

067/06

Ex 2

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DEHLEB BLIDA
Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département : Aéronautique



Mémoire pour l'obtention
Du Diplôme des Etudes Universitaires Appliquées en Aéronautique

Option : Structure

THEME

Calculs de la résistance et le comportement
vibratoire d'une poutre par FEMLAB

PRESENTE PAR :

M^r : CHETTI ABDELHAK

PROMOTEUR :

M^r: BENNAMIA ISMAIL

ANNEE UNIVERSITAIRE 2005 /2006

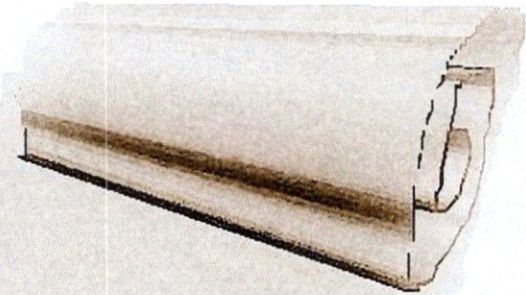

Remerciements

Au terme de ce travail, nous tenons à remercier en premier lieu, le bon dieu(Allah) qui nous a donné la force, la volonté et le courage pour terminer ce projet de fin d'étude.

Nous tenons à exprimer nos profondes à notre promoteur Monsieur BENAMIA ISMAIL pour ces aides précieuses qu'il nous a offerts et sa disponibilité à tout moment pour l'élaboration de ce travail.

Nous remercions également les enseignants de département d'Aéronautique et toutes les personnes qui nous a assistées soutenues de près ou de loin. Sans oublier nos amis qui restent dans l'ombre que nous n'oublierons guère.

Enfin, nous présentons tous nos vifs et sincères remerciements à monsieur le président et les membres du Jury qui acceptent de nous honorer par leur présence.




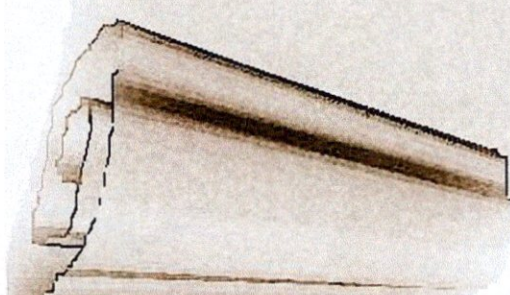
Dedicace

Ce resultat ,fruit de plusieurs années d'etudes ,d'efforts pour lesquelles le mérite revient d'abord à celle qui m'a donné la vie ,et accompagné dans mon cursus. Cet espace est très limité pour exprimer ma gratitude ,et mes pensées très fortes pour elle ,pour avoir été toujours présente à mes côtés ,et partageant les paines et les moments de joies.

Je dédie ce modeste travail :à la mémoire de yemma celle qui ma quitée sans retour le 08/11/06.

A mes belles roses : Louiza,Lauranne, Meryl, Amina, Fatiha, Wahiba, Maria, Imen, Samia, Dynah.

A mes amis : Abdennour, Nabil 04, Nabil, Nazhad, Soufiane, Mehdi, Adoulla, Salah, Achraf, Abderrezak, Omar, Karim, Farès, Chiyar, Samir, Amine, Minou,Némo, Junas, Isaac, Nassim, Belkacem, Josef, youcef, Aladin, Louannas, Ibrahim, Moh, Jimmy,Fayçel, Rabeh, Max,Ahmadi, Ali 25.



SOMMAIRE

Introduction générale	1
Chapitre I: présentation de l'avion	
-Introduction	3
I.1-Généralités sur l'avion	3
I.1-1-Fuselage.....	3
I.1-2-Ailes.....	3
I.1-3-Empennages	4
I.1-4-Trains d'atterrissages	5
I.2-Utilisation de la poutre dans l'avion	5
I.2-1-Dans le fuselage	5
I.2-2-Dans la voilure et les empennages	8
I.3-Les logiciels utilisés pour le calcul des structures	11
Chapitre II: calcul de la résistance d'une poutre et ses modes	
Vibratoires	
II.1-Introduction	15
II.2-Différents types de sollicitations	15
II-2.1-Traction.....	15
II-2.2-Compression-flambage.....	17
II-2.3-Cisaillement.....	19
II-2.4-Flexion.....	20
II-2.5-Torsion.....	21
II.3-Différentes reprises	22
II.3-1-Appui simple.....	22
II.3-2-Appui double.....	22
II.3-3-Rotulé.....	22
II.3-4-Encastrement.....	23

II.4-les différentes charges	23
II.5-Calcul de déplacement et des flèches.....	24
II -5.1-Méthode de l'aire des moments	24
II-5.2-Méthode par double intégrale	27
II.6-Calcul des caractéristiques d'une section de la poutre	29
II.6-1-D'un rectangle	29
II.6-2-D'un cercle	29
II.6-3-En I.....	30
II.7 Déplacements max pour différentes configurations.....	31
II.8 Vibrations transversales des poutres Euler-Bernoulli.....	32

Chapitre III:manipulation

III.1 Introduction.....	38
III.2 La comparaison entre les résultats.....	38
III.3 poutre en acier	41
III.3.1 Calcul Statique.....	41
III.3.2. Calcul Vibratoire.....	43
III.4 Poutre en Aluminium	48
III.3.1 Calcul Statique.....	48
III.3.2. Calcul Vibratoire.....	50
III. 5 comparaison.....	55

Conclusion générale

Liste des figures

Fig II-1 poutre en treillis	06
Fig I.2 structure monocoque	07
Fig I.3 structure semi monocoque	07
Fig I.4 treillis des barres	09
Fig I.5 poutre en T	09
Fig I.6 poutre rectangulaire	09
Fig II.1 traction d'une poutre	15
Fig. II.2 diagramme contrainte -déformation.....	16
Fig. II-3 déformations d'une poutre.....	18
Fig. II-4 cisaillement d'une poutre.....	20
Fig II-5 flexion d'une poutre.....	20
Fig. II.6 Torsion d'une poutre.....	21
Fig. II.7 appui simple.....	22
Fig.II.8 Appui double.....	22
Fig II.9 Rotule	22
Fig.II.10 Encastrement	23
Fig. II.11 charges appliquées sur un demi aile	23
FigII.12 Poutre encastree soumise a une charge repartie	26
FigII.13 Poutre encastree soumise a une charge concentree	27
Fig III.1 déplacement max d'une poutre encastree-libre en acier (charge concentree)	41
Fig III.2 flèche max d'une poutre encastree -encastree en acier (charge concentree).....	41
Fig III.3 charge repartie sur la poutre encastree -encastree en acier.....	42
Fig III.4 flèche max d'une poutre encastree-encastree en acier (charge repartie)	42
Fig III.5 1 ^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier	43

Fig III.6	2 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier	43
Fig III.7	3 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier	44
Fig III.8	4 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier	44
Fig III.9	5 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier	45
Fig III.10	1 ^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier	45
Fig III.11	2 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier	46
Fig III.12	3 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier	46
Fig III.13	4 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier	47
Fig III.14	deplacement max d'une poutre encastree-libre en Alum (charge concentree)	48
Fig III.15	fleche max d'une poutre encastree-encastree en Alum (charge concentree)	48
Fig III.16	charge repartie sur la poutre encastree-encastree en Alum (charge repartie)	49
Fig III.17	fleche max d'une poutre encastree-encastree en Alum (charge repartie)	49
Fig III.18	1 ^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum	50
Fig III.19	2 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum	50
Fig III.20	3 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum	51
Fig III.21	4 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum	51
Fig III.22	5 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum	52
Fig III.23	1 ^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum	52
Fig III.24	2 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum	53
Fig III.25	3 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum	53
Fig III.26	4 ^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum	54

Introduction générale

De nos jours là, l'avion est le moyen de transport le plus utilisé grâce à sa rapidité, sa sécurité et son confort à l'égard des autres moyens.

Les avions peuvent être classés suivant leur fonction et leur domaine d'utilisation en trois catégories:

- *appareils commerciaux (transport des passagers et frets)
- *avions militaires.
- *appareils d'aviation générale (loisir, les affaires, l'agriculture...)

L'avion est constitué d'une structure aérodynamique et des moteurs propulsifs. Sa structure comprend essentiellement le fuselage, les ailes, les empennages de direction et les trains d'atterrissage.

Les poutres constituant la structure de l'avion subissent à différentes efforts qui sont dus; au réaction de l'air, le poids de l'avion plus la charge à soulever, les efforts d'inerties, vibration... Donc le calcul de la résistance de ces poutres s'avère obligatoire afin de déterminer les dimensions optimales déterminées et les matériaux à utiliser pour que les poutres résistent aux différentes contraintes avec un poids réduit au maximum.

Le but de ce travail est de déterminer les dimensions géométriques optimales et les caractéristiques mécaniques des poutres en utilisant deux méthodes; le calcul théorique et le calcul sur un logiciel, et de faire une étude comparative des résultats obtenus par chaque méthode.

Cette étude comprend trois chapitres, le premier chapitre contient des généralités sur la structure d'avion, types des poutres utilisées et les logiciels existant.

Le deuxième chapitre est dédié au calcul de résistance d'une poutre aux différentes sollicitations

Le troisième chapitre comprend une étude des modes vibratoires d'une poutre constituant la structure de l'avion.

Et enfin une conclusion générale va conclure notre travail

Chapitre I :
Généralités sur la
structure d'avion

Introduction:

La modélisation des structures d'avions nécessite des connaissances sur l'évolution des matériaux et des structures. Pour ce la plusieurs models ont été adoptés pour représentés une meilleur modélisation.

Le but de ce chapitre est de montrés les différents parties d'avion, les types des poutres utilisées, ainsi que les logiciels de calcul existants.

I.1 Généralités sur l'avion;

La structure d'un avion classique se compose de quatre éléments: le fuselage, les ailes, l'empennage et le train d'atterrissage.

I.1.1.Fuseslage:

Le fuselage constitues l'habitacle de l'avion. Il subit de très fortes interactions avec les ailes au sol, c'est lui qui supporte tout le poids de la voilure, tandis qu'en vol, il est au contraire porté par celle-ci. Il a en général la forme d'un fuseau monocoque, nécessaire dans le cas des avions à cabine pressurisée, pour les vols à haute altitude. On peut aussi adopter un fuselage composé de cadres en forme d'anneaux, fixés aux panneaux de revêtement.

I.1.2.Ailes:

Même si l'avion doté d'une seule voilure (ou plan de sustentation), le monoplan, fut très répandu dans les premières années du vol motorisé, il fut rapidement supplanté par les biplans, voire par des appareils munis de trois ou quatre plans de sustentation. Les avions multiplans présentent l'avantage d'avoir tine portance supérieure et sont relativement plus solides, tandis que le monoplan offre une traînée plus faible.

La plupart des avions actuels sont équipés d'ailes monoplanes de type cantilever, c'est-à-dire sans haubans.

Une aile type se compose d'un cadre sur lequel s'étendent deux ou trois longerons qui vont du fuselage à l'extrémité de l'aile. Entre ces longerons sont disposées des nervures servant à consolider la structure de l'aile. On construit les ailes d'avion, tout comme la majeure partie de la structure de l'appareil, avec des matériaux offrant une grande légèreté et une résistance importante.

On utilise notamment des alliages à base d'aluminium et de magnésium, mais aussi à base de titane lorsque la structure doit subir des températures élevées. En outre, les matériaux composites sont de plus en plus employés pour leur légèreté. Les constructeurs d'avions entreprennent de nombreuses recherches sur la forme des ailes, afin que celles-ci présentent des propriétés aérodynamiques optimales. Par exemple, on équipe les avions supersoniques d'ailes très minces, car une telle forme minimise le choc de compression qui survient lorsque ce type d'appareils approche la vitesse du son, et limite par conséquent le surcroît de traînée engendrée.

Les ailes supportent les dispositifs hypersustentateurs (becs, volets), hyposustentateurs (spoilers, aérofreins), et les gouvernes de gauchissement (ailerons) qui permettent de contrôler l'avion en roulis.

1.1.3. Empennages:

Les empennages d'un avion représentent les structures stabilisatrices situées derrière les ailes. Ils se composent de parties mobiles contribuant au

contrôle de l'avion et de parties fixes qui assurent la stabilité de l'appareil. Généralement, un avion possède un empennage horizontal et un empennage vertical. La partie avant de l'empennage horizontal est appelée stabilisateur horizontal, et la partie arrière, mobile, gouverne de profondeur. L'empennage horizontal stabilise le tangage de l'avion. La partie fixe de l'empennage vertical est appelée dérive, et la partie mobile, gouverne de direction. L'empennage vertical assure l'équilibre de l'appareil en lacet.

I.1.4 Trains d'atterrissage:

Les trains d'atterrissage constituent la partie la plus complexe d'un avion. Leur jambe principale fait office d'amortisseur en absorbant le choc de l'atterrissage. Ils comportent également un mécanisme de relevage, qui remonte ou abaisse le train, les roues et les freins. Il existe deux grandes classes de trains d'atterrissage : le train classique et le train tricycle. Le train classique comprend deux grandes roues situées en avant du centre de gravité de l'avion et une petite roue placée à la queue de l'appareil. Le train tricycle est muni de plusieurs roues en arrière du centre de gravité et d'une autre roue à l'avant du fuselage. L'atterrissage est plus aisé à l'aide d'un train tricycle car ce dernier améliore le freinage et la maniabilité de l'appareil. Par ailleurs, l'avion a ainsi moins de risque d'atterrir sur le nez.

I.2 UTILISATION DE LA POUTRE DANS L'AVION:

I.2.1-Dans le fuselage:

Les différentes formes sont obtenues suivant deux grands types de construction liés à l'histoire des aéronefs. On distingue principalement la construction dite "en treillis", et la réalisation "monocoque". La première d'entre elles ressemble à une ossature composée d'éléments longitudinaux et verticaux, renforcés par des pièces transversales, nommées traverses.

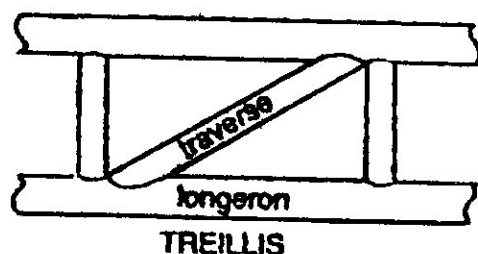


Fig I-1 Poutre en treillis

Les éléments constituant ce treillis sont; en règle générale, réalisés en tubes creux, reliés entre eux par soudure. La matière constituant ces tubes est généralement un alliage d'aluminium (densité voisine de 2,7); certaines parties devant transmettre des efforts plus élevés sont en acier (châssis moteur, mais en raison de leur masse, leur nombre est réduit au maximum (densité acier voisine de 7).

Les éléments longitudinaux sont appelés longerons. Ce type de structure (le plus ancien) est toujours utilisé, notamment en construction amateur.

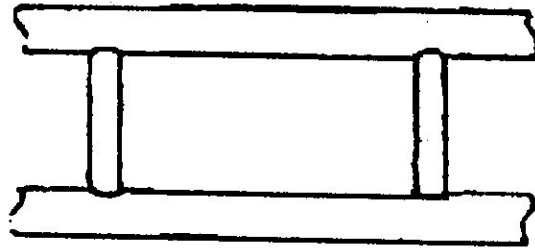
Sur ce type de structure, le revêtement ne participe pas à la résistance de la cellule. Il facilite seulement un meilleur écoulement aérodynamique. Lorsque la structure est dite monocoque, le revêtement (en tôle d'alliage d'aluminium) participe à la transmission des efforts. Ce revêtement est alors qualifié de travaillant. La tôle, après sa mise en forme, est fixée sur des cadres, ou cloisons verticales, par rivetage ou vissage.

Des pièces aux formes particulières et des renforts permettent le montage et la répartition des efforts. Ceux-ci sont positionnés aux points. Clefs de la cellule, tels que la liaison fuselage-voilure. La fixation atterrisseurs-fisselage. Ou atterrisseurs-voilure, ou encore le montage des empennages sur la cellule. L'avantage essentiel de ce type de construction vient du fait que les pièces sont de moindres dimensions. D'autre part, en cas de déchirure d'une partie du revêtement, la proximité des cadres, longerons et lisses assure une bonne résistance et facilite la réparation.

Lorsque le fuselage est relativement long, celui-ci peut être réalisé en plusieurs tronçons. Dans chaque partie est fabriquée isolément; des pièces de liaisons (situées au niveau des longerons et des cadres) permettent l'assemblage final. C'est le cas de pratiquement tous les avions de ligne. En particulier de ceux réalisés par le consortium européen AIRBUS INDUSTRIE.

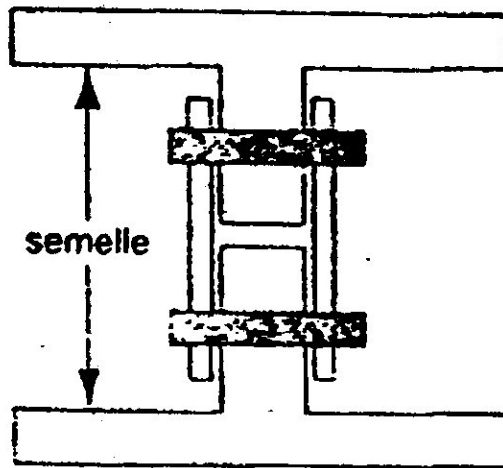
1.2.2-Dans la voilure et les empennages:

La structure de l'aile s'appuie sur le même principe que celui du fuselage. On y retrouve principalement un ou deux longerons (dirigés dans le sens de l'envergure), dont une des extrémités est dotée de fixation permettant l'assemblage de la voilure et du fuselage. Ces longerons peuvent être réalisés soit en treillis, soit par l'assemblage d'une ou plusieurs pièces comme le montrent les schémas ci-après.



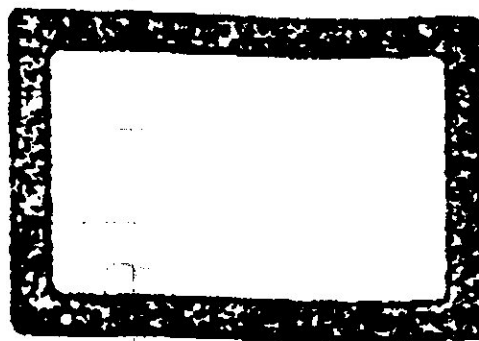
TREILLIS

Fig I.4 treillis des barres



EN" T"

Fig I.5 poutre en T



RECTANGLE

Fig I.6 poutre rectangulaire

Par rapport à sa fixation au fuselage, le longeron se comporte comme une poutre semi encastrée. Sous l'influence de la portance, le longeron est soumis à un moment de flexion, tendant à le faire fléchir vers le haut.

Les fibres du matériau constituant la semelle supérieure sont donc comprimées, alors que celles de la partie inférieure sont soumises à une traction.

Ce dernier type de longeron est couramment utilisé en construction métallique.

Des cloisons transversales, appelées nervures, permettent, de par leur forme, de générer les surfaces extrados, intrados, bords d'attaque et de fuite. Comme pour les longerons, ces nervures peuvent être réalisées en structure treillis ou par l'assemblage de tôles, préalablement formées.

C'est une tôle percée (allégement par enlèvement de matière), et pliée afin de permettre la fixation du revêtement et son assemblage avec le longeron. Le bord d'attaque peut être constitué d'une tôle préformée, fixée sur l'aile en avant du longeron, ou être réalisé en matériau.

Sur les avions civils, l'aile assure également la fonction de réservoir de carburant. Les quantités de carburant peuvent être très élevées (jusqu'à 150000 litres pour les long-courriers) et de ce fait contribuent à la rigidité de l'aile. La construction est alors un peu différente, il n'y a pas de longeron, mais la structure de l'aile est cloisonnée. Les cloisons longitudinales (sens de l'envergure) et les cloisons transversales (sens des nervures) définissent des volumes appelés caissons. Le revêtement et les cloisons sont en règle générale usinés dans la masse.

Les empennages, comme les plans mobiles (gouvernes), sont réalisés suivant les mêmes principes de construction précédemment décrits.

I.3-les logiciels utilisés pour le calcul des structures :

Il existe beaucoup de logiciels pour le calcul des structures dans tous les domaines et les plus connus sont FEMLAB ; ANSYS ; SAP ; SOLIDWORKS....

Le FEMLAB :

FEMLAB - qui signifie Finite Elements Modeling Laboratory-, est un logiciel avancé pour la modélisation et la simulation de tout processus physique décrit par des équations aux dérivés partielles. La dernière version, FEMLAB 3.0a, offre des solveurs d'un très haut niveau de performance capables de traiter des problèmes de taille très importante avec des temps de résolution optimaux. Travaillant à partir de l'interface graphique conviviale ou à partir d'une fenêtre de ligne de commandes, l'utilisateur choisit de décrire de plusieurs façons ses problèmes en 1D, 2D ou 3D. Un des principaux avantages du logiciel est sa capacité de coupler et de résoudre arbitrairement des équations dans des domaines aussi variés que la mécanique des structures, l'électromagnétisme, la dynamique des fluides et la chimie, tout ceci dans le même modèle et simultanément. Ceci et d'autres caractéristiques font de FEMLAB 3.0a un environnement inégalé de modélisation pour la recherche, la conception et l'éducation. FEMLAB est basé sur les équations dont l'un des principaux atouts réside dans ses capacités de modélisation rationalisée. « La modélisation avec des logiciels traditionnels demande beaucoup de temps. Environ 90% du temps nécessaire à la simulation d'un système est passé à

mettre en place et à définir le modèle. Avec FEMLAB nous pouvons créer notre modèle en quelques minutes »

Le SAP :

Le nom de SAP (state of the Art Analytical) est utilisé des méthodes analytiques du dernier cri ; La modélisation s'est installée au SAP en 1982 et a immédiatement bénéficié des capacités informatiques du CEA. Grâce au CRAY, le SAP s'est imposé dans la communauté internationale en précisant et validant les processus physiques de l'évolution stellaire classique. Puis une nouvelle étape a été franchie en 1996 avec l'arrivée des simulations hydrodynamiques multidimensionnelles consacrées à la cosmologie et au milieu interstellaire. Aujourd'hui de nouveaux challenges liés à la simulation 3D de nombreux processus astrophysiques conduisent à reconsidérer l'organisation de notre service en simulations numériques astrophysiques.

L'ANSYS :

ANSYS (State of the Art Analytical) est un élément fini tout usage modélisant le paquet pour résoudre numériquement une grande variété de problèmes mécaniques. Ces problèmes incluent : problèmes structuraux statiques/dynamiques de transfert d'analyse (linéaire et non linéaire), thermique et de fluide, aussi bien que des problèmes acoustiques et électromagnétiques. La plupart de ces cours d'instruction ont été créés en utilisant ANSYS 7.0 noter, donc, les petits changements du menu structurer si vous employez une version plus ancienne ou plus nouvelle. Les compagnies aérospatiales relèvent le défi d'améliorer le vol et le vaisseau spatial, et l'analyse finie d'élément joue un rôle crucial en surmontant ses défis.

En employant ANSYS, les concepteurs aéronautiques peuvent :

- réduire le coût de développement
 - réduire les conditions de carburant et développer la gamme
 - augmenter le confort de passagers et d'équipage en améliorant la ventilation, le chauffage et le refroidissement de la carlinque
 - améliorer l'aérodynamique à grande vitesse pour développer des applications militaires supersoniques rentables.
-

Chapitre II :
Calcul de la résistance
d'une poutre et ses modes
vibratoires

II.1 Introduction:

Les efforts répartis ou concentrés introduits en différents points d'un corps vont cheminer dans la masse jusqu'à ce qu'ils rencontrent des réactions de la part d'autres corps qui sont en contact avec celui-ci. Ces points de reprise peuvent être des points d'appuis ou des encastresments. Ces points de reprise sont aussi appelés points de liaison.

Le corps ainsi sollicité réagira en se déformant. Les possibilités de déformations sont limitées par la solidité des liaisons intermoléculaires. Il existe donc pour une masse et un type de sollicitation donné, un seuil au-delà duquel la déformation sera permanente ou bien se soldera par une décohésion appelée rupture.

II-2-Différents types de sollicitations :

II-2-1-Traction :

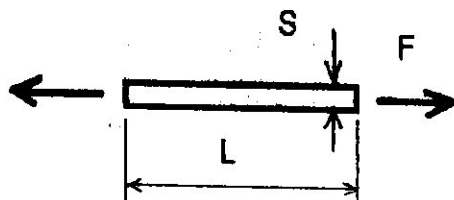


Fig II.1 traction d'une poutre

La poutre de section S et de longueur L est soumise à un effort de traction F . elle s'allongera de (Δl) .

$$\sigma = F/S \quad (1)$$

$$\varepsilon = \Delta l/L \quad (2)$$

Il a été observé que la réponse de la poutre est linéaire tant que la contrainte appliquée (σ) reste inférieure à une certaine limite appelée la limite élastique (σ_e) comme le représente la (Fig. II.2).

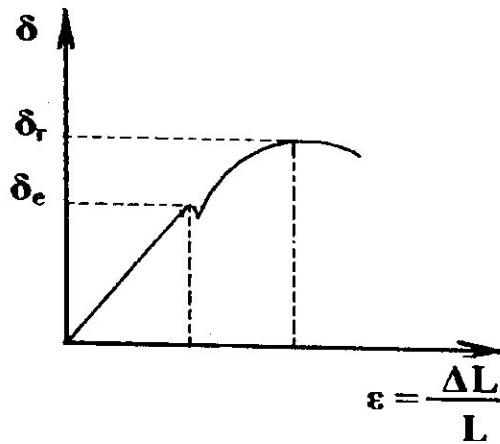


Fig. II.2 diagramme contrainte –déformation

E : est une caractéristique du matériau appelée module de Young .

Au delà de la limite élastique (σ_e) la déformation engendré devient permanent on parle alors de décohésion. De façon générale on peut écrire :

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} \tag{3}$$

$$\epsilon_y = \epsilon_z = -\nu \frac{\sigma_x}{E} \tag{4}$$

ν : caractéristique du matériau appelé coefficient de poisson.

σ_x : la contrainte selon l'axe x

Plus généralement :

$$\varepsilon_x = -\frac{I}{E} [\sigma_x - \nu(\sigma_y + \sigma_z)] \quad (5)$$

$$\varepsilon_y = -\frac{I}{E} [\sigma_y - \nu(\sigma_x + \sigma_z)] \quad (6)$$

$$\varepsilon_z = -\frac{I}{E} [\sigma_z - \nu(\sigma_x + \sigma_y)] \quad (7)$$

E : représente la rigidité du matériau.

I/E : représente sa souplesse.

*Contrainte d'utilisation :

La contrainte élastique σ_E étant déterminée en laboratoire la pièce sera dimensionnée pour travailler à une contrainte inférieure à une contrainte σ_U appelée contrainte d'utilisation :

$$\sigma_U = K \cdot \sigma_E \quad / K < 1 \quad (8)$$

K : coefficient de sécurité.

II.2-2-Compression-flambage:

le flambage est la déformation engendré par la le rapprochement des points d'appuis. Cette déformation est perpendiculaire à la ligne d'action .

pour des pièces élancées il y aura déformation en sinusoïde : 1/4 d'onde ; 1/2 d'onde ; 3/4 d'onde et une onde selon les types de reprise : C'est le flambage (voir Fig II-3).

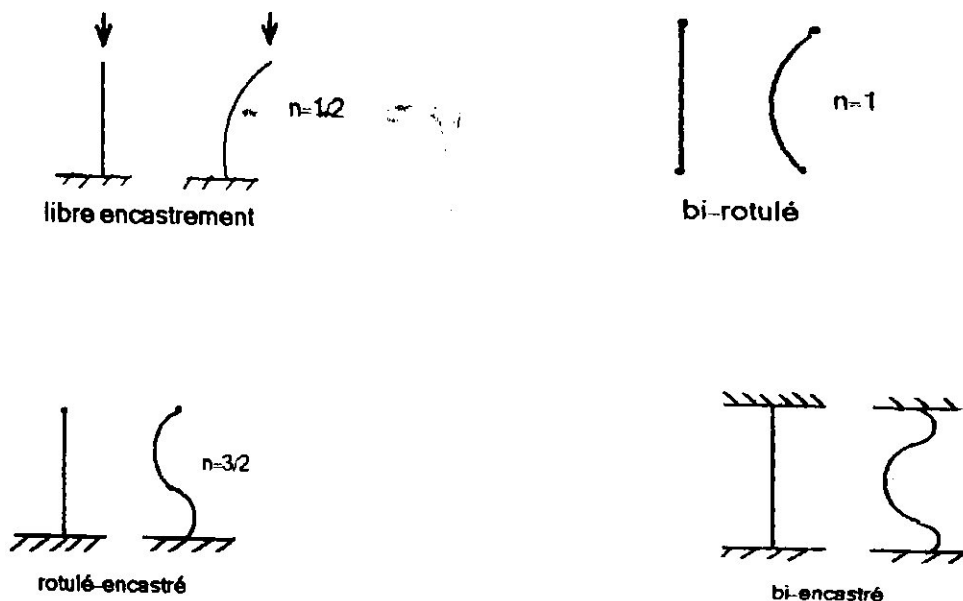


Fig. II-3 déformations d'une poutre

$$L = n \cdot l_0 \tag{9}$$

L'effort critique de flambage est donné par la formule de l'aire :

$$F_c = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{l_0^2} \tag{10}$$

l_0 : longueur de la 1/2 onde.

si la poutre a une longueur l alors :

n : coefficient d'encastrement (il dépend des reprises)

I : moment quadratique donnée par:

$$I = \int y^2 \cdot dS$$

Posant $I = R^2 \cdot S$

R : rayon de giration.

$$\begin{aligned} \sigma_c &= \frac{F_c}{S} \\ &= \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{l_0^2 \cdot S} \\ &= \frac{\pi^2 \cdot E}{(l_0 / \sqrt{I / S})^2} = \frac{\pi^2 \cdot E}{(l_0 / R)^2} = \frac{\pi^2 \cdot E}{\lambda^2} \end{aligned} \quad (11)$$

ou $\lambda = l_0 / R$ est appelé élancement.

Pour diminuer le flambage il faut diminuer λ .

II-2-3-Cisaillement :

L'effort de cisaillement ou effort tranchant T tend à decohesionner la structure par glissement de deux surface l'une sur l'autre. Cet effort n'est plus perpendiculaire mais parallèle à la surface.

La contrainte de cisaillement due à T :

$$\tau = \frac{T}{S} \quad (12)$$

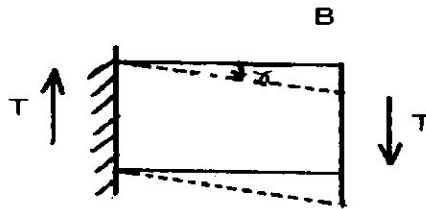


Fig. II-4 cisaillement d'une poutre

Sous l'action de T appliquée sur la façade B , la contrainte $\tau = \frac{T}{S}$ va faire

glissé B par rapport à la surface de reprise à l'angle de glissement :

$$\gamma = \frac{\tau}{G} \quad (13)$$

G : est le module de Coulomb ou de glissement est égale $G=0.4E$.

II-2-4-Flexion :

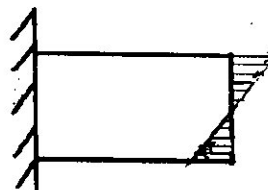


Fig II-5 flexion d'une poutre

On appliquant un moment M sur l'extrémité d'une poutre encastree les fibres supérieures vont s'allonger tandis que les fibres inférieures vont comprimer ; un fibre intermédiaire appelé fibre neutre gardera sa longueur ..

La flexion se traduit donc par une traction compression différentielle alors la répartition des contraintes engendrées est linéaire et elle se traduit par :

$$\sigma = K \cdot y \quad (14)$$

y : appartient de fibre neutre

K : dépend des caractéristiques de la poutre (moment et forme de surface).

II-2-5-Torsion :

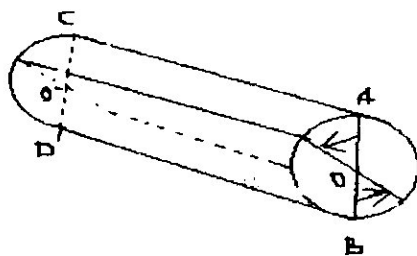


Fig. II.6 Torsion d'une poutre

Appliquant un moment de torsion M à une poutre droite ; soient deux sections (1) et (2) distante de Δx .

La torsion aura fait tourner le diamètre AB de la seconde par rapport au diamètre CD de la première : il y a glissement par rapport à un point fixe qui est le centre . le cisaillement est maximum sur la périphérie et il est nul à l'axe OO . La torsion est donc un cisaillement différentiel.

Par analogie avec la flexion :

$$\tau = \frac{M \cdot r}{I_{oo}} \quad (15)$$

II.3 Les différentes reprises:

II.3.1-Appui simple :

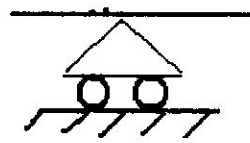


Fig. II.7 appui simple

II.3.2 Appui double :

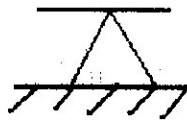


Fig. II.8 Appui double

II.3.3 Rotulé :

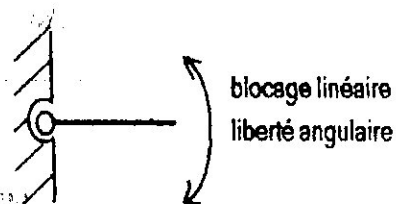


Fig II.9 Rotule

II.3.4 Encastrement :

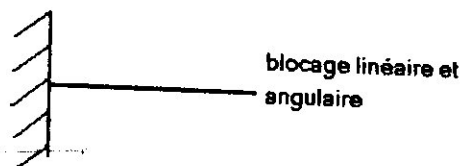


Fig.II.10 Encastrement

II.4 Les différentes charges :

Il y a deux types de charges: concentrés et réparties et on va prendre les forces appliquées à la voilure au sol comme un titre d'exemple .
(Voir la Fig. II.11).

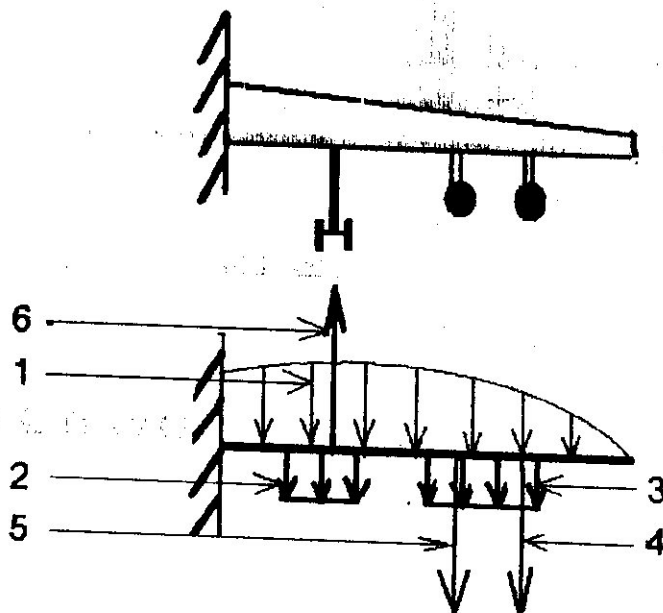


Fig. II.11 charges appliquées sur un demi aile

Commentaire:

Au sol il y a uniquement des efforts massiques verticaux:

- (1): Poids répartie de la structure.
- (4) et (5): Poids concentré des moteur.
- (6): Réaction ponctuelle de l'atterrisseur (concentré).
- (2) et (3): Poids réparti du carburant.

II.5 Calcul de déplacement et des flèches :II.5.1 Méthode de l'aire des moments :*premier théorème de l'aire des moments :

$$d\theta = \frac{Mf(x)}{EI} \cdot dx \text{ représente l'aire des moments}$$

$$\theta = \int_A^B \frac{Mf(x)}{EI} \cdot dx \quad (16)$$

L'énoncé du théorème :

L'angle entre les tangents A et B de la courbure de déflexion est égale à l'aire du diagramme des moments fléchissant entre A et B divisé par EI .

***deuxième théorème de l'aire des moments :**

$$d\theta = \frac{Mf(x)}{EI} . dx$$

$$x.d\theta = \frac{[Mf(x).dx]}{EI} . x$$

$$\int x.d\theta = \int \frac{[Mf(x).dx]}{EI} . x$$

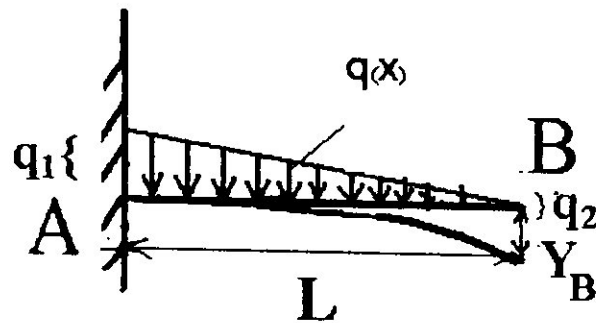
$$\Delta = \int \frac{Mf(x).x}{EI} . dx \quad (17)$$

L'énoncé du théorème :

La distance verticale entre les tangents A et B est égale au moment par rapport à la verticale en B de l'aire du diagramme des moments de flexion entre A et B divisé par EI .

Exemple :

On va calculer le déplacement au point B comme le représente la figure ci-dessous tel que $q(x)$ est une charge répartie inclinée en utilisant la méthode de l'aire des moments :(FigII.12)



FigII.12 Poutre encastree soumise a une charge repartie

Avec :

$$q(x) = (q_2 - q_1) x / L$$

ou :

\$L\$: longueur de la poutre

\$Y_B\$: deplacement max

Calcul du deplacement \$Y_B\$:

$$Mf(x) = - \frac{q(x) \cdot x}{2} - \frac{l \cdot x}{3} - \frac{q \cdot x^3}{6}$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{q(x)}{x} = \frac{p}{L} \Rightarrow q(x) = \frac{p}{L} \cdot x$$

condition initiale:

pour \$x = 0\$ on a \$Mf(0) = 0\$

pour \$x = L\$ on a \$Mf(L) = - \frac{P L^2}{6}\$

$$\text{Donc : } Y_B = \frac{1}{EI} \cdot \left[\frac{1}{4} (L) \cdot \frac{(-p \cdot L^2)}{6} \cdot \frac{(4 \cdot L)}{5} \right]$$

II.5.2 Méthode par double intégrale:

Le calcul différentiel donne sans difficulté une expression de la courbure en un point quelconque de la courbe représentant la poutre déformée.

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI} \tag{18}$$

Exemple :

On va calculer le déplacement Y au point B dans l'encastrement représenté par la figure suivante : F est une force extérieure. (Voir Fig-b)



FigII.13 Poutre encastree soumise a une charge concentree

Calcul du déplacement Y_B:

$$Mf(x) = -F \cdot x$$

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{Mf(x)}{EI} = Y'' = \frac{1}{EI} (-F \cdot x)$$

$$Y' = -\frac{F \cdot x}{2EI} + C1$$

$$Y = -\frac{F \cdot x^3}{6EI} + C1 \cdot x + C2$$

Conditions initiales :

Au point A pour $x = L$; $Y = 0$ et $Y' = 0$

$$Y'(x=L) = 0$$

$$= -\frac{F \cdot L^2}{2EI} + C1$$

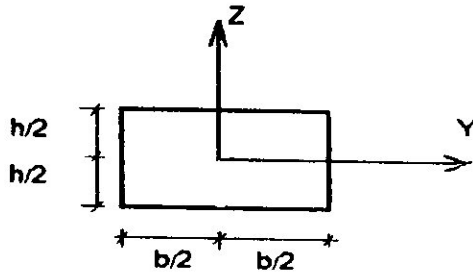
$$\Rightarrow C1 = \frac{F \cdot L^2}{2EI}$$

$$Y(x=L) = 0$$

$$= -\frac{F \cdot L^3}{6EI} + \frac{F \cdot L^3}{2EI} + C2$$

$$\Rightarrow C2 = -\frac{1 \cdot F \cdot L^3}{3EI}$$

$$\text{Donc : } Y(x) = -\frac{F \cdot x^3}{6EI} + \frac{F \cdot L^2 \cdot x}{2EI} - \frac{F \cdot L^3}{3EI}$$

II.6 Calcul des caractéristiques d'une section de la poutre :**II.6.1. Un rectangle**

$$\text{Section : } A = b \cdot h \quad (19)$$

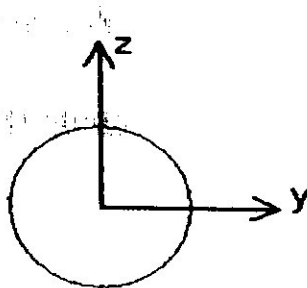
A: section de la poutre

B : la largeur de la poutre

h : la hauteur de la poutre

Moments d'inertie:

$$I_{xx} = \frac{b \cdot h^3}{12} ; I_{yy} = \frac{h \cdot b^3}{12} ; I_{yz} = 0 \quad (20)$$

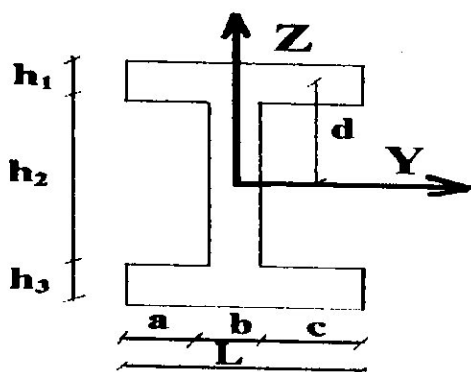
II.6.2 Un cercle :

$$\text{Section : } A = \pi r^2 \quad (21)$$

Moments d'inertie:

$$I_{yy} = I_{zz} = \frac{\pi \cdot r^4}{4} ; I_{yz} = 0 \quad (22)$$

II.6.3 section En I:



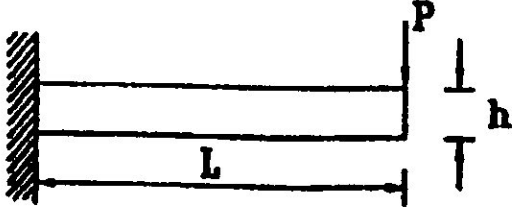
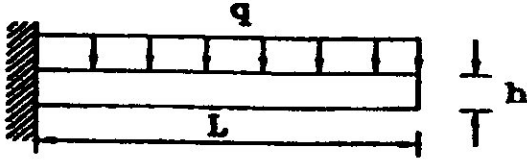
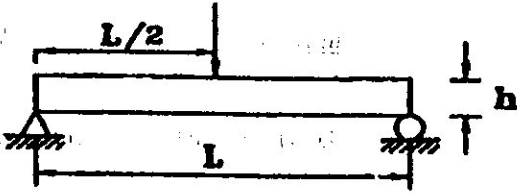
Section: $S = 2 [(2a+b) c] + db \quad (23)$

Moments:

$$I_{yy} = 2 \left[\frac{e_1 L^3}{12} + L e_1 d^2 \right] + \frac{e_2 b^3}{12} \quad (24)$$

$$I_{zz} = \frac{e_1 L^3}{6} + \frac{e_2 b^3}{12} ; I_{yz} = 0 \quad (25)$$

II.7 Déplacements max pour différentes configurations :

Configuration	Déplacement maximum
	<p>Poutre mince: $\omega_{max} = \frac{pL^3}{3EI}$</p> <p>Poutre épaisse:</p> $\omega_{max} = \frac{pL^3}{3EI} + \frac{pLh^2}{10GI}$
	<p>Poutre mince: $\omega_{max} = \frac{qL^4}{8EI}$</p> <p>Poutre épaisse:</p> $\omega_{max} = \frac{ql^4}{8EI} + \frac{l^2h}{20GI}$
	<p>Poutre mince: $\omega_{max} = \frac{pL^3}{48EI}$</p> <p>Poutre épaisse:</p> $\omega_{max} = \frac{pL^3}{48EI} + \frac{pLh^2}{40GI}$

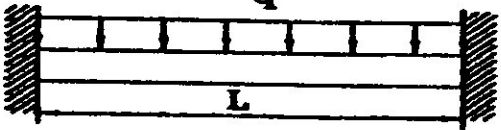
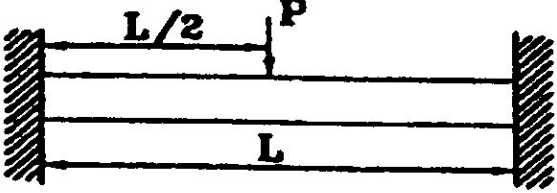
	$\omega_{max} = \frac{ql^4}{384EI}$ <p>Poutre mince:</p> $\omega_{max} = \frac{ql^4}{384EI}$ <p>Poutre épaisse:</p> $\omega_{max} = \frac{ql^4}{384EI} + \frac{qL^2h^2}{80GI}$
	$\omega_{max} = \frac{pL^3}{192EI}$ <p>Poutre mince:</p> $\omega_{max} = \frac{pL^3}{192EI}$ <p>Poutre épaisse:</p> $\omega_{max} = \frac{pL^3}{192EI} + \frac{pLh^2}{40GI}$

Tableau II.1 dépassements max pour différentes configuration

II.8 Vibrations transversales des poutres Euler-Bernoulli:

Sans détailler une démonstration que l'on trouve dans très nombreux ouvrages, on montre que l'équation d'équilibre dynamique d'une poutre élancée d'axe x et de caractéristiques constantes est dans le plan xOy.

$$Ely^{(4)} - \omega^2 Spy = 0 \tag{25}$$

E est le module de Young, I le moment quadratique d'inertie de la section, ρ la masse volumique, y le déplacement transversal dans le plan xOy et ω la pulsation propre du système. La solution générale est une combinaison linéaire de fonctions trigonométriques et hyperboliques:

$$Y = a \cos(\alpha x) + b \sin(\alpha x) + c \cosh(\alpha x) + d \sinh(\alpha x) \quad (26)$$

$$\text{Ou} \quad \alpha^4 = \frac{\rho S \omega^2}{EI} \quad (27)$$

; Les quatre constantes d'intégration a , b , c et d dépendant des conditions aux limites aux deux extrémités.

Le système linéaire formé en écrivant ces conditions aux limites, fournit les vecteurs propres et les fréquences propres associées. Ces fréquences propres sont calculées en annulant le déterminant du système et sont solutions d'une

équation généralement transcendante en $\lambda = \alpha L$ qui est une quantité sans dimension.

Par exemple, pour une poutre encastree-libre, l'équation aux valeurs propres est :

$$1 + \cos(\lambda) \cosh(\lambda) = 0 \quad (28)$$

Les différentes conditions aux limites peuvent être:

Encastrement: déplacement transversal et pente nuls $y = y' = 0$

Appui : déplacement transversal et moment nuls $y = y'' = 0$

Quidage : effort tranchant et pente nuls $y' = y''' = 0$

Libre : effort tranchant et moment nuls $y'' = y''' = 0$

Le tableau ci-dessous donne les valeurs de λ pour diverses conditions aux limites. La dernière colonne fournit une valeur approchée de λ_n d'autant plus précise que n est grand. Pour des poutres prismatiques de caractéristiques données, les fréquences propres sont données par la formule:

$$f_n = \frac{\lambda_n^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho S}} \quad 29$$

où :

f_n : la fréquence $n^{\text{ème}}$ mode (Hz)

EI : La rigidité de la poutre

S : la section

Pour une poutre circulaire de rayon R , ou une poutre de section rectangulaire, cette expression peut se simplifier en explicitant I et S .

Si les fonctions de forme choisies pour représenter le comportement statique d'une poutre permettent d'obtenir la solution analytique sous charge concentrée avec un seul élément, il n'est pas de même en analyse dynamique. Les modes propres de vibrations transversales des poutres élancées sont des combinaisons linéaires des fonctions trigonométriques et

hyperboliques; alors que les fonctions de forme, quelle que soit la base fonctionnelle choisie, sont globalement des fonctions du troisième degré en x . il n'y a pas d'élément exact au sens de la R.D.M en analyse dynamique.

La formule ci-dessus est sensiblement différente de la relation: $\omega = \sqrt{\frac{k}{m}}$

qui est le cas de systèmes discrets masses-ressorts, ce qui n'est bien sur pas le cas pour une poutre continue. On peut d'ailleurs s'en convaincre avec un exercice simple: soit une plaque cantilever de dimensions données et constituée d'un matériau homogène et isotrope. On enlève une partie de la matière, soit en faisant un trou soit plusieurs trous de position quelconque dans la plaque. Par rapport au calcul initial, les fréquences augmentent-elles ou diminuent-elles ?

Dans le cas d'un système discret masses-ressorts, la réponse est évidente: la masse diminue donc les fréquences augmentent. Mais là, quand on enlève de la masse, on enlève aussi de la raideur d'où la difficulté de prévoir a priori le sens de l'évolution du spectre : plaque cantilever, carrée, en acier de 1m de coté et de 1cm d'épaisseur.

CL	ET	λ_2	
Encastré-encastré -I-	$1 - \cos \lambda \quad \text{ch} \lambda = 0$	4.300 7.532 10.996 14.137 17.279	$\lambda_n = (2n + 1) \pi / 2$
Encastré-articulé -II-	$\text{Tg} \lambda = \text{th} \lambda$	3.266 7.686 10.210 13.352 16.493	$\lambda_n = (2n + 1) \pi / 4$
Encastré-libre -III-	$1 + \cos \lambda \quad \text{ch} \lambda = 0$	1.8751 4.6941 7.8548 10.996 14.135	$\lambda_n = (2n - 1) \pi / 2$
Encastré-guidé -IV-	$\text{Tg} \lambda = \text{th} \lambda$	2.3650 5.4980 8.6395 11.781 17.923	$\lambda_n = (4n - 1) \pi / 4$
Articulé-articulé -V-	$\sin \lambda = 0$	$n\pi$	
Articulé-libre -VI-	$\text{Tg} \lambda = \text{th} \lambda$	Voir(II)	
Articulé-guidé -VII-I	$\text{Cos} \lambda = 0$	$(2n - 1) \pi / 2$	

Libre-guidé -VIII-	$Tg\lambda = -th\lambda$	Voir (IV)	
Libre-libre -IX-	$1 - \cos\lambda ch\lambda = 0$	Voir (I)	

Tableau II.2 les différentes conditions aux limites

λ_n : n-ième racine d'une équation transcendante (ET) dépendant des conditions aux limites (CL).

Chapitre III :
Applications sur
FEMLAB et présentation
des résultats

III.1 Introduction:

Ce chapitre entre dans le cadre de l'application de quelque application sur le logiciel FEMLAB.

Pour ce la on a fait une comparaison entre deux matériaux utilisées en structure aéronautique (l'acier et l'aluminium) (voir tableau III.1).

Un calcul statique et un calcul des fréquences et des modes propres ont été faits pour différentes configurations, suivi par une étude comparative .

	E (module de young) (MPA)	Masse volumique (Kg / m ³)
ACIER	$2,1 \times 10^{11}$	7800
ALUMINIUM SERIE 2000	71×10^{10}	2800

TABLEAU III.1 Paramètres physiques de l'ACIER et l'ALUMINIUM série 2000

III.2 La comparaison entre les résultats:

Pour faire la comparaison entre les résultats obtenus théoriquement et ceux obtenus par FEMLAB, on a utilisé une structure, d'une poutre à section rectangulaire ; la poutre est représentée selon trois configurations (encastree - encastree, encastree - libre, encastree - articulée).

Les paramètres géométriques de la poutre:

La longueur : 3 m

La section : $h \times b = 0.1 \times 0.4 = 0.04 \text{ m}^2$

DEPLACEMENTS MAX	RESULTAS OBTENU PAR FEMLAB	RESULTATS THORIQUES
ENCASTREE- LIBRE	0.129	0.129
ENCASTREE- ENCASTREE (ch- conc)	0.00201	0.00201
ENCASTREE- ENCASTREE (ch- rep)	1.51e-0.003	1.51e-0.003

TABLEAU III.1 Comparaison entre les déplacements maximaux théoriques et celle obtenu par FEMLAB pour L'ACIER

FREQUENCES PROPRES	RESULTAS OBTENU PAR FEMLAB	RESULTATS THORIQUES
ENCASTRE- LIBRE	2.94508 18.4567 51.6815	2.94506 18.4566 51.6815
ENCASTREE- ENCASTREE	18.7404 51.6611 101.291	18.7406 51.6600 101.200

TABLEAU III.2 Comparaison entre les fréquences propres théoriques et celle obtenu par FEMLAB pour l'ACIER

DEPLACEMENTS MAX	RESULTAS OBTENU PAR FEMLAB	RESULTATS THORIQUES
ENCASTRE-LIBRE	0.38	0.38
ENCASTRE-ENCASTRE (ch-conce)	0.05	0.05
ENCASTRE-ENCASTREE (ch-rep)	4.46e-03	4.46e-03

TABLEAU III.3 Comparaison entre les déplacements maximaux théoriques et celle obtenu par FEMLAB pour L'ALUMINIUM SERIE 2000

FREQUENCES PROPRES	RESULTAS OBTENU PAR FEMLAB	RESULTATS THORIQUES
ENCASTRE-LIBRE	2.9106 18.2406 51.0764	2.90 18.0002 50.2356
ENCASTRE-ENCASTRE	18.1873 50.1362 98.3013	18.1870 50.1360 98.3000

TABLEAU III.4 Comparaison entre les fréquences propres théoriques et celle obtenu par FEMLAB pour l'ALUMINIUM SERIE 2000

III.3 poutre en acier :

III.3.1 Calcul Statique:

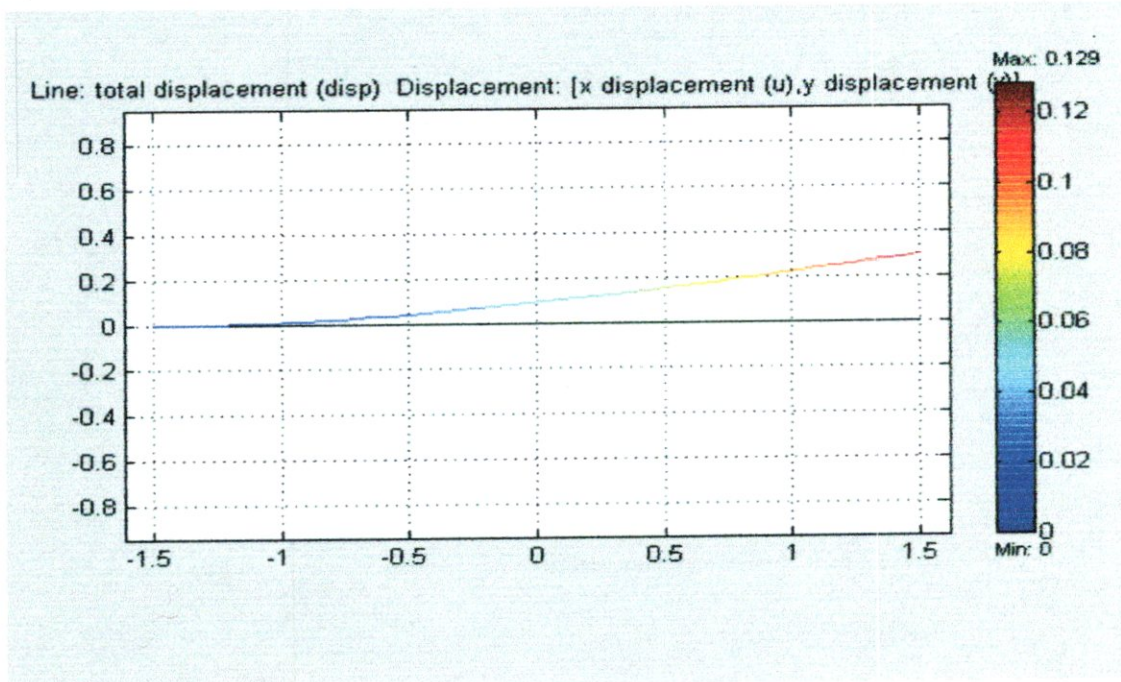


Fig III.1 déplacement max d'une poutre encastée-libre en acier (charge concentrée).

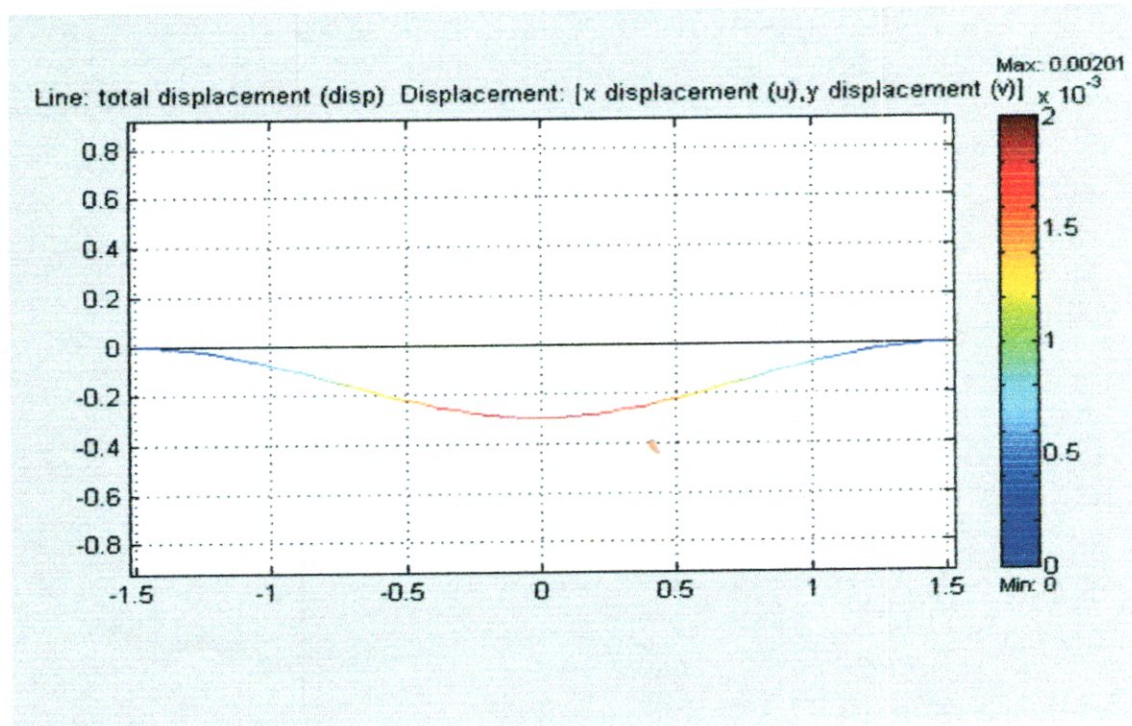


Fig III.2 flèche max d'une poutre encastée-encastée en acier (charge concentrée).

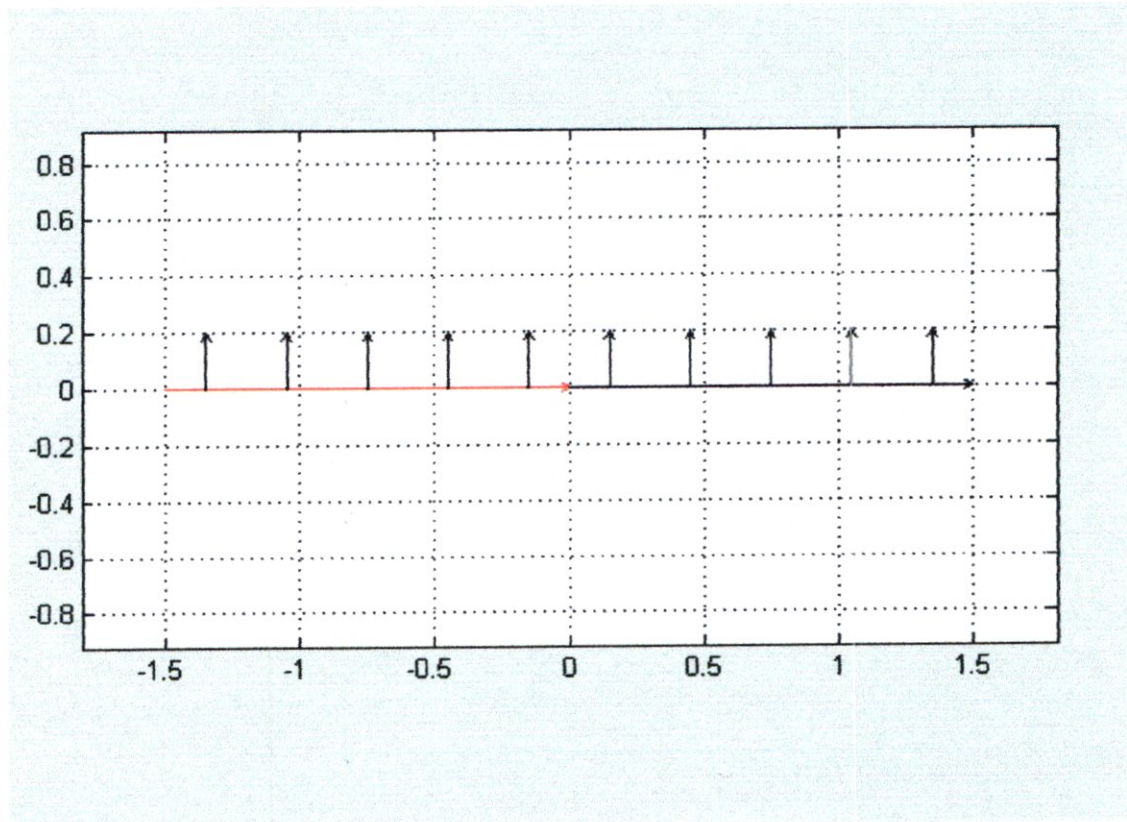


Fig III.3 charge répartie sur la poutre encastree-encastree en acier

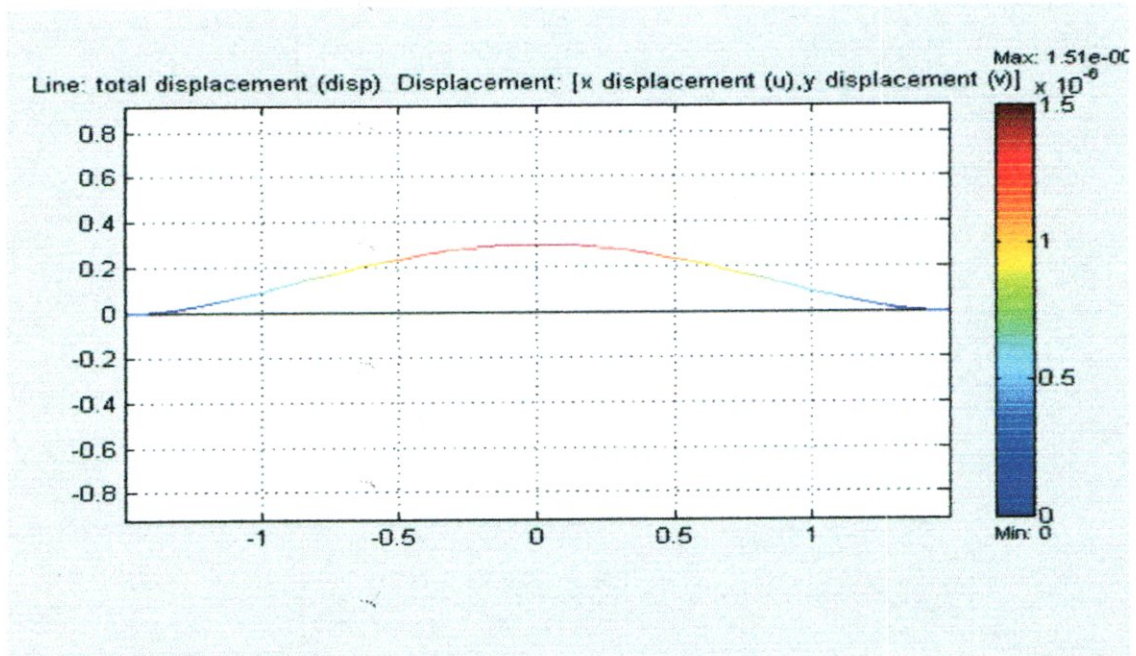
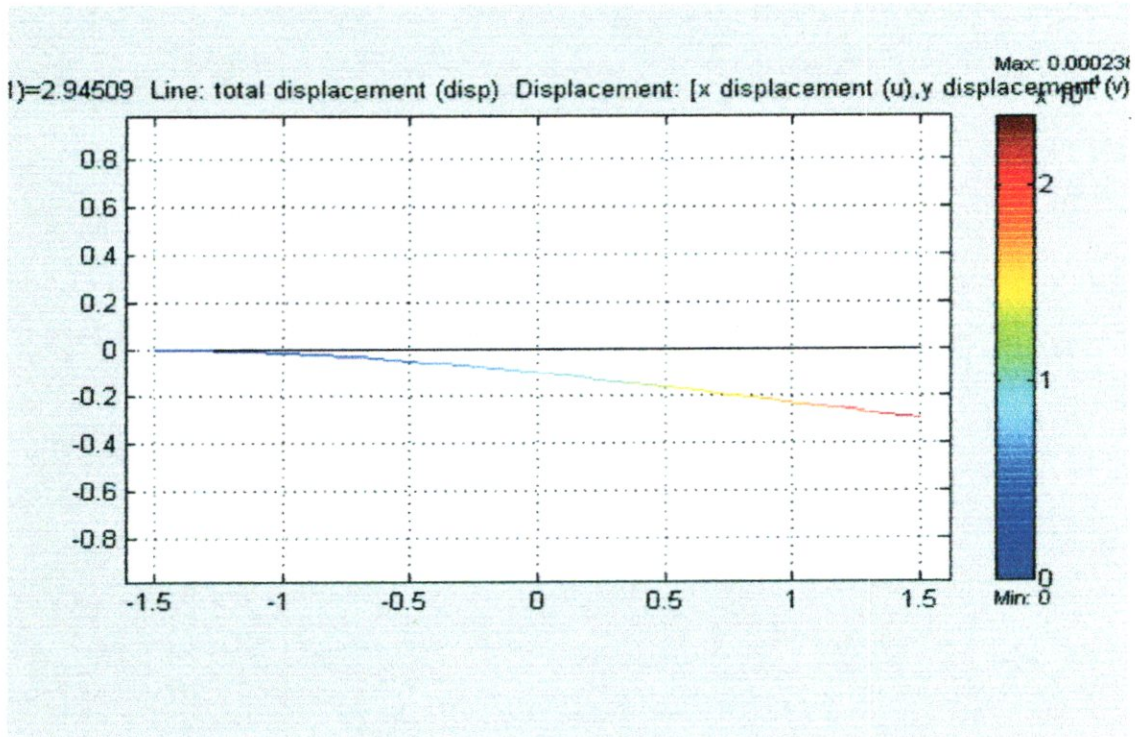
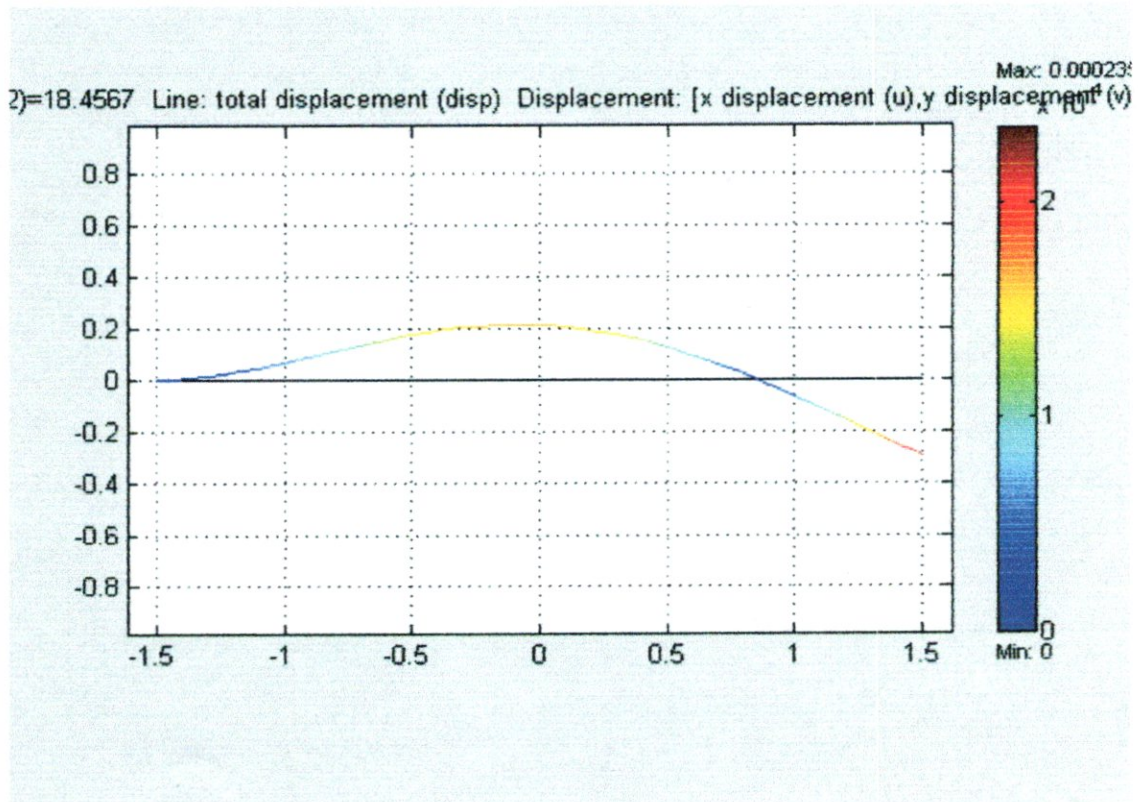


Fig III.4 flèche max d'une poutre encastree-encastree en acier (charge répartie).

III.3.2. Calcul Vibratoire :

Fig III.5 1^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acierFig III.6 2^{eme} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier

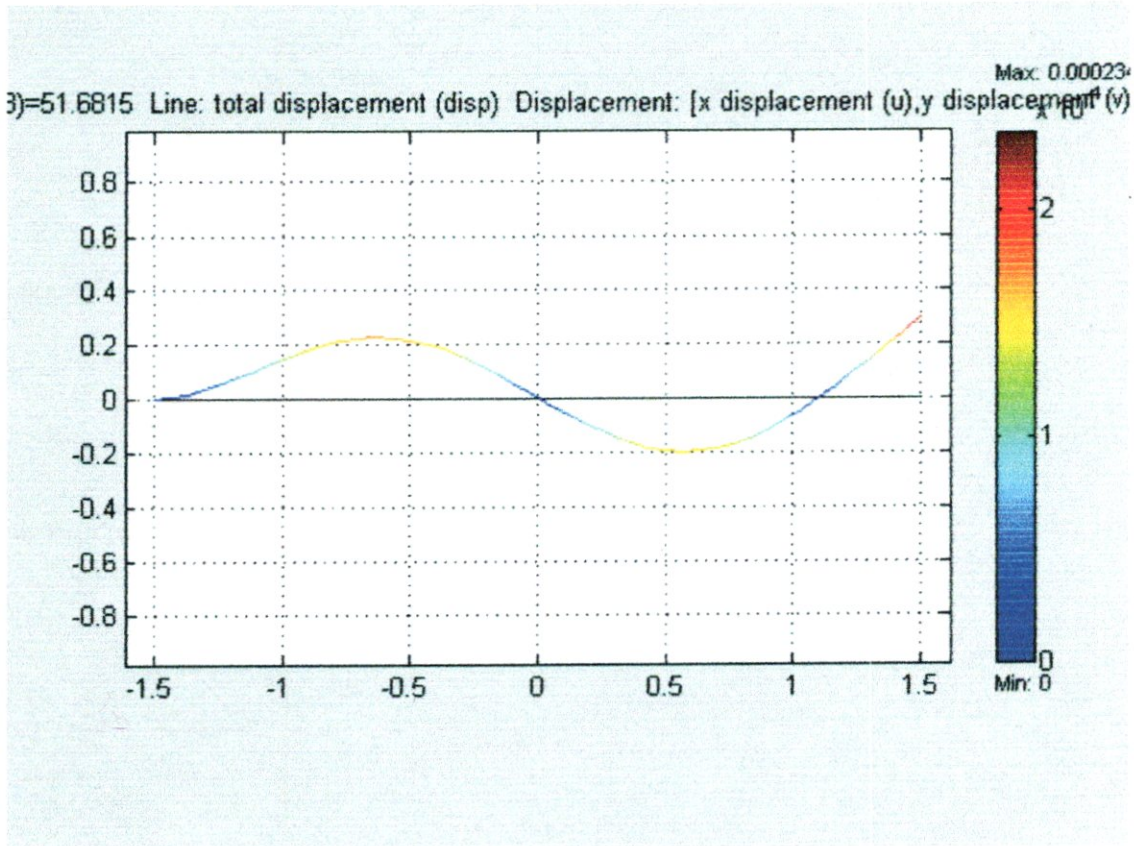


Fig III.7 3^{eme} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier

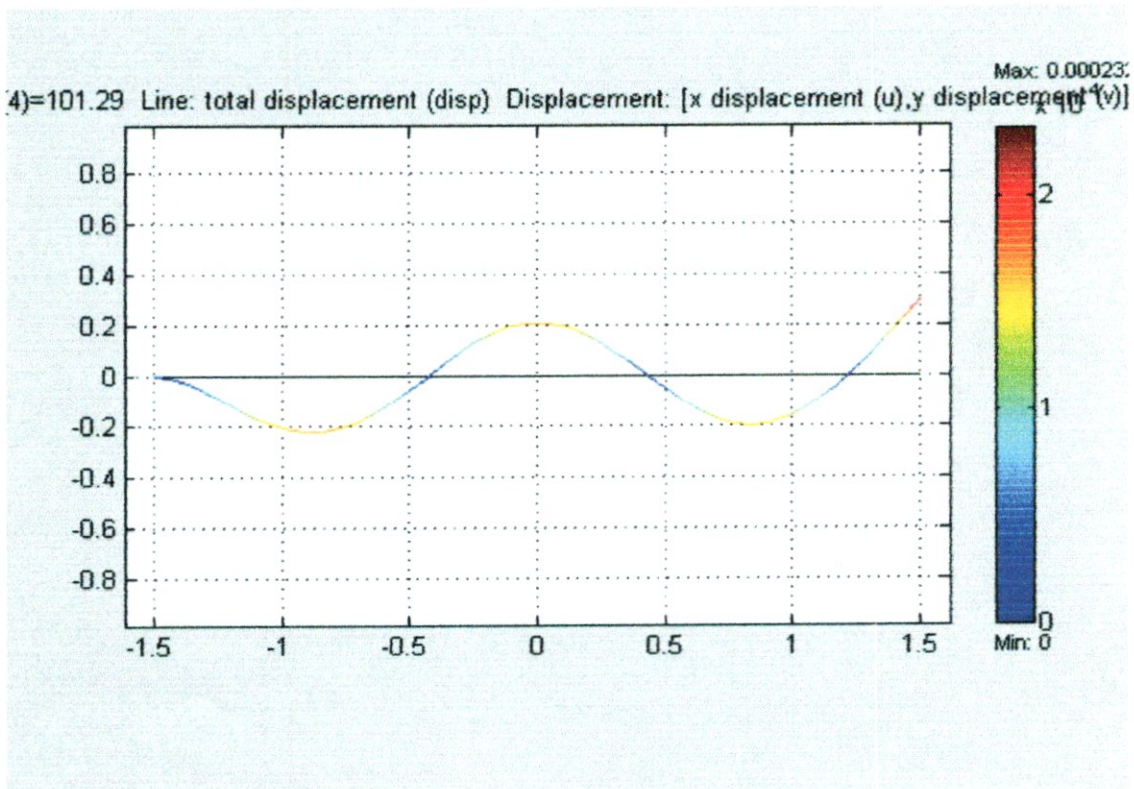


Fig III.8 4^{eme} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier

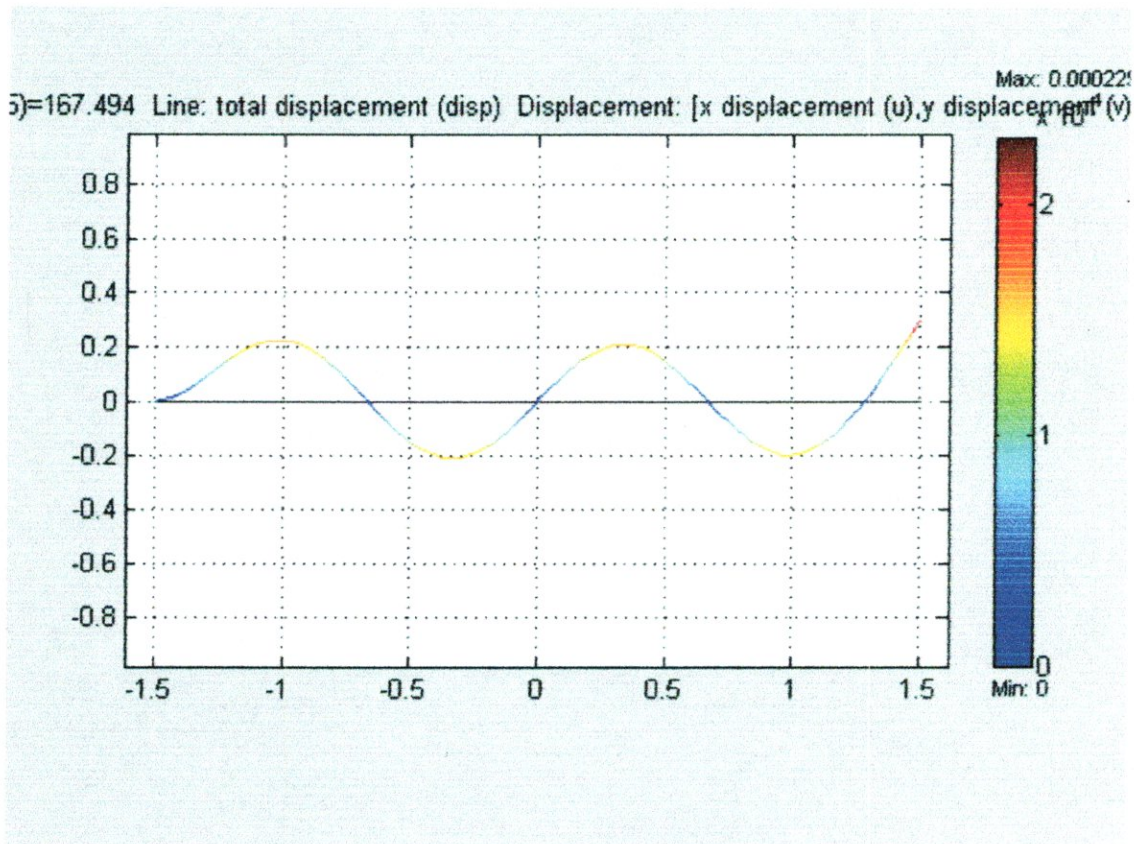


Fig III.9 5^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en acier

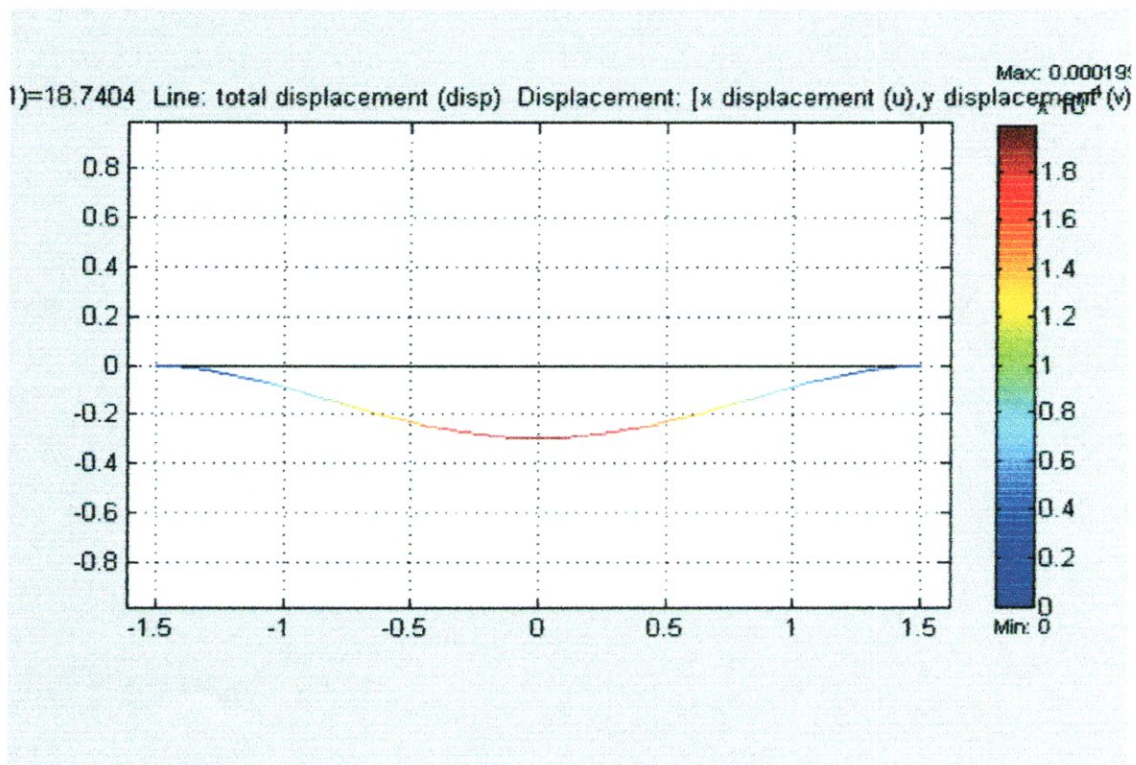


Fig III.10 1^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier

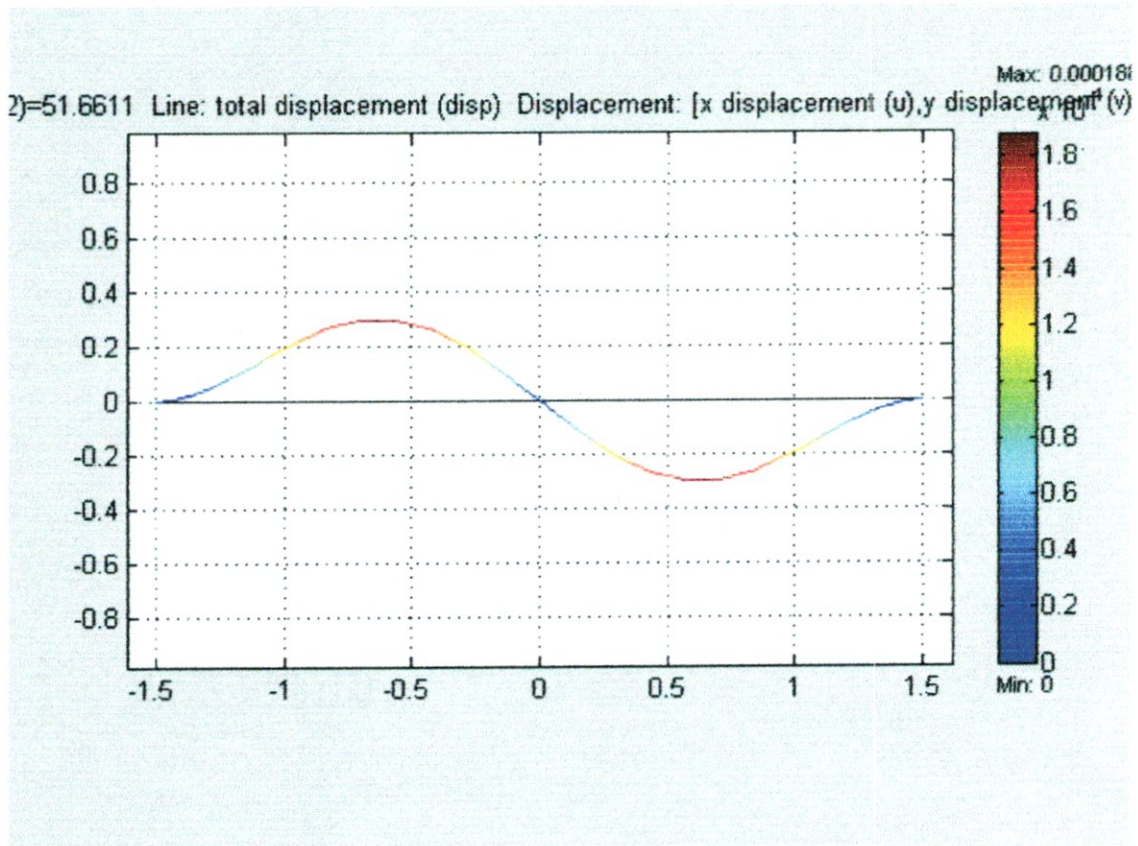


Fig III.11 2^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier

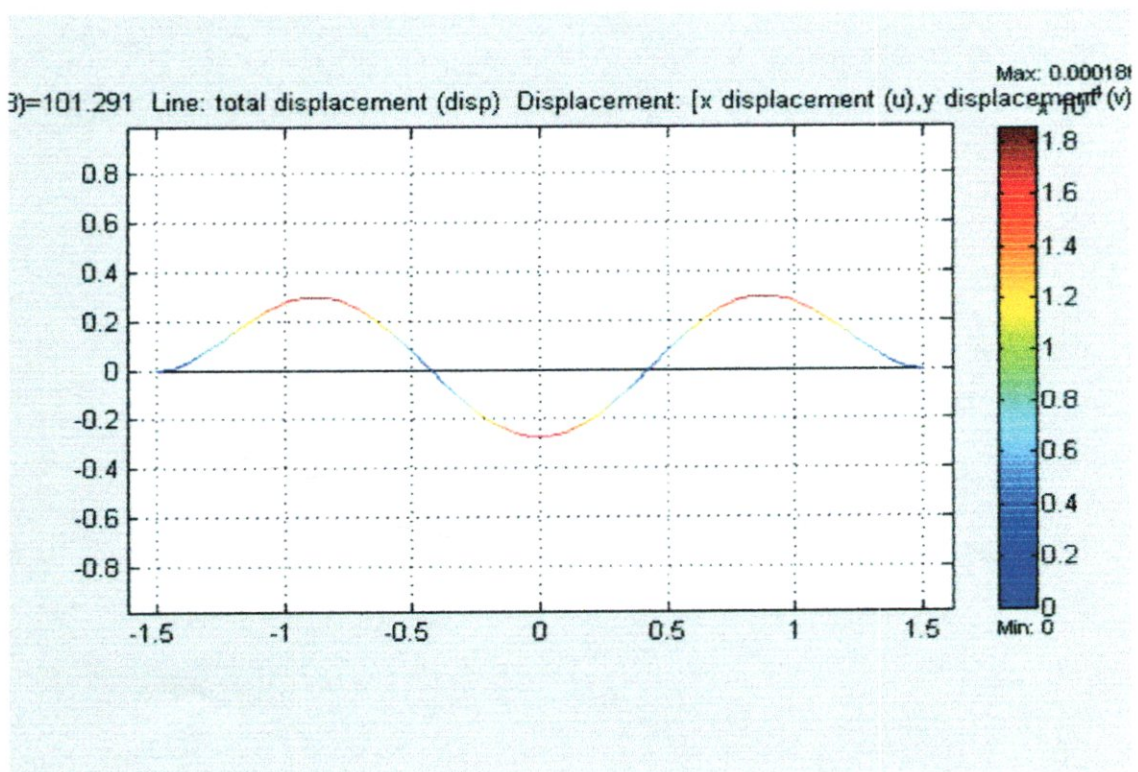


Fig III.12 3^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier

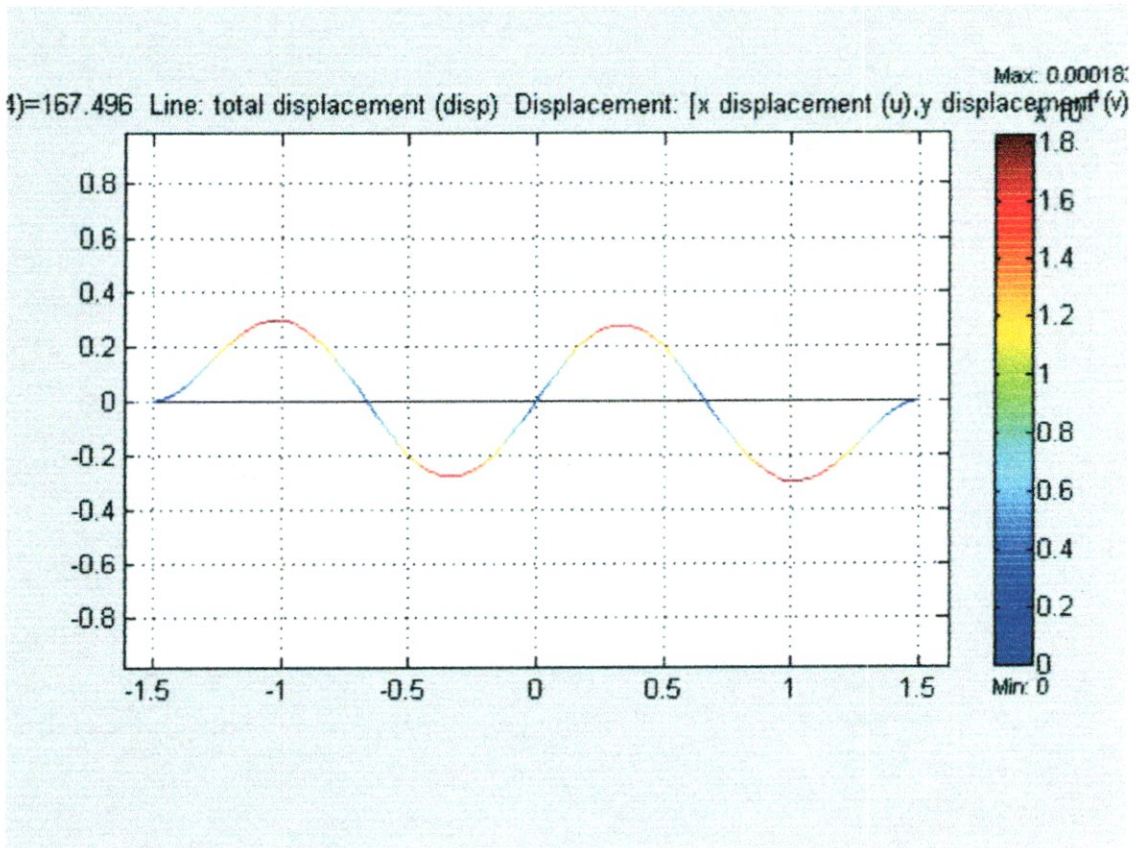


Fig III.13 4^{eme} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en acier

III.4 Poutre en Aluminium :

III.4.1 Calcul Statique

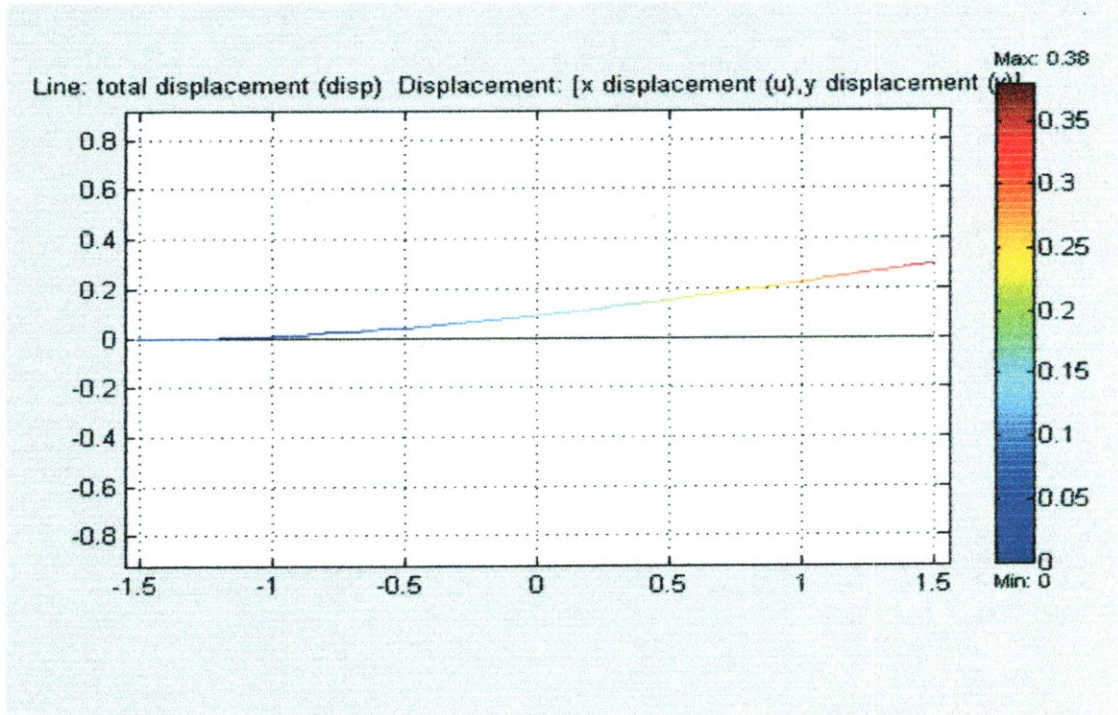


Fig III.14 déplacement max d'une poutre encastée-libre en Alum (charge concentrée).

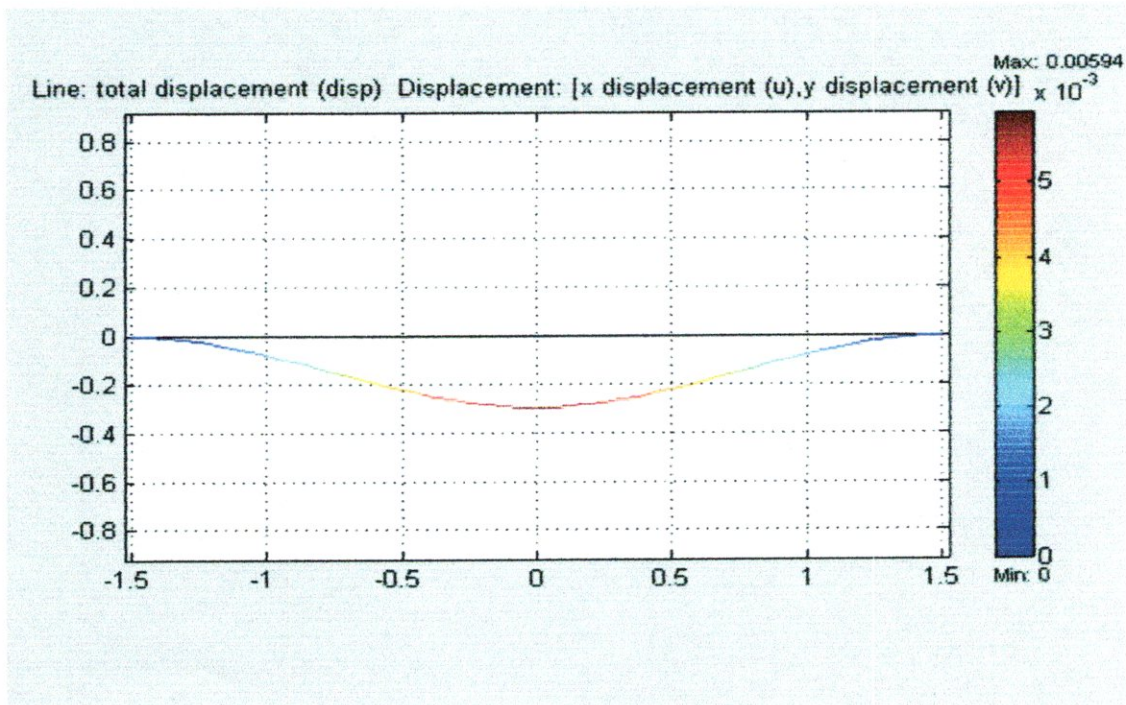


Fig III.15 flèche max d'une poutre encastée-encastée en Alum (charge concentrée).

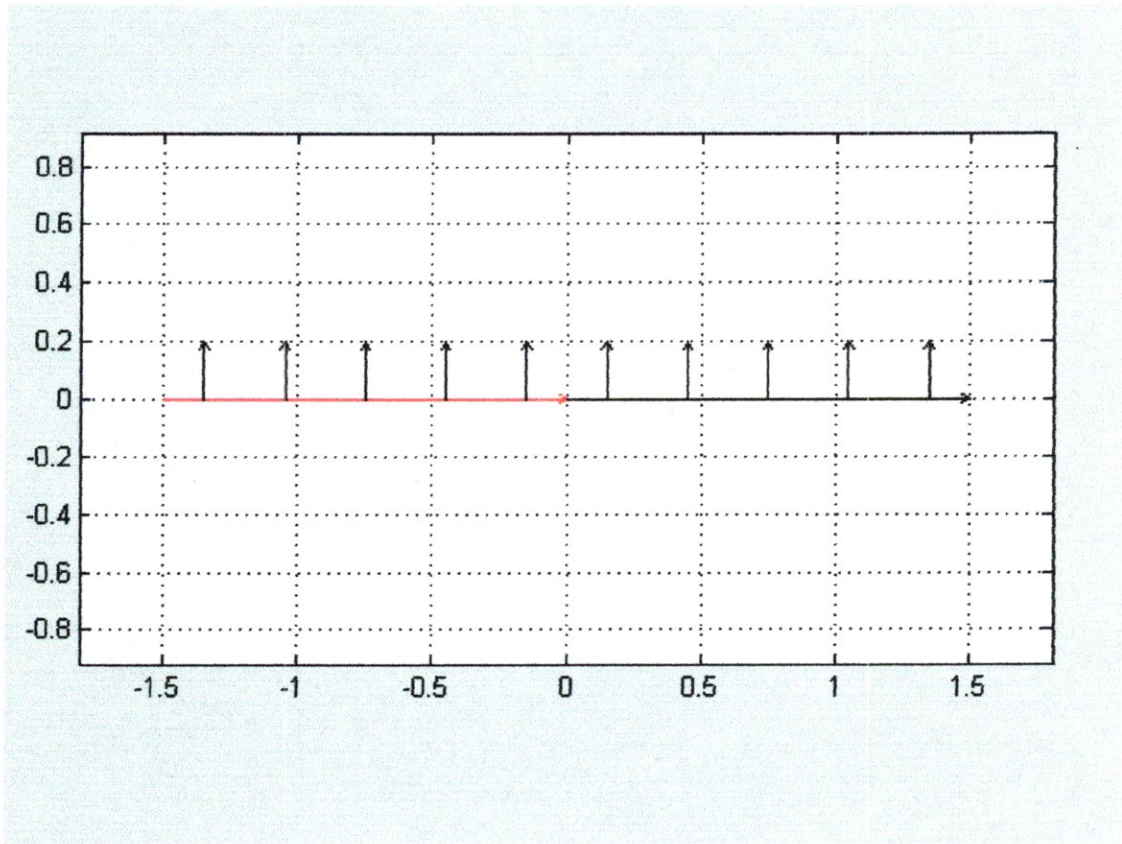


Fig III.16 charge repartie sur la poutre encastree -encastree en Alum

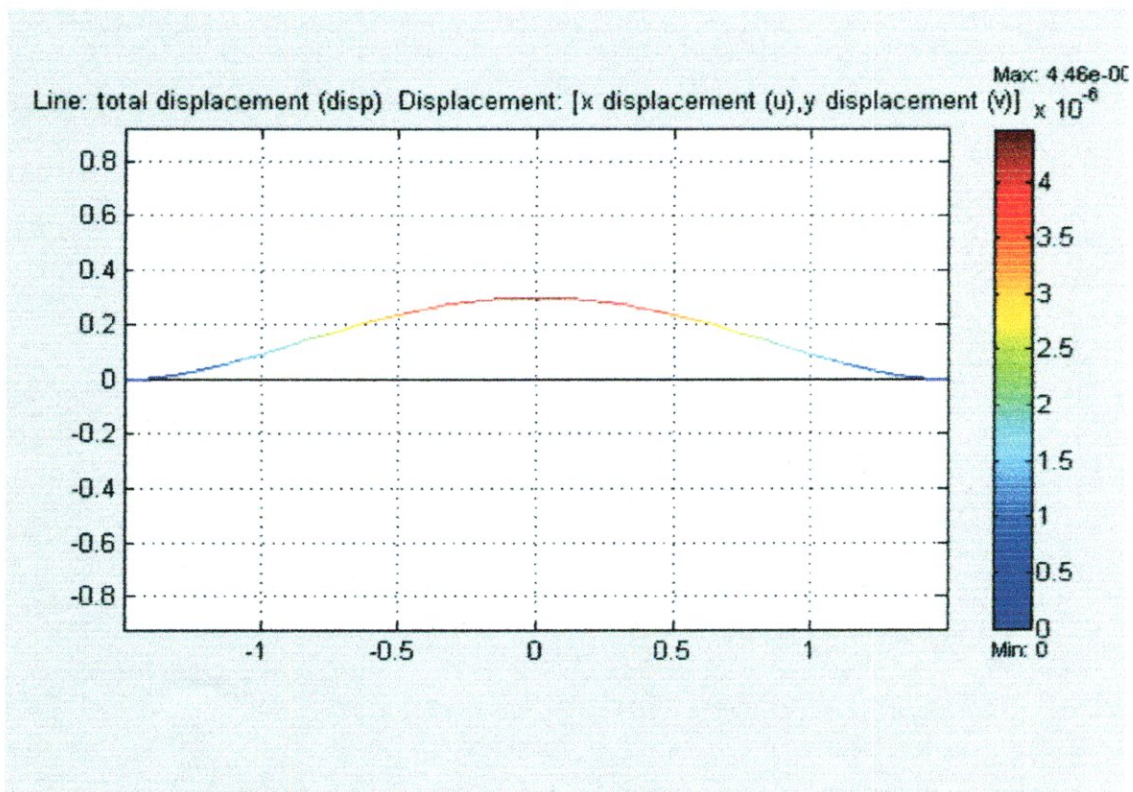
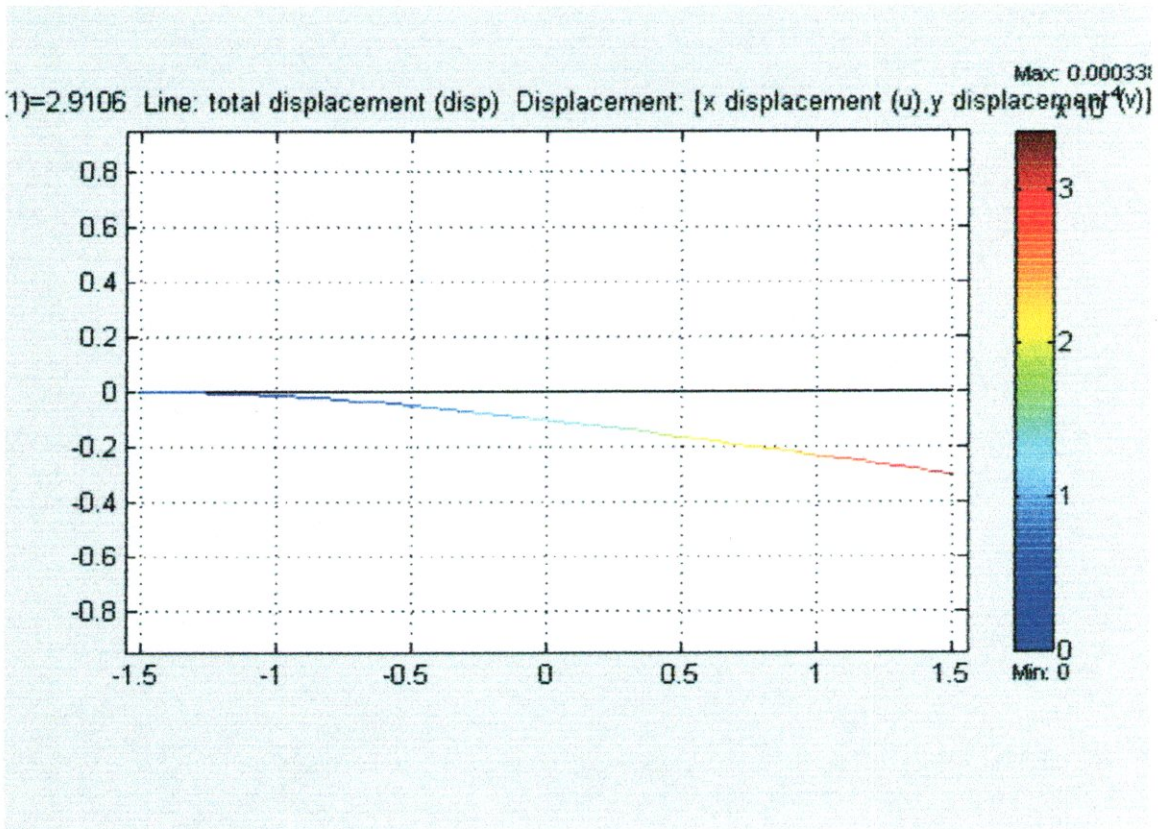
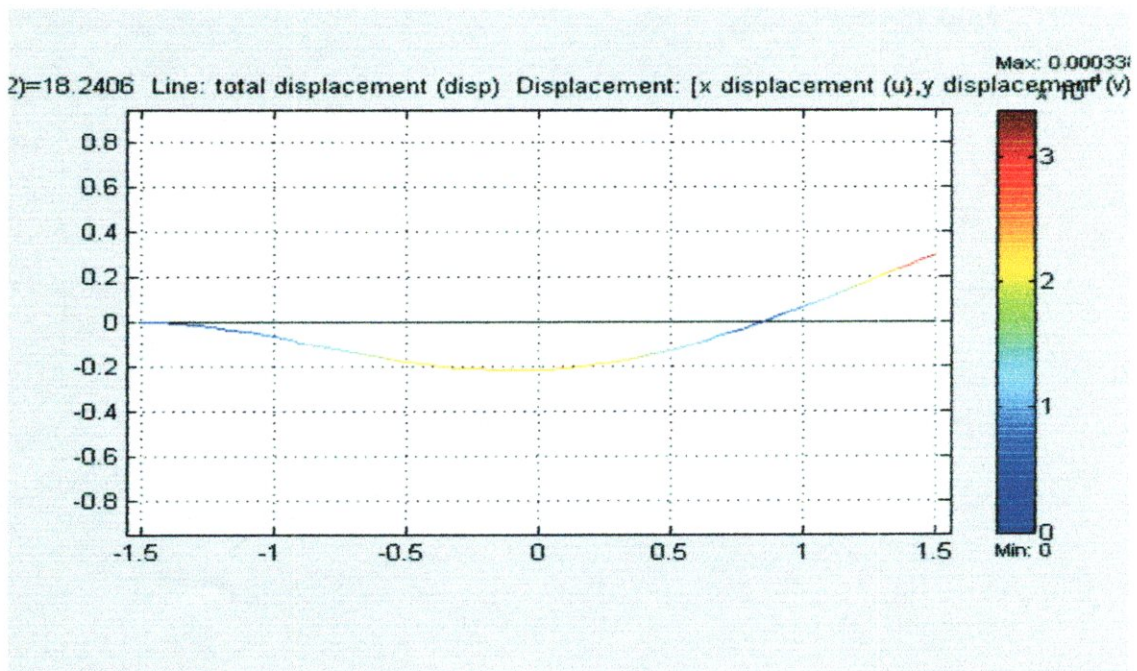


Fig III.17 fleche max d'une poutre encastree-encastree en Alum (charge repartie).

III.4.2 Calcul vibratoire

Fig III.18 1^{er} mode de flexion d'une poutre encastée-libre en AlumFig III.19 2^{eme} mode de flexion d'une poutre encastée-libre en Alum

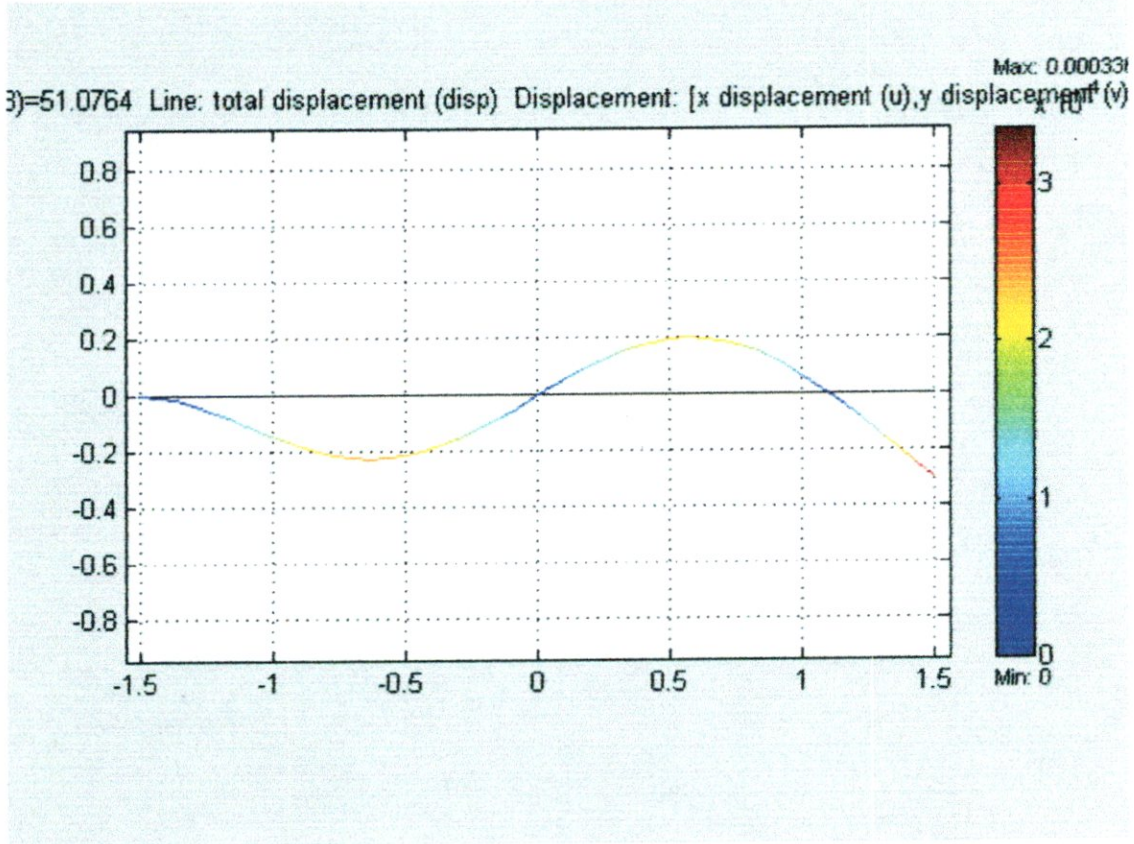


Fig III.20 3^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum

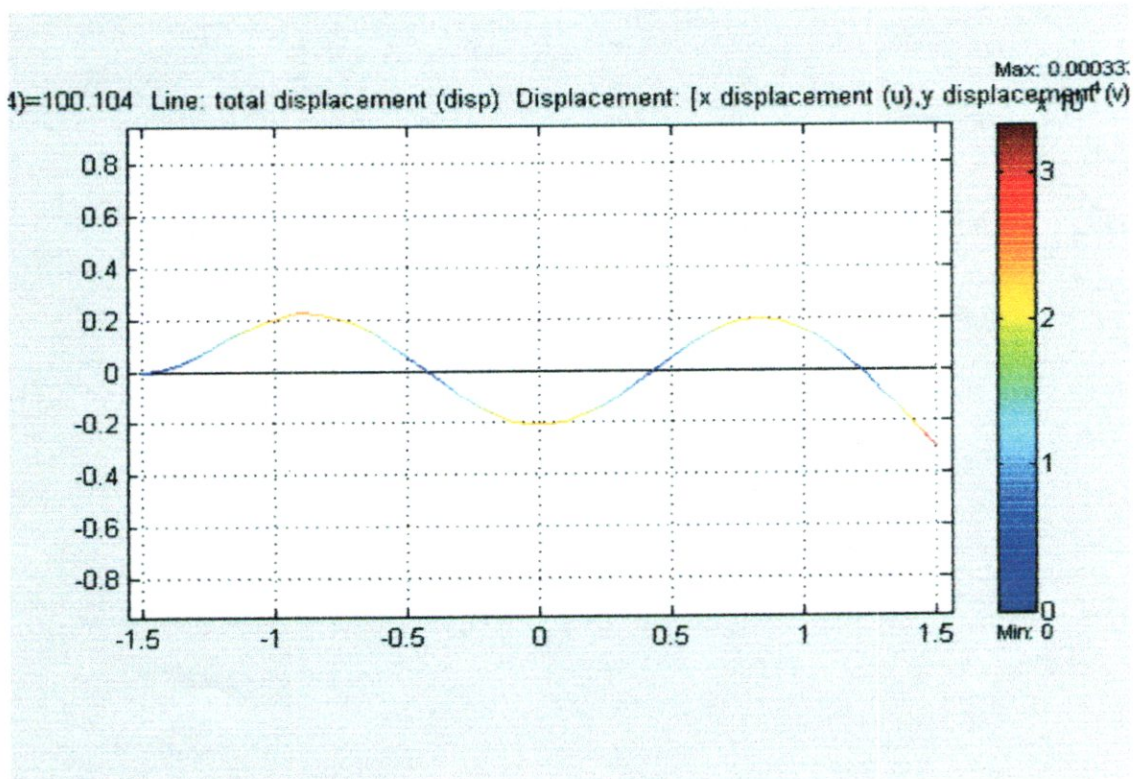


Fig III.21 4^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum

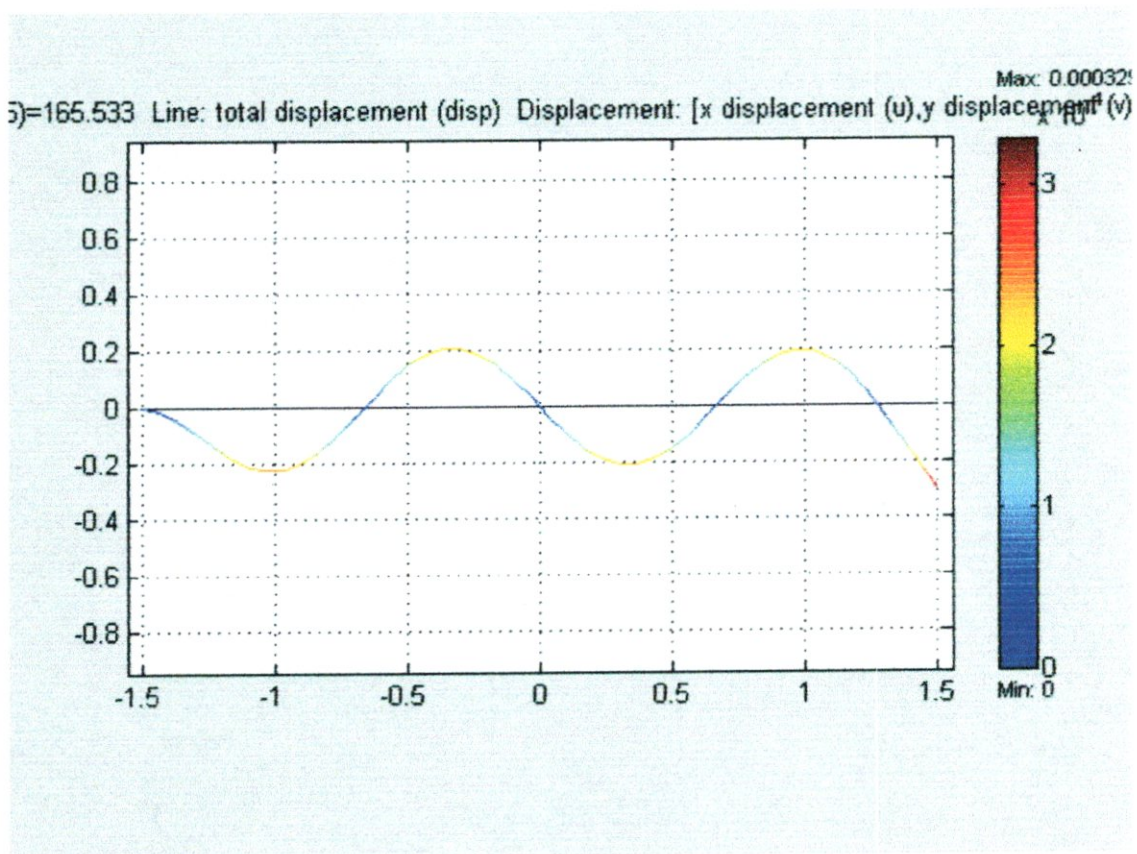


Fig III.22 5^{eme} mode de flexion d'une poutre encastree-libre en Alum

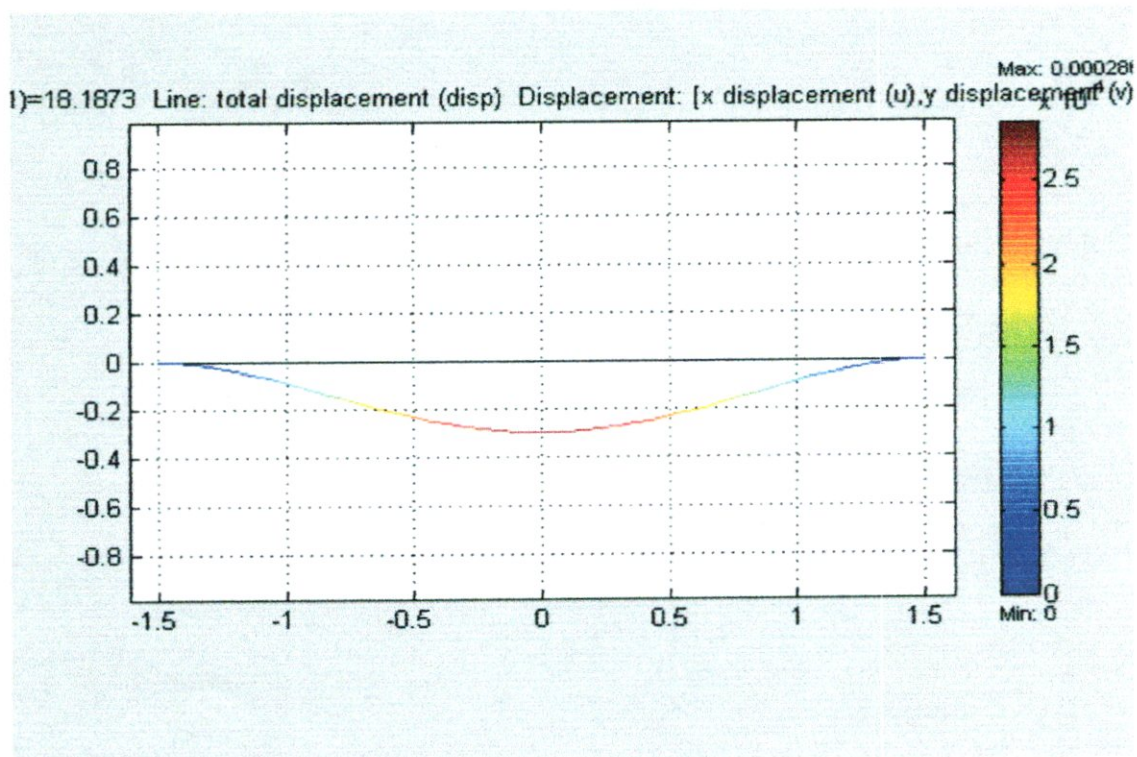


Fig III.23 1^{er} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum

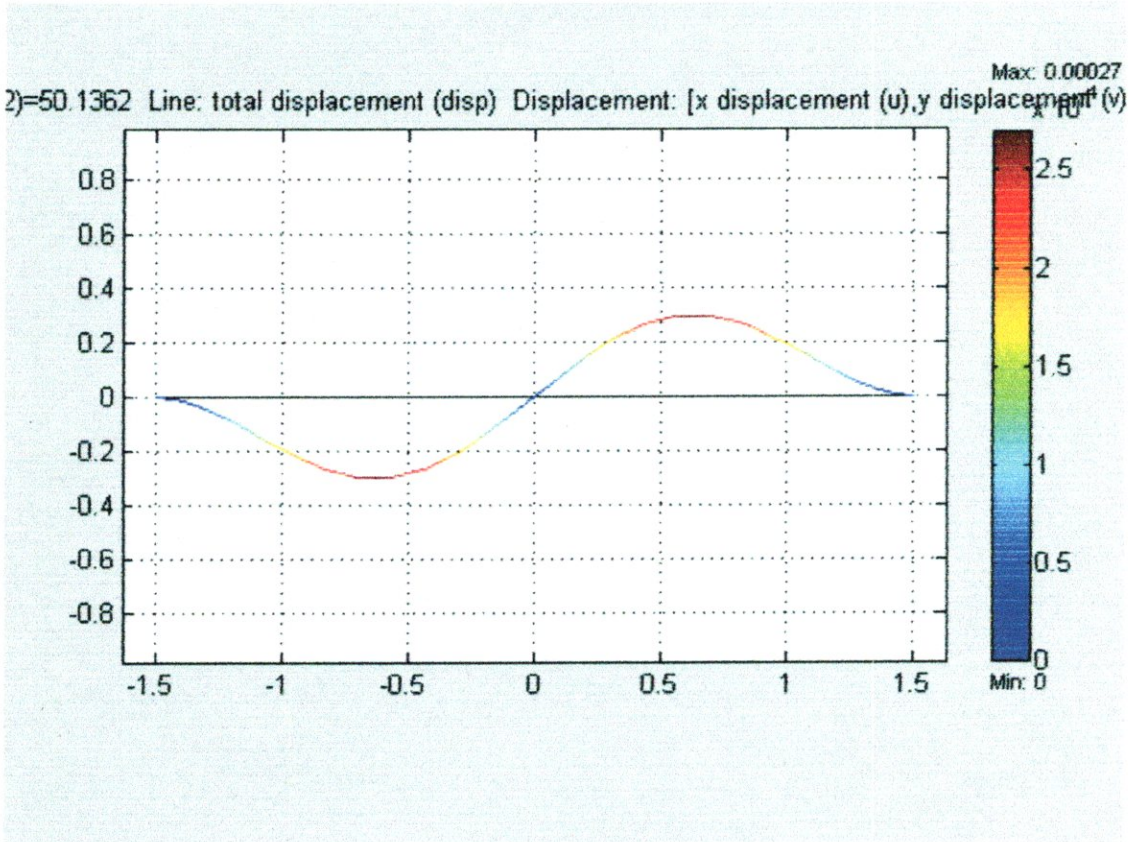


Fig III.24 2^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum

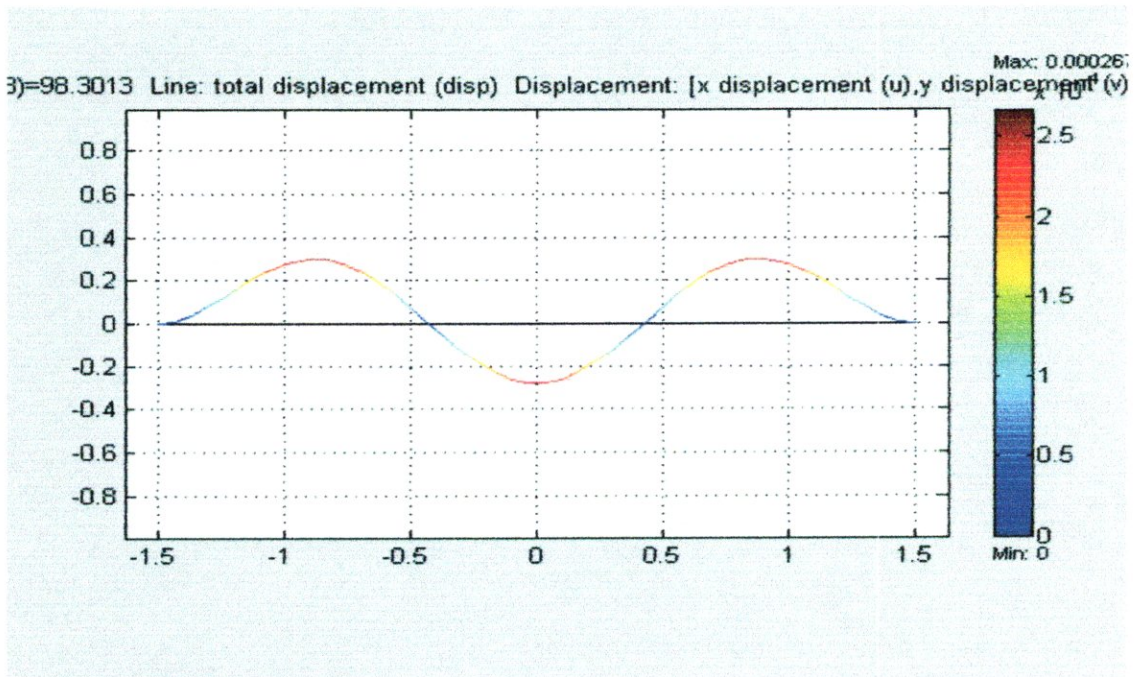


Fig III.25 3^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum

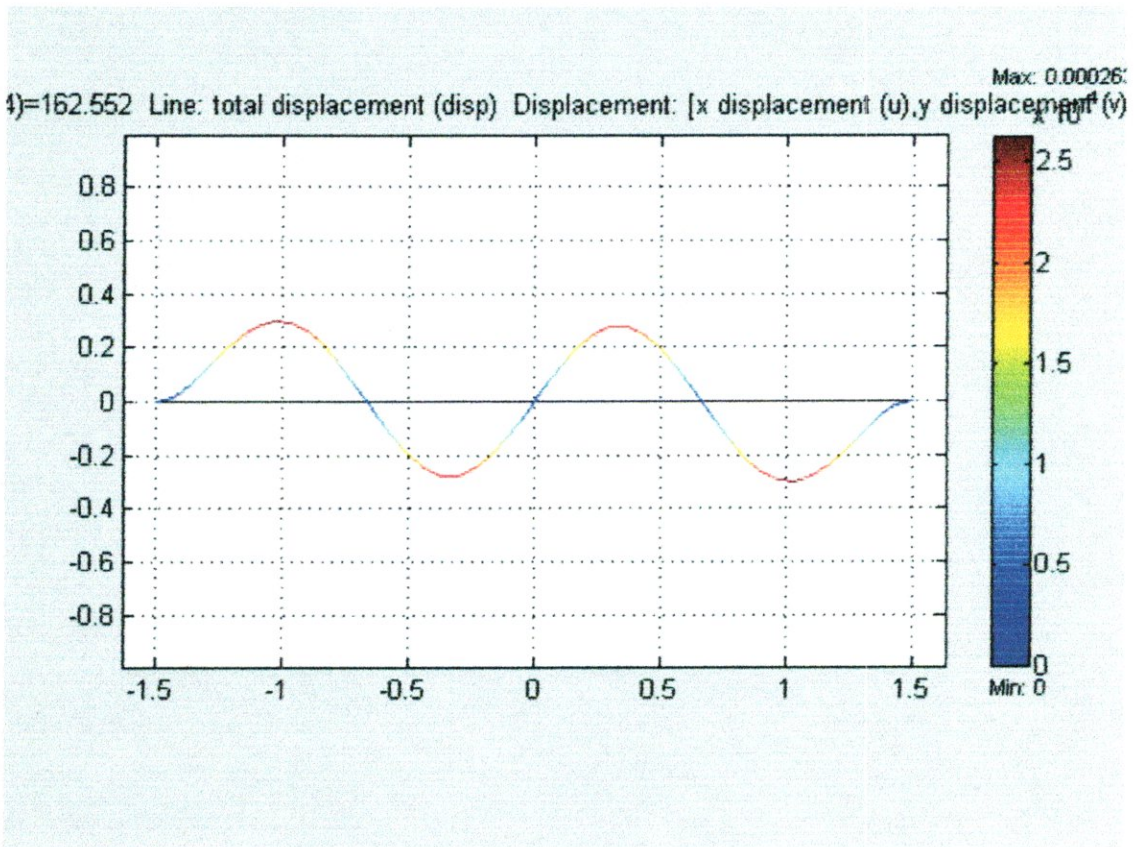


Fig III.26 4^{ème} mode de flexion d'une poutre encastree-encastree en Alum

Annexe

Utilisation de Femlab

But

Simulations de plaques en vibration et recherche de modes propres.

Le logiciel

Femlab est un logiciel de simulation. C'est un programme qui utilise Matlab comme calculateur.

Préliminaires

Les simulations réalisées sous Femlab sont enregistrées dans des fichiers avec l'extension .mat. Vous trouverez les fichiers pour les simulations de plaques sur la page Web du laboratoire:

>Intranet>Laboratoire>Modes propres de vibrations de plaques>Simulations Femlab

Téléchargez le fichier correspondant à la simulation souhaitée dans votre répertoire de travail. N'ouvrez pas directement le fichier depuis son emplacement sur le site Web. En effet, le fichier de simulation doit être modifié par le logiciel.

Utilisation

Lancez Femlab et double-cliquez sur son icône (sur le bureau).

Au démarrage, Femlab propose de choisir un modèle. Annulez l'assistant si nécessaire en appuyant sur "Cancel".

Ouvrez le fichier correspondant en utilisant le menu déroulant: "File">"Open">"Model MAT-File"

La modélisation ici utilisée est celle des plaques fine (Kirchhoff), "Structural Mechanics Module – Thin (Kirchhoff) Plates".

Dans ce module, on travaille en 2D, c'est-à-dire que l'objet est dimensionné que dans deux directions.

Cependant, il est tout de même nécessaire de spécifier l'épaisseur de l'objet.

La barre d'outil utilisée dans ce module est le suivant:



avec les fonctions suivantes:

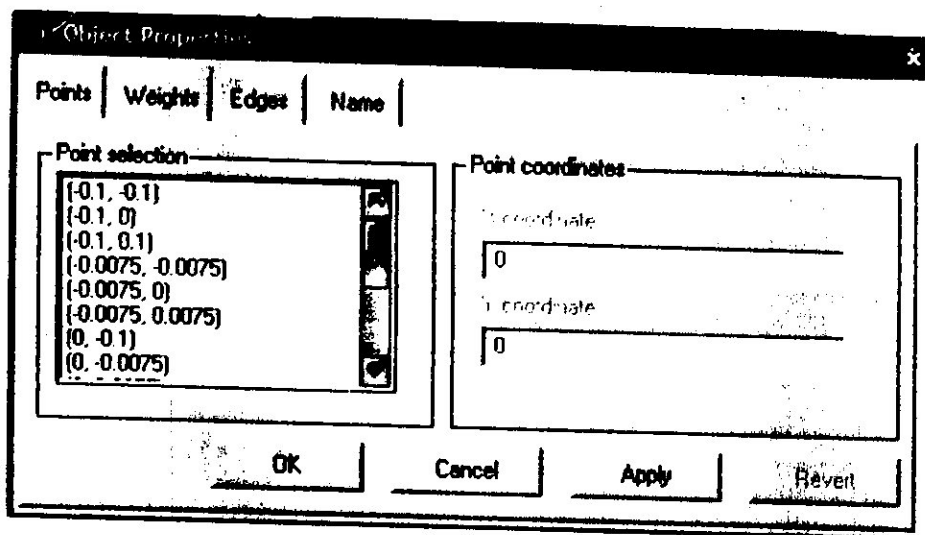
- A: permet de dessiner l'objet en 2D
- B: permet de caractériser le matériau de chaque élément de l'objet
- C: introduction des conditions de simulations (contraintes, déplacement, etc.)
- D: calcul du maillage
- E: en mode de recherche de solutions
- F: visualisation de la simulation

Il est à noter que l'ordre de procéder est impératif pour que la simulation se fasse. En effet, si l'on souhaite modifier, par exemple, le matériau de l'objet, il faut passer en B et ensuite cliquer sur F.

Remarque: pour chaque fonction de A à F on a le menu correspondant.

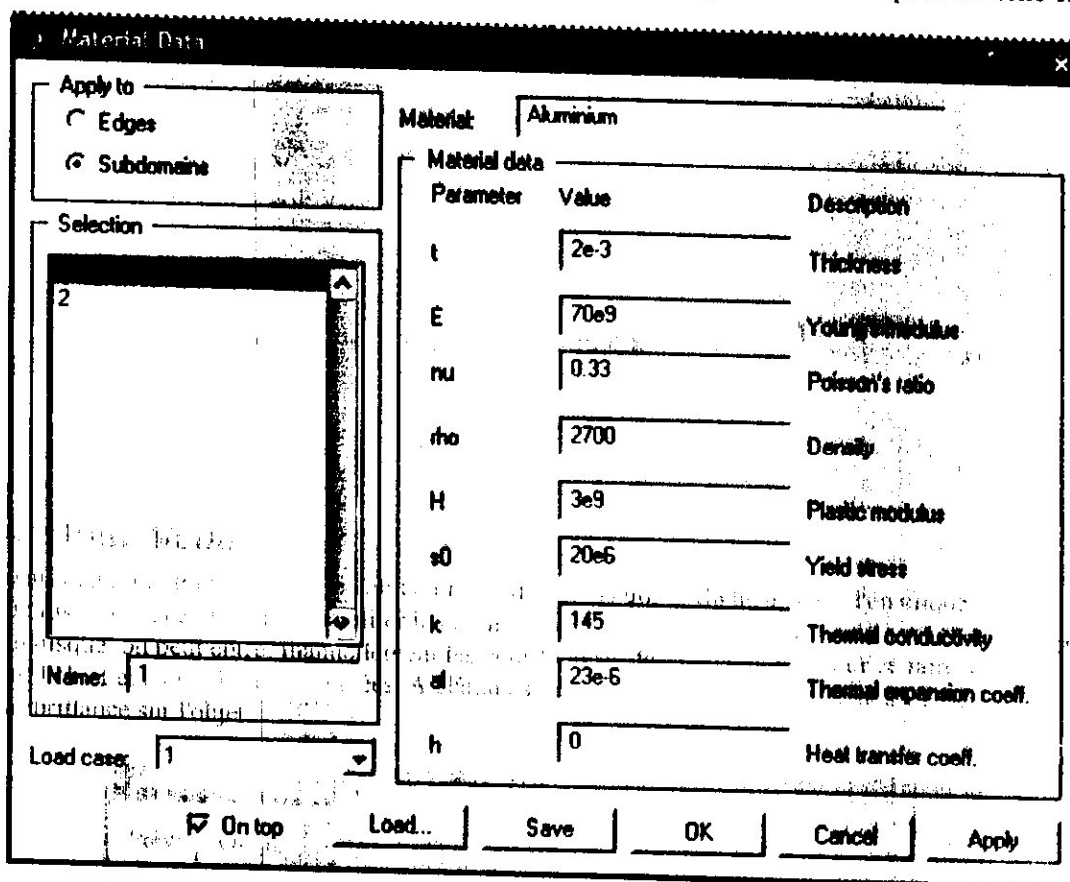
A: Draw Mode

Dans cette fonction, on dessine l'objet à l'aide des outils qui s'affiche dès que l'on clique sur Δ . On dispose d'une grille pour faciliter le dessin. Afin d'avoir les côtes exactes de son objet, par exemple un disque, on peut entrer manuellement les coordonnées de chaque point. Pour ce faire, double-cliquez sur l'objet et entrez les coordonnées. A chaque sélection, le point correspondant s'affiche en surbrillance sur l'objet.



B: Elements Mode

Dans cette fonction, on décrit le matériau de chaque partie de l'objet en double-cliquant sur celle-ci.



C: Load Mode

Dans cette fonction, on précise les conditions de simulations. On peut imposer une contrainte quelconque ou un déplacement fixe à une partie de l'objet.

Remarque: on peut imposer des conditions sur un point ("Points"), un domaine particulier ("Subdomains") ou un bord ("Edges").

Loads and Constraints

Apply to

Points

Edges

Subdomains

Selection

1

2

3

4

5

6

7

8

Name:

Load case: 1

Loads

Load	Value	Description
Fz	0	Force, z dir.
Mx	0	Moment, x dir.
My	0	Moment, y dir.

Coordinate system:

Global x,y,z

Frequency Response Specification >>

Constraints

Active	Constraint	Value	Description
<input type="checkbox"/>	Rz	0	Constraint, z dir.
<input type="checkbox"/>	R11x	0	Constraint, x rot.
<input type="checkbox"/>	R11y	0	Constraint, y rot.

Constraint computation: Point-wise Integrated

General constraints

Use general constraints

E-penalty

On top

OK

Cancel

Apply

D: Mesh Mode

Ici, on attribue la finesse du maillage. On diminue la taille des mailles en utilisant "Refine Mesh" dans le menu "Mesh".

E: Solve Mode

Dans cette fonction, on précise la simulation que l'on souhaite faire. Dans notre cas de fréquences propres, on choisit: "Solve">"Parameters" et ensuite "Eigenfrequency"

The image shows a screenshot of the "Solver Parameters" dialog box in a software application, specifically the "Eigenfrequency" tab. The dialog box has a title bar with a close button (X) and a tabbed interface with the following tabs: "General", "Nonlinear", "Timestepping", "Eigenfrequency" (selected), and "Frequency Response".

Under the "Search strategy" section, there are two radio button options:

- Prescribed no of eigenfrequencies
- All eigenfrequencies in search range

Below these options, there are three input fields:

- "Desired number of eigenfrequencies:" with the value "10" entered.
- "Eigenfrequency search start value:" with the value "1" entered.
- "Eigenfrequency search range:" with the value "[50 500]" entered.

At the bottom of the dialog box, there are three buttons: "OK", "Cancel", and "Apply".

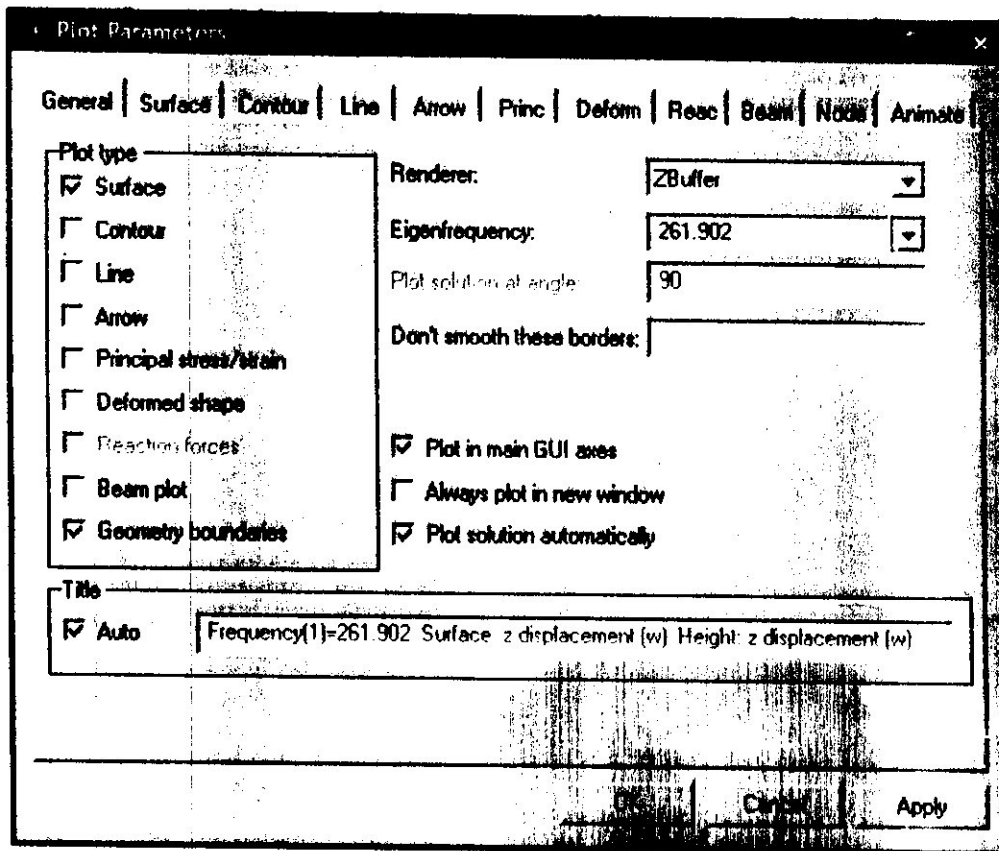
F: Plot Mode

En cliquant sur F, la simulation se lance. On peut choisir le mode de visualisation en sélectionnant dans le menu "Plot">"Quick Plots".

Afin de bien voir la plaque vibrer, on choisit le mode "3D Surface".

Pour voir le résultat voulu (les fréquences propres dans notre cas), choisissez dans le menu "Plots">"Parameters".

Choisissez la fréquence dans "Eigenfrequency" et confirmer avec "OK" ou "Apply".



Pour voir une animation dans le temps, cliquez sur le bouton "Animate".



Les références bibliographiques

- [1] Cours RDM 3^{ème} Année TS
- [2] cours Etude Des Structures 3^{ème} Année TS par Mme.HAMMADOUCHE,
Université de Blida DAB(ex IAB)
- [3] J.C.CRAVEUR, Modélisation Des Structures Calcul Par Eléments Finis
- [4] DAVID H.ALLEN,Introduction To Aerospace Structural Analysis
- [5] Hani Mohamed, Mémoire PFE:Etude à la Résistance et Vibratoire d'un
arbre principal dans un moteur aéronautique de laboratoire; promoteur
M.Allali 2004/2005
- [6] Hamzi Hocine, Mémoire PFE:Etude de flambement des poutres droites;
promoteur: M.ZEBBICHE TOUFIK 2004/2005
- [7] L'aide FEMLAB