

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

UNIVERSITE SAAD DAHLAB BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE



044/010
541



**Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme
D'ingénieur d'état en Aéronautique Option :
Propulsion**

Thème :

*Dimensionnement préliminaire
D'un Stabilisateur Horizontal D'un jet privé
Pour une configuration en "T"*

Présenté par : BOUMEZBEUR NACER EDDINE.

Dirigé par : Mr .ALI TAHI.

Mr .ABDELKADER KHERRAT.

Promotion 2010

ملخص

يتضمن هذا المشروع تحديد الأبعاد الابتدائية للدفة الأفقية لذيل طائرة على شكل

حرف T. باستخدام برنامج PATRAN/NASTRAN

Résumé

Ce projet relate les différentes phases de dimensionnement préliminaire d'un stabilisateur horizontal d'un jet privé pour une configuration en T, aussi le perspective de ce projet est de nous sensibiliser sur la méthodologie de modéliser une structure semi-monocoque, discrétiser un cas, et exécuter et faire la simulations d'un cas d'impact d'oiseau au bout du stabilisateur horizontal, en utilisant le logiciel d'éléments finis Patran/Nastran.

Abstract

This project reports the various phases of preliminary dimensioning of a horizontal stabilizer of a private jet for a configuration in T, also perspective of this project is to sensitize us on methodology to model a semi-monocoque structure, to discredited a case, and make the simulation of a bird strike case at the end of the horizontal stabilizer, by using the software of finite elements Patran/Nastran.

REMERCIEMENTS

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

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

Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteurs Messieurs TAHI ALI et KHERRAT ABDELKADER et le centre culturelle algérien au Canada de nous avoir guidé à fin de réussir à réaliser notre PFE.

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

BOUMEZBEUR NACER-EDDINE

Table des matières

✚ Introduction	1
✚ LE PREMIER CHAPITRE : Méthodologie de Conception	
I-1-La conception préliminaire de la structure en aéronautique.....	3
I-2-Critère de conception.....	3
I-3-Matériaux utilisées.....	4
I-4-Propriétés de flambement.....	4
I-5-Processus de modélisation par éléments finis	5
I-6- Méthode de modélisation.....	6
✚ LE DEUXIEME CHAPITRE : Hypothèse géométrique.....	7
II -1- Description de la géométrie.....	8
II -2- Topologie de la géométrie.....	9
II-3- Géométrie d'agencement	10
✚ LE TROISIEME CHAPITRE : Présentation des outils	11
III-1- Présentation MSC PATRAN.....	12
III -2 –Interface PATRAN.....	13
III-3-Plusieurs algorithmes de maillage.....	14
III-4-Fonctionnement du couple PATRAN/NASTRAN.....	17
III-5-MSC-Nastran.....	18
III-6- Structure de Nastran.....	18
III-7-Structure de fichier de travail NASTRAN	20
III-8-Paramètres standards des commandes Nastran	20
III-9-Les éléments de NASTRAN pour l'analyse des structures.....	20
III-10- Les commandes importantes de MSC Nastran.....	21
✚ LE QUATRIEME CHAPITRE : Chargement.....	35
IV-1- Discrétisation des charges externes	36
IV -2- Discrétisation de charge pour FEM.....	37
- Fuselage	
- Aile et empennage	42
IV- 3. Discrétisation de charge pour l'essai structural au sol	42
IV- 4-Charge interne - index de chargement.....	45
IV 5-Application	48
a-Charge discrétisé	48
b-Chargement appliqué.....	51
c-Charge d'oiseau.....	51
✚ LE CINQUIEME CHAPITRE : Modélisation éléments finis.....	52
V-1- les requis à respecter.....	53

V-2- ETAPE1 : création du maillage	54
V-3- EATPE2 : création éléments CQUAD et CROD.....	56
V-4- Définition des propriétés matérielles.....	56
V-5- Equivalence des nœuds	58
V-6- Création des conditions aux limites par PATRAN.....	59
Procédure: Création des conditions aux limites	60
V-7-Étape 1 : Positionner le nœud Dépendant.....	60
V-8-Étape 2 : Création du RBE.....	62
V- 5-9.Attribution des propriétés dans le modèle éléments finis	63
VI. Résultat et analyse	71
VII. CONCLUSION.....	74
Références.....	75



INTRODUCTION :

Ce projet relate les différentes phases de dimensionnement préliminaire d'un stabilisateur horizontal d'un jet privé pour une configuration en T en utilisant l'outil PATRAN/NASTRAN.

A partir de requis du client et un cahier de charge qui contient les informations sur la géométrie de la voilure de cet empennage (profil et paramètres descriptifs) ainsi que le chargement extrême, nous avons pu dimensionner ce stabilisateur horizontal et estimer son poids qui rencontre les exigences du client qui stipuler un poids a non excédé de 400 lbs.

En plus de dimensionner cet empennage base sur les charges de flexion maximale, notre mandant est de faire la simulation d'un cas d'impact d'oiseau au bout du stabilisateur horizontal. Ce cas de chargement fait partie des requis de certification que le client voudrait avoir une première estimation sur le comportement de ce stabilisateur a cet impact.

La flexion maximale du stabilisateur était générée par nous, connaissant seulement l'information sur la charge totale que générera le stabilisateur qui est de 4000 lbs (charge de stabilité maximale vers le bas). Avec une distribution constante le long de l'envergure, on a pu générer la distribution du moment fléchissant.

La distribution de la torsion a été, quand à elle, généré par l'intégration de la distribution du cisaillement en supposant que le centre de pression se trouve à 25% de la corde et que l'axe élastique se trouve environ à 35 % de la corde donc le bras de levier est de 10% de la corde.

Le projet a été réalisé par l'utilisation du Logiciel d'éléments finis Patran/Nastran, qui est très utilisé dans le monde de l'aéronautique. Patran est l'interface du pré et post processing. Nastran est le solveur.

Ce projet nous a permet de passer à travers le processus de dimensionnement préliminaire et l'utilisation les outils et technique et surtout le logiciel Patran/Nastran afin d'accomplir et de répondre à un cahier de charge et rencontrer les exigences du client.



1 ère partie :

METHODOLOGIE DE CONCEPTION



1.1.La conception préliminaire en structure aéronautique :

La phase de la conception préliminaire exige de l'ingénieur la connaissance de ses requis ainsi que le matériel à utiliser. Une structure doit remplir ses fonctions en étant la plus légère possible. Le processus de la conception préliminaire est un processus itératif. Aussi dans cette phase qu'on utilise plusieurs concepts. Le choix final sera fait sur la configuration qui donnera un poids minimale.

Le but principal de ce projet est l'initiation aux différentes étapes de la conception préliminaire, sans pour autant faire les itérations nécessaires pour l'optimisation du poids. En plus ce projet évaluera seulement une configuration.

Les différentes étapes qui seront abordées sont :

- 1) La réception des charges externes,
- 2) Interprétation des requis de conception
 - a. Fonction de la structure
 - b. Positionnement des différentes composantes (Nervure, Longerons, nombre de lisses)
- 3) Génération du modèle d'éléments finis
- 4) Estimation des indices de charges.
- 5) Simulation du cas de charges de l'enveloppe et vérification que les requis sont rencontrés.

1.2Critère de conception:

A.Requis de conception :

a. Revêtement & Lisses:

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

b.Longeron

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

c.Nervure

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



Manufacturing :

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

1.3 Matériaux utilisées :

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

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

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

$F_{cy} = 43000$ psi Limite d'écoulement en compression (déformation plastique)

$F_{su} = 38000$ psi Limite de rupture en cisaillement.

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

1.4. Propriétés de flambement :

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

1) Flambement en cisaillement :

Panneau rectangulaire simplement supporte sur les quatre cotés avec de dimension 13 par 4 pouces.



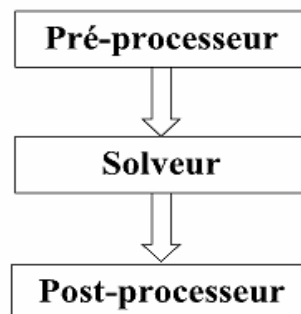
1.5 Processus de modélisation par éléments finis :

Les principaux processus de modélisation par éléments finis, en utilisant PATRAN /NASTRAN sont :

- ✚ Créer une nouvelle base de données PATRAN .
- ✚ Importer la géométrie utilisant FILE /IMPORT / PARASOLID .
- ✚ Sub-diviser la géométrie .
- ✚ Appliquer les charges et les conditions aux limites .
- ✚ Définir les propriétés matériau .
- ✚ Appliquer les propriétés matérielles aux éléments.
- ✚ Effectuer une analyse statique linéaire.
- ✚ Accès au résultat.

Etapes pratiques du calcul par EF

Organisation générale d'un code de calcul



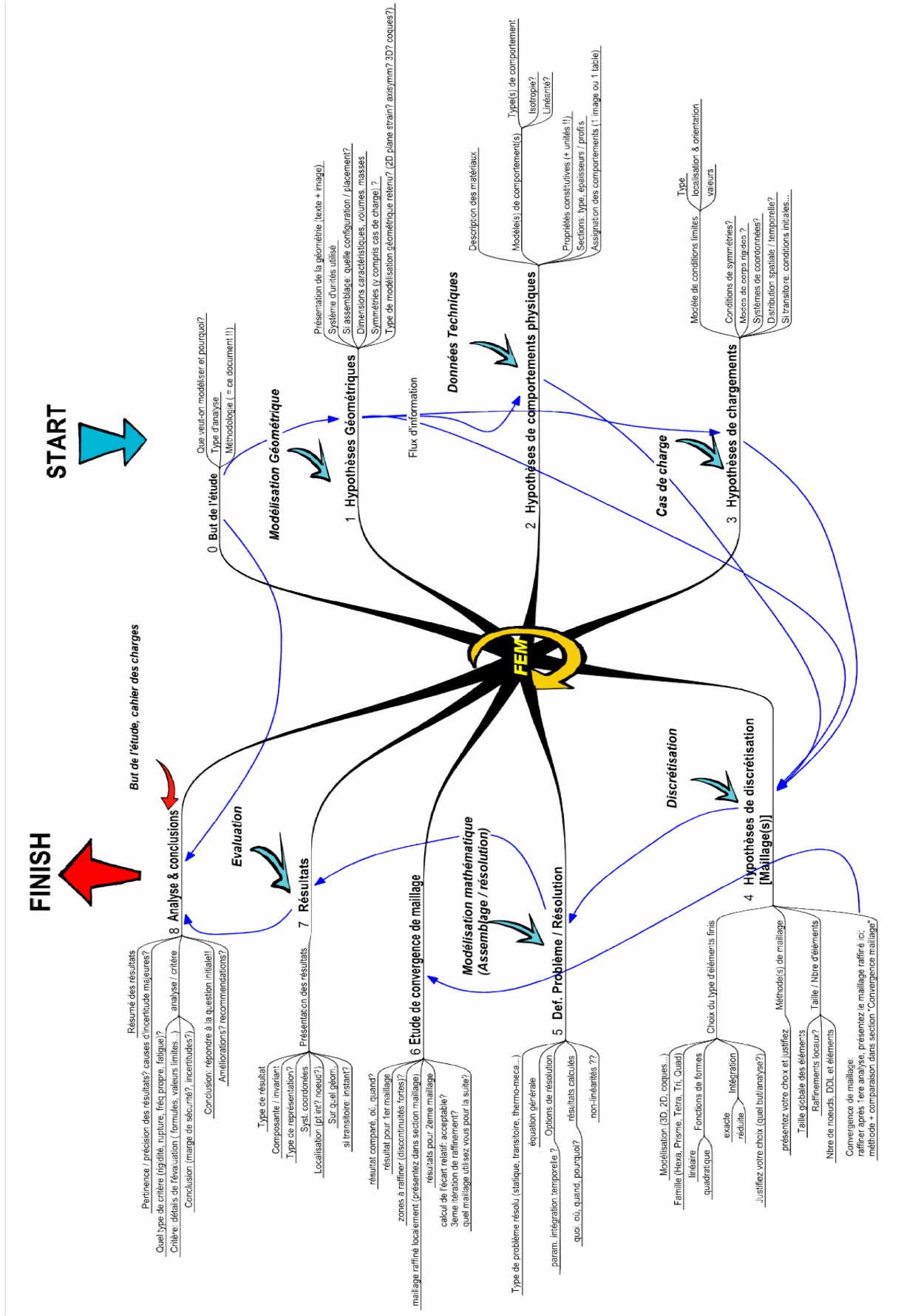


FIG.2.Méthodologie de modélisation

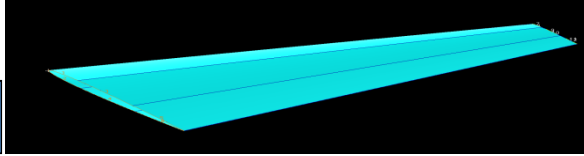
1 Methodologie de conception



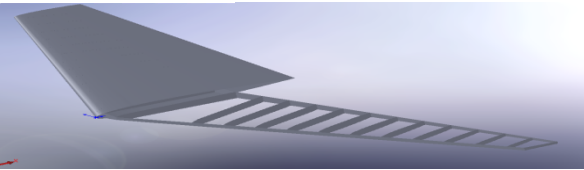
Rib	Axis Ref	Shear (lbs)	Bending (lbs in)	Torsion (lbs in)	Chord
0	0.00	4000	136000	35043	75.00
1	13.50	3603	110340	29976	70.83
2	23.50	3309	93061	26438	66.67
3	34.50	2985	75752	22781	62.50
4	44.50	2691	61561	19671	58.33
5	55.00	2382	48243	16631	54.17
6	66.00	2059	36029	13683	50.00
7	79.00	1676	23890	10476	45.83
8	93.00	1265	13596	7324	41.67
9	108.00	824	5765	4268	37.50
10	111.00	735	4596	3721	33.33
11	122.00	412	1441	1952	29.17
12	136.00	0	0	0	25.00

Cahier des charges d'étude

Informations sur la géométrie



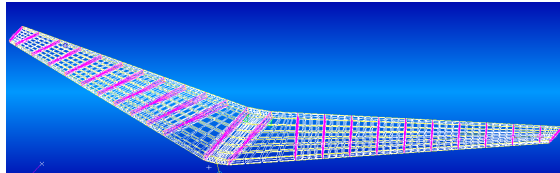
Construction de la géométrie (solidworks)



Importer à ~~msc~~ Patran



Modélisation FEM :



Modélisation des cas de charges



Calcul ~~msc~~ NASTRAN

Visualisation Des Résultats

~~msc~~ Patran

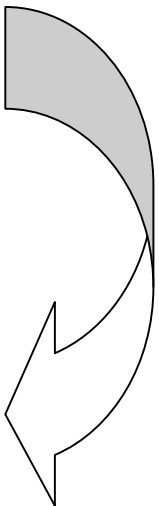
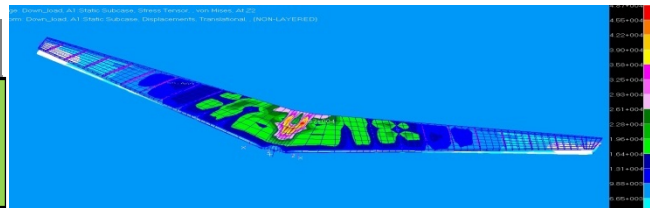
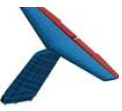


FIG.3. Phases de modélisation



2.1 Description de la géométrie :

il s'agit d'un stabilisateur horizontal d'une configuration en T a deux longerons ,d'un jet privé ayant les propriétés suivantes :

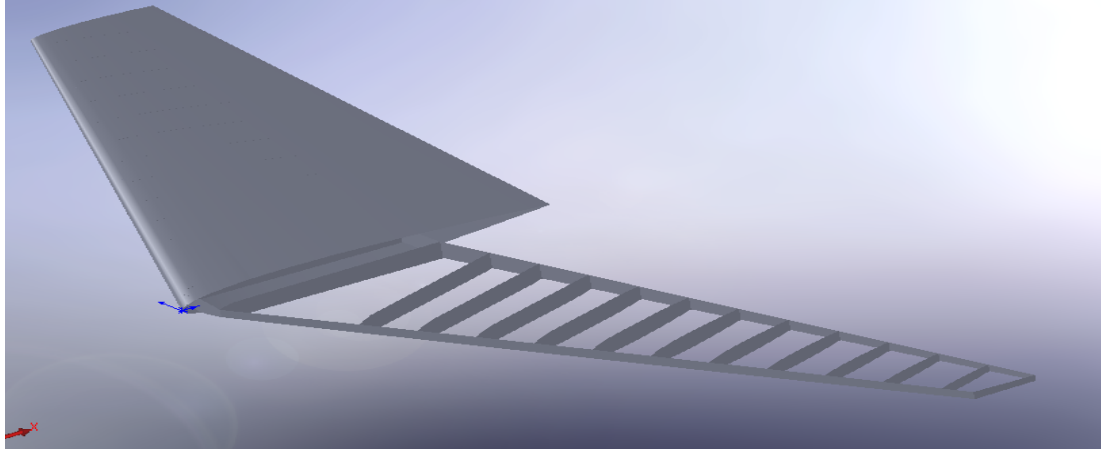
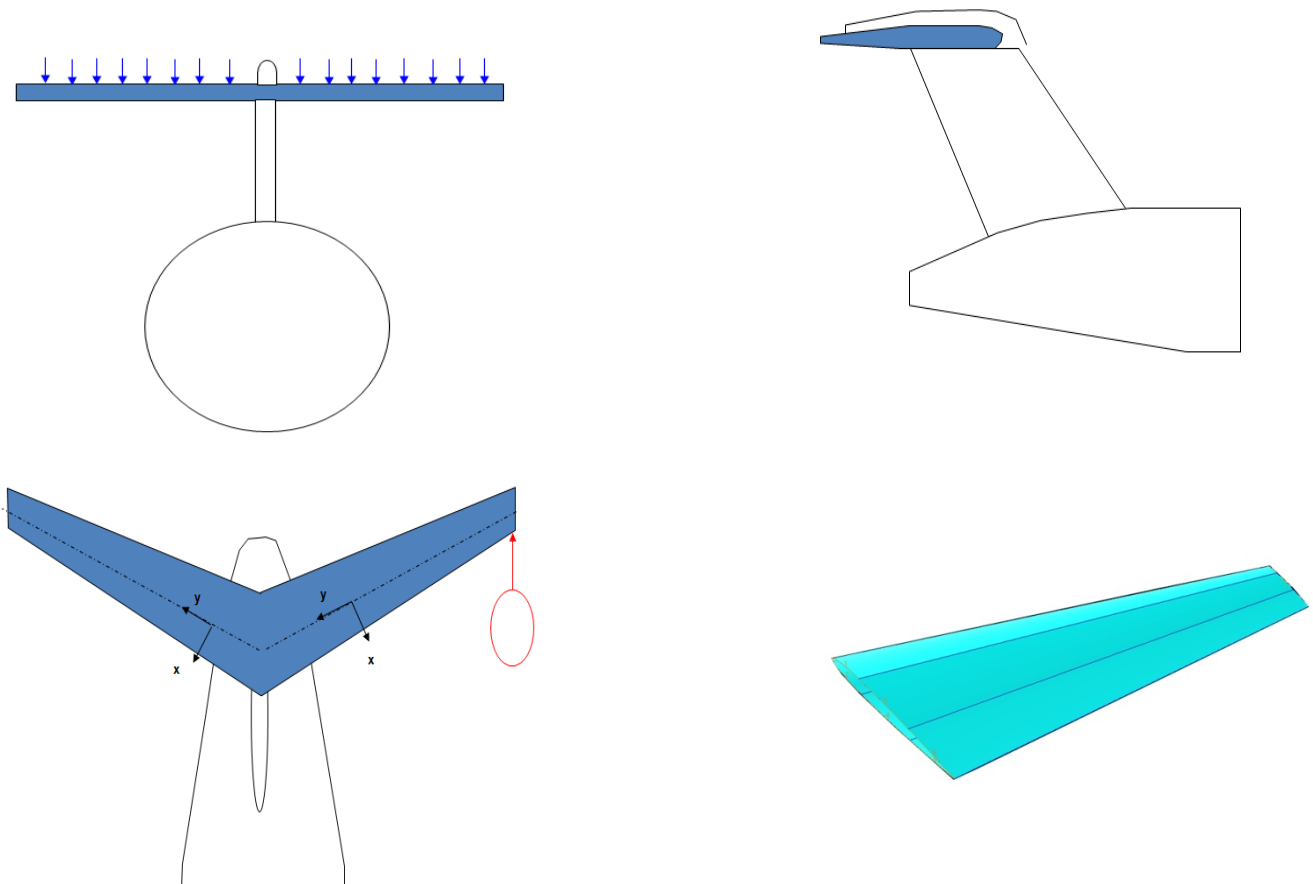
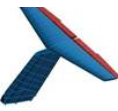
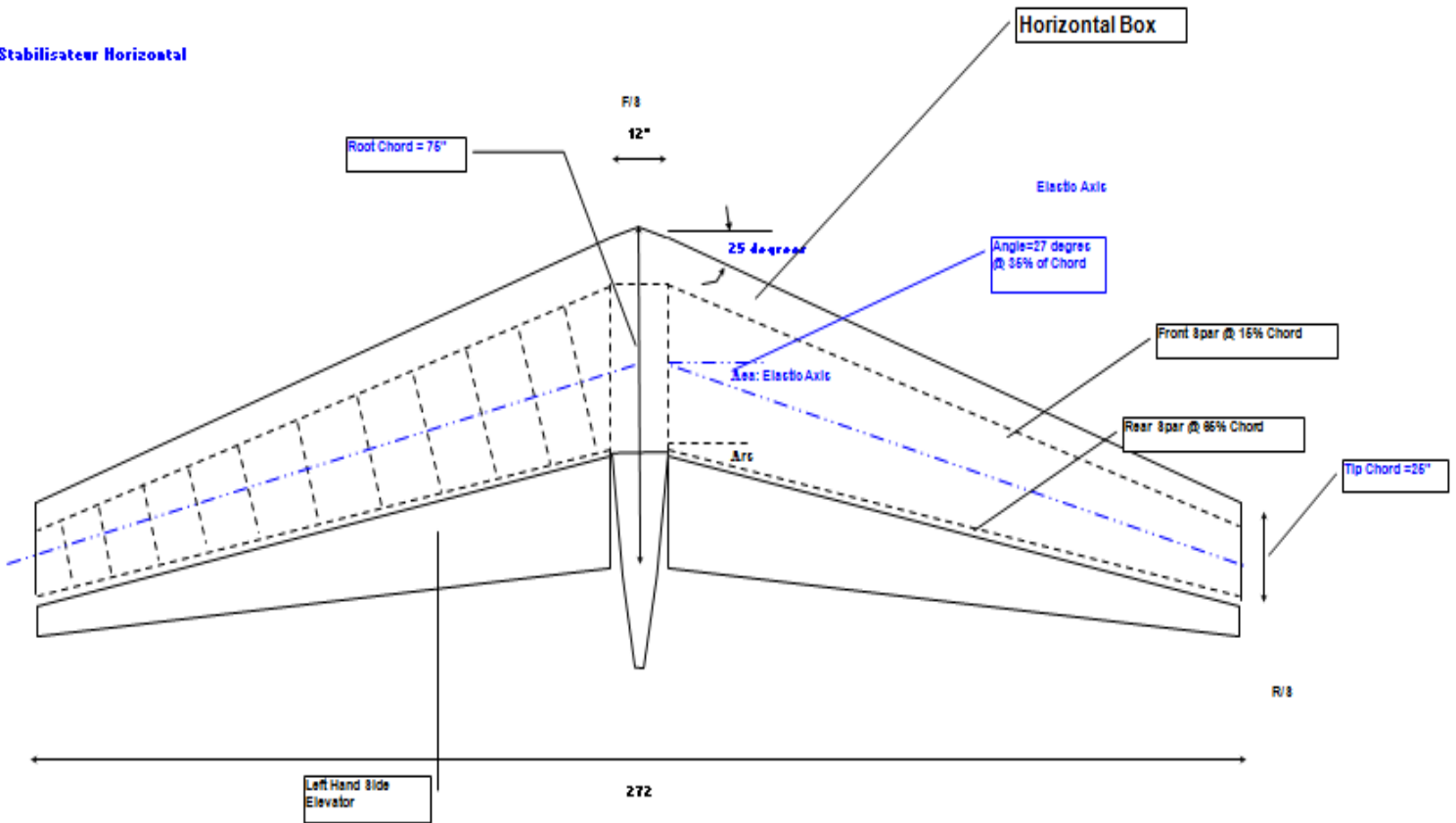


fig 2.1:stabilisateur Horizontal



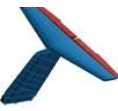


Stabilisateur Horizontal

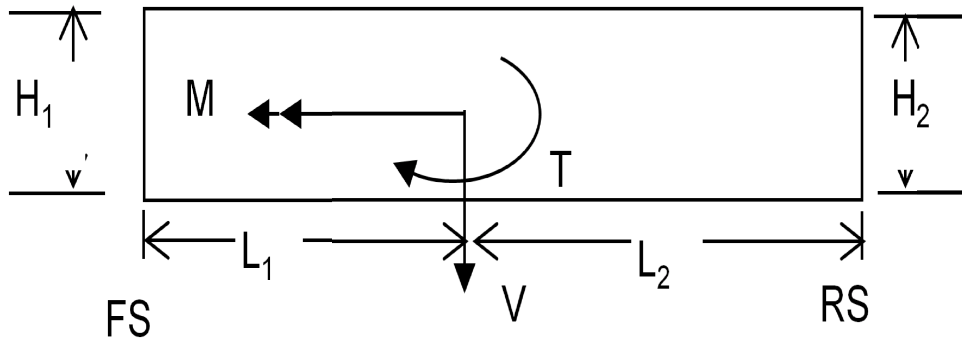


2.2. TOPOLOGIE DE LA GEOMETRIE :

Propriété	VALEUR	Unité
Profil	NACA 0009	-
Angle LE	25.00	deg
Angle 1/4C	0	deg
Longeron avant	15	%
Longeron arrière	65	%
Corde de racine	75	In
Corde du bout	25	In
Nbr de nervures	12	-
Semi envergure	136	In
Hauteur-nervure	11.33	In
Axe élastique	35	%
Angle de l'axe élastique	27	deg



2.3 Géométrie d'agencement :



	S0	B0	S1	B1	S2	B2	S3	B3	S4
H ₁ (in)	5,390	5,240	5,090	4,941	4,791	4,641	4,492	4,342	4,192
H ₂ (in)	4,603	4,475	4,347	4,220	4,092	3,964	3,836	3,708	3,580
L ₁ (in)	15,00	14,58	14,167	13,750	13,333	12,917	12,500	12,083	11,667
L ₂ (in)	22,50	21,88	21,250	20,625	20,000	19,375	18,750	18,125	17,500

B4	S5	B5	S6	B6	S7	B7	S8	B8	S9
4,042	3,893	3,743	3,593	3,444	3,294	3,144	2,994	2,845	2,695
3,452	3,325	3,197	3,069	2,941	2,813	2,685	2,557	2,429	2,302
11,250	10,833	10,417	10,000	9,583	9,167	8,750	8,333	7,917	7,500
16,875	16,250	15,625	15,000	14,375	13,750	13,125	12,500	11,875	11,250

B9	S10	B10	S11	B11	S12
2,545	2,396	2,246	2,096	1,946	1,797
2,174	2,046	1,918	1,790	1,662	1,534
7,083	6,667	6,250	5,833	5,417	5,000
10,625	10,000	9,375	8,750	8,125	7,500

note: les valeurs des baies sont des moyennes entre les stations.



2^éme partie

HYPOTHESE GEOMETRIQUE





3 éme PARTIE

PRESENTATION DES OUTILS





3.1Présentation 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 constitue une excellente solution de modélisation par éléments finis et de visualisation et de traitement des résultats pour les entreprises désireuses d'utiliser l'analyse par éléments finis, dans le but de réduire la durée et le coût des processus de développement de produits grâce à un recours accru à la simulation. En donnant accès aux ingénieurs à la solution leader d'analyse de MSC.software, Patran aide les entreprises à réduire les coûts et les contraintes liées à la maintenance de plusieurs outils de pré- et post-traitement dans différents services de l'entreprise, ainsi qu'à mettre sur le marché plus rapidement des produits de meilleure qualité. Grâce à l'intégration transparente de la géométrie CAO, de fonctionnalités de pré- et post-traitement et de la capacité à effectuer des simulations perfectionnées sur des pièces, des structures et des assemblages virtuels, Patran joue un rôle clé dans le processus de conception de nombreuses entreprises pour accélérer la commercialisation et accroître la qualité de leurs produits.

Patran permet aux ingénieurs d'importer directement des géométries depuis 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.

Par ailleurs, l'interface graphique intuitive de Patran est conçue pour être totalement personnalisable en fonction des processus d'ingénierie spécifiques à l'entreprise. 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. Accès direct aux géométries de CAO Patran permet l'accès direct aux géométries des principaux systèmes de CAO pour la création de modèles par éléments finis. Grâce à cet accès direct, le format d'origine des géométries reste intact et celles-ci sont importées dans la base de données Patran sans la moindre géométrie sont également pris en charge. Une option permet l'import direct au format Parasolid de nombreux systèmes de CAO et formats d'échange. Tous types d'éléments finis, charges, conditions limites et propriétés de matériaux peuvent être associés à la géométrie. Création et modification de géométries Outre les fonctionnalités d'accès direct aux composants de CAO pour l'élaboration de géométries de modèles par éléments finis, Patran contient un ensemble élaboré d'outils de création de géométrie. Patran possède également une fonction sophistiquée de reconnaissance de formes fonctionnelles, permettant aux utilisateurs de supprimer ou de modifier alésages, raccordation de géométrie. Patran possède également une fonction sophistiquée de reconnaissance de formes



fonctionnelles, permettant aux utilisateurs de supprimer ou de modifier alésages, raccords et chanfreins. Pour les géométries solides en 3D, les maillages et charges existants sont automatiquement réappliqués au modèle après qu'un changement a été apporté à la géométrie.

3.2 Interface MSC/PATRAN:

1 - Select Analysis Code

2 - Import Geometry

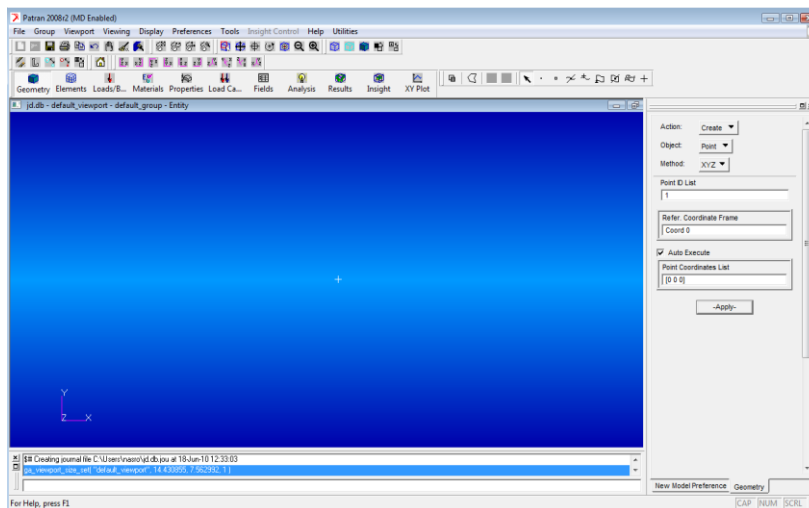


2 - or Build Geometry

4 - Perform the Analysis

3 - Create Analysis Model

5 - Evaluate and Publish Analysis Results





Geometry : ce menu exprime des formes géométrique d'un modèle avec les points, les courbes(lignes),les surfaces(aire), et les solides(volume),il ya beaucoup de fonctions pour crée ces entités effectivement.

Finite Element : Ce menu donne des instructions utiles pour créer les éléments et les nœuds (grille) pour le modèle d'analyse par éléments finis. Ceci divise la forme géométrique du menu de la géométrie en nœuds et éléments ou crée directement ces entités.

Loads / BCs : Ce menu définit des conditions de charge au limites et utilisées dans diverses analyses.

(Déplacement, force,)

Materials : Ce menu a les propriétés matérielles à appliquer à un modèle.

Properties : Ce menu a un rôle d'appliquer les propriétés matérielles définies précédemment à un modèle et impose le caractère géométrique à l'élément utilisé.

Load Cases : Ce menu peut être employé quand l'analyste veut obtenir des solutions séparément selon de diverses conditions de charge au limites utilisant un modèle.

Fields : Ce menu est employé pour représenter des changements des charges d'un espace, les charges à l'intérieur d'un domaine ; de temps et la fréquence, et la non-linéarité matérielle.

Analysis : Ce menu a un rôle de produire du dossier d'entrée d'un modèle pour calculer et importer les résultats pour le post-processing.

Results : Ce menu est employé pour le post-processing des dossiers de sortie de MSC/NASTRAN. Ceci montre graphiquement les résultats, qui sont des déplacements, vitesse, accélération, des forces, des efforts, et température, selon les types d'analyse. Voici deux manières d'exprimer les résultats ; montrant les résultats sur la structure même et traçage du graphe DE X/Y suivant le temps, la fréquence .

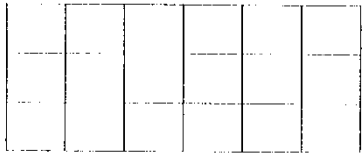
Insight : Ce menu donne une autre manière pour le post-processing qui est une animation et plusieurs affichage d'excursion .

Deux manières pour le maillage :

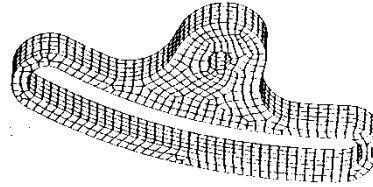
- Sélection des nœuds avec la souris selon la topologie d'un élément.
- Maillage automatique d'un secteur spécifique (courbe, surface, solide).

3.3Plusieurs algorithmes de maillage de MSC/PATRAN :

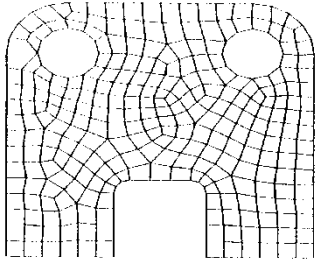
- Isomesher (mailleur tracé).
- Paver.
- Tet Mesher .
- 2 & 1/2 D mesh.



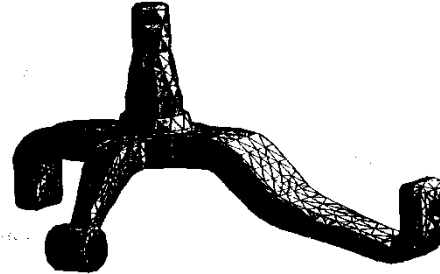
IsoMesh



2-1/2 D Mesh



Paved Mesh



Tetrahedral Mesh

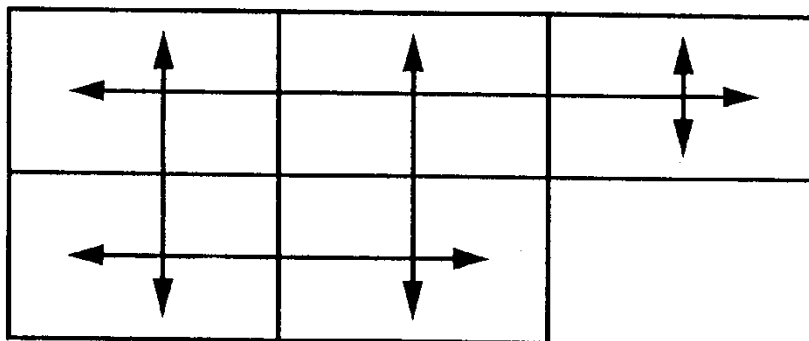
Iso (Mesher) :

Cette fonction est disponible sur les surfaces simples.

(La surface simple signifie la surface qui a trois ou quatre bords et verte de couleur par défaut).

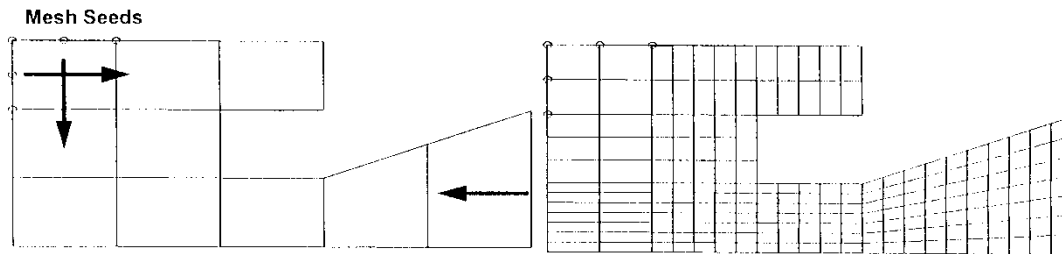
Chemins de maille :

En maillant des surfaces ou des solides, Isomesh divise les surfaces ou les faces en même nombre d'éléments au revêtement de bord.



Priorité décidant le nombre d'éléments par bord :

- 1) Mesh Seeds.
- 2) Le nombre d'éléments des régions précédemment maillées quand le bord de frontière d'une surface qui coïncide avec une surface contiguë.
- 3) Longueur globale de bord



Longest Geometry edge length

Not the case of 1) and 2) : Number of Elements =

Global edge length

Paver Mesher :

- * Cette fonction est disponible sur toutes les surfaces.
- * PAVER démarre a mailler à la frontière externe d'une surface et des extrémités à l'intérieur.
- * Le nombre d'éléments sur une frontière extérieure est décidé avec les mesh seeds.
- * Identifiant des points d'appui et des courbes, PAVER commence a mailler.

Priorité décidant le nombre d'éléments par extrémité :

- 1) Mesh Seeds
- 2) Le nombre d'éléments des régions précédemment maillées quand le bord de frontière d'une surface coïncide avec celui d'une surface contiguë.
- 3) Division de la frontière en chiffre pair des éléments
- 4) Longueur globale d'extrémité.

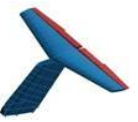
Comparaison Iso mesh avec Paver :

(Mesh surfaces)

Iso Mesh	Paver
Niveau important d'Utilisateur- Commande Choix des algorithmes La surface doit être de 3 ou 4 côtés	Utilisateur-Commande limitée Pac man Algorithme Toute surface

Les deux méthodes ci-dessus peuvent être employées ensemble.

En employant les deux méthodes ci-dessus ensemble, la frontière entre les surface devrait être coïncidée. S'il y a plusieurs conforme-surfaces, chaque surface devrait partager sa frontière (surface et courbe).



2-1/2 Mesher :

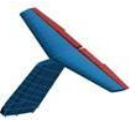
- * Le champ est employé pour créer les éléments évolués des éléments d'ordre inférieur.
{1 dimension (beam element) 2 dimension (shell element) 3 dimension (solid element)}
- * Le champ (expulsent, glissent, etc.) est utile en faisant face aux formes complexes.
- * En cas d'appliquer des propriétés et LBC (charge et conditions au limites) à une géométrie, parce que les éléments maillés par le mesher de 2 1/2 D ne sont pas subalternes à la géométrie, des propriétés et le LBC devraient être appliquées encore à eux après le maillage.

3.3 Fonctionnement du couple PATRAN:NASTRAN :

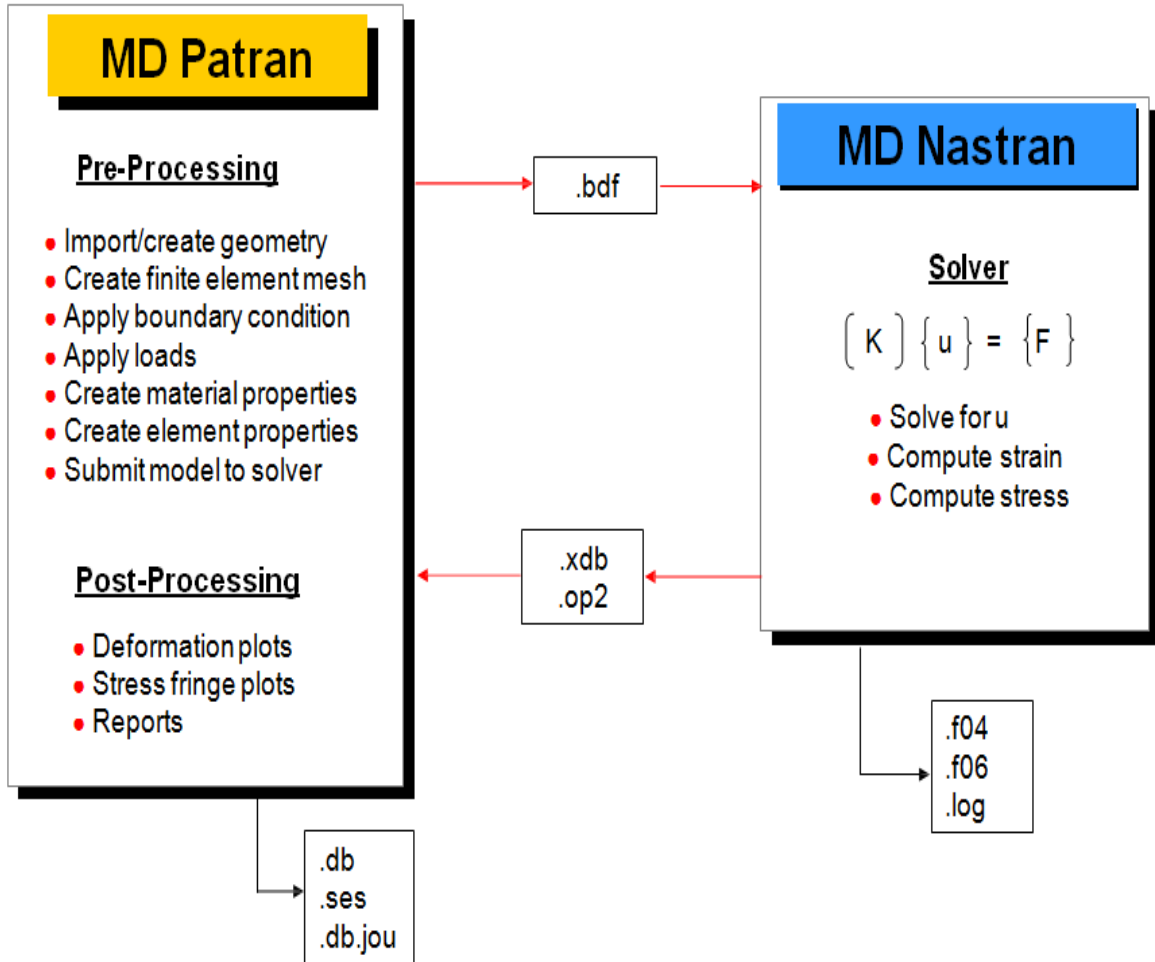
PATRAN

- Utilisation pré-traitement
 - importation / création de géométrie
 - maillage et modélisation, création de liaisons
 - propriétés de matériaux, conditions aux limites
- **NASTRAN**
 - Fichier ASCII
 - Fichier binaire
- **PATRAN**
 - Utilisation post-traitement
- Visualisation des résultats (déformées, contraintes, efforts dans les liaisons, ...)
- Création de vidéos et de rapports





Couple PATRAN/NASTRAN :





MSC-NASTRAN

HISTORIQUE

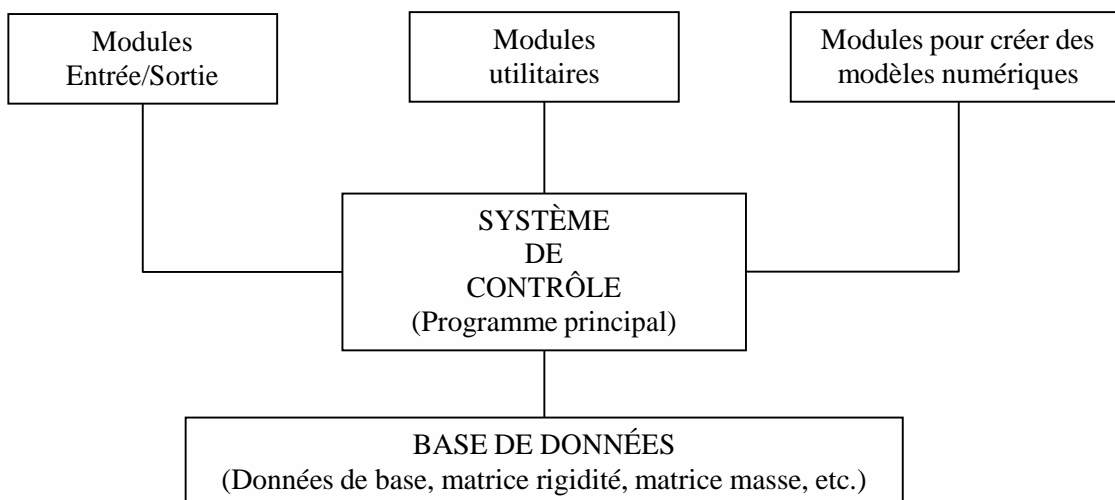
NASTRAN (NAsa STRuctural ANalysis) est un logiciel conçu et développé par la NASA dans les années 1960, pour satisfaire au besoin d'un logiciel d'éléments finis universellement disponible. À l'origine le logiciel devait être indépendant du type d'ordinateur pour en faciliter sa diffusion. Cet objectif 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, entre autre pour les systèmes IBM et CDC.

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.

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.





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..

Modules utilitaires

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

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..

Système 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, pré-programmés 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.

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.

Pré-processeurs 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.



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
ENDDATA } Matériaux, noeuds, éléments, contraintes, charges, etc.
    
```

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 noeud)
 C Degree of freedom (no. de degré de liberté)

Degré de liberté	T _x	T _y	T _z	R _x	R _y	R _z
Numéro	1	2	3	4	5	6

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 noeuds], CHEXA [20 noeuds])	
<u>C</u>	Connection card	(Commande pour connecter un élément)
<u>P</u>	Property card	(Commande donnant les propriétés d'un élément)



LES COMMANDES IMPORTANTES DE MSC-NASTRAN¹

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, T _x , T _y , T _z , R _x , R _y et R _z , seront orientés dans la direction des axes de ce système de coordonnées (Coordinate Displacements)
X ₁ , X ₂ , X ₃	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 (Material ID)
E G	module de Young
NU	module de rigidité en cisaillement
RHO	coefficient de Poisson
A	Densité massique, utilisé par la commande GRAV
TREF	coefficient de dilatation thermique
GE	température de référence pour les calculs des charges thermiques
ST, SC, SS	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. Used only for PA-RAM,CURV processing", pas utilisé dans ce cours

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

¹ Dans la liste qui suit, l'ordre des commandes est celui dans lequel elles serviront durant les exercices du TP no. 1.



Propriétés utilisées pour le calcul des rigidités des éléments

Element Entry	E	NU	G
CROD CBEAM CBAR	Extension and Bending	Not Used	Torsion Transverse Shear
CQUAD4, CQUAD8 CTRIA3, CTRIA6	Membrane and Bending		Transverse Shear
CSHEAR	Not Used		Shear
CHEXA CPENTA CTETRA	All Terms		Not Used

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 d'axes local. 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**, **I_{zz}**, **I_{yy}**, **J**, **NSM**
 , **C_y**, **C_z**, **D_y**, **D_z**, **E_y**, **E_z**, **F_y**, **F_z**
 , **K_y**, **K_z**, **I_{yz}**

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.

I_{zz} moment d'aire (second moment) de la section de la poutre par rapport à son axe local z.

I_{yy} 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 d'isolant thermique.

C_y, C_z, etc. coordonnées locales de quatre points de la section de la poutre pour le calcul de la contrainte σ_x .

K rapport de l'aire effective en cisaillement pour un effort tranchant dans la direction de l'axe local y, sur l'aire totale de la section de la poutre.

K_z rapport de l'aire effective en cisaillement pour un effort tranchant dans la direction de l'axe local z, sur l'aire totale de la section de la poutre.

I_{yz} 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 noeuds 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 coté positif de l'axe **y**. Les trois composantes de ce vecteur **V** sont définies par rapport aux coordonnées de déplacement du noeud **GA**. Autrement dit, le vecteur **V** prend son origine au noeud **GA**.

CBAR, EID, PID, GA, GB, V₁ ou G0, V₂, V₃
, PA, PB, Z_{1A}, Z_{2A}, Z_{3A}, Z_{1B}, Z_{2B}, Z_{3B}

EID	no. d'identification de l'élément de poutre (Element ID).
PID	no. d'identification de la section de la poutre (carte PBAR).
GA	noeud sur lequel est connecté l'extrémité A de la poutre.
GB	noeud sur lequel est connecté l'extrémité B de la poutre.
V _i	composantes du 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 coté positif de l'axe local y . Ce vecteur est défini par rapport aux coordonnées de déplacement du noeud GA . Comme alternative, nous pouvons aussi donner, dans le champ V₁ , le no. d'un noeud qui serait situé dans le plan local xy , du coté positif de l'axe y . Connaissant les coordonnées de ce noeud et de GA , NASTRAN calculera lui-même le vecteur d'orientation V .
PA	codes des <u>degrés de liberté libres</u> 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 noeud 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.
Z _{iA}	composantes du 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 ² 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 <u>lien totalement rigide</u> entre le noeud et l'extrémité de la membrure.
Z _{iB}	composantes du vecteur d'excentricité à l'extrémité B de la poutre.

² Les composantes sont mesurées à partir du noeud GA. Le sens positif est le même que celui des axes du système de coordonnées CP (voir GRID).



MPC (Fonction de contrainte)

La commande MPC nous permet d'introduire des fonctions de contrainte entre les degrés de liberté d'un modèle. L'équation représentant une fonction de contrainte doit avoir la forme suivante :

$$DL_m * A_m + \sum_{i=1}^k DL_i * A_i = 0$$

DL_m ... degré de liberté esclave (dépendant des autres degrés de liberté).

A_m ... coefficient du degré de liberté esclave.

DL_i ... degrés de libertés indépendants de la fonction de contrainte.

A_i coefficients des degrés de liberté indépendants.

Chaque fois que nous écrivons une fonction de contrainte, le déplacement du degré de liberté esclave est entièrement déterminé par les déplacements des degrés de liberté indépendants. Le D.L. esclave n'est donc plus une inconnue et sera éliminé des équations à résoudre. Pour chaque fonction de contrainte nous devons écrire une carte MPC qui aura la forme suivante :

**MPC, SID, G_m, C_m, A_m, G₁, C₁, A₁,
, , G₂, C₂, A₂, etc.**

SID no. d'identification (Set ID)

G_m no. du noeud ayant le degré de liberté esclave.

C_m code du degré de liberté esclave.

A_m coefficient multipliant le degré de liberté esclave.

G_i numéro de noeuds des degrés de liberté indépendants.

C_i codes des degrés de liberté indépendants (un seul DL par champ).

A_i coefficients multiplicateurs des degrés de liberté indépendants.

Dans la partie "case control deck", nous devons aussi indiquer à NASTRAN les cartes MPC à utiliser pour une analyse. Cette information est donnée en utilisant la directive suivante.

MPC = SID

Note: Un degré de liberté ne peut être déclaré esclave que dans une seule commande MPC ou RBE2. De plus, une D.L. esclave ne peut pas être fixé à "zéro" avec une commande SPC1 ou encore avec le paramètre PSPC de la commande GRID.



SPC1 (Degrés de liberté fixés à zéro)

Énumère les DL dont le déplacement est fixé zéro.

SPC1, SID, C, G1, G2, G3, G4, G5
, G6, , G7, G8, etc.

SID no. d'identification de l'ensemble (Set ID)
 C codes des degrés de liberté fixes (série de chiffres sans espace)
 Gi no. de nœud

Format alternatif: **SPC1, SID, C, G1, "THRU", G2**

Pour définir tous les D.L fixes, on peut utiliser plusieurs cartes SPC1 avec le même SID. Pour être prises en considération dans le modèle, les cartes SPC1 sont activées par la commande **SPC=SID** placée dans la partie "case control deck" du fichier de données. Un D.L fixé à zéro n'est plus une inconnue et il sera éliminé des équations à résoudre lors de la solution.

GRAV (Charges dues à l'accélération)

GRAV définit un vecteur d'accélération qui agit sur la masse structurale (RHO) et la masse non-structurale (NSM). Il s'agit de charges "statiques" uniquement (pas de charges dynamiques):

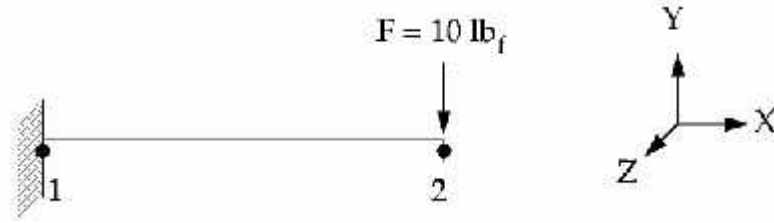
$$a = A N \quad \text{et} \quad f = M a$$

GRAV, SID, CID, A, N1, N2, N3, MB

SID no. d'identification
 CID no. d'identification du système de coordonnées
 A module de l'accélération
 Ni composantes du vecteur d'accélération dans le système de coordonnées CID
 MB utilisé seulement avec les superéléments



FORCE, MOMENT (Force et moment sur un noeud)



FORCE, SID, G, CID, F, N1, N2, N3
 MOMENT, SID, G, CID, M, N1, N2, N3

- SID no. d'identification des charges (Set ID)
- SID no. du noeud.
- G no. d'identification du système de coordonnées
- CID module de la force ou du moment $f = F N$
- F ou M
- N_i composantes du vecteur d'orientation de la force ou du moment dans le système de coordonnées CID.

LOAD (Combinaison de charges)

La commande LOAD définit la charge statique totale appliquée au modèle comme une combinaison linéaire de charges décrites par les cartes FORCE, MOMENT et GRAV

LOAD, SID, S, S1, L1, S2, L2, S3, L3
 , S4, L4, etc.

- SID no. d'identification de l'ensemble de charges (Set ID)
- S coefficient de pondération global
- S_i coefficient de pondération de la charge L_i
- L_i no. d'identification de la charge (SID des commandes FORCE, MOMENT ou GRAV)

$$LOAD = S \sum_i S_i \cdot \{L_i\}$$

Note: Pour être prises en considération dans le calcul, les commandes de chargement (LOAD, FORCE, MOMENT et GRAV) sont activées dans la section "case control deck" par la commande **LOAD = SID**



SUBCASE, SUBCOM, SUBSEQ³ (combinaison de plusieurs cas de chargements statiques)

Ces commandes sont placées dans la partie "case control deck" du fichier de données

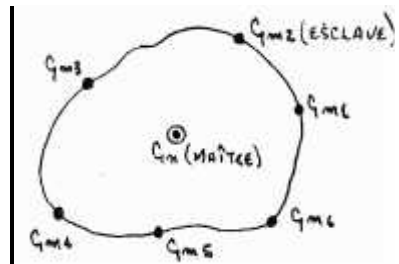
- SUBCASE** indique le début d'un nouveau cas de chargement dont on veut calculer la solution (La solution de chaque SUBCASE est conservée en mémoire par le programme)
- SUBCOM** indique le début d'une section où l'on combine les solutions de SUBCASE précédents
- SUBSEQ** commande (équation) qui combine les solutions des SUBCASE.

Par exemple: SUBSEQ = 1.0, 1.0, 0.0 est équivalent à:

Solution finale = 1.0*(SUBCASE 1) + 1.0*(SUBCASE 2) + 0.0*(SUBCASE 3)

RBE2 (Rigid Body Element 2, élément rigide)

L'élément RBE2 est un élément rigide qui a tous ses mouvements (trois translations et trois rotations) entièrement définis par les degrés de liberté d'un seul noeud, le noeud maître. Les autres noeuds de l'élément RBE2 sont des esclaves pour lesquels nous pouvons spécifier un ou plusieurs degrés de liberté qui seront entièrement dépendants de ceux du noeud maître. Cet élément est généré automatiquement par NASTRAN en imposant des fonctions de contrainte entre les degrés de liberté du modèle (ensemble de cartes MPC).



RBE2, EID, Gn, Cm, Gm1, Gm2, Gm3, Gm4, Gm5,
, Gm6, Gm7, etc...

- EID** no. d'identification de l'élément rigide RBE2 (Element ID).
- Gn** no. du noeud maître (ayant les degrés de liberté indépendants).
- Cm** codes des degrés de liberté dépendants aux noeuds esclaves (série de chiffres sans espace)
- Gmi** liste des noeuds esclaves.

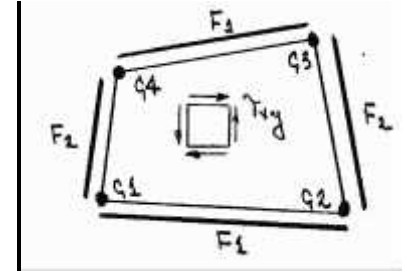
Les degrés de liberté dépendants (noeuds esclaves) sont entièrement déterminés par les degrés de liberté (indépendants) du noeud maître. Lors du calcul de la solution, les degrés de liberté dépendant sont donc inutiles puisque déjà connus et seront temporairement éliminés du système matriciel du modèle d'éléments finis à résoudre.

³ Pour un exemple complet de l'utilisation de ces commandes, se référer au TP 1G



PSHEAR, CSHEAR (panneau de cisaillement)

Le panneau de cisaillement est très utilisé dans l'analyse des structures composées de tôles et de raidisseurs (semi-monocoque). Il offre une rigidité aux efforts de cisaillement et permet d'ajuster la rigidité aux efforts d'extension à l'aide des facteurs F_1 et F_2 .



Définition des propriétés

PSHEAR, PID, MID, T, NSM, F1, F2

Définition des éléments

CSHEAR, EID, PID, G1, G2, G3, G4

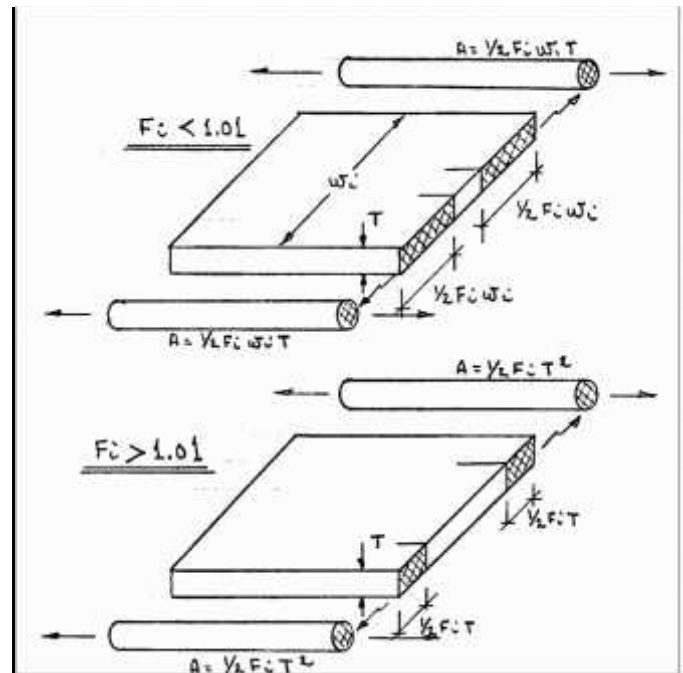
- PID no. d'identification des propriétés du panneau de cisaillement
- MID no. d'identification du matériau du panneau de cisaillement (carte MAT1)
- T épaisseur du panneau
- NSM masse non structurale du panneau
- F_1 Facteur d'efficacité à l'extension le long des arêtes G_1 - G_2 et G_4 - G_3 du panneau (génère des raidisseurs identiques sur les deux arêtes)
- F_2 Facteur d'efficacité à l'extension le long des arêtes G_1 - G_4 et G_2 - G_3 du panneau (génère des raidisseurs identiques sur les deux arêtes)
- EID no. d'identification du panneau de cisaillement
- G_i no. des noeuds de l'élément (en faisant le tour dans le sens horaire ou anti-horaire).

Facteurs d'efficacité

Les facteurs d'efficacité à l'extension permettent à Nastran de générer automatiquement des raidisseurs (élément linéaire CROD) sur le périmètre de l'élément. Le rôle de ces raidisseurs est de modéliser la rigidité à l'extension et dans certain cas, de stabiliser l'élément. Selon la valeur des paramètres F_1 et F_2 , l'aire des raidisseurs est déterminée de la façon suivante :

$$F_i \leq 1.01 \quad A_{\text{raidisseur}} = \frac{1}{2} F_i w_i T$$

$$F_i > 1.01 \quad A_{\text{raidisseur}} = \frac{1}{2} F_i T^2$$





PSHELL (propriétés d'une plaque)

L'élément de plaque **PSHELL** est parmi les éléments les plus utilisés dans la modélisation par éléments finis en mécanique du solide. Selon la valeur des paramètres MID1, MID2 et MID3, cet élément offre une rigidité aux efforts de membrane et/ou aux efforts de flexion en considérant ou non l'effet du cisaillement transversal (Voir figure 1).

**PSHELL, PID, MID1, T, MID2, R_I, MID3, R_S, NSM,
, Z₁, Z₂, MID4**

PID	no. d'identification des propriétés de la plaque (Property ID).
MID1	no. d'identification du matériau résistant aux efforts de membrane.
T	épaisseur du matériau de la plaque résistant aux efforts de membrane.
MID2	no. d'identification du matériau résistant aux efforts de flexion.
R _I	rapport du moment d'inertie de la plaque sur $T^3/12$ (par défaut 1.0).
MID3	no. d'identification du matériau résistant au cisaillement transversal.
R _S	rapport de l'épaisseur effective en cisaillement sur T (par défaut 5/6).
NSM	masse non structurale par unité de surface.
Z ₁ , Z ₂	coordonnée Z des fibres extrêmes de la plaque pour le calcul des contraintes (par défaut $-T/2$ et $+T/2$).
MID4	no. d'identification du matériau pour le couplage membrane/flexion (pas utilisé dans le cadre du cours).

Particularités:

Considérons que l'élément de plaque est dans le plan X-Y du système global de coordonnées

1. **MID1** - Si ce paramètre est défini, la plaque offre une résistance aux efforts de membrane et les deux translations T_X et T_Y dans le plan de la plaque sont activées. Si le champ est libre, la plaque n'offre aucune résistance aux efforts de membrane et les deux translations T_X et T_Y ne sont pas activées par la plaque⁴.
2. **T** représente l'épaisseur totale des éléments de la plaque supportant les efforts de membrane et/ou les moments de flexion. Ce paramètre est obligatoire.
3. **MID2** - Si ce paramètre est défini, la plaque offre une résistance aux moments de flexion et les degrés de liberté T_Z , R_X et R_Y sont activés. Si le champ est libre, la plaque n'offre aucune résistance aux moments de flexion et les degrés de liberté T_Z , R_X et R_Y ne sont pas activés par la plaque⁵.
4. **MID3** - Si le paramètre est défini, l'effet des efforts tranchants perpendiculaires à la plaque est considéré et la rigidité en flexion de l'élément est basée sur la théorie de **Mindlin**. Si le champ est libre, l'effet des efforts tranchants est négligé et la rigidité en flexion de la plaque est basée sur la théorie de **Kirchhoff**.
5. Dans une **plaque mince**, lorsque l'effet du cisaillement transversal est négligeable, la

⁴ Dans ce cas, les D.L. T_X et T_Y des nœuds de la plaque doivent être activés par un autre élément ou être des esclaves (MPC, RBE2), ou bien encore être fixés à zéro (SPC1, PSPC de GRID). En aucun cas ils ne peuvent rester libres.

⁵ Voir note précédente



théorie de Kirchhoff (MID3 = champ libre) donne des résultats très satisfaisants. Dans une **plaque épaisse** ou dans une plaque sandwich, l'effet du cisaillement transversal est souvent très important et la théorie de Mindlin, qui le considère, donne de meilleurs résultats. Si le champ du paramètre MID2 est libre, celui du paramètre MID3 doit nécessairement l'être aussi, la plaque n'offrant alors aucune résistance à la flexion.

6. **MID4** est défini uniquement lorsque le plan neutre de la plaque (contenant les noeuds de l'élément) n'est pas choisi au centroïde de l'épaisseur de la plaque. Les efforts de membrane sont alors responsables de moments de flexion et vis et versa. Nous avons alors un couplage membrane/flexion. Le paramètre MID4 n'est pas utilisé dans le cours.
7. Les contraintes maximales agissent sur les fibres extrêmes de la plaque. Les paramètres **Z₁** et **Z₂** sont donc les distances entre le plan neutre de la plaque et ces fibres.
8. Dans le cas d'éléments de plaque résistant aux efforts de flexion (MID2), si tous les éléments attachés à un noeud sont dans le même plan, il est à noter que le degré de liberté rotation R_z perpendiculaire à ce plan est toujours inactif (libre). Ce degré de liberté doit être soit fixé à l'aide du paramètre PSPC de la commande GRID ou avec la commande SPC1, ou soit transformé en D.L. esclave avec la commande MPC. Lorsque le noeud est à l'intersection de deux éléments qui ne sont pas dans le même plan, les trois degrés de liberté en rotation sont activés. Le même raisonnement s'applique aux trois translations dans le cas de plaque résistant aux efforts de membrane (MID1).



Définition des éléments plaque (voir aussi Fig. 2)

CTRIA3 ,	EID ,	PID ,	G₁ ,	G₂ ,	G₃ ,	θ_m ,		
,	,	,	T₁ ,	T₂ ,	T₃			
CTRIA6 ,	EID ,	PID ,	G₁ ,	G₂ ,	G₃ ,	G₄ ,	G₅ ,	G₆ ,
,	,	θ_m ,	T₁ ,	T₂ ,	T₃			
CQUAD4 ,	EID ,	PID ,	G₁ ,	G₂ ,	G₃ ,	G₄ ,	θ_m ,	
,	,	,	T₁ ,	T₂ ,	T₃ ,	T₄		
CQUAD8 ,	EID ,	PID ,	G₁ ,	G₂ ,	G₃ ,	G₄ ,	G₅ ,	G₆ ,
,	G₇ ,	G₈ ,	T₁ ,	T₂ ,	T₃ ,	T₄ ,	θ_m	

EID no. d'identification de l'élément (Element ID).

PID no. d'identification des propriétés (PSHELL) de la plaque.

G_i no. des noeuds de l'élément (Fig. 2).

T_i épaisseur de l'élément aux noeuds i.

θ_m angle de l'axe principal x_m du matériau "anisotrope" de la plaque par rapport au côté G₁-G₂ de l'élément.

- 1 - Les éléments CTRIA3 et CQUAD4 sont linéaires pour les efforts de membrane et ils ont des côtés droits. L'élément CTRIA3 est plat. Dans le cas du CQUAD4, l'un des noeuds peut ne pas être dans le même plan que les trois autres noeuds. Les éléments CTRIA6 et CQUAD8 sont quadratiques pour les efforts de membrane et peuvent avoir des côtés courbes et des surfaces courbes.
- 2 - Les paramètres T_i sont définis uniquement lorsque l'épaisseur de la plaque est variable. Lorsque l'épaisseur de l'élément est constante, la valeur du paramètre T de la carte PSHELL est utilisée.

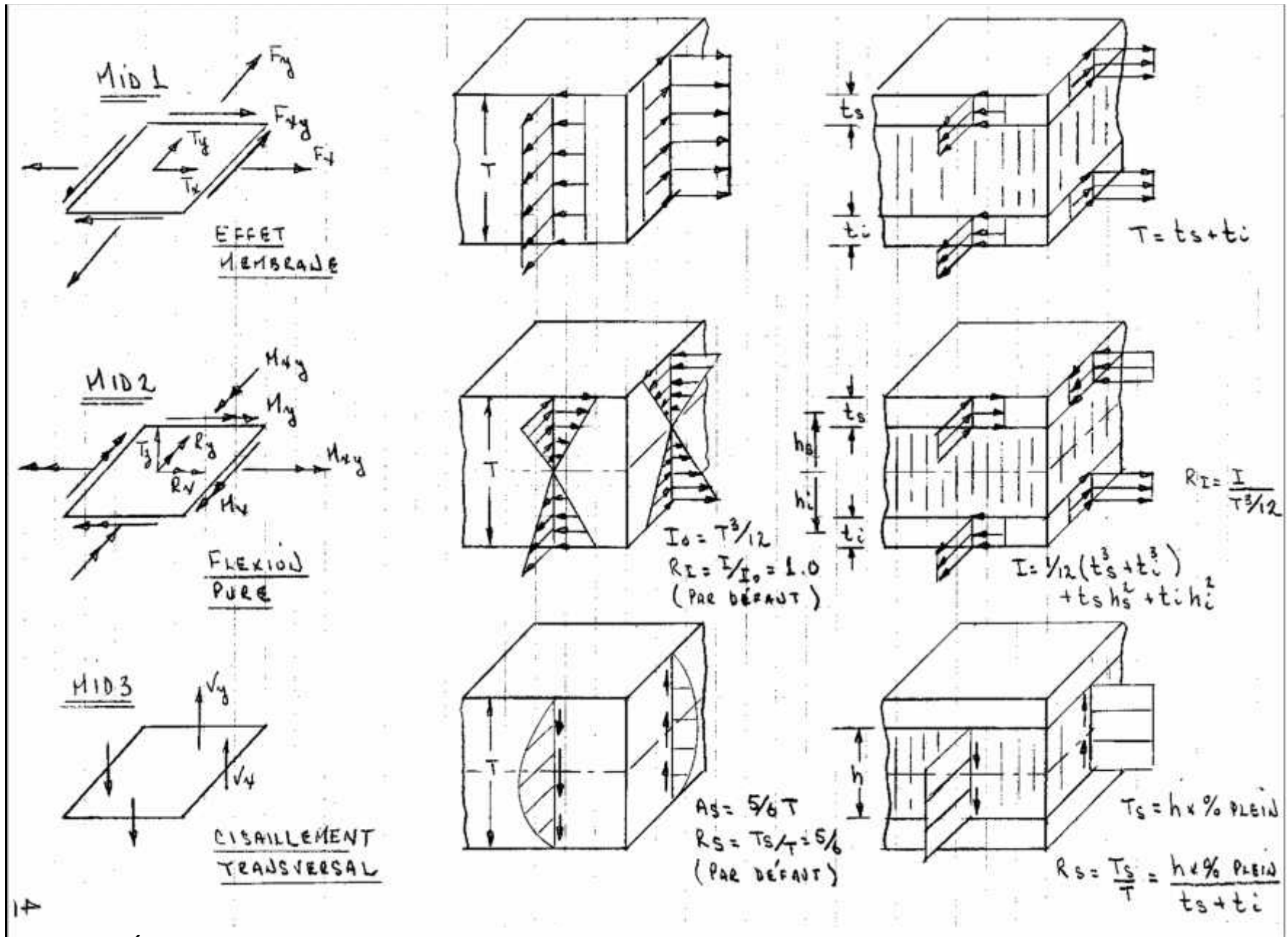


Fig. 1 - Élément plaque: degrés de liberté actifs et contraintes actives en fonction des paramètres MID1, MID2 et MID3

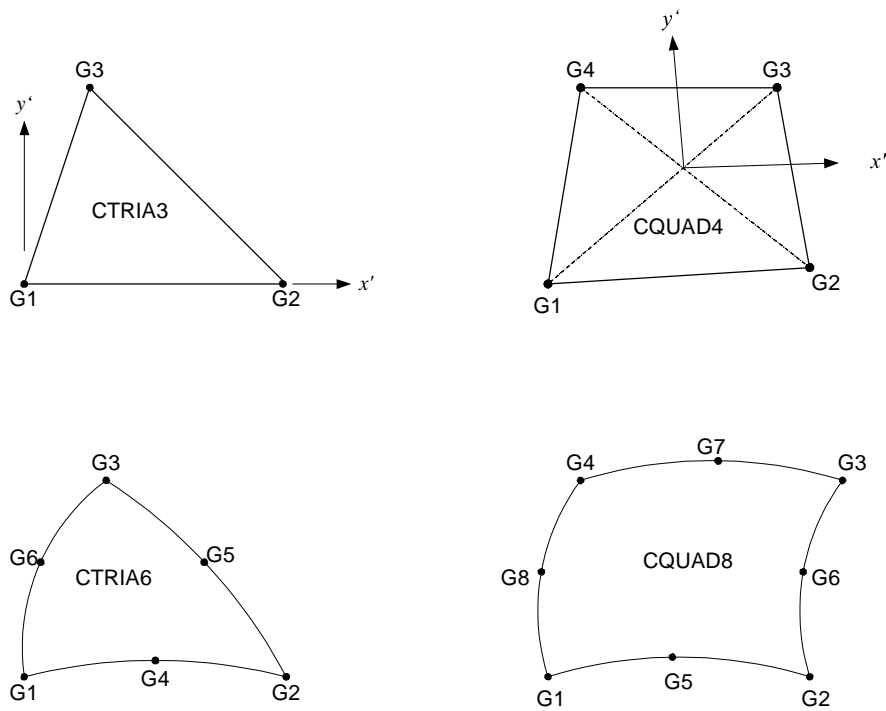
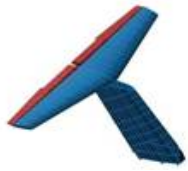


Fig. 2 - Formes des éléments plaque

A detailed technical line drawing of a horizontal stabilizer structure, showing the main beams, support struts, and internal mechanisms. The drawing is rendered in a light blue color and serves as a background for the title text.

4 ème PARTIE :

CHARGEMENT



4.1 La discrétisation des charges externes :

La charge externe sur un avion provient de quatre sources différentes :

- forces aérodynamiques.
- force de propulsion.
- forces de pesanteur et d'inertie.
- forces de réaction terrestres.

Ces forces induiront les forces de cisaillement (v), le moment de flexion (m) et le moment de torsion (t) dans les divers composants structuraux des avions (fuselage, aile empennage). 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.

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. Le type continu du chargement 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.



4.2 Discrétisation de charge pour FEM :

➤ Fuselage

Les charges externes dominantes sur le fuselage sont la charge de pesanteur et la charge d'inertie. Les forces aérodynamiques sont très petites dans la comparaison. La pesanteur et l'inertie sont des forces relatives à la masse : la masse de charge utile et celle de la structural.

Pour discrétiser la charge sur FEM, une série de nœuds est créée sur l'axe de référence de charge sur la longueur de fuselage aux stations de chaque armature. « A appliquer la charge » est appliqué à ces nœuds et la charge est rayonnée dans la structure par les éléments rigides reliés à la structure appropriée. Puisque chaque source de charge n'agit pas sur la même partie de la structure, plus d'un élément rigide doit être créé à chaque station et par conséquent plus d'un nœud est également créé (un nœud par élément rigide). En général un élément rigide est relié à la structure de plancher de carlingue pour la charge utile de carlingue, un élément rigide est relié au plancher de cargaison pour la charge utile de cargaison et un élément rigide est relié à toutes les intersections de peau-lisse pour la charge structurale et pour la charge aérodynamique. L'erreur créée en distribuant la charge aérodynamique également sur la peau est acceptable puisque la charge aérodynamique est négligeable comparée à la charge de masse. Des éléments rigides sont également créés où une masse ponctuelle significative existe dans le fuselage (réservoir, offices d'eau...). La figure suivante montre un exemple des éléments rigides se reliant à la peau-lisse et au plancher de carlingue.

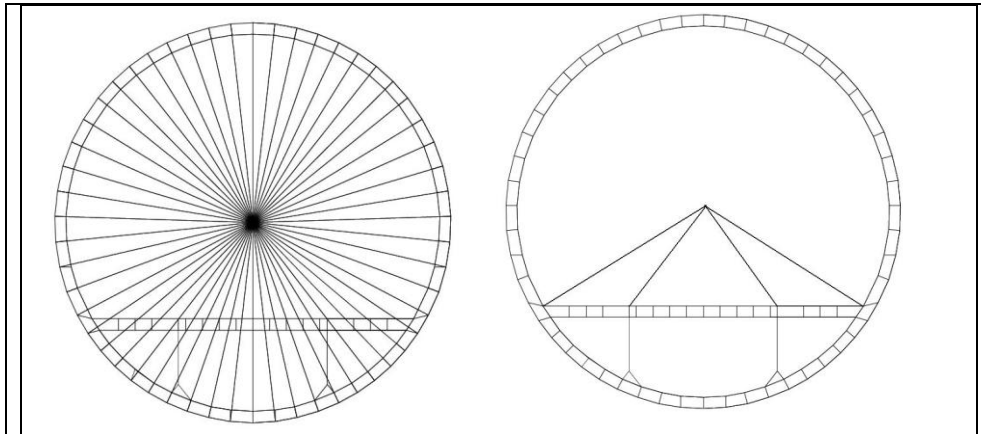


Figure1 Éléments rigides en fuselage

Puisque la charge externe est représentée par la charge ponctuelle au lieu de la charge continue, la charge théorique ne peut pas être assortie parfaitement. Quelques compromis doivent être faits. Typiquement le moment de flexion est favorisé aux cisaillement et aux torsion depuis le moment de flexion est la charge externe prennent la plus grande quantité de structure : revêtement et lisses.



La valeur moyenne dans un compartiment est typiquement choisie comme une cible pour le cisaillement. Une baie est défini entre deux stations de chargement. Le cisaillement discrétisé dans une baie « i » est donné par l'équation suivante :

$$V_{D,Bi} = \frac{V_{T,Si} + V_{T,S(i+1)}}{2} \quad (4.1)$$

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

$$F_{A,S(i+1)} = V_{D,Bi} - V_{D,B(i+1)} \quad (4.2)$$

Là où :

A dénote appliqué

D dénote discrétisé

T dénote théorique

B dénote le compartiment

S dénote la station

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 consacrée doit être appliquée à chaque station. Une valeur moyenne dans la baie est prise comme la valeur à atteindre.

$$T_{D,Bi} = \frac{T_{T,Si} + T_{T,S(i+1)}}{2} \quad (4.3)$$

$$T_{A,S(i+1)} = T_{D,Bi} - T_{D,B(i+1)} \quad (4.4)$$



Le moment de flexion est le résultat direct de la force de cisaillement. 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 :

$$M_{A,S_i} = M_{T,S_i} - \left(M_{T,S_{(i+1)}} \pm V_{D,Bi} \{ S_{(i+1)} - S_i \} \right) \quad (4.5)$$

Note : La soustraction ou l'addition du composant de cisaillement dépendent du system de coordonné employé pour définir M, V et S. Le signe du moment de flexion du cisaillement (ΔS de V.) doit être compatible à la convention de signe du moment de flexion.



La figure suivante montre un exemple de la discrétisation de moment de flexion et l'erreur produite dans le processus.

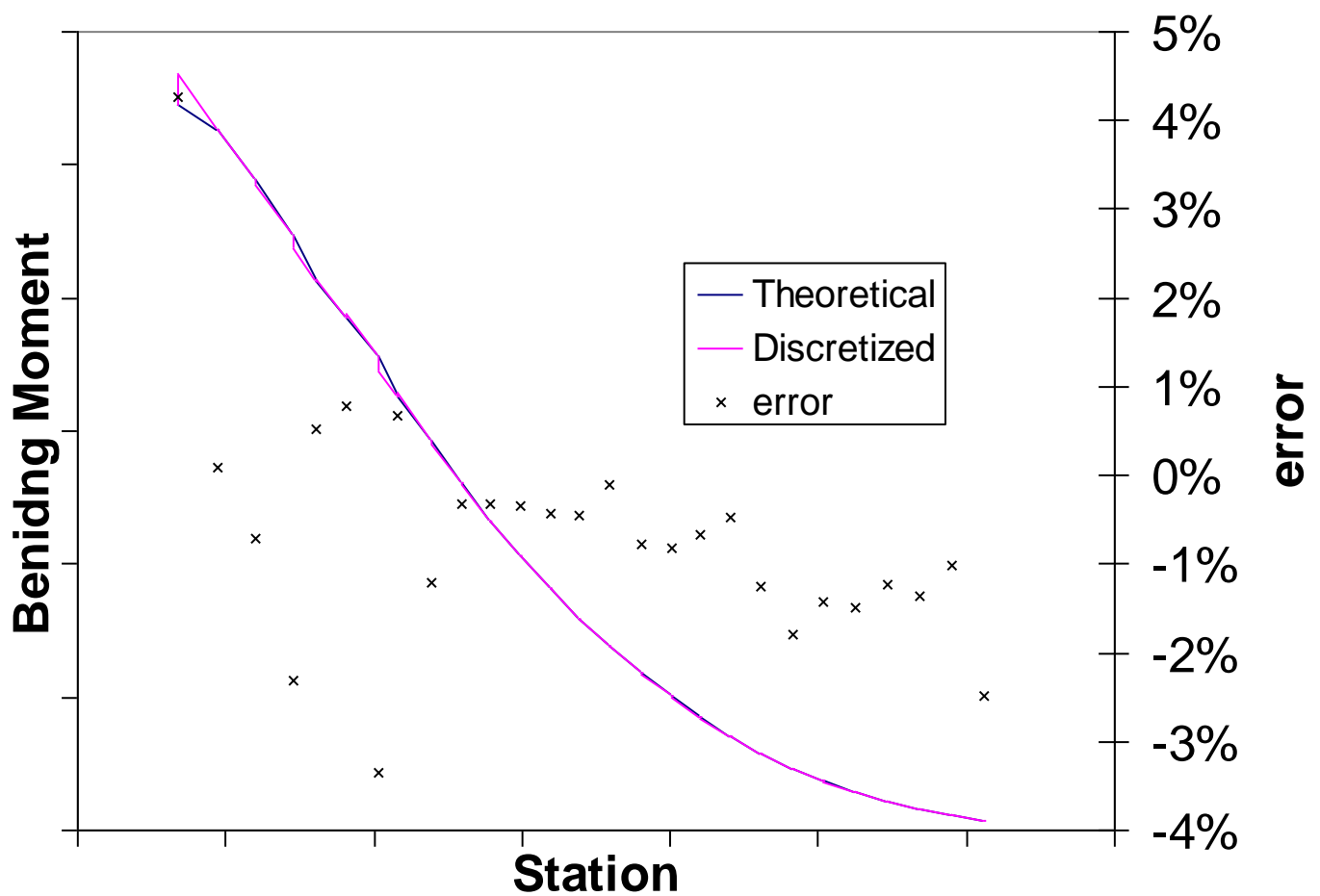
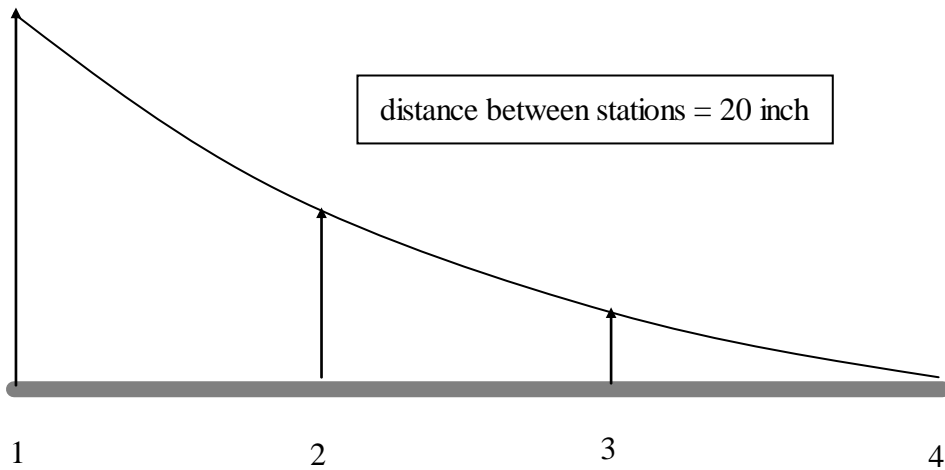
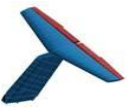


Figure2 Exemple de la discrétisation de moment de flexion avec l'erreur associée



Théorique

	S1	S2	S3	S4	
V	1000		500	100	0
T	500		200	50	0
M	19000		6000	900	0

Discretisé

	S1	B1	S2	B2	S3	B3	S4
V		750		300		50	
T		350		125		25	
M	19000		6000		900		0

Appliqué

	S1	S2	S3	S4
F	0	450	250	50
T	0	225	100	25
M	-2000	-900	-100	0



➤ Aile et empennage :

Pour le chargement d'aile et d'empennage. L'utilisation des éléments rigides implique une répartition égale de la charge ce qui n'est pas approprié dans ce cas.

À moins d'une station, il est raisonnable de supposer que les forces d'inertie et de pesanteur sont également distribuées dans la structure mais cette prétention est inadmissible pour la charge aérodynamique. Toutefois pour le fuselage puisque les forces aérodynamiques sont négligeables comparées aux forces d'inertie et de pesanteur, la technique rigide d'élément est valide.

Sur l'aile et l'empennage, la charge aérodynamique est la charge significative comparée à la charge d'inertie et de pesanteur. La technique de discrétisation est donc plus complexe. Sur les critères assortis sur la charge théorique de cisaillement, de flexion et de torsion, un nouveau critère est ajouté : l'assortiment de la répartition des charges aérodynamique à moins d'une station. Par conséquent à chaque station de chargement (nervure), la charge est discrétisée à chaque nœud individuellement.

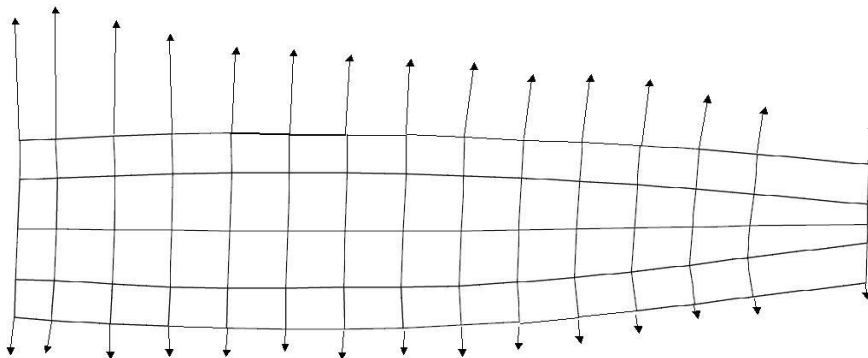


Figure3 Discrétisation de caisson de l'aile sur la nervure

Pendant la phase préliminaire d'une conception, des distributions aérodynamiques ne sont pas connues mais la distribution de cisaillement, de flexion et de torsion peut être estimée. Dans ce cas-ci, la technique rigide de discrétisation d'élément est employée puisque c'est la méthode la plus précise disponible pour le classement par taille préliminaire de la structure.

4.3 Discrétisation de charge pour l'essai structural au sol :

La discrétisation sur un essai structural au sol est très semblable que sur un model FEM. Sur un essai, la charge est appliquée avec des déclencheurs par des arbres de whiffle et des colliers de chargement. Le déclencheur est semblable au nœud chargé de la technique rigide de discrétisation d'élément.



L'arbre de whiffle est un ensemble statiquement déterminé des poutres et des barres pour écarter la charge de déclencheur à la structure de coquille par les plots de connexion.

Le système de chargement d'arbre de whiffle a limité des possibilités de compression puisqu'il utilise les tiges longues goupiller- goupillées. L'arbre de whiffle est semblable à l'élément rigide FEM.

Le collier de chargement est un ensemble des deux poutres reliées ainsi que des tiges dans la pré-tension et reliés à la structure aux plots de connexion. Les plots de connexion fonctionnent seulement dans la compression en raison du dispositif de pré- tension de l'assemblée. Cette caractéristique combinée avec une conception plus compacte permet aux colliers de chargement de transmettre la charge dans la tension et également dans la compression.

Sur la différence principale entre la discrétisation sur un FEM et sur un essai, est que sur l'essai aucun moment de torsion ponctuel ou de moment de flexion peut être appliqué. Tous les moment de flexion et de torsion doivent être appliqués par les forces variables à différents endroits d'une manière semblable au cisaillement.

La prochaine figure montre une installation d'essai pour une dérive. Une combinaison des arbres de whiffle et le collier de chargement ont été utilisés. Les possibilités de compression du collier de chargement n'ont pas été employées puisque le centre de la pression n'est pas le même pour un cas extérieur et cas intérieure de charge.

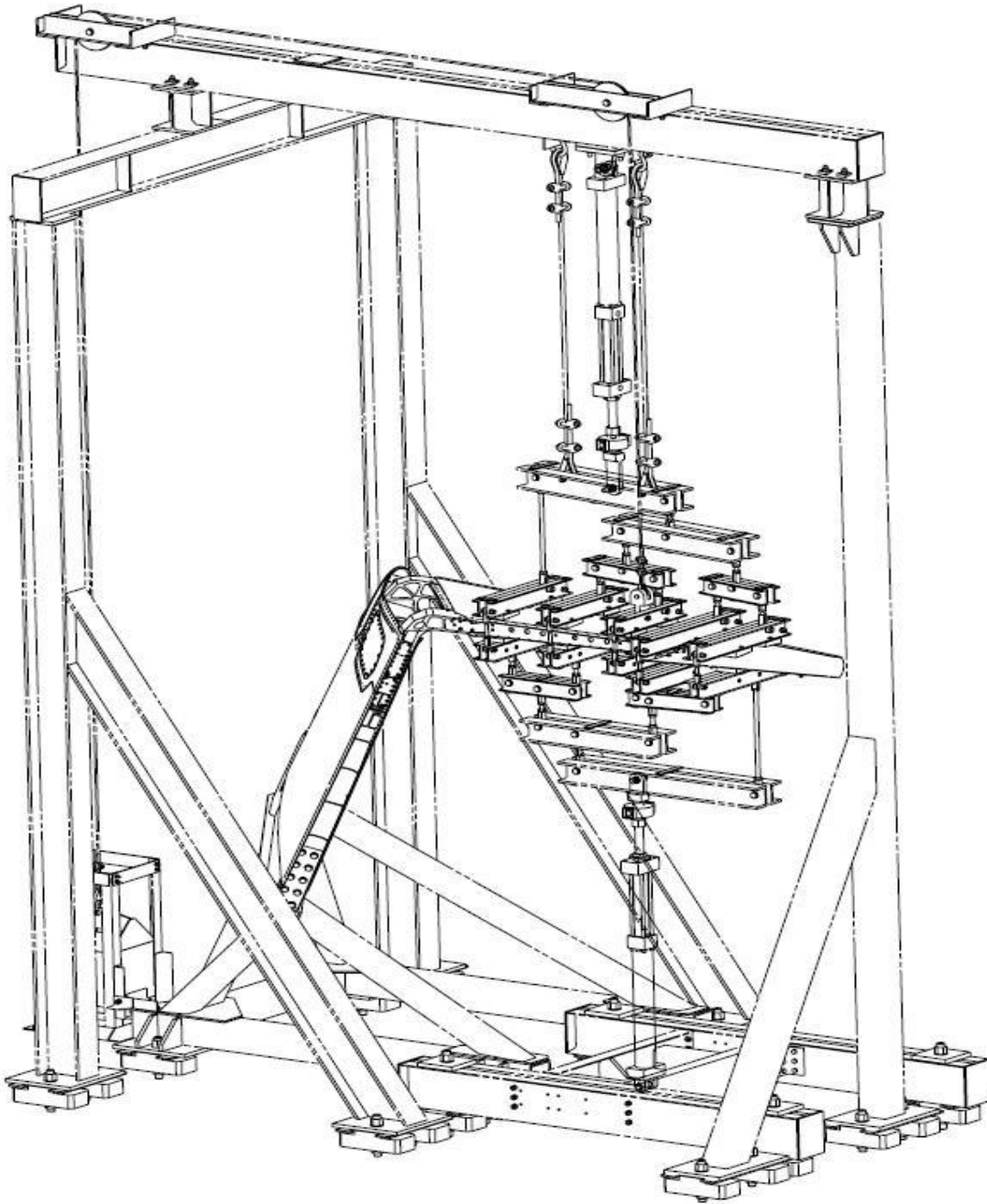
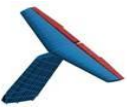


Figure4 Installation d'essai de dérive



4.4 charge interne - indice de chargement :

L'index de chargement est une indication du chargement interne soumis à une structure particulière. C'est une évaluation de tout le chargement d'une structure idéalisée. Il est employé principalement dans la phase conceptuelle pour la validation des dimensions approximatives avec un compromis avec de différent concept de structure. L'index de chargement indiquera si la structure est proportionnée pour soutenir le chargement appliqué (nombre de lisses, le diamètre du fuselage, la profondeur du caisson d'aile, la corde du caisson d'aile,...).

Exemple avec le caisson de l'aile :

Considérer la géométrie suivante d'aile

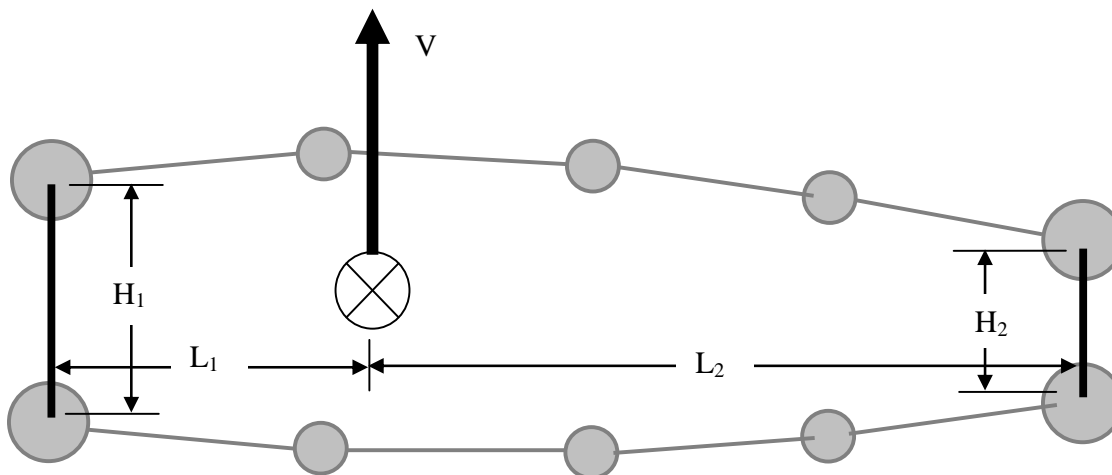


Figure5 Caisson de l'aile réel

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

- Le cisaillement vertical est réagi seulement les Webs de longeron.
- La torsion est réagi par une boîte fermée créée par le revêtement et les Webs 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 rapportées de longeron .



Le secteur efficace des lisses et des semelles rapportées de longeron incluent le secteur efficace de peau. La lisse et les semelles rapportées de longeron sont placées sur la même boîte rectangulaire pour la réaction de torsion.

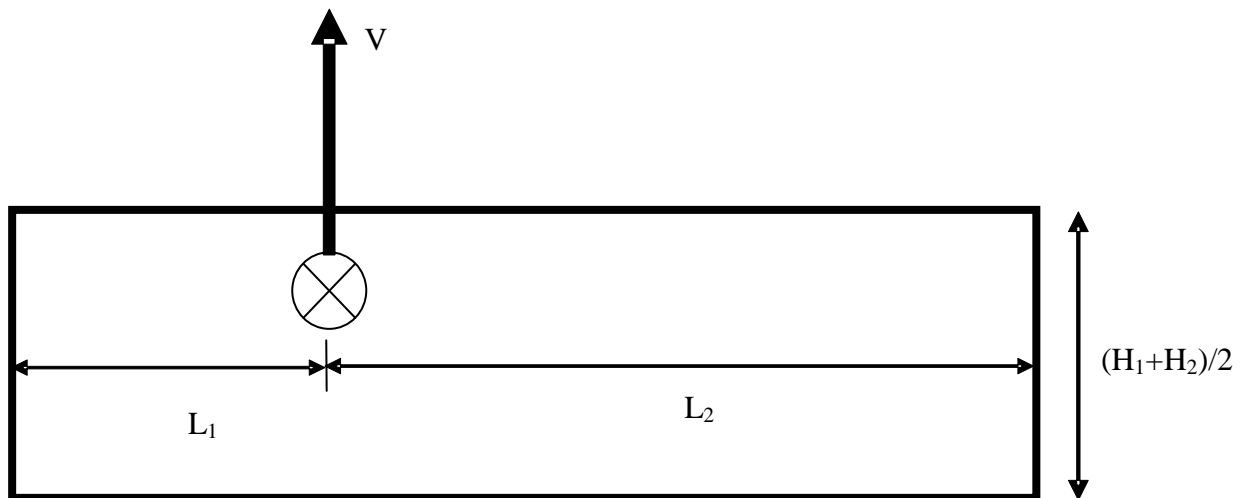


Figure6 La géométrie assumée de caisson de l'aile

L'index de chargement pour des Webs de longeron et les panneaux de revêtement sont des écoulements de cisaillement. L'index de chargement pour les lisses et les semelles rapportées de longeron sont les charges axiales.

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

Webs de longeron

$$LI_{F/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_2 \cdot V}{H_1(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(L_1 + L_2)(H_1 + H_2)} \quad (4.6)$$

$$LI_{R/S} = Q_V \pm Q_T = \frac{L_1 \cdot V}{H_2(L_1 + L_2)} \pm \frac{T}{(L_1 + L_2)(H_1 + H_2)} \quad (4.7)$$

L'addition ou la soustraction des écoulements 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

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

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

$$LI_{strg(cap)} = \frac{2M}{(H_1 + H_2)} \bullet \frac{A_{rod}}{A_{tot}} \quad (4.8)$$

Là où

- AROD est le secteur en coupe de lisse (ou semelle rapportée de longeron) avec la moitié du secteur en coupe de chacun des panneaux de revêtement adjacents
- ATOT est l'addition de tout l'AROD de la planche supérieure ou inférieure dépendant si l'index de chargement est calculée respectivement pour une lisse (ou une semelle rapportée de longeron) supérieure ou inférieure.



4.5 Application :

- La flexion maximale du stabilisateur était générée connaissant seulement l'information sur la charge totale, que générera le stabilisateur qui est de 4000 lbs ,avec une distribution constante le long de l'envergure, on a pu générer la distribution du moment fléchissant.
- La distribution de la torsion a été quand à elle généré par l'intégration de la distribution du cisaillement en supposant que le centre de pression se trouve à 25 % de la corde et que l'axe élastique se trouve environ à 35% de la corde donc le bras de levier est de 10 de la corde.

a.Chargement discrétisé :

On applique un facteur de 1.5 sur les charges limites fournies pour obtenir les charges ultimes. Ci-dessous, sont les charges ultimes discrétisées, obtenues à partir des charges théoriques et des formules suivantes :

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

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

	S0	B0	S1	B1	S2	B2	S3
V (lbs)		3801		3456		3147	
M (in.lbs)	136000		110340		110369		75752
T (in.lbs)		32510		28207		24609	

B3	S4	B4	S5	B5	S6	B6	S7	B7	S8	B8	S9
2838		2537		2221		1868		1471		1044	
	61561		48243		36029		23890		21426		5765
21226		18151		15157		12080		8900		5796	

B9	S10	B10	S11	B11	S12
779		574		206	
	4596		1441		0
3994		2836		976	



Charge :

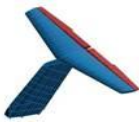


Sta id / Baie id	Y in	Théorique			Discrétisée			M in.lbs	Appliquée		
		V lbs	T in.lbs	M in.lbs	V lbs	T in.lbs	F lbs		T in.lbs	M in.lbs	
S15	136,0	0	0	0			0	206	976	0	
B14					206	976					
S14	122,0	412	1952	1441			1441	368	1860	-1441	
B13					574	2836					
S13	111,0	735	3721	4596			4596	206	1158	-3154	
B12					779	3994					
S12	108,0	824	4268	5765			5765	265	1801	-1169	
B11					1044	5796					
S11	93,0	1265	7324	13596			21426	426	3104	-7831	
B10					1471	8900					
S10	79,0	1676	10476	23890			23890	397	12080	-10294	
B9					1868	12080					
S9	66,0	2059	13683	36029			36029	353	3078	-12140	
B8					2221	15157					
S8	55,0	2382	16631	48243			48243	316	2994	-12213	
B7					2537	18151					
S7	44,5	2691	19671	61561			61561	301	3075	-13318	
B6					2838	21226					
S6	34,5	2985	22781	75752			75752	309	3383	-14191	
B5					3147	24609					
S5	23,5	3309	26438	93061			110369	309	3598	-17309	
B4					3456	28207					
S4	13,5	3603	29976	110340			110340	346	4303	-17279	
B3					3801	32510					
S3	0,0	4000	35043	136000			136000	0	0	0	

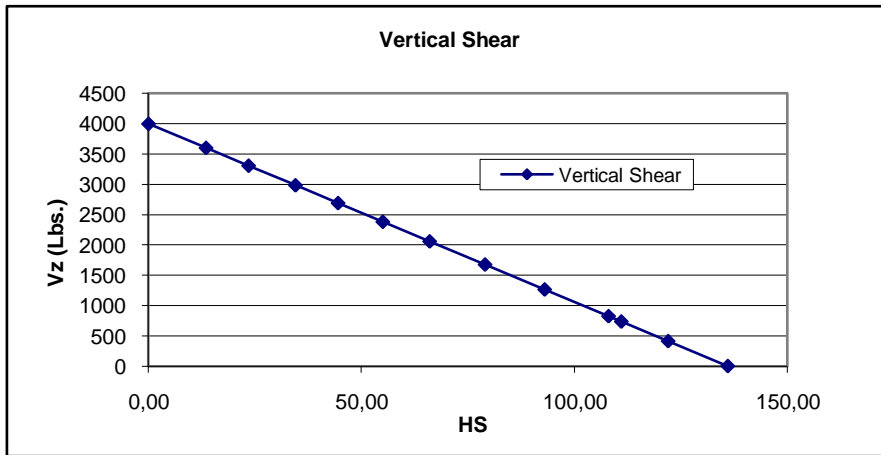
F :CHARGE VERTICALE .

T :MOMENT DE TORSION .

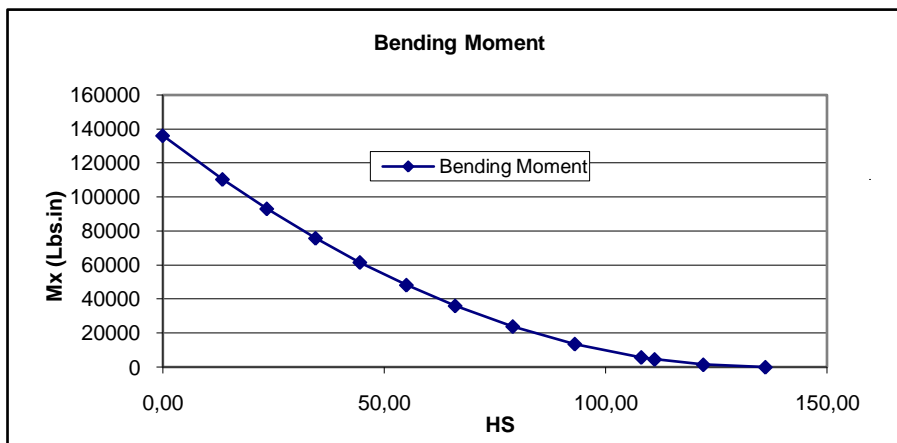
M :MOMENT DE FLEXION .



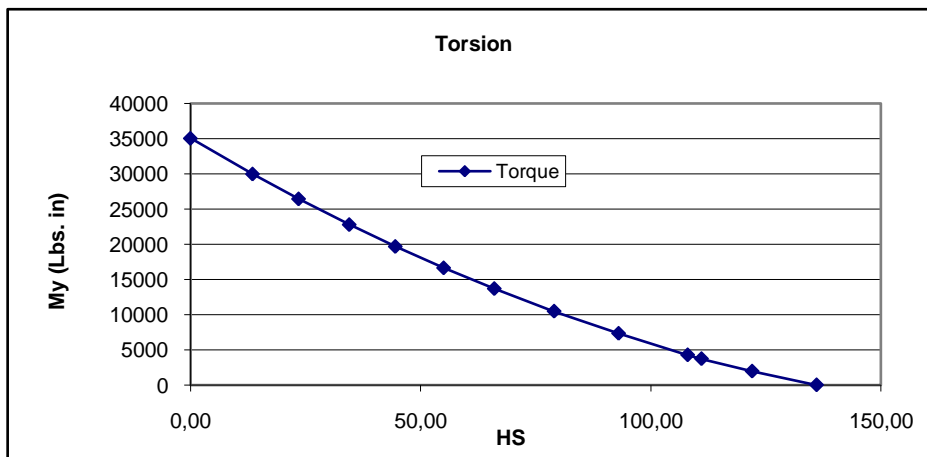
Ci-dessous sont présentées les approximations des distributions de cisaillement vertical et de torsion et de flexion dans Le stabilisateur appliquées au différentes nervures.



Distribution de cisaillement



Moment de Flexion



Moment de Torsion



b.Chargement appliqué :

Les charges ultimes appliquées sont appliquées aux nœuds se trouvant sur l'axe élastique à chaque nervure. Les charges à appliquer sur le modèle d'éléments finis sont dérivées des charges discrétisée présentées dans le tableau ci-dessus, et des formules suivantes :

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

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

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

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

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

Ces charges sont ensuite distribuées uniformément à tous les nœuds de chaque station à l'aide d'éléments RBE3.

c.Déterminer la charge D'oiseau :

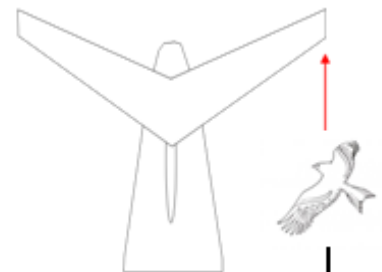
Avec la formule :

$$p = 0.685 W^{2/3} V^2$$

on calcul la force d'impact avec une vitesse d'approche qui sera de 220 kts avec un oiseau de 2 kg.

Ca donne $0.685 (2)^{0.667} * 220^2 \cos(30 \text{ degre}) = 45\,577 \text{ Newton}$.

Cette force va être dans le plan du stabilisateur.





5 ème PARTIE

MODELISATION

ELEMENTS

FINIS



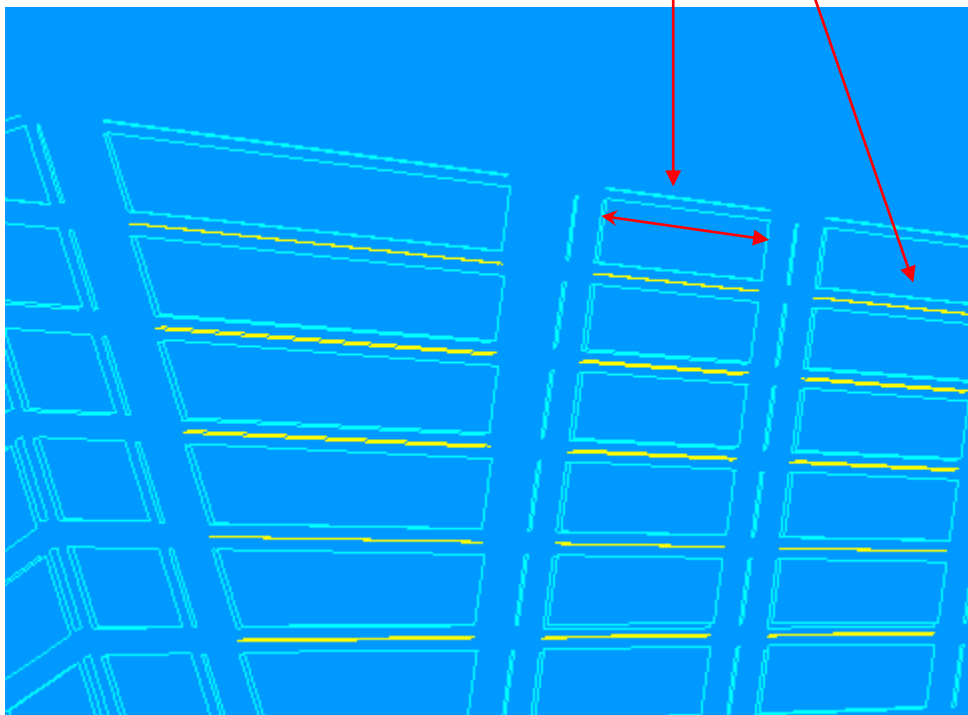
5.1 Les requis à respecter sont :

Les subdivisions :

- 1) 4 subdivisions uniformes par baie le long de l'envergure Spanwise (Revetements, Stringers, Longerons)
- 2) 1 subdivision des revetements entre stringers chordwise
- 3) 4 subdivisions en profondeur non uniforme des nervures et des longerons

Les elements prevus a utiliser lors de la modelisation d'une baie :

- 1) CQUAD pour la modelisation du revetement et Ame
- 2) CROD pour les semelles et flanges



Pour ca il faut utiliser l'option Mesh seed (qui contrôlera le nombre de subdivision et par la suite utilise le mesh pour la génération du modèle).



Ceci est un exemple du cheminement à faire pour la modélisation par Elément fini à partir de la géométrie. Suivi la. Il faut faire la distinction ou on va pas considérer les shear tie (simplification) et aussi que les lisses ne sont pas modélisé en profondeur

Modèle d'éléments finis

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

Cette fonction est la Mesh Seed :

1) Nervures

- a. 1 subdivision chordwise.

2) Longerons

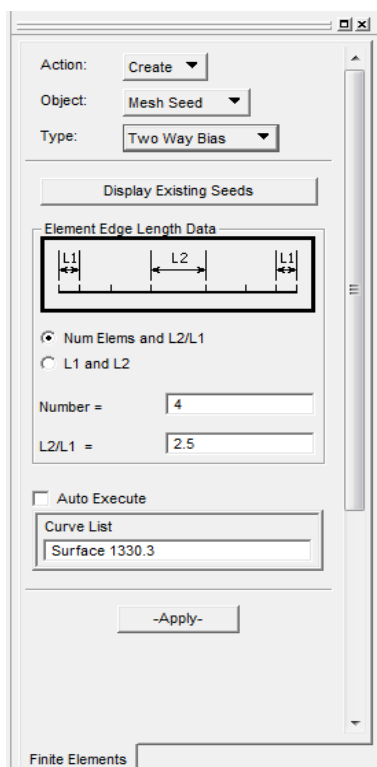
- a. 4 subdivisions spanwise uniforme.
- b. 4 subdivisions en profondeur.

3) Lisses

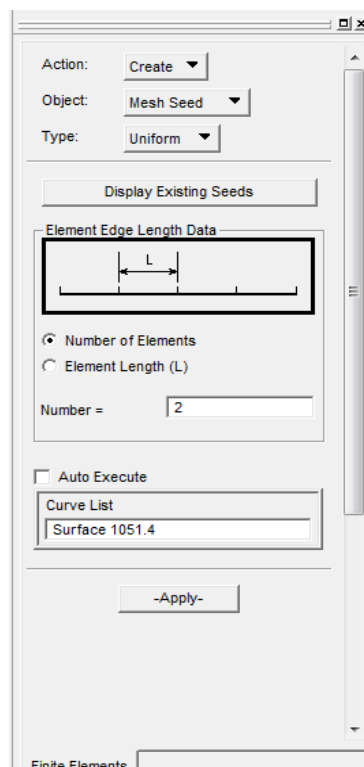
- a. 4 subdivisions spanwise uniforme.
- b. 1 subdivision en profondeur.

5.2-Étape 1 : Création du contrôle de maillage

Subdivision Non Uniforme



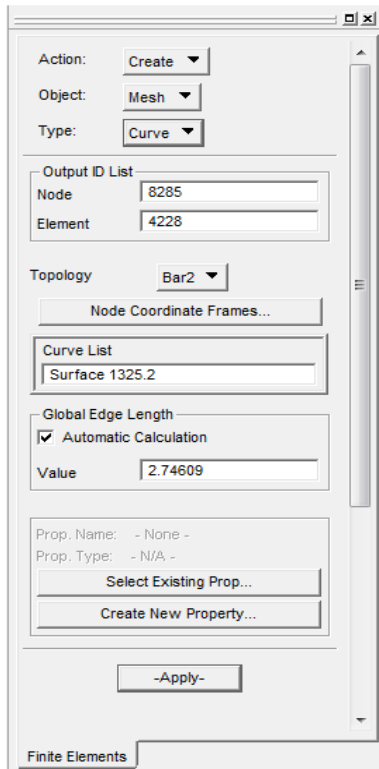
Subdivision Uniforme





5.3-Étape 2 : Création des éléments CQUAD et CROD

CQUAD



CROD

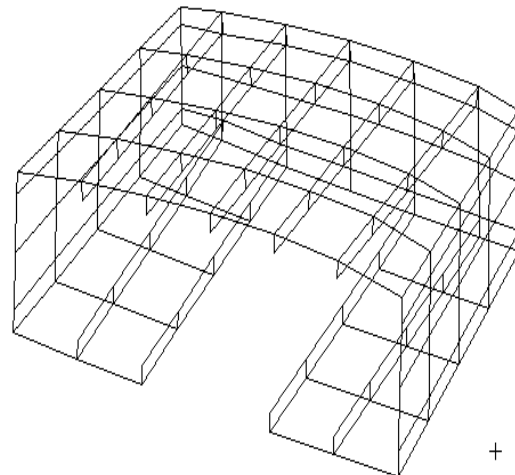
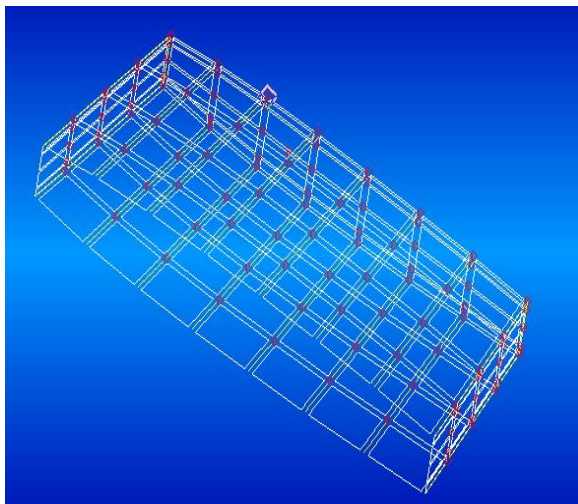
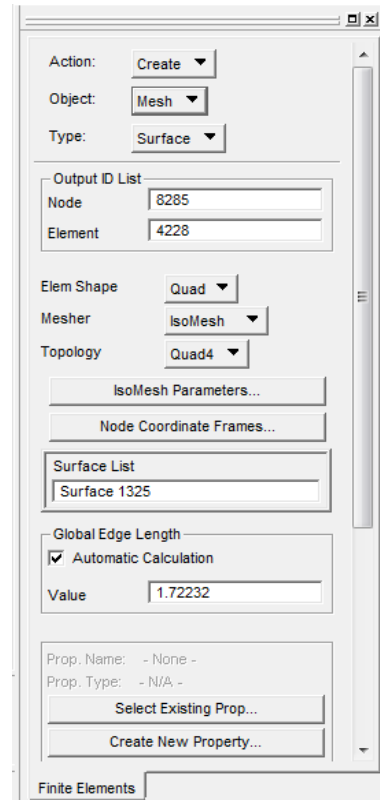


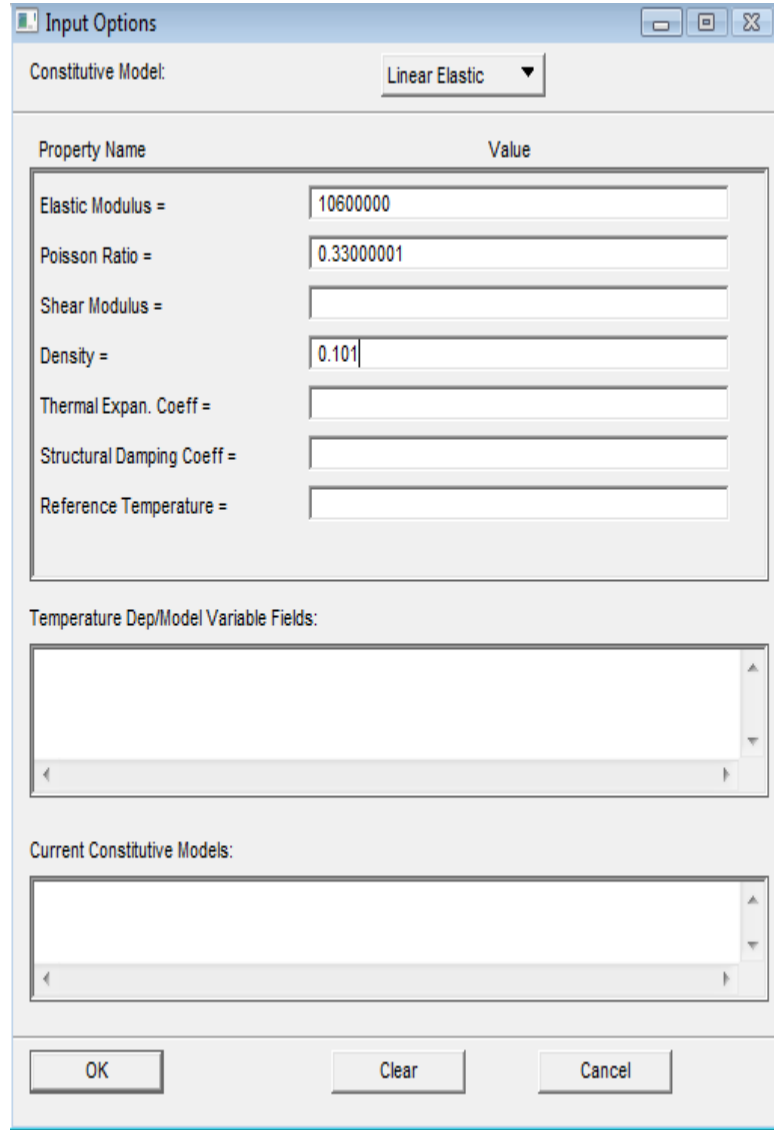
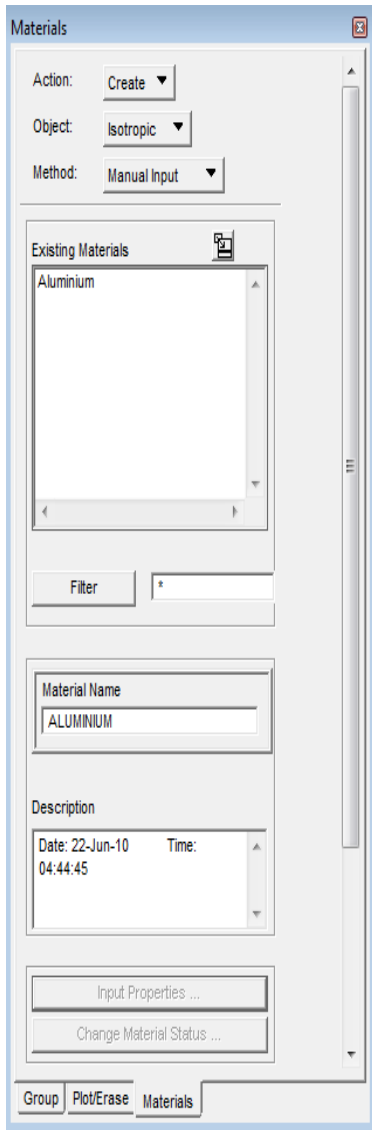
FIG-Model (une baie)Maillé



5.4-Étape 3 : Définition des Propriétés matérielles

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

Aluminium :





Propriétés des éléments

CQUAD

Définir les propriétés

Matériel

Épaisseur

Action: Create
Object: 2D
Type: Shell

Sets By: Name
CQUAD
CROD2
CROD2_LONG_2
QUAD3
QUAD3 LONG ARR

Filter: *

Property Set Name
QUAD

Options:
Thin
Homogeneous
Standard Formulation

Input Properties ...
Select Application Region ...

Group Plot/Erase Element Properties

CROD

Définir les propriétés

Matériel

Aire

Action: Create
Object: 1D
Type: Rod

Sets By: Name
CROD
CROD1
CROD3
CROD3_SKIN
CROD LONGERON 1

Filter: *

Property Set Name
QUAD

Options:
General Section
Standard Formulation

Input Properties ...
Select Application Region ...

Apply Close

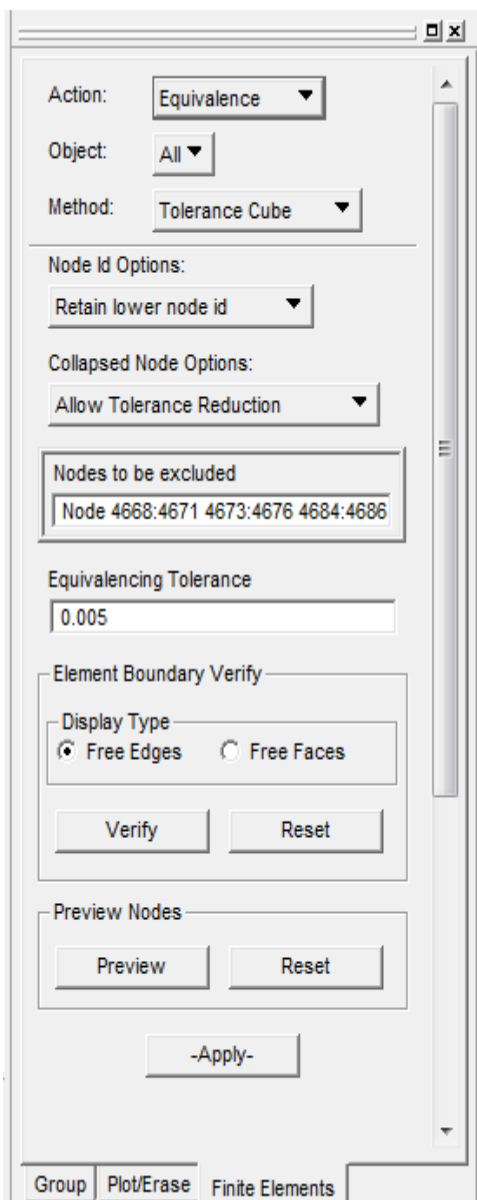
Group Plot/Erase Element Properties



5.5-Étape 4 : Équivalence des nœuds :

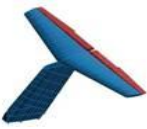
Lors de la création des éléments, PATRAN crée des nœuds automatiquement. A la jonction de chaque entité géométrique il y a toujours dédoublement de nœuds. Donc, il faut éliminer ce dédoublement de nœuds par l'option Équivalence.

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





**CREATION DES CONDITIONS
AUX LIMITES
PAR
PATRAN**



5.6-Procédure: Création des conditions aux limites dans le projet :

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

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

Comment Créer une charge par Patran :

Nous avons calculé les charges discrétisées pour simuler le seul cas de charges qui nous a été fourni et ainsi déterminer les charges appliquées aux nervures.

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

La définition de la carte RBE3 exige la connaissance du :

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

5.7-Étape 1 : Positionner le nœud Dépendant :

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

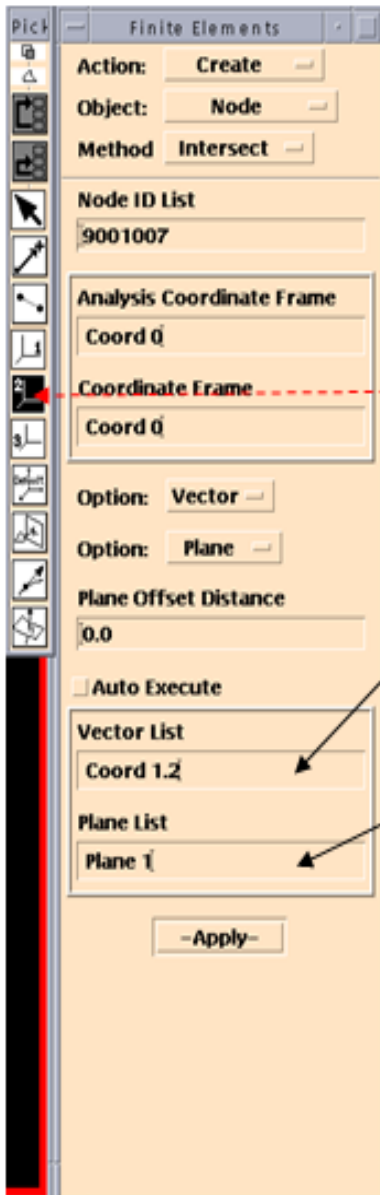
Il faut recréer les plans et importe le système de coordonne 1. Si nous avons créé notre modèle complet à partir de la combinaison des modèles de chaque nervure, donc nous avons perdu les éléments géométriques.

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

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



Action → Create; Object → Node; Method → Intersect;
Option Vector -- Plane



Sélectionner l'axe 2 du système de coordonnées 1

Plan de la nervure



5.8. Attribution des propriétés dans le modèle éléments finis :

a .Indice Chargement - Âme Longeron (lbs/in) :

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

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

Limite de contrainte

2920

psi

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10	B11
L_{FS}(in.lbs)	-343	-330	-318	-305	-290	-272	-246	-211	-165	-136	-110	-43
L_{RS} (in.lbs)	432	417	406	393	380	362	333	289	227	191	163	70

b .Epaisseur minimale des panneaux :

Longeron
Avant (in.)
Longeron
Arriere (in.)

0,118	0,113	0,109	0,104	0,099	0,093	0,084	0,072	0,056	0,047	0,040	0,040
0,148	0,143	0,139	0,135	0,130	0,124	0,114	0,099	0,078	0,065	0,056	0,040

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

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7	B8	B9	B10	B11
L_{SKIN} (in.lbs)	92	90	89	87	86	84	79	70	56	48	44	20

Limite de contrainte

2920

psi



b. Épaisseur minimal des panneaux revêtement = **0,040**

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

	S0	S1	S2	S3	S4	S5	S6	S7	S8	S9	S10	S11	S12
L_{EXTRA} (lbs)	-4536	-3897	-4142	-3032	-2640	-2228	-1803	-1304	-1286	-385	-345	-124	0
L_{INTRA} (lbs)	4536	3897	4142	3032	2640	2228	1803	1304	1286	385	345	124	0

Limite de contrainte

29000 psi

Si on garde un stringer constant le long du span. Donc les rod des stringers seront de :

L'AIR de ROD

0.187 IN²



Sous-étape 1 : Création du nœud dépendant :

Création du nœud dépendant en choisissant le degré de liberté

Sous-étape 2 : Création des nœuds indépendants :



1 .SOUS-ETAPE 3 : CREATION DE LA CARTE RBE3

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

Define Terms

Dependent Terms (No Max)

Nodes (1)	DOFs (Max=6)
9001001	UX,UY,UZ

Independent Terms (No Max)

Coefficient	Nodes (No Max)	DOFs (Max=6)
1.0	2007001	UX,UY,UZ
1.0	2007003	UX,UY,UZ
0	2007004	UX,UY,UZ

Create Dependent Modify
 Create Independent Delete

Coefficient =

Auto Execute

Node List

Node 2007004

DOFs

UX
 UY
 UZ

Finite Elements

Action:

Object:

Type:

Analysis Preferences:
 Code: MSC.Nastran
 Type: Structural

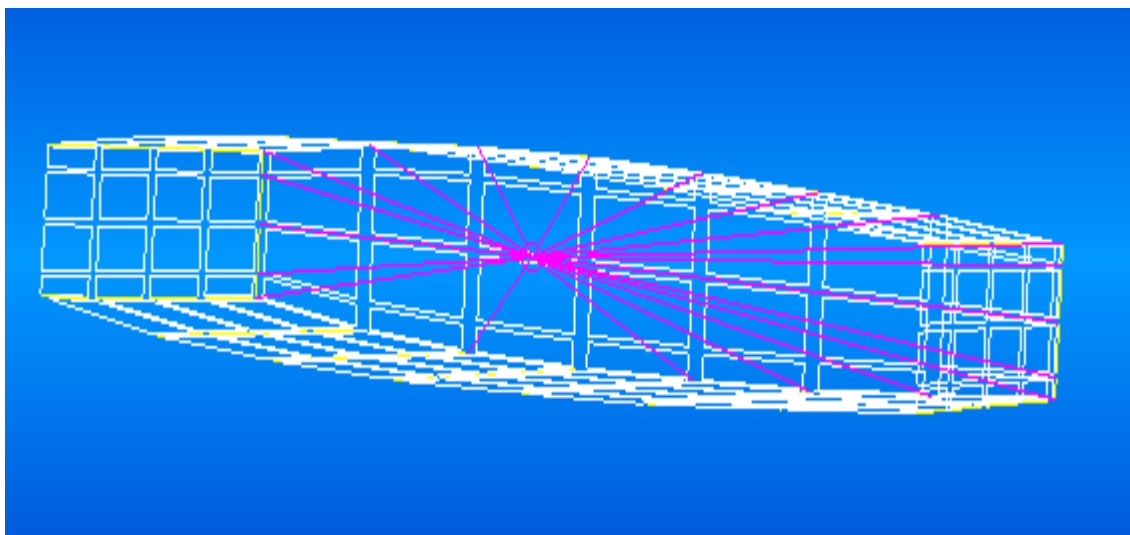
MPC ID



2 EN CLIQUANT SUR APPLY LA CARTE RBE3 SERA CREEE. ELLE SERA VISUALISEE EN MAUVE.

Étape 3 : Création des cartes « FORCE »

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



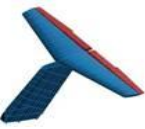
LA CARTE RB3 D'UNE BAIE

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

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

Sous Load/Boundary Conditions

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



3 INPUT DATA

The image shows two overlapping dialog boxes in a software application. The left dialog box is titled "Input Data" and contains the following fields:

- Load/BC Set Scale Factor:** 1.
- Force <F1 F2 F3>:** < 0, 0, -10000 >
- Moment <M1 M2 M3>:** < -25000, -10000, 0 >
- Spatial Fields:** (empty list)
- FEM Dependent Data...** (button)
- Analysis Coordinate Frame:** Coord 1
- Buttons:** OK, Reset

The right dialog box is titled "Load/Boundary Condition" and contains the following fields:

- Action:** Create
- Object:** Force
- Type:** Nodal
- Current Load Case:** Default...
- Type:** Static
- Existing Sets:** (empty list)
- New Set Name:** Force_Nerv1
- Buttons:** Input Data..., Select Application Region..., -Apply-

A red arrow originates from the "Input Data" dialog box and points to the "Input Data..." button in the "Load/Boundary Condition" dialog box.

Action → Create; Object → Force; Type → Nodal



4.SELECT APPLICATION REGION

Sélectionner le nœud ou la charge sera appliquée et "Add".

Donner un nom a votre carte FORCE.
Une fois que toute les paramètres sont correctement remplis, cliquer sur « Apply »

Étape 3 : Création des conditions aux limites (SPC)

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



5.INPUT DATA:

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

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

Il faut spécifier dans quel système de coordonnées les degrés de liberté sont définis.

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

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

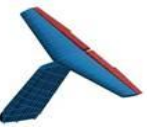


4 SELECT APPLICATION REGION

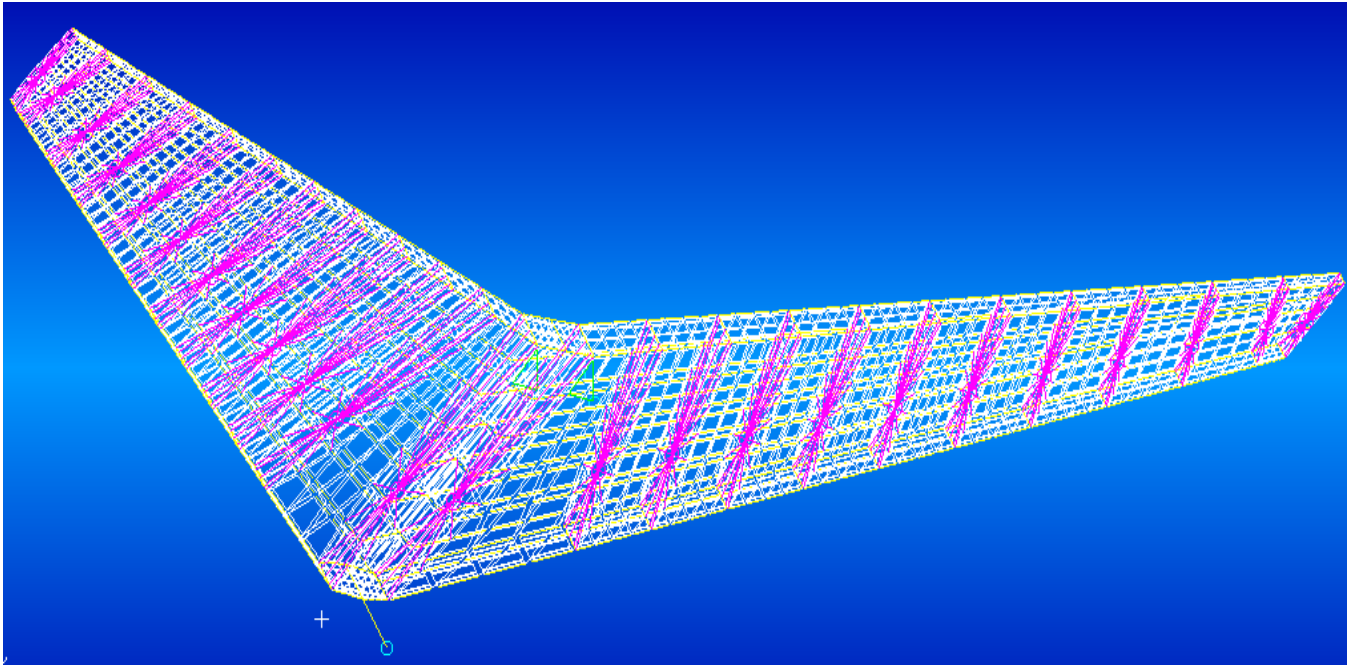
Sélectionner sur le filter FEM

Sélectionner les nœuds ou les CL seront appliqués et cliquer sur « Add »

Donner un nom à la condition aux limites

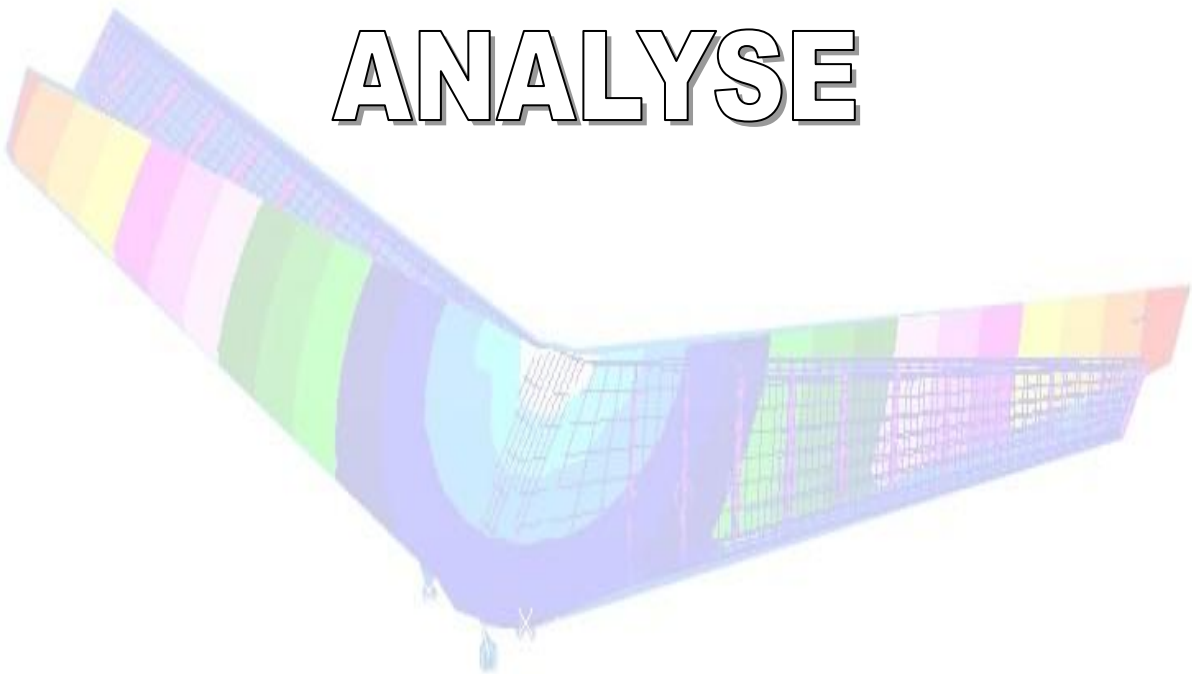


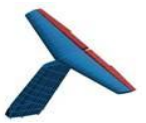
Le stabilisateur en modèle FEM :





RESULTATS ET ANALYSE





Résultats :

Une fois le fichier d'analyse PATRAN est prêt ,nous allons l'introduire dans NASTRAN afin d'achever nos calculs, lesquels nous visualiseront via PATRAN de nouveau.

Ce qu'on a fait jusqu'à maintenant est une exécution ,NASTRAN et non pas une analyse d'optimisation.

Ce que nous avons obtenu de Nastran c'est le résultat d'un chargement sur une structure avec des propriétés (épaisseurs de tôles/revêtements et aire des raidisseurs).

Mais si on veut vérifier le niveau de contrainte de notre résultat par rapport au permissible du matériel et l'utilisation du matériel Aluminium 2024 T3. Avec ce matériel, les permisibles seront de :

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

$F_{cy} = 42000 \text{ psi}$ Limite d'écoulement en compression (déformation plastique)

Dans ces résultats à un chargement limite a un chargement ultime, à savoir 1.5 x charge limite.

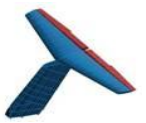
Ceci était le résultat des contraintes sur la face supérieur de l'empennage et qui devrait être en tension car la charge est vers le bas :

La contrainte maximale était (a charges limite) de 13 500 psi. Donc à charge ultime devrait être 20250. on remarque qu'on est loin de la charge maximale ultime que le matériel peut résister à savoir 62 000 psi.

Donc la marge de sécurité sera de $62000/20250 - 1 = 2.06$ ce qui est très élevé



FIG 6.1 : résultat de la face supérieur



Sur la face inferieur qui est en compression. La contrainte maximale est de (d'après le code de couleur) est de 12600 psi a charge limite donc a charge ultime on auras $1.5 \times 12600 = 18900$ psi.



Fig 6.2: résultat de la face inferieur

Donc la marge de sécurité est de $MS = 42000/18900 - 1 = 1.22$.

Cette manière est la plus simple et ça donne une idée sur notre design et on voit qu'on a en quelques sortes des niveaux de contrainte assez acceptable.

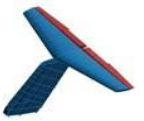
IMPACTE D'OISEAU :

Ce que nous avons obtenu de Nastran pour le cas d'impacte ,est le résultat d'une charge sur une structure avec le comportement du stabilisateur avec la distribution des contraintes lors de l'impacte, aussi de cette simulation. On peut estimer la force sur les pivots en arrière a la racine du stabilisateur.

on sait qu'il y aura des dommages de la structure, mais l'essentiel est que la structure restante peut résister a un vol de retour au sol.

Remarque et commentaire :

Dans le calcul de structure, il ne faut pas regarder que cet aspect de contrainte. De plus le modèle utilisé est très grossier pour être très précis pour donner les contraintes. Cependant ce modèle est très précis pour donner les charges internes appliquées. Car ce modèle est appelé un modèle de charges. Qui veut dire que nous aurons de Nastran les charges (en lbs ou newton) sur chaque élément. Une fois que ces charges obtenues, on calculera les contraintes par les méthodes de la résistance de matériel (donc il faut aller



voir la géométrie exacte des éléments et le combiner avec les charges obtenues de modèle d'élément finis) Avec tout ça, on pourra déterminer les niveaux de contrainte exacte de charge membre de cette structure. C'est comme ça, qu'on fait dans les compagnies avionneurs .

Mais a notre stade, et aussi le perspective de ce projet était de nous sensibiliser sur la méthodologie de modéliser une structure semi-monocoque, discrétiser un cas, et exécuter et faire des simulations en utilisant le software Nastran. c'est un objectif assez raisonnable .

Le but de ce projet était s'expérimenter a la première étape du dimensionnement d'une structure connaissant seulement la géométrie et le requis de chargement. Donc on a passé à travers un processus, de donner forme à cette géométrie,

- 1) Choix du Nombre de nervures,
- 2) Choix du nombre de lisses.
- 3) Positionnement de longerons
- 4) Estimation des dimensions préliminaires
- 5) Discrétisation des charges externes
- 6) Et finalement obtenir la première itération du niveau de contrainte ainsi que la déflexion maximale pour les cas de chargement.



Conclusion:

Lors de ce projet qui se résume au dimensionnement préliminaire d'un stabilisateur horizontal d'un jet privé, l'utilisation du logiciel PATRAN/Nastran de MCS était le principal outil de travail afin d'accomplir notre mandat.

Ce dimensionnement était rendu possible en se basant sur les seules données communiquées de la géométrie de structure ainsi que la charge maximale appliquée sur cette dernière. Le dimensionnement d'une structure est un processus itératif où tous les requis de certification ainsi que les exigences de l'intégrité structural de la structure étudié doivent être rencontrés. Vu que ce processus demande du temps et aussi la connaissance et la disponibilité des toutes les informations nécessaires de tous les requis exigés par les autorités de certifications. De plus, ce projet devrait être réalisé dans un temps alloué limité, alors son étendu a été limité à l'étude préliminaire du dimensionnement en utilisant le logiciel Patran/Nastran, tout en étant conscient que tout le travail accompli sera l'itération initiale dans le processus d'optimisation.

Afin d'atteindre notre objectif, nous avons pu utiliser à profit toutes les notions de base acquises de calcul de structure. En se basant sur le requis qui nous a été fourni, nous avons pu avoir une estimation du poids de la structure assez proche et réaliste à notre première itération.

A travers ce projet, nous avons pu, aussi, compléter notre apprentissage et augmenter notre maîtrise du Logiciel PATRAN/Nastran dans le dimensionnement préliminaire de structure d'aéronef.

Il a été décidé que ce mémoire sera structuré de telle manière de servir comme un tutorial pour l'apprentissage du logiciel PATRAN/Nastran pour les étudiants de structure .



Références :

- 1.Session Théorique 2 /Panneaux Raidis 1- Stabilité Présentée par Monsieur :AbdelKader Kherrat
- 2.Charges internes et externes Présentée par Monsieur :Abdel-Kader Kherrat
- 3.Critère de conception Présentée par Monsieur :Abdel-kader kherrat

4. MSC.Nastran 2001 - Quick Reference Guide, MSC.Software Corporation
5. MSC.Nastran 2001 - Getting Started with MSC.Nastran User's Guide, MSC.Software Corporation

6. MSC.Nastran 2001 - Linear Static Analysis User's Guide, MSC.Software Corporation.
- 7.eBook - MSC Patran MSC Nastran Preference Guide - Volume 1 - Structural Analysis.
- 8.MSC PATRAN - Reference Manual - fem_modeling.
- 9.PAT301_02 Modeling for Design and Analysis with MSC.Patran.
- 10.PAT302 MSC.PATRAN for Advanced Users.

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

UNIVERSITE SAAD DAHLAB BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE



**Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme
D'ingénieur d'état en Aéronautique Option :
Propulsion**

Thème :

***Dimensionnement préliminaire
D'un Stabilisateur Horizontal D'un jet privé
Pour une configuration en "T"***

Présenté par : BOUMEZBEUR NACER EDDINE.

Dirigé par : Mr .ALI TAHI.

Mr .ABDELKADER KHERRAT.

Promotion 2010