre coté

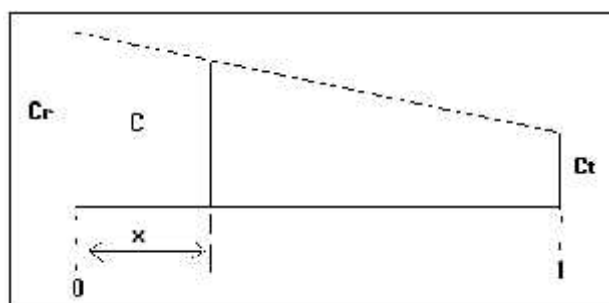
Toujours l'aile d'effilement 34.41% est la plus optimum malgré cette augmentation de charge, et après vient celle d'effilement 26,77% ; et la plus mauvaise des structures est celle d'effilement 55%

- Pour plus de détaille sur les valeurs exacte de ces charges représentées dans les graphes ci-dessus voir annexe C

➤ **Remarque importante :**

Mais il reste toujours comme question est que pourquoi l'effilement 34.41% a donné une tendance presque constante le long de l'envergure pour cela voici une simple démonstration avec de simple équations.

**Géométrie :**



**Figure (4.60) :** géométrie simplifiée d'une aile

$$C = C = C (1 - (1 - \lambda)x) \tag{4.1}$$

$$\lambda = \frac{C}{C} \tag{4.2}$$

Moment appliqué :

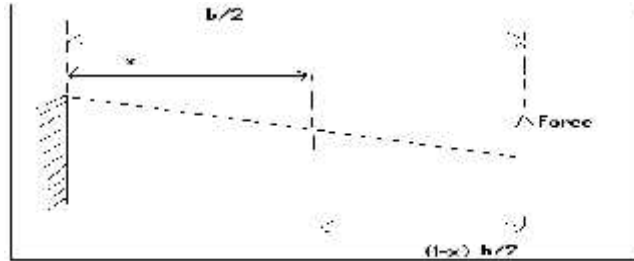


Figure (4.61) : application d'une force au bout de l'aile

$$0 < x < 1$$

$$M = F \times (1 - x) \frac{b}{2} = M (1 - x) \tag{4.3}$$

Tel-que

$$M = f \times \frac{b}{2} \tag{4.4}$$

Endload :

$$e_m = \frac{\sum e}{N_i} \frac{E}{d li} \tag{4.5}$$

$$\sum e = \frac{M}{t_m} \tag{4.6}$$

$$t_m \propto t_m \propto C$$

$$t_m = A C (1 - (1 - \lambda)x) \tag{4.7}$$

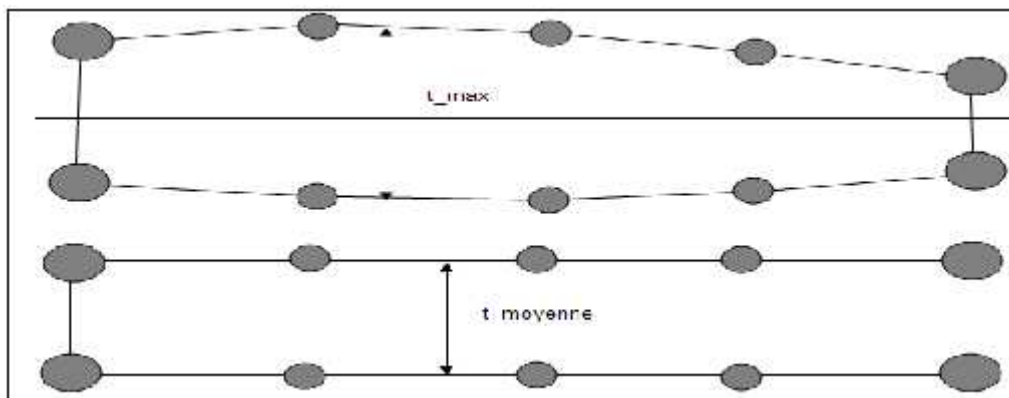


Figure (4.62) : géométrie réelle et la géométrie approximée

$$N_{d li} = \frac{c_i R / F}{p h} = \frac{(65\% - 15\%)c_i}{p h}$$

$$= \frac{50\%C (1 - (1 - \lambda)x)}{p h} \tag{4.8}$$

$$e_m = \frac{M (1 - x)}{(n_{d li m})(1 - (1 - \lambda)x) AC (1 - (1 - \lambda)x)} \tag{4.9}$$

$$e_m = C \frac{1-x}{(1-(1-\lambda)x)^2} \tag{4.1}$$

$$C = \frac{M}{(n_{d li m}) AC} \tag{4.1}$$

$$N_{d li m} = \frac{5\% C}{p h} \tag{4.1}$$

En variant  $\lambda = 0.15, 0.25, 0.35, 0.45, 0.55$  et  $0 < x < 1$

0.15		0.25		0.35		0.45		0.55	
X	Endload	X	Endload	X	Endload	X	Endload	X	Endload
0.1	1.07498	0.1	1.051893	0.1	1.029483	0.1	1.007871	0.1	0.986971
0.2	1.161272	0.2	1.137288	0.2	1.088413	0.2	1.068873	0.2	0.988087
0.3	1.261204	0.3	1.185453	0.3	1.160295	0.3	1.09396	0.3	0.975547
0.4	1.37741	0.4	1.24449	0.4	1.24589	0.4	0.988183	0.4	0.882328
0.5	1.512387	0.5	1.31	0.5	1.347394	0.5	0.84248	0.5	0.827465
0.6	1.665873	0.6	1.32314	0.6	1.37486	0.6	0.681087	0.6	0.75081
0.7	1.828589	0.7	1.32964	0.7	1.310015	0.7	0.753179	0.7	0.633857
0.8	1.99125	0.8	1.25	0.8	0.988058	0.8	0.637755	0.8	0.488281
0.9	2.10774	0.9	0.746745	0.9	0.580535	0.9	0.357118	0.9	0.282455
1	0	1	0	1	0	1	0	1	0

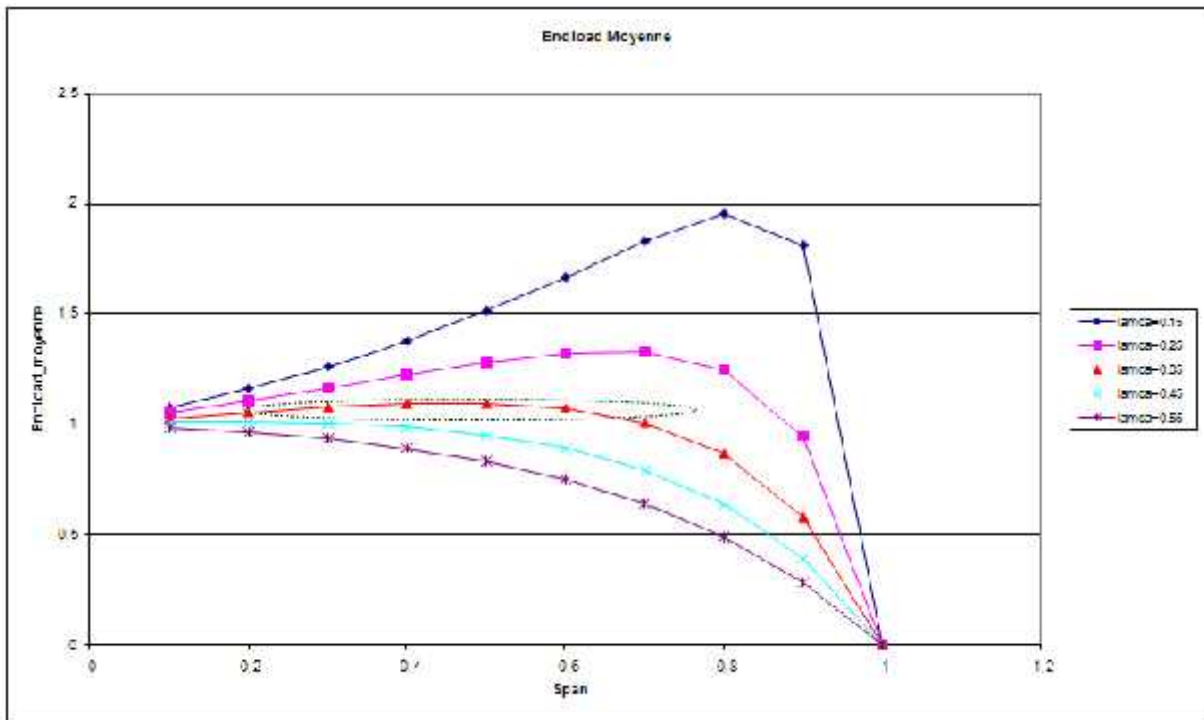


Figure (4.63) : la fonction endload moyenne



**Remarque :**

Ces figures représentent bien la tendance observée par les simulations avec Nastran

- ✚ On remarque ici que pour l'effilement de 35% la fonction présente un plateau (variation de moins de 10% avec tendance ascendante et descendante)
- ✚ Pour un effilement  $<$  à 35%, on voit une augmentation de la endload moyenne en s'en allant vers le saumon de l'aile.
- ✚ Et pour des effilements  $>$  à 35% c'est l'inverse qu'on observe.
- ✚ Donc cette fonction représente bien la tendance de la endload moyenne le long de l'envergure.
- ✚ Les courbes de la fonction démontrent que cette tendance permet d'avoir une endload moyenne presque constante jusqu'à une envergure de 70% et nous avons tracé les endloads jusqu'à la baie 20

➤ **Conclusion**

Du point de vue structure pour une faible flèche à un effilement de 34.41 % permet d'avoir une meilleure distribution de charge le long de l'envergure donc une meilleure efficacité de l'aile et aussi un poids optimum

#### **4.6) Etude de l'effet de la flèche et l'effilement sur la rigidité et la masse et le volume de l'aile :**

##### **4.6.1) Etude de l'effet de la flèche et l'effilement sur la rigidité:**

En exécutant les fichiers dans Patran et en suivant les étapes indiqué au par avant on a remplis le tableau ci-dessous qui contient la déflexion maximale de chaque configuration

Fleche Deg	Effilement %	Defl Max in
5	26,77	33,5
5	34,41	27,7
5	55	20,6
15	26,77	34,6
15	34,41	29,2
15	55	22,3
25	26,77	40,9
25	34,41	35,2
25	55	27,4

**Tableau (4.2):** déflexion maximale de chaque configuration

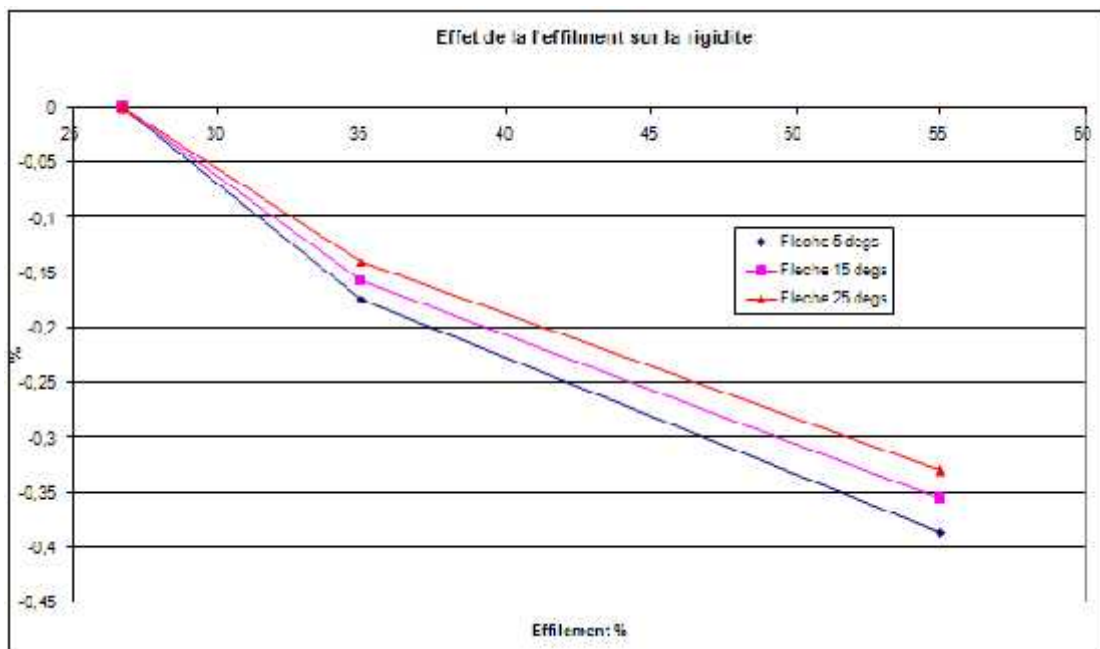
On sait que la rigidité est inversement proportionnelle au déplacement, donc plus la déflexion est grande plus la rigidité de l'aile diminue donc plus sa flexibilité est grande

**4.6.1.1) Effet de l'effilement sur la rigidité :**

Puisque l'aile originale de l'A320 a un effilement de 26.77% donc on la prend comme référence, donc on calcule toujours par rapport a son effilement

Fleche Deg	Effilement %	% / Ref 26.77%
5	26,77	0
5	34,41	-17.31%
5	55	-38.51%
15	26,77	0
15	34,41	-15.61%
15	55	-35.55%
25	26,77	0
25	34,41	-13.94%
25	55	-33.01%

**Tableau (4.3):** ratio de déflexion par apport à l'effilement 26.77%



**Figure (4.64) :** effet de l'effilement sur la rigidité

➤ **Remarque**

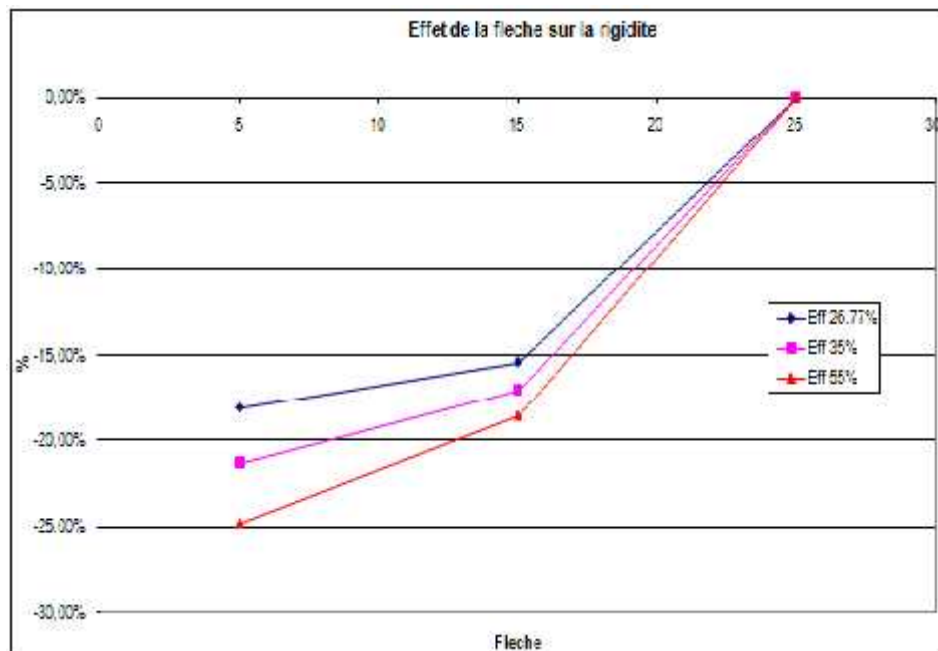
- ✚ l'aile la plus rigide est celle qui a un effilement de 55%
- ✚ l'aile la moins rigide est celle de l'A320 qui a un effilement de 22.77%
- ✚ plus l'effilement est grand plus la rigidité de l'aile augmente

**4.6.1.2) Effet de la flèche sur la rigidité :**

Puisque l'aile originale de l'A320 a une flèche de 25° donc on la prend comme référence, donc on calcule toujours par rapport à sa flèche

Fleche Deg	Effilement %	% / Ref 25°
5	26,77	-18.09%
15	26,77	-15.40%
25	26,77	0
5	34,41	-21.31%
15	34,41	-17.40%
25	34,41	0
5	55	-24.82
15	55	-18.61%
25	55	0

**Tableau (4.4):** ratio de déflexion par apport à la flèche 25°



**Figure (4.65) :** effet de la flèche sur la rigidité

➤ **Remarque :**

- ✎ L'aile la plus rigide est celle qui a la plus petite flèche
- ✎ L'aile la plus flexible est celle de l'A320
- ✎ plus la flèche est grande plus l'aile est flexible

➤ **Conclusion :**

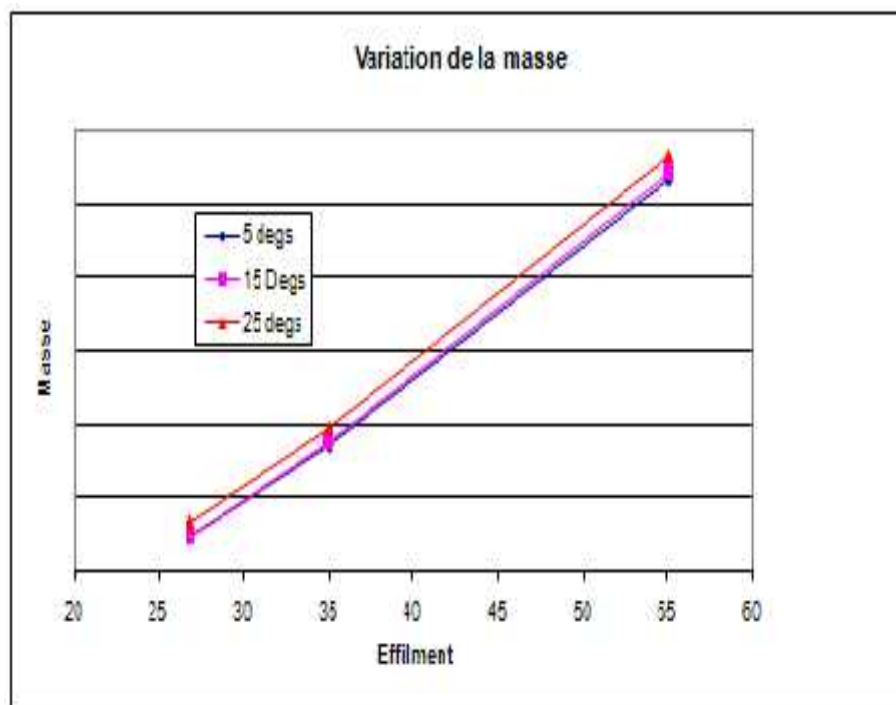
On peut conclure que l'aile de l'A320 avec sa configuration de flèche 25° effilement 26.77% est la moins rigide ; donc c'est le côté aérodynamique qui a importé sur l'aspect structure rigidité

### 4.6.2) Etude de l'effet de l'effilement et la flèche sur poids :

On calcule la masse de chaque configuration et on calcule un ratio par rapport à la masse de la configuration réelle de l'A320 et on fait la comparaison

Flèche °	Effilement%	Masse	%/à M A320
5	22.77	923.6	-1.04
5	34.41	985.8	-1.24
5	55	1166	1.44
15	22.77	924.9	-0.9
15	34.41	987.4	-1.08
15	55	1170	-1.10
25	22.77	933.3	0
25	34.41	998.2	6.95
25	55	1183	26.75

**Tableau (4.5):** masse et ratio de masse par apport à la masse de l'A320



**Figure (4.66) :** variation de la masse en fonction de la variation d'effilement

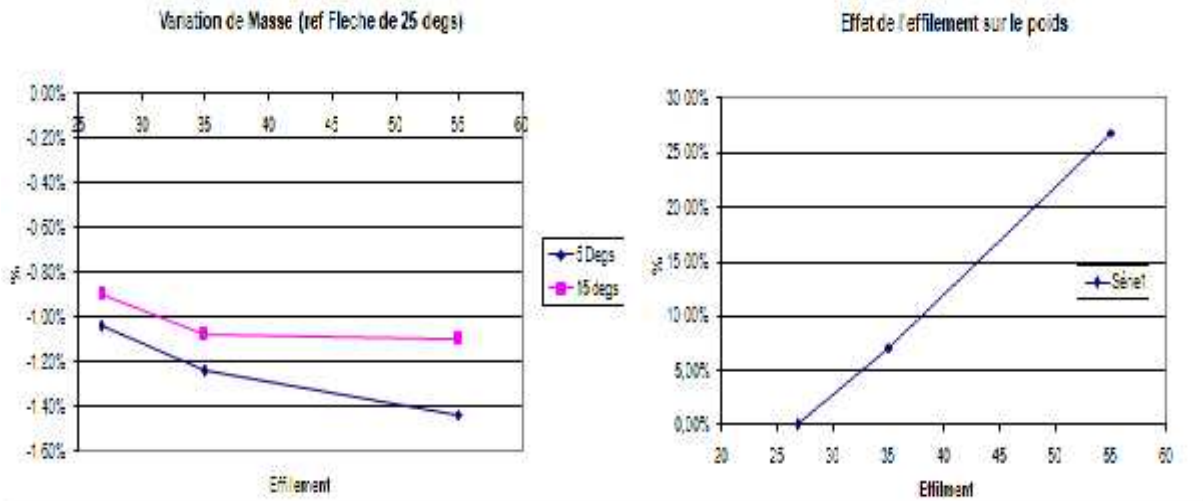


Figure (4.67) : variation du ratio la masse en fonction de l'effilement

➤ Commentaire :

- Une flèche moins prononcé réduit le poids d'une aile de presque 1%.
- On remarque qu'une flèche de 15 degrés est moins sensible après un effilement de 35%.
- Un effilement aura un impact considérable sur l'augmentation du poids. Tendence presque linéaire.

➤ Conclusion :

Une augmentation de flèche ou de l'effilement entraîne une remarquable augmentation de la masse de l'aile.

**4.7) Etudes de l'effet du profil sur les charges internes**

Cette fois ci on va changer les types de profils nous avons choisis des profils qui ont la même épaisseur mais de différents combure donc de différent performance et de différents chiffre NACA. Les NACA choisis sont :

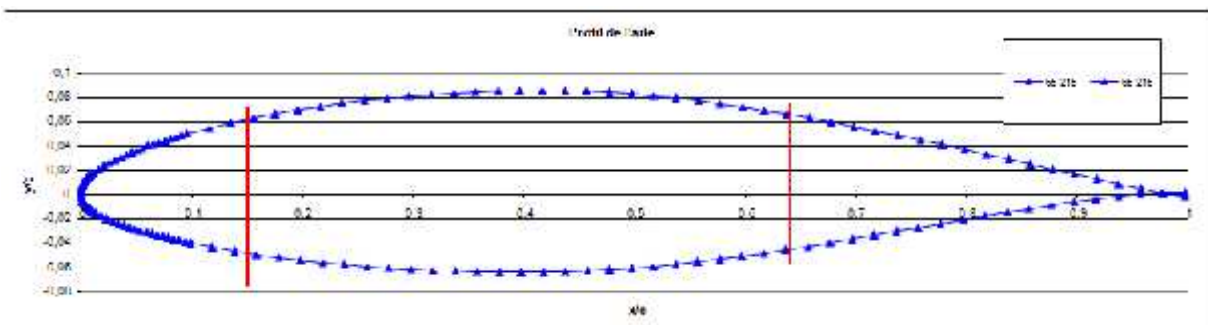


Figure (4.68) : le NACA 65-215

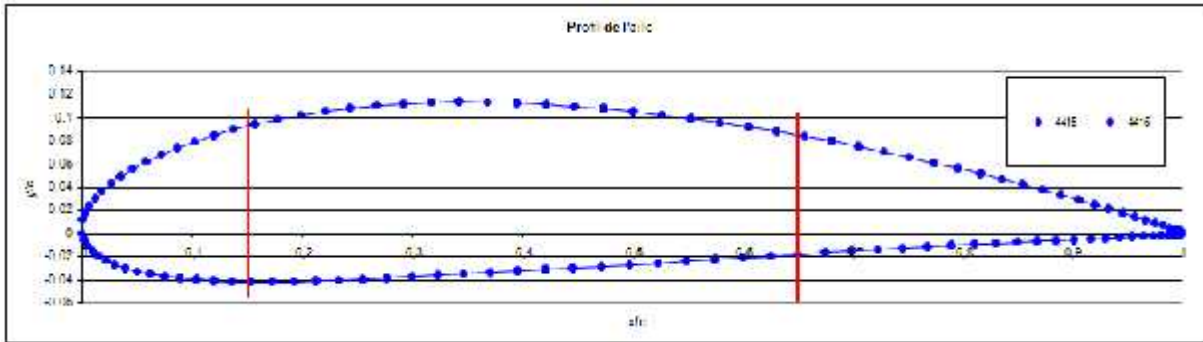


Figure (4.69) : le NACA 4415

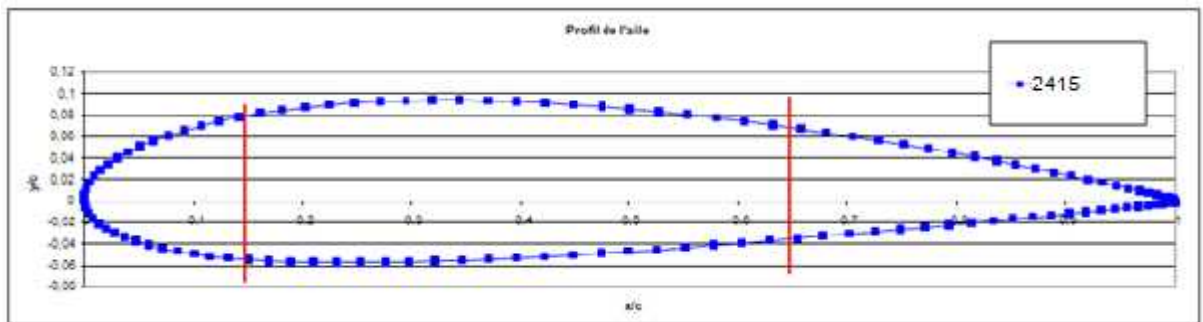


Figure (4.70) : le NACA 2415

On choisit pour l'étude de ces profils la configuration de l'aile de l'A320 qui a une flèche de 25° et un effilement de 26.77 %

➤ Les courbes:

En suivant les mêmes étapes qu'avant on a tracé les courbes ci-dessous :

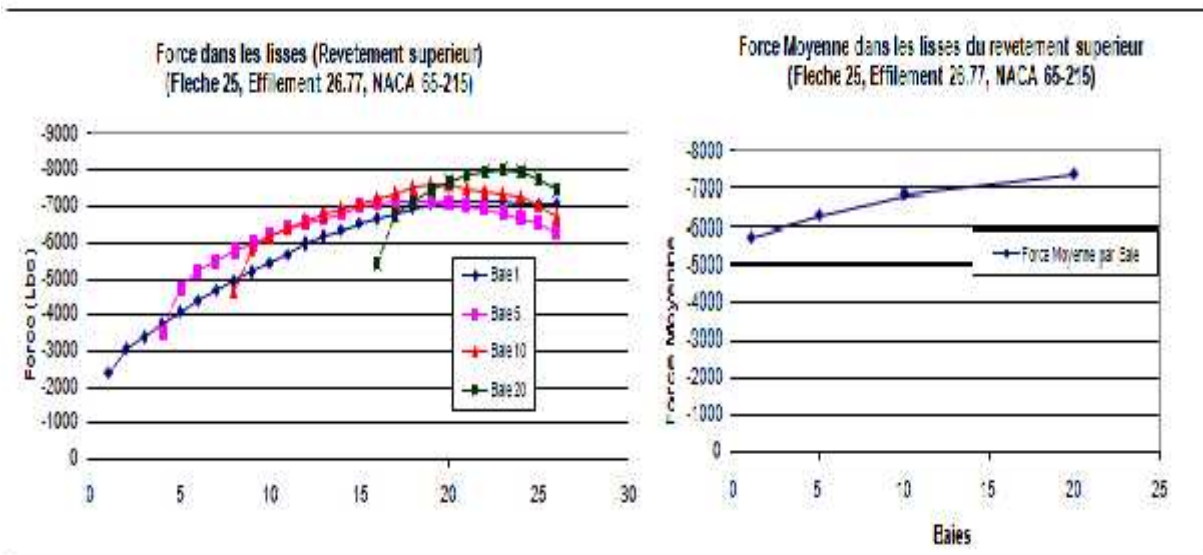


Figure (4.71) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur dans le NACA 65-215

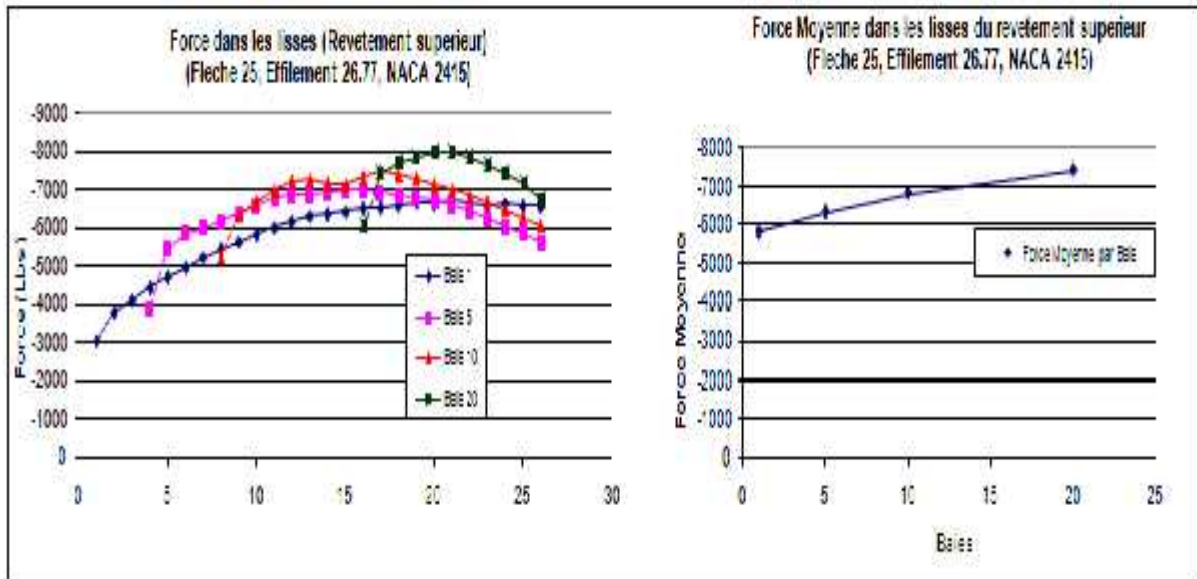


Figure (4.72) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur dans le NACA 2415

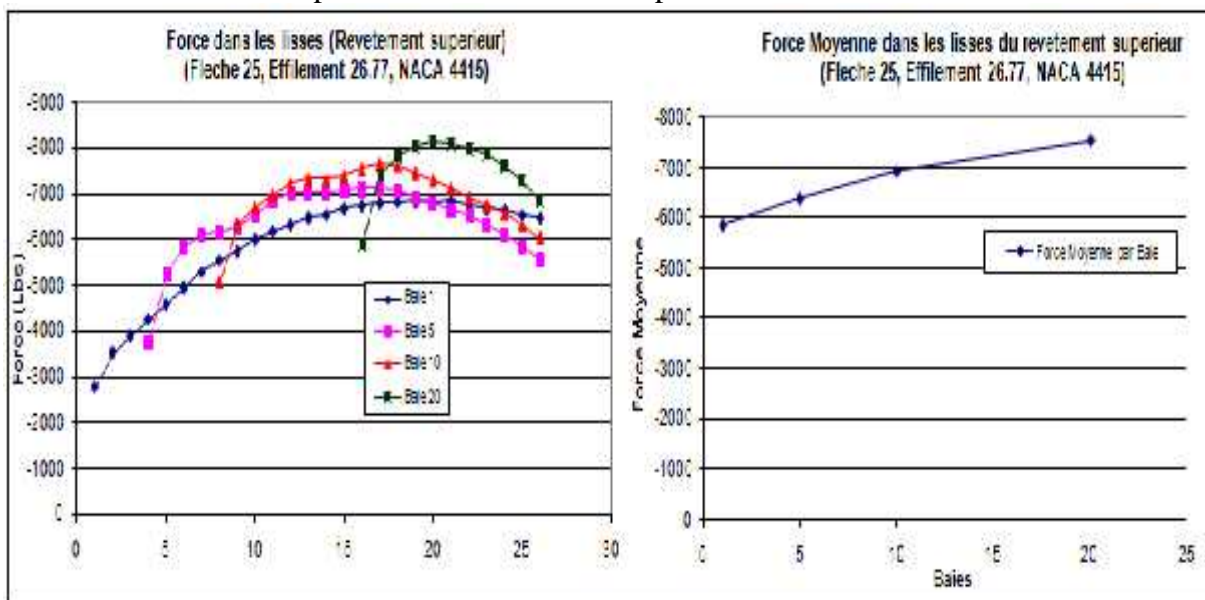


Figure (4.73) : variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur dans le NACA 4415

➤ Commentaire :

On remarque que du point de vue charge moyenne dans les lisses elle reste semblable. Donc on peut tirer une conclusion quand un profil est de même ratio "tmax/corde", on obtient la même distribution de la charge moyenne. Cependant, il y a une différence dans la distribution des charges dans les stringers de la même baie.

Le profil NACA 65-215 montre une variation plus gentil d'un stringer a un autre. Le pire est le profil NACA 4415.

- Pour plus de détail sur les valeurs exactes de ces charges représentées dans les graphes ci-dessus voir annexe C

➤ **Conclusion :**

Pour des profils à même épaisseur relative maximale on a :

- 🌈 la même distribution de charge moyenne
- 🌈 une différence dans la distribution de charge dans les lisses de la même baie

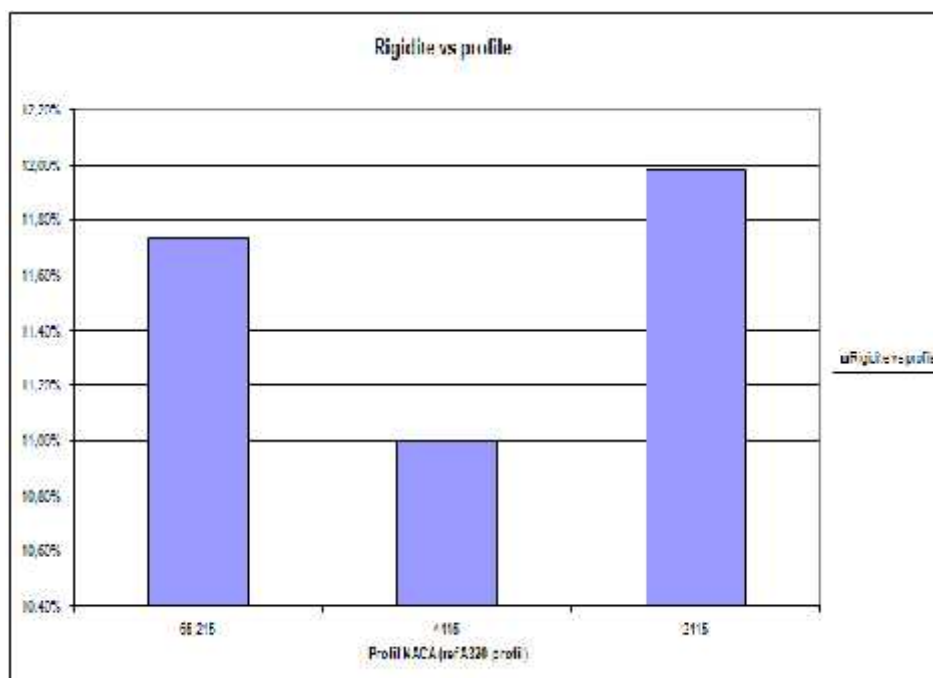
**4.8) Etude de l'effet du profil sur la rigidité et la masse et le volume de l'aile**

**4.8.1) Etude de l'effet du profil de rigidité :**

De même on a remplis le tableau ci-dessous qui contient la déflexion maximale de chaque configuration

Flèche	Effilement %	NACA	Max déflexion	% / réf A320
25	22.77	65-215	45.7	11.74%
25	22.77	2415	45.4	11.00%
25	22.77	4412	45.8	11.98%

**Tableau (4.6):** déflexion maximale et ratio de déflexion par rapport à la déflexion de l'aile de l'A320 %

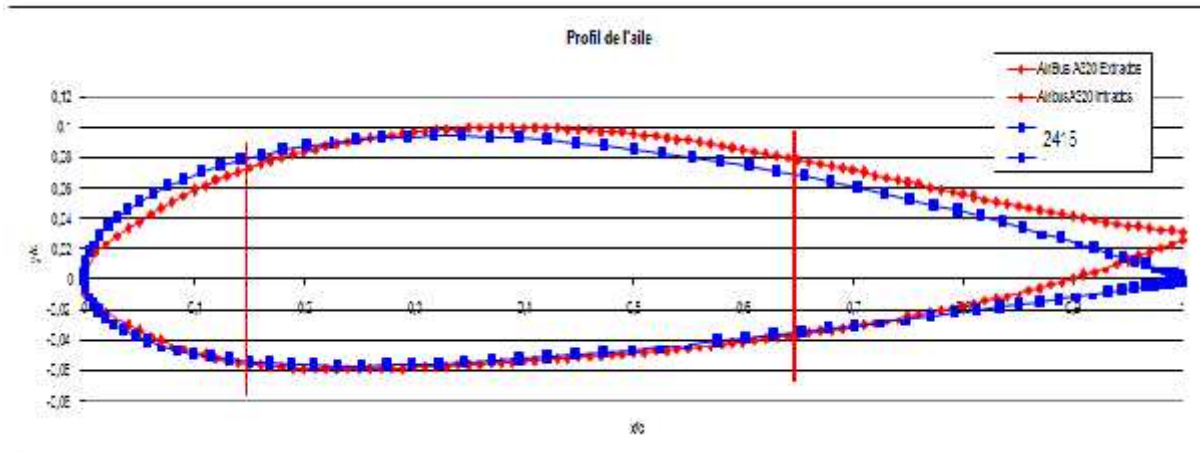


**Figure (4.74) :** variation de la rigidité des profils NACA par rapport au profil de l'A320



Commentaire :

- On remarque que le profil NACA 2415 est plus rigide que le NACA 65-215 et le NACA 4415 ; et on remarque bien que le profil original de l'A320 est le plus rigide comparativement au profil NACA de 15% épaisseur maximale car d'un coté on sait qu'il est le plus épais.
- Le profil le plus proche dans ce cas au profil de l'A320 est le NACA 2415 et c'est claire si on superpose les deux profils.



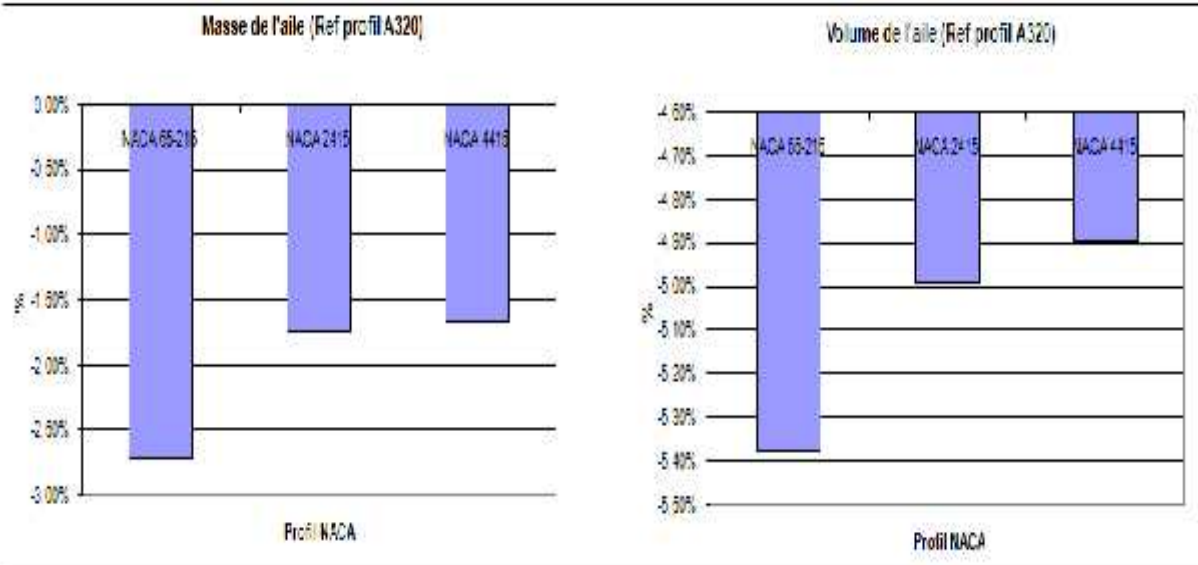
**Figure (4.75) :** superposition du profil de l'A320 avec le NACA 2415

**4.8.2) Etude de l'effet du profil sur le poids et volume :**

On a calculé le poids et le volume réservé au kérosène de chaque configuration et on a remplis un tableau.

Profil	Masse lbs	Volume in <sup>2</sup>	%M/MA230	%V/VA230
A320	933.3	4106	0	0
NACA 65-215	907.9	3885	-2.72%	-5.38%
NACA 2412	917	3901	-1.75%	-4.99%
NACA 4415	917.7	3905	-1.67%	-4.90%

**Tableau (4.7):** masse, volume, ratio de masse et de volume par rapport à la masse et le volume de l'A320



**Figure (4.76) :** courbe de la variation de la masse d'aile ainsi que le volume de l'aile par rapport au profil de l'A320 dans les différents profils NACA

➤ **Constations :**

On remarque qu'avec les mêmes paramètres même flèche 25° et même effilement 26.77% :

- ✚ Le poids de l'aile de l'A320 est de 2.72% qu'une aile pareil avec un profil NACA 65-215. Cependant, elle offre un gain de volume de 5.38%
- ✚ Le poids de l'aile de l'A320 est de 1.75% qu'une aile pareil avec un profil NACA 2415. Cependant, elle offre un gain de volume de 4.99%
- ✚ Le poids de l'aile de l'A320 est de 1.67% qu'une aile pareil avec un profil NACA 4415. Cependant, elle offre un gain de volume de 4.90%
- ✚ L'aile la plus légère est celle de profil NACA 65-215. L'aile de l'A 320 est la plus pesante mais elle garantie un grand volume pour le kérosène

➤ **Conclusion :**

Vus les caractéristiques du profil de l'aile de l'A320 qu'on déjà cité il est le plus épais donc l'aile est plus rigide, plus de volume pour les réservoirs.

Pour des configurations de profil qui ont la même épaisseur relative maximale donne la même distribution de la charge moyenne par baie.

#### 4.9) Conclusion des résultats :

- ✚ Donc ; pour une faible flèche à un effilement de 34.41 % on a une meilleure distribution de charge le long de l'envergure donc une meilleure efficacité de l'aile et aussi un poids optimum tout ça est du point de vue structural
- ✚ La rigidité de l'aile augmente avec l'augmentation de l'effilement
- ✚ Une aile qui a grande flèche est très flexible

D'autre part il ne faut jamais oublier le côté aérodynamique et oublié le rôle de la flèche et d'un petit effilement

- ✚ L'augmentation de flèche réduit la perte de portance, aussi elle augmente la stabilité de l'avion
- ✚ Un petit effilement permet d'avoir une trainée induite minimale

Donc il faut trouver un compromis entre la structure et l'aérodynamique autrement dit dans le choix de configuration, c'est toujours une étude de compromis entre plusieurs départements, Structure, Aérodynamique et performance.

- ✚ Une variation de l'épaisseur relative maximale entraîne une variation dans la charge moyenne par baie.
- ✚ La distribution de charge d'une lisse à autre varie même si qu'on utilise des profils à même épaisseurs relatives maximales.
- ✚ Le profil supercritique comme celui de l'A320 garanti
  - ✓ Une grande épaisseur relative maximale
  - ✓ Une grande rigidité pour l'aile
  - ✓ Une structure pesante relativement
  - ✓ Un grand volume pour le kérosène

#### Remarque :

Le calcul des endloads de l'intrados de toutes les configurations est bien détaillé dans l'annexe C

On a traité d'autres exemples comme le cas d'un moment appliqué à l'extrémité de l'aile pour en savoir sur cette simulation voir annexe C

---

# Conclusion

La conception et le développement d'une aile est une activité complexe qui fait intervenir un grand nombre de disciplines complémentaires les unes des autres. Le choix d'une architecture ou d'un concept fonctionnel est toujours le fruit d'une réflexion qui vise à satisfaire une multitude d'impératifs souvent contradictoires. C'est là qu'intervient l'essentiel du savoir-faire du concepteur qui saura proposer la solution optimale

Les éléments finis sont indispensables pour la définition et l'optimisation d'une aile d'avion. Actuellement, les entreprises cherchent à développer aussi rapidement que possible et avec le minimum de référence aux expériences, des configurations économiques et optimisées, qui auront une bonne performance dans certaines conditions de vol. Alors le besoin de la conception d'un outil d'éléments finis fiable et puissant est évident et indispensable.

Vu que nous avons aboutis des résultats concrets pour les différents cas de configuration alors l'objectif de départ qui est l'utilisation du FEM Builder pour génération toutes les configurations possibles ainsi de faire l'analyse structurale par MSC.Nastran et MSC.Patran et à la fin de voir l'effet des caractéristiques structurales d'une aile d'avion sur la sur la distribution de charge le long de l'envergure, sur le poids de l'aile et sa rigidité.

Ce travail est fait d'une manière comme étant un tutorial détaillé pour les futurs promotions, qui peuvent l'utiliser comme un support de cours de modélisation par éléments finis, et d'autre part ce projet été trop bénéfique pour nous de nous avoir acquis une bonne connaissance concernant la simulation, la modélisation et l'analyse par éléments finis FEM et FEA, et aussi des compétences d'utilisation des logiciels FEM-builder MSC.Patran et MSC.Nastran et des notions de la programmation par Excel.

Concernant les difficultés rencontrées au cours de notre projet :

- ✚ L'installation du logiciel Patran/Nastran.
- ✚ L'obtention de la plateforme de l'aile de l'A320.
- ✚ Modification des fichiers bdf généré par le FEM-builder.
- ✚ Nettoyage des surfaces de l'aile généré par le FEM-builder dans Patran.
- ✚ Apprendre la programmation par Excel.

Pour notre perspective, on propose aux futurs étudiants en fin de cycle de compléter ce modeste travail en faisant une étude de stabilité structurale pour le dimensionnement de la voilure et de faire d'autre simulation avec plusieurs types de Profil NACA, donc varier un paramètre et quantifier son effet et ainsi de suite jusqu'à qu'ils couvrent toute la famille des profils NACA. En fin notre projet est une simple contribution qui peut les aider dans leurs PFE inchallah.

# Références

[1]	Ref 1. Jan Roskam . Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part I DARcorporation , 2001
[2]	Marc Villeneuve. Caractéristiques de l'avion. Ecole Polytechnique de Montréal. 1993
[3]	Egbert Torenbeek. Synthesis Of Subsonic Airplane Design Delft University Press . 1976
[4]	Jean François Viau, AE4950 Conception d'aéronefs. Bombardier Aéronautique 2008
[5]	Charles Pigaillem. Dispositifs hypersustentateurs.BIA
[6]	Daniel Cauvin. Aérodynamique, Mécanique du Vol. Institut d'aéronautique Jean Mermoz 1983
[7]	Jean Pierre Joli et Laetitia Souteyrat. Structure et Construction. BIA connaissance avion.
[8]	Michael Chun-Yung Niu. Airframe Structural Design. 1988
[9]	Belarbi Adel, Ben Kbayli Hamoud, Bouzid Hichem, Conception et réalisation d'un avion léger en bois CHIRRAD- 1A . Bentrads Houcine. Stouf Mohamed IAB 2006
[10]	Advanced Aircraft Analysis AAA Version 2.5. 2004 DARcorporation.
[11]	René L'Heureux et Abdel-Kader Kherrat . AE4165 Analyse des contraintes en aéronautique II. Rib Design. Ecole Polytechnique De Montréal. 2005
[12]	Pascal Laplante . AE4155 Structure aéronautique I Modélisation par éléments finis en aéronautique. École Polytechnique de Montréal. 2008
[13]	MSC.Nastran 2001 - Quick Reference Guide, MSC.Software Corporation
[14]	Khaled Lamia . Dunne Pablo-Julian . Amaral Steeve ,AE4165:Structure II Optimisation d'une aile , Ecole Polytechnique de Montréal .Abdel-kader Kherrat
[15]	Abdel-Kader Kherrat . GFEM Meshes. Bombardier 2011
[16]	Abdel-Kader Kherrat. FEM-BUILDER. Bombardier 2011
[17]	A. Poujade. Cellule et Systemes Institut d'aéroanutique Jean Mermoz 1985
[18]	A . Boisson L'aérodynamique du vol de l'avion .DUNOD 1969
[19]	Pascal Lortie. AE4155 Structure aéronautique I. Wing Box Analysis. École Polytechnique de Montréal.2008
[20]	Pascal Lortie. AE4155 Structure aéronautique I Charges Externes. École Polytechnique de Montréal. 2008
[21]	Abdel-kader Kherrat . AE4160 Analyse des contraintes en aéronautique II Charges Externes et Internes. École Polytechnique de Montréal 2009
[22]	MSC.Software Corporation , Linear Static, Normal Modes, and Buckling Analysis Using MD Nastran R2 and MD Patran R2 (NAS120 Course Notes) December 2007
[23]	MSC.Software Corporation , Linear Static, Normal Modes, and Buckling Analysis Using MD Nastran and MD Patran R2 (NAS120 Workbook) , December 2007
[24]	Abdel-Kader Kherrat MSC-NASTRAN École Polytechnique de Montréal, 2008
[25]	Abdel-Kader Kherrat MSC-NASTRAN École Polytechnique de Montréal, 2008

[26]	e,Book - MSC Patran MSC Nastran Preference Guide - Volume 1 - Structural Analysis
[27]	MSC PATRAN - Reference Manual - fem_modeling
[28]	Abdel-Kader Kherrat. AE4160. Analyse des contraintes en aéronautique II Session Théorique 2,,Panneaux Raidis 1- Stabilité . École Polytechnique de Montréal 2009
[29]	O.T.Osmanov . VBA in Excel for engineers. École Polytechnique de Montréal 2008
[30]	E.L. Houghton and P.W. Carpenter Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth-Heinemann 2003

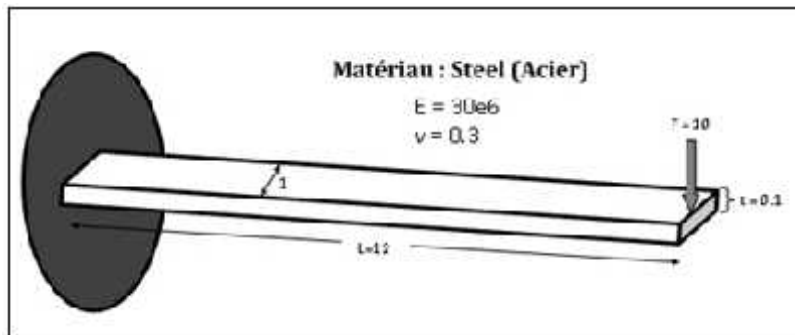


## **B) Validation du bon fonctionnement de MSC.Patran et MSC. NASTRAN dans notre micro-ordinateur :**

Pour valider le bon fonctionnement de MSC.Patran et MSC. Nastran « v 2007 » on a choisis le problème de l’RDM suivant :

### **B.1) Problème choisit:**

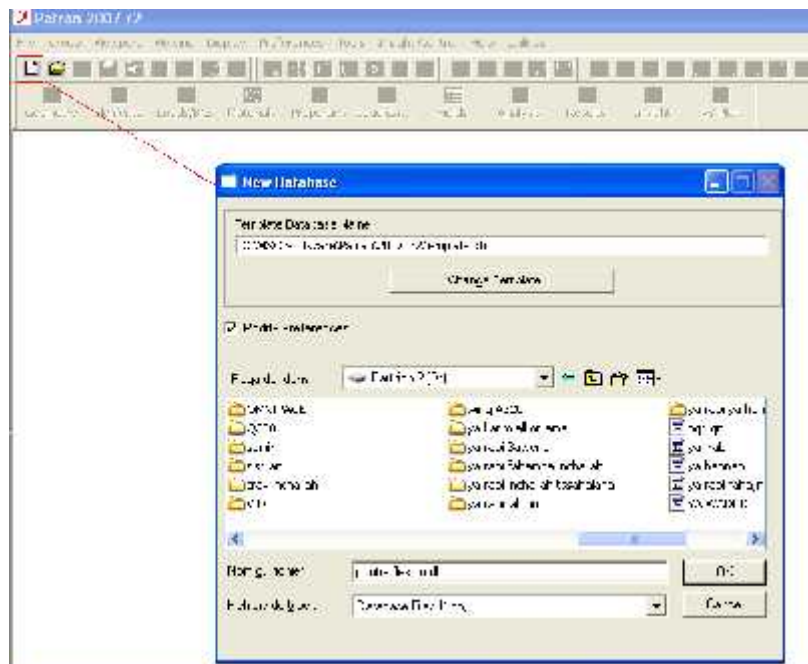
Calculer le déplacement d'une poutre a section rectangulaire soumis à une force de 10 livres à son extrémité libre. Ces dimensions du faisceau de 12 "x 1" x 0,1 ". La poutre est construite d'un matériau isotrope avec un module d'élasticité de  $30 \times 10^6$  psi et un coefficient de Poisson de 0,3.



**Figure (B.1)** La poutre soumise à une force de flexion

### **Etape 1 – Création d’une nouvelle base des données Patran (database) :**

- On Clique sur *New* de menu *File*.
- On nomme la nouvelle base des données comme : *Poutre\_Flexion*, puis on clique *OK*.



**Figure (B.2)** Création d’une nouvelle base des données Patran



### Etape 2 – Création de la géométrie de poutre a partir des données de problème

- Sous l'onglet *Geometry*, on clique sur *Surface* et on sélectionne *XYZ*.
- Maintenant on entre les cotes de la surface rectangulaire <12 1 0> sous l'option *Vector Coordinate List*, puis on clique *Apply*

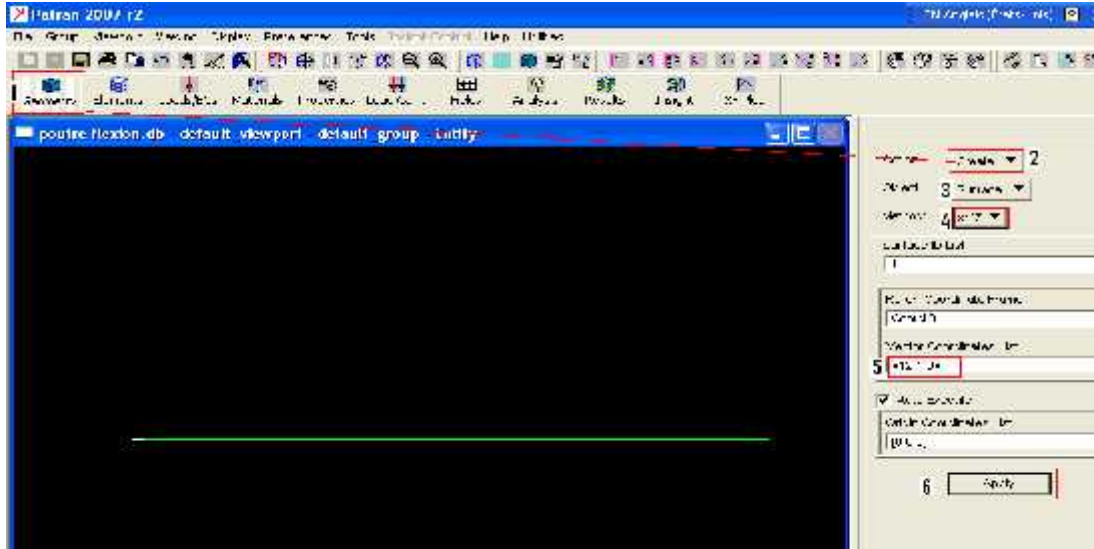


Figure (B.3) Création de la géométrie de la poutre

### Etape 3 – Création du matériau isotrope (Elastic Modulus = $30 \times 10^6$ et Poisson Ratio = 0.3) :

- On clique sur *Materials*, on sélectionne *Isotropic*.
- On entre le nom du matériau (*Acier*), puis on sélectionne *Input Properties*
- On entre le module d'Young ( $30 \times 10^6$ ) et le coefficient de Poisson (0.3), on clique sur *OK*, puis sur *Apply*..

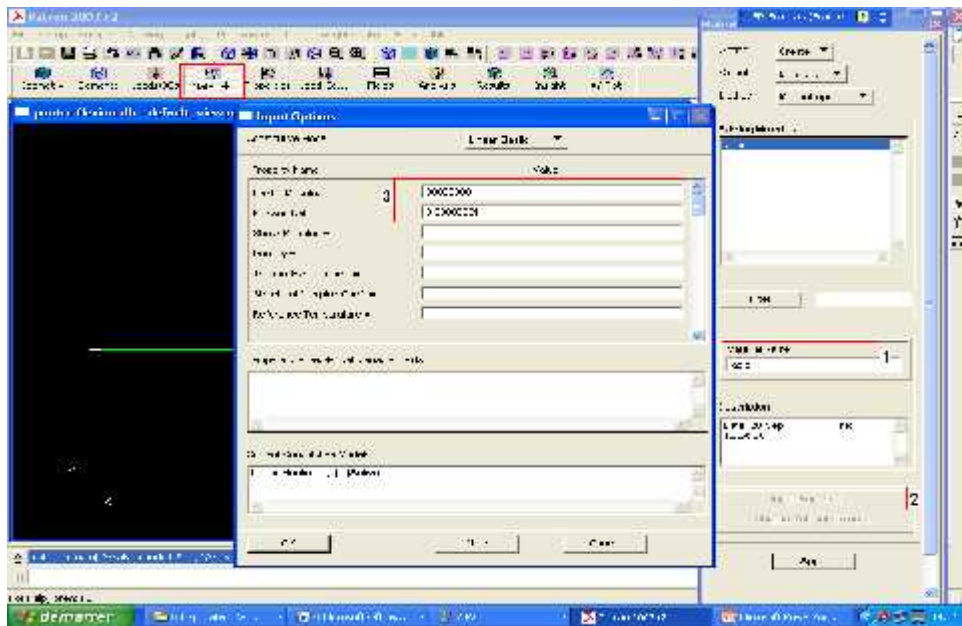


Figure (B.4) Création du matériau isotrope

#### Etape 4 – Création de propriétés du surface 2D et application du matériau isotrope au modèle

- On clique sur **Propriétés** on choisit element **2D Shell**
- On entre un nom de propriété comme : **Plaque\_2D** sous la section **Property Set Name**, puis on clique sur **Input Properties**.
- On clique sur **Select Material** et on sélectionne sur **Acier**. On entre l'épaisseur de la plaque (**Thickness**) comme 0.1, puis on clique **OK**.
- On clique sur **Select Application Region**, puis dans **Select Members**. On sélectionne le bord gauche de la plaque par le curseur de la souris, puis on clique **Add** puis **OK**, et en fin **Apply**.

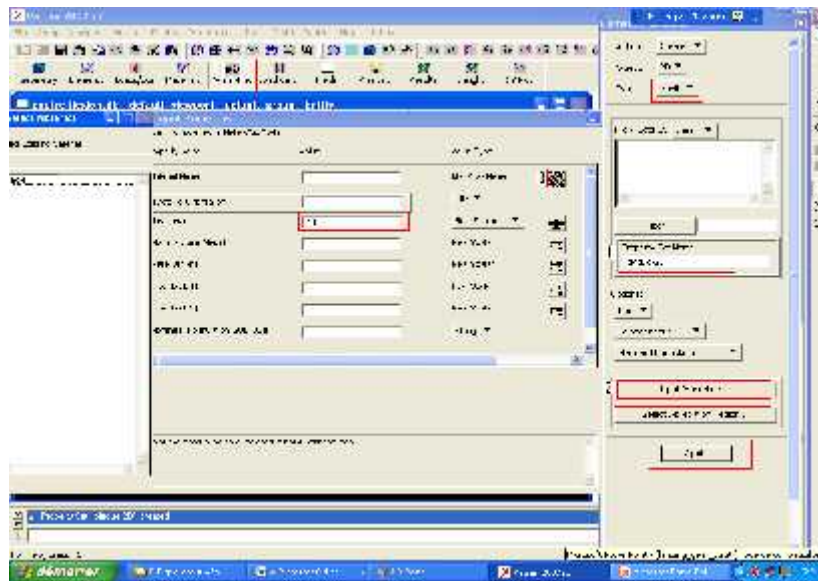


Figure (B.5) Création de propriétés de la surface 2D

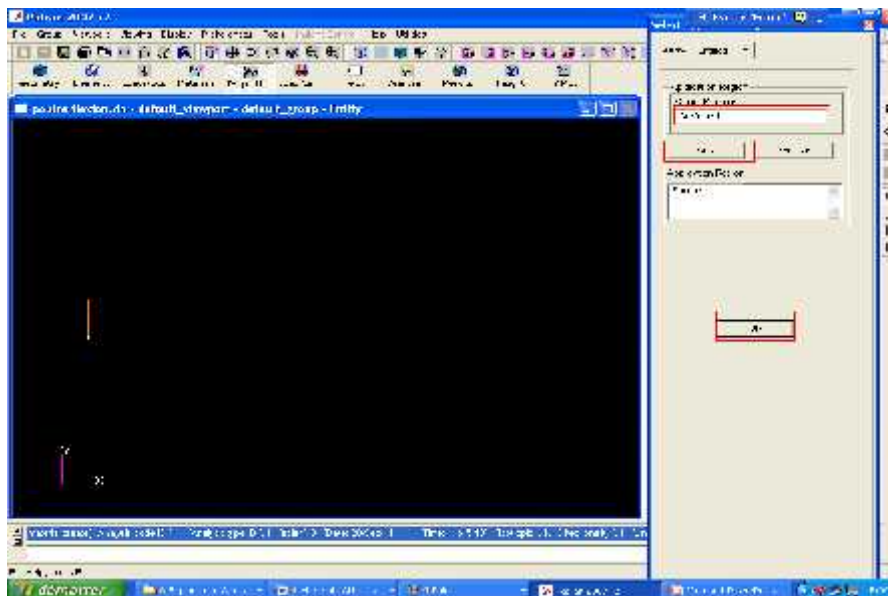


Figure (B.6) Application du matériau isotrope (*Acier*) au modèle

**Etape 5 – Création des conditions aux limites : Annulation tous les degrés de liberté de translation et de rotation à l'extrémité gauche de la poutre.**

- Sous l'onglet *Load/BCs*, on sélectionne *Displacement Constraint*.
- On entre le nom : **Encastrement** dans *New Set Name*, puis on clique sur *Input Properties ....*
- On entre  $\langle 0\ 0\ 0 \rangle$  pour *Translations* et  $\langle 0\ 0\ 0 \rangle$  pour *Rotations*, puis on clique sur *OK*.
- On clique sur *Select Application Region*, et dans *Select Geometry Entries*, et par l'option *Curve or Edge*. On sélectionne le bord gauche de la plaque par le curseur de la souris, on clique sur *Add* puis *OK* et en fin *Apply*.

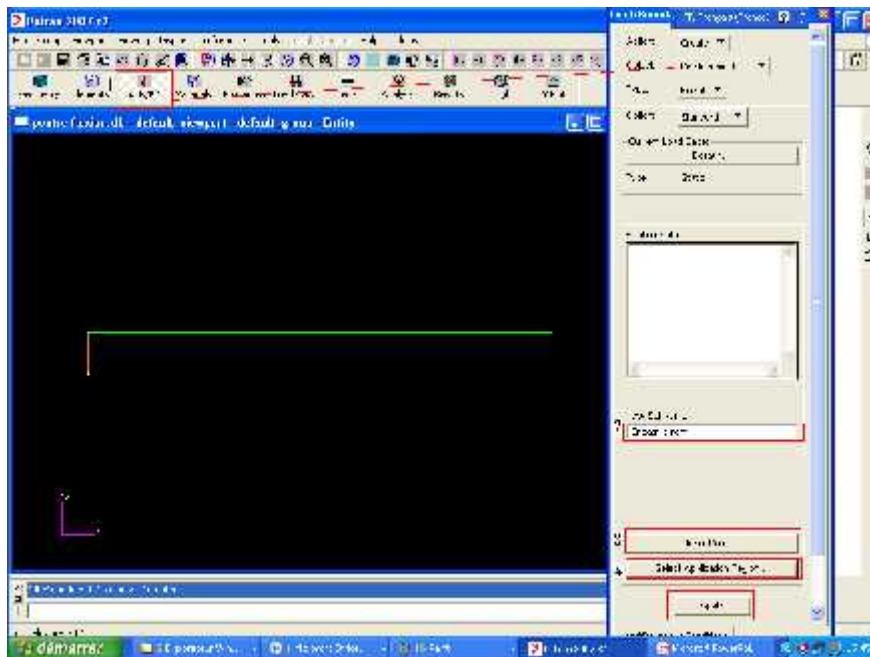


Figure (B.7) Création des conditions aux limites

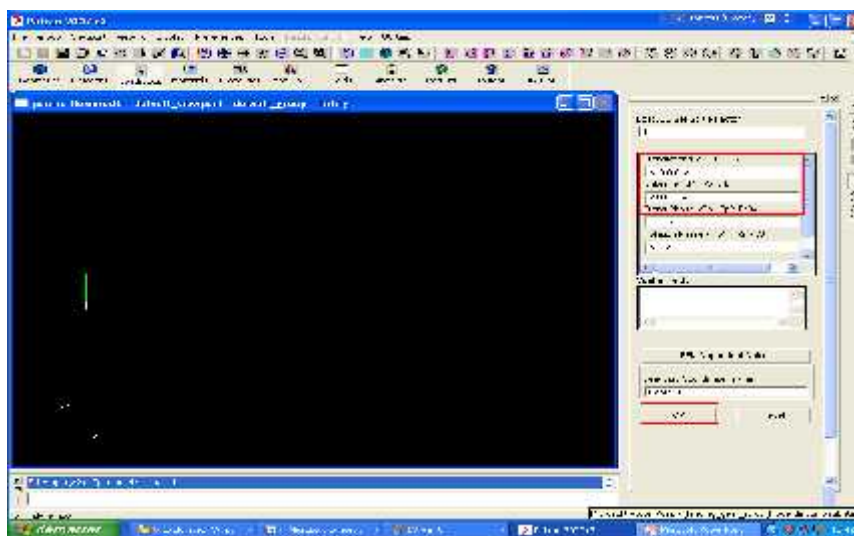


Figure (B.8) Les coordonnées de déplacements et de rotations

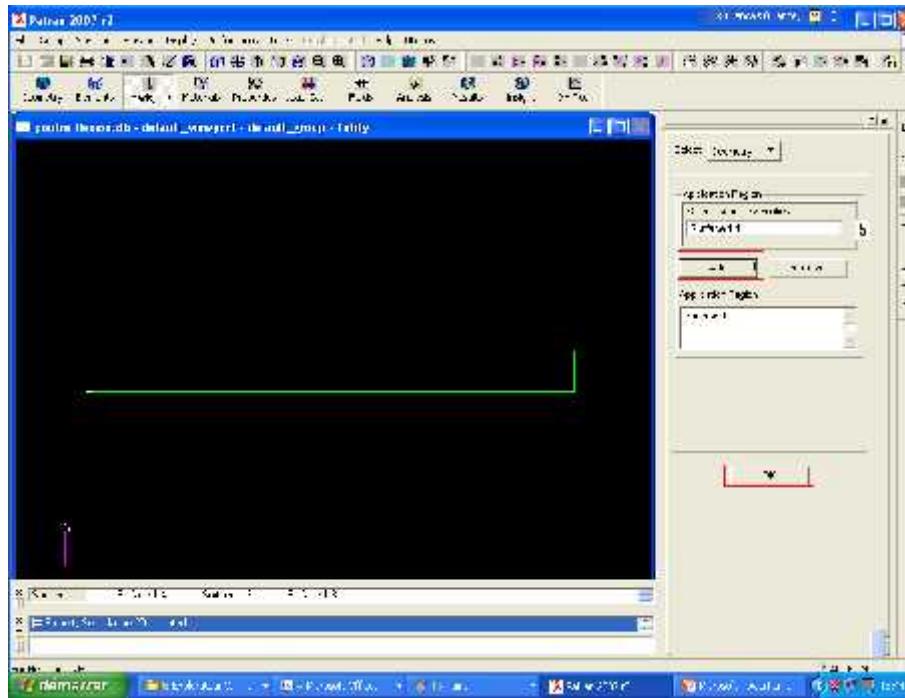


Figure (B.9) Sélection de la région d'application de l'encastrement

#### Etape 6 – Création d'une force de 10 lb.

- On clique sur **Load/BCs.** on sélectionne **distributed load**
- On entre **la Force\_Z** comme **New Set Name**
- On clique sur **Input Data**, et on entre la force **<0,0,-10>** puis on clique sur **OK**.
- On clique sur **Select Application Region**, .On sélectionne le bord droit de la plaque par le curseur de la souris, on clique sur **Add** puis **OK** et en fin **Apply**.

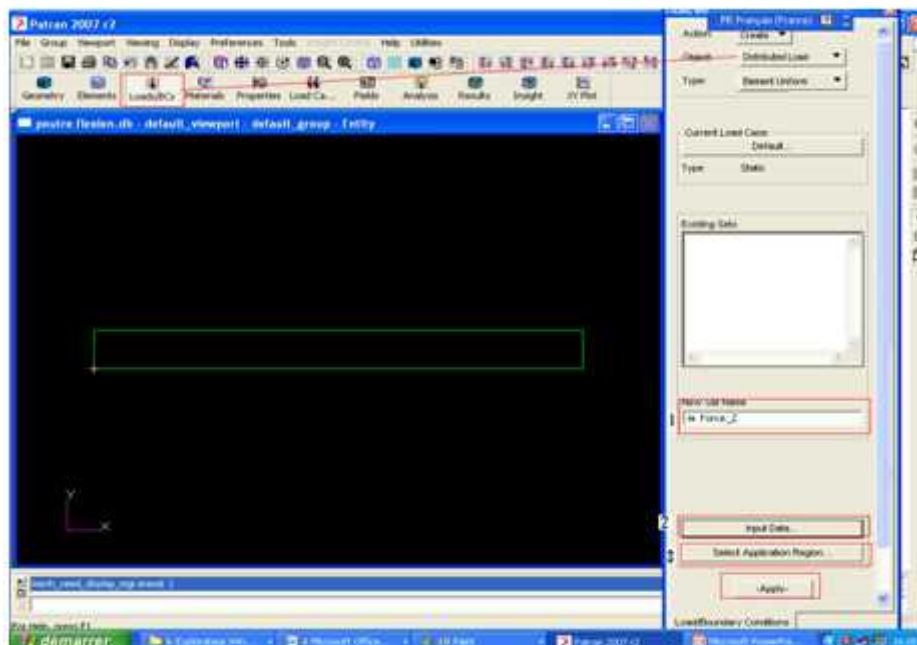


Figure (B.10) Création d'une force discrétisée

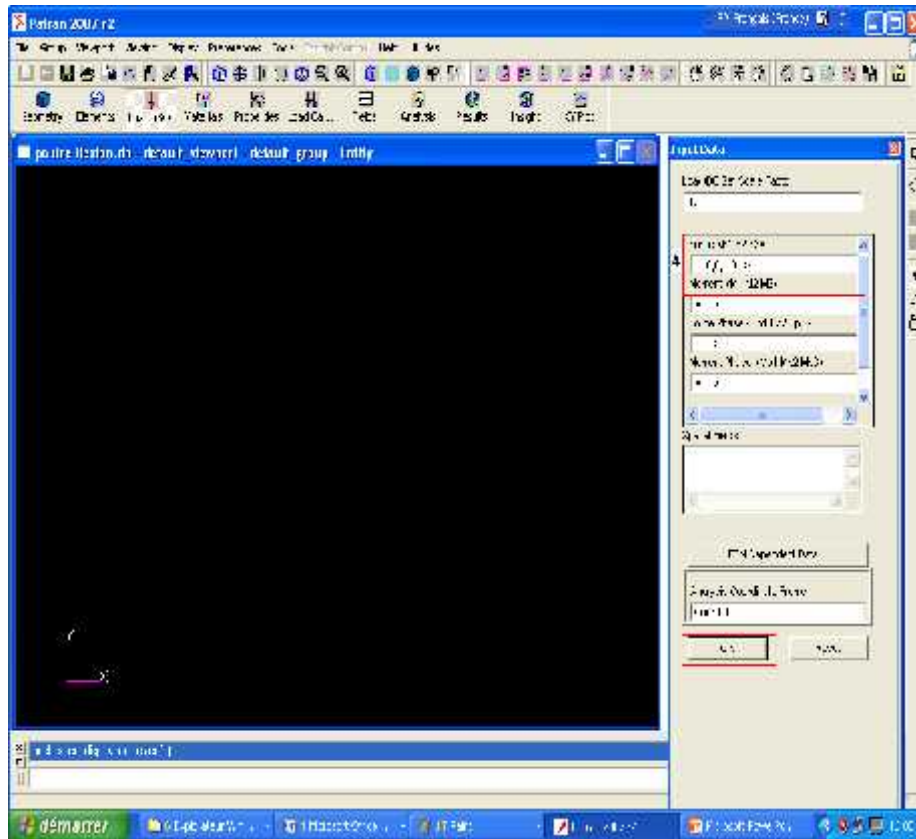


Figure (B.11) La valeur de la force

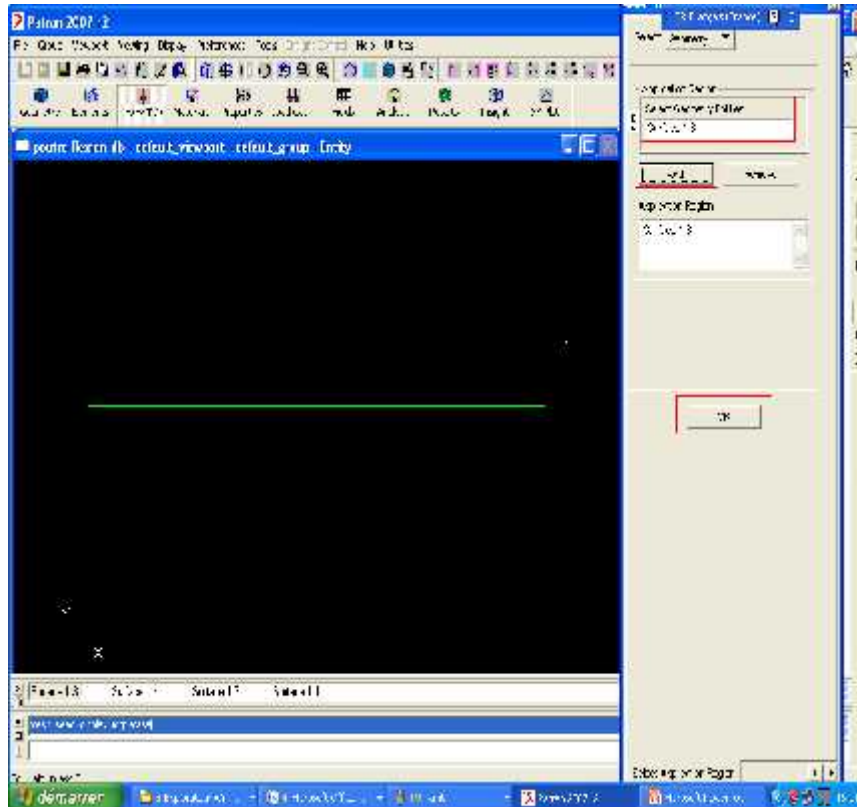


Figure (B.12) Sélection de la région d'application de la force

**Etape 7– Génération de maillage :**

- On clique sur *Element* , on sélectionne *mesh* et *surface* .
- Dans *Select Surface List*. On sélectionne la surface de la poutre par le curseur de la souris, puis on clique sur *Apply*.

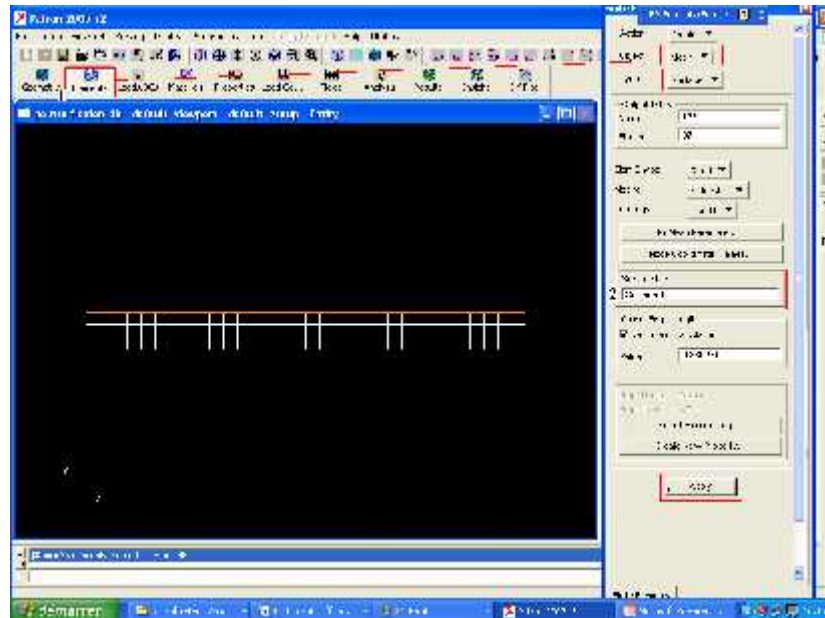


Figure (B.13) Génération de maillage

**Etape 8 – Analyse de probleme en utilisant MSC Nastran 2007.**

- Sous l’onglet *Analysis*, on sélectionne *Entire Model*. On vérifie que la case *Job Name* contient le nom de projet, puis on clique sur *Apply*.

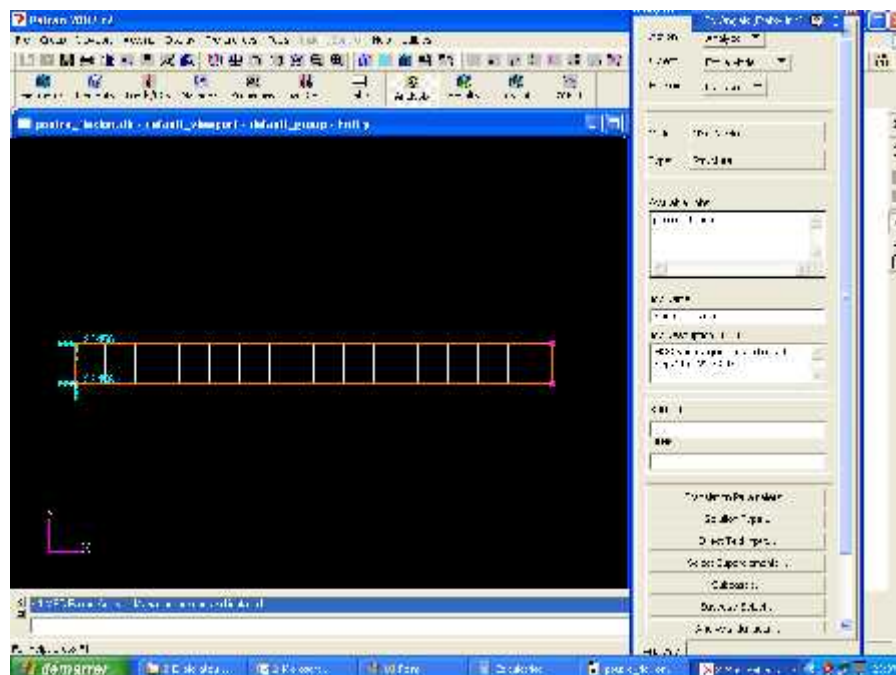


Figure (B.14) L’analyse par par MSC. Patran

**Etape 9 - Attachement du fichier des résultats génère par MSC. Nastran (\*.xdb) pour la lecture dans MSC. Patran .**

- On clique sur **XDB** sous le menu **Access Results**.
- On vérifie que la case **Job Name** contient le nom de projet, puis on clique sur **Apply**.
- Sous l'onglet **Results**, on sélectionne **Create** et **Quick plot**
- On choisit les graphes de **Displacements**, **Translational** et **Displacements, Translational**, puis on clique **Apply**.

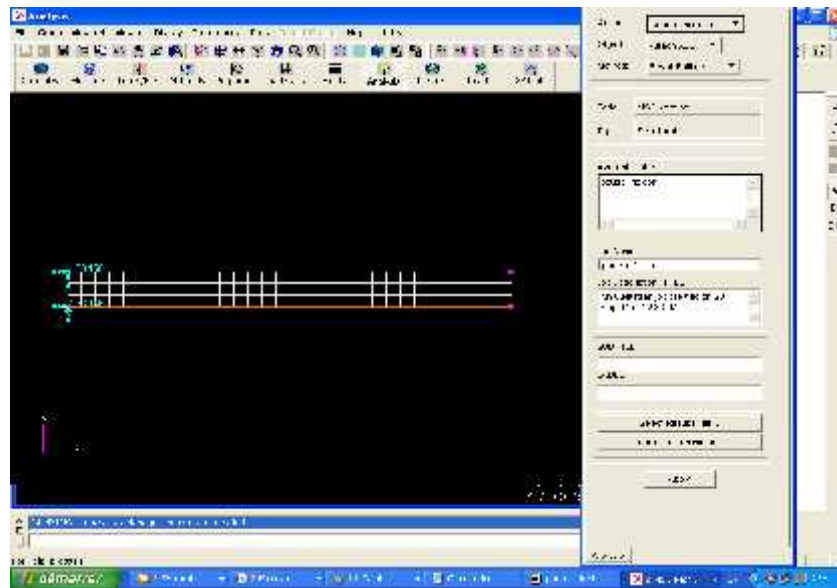


Figure (B.15) Exécution de fichier des résultats (\*.xdb)

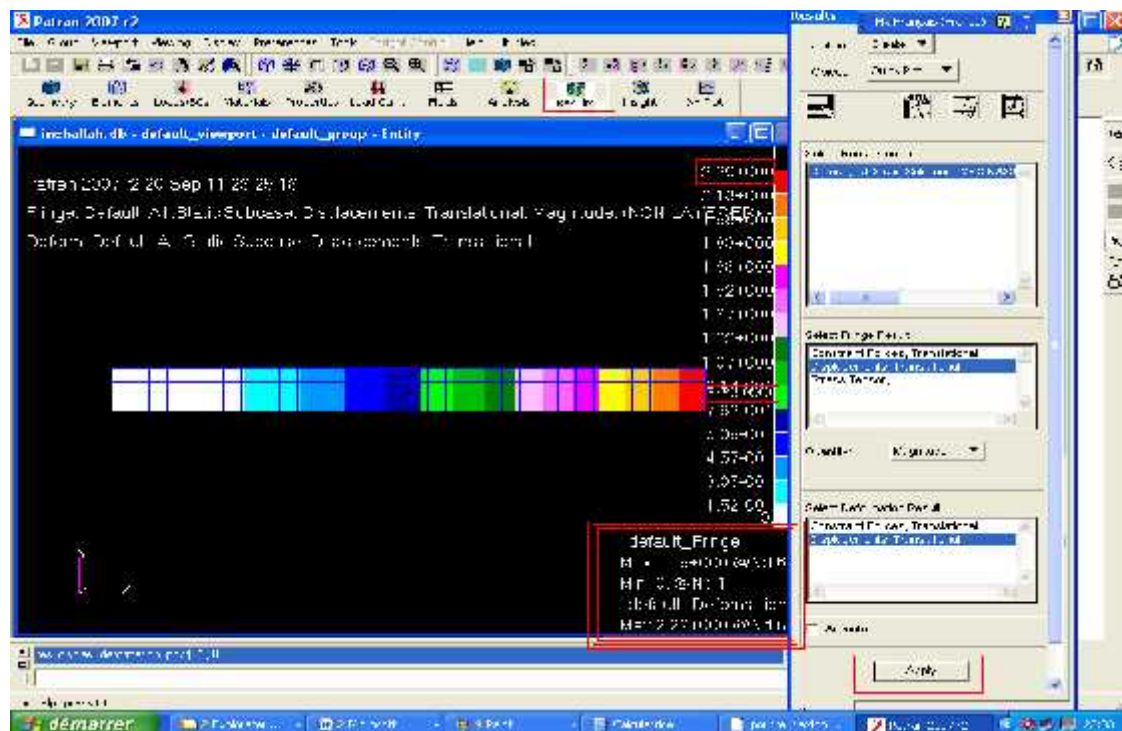


Figure (B.16) Visualisation des résultats du déplacement.

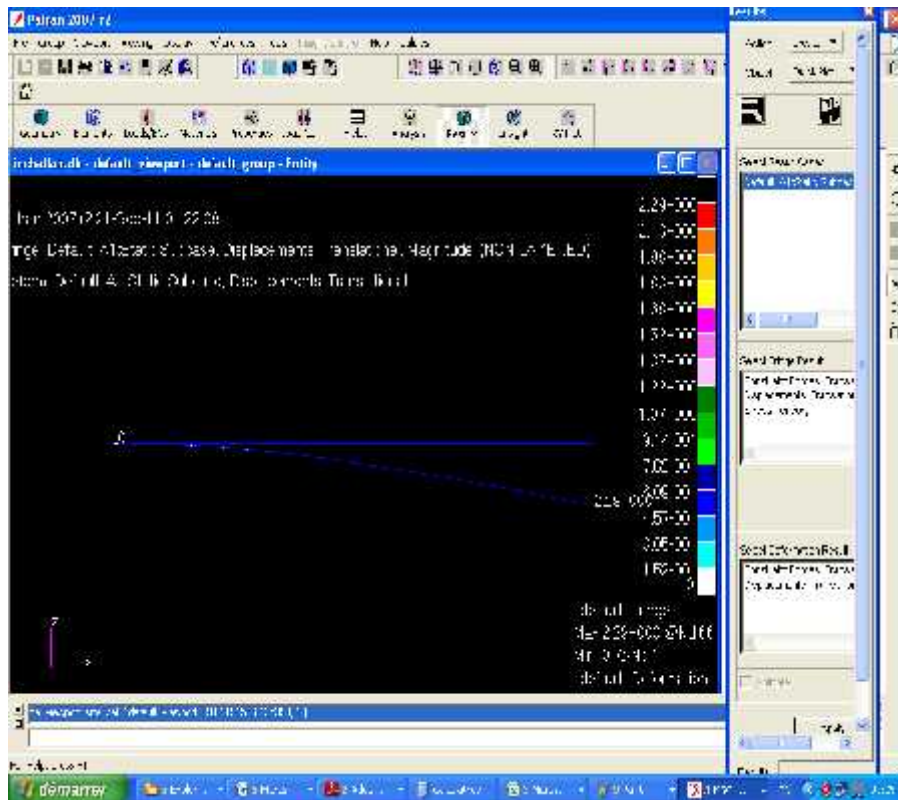


Figure (B.17): une autre vue de la déflexion

### B.2) Solution analytique du problème choisit :

Nous allons vérifier les résultats trouvés par MSC.Patran et MSC.Nastran en calculant la solution analytique.

#### Formule de déflexion de poutre

Type de poutre	La déflexion maximale
<i>Poutre - La force concentrée P à l'extrémité libre</i>	
	$\delta_{\max} = \frac{Pl^3}{3EI}$

Figure (B.18) : la solution mathématique du problème

#### ➤ Les données :

$P=10 \text{ lb}$ ,     $L=12 \text{ in}$ ,     $E=30e6 \text{ psi}$ ,

$$I = \frac{1 \times (0.1)^3}{12} = 8,33e - 5 \text{ in}^4 \quad (\text{B. 1})$$



Donc :

$$_{max} = 2.304 \text{ inches} = 5.85 \text{ cm} \quad (\mathbf{B. 2})$$

**Résultat MD Nastran = 2.29 E+00 inches = 5.816 cm**

$$\mathbf{L'erreur} = \left| \frac{5.8 - 5.8}{5.85} \right| \times 100 = 0.58 \% \quad (\mathbf{B. 3})$$

### **B.3) Conclusion :**

Puisque l'erreur n'est pas importante (0.5%) on a pu atteindre notre cible que les logiciels MSC.Patran et MSC.Nastran sont en bon fonctionnement dans notre matériel informatique.

**C.1) Les valeurs pour les lisses du revêtement supérieur :**

❖ **Flèche 5°**

Effilement 26.77%

Effilement 34.41%

Effilement 55%

	Baie 1	Baie 5	Baie C	Baie 20
Nombre de lisse	26	20	15	11
Str 1 Uppe	1 -4468	0	0	0
Str 2 Uppe	2 -5078	0	0	0
Str 3 Uppe	3 -5155	0	0	0
Str 4 Uppe	4 -5333	-3531	0	0
Str 5 Uppe	5 -5482	-4995	0	0
Str 6 Uppe	6 -5637	-5420	0	0
Str 7 Uppe	7 -5771	-5535	0	0
Str 8 Uppe	8 -5830	-5872	-4626	0
Str 9 Uppe	9 -5937	-5335	-5807	0
Str 10 Uppe	10 -5321	-5188	-5374	0
Str 11 Uppe	11 -6042	-6283	-6303	0
Str 12 Uppe	12 -5335	-6383	-5564	0
Str 13 Uppe	13 -5335	-5452	-5732	0
Str 14 Uppe	14 -6042	-5453	-5327	0
Str 15 Uppe	15 -5337	-5457	-5337	0
Str 16 Uppe	16 -5343	-5450	-6863	-5124
Str 17 Uppe	17 -5317	-6432	-5351	-6512
Str 18 Uppe	18 -5833	-6384	-5331	-6340
Str 19 Uppe	19 -5704	-6233	-6833	-7207
Str 20 Uppe	20 -5603	-5237	-5733	-7318
Str 21 Uppe	21 -5508	-5373	-5531	-7366
Str 22 Uppe	22 -5350	-5313	-5475	-7343
Str 23 Uppe	23 -5163	-5762	-6340	-7240
Str 24 Uppe	24 -4383	-5365	-6147	-7331
Str 25 Uppe	25 -4331	-5370	-5356	-6886
Str 26 Uppe	26 -4623	-5112	-5722	-6624
Esle	1	5	10	20
avec moyenne par lisse	-5333	-5331	-5337	-5373




	Baie 1	Baie 5	Baie 10	Baie 20
Nombre de lisse	26	20	20	13
Str 1 Uppe	1 -470	0	0	0
Str 2 Uppe	2 -4522	0	0	0
Str 3 Uppe	3 -5715	0	0	0
Str 4 Uppe	4 -5254	-3872	0	0
Str 5 Uppe	5 -5445	-5167	0	0
Str 6 Uppe	6 -5622	-5331	0	0
Str 7 Uppe	7 -5771	-5546	-3710	0
Str 8 Uppe	8 -5783	-5715	-5253	0
Str 9 Uppe	9 -5866	-5859	-5730	0
Str 10 Uppe	10 -5954	-5967	-5832	0
Str 11 Uppe	11 -5951	-6077	-6021	0
Str 12 Uppe	12 -5976	-6174	-6183	0
Str 13 Uppe	13 -6004	-6242	-6322	0
Str 14 Uppe	14 -5974	-6272	-6331	-6665
Str 15 Uppe	15 -5966	-6281	-6422	-5163
Str 16 Uppe	16 -5875	-6252	-6452	-5422
Str 17 Uppe	17 -5822	-6179	-6401	-5661
Str 18 Uppe	18 -5780	-6112	-6402	-5822
Str 19 Uppe	19 -5665	-6042	-6342	-5312
Str 20 Uppe	20 -5570	-5965	-6222	-5822
Str 21 Uppe	21 -5450	-5864	-6186	-5573
Str 22 Uppe	22 -5231	-5725	-6075	-5855
Str 23 Uppe	23 -5751	-5351	-5852	-5777
Str 24 Uppe	24 -4865	-5377	-5771	-5647
Str 25 Uppe	25 -4821	-5213	-5452	-5465
Str 26 Uppe	26 -4672	-5021	-5222	-5224
Baie	1	5	10	20
avec moyenne par lisse	-5454	-5732	-5912	-5512

	Baie 1	Baie 5	Baie C	Baie 20
Nombre de lisse	26	24	22	17
Str 1 Uppe	1 -4438	0	0	0
Str 2 Uppe	2 -4561	0	0	0
Str 3 Uppe	3 -5102	-3643	0	0
Str 4 Uppe	4 -5221	-4704	0	0
Str 5 Uppe	5 -5314	-4932	-3218	0
Str 6 Uppe	6 -5445	-5033	-4463	0
Str 7 Uppe	7 -5533	-5234	-4636	0
Str 8 Uppe	8 -5632	-5370	-4830	0
Str 9 Uppe	9 -5724	-5453	-4936	0
Str 10 Uppe	10 -5735	-5584	-5122	-6522
Str 11 Uppe	11 -5307	-5660	-5247	-6220
Str 12 Uppe	12 -5832	-5632	-5222	-6075
Str 13 Uppe	13 -5815	-5688	-5284	-6483
Str 14 Uppe	14 -5755	-5656	-5307	-6362
Str 15 Uppe	15 -5754	-5654	-5330	-6324
Str 16 Uppe	16 -5633	-5650	-5337	-6263
Str 17 Uppe	17 -5555	-5642	-5327	-6284
Str 18 Uppe	18 -5547	-5602	-5230	-6286
Str 19 Uppe	19 -5544	-5512	-5237	-6272
Str 20 Uppe	20 -5474	-5383	-5152	-6236
Str 21 Uppe	21 -5334	-5257	-5032	-6262
Str 22 Uppe	22 -5243	-5157	-4963	-6437
Str 23 Uppe	23 -5130	-5052	-4882	-6405
Str 24 Uppe	24 -5001	-4911	-4745	-6326
Str 25 Uppe	25 -4883	-4743	-4578	-6226
Str 26 Uppe	26 -4757	-4588	-4431	-6127
Baie	1	5	10	20
avec moyenne par lisse	-5407	-5245	-4970	-6423

**Figure (C.1) : Les valeurs des trois configurations de la flèche 5°**




❖ Flèche 15°

-  Effilement 26.77%
-  Effilement 34.41%
-  Effilement 55%

	Bois 1	Bois 5	Bois 10	Bois 20		Bois 1	Bois 5	Bois 10	Bois 20		Bois 1	Bois 5	Bois 10	Bois 20				
Nbre de lisse	25	23	19	1		Nbre de lisse	26	23	20	13		Nbre de lisse	26	24	22	17		
Str1Uppe	1	-3358	0	C	C	Str1Uppe	1	-3253	0	0	0	Str1Uppe	1	-3581	0	0	0	
Str2Lppe	2	-403	0	C	C	Str2Uppe	2	-3956	0	0	0	Str2Lppe	2	-4131	0	0	0	
Str3Lppe	3	-423	0	C	C	Str3Uppe	3	-423	0	0	0	Str3Lppe	3	-4370	-3648	0	0	
Str4Lppe	4	-4439	-347	C	C	Str4Uppe	4	-4508	-3733	0	0	Str4Lppe	4	-4530	-4636	0	0	
Str5Lppe	5	-4742	-477	C	C	Str5Lppe	5	-4742	-5015	0	0	Str5Uppe	5	-4731	-4328	-3453	0	
Str6Lppe	6	-4563	-513	C	C	Str6Uppe	6	-4313	-5174	0	0	Str6Lppe	6	-4962	-512	-4603	0	
Str7Lppe	7	-5176	-5432	C	C	Str7Lppe	7	-5162	-5339	-3686	0	0	Str7Uppe	7	-5117	-5246	-4310	0
Str8Lppe	8	-5362	-5636	-4536	C	Str8Uppe	8	-5342	-5575	-5216	0	0	Str8Lppe	8	-5281	-5380	-5004	0
Str9Lppe	9	-5502	-5861	-5672	C	Str9Uppe	9	-5456	-5731	-5525	0	0	Str9Lppe	9	-544	-5480	-5101	0
Str10Lppe	10	-5652	-6012	-5329	C	Str10Lppe	10	-5612	-5335	-5783	0	0	Str10Uppe	10	-5564	-5676	-5212	-2735
Str11Uppe	11	-5732	-6135	-6153	C	Str11Uppe	11	-5630	-5397	-5382	0	0	Str11Lppe	11	-5662	-570	-5323	-3453
Str12Uppe	12	-5872	-6232	-6432	C	Str12Lppe	12	-5782	-6137	-6142	0	0	Str12Uppe	12	-5724	-5748	-5403	-3593
Str13Uppe	13	-5942	-6346	-6647	C	Str13Lppe	13	-5869	-6135	-6231	0	0	Str13Uppe	13	-5732	-5748	-5468	-3683
Str14Uppe	14	-5962	-6372	-6749	C	Str14Lppe	14	-5931	-5242	-6356	-3141	0	Str14Uppe	14	-5801	-572	-5468	-3744
Str15Uppe	15	-6051	-647	-6738	C	Str15Uppe	15	-600	-6211	-6412	-5288	0	Str15Lppe	15	-5851	-5724	-5463	-3792
Str16Uppe	16	-6021	-6432	-6738	-5153	Str16Lppe	16	-5872	-5239	-6441	-5334	0	Str16Uppe	16	-5836	-5724	-5465	-3803
Str17Uppe	17	-6026	-6442	-6832	-3483	Str17Uppe	17	-5824	-6215	-6431	-5742	0	Str17Lppe	17	-5851	-5735	-5333	-3792
Str18Uppe	18	-6054	-6422	-6862	-3805	Str18Lppe	18	-602	-6163	-6435	-5863	0	Str18Uppe	18	-5903	-5724	-5346	-3763
Str19Uppe	19	-5962	-636	-6882	-7182	Str19Lppe	19	-5952	-6111	-6358	-5351	0	Str19Uppe	19	-5862	-5622	-5283	-3725
Str20Lppe	20	-5962	-6230	-6867	-7235	Str20Uppe	20	-5546	-6080	-6325	-607	0	Str20Lppe	20	-5848	-5503	-5226	-3663
Str21Uppe	21	-5942	-6173	-6659	-7343	Str21Lppe	21	-5839	-5352	-6212	-5853	0	Str21Uppe	21	-5828	-5374	-5120	-3583
Str22Lppe	22	-5861	-6043	-6515	-7333	Str22Uppe	22	-5842	-5353	-6044	-5852	0	Str22Lppe	22	-5748	-524	-4331	-3453
Str23Lppe	23	-5754	-5902	-6402	-7213	Str23Uppe	23	-5736	-5675	-5921	-5135	0	Str23Lppe	23	-5682	-5121	-4373	-3345
Str24Lppe	24	-5822	-5722	-6232	-7053	Str24Uppe	24	-5614	-5535	-5752	-5607	0	Str24Lppe	24	-5608	-4983	-4731	-3235
Str25Lppe	25	-5539	-5534	-6032	-6641	Str25Lppe	25	-5542	-5347	-5544	-5412	0	Str25Uppe	25	-5564	-4876	-4573	-3104
Str26Lppe	26	-5442	-5322	-5835	-6575	Str26Uppe	26	-5471	-5150	-5341	-5157	0	Str26Lppe	26	-5514	-4642	-4360	-2955
Bois	1	5	10	20		Bois	1	5	10	20		Bois	1	5	10	20		
res no me par lisse	-5431	-5892	-6351	-6854		res no me par lisse	-5404	-5722	-5307	-5532		res no me par lisse	-5382	-5303	-5030	-3437		

Figure (C.2) : Les valeurs des trois configurations de la flèche 15°

❖ Flèche 5°

-  Effilement 26.77%
-  Effilement 34.41%
-  Effilement 55%

	Bois 1	Bois 5	Bois 10	Bois 20		Bois 1	Bois 5	Bois 10	Bois 20		Bois 1	Bois 5	Bois 10	Bois 20	
Nbre de lisse	26	23	19	11		Nbre de lisse	26	23	20	13	Nbre de lisse	26	24	22	17
Str 1 Lppc	1 -2455	C	0	0		Str 1 Lppc	1 -2416	C	0	0	Str 1 Lppc	1 -2857	0	0	0
Str 2 Uppc	2 -3158	C	0	0		Str 2 Uppc	2 -3154	C	0	0	Str 2 Uppc	2 -3442	0	0	0
Str 3 Uppc	3 -3470	C	0	0		Str 3 Uppc	3 -3514	C	0	0	Str 3 Uppc	3 -3778	-3763	0	0
Str 4 Uppc	4 -3924	-3331	0	0		Str 4 Uppc	4 -3818	-3739	0	0	Str 4 Uppc	4 -4333	-4244	0	0
Str 5 Uppc	5 -4144	-4727	0	0		Str 5 Uppc	5 -4204	-5031	0	0	Str 5 Uppc	5 -4333	-5110	-3664	0
Str 6 Uppc	6 -4439	-5157	0	0		Str 6 Uppc	6 -4505	-5206	0	0	Str 6 Uppc	6 -4627	-5025	-4860	0
Str 7 Uppc	7 -4729	-5417	0	0		Str 7 Uppc	7 -4771	-5446	-3828	0	Str 7 Uppc	7 -4847	-5474	-5034	0
Str 8 Uppc	8 -4939	-5672	-4610	0		Str 8 Uppc	8 -5007	-5662	-5369	0	Str 8 Uppc	8 -5100	-5621	-5310	0
Str 9 Uppc	9 -5211	-5917	-5755	0		Str 9 Uppc	9 -5229	-5842	-5690	0	Str 9 Uppc	9 -5332	-5750	-5418	0
Str 10 Lppc	10 -5441	-6107	-6018	0		Str 10 Lppc	10 -5451	-6019	-5971	0	Str 10 Lppc	10 -5521	-5900	-5502	-3008
Str 11 Uppc	11 -5524	-6247	-6272	0		Str 11 Uppc	11 -5610	-6177	-6165	0	Str 11 Uppc	11 -5533	-6010	-5601	-3768
Str 12 Lppc	12 -5816	-6392	-6548	0		Str 12 Lppc	12 -5780	-6301	-6329	0	Str 12 Lppc	12 -5337	-6000	-5688	-3309
Str 13 Lppc	13 -5919	-6507	-6789	0		Str 13 Lppc	13 -5932	-6410	-6471	0	Str 13 Lppc	13 -5370	-6012	-5755	-3399
Str 14 Lppc	14 -6035	-6569	-6921	0		Str 14 Lppc	14 -6029	-6474	-6554	-4188	Str 14 Lppc	14 -6053	-6065	-5761	-4337
Str 15 Uppc	15 -6240	-6637	-6941	0		Str 15 Lppc	15 -6218	-6529	-6629	-5446	Str 15 Lppc	15 -6162	-6074	-5742	-4370
Str 16 Lppc	16 -6291	-6688	-6975	-5359		Str 16 Lppc	16 -6257	-6546	-6553	-5782	Str 16 Lppc	16 -6203	-6070	-5722	-4064
Str 17 Uppc	17 -6334	-6712	-7001	-5701		Str 17 Lppc	17 -6341	-6514	-6527	-6001	Str 17 Lppc	17 -6275	-6061	-5654	-4094
Str 18 Lppc	18 -6457	-6713	-7071	-7125		Str 18 Lppc	18 -6452	-6458	-6690	-6154	Str 18 Lppc	18 -6330	-6028	-5592	-3388
Str 19 Lppc	19 -6459	-6665	-7116	-7418		Str 19 Lppc	19 -6435	-6407	-6586	-6192	Str 19 Lppc	19 -6405	-5942	-5594	-3329
Str 20 Uppc	20 -6522	-6596	-7048	-7540		Str 20 Uppc	20 -6529	-6352	-6571	-6246	Str 20 Uppc	20 -6453	-5912	-5458	-3337
Str 21 Lppc	21 -6534	-6490	-6910	-7602		Str 21 Lppc	21 -6589	-6262	-6444	-6220	Str 21 Lppc	21 -6505	-5855	-5326	-3720
Str 22 Uppc	22 -6592	-6358	-6771	-7589		Str 22 Uppc	22 -6542	-6149	-6288	-6102	Str 22 Uppc	22 -6477	-5900	-5176	-3570
Str 23 Uppc	23 -6581	-6212	-6665	-7454		Str 23 Uppc	23 -6552	-5977	-6148	-5941	Str 23 Uppc	23 -6461	-5856	-5041	-3430
Str 24 Uppc	24 -6570	-6032	-6475	-7286		Str 24 Uppc	24 -6476	-5799	-5969	-5778	Str 24 Uppc	24 -6445	-5767	-4878	-3235
Str 25 Lppc	25 -6573	-5832	-6298	-7058		Str 25 Uppc	25 -6485	-5602	-5775	-5550	Str 25 Uppc	25 -6472	-4974	-4699	-3118
Str 26 Uppc	26 -6487	-5601	-6070	-5768		Str 26 Uppc	26 -6479	-5380	-5560	-5261	Str 26 Uppc	26 -6491	-4775	-4431	-2999
Bois	1	5	10	20		Bois	1	5	10	20	Bois	1	5	10	20
moyenne par lisse	-5437	-6025	-6541	-7082		moyenne par lisse	-5459	-5925	-6112	-6758	moyenne par lisse	-5548	-5959	-6210	-6688

Figure (C.3) : Les valeurs des trois configurations de la flèche 25°

❖ Les trois profils NACA




- 🇺🇸 NACA 65- 215
- 🇺🇸 NACA 2415
- 🇺🇸 NACA 4415

	Boie 1	Boie 5	Boie 10	Boie 20		Boie 1	Boie 5	Boie 10	Boie 20		Boie 1	Boie 5	Boie 10	Boie 20
Nombre de Lames	25	20	15	11		Nombre de Lames	26	23	19		Nombre de Lames	26	23	19
Dir1 Upper	-2276	0	0	0		Dir1 Upper	-3046	0	0		Dir1 Upper	-2768	0	0
Dir2 Upper	-3035	0	0	0		Dir2 Upper	-3792	0	0		Dir2 Upper	-3535	0	0
Dir3 Upper	-3573	0	0	0		Dir3 Upper	-4114	0	0		Dir3 Upper	-3904	0	0
Dir4 Upper	-3744	-3441	0	0		Dir4 Upper	-4452	-3590	0		Dir4 Upper	-4262	-3776	0
Dir5 Upper	-4025	-4719	0	0		Dir5 Upper	-4700	-3455	0		Dir5 Upper	-4568	-3243	0
Dir6 Upper	-4384	-5232	0	0		Dir6 Upper	-4988	-3557	0		Dir6 Upper	-4952	-3851	0
Dir7 Upper	-4580	-5434	0	0		Dir7 Upper	-5240	-3896	0		Dir7 Upper	-5238	-4117	0
Dir8 Upper	-4932	-5726	-4536	0		Dir8 Upper	-5460	-4160	-5234		Dir8 Upper	-5350	-4168	-5071
Dir9 Upper	-5305	-5940	-5739	0		Dir9 Upper	-5652	-4390	-5355		Dir9 Upper	-5743	-4295	-5347
Dir10 Upper	-5449	-6145	-6145	0		Dir10 Upper	-5850	-4551	-6671		Dir10 Upper	-6011	-4570	-6701
Dir11 Upper	-5573	-6341	-6332	0		Dir11 Upper	-6026	-4777	-5936		Dir11 Upper	-6185	-4652	-5984
Dir12 Upper	-5792	-6485	-5587	0		Dir12 Upper	-6170	-4884	-7230		Dir12 Upper	-6329	-4701	-7210
Dir13 Upper	-6159	-5543	-5746	0		Dir13 Upper	-6327	-4882	-7272		Dir13 Upper	-6451	-4801	-7318
Dir14 Upper	-5320	-6810	-6342	0		Dir14 Upper	-6380	-4929	-7174		Dir14 Upper	-6544	-4940	-7322
Dir15 Upper	-6506	-6959	-7063	0		Dir15 Upper	-6443	-4954	-7160		Dir15 Upper	-6678	-4801	-7333
Dir16 Upper	-5544	-7353	-7172	-5406		Dir16 Upper	-6508	-4985	-7333	-6351	Dir16 Upper	-6743	-4934	-7544
Dir17 Upper	-6819	-7110	-7327	-6762		Dir17 Upper	-6558	-4930	-7479	-7415	Dir17 Upper	-6805	-4930	-7654
Dir18 Upper	-6541	-7122	-7505	-7158		Dir18 Upper	-6608	-4871	-7339	-7726	Dir18 Upper	-6921	-4878	-7525
Dir19 Upper	-7061	-7122	-7589	-7459		Dir19 Upper	-6638	-4810	-7305	-7835	Dir19 Upper	-6825	-4901	-7450
Dir20 Upper	-7123	-7337	-7562	-7684		Dir20 Upper	-6541	-4708	-7109	-8009	Dir20 Upper	-6914	-4750	-7334
Dir21 Upper	-7122	-7018	-7450	-7856		Dir21 Upper	-6707	-4968	-5332	-7977	Dir21 Upper	-6847	-4670	-7151
Dir22 Upper	-7132	-6911	-7366	-7970		Dir22 Upper	-6678	-4417	-5347	-7835	Dir22 Upper	-6755	-4921	-5823
Dir23 Upper	-7119	-6754	-7308	-8025		Dir23 Upper	-6624	-4224	-5579	-7674	Dir23 Upper	-6663	-4946	-5735
Dir24 Upper	-7373	-6631	-7222	-7946		Dir24 Upper	-6667	-4036	-5434	-7443	Dir24 Upper	-6551	-4712	-4975
Dir25 Upper	-7031	-5435	-7004	-7129		Dir25 Upper	-5501	-3844	-5298	-7165	Dir25 Upper	-5541	-3846	-5029
Dir26 Upper	-7349	-6251	-5531	-7457		Dir26 Upper	-5570	-3619	-5332	-5777	Dir26 Upper	-5475	-3927	-5045
Boie	1	5	10	20		Boie	1	5	10	20	Boie	1	5	10
coefficient de portance	-5733	-5324	-5357	-7404		coefficient de portance	-5807	-6005	-5350	-7457	coefficient de portance	-5877	-6039	-5829

Figure (C.4) : Les valeurs des trois configurations des trois profils NACA

**C.2) Les valeurs et les courbes pour les lisses du revêtement inférieur :**

❖ **Flèche 5°**

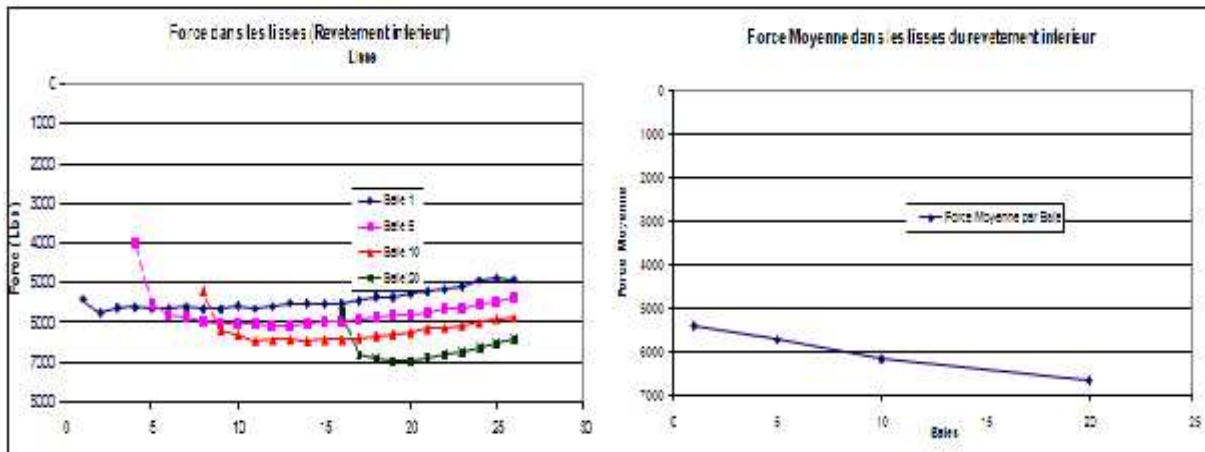
-  Effilement 26.77%
-  Effilement 34.41%
-  Effilement 55%

	Baie 1	Baie 5	Baie 10	Baie 20
Nbre de lisse	26	20	10	11
Str 1 lower	1 5387	0	0	0
Str 2 lower	2 5725	0	0	0
Str 3 lower	3 5603	0	0	0
Str 4 lower	4 5531	3579	0	0
Str 5 lower	5 5605	5459	0	0
Str 6 lower	6 5629	5753	0	0
Str 7 lower	7 5592	5849	0	0
Str 8 lower	8 5631	5507	5774	0
Str 9 lower	9 5636	5982	6761	0
Str 10 lower	10 5547	6007	5676	0
Str 11 lower	11 5623	6032	6416	0
Str 12 lower	12 5569	6063	6416	0
Str 13 lower	13 5486	6039	5032	0
Str 14 lower	14 5434	5964	5446	0
Str 15 lower	15 5504	5966	6416	0
Str 16 lower	16 5439	5949	6416	5719
Str 17 lower	17 5431	5971	5066	6732
Str 18 lower	18 5331	5936	5008	6906
Str 19 lower	19 5546	5810	5670	5656
Str 20 lower	20 5549	5785	5639	6306
Str 21 lower	21 5205	5756	6137	6374
Str 22 lower	22 5157	5645	5057	6734
Str 23 lower	23 5085	5593	5036	5741
Str 24 lower	24 4923	5505	5676	6527
Str 25 lower	25 4877	5456	5676	5818
Str 26 lower	26 4905	5357	5306	5413
Baie	1	5	10	20
avec moyenne par lisse	5409	5721	6771	6360

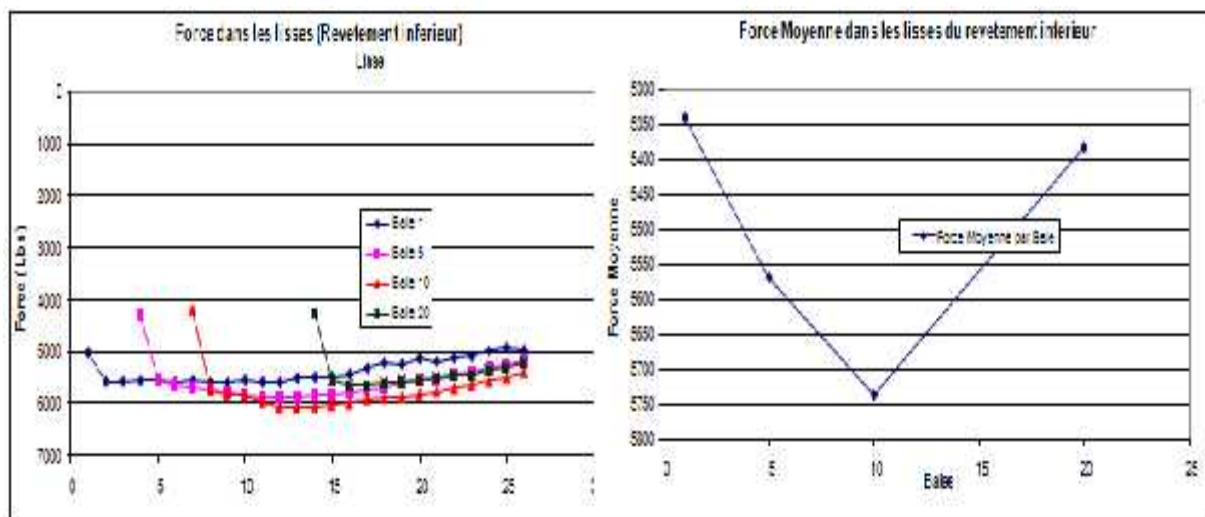
	Baie 1	Baie 5	Baie 10	Baie 20
Nbre de lisse	25	20	20	13
Str 1 lower	1 4933	0	0	0
Str 2 lower	2 5547	0	0	0
Str 3 lower	3 5548	0	0	0
Str 4 lower	4 5535	4910	0	0
Str 5 lower	5 5530	5550	0	0
Str 6 lower	6 5535	5624	0	0
Str 7 lower	7 5530	5688	4166	0
Str 8 lower	8 5569	5730	5726	0
Str 9 lower	9 5569	5716	5612	0
Str 10 lower	10 5517	5676	5302	0
Str 11 lower	11 5558	5644	5654	0
Str 12 lower	12 5569	5659	6064	0
Str 13 lower	13 5484	5658	6069	0
Str 14 lower	14 5469	5627	6052	4290
Str 15 lower	15 5451	5607	6020	5581
Str 16 lower	16 5410	5764	5302	5326
Str 17 lower	17 5303	5700	5302	5306
Str 18 lower	18 5730	5686	5360	5304
Str 19 lower	19 5214	5596	5671	5656
Str 20 lower	20 5174	5551	5302	5632
Str 21 lower	21 5165	5522	5157	5501
Str 22 lower	22 5095	5450	5701	5442
Str 23 lower	23 5057	5379	5302	5436
Str 24 lower	24 4953	5296	5889	5365
Str 25 lower	25 4900	5230	5456	5267
Str 26 lower	26 4952	5140	5364	5137
Baie	1	5	10	20
avec moyenne par lisse	5039	5568	5707	5336

	Baie 1	Baie 5	Baie 10	Baie 20
Nbre de lisse	26	24	22	17
Str 1 lower	1 5271	0	0	0
Str 2 lower	2 5929	0	0	0
Str 3 lower	3 5565	4036	0	0
Str 4 lower	4 5454	5066	0	0
Str 5 lower	5 5447	5175	3743	0
Str 6 lower	6 5457	5224	4355	0
Str 7 lower	7 5405	5306	4360	0
Str 8 lower	8 5368	5364	4366	0
Str 9 lower	9 5376	5312	5053	0
Str 10 lower	10 5251	5357	5104	2825
Str 11 lower	11 5302	5361	5032	3477
Str 12 lower	12 5300	5306	5035	3529
Str 13 lower	13 5222	5306	5033	3543
Str 14 lower	14 5216	5276	5020	3540
Str 15 lower	15 5217	5277	5029	3539
Str 16 lower	16 5196	5366	4366	3518
Str 17 lower	17 5167	5342	4366	3433
Str 18 lower	18 5141	5153	4366	3459
Str 19 lower	19 5142	5153	4363	3420
Str 20 lower	20 5110	5112	4336	3392
Str 21 lower	21 5134	5340	4614	3343
Str 22 lower	22 5078	4566	4753	3234
Str 23 lower	23 5058	4508	4709	3244
Str 24 lower	24 4932	4632	4352	3211
Str 25 lower	25 4960	4624	4586	3187
Str 26 lower	26 5035	4746	4532	3143
Baie	1	5	10	20
avec moyenne par lisse	5249	5103	4336	3352

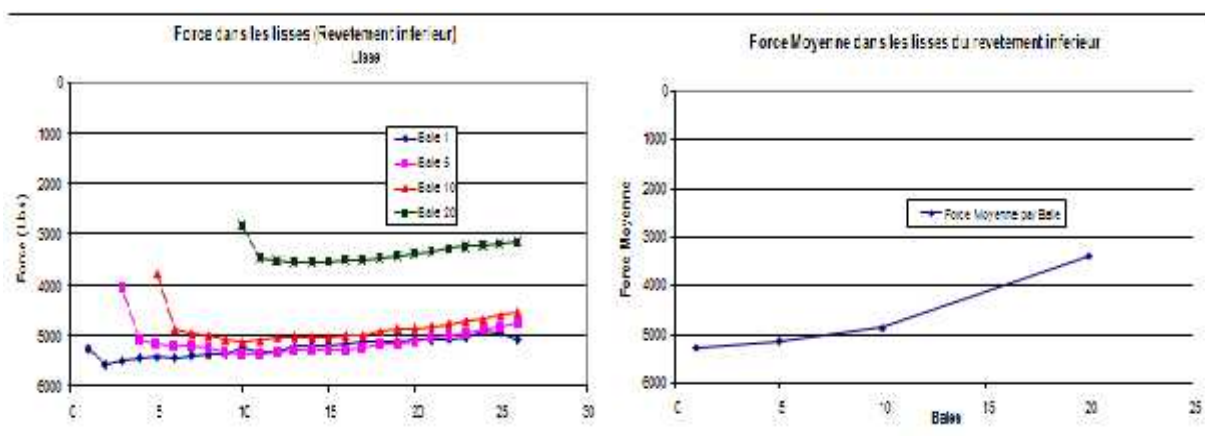
**Figure (C.5) : Les valeurs des trois configurations de la flèche 5°**



**Figure (C.6) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche  $5^\circ$  effilement 26.77%



**Figure (C.7) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche  $5^\circ$  effilement 34.41%



**Figure (C.8) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche  $5^\circ$  effilement 55%

❖ Flèche 15°

Effilement 26.77%

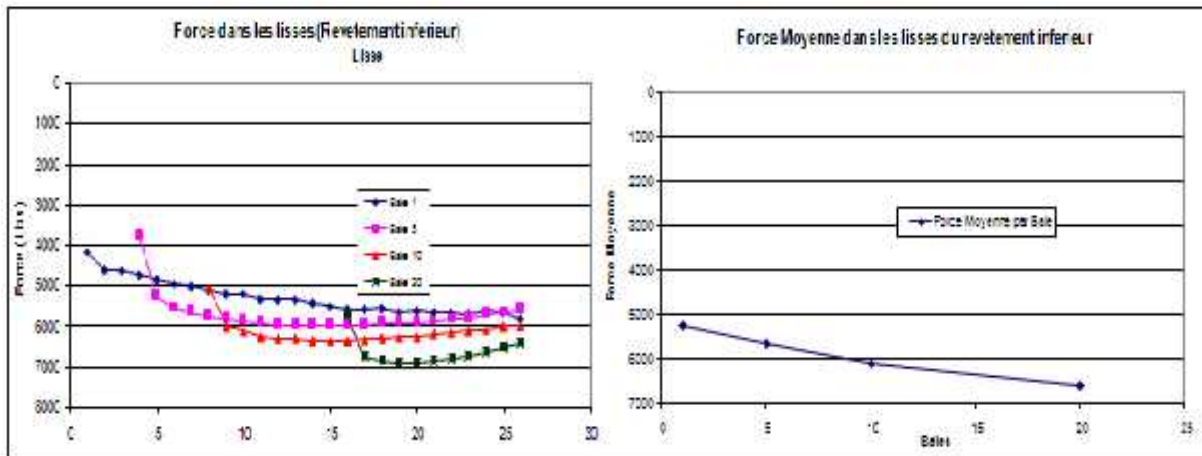
Effilement 34.41%

Effilement 55%

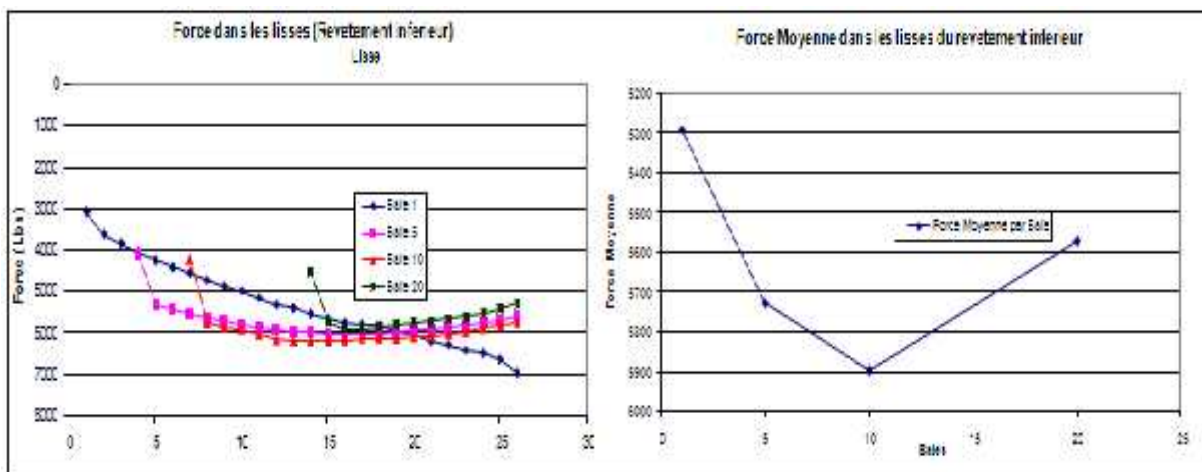
Nbre et classe	Bac				Nbre et classe	Bac				Nbre et classe	Bac			
	Bac 5	Bac 10	Bac 20	Bac 20		Bac 1	Bac 5	Bac 10	Bac 20		Bac 1	Bac 5	Bac 10	Bac 20
Str 1 over 1	4145	0	0	0	Str 1 over 1	3066	0	0	0	Str 1 over 1	4304	0	0	0
Str 2 lowe 2	4538	0	0	0	Str 2 lowe 2	3672	0	0	0	Str 2 lowe 2	4573	0	0	0
Str 3 lowe 3	4608	0	0	0	Str 3 lowe 3	3835	0	0	0	Str 3 lowe 3	4729	4019	0	0
Str 4 lowe 4	4715	3770	0	0	Str 4 lowe 4	4046	4068	0	0	Str 4 lowe 4	4777	5007	0	0
Str 5 lowe 5	4871	524	0	0	Str 5 lowe 5	4234	5297	0	0	Str 5 lowe 5	4858	5120	3851	0
Str 6 lowe 6	4987	551	0	0	Str 6 lowe 6	4406	5408	0	0	Str 6 lowe 6	4945	5186	4551	0
Str 7 lowe 7	4985	5585	0	0	Str 7 lowe 7	4546	5524	4216	0	Str 7 lowe 7	4983	5183	5031	0
Str 8 lowe 8	5105	5633	5030	0	Str 8 lowe 8	4722	5671	577	0	Str 8 lowe 8	5033	5245	5065	0
Str 9 lowe 9	5173	5761	5581	0	Str 9 lowe 9	4867	5658	5826	0	Str 9 lowe 9	5375	5335	5141	0
Str 10 over 10	5173	5315	6039	0	Str 10 over 10	4969	5787	5865	0	Str 10 over 10	5333	5353	5153	3000
Str 11 lowe 11	5312	5670	6246	0	Str 11 lowe 11	5142	5858	5932	0	Str 11 lowe 11	5157	5333	5182	3681
Str 12 over 12	5321	5928	6270	0	Str 12 over 12	5308	5924	516	0	Str 12 over 12	5215	5355	5087	3712
Str 13 over 13	5329	5936	6270	0	Str 13 over 13	5397	5972	654	0	Str 13 over 13	5180	5333	5059	3715
Str 14 over 14	5410	5915	6334	0	Str 14 over 14	5526	5954	675	4439	Str 14 over 14	5234	5335	5332	3688
Str 15 lowe 15	5434	5921	6325	0	Str 15 lowe 15	5656	6071	5851	5706	Str 15 lowe 15	5281	5344	5333	3667
Str 16 over 16	5534	5926	6341	5367	Str 16 over 16	5790	6034	670	5870	Str 16 over 16	5333	5349	5045	3628
Str 17 over 17	5550	5976	6011	3735	Str 17 over 17	5783	6032	6031	5832	Str 17 over 17	5351	5335	5016	3571
Str 18 over 18	5539	5869	6268	3337	Str 18 over 18	5871	6021	6076	5847	Str 18 over 18	5395	5273	4940	3523
Str 19 over 19	5627	5870	6243	3397	Str 19 over 19	5976	5959	6033	5784	Str 19 over 19	5461	5275	4896	3459
Str 20 lowe 20	5605	5872	6243	3384	Str 20 lowe 20	5959	5933	6056	5797	Str 20 lowe 20	5434	5217	4872	3405
Str 21 over 21	5645	5848	6180	3324	Str 21 over 21	6270	5900	6025	5899	Str 21 over 21	5542	5154	4838	3345
Str 22 lowe 22	5530	5788	6138	3753	Str 22 lowe 22	6276	5844	5978	5687	Str 22 lowe 22	5572	5135	4753	3280
Str 23 lowe 23	5670	7749	6039	6711	Str 23 lowe 23	6474	5786	5923	5981	Str 23 lowe 23	5639	5055	4724	3199
Str 24 lowe 24	5577	5672	6054	3303	Str 24 lowe 24	6470	5784	5847	5905	Str 24 lowe 24	5537	5033	4665	3141
Str 25 lowe 25	5627	5630	5980	3539	Str 25 lowe 25	6627	5676	5783	5938	Str 25 lowe 25	5582	4821	4539	3051
Str 25 lowe 26	5332	5541	5550	6412	Str 25 lowe 25	6958	5559	5704	5264	Str 25 lowe 26	5924	4837	4541	3028
Esic		5	10	30	Esic	1	5	10	20	Esic		5	10	20
avec moyenne par classe	5270	5676	6164	6619	avec moyenne par classe	5283	5726	5834	5771	avec moyenne par classe	5235	5153	4887	5419

Figure (C.9) : Les valeurs des trois configurations de la flèche 15°

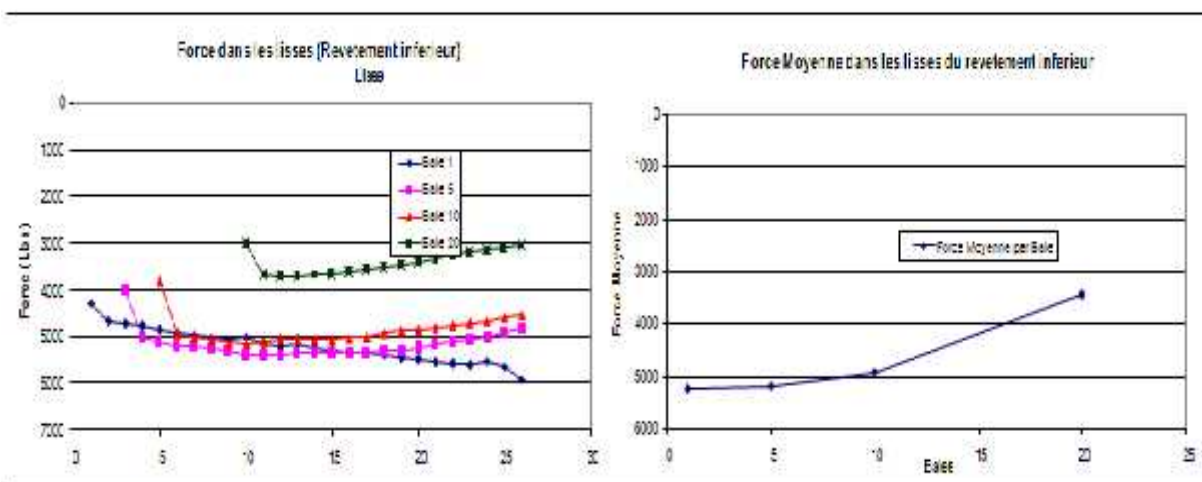




**Figure (C.10) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche 15° effilement 26.77%






**Figure (C.11) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche 15° effilement 34.41%



**Figure (C.12) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche 15° effilement 55%

❖ Flèche 25°

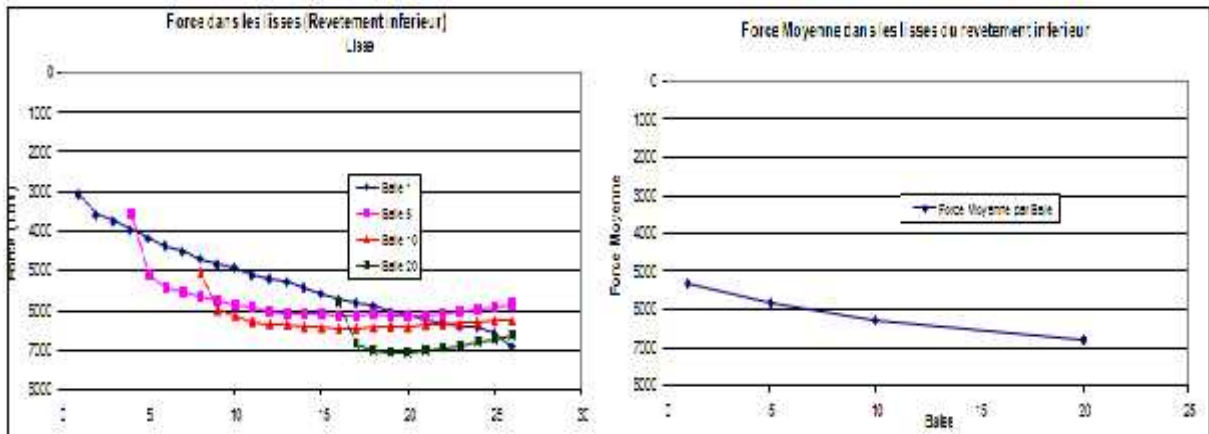
-  Effilement 26.77%
-  Effilement 34.41%
-  Effilement 55%

	Bais 1	Bais 5	Bais 10	Bais 20
Nbre de ligne	26	20	19	11
Str 1 lower	1 3110	0	0	0
Str 2 lower	2 3528	0	0	0
Str 3 lower	3 3787	0	0	0
Str 4 lower	4 4001	3864	0	0
Str 5 lower	5 4222	5101	0	0
Str 6 lower	6 4402	5426	0	0
Str 7 lower	7 4551	5534	0	0
Str 8 lower	8 4728	5573	5364	0
Str 9 lower	9 4811	5777	6017	0
Str 10 lower	10 4852	5965	5144	0
Str 11 lower	11 5133	5952	5001	0
Str 12 lower	12 5202	6208	6366	0
Str 13 lower	13 5111	5678	5078	0
Str 14 lower	14 5457	6384	6440	0
Str 15 lower	15 5611	5122	6451	0
Str 16 lower	16 5752	5133	5451	5306
Str 17 lower	17 5346	5144	5472	5058
Str 18 lower	18 5514	5124	5445	7005
Str 19 lower	19 6282	5133	6432	7373
Str 20 lower	20 5134	6153	5447	7367
Str 21 lower	21 6266	6141	6384	7010
Str 22 lower	22 5255	5133	6366	6960
Str 23 lower	23 5452	5058	6342	5819
Str 24 lower	24 6451	5051	6382	6324
Str 25 lower	25 6611	5302	5278	5726
Str 26 lower	26 6308	5353	5058	6526
Bais	1	5	10	20
rec moyens par ligne	5001	5326	6384	6306

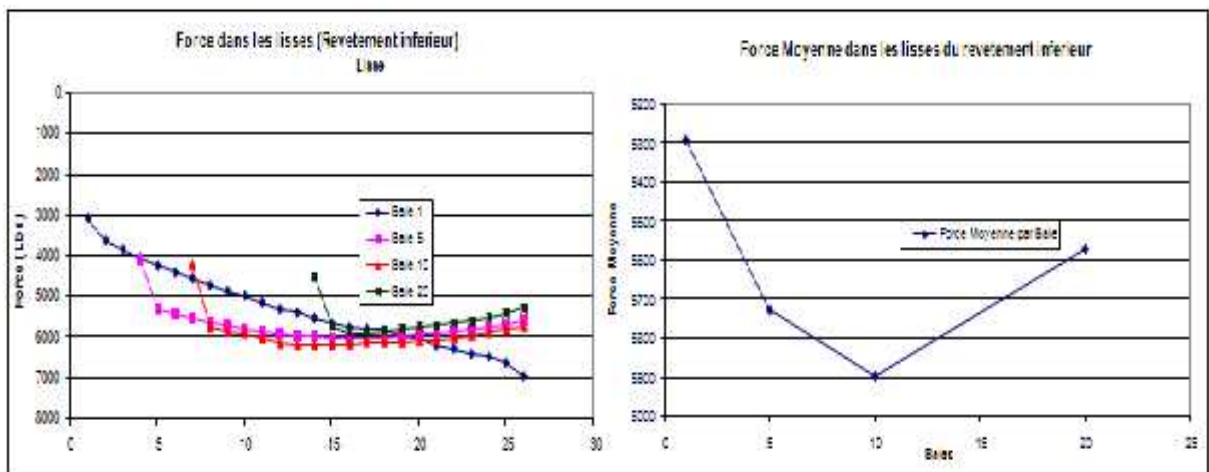
	Bais 1	Bais 5	Bais 10	Bais 20
Nbre de ligne	26	20	20	13
Str 1 lower	1 3065	0	0	0
Str 2 lower	2 3512	0	0	0
Str 3 lower	3 3685	0	0	0
Str 4 lower	4 4045	4068	0	0
Str 5 lower	5 4284	5231	0	0
Str 6 lower	6 4405	5408	0	0
Str 7 lower	7 4546	5524	4216	0
Str 8 lower	8 4722	5611	5117	0
Str 9 lower	9 4867	5658	5326	0
Str 10 lower	10 4963	5781	5655	0
Str 11 lower	11 5142	5858	5382	0
Str 12 lower	12 5308	5824	6115	0
Str 13 lower	13 5331	5912	6154	0
Str 14 lower	14 5526	5854	6153	4499
Str 15 lower	15 5656	6011	6151	5735
Str 16 lower	16 5750	6034	6180	5370
Str 17 lower	17 5783	6032	6081	5832
Str 18 lower	18 5311	6021	5078	5347
Str 19 lower	19 5976	5869	5053	5734
Str 20 lower	20 5939	5823	5058	5731
Str 21 lower	21 6210	5800	5025	5639
Str 22 lower	22 6276	5844	5078	5537
Str 23 lower	23 6414	5766	5322	5537
Str 24 lower	24 6473	5724	5847	5535
Str 25 lower	25 6627	5676	5782	5839
Str 26 lower	26 6398	5559	5704	5254
Bais	1	5	10	20
rec moyens par ligne	5233	5726	5384	5571

	Bais 1	Bais 5	Bais 10	Bais 20
Nbre de ligne	26	24	22	17
Str 1 lower	1 3469	0	0	0
Str 2 lower	2 3802	0	0	0
Str 3 lower	3 4085	4109	0	0
Str 4 lower	4 4242	5117	0	0
Str 5 lower	5 4408	5245	4016	0
Str 6 lower	6 4581	5347	5178	0
Str 7 lower	7 4709	5378	5266	0
Str 8 lower	8 4828	5457	5331	0
Str 9 lower	9 4931	5536	5400	0
Str 10 lower	10 4965	5624	5403	3248
Str 11 lower	11 5137	5633	5255	3376
Str 12 lower	12 5255	5625	5283	3338
Str 13 lower	13 5291	5516	5283	3378
Str 14 lower	14 5410	5521	5195	3341
Str 15 lower	15 5536	5633	5191	3336
Str 16 lower	16 5652	5643	5210	3380
Str 17 lower	17 5725	5531	5204	3375
Str 18 lower	18 5848	5582	5182	3733
Str 19 lower	19 5865	5562	5111	3624
Str 20 lower	20 6010	5433	5014	3555
Str 21 lower	21 6186	5425	5023	3472
Str 22 lower	22 5684	5354	4864	3375
Str 23 lower	23 5086	5235	4503	3251
Str 24 lower	24 5082	5211	4842	3238
Str 25 lower	25 6550	5114	4712	3182
Str 26 lower	26 5859	5218	4712	3345
Bais	1	5	10	20
rec moyens par ligne	5141	5335	5182	3532

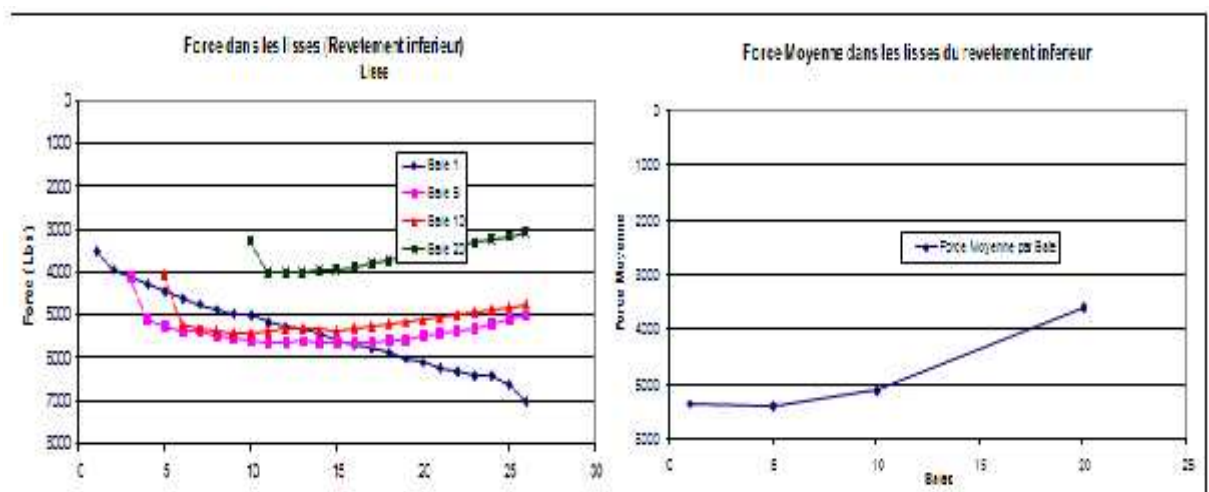
Figure (C.13) : Les valeurs des trois configurations de la flèche 25°



**Figure (C.14) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche 25° effilement 26.77%






**Figure (C.15) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche 25° effilement 34.41%



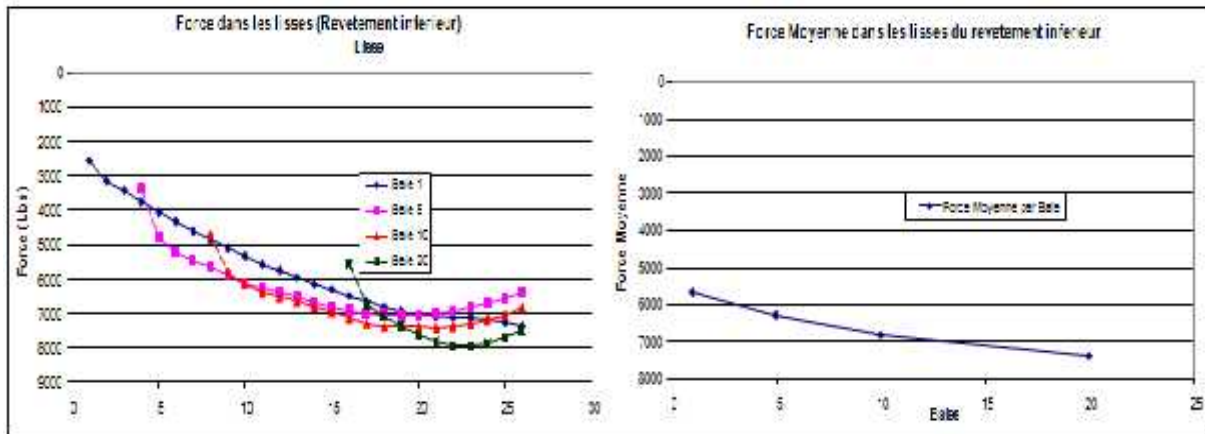
**Figure (C.16) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur de la configuration flèche 25° effilement 55%

❖ Les trois profils NACA

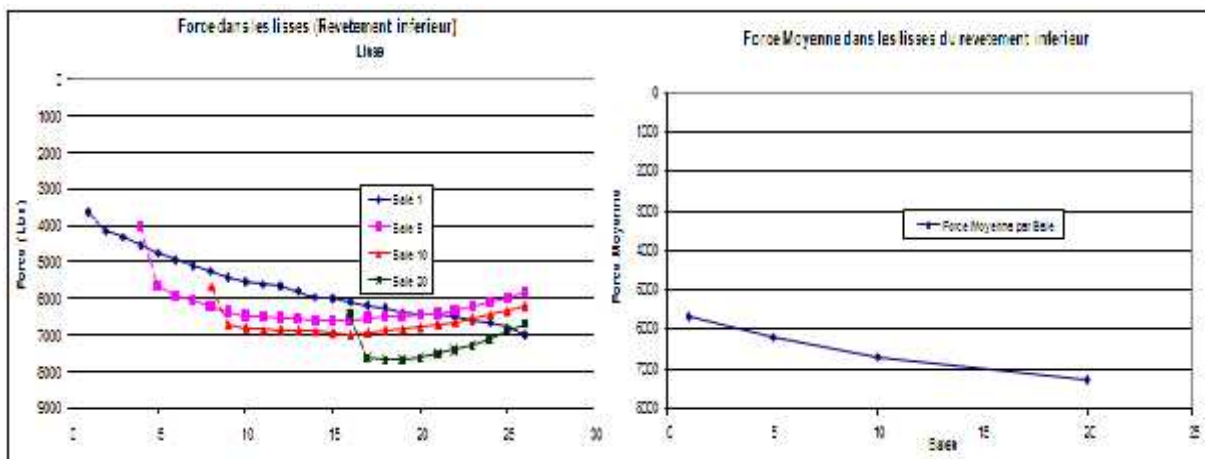
-  NACA 65-215
-  NACA 2415
-  NACA 4415

	Bx1	Bx5	Bx10	Bx20			Bx1	Bx5	Bx10	Bx20		Bx1	Bx5	Bx10	Bx20	
Noms de classe	26	28	18	11		Noms de classe	26	28	18	11		Noms de classe	26	28	18	11
Str 0 over	1 2538	0	C	0		Str 0 over	1 3605	0	0	0		Str 0 over	1 3358	0	C	0
Str 2 lower	2 3127	0	C	0		Str 2 lower	2 4136	0	0	0		Str 2 lower	2 4300	0	C	0
Str 3 lower	3 3350	0	C	0		Str 3 lower	3 4295	0	0	0		Str 3 lower	3 4368	0	C	0
Str 4 lower	4 3138	3578	C	0		Str 4 lower	4 4524	400*	0	0		Str 4 lower	4 4524	452	C	0
Str 5 lower	5 4308	4777	C	0		Str 5 lower	5 4731	5635	0	0		Str 5 lower	5 468	5801	C	0
Str 6 lower	6 4305	520*	C	0		Str 6 lower	6 4820	5885	0	0		Str 6 lower	6 4824	6065	C	0
Str 7 lower	7 4538	544*	C	0		Str 7 lower	7 50**	6018	0	0		Str 7 lower	7 4827	6228	C	0
Str 8 lower	8 4306	5386	4721	0		Str 8 lower	8 5228	6386	5546	0		Str 8 lower	8 5257	6388	5763	0
Str 9 lower	9 5377	5303	5862	0		Str 9 lower	9 5299	6334	6118	0		Str 9 lower	9 5318	6216	6878	0
Str 0 lower	10 5300	6106	6127	0		Str 0 lower	10 558	6444	6870	0		Str 0 lower	10 5251	6221	6838	0
Str 1 lower	11 5541	5203	6377	0		Str 1 lower	11 5592	6476	5660	0		Str 1 lower	11 5351	6274	6351	0
Str 2 lower	12 5715	635*	6523	0		Str 2 lower	12 5638	650*	5666	0		Str 2 lower	12 5527	6310	6837	0
Str 3 lower	13 5338	548*	6646	0		Str 3 lower	13 5775	653*	5878	0		Str 3 lower	13 5525	6323	6737	0
Str 4 lower	14 5138	5653	6731	0		Str 4 lower	14 5845	6564	5885	0		Str 4 lower	14 5745	6323	6732	0
Str 5 over	15 6272	6821	6855	0		Str 5 over	15 5981	6582	5854	0		Str 5 over	15 5838	6304	6733	0
Str 6 lower	16 5455	5802	700	5557		Str 6 lower	16 6072	6558	7304	5462		Str 6 lower	16 5890	6317	6718	6570
Str 7 over	17 6500	5863	7217	5770		Str 7 over	17 61**	6504	5842	6612		Str 7 over	17 5954	6305	6645	7580
Str 8 lower	18 5778	7025	7353	7038		Str 8 lower	18 6224	6472	6881	7538		Str 8 lower	18 506*	6303	6593	7582
Str 9 lower	19 6302	704*	7355	7356		Str 9 lower	19 6371	6460	685*	7690		Str 9 lower	19 5138	6282	6575	7442
Str 20 lower	20 7305	7054	7374	7501		Str 20 lower	20 6400	6433	5803	7598		Str 20 lower	20 6257	6224	6503	7340
Str 21 lower	21 7388	7074	7419	7608		Str 21 lower	21 6424	6392	6118	7537		Str 21 lower	21 6251	61**	6473	7194
Str 22 lower	22 7058	6995	7377	7517		Str 22 lower	22 6493	6325	581*	7438		Str 22 lower	22 6286	613	6430	7035
Str 23 lower	23 7301	6891	7294	7344		Str 23 lower	23 6594	6216	6552	7234		Str 23 lower	23 5878	6051	6438	7078
Str 24 lower	24 7655	6710	7185	7334		Str 24 lower	24 6650	6083	5446	7338		Str 24 lower	24 6385	5894	6330	6881
Str 25 lower	25 7228	5843	7090	7138		Str 25 lower	25 6778	5950	5203	5803		Str 25 lower	25 5851	598	6256	6756
Str 25 lower	26 7342	5852	6830	7338		Str 25 lower	26 6979	5898	6272	5680		Str 25 lower	26 7182	5806	6183	6671
Bx	5	10	20			Bx	1	5	10	20		Bx	5	10	20	
rec moyenne par ligne	5638	5878	6319	7388		rec moyenne par ligne	5674	613*	5885	7288		rec moyenne par ligne	5538	6080	6553	7280

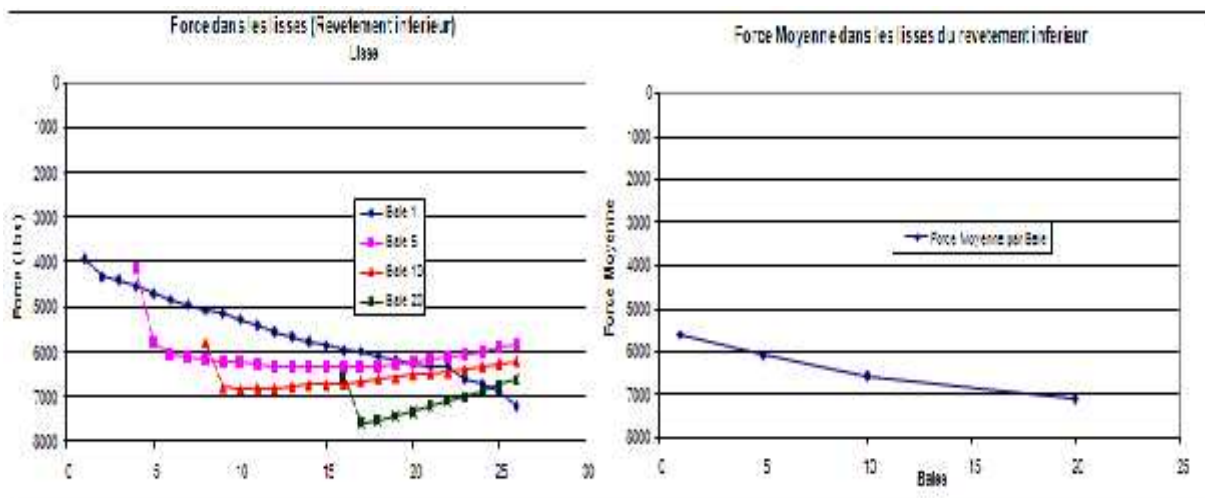
Figure (C.17) : Les valeurs des trois configurations des trois profils NACA



**Figure (C.18) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur dans le NACA 65-215



**Figure (C.19) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur dans le NACA 2415



**Figure (C.20) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement inférieur dans le NACA 4415

➤ **Remarque :**

On remarque que pour le revêtement inférieur c'est pareil donc un effilement de 34.41 % a donné une distribution de charges presque constante le long de l'envergure et l'augmentation de flèche a engendrée une augmentation de charge par lisses

Pour les profils de même épaisseur maximale relative on a

- même distribution de charge moyenne
- une différence dans la distribution de charge dans les lisses de la même baie

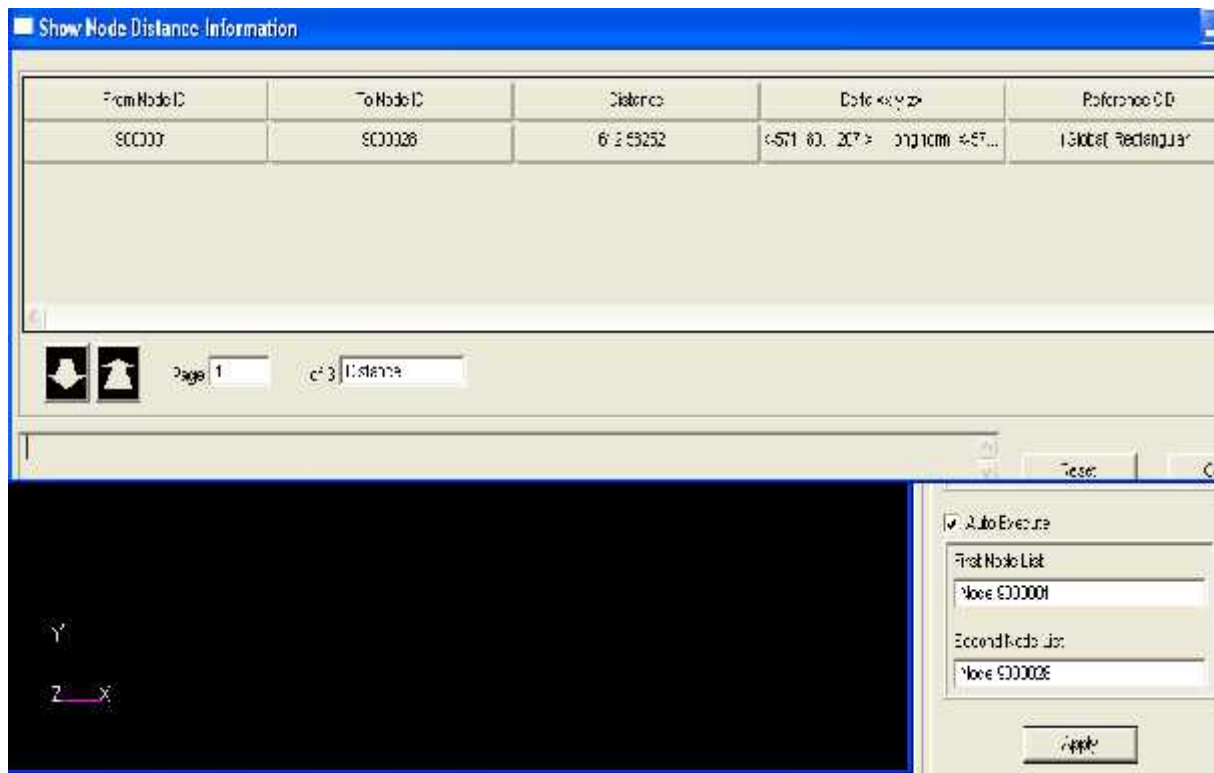
**C.3) Exemple d'applications d'un moment de flexion à l'extrémité de l'aile :**

Nous voulons voir l'effet d'un moment de flexion constant appliqué à l'extrémité de l'aile sur les charges internes et aussi de savoir comment affectera la force de cisaillement appliquée au par avant qui égale à 10000lbs sur les charges internes car à la racine cette force va créer le même moment fléchissant.

$$M_f = 10000 \times 612.5825 = 6125825 \text{ ll . in}$$

612.5825in est la distance entre RBE3 9000001 et RBE3 9000028

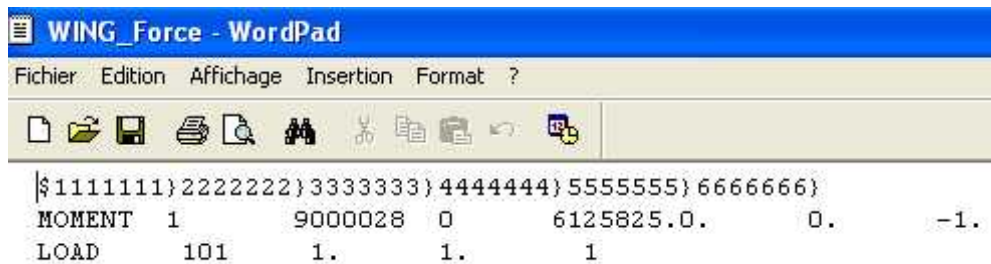
Le moment concentré de 6125825 lbs.in constant sur toute l'aile



**Figure (C.21) :** La distance calculée par MSC. Patran

**La carte force :**

Le seul changement été au niveau de la carte force donc on prend les mêmes fichiers bdf générés pour la configuration flèche 5° effilement 26.77%.

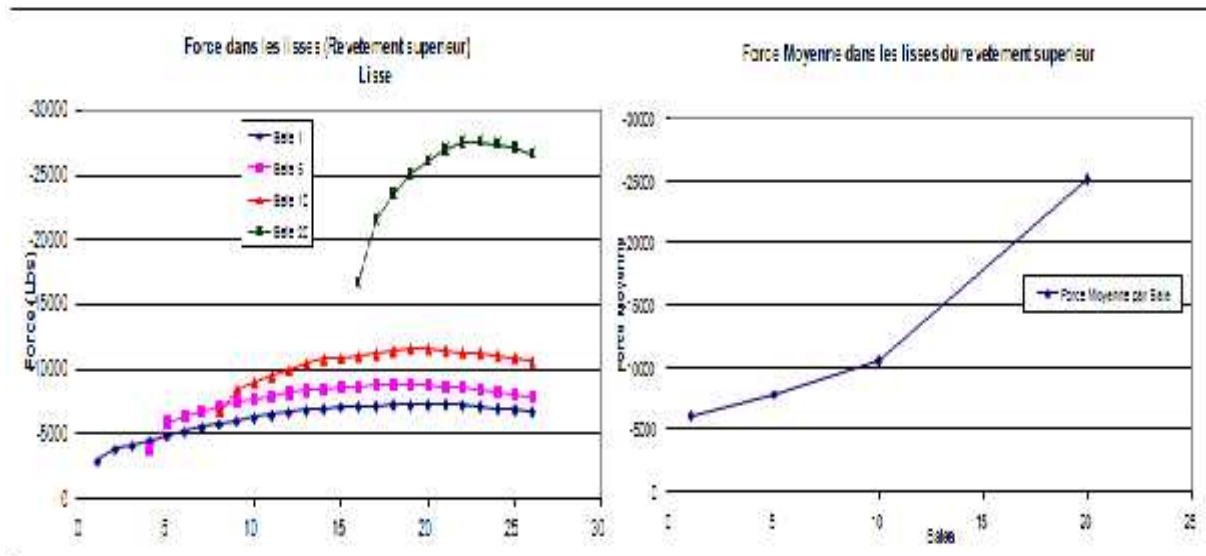


**Figure (C.22) :** La carte force

**Les résultats :**

		Baie 1	Baie 5	Baie 10	Baie 20
Nbre de Lisse		26	23	19	11
Str 1 Upper	1	-2932	0	0	0
Str 2 Upper	2	-3824	0	0	0
Str 3 Upper	3	-4121	0	0	0
Str 4 Upper	4	-4503	-3749	0	0
Str 5 Upper	5	-4839	-5905	0	0
Str 6 Upper	6	-5156	-6456	0	0
Str 7 Upper	7	-5461	-6801	0	0
Str 8 Upper	8	-5737	-7151	-6847	0
Str 9 Upper	9	-5980	-7493	-8601	0
Str 10 Upper	10	-6214	-7772	-9094	0
Str 11 Upper	11	-6397	-7983	-9554	0
Str 12 Upper	12	-6608	-8198	-10064	0
Str 13 Upper	13	-6779	-8379	-10532	0
Str 14 Upper	14	-6889	-8494	-10850	0
Str 15 Upper	15	-7040	-8629	-10990	0
Str 16 Upper	16	-7069	-8722	-11110	-16699
Str 17 Upper	17	-7122	-8800	-11248	-21611
Str 18 Upper	18	-7205	-8844	-11486	-23541
Str 19 Upper	19	-7168	-8837	-11677	-25080
Str 20 Upper	20	-7201	-8814	-11659	-26110
Str 21 Upper	21	-7237	-8739	-11511	-26955
Str 22 Upper	22	-7172	-8616	-11397	-27504
Str 23 Upper	23	-7068	-8478	-11346	-27596
Str 24 Upper	24	-6916	-8300	-11133	-27485
Str 25 Upper	25	-6827	-8104	-10927	-27159
Str 26 Upper	26	-6673	-7885	-10656	-26663
Baie		1	5	10	20
de moyenne par lisse		-6159	-7876	-10562	-25128

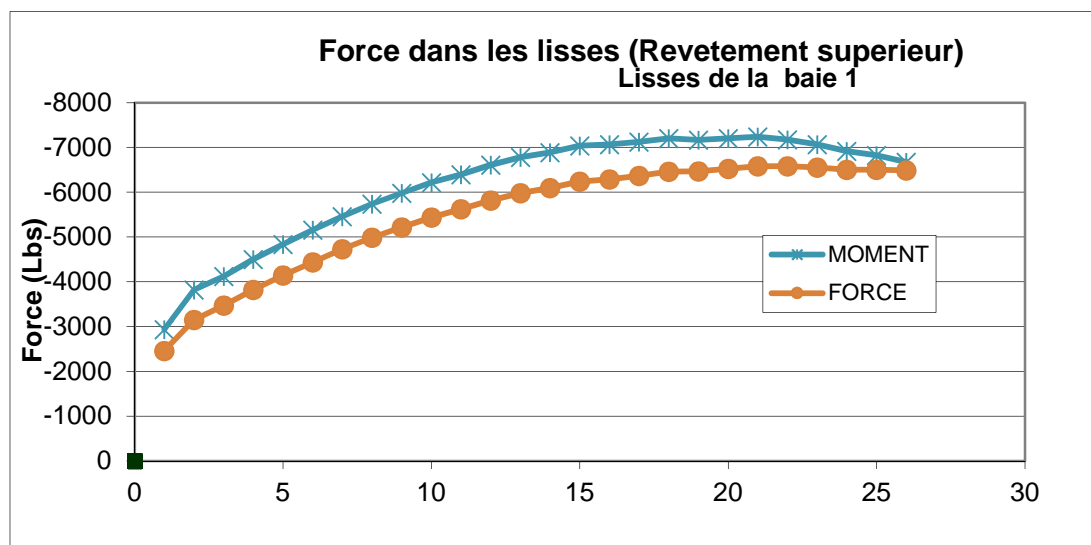
**Figure (C.23) :** Les valeurs de charges donnée par l'application d'un moment fléchissant



**Figure (C.24) :** variation des forces par les lisses de chaque baie et des forces moyennes dans les lisses par baies du revêtement supérieur pour le cas d'un moment appliqué en bout d'aile

**Remarque :**

On remarque que ce moment a engendré une remarquable augmentation de charge dans les lisses ainsi les charges moyenne par baies, surtout pour la baies 20



**Figure (C.25) :** superposition de la variation des forces par les lisses de la baie 1 du revêtement supérieur pour le cas du moment fléchissant et de la force de cisaillement

**Remarque :**

On remarque que la distribution de charges internes est affectée de plus par l'application d'un moment fléchissant que par un effort tranchant.