

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de L'enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Mouloud MAMMERRI Tizi Ouzou
Faculté du Génie de la Construction
Département de Génie Mécanique



MEMOIRE

de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme de master en génie mécanique

Option : construction mécanique

THEME

***Modélisation et localisation de
défaut dans les structures
poutres stratifiées***

Proposé et dirigé par :

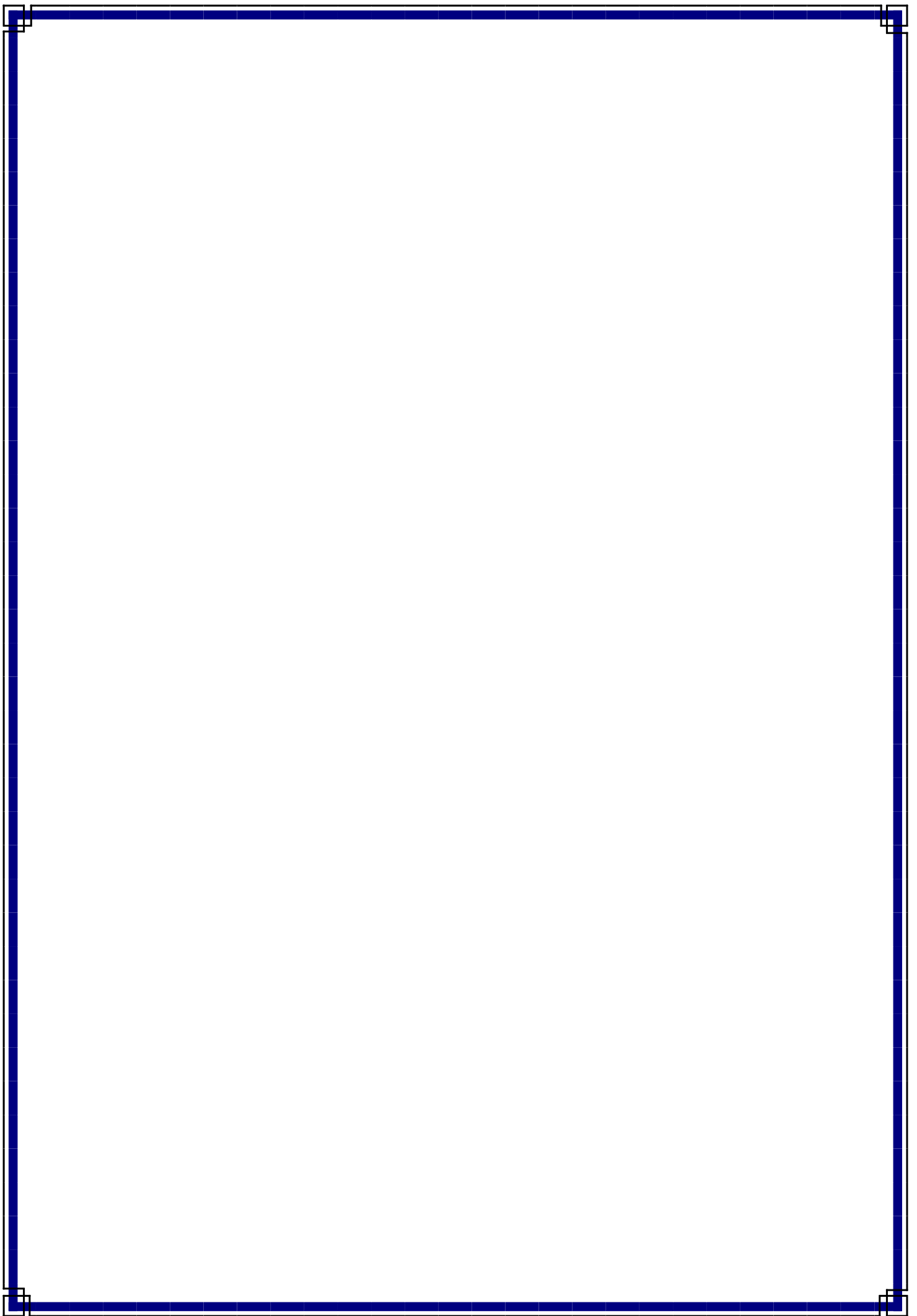
M: BEHTANI Amar

Réalisé par :

ZENIA Ahcene

CHERCHAF Karim

Promotion 2015/2016



Remerciements

Nous adressons tout d'abord nos remerciements les plus sincères à nos familles et nos chers parents qui nous ont appuyés durant toute notre formation et qui ont fait de nous ce que nous sommes aujourd'hui.

Nous tenons à exprimer notre reconnaissance à monsieur BEHTANIA qui a très volontiers accepté d'être le promoteur de ce projet. Sa grande connaissance dans le domaine, ainsi que son expérience, ont joué un rôle important dans la conception de ce travail.

Nos remerciements s'adressent également aux membres des jurys qui nous feront honneur par leur lecture critique de ce mémoire.

Que tous nos amis et ceux qui ont contribué à la réalisation de ce travail, trouvent ici, le gage de notre infinie gratitude.

*AHCENE
KARIM*

Dédicaces

Je dédie ce travail

À mon très cher Père

À la mémoire de ma douce et tendre Mère

À mes Frères et Sœurs, fierté de tout ce qui existe sur terre

À mon autre Moitié sans elle je n'aurais rien su faire

À mes Amis, compagnons de ma joie et de ma misère

Genia Arcene

Dédicaces

Je dédie ce travail

À mes très chers Parents Aucune dédicace ne saurait être assez éloquente pour exprimer ce que vous méritez pour tous les sacrifices que vous n'avez cessé de me donner depuis ma naissance, durant mon enfance et même à l'âge adulte.

À mes Frères et Sœurs pour tout l'amour, l'estime, le dévouement et le respect que j'ai toujours eu de vous.

À tous mes Amis, Je ne peux trouver les mots justes et sincères pour vous exprimer mon affection et mes pensées, vous êtes pour moi des frères, sœurs et des amis sur qui je peux compter.

Cherchaf Karim

Sommaire

| | |
|----------------------------|-----|
| Remerciement..... | i |
| Dédicace | ii |
| Sommaire | iv |
| Liste des figures | ix |
| Liste des tableaux | xiv |
| Nomenclature | xv |
| Introduction générale..... | 1 |

Partie 1 : Etude bibliographique

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

| | |
|---|---|
| I.1. Introduction..... | 3 |
| I.2. Définition | 3 |
| I.3. Caractéristique générales | 3 |
| I.4. Classification des matériaux composites | 4 |
| I.4.1. Classification suivant la forme des constituants | 4 |
| Les matériaux composites à particules | 4 |
| Les matériaux composites à fibres | 4 |
| I.4.2. Classification suivant la nature des constituants..... | 4 |
| I.5. Architecture des matériaux composites | 5 |
| I.5.1. Composites sandwichs | 5 |

| | |
|--|----|
| I.5.2. Structures composites stratifiées | 6 |
| I.5.2.1. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels | 6 |
| I.5.2.2. Stratifiés hybrides | 7 |
| I.5.3. Désignation des structures stratifiées | 7 |
| I.5.3.1. Exemple de désignation | 7 |
| Stratifiés symétriques | 8 |
| Stratifiés séquences | 8 |
| Stratifiés hybrides..... | 9 |
| I.6. Mécanismes d'endommagement des matériaux composites | 9 |
| I.6.1. Introduction..... | 9 |
| I.6.2. Modes de ruptures..... | 9 |
| I.6.3. Comportement à rupture des matériaux composites | 10 |
| I.6.4. Mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel | 10 |
| I.6.4.1. Rupture des fibres | 11 |
| I.6.4.2. Rupture transverse de la matrice..... | 11 |
| I.6.4.3. Rupture longitudinale de la matrice | 12 |
| I.6.4.4. Rupture de l'interface fibre-matrice..... | 12 |
| I.6.5. fissurations des composites stratifiés | 13 |
| I.6.6. Rupture par délaminage | 13 |
| I.6.6.1. Phénomènes physiques du délaminage | 14 |
| I.6.6.2. Origines du délaminage | 15 |
| I.6.6.2.1. Défauts de fabrication | 15 |
| I.6.6.2.2. bord libre..... | 16 |
| I.6.6.2.3. Applications structurales..... | 16 |

| | |
|-------------------------|----|
| I.6.6.2.4. Impact | 16 |
| I.7. Conclusion | 17 |

Chapitre II : Etat de l'art

| | |
|--|----|
| II.1. Introduction | 18 |
| II.2. Méthodes de contrôle non destructif..... | 18 |
| II.2.1. Emission acoustique | 18 |
| II.2.2. Courant de Foucault..... | 19 |
| II.2.3. Radiographie X..... | 19 |
| II.2.4. Thermographie infrarouge | 20 |
| II.2.5. Inspection par ultrasons..... | 21 |
| II.3. Contrôle continu de l'état de la structure..... | 22 |
| II.3.1. Méthodes basées sur des données vibratoires..... | 23 |
| II.3.1.1 Fréquences naturelles..... | 23 |
| II.3.1.2 Déformées propres..... | 25 |
| II.3.1.3 Amortissement..... | 26 |
| II.3.1.4 Fonctions de réponse fréquentielles (FRF)..... | 27 |
| II.3.1.5 Energie de déformation modale..... | 27 |
| II.3.1.5 Flexibilité modale..... | 28 |
| II.4. Conclusion..... | 29 |

Chapitre III : Simulation sous logiciel

| | |
|---|----|
| III.1. Introduction | 30 |
| III.2. Présentation du logiciel | 30 |
| III.3. Fonctionnalités | 30 |
| III.4. Procédure de réalisation d'une structure sur Patran..... | 31 |
| III.4.1. Géométrie | 31 |
| III.4.2. Propriétés mécaniques..... | 32 |
| III.4.3. Conditions aux limites..... | 34 |
| III.4.4. Discrétisation de la structure | 35 |
| III.4.5. Analyse..... | 35 |
| III.4.6. Résultats | 36 |
| III.5. présentation de la structure..... | 37 |
| III.6. Présentation des différents cas de simulation..... | 37 |
| III.6.1. Cas poutre encastree-libre | 38 |
| III.6.1.1. Interprétation des résultats | 41 |
| III.6.2. Cas poutre appuis simple..... | 41 |
| III.6.2.1. Interprétation des résultats | 44 |
| III.7. Conclusion..... | 44 |

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

| | |
|-------------------------|----|
| IV.1. Introduction..... | 45 |
|-------------------------|----|

| | |
|---|----|
| IV.2. Présentation de la méthode..... | 45 |
| IV.3. L'organigramme de la méthode de la matrice de flexibilité | 47 |
| IV.4. Application de la méthode la matrice de flexibilité | 48 |
| IV.4.1. Encastrée-libre avec un seul défaut..... | 48 |
| Pour les déplacements verticaux | 48 |
| Pour les déplacements transversaux | 50 |
| Interprétation des résultats | 51 |
| IV.4.2. encastrée-libre avec deux défauts..... | 52 |
| Pour le cas des déplacements verticaux | 52 |
| Pour le cas des déplacements transversaux | 54 |
| Interprétation des résultats | 55 |
| IV.4.3. Appuis simple avec un seul défaut..... | 56 |
| Pour le cas des déplacements verticaux | 56 |
| Pour le cas des déplacements transversaux | 57 |
| Interprétation des résultats | 59 |
| IV.4.4. Appuis simple avec deux défauts | 59 |
| Pour le cas des déplacements verticaux | 59 |
| Pour le cas des déplacements transversaux | 61 |
| Interprétation des résultats | 62 |
| 4.5. Conclusion..... | 63 |
| Conclusion générale | 64 |
| Annexe A..... | 65 |
| Annexe B..... | 70 |
| Références bibliographiques | 78 |

Liste des figures

| Figure | pages |
|--|-------|
| Figure I.1 Matériau composite | 3 |
| Figure I.2 Composite sandwich..... | 5 |
| Figure I.3 Composite stratifié..... | 6 |
| Figure I.4 Constitution d'un stratifié..... | 6 |
| Figure I.5 Désignation d'un stratifié | 7 |
| Figure I.6 Convention de signe pour la désignation des stratifiés | 8 |
| Figure I.7 Modes de ruptures | 10 |
| Figure I.8 Rupture de fibre..... | 11 |
| Figure I.9 Rupture transverse de la matrice | 11 |
| Figure I.10 Rupture longitudinale de la matrice. | 12 |
| Figure I.11 Décohésion fibre-matrice | 12 |
| Figure I.12 Différents types de fissurations d'un stratifié..... | 13 |
| Figure I.13 Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés | 14 |
| Figure I.14 Evaluation de défaut..... | 14 |
| Figure I.15 Mécanismes de l'endommagement accompagnant le délaminage | 15 |
| Figure I.16 Sources des contraintes inter laminaires dans les pièces structurales | 16 |
| Figure I.17 Enveloppe conique de dommage par impact (a), (b) Section transversal d'un stratifié après impact | 17 |
| | |
| Figure II.1 Schéma de la chaîne d'émission acoustique | 19 |
| Figure II.2 Photographie aux rayons X d'un réseau de fissures parallèle aux fibres dans des stratifiés sollicités en traction uni-axiale | 20 |

| | |
|--|----|
| Figure II.3 Schémas de montage de la thermographie infrarouge | 20 |
| Figure II.4 Principe des ultrasons..... | 21 |
| Figure II.5 Méthode ultrasonore appliquée aux composites | 22 |
| Figure II.6 Scan obtenu par méthode ultrasonore de voilure d'un Falcon 10..... | 22 |
| | |
| Figure III.1 Fenêtre de la géométrie..... | 31 |
| Figure III.2 Fenêtre de propriétés (3D orthotrope). | 32 |
| Figure III.3 Fenêtre propriétés (composite) | 33 |
| Figure III.4 Fenêtre propriétés (solide). | 33 |
| Figure III.5: fenêtre condition aux limites | 34 |
| Figure III.6: Fenêtre Meshing | 35 |
| Figure III.7: Fenêtre de la fonction Analyse | 36 |
| Figure III.8: Fenêtre de la fonction Accéder aux résultats | 36 |
| Figure III.9 : structure endommagée avec un défaut..... | 38 |
| Figure III.10 : structure endommagée avec deux défauts | 39 |
| Figure III.11 : Mode 1 saine encasté-libre | 40 |
| Figure III.12 : Mode 1 endommagement avec 1 défaut encasté-libre | 40 |
| Figure III.13 : Mode 1 endommagement avec 2 défauts encasté-libre..... | 40 |
| Figure III.14 : Mode 5 endommagement avec 1 défaut encasté-libre | 40 |
| Figure III.15 : Mode 4 endommagement avec 2 défauts encasté-libre..... | 40 |
| Figure III.16 : structure endommagée avec un défaut..... | 41 |
| Figure III.17 : structure endommagée avec deux défauts | 42 |
| Figure III.18 : Mode 1 saine appui simple | 43 |
| Figure III.19 : Mode 1 endommagement avec 1 défaut appui simple..... | 43 |

| | |
|---|----|
| Figure III.21 : Mode 4 endommagement avec 1 défaut appui simple..... | 43 |
| Figure III.22 : Mode 3 endommagement avec 2 défauts appui simple | 43 |
| | |
| Figure IV.1 : organigramme de la méthode | 47 |
| Figure IV.2 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface inf de pli1' | 48 |
| Figure IV.3 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli1' | 48 |
| Figure IV.4 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli2' | 49 |
| Figure IV.5 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli3' | 49 |
| Figure IV.6 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli4' | 49 |
| Figure IV.7 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface virtuel' | 49 |
| Figure IV.8 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface inf de pli1' | 50 |
| Figure IV.9 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli1' | 50 |
| Figure IV.10 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli2' | 50 |
| Figure IV.11 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli3' | 50 |
| Figure IV.12 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli4' | 51 |
| Figure IV.13 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface virtuel' | 51 |
| Figure IV.14 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface inf de pli1' « 2défauts »..... | 52 |
| Figure IV.15 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli1' « 2défauts »..... | 52 |
| Figure IV.16 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli2' « 2défauts »..... | 53 |
| Figure IV.17 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli3' « 2défauts »..... | 53 |
| Figure IV.18 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli4' « 2défauts »..... | 53 |
| Figure IV.19 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface virtuel' « 2défauts »..... | 53 |

| | |
|--|----|
| Figure IV.20 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface inf de pli1' « 2défauts »..... | 54 |
| Figure IV.21 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli1' « 2défauts »..... | 54 |
| Figure IV.22 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli2' « 2défauts »..... | 54 |
| Figure IV.23 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli3' « 2défauts » | 54 |
| Figure IV.24 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli4' « 2défauts »..... | 55 |
| Figure IV.25 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface virtuel' « 2défauts »..... | 55 |
| Figure IV.26 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface inf de pli1' A.S..... | 56 |
| Figure IV.27 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli1' A.S | 56 |
| Figure IV.28 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli2' A.S | 56 |
| Figure IV.29 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli3' A.S | 56 |
| Figure IV.30 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli4' A.S | 57 |
| Figure IV.31 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface virtuel' A.S..... | 57 |
| Figure IV.32 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface inf de pli1' A.S | 57 |
| Figure IV.33 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli1' A.S | 57 |
| Figure IV.34 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli2' A.S | 58 |
| Figure IV.35 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli3' A.S | 58 |
| Figure IV.36 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli4' A.S | 58 |
| Figure IV.37 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface virtuel' A.S | 58 |
| Figure IV.38 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface inf de pli1' « 2 défauts » A.S..... | 59 |
| Figure IV.39 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli1' « 2 défauts » A.S..... | 59 |
| Figure IV.40 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli2' « 2 défauts » A.S..... | 60 |
| Figure IV.41 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli3' « 2 défauts » A.S..... | 60 |

| | |
|--|----|
| Figure IV.42 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface sup de pli4' « 2 défauts » A.S..... | 61 |
| Figure IV.43 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$, 'Surface virtuel' « 2 défauts » A.S..... | 61 |
| Figure IV.44 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface inf de pli1' « 2 défauts » A.S..... | 61 |
| Figure IV.45 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli1' « 2 défauts » A.S..... | 61 |
| Figure IV.46 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli2' « 2 défauts » A.S..... | 61 |
| Figure IV.47 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli3' « 2 défauts » A.S..... | 61 |
| Figure IV.48 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface sup de pli4' « 2 défauts » A.S..... | 62 |
| Figure IV.49 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$, 'Surface virtuel' « 2 défauts » A.S..... | 62 |

Liste des tableaux

| | |
|--|----|
| Tableau I.1 : Stratifié symétrie (pair) | 8 |
| Tableau I.2 : Stratifié symétrie (impair) | 8 |
| Tableau I.3 : Stratifié séquence | 9 |
| Tableau I.4 : Stratifié hybride..... | 9 |
| | |
| Tableau III.1 Les différentes structures..... | 38 |
| Tableau III.2 Fréquences propres des poutres encastrée-libre | 39 |
| Tableau III.3 Fréquences propres des poutres avec deux appuis simples..... | 42 |

Nomenclature

E_1 : Module de Young dans la direction de l'axe x .

E_2 : Module de Young dans la direction de l'axe y .

E_3 : Module de Young dans la direction de l'axe z .

G_{12} : Module de cisaillement dans le plan correspondant.

G_{13} : Module de cisaillement dans le plan correspondant.

G_{23} : Module de cisaillement dans le plan correspondant.

ν_{12} : Coefficients de Poisson dans le plan correspondant.

ν_{13} : Coefficients de Poisson dans le plan correspondant.

ν_{23} : Coefficients de Poisson dans le plan correspondant.

ρ : Masse volumique.

L : Longueur de la poutre.

E : Epaisseur de la poutre.

B : Largeur de la poutre.

f : Fréquence.

F : Variation de la flexibilité.

K : Matrice de rigidité.

F_s : Fréquence de la structure saine.

F_e : Fréquence de la structure endommagée.

ϕ : Vecteur propre.

ϕ_{si} et ϕ_{ei} : Vecteur propre de la structure saine et la structure endommagée.

ω_s et ω_d : Pulsation propre de la poutre saine et la poutre endommagée.

N : Nombre de modes mesurés.

$[Mu]$, $[D]$ et $[Ku]$: Représentent les matrices globales de masse, amortissement, et de rigidité pour la structure saine.

INTRODUCTION GENERALE

Introduction Générale

À l'ère de l'industrie moderne et intensive, la recherche de nouveaux matériaux est un atout de taille pour innover et trouver des solutions adéquates à divers contraintes et concevoir ainsi des structures à hautes performances.

Les matériaux composites, par leurs propriétés mécaniques, sont aujourd'hui le meilleur résultat de cette quête. Par conséquent, leur gamme d'utilisation s'élargit dans divers domaines tels que le sport, le génie civil, le domaine naval, le secteur automobile, le domaine pétrolier et particulièrement dans l'industrie aérospatial et aéronautique, cela est dû principalement à leur excellent rapport masse, rigidité, résistance et sensibilité nettement moindre à la fatigue en comparaison aux matériaux métalliques.

Cela dit, comme tous matériaux, leurs durées de vie dépendent de plusieurs facteurs. Les sollicitations et un environnement agressif influent beaucoup sur celles-ci. Ils présentent aussi des défauts dans leur structure ce qui les rend vulnérables au vieillissement et aux contraintes mécaniques. Plus particulièrement, le délaminage est l'endommagement le plus important et le plus problématique que posent les matériaux composites. De ce fait, plusieurs recherches ont vu le jour pour l'étude et la détection de celui-ci.

Dans ce travail, on s'est basé sur les méthodes de contrôle non destructif (CND) qui sont d'un grand apport dans le domaine du contrôle des structures. Ainsi, nous avons étudié l'une des méthodes de détection d'endommagements, basée sur des données vibratoires, sur une structure poutre en matériau composite stratifié, cette méthode fondée sur la variation des paramètres modale utilise les modes propres, dans le but de localiser et quantifier ces endommagements.

Ce projet est un atout pour bien comprendre l'aspect de dégradation extrêmement importante au niveau du risque sur les structures en composite. Le délaminage ou le décollement entre plis peut être attribuée, en termes généraux, à l'existence de contraintes interlaminaires sur les stratifiés. Ces contraintes entre plis peuvent être critiques dans les zones (défaut de fabrication, impact,...etc.).

Pour ce faire, nous avons structuré notre mémoire de sorte qu'il y est deux parties.

La première qui est un recueil de notions générales sur les composites, comporte les deux premiers chapitres, ou le premier est une recherche bibliographique sur les généralités des matériaux composites, leurs diversifications et leurs mode de rupture. Le deuxième chapitre englobe les différentes méthodes de détection et localisation d'endommagement dans les structures.

La deuxième partie contient les deux derniers chapitres, dans laquelle nous avons consacré le troisième chapitre à la simulation et la modélisation de notre structure sous logiciels MSC Patran et MSC Nastran. Et dans le quatrième et dernier chapitre on s'est basé sur la méthode de la variation des paramètres modaux pour la détection et la localisation des endommagements.

Enfin, nous terminerons par une conclusion générale qui sera une synthèse des informations collectées durant tout ce travail.

CHAPITRE I :

Généralités sur les matériaux composites

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.1. Introduction

Dans ce chapitre, en première partie nous allons présenter les notions sur les matériaux composites en particulier les composites stratifiés, puis nous nous intéresserons aux mécanismes de rupture et principalement le défaut de délaminage.

I.2. Définition

Dans le sens large, un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Il est généralement constitué d'une matrice dans laquelle sont insérés des renforts. La matrice assure le maintien de l'assemblage et les transferts de charge entre les renforts qui assurent la tenue mécanique du composite grâce à leurs caractéristiques mécaniques élevées (module et limite d'élasticité, résistance mécanique,...). Leur association est complémentaire et permet d'aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément. [1]

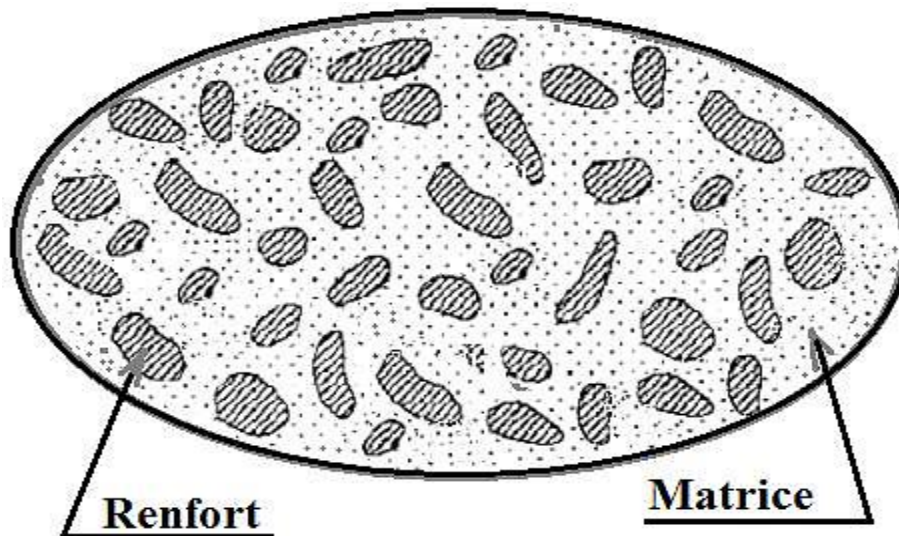


Figure I.1 : matériau composite.

I.3. Caractéristique générales

Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice. [2]

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

Les propriétés des matériaux composites résultent :

- ❖ Des propriétés des matériaux constituants.
- ❖ De leur distribution géométrique.
- ❖ De leurs interactions, etc.

I.4. Classification des matériaux composites

Les matériaux composites peuvent être classés suivant la forme des constituants ou suivant la nature des constituants. [3]

I.4.1. Classification suivant la forme des constituants

La classification des composites peut être effectuée selon diverses façons. En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes :

a) Les matériaux composites à particules

Un matériau composite est à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

b) Les matériaux composites à fibres

Un matériau composite est à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de faire varier les propriétés mécaniques du composite. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique suivant le cahier des charges imposées en jouant sur : la nature des constituants, la proportion des constituants, l'orientation des fibres.

I.4.2. Classification suivant la nature des constituants

Conformément à la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice minérale, à matrice métallique ou à matrice organique. Les matériaux composites à matrice métallique et à matrice céramique peuvent être utilisés dans des températures élevées jusqu'à 600°C et 1000°C, respectivement. Alors que les matériaux composites à matrices organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300 °C. Parmi ces composites, nous pouvons mentionner :

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

a) Composites à matrice minérale, avec :

- ✓ Des fibres métallique : bore.
- ✓ Des particules métalliques : cermet.
- ✓ Des particules minérales : carbone, nitrures.

b) Composites à matrice métallique, avec :

- ✓ Des fibres minérales : carbure de silicium, carbone.
- ✓ Des fibres métalliques : bore.
- ✓ Des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtus de carbure de silicium.

c) Composites à matrice organique, avec :

- ✓ Des fibres minérales : verre, carbone, etc.
- ✓ Des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.
- ✓ Des fibres organiques : kevlar, polyamide, etc.

I.5. Architecture des matériaux composites

I.5.1. Composites sandwichs

Le principe du technique sandwich consiste à appliquer à une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère) possédant de bonnes propriétés en compression, deux « feuilles » appelées peaux, possédants de bonnes propriétés en traction (Figure I.2). L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité.

Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix). Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme - peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence. [4]

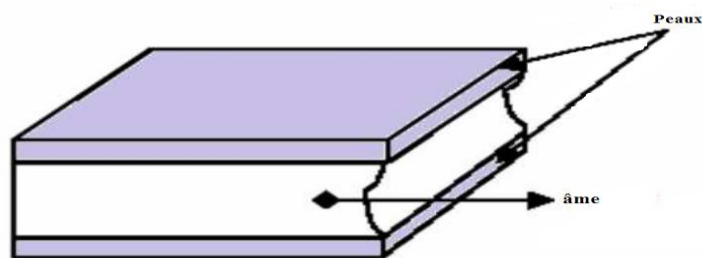


Figure I.2 : Composite sandwich.[4]

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.5.2. Structures composites stratifiées

Les stratifiés sont constitués de couches successives de renforts imprégnés de résines. Les couches sont également nommées plis (figure I.3)

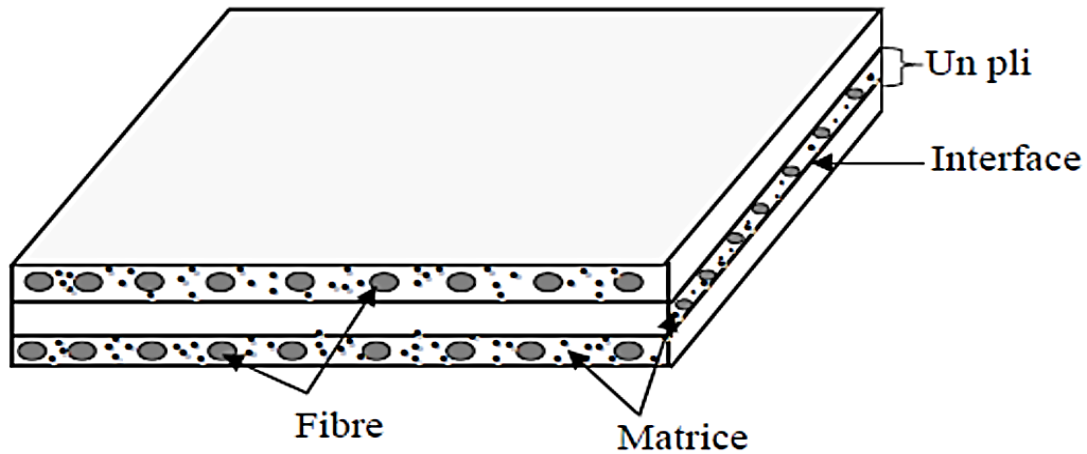


Figure I.3 : Composite stratifié.

L'un des avantages fondamentaux des stratifiées réside dans la possibilité d'adapter et de contrôler l'orientation des fibres pour que le matériau résiste à des sollicitations déterminées dans les meilleures conditions. Il convient donc de savoir comment les plis réagissent aux efforts qui leur sont appliqués, compte tenu de leur orientation par rapport aux sollicitations. Il existe divers types de stratifiés :

I.5.2.1. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels

Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base auquel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié. Ces stratifiés sont constitués de couches de fils ou de tissus unidirectionnel, dont la direction est décalée dans chaque couche (figure I.4).

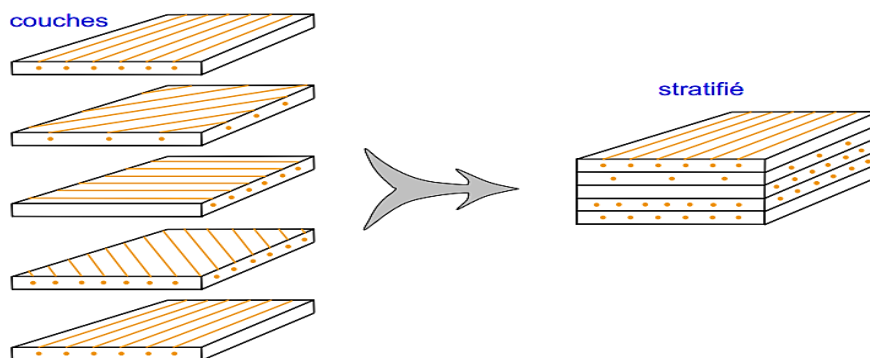


Figure I.4 : Constitution d'un stratifié.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.5.2.2. Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation.

Ils permettent d'être plus performants en utilisant au mieux les propriétés des diverses fibres disponibles. Parmi les différents hybrides, on peut distinguer [4]:

- ❖ **Les hybrides inter-couches** : constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente.
- ❖ **Les hybrides intra-couches** : constitués par une séquence de couches identiques, chaque couche étant constituée de renforts différents.

I.5.3. Désignation des structures stratifiées

La désignation des stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant :

- ✓ Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence.
- ✓ Les couches sont nommées successivement entre crochet (ou parenthèses) indiquent le début et la fin du code.
- ✓ Les couches successives sont séparées par le symbole « / » si leurs angles sont différents.
- ✓ Les couches successives d'un même matériau et de même orientation sont désignées par un indice numérique.
- ✓ En cas de stratification hybride (différents matériaux dans un même stratifié), il faut préciser par un indice la nature de la couche.
- ✓ En cas de structures symétriques, la moitié est codifiée et le symbole « s » indique la symétrie.

I.5.3.1. Exemple de désignation (figure I.5) :

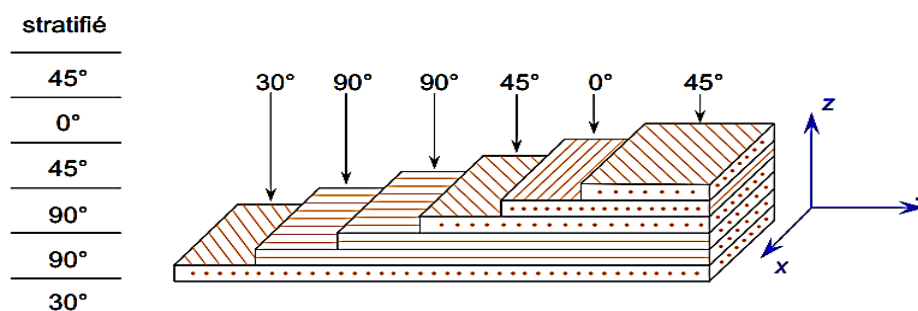


Figure I.5 : Désignation d'un stratifié.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

La désignation dépend du système d'axes choisi. Un exemple est donné à la (figure I.6) :

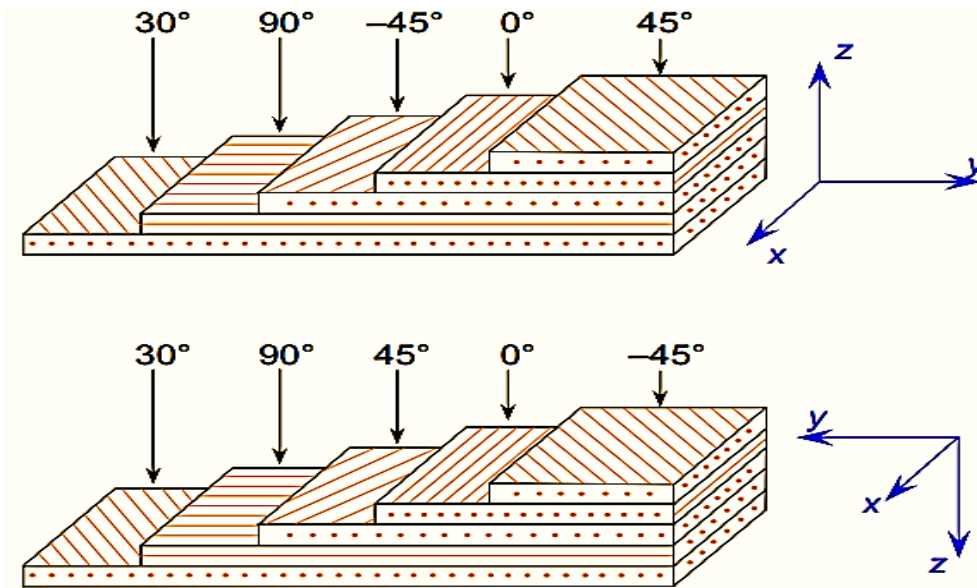


Figure I.6 : Convention de signe pour la désignation des stratifiés.

a) Stratifiés symétriques

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite alors que la moitié des couches successives. Si le stratifié a un nombre pair de couches, la désignation débute sur une face pour finir au plan de symétrie. Un indice S indique que le stratifié est symétrique. Par exemple :

| Orientations des fibres | Notation de stratifié |
|-------------------------------|--------------------------------------|
| 45°/90°/90°/0°/0°/90°/90°/45° | [45/90 ₂ /0] _s |

Tableau I.1 : Stratifié symétrie (pair).

Si le stratifié comporte un nombre impair de couches, la désignation est semblable à la précédente, la couche centrale étant surlignée. Par exemple :

| Orientations des fibres | Notation de stratifié |
|----------------------------|---|
| 45°/90°/90°/0°/90°/90°/45° | [45/90 ₂ / <u>0</u>] _s |

Tableau I.2 : Stratifié symétrie (impair).

b) Stratifiés séquences

La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée. Par exemple :

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

| Orientation des fibres | Notation de stratifié |
|---|---|
| 45°/0°/90°/45°/0°/90°/90°/0°/45°/90°/0°/45° | [(45/0/90) ₂] _S Ou [45/0/90] _{2S} |
| 60°/30°/60°/30°/60°/30°/0°/45°/90°/0°/45°/90° | [(60/30) ₃ (0/45/90) ₂] _S |

Tableau I.3 : Stratifié séquence.

c) Stratifiés hybrides

Etant donné que les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives ayant des fibres de natures différentes. Nous sommes dans la nécessité de désigner les matériaux de renfort de chaque pli. Par exemple, pour des stratifiés avec la même résine :

| Orientation des fibres | Notation de stratifié |
|---|---|
| 0°C/-45°V/45°V/90°C/90°C/45°V/-45°V/0°C | [(0°C/± 45°V/90°C) ₂] _S Ou [0°C/± 45°V/90°C] _{2S} |

Tableau I.4 : Stratifié hybride.

Avec : C : carbone et V : verre

I.6. Mécanismes d'endommagement des matériaux composites

I.6.1. Introduction

Lors de leur vie en service, les pièces peuvent être soumises à diverses sollicitations mécaniques dont les effets peuvent être aggravés par le facteur temps ou par un environnement plus ou moins agressif. Il est donc important d'avoir une idée sur la manière dont les composites se comportent vis à vis des contraintes mécaniques et du vieillissement.

I.6.2. Modes de ruptures

Ils constituent les trois modes élémentaires de sollicitation d'un matériau quel qu'il soit ; l'état de contraintes d'une pièce soumise à une sollicitation complexe résultera de ces trois modes simples (figure I.7).

- **Mode I (mode d'ouverture) :** la charge appliquée est perpendiculaire au fond de la fissure. Les surfaces de la fissure se déplacent perpendiculairement l'une à l'autre. Ce mode correspond à une traction uni axiale.
- **Mode II (glissement droit):** la charge appliquée est parallèle au plan de la fissure. Les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de la fissure, il s'agit de cisaillement plan.
- **Mode III (glissement vis):** les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de fissuration.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

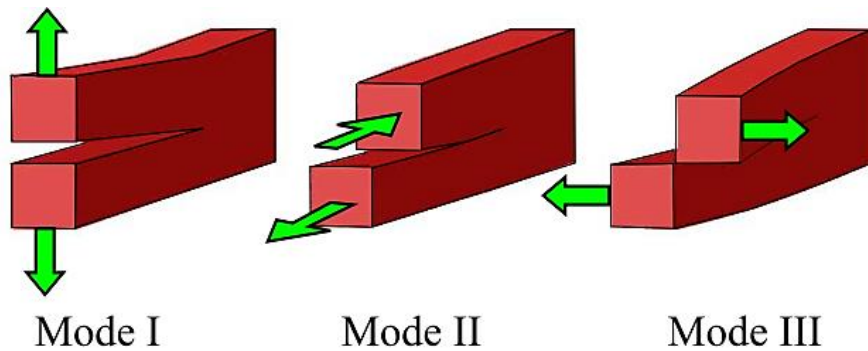


Figure I.7 : Modes de ruptures.

I.6.3. Comportement à rupture des matériaux composites

Les pièces peuvent être amenées à s'endommager et se rompre de manière prématurée en service. Le mécanisme de rupture est le résultat d'un processus de déformation non homogène favorisant la propagation d'un endommagement au sein du matériau composite à partir d'une ou plusieurs zones d'amorçage (zone la plus faible, ou contenant des défauts initiaux). D'une manière générale la fissuration peut résulter :

- des contraintes mécaniques excessives au mal prises en compte dans le cahier des charges.
- d'un environnement non adapté (température, milieu oxydant, ...).
- d'une combinaison de ces différents paramètres (fissuration en environnement sous contrainte).

I.6.4. Mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel

La rupture finale d'un composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

- La rupture des fibres,
- La rupture transverse de la matrice,
- La rupture longitudinale de la matrice,
- La rupture de l'interface fibre-matrice.

Généralement, un mécanisme n'est pas isolé, mais divers mécanismes coexistent. Ces mécanismes se développent suivant la nature des matériaux et les conditions de sollicitations mécaniques imposées. [4]

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.6.4.1. Rupture des fibres

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction σ_f dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_{fu} de la fibre (figure I.8). La rupture de la fibre produit une concentration de contraintes au voisinage de la rupture. La redistribution de ces contraintes, et par conséquent le processus de rupture résultant, dépend principalement : de la contrainte à la rupture des fibres, de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libérée, des propriétés de l'interface fibre-matrice.

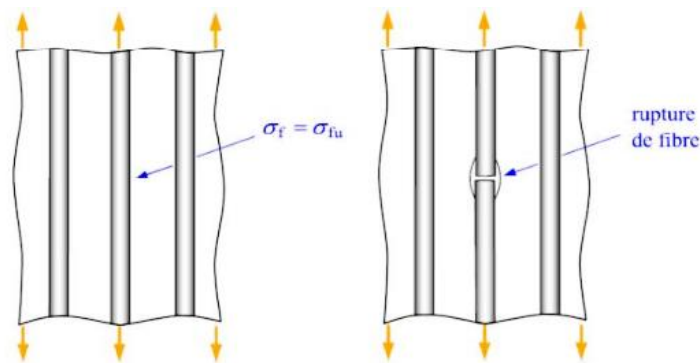


Figure I.8 : Rupture de fibre.

I.6.4.2. Rupture transverse de la matrice

La rupture transverse de la matrice peut se produire lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice (figure I.9).

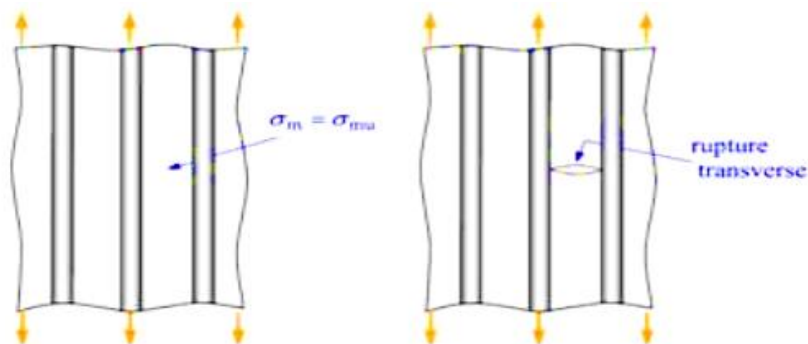


Figure I.9 : Rupture transverse de la matrice.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.6.4.3. Rupture longitudinale de la matrice

La rupture longitudinale de la matrice peut se produire lorsque la contrainte de cisaillement τ_m dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture τ_{mu} , généralement au voisinage d'une fibre (figure I.10).

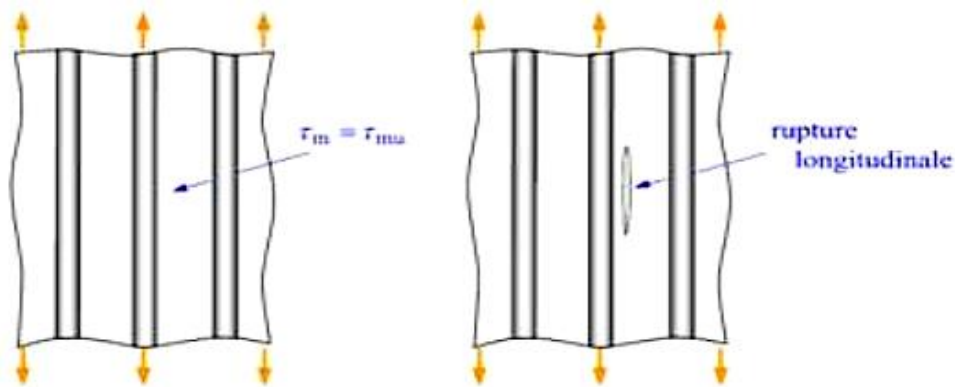


Figure I.10 : Rupture longitudinale de la matrice.

I.6.4.4. Rupture de l'interface fibre-matrice

La décohésion de l'interface intervient lorsque la contrainte de cisaillement τ dans la matrice atteint la contrainte de décohésion τ_d , et cela arrive quand cette dernière est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice τ_{mu} (figure I.11).

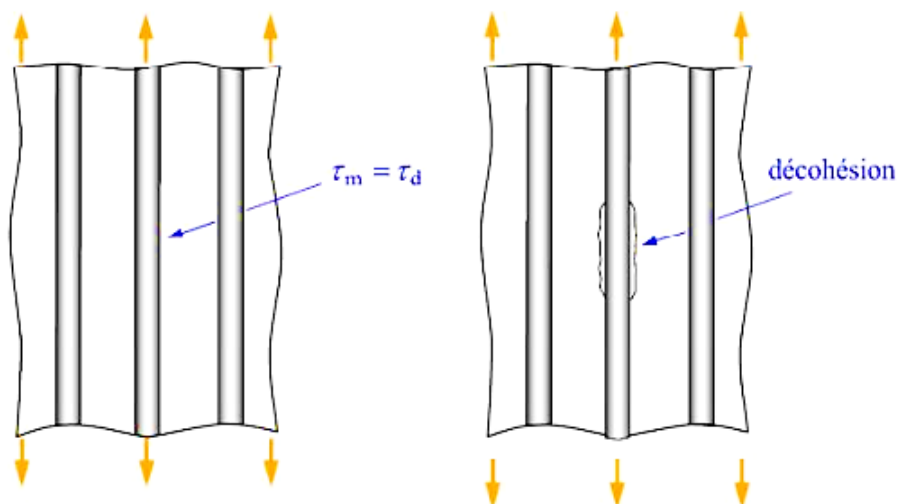


Figure I.11 : Décohésion fibre-matrice.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.6.5. fissurations des composites stratifiés

Les matériaux composites stratifiés constitués des couches superposées renforcées de fibres unidirectionnels, de tissus ou de mats peuvent présenter différents types de fissurations (interlaminaire, intralaminaire, ou translaminaire). Ces termes définissent les plans dans lesquels peuvent se développer les fissures dans les matériaux composites.

- **Fissure interlaminaire** : la fissure se développe suivant un plan parallèle aux couches de renforts, entre deux couches (figure I.12.a). Ce type d'endommagement se rencontre lors d'essai en mode I ou II, lors d'essai de flexion entre appuis rapprochés.
- **Fissure intralaminaire** : le plan de la fissure est perpendiculaire ou parallèle aux couches de renfort à l'intérieur des couches (figure I.12.b). Ce mode d'endommagement se rencontre lors d'essai de cisaillement ou de traction transverse sur un matériau unidirectionnel par exemple.
- **Fissure translaminaire** : le plan de la fissure est perpendiculaire aux couches et aux renforts (figure I.12.c). Ce mode d'endommagement est par exemple observé lors d'essai de traction ou compression uni axial dans le sens des fibres.

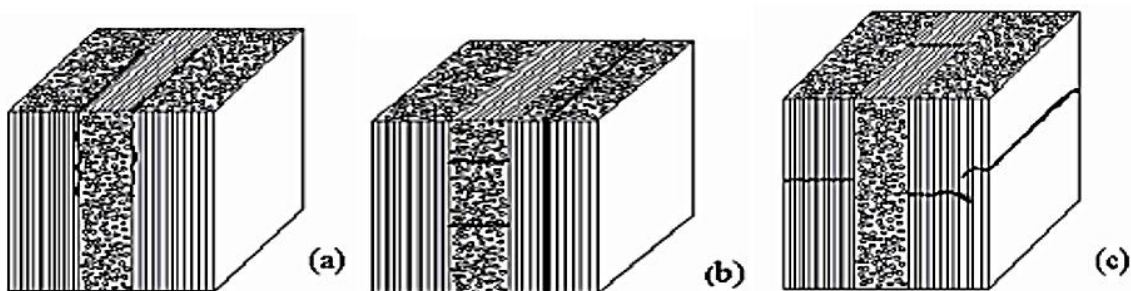


Figure I.12 : Différents types de fissurations d'un stratifié.

I.6.6. Rupture par délaminage

Dans le cas des stratifiés, en plus des mécanismes de rupture élémentaire d'un composite unidirectionnel, s'ajoute un mécanisme de rupture entre les couches, c'est la rupture par délaminage (Figure I.13). Les mécanismes de ruptures induits dépendent de la nature des constituants, de l'architecture des couches et du mode de sollicitation mécanique imposé.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

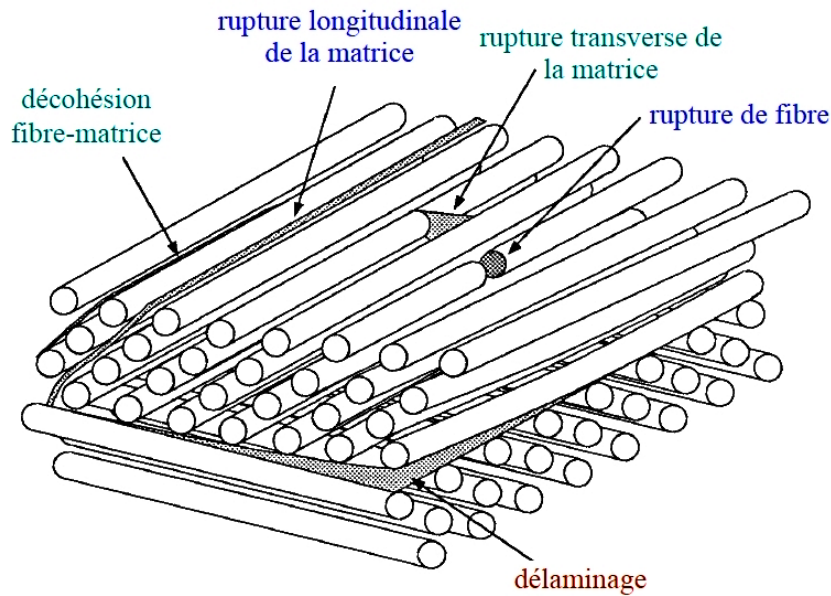


Figure I.13 : Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés.

I.6.6.1. Phénomènes physiques du délaminage

Un stratifié soumis à un chargement présente différentes étapes de dégradation. Dans le scénario d'évolution des défauts le plus « classique », la matrice et l'interface fibre/matrice sont les premières à se détériorer (Figure I.14.a). Les premiers défauts sont donc la microfissuration de la matrice et la décohésion fibre/matrice à l'échelle microscopique. Ensuite, ces défauts s'agrandissent de façon stable à l'échelle du pli par coalescence (Figure I.14.b), les micro-défauts se rejoignent pour former des fissurations transverses. Les fissures transverses peuvent parvenir à l'interface des plis et provoquer le délaminage sous l'effet des contraintes interlaminaires (Figure I.14.c). Ces défauts et leur évolution dépendent de l'empilement, du nombre de plis, du chargement, et de la taille et de la forme de la structure considérée. [5]

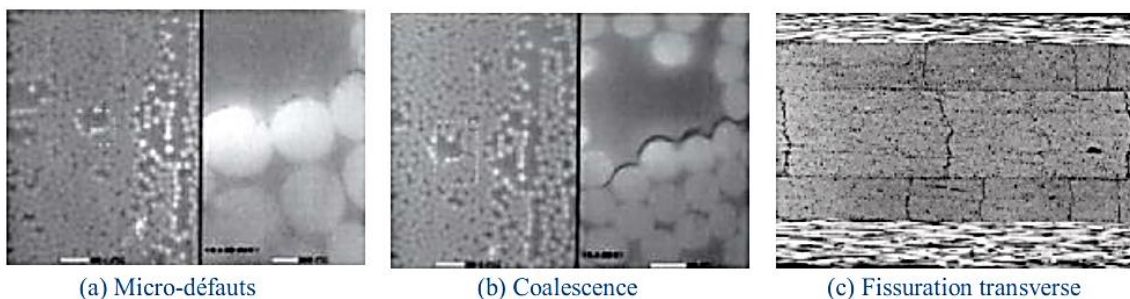


Figure I.14 : Evaluation de défaut.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

Les micro-mécanismes principaux de l'endommagement qui accompagnent un délaminage sont présentés schématiquement dans la Figure I.15. Ils incluent :

- **Zone endommagée** : La forte concentration de contraintes autour de la pointe de fissure provoque une zone endommagée où se trouvent la déformation plastique et/ou des microfissures de la matrice.
- **Fissures latérales** : Après le passage de la fissure, les microfissures dans la zone endommagée peuvent se transformer en des fissures latérales de la matrice autour du plan de délaminage.
- **Pontage de fibres** : La présence de fissures au-dessus ou en dessous du plan de délaminage facilite la création de ponts de fibres reliant les deux surfaces délaminées. Certains ponts de fibres se rompent pendant l'avancée du délaminage.

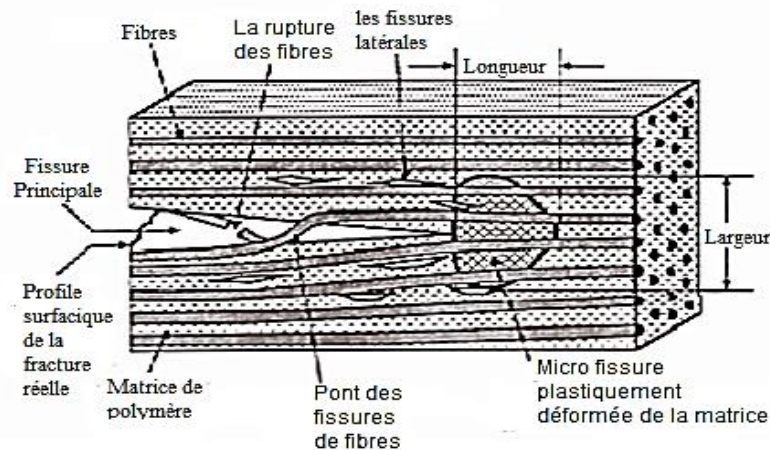


Figure I.15 : Mécanismes de l'endommagement accompagnant le délaminage.

I.6.6.2. Origines du délaminage

La cause de délaminage peut être attribuée, en termes généraux, à l'existence des contraintes interlaminaires. Ces contraintes entre plis peuvent être critiques dans les zones suivantes :

I.6.6.2.1. Défauts de fabrication

Des défauts internes au sein de stratifié tels que des micro-vides ou des impuretés peuvent survenir lors de sa fabrication. Même sous des chargements dans le plan, les contraintes interlaminaires se développent dans les champs de contraintes à ces sites à cause des discontinuités locales.

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

I.6.6.2.2. bord libre

En ce qui concerne les stratifiés composites multidirectionnelles, les contraintes interlaminaires se développent à cause de la discontinuité de comportement mécanique entre les plis individuels. Par conséquent, ce phénomène est nommé «l'effet de bord libre ». L'intensité de cet effet dépend fortement de la séquence d'empilement des stratifié.

I.6.6.2.3. Applications structurales

L'utilisation des pièces composites dans une structure nécessite des formes spécifiques et des moyens de les assembler avec les autres éléments. La Figure I.16 présente cinq zones assez courantes des pièces structurales qui présentent une discontinuité locale.

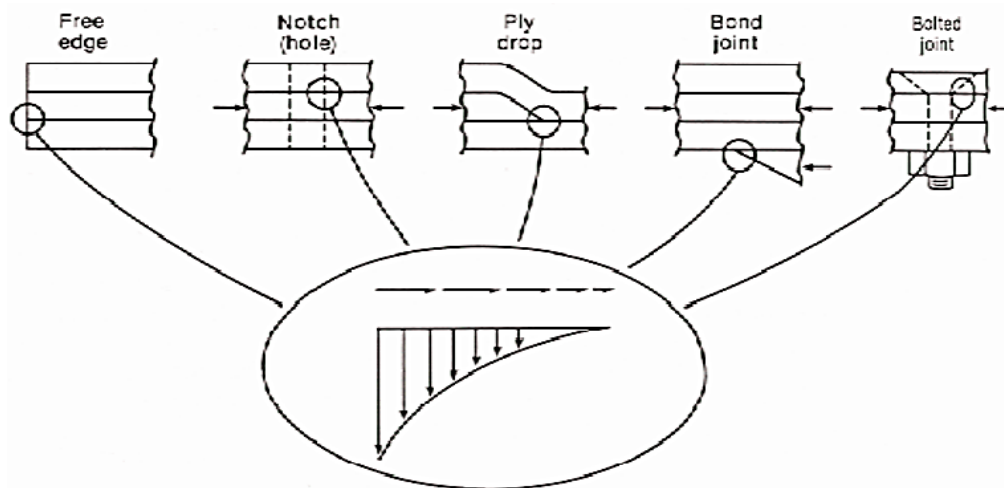


Figure I.16 : Sources des contraintes interlaminaires dans les pièces structurales.

I.6.6.2.4. Impact

Une structure peut subir des impacts d'objets en service ou pendant la maintenance (une chute d'outil par exemple). En général, un choc à basse vitesse sur un stratifié composite ne laisse pas de traces apparentes dans la surface, mais entraîne des ruptures importantes de la matrice à l'intérieur de celui-ci. Lors de l'impact, les contraintes de cisaillement entre les plis provoquent également des délaminages. L'enveloppe de dommages qui en résulte est typiquement de forme conique (Figure I.17).

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

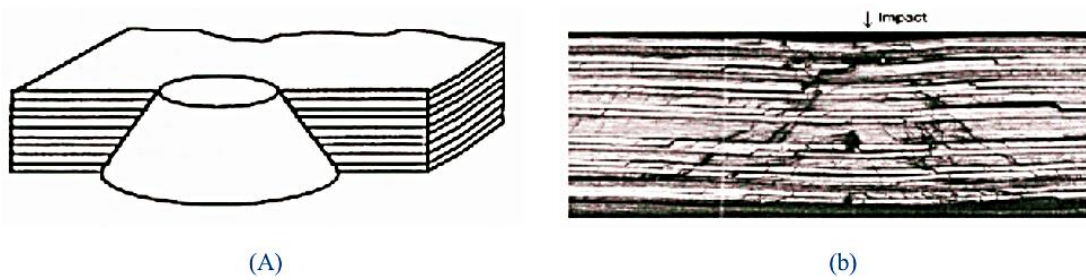


Figure I.17 : Enveloppe conique de dommage par impact (a), (b) Section transversal d'un stratifié après impact.

A l'exception de l'impact balistique, la majorité de l'endommagement se produit dans la matrice. La résistance en traction dans le plan du stratifié ne serait donc pas dégradée considérablement. Cependant, les délaminages diminuent significativement la stabilité en compression du stratifié. Il peut donc subir des flambages locaux qui entraînent la propagation des délaminages ou le flambage global qui conduit à la rupture finale.

I.7. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté un aperçu général sur les matériaux composites, ainsi nous avons décrit les unidirectionnels qui le composent et énuméré les différents modes et types d'endommagement que peut subir un stratifié. Ensuite, nous nous sommes intéressés à un type bien précis d'endommagement à savoir le délaminage. Ce défaut a tendance à se manifester entre deux couches successives d'unidirectionnels.

Au chapitre suivant, nous mettrons l'accent sur les différents moyens de détection de ces endommagements. Les méthodes en question sauvegardent l'intégrité de la structure étudiée, elles sont regroupées sous le nom de contrôles non destructifs (CND).

CHAPITRE II :
Etat de l'art

Chapitre II : État de l'art

II.1. Introduction

Il est d'usage avant et après la mise en service d'une structure de la tester dans son intégrité. Le contrôle non destructif (CND) est le plus largement utilisé, de par son caractère non invasif qui laisse la structure intacte. Plusieurs méthodes de contrôle non destructif sont utilisées avec succès dans plusieurs domaines de l'industrie, telles que les ultrasons, la radiographie par rayon X et le test par émission acoustique. Cependant, ces méthodes ne nous permettent pas de surveiller la structure en continu pendant son service. Le développement technologique, dans les domaines de capteurs, acquisition de données, le traitement du signal et l'outil informatique, a favorisé la surveillance de la structure en temps réel, et a fait que l'émergence de ce type de contrôle soit l'évolution naturelle des méthodes traditionnelles. La surveillance de l'état de la structure (Structural Health Monitoring « SHM ») peut être classée dans la littérature parmi les méthodes de contrôle non destructif en termes de technologie, elle diverge avec les méthodes traditionnelles dans le but qui est l'automatisation et le contrôle continu, en temps réel, de la structure en service, avec un minimum d'intervention humaine.

II.2. Méthodes de contrôle non destructif

Les principales méthodes de CND utilisées en analyse de défaillance des pièces en matériaux composites sont :

- ❖ Émission acoustique.
- ❖ Courant de Foucault.
- ❖ Radiographie X.
- ❖ Thermographie.
- ❖ Inspection par ultrasons.

II.2.1. Émission acoustique

L'émission acoustique (EA) est la génération d'ondes élastiques transitoires par la libération rapide d'énergie à partir de sources localisées dans un matériau comme une déformation, une microfissuration, un déchaussement de fibre ou un impact. Un avantage majeur de cette technique est la possibilité d'inspecter le volume complet d'une structure en temps réel, avec un seul capteur ou un petit nombre de capteurs. C'est une technique bien adaptée aux matériaux composites, qui ont une activité acoustique très élevée [6]. La méthode

Chapitre II : État de l'art

permet d'établir une relation entre l'état macroscopique d'une pièce et les émissions provenant des endommagements microscopiques. Finalement, la technique d'inspection par émission acoustique permettrait aussi d'identification les différents modes de rupture afin de quantifier la sévérité de l'endommagement, produisant un meilleur estimé de la durée de vie résiduelle de structures (figure 2.1).

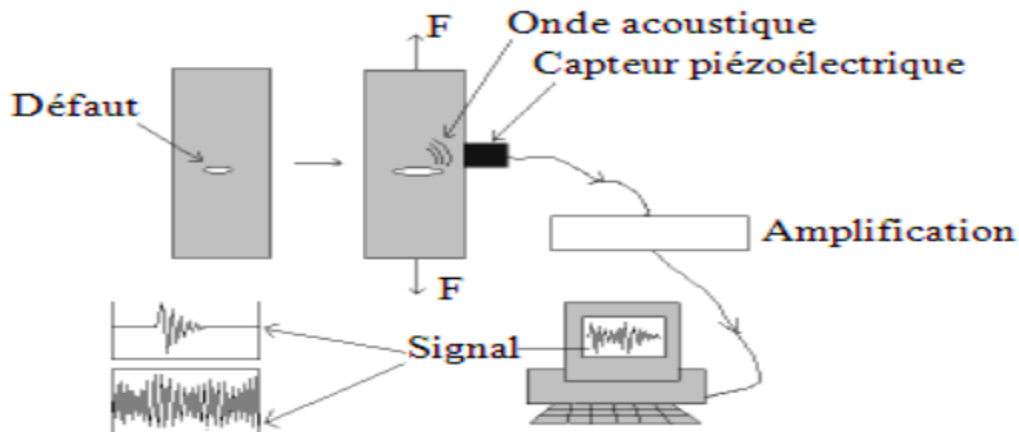


Figure 2.1 : Schéma de la chaîne d'émission acoustique.

II.2.2. Courant de Foucault

Cette technique est basée sur les principes de l'électromagnétisme. Une bobine parcourue par un courant variable génère des courants induits (les courants de Foucault) qui créent eux-mêmes un flux magnétique qui s'oppose au flux générateur, modifiant ainsi l'impédance de la bobine. C'est l'analyse de cette variation d'impédance qui fournira des indications exploitables lors d'un contrôle d'une pièce. La présence d'une discontinuité électrique perturbant la circulation des courants de Foucault implique la présence d'un défaut.

La méthode a été utilisée avec succès pour le dimensionnement de l'endommagement de matériaux composites suite à des impacts de différentes énergies. L'étude a montré qu'il est possible de détecter tous les défauts générés par des impacts en utilisant les courants de Foucault [7].

II.2.3. Radiographie X

La structure interne du matériau est mise en évidence en soumettant la pièce à contrôler au rayonnement X. Pour un temps d'exposition donné, l'intensité du rayonnement atteignant le film, ou la caméra, est liée à la densité du matériau traversé. On est ainsi en mesure d'observer les différents matériaux constituants (fibre, matrice...), leur répartition, ainsi qu'un certain nombre de défauts (inclusions, certaines porosités ou fissures...). Cette technique est

Chapitre II : État de l'art

particulièrement adaptée pour mettre en évidence les défauts placés dans le plan du faisceau de rayons X (fissures, vides...) ce qui la rend moins sensible pour les défauts de délaminage. [8]

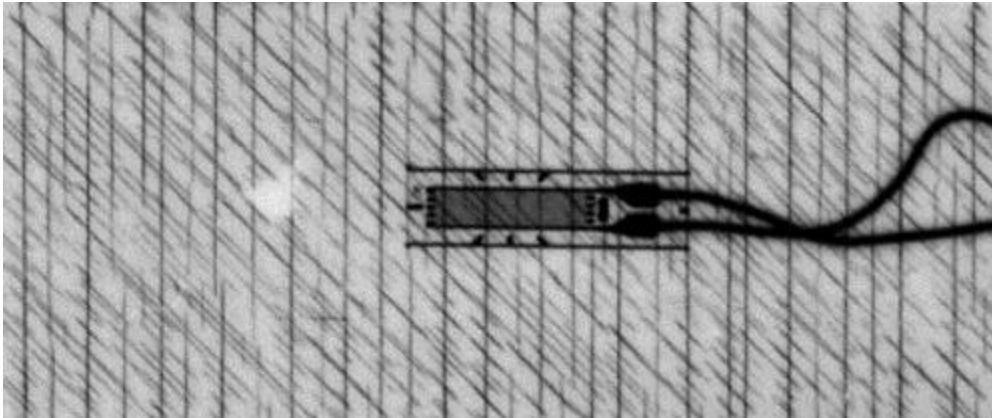


Figure 2.2 : Photographie aux rayons X d'un réseau de fissures parallèles aux fibres dans des stratifiés sollicités en traction uniaxiale.

II.2.4. Thermographie infrarouge

La thermographie infrarouge est devenue un des outils de diagnostic incontournables de la maintenance prédictive. Elle est basée sur la mesure du flux thermique ou rayonnement électromagnétique émis par une pièce dans l'infrarouge (figure 2.3). Ce flux est directement proportionnel à la température de surface de la pièce au facteur d'émissivité près. Ainsi, à l'aide d'une caméra infrarouge, une représentation thermique de la pièce peut être reconstituée. Les défauts sont alors mis en évidence par l'étude de la propagation du flux thermique.

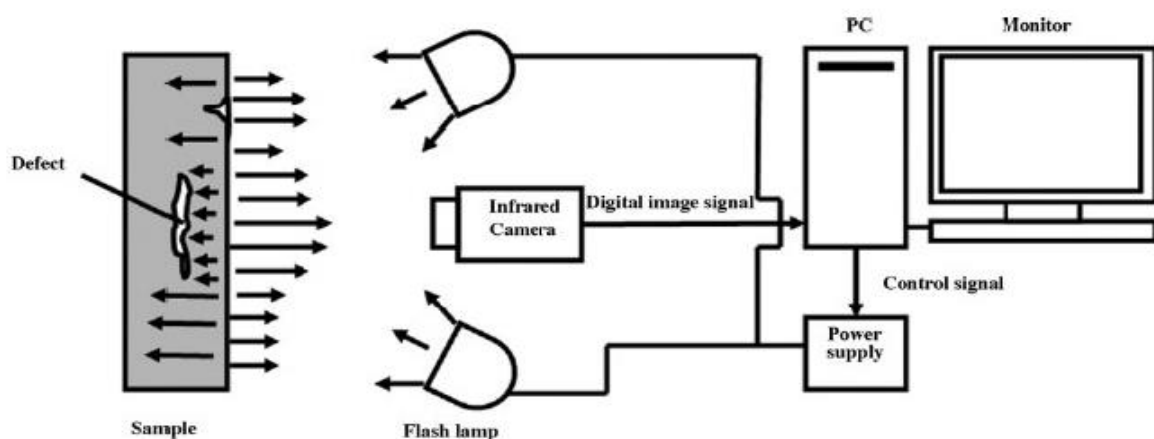


Figure 2.3 : Schémas de montage de la thermographie infrarouge.

II.2.5. Inspection par ultrasons

Le contrôle ultrasonore est la méthode de contrôle non destructive (CND) la plus utilisée pour la détection de défaut dans un matériau composite. Elle est basée sur la propagation de faisceaux ultrasonores dans un matériau et sur l'évaluation des défauts provenant des perturbations du signal à la surface du défaut. La méthode la plus classique pour effectuer un contrôle ultrasonore utilise des transducteurs mono-élément.

Un système ultrasonore typique est constitué d'un poste ultrasonore qui émet et reçoit des impulsions électriques d'un transducteur piézo-électrique qui convertit l'énergie acoustique en énergie électrique et inversement. Le contrôle ultrasonore mono-élément peut être effectué selon deux techniques différentes, soit en échographie, soit par transmission [9].

Dans le cas d'un contrôle ultrasonore par échographie, le transducteur émet et reçoit des ondes ultrasonores qui se réfléchissent soit sur le fond de la pièce, soit sur un défaut. En présence d'un défaut, une partie du faisceau ultrasonore est réfléchi sur le défaut et génère un signal électrique qui se traduit par l'apparition d'un écho supplémentaire [10].

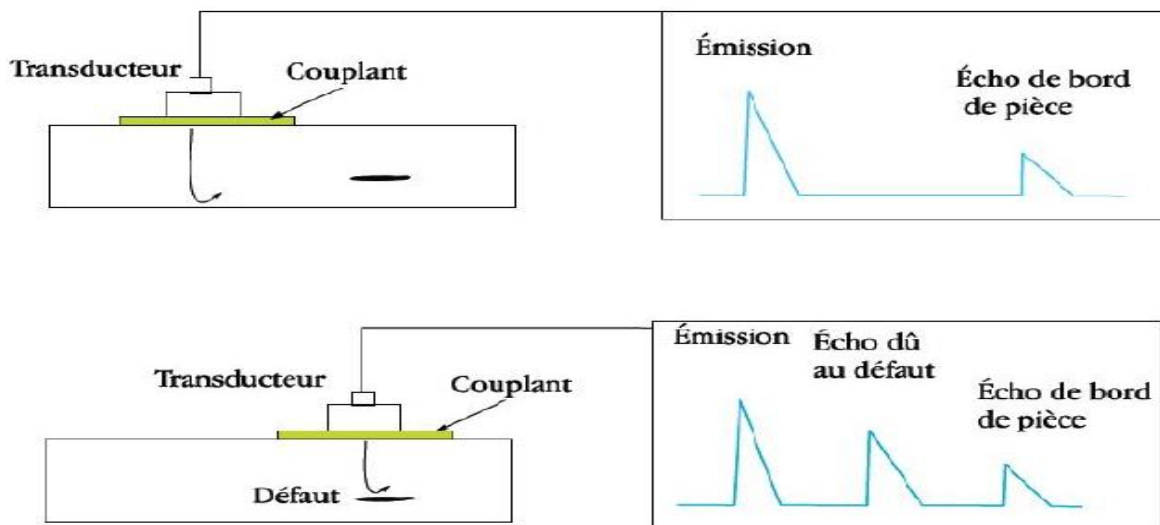


Figure 2.4: Principe des ultrasons.

Cette technique permet la détection des défauts localisés dans un volume de la pièce et présente une grande sensibilité, seulement, l'interprétation de la nature et de ces dimensions nécessite du personnel de grande expérience.

Chapitre II : État de l'art



Figure 2.5: Méthode ultrasonore appliquée aux composites.

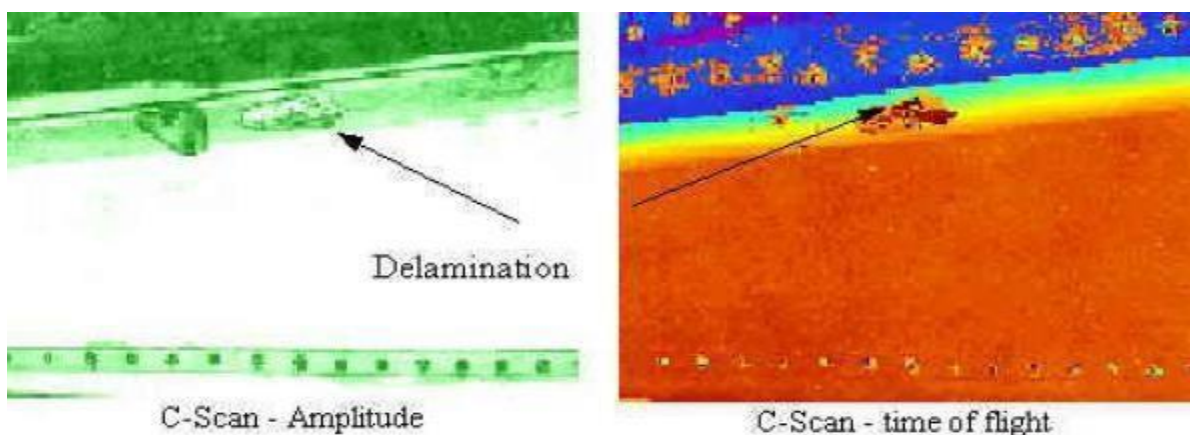


Figure 2.6: Scan obtenu par méthode ultrasonore de voilure d'un Falcon 10.

II.3. Contrôle continu de l'état de la structure

Les méthodes de détection de l'endommagement ont contribué de manière significative au développement de la SHM (Structural Health Monitoring). L'endommagement de la structure peut être défini comme étant un changement introduit au système, ce qui affecte ses performances présentes et futures *Doebeling et al.* [11].

Un système de classification de détection de l'endommagement a été proposé par *Rytter* en 1993 [12] qui inclut 4 niveaux :

- ❖ Niveau 1 : détermination de l'existence de l'endommagement dans la structure.
- ❖ Niveau 2 : détermination du type d'endommagement et de son emplacement.
- ❖ Niveau 3 : quantification de la sévérité de l'endommagement.
- ❖ Niveau 4 : prédiction de la durée de vie en service restante, en se basant sur le suivi de l'endommagement et des conditions de service.

Chapitre II : État de l'art

Le développement typique du diagnostic de l'endommagement, est le fruit d'une collaboration entre des domaines multidisciplinaires, tels que la technologie des capteurs, le traitement du signal, les systèmes intégrés, l'interprétation des données... etc.

Les méthodes de détection basées sur des données vibratoires tiennent une part importante de la recherche dans le domaine de la SHM ces dernières années. Le nombre important d'articles présentés, dans les conférences dédiées à la SHM, montre qu'une multitude de techniques d'acquisition de données et d'algorithmes de diagnostic ont été développés, et que plusieurs techniques ont des applications réelles dans les structures du génie civil, les plateformes pétrolières offshore, l'aéronautique et les pipelines souterrains ainsi que dans l'aérospatial.

II.3.1. Méthodes basées sur des données vibratoires

La vibration se réfère usuellement à un mouvement périodique dans le domaine élastique de la structure autour d'une position d'équilibre. Le fondement des méthodes basées sur des données vibratoires est que l'endommagement altère la raideur, la masse ou l'amortissement de la structure, ce qui affecte la réponse dynamique de cette dernière, comme les fréquences naturelles, les coefficients d'amortissement et déformées propres. Donc, instinctivement, ce changement dans les propriétés dynamiques est utilisé pour localiser et quantifier l'endommagement dans la structure.

II.3.1.1. Fréquences naturelles

Parmi tous les paramètres dynamiques, les fréquences naturelles sont les plus faciles à mesurer. La consultation des changements de fréquences naturelles pour la détection d'endommagement est l'approche primordiale dans les méthodes basées sur les données vibratoires pendant des décennies, où l'analyse modale expérimentale n'était pas encore établie, l'inspection de changement de fréquences naturelles, passionnait la plupart des recherches dans le domaine.

L'investigation systématique de ce changement, dans la détection d'endommagement, peut être attribuée à *Adams et al.* [13] en 1978 et *Cawley et Adams* [14] en 1979. En partant du principe que le changement de raideur est indépendant de celui des fréquences, le rapport de changement de fréquences en deux modes est fonction seulement de la localisation de l'endommagement. Des expériences ont été faites sur une plaque d'aluminium avec un défaut sous forme d'un trou rectangulaire, et sur une plaque composite en polymère renforcé de fibres

Chapitre II : État de l'art

de carbone, avec des défauts sous formes de fissures et d'écrasement. De bons résultats furent obtenus en localisant l'endommagement sur la plaque d'aluminium, avec un modèle éléments finis. Par contre, pour la plaque composite les résultats n'étaient pas concluants.

En 1990, *Stubbs et Osegueda* [15] [16] ont développé une approche de détection de l'endommagement, à partir du changement de fréquences naturelles, qui est basée sur le critère de *Cawley-Adams*. En 1994, *Friswell et al.* [17] ont aussi développé ce critère en introduisant des analyses statistiques sur les scénarios d'endommagement.

Cependant, comme mentionné par *Doebling et al.* [11] et *Friswell et Penny* [18], l'identification de l'endommagement en utilisant le changement de fréquences naturelles seul à des limitations pratiques dans certaines applications. A titre d'exemple, le changement de fréquences est plus affecté par la température et l'humidité que par l'endommagement dans l'inspection des ponts (*Ferrar et al.*) [19].

En 1998 *Messina et al.* [20] ont développé un algorithme appelé « Damage Location Assurance Criterion (DLAC) ». L'indicateur DLAC est calculé à partir du vecteur de changement de fréquences expérimental et du vecteur de changement de fréquences théorique dans la région du présumé endommagement. La localisation de l'endommagement est obtenue en comparant les modèles de changement de fréquences. Plus tard, *Messina et al.* [21] ont généralisé l'approche pour des endommagements multiples (MDLAC), en incorporant les déformées propres aux fréquences. Le DLAC a pour expression:

$$DLAC_j = \frac{|\Delta\omega_j^T \delta\omega_j|^2}{(\Delta\omega_j^T \Delta\omega_j)(\delta\omega_j^T \delta\omega_j)} \quad (2.1)$$

Avec :

$$\Delta\omega = \frac{\omega_s - \omega_d}{\omega_s} \quad (2.2)$$

ω_s : Pulsation propre de la poutre saine.

ω_d : Pulsation propre de la poutre endommagée.

En 2000 *Nicholson et Alnefaie* [22] ont introduit un autre paramètre sensible à l'endommagement nommé l'indice du moment modal (Modal Moment Index MMI), qui extrait des paramètres modaux expérimentaux. L'indice a un changement brusque à l'endroit de l'endommagement et peut servir à le quantifier.

Chapitre II : État de l'art

Durant la même année, *Chaudhari et Maiti* [23] ont utilisé la technique Frobenius qui gouverne des équations différentielles, et ont obtenu ainsi la localisation du défaut par une approche semi-numérique, tandis que *Chinchalkar* [24] a fait recours à la méthode des éléments finis pour modéliser une modification du premier ordre du problème aux valeurs propres.

Jones et Turcotte [25] ont pris les fréquences d'anti résonance dans un model éléments finis pour détecter les endommagements.

Durant l'année 2002, *Palacz et Krawczuk* [26] ont comparé différentes méthodes, basées sur les données vibratoires, incluant le critère de *Cawley-Adams*, pour la détection d'endommagement sur des poutres fissurées, ils indiquent dans leur travail que le changement dans les deux premières fréquences sans erreurs de mesure, et les quatre premières fréquences avec erreurs de mesure peuvent détecter avec succès la position et la profondeur de la fissure.

En 2011 *Moser et al.* [27], ont étudié l'effet des conditions environnantes sur le changement de fréquences naturelles, ils ont, de la sorte, pu rendre les fréquences naturelles plus efficaces dans la détection d'endommagement.

II.3.1.2. Déformées propres

Les déformées propres sont les descriptions spatiales des amplitudes à chacune des fréquences de résonance. Le MAC (Modal Assurance Criterion), et les variantes qui lui sont reliées, a été développé durant les dernières décennies, comme un indicateur pour explorer l'information modale spatiale (*Allemang*) [28]. L'expression de l'indicateur MAC s'écrit :

$$MAC_{ij} = \frac{|\sum_{k=1}^n [\phi_s]_k^i [\phi_d]_k^j|^2}{\sum_{k=1}^n ([\phi_s]_k^i)^2 \sum_{k=1}^n ([\phi_s]_k^j)^2} \quad (2.3)$$

West [29] est probablement le premier à avoir proposé une investigation systématique en utilisant le MAC comme indicateur statistique, qui fait la corrélation entre les déformées propres d'une structure saine et une autre endommagée sans passer par la méthode des éléments finis. Un autre critère largement utilisé est le COMAC (Coordinate Modal Assurance Criterion), qui fait l'identification des coordonnées où un ensemble de deux vecteurs propres ne se correspondent pas (*Lieven et Ewins*) [30]. Le COMAC s'écrit :

$$COMAC_{ij} = \frac{|\sum_{k=1}^m [\phi_s]_k^i [\phi_d]_k^j|^2}{\sum_{k=1}^m ([\phi_s]_k^i)^2 \sum_{k=1}^m ([\phi_s]_k^j)^2} \quad (2.4)$$

En outre, *Ratcliffe* [31] a proposé une méthode de détection d'endommagement basée seulement sur les déformées propres. La localisation peut être effectuée à partir d'une approximation aux différences finis de l'opérateur Laplacien aux vecteurs propres.

Chapitre II : État de l'art

Khan et al. [32] ont utilisé un scanne continu avec laser Doppler vibromètre pour surveiller les discontinuités dans les déformées propres pour détecter l'endommagement.

Contrairement aux fréquences, l'estimation des déformées propres requiert la mesure dans chacun des points où il faut faire l'estimation, posant des difficultés pratiques dues au nombre limité de capteurs et à la capacité d'avoir une mesure fiable. En plus, l'estimation des vecteurs propres à partir de la réponse fréquentielle, même en l'absence d'endommagement, peut devenir problématique quand la structure a une configuration complexe. C'est une méthode qui dépend des techniques mises en œuvre ; la faisabilité et la fiabilité sont affectées par le type de structure, l'étendue de l'endommagement, la façon d'extraire les vecteurs propres et les algorithmes utilisés pour le traitement des données.

II.3.1.3. Amortissement

En 1990 *Salane et Baldwin* ont étudié l'influence d'endommagements sur les coefficients d'amortissement. Leurs conclusions furent qu'ils ne pouvaient constituer des indicateurs fiables parce qu'ils pouvaient augmenter puis chuter. Ces instabilités sont à rapprocher de celles constatées sur la variabilité naturelle des paramètres modaux où l'amortissement a été jugé comme un paramètre instable. Cependant, d'autres études tendent à confirmer l'utilité de se servir de l'amortissement comme d'un indicateur de l'intégrité de la structure. Il reste cependant évident que ce choix n'a fait l'objet que de peu de travaux, par la sensibilité même des amortissements à estimer.

Malgré que l'estimation de la matrice d'amortissement par les fonctions de réponse fréquentielles (*Chen et al.*) [33], input/output data (*Fritzen*) [34] et plusieurs autres approches, ont été un thème de recherche dans le domaine d'identification des systèmes mécaniques pendant plusieurs années, la détection d'endommagement basée seulement sur le changement des paramètres d'amortissement n'a pas été intensément étudié, comparé aux méthodes basées sur les fréquences naturelles et les vecteurs propres. Cela peut être dû à l'existence de différents types d'amortissement et à l'incertitude relativement haute dans son estimation.

Tandis qu'un accroissement anormal des coefficients d'amortissement, ce qui suggère plus de dissipation d'énergie, peut indiquer un endommagement de la structure, comme observé expérimentalement dans presque tous les cas (*Morgan et Osterle*) [35] et (*Napolitano et Kosmatka*) [36], L'endommagement peut aussi résulter d'une diminution d'amortissement ou d'une augmentation précédée d'une diminution (*Salane et Baldwin*) [37] et (*Hearn et Testa*) [38]. *Williams et Salawu* [39] ont revus des études en génie civil, et ont conclu que l'amortissement seul ne peut pas donner une véritable signification à la détection d'endommagement (localisation et quantification).

Chapitre II : État de l'art

Par contre, le changement d'amortissement peut détecter l'endommagement là où les méthodes conventionnelles basées sur le changement de fréquences et de déformées propres ne sont pas sensibles. *Modena et al.* [40] ont démontrés que des microfissures causent des changements négligeables dans les fréquences naturelles, mais une augmentation considérable d'amortissement, ce qui peut être utilisé pour localiser la fissure. Les techniques de détection basées sur la mesure d'amortissement sont capables de nous renseigner seulement sur l'existence de l'endommagement.

II.3.1.4. Fonctions de réponse fréquentielles (FRF)

Les fonctions de réponse fréquentielle décrivent le domaine fréquentiel du système, et sont très utilisées dans la dynamique des structures et l'identification des systèmes mécaniques pour l'extraction des fréquences de résonance, l'estimation des vecteurs propres et des coefficients d'amortissement, et vérifier les matrices de masse, de raideur et d'amortissement. Plusieurs méthodes de détection d'endommagement basées sur l'évaluation des paramètres modaux sont reliées, directement ou indirectement, à la FRF. Cela implique que l'information contenue dans les données FRF, peut être directement utilisée pour détecter l'endommagement.

Wang et al. [41] ont développé un algorithme pour localiser et quantifier l'endommagement en utilisant directement les données FRF mesurées. Le vecteur d'endommagement, qui indique la position et la magnitude de ce dernier, est calculé à partir des perturbations dans les équations de la FRF. *Mottershead et al.* [42] ont exploré la possibilité de détection d'endommagement, en utilisant des équations FRF rationnelles, basée sur l'observation que l'endommagement peut augmenter le comportement non-linéaire d'une structure. L'équation du mouvement d'une structure saine à N degrés de libertés (Nddl) peuvent être exprimées comme suit :

$$[Mu]\left\{\ddot{x}(t)\right\}+[D]\left\{\dot{x}(t)\right\}+[Ku]\{x(t)\}=F(t) \quad (2.5)$$

Avec : $[Mu]$, $[D]$ et $[Ku]$ représentent les matrices globales de masse, amortissement, et de rigidité pour la structure saine.

Des techniques ont été développées pour extraire ces distorsions des données FRF, afin de localiser et quantifier l'endommagement (*Vanhoenacker et al.*) [43].

Chapitre II : État de l'art

En 2014, *Mehrisadat Makki Alamdari et al* [44], ont développé une technique de détection et de localisation d'un défaut qui se base sur la réponse fréquentielle FRF ainsi que la suppression du bruit. *SC Mohan et DK Maiti* [45], ont mis au point un algorithme d'optimisation PSO (Particle swarm optimisation) basé sur la FRF qui permet de localiser et quantifier un défaut dans une structure avec différents scénarios d'endommagements.

II.3.1.5. Energie de déformation modale

Yang et al. [46] ont utilisé la propriété de l'invariance d'énergie de déformation modale élémentaire pour localiser l'endommagement. Dans cette méthode, l'énergie de déformation modale est décomposée en deux parties qui définissent deux indicateurs d'endommagement. Le premier est le rapport de changement d'énergie de déformation modale de compression et le second représente le rapport de changement d'énergie modale de torsion. L'énergie de déformation modale a été obtenue par des formes modales incomplètes et des matrices de raideur élémentaire. Plusieurs cas d'endommagement ont été simulés sur une plateforme pétrolière offshore. D'après les résultats obtenus, les auteurs ont montré l'efficacité et la précision de la méthode dans la détection d'endommagement sur des structures complexes.

Brehm et al. [47] ont développé une approche basée sur un modèle purement mathématique enrichi par des informations physiques obtenues par un modèle numérique basée sur l'énergie de déformation modale, ils ont ainsi pu localiser et quantifier l'endommagement. *Dixit et al.* [48] ont présenté une méthode basée sur l'énergie de déformation modale obtenue à partir des fréquences naturelles et des déformées propres correspondantes, afin de localiser et de quantifier des endommagements sur des poutres, sous différentes conditions aux limites, et ils ont obtenu des résultats expérimentaux qui démontrent la robustesse de leur approche.

II.3.1.6. Flexibilité modale

Li et al. [49] ont présenté une nouvelle approche basée sur le changement de la matrice de flexibilité modale généralisée, qu'ils ont utilisé pour localiser et quantifier des endommagements. En comparaison avec la matrice de flexibilité modale, la matrice de flexibilité modale généralisée réduit l'effet de troncature des modes d'ordre supérieur.

L'équation de la variation de la flexibilité s'écrit comme suit :

$$F = \sum_{i=1}^n \frac{1}{\omega_i^2} \phi_i \cdot \phi_i^T \quad (2.6)$$

Chapitre II : État de l'art

Kazemi et al. [50] ont utilisé la variation de la flexibilité modale pour détecter des défauts sur des structures plaques minces. L'indicateur d'endommagement est formulé à partir de la matrice de flexibilité modale et des équations différentielles de variation des efforts. *Reynders et al.* [51] ont proposé une méthode basée sur la flexibilité quasi statique. La matrice de flexibilité modale est combinée avec des forces virtuelles qui causent des contraintes non nulles sur de petites parties de la structure, où de possible changement de raideur sont à chercher. Ils ont démontré que, si la relation contraintes déformations est proportionnelle, le rapport entre certaines combinaisons de déformations avant et après endommagement, fait apparaître un changement de raideur, égal à l'inverse de la raideur locale. La méthode est appelée flexibilité locale.

II.4. Conclusion

Dans ce chapitre nous avons énuméré quelques méthodes de contrôle non destructif (CND) qui nous permettent de manière générale de détecter tout type d'endommagement dans les structures. Ces méthodes nous permettent de localiser et d'identifier les défauts et nous offrent ainsi la possibilité d'amélioration de la fiabilité du matériau composite et la détermination de sa durée de vie.

Nous avons aussi mis en exergue les méthodes basées sur les données vibratoires en les classant et en faisant une large revue sur les travaux de recherche effectués sur le thème.

Ce chapitre est un prélude au suivant où nous allons, sur la base des données vibratoires, développer une des méthodes décrites pour identifier dans le cadre de ce projet le délaminage dans une structure en stratifié.

CHAPITRE III :
Simulation sous logiciel

Chapitre III : Simulation sous logiciel

III.1. Introduction

Les logiciels des temps modernes sont un atout de taille pour l'étude et l'analyse numérique des structures et nous prédétermine ainsi leur comportement aux différentes sollicitations.

Dans ce chapitre, nous allons nous intéresser à la modélisation de notre structure. Pour cela nous avons utilisé les logiciels MSC.PATRAN et MSC.NASTRAN pour déterminer les propriétés dynamiques.

III.2. Présentation du logiciel

MSC Patran est un logiciel largement utilisé pour l'analyse par éléments finis (FEA), fournissant une modélisation solide, maillage, configuration de l'analyse et le post de traitement pour multiples solveurs y compris, Marc, Abaqus et MSC Nastran. Ce dernier est un acronyme formé à partir de « NAsa STRuctural ANalysis ».fut délivré par la NASA en 1968. À la fin des années 1960, MacNeal-Schwendler Corporation (MSC) commença à commercialiser sa propre version de NASTRAN, appelée MSC/NASTRAN (qui est plus tard devenu MSC.Nastran).

Patran fournit un riche ensemble d'outils où simplifie la création des modèles linéaires, non linéaires, dynamique explicite, thermique et d'autre solution éléments finis, qui permet aux ingénieurs de développer et tester virtuellement des conceptions de produits. Il est facile pour quiconque de créer des modèles éléments finis. Les maillages sont facilement a créés sur les surfaces et les solides en utilisant aussi bien les routines de maillage entièrement automatisés, des méthodes manuelles qui fournissant plus de contrôle, ou des combinaisons des deux.

Patran aide les entreprises à réduire les coûts et les contraintes liées à la maintenance de plusieurs outils de prés- et post- traitement dans ses différents services, ainsi qu'à mettre sur le marché plus rapidement des produits de meilleur qualités.

III.3. Fonctionnalités

- Interface graphique intuitive avec un accès direct de géométrie CAO avec automatique / interactive et la reconnaissance de la fonction.
- Intégration avec le logiciel MSC et solveurs tiers
- Surface automatique robuste et la capacité de génération de maillage solide avec une surface de pointe maillage sur-maillage capacité.
- Les connecteurs et boulons avec pré-charge

Chapitre III : Simulation sous logiciel

- Full 3D contact général disponible pour non linéaire analyse.
- Prise en charge de la conception de l'optimisation de Nastran Topologie et optimisation.
- Prise en charge de l'optimisation de conception et de topologie Nastran.
- Prise en charge des analyses couplées Marc
- Compréhensive résultats post-traitement.
- Résultats de normalisation par le biais résultats des modèles.
- Personnalisation via la Command Patran Langue (PCL).

III.4. Procédure de réalisation d'une structure sur Patran

Avant de commencer notre travail on doit d'abord spécifier l'unité « mètre ».

III.4.1. Géométrie

La création d'une géométrie sur Patran est très facile. Pour notre structure on suit les étapes suivantes :

- Créer une structure tridimensionnelle par la fonction solide avec la méthode XYZ.
- Déclarer les dimensions de la structure [0.5m, 0.03m, 0.016m].

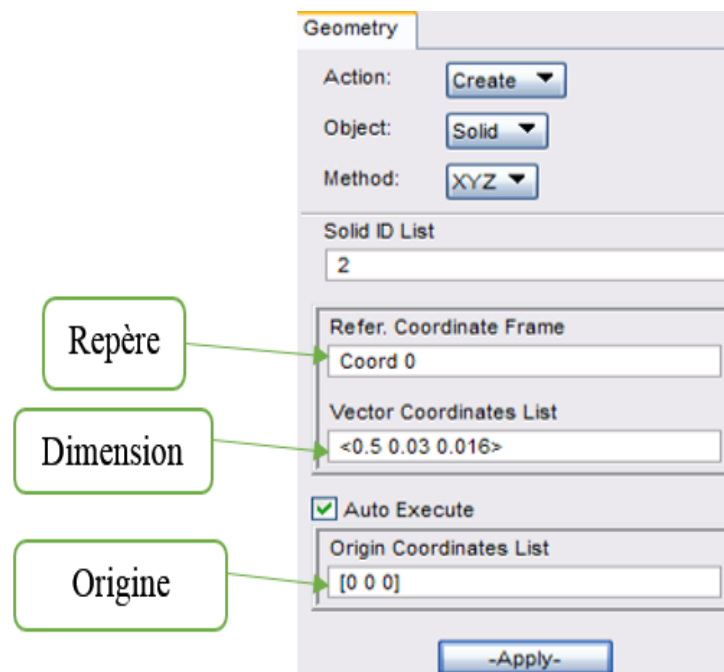


Figure III.1: Fenêtre de la géométrie.

III.4.2. Propriétés mécaniques

Patran nous offre plusieurs choix de comportements mécaniques et pour déclarer les propriétés physiques et mécaniques de notre structure on va suivre les étapes suivantes :

Première étape :

- Créer un matériau orthotrope 3D et déclarer les propriétés physiques et mécaniques du pli.

$E1= 144.7 \text{ e9}$; $E2= E3=9.65 \text{ e9}$; $\nu12=0.3$; $\nu13= \nu23=0.011$; $G12=G13=4.14 \text{ e9}$;
 $G23=3.45 \text{ e9}$; $\rho=1389.23 \text{ kg/m}^3$.

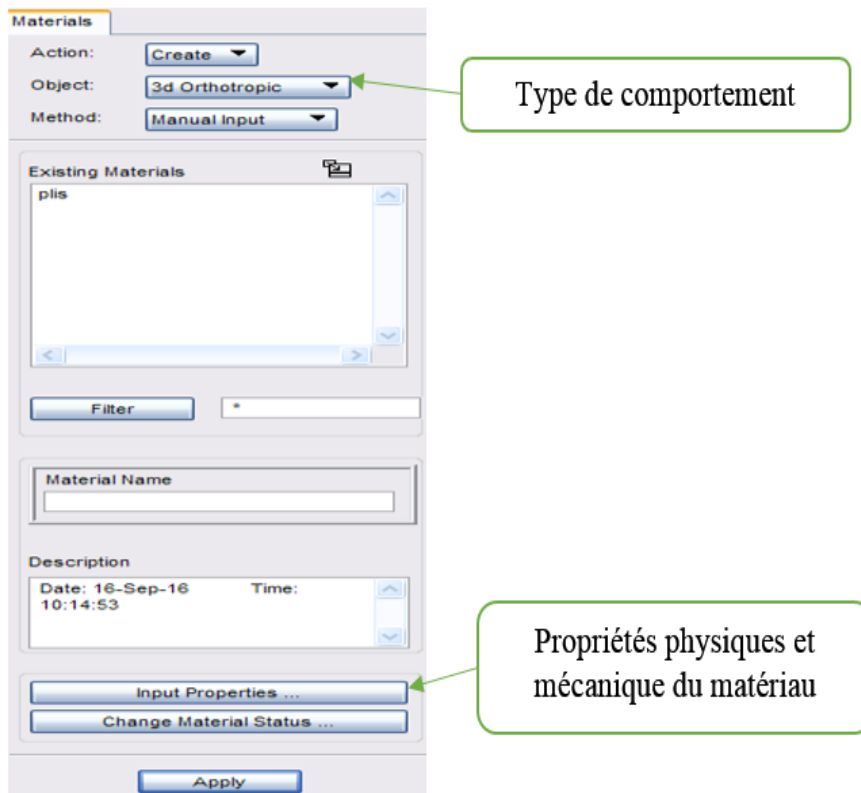


Figure III.2: Fenêtre de propriétés (3D orthotrope).

Chapitre III : Simulation sous logiciel

Deuxième étape :

- Crée un composite qui comporte 8 plis.

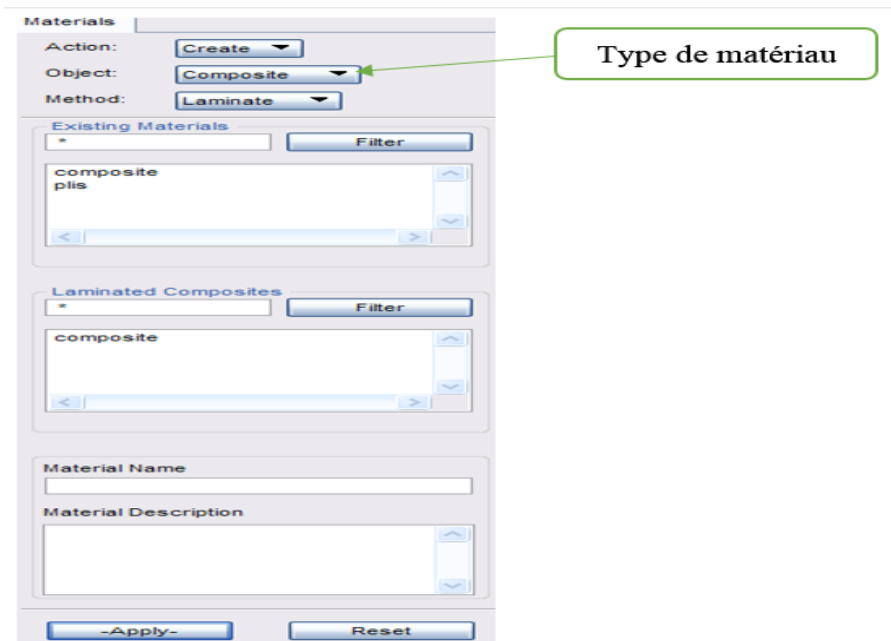


Figure III.3: Fenêtre propriétés (composite).

Troisième étape :

- Crée un solide 3D.

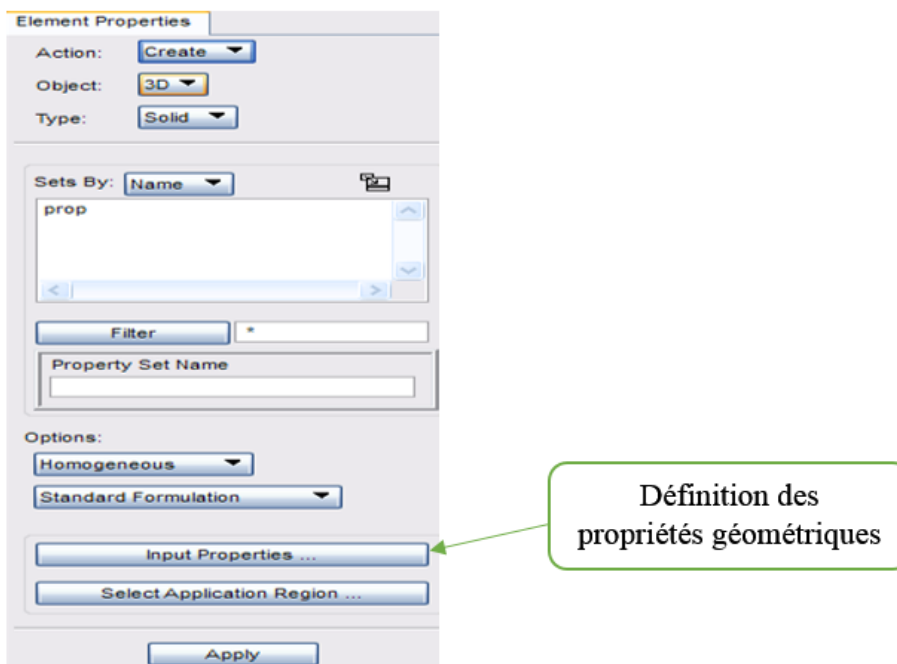


Figure III.4: Fenêtre propriétés (solide).

III.4.3. Conditions aux limites

Dans notre cas on a deux conditions aux limites et la fonction à utiliser est "Load / boundary conditions". Ces conditions sont:

- Déclarer un déplacement en 2D avec un vecteur de translation $T = [, 0,]$. Cela va empêcher la translation suivant Y et un vecteur de rotation $R = [0, ,0]$ qui va autoriser seulement la rotation au tour de Y.
- Pour cas test 1 on Déclare deux vecteurs translation et rotation $T = [0, 0,0]$; $R = [0, 0,0]$ respectivement, qui représente un encastrement.
- Pour le cas test 2 on déclare deux vecteurs translation et rotation $T = [, ,0]$; $R = [0, ,]$ respectivement, qui représente un appuis simple.
- Appliquer ces conditions à toute la structure.

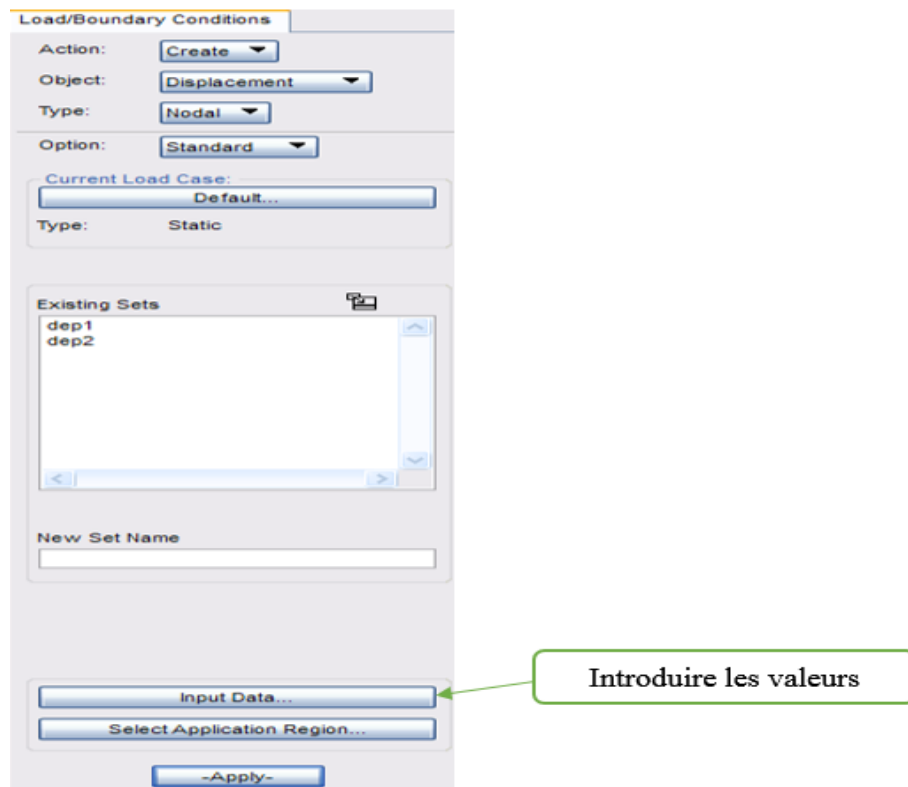


Figure III.5: Fenêtre condition aux limites.

III.4.4. Discrétisation de la structure

Pour discrétiser la structure en éléments finis nous utilisons la fonction "Meshing". La procédure est:

- Déclarer le type éléments que nous allons utiliser. La discrétisation se fera automatiquement.

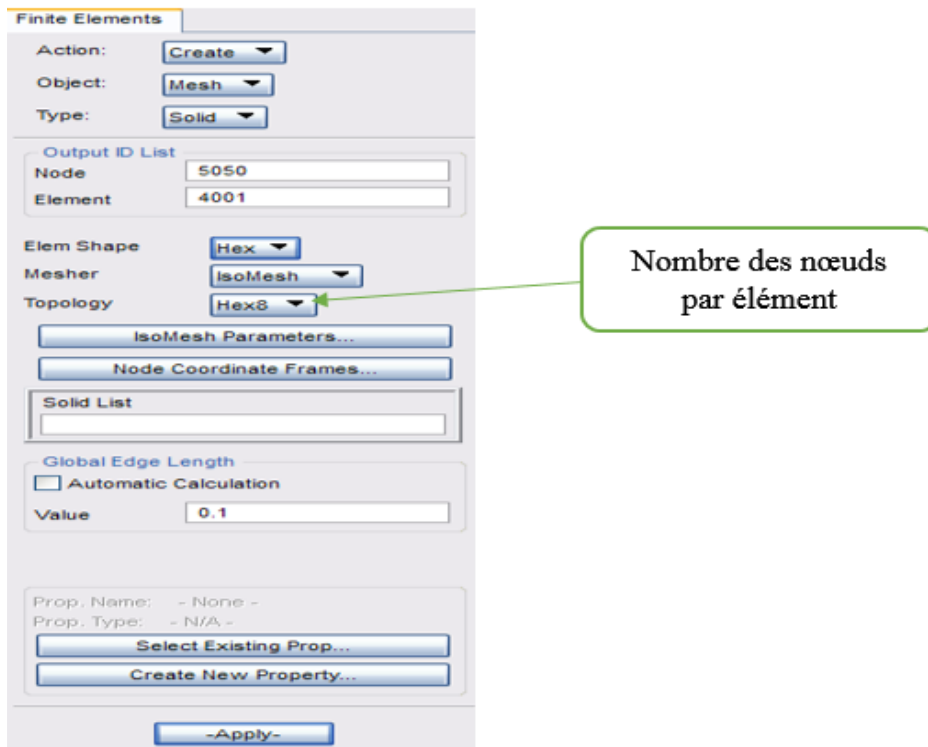


Figure III.6: Fenêtre Meshing.

III.4.5. Analyse

Après avoir déclaré toutes les caractéristiques de la structure géométrie, propriétés physiques et mécaniques, le type de discrétisation par éléments finis, les conditions aux limites.

- Lancer l'analyse de la structure avec la fonction "Analyze"
- Dans notre cas le résultat voulu sont les modes propres.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

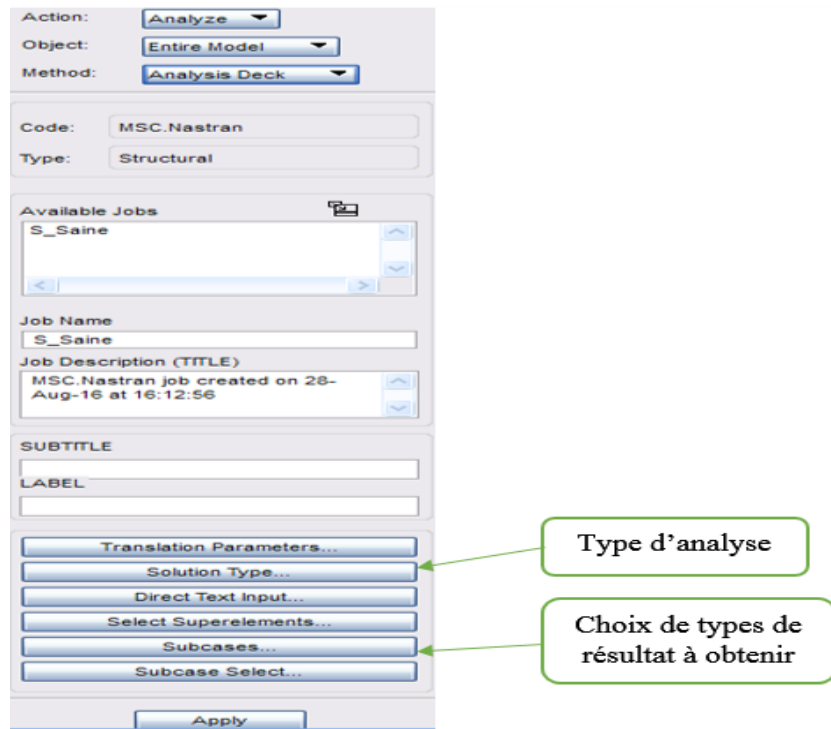


Figure III.7: Fenêtre de la fonction Analyse.

III.4.6. Résultats

- Pour accéder aux résultats nous utilisons la fonction "Access Results "

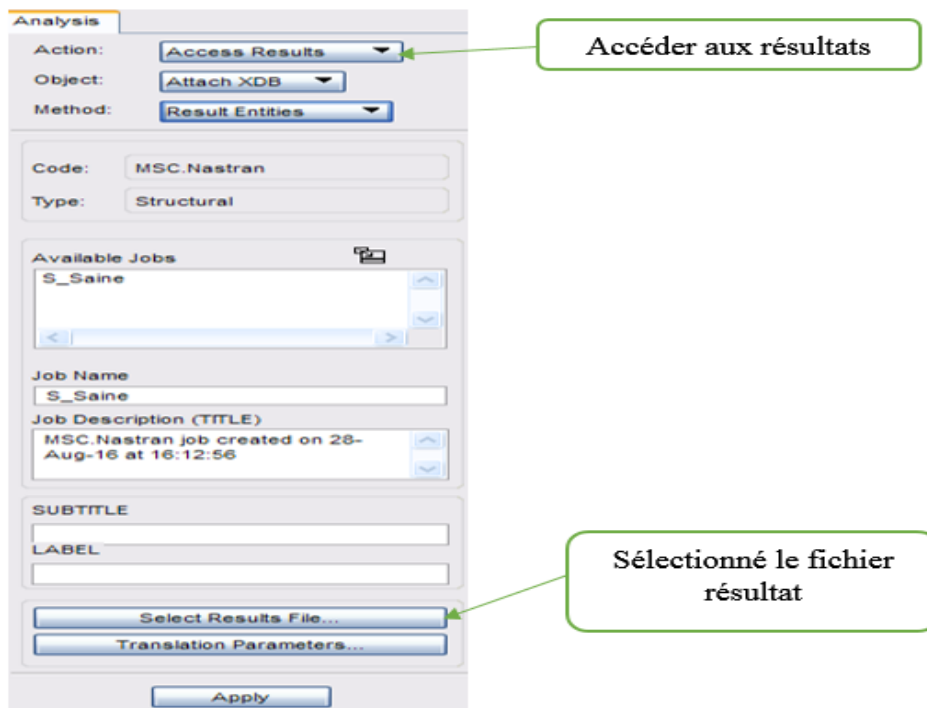


Figure III.8: Fenêtre de la fonction Accéder aux résultats.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

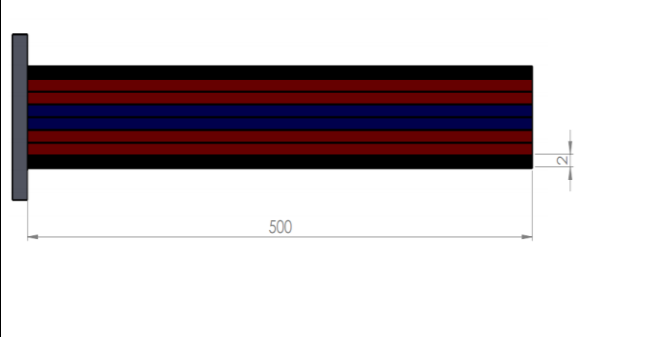
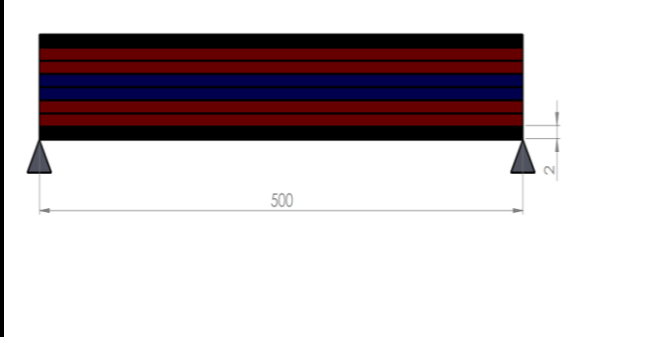
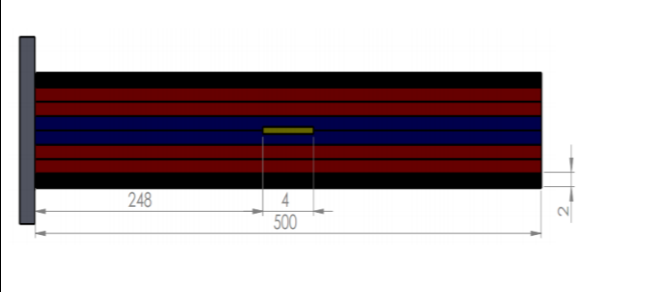
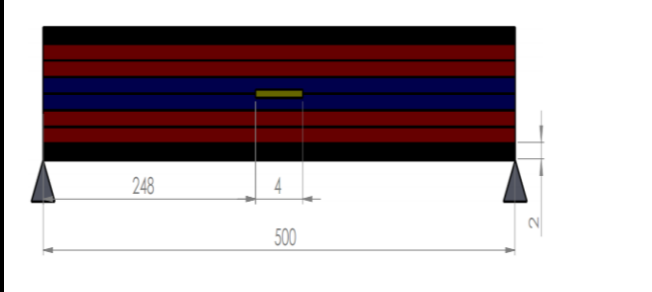
III.5. présentation de la structure

Soit une poutre en matériau composite stratifié graphite/époxy avec une séquence d'empilement $[90^\circ/45^\circ_2/0^\circ]_S$ composé de 8 couches. Les propriétés de la poutre sont:

- La longueur $L=0.5\text{m}$; Largeur $B= 0.03\text{ m}$; Épaisseur $E=0.016\text{ m}$.
- Les modules de Young : $E_1=144.7\text{ GPa}$ et $E_2=E_3=9.65\text{ GPa}$.
- Modules de cisaillements: $G_{12}= G_{13}=4.14\text{ GPa}$ et $G_{23}=3.45\text{ GPa}$.
- Coefficients de Poisson: $\nu_{12}= 0.3$ et $\nu_{13}=\nu_{23}=0.011$.
- Masse volumique : $\rho=1389.23\text{ Kg/m}^3$.

III.6. Présentation des différents cas de simulation

Afin de déterminer les propriétés dynamiques de notre matériau, nous allons effectuer des essais mécaniques sur trois types de structures, voir structure saine, endommagée avec un seul défaut et endommagée avec deux défauts avec deux types de conditions aux limites, encastrement et appuis simples. Les images des différents cas sont illustrées dans le tableau III.1.

| | |
|---|--|
|  |  |
| Structure saine encadrée-libre | Structure saine appuis simples |
|  |  |
| Structure endommagée 1 défaut encadrée-libre | Structure endommagée 1 défaut appuis simples |

Chapitre III : Simulation sous logiciel

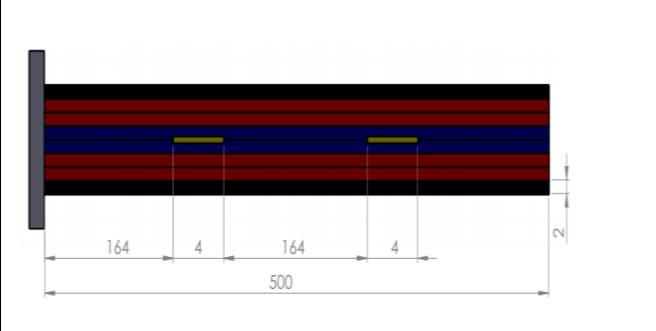
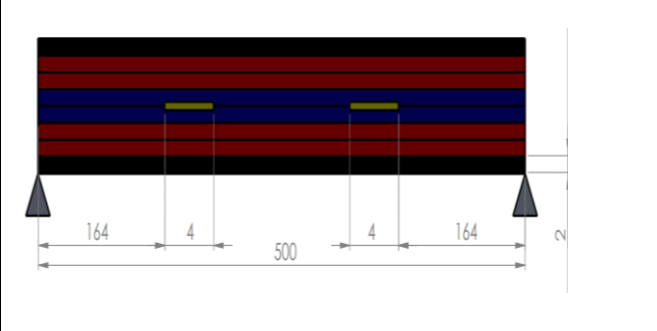
| | |
|---|--|
|  |  |
| Structure endommagée 2 défauts encastree-libre | Structure endommagée 2 défauts appuis simples |

Tableau III.1 : Les différentes structures.

III.6.1. Cas poutre encastree-libre

Dans ce cas, nous considérons un défaut de délaminage de longueur $L_1=4\text{mm}$, situé entre la quatrième et cinquième couche, distant d'une longueur $L_2=248\text{mm}$ de l'encastrement (figure III.9). Puis deux défauts de délaminage de même longueur L_1 , qui se situent toujours au même intervalle des couches, distants d'une longueur $L_3=164\text{mm}$ et $L_4=332$ respectivement de l'encastrement (figure III.10).

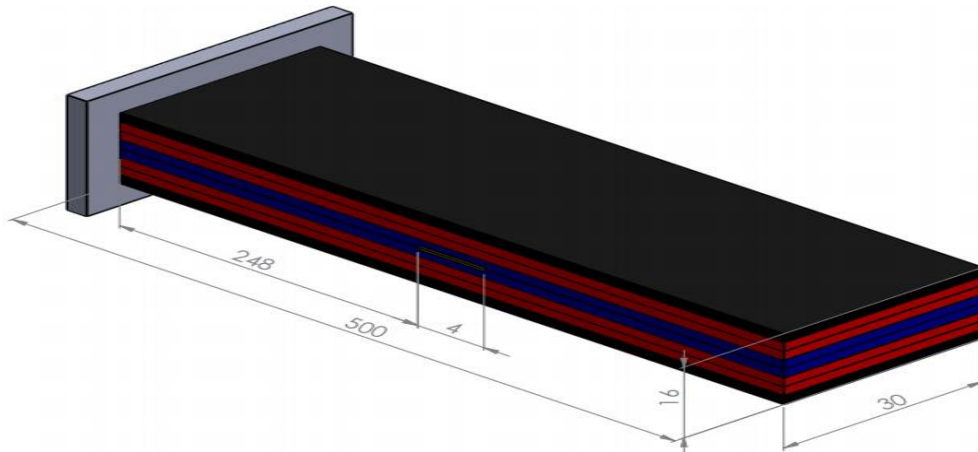


Figure III.9 : Structure endommagée avec un défaut.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

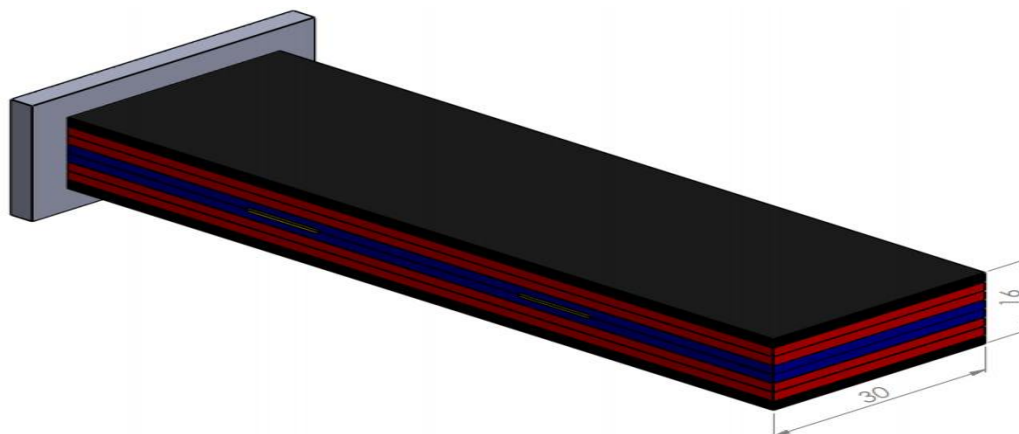


Figure III.10 : Structure endommagée avec deux défauts.

Les valeurs des fréquences propres de la structure encastree-libre saine, endommagée avec un et avec deux défauts sont données dans le tableau III.2.

| Structure Fréquence | Saine | Endommagé (1 défauts) | Endommagé (2 défauts) |
|------------------------|----------|--------------------------|--------------------------|
| Fréquence1 (Hz) | 63.294 | 63.147 | 62.945 |
| Fréquence2 (Hz) | 388.741 | 387.115 | 382.769 |
| Fréquence3 (Hz) | 1056.328 | 1029.82 | 1045.752 |
| Fréquence4 (Hz) | 1988.231 | 1980.48 | 1843.762 |
| Fréquence5 (Hz) | 2933.193 | 2933.193 | 2915.538 |
| Fréquence6 (Hz) | 3134.639 | 2951.498 | 2933.193 |

Tableau III.2: Fréquences propres des poutres encastree-libre.

- Les images ci-dessous nous représentent l'état initial de la structure encastree (saine) et les structures endommagées après l'apparition des défauts selon divers modes.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

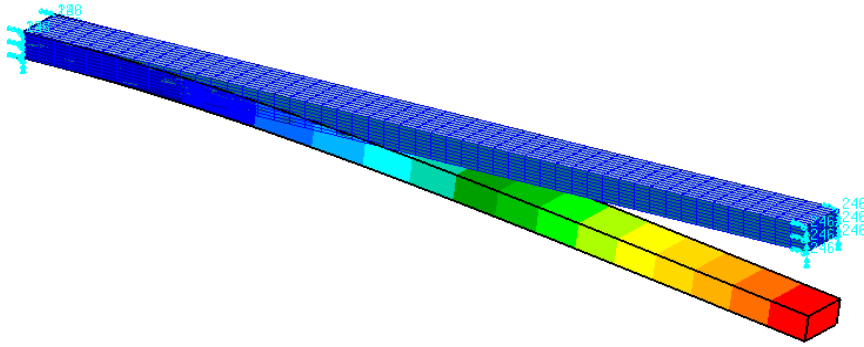


Figure III.11 : Mode 1 saine encastré-libre.

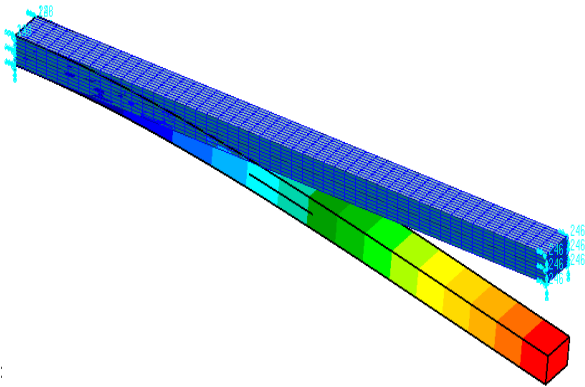


Figure III.12 : Mode 1 endommagement avec 1 défaut encastré-libre.

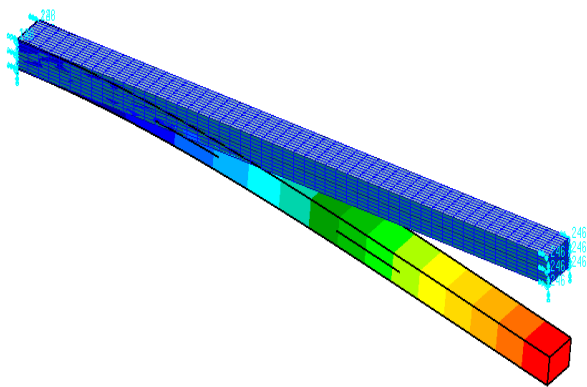


Figure III.13 : Mode 1 endommagement avec 2 défauts encastré-libre.

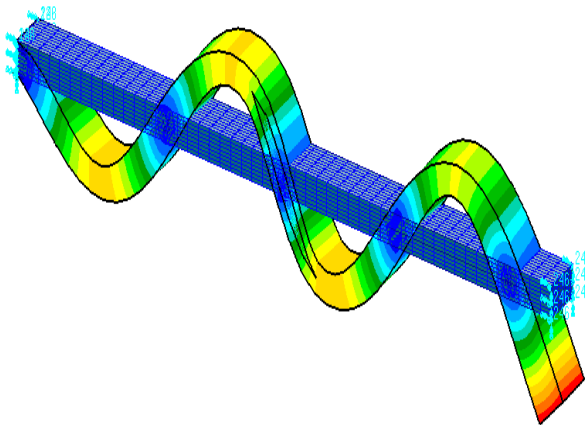


Figure III.14 : Mode 5 endommagement avec 1 défaut encastré-libre.

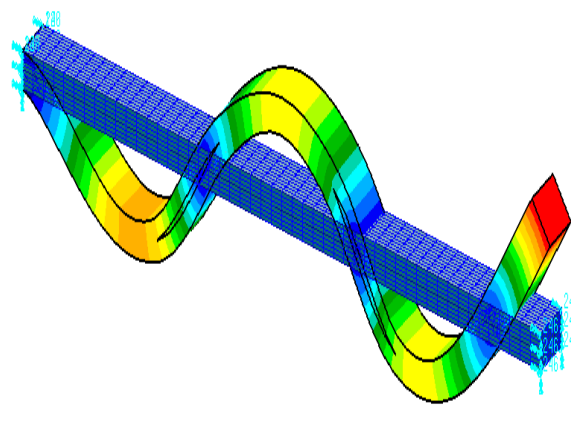


Figure III.15 : Mode 4 endommagement avec 2 défauts encastré-libre.

III.6.1.1. Interprétation des résultats

- A partir des résultats du tableau III 2, nous avons constaté des diminutions des fréquences entre la structure saine, endommagée avec un défaut et endommagée avec deux défauts qui sont dû à l'existence des défauts dans la structure.
- Comme il est indiqué dans la figure III.14 et 15, nous avons remarqué que l'apparition du défaut dans la structure endommagée avec un défaut est visible à partir du mode 5 tandis que dans la structure endommagée avec deux défauts à partir du mode 4.

III.6.2. Cas poutre appuis simple

Dans ce cas, nous considérons le même type de défaut avec les mêmes données en changeant seulement les conditions aux limites de l'encastrement par appuis simples (figure III.11 et III.12).

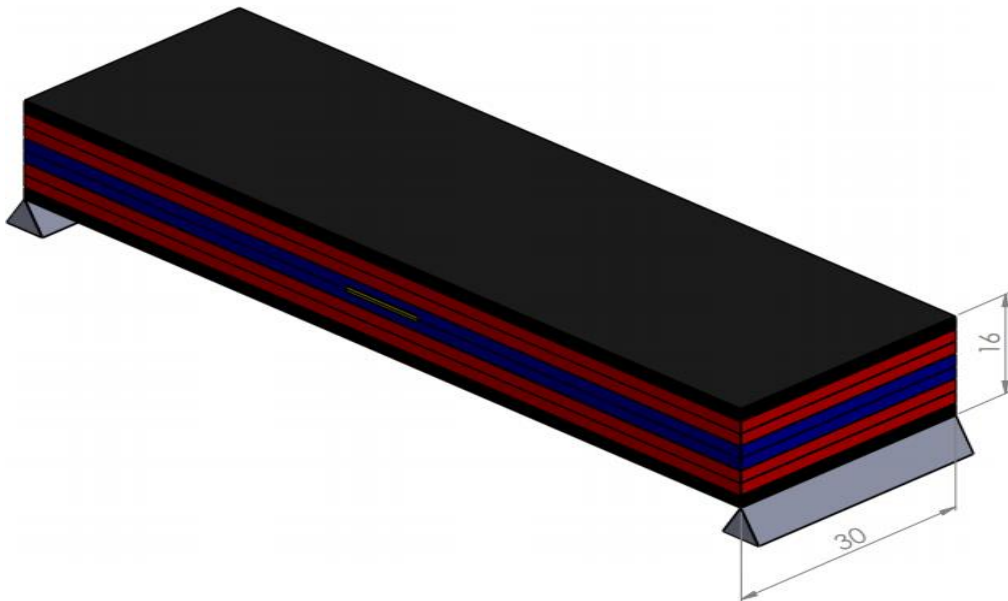


Figure III.16 : Structure endommagée avec un défaut.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

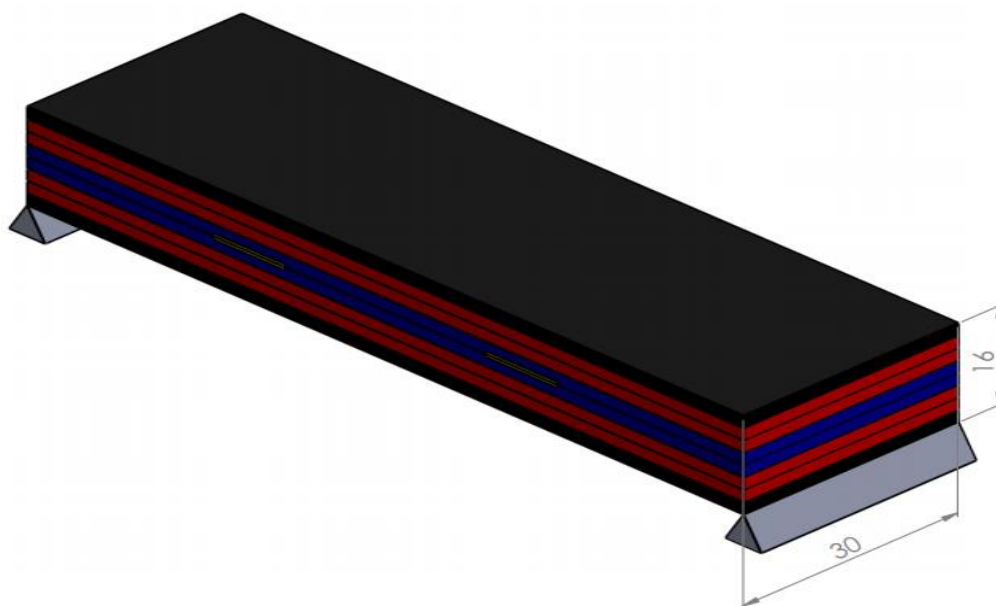


Figure III.17 : Structure endommagée avec deux défauts.

Les valeurs des fréquences propres de la structure avec deux appuis simple : saine, endommagée avec un et avec deux défauts sont données dans le tableau III.3 :

| Structure \ Fréquence | Saine | Endommagé (1 défaut) | Endommagé (2 défauts) |
|-----------------------|----------|----------------------|-----------------------|
| Fréquence1 (Hz) | 175.927 | 175.202 | 174.439 |
| Fréquence2 (Hz) | 688.848 | 677.088 | 679.459 |
| Fréquence3 (Hz) | 1498.769 | 1493.571 | 1403.227 |
| Fréquence4 (Hz) | 2551.43 | 2420.205 | 2455.505 |
| Fréquence5 (Hz) | 3789.749 | 3768.298 | 3645.006 |
| Fréquence6 (Hz) | 5161.819 | 4788.613 | 4500.532 |

Tableau III.3 : Fréquences propres des poutres avec deux appuis simples.

Les images ci-dessous nous représentent l'état initial de la structure avec deux appuis simple (saine) et les structures endommagées après l'apparition des défauts selon divers modes.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

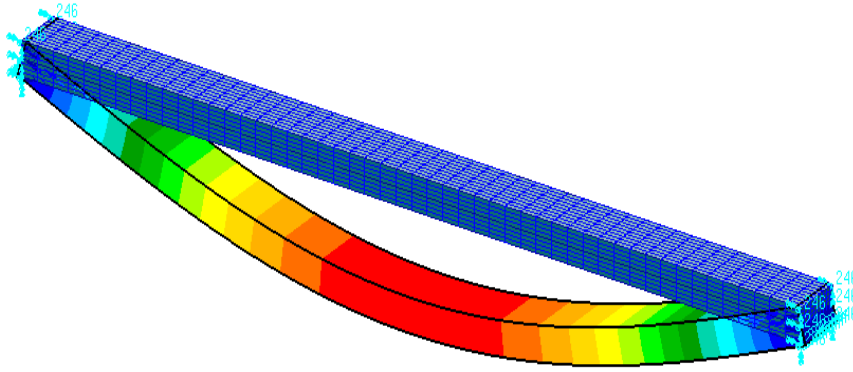


Figure III.18 : Mode 1 saine appui simple.

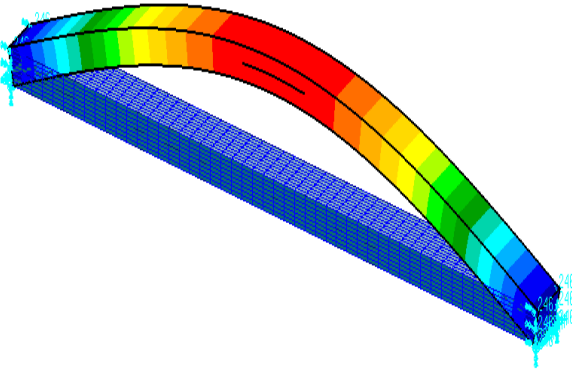


Figure III.19 : Mode 1 endommagement avec 1 défaut appui simple.

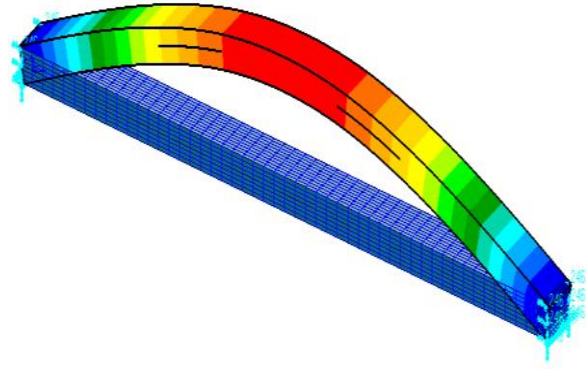


Figure III.20 : Mode 1 endommagement avec 2 défauts appui simple.

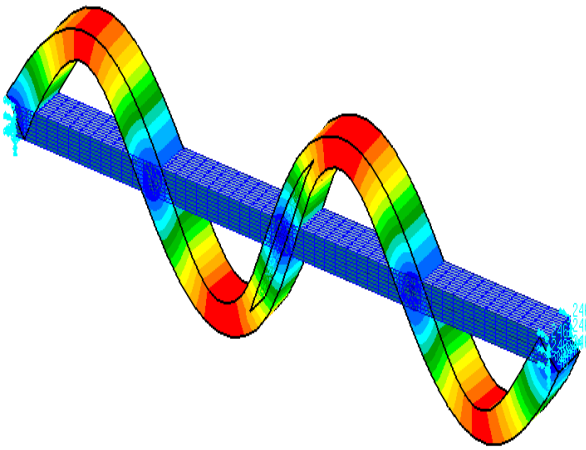


Figure III.21 : Mode 4 endommagement avec 1 défaut appui simple.

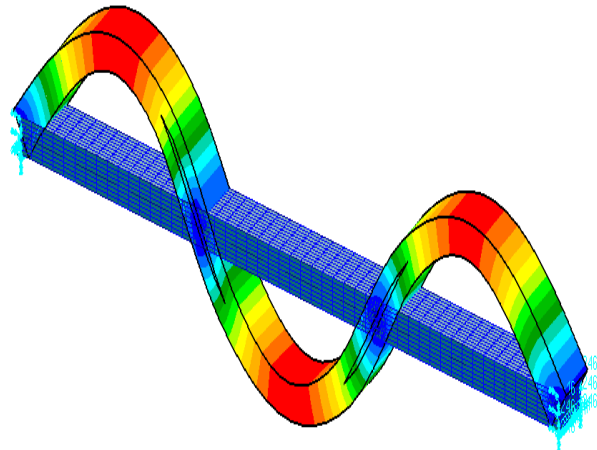


Figure III.22 : Mode 3 endommagement avec 2 défauts appui simple.

Les autres résultats (images) des deux conditions aux limites sont illustrés dans l'Annexe A.

Chapitre III : Simulation sous logiciel

III.6.2.1. Interprétation des résultats

- On remarque une variation des fréquences entre la structure saine, endommagée avec un défaut et endommagée avec deux défauts. Cette variation est une diminution qui est dû à l'existence des défauts dans la structure.
- Comme il est indiqué dans la figure III.21 et 22, nous avons remarqué que l'apparition du défaut dans la structure endommagée avec un défaut est visible à partir du mode 4 tandis que dans la structure endommagée avec deux défauts à partir du mode 3.

III.7. Conclusion

A travers ce chapitre, nous avons pu modéliser notre structure avec le logiciel Patran, toute en introduisant les caractéristiques mécaniques, physiques de la poutre ainsi que les conditions aux limites. Ainsi nous avons lancé l'analyse des modes propres des différents cas.

Les résultats obtenus seront utilisé pour la programmation de la méthode dans le chapitre suivant.

CHAPITRE IV :

**Localisation d'endommagement par
la variation des paramètres modaux**

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

IV.1. Introduction

La détection d'endommagement dans les structures par la variation des paramètres dynamiques, a acquis une attention élevée des industries aérospatiales, génie civil,... Tout changement dans les propriétés dynamiques de la structure entraîne un changement dans ses propriétés modales, les formes des modes, les fréquences naturelles et les amortissements modaux. L'existence d'endommagement peut être révélée par la variation de ces paramètres modaux.

IV.2. Présentation de la méthode

La matrice de flexibilité est définie comme étant l'inverse de la matrice de rigidité. La diminution de rigidité provoquée par l'endommagement entraîne l'augmentation de la flexibilité. Elle s'écrit :

$$\bullet \quad F = K^{-1} \quad (IV.1)$$

L'endommagement est détecté en comparant la matrice de la flexibilité de la structure endommagée avec celle de la structure saine.

Les matrices de sensibilité F_s et F_e des structures saines et endommagée s'écrivent respectivement :

$$\bullet \quad F_s = \sum_{i=1}^n \frac{1}{\omega_{si}^2} \phi_{si} \cdot \phi_{si}^T \quad (IV.2)$$

$$\bullet \quad F_e = \sum_{i=1}^n \frac{1}{\omega_{ei}^2} \phi_{ei} \cdot \phi_{ei}^T \quad (IV.3)$$

Avec :

ω_{si} et ω_{ei} : Fréquences naturelles des structures respectivement saine et endommagée.

ϕ_{si} et ϕ_{ei} : Vecteurs propres normalisés des structures saine et endommagée.

N : Nombre de modes mesurés.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

Disposant des vecteurs propres de la structure saine et endommagée avec l'introduction de quelque défaut. Nous pouvons déduire la variation de la flexibilité ΔF causée par l'endommagement :

$$\Delta F = Fs - Fe = [\delta_{ij}] \quad (\text{IV.4})$$

Où δ_{ij} : sont les éléments de la matrice de la variation de flexibilité ΔF .

Dans ce qui suit, la quantité $\bar{\delta}_j$ représente le maximum des valeurs absolues des éléments de la $j^{\text{ième}}$ colonne de la variation de la flexibilité ΔF :

$$\bar{\delta}_j = \max |\Delta F_{ij}| \quad (\text{IV.5})$$

Alors $\bar{\delta}_j$ est prise comme une mesure de la variation de la flexibilité au niveau de chaque emplacement de mesure. La colonne de la matrice de flexibilité correspondant au plus grand changement est indicative du l'élément où l'endommagement se trouve.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

IV.3. L'organigramme de la méthode de la matrice de flexibilité

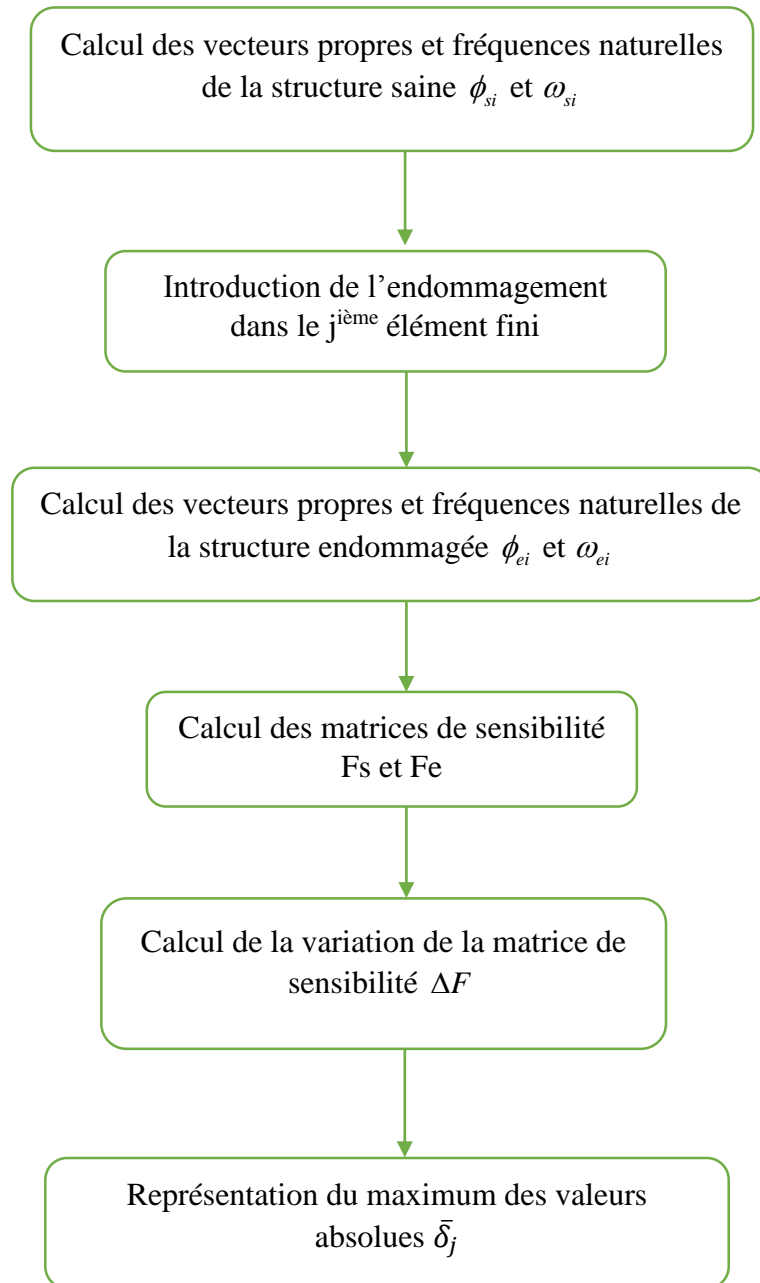


Figure IV.1 : organigramme de la méthode.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

IV.4. Application de la méthode la matrice de flexibilité

Dans le but de vérifié la fiabilité de la méthode présentée dans ce chapitre. On la appliquer sur la structure décrite dans le chapitre précédent pour les deux types de conditions aux limites.

IV.4.1. Encastrée-libre avec un seul défaut

La structure étudié est un stratifié symétrique, les résultats obtenus pour $\bar{\delta}_j$ des six premiers surfaces sont représentées sur les figures ci-dessous. (Les quatre autres résultats voir l'annexe B).

a) Pour les déplacements verticaux

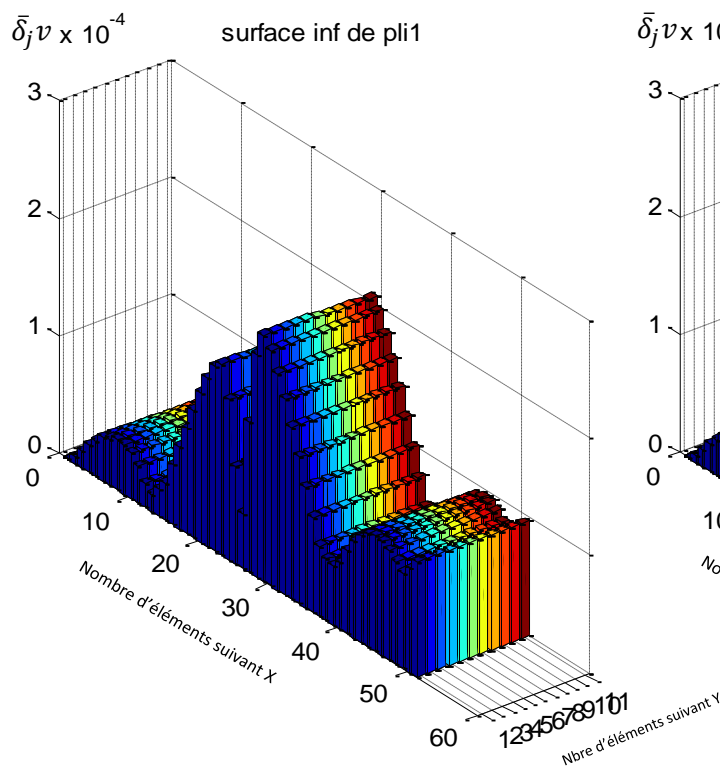


Figure IV.2 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface inf de pli1'.

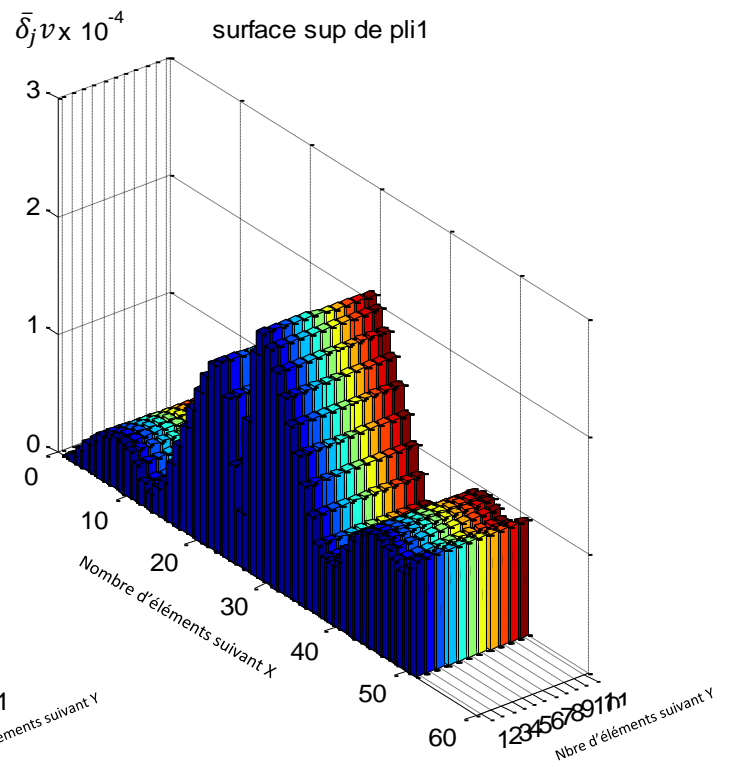


Figure IV.3 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli1'.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

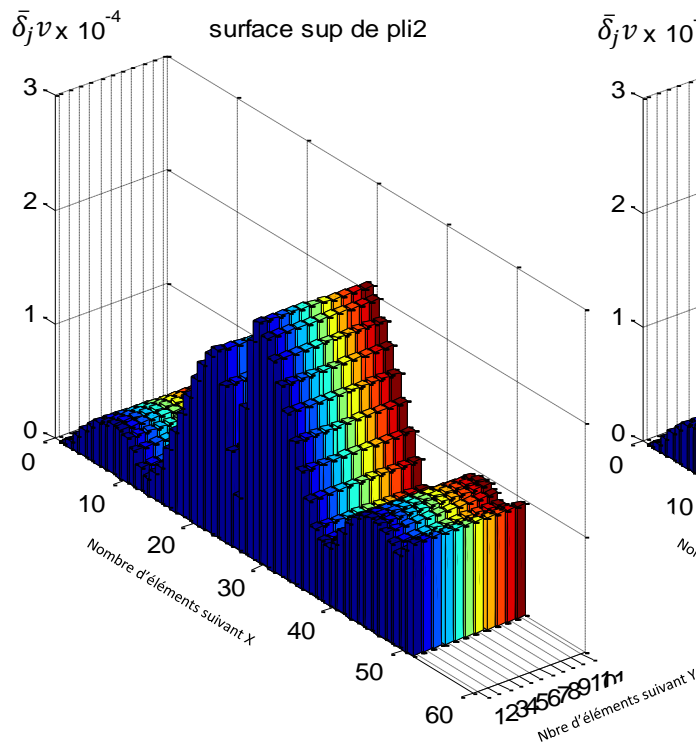


Figure IV.4 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli2'.

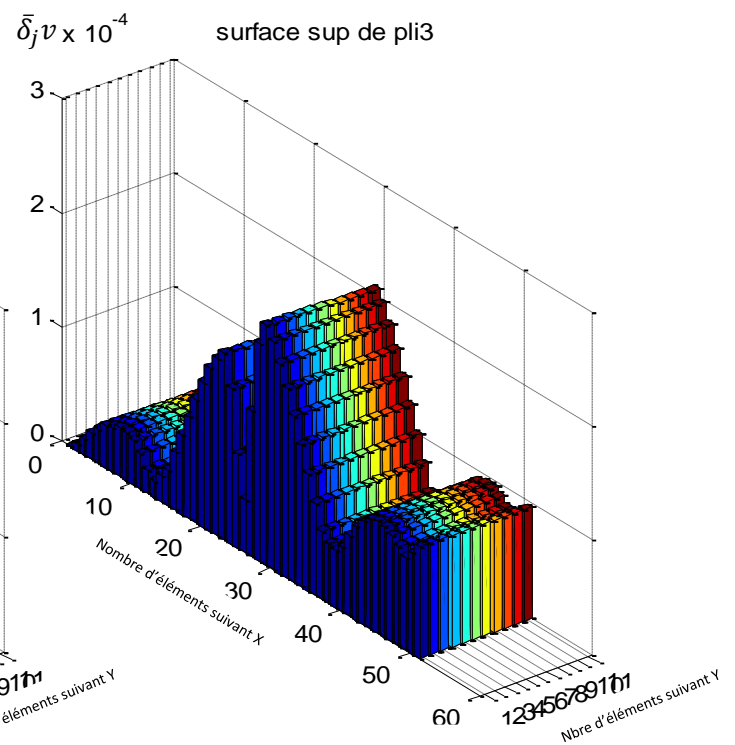


Figure IV.5 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli3'.

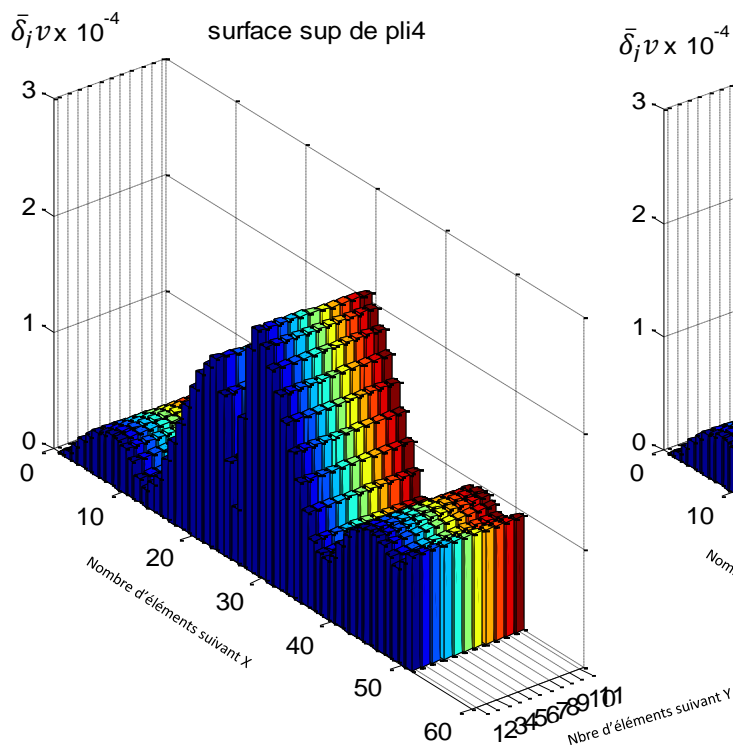


Figure IV.6 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli4'.

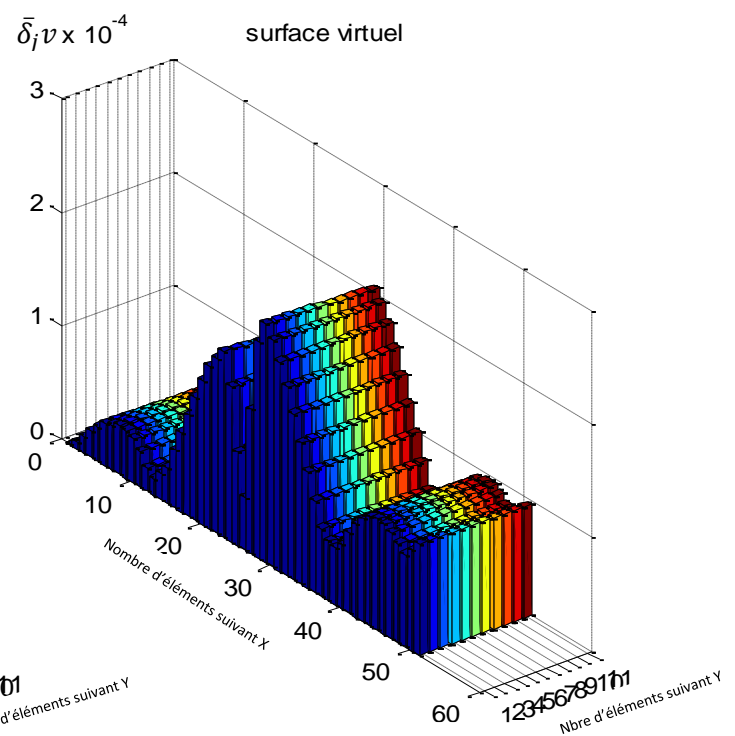


Figure IV.7 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface virtuel'.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

b) Pour les déplacements transversaux

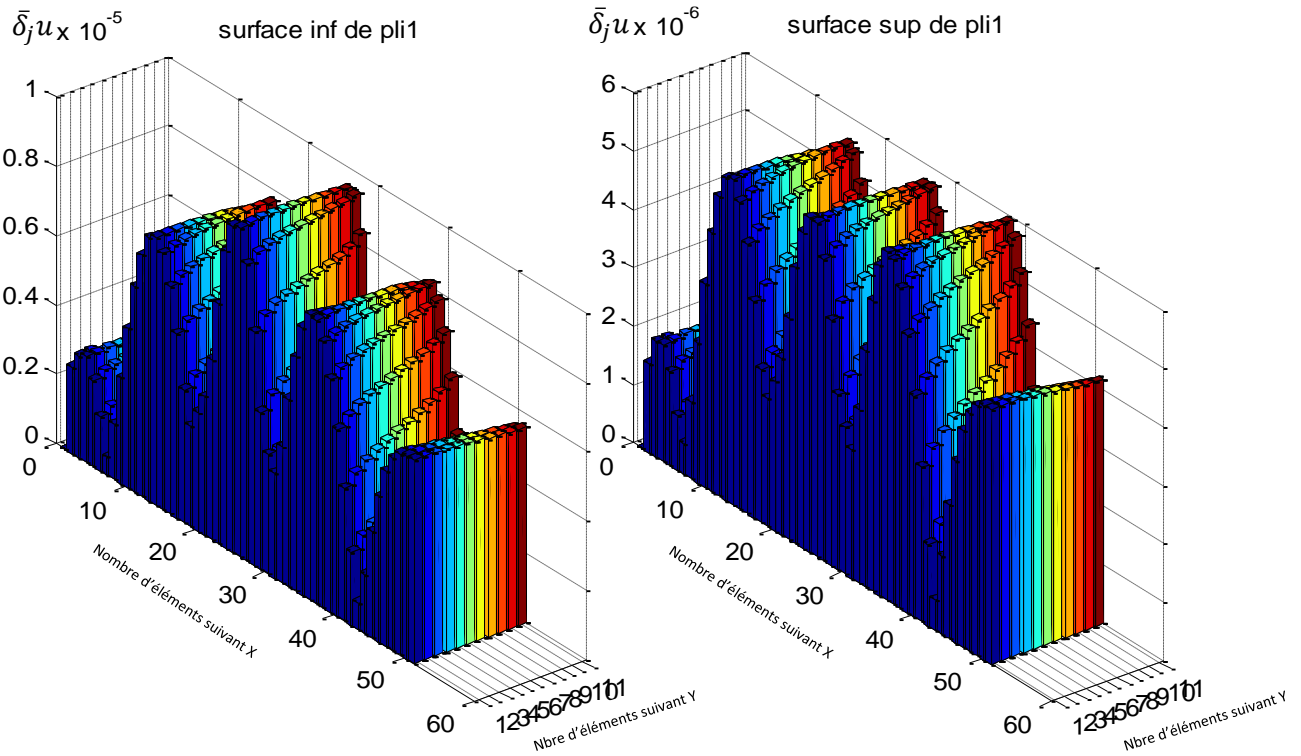


Figure IV.8 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface inf de pli1'.

Figure IV.9 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli1'.

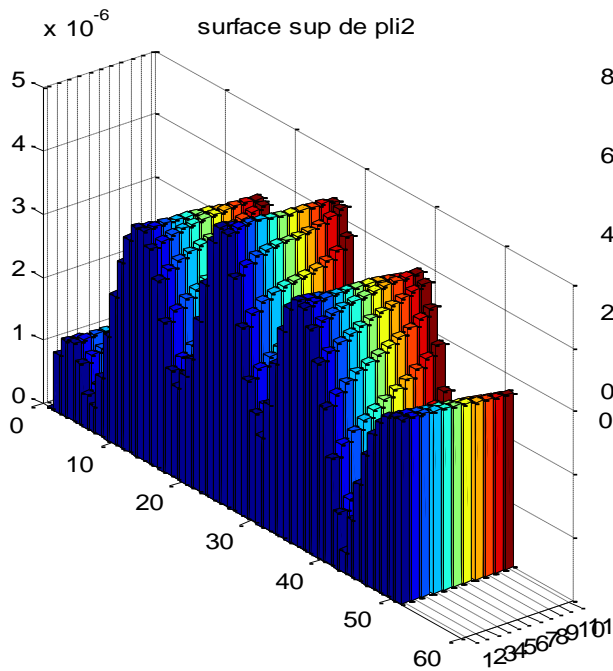


Figure IV.10 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli2'.

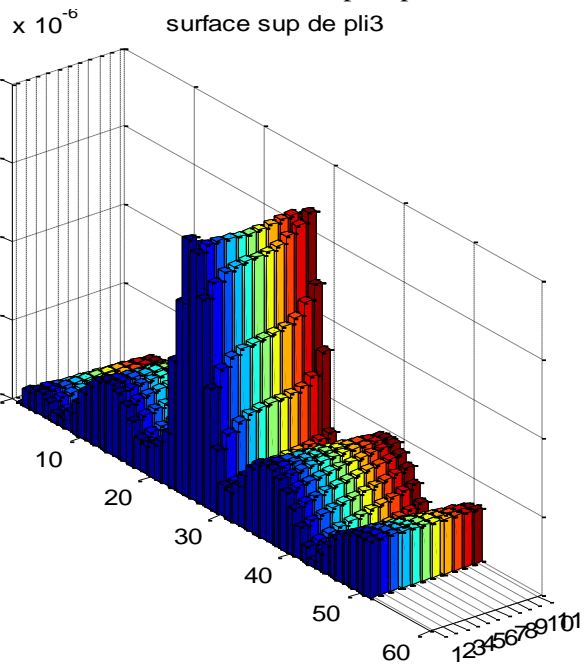


Figure IV.11 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli3'.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

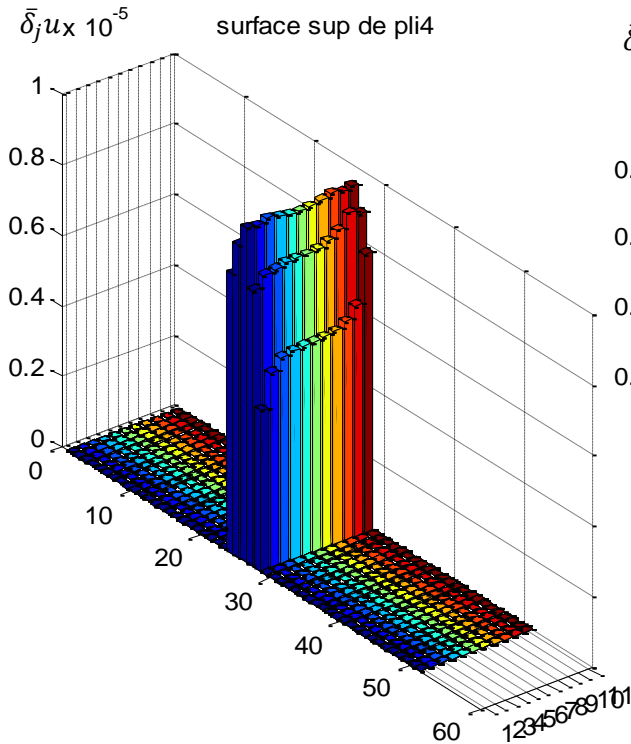


Figure IV.12 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$,
'Surface sup de pli4'.

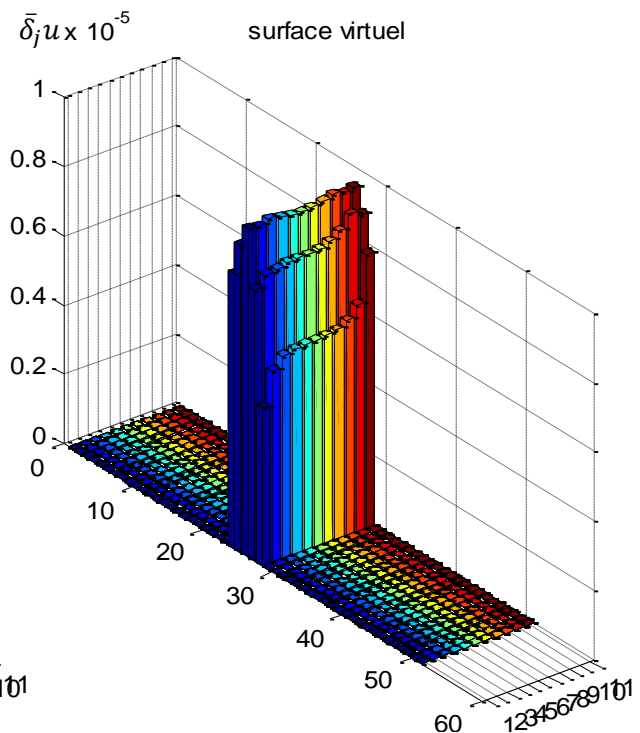


Figure IV.13 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$,
'Surface virtuel'.

❖ Interprétation des résultats

Dans ce cas, on a deux différents déplacements qu'on va interpréter séparément :

1) Le cas des déplacements verticaux :

- On remarque que les valeurs de $\bar{\delta}_j v$ ont presque la même allure au niveau de toutes les surfaces de la structures, ce que signifié que la structure subit le même comportement verticalement.
- On remarque aussi une diminution brusque des valeurs de $\bar{\delta}_j v$ au niveau des éléments endommagés, en dors de ces éléments les valeurs de la variation de la flexibilité sont nuls au niveau de l'encastrement et elles variés tout au long de la structure qui est dû aux modes propres utilisés.

2) Le cas des déplacements transversaux :

- Dans ce cas, on remarque que les valeurs de $\bar{\delta}_j u$ n'ont pas le même comportement au niveau de toutes les surfaces. En effet, la variation de la flexibilité augmente au niveau des éléments endommagés et on s'approche du défaut. En dehors de la zone de ces éléments

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

on remarque que les valeurs de $\bar{\delta}_j u$ diminuent jusqu'à avoir des valeurs nulles le long de la surface inférieure de pli 6 (emplacement de défaut).

IV.4.2. encastree-libre avec deux défauts

Les résultats obtenus sont présentés ci-dessous :

a) Pour le cas des déplacements verticaux

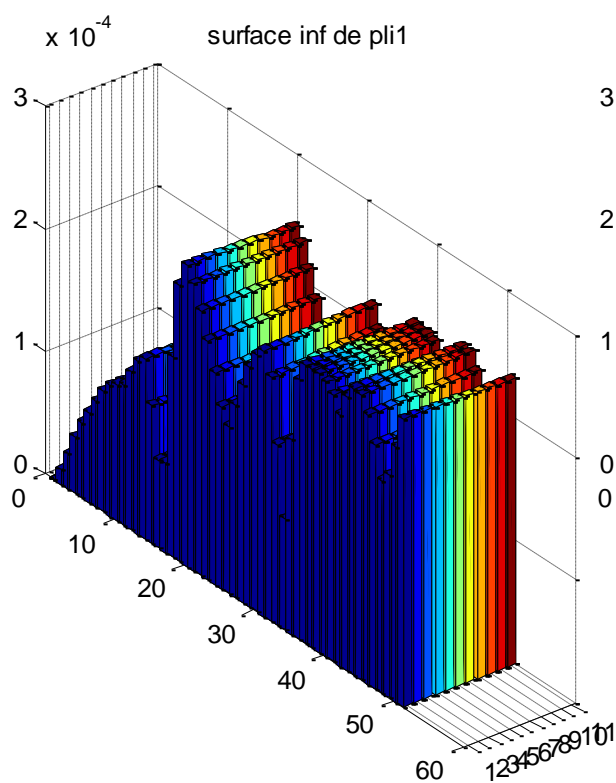


Figure IV.14 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface inf de pli 1' « 2 défauts ».

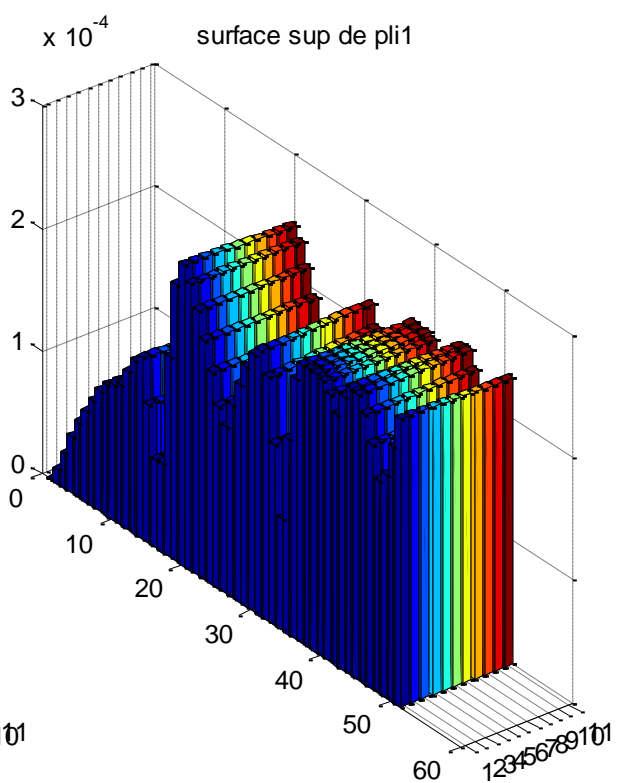


Figure IV.15 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface sup de pli 1' « 2 défauts ».

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

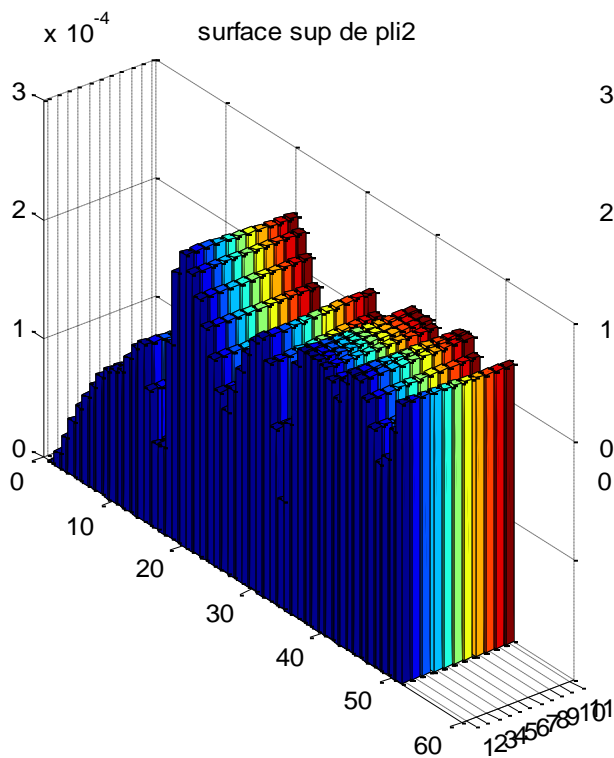


Figure IV.16 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
 'Surface sup de pli2' « 2défauts ».

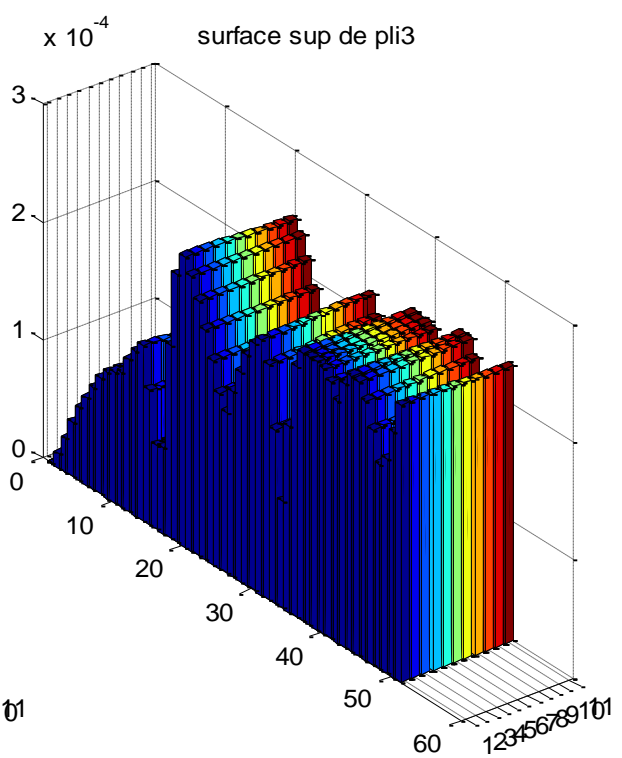


Figure IV.17 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
 'Surface sup de pli3' « 2défauts ».

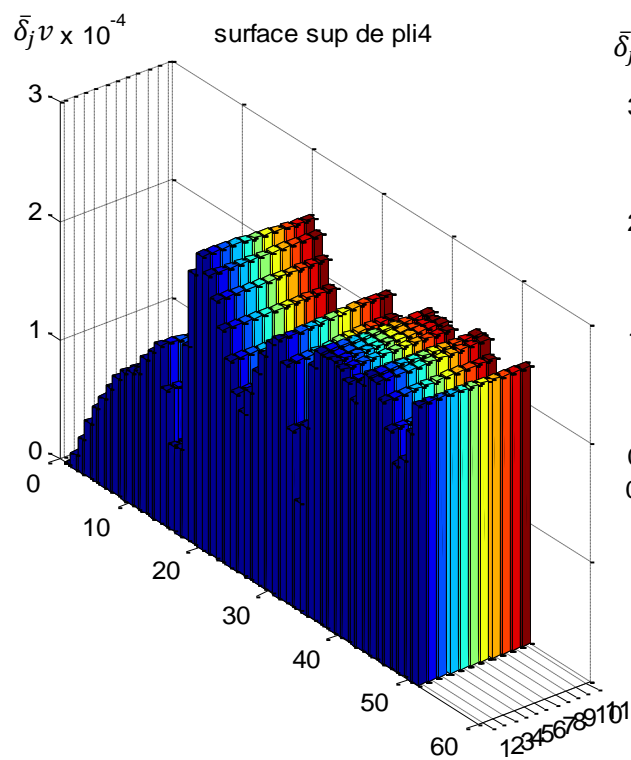


Figure IV.18 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
 'Surface sup de pli4' « 2défauts ».

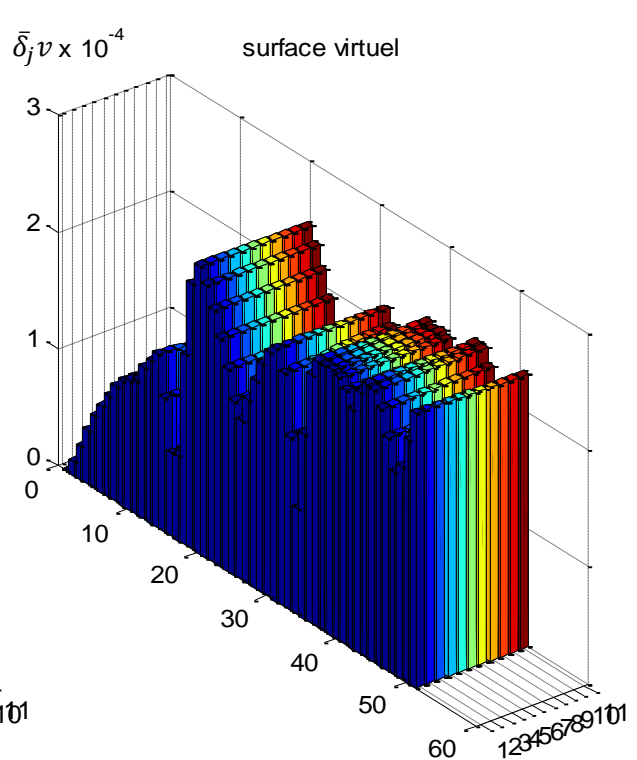


Figure IV.19 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
 'Surface virtuel' « 2défauts ».

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

b) Pour le cas des déplacements transversaux

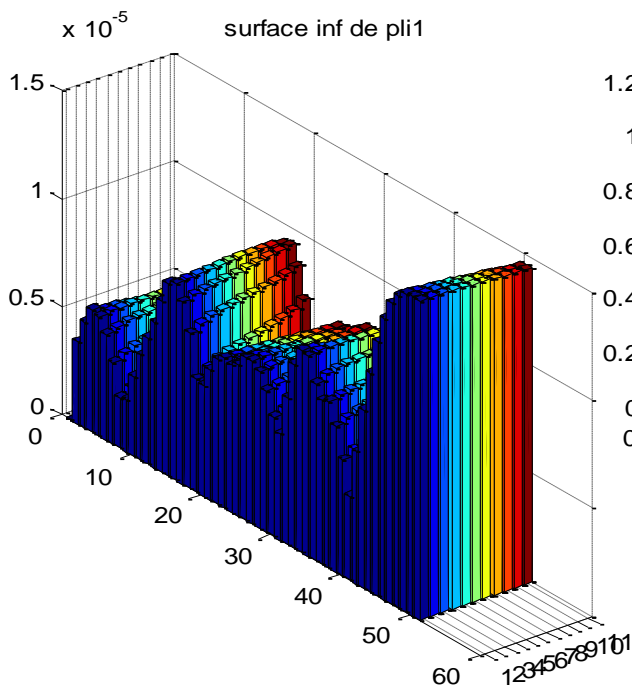


Figure IV.20 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface inf de pli1' « 2défauts ».

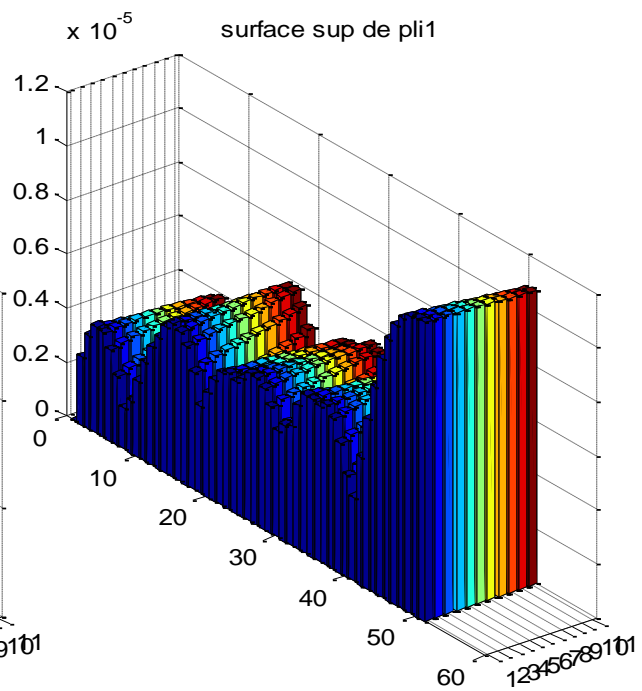


Figure IV.21 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface sup de pli1' « 2défauts ».

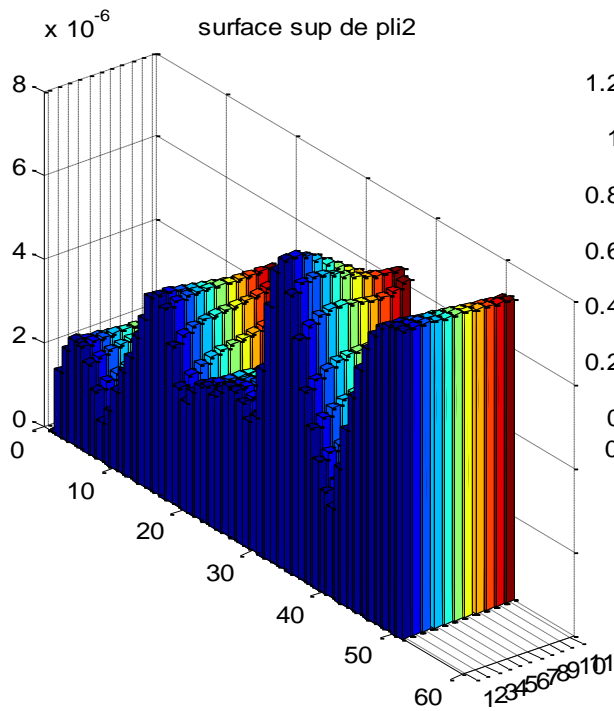


Figure IV.22 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface sup de pli2' « 2défauts ».

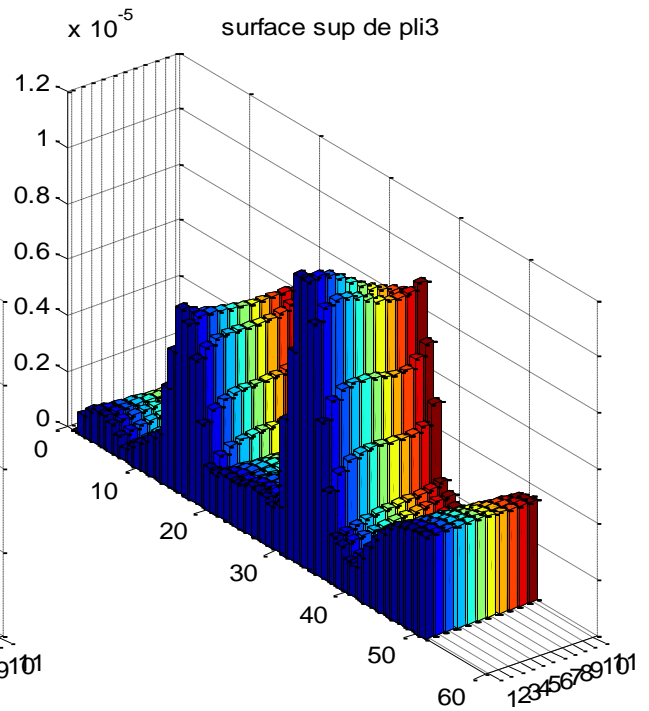


Figure IV.23 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface sup de pli3' « 2défauts ».

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

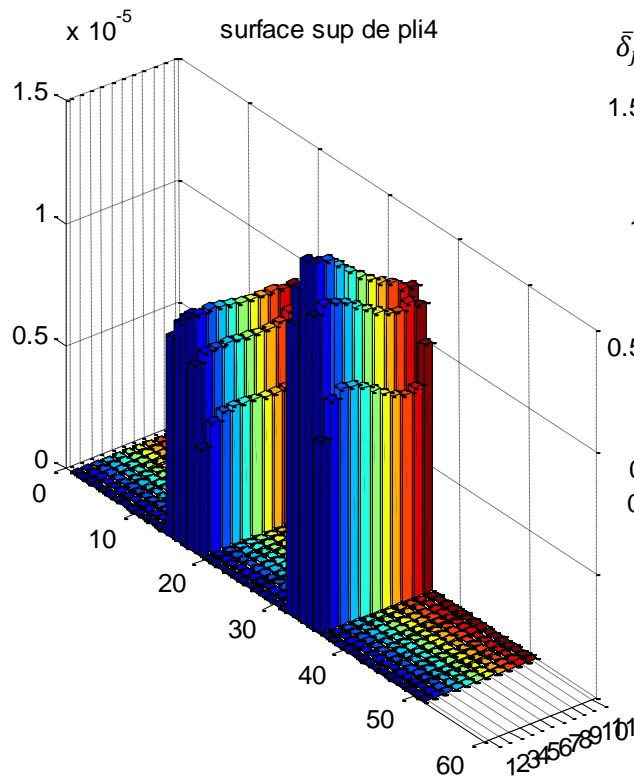


Figure IV.24 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
 'Surface sup de pli4' « 2défauts ».

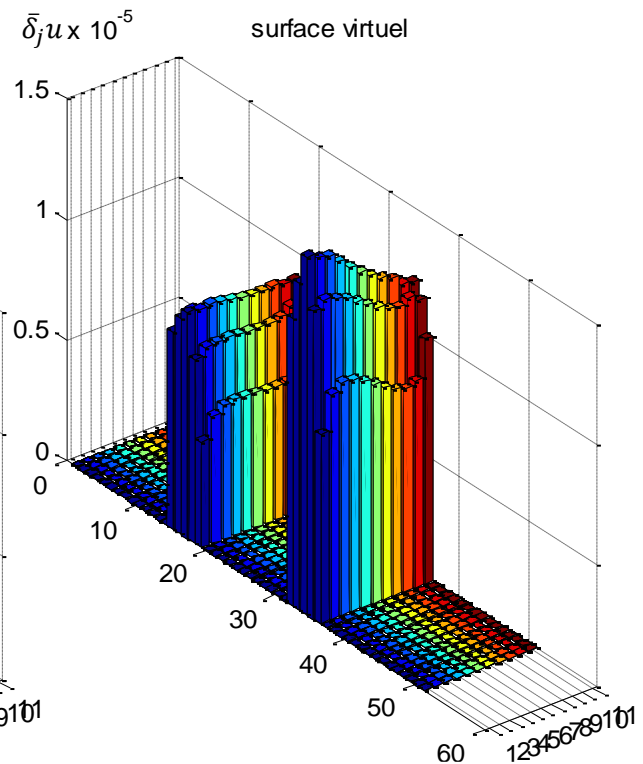


Figure IV.25 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
 'Surface virtuel' « 2défauts ».

❖ Interprétation des résultats

3) Le cas des déplacements verticaux :

- De même pour deux défauts, nous avons remarqué que les valeurs de $\bar{\delta}_j v$ ont la même allure au niveau de toutes les surfaces de la structures.
- Au niveau de l'encastrement, la variation de la flexibilité est nulle puis elle varie en augmentant le long de la structure ayant une valeur importante à l'autre extrémité de la structure. Ainsi que les valeurs de $\bar{\delta}_j v$ diminues brusquement au niveau des emplacements des défauts.

4) Le cas des déplacements transversaux :

- Dans ce cas, nous avons constaté que les valeurs de $\bar{\delta}_j u$ n'ont pas le même comportement au niveau de tous les surfaces. A savoir, la variation de la flexibilité augmente au niveau des emplacements des éléments endommagés. En dehors de cette zone, $\bar{\delta}_j u$ diminues jusqu'à avoir des valeurs nuls le long de la surface inférieur de pli 6 (emplacement des défauts).

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

IV.4.3. Appuis simple avec un seul défaut

Les résultats obtenus pour les deux cas de déplacements sont représentés ci-dessous :

a) Pour les déplacements verticaux

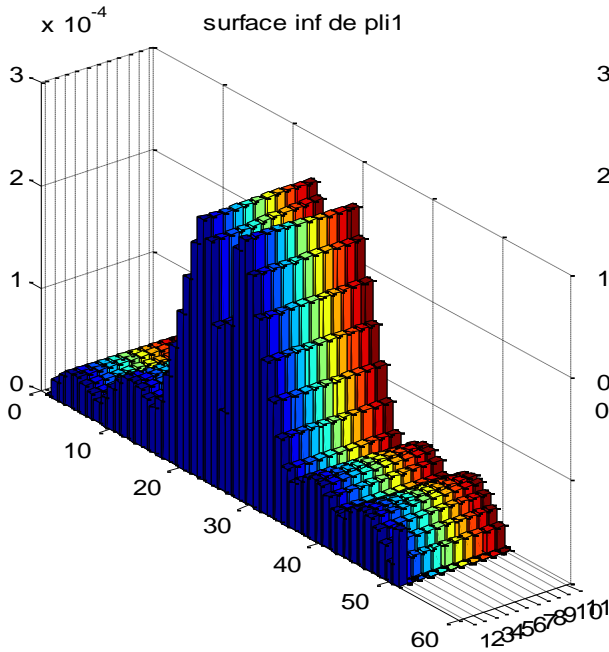


Figure IV.26 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,

'Surface inf de pli1' A.S.

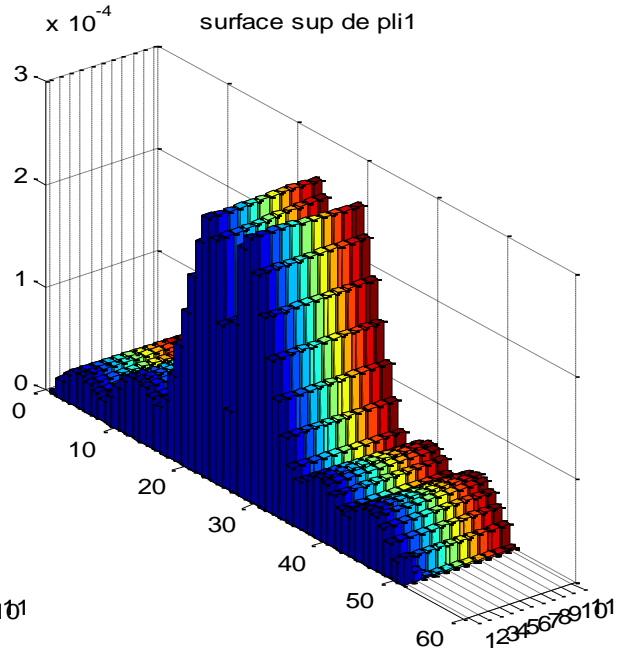


Figure IV.27 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,

'Surface sup de pli1' A.S.

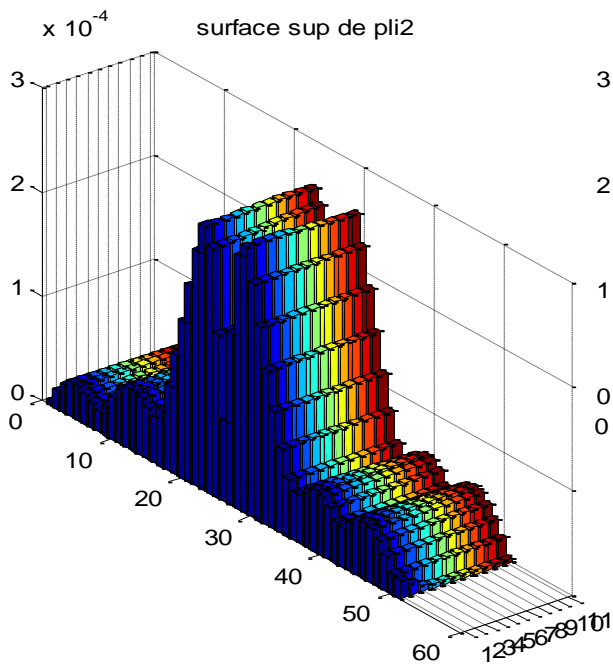


Figure IV.28 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,

'Surface sup de pli2' A.S.

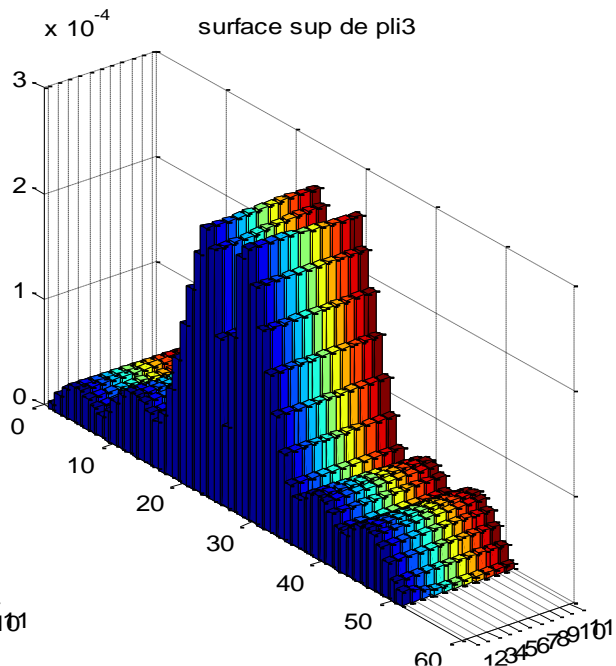


Figure IV.29 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,

'Surface sup de pli3' A.S.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

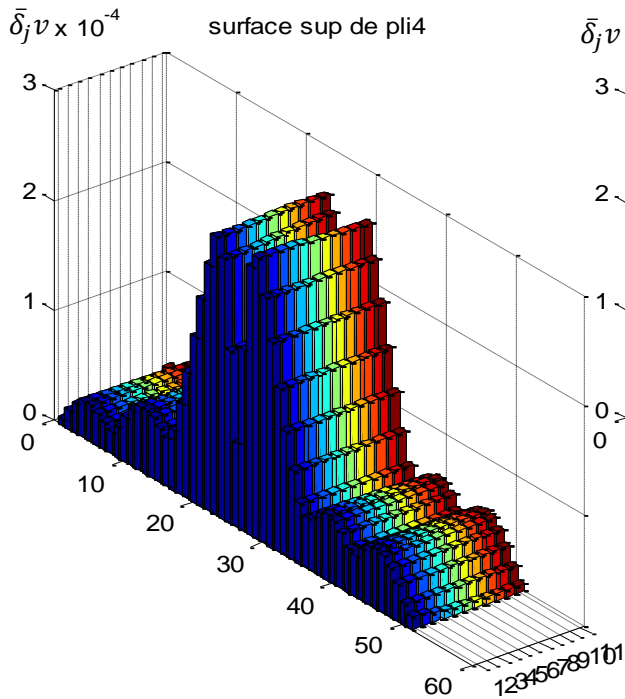


Figure IV.30 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface sup de pli4' A.S.

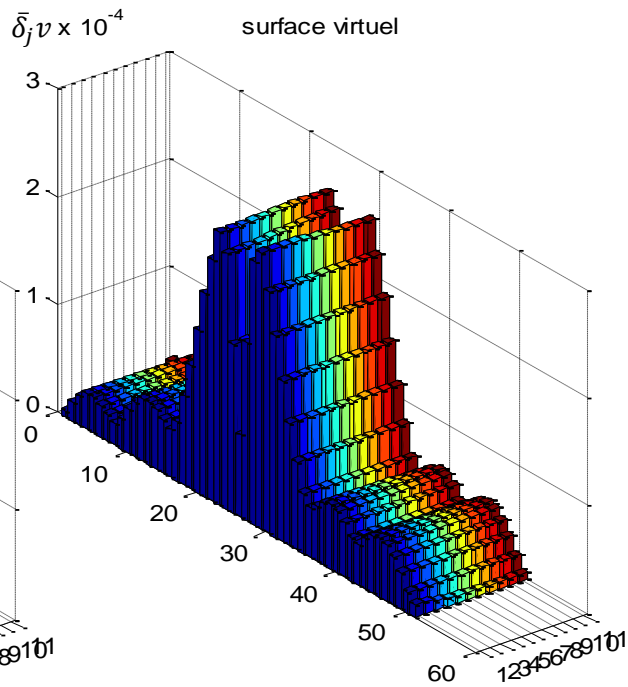


Figure IV.31 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface virtuel' A.S.

b) Pour les déplacements transversaux

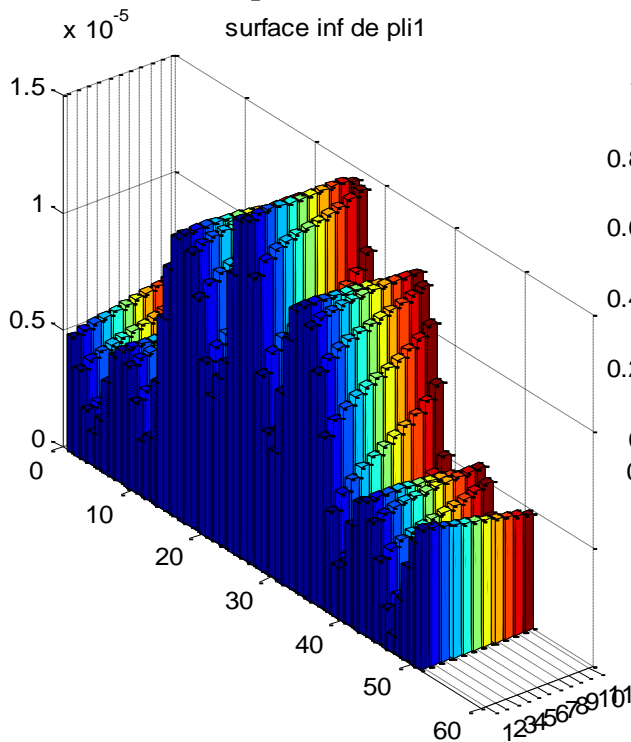


Figure IV.32 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface inf de pli1' A.S.

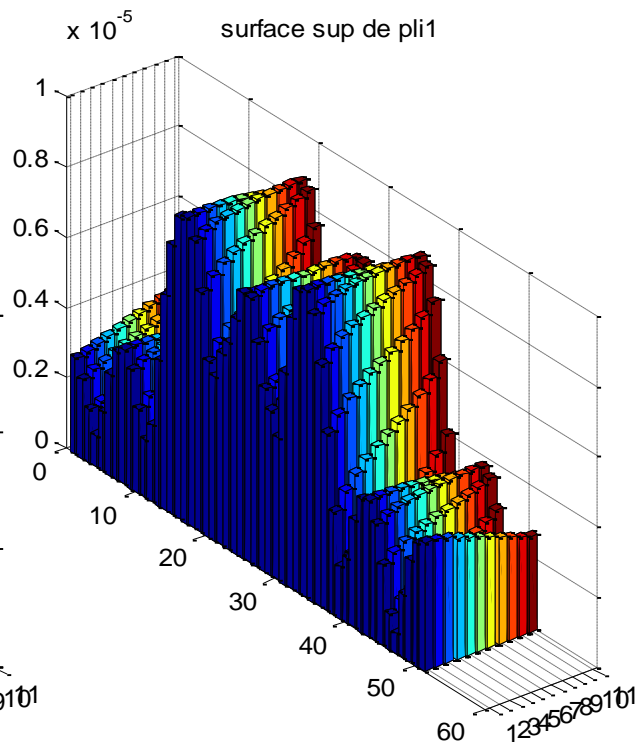


Figure IV.33 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface sup de pli1' A.S.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

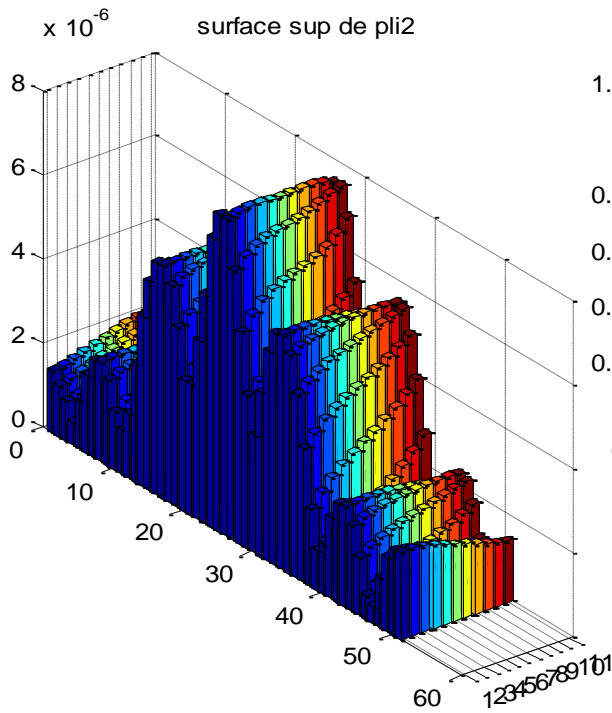


Figure IV.34 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

'Surface sup de pli2' A.S.

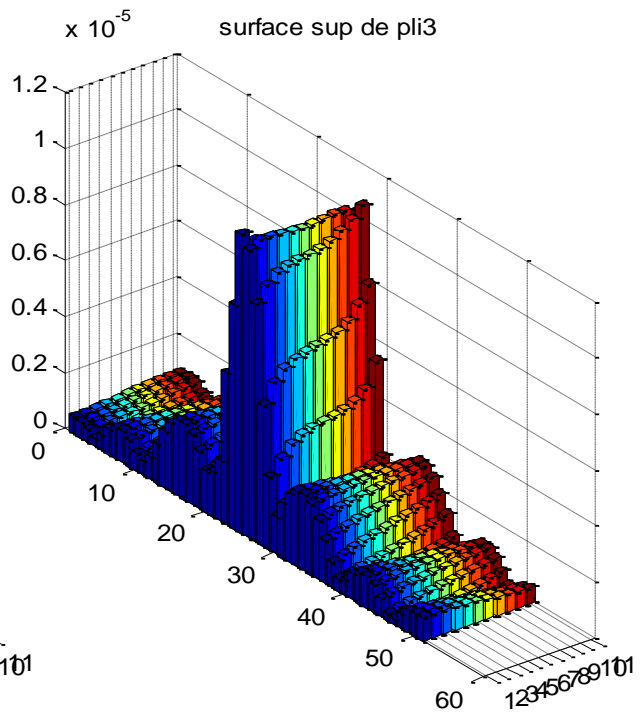


Figure IV.35 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

'Surface sup de pli3' A.S.

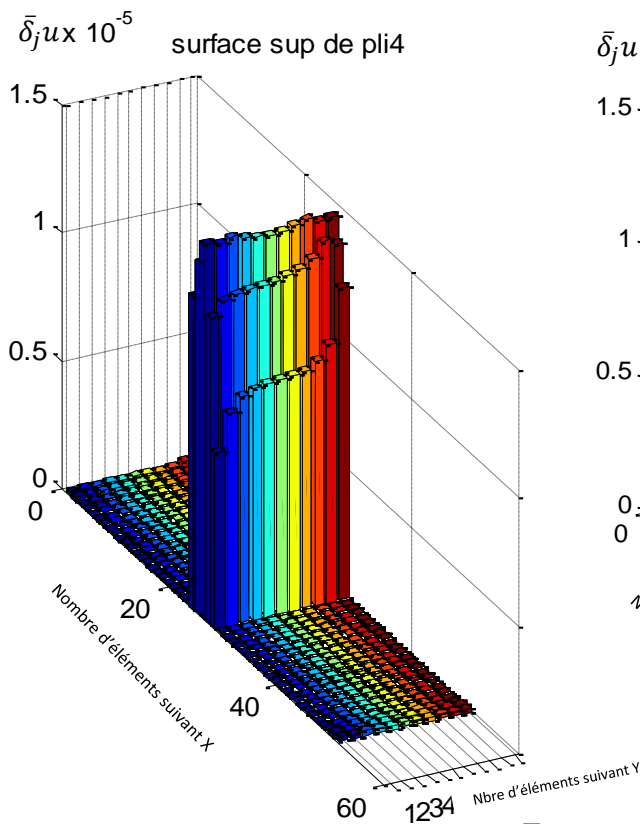


Figure IV.36 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

'Surface sup de pli4' A.S.

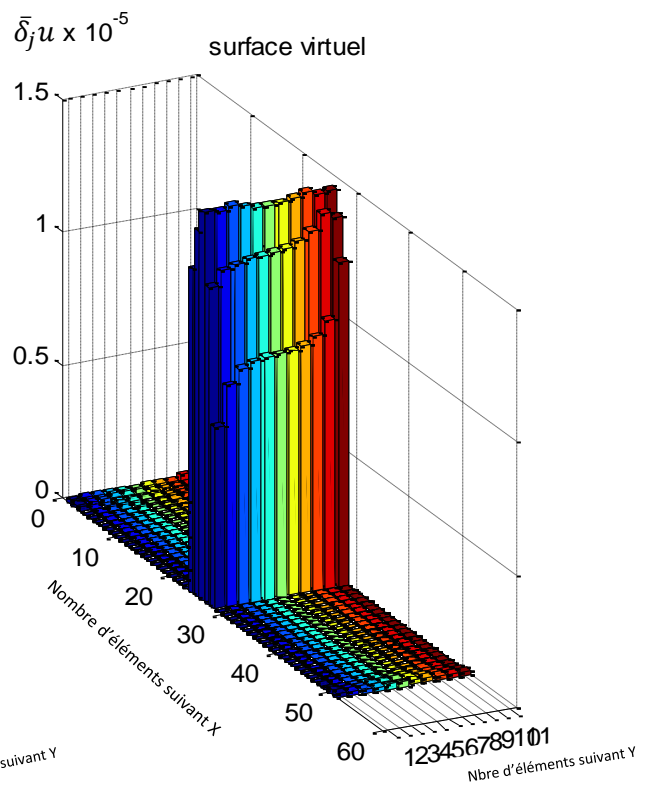


Figure IV.37 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

'Surface virtuel' A.S.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

❖ Interprétation des résultats

1) Le cas des déplacements verticaux :

➤ Nous avons constaté que les valeurs de $\bar{\delta}_j v$ sont nulles aux bords de la structure puis elles augmentent jusqu'à ce qu'elles deviennent importantes aux extrémités de l'endommagement au elles subissent une diminution brusque le long de défaut.

2) Le cas des déplacements transversaux :

➤ Dans ce cas, la variation de la flexibilité n'a pas le même comportement au niveau de toutes les surfaces. En effet, elles sont importantes au niveau de la première surface. En approchant de la surface endommagée, $\bar{\delta}_j u$ est importante à l'emplacement des éléments endommagés et nuls en dehors de cette zone.

IV.4.4. Appuis simple avec deux défauts

Les résultats obtenus pour les deux cas de déplacements sont représentés ci-dessous :

a) Pour les déplacements verticaux

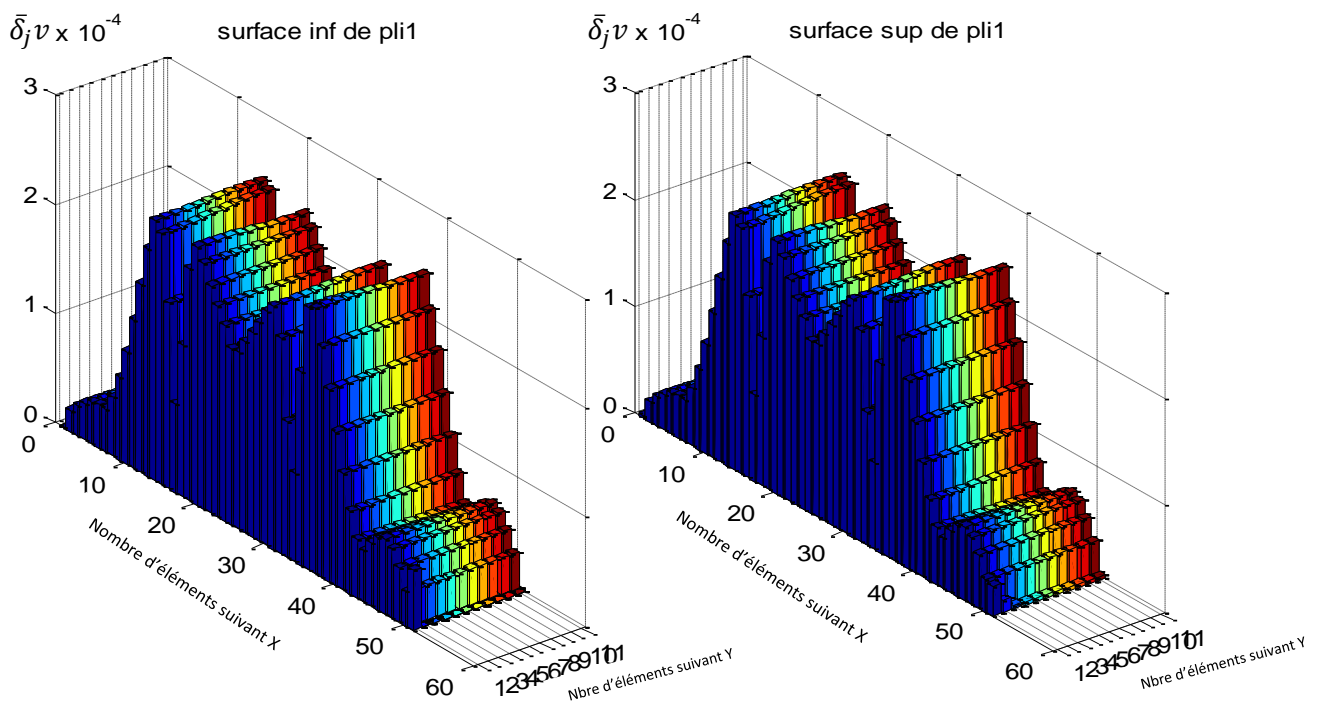


Figure IV.38 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,

'Surface inf de pli1' « 2 défauts » A.S.

Figure IV.39 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,

'Surface sup de pli1' « 2 défauts » A.S.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

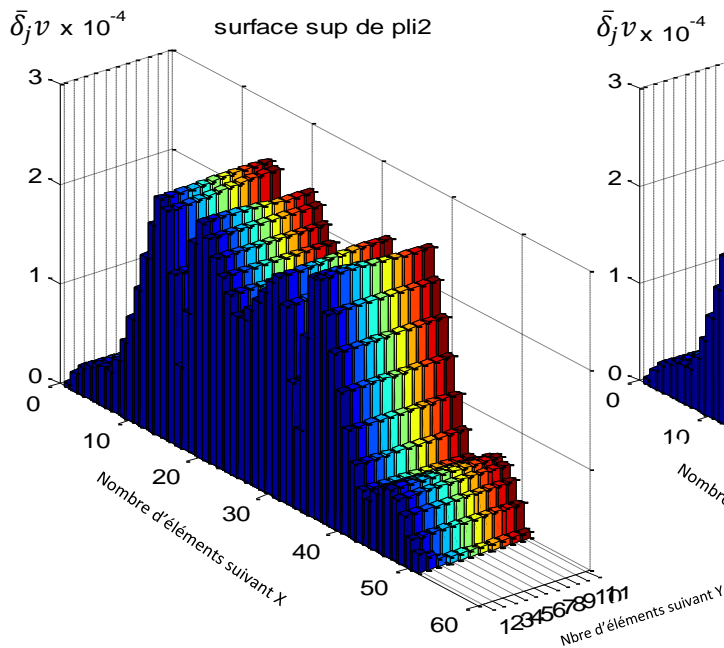


Figure IV.40 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface sup de pli2' « 2 défauts » A.S.

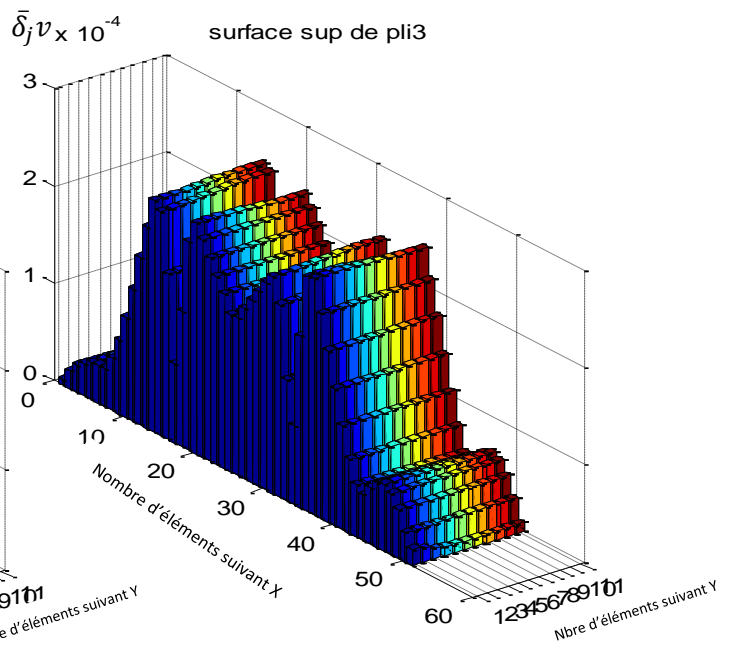


Figure IV.41 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface sup de pli3' « 2 défauts » A.S.

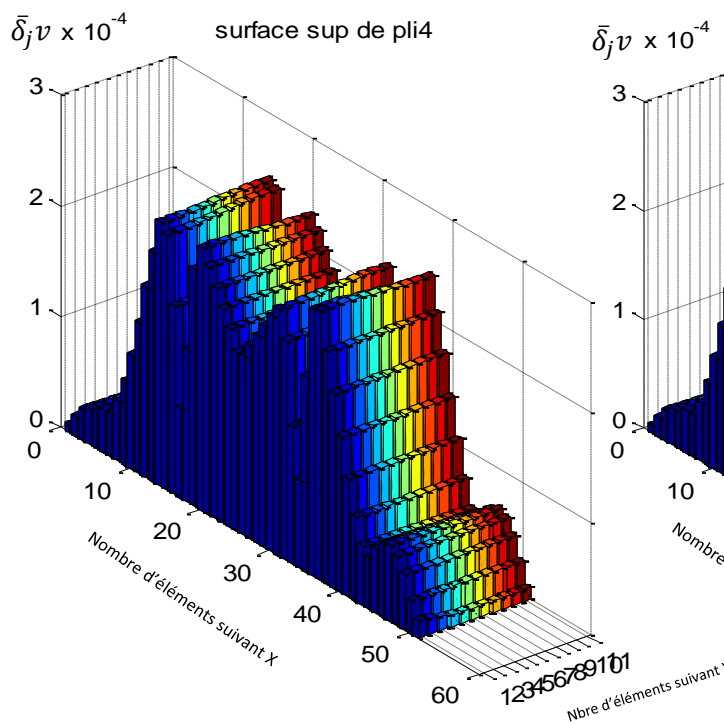


Figure IV.42 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface sup de pli4' « 2 défauts » A.S.

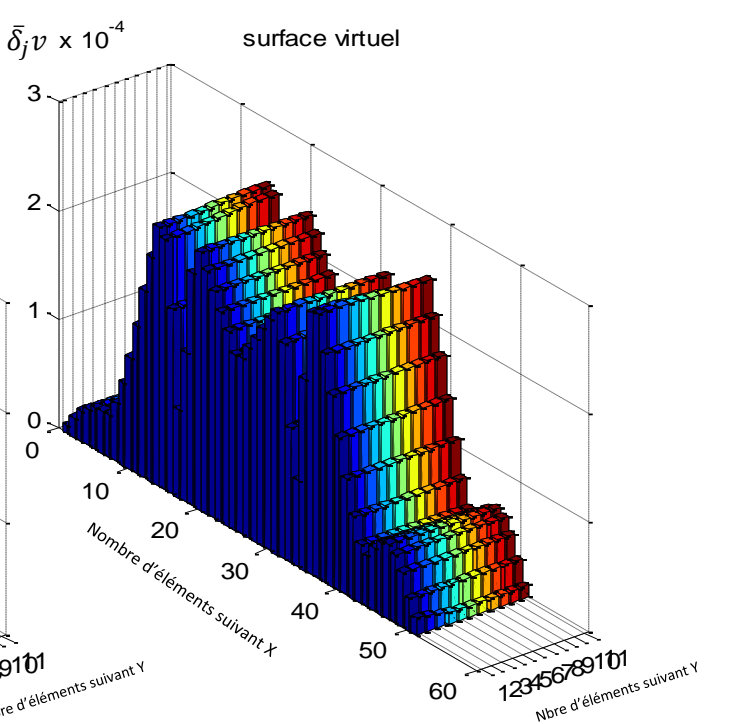


Figure IV.43 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{jv}$,
'Surface virtuel' « 2 défauts » A.S.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

b) Pour les déplacements transversaux

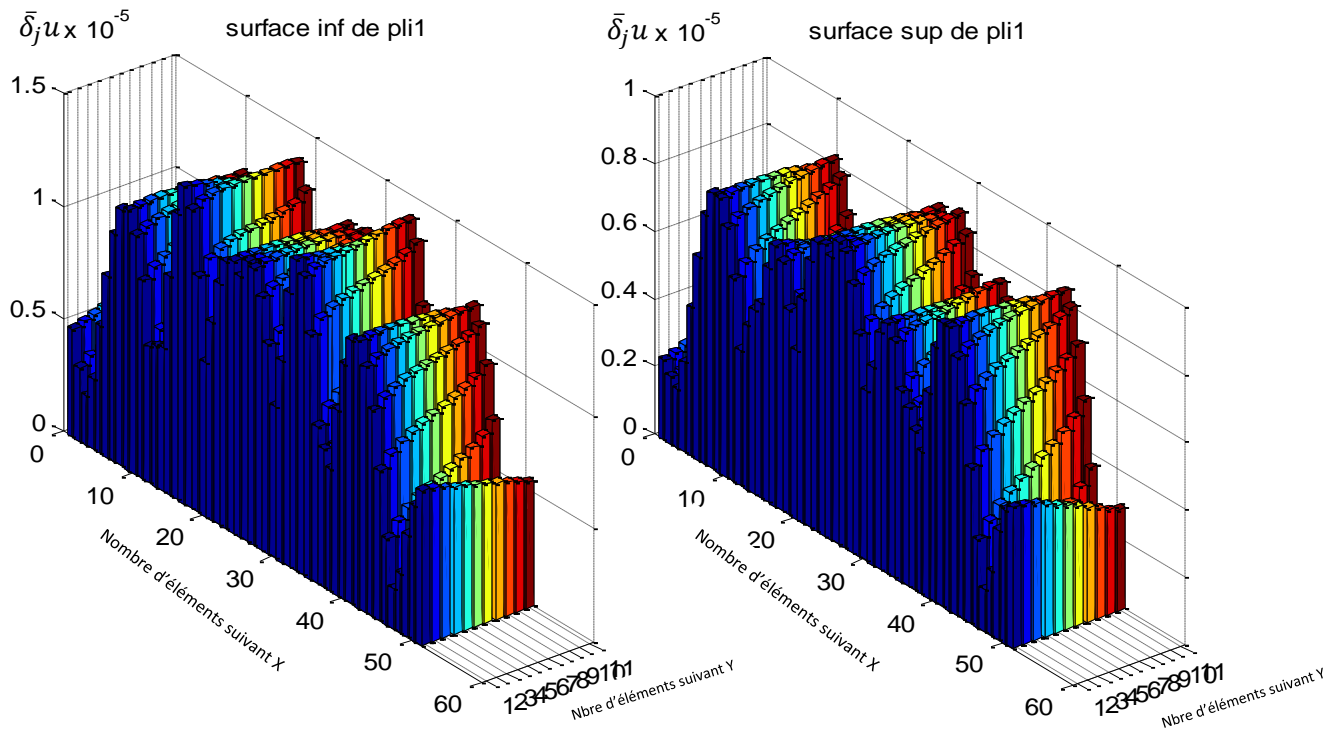


Figure IV.44 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

Figure IV.45 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

'Surface inf de pli1' « 2 défauts » A.S.

'Surface sup de pli1' « 2 défauts » A.S.

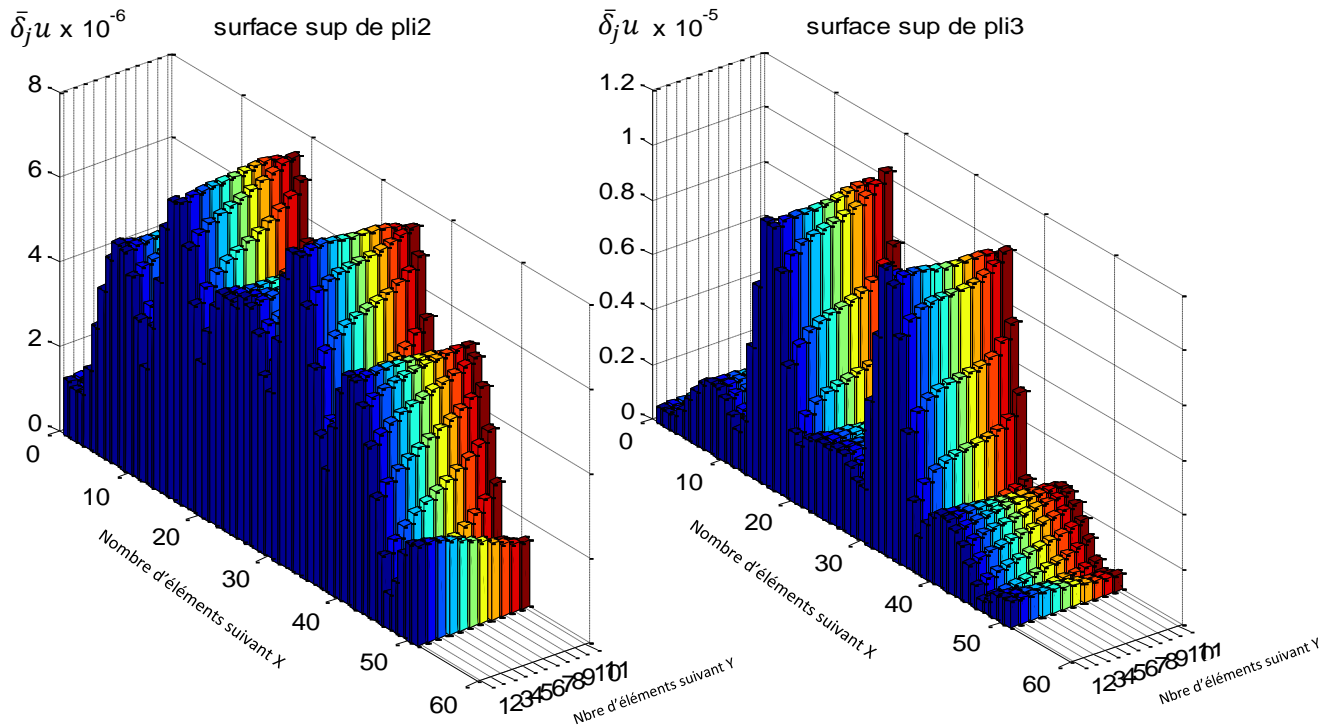


Figure IV.46 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

Figure IV.47 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,

'Surface sup de pli2' « 2 défauts » A.S.

'Surface sup de pli3' « 2 défauts » A.S.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

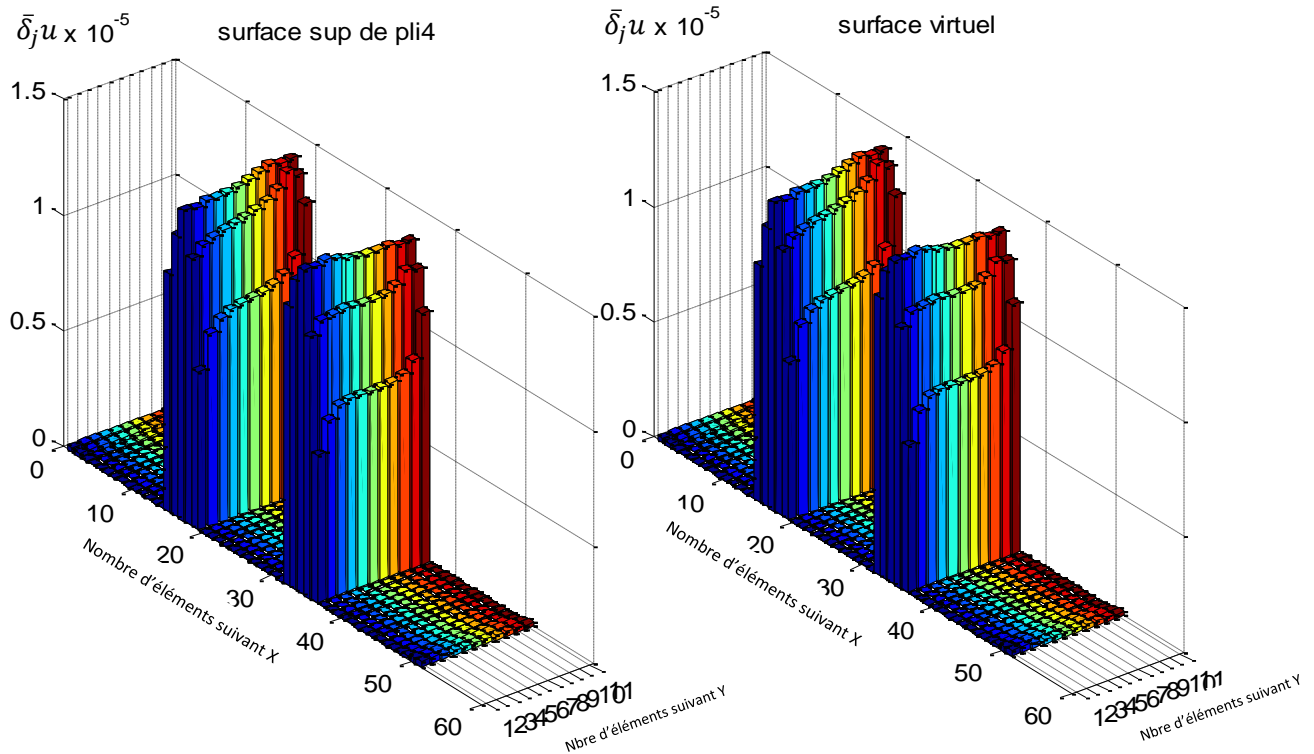


Figure IV.48 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface sup de pli4' « 2 défauts » A.S.

Figure IV.49 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_{ju}$,
'Surface virtuel' « 2 défauts » A.S.

❖ Interprétation des résultats

3) Le cas des déplacements verticaux :

- On remarque une diminution brusque de la variation de la flexibilité le long des zones des défauts. Tandis que, les valeurs de $\bar{\delta}_j v$ sont nulles aux bords de la structure puis elles augmentent jusqu'à ce qu'elles deviennent importantes aux extrémités des endommagements.

4) Le cas des déplacements transversaux :

- Dans ce cas, on constate que les valeurs de $\bar{\delta}_j u$ n'ont pas le même comportement au niveau toutes les surfaces. A savoir, la variation de la flexibilité est importante au niveau de la première surface et en approchant de la surface endommagée, $\bar{\delta}_j u$ diminue jusqu'à avoir des valeurs nulles au niveau de la surface des défauts. Tandis que, dans les zones des défauts, $\bar{\delta}_j u$ reste importante.
- On constate aussi une variation de $\bar{\delta}_j v$ le long de l'axe y qui signifie que la structure travaille en torsion.

Chapitre IV : Localisation d'endommagement par la variation des paramètres modaux

IV.5. Conclusion

La présence de défaut diminue la rigidité de la structure. Comme la flexibilité est l'inverse de la rigidité, alors la diminution de cette dernière engendre l'augmentation de la flexibilité de la structure, par conséquent le changement de la flexibilité peut être utilisé pour détecter et localiser un endommagement.

Dans cette étude, nous constatons que les résultats obtenus de la méthode de localisation de défaut de délaminage par la variation de la flexibilité sont concluants, mais aussi ceux des déplacements transversaux sont plus convaincants.

CONCLUSION GENERALE

Conclusion générale

Aujourd'hui plus encore, les matériaux composites sont d'une nécessité et ingéniosité incomparables. Nous avons mis l'accent sur ce type de matériaux pour enrichir nos connaissances ce qui se présente comme une formation complémentaire à celle du Master 1.

A travers ce travail, nous avons pu démontrer leur indispensabilité à concevoir des structures à hautes performances et aussi tout l'intérêt que leur porte la recherche moderne pour parer à leurs éventuels défauts.

Dans ce mémoire, on a pu grâce à une étude basée sur les données vibratoires, modéliser une poutre stratifiée en éléments finis par le biais de logiciels de grande renommée dans ce domaine à savoir MSC Patran et MSC Nastran. L'analyse numérique des structures saines, endommagées par un seul défaut et endommagées par deux défauts nous a donné un aperçu du comportement dynamique face aux sollicitations et nous a déterminé l'impact exact du délaminage dans un matériau composite.

Les résultats ainsi obtenus sont d'une grande utilité et apportent une part de contribution aux travaux de recherches lancés dans ce sens.

ANNEXE

Annexe A

a) Structure saine encastrée

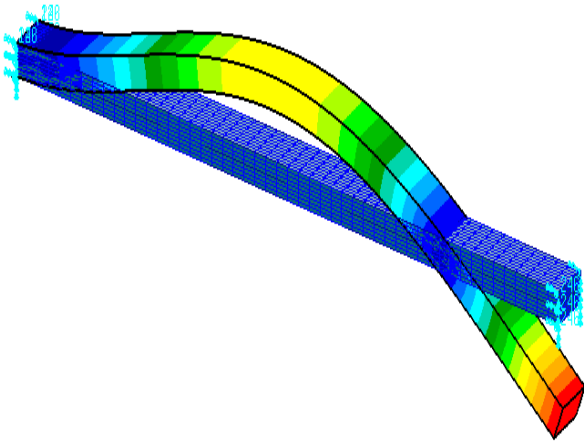


Figure 1 : Mode2 saine (encastrée)

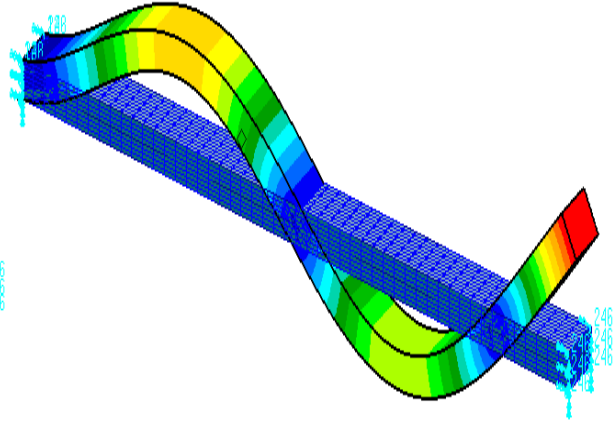


Figure 2 : Mode3 saine (encastrée)

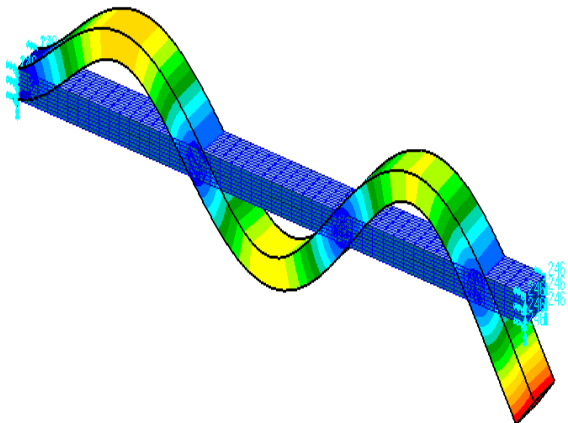


Figure 3 : Mode4 saine (encastrée)

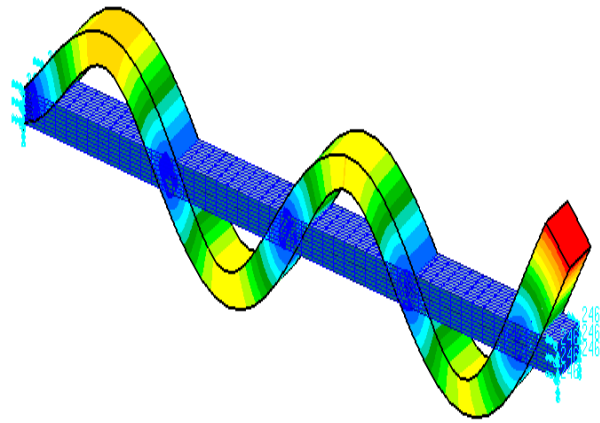


Figure 4 : Mode2 saine (encastrée)

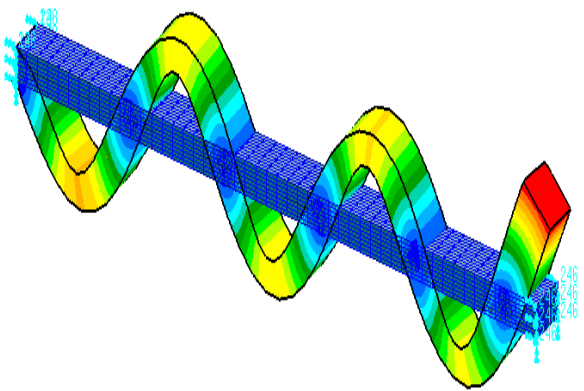


Figure 5 : Mode2 saine (encastrée)

Annexe A

b) Structure saine avec deux appuis simple

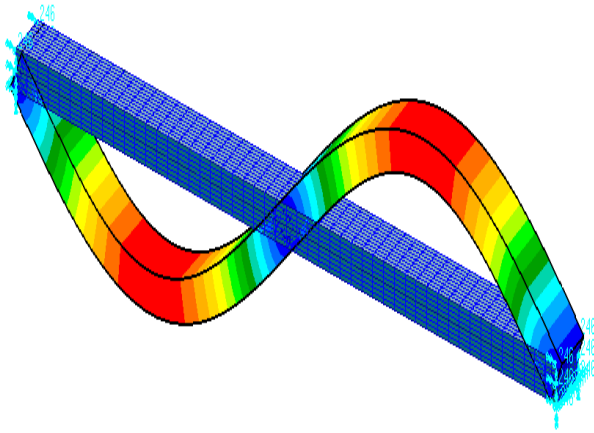


Figure 6 : Mode2 saine avec (appui simple)

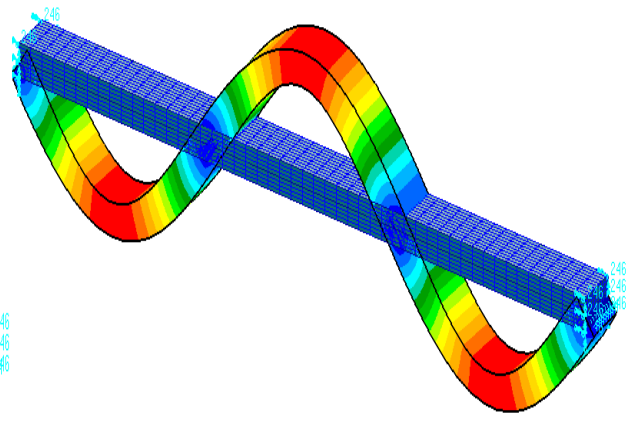


Figure 7 : Mode3 saine avec (appui simple)

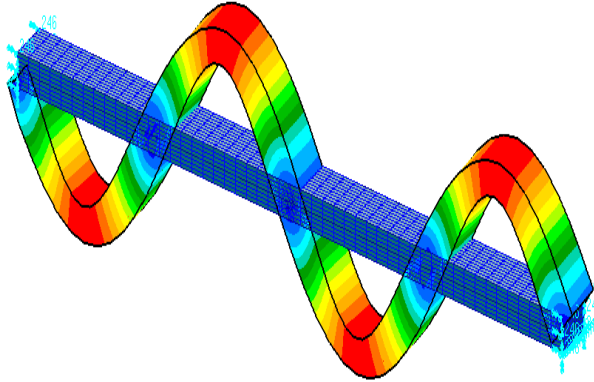


Figure 8 : Mode4 saine avec (appui simple)

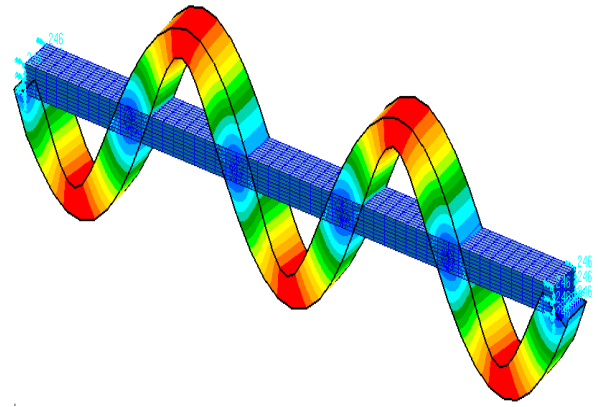


Figure 9 : Mode5 saine avec (appui simple)

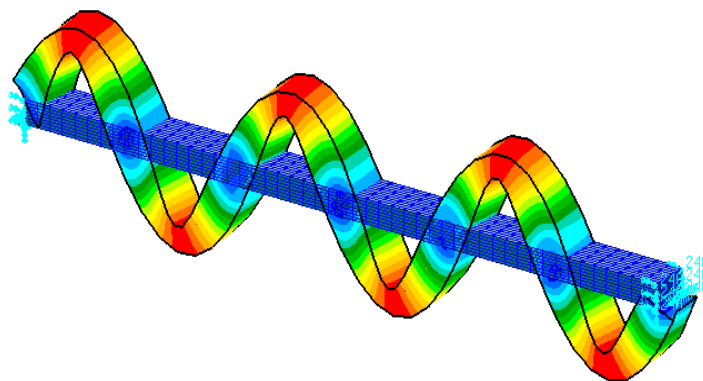


Figure 10 : Mode6 saine (appui simple)

Annexe A

a) Structure endommagée-encastée 1 défaut

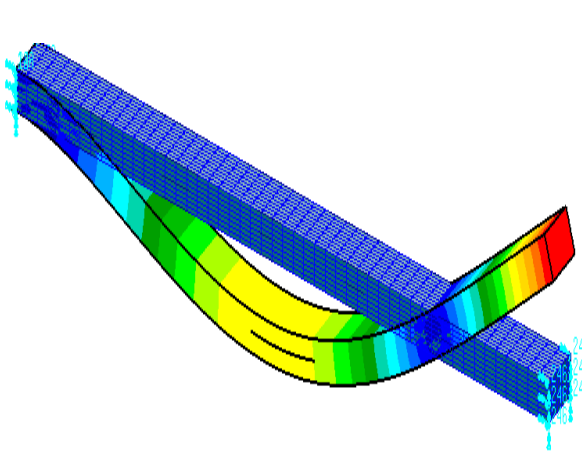


Figure 11 : Mode2 endommagée (encastée) 1 défaut

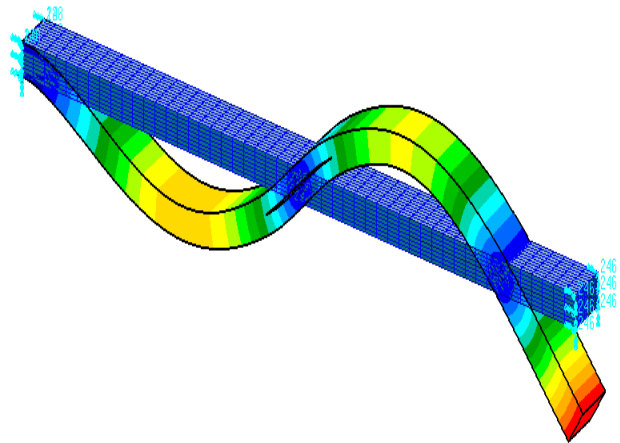


Figure 12 : Mode3 endommagée (encastée) 1 défaut

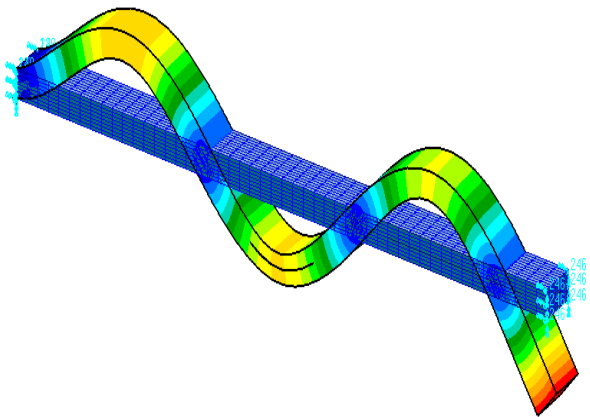


Figure 13 : Mode4 endommagée (encastée) 1 défaut

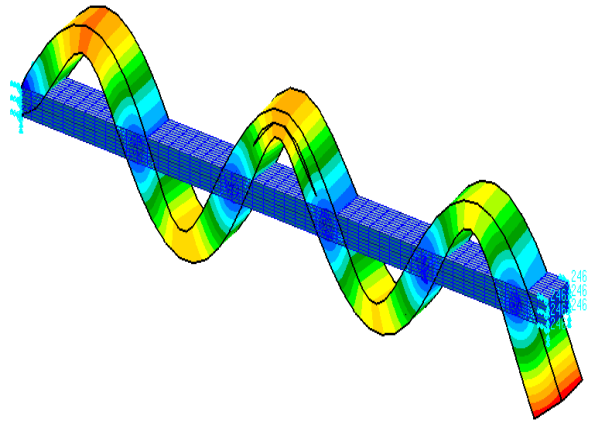


Figure 14 : Mode6 endommagée (encastée) 1 défaut

b) structure endommagée-encastée 2 défauts

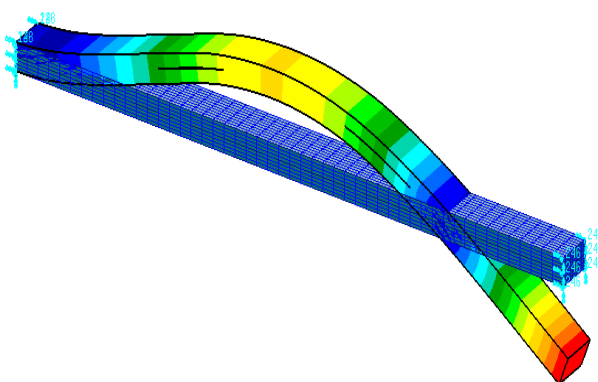


Figure 15 : Mode2 endommagée (encastée) 2 défaut

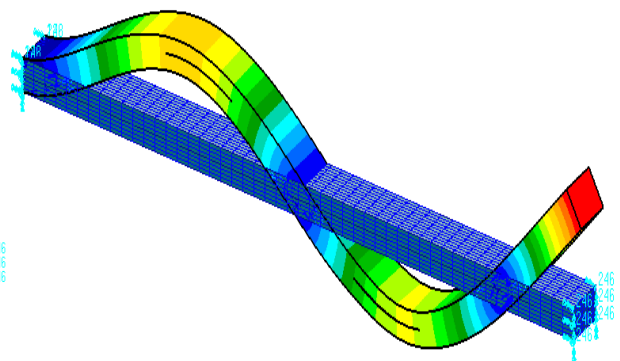


Figure 16 : Mode3 endommagée (encastée) 2 défaut

Annexe A

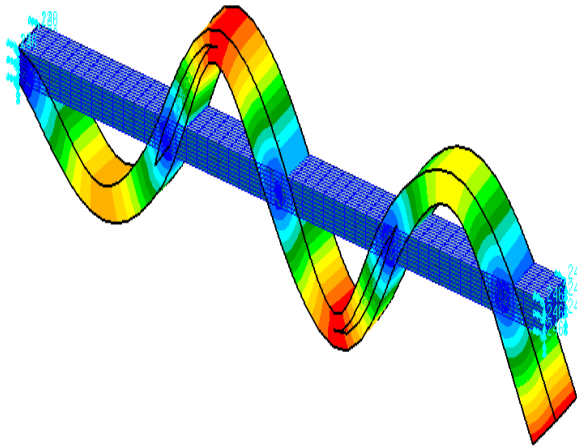


Figure 17 : Mode5 endommagée
(encastée) 2 défaut

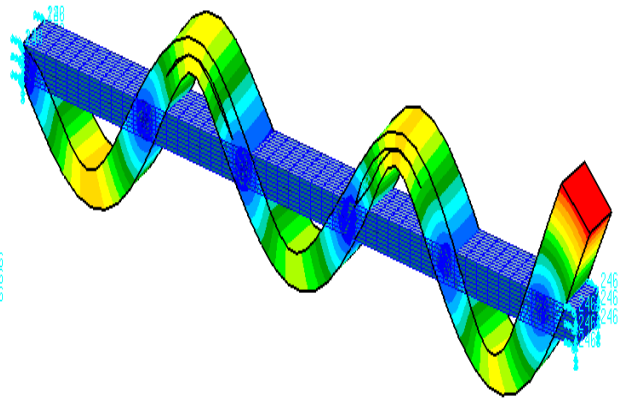


Figure 18 : Mode6 endommagée
(encastée) 2 défaut

a) Structure endommages avec deux appuis simple 1 défaut

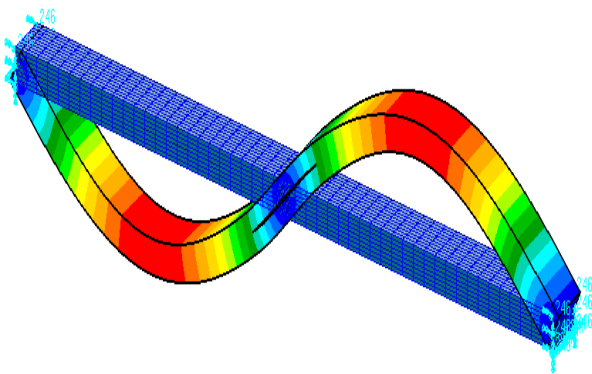


Figure 19 : Mode2 endommagée avec
(appui simple) 1 défaut

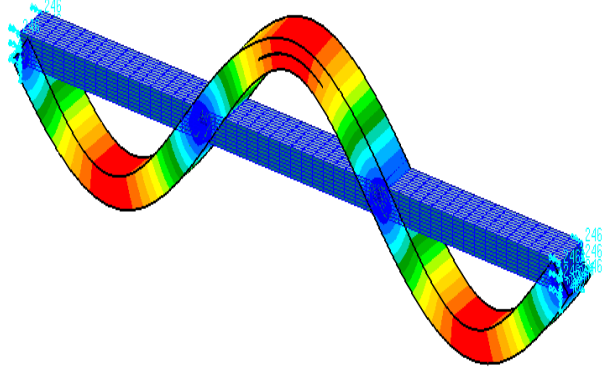


Figure 20 : Mode3 endommagée avec
(appui simple) 1 défaut

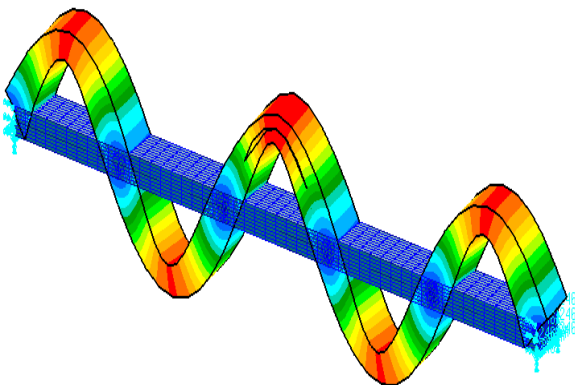


Figure 21: Mode5 endommagée avec
(appui simple) 1 défaut

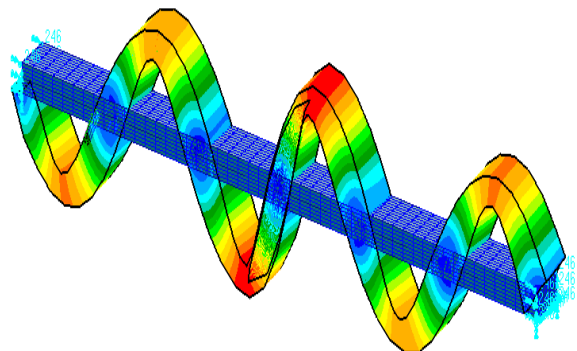


Figure 22 : Mode6 endommagée avec
(appui simple) 1 défaut

Annexe A

b) Structure endommagée avec deux appuis simple 2 défauts

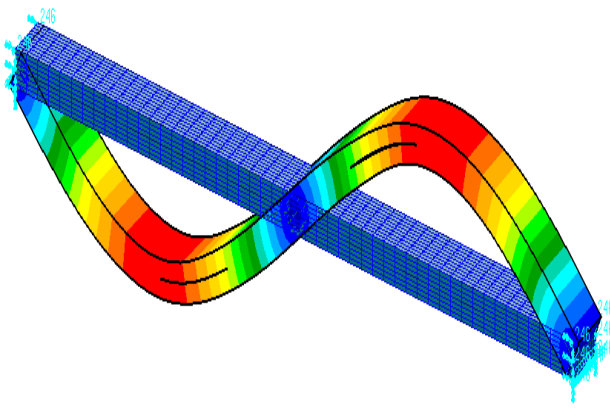


Figure 23 : Mode2 endommagée avec (appui simple) 2 défauts

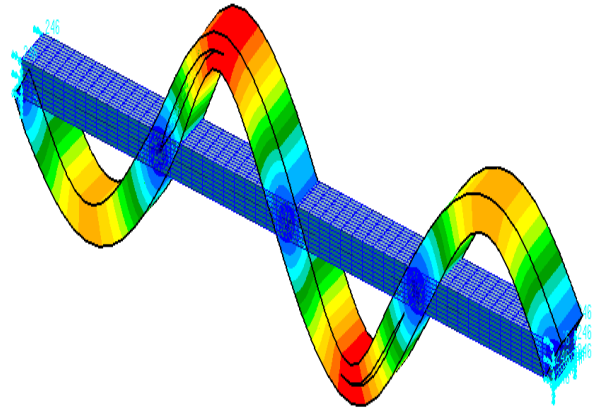


Figure 24 : Mode4 endommagée avec (appui simple) 2 défauts

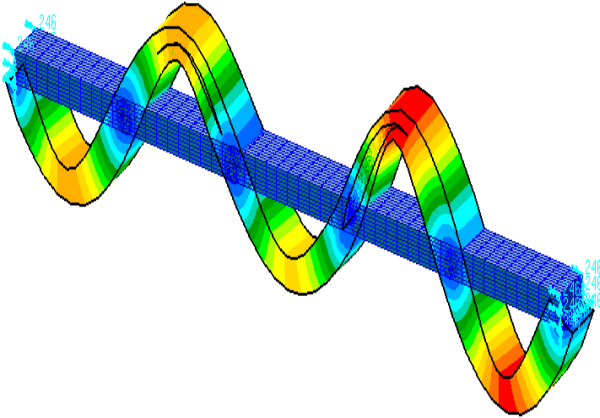


Figure 25 : Mode5 endommagée avec (appui simple) 2 défauts

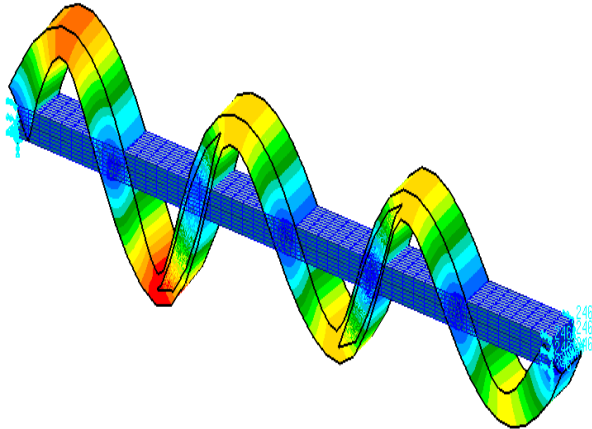


Figure 26 : Mode6 endommagée avec (appui simple) 2 défauts

Annexe B

Dans cette annexe, nous représentons les figures de la variation de la flexibilité des surfaces 6 jusqu'à 10, pour les deux différents cas de conditions aux limites :

1. Encastree-libre avec un seul défaut

a) Pour les déplacements verticaux :

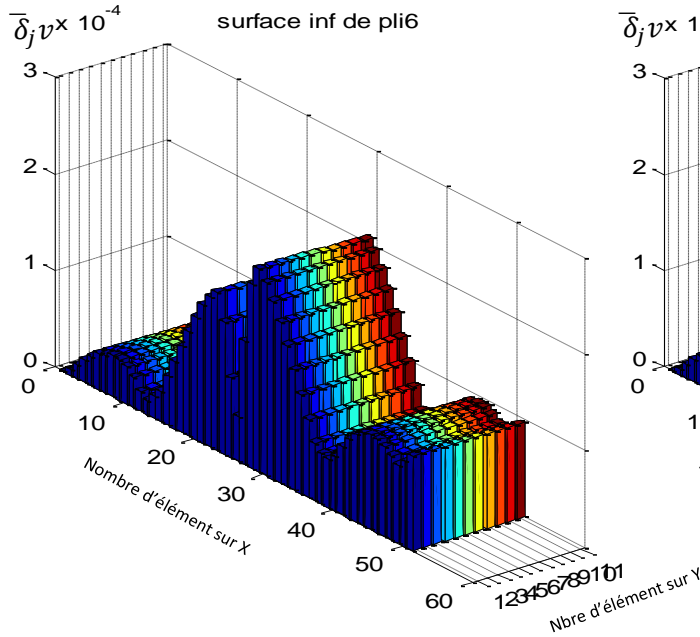


Figure.1 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface inf de pli6'.

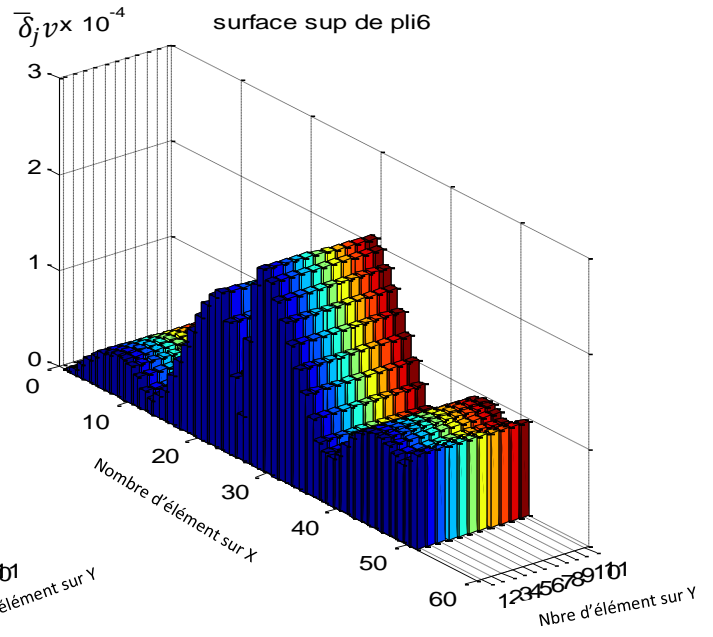


Figure.2 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli6'.

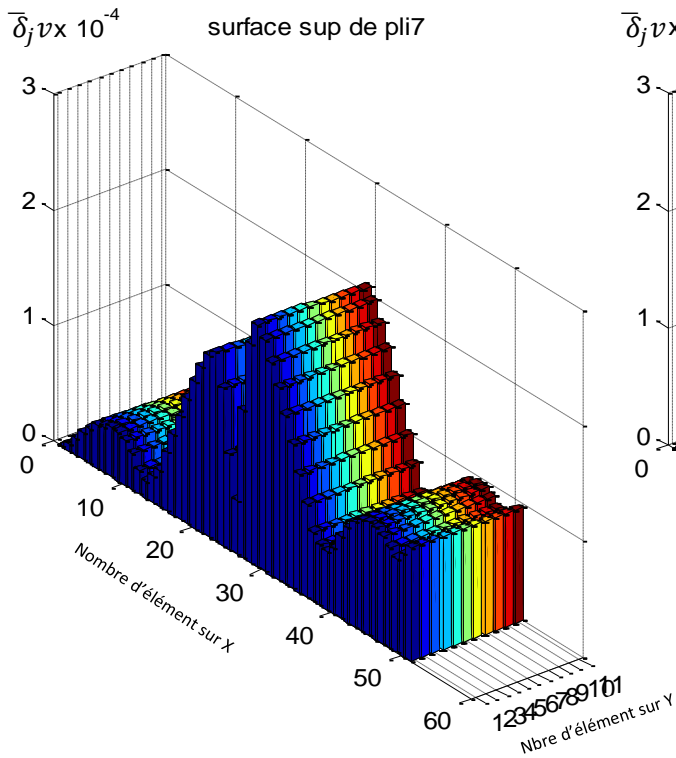


Figure.3 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli7'.

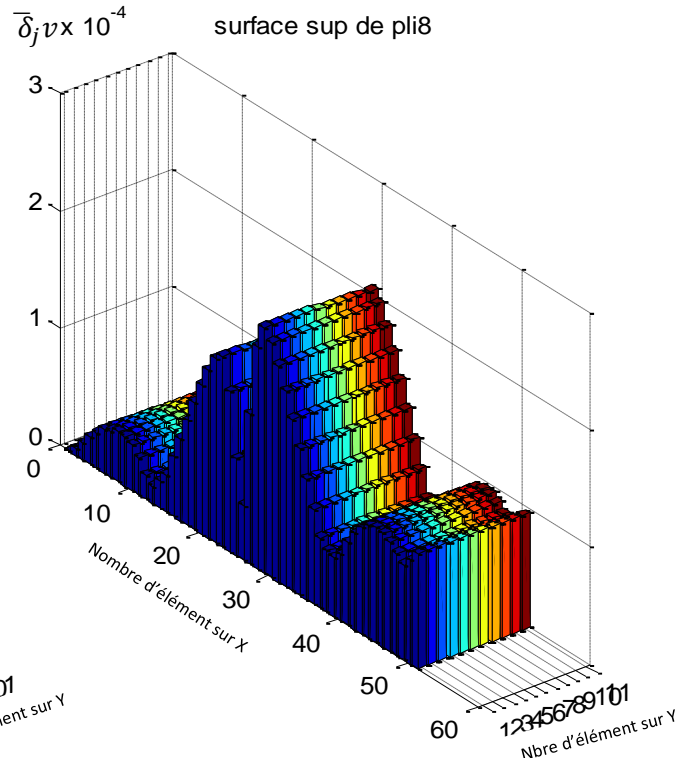


Figure.4 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli8'.

Annexe B

b) Pour les déplacements transversaux :

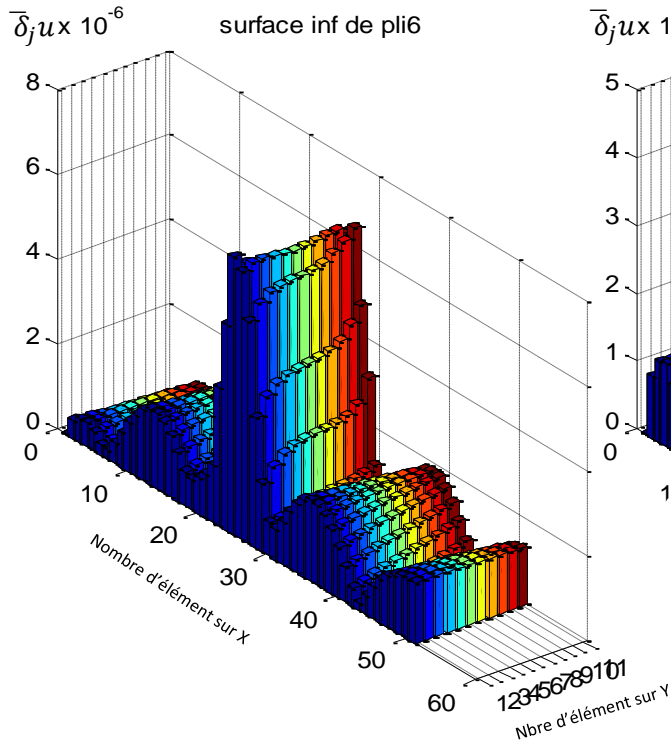


Figure.5 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface inf de pli6'.

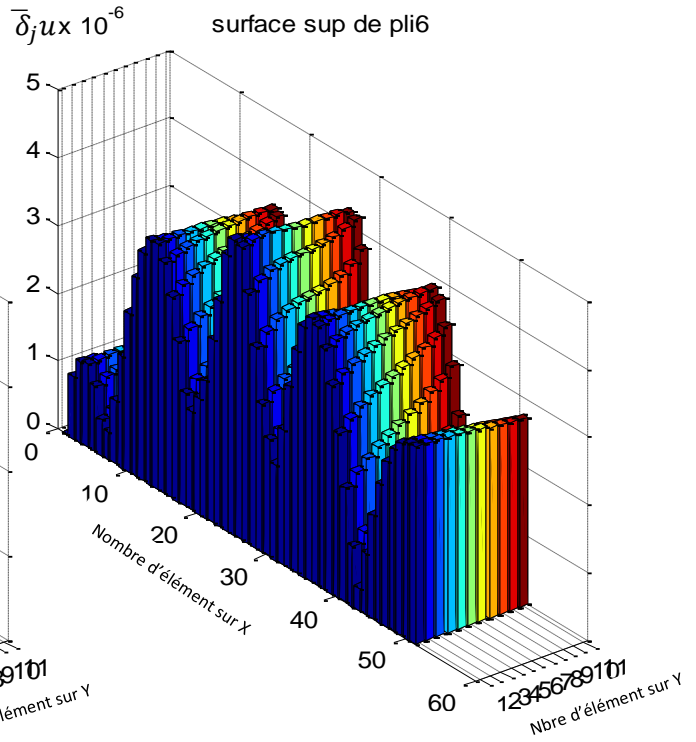


Figure.6 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli6'.

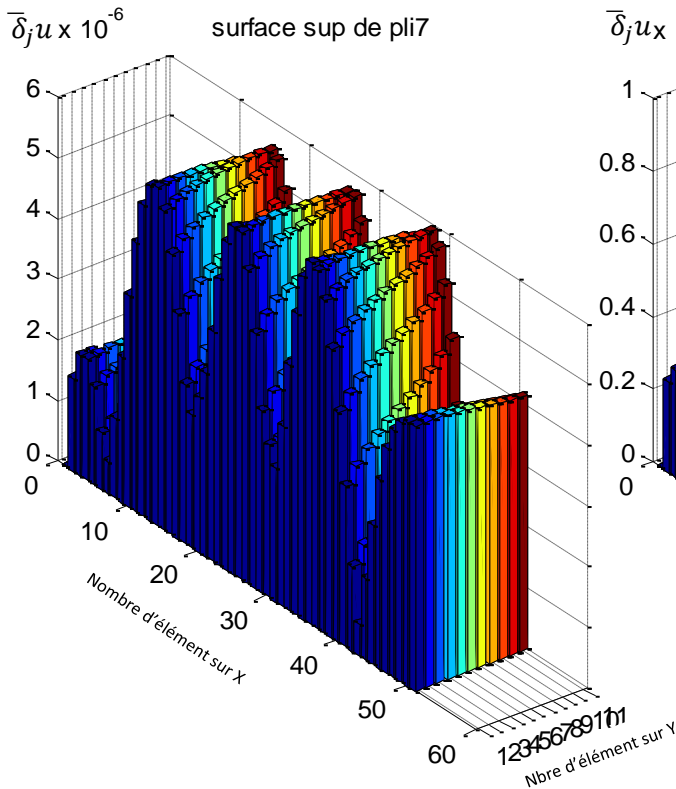


Figure.7 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli7'.

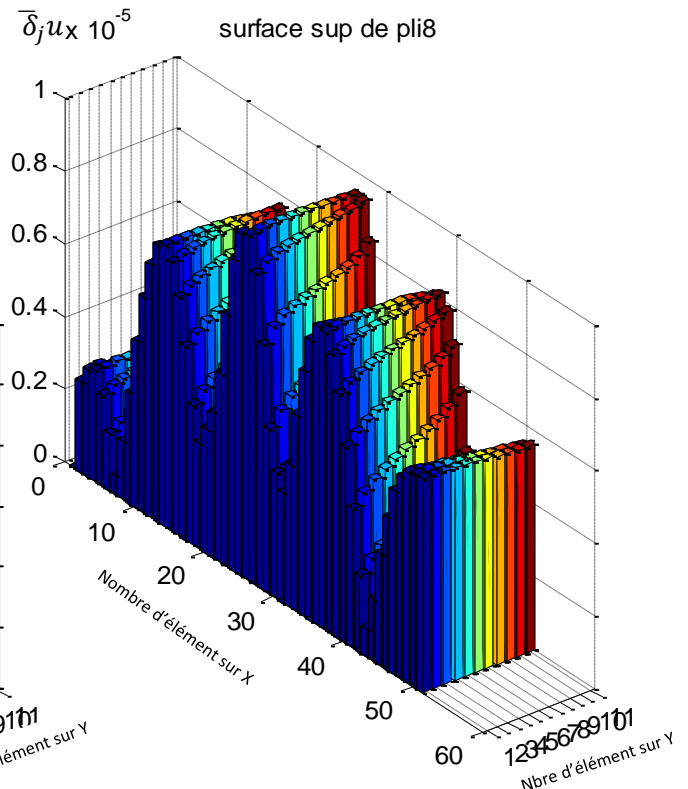
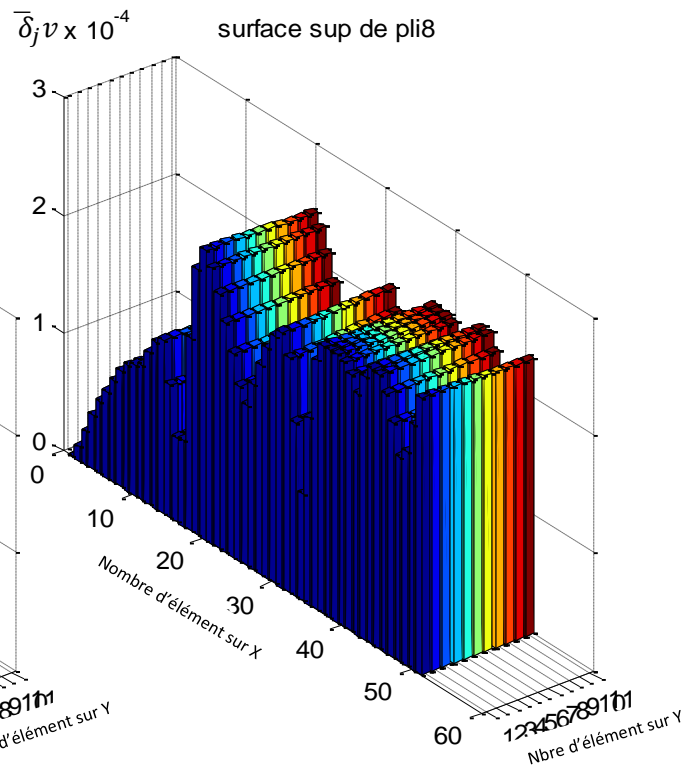
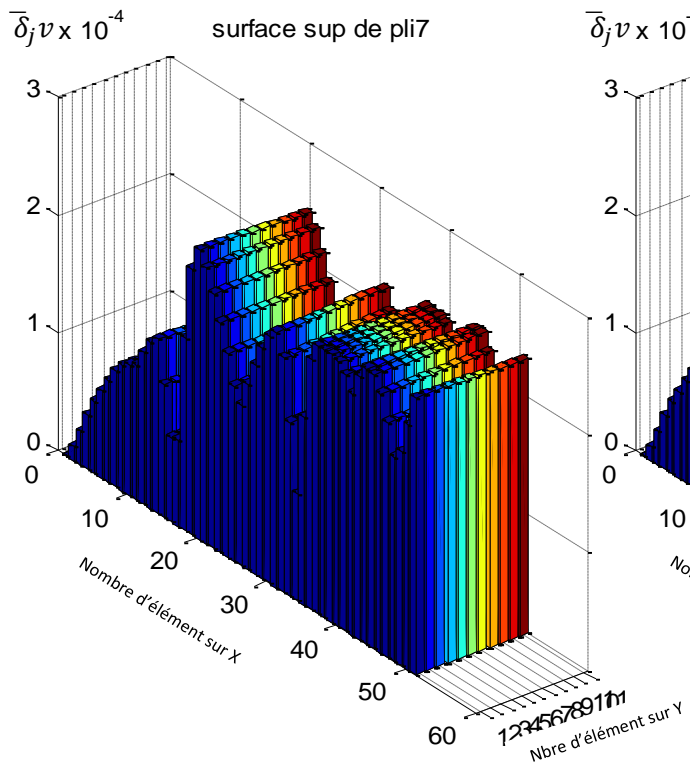
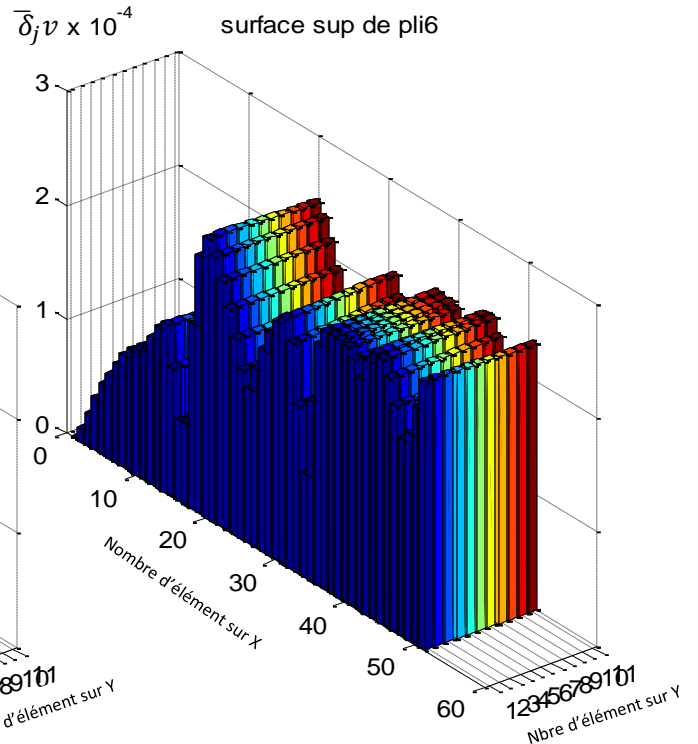
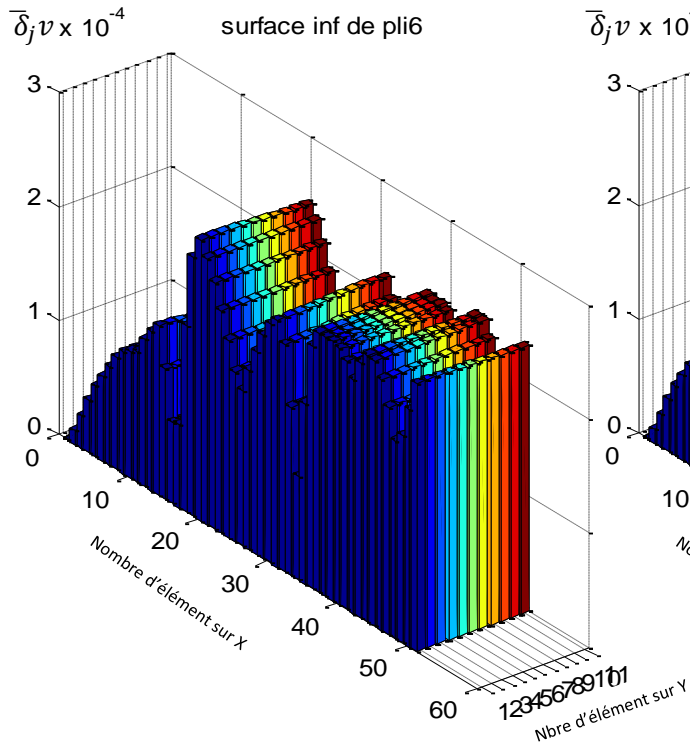


Figure.8 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli8'.

Annexe B

2. Encastrée-libre avec deux défauts

a) Pour des déplacements verticaux



Annexe B

b) Pour des déplacements transversaux

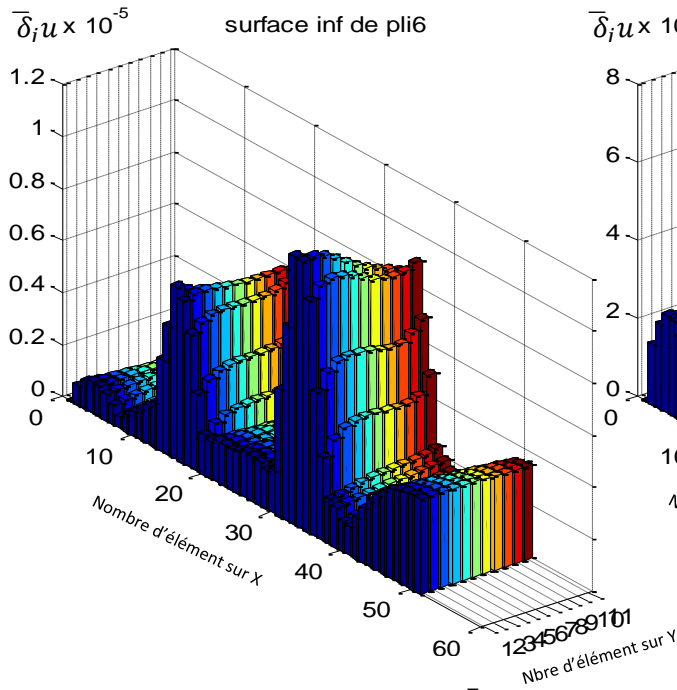


Figure.13 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_i u$, 'Surface inf de pli6'.

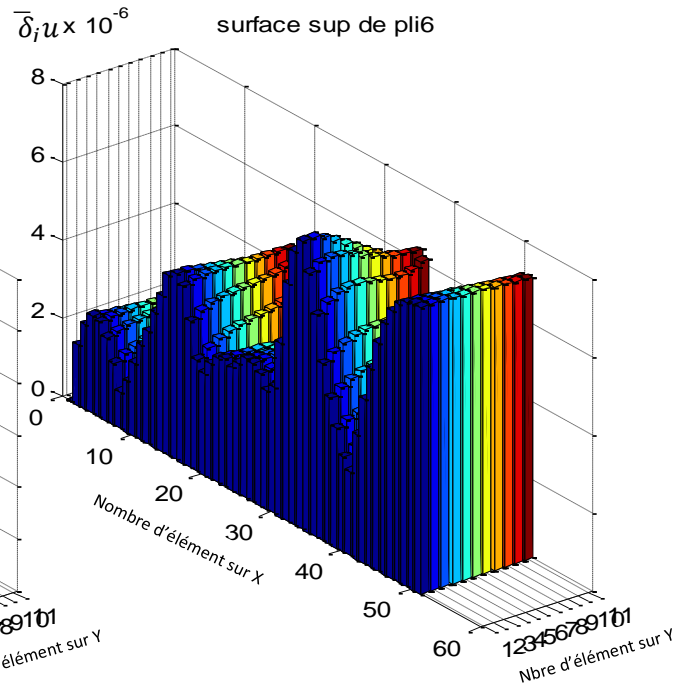


Figure.14 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli6'.

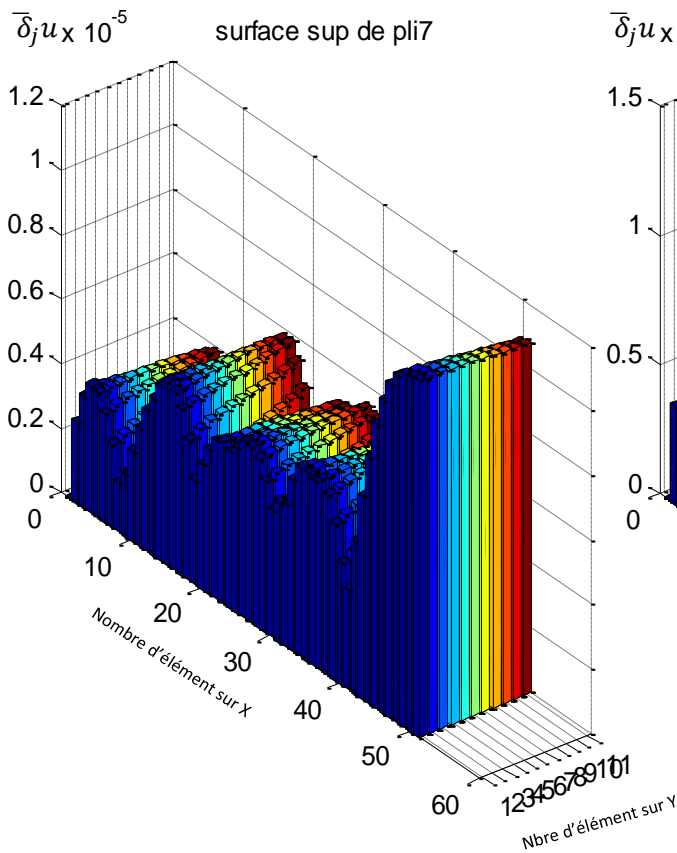


Figure.15 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli7'.

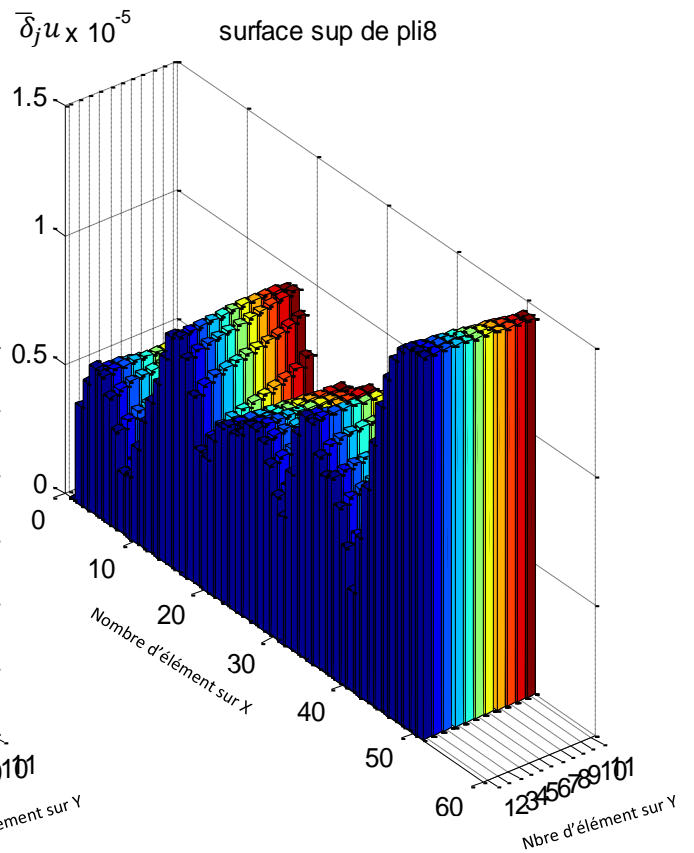


Figure.16 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j u$, 'Surface sup de pli8'.

Annexe B

3. Appuis simple avec un défaut

a) Pour des déplacements verticaux

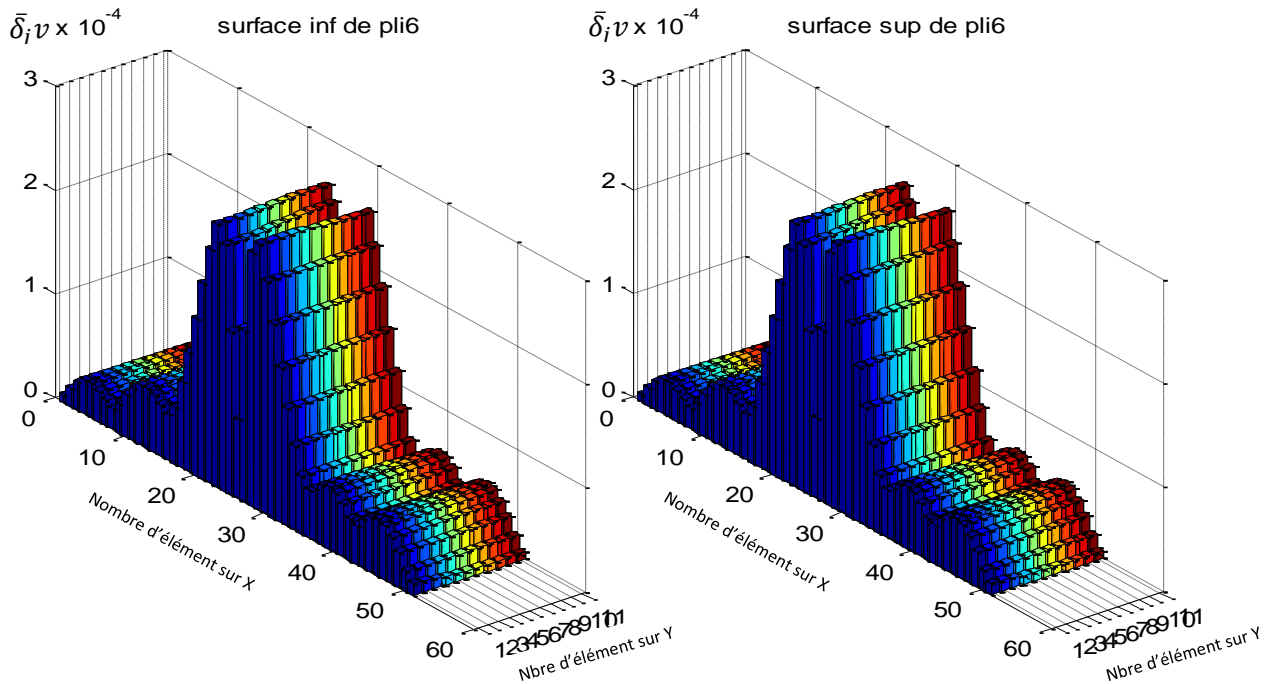


Figure.17 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface inf de pli6' A.S.

Figure.17 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli6' A.S.

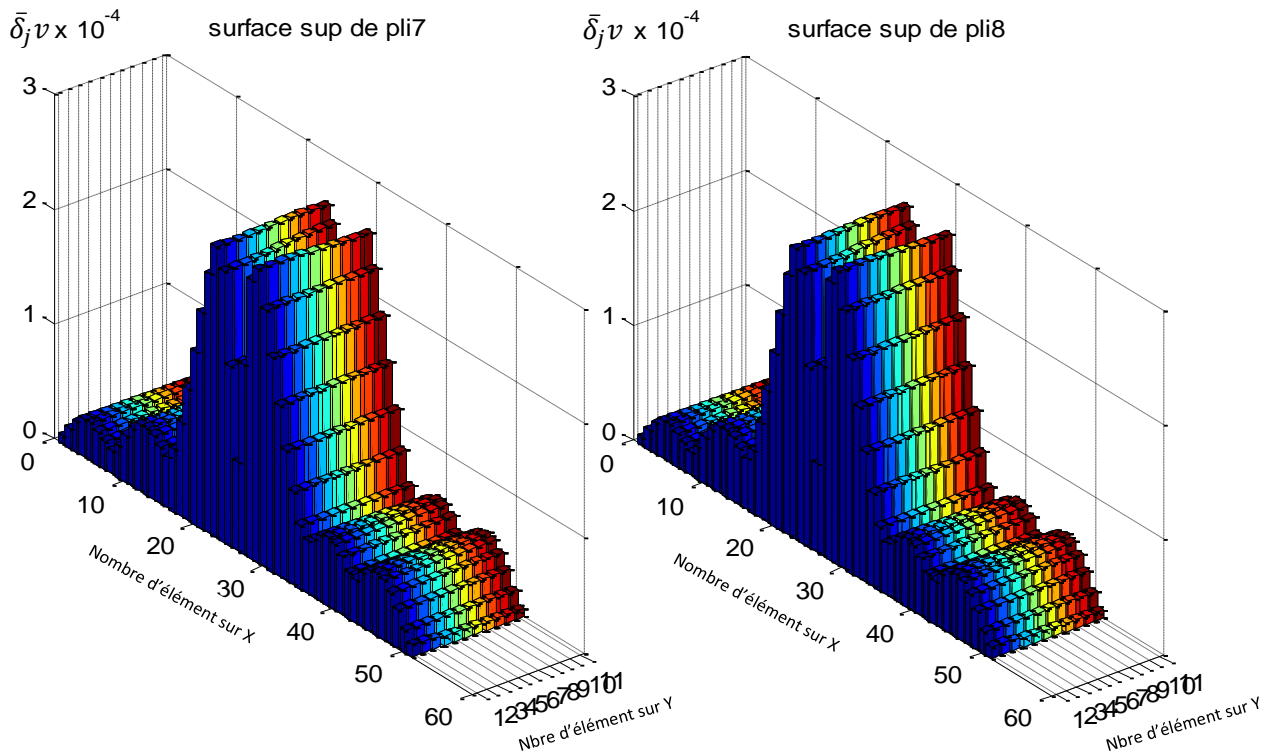
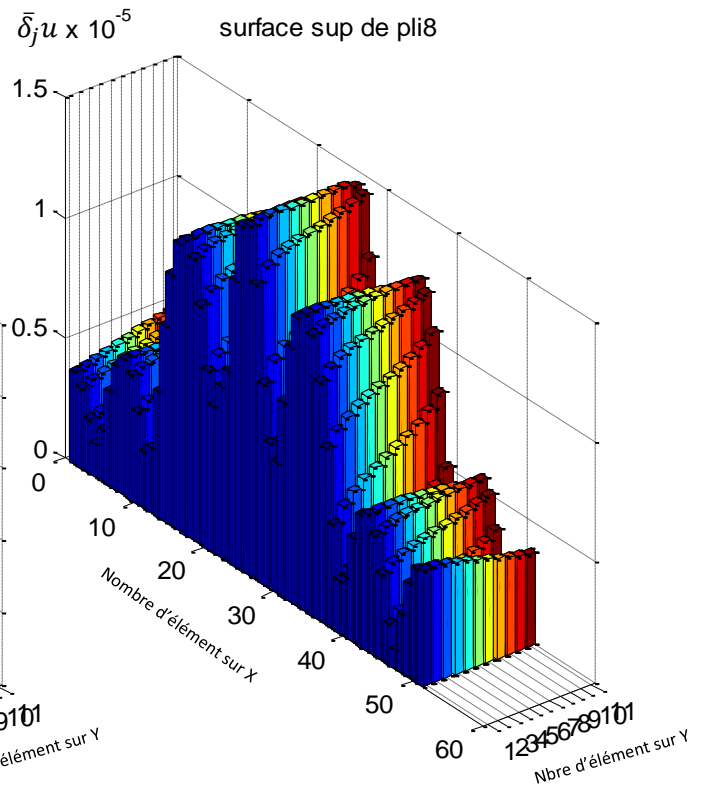
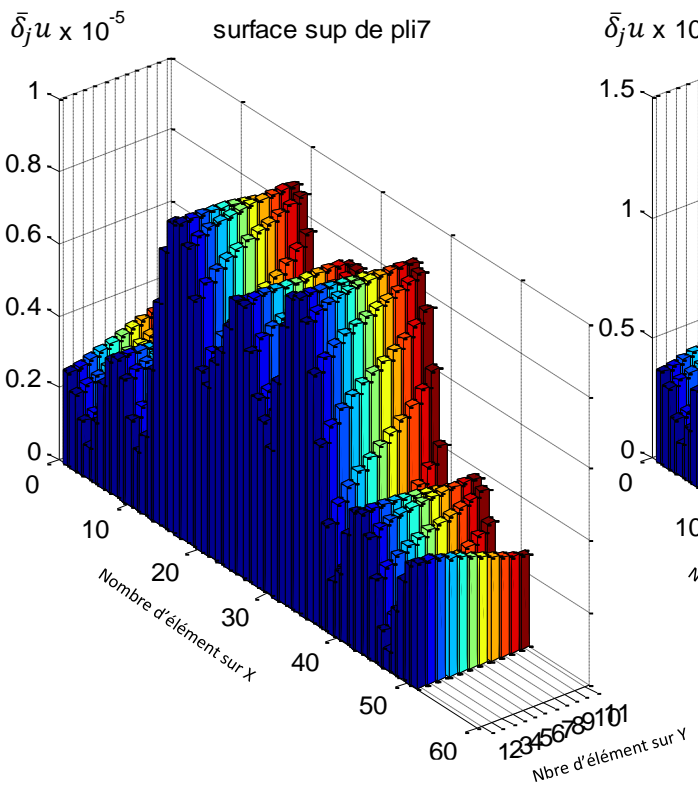
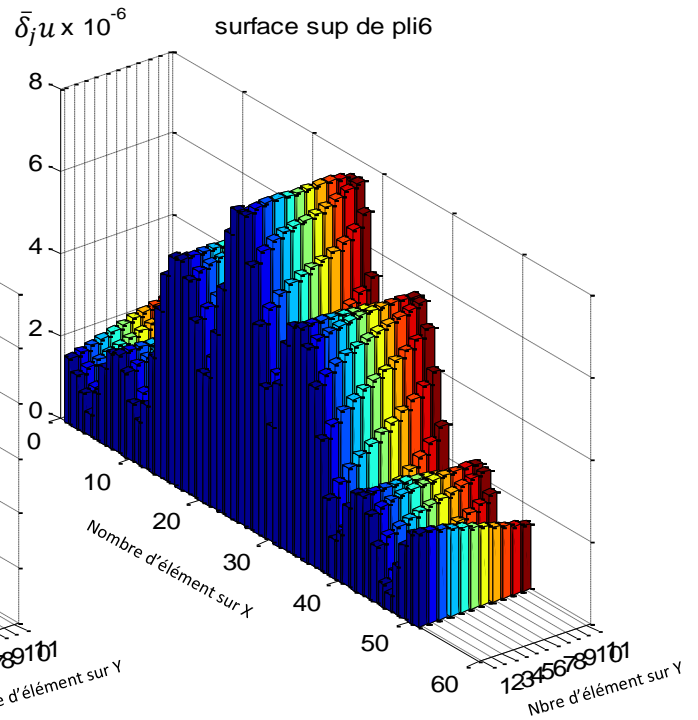
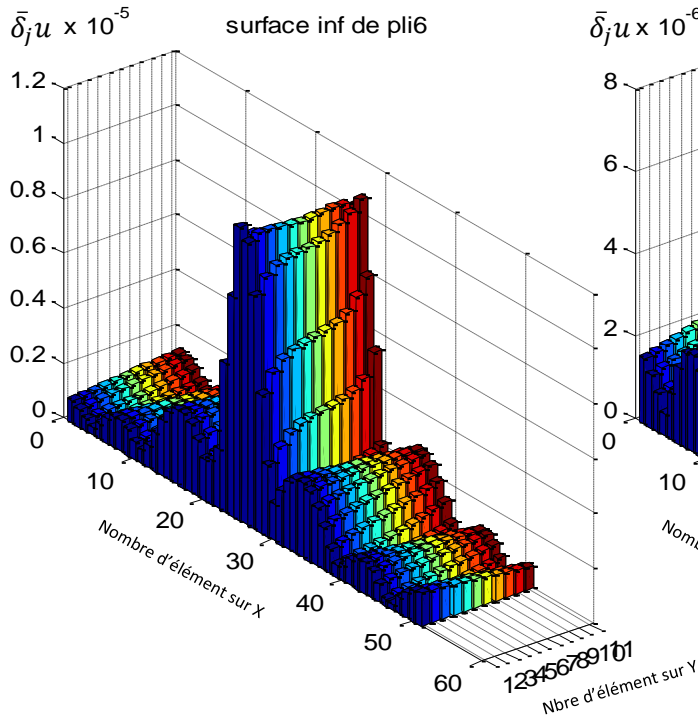


Figure.18 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli7' A.S.

Figure.19 : La variation de la flexibilité $\bar{\delta}_j v$, 'Surface sup de pli8' A.S.

Annexe B

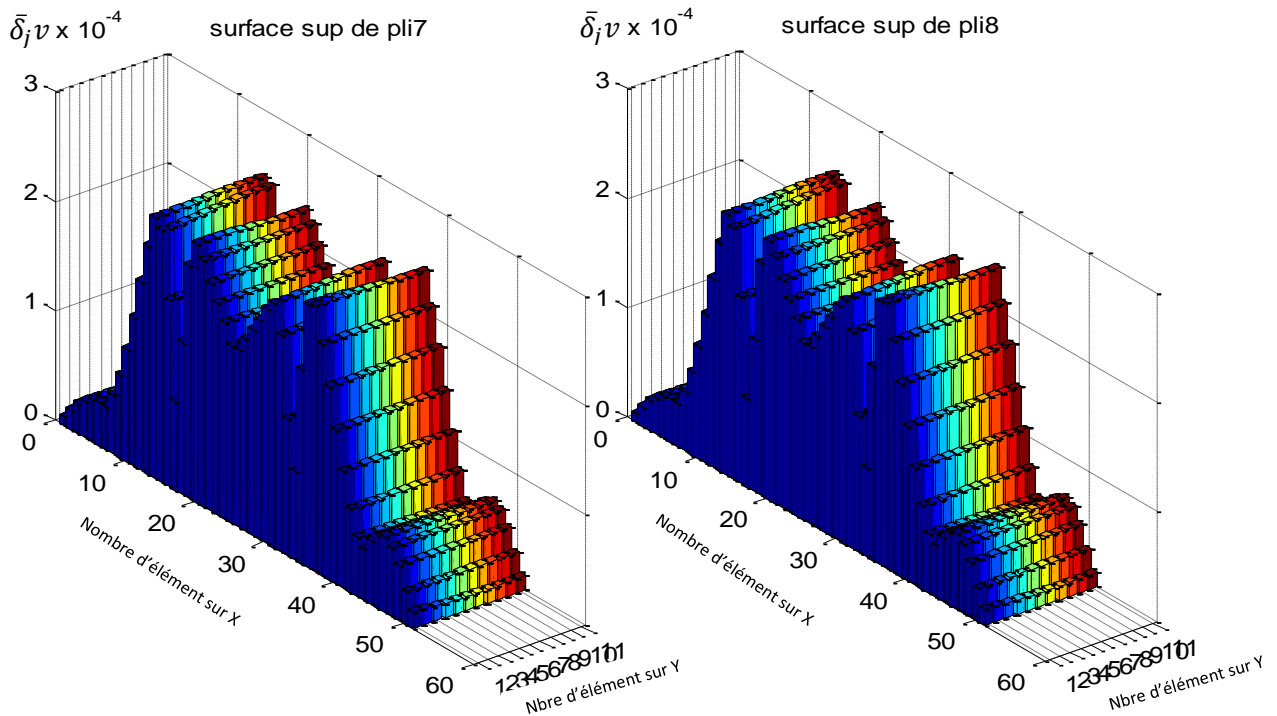
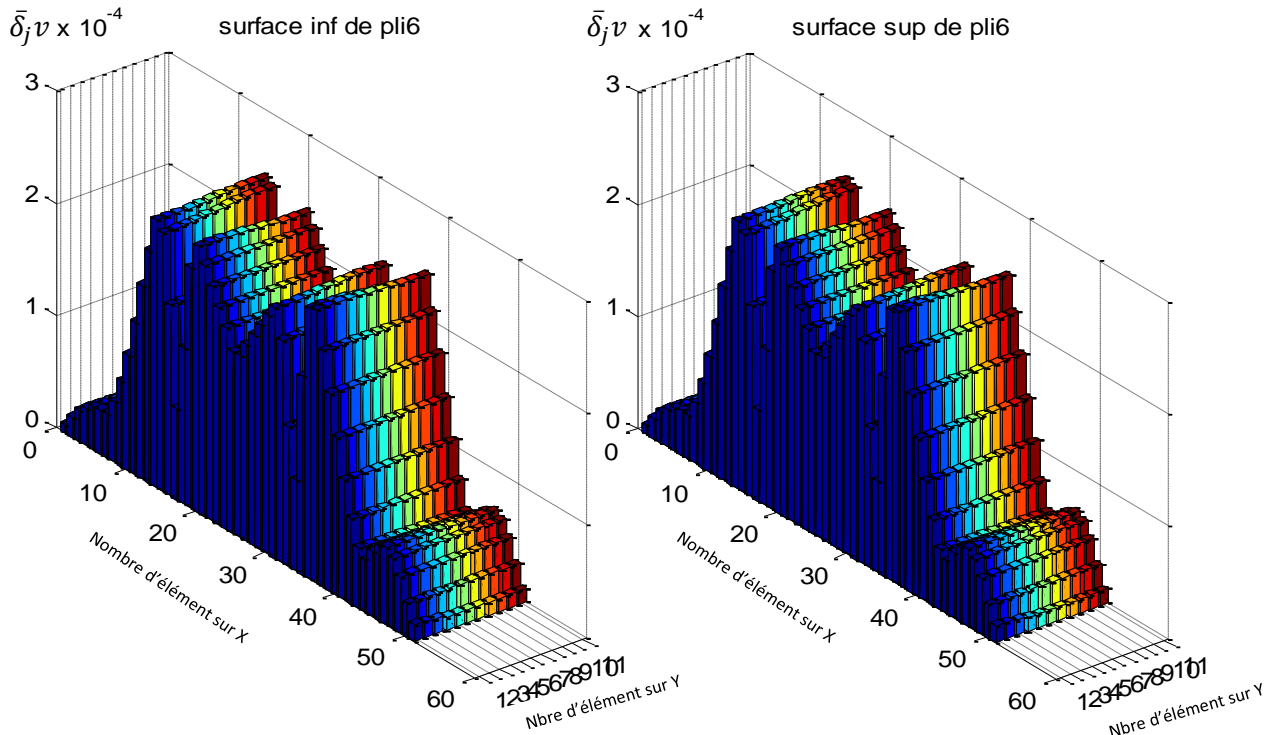
b) Pour des déplacements transversaux



Annexe B

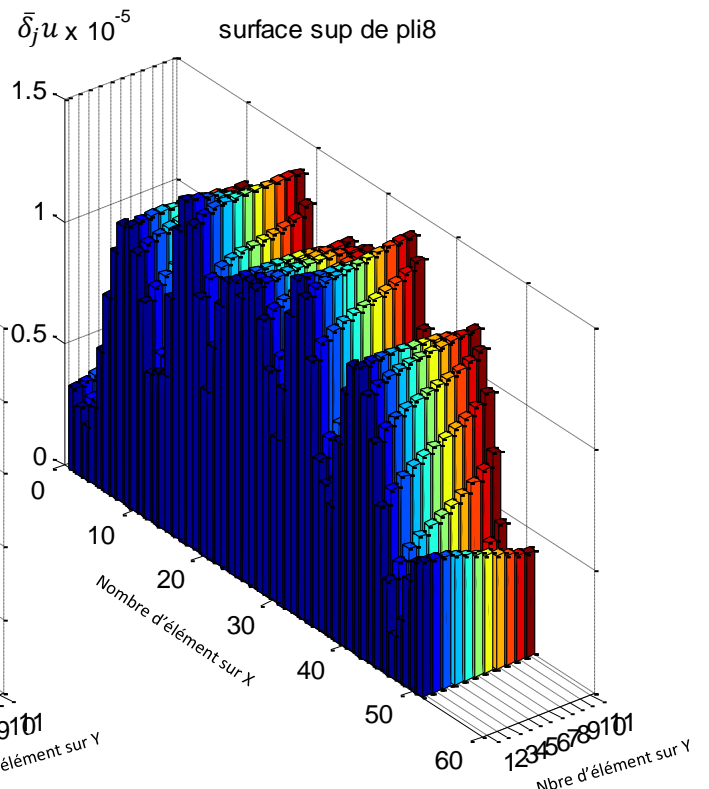
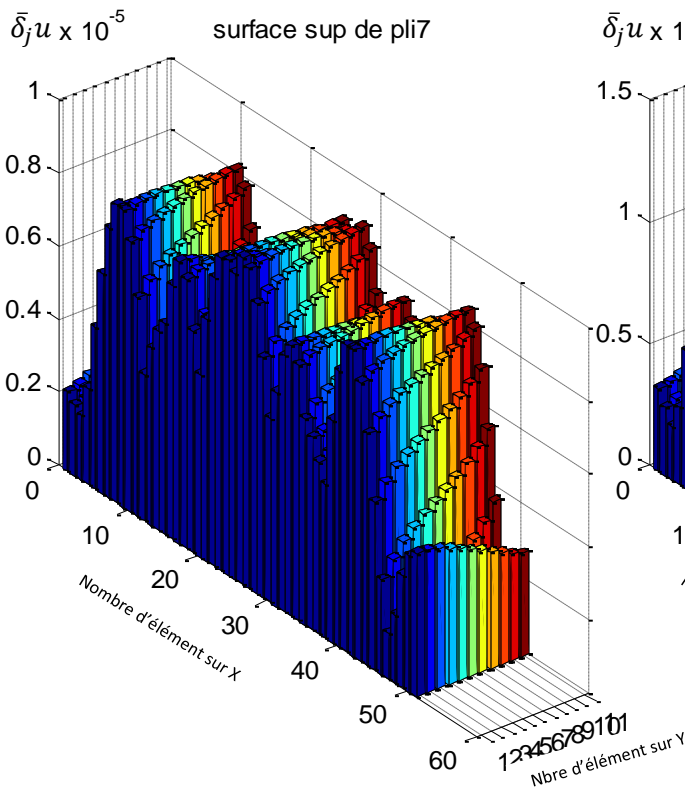
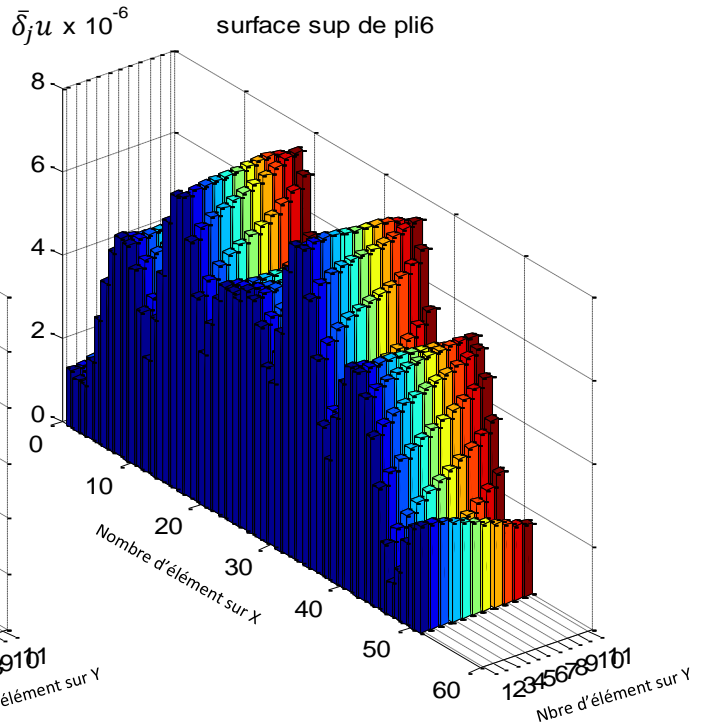
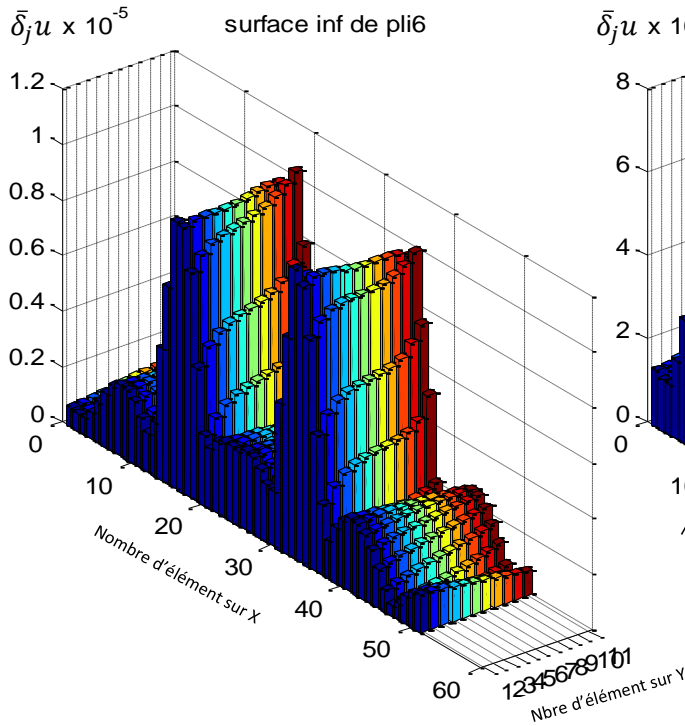
4. Appuis simple avec deux défauts

a) Pour déplacements verticaux



Annexe B

b) Pour déplacement transversaux



REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Daniel Gay, 2005, “Matériaux composites”, 5^{ème} édition révisée, Hermès Lavoisier.
- [2] N. Bahlouli, “comportement mécanique en température de pli élémentaire d’un composite stratifié Carbone/ Epoxy”, thèse de doctorat université de stress bourg, janvier 1994.
- [3] Jean-Marie Berthelot, 2010, “Mécanique des matériaux et structures composites”, *Institut Supérieur des Matériaux et Mécaniques Avancés*, Le Mans, France.
- [4] Jean-Marie Berthelot, 2005, “ Matériaux composites : comportement mécanique et analytique des structures’’, 4^{ème} édition, Tec & Doc.
- [5] Pongton PROMBUT, 2007, “Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels’’.
- [6] Maslouhi A. (1988). Identification des micros endommagements dans les composites carbone- époxyde par l’analyse temporelle et spectral des signaux détectés par les techniques d’émission acoustique. Thèse de doctorat en sciences appliquées, Université de Sherbrooke, Sherbrooke, Canada, 233 p.
- [7] X.E. GROS: An eddy current approach to the detection of damage caused by low energy impacts on carbon fiber reinforced materials. *Materials & Design*, 16(3):167–173, 1995.
- [8] J. DUMONT-FILLON : Contrôle non destructif (CND). r1400. Techniques de l’Ingénieur, 1996.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [9] G.FRAMEZELLE, F.LEPILLER, "Contrôle non destructif de structures composites pour l'aéronautique".
- [10] Centre technique des industries mécaniques, 1994, "les contrôles non destructifs généralités".
- [11] Doebling, S. W. Ferrar, C. R. and Prime, M. B., 1998, "A summary review of vibration-based damage identification methods" *The Shock and Vibration Digest*, 30(2), 91-105.
- [12] Rytter, A., 1993, "Vibration-based inspection of civil engineering structures," Ph.D. Dissertation, Aalborg University, Denmark.
- [13] Adams, R. D., Cawley, P., Pye, C. J. and Stone, B. J., 1978, "A vibration technique for non-destructively assessing the integrity of structures," *Journal of Mechanical Engineering Science*, 20(2), 93-100.
- [14] Cawley, P. and Adams, R. D., 1979, "The location of defects in structures from measurements of natural frequencies," *Journal of Strain Analysis*, 14(2), 49-57.
- [15] Stubbs, N. and Osegueda, R., 1990, "Global non-destructive damage evaluation in solids," *Modal Analysis: the International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis*, 5(2), 67-79.
- [16] Stubbs, N. and Osegueda, R., 1990, "Global damage detection in solids: experimental verification," *Modal Analysis: the International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis*, 5(2), 81-97.
- [17] Friswell, M. I., Penny, J. E. T., and Wilson, D. A. L., 1994, "Using Vibration data and statistical measures to locate damage in structures," *Modal Analysis: the International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis*, 9(4), 239-254.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [18] Friswell, M. I. and Penny, J. E., 1997, "The practical limits of damage detection and location using vibration data," *Proceedings of the 11th VPI & SU Symposium on Structural Dynamics and Control*, Blacksburg, VA, pp. 1-10.
- [19] Farrar *et al.*, 1994, "Dynamic characterization and damage detection in the I-40 bridge over the Rio Grande," *Los Alamos National Laboratory Report*, LA-12767-MS.
- [20] Messina, A., Jones, A. and Williams, E. J., 1996, "Damage detection and localization using natural frequency changes," *Proceeding of the 14th International Modal Analysis Conference*, Orlando, FL, pp. 67-76.
- [21] Messina, A., Contursi, T. and Williams, E. J. and, 1997, "Multiple damage evaluation using natural frequency changes," *Proceeding of the 15th International Modal Analysis Conference*, Orlando, FL, pp. 658-664.
- [22] Nicholson, D. W. and Alnefaie, K. A., 2000, "Modal moment index for damage detection in beam structures," *Acta Mechanica*, 144(3-4), 155-167.
- [23] Chaudhari, T. D. and Maiti, S. K., 2000, "A study of vibration of geometrically segmented beams with and without crack," *International Journal of Solids and Structures*, 37(5), 761-779.
- [24] Chinchalkar, S., 2001, "Determination of crack location in beams using natural frequencies," *Journal of Sound and vibration*, 247(3), 417-429.
- [25] Jones, K. W. and Turcotte, J. S., 2001, "Finite element model updating using antiresonant frequencies," *Proceeding of the 19th International Modal Analysis Conference*, Kissimmee, FL, pp. 341-347.
- [26] Palacz, M. and Krawczuk, M., 2002, "Vibration parameters for damage detection in structures," *Journal of Sound and Vibration*, 249(5), 999-1010.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [27] Moser P. and Moaveni B., 2011, "Environmental effects on the identified natural frequencies on the Dowling Hall Footbridge," *Mechanical Systems and Signal Processing*, 25(2011), 2336-2357.
- [28] Allemang, R. J., 2002, "The modal assurance criterion (MAC): twenty years of use and abuse," *Proceedings of SPIE*, v. 4753, pp. 397-405.
- [29] West, W. M., 1984, "Illustration of the use of modal assurance criterion to detect structural changes in an orbiter test specimen," *Proceedings of the Air Force Conference on Aircraft Structural Integrity*, pp. 1-6.
- [30] Lieven, N. A. J. and Ewins, D. J., 1988, "Spatial correlation of mode shapes, the coordinate modal assurance criterion (COMAC)," *Proceeding of the 6th International Modal Analysis Conference*, Kissimmee, FL, pp. 690-695.
- [31] Ratcliffe, C. P., 1997, "Damage detection using a modified Laplacian operator on mode shape data," *Journal of Sound and Vibration*, 204(3), 505-517.
- [32] Khan, A. Z., Stanbridge, A. B. and Ewins, D. J., 1999, "Detecting damage in vibrating structures with a scanning LDV," *Optics and Lasers in Engineering*, 32(6), 583-592.
- [33] Chen, S. Y., Ju, M. S. and Tsuei, Y. G., 1996, "Estimation of mass, stiffness and damping matrices from frequency response functions," *Journal of vibration and Acoustics*, Transactions of the ASME, **118**, 78-82.
- [34] Fritzen, C-P., 1986, "Identification of mass, damping, and stiffness matrices of mechanical systems," *Journal of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability in Design*, Transactions of the ASME, **108**, 9-16.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [35] Morgan, B. J. and Osterle, R. G., 1985, "On-site modal analysis – a new powerful inspection technique," *Proceedings of the 2nd International Bridge Conference*, Pittsburg, PA, pp. 108-114.
- [36] Napolitano, K. L. and Kosmatka, J. B., 1996, "Damage detection of highly damped structures using direct frequency response measurements and residual forcevectors," *Proceedings of SPIE*, v. 2720, pp. 110-121.
- [37] Salane, H. J. and Baldwin, J. W., 1990, "Identification of modal properties of bridges," *Journal of Structural Engineering – ASCE*, **116**(6), 2008-2021.
- [38] Hearn, G. and Testa, R. B., 1991, "Modal analysis for damage deletion in structures," *Journal of Structural Engineering – ASCE*, **117**(10), 3042-3063.
- [39] Williams, C. and Salawu, O. S., 1997, "Damping as a damage indication parameter," *Proceeding of the 15th International Modal Analysis Conference*, Orlando, FL, pp. 1531-1536.
- [40] Modena, C., Sonda, D. and Zonta, D., 1999, "Damage localization in reinforced concrete structures by using damping measurements," *Mechanical and Corrosion Properties, A – Key Engineering Materials*, **167**, 132-141.
- [41] Wang, Z., Lin, R. M. and Lim, M. K., 1997, "Structural damage detection using measured FRF data," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, **147**(1-2), 187-197.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [42] Mottershead, J. E., Kyprianou, A. and Ouyang, H, 2003, "Estimation of rotational frequency responses," *Mechanical and Corrosion Properties, A – Key Engineering Materials*, 245/246, 157-116.
- [43] Vanhoenacker, K., Schoukens, J., Guillaume, P. and Vanlanduit, S., 2004, "The use of multisine excitations to characterize damage in structures," *Mechanical Systems and Signal Processing*, **18**(1), 43-57.
- [44] Mehrisadat Makki Alamdari et al, 2014, "FRF-based damage localisation method with noise suppression approach".
- [45] S.C. Mohan, D.K. Maiti, D. Maity, 2014, "Structural assessment using FRF employing particle swarm optimisation".
- [46] Yang H.Z., Li H.S. and Wang S.Q., 2003, "Damage location of offshore platforms under ambient excitation", *China Ocean Engineering*, v. 17, pp. 495-504.
- [47] Brehm M., Zabel V. and Bucher C., 2010, "An automatic mode pairing strategy using an enhanced modal assurance criterion based on modal strain energies", *Journal of Sound and Vibration*, 329(2010), 5372-5392.
- [48] Dixit A. and Hanagud S., 2011, "Single beam analysis of damaged beams verified using a strain energy based damage measure", *International Journal of Solids and Structures*, 48 (2011), 592-602.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [49] Li J. Wu B. Zeng Q.C. and Lim C.W., 2010, “A generalized flexibility matrix approach for structural damage detection”, *Journal of Sound and Vibration*, 329 (2010), 4583-4587.
- [50] Kazemi S., Fooladi A. and Rahai A.R., 2010, “Implementation of the modal flexibility variation to fault identification in thin plates”, *Acta Astronautica*, 66 (2010), 414-426.
- [51] Edwin R. and Guido D.R., 2010, “A local flexibility, method for vibration – based damage localization and quantification”, *Journal of sound and vibration*, 329 (2010), 2367-2383.