



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITÉ DES FRÈRES MENTOURI - CONSTANTINE 1
FACULTÉ DES SCIENCES DE LA TECHNOLOGIE
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE



N° d'ordre : /D3C/2018

Série : /GM/2018

THÈSE

En vue de l'obtention du diplôme de Doctorat LMD 3^{ème} cycle

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Aéronautique

Thème

**Structures et Matériaux utilisés en Aéronautique : État de l'Art et
Analyse de leur Déformation sous l'effet des Sollicitations Extérieures**

Par : **HADJEZ Fayssal**

Soutenue publiquement le : 09/07/ 2018

Devant le jury composé de :

Président : Mr. BOUCHOUCHA Ali, Professeur à l'Université Frères Mentouri-Constantine 1

Rapporteur : Mr. NECIB Brahim, Professeur à l'Université Frères Mentouri-Constantine 1

Examineurs :

Mr. AMIRAT Abdelaziz, Professeur à l'Université Badji Mokhtar Annaba

Mr. HAMADACHE Hamid, Professeur à l'Université Badji Mokhtar Annaba

Année Universitaire 2017-2018

Remerciement

Avant tout, je remercie Allah, le tout puissant pour m'avoir donné la volonté et la patience de finaliser ce travail.

Aussi j'exprimer toute ma gratitude à Mr. NECIB Brahim, Professeur à L'Université Mentouri Constantine, PhD en Aéronautique et Astronautique, et directeur de ma thèse pour son regard attentif sur ce travail, pour toute sa disponibilité ainsi que ses encouragements, son aide, ses conseils et ses directives durant l'évolution de cette thèse, et qui m'a suivi tout le long de ces années de ma formation.

Je remercie vivement Mr. BOUCHOUCHA Ali, Professeur à l'UMC1 Constantine, pour m'avoir fait l'honneur de présider le jury de cette thèse et qu'il trouve ici toute ma reconnaissance.

De plus, j'adresse tous mes remerciements aux membres de jury de cette thèse, Messieurs : AMIRAT Abdelazziz et HAMADECHE Hamid, Professeurs à l'Université de Badji Mokhtar Annaba, , MCA à l'UMC1.

Je tiens à remercier Monsieur MERABET Abderrezak, le chef du département de génie mécanique.

Je tiens à remercier tous les enseignants qui ont contribué à ma formation au niveau du département de génie mécanique et spécialement ceux de la spécialité : Aéronautique et qui ont donné de bonnes appréciations et un grand soin à ce travail ; sans oublier bien les membres des équipes des laboratoires de recherche. Aussi, J'exprime mes remerciements aux enseignants du département de l'informatique de l'Université Constantine2.

Par ailleurs, J'exprime mes vifs remerciements particulièrement à toutes les personnes avec qui j'ai travaillé lors de mes séjours à l'Université de Carthagène en Espagne et à l'Université de Lecce en Italie, sous la direction de G .L. Salvador et S. Rino ; ainsi que les directeurs des centres nationaux de recherche Aérospatiale à l'Italie et à Paris (ONERA).

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail :

A la mémoire de mon cher père,

A ma très chère mère,

A mes très chers frères et sœurs

A tous les membres de ma famille

Résumé

Les structures internes des avions, des aéronefs ou des structures spatiales sont souvent composées d'éléments barres, poutres légères et plaques assemblés par soudage, rivetage ou moulage de formes géométriques simples ou complexes. L'assemblage de ces éléments et ces matériaux constitue une structure de grande rigidité et de grande résistance mécanique. Ainsi, qu'un état de l'art très considérable dans le domaine de l'aéronautique et l'aérospatiale est considéré. L'analyse théorique et la modélisation par la méthode des éléments finis de ces structures peut être réalisée discrètement (élément par élément), en utilisant la méthode des éléments barres, élément poutre ou éléments plaques, ou par modèle continu représentant la structure discrète et le matériau qui la couvre. L'étude des contraintes dans les parties principales de l'avion a été présentée pour différents types de matériaux et de structures internes des ailes et de fuselage d'avions à l'état statique, par MSC/NASTRAN, est un programme d'éléments finis pour l'utilisation générale qui résout un grand éventail de problèmes liés à l'ingénierie en statique, dynamique, comportements non-linéaires, analyse thermique ou optimisation ; comparativement aux programmes plus spécialisés, qui se concentrent sur des types de problèmes très spécifiques. CATIA logiciel de conception a été utilisé pour réaliser notre représentation des modèles, FME Builder a été utilisé pour générer toute les configurations possibles. Ainsi que, l'analyse des déformations et des contraintes dans les différentes fixations et les joints utilisés en aéronautique a été développée expérimentalement et numériquement (ANSYS) et la caractérisation des joints est effectuée par un adhésive injecté par les nanoparticules du graphène. Des essais de cisaillement ont été réalisés pour mesurer la résistance des assemblages collés, afin d'évaluer les performances structurelles des joints avec et sans nanoparticules. Les résultats obtenus montrent que le graphène améliore la rigidité des joints sous les grandes charges, l'adhésif injecté augmente la charge de rupture et cette accroissement dépend de divers paramètres comme les caractéristiques structurelles de l'adhésif et les structures des nanostructures produites et l'adhésive nanostructure renforcée s'est avérée diminuer le poids. Dans ce contexte, une bonne corrélation entre la partie expérimentale et la modélisation numérique a été observée.

Mots clés : Structures, aéronefs, modélisation, éléments fini, énergie de déformation, matrice de rigidité, joints, adhésive, nanoparticules, simulation.

Abstract

Internal structures in aeronautical, aircraft or space structures are composed of bar elements or lightweight beams assembled by welding, riveting or bolting of simple or complex geometric shapes. They are covered with lightweight materials such as: Aluminium, composite materials, or adaptable materials. The assembly of all these elements and materials constitutes a structure of high rigidity and high quality of mechanical strength as well as a state of the art very considerable in the field of aeronautics and aerospace. In this context, a presentation of the different materials and their state of the art in the field of the application of aeronautics will be presented. A theoretical analysis and modelling by the finite element method these structures has been studied. This analysis can be performed discretely (element by element) using the method of the bar elements, beam element or plate elements or by continuous models representing the discrete structure and the material that covers it. An analysis of the stresses in the main parts of the aircraft was presented for different types of materials and internal structures of aircraft wings in the static state. Experimental and numerical characterizations of nanoparticles bonded joints typically used in aerospace applications are presented. First, samples of single-lap joints produced using a composite reinforced with carbon fibre fabric (2% graphène by weight), were analysed. Shear tests were performed to measure the resistances of the bonded joints, to assess the structural performances of the structures with and without nanoparticles. Second, finite-element numerical models were applied based on experiments on adhesive joints; in particular a numerical simulation of the adhesive lap-joint model was performed using ANSYS software. Analyses were performed for the joints with unfilled and nanoparticles adhesive, focusing on the cooling process during which adhesive single-lap joints are mainly generated. The experimental and numerical model results generally agree quite well. The nanoparticles of the Graphène increased the stiffness of each lap joint under a rational load charge. The nanostructure adhesive increased the failure load, but this increase depended on various parameters, including adhesive structural features and the structures of the nanostructures produced. The reinforced adhesive nanostructure was found to decrease the weight.

Keywords: Structures, aircraft, modelling, finite element, strain energy, matrix rigidity, attached, adhesive, nanoparticles, simulation.

الملخص :

غالباً ما تتكون هياكل الطائرات أو الهياكل الفضائية من عناصر العريضة ، أو القضبان الحديدية الخفيفة الوزن مجمعة عن طريق اللحام ، البراغي و البراشيم للهياكل البسيطة أو المعقدة. غالباً ما يتم تغطيتها بمواد خفيفة الوزن مثل: الألمنيوم أو المواد المركبة أو المواد الذكية. يشكل تجميع كل هذه العناصر والمواد هيكلاً من الصلابة العالية والجودة العالية للقوة الميكانيكية. في هذا السياق، تم تقديم عرض للمواد المختلفة وحالتها الحديثة في مجال علم الطيران. تحليل مفاهيمي ونموذجي بواسطة طريقة العناصر المحدودة وقد تم دراسة هذه الهياكل. يمكن إجراء هذا التحليل بواسطة عناصر القضبان الحديدية، أو عن طريق عنصر الصفيحة أو عن طريق البنية المستمرة. تم تقديم تحليل الاجهادات لأنواع مختلفة من المواد والهياكل الداخلية للطائرات في الحالة الساكنة. خصصت هذه الدراسة تحليلاً للاجهادات في المفاصل المستخدمة في علم الطيران تجريبياً وعددياً. مواد ذات بنية نانوية تم تطويرها في هذه الدراسة. يتم عرض التوصيفات التجريبية والعديدية للمفاصل مع مادة لاصقة محقنة بواسطة الجسيمات النانومترية. وأجريت اختبارات القص لقياس نقاط القوة في المفاصل ، من أجل تقييم الأداء الهيكلي للمفاصل مع وبدون الجسيمات النانومترية. ثانياً ، تم إجراء محاكاة عددية للنموذج المشترك باستخدام برنامج ANSYS. النتائج تعطي تنسيقاً تجريبياً وعددياً جيداً. يزيد الجرافين النانوميتري من تصلب المفاصل تحت الأحمال الكبيرة. يزيد اللصق المحقون من حمل الكسر، ولكن هذه الزيادة تعتمد على عدة عوامل ، بما في ذلك الخصائص التركيبية للمادة اللاصقة وهياكل البنية النانومترية المنتجة. ولقد ثبت أن المادة اللاصقة ذات البنية النانومترية تقلل الوزن.

كلمات المفتاحية: الهياكل ، الطائرات ، هياكل الطائرات ، نمذجة ، العناصر المنتهية، طاقة التشويه، مصفوفة الصلابة ، لاصقة، التجمع.

Table des matières

Introduction générale

Chapitre I : Les structures et les matériaux utilisés en aéronautique : Etat de l'art et enjeux industriels

<i>I.1. Etat de l'art des structures et des matériaux utilisés en aéronautique</i>	5
<i>I.2. Les structures discrètes utilisées en aéronautique</i>	6
<i>I.3. Les structures continues utilisées en aéronautique</i>	8
<i>I.4. Les matériaux utilisés en aéronautique</i>	9
<i>I.4.1. L'aluminium et ses alliages d'aluminium</i>	9
<i>I.4.2. Les aciers</i>	10
<i>I.4.3. Matériaux composites</i>	11
<i>I.4.3.1. La matrice</i>	11
<i>I.4.3.2 Le renfort</i>	12
<i>I.4.3.3 Caractéristiques et avantages des matériaux composites</i>	14
<i>I.5 Applications et enjeux industriels de matériaux utilisés en aéronautique</i>	15
<i>I.5.1. Introduction</i>	15
<i>I.5.2. Applications dans les domaines des avions</i>	15
<i>I.5.3. Les parties d'avions fabriquées par les matériaux composites</i> :.....	16
<i>I.6. Nanotechnologies dans les matériaux pour l'aéronautique</i> :.....	19
<i>I.6.1. Introduction</i>	19
<i>I.6.2. Définition des matériaux nanostructures</i>	19
<i>I.6.3. Les nanotubes et le graphène</i> :.....	20
<i>I.6.3. Le graphène</i>	22
<i>I.6.3.1. Visualisation du graphène</i>	22
<i>I.6.3.2. Transistor à base de graphène</i>	23
<i>I.7. Analyse et modélisation</i>	23
<i>Conclusion</i> :	24

Chapitre II : Analyse et modélisation des structures Aéronautiques par la MEF

<i>II.1. La modélisation des structures par MEF</i>	26
<i>II.2. Types d'éléments</i>	28
<i>II.2.1. Élément plaque rectangulaire</i>	28
<i>II.2.2. Élément plaque triangulaire</i>	28
<i>II.2.3. Élément tétraèdre tridimensionnel</i>	29
<i>II.3. Les Fonctions de Déplacements pour les différents éléments</i>	29
<i>II.3.1 Les Fonctions de Déplacements pour l'élément plaque rectangulaire</i>	29

II.3.2. Les Fonctions de Déplacements pour l'élément plaque triangulaire et tétraèdre tridimensionnel.....	31
II.3.2.1. Fonctions de déplacements pour l'élément plaque triangulaire.....	31
II.3.2.2. Fonctions de déplacements pour l'élément tétraèdre tridimensionnel	32
II.4. Analyse des structures en matériaux composites par la méthode des éléments finis	33
II.5. Analyse d'un avion global par la méthode des éléments finis.....	36
II.5.1 Modèle d'éléments finis détaillé	36
II.5.2 Processus de génération des charges internes	38
II.5.3 Techniques de modélisation.....	38
II.5.4. Modèle du Fuselage	39
II.5.4.1. Cadres	39
II.5.4.2. Poutre de plancher.....	40
II.5.4.3. Revêtement et lisses.....	41
II.5.4.4. Portes	41
II.5.4.5. Pare-brise	41
II.5.5. Aile.....	42
II.5.5.1. Revêtement	42
II.5.5.2. Lisse	42
II.5.5.3. Nervure.....	42
II.5.5.4. Longeron	42
II.5.5.5. Bec de bords d'attaque et volets.....	43
II.6. chargement d'avion, configurations et gestion de fichiers	43
II.6.1. Assemblage du modèle de l'avion complet.....	43
II.6.1.1. Aérodynamique et inertie de structure	43
II.6.1.2. Pressurisation de la cabine	44
II.6.1.3. Contraintes	45
II.6.1.4. Configuration.....	45
II.6.1.5. Gestion des fichiers	45
II.6.2. Vérification du modèle et sources d'erreur.....	46
II.6.3. Interprétation des résultats	46
 Chapitre III: Calcul des contraintes dans les différentes parties d'un avion sous l'effet des excitations externes	
Introduction.....	51
III.1. Analyse des contraintes d un fuselage d avion.....	51
III.1.1 Description du problème	54
III.1.2. Modélisation géométrique	55
III.1.3. Définition du chargement	57
III.1.4. Résultats obtenus.....	58
III.1.5. Discussion des résultats.....	62
III.2. Effet et optimisation des caractéristiques structurales D'aile d'avion.....	63
II.2.1. Présentation de FEM-BUILDER.....	64

<i>II.2.2. Charges internes de Nastran</i>	65
<i>III.2.2.1. Effet de l'effilement sur la rigidité</i>	69
<i>III.2.2.2. Effet de la flèche sur la rigidité</i>	70
<i>Conclusion</i>	78

Chapitre IV: Analyse des contraintes et des déformations dans les fixations et les joints nanostructurés

<i>Introduction</i>	80
<i>IV.1. Types De Fixations</i>	80
<i>IV.1.1 Rivets solides</i>	80
<i>IV.1.2. Attaches aveugles</i>	81
<i>IV.1.3. Collier embouti</i>	83
<i>IV.1.4. Attaches filetées</i>	84
<i>IV.2. Modes de défaillance statique des joints</i>	86
<i>IV.2.1 Résistance au cisaillement pour les fixations de tête saillantes</i>	86
<i>IV.2.2 Résistance portante des attaches de tête saillantes</i>	87
<i>IV.2.3 Effet de fraisage - Joint autorisé pour les fixations de fraisage</i>	88
<i>IV.2.4 Détection de la force</i>	89
<i>IV.2.5 Échec de la zone de tension nette</i>	90
<i>IV.3. Mode de distribution des charges</i>	91
<i>IV.5. Les assemblages nano-collés Pour une application Aéronautique</i>	93
<i>IV.5.1. L'influence des vides sur les joints</i>	94
<i>IV.5.2. Les résultats expérimentaux</i>	95
<i>IV.5.3. Description de la partie expérimentale (préparation de la nano-Epoxy) :</i>	97
<i>IV.5.3.1 Résultats expérimentaux</i>	99
<i>IV.5.3.2. Simulations numériques</i>	100
<i>IV.5.3.3. Discussion des résultats</i>	102
<i>Conclusion</i>	109

Conclusion générale

Liste des figures

Figure I. 1 Structure du fuselage d'avions enveloppée par différents matériaux.....	5
Figure I. 2 Treillis simple formé uniquement par de mailles triangulaires.....	7
Figure I. 3 Treillis composé par assemblage : (i) Treillis ouvert ; (ii) Treillis fermé.....	7
Figure I. 4 Treillis formé de barres qui se chevauchent sans être reliées physiquement.....	7
Figure I. 5 Treillis tridimensionnel spatiales.....	8
Figure I. 6 Exemples de structures continues utilisées en aéronautiques	9
Figure I. 7 Constitution d'un matériau composite.....	11
Figure I. 8: Différentes familles de matrice	12
Figure I. 9 Différentes familles du renfort.....	12
Figure I. 10 Matériaux Stratifié constitué de couches parfaitement liées	13
Figure I. 11 Désignations d'une âme nid d'abeilles.....	14
Figure I. 12 Type d'un matériau tissé avec deux directions de renfort	14
Figure I. 13 Matériaux composites avancés dans les avions.....	16
Figure I. 14 Schéma des structures du graphite, des nanotubes et du graphène	20
Figure I. 15 des propriétés du graphène et des nanotubes aux applications	21
Figure I. 16 image SEM de CNT sur graphène d'après la référence H. Bai, C; Li, et G. Shi, Adv. Mater.2011, 23, 1089-1115. [23]	22
Figure I. 17 (a et b : C. Ewels : groupe de physique mésoscopique, laboratoire P. Aigrain ;	23
Figure I. 18 Modélisation des structures mécaniques et aéronautiques par éléments finis.....	24
Figure II. 1 Modélisation d'un avion complet par la MEF	26
Figure II. 2 Géométrie d'un élément plaque.....	28
Figure II. 3 Élément triangulaire à trois nœuds	29
Figure II. 4 Élément tétraèdre (triangles sur chaque face).....	29
Figure II. 5 Un pli unidirectionnel.....	33
Figure II. 6 Traction parallèle aux fibres	33
Figure II. 7 Traction perpendiculaire aux fibres.....	34
Figure II. 8 Une base orientée d'un angle quelconque par rapport aux fibres	35
Figure II. 9 MEF du Fuselage– Section typique.....	39
Figure II. 10 Modélisation Cadre du Fuselage	40
Figure II. 11 Modélisation Poutre de plancher	40
Figure II. 12 Modélisation revêtement et lisses.....	41
Figure II. 13 Modélisation des lisses.....	42
Figure II. 14 : Modélisation des longeron.....	43

<i>Figure II. 15 : Chargement du fuselage.....</i>	<i>44</i>
<i>Figure II. 16 Élément Forcés.....</i>	<i>47</i>
<i>Figure II. 17 : Les charges en cisaillement</i>	<i>47</i>
<i>Figure II. 18 Charge d'extrémité.....</i>	<i>48</i>
<i>Figure II. 19 : Fuselage Déformé.....</i>	<i>48</i>
<i>Figure III. 1 : Schéma du fuselage.....</i>	<i>52</i>
<i>Figure III. 2 : Modèle géométrique du fuselage</i>	<i>53</i>
<i>Figure III. 3 : Contrainte de Von Mises – modèle avec hublots.....</i>	<i>53</i>
<i>Figure III. 4 : Modèle géométrique du fuselage</i>	<i>55</i>
<i>Figure III. 5 : Modèle par élément fini du fuselage.....</i>	<i>56</i>
<i>Figure III. 6 : Contraintes résultantes dues à la pression interne [40].....</i>	<i>57</i>
<i>Figure III. 7 : Création des MPC (multi point Constraints) et applications des charges.....</i>	<i>58</i>
<i>Figure III. 8 : Color plot - contrainte de Von Mises – modèle avec et sans hublots.....</i>	<i>58</i>
<i>Figure II. 9 : Contrainte circonférentielle-configuration et Contrainte longitudinal sans hublot....</i>	<i>59</i>
<i>Figure III. 10 : Distribution des contraintes internes.....</i>	<i>60</i>
<i>Figure III. 11 : Distribution des contraintes internes.....</i>	<i>60</i>
<i>Figure III. 12 : Distribution des contraintes.....</i>	<i>61</i>
<i>Figure III. 13 l'Effet du moment – avec ouvertures.....</i>	<i>61</i>
<i>Figure III. 14 : Effet de la torsion – avec et sans ouvertures</i>	<i>62</i>
<i>Figure III. 15 : Distribution des contraintes internes-baie 3</i>	<i>62</i>
<i>Figure III. 16 : Présentation FEM-BUILDER.....</i>	<i>64</i>
<i>Figure III .17 : plan de calcul.....</i>	<i>65</i>
<i>Figure III. 18 : Plate-forme aile Airbus A 320</i>	<i>65</i>
<i>Figure III. 19 : profile d aile.....</i>	<i>66</i>
<i>Figure III. 20 : L'etudes de l'effet de la flèche et l'effilement sur les charges internes.....</i>	<i>67</i>
<i>Figure III. 21 : L'effet de l'effilement sur les charges internes.....</i>	<i>67</i>
<i>Figure III. 22 : L'effet de l'effilement sur les charges internes.....</i>	<i>68</i>
<i>Figure III. 23 : L'effet de l'effilement sur les charges internes.....</i>	<i>68</i>
<i>Figure III. 24 : les charges d'extrimité moyenne.....</i>	<i>69</i>
<i>Figure III. 25 : L'effet de l'effilement sur la rigidité</i>	<i>70</i>
<i>Figure III. 26 : L'effet de la flèche sur la rigidité.....</i>	<i>70</i>
<i>Figure III. 27 : Variation de la masse</i>	<i>71</i>
<i>Figure III. 28 : l'effet de l effilement sur le poids.....</i>	<i>71</i>
<i>Figure III. 29. : Force moyenne revêtement supérieur.....</i>	<i>72</i>

<i>Figure II. 30 : Paramètres d'aile.....</i>	<i>73</i>
<i>Figure III. 31 : Modélisation de l aile</i>	<i>73</i>
<i>Figure III. 32 : l'influence de l'épaisseur de la peau et des poutres sur la structure</i>	<i>74</i>
<i>Figure III. 33 : La déflexion maximale de l'aile (82,8 cm).....</i>	<i>75</i>
<i>Figure III. 34 : L'influence des raidisseurs sur la structure</i>	<i>75</i>
<i>Figure III. 35 : L'influence des nervures sur la structure</i>	<i>76</i>
<i>Figure III. 36 : Aile modaliser avec Catia V5</i>	<i>77</i>
<i>Figure III. 37 : Peau de l'aile.....</i>	<i>77</i>
<i>Figure IV. 1 : Solide Rivets.....</i>	<i>81</i>
<i>Figure IV. 2 : Rivet aveugle.....</i>	<i>82</i>
<i>Figure IV. 3 : Boulon aveugle.....</i>	<i>82</i>
<i>Figure IV. 5 : Boulon de verrouillage.....</i>	<i>84</i>
<i>Figure IV.6 : Hi-Lite ou Hi-Lok avec tête protectrice</i>	<i>84</i>
<i>Figure IV.7 : Ecrou auto-aligneur, écrou à torsion et écrou KFN.....</i>	<i>85</i>
<i>Figure IV.8 : Taper-Lok.....</i>	<i>85</i>
<i>Figure IV.9 : Installation Hi-Lok avec écrou de torsion</i>	<i>85</i>
<i>Figure IV.10 : Plaques de noix.....</i>	<i>85</i>
<i>Figure IV.11 : Actions de cisaillement sur l'attache.....</i>	<i>86</i>
<i>Figure IV.12 : Action des paliers sur les matériaux.....</i>	<i>87</i>
<i>Figure IV.13 : Force d'arrachement.....</i>	<i>89</i>
<i>Figure IV. : 14: données géométrique.....</i>	<i>90</i>
<i>Figure IV. 15 : Force nette de la zone de tension.....</i>	<i>90</i>
<i>Figure IV. 16 : Idéalisations conjointe.....</i>	<i>92</i>
<i>Figure IV.17 : Exemples de configurations couramment utilisées (a) single lap joint ; (b) double joint ; (c et d) L-joint ; (e) T joint ; (f) incliné T-joint [66]</i>	<i>94</i>
<i>Figure IV. 18 : Simplifications des joints adhésives d'une pale d'éolienne [66].....</i>	<i>94</i>
<i>Figure IV. 19 : Nanotom à rayons X.....</i>	<i>95</i>
<i>Figure IV. 20 : Section d'image binaire de section jointe CZM</i>	<i>95</i>
<i>Figure IV. 21 : Image binaire de la section jointe.....</i>	<i>96</i>
<i>Figure IV. 22 : Comparaison expérimentale et numérique dans le cas des vides.....</i>	<i>96</i>
<i>Figure IV. 23 : Comparaison expérimentale et numérique dans le cas de l'absence des vides.....</i>	<i>96</i>
<i>Figure IV.24 : Images microscopiques de la surface nanocristalline du nano-adhésif (chaque image mesure 50 µm de diamètre).....</i>	<i>98</i>

<i>Figure IV. 25 : Photographie et schéma d'un échantillon</i>	98
<i>Figure IV. 26 : Photographie d'un spécimen à joint unique installé dans la machine d'essai INSTRON en vue d'un essai de traction</i>	99
<i>Figure IV.27 : déplacement / charge pour les échantillons Epoxy résine et nano-Epoxy résine</i>	99
<i>Figure IV. 28 : Structure de bloc du logiciel ANSYS WORKBENCH</i>	100
<i>Figure IV. 29 : Courbes force-déplacement pour les échantillons formés en utilisant un adhésif Epoxy résine et nano-epoxy résine</i>	101
<i>Figure IV.30 : Modèle d'éléments finis</i>	102
<i>Figure IV. 31 : Les états de contact pour (a) les échantillons de résine époxy (b) les échantillons de nano-epoxy résine</i>	103
<i>Figure IV.32 : Tension tangentielle au milieu de la zone cohésive modélisant le contact à diverses charges (en N) pour (a) les échantillons de résine époxy non chargée et (b) les échantillons de résine nano-époxy. La contrainte de cisaillement à l'interface dans les échantillons de résine époxy non chargée (c) et (d) les échantillons de résine nano-époxy</i>	107
<i>Figure IV.33 : Comparaison des données expérimentales et numériques pour les joints à simple recouvrement (a) Epoxy sans nano-résine et (b) avec epoxy nano-résine</i>	108

Liste des tableaux

<i>Tableau II. 1 Types de modèles d'éléments finis détaillés</i>	37
<i>Tableau II. 3 Types d'éléments utilisés pour FEM global</i>	39
<i>Tableau III. 1 : Données géométriques</i>	52
<i>Tableau III. 2 : Devis de masses</i>	78
<i>Tableau VI. 1: Valeurs moyennes et écarts-types des paramètres force-déformation principaux pour les échantillons testés</i>	100
<i>Tableau VI. 2 Paramètres du modèle de zone cohésive</i>	101
<i>Tableau VI. 3 Principaux résultats des simulations, et les erreurs par rapport aux résultats expérimentaux</i>	101
<i>Tableau VI. 4 ERR^t values</i>	103

Nomenclatures

<i>F_{tu}</i> :	<i>Contrainte à la rupture en tension.</i>
<i>F_{ty}</i> :	<i>Contrainte à la limite d'écoulement en tension.</i>
<i>F_{cy}</i> :	<i>Contrainte à la limite d'écoulement en compression.</i>
<i>C</i> :	<i>Flexibilité de l'attache</i>
<i>D</i> :	<i>Diamètre de l'attache</i>
<i>E_F</i> :	<i>Module d'attache de l'élasticité</i>
<i>P</i> :	<i>Densité de l'air (lbs / ft³) (kg/m³)</i>
<i>S</i> :	<i>Surface de référence de l'aile (ft²)(m²)</i>
<i>L</i> :	<i>Ascenseur de l'avion (lb) ou (N)</i>
<i>n</i> :	<i>Facteur de charge</i>
<i>CL</i> :	<i>Coefficient de portance de l'avion</i>
<i>CLA</i> :	<i>Pente ascenseur-courbe de courbe par radian</i>
<i>V</i> :	<i>Vitesse de l'avion (ft / s) ou (m/s)</i>
<i>UDE</i> :	<i>Poussée induite (psi / s) ou (N/s)</i>
<i>W</i> :	<i>Poids de l'avion (Kg)</i>
<i>K_g</i> :	<i>Facteur de réduction de la température</i>
<i>M</i> :	<i>Paramètre de masse non dimensionnel</i>
<i>g</i> :	<i>Accélération gravitationnelle (32.17 ft / s²) ou (32.17m/s²)</i>
<i>P_s</i> :	<i>Résistance ultime au cisaillement de l'élément de fixation</i>
<i>F_{su}</i> :	<i>Contrainte de cisaillement ultime de l'attache</i>
<i>A</i> :	<i>Zone de section transversale de l'attache</i>
<i>N</i> :	<i>Nombre de zones de cisaillement (n = 1 pour un seul cisaillement, n = 2 pour un double</i>
<i>f</i> :	<i>Contrainte appliquée en tension, en compression, en matage ou en cisaillement sous l'effet d'une charge statique.</i>
<i>F</i> :	<i>Contrainte admissible en tension, en compression, en matage ou en cisaillement sous l'effet d'une charge statique.</i>
<i>σ, S</i> :	<i>Contrainte appliquée ou admissible sous l'effet d'une charge en fatigue (cyclique).</i>
<i>G</i> :	<i>Module de Rigidité.</i>
<i>ν</i> :	<i>Coefficient de Poisson.</i>
<i>ε</i> :	<i>Déformation.</i>
<i>lbs</i> :	<i>Pounds ou livres, unité de mesure des forces.</i>

Kips: kilo pounds ou kilo livre, unité de mesure des forces.

Psi : Pound per square inch, lb/po2, unité de mesure des contraintes.

ksi : kilo pound per square inch, unité de mesure des contraintes.

E : Module d'élasticité ou d'Young en tension. Ce module est la pente de la courbe contrainte-déformation dans sa partie linéaire en tension.

Ec : Module d'élasticité ou d'Young en compression.

Es : Module sécant. Ce module est la pente d'une droite qui passe par l'origine et par une contrainte donnée de la courbe contrainte-déformation.

Et : Module tangent. Ce module est la pente de la courbe contrainte-déformation pour une contrainte donnée.

C : Flexibilités

D : Diamètre de fixation dans

F : Charge

K : Raideur

L : Espacement de fixation dans

R : Fixation charge

t : épaisseur (in) ou (m)

δ : Déformation

Introduction générale

Introduction générale

Les phases de développement ont une nomenclature et une définition différentes chez chaque avion mais elles se ressembleront beaucoup. Pour l'analyse de système, existe une série de variables interdépendantes, pour définir la structure, il faut connaître les charges appliquées; Pour calculer les charges appliquées, il faut connaître la distribution de la masse; Pour calculer la distribution de la masse, il faut connaître la définition de la structure. Puisque la tâche principale de l'analyse de structure est de s'assurer de l'intégrité, la connaissance des propriétés des matériaux est essentielle. La majorité des matériaux utilisés en aéronautique est encore métallique, malgré l'avènement des matériaux composites au milieu des années soixante-dix. La facilité de fabrication et de réparation des matériaux métalliques ainsi que leur faible coût en font un choix populaire face aux composites. Les matériaux et leurs procédés de mise en œuvre sont depuis toujours l'un des facteurs clés dans le développement des aéronefs et l'équipement aéronautiques. Ils ont largement contribué aux progrès considérables survenus dans le domaine de la fiabilité et des performances de ces structures, aussi bien en termes de résistance que de masse et durabilité. Cette marche en avant n'est aujourd'hui pas terminée, même si la voie paraît maintenant plus étroite, surtout quand on intègre le volet économique aux considérations purement techniques.

L'analyste en structure doit s'assurer de la sécurité de chacun des avions produits mais tout en s'assurant de la viabilité commerciale de ceux-ci. Le but ultime de l'analyste en structure est de créer la structure la plus légère possible pouvant supporter la charge utile la plus élevée. L'outil d'éléments finis reste le moyen le plus fiable et qui offre une précision appréciable. Il doit être utilisé dans la phase de conceptuel pour estimer un poids avec plus de précision. La génération des modèles d'élément finis reste une tâche qui prend un temps considérable dans l'étude.

En aéronautique la fixation des différents éléments des structures joue un rôle très important. Elle se réalise souvent par rivetage, boulonnages, ou soudage. En conséquence les charges de fixations aux joints et à ses alentours nécessitent une analyse approfondies et même une prédiction de propagation des fissures. Les assemblages des joints par adhésives sont de plus en plus utilisés dans les véhicules (véhicules routiers et avions, par exemple) car un assemblage collé est léger, offre de bonnes performances mécaniques et la répartition est relativement uniforme dans toute la zone collée que les assemblages classique. La liaison adhésive a été utilisée dans la structure primaire de l'avion pendant un certain temps, et est toujours utilisée comme une alternative au rivetage. Les adhésifs sont principalement utilisés pour coller les longerons sur les revêtements des fuselages et des ailes, ainsi que sur les revêtements des élevateurs, des ailerons, et des spoilers. Les grandes structures dans lesquelles les composites sont collés par les adhésives aux métaux par

exemple le fuselage de l'avion de passagers Boeing 787. L'utilisation des adhésive au lieu des méthodes d'assemblage traditionnelles (rivetages et boulonnages) évite de tels problèmes parce que la répartition des contraintes est meilleure dans les joints collée par l'adhésives que dans les fixations traditionnelles. Les joints avec nano-adhésives ont été développés pour être utilisés dans l'industrie aérospatiale et sont importants dans de nombreux composants techniques. De nombreuses études sur les joints pour les applications aérospatiales ont été réalisées pour améliorer les compréhensions des propriétés mécaniques. Des tentatives ont été faites pour utiliser la nanotechnologie pour augmenter la rigidité des joints, et pour améliorer les performances mécaniques. Les joints nanostructures ont un rôle clé dans les industries aéronautique et aérospatiale. Les potentiels des joints.

À ce propos, le manuscrit est constitué de quatre grands chapitres, précédés d'une introduction générale en plus d'une conclusion générale.

Dans le premier chapitre consiste les différentes structures matériaux internes utilisé en aéronautiques et leurs états de l'art et leurs enjeux industriels. Les nouveaux matériaux (les nanotechnologies) sont présentés pour des applications Aérospatiale. Vue l'importance et l'innovation de ces nouveaux matériaux (nanotechnologie), notre travail se concentré sur l'analyse des contraintes et des déformations dans les adhésive injecté par des nanoparticule (nano).

Le deuxième chapitre est consacré une analyse théorique et une modélisation par la méthode des éléments finis utilisées en aéronautique. Les différentes théories des éléments finis tels que l'élément barre, poutre, plaque, triangle et tétraèdre ainsi que les éléments en matériaux composites ont été présenté. Aussi la matrice de rigidité de chaque type d'éléments à été déterminé en fonction des degrés de libertés aux nœuds respectives de chaque élément.

Le chapitre trois prend en compte une application directe au calcul des contraintes dans les parties principales d'un avion (fuselage et ailes) sous l'effet des excitations externes utilisant la méthode des éléments finis.

Le quatrième chapitre est consacré une analyse des contraintes et des déformations appliqué dans les fixations et les joints nanostructurés. Des éprouvettes ont réalisé par deux type, un avec adhésive injecté par les nanoparticules et l'autre avec adhésive standard le composite renforcé de fibres de carbone (avec 2% Graphène en poids). Des simulations numériques par la méthode des éléments finis et caractérisation expérimentale ont été effectuées. Une bonne corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux a été obtenue. Il a été démontré que la nano-graphite améliore les performances mécaniques. La recherche démontre les propriétés mécaniques supérieures de l'adhésif avec l'ajout de nanoparticules dans l'adhésive grâce à la caractérisation expérimentale de son comportement en termes de résistance. Cette partie expérimentale a été

réalisée durant un stage de perfectionnement au Laboratoire d'Aérospatiale à l'Université de Salanto Lecce (Italie).

Une discussion générale des résultats pour différents matériaux et structures sera étudiée puis une conclusion générale de tout le travail considéré ainsi que ses perspectives seront établies.

***Chapitre I : Les structures et les matériaux utilisés
en aéronautique : Etat de l'art et enjeux industriels***

Introduction

Le développement de la mécanique dans le domaine de l'aéronautique est assez récent (une cinquantaine d'années environ), encore plus en ce qui concerne les structures et les nouveaux matériaux utilisés dans plusieurs domaines industriels mécaniques en général et aéronautiques en particuliers. Les motivations à l'origine de ce développement viennent des soucis de concevoir le comportement de ces structures et ces matériaux dans leur état de déformation élastique, aéro élastique et leur limite élasto plastique afin de prévoir leur fissuration et leur destruction afin d'éviter leur ruine totale et optimiser leur durée de vie. Ce qui permettra de déterminer leur résistance et leur performance vis-à-vis de leur sécurité et leur coût d'exploitation.

I.1. Etat de l'art des structures et des matériaux utilisés en aéronautique

Les structures et les structures utilisés en aéronautique sont souvent constituées de systèmes discrètes complexes composées de sous-ensembles (moins complexes) assemblées en treillis, poutres, plaques ou coques de grandes dimensions et enveloppées par des matériaux légers en aluminium ou bien en différents matériaux composites (Fig. I.1).



Figure I. 1 : Structure du fuselage d'avions enveloppée par différents matériaux

Dans le domaine de l'assemblage de ces différents matériaux, les composites à fibres de verre et d'aluminium à matrice polymère sont les plus rencontrés et dont deux familles sont en grande concurrence : les thermoplastiques et les thermodurcissables. Les thermoplastiques ont une matrice dure à température ambiante, qui peut être ramollie plusieurs fois par chauffage. Tandis que les thermodurcissables sont polymérisés de façon irréversible [2]. Les enjeux associés à l'une ou l'autre famille sont à caractère :

- Technique : Les thermodurcissables sont irremplaçables sur les pièces structurales mais ne peuvent être assemblés que par collage alors que les thermoplastiques se prêtent au soudage.

- Economique : Les thermoplastiques sont plus rapides à mettre en œuvre et a priori suivant des procédés plus facilement automatisables
- Et même écologiques : Les thermoplastiques sont potentiellement recyclables.

C'est en fonction de ces critères que le concepteur et le producteur ont à faire un choix. Par ailleurs, les procédés de fabrication sont justement au cœur des préoccupations des industriels qui ont à maîtriser la robustesse tout en augmentant les cadences de fabrication d'où la recherche d'automatisation. L'accroissement de l'utilisation de composites fait apparaître de nouveaux challenges aujourd'hui avec l'Eco-conception : développement de résines « vertes », utilisation de fibres naturelles végétales (chanvre, lin ...), mise au point de procédés respectueux de l'environnement et recyclage des composites [3].

La recherche scientifique actuelle dans les domaines des structures et des matériaux utilisés en aéronautique s'est donnée un objectif qui est de surveiller l'état de l'art des matériaux et les procédés de mise en œuvre dans les composants aéronautiques et aussi d'anticiper leurs perspectives d'évolution à court et moyen terme [4]. En effet, depuis la forte impulsion donnée par l'industrie des avions Boeing et Airbus, la part des composites dans les cellules s'est largement devenue accrue au détriment des alliages d'aluminium, voire des aciers et des alliages de titane, quoique les alliages d'aluminium demeurent ainsi incontournables dans certaines structures d'aéronautique.

I.2. Les structures discrètes utilisées en aéronautique

Les structures discrètes ont une grande importance dans les domaines de l'application de la mécanique, l'aéronautique, l'aérospatiale et le génie civil. Les structures discrètes sont composées d'un assemblage de solides en éléments élastiquement déformables, lié à un bâti constituant le solide de référence, lui-même rapporté à un repère orthonormé $\{x \ y \ z\}$. Aussi leurs liaisons intérieures et extérieures sont supposées bilatérales et conservatives et possèdent une rigidité élastique linéaire ainsi que les forces extérieures constituant le chargement dérivent d'une énergie potentielle scalaire indépendant du temps [5]. La configuration de ces structures est déterminée par des paramètres indépendants « q_i » ; où i varie de 1 à n degré de liberté ou coordonnées généralisées et qui est stable sous l'effet du chargement considéré (configuration d'équilibre).

En aéronautique, les structures discrètes en treillis sont les plus utilisés vus leur légèreté et leur diminution en masses et en poids pour d'éventuelle augmentation de vitesse de la structure en cas de mouvement. Leurs éléments constitutifs sont des éléments barres ou des éléments poutres avec

des sections minces assemblés entre eux par des articulations aux nœuds où sont appliquées les charges extérieures de la structure.

En fait, ces structures sont composées des petites barres connectées entre elles par des rivets ou des petites soudures où les moments de flexion et de torsion ne sont pas considérés. Ces connections sont appelées « pivots » ou « fixateur ». Certes, ces fixateurs et ces pivots peuvent provoquer un moment de flexion ou de torsion au niveau de l'articulation ou au niveau du pivot et peuvent ainsi provoquer des contraintes additionnelles dans l'élément. Cependant, ces contraintes ont un effet secondaire et sont négligeable devant les contraintes axiales. Par contre les éléments poutres minces sont plus importants et plus résistants. Ils comportent des moments et des forces de flexion en chaque nœud [6].

En général, il existe plusieurs types de structures en treillis bi et tri dimensionnel qui se résument essentiellement en : treillis simple, treillis composé, treillis formé de barres qui se chevauchent et treillis tridimensionnels (Figures 1.2, I.3, I.4)

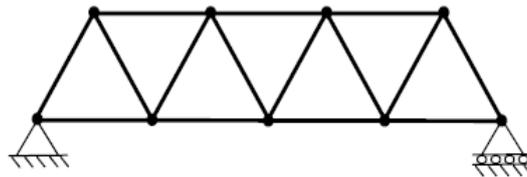


Figure I. 2 : Treillis simple formé uniquement par de mailles triangulaires

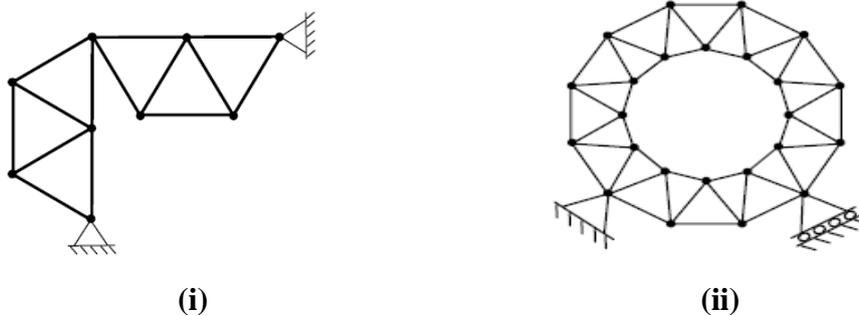


Figure I. 3 : Treillis composé par assemblage : (i) Treillis ouvert ; (ii) Treillis fermé

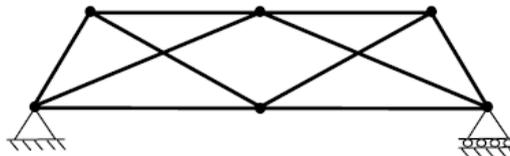


Figure I. 4 : Treillis formé de barres qui se chevauchent sans être reliées physiquement

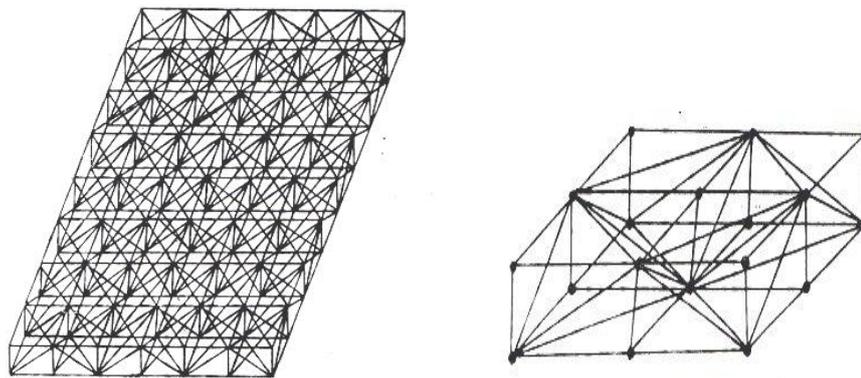


Figure I. 5 : Treillis tridimensionnel spatiales

Il est à noter que si le nombre de réactions d'appui ne dépasse pas trois, le type de treillis est le plus souvent isostatique. Il existe toutefois des exceptions comme le montre la fig. I.2-b où il s'agit d'un treillis simple qui se referme sur lui-même et dont le degré de l'hyperstaticité interne est égal à 3 ; tandis que le treillis ayant des barres qui se chevauchent sans être reliées physiquement (fig.1.4), le treillis est hyperstatique d'un degré. Le treillis représenté en fig.1.2.c'est par contre isostatique ; toutefois il est qualifié de complexe car il ne peut être analysé ni par la méthode de Cremona ni par la méthode des sections et seule la méthode matricielle lui est applicable. Par contre le treillis 3D, les éléments barres sont interconnectés à leurs extrémités par des joints à faible moment de flexion et rotation.

I.3. Les structures continues utilisées en aéronautique

Les structures continues sont souvent les matériaux qui enveloppent les structures discrètes en aéronautique. Elles sont souvent constituées d'un assemblage de fibres de verre, de polymère, de carbone ou d'aluminium. Elles sont des structures habituellement composées de forme plaques, coques, triangles, tétraèdres, cubes, etc. L'élément conique ou bien sphérique raidie par des raidisseurs longitudinaux ou bien circonférentiels. Ce type d'assemblage permet la mise au point de structures plus stables à forts moments quadratiques. L'étude dynamique de telles structures nécessite la connaissance des théories de coques axisymétriques et de poutres. Afin de pouvoir étudier la structure globale, on peut s'attacher à étudier séparément les sous-structures simples qui sont d'une part les coques et d'autre part les poutres. Ces dernières vont constituer les raidisseurs, que ce soit dans le sens circonférentiel ou le sens longitudinal. On aura alors à faire respectivement à des poutres circulaires ou des poutres droites.

Les structures de coques minces avec raidisseurs sont très largement employées dans le domaine aéronautique afin de garantir la tenue mécanique notamment vis-à-vis du flambement. Ainsi, ces structures sont utilisées, tant au niveau du fuselage des avions que de celui des lanceurs. Dans le secteur spatial, les applications dans la conception des satellites sont fréquentes. Les structures coques peuvent constituer aussi bien le corps des satellites que les panneaux solaires ou les tuyères des moteurs (Fig. I.6).

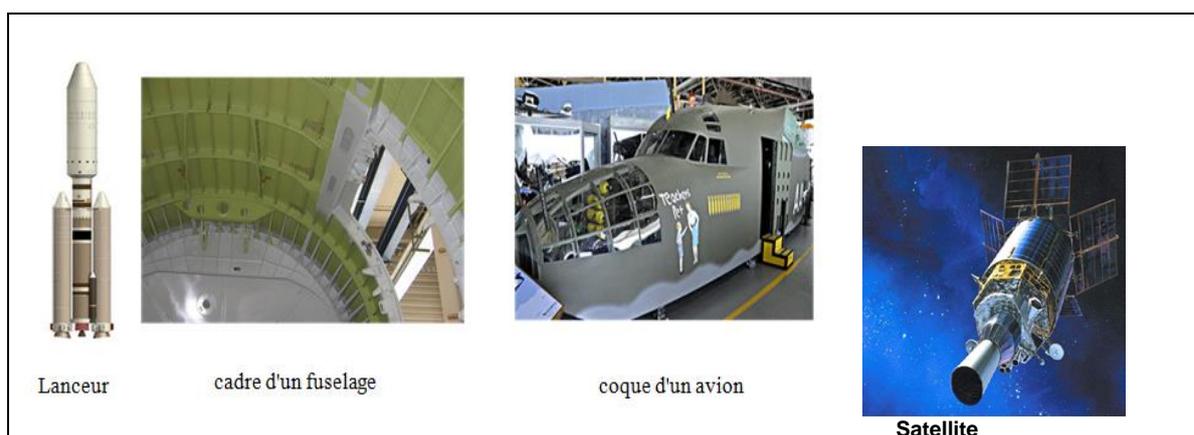


Figure I. 6 : Exemples de structures continues utilisées en aéronautiques

I.4. Les matériaux utilisés en aéronautique

Autres que les matériaux conventionnels (acier et aluminium) avec leurs propriétés mécaniques connues, ils existent plusieurs types d'alliages et de matériaux composites avec différentes caractéristiques mécaniques utilisés dans la construction dans la structure aéronautique.

I.4.1. L'aluminium et ses alliages d'aluminium

En fait, les alliages d'aluminium présentent de nouvelles nuances plus performantes que celle de l'aluminium. Et comme il a été convenu on doit choisir entre un composite therm durcissable ou thermoplastique. Mais la question qui se pose est le choix entre le composite et l'alliage d'aluminium. Pour cela et vu la partie croissante prise par composites dans les fuselages ce qui permet, en premier lieu, un gain de masse significatif. Les concepteurs ont développé de nouvelles nuances d'alliages d'aluminium à densité abaissée par ajout de lithium, en intégrant les leçons du passé et les inconvénients des alliages au lithium de 1^{ère} génération des années 80 qui ont été très préjudiciables à leur développement (voir comparaison des alliages d'aluminium au lithium) [7]. Ces nouvelles options de matériaux nécessitent de repositionner le choix entre le composite et l'alliage d'aluminium. Selon le type d'application, trois schémas sont possibles :

- Remplacement d'une pièce en alliage d'aluminium «classique» à même géométrie: solution court terme simple mais gain en masse modéré simplement dû à la plus faible densité (4%),
- Redimensionnement du composant pour intégrer le meilleur compromis des propriétés intrinsèques des alliages et leur densité à solution moyen terme plus coûteuse mais gain en masse plus conséquent (10%). Solution potentiellement intéressante pour un nouvel avion dérivé d'un modèle en service,
- Préconception complète du composant pour intégrer en plus les capacités améliorées des alliages en termes de fabricabilité (assemblage, possibilité de formes plus complexes): solution long terme encore plus coûteuse, nécessitant des validations industrielles mais gain de masse important (20%) à mettre en balance avec le choix d'une solution composite qui une solution pertinente pour un nouveau modèle d'avion.

Les alliages d'aluminium dans les structures en composites ou de leur choix ont des propriétés intrinsèques favorables tels que la conductivité électrique, la tolérance au dommage, l'aptitude à plastification, l'assemblage par soudage en particulier en friction malaxage et le bon comportement mécanique durant leur service ; ce qui est par contre défavorable pour le coût, la réparabilité, le recyclage et la capacité de production industrielle. En regard, les composites à matrice polymère offrent toujours une densité plus basse, une meilleure tenue à la corrosion et à la fatigue, des sources majeures de coûts de maintenance élevés dans les cellules, même si les nuances des alliages apportent une amélioration significative sur ce point [8]. Le niveau de robustesse industrielle sera certainement un élément déterminant dans le choix : des progrès restent à accomplir pour les composites mais les nouveaux alliages d'aluminium à très haute résistance seront probablement plus sensibles aux aléas de fabrication et vont donc aussi nécessiter de bien définir les spécifications et gammes de procédés.

I.4.2. Les aciers

Les aciers ont une grande place à l'innovation industrielle spécialement dans le domaine de l'aéronautique. Ils ont une image réductrice associée à leur utilisation diversifiée dans des produits de large distribution et ne nécessitant pas des performances de très haut niveau tels que : la construction métallique, l'automobile, le chemin de fer, etc. Pour les applications aéronautiques, les aciers ont fait l'objet d'améliorations et d'optimisations remarquables au cours de la dernière décennie et se positionnent parmi les matériaux qu'on désigne par le label « High Tech » au même titre que certains alliages d'aluminium, de titane ou de nickel sans même parler des composites. Les progrès dans ces matériaux ont surtout été possibles grâce à une connaissance encore approfondie

jusqu'à un niveau extrêmement fin de la métallurgie des alliages ferreux, à la modélisation physico-chimique associée et aux moyens de mise en œuvre industrielle toujours plus précis permettant de contrôler leur composition chimique, microstructures et par là même propriétés d'emploi. Quelques exemples illustrent les capacités de ces aciers réellement innovants : Le Rail de volet de Boeing 747-8 en inox MLX17, Train d'atterrissage avec axes en inox MLX17. Projet de faire les tiges coulissantes en inox MLX19 [9]. Dans les transmissions de puissance des hélicoptères, les ensembles mécaniques des équipementiers, les rotules, engrenages et roulements, une gamme très large de nouvelles nuances et de nouveaux traitements de surface ouvre un potentiel de gains de masse et de réduction des coûts de maintenance considérable, dont l'exploitation est loin d'être terminée.

I.4.3. Matériaux composites

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Leur association est complémentaire et permet d'aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément. 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 (Fig. I.4) [10].



Figure I. 7 : Constitution d'un matériau composite

I.4.3.1. La matrice

La matrice est, avec les renforts, l'un des deux principaux constituants des matériaux composites. C'est le terme désignant la résine polymérisée dont le rôle est de maintenir les renforts en place et de leur assurer la cohésion et la protection. Elle permet également la transmission des efforts mécaniques vers les renforts. La matrice est généralement homogène et isotrope ; on

distingue les matrices céramiques, les matrices métalliques, les matrices minérales et les matrices organiques. Ils existent plusieurs familles de matrices (fig.I.8).

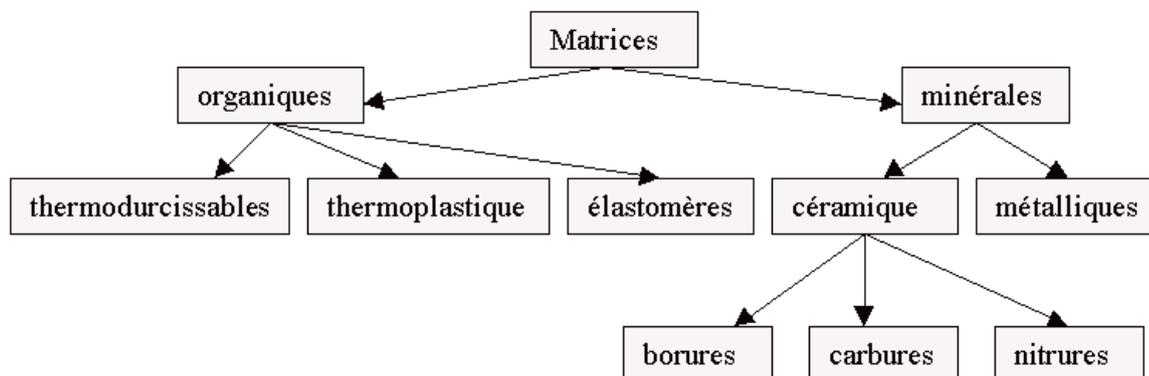


Figure I. 8: Différentes familles de matrice

I.4.3.2 Le renfort

Le renfort est généralement composé de matériau plus dur que la résine. Son rôle principal est d'assurer au matériau une grande résistance surtout à la traction et qui se présente généralement sous forme de fibres tels que :

- Fibres longues unidirectionnelles (carbone, verre),
- Fibres longues tissées,
- Fibres courtes réparties aléatoirement sans directions privilégiées.

Ils existent plusieurs familles de renforts (fig. 1.9) :

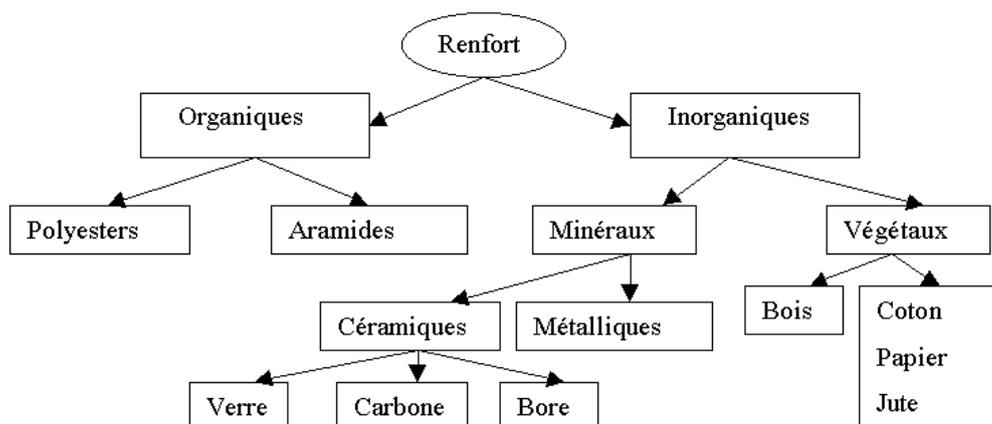


Figure I. 9 : Différentes familles du renfort

En générale on rencontre plusieurs types de matériaux composites en fonction de la forme de leurs renforts :

- Composites à fibres : constitués de fibres continues ou discontinues (fibres coupées ou courtes). Leur orientation permet de moduler les propriétés mécaniques du matériau et d'obtenir des matériaux isotropes ou anisotropes.
- Composites à particules : les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux.
- Matériaux stratifiés : constituées de couches successives de renforts imprégnés de résines. Ces couches sont également nommées plis.
- Matériaux sandwichs: composée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites.
- Matériaux tissés uni ou multidirectionnels

Selon leur taux d'utilisation, les composites sont classés en deux grandes classes: les composites à grande diffusion et les composites à haute performance [11]. Les composites à grande diffusion occupent une portion de 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort est de 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters avec des fibres de verre (Fig. I.10). Dans ce cas le renfort et la matrice sont à des coûts voisins. Par contre, les composites à haute performance sont principalement utilisés dans l'aéronautique et sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux composites à grande diffusion.

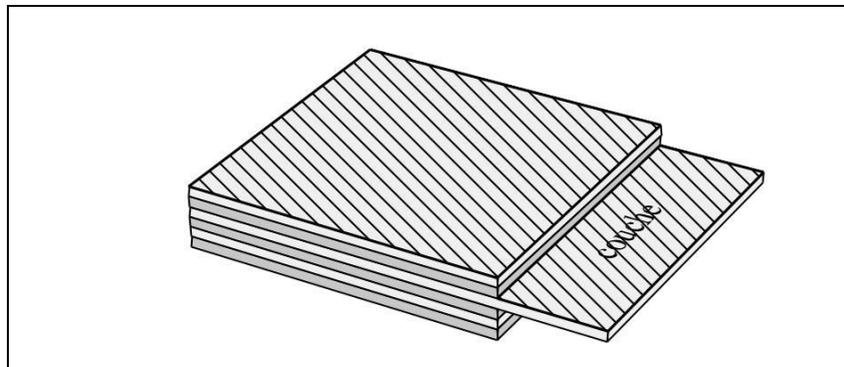


Figure I. 10 : Matériaux Stratifié constitué de couches parfaitement liées

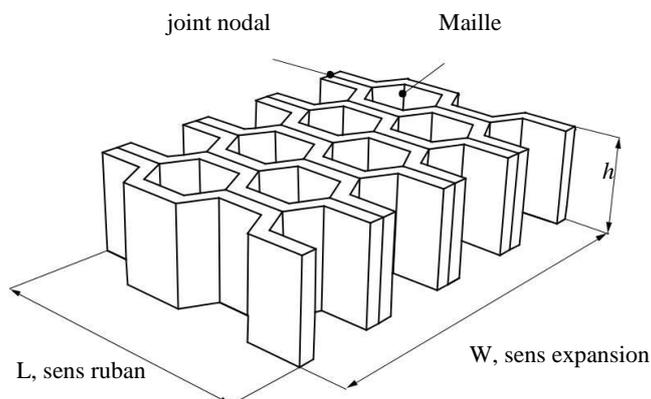


Figure I. 11 : Désignations d'une âme nid d'abeilles

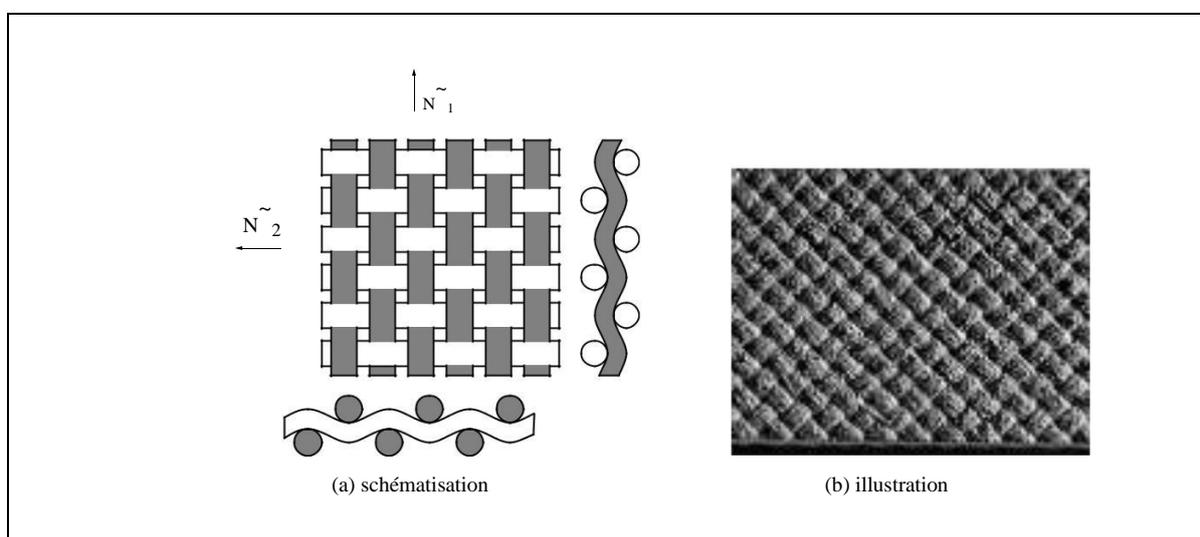


Figure I. 12 : Type d'un matériau tissé avec deux directions de renfort

I.4.3.3 Caractéristiques et avantages des matériaux composites

Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites [12]. Ces propriétés résultent :

- Des propriétés, de la nature et de la quantité des matériaux constitutifs.
- Des constituants, de la géométrie et de la distribution du renfort
- De leurs interactions, de la nature de l'interface matrice-renfort, etc.

Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- Le gain de masse,
- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée),
- L'absence de corrosion,

- L'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture)
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur,
- L'insensibilité à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles, Pétroles, etc.),
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne,
- Très forte anisotropie.

I.5 Applications et enjeux industriels de matériaux utilisés en aéronautique

I.5.1. Introduction

En générale ces nouveaux matériaux composites ont une grande application dans les domaines de l'ingénierie technologique en générale et en aéronautique en particuliers vu leurs performances et leurs caractéristiques mécaniques, surtout les matériaux composites à fibres de résine dans les domaines des structures aéronautiques. En outre, l'intérêt de ces matériaux réside dans leur anisotropie aisément contrôlable par le concepteur qui peut ainsi ajuster la rigidité et la résistance en fonction des sollicitations extérieures. Ainsi l'immense avantage des matériaux composites est de pouvoir être optimisé pour chaque application où des renforts peuvent être placés exactement quand il est nécessaire. Cette optimisation résulte en une grande performance de ces matériaux, qui sont souvent de loin les plus légers pour une résistance mécanique spécifiée. Cependant leurs prix de revient restent très chers à fabriquer, d'où leurs domaines d'application [13]:

- Electricité et électronique,
- Bâtiment et travaux publics,
- Transports routiers, ferroviaires, maritimes, aériens et spatiaux (notamment militaire),
- Santé (instrumentation médicale),
- Sports et loisirs (skis, raquette de tennis, planche à voile, surf, club de golf, aviron,...)

I.5.2. Applications dans les domaines des avions

Les matériaux composites sont surtout utilisés pour des applications où une haute performance est recherchée et où le prix n'est pas le facteur primordial. En effet, les avions (civils ou militaires) créé il y a plus d'un siècle, ont bien changé depuis ; et il ne compte pas s'arrêter en si bon chemin ... Demain, le ciel appartiendra à celui qui sera le plus technologique, le plus impressionnant. Alors l'avion du futur, ne sera pas qu'écologique, il devra être aussi plus sûr, plus rapide et plus économe.

- ✓ **Fuselage:** enveloppe d'un avion qui reçoit généralement la charge transportée, ainsi que l'équipage. Le fuselage d'un avion supporte la voilure (aile) et l'empennage
- ✓ **Matériaux composites :** assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles ayant cependant une forte capacité d'adhésion
- ✓ **Fibre de carbone:** La fibre de carbone est un matériau constitué de fibres très fines, elles-mêmes composées d'atomes de carbone. Cette fibre est particulièrement résistante pour sa taille, présente une faible densité, une grande flexibilité ainsi qu'une bonne conductibilité électrique et thermique

Depuis sa création l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des deux Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Mais aujourd'hui, dans une aire où l'écologie fait rage, le développement durable devient un enjeu capital. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants des avions.

Au départ, l'introduction des composites dans l'aviation commerciale s'est faite sur de petites surfaces comme les trappes d'accès ou de visite, le plancher cabine... Petit à petit, la masse de composites dans l'avion a augmenté, pour être utilisés entre autre au niveau des trappes de train, au niveau de la jonction avec la voilure ou des nacelles de moteurs. Puis sont venus les ensembles structuraux de type caisson dans lesquels sont intégrés les réservoirs, les empennages, plus récemment les poutres maîtresses supportant les planchers cabines et dernièrement donc le fuselage.

La façon la plus simple de réduire la consommation de carburant d'un appareil est d'en diminuer son poids, puisqu'à distance égale, un avion moins lourd va requérir moins de carburant. A cet effet, de nombreuses solutions sont possibles pour réduire le poids de l'avion :

- ✓ jouer sur sa forme
- ✓ alléger les équipements et les aménagements internes.
- ✓ Diminuer le poids structural par l'utilisation de matériaux composites

Ces matériaux utilisés dans certaines parties de l'avion génèrent d'importants gains de poids par rapport aux alliages métalliques. Les composites sont presque 20% plus légers que l'acier et 6 fois plus solides. Les matériaux composites possèdent des propriétés que les éléments seuls ne possèdent pas. Ce mécanisme permet d'améliorer la qualité de la matière, et présente de nombreux avantages. En effet, ils sont insensibles à la corrosion, mais également, plus résistants.

Ils sont de plus en plus nombreux dans le domaine de l'aviation, présents dans la masse structurale de l'avion par ex.:50% de matériaux composites dans l'A380. En effet, grâce à leurs propriétés très avantageuses, ils sont un enjeu pour les avions de demain [15].

Actuellement, l'utilisation de composites à matrice organique résulte du souci constant d'économie de carburant, donc d'énergie fossile. Néanmoins, la légèreté ne peut être obtenue aux dépens des autres propriétés. Sur le plan mécanique, le rapport entre les propriétés et la masse spécifique permet de comparer les matériaux entre eux, et cette comparaison est favorable aux composites. La résistance aux chocs (oiseaux) et les propriétés électriques (foudre) sont d'autres propriétés à optimiser pour les matériaux de structure, en particulier pour les composites polymère-carbone [16].

Ces dernières années, les composites sont d'ailleurs devenus le matériau dominant des nouveaux avions commerciaux. Les composites représentent par exemple 50 % de la masse du Boeing 787 Dreamliner et 80% de son volume. Cela diminue son poids de 20 % par rapport à une structure en aluminium [17]. C'est le premier avion à avoir une enveloppe composite, à base de fibre de carbone plastifiée pour le fuselage et les ailes. Cet avion est donc plus léger et moins gourmand en kérosène, de l'ordre de 20 %. Plus récemment, l'A350, la société Airbus utilise 52 % de matériaux composites. Cet avion est donc plus léger, avec un poids réduit de 10 à 15 tonnes.

En effet, ces matériaux composites présentent des avantages qui se résument comme en :

- Légèreté de ces matériaux, ce qui se traduit par un gain énorme au niveau du poids de la structure de l'avion qui est nettement réduit. L'avion consomme donc moins de carburant.
- Insensibilité à la réaction des produits chimiques tels que les huiles, les liquides hydrauliques...
- Assurance de la facilité de reproduction durant un temps réduit, contrairement aux matériaux métalliques dont les prix augmentent vertigineusement en fonction du temps.
- Création de ces types de matériaux de toutes les formes et toutes les épaisseurs en fonction de la demande. En conséquence, ils offrent de grandes possibilités actuellement
- Ils se déforment moins en fonction de la température et de la pression ce qui est un des gros enjeux des matériaux utilisés en aviation commerciale. Ils sont peu sensibles à l'humidité, la chaleur, la corrosion...

Par contre et au titre des inconvénients ils présentent :

- Une sensibilité beaucoup plus importante aux impacts, c'est-à-dire une petite faille peut engendrer de grosses déformations.

- Une mise en œuvre des réparations beaucoup plus complexe
- Ainsi qu'un prix de revient important : plus cher que les matériaux métalliques traditionnels.

I.6. Nanotechnologies dans les matériaux pour l'aéronautique :

I.6.1. Introduction

Pour le futur, les nano composites et les matériaux hybrides multifonctionnels ouvrent de nouvelles perspectives. Depuis les débuts de l'aviation, c'est à dire du vol d'engins « plus lourds que l'air », tous les constructeurs ont cherché à réduire le poids de leurs engins au minimum. Celui qui est reconnu comme un des pères de l'aviation (et qui inventa, d'ailleurs, le mot « avion ») Clément Ader (1841-1925) construisit en 1890 son premier aéroplane (baptisé « Eole ») équipé d'un moteur à vapeur, d'une hélice en bambou, et d'ailes mobiles en toile, sans dépasser un poids total de 295kg. Déjà à ses débuts, l'aviation faisait donc usage de composites (naturels). Actuellement, c'est la structure même de l'avion qui est concernée. Dans le BOEING 787 DREAMLINER, le fuselage lui-même est réalisé en grande partie en composites (Fig.I.1) Les constructeurs européens ne sont pas en reste, l'AIRBUS A350, concurrent du BOEING 787 a lui-même son fuselage réalisé en composites [18].

I.6.2. Définition des matériaux nanostructures

Diverses sortes de matériaux nanostructures présentent des réponses optiques très singulières, qui dépendent toutefois drastiquement (au-delà d'une simple loi d'échelle) de changements de dimensions nanométriques : les sphères métalliques, les opales, les microcavités, par exemple. La microscopie en champ proche trouve ici sa place, offrant une connaissance locale des propriétés optiques. Les techniques de photo manipulation d'objets micro- et nanométriques, comme les « pinces optiques », très en vogue en biologie, ou l'orientation tout optique mettant en jeu des interactions non linéaires, relèvent dans une large mesure du domaine de la bio photonique.

Les nanotechnologies s'efforcent de réaliser une rupture technologique dans de multiples industries en apportant les moyens de gagner un à plusieurs ordres de grandeur par rapport à l'état de l'art et concourir par la réduction de dimension d'un matériau ou de l'un de ses constituants ou d'un composant d'un dispositif au 'plus rapide, plus fort, plus léger, plus flexible, plus intelligent, moins énergivore, moins coûteux en fabrication et en fonctionnement...'. Le domaine aéronautique est naturellement concerné par cette révolution en marche que l'on considère les dispositifs fonctionnels embarqués ou les matériaux fonctionnels et structuraux [19].

Pour ne citer qu'un exemple, les avions comportent une part croissante de matériaux composites dont l'une des faiblesses est le manque de conductivité. Contrairement aux parties métalliques, les structures composites ne peuvent évacuer facilement les très hauts courants engendrés par les arcs de foudre fragilisant ainsi les appareils vis à vis de certaines conditions de vol. Un des remèdes à l'étude est de charger les matériaux en très faibles quantités de nanostructures légères et très conductrices telles que les nanotubes ou le graphène, que nous introduirons plus tard. Cet exemple illustre bien le besoin croissant de matériaux intelligents qui intègrent des éléments composites ayant des fonctionnalités propres. La réduction en dimension de ces éléments permet de gagner sur le couplage attendu entre les différentes fonctions comme par exemple un transfert de charge ou la conversion d'une énergie en une autre comme dans les transducteurs ou résonateurs. Lorsque les dimensions en jeu deviennent nanométriques, de nouvelles propriétés peuvent apparaître qui décuplent l'intérêt des nanomatériaux.

Dans un autre cas, le besoin est également croissant de pouvoir intégrer des systèmes de détection, de mesure, de stockage et de conversion d'énergie les plus miniaturisés, de façon à non seulement gagner sur le poids et la taille ou le volume qui ont toujours été des ennemis en aéronautique, mais aussi et peut être avant tout pour gagner en efficacité.

I.6.3. Les nanotubes et le graphène :

L'entretien permettra, après une introduction au nano monde, un recensement de différents types de nanostructures, de matériaux nanostructures et de dispositifs à base de ces matériaux dont les développements intéressent différents secteurs de l'aéronautique depuis les matériaux composites, les revêtements thermiques et électromagnétiques jusqu'aux détecteurs photoniques, chimiques, électriques et les résonateurs ainsi que les outils de diagnostics (fig.14).

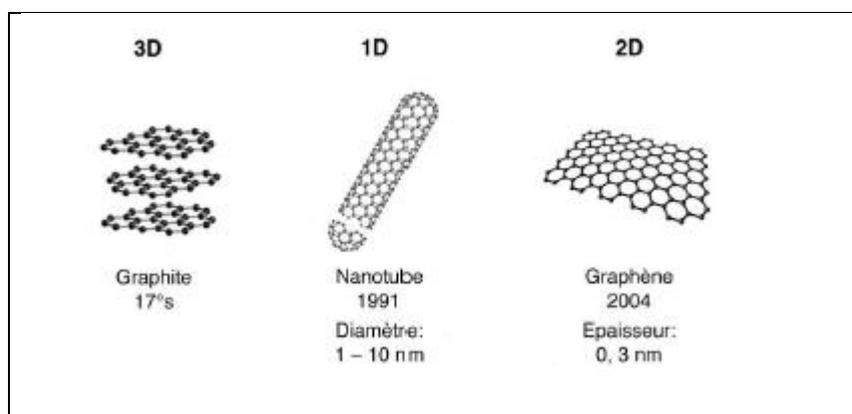


Figure I. 14 : Schéma des structures du graphite, des nanotubes et du graphène

Le graphène, est un plan atomique de cette structure. Ce plan a pu être isolé pour la première fois en 2004 par des chercheurs de l'Université de Manchester, A. Geim et K. Novoselov, par une technique rudimentaire d'exfoliation mécanique d'un fragment de graphite, tel que celui produit en frottant une pointe de crayon sur un papier, par un ruban de scotch. Cette découverte, qui a été couronnée par le prix Nobel de physique en 2010, marque une rupture capitale en physique car il était généralement admis jusque-là qu'un plan atomique ne pouvait être thermodynamiquement stable. Le graphène est donc le premier cristal bidimensionnel [21]. Mais la rupture provient aussi des propriétés physiques, tout à fait singulières, qui ont été mises en évidence et qui sont une conséquence directe de la nature des liaisons chimiques entre atomes de carbone. Le graphite est ce qu'on appelle un semi-conducteur à gap nul ou un semi métal, ce qui signifie que les bandes de valence et de conduction sont tous juste jointifs en un point appelé point de Dirac. Dans le graphène, cette configuration produit une situation exceptionnelle. En effet, contrairement à ce qui se passe habituellement dans les matériaux, l'énergie des électrons de valence et de conduction au voisinage du niveau de Fermi est reliée linéairement à leur impulsion au lieu de l'être quadratiquement. De ce fait, ces électrons se déplacent avec une vitesse constante sans masse effective et présentent une mobilité exceptionnelle à température ambiante [22]. La conductivité électrique varie linéairement en fonction de la densité de porteurs de charge et de façon étonnante ne s'annule jamais mais reste de l'ordre du quantum de conductance ($4 e^2 / \pi h$) en l'absence de porteurs. Lorsque la feuille de graphène est soumise à un champ perpendiculaire et qu'on fait passer un courant dans la feuille, on mesure une tension qui, en fonction du champ magnétique, est une succession de plateaux, qui correspondent à des niveaux d'énergie quantifiés, selon une suite de demi-entiers. La quantification est habituellement observée dans des films ultra-minces à très basse température. Dans le graphène, elle a été mesurée à température ambiante (Fig.15 et 16).



Figure I. 15 : Des propriétés du graphène et des nanotubes aux applications

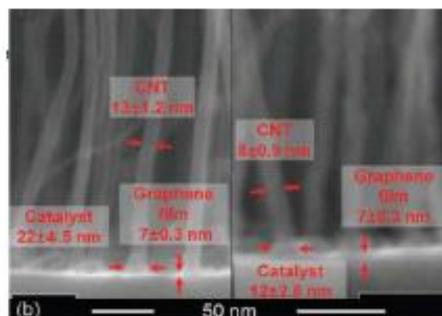


Figure I. 16 : image SEM de CNT sur graphène d'après la référence H. Bai, C; Li, et G. Shi, Adv. Mater.2011, 23, 1089-1115. [23]

Le renforcement à l'aide de graphène peut aussi servir à améliorer la stabilité thermique de la matrice polymère. En effet, la décomposition des composites à graphène est plus lente que pour les composites simples, ce qui est attribué à la mobilité réduite des chaînes de polymères au voisinage des feuillets de graphène. Ceci suggère l'emploi de ces composites dans les zones des réservoirs, ou l'utilisation de générateurs d'azote existe déjà pour abaisser les seuils d'inflammation du carburant. La mise au point de composites dédiées pour limiter sans surpoids l'étincelage sur les rivets des réservoirs de carburant représente aussi un enjeu important.

I.6.3. Le graphène

Le principe de la technique de mise au point proposé par Geim et Novoselov, appelée exfoliation, se fait paradoxalement d'une grande simplicité et qui consiste à faire glisser un crayon sur une feuille pour y déposer du graphite. Cela est possible parce que les feuilles de graphène qui composent un cristal de graphite sont faiblement liées les unes aux autres. Un banal ruban de Scotch est utilisé pour arracher des feuilles de graphène d'un cristal de graphite très pur et obtenir ainsi un cristal très fin. L'opération est répétée plusieurs fois jusqu' à obtenir sur le Scotch un empilement contenant au plus quelques feuilles de graphène.

I.6.3.1. Visualisation du graphène

On a une structure cristalline quand les boules schématisent les atomes de carbone, les bâtonnets les liaisons covalentes qui les lient. La distance entre deux atomes est de 0,14 nanomètre. En b, observation de pétales de graphène au microscope optique. Les différentes teintes de gris sont associées au nombre de couches de graphène. En c, image de graphène épitaxie sur du carbure de silicium (SiC), obtenue par microscopie à effet tunnel. La structure hexagonale observée à petite

échelle correspond au réseau cristallin du graphène. Elle donne l'échelle de la figure, le côté d'un de ces hexagones mesurant 0,14 nanomètre. La structure hexagonale observée à grande échelle résulte de la contribution de l'interface entre le graphène et le SiC.

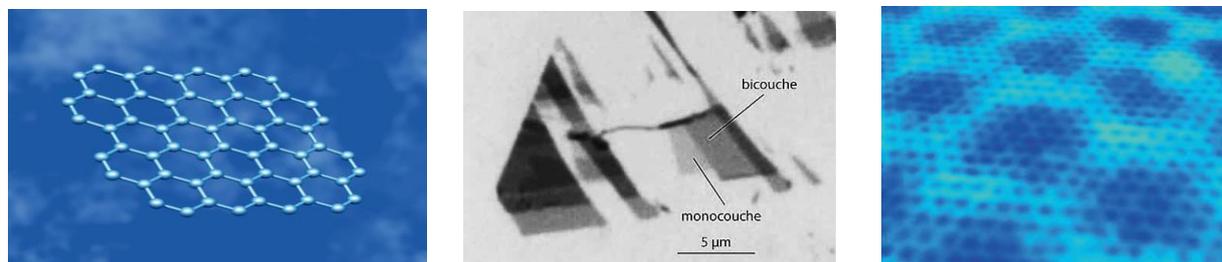


Figure I. 17 : (a et b : C. Ewels : groupe de physique mésoscopique, laboratoire P. Aigrain ; c : P. Mallet, Jean-Yves Veullen, Institut Néel, C.N.R.S., Grenoble).

I.6.3.2. Transistor à base de graphène

La conduction électrique entre le drain et la source peut être contrôlée en appliquant une tension sur la grille, qui modifie la densité de porteurs mobiles du graphène. (David Darson, laboratoire Pierre Aigrain). En b, réalisation expérimentale : image par microscopie à balayage d'un transistor à base de graphène. Le pétale de graphène, d'une largeur 0,9 micromètre, invisible sur l'image, est matérialisé par le trait pointillé rouge. Les deux motifs en forme de L sont des marques d'alignement permettant de repérer la position du graphène dans l'échantillon. (Groupe de physique mésoscopique, laboratoire Pierre Aigrain)

1.7. Analyse et modélisation

Vue la complexité et la non uniformité de ces structures discrètes et matériaux composites, leur étude, analyse et conception est basée sur des méthodes numériques et des modélisations utilisant les méthodes des éléments finis, différences finis et volumes finis en se basant sur les équations différentielles ou les énergies de déformations dans les structures.

L'analyse de ces structures et ces matériaux est donc utilisée en se basant sur la théorie de l'élasticité linéaire et la détermination des contraintes limites élastiques en tenant compte de l'effet des sollicitations statiques externes et de différentes conditions aux limites. Et afin d'envelopper toutes les formes complexes résultantes de ces structures, la modélisation numérique par la méthode des Eléments Finis (MEF) est utilisée. Cette dernière est utilisée tout en considéreront plusieurs types d'éléments tels que : barre, poutre, plaque, coque, triangle ou tétraèdre ; afin de modéliser toutes les structures à géométrie simple ou complexe dans deux ou trois dimensions et ce, afin de

décrire cette structures explicitement et de faire apparaître les parties intégrantes des frontières par des maillages convenables (fig. I.18).

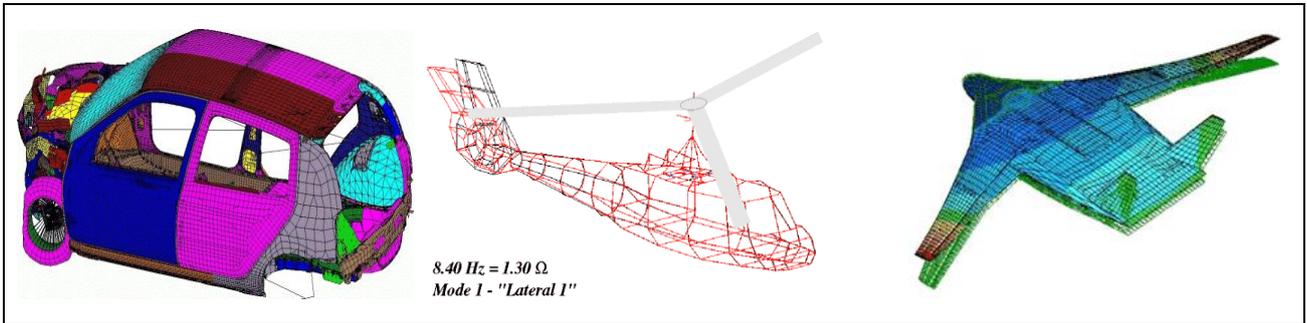


Figure I. 18 : Modélisation des structures mécaniques et aéronautiques par éléments finis

Conclusion :

Les matériaux mis en œuvre dans l'industrie Aéronautique sont en constante amélioration en termes de performances (résistance mécanique, capacité en température, faible densité), maîtrise des procédés et réduction des coûts. De nouveaux outils pour la conception de matériaux innovants sont maintenant de plus en plus disponibles ce qui laisse entrevoir des progrès encore significatifs pour atteindre des spécifications objectives qu'on n'aurait pas même imaginées il y a vingt ans : les matériaux n'ont pas fini de nous étonner.

***Chapitre II : Analyse et modélisation des structures
Aéronautiques par la MEF***

II.1. La modélisation des structures par MEF

La modélisation des structures par la méthode des éléments finis (MEF) est utilisée de façon intensive dans l'industrie aéronautique. Dans le but de la réalisation d'un projet d'un avion nouveau, la création d'un modèle complet de celle-ci est une des tâches primordiales. Ce modèle aidera à prendre des décisions critiques sur les choix de design de cet avion et les différentes formes de ses composants. Ainsi le modèle par la méthode des éléments finis est utilisé tout en tenant compte de ses conditions aux limites à l'état statique, dynamique et en fatigue ainsi que ses conditions de vol critique et de fatigue. Des résultats seront donc obtenus et utilisés afin de produire les analyses requises pour l'obtention de la « certification » d'un « nouveau » avion (Fig. II.1).

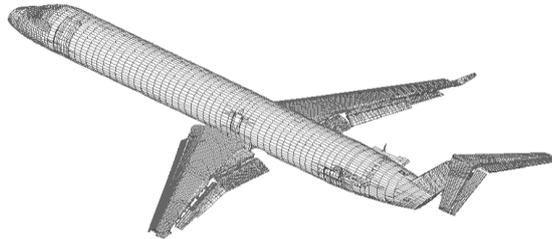


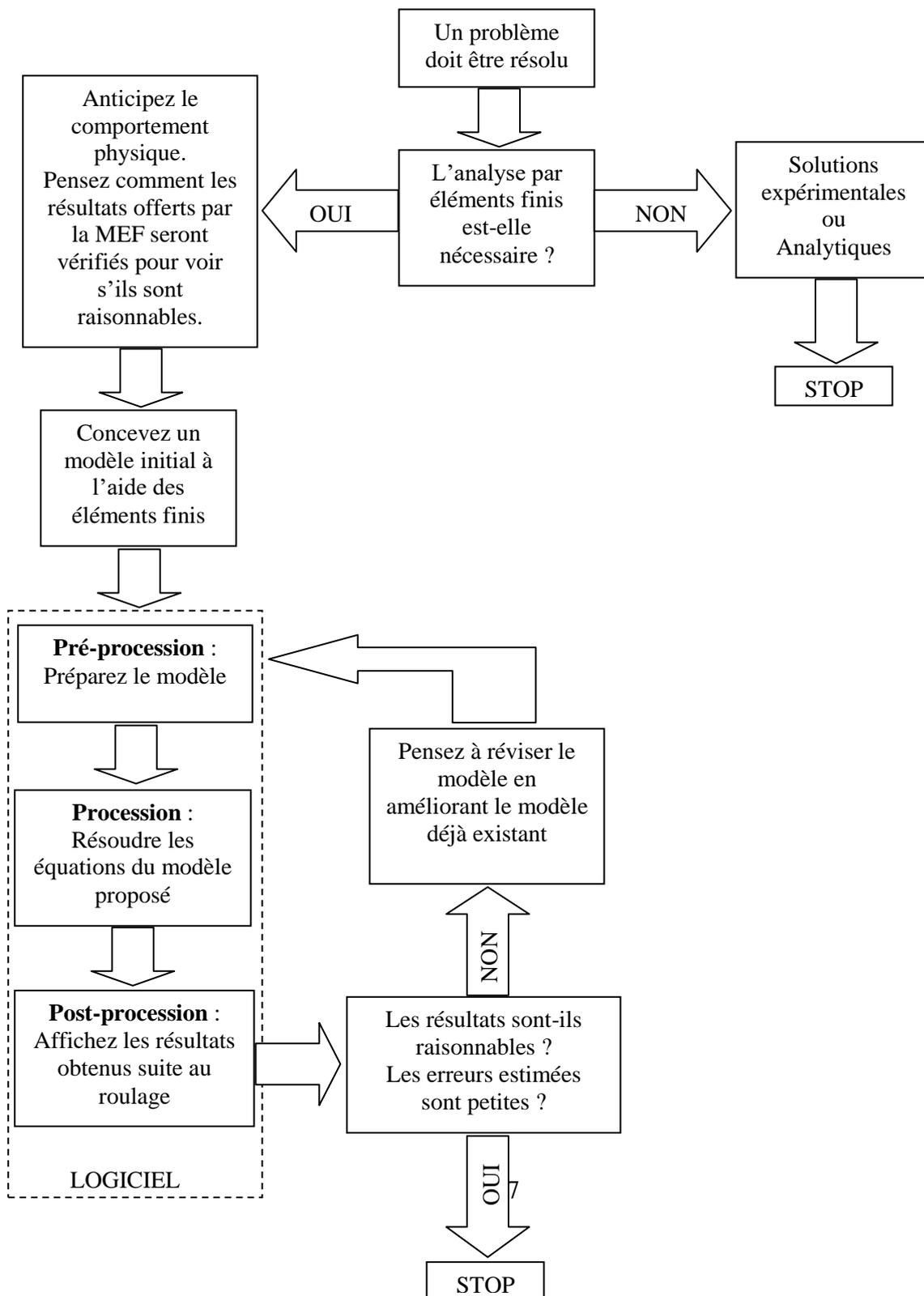
Figure II. 1 : Modélisation d'un avion complet par la MEF

Cependant, il est à noter que dans la plupart des cas un modèle d'éléments finis n'est qu'un outil pour aider à compléter le travail d'analyse et ne peut le remplacer. La MEF permet donc le calcul des charges internes ainsi que les différents niveaux de contrainte dans la structure de l'avion, ainsi que la détermination des différents modes de vibration et de rupture afin de déterminer la capacité de chaque structure requise pour le calcul des marges de sécurité. De différents modèles d'éléments finis sont ainsi générés pour justifier certains designs de détail et spécialement pour analyser les pièces complexes de l'avion. Ainsi, plusieurs solveurs (programmes) d'éléments finis « NASTRAN » sont considérés comme un standard dans l'industrie aérospatiale et sont utilisés dans toutes les compagnies aéronautiques de grande envergure.

Par exemple « MSC/NASTRAN » est un programme d'éléments finis pour l'utilisation générale qui résout un grand éventail de problèmes liés à l'ingénierie en statique, dynamique, comportements non-linéaires, analyse thermique ou optimisation ; comparativement aux programmes plus spécialisés, qui se concentrent sur des types de problèmes très spécifiques. MSC/NASTRAN est codé en FORTRAN et contient plus d'un million de lignes de code (voir organigramme de calcul).

Le processus de modélisation par MEF nécessite donc que l'action physique du problème à être résolu doive être bien comprise afin de choisir des types d'éléments finis appropriés, convenables, qui puissent représenter de façon adéquate l'action physique réelle sur l'élément [24]. Pour faire une analyse par MEF prenez soin lorsque vous faites la modélisation. Mieux vaut prévenir que guérir. Le processus de modélisation nécessite que l'action physique du problème à être résolu doive être bien comprise afin de choisir des types d'éléments finis appropriés, convenables, qui puissent représenter de façon adéquate l'action physique réelle [25].

Organigramme et principales étapes de calcul et d'analyse par la MEF



Il est souhaitable de ne pas utiliser des éléments « déformés » ou des éléments grossiers pour représenter des variations considérables d'une certaine quantité de champ. A l'autre extrême un sur-raffinage pourrait conduire à une perte de temps pour l'analyste ainsi qu'à un surchargement de la mémoire de l'ordinateur.

II.2. Types d'éléments

Un élément est défini par un ensemble des nœuds, des fonctions et de base liée aux nœuds et des degrés de liberté. L'ensemble de ces éléments se prêtent à la génération automatique de maillages d'un système.

II.2.1. Élément plaque rectangulaire

En général les éléments plaques sont des éléments rectangulaires plans, ayant des épaisseurs minces. Pour déterminer les contraintes dans la plaque, on se base sur la méthode des déplacements et des déformations planes et continues de la structure, les conditions aux limites et des charges appliquées (simples ou complexes). L'élément en deux dimensions peut être considéré sous forme rectangulaire ou triangulaire en fonction de la forme totale de la structure.

L'élément fini rectangulaire est défini par quatre nœuds et huit degrés de liberté (figure II.2) et chaque nœud dispose de trois translations en mécanique des milieux continus volumique et de deux translations pour les problèmes plans et les problèmes axisymétriques. Les éléments définis dans toutes ces théories sont construits de façon similaire, et nous présentons les plus employés. De longueur a et de largeur b et d'épaisseur t . Chaque point nodal a deux degrés de liberté: les déplacements u et v suivant les directions x et y respectivement.

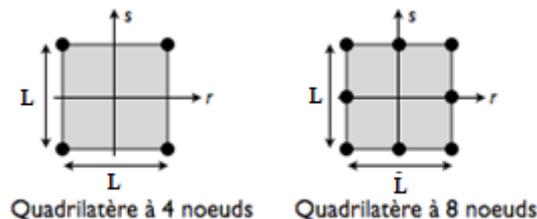


Figure II. 2 : Géométrie d'un élément plaque

II.2.2. Élément plaque triangulaire

C'est un élément triangulaire à trois nœuds (en 2D) et six degrés de liberté. Sa géométrie de référence est identique à celles des éléments du premier ordre, à ceci près qu'ils possèdent également des nœuds aux milieux de leurs arêtes; leurs fonctions de base sont quant à elles

quadratiques en coordonnées locales. Il possède trois nœuds et six degrés de liberté (i, j, k) et d'épaisseur t. Chaque point nodal a deux degrés de liberté (fig. II.3).

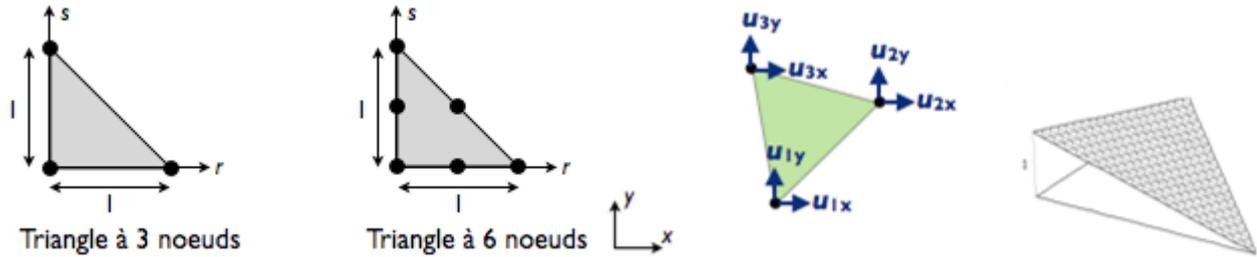


Figure II. 3 : Elément triangulaire à trois nœuds

II.2.3. Elément tétraèdre tridimensionnel

L'élément tétraèdre (tridimensionnel - 3D) possède des faces triangulaires planes dans chaque plan. L'élément triangulaire est considéré pour modéliser les corps continus plans tandis que l'élément tétraèdre est considéré pour modéliser les corps triangulaire clans trois dimensions. L'élément du 1^{ier} ordre possède quatre nœuds et douze degrés de libertés (Fig. II.4). Tandis qu'à celui du 2^{ème} ordre, il possède dix nœuds et quarante degrés de liberté.

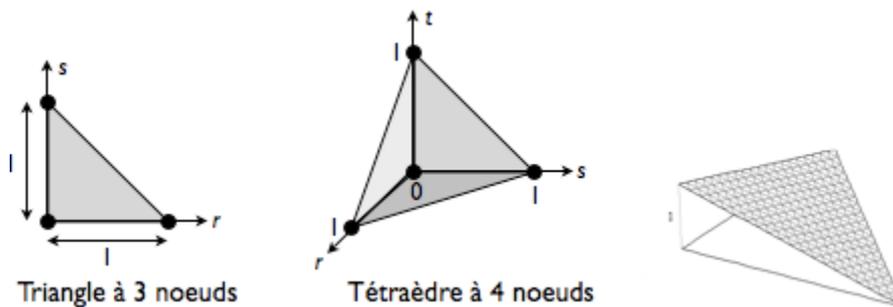


Figure II. 4 : Elément tétraèdre (triangles sur chaque face)

II.3. Les Fonctions de Déplacements pour les différents éléments

II.3.1 Les Fonctions de Déplacements pour l'élément plaque rectangulaire

Pour décrire et représenter la déformation de l'élément rectangulaire à n'importe quel point défini par les coordonnées (x,y) sur la plaque, une fonction polynomiale est choisie pour représenter la fonction de déplacement (u et v) et qui se traduit comme suit :

$$u(x,y) = C_1 + C_2 x + C_3 y + C_4 xy$$

$$v(x,y) = C_5 + C_6 x + C_7 y + C_8 xy$$

Où : $C_1, C_2, C_3, \dots, C_8$ sont des constantes inconnues à déterminer en fonction des conditions aux limites de la plaque aux différents nœuds (1, 2, 3 et 4) :

On trouve :

$$u(x,y) = f_1(x,y) u_1 + f_2(x,y) u_2 + f_3(x,y) u_3 + f_4(x,y) u_4$$

$$v(x,y) = f_1(x,y) v_1 + f_2(x,y) v_2 + f_3(x,y) v_3 + f_4(x,y) v_4$$

Avec $f_i(x,y)$ sont les fonctions de forme ($i = 1-4$) et les U_i et V_i sont les degrés de liberté. Les fonctions de formes sont données par :

$$f_1(x,y) = (1 - \frac{x}{a})(1 - \frac{y}{b}),$$

$$f_2(x,y) = \frac{x}{a}(1 - \frac{y}{b}),$$

$$f_3(x,y) = \frac{xy}{ab},$$

$$f_4(x,y) = (1 - \frac{x}{a})\frac{y}{b}.$$

Sachant que les déformations sont données par :

$$\mathcal{E}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (2.1)$$

Elles peuvent être exprimé en fonction des degrés de libertés $\{q\}$ et symboliquement elles sont exprimées par :

$$\{\epsilon\} = [A] \{q\} \quad (2.2)$$

Où : $[A]$ est la matrice de complaisance et $\{q\}$ le tenseur des degrés de liberté.

Aussi pour un état plan de déformation, la relation contrainte - déformation est donnée par :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.3)$$

Pour un matériau isotrope cette équation devient :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\text{Symboliquement : } \{\sigma\} = [C]\{\epsilon\} \quad (2.5)$$

$$\text{Ou bien : } \{\sigma\} = [C]\{\epsilon\} = [C][A]\{q\} \quad (2.6)$$

L'énergie de déformation de l'élément plaque serait donnée par :

$$U = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \int_0^t \{\epsilon\}^t \{\sigma\} dx dy dz \quad (2.7)$$

Et appliquant le théorème de Kastigliano qui stipule que :

$$F_i = \frac{\partial U}{\partial q_i} \quad (2.8)$$

La matrice de rigidité $[K]$ de l'élément serait obtenue comme :

$$\{F\} = [K]\{q\} \quad (2.9)$$

C'est-à-dire :

$$\begin{Bmatrix} F_{x1} \\ F_{y1} \\ F_{x2} \\ F_{y2} \\ F_{x3} \\ F_{y3} \\ F_{x4} \\ F_{y4} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 & C_4 & C_5 & -\frac{C_1}{2} & -C_2 & C_7 & -C_5 \\ C_2 & C_3 & -C_5 & C_6 & -C_2 & -\frac{C_3}{2} & C_5 & C_8 \\ C_4 & -C_5 & C_1 & -C_2 & C_7 & C_5 & -\frac{C_1}{2} & C_2 \\ C_5 & C_6 & -C_2 & C_3 & -C_5 & C_8 & C_2 & -\frac{C_3}{2} \\ -\frac{C_1}{2} & -C_2 & C_7 & -C_5 & C_1 & C_2 & C_4 & C_5 \\ -C_2 & -\frac{C_3}{2} & C_5 & C_8 & C_2 & C_3 & -C_5 & C_6 \\ C_7 & C_5 & -\frac{C_1}{2} & C_2 & C_4 & -C_5 & C_1 & -C_2 \\ -C_5 & C_8 & C_2 & -\frac{C_3}{2} & C_5 & C_6 & -C_2 & C_3 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ u_2 \\ v_2 \\ u_3 \\ v_3 \\ u_4 \\ v_4 \end{Bmatrix} \quad (2.10)$$

Où :

$$C_1 = \left(\frac{b}{3a} + \frac{1-\nu}{6} \frac{a}{b} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}, C_2 = \left(\frac{\nu}{4} + \frac{1-\nu}{8} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}, C_3 = \left(\frac{a}{3b} + \frac{1-\nu}{6} \frac{b}{a} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}$$

$$C_4 = \left(-\frac{b}{3a} + \frac{1-\nu}{6} \frac{a}{b} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}, C_5 = \left(\frac{\nu}{4} - \frac{1-\nu}{8} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}, C_6 = \left(\frac{a}{6b} + \frac{1-\nu}{6} \frac{b}{a} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}$$

$$C_7 = \left(\frac{b}{6a} + \frac{1-\nu}{6} \frac{a}{b} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}, C_8 = \left(-\frac{a}{3b} + \frac{1-\nu}{6} \frac{b}{a} \right) \frac{Et}{1-\nu^2}$$

II.3.2. Les Fonctions de Déplacements pour l'élément plaque triangulaire et tétraèdre tridimensionnel

II.3.2.1. Fonctions de déplacements pour l'élément plaque triangulaire

L'élément fini triangulaire considéré possède trois nœuds et six degrés de liberté (i, j, k) et d'épaisseur t. Chaque point nodal a deux degrés de liberté. Les fonctions de déplacement à n'importe quelle position (x, y) sont données par :

$$u(x,y) = a + c_1x + c_2y \quad \text{et} \quad v(x,y) = b + c_3x + c_4y$$

En appliquant les conditions aux limites en chaque nœud (i, j, k), on peut trouver les constantes c_i comme suit :

$$\begin{pmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{pmatrix} = \frac{1}{a_j b_k - a_k b_j} \begin{bmatrix} b_j - b_k & 0 & b_k & 0 & -b_j & 0 \\ a_k - a_j & 0 & -a_k & 0 & a_j & 0 \\ 0 & b_j - b_i & 0 & b_k & 0 & -b_j \\ 0 & a_k - a_j & 0 & -a_k & 0 & a_j \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v_i \\ u \\ v_j \\ u_k \\ v_k \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

De la même façon, les déformations seront exprimées en fonction des degrés de liberté comme :

$$\{\epsilon\} = [A]\{q\} \quad (2.12)$$

Et la relation contrainte-déformation pour un élément spécifiques est donnée par :

$$\{\sigma\} = [C]\{\epsilon\} = [C][A]\{q\} \quad (2.13)$$

Et de la même façon utilisant le théorème de Kastigliano, on aura la matrice de rigidité comme suit :

$$[K] = \int \int t [A]^T [C] [A] dx dy \quad (2.14)$$

Avec : t est l'épaisseur de la plaque.

Ou : $[K] \rightarrow K_{lm}$ matrice de rigidité globale de tout le système.

Et supposons que pour un élément (g) dans le système (i, j, k) :

$$\begin{pmatrix} F_i^g \\ F_j^g \\ F_k^g \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} k_{ii}^g & k_{ij}^g & k_{ik}^g \\ k_{ji}^g & k_{jj}^g & k_{jk}^g \\ k_{ki}^g & k_{kj}^g & k_{kk}^g \end{bmatrix} \begin{pmatrix} g_i \\ g_j \\ g_k \end{pmatrix} \quad (2.15)$$

II.3.2.2. Fonctions de déplacements pour l'élément tétraèdre tridimensionnel

Similairement au cas de l'élément triangulaire, les fonctions de déplacement ont une forme linéaire seulement elles sont considérées dans trois dimensions (u, v, et w) :

$$u_1 = c_1 x + c_2 y + c_3 z + c_4$$

$$v_1 = c_5 x + c_6 y + c_7 z + c_8$$

$$w_1 = c_9 x + c_{10} y + c_{11} z + c_{12}$$

En appliquant les conditions aux limites aux différents nœuds, la relation contrainte déformation et le théorème de Kastigliano, on peut trouver les fonctions de déplacements et la matrice de rigidité de l'élément tétraèdre [6].

II.4. Analyse des structures en matériaux composites par la méthode des éléments finis

Dans le domaine des matériaux composites, la plupart des éléments finis spécialisés permettent une analyse globale des structures, les éléments finis ayant l'épaisseur égale à celle du matériau composite pris en compte. Les éléments de ce type ne permettent pas l'identification de la nature des endommagements dans l'intérieur du composite. Il est donc impossible d'étudier les détériorations de la structure et l'application des critères de rupture pour le matériau composite. Ces logiciels ne peuvent pas calculer les contraintes inter laminaires qui produisent la déamination du matériau. Avec ces éléments on peut obtenir seulement des informations sur l'état de contrainte et de déformation dans chaque pli (couche) qui fait partie du composite en ensemble.

Ils existent plusieurs composites ont un comportement mécanique anisotrope. Cette expédient met en évidence ce phénomène d'anisotropie et en expose les conséquences pratiques, puis présente quelques modèles anisotropes dans le cadre de l'élasticité linéaire.

Les plis est caractérisé par sont forma unidirectionnels, constitués de fibres longues et continues et ils sont parallèles entre elles, prises dans une matrice. Les fibres sont orientées dans une seule direction donc l'anisotropie est très prononcée.

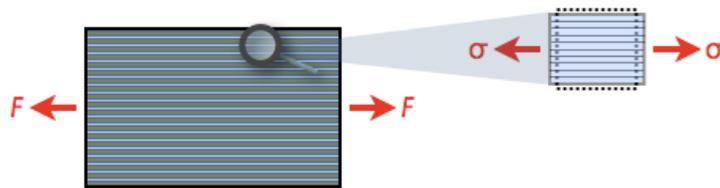


Figure II. 5 : Un pli unidirectionnel

Par l'imagination de tracter sur le pli dans le sens des fibres. Les actions exercées sur l'élément de volume peuvent alors être modélisées par une contrainte normale σ_L (L pour longitudinal). La déformation obtenue et le chargement montrent dans la figure.

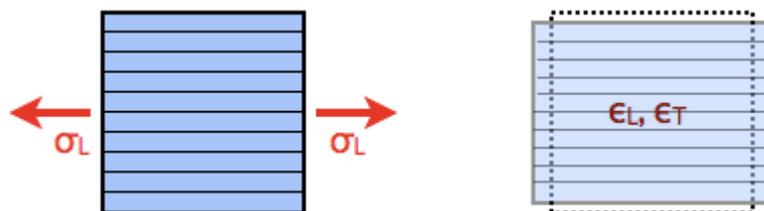


Figure II. 6 : Traction parallèle aux fibres

Supposons maintenant que l'on tracter perpendiculairement aux fibres comme montre dans la figure suivante :

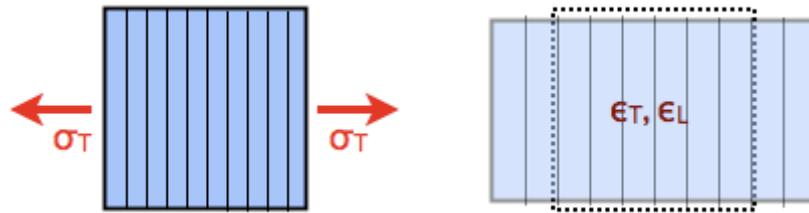


Figure II. 7 : Traction perpendiculaire aux fibres

Aussi, on observe que l'allongement est parallèle avec la sollicitation, et un léger rétrécissement perpendiculairement à celle-ci, tous deux proportionnels à la contrainte. Pour une sollicitation de même intensité que précédemment, on constate que l'allongement est beaucoup plus important, tandis que le rétrécissement perpendiculaire est identique.

La modélisation des comportements élastiques linéaires et écrire par les tenseurs d'élasticité de manière simple, est par la notation vectorielle, après le choix d'une base, pour écrire les composantes des déformations et des contraintes dans cette base sous forme de vecteurs colonnes (plutôt que de matrices), et celles du tenseur d'élasticité sous forme d'une matrice (plutôt que d'un tenseur d'ordre 4, difficile à écrire simplement). Le modèle d'élasticité isotrope en contraintes planes dans une base ortho-normale quelconque est écrit par la relation suivante :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & 0 \\ -\frac{\nu_{TL}}{E_T} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Si l'état de contraintes plan donc le repère donné par la direction longitudinale (direction des fibres) et la direction verticale. La modélisation obtenue par:

Savent que $\nu_{TL}/E_T = \nu_{LT}/E_L$. La matrice d'élasticité ci-dessus est donc symétrique ; cette symétrie traduit directement la symétrie du tenseur de Hooke, et modélise l'égalité des rétrécissements évoquée plus haut. D'autre part, les zéros de la matrice indiquent que :

- Lorsque le matériau est sollicité en traction/compression pure dans la direction L et/ou dans la direction T , l'angle de distorsion γ_{LT} (ou la déformation de cisaillement) est nul ;
- De même, lorsque le matériau est sollicité en cisaillement pur dans les directions L et T , les déformations longitudinale ε_L et transversale ε_T sont nulles.

dans une base (x, y) quelconque tournée d'un angle θ par rapport à la base précédente (figure), la relation de comportement prend la forme générale suivante :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x(\theta)} & -\frac{\nu_{xy}(\theta)}{E_x(\theta)} & \frac{\eta_{xy}(\theta)}{G_{xy}(\theta)} \\ -\frac{\nu_{yx}(\theta)}{E_y(\theta)} & \frac{1}{E_y(\theta)} & \frac{\mu_{xy}(\theta)}{G_{xy}(\theta)} \\ \frac{\eta_{xy}(\theta)}{G_{xy}(\theta)} & \frac{\mu_{xy}(\theta)}{G_{xy}(\theta)} & \frac{1}{G_{xy}(\theta)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

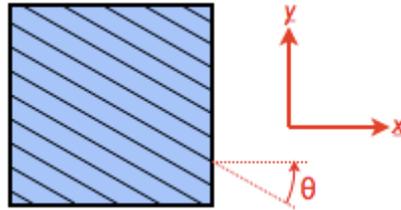


Figure II. 8 : Une base orientée d'un angle quelconque par rapport aux fibres

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & -\frac{\nu_{TT}}{E_T} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & -\frac{\nu_{TT}}{E_T} & \frac{1}{E_T} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu_{TT})}{E_T} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

bien :

$$\{\bar{\varepsilon}\} = [\bar{S}] \cdot \{\bar{\sigma}\}$$

Peuvent être calculés les coefficients de la matrice par l'écriture de la matrice de rotation et effectuer un changement de base à partir de l'expression précédente, si l'angle θ est un multiple de

90° les termes de couplage $\eta_{xy}(\theta)$ et $\mu_{xy}(\theta)$ sont nuls, mais sont généralement non nuls si l'angle θ est quelconque. il faut vérifier deux conditions : les deux modules d'Young doivent être identiques et le module de cisaillement doit être égal à $G=E/2(1+\nu)$, ce qui correspond précisément à la définition d'un modèle isotrope. Alors on aura, dans toute base ortho normale (x_1, x_2, x_3) :

- $\{\epsilon\}$ = le vecteur des déformations spécifiques pour une couche, en coordonnées locales ;
- $\{\sigma\}$ = le vecteur des contraintes pour une couche, en coordonnées locales ;
- $[\mathbf{S}]$ = matrice des complaisances, rapportée au système d'axes local.

Il y aura donc cinq constants élastiques indépendants pour la caractérisation élastique d'une couche (matériau isotrope à isotropie transversale) :

Les modules d'Young longitudinal E_L et transversal E_T , les coefficients de Poisson « longi/trans » ν_{LT} et « trans/trans » ν_{TT} , et le module de cisaillement « longi/trans » G_{LT} , seul le coefficient de Poisson « trans/trans » est nouveau : il n'apparaissait pas dans les essais du paragraphe 2 car il aurait fallu mesurer la déformation hors plan pour l'identifier.

Par ailleurs, comme expliqué la matrice ne présente cette forme que dans une base dont un des vecteurs est porté par l'axe de révolution ; si l'on change de base, des termes de couplage entre traction et cisaillement apparaissent, sauf si le modèle se trouve être isotrope

II.5. Analyse d'un avion global par la méthode des éléments finis

L'objectif premier d'un modèle d'éléments finis global d'un avion est de fournir les charges internes aux ingénieurs en contraintes [26, 27]. Il permet d'identifier les chemins de charges dans la structure de l'avion lorsque les charges externes sont appliquées sur celui-ci.

Ce type de modèle est généralement grossier. Pour cette raison, les contraintes résultantes ne sont pas directement utilisées pour les analyses statiques et de tolérance aux dommages.

Ce chapitre montre les types d'éléments utilisés dans chaque composante du fuselage. Les analyses linéaires sous charges ultimes sont produites sur le modèle d'éléments finis global de l'avion. Les ingénieurs en contraintes doivent savoir que sous la charge ultime, des parties de la structure de l'avion travaillent dans le domaine non -linéaire (plasticité du matériel, distribution de charge par les rivets, voilement de panneaux, ...). Cette situation requiert plusieurs approximations. Notez que seulement les éléments principaux de la structure (structure primaire) sont modélisés [28, 29].

II.5.1 Modèle d'éléments finis détaille

Les modèles d'éléments finis détaillés sont utilisés dans le processus de design des pièces complexes. Ces modèles vont aider les ingénieurs en contrainte à optimiser la pièce, ce qui implique de réduire les concentrations de contraintes, améliorer sa capacité statique ainsi que sa vie en fatigue et réduire son poids[28]. Les modèles d'éléments finis détaillés sont aussi utilisés dans les analyses statiques et de tolérance au dommage afin de certifier des pièces trop complexes pour être analysées par une méthode classique. Analyser en utilisant un modèle d'éléments finis détaillé est très utile pour enquêter les problèmes trouvés en service de l'avion ou durant un essai [30]. Le tableau II-1 montre les différents types de modèle d'éléments finis détaillés qui sont utilisés. Dans le programme de calcul utilise différents abréviations sont données pour chaque élément.

Tableau II. 1 Types de modèles d'éléments finis détaillés

Description	Type d'élément	Commentaires
Analyse de pièces minces, Idéalisation 2D	Plaque (CQUAD4)	Utile pour l'attribution de l'épaisseur, assemblages et analyse de flambement
Analyse de solides 3D	Brique ou Tétraèdre (CHEXA ou CTETRA)	Les éléments tétraédriques sont les plus utilisés par les logiciels de pré-analyse. Utile pour la vérification des concentrations de contraintes.
Analyse de solides 3D (polynomial)	Brique ou Tétraèdre (CHEXA et CTETRA) Avec caractéristiques élément-P (ADAPT & PVAL)	Les résultats des éléments-P ne dépendent pas du raffinement du maillage. La précision est très bonne mais l'application des conditions frontières est complexe.
Composite	Combinaison de plaque et brique (CQUAD4 et CHEXA) avec propriété composite (PCOMP)	Les propriétés de matériaux composites sont définies par pli par pli avec les angles des fibres. Le mode de rupture peut être trouvé aisément.

Il est important de noter que les éléments tétra hydriques avec dix (10) nœuds (un nœud médian par côté) doivent être utilisés pour une bonne précision. Il a été démontré que les éléments tétra hydriques à quatre (4) nœuds donnent des résultats discutables.

II.5.2 Processus de génération des charges internes

Le processus pour générer les charges internes en vue de la certification est un long processus et il est étalonné du lancement du programme à sa certification. Le modèle d'éléments finis progresse avec l'évolution du design de la structure durant le programme.

Il est clair que cette tâche implique une très bonne communication entre les départements de design, de charges ainsi que des différents partenaires qui fournissent les sous-assemblages de structure. Plusieurs "Loops" sont requis pour produire le design de la structure et le certifier. Une "Loop" est une itération de charges internes pour les analyses en contraintes. Dans chacune des "Loops", la structure est conçue (ou modifiée) basée sur les analyses en contraintes et le MEF est modifié pour refléter ces changements. Les Loops nommées 0 et 1 sont pour la phase de définition du design. Loop 2 désigne les charges utilisées pour la certification, et Loop 3 est la révision finale basée sur les essais en vol de l'avion. La Loop 3 est typiquement plus faible que la Loop 2 puisque cette dernière est généralement conservatrice, ce faisant, les analyses de Loop 3 ne sont pas requises. Mais dans certains cas, les données d'essais révèlent des charges supérieures et les analyses doivent être révisées [31].

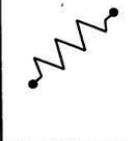
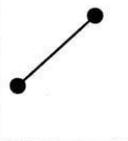
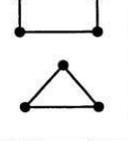
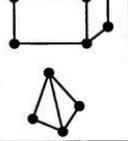
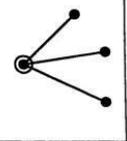
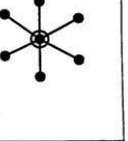
II.5.3 Techniques de modélisation

Dans l'industrie aéronautique, la construction d'un avion implique le travail avec des partenaires. Différents sous-assemblages de l'avion sont conçus et fabriqués par différents partenaires. Le modèle d'éléments finis complet de l'avion est assemblé à partir des différents sous-modèles produits par les partenaires [32].

Ceci amène le besoin pour une définition commune des techniques de modélisation devant être utilisées partout sur le modèle. Ce chapitre définit les méthodes de modélisation pour un MEF global d'un avion. Il présente les types d'élément à utiliser dans chaque composante majeure de la structure ainsi que la méthode de calcul des propriétés associées [33].

Le tableau II.2 présente les types d'éléments utilisés dans la construction d'un modèle d'éléments finis global d'un avion ainsi que leur appellation correspondante dans le code Nastran.

Tableau II. 2 Types d'éléments utilisés pour FEM global [34]

	Spring Elements	Line Elements	Surface Elements	Solid Elements	Multiple Constraint Elements (MPC)	
Physical Behavior	Simple Spring	Rod (axial load only), Beam	Shear, Membrane, Plate	Brick, Tetrahedron	Rigid Body Element	Interpolation Constraint Element
MSC/NASTRAN Element Name	CELAS1	CROD CBAR	CQUAD4 CTRIA3	CHEXA CTETRA	RBE1 RBE2	RBE3
Associated property entry	PELAS	PROD PBAR	PSHELL	PSOLID	None	None
Example of utilization	Connection between control surfaces and aircraft	Simple representation of fuselage stringer	Representation of fuselage and wing skin	Honeycomb of composite	Representation of engine	Load distribution
						

II.5.4. Modèle du Fuselage

Le modèle du fuselage inclut les cadres, poutres de plancher, revêtement et lisses, toutes les portes avec leur structure interne, pare-brise et hublots. Le modèle représente de façon précise les lignes des portes et hublots (fig.9).

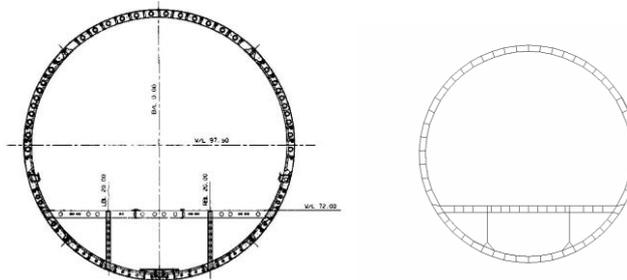


Figure II. 9 : MEF du Fuselage– Section typique

II.5.4.1. Cadres

Chaque semelle de chaque cadre est modélisée par un élément CROD. L'âme est modélisée avec des éléments CQUAD4 avec leur normale pointant vers l'arrière pour assurer la cohérence des résultats. Les nœuds 1 et 2 de l'âme sont sur les lignes de définition extérieures (OML) du fuselage. Dans la figure 10 la semelle externe est modélisée par un élément

CROD avec comme propriété l'aire calculée par l'équation suivante :

$A_{outer\ cap} = (W_f - t_w) \times t_o + (W_p - t_w) \times (t_p - t_s)$ L'épaisseur attribuée à l'élément CQUAD4 est égale à l'épaisseur de l'âme du cadre. La semelle interne est modélisée par un élément CROD possédant une aire calculée par l'équation suivante : $A_{inner\ cap} = (W_f - t_w) \times t_i$

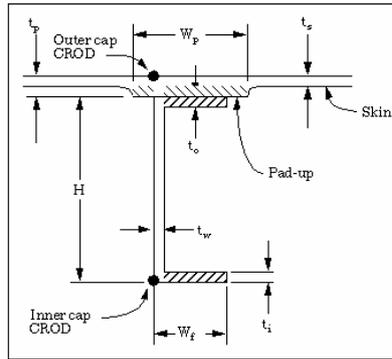


Figure II. 10 : Modélisation Cadre du Fuselage

D'autres méthodes peuvent être utilisées afin de représenter un cadre, celles-ci dépendent essentiellement du type de cadre choisi.

II.5.4.2. Poutre de plancher

Les semelles de chaque poutre sont modélisées par des éléments CROD (Fig.11). L'âme des poutres sont modélisés par des éléments CQUAD4 ayant la même épaisseur que l'âme, avec leur normale pointant soit vers l'arrière ou l'extérieur de l'avion.

En référence à la figure, la semelle supérieure est modélisée par un élément

CROD ayant une aire telle que calculée par l'équation suivante :

$$A_{\text{upper cap}} = 2 \times (W_{fu} \times t_u)$$

L'âme des poutres est modélisée par des éléments CQUAD4 ayant la même épaisseur que celle-ci.

La semelle inférieure est modélisée par un élément CROD ayant une aire telle que calculée par l'équation suivante :

$$A_{\text{lower cap}} = (W_{fl} - t_w) \times t_l$$

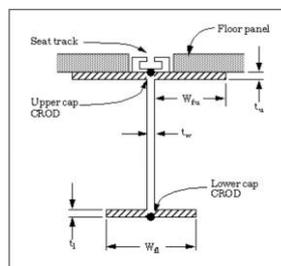


Figure II. 11 : Modélisation Poutre de plancher

Notez que les panneaux du plancher ne sont pas considérés comme structure primaire et ne sont pas représentés dans le modèle d'éléments-finis.

II.5.4.3. Revêtement et lisses

Les lisses sont modélisées par des éléments CROD. Le revêtement par des éléments CQUAD4. Leurs nœuds 1 et 2 doivent être sur la même lisse et la normale de ces éléments doivent toujours pointer vers l'extérieur de la cabine.

L'épaisseur attribuée aux CQUAD4 représentant des panneaux de revêtement correspond à l'épaisseur effective du panneau qu'ils représentent.

En référence à la fig.12, les lisses sont modélisées par un élément CROD situé sur les lignes de contour du fuselage (OML) et possèdent l'aire produite par l'équation suivante :

$$A = A_{\text{stringer}} + (W_p \times t_p)$$

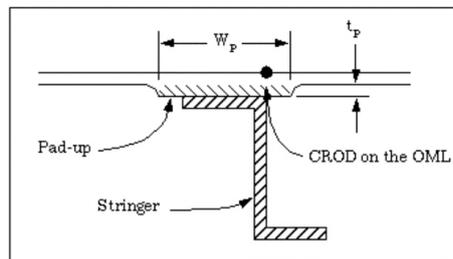


Figure II. 12 : Modélisation revêtement et lisses

II.5.4.4. Portes

Les modèles de portes sont assez détaillés et représentent les revêtements externes et internes. La surface pressurisée de la porte suit les mêmes règles de modélisation que le revêtement du fuselage. La structure interne est modélisée pleine épaisseur à l'aide d'éléments CROD et CQUAD4.

Les portes sont fixées au MEF du fuselage par des éléments ressorts (CELAS) aux attaches de la porte. Ces éléments ressorts sont définis dans un système de coordonnées correspondant à celui dans lequel l'attache fonctionne.

Les éléments CELAS modélisant les attaches ne doivent pas transférer de charge dans les directions que la vraie structure ne peut transférer. Par exemple, une porte de type emboîtement ne doit pas transférer de charge avant-arrière au fuselage.

II.5.4.5. Pare-brise

Le pare-brise est modélisé par des éléments CQUAD4 décalé de leur plan moyen par leur épaisseur. Leur normale doit toujours pointer vers l'extérieur du fuselage. Ces éléments possèdent les caractéristiques de matériau composite.

II.5.5. Aile

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

II.5.5.1. Revêtement

Le revêtement est modélisé par des éléments CQUAD4. Leurs nœuds 1 et 2 doivent être sur la même lisse et leur normale pointe vers l'extérieur du caisson de l'aile.

Le revêtement est modélisé avec au moins 4 éléments entre chaque nervure et un élément entre chaque lisse.

II.5.5.2. Lisse

Les lisses sont modélisées pleine hauteur. Les semelles extérieures et intérieures sont modélisées avec des éléments CROD. L'âme est modélisée par des éléments CQUAD4, avec leurs nœuds 1 et 2 sur les contours extérieurs, le nœud 2 étant à l'extérieur du nœud 1 (fig.13).

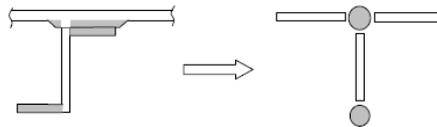


Figure II. 13 : Modélisation des lisses

II.5.5.3. Nervure

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

II.5.5.4. Longeron

Les semelles de longeron sont modélisées par des éléments CROD. L'âme est modélisée par des éléments CQUAD4. Le nœud 2 est à l'extérieur du nœud 1 et la normale de l'élément pointe à l'extérieur du caisson de l'aile. Les détails représentant la pénétration des rails dans le longeron doivent être représentés (fig14).

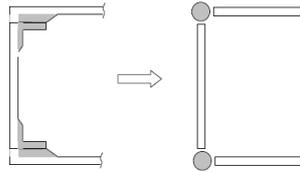


Figure II. 14 : Modélisation des longerons

II.5.5.5. Bec de bords d'attaque et volets

Les revêtements sont représentés par des éléments CQUAD4. Le nœud 2 est à l'extérieur du nœud 1 et la normale de l'élément pointe à l'extérieur du caisson de la surface de contrôle.

Le revêtement est modélisé avec au moins 2 éléments entre chaque nervure et le nombre d'éléments selon la corde doit représenter une bonne définition du profile de la pièce.

Les rails et articulations sont modélisés comme des poutres pleine hauteur avec suffisamment de détail pour représenter de façon adéquate leur rigidité. Des éléments CELAS sont utilisés pour représenter les roulements et autres connections.

II.6. chargement d'avion, configurations et gestion de fichiers

Ce chapitre présente comment le modèle d'éléments finis complet de l'avion est chargé, comment les configurations sont définies et comment toute l'information est gérée.

II.6.1. Assemblage du modèle de l'avion complet

L'assemblage du MEF complet de l'avion est constitué par un fichier MSC/NASTRAN contenant des cartes INCLUDE qui assemble automatiquement le modèle à partir des différents sous-modèles. Le modèle complet est chargé de façon à représenter les conditions de vol et au sol en appliquant les charges aérodynamiques, charges utiles, inertie de structure, charges de moteur, charge de trains d'atterrissage et la pressurisation de la cabine.

Notez que les cartes Nastran LOAD permettent à l'utilisateur de combiner les charges (i.e. charges de vol + pression) et d'appliquer des facteurs à la charge (un facteur global de 1.5 est utilisé pour convertir un cas limite en cas ultime).

II.6.1.1. Aérodynamique et inertie de structure

Chaque cadre de fuselage, quatre nœuds sont créés pour chacune des charges suivantes:

- ✓ Inertie de la structure du Fuselage
- ✓ Charges aérodynamiques

- ✓ Charges utiles
- ✓ Charges du plancher

Ces nœuds sont connectés à la structure à l'aide d'un élément RBE3. Ces éléments RBE3 distribuent les charges sans affecter la rigidité de la structure (Fig.15).

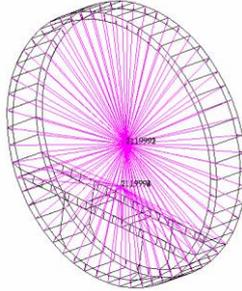


Figure II. 15 : Chargement du fuselage (multi point Constraints)

Les charges aérodynamiques et inertielles des surfaces portantes (aile, stabilisateurs, surfaces de contrôle, etc.) sont appliquées aux nœuds à l'intersection du revêtement et des nervures

II.6.2.2. Pressurisation de la cabine

La pressurisation de la cabine est analysée de la façon suivante:

Statique ; pression limite combinée aux cas de vol

Statique ; $2\Delta P$ pression ultime

Fatigue ; cas de pression unitaire les charges internes sont factorisées et combiné

Au cas de pression la pression dépend de l'altitude du cas de vol

La pression de la cabine est appliquée à chaque élément CQUAD4 et CTRIA3 constituant l'enveloppe de pression avec des cartes Nastran PLOAD. L'orientation de la pression appliquée dépend de la normale de chaque élément, donc il est très important que les éléments possèdent leur vecteur normal dans la même orientation.

Les ouvertures entre les portes et le fuselage sont remplies par des éléments CQUAD4 afin de représenter le scellant et de permettre un cas de pression balancé.

II.6.1.3. Contraintes

Le modèle d'éléments finis doit être contraint pour permettre la résolution du système. Habituellement, pour un modèle d'avion complet, le modèle est entièrement balancé, ce qui signifie que la somme des charges appliquées sur le modèle est nulle.

Le modèle est contraint en trois points pour prévenir les mouvements rigides de translation et rotation, mais la charge réagie en ces points est très faible.

II.6.1.4. Configuration

Une configuration est la représentation de l'avion avec des positions spécifiques des surfaces de contrôle. Toutes les charges ne peuvent être appliquées en une seule analyse puisque chaque cas de charge correspond à une certaine position d'aileron, élévateur, dérive, bec et volets. Cependant, plusieurs cas peuvent avoir une configuration très similaire.

Chaque nœud des surfaces de contrôle réfère à un système de coordonnées spécifique. La position de la surface de contrôle est dirigée par ce même système de coordonnées.

Ceci ne requiert que l'origine du système de coordonnées coïncide avec les nœuds définissant l'articulation de la surface de contrôle.

Les charges sont elles aussi définies dans ce même système afin d'avoir les charges aérodynamique appliquées selon la normale de la surface.

II.6.1.5. Gestion des fichiers

Les sous-modèles sont fournis par les différents partenaires sous forme de fichier Bulk. Une convention pour le nom de ces fichiers est très importante afin de garder la trace de chacune des révisions du modèle. La table 6-1 montre un exemple de nom de fichier Bulk.

Généralement, les deux premiers chiffres identifient la Loop et les 2 autres désignent la version du modèle.

II.6.2. Vérification du modèle et sources d'erreur

Cette section présente différentes vérifications à faire sur un modèle d'éléments finis et ses résultats avant d'utiliser les charges internes pour faire des analyses de contraintes.

Résultante des charges

Premièrement, la sommation des charges appliquées doit être nulle. Ceci est vérifié en regardant les OLOAD RESULTANT dans le fichier de résultat Nastran, confirmant que les charges sont bien balancées. Ensuite, les charges de contraintes devraient être nulle. Ceci est vérifié en regardant les SPCFORCE RESULTANT dans le fichier de résultat Nastran. Si cette somme n'est pas égale à l'inverse des charges appliquées, cela implique que de la charge 'fuit' quelque part. Ce problème survient souvent avec une mauvaise définition des éléments ressort et des MPC.

Les déplacements maximums donnés dans le fichier de résultats procurent une indication de flexibilité excessive.

II.6.3. Interprétation des résultats

La fin de chaque Loop, une version officielle des charges internes est relâchée et donnée à chaque partenaire pour analyses statiques et de tolérance aux dommages. Le format utilisé chez les industries Aéronautique et comment interpréter ces résultats.

Elément forcé

Les « élément forces » sont fournies pour les éléments CROD, CONROD, CBAR, CBEAM, CELAS1, CELAS2, CQUAD4 and CTRIA3.

Pour les éléments 1D, l'élément force représente la charge totale présente dans l'élément en livre (lb).

Pour les éléments 2D (CQUAD4 and CTRIA3), l'élément force est en livre par pouce de largeur de l'élément (lb/in). Donc, pour obtenir la contrainte dans l'élément, l'élément force est divisé par l'épaisseur de l'élément. Et pour obtenir la charge total présente dans l'élément, l'élément force est multiplié par la largeur de ce même élément.

Notez que pour les éléments 2D, l'orientation de FX et FY dépend de la façon avec laquelle l'élément est construit.

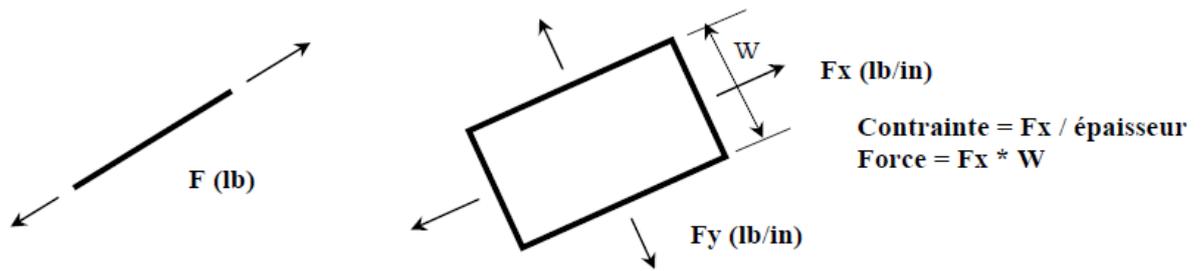


Figure II. 16 : Élément Forcés

Les charges en cisaillement

L'élément shears est fourni pour les éléments CSHEAR, CQUAD4 et CTRIA3.

L'élément shear correspond à la valeur moyenne du flux de cisaillement (lb/in) calculé par MSC/Nastran qui prend la moyenne des flux de cisaillement sur tous les côtés de chaque élément.

Pour obtenir la contrainte de cisaillement à partir de l'élément shear, ce dernier est divisé par l'épaisseur de l'élément. Pour obtenir la charge de cisaillement sur un côté de l'élément, l'élément shear est multiplié par la longueur de celui-ci.

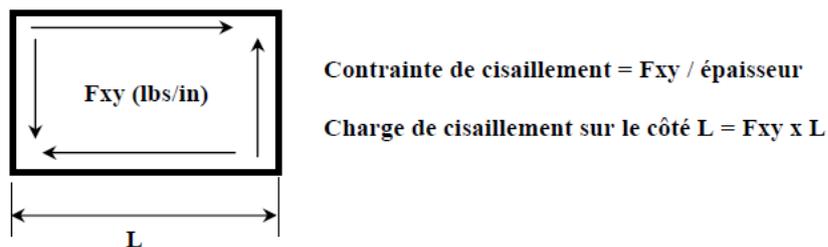


Figure II. 17 : Les charges en cisaillement

Charge d'extrémité

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

Le format des Grid Point Force Balance peut varier en fonction des besoins de l'analyste. Le résultat par défaut de Nastran est produit pour chaque nœud, la contribution de charge provenant de chaque élément est donnée individuellement. Comme il peut être vérifié dans l'exemple ci- haut, la somme des charges sur un nœud est toujours nulle, incluant les charges externes. Donc, si un nœud est chargé par une force externe, la somme des contributions des éléments sera égale à cette charge externe. Le format de résultat standard de Bombardier est différent, il est appelé "End Load" ou "Summation of Element Oriented Forces on Adjacent Elements". Ce résultat fournit la charge totale passant d'un nœud à un autre en sommant la charge de chaque élément connectant ces deux nœuds.

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

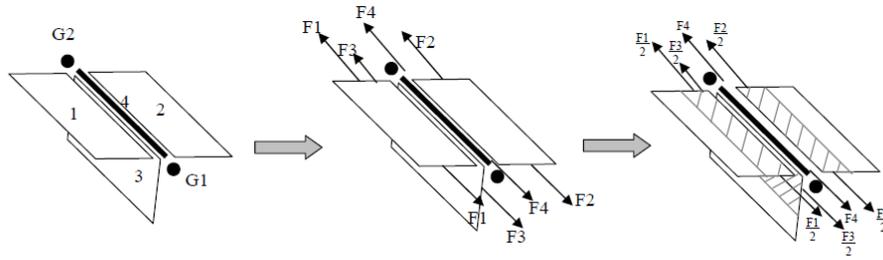


Figure II. 18 : Charge d'extrémité

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

Analyse d'atterrissage d'urgence (Wheels-up Landing)

Les étapes de base pour l'analyse d'un atterrissage d'urgence sont les suivantes:

Isolez le MEF de chaque cadre de fuselage du reste de la structure ;

Appliquez les propriétés de matériau et de section du rapport de contrainte;

Faites une analyse non-linéaire MEF cadre par cadre;

À partir des résultats MEF, estimez la rigidité de chaque cadre.

Sur les anciens programmes, seulement des analyses linéaires étaient produites pour évaluer les rigidités. Durant l'analyse d'atterrissage d'urgence, il fut constaté que, en général, l'utilisation de propriétés linéaires conduit à une trop grande charge d'impact. Les analyses linéaires sont liées à de petits déplacements, et lorsque la structure est soumise à de grande charge, elle se déforme fortement, alors une analyse non-linéaire avec des propriétés de matériau en mode plastique est requise.

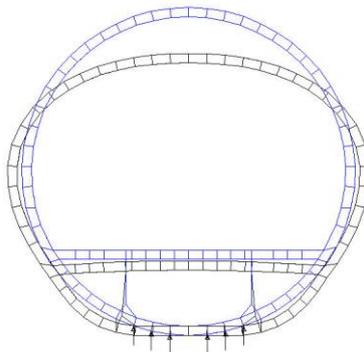


Figure II. 19 : Fuselage Déformé

Conclusion

Le calcul scientifique d'une manière générale, et la méthode des éléments finis en particulier, dans les secteurs Aéronautique sont utilisés de manière intensive. Toute amélioration de la performance des méthodes numériques est donc un enjeu majeur : rapidité, précision, fiabilité... On pourra citer le développement de codes de calculs parallèles, ou l'amélioration des techniques d'optimisation par les algorithmes génétiques. Des modèles multi-échelle essentiellement pour les matériaux, mais le développement de modèles pour les structures minces (plaques, coques) rentre dans cette catégorie... et si les théories de plaques sont aujourd'hui assez bien maîtrisées (d'un point de vue théorique et dans les codes), il reste des problèmes ouverts concernant les coques minces.

*Chapitre III : Calcul des contraintes dans les
différentes parties d'un avion sous l'effet des
excitations externes*

Introduction

La détermination de charges de conception a été reconnue dès le début de l'aviation comme un problème important. Particulièrement dans les premiers jours, peu de connaissances sur la nature et l'ampleur des charges imposées à l'avion étaient disponibles. L'utilisation d'hypothèses prudentes conduira nécessairement à des structures lourdes. Cela peut être acceptable pour de nombreux domaines techniques, mais pour les avions, la conception du poids le plus léger possible est une exigence primordiale. De toute évidence, la résistance d'un aéronef est une question de sécurité, non seulement pour les occupants, mais aussi pour les personnes au sol dont la vie et les biens peuvent être menacés par des avions qui s'écrasent. Pour cette raison, la fourniture de résistance dans les avions a été universellement reconnue comme un sujet de préoccupation pour les gouvernements [34]. La résistance statique est la résistance contre les charges très élevées, qui ont une très faible probabilité d'occurrence. Les cas de chargement pour lesquels la structure doit être conçue sont appelés charges de conception statique. La résistance à la fatigue est la résistance de la structure contre les charges répétées. Les charges qui sont très inférieures à la valeur de conception statique peuvent éventuellement échouer une structure si elles sont répétées suffisamment souvent. L'introduction de matériaux sensibles à la fatigue et l'augmentation considérable de la durée de vie désirée des avions ont considérablement accru l'importance relative des aspects liés à la fatigue [35]. Les principales parties des structures d'avions modernes sont dimensionnées sur la base de critères de fatigue plutôt que de résistance statique. Des exemples sont la cabine de pression et la peau de l'aile inférieure des avions de transport. cela implique que non seulement l'importance des charges très élevées et relativement rares est importante, mais aussi que les grandeurs et la fréquence d'apparition de toutes les charges attendues en service doivent être déterminés. C'est ce qu'on appelle la détermination du spectre de charge de fatigue.

III.1. Analyse des contraintes d'un fuselage d'avion

Dans cette analyse nous nous intéressons la représentation et la quantification des concentrations de contrainte au niveau des hublots d'un avion régional volant à 40000 pieds d'altitude. Pour ce faire, nous allons utiliser une méthode numérique, similairement à ce qui se fait chez les grands constructeurs d'avion. Le logiciel Patran/Nastran sera donc le logiciel d'élément fini exploité, pour mener à bien nos objectifs. Ainsi, le plan d'action est montré par la figure suivante. Pour ce faire, nous utiliserons le logiciel de calcul par élément fini Patran/Nastran, qui est considéré comme standard dans l'industrie aérospatiale et est utilisé dans toutes les compagnies aéronautiques

d'envergure. La modélisation géométrique est l'étape la plus importante dans le processus de génération des efforts internes, dans la mesure où elle sert de support pour la création des éléments finis et le maillage [36]. Ainsi, notre fuselage est composé de cadres, raidisseurs, du revêtement et finalement du plancher. Les raidisseurs supportent le plus gros des moments primaires, reprennent les efforts de tension-compression, et sont garants de la rigidité d'ensemble. Les cadres donnent la forme extérieure du fuselage et supportent, en grande partie, la contrainte circonférentielle lors de la pressurisation. Le revêtement reprend une partie des efforts en cisaillement puis les distribue aux raidisseurs qui à leur tour les transfèrent aux cadres (fig.III.1). Le plancher, quant à lui, ajoute à la rigidité sur les plans transversaux et longitudinaux. Le tableau III.1 suivant récapitule l'ensemble des données géométriques utilisées pour la modélisation.

Tableau III. 1 : Données géométriques

objet	Valeur
Diamètre	96 pouces
Distance entre le plancher et fuselage	16 pouces
Emplacement de cadre	112pouces
Langueur du fuselage	1
Nombre de fenêtrre a chaque cadres	89.8 pouces
Nombre de stringers	54 pouces

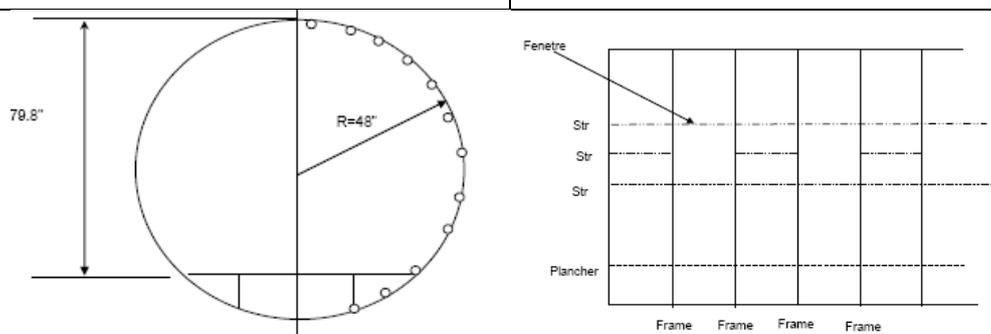


Figure III. 1 : Schéma du fuselage

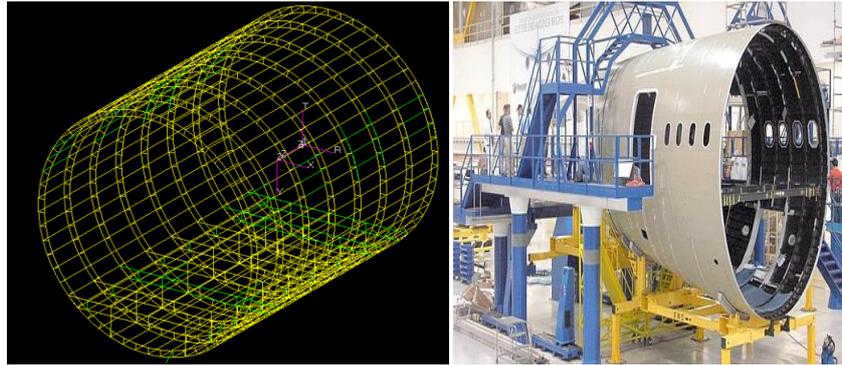


Figure III. 20 : Modèle géométrique du fuselage

Pour représenter le chargement sur le modèle d'élément fini (fig.III.2), il nous faut appliquer manuellement la contrainte longitudinale, parce que notre fuselage n'est pas fermé. Cette contrainte σ_L est de 362psi et la force associée de 65578.359 lbs. Une pressurisation interne de 9,06 psis est ensuite appliquée sur toutes les plaques du revêtement. Les résultats obtenus sont très éloquentes. En ce qui concerne les raidisseurs, nous remarquons qu'à hauteur des ouvertures, dans une baie sans ouvertures, ceux-ci ne reprennent aucune charge, leur présence dans cette zone est donc quasi-inutile. Par contre, les raidisseurs se trouvant immédiatement au dessus et en dessous des ouvertures expérimentent des facteurs de concentration de contrainte pouvant aller jusqu'à 1,56. Pour les cadres nous pouvons dire que les plaques qui sont au niveau des ouvertures, en haut du fuselage et environ au niveau du plancher, subissent une augmentation de leur contrainte interne avec un facteur de concentration de contrainte pouvant atteindre 1,29 [37]. De plus, il semblerait que les plaques immédiatement supérieures et inférieures reprennent moins de charges. Finalement sur le revêtement, nous relevons sur la baie adjacente, sans ouverture, une augmentation des contraintes internes au niveau des ouvertures avec un facteur de concentration de contrainte maximal de 1,42. Par contre dans la baie avec ouverture, les charges supplémentaires sont transférées aux plaques du revêtement immédiatement supérieures et inférieures (facteur de concentration de contrainte pouvant aller jusqu'à 1.11).

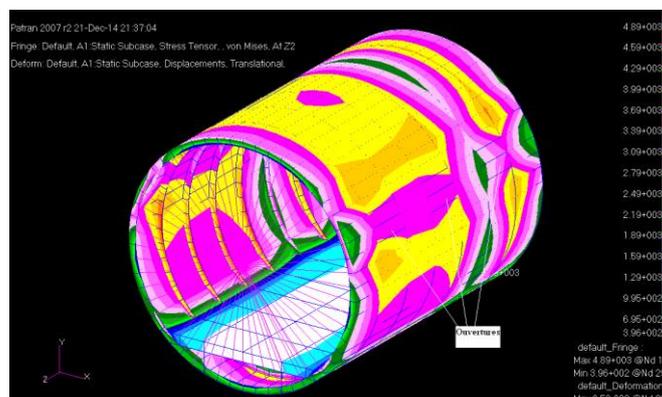


Figure III. 3 : Contrainte de Von Mises – modèle avec hublots

Les résultats obtenus sont assez cohérents, dans la mesure où on se rend compte de l'effet global des ouvertures sur la structure environnante. Cependant la plus grande limite du modèle réside justement dans le fait que celui-ci illustre uniquement les effets globaux et non locaux. En effet, le modèle n'est pas assez raffiné pour pouvoir mettre en lumière de façon précise la valeur des efforts internes. Nous ne pouvons donc que simuler l'amplitude des conséquences des ouvertures sur la structure du fuselage. En conclusion, nous pouvons affirmer que grâce à ce modèle par élément fini, nous avons pu atteindre un de nos objectifs qui était de se rendre compte de la distribution des concentrations de contrainte.

III.1.1 Description du problème

La problématique s'inscrit dans un contexte d'analyse structurale. En effet, les aéronefs sont soumis à diverses charges et cas de chargement lors de leurs cycles de vols. Il existe alors à chaque phase de vol, un, voire même plusieurs cas de chargement. Il est alors nécessaire de situer pour notre étude, la phase le vol sur laquelle on basera notre analyse. Dans notre cas, nous nous intéressons à la phase « croisière » d'un vol d'avion commercial. Durant cette phase de vol plusieurs cas de chargement peuvent exister dépendamment de la partie à analyser sur l'aéronef. Dans notre cas, on analysera le fuselage. Un des principaux cas de chargement dans un fuselage est la pressurisation. Celle-ci intervient généralement en cabine étant donnée son importance pour la survie des passagers, à haute altitude. En effet en prenant de l'altitude l'air se raréfie et la pression atmosphérique baisse graduellement [39]. Il est alors nécessaire de pressuriser la cabine pour la survie et le confort des passagers. Cependant cette pressurisation n'est pas bénéfique à la structure car elle induit des charges structurelles supplémentaires. Les hublots, comme les autres ouvertures dans un aéronef bénéficient alors d'attentions particulières. Parmi les ouvertures, les portes d'embarquement, trappes à bagages, cut-out pour les réservoirs à kérosène, ou encore ouvertures pour les antennes, etc., sont autant de parties sensibles sur des aéronefs. Dans cet exemple nous nous intéressons la représentation et la quantification des concentrations de contrainte au niveau des hublots d'un avion régional volant à 40000 pied d'altitude [40]. Il est à noter que lors de la présentation initiale de l'exemple, le sujet faisait référence aux « ouvertures » dans leurs globalités. Etant donnée l'impossibilité de traiter tous les types d'ouvertures possibles pour ce exemple, j'ai choisi de restreindre et approfondir mon étude sur le cas des hublots. Nous analyserons en première lieu la pressurisation, puis le moment et enfin la torsion du fuselage.

L'objectif est alors d'atteindre les deux étapes le plus importantes à savoir l'obtention d'un modèle par élément fini intègre, ainsi que le calcul des efforts internes comme le montre les exemples aux figures précédentes (fig.III.3).

III.1.2. Modélisation géométrique

Pour cette étude nous modéliserons la quasi-totalité des composants d'un fuselage conventionnel à l'exception des longerons et des cloisons transversales (car nous n'avons aucune grosses charges sur le fuselage). Le choix de ne pas modéliser les longerons provient du fait que toutes les informations géométriques dont on a besoin pour modéliser la structure proviennent de modèles d'avions, et que ces derniers n'utilisent pas de longerons pour leur avions régionaux. En effet tous les efforts de moment sont alors repris par les stringers.

Nous définissons par le mot 'baie' l'ensemble des éléments se trouvant entre deux cadres. Le but de cette étude étant de constater la distribution de contraintes au niveau des hublots, nous avons donc intérêt à modéliser plusieurs baies, afin d'obtenir un modèle fidele qui ne soit par perturbé par les conditions limites. Un choix de sept baies parait alors judicieux. Ainsi le tableau 1 suivant récapitule l'ensemble des données géométriques utilisées pour la modélisation [37].

Sur Patran, nous débutons par la partie modélisation. Afin de finaliser la construction du fuselage, l'outil Mirror nous permet de créer les parties restantes par les symétries adéquates (fig.III.4). Nous obtenons ainsi une cross-section du fuselage convenable, ainsi que nos sept baies désirées.

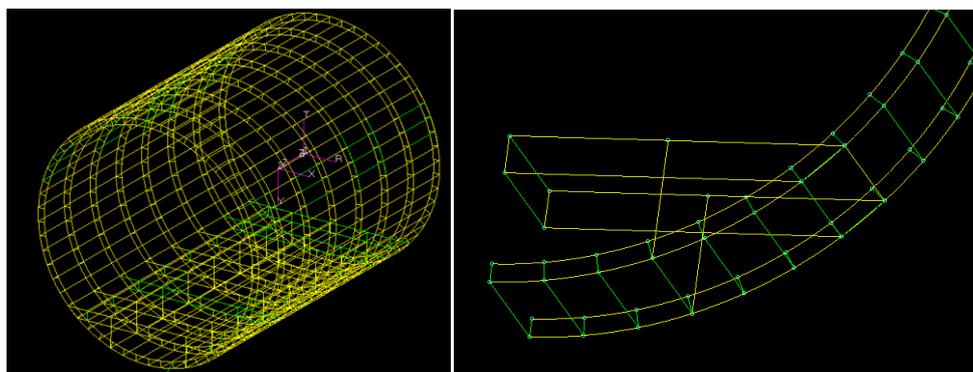


Figure III. 4 : Modèle géométrique du fuselage

Maintenant que le modèle géométrique est complété, il est temps de créer le modèle d'élément fini. En fait, ce modèle se base sur la structure géométrique afin de générer les éléments nécessaires pour la résolution du problème. Pour ce faire, nous disposons de plusieurs types d'éléments utilisés dans la construction d'un modèle d'élément fini global d'un avion. Les cadres sont constitués de semelles, modélisées par des éléments CROD, et leur âme est modélisée avec des éléments CQUAD4, leurs normales pointant vers l'arrière pour assurer la cohérence des résultats.

Les raidisseurs sont modélisés par des éléments CROD, le revêtement par des éléments CQUAD4. Les normales de ces éléments doivent toujours pointer vers l'extérieur de la cabine. Les poutres de plancher sont composées de semelles et d'âmes. Les semelles sont alors modélisé par des éléments CROD et l'âme par des éléments CQUAD4, avec leur normale pointant vers l'arrière ou l'extérieur de l'avion. L'étape suivante serait le maillage. Cependant avant de créer le maillage, nous devons contrôler la manière de subdiviser les éléments géométriques comme les surfaces et les courbes. Pour cela, nous utilisons la fonction 'Mesh Seed'. Étant donné que notre modèle géométrique est déjà assez détaillé, nous aurons juste besoin de faire une subdivision pour toutes les composantes. Ainsi nous pouvons maintenant mailler le modèle : maillage des courbes en éléments CROD et des surfaces en éléments CQUAD. Notez que pour la représentation des hublots nous supprimons les éléments CROD des raidisseurs #10, 11, et 12 de part et d'autre du fuselage (fig.III.5).

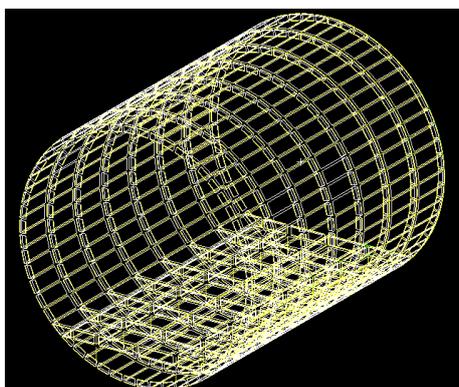


Figure III. 5 : Modèle par élément fini du fuselage

La définition de propriétés concerne tous les éléments que nous venons de créer. En effet, il est essentiel d'associer à ces éléments des propriétés géométrique et matérielle. Le revêtement est fait en alliage d'aluminium Al 2024-T3 avec une épaisseur de 0.06'', les cadres sont en Al 7475-T7351 (avec une épaisseur de 0.06'' pour les CQUAD et une aire de 0.2508 in² pour les ROD) de même que le plancher (avec une épaisseur de 0.1'' pour les CQUAD et une aire de 0.51in² pour les ROD). Finalement les raidisseurs sont en 2024-T62 (0.1272in² pour l'aire), pour ceux de la couronne supérieure du fuselage et Al 7475-T7351 pour ceux de la couronne inférieure (0.1676 in² pour l'aire). En ce qui concerne les hublots ceux-ci sont fait en polymethanecrylate de méthyle (PMMA ou encore Plexiglas avec 0.02'' épaisseur). Les caractéristiques des différents matériaux sont listées dans le tableau 3.

III.1.3. Définition du chargement :

Comme annoncé précédemment le fuselage sera soumis aux charges de pressurisation en premier lieu [65], puis moment et torsion en second lieu. En effet, nous nous inscrivons dans un contexte de vol de croisière à 40000 pied, et nous supposons une altitude dans la cabine de 6000 pied. Ainsi la pression atmosphérique à 40000 pied étant de 2.72 psi et celle à 6000 pied étant de 11.78 psi, nous obtenons alors une pressurisation interne en cabine de 9.06psi. Ce cas de chargement dans un cylindre fermé induit l'apparition d'une contrainte circonférentielle (hoop stress σ_H) et longitudinale (σ_L).

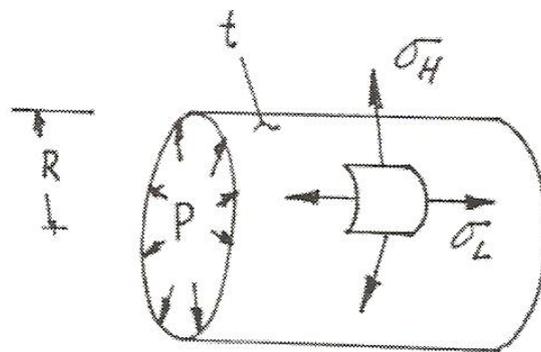


Figure III.6 : Contraintes résultantes dues à la pression interne [40]

Afin de représenter le plus fidèlement le chargement dans Patran, il nous faut alors appliquer la force longitudinale sur les nœuds des deux extrémités du fuselage, ainsi que la pression interne de la cabine qui est de 9.06 psi [41]. Pour ne pas avoir à appliquer la contrainte longitudinale à chaque nœud, nous créons un élément RBE3 reliant chaque extrémité du fuselage, en prenant comme nœud dépendant le nœud central de chaque extrémité du fuselage, et les nœuds indépendants sont tous les autres nœuds périphériques situés aux deux extrémités. Enfin, nous pouvons appliquer la force au nœud dépendant qui le transmettra à son tour aux nœuds indépendants. Nous choisissons de permettre toutes les translations et les rotations du nœud dépendant, tandis que les rotations sont bloquées pour les nœuds indépendants car nous nous intéressons justes à leurs translations (le tout dans le repère global). En ce qui concerne la pression interne, elle est appliquée à chaque panneau du revêtement (fig.III.7).

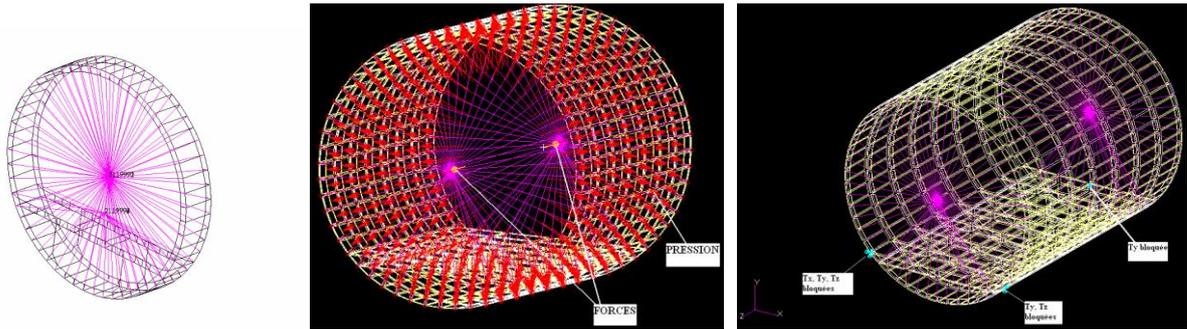


Figure III.7 : Création des MPC (multi point Constraints) et applications des charges

Il est à noter qu'un modèle par élément fini 'sans hublot' est également créé afin de pouvoir faire des comparaisons, et ainsi mieux évaluer l'effet des ouvertures sur le fuselage. Ce modèle est créé à partir de la modification de celui avec hublots, en modifiant les propriétés des surfaces des hublots qui deviennent identiques à ceux du revêtement. Puis en rajoutant les raidisseurs qui avaient été supprimés au niveau des hublots, en prenant le soin de leur appliquer les mêmes propriétés que les raidisseurs supérieurs.

III.1.4. Résultats obtenus

Lors d'une telle analyse statique, le solveur Nastran génère plusieurs fichiers parmi lesquels un fichier dont l'extension est fo6. C'est ce fichier qui va nous permettre d'obtenir de manière détaillée, les résultats des efforts internes au modèle d'élément fini. Mais avant cela, nous pouvons avoir une vue d'ensemble sur l'effet du chargement externe sur la structure. Pour cela, il nous suffit de lire avec Patran un des fichiers résultats, puis d'afficher les résultats sous forme de variation de couleur (color plot). En affichant les contraintes de Von Mises (fig.8), nous obtenons les contraintes équivalentes.

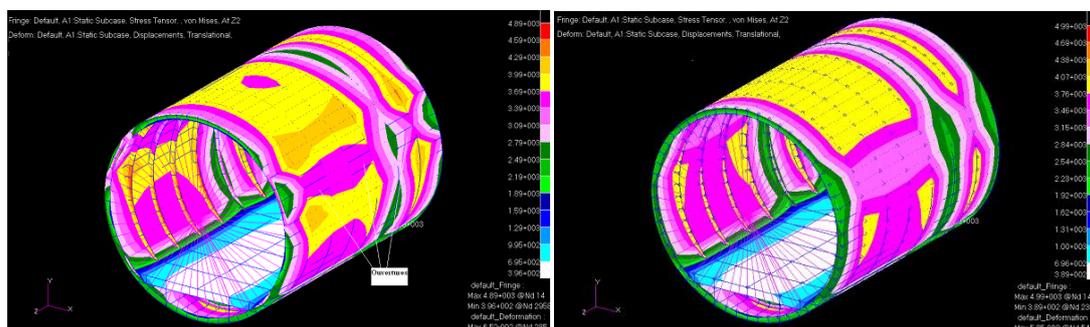


Figure III.8 : Color plot - contrainte de Von Mises – modèle avec et sans hublots

Nous remarquons que l'application des MPC a des effets sur la structure environnante, étant donné que la distribution de contrainte n'est pas symétrique par rapport au plan de la normale en Z. Ainsi pour une meilleure corrélation des résultats nous analyserons plutôt les baies centrales, c'est-à-

dire celles qui sont éloignées des conditions limites. En analysant les résultats du modèle avec hublots, nous pouvons faire quelques remarques générales :

- La distribution des contraintes équivalentes n'est pas très uniforme.
- Les efforts internes sont faibles au niveau des ouvertures (environ 3390 psi) contrairement au reste du revêtement (environ 3690 psi).
- Les surfaces supérieures et inférieures des baies où se trouvent les ouvertures sont sujets à des concentrations de contrainte (environ 3990 psi).
- Les cadres adjacents sont sujets à des concentrations de contrainte (environ 4590 psi).
- Les résultantes $\sigma_x=2300$ psi en moyenne (qui représentent les contraintes longitudinales) et $\sigma_y=3260$ psi en moyenne (qui représente les contraintes circonférentielles) sont inférieurs aux contraintes calculées précédemment. Ceci peut s'expliquer par la présence du plancher, qui reprend une partie de ces contraintes (fig.III.9).

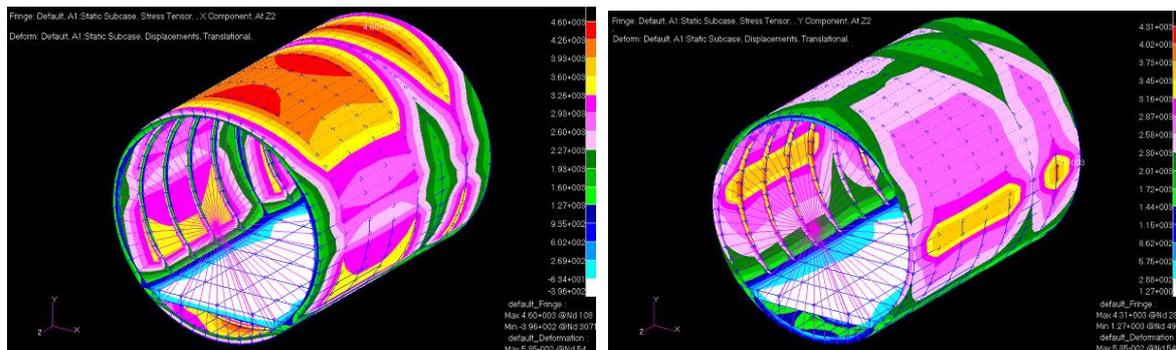


Figure II. 9 : Contrainte circonférentielle-configuration et Contrainte longitudinal sans hublot

Malheureusement cette distribution de couleur ne nous permet pas de visualiser les effets sur les raidisseurs. Pour cela, il nous faut aller chercher directement les charges internes des raidisseurs dans le fichier de résultat f06.

Les raidisseurs

Les charges internes dans les éléments ROD sont représentées de plusieurs manières. Pour notre analyse nous utiliserons les 'end loads', qui sont en fait une sommation des 'grid point force balance', autrement dit la balance de toutes les charges agissant sur un nœud, dans un sens donné. Il s'agit en gros du diagramme de corps libre d'un nœud, où la somme des forces agissant sur un nœud doit toujours être nulle, donnant un état d'équilibre au nœud entre les charges externes et les forces internes. Ainsi pour se rendre compte de la répartition des charges internes, nous allons chercher les endloads des raidisseurs de la baie 3 (adjacente à la baie centrale), et de la baie 4 pour les configurations avec et sans ouvertures (fig.III.10).

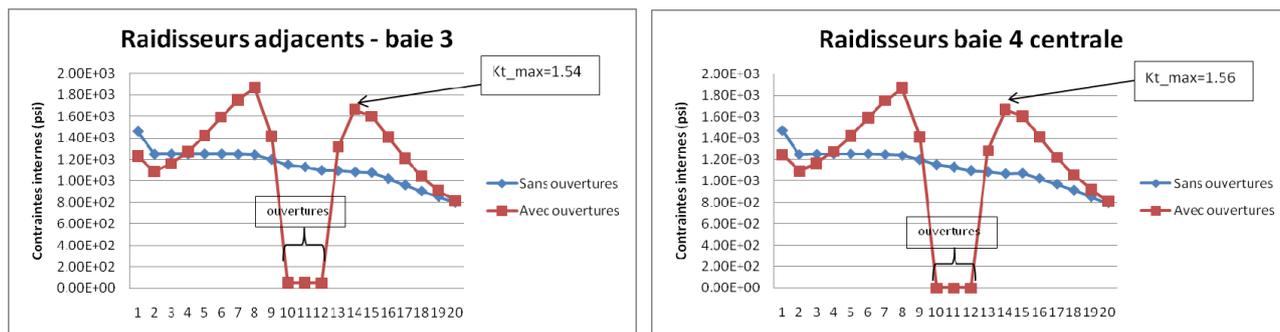


Figure III. 10 : Distribution des contraintes internes

Du fait de la symétrie des résultats par rapport au plan YZ, nous n'avons choisie qu'un coté du fuselage, l'origine (0) représente le haut du fuselage, tandis que la fin (20) représente le niveau plancher. Ce système de repère sera le même pour toutes les analyses. Les valeurs numériques sont disponibles en annexe.

En analysant ces graphes et plus précisément le cas avec ouvertures, nous remarquons que les raidisseurs au niveau des ouvertures, dans la baie 3, ne reprennent aucune charge, leur présence dans cette zone est donc quasi-inutile. Par contre, les raidisseurs se trouvant immédiatement au-dessus et en dessous des ouvertures expérimentent des facteurs de concentration de contrainte pouvant aller jusqu'à 1,56. Un renforcement de la structure à ce niveau est alors fortement souhaitable. Les cadres sont modélisées par des éléments CQUAD et pour connaître les efforts internes, nous allons chercher, toujours dans le fichier f06, dans la catégorie 'forces in quadrilateral element'. Nous analysons donc les cadres 4 et 5 en comparant les configurations avec et sans ouvertures (fig.III.11).

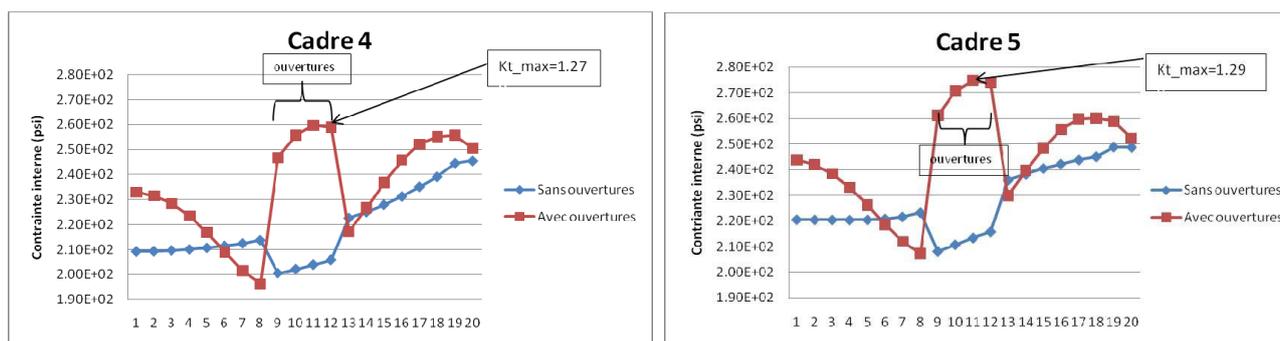


Figure III.11 : Distribution des contraintes internes

En comparaison à ces deux graphes (fig.III.12) et plus précisément le cas avec ouvertures, nous pouvons dire que les plaques qui sont au niveau des ouvertures, en haut du fuselage et environ au niveau du plancher, subissent une augmentation de leur contrainte interne avec un facteur de concentration de contrainte pouvant atteindre 1,29. De plus, il semblerait que les plaques immédiatement supérieures et inférieures reprennent moins de charges.

Le revêtement

Comparativement aux cadres, le revêtement est également composé d'éléments CQUAD. De ce fait la méthode d'extraction des forces internes sera la même. Nous analysons ainsi les plaques de la baie 3 et 4 pour les deux configurations.

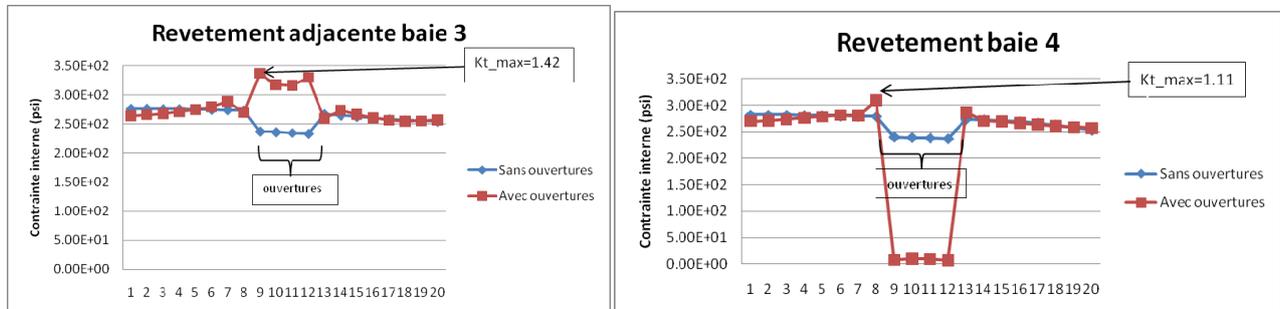


Figure III.12 : Distribution des contraintes

Contrairement aux graphes précédents, ces deux derniers sont un peu plus différents. Ceci s'explique par le fait que la baie 4 possède des ouvertures contrairement à la baie 3. Ainsi, ces ouvertures du fait de leurs propriétés reprennent moins de charges que le reste du revêtement. De ce fait, nous relevons sur la baie adjacente une augmentation des contraintes internes au niveau des ouvertures avec un facteur de concentration de contrainte maximal de 1,42. A la baie 4 des charges supplémentaires sont transférées aux plaques du revêtement immédiatement supérieures et inférieures (facteur de concentration de contrainte pouvant aller jusqu'à 1.11).

Effets du moment avec pressurisation

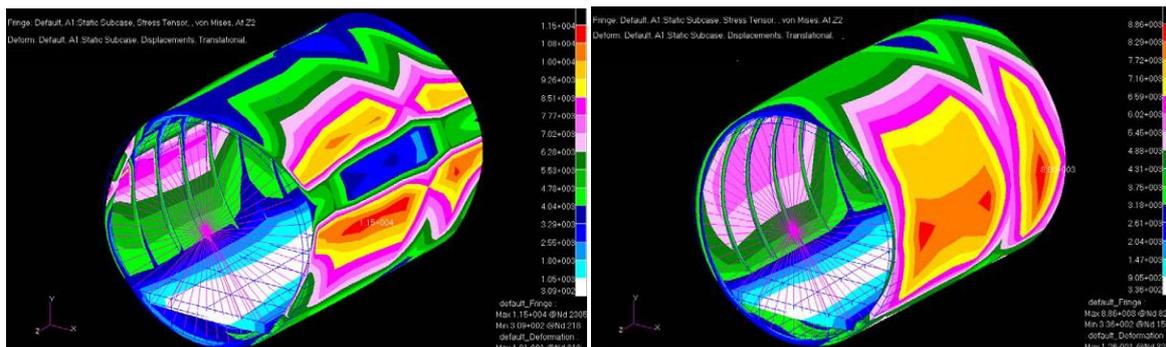


Figure III.13 l'Effet du moment – avec ouvertures

D'après ces graphes (fig.III.13), nous distinguons clairement l'effet des ouvertures qui accentue les contraintes internes, atteignant environ $1,14E^4$ psi, au lieu de $8,29E^3$ psi en dessous des ouvertures (avec un moment de 5000000 lbs.in). Il y a également réduction des contraintes internes au niveau des ouvertures.

Effets de la torsion avec pressurisation

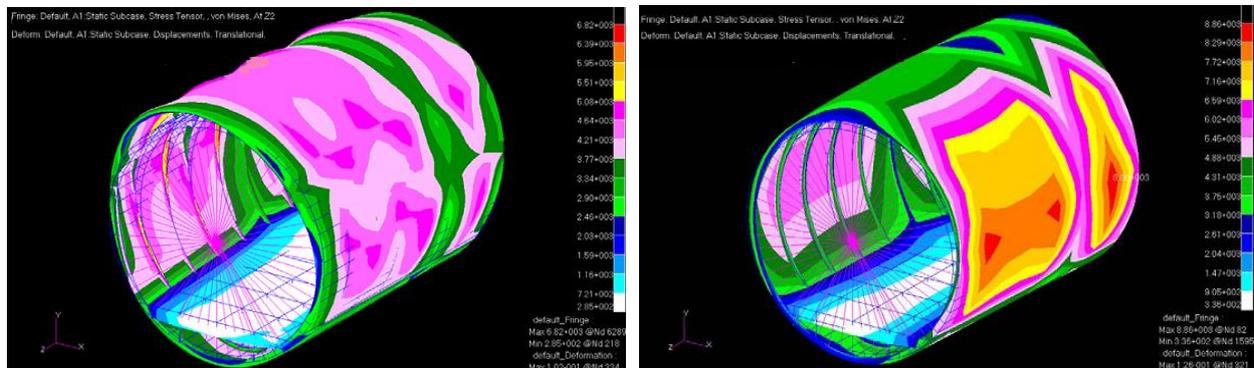


Figure III.14 : Effet de la torsion – avec et sans ouvertures

L'effet de ouvertures lorsque le fuselage est soumis à de la pression et de la torsion est moins évident à remarquer. En effet les changements majeurs ont lieu au niveau des cadres comme la montre les figures (fig.III.14). On remarque que les plaques des cadres au niveau des ouvertures reprennent plus de charges que s'il n'y a pas d'ouvertures (fig.III.15).

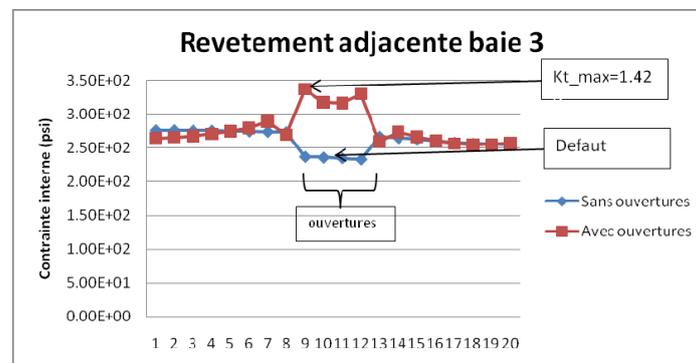


Figure III.15 : Distribution des contraintes internes-baie 3

III.1.5. Discussion des résultats

Les résultats obtenus précédemment sont assez cohérents, dans la mesure où on se rend compte de l'effet global des ouvertures sur la structure environnante. En effet, nous pouvons remarquer, aux vues des différents graphes, la nouvelle distribution des charges internes, et également l'apparition de concentration de contrainte. Le modèle par élément finis construit, semble donc être assez fidele pour les représentations uniquement globales de ces effets.

Cependant, ce modèle présente quelques points faibles, notamment une asymétrie par rapport au plan XY. Etant donné que le fuselage possède une distribution symétrique de ces éléments (hublots, cadres, charges...) nous nous serions attendu de la même manière à une distribution symétrique des

contraintes internes. Cependant nous remarquons d'après les figures précédentes que ce n'est pas vraiment le cas, ce qui contraste la cohérence des résultats. Après investigation nous nous rendons compte que l'application des contraintes de déplacement influe beaucoup sur la distribution des contraintes. En fait, la caractérisation faite des n'est pas vraiment réaliste. En vol, le fuselage est soutenu par les ailes, qui produisent la portance, donc c'est normalement au niveau de la jonction entre le fuselage et les ailes que nous aurions du contraindre les déplacements. Mais cela dépasse le cadre de notre étude, donc nous avons décidé de garder les conditions limites telles qu'elles ont déjà été établies et définies précédemment. Une autre faiblesse de modèle, est que lors de l'analyse des résultats, nous nous sommes rendu compte d'un défaut dans le modèle avec la configuration sans ouvertures. En effet comme le montre la fig. II.15, nous remarquons au niveau des ouvertures, une diminution anormale des efforts internes pour la configuration sans ouverture. Une enquête approfondie permettra sans doute de résoudre ce problème.

III.2. Effet et optimisation des caractéristiques structurales D'aile d'avion

De plus en plus, les manufacturiers impliquent tôt le département de structure dans le processus de développement (préparation du cahier de charge) pour être sûr que les estimés sont plus précises et du fait rencontrer les engagements. Des techniques plus élaborées et plus précises sont introduites au stade de l'étude conceptuelle afin d'optimiser le poids et avoir une configuration la plus légers possible. Pour ça, nous aurons besoins des outils plus performants tels les éléments finis. Il faut savoir que la génération d'un modèle d'éléments finis d'une aile prendra de plusieurs jours à quelques semaines. S'il faut rajouter l'exploration de plusieurs configurations, cela pourra prendre des mois. Donc un générateur d'élément fini est plus que nécessaire [42].

Un Générateur automatique du modèle d'éléments finis « FEM Builder » d'une aile a été développé pour répondre à ce besoin. Ce générateur crée un modèle au même niveau de précision et standard que celui utilisé pendant la phase de la certification. Cet outil génère en quelques secondes tout le modèle d'aile d'avion. Plusieurs configurations pourront être explorées dans un temps record, en plus, nous aurons un dimensionnement du niveau de la phase de certification, donc une estimation très précise. Ce FEM Builder a été utilisé dans cette étude pour générer toutes les configurations possibles et ainsi voir l'effet des caractéristiques structurales d'une aile d'avion sur le poids de cette dernière. Des courbes seront dressées montrant l'effet de l'effilement, la flèche, l'orientation des lisses et aussi l'orientation des nervures sur le poids de l'aile. Ces courbes aideront lors de prise de décision sur le choix de ces paramètres caractéristiques aérodynamiques et structuraux d'une aile d'avion. De ce fait, le choix de ces paramètres sera basé sur des études plus

détaillés et non sur des techniques et des méthodes statistiques moins précises et basées sur des avions déjà existantes qui sont développés il y a plusieurs décennies conçus sur des requies moins exigeant que les plus récents.

II.2.1. Présentation de FEM-BUILDER

L'outil « FEM Builder » en VBA sous la plateforme de MS-Office Excel génère le modèle d'éléments finis automatique en spécifiant les paramètres caractéristiques d'une aile:

- La flèche, les dimensions de la plateforme de l'aile (fig.III.16)
- Le type de profil de l'aile
- Nombre et Orientation des lisses et des nervures

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

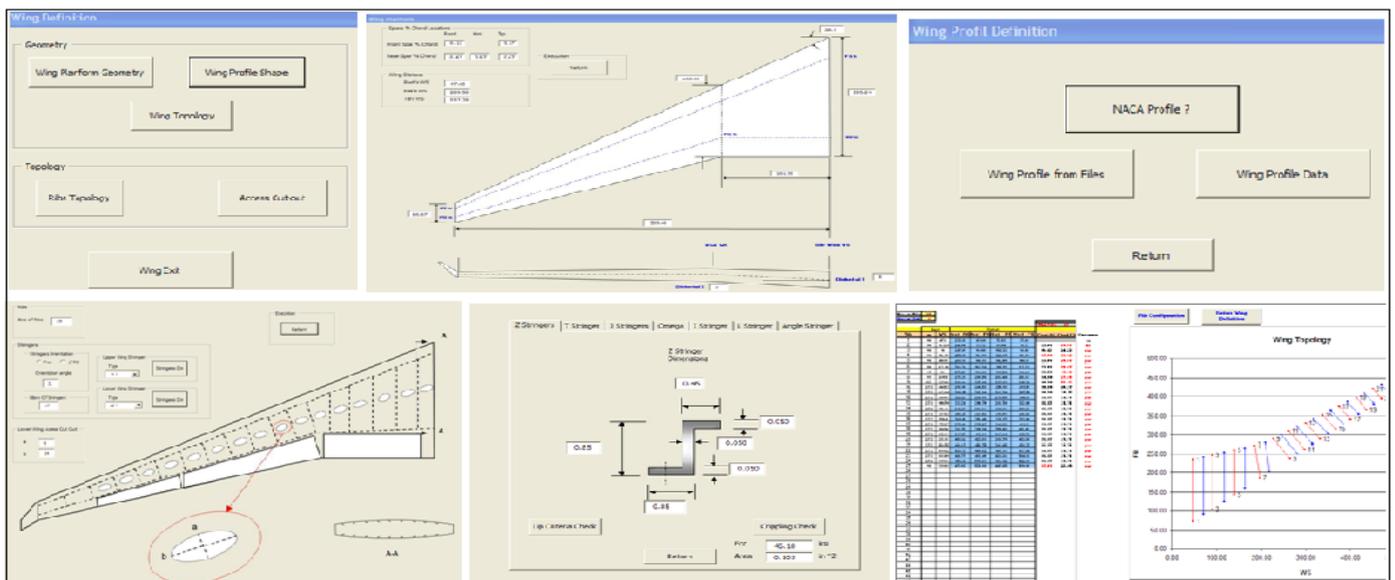


Figure III.16 : Présentation FEM-BUILDER

Logiciels Nastran/Patran proposent un ensemble de solutions pour l'analyse de structures qui répond à la fois aux besoins des Chercheurs, des concepteurs et des experts calcul expérimentés. Patran est un environnement complet de pré- et post-traitement dédié à l'analyse par éléments finis, qui permet aux ingénieurs de développer et tester virtuellement des conceptions de produits (fig.III.17). Patran associe conception, analyse et évaluation des résultats au sein d'un environnement unique.

NASTRAN (Nasa Structural Analysis) est un logiciel conçu et développé par la NASA dans les années 1960, pour satisfaire au besoin d'un logiciel d'éléments finis universellement disponible

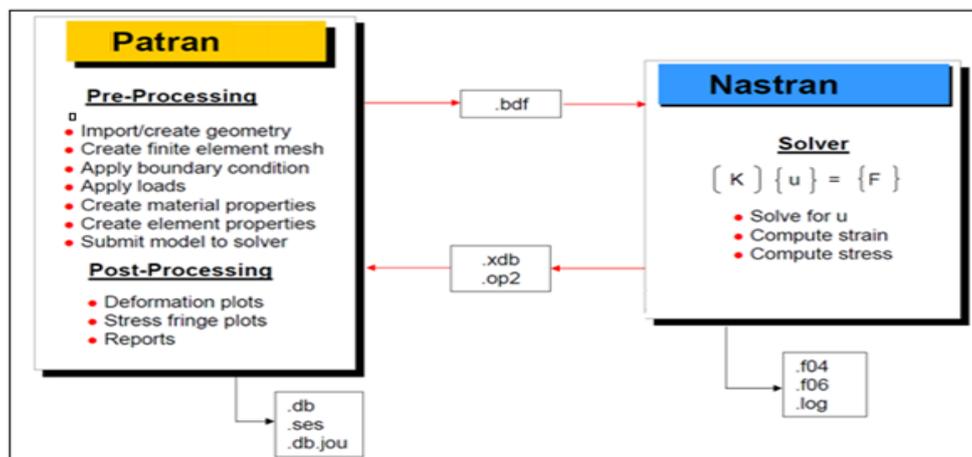


Figure III.17 : plan de calcul

II.2.2. Charges internes de Nastran

Les charges d'extrémité (endload) sont des charges internes présentées dans des éléments. Nastran génère plusieurs types des charges d'extrémité, mais celles que nous utiliserons sont issues de la section SUMMATION OF ELEMENT ORIENTED FORCES ON ADJACENT ELEMENT car elle illustre la somme des charges aux nœuds. Donc fournit la charge totale passant d'un nœud à un autre en sommant la charge de chaque élément connectant ces deux nœuds.

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

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

a) Simulation et interprétation des résultats

Les caractéristiques de cette aile ont été tirées de la Plateforme originale de l'aile (fig.III.18).

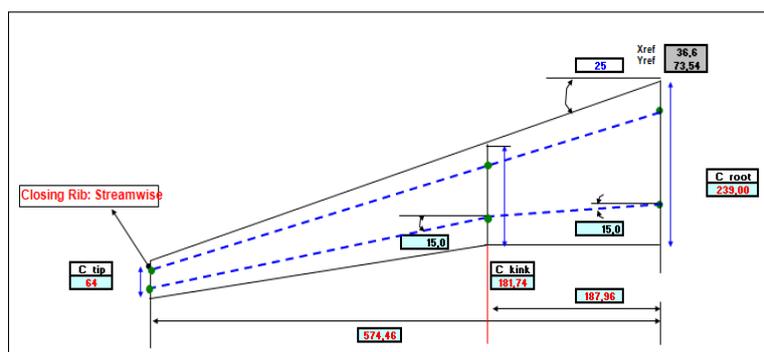


Figure III.1821 : Plate-forme aile Airbus A 320

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

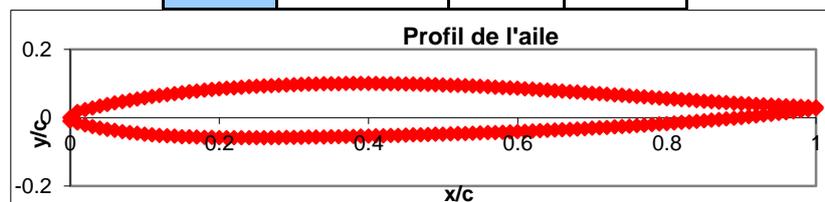


Figure III.1922 : profil d'aile

Les étapes de construction du modèle de l'aile choisie:

- 1) Génération du modèle par FEM-Builder Basé sur le profil de l'aile
 - 1) Variant la flèche
 - 2) Variant l'effilement
 - 3) Générer d'autres configurations en changeant le profil par des profils NACA avec $t_{max}/Corde$ (15%) pour la configuration réelle de l'aile (effilement de 26% et une flèche de 25 degs).

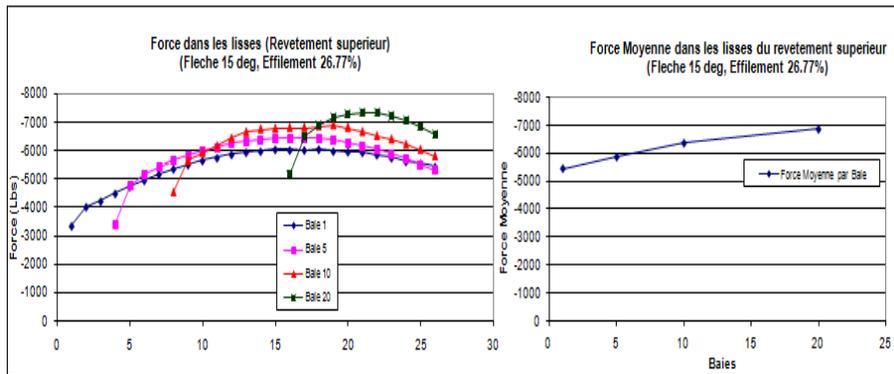
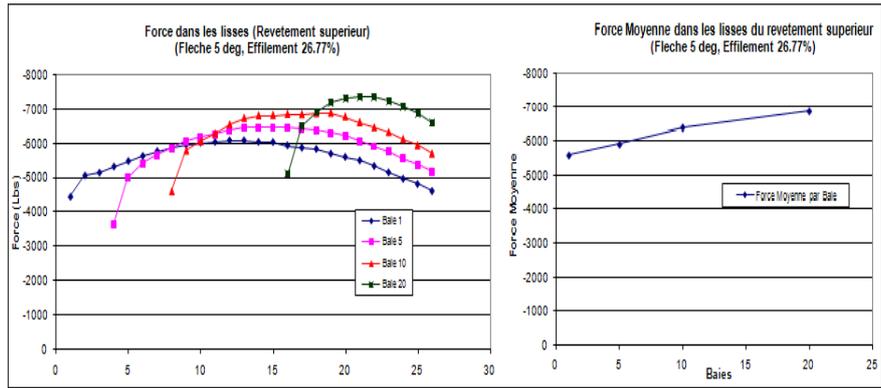


Figure III.2023 : l'effet de la flèche et l'effilement sur les charges internes

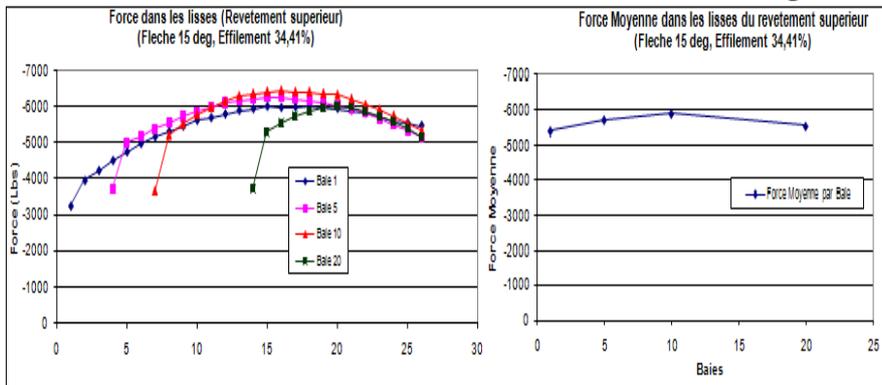


Figure III.2124 : L'effet de l'effilement sur les charges internes

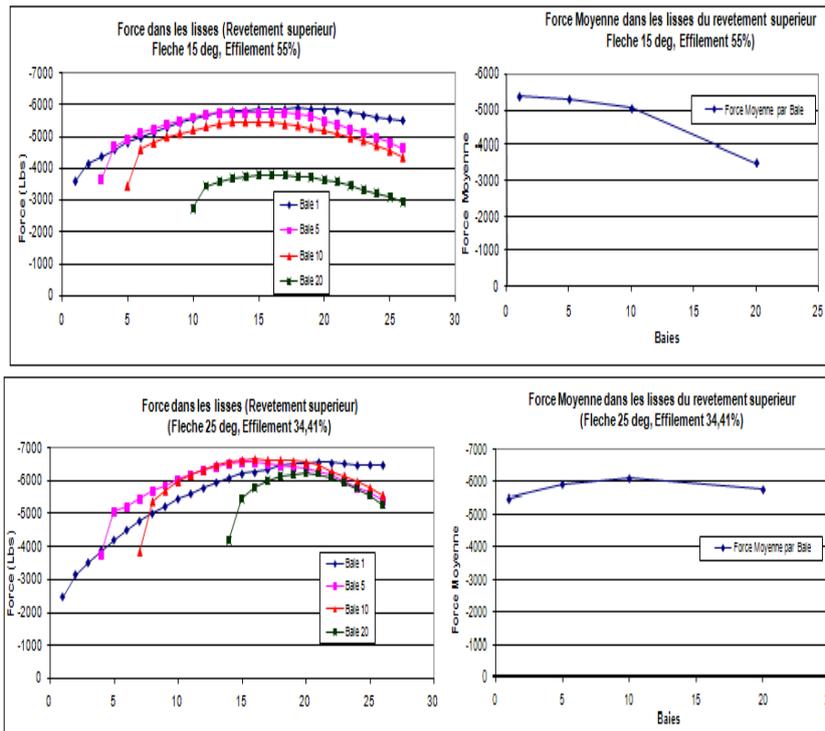


Figure III.22 : L'effet de l'effilement sur les charges internes

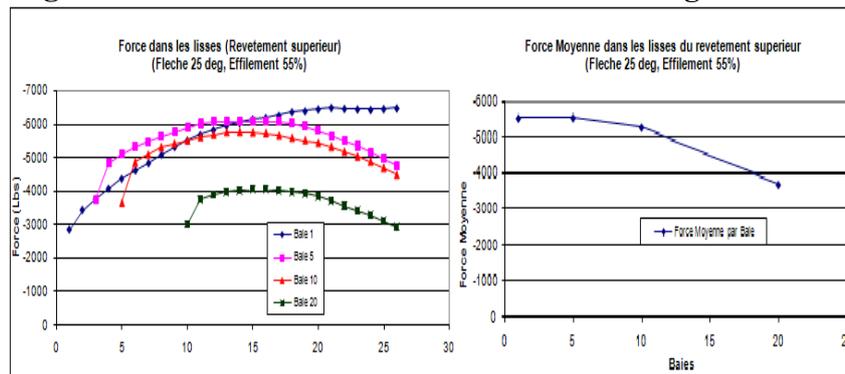


Figure III.2325 : L'effet de l'effilement sur les charges internes

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

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

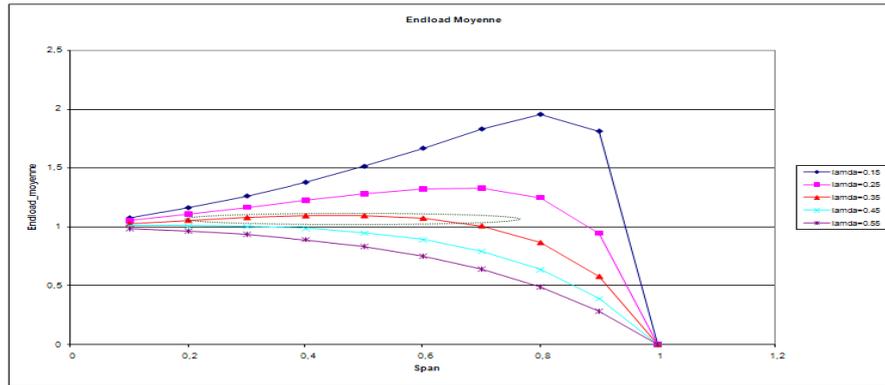


Figure III.2426 : les charges d'extrémité moyenne

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

- On remarque ici que pour l'effilement de 35% la fonction présente un plateau (variation de moins de 10% avec tendance ascendante et descendante)
- Pour un effilement $<$ à 35%, on voit une augmentation de la endload moyenne en s'en allant vers le saumon de l'aile.
- Et pour des effilements $>$ à 35% c'est l'inverse qu'on observe.

Donc cette fonction représente bien la tendance de l'endload moyenne le long de l'envergure.

- Les courbes de la fonction démontrent que cette tendance permet d'avoir une endload moyenne presque constante jusqu'à une envergure de 70% et nous avons tracé les endloads jusqu'à la baie 20

III.2.2.1. Effet de l'effilement sur la rigidité

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

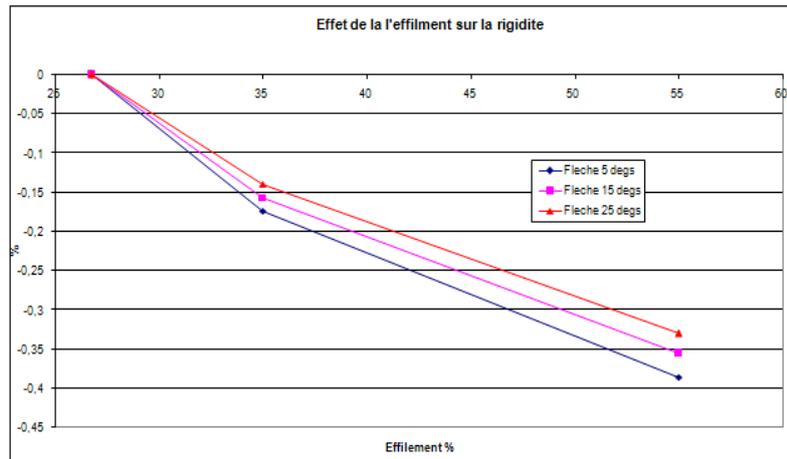


Figure III.2527 : L'effet de l'effilement sur la rigidité

III.2.2.2. Effet de la flèche sur la rigidité

L'aile la plus rigide est celle qui a la plus petite flèche

L'aile la plus flexible est celle de l'aile avec un effilement de 26,77%

Plus la flèche est grande plus l'aile est flexible

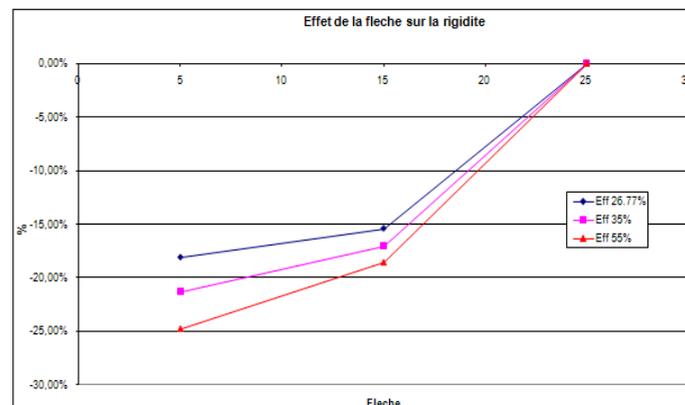


Figure III.2628 : L'effet de la flèche sur la rigidité

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

Supposition de la comparaison du poids

L'Etude est fait seulement sur une moitié d'aile (extérieur de fuselage)

Les propriétés de nos éléments nous avons pris des épaisseurs de 0.050 pouces (1.25 millimètres) et l'aire de la lisse aussi de 0.050 pouces carrés.

Le poids est limites la boîte de l'aile (Wing box) entre les deux longerons :



Figure III.27 : Variation de la masse

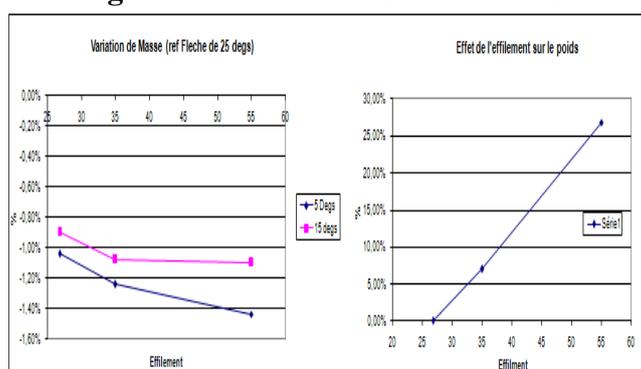


Figure III.2829 : l'effet de l'effilement sur le poids

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

On remarque qu'avec les mêmes paramètres (flèche = 25° et effilement = 26.77%) , le poids de l'aile est de 2.72% qu'une aile pareil avec un profil NACA 65-215. Cependant, elle offre un gain de volume de 5.38% , ansi que, le poids de l'aile de l'aile est de 1.75% qu'une aile pareil avec un profil NACA 2415. Cependant, elle offre un gain de volume de 4.99%

Le poids de l'aile de l'AILE est de 1.67% qu'une aile pareil avec un profil NACA 4415. Cependant, elle offre un gain de volume de 4.90%

L'aile la plus légère est celle de profil NACA 65-215. L'aile de l'aile est la plus pesante mais elle garantit un grand volume pour le kérosène

Les valeurs et les courbes pour les lisses du revêtement inférieur sont :

On remarque que pour les résultats du revêtement inférieur donne le même constatation qu'un effilement de 34.41 % donne une distribution de charges presque constante le long de l'envergure et l'augmentation de flèche a engendrée une augmentation de charge par lisses

Pour les profils de même épaisseur maximale relative on a même distribution de charge moyenne et une différence dans la distribution de charge dans les lisses de la même baie

Pour une faible flèche à un effilement de 34.41 % donne une meilleure distribution de charge le long de l'envergure et donc un poids optimum.

La rigidité de l'aile augmente avec l'augmentation de l'effilement

Une aile qui a grande flèche est très flexible

Une variation de l'épaisseur relative maximale entraîne une variation dans la charge moyenne par baie. La distribution de charge d'une lisse à autre varie même si on utilise des profils à même épaisseurs relatives maximales.

Le profil supercritique comme celui de l'aile avec un effilement de 26.77 et flèche de 25° garanti :

Une grande épaisseur relative maximale

Une grande rigidité pour l'aile

Une structure pesante relativement

Un grand volume pour le kérosène

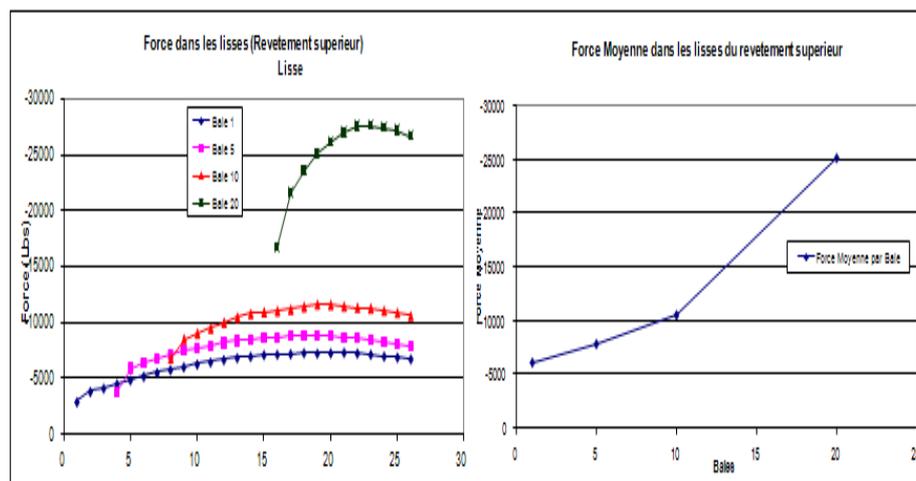


Figure III. 2309 : Force moyenne revêtement supérieur

On remarque que la distribution de charges interne est affectée de plus par l'application d'un moment fléchissant que par un effort tranchant.

Modèle de l'aile choisi

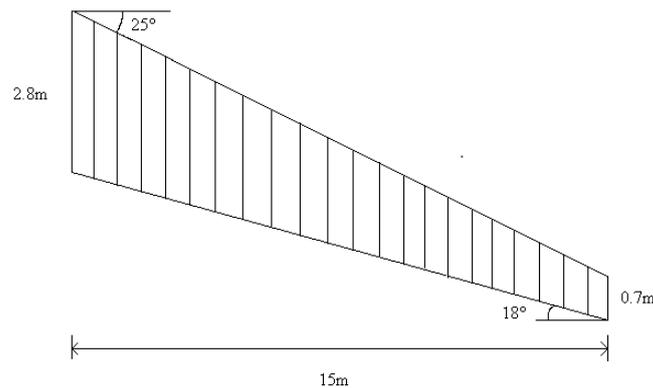


Figure III. 30 : Paramètres d'aile

Modélisation

Pour analyser l'aile nous avons décidé d'utiliser NASTRAN. En outre, il est plus facile à utiliser. Voici l'aile que nous avons menée:

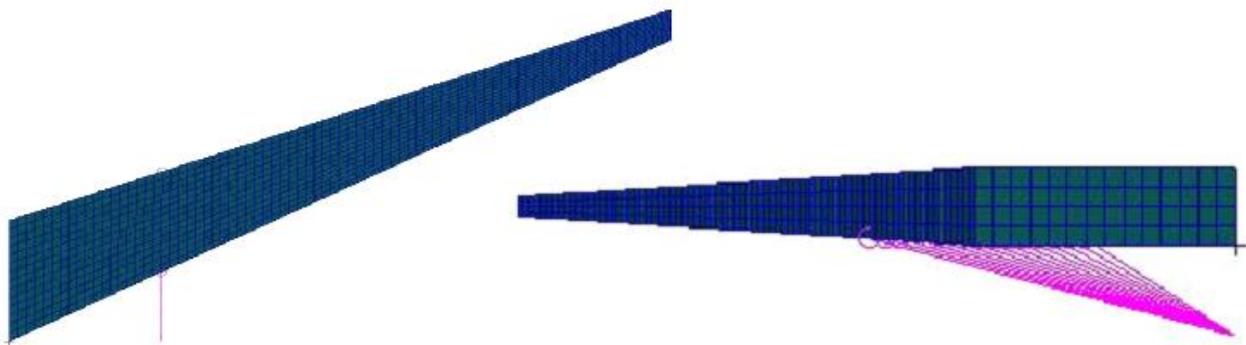


Figure III.3131 : Modélisation de l'aile

On peut voir (fig.III.32) que l'influence du réacteur est terminée. Son poids et sa poussée ont été pris en compte dans la simulation.

Influence de l'épaisseur de la peau et des poutres, pour notre première analyse, nous n'avons pas pris en compte le raidissement car ils agissent très peu sur la contrainte maximale. Cette analyse nous a permis de valider nos calculs de conception en flexion.

Données aile:

Epaisseur Raidisseur: Sans

Epaisseur Longerons: 57,1 mm

Epaisseur Peau: 5,29 mm

Epaisseur Nervure: 3 mm

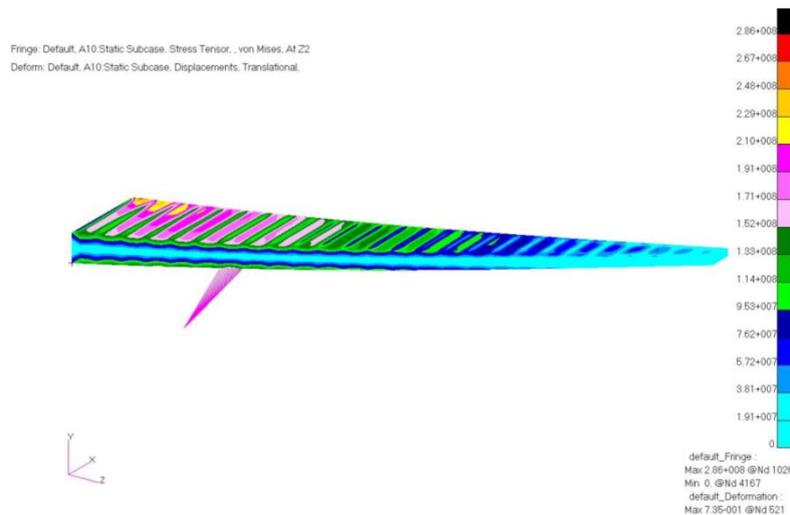


Figure III. 32 : l'influence de l'épaisseur de la peau et des poutres

Peut être vu sur la bonne échelle que le stress maximum que l'aile rencontrera est de 286 Mpa. Cependant, dans nos calculs, nous avons dimensionné l'aile pour éviter qu'elle dépasse la valeur de 300 MPa. Comme nous avons encore une marge pour atteindre 300 MPa, nous affinons notre modèle en tenant compte du gain de poids sur l'aile.

Exemple:

Avec une aile: Epaisseur Raidisseur: Sans

Epaisseur Longerons: 55 mm

Epaisseur Peau: 5,29 mm

Epaisseur Nervure: 3 mm

Un gain de poids de 90 kg et une contrainte maximale de 293 MPa sont obtenus. Gain avec ces données n'est pas significatif et plus nous avons encore une petite marge pour atteindre le seuil de rendement.

Après plusieurs simulations, nous avons atteint les valeurs finales suivantes:

Epaisseur Raidisseur: Sans

Epaisseur Longerons: 52 mm

Epaisseur Peau: 5 mm

Epaisseur Nervure: 3 mm

Avec ces valeurs, il y a une économie de poids de 300 kg et une contrainte maximale de 310Mpa. Alors que cette valeur est supérieure à la contrainte à la limite mais que nous n'avons pas pris en compte les raidisseurs. Nous pouvons aider à surmonter certains Mpa cette contrainte. En effet si l'on ajoute les raidisseurs qui vont rigidifier la structure, on tombe en dessous de la limite de contrainte. Avec Nastran nous pouvons connaître les déformations (fig.III.33 et fig.III.34)).

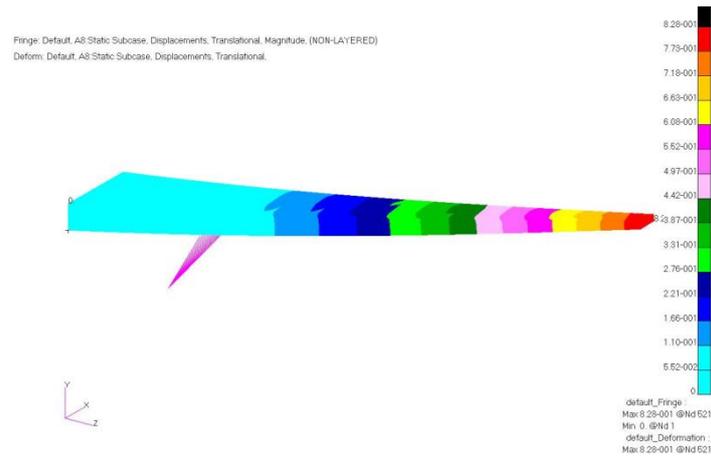


Figure III.33 : La déflexion maximale de l'aile (82,8 cm).

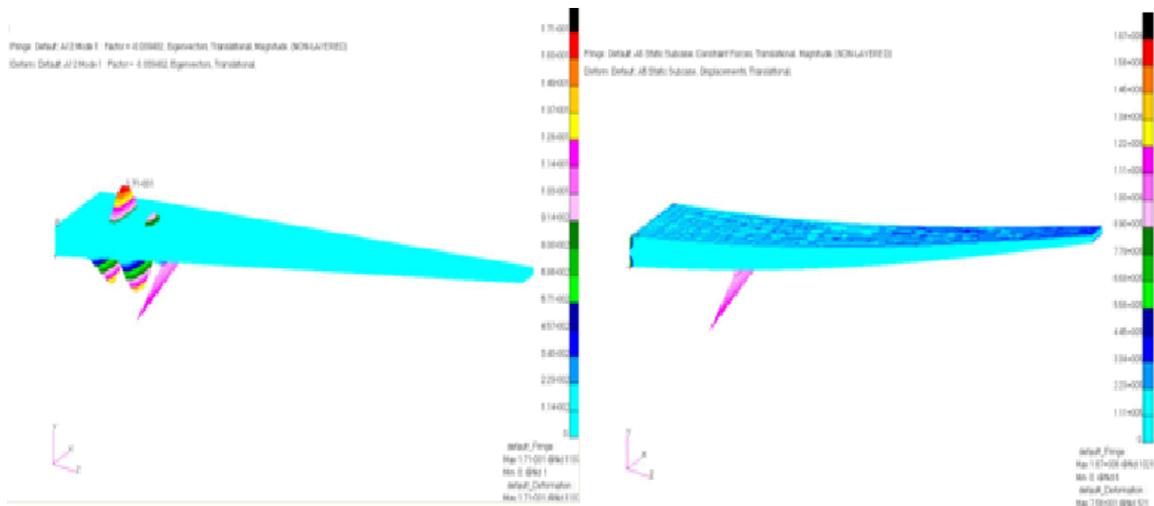


Figure III.3432 : L'influence des raidisseurs sur la structure de l'aile

Les raidisseurs sur une aile sont là pour empêcher le flambage local et général de l'aile. L'aile fléchit sous l'effet de créer un effet liftant de compression sur la peau supérieure et la traction cutanée inférieure. L'avantage est que Nastran permet une analyse de flambement des structures. Le nombre de raidisseurs est de 13 et la peau supérieure de 13 à la peau du bas. Le flambage ne se produit que dans le cas d'une compression, de sorte que l'on pourrait penser à première vue qu'il n'est pas nécessaire de mettre des raidisseurs sur la peau de l'aile inférieure. Cependant, lorsque l'aile volante subit des cycles de flexion positive et négative, c'est pourquoi nous devons également éviter le flambement sur la peau du fond. Les raidisseurs avaient une épaisseur de 3 mm et une hauteur de 30 mm.

Voici les résultats Nastran:

L'analyse de l'aile gauche sans raidisseur, vous pouvez voir clairement la déformation de la peau due au flambement. A la même aile droite mais avec 26 raidisseurs. Ici nous ne voyons plus les déformations dues au flambage.

Influence des nervures sur l'aile :

Les côtes sont des éléments fondamentaux de l'aile. Ils sont utilisés pour éviter leur torsion. Lorsque la portance varie, le profil induit un couple qui tend à faire tourner l'aile le long de son axe longitudinal. En outre, la caractéristique de l'aile est que les moteurs sont montés sur l'aile donc induisent également une torsion de l'aile qui s'ajoutera à celle induite par l'ascenseur.

Pour voir ce phénomène de torsion dans les simulations, nous avons supprimé l'effet de l'ascenseur car il est traité comme une pression de surface. L'effort restant est donc le poids du réacteur et sa poussée. C'est ce qui nous donne l'analyse:

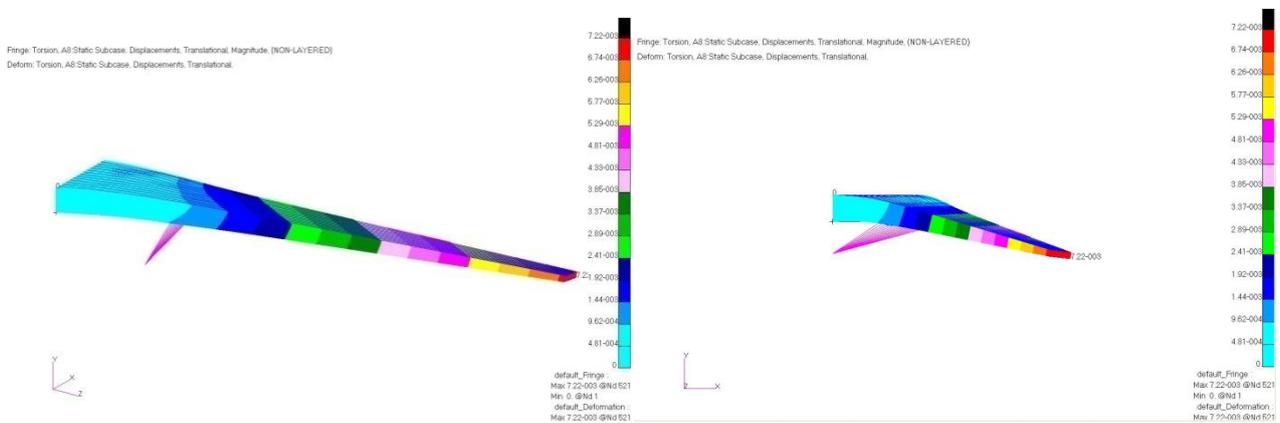


Figure III.35 : Influence des nervures sur la structure de l'aile

Il y a des nervures 26 réparties sur toute la longueur de l'aile (fig.III.35). Torsion de l'aile qu'on remarque. Sur la gauche, nous avons une aile de seulement 3 côtes. Il est clair que la torsion de l'aile a augmenté. Sur la droite est la répartition des contraintes. La concentration de stress entre le réacteur et la racine se remarque. Comme l'effet de portance n'est pas pris en compte, ces valeurs sont inférieures aux valeurs réelles. La présence du réacteur aura toujours tendance à augmenter les contraintes entre lui-même et la racine. Normalement, le pas des nervures entre la racine et le réacteur doit être inférieur au reste de l'aile. Mais ce n'est pas le cas car l'effet de torsion induit par la poussée du moteur est faible par rapport à celui induit par la portance. Cependant nous avons vu que nous avons toujours renforcé la structure du réacteur. C'est-à-dire que le pas des nervures est constant de racine à l'extrémité mais que dans la fixation de nervures, le réacteur supplémentaire afin de rigidifier la structure à ce point est inséré. Vous pouvez également faire varier l'épaisseur des nervures pour voir leur influence sur la structure. Dans le cas de l'effilement 26.77%, l'épaisseur minimale des nervures est due au fait que les longerons sont en contact direct entre la peau de l'aile

supérieure et inférieure. Certains avions ont des ailes dont les membres latéraux ne sont pas en contact avec la peau. Ce sont les côtes qui relient. Dans ce cas, augmenter l'épaisseur des nervures car les efforts de levage s'ajoutent à ceux créés par les réacteurs. Les efforts de la peau pour passer les côtes et les espars finalement. Enfin, pour modéliser notre aile à Catia et obtenir une estimation de la masse, nous avons pris les valeurs suivantes:

Epaisseur de peau: 5mm

Epaisseur des 2 longerons: 52mm

Epaisseur de chaque raidisseur: 3mm Hauteur des raidisseurs: 30mm

Epaisseur de chaque nervure: 3mm

Le profil sélectionné est le NACA 4412.

Cette modélisation 3D a été effectuée sous CATIA V5. Voici différents imprimés écran de notre travail (fig.III.36) :

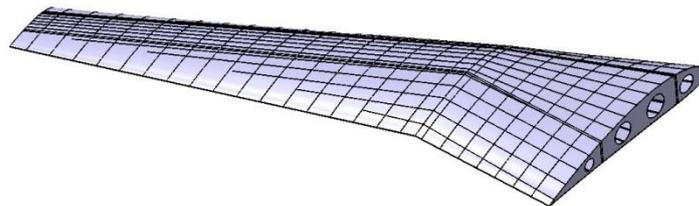


Figure III.36 : Aile modélisée avec Catia V5

Pour notre représentation sous CATIA de l'aile, nous avons pris le profil correspondant à la réalité : le NACA 4412. Nous avons inséré toutes les dimensions trouvées précédemment au profil. La peau a été faite avec une épaisseur constante de 5mm sur tout le profil (fig.III.37).

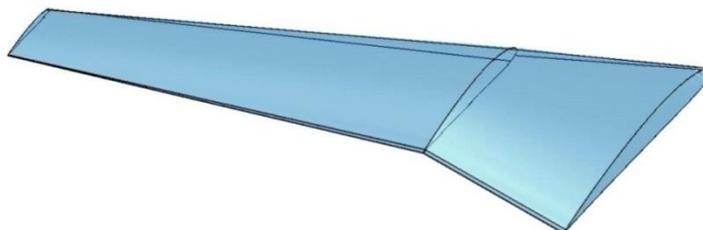


Figure III.37 : Peau de l'aile

Ensuite, l'intérieur de la voilure a été conçu avec des longerons de 5,2mm d'épaisseur, des nervures de 3mm d'épaisseur (au total de 26, espacées uniformément de 577mm) et du raidisseur de 3 mm d'épaisseur avec un élanement de 10 dans le tableau III.2.

Tableau III. 2 : Devis de masses

Eléments	Masse associée (kg)
Structure hors revêtement	2 130
Revêtement	1 200
Peinture	13
Ferrures	106
Autres fixations (volets, rivets etc.)	93
Pompes carburants	38
Vérins et conduites hydrauliques	91
Renforts pour les réservoirs de pétrole	129
Renforts bord d'attaque	61
TOTAL	3 861

Chaque aile pèse donc environ 3 861 kg équipée mais sans pétrole

Ce résultat nous paraît satisfaisant pour notre étude car il est évident que certaines de nos hypothèses sont exagérées par rapport à la réalité. Nos longerons n'ont pas cette forme "rectangulaire", les nervures ont un espacement non uniforme sur tout le long de la structure du fait des différents équipements que peut posséder l'aile et la répartition de nos raidisseurs n'est peut-être pas optimisée.

Conclusion

Le but était se rendre compte de l'ampleur, et d'essayer de quantifier, les concentrations de contrainte au niveau des structures d'avion, grâce à une méthode numérique : les éléments finis. Ainsi à partir d'un modèle géométrique, de propriétés pour les éléments et de différents cas de chargement, correspondants à des situations réelles en vol, nous avons pu visualiser le phénomène des concentrations de contraintes. Ainsi nous pouvons nous rendre compte de l'effet non négligeable des ouvertures dans la structure d'un aéronef, il serait intéressant de procéder à un raffinement du modèle afin de quantifier de manière précise les concentrations de contraintes. Ou encore, de modifier les conditions limites afin de définir celles qui représentent mieux la réalité pour une structure de fuselage donnée. Finalement, on pourrait également s'intéresser à l'influence de la forme des ouvertures sur la distribution des concentrations de contrainte, et ainsi imaginer des solutions afin de réduire ces concentrations, puis les modéliser.

Chapitre IV : Analyse des contraintes et des déformations dans les fixations et les joints nanostructurés

Introduction

Une structure d'avion complète est fabriquée à partir de nombreuses pièces. Ces pièces sont composées de feuilles, de profilés extrudés, de pièces forgées ou de plaques usinées, qui doivent être assemblées pour former des sous-ensembles. Bien que certaines technologies de soudage émergent et que le collage des métaux ait été utilisé par le passé, les fixations (joints mécaniques) restent la principale technique pour assembler des pièces dans l'industrie aérospatiale.

Par rapport au soudage ou au collage, les fixations ne nécessitent pas d'outillage coûteux ou de formation avancée pour les mécaniciens. Il s'agit également d'un processus facile à répéter et il est relativement facile de désassembler les pièces en service pour les réparations.

L'adhésion suscite un intérêt croissant dans le domaine aérospatial puisque les matériaux composites sont devenus, avec les alliages d'aluminium, les principaux matériaux structuraux pour les structures primaires des avions. Il a été démontré que la nano-graphite améliore les performances mécaniques de plusieurs polymères utilisés comme matrices composites.

IV.1. Types De Fixations

Les attaches sont intimement liées à des questions commerciales, ce qui signifie que les attaches sont produites par diverses entreprises et sont donc des produits commerciaux liés à leurs fabricants. Il y a presque un nombre infini d'attaches différentes: une pour chaque application particulière, une pour chaque client ... Cependant les attaches typiques peuvent être divisées en quatre familles de base basées sur le mécanisme utilisé pour joindre les pièces [43].

1. Rivets solides
2. Attaches aveugles
3. Attaches de collier embouti
4. Attaches filetées

Sur la base de ces mécanismes, les familles auront des forces et des applications significativement différentes.

IV.1.1 Rivets solides

Les rivets solides sont les fixations les plus utilisées dans l'industrie aérospatiale. Un rivet se compose d'un goujon avec une tête. Lorsque le rivet est entraîné à l'aide d'un pistolet à riveter et d'une barre à tronçonner ou d'un presse-étoupe, la tige du goujon se dilate pour remplir le trou et la partie du goujon qui dépasse de l'assemblage est déformée pour bloquer le rivet. Pendant le

processus de déformation, le matériau du rivet est travaillé à froid. Si le matériau à assembler sur le côté de serrage est fraisé, lorsque le goujon est déformé, il remplira le fraisage. Ensuite, il est possible de le raser pour créer une installation de double fraisage. Les rivets pleins sont disponibles avec des types de têtes saillantes, fraisées ou à contre-alésage. Rivets solides sont considérés comme des attaches permanentes, ce qui signifie que si l'on doit en retirer un, il faut le détruire forage.

Les avantages des rivets solides sont:

- À bas prix
- Poids faible (généralement en aluminium)
- Possibilité d'automatisation
- Bon serrage
- Bonne résistance au cisaillement

Les désavantages sont:

- Faible résistance à la traction
- L'accès doit être disponible des deux côtés de l'assemblée
- Permanent (Non amovible)
- Niveau de bruit élevé pendant l'installation avec la technique du pistolet à riveter
- Ne peut pas être utilisé avec du composite en raison de l'expansion de la tige

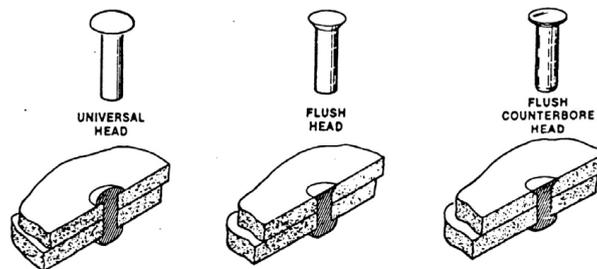


Figure IV. 1 : Solide Rivets

IV.1.2. Attaches aveugles

Les fixations aveugles sont conçues pour être installées lorsque l'accès aux deux côtés d'un assemblage n'est pas possible ou pratique. Il existe trois types principaux de fixations aveugles:

1) Rivet aveugle

Le rivet aveugle est généralement constitué d'un manchon tubulaire dans lequel une tige ayant une extrémité élargie est installée. Le rivet est installé dans le trou et la tige est tirée dans le manchon au moyen d'un outil spécial. L'ampoule ou autre agrandissement à l'autre extrémité de la tige dilate l'extrémité du manchon et bloque le rivet dans le trou. Un rivet aveugle typique est le "Cherry".

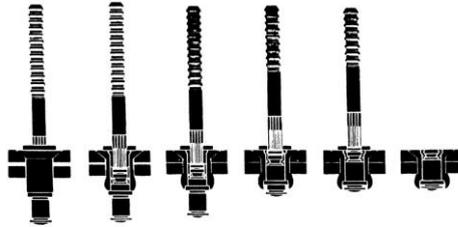


Figure IV. 2 : Rivet aveugle

2) Rivet pop

Par rapport à un rivet aveugle, la tige d'un rivet pop ne reste pas en place après avoir été tirée par. Le pop-rivet n'est pas considéré comme structurel.

3) Boulon aveugle

Par rapport à un rivet aveugle, la tige est filetée et c'est un manchon supplémentaire qui est déformé pour verrouiller l'attache en place. Cette installation permet d'avoir un manchon plus fort qui donne une meilleure résistance au cisaillement de l'attache. Le système fileté permet également un meilleur serrage. Les boulons aveugles typiques sont: "Jo-boulon" et "PLT". Le "PLT" peut être installé avec une légère interférence.

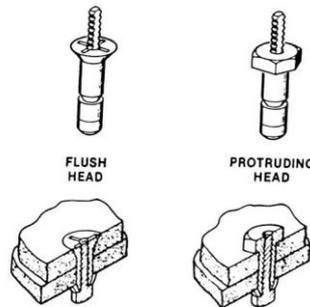


Figure IV. 3 : Boulon aveugle

Les fixations aveugles sont disponibles avec des têtes saillantes ou évasées.

Les avantages généraux sont:

- Installation d'un côté

Les désavantages généraux sont:

- Faible résistance à la traction
- Pince modérée
- Non-amovible
- Fiabilité modérée (tendance à se détacher après le temps)
- Fatigue pauvre

Les avantages particuliers du rivet aveugle sont:

- À bas prix
- Faible poids

Rivet aveugle particulier désavantage est:

- Faible résistance au cisaillement

L'avantage particulier du boulon aveugle est:

- Haute résistance au cisaillement

Les inconvénients particuliers du boulon aveugle sont:

- Coût élevé
- Poids élevé

IV.1.3. Collier embouti

Un collier de serrage est un goujon avec une tête. La tige du haras est composée de quatre zones différentes. La première zone après la tête est une surface d'appui lisse. La deuxième zone est l'endroit où le collier sera étampé. Il possède des rainures circonférentielles pour un bon verrouillage de la fixation. La troisième zone est une zone lisse avec un diamètre inférieur significatif. Cette zone est l'endroit où l'attache se cassera par la tension pendant l'installation.

La dernière zone a un diamètre légèrement inférieur pour permettre l'insertion du collier. Il possède des rainures circonférentielles pour fournir une bonne prise à l'outil de traction pour insérer la fixation par interférence dans le trou. Ils peuvent avoir une tête saillante ou évasée [45]. La fermeture à collet à sertir la plus utilisée est la

"Boulon de verrouillage".

Les avantages sont:

- Haute fixation
- Haute résistance au cisaillement
- Grande fiabilité
- Faible bruit pendant l'installation

Les désavantages sont:

- Non amovible
- Coût modéré
- Poids modéré
- Résistance à la traction modérée
- Nécessite un bon accès relatif

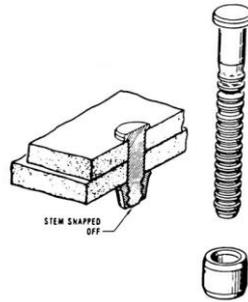


Figure IV. 4 : Boulon de verrouillage

IV.1.4. Attaches filetées

Il existe trois types de fixations filetées:

1) Rivet. Le type de rivet est similaire au rivet plein, mais au lieu de déformer la tige pour verrouiller le rivet endroit, une noix est serrée en place. Les fixations les plus utilisées de ce type sont: hi-lok, hi-lite et conique-lok.

De même pour le rivet plein, ils sont faits avec la tête saillante et fraisant. Ils ont similaire avantages et désavantages comme les rivets pleins excepté:

- Haute résistance au cisaillement
- Meilleure résistance à la traction
- Haute fixation
- Meilleure interférence
- Poids plus élevé
- Coût plus élevé (coût élevé pour Taperlok)

Le Taperlok a un coût élevé en raison de l'exigence d'un trou conique qui nécessite un foret conique, un gabarit spécial et des travailleurs qualifiés. Ce type de fixation est considéré comme permanent. Cependant, selon le type d'écrou utilisé, ils peuvent être retirés sans être détruits. Deux types d'écrous existent: le twist-off et le "KFN". Les "KFN" sont des écrous standards qui peuvent être serrés et non-serrés. Le type twist-off est composé de deux sections. Une section est un collier et l'autre est similaire à un écrou. Lorsque le couple appliqué dépasse une certaine valeur, la partie "écrou" est cisailé, ne laissant que le collier avec la fixation [46].

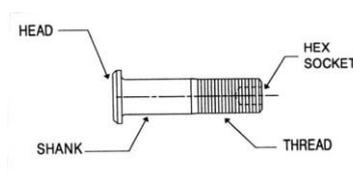


Figure IV.5 : Hi-Lite ou Hi-Lok avec tête protectrice

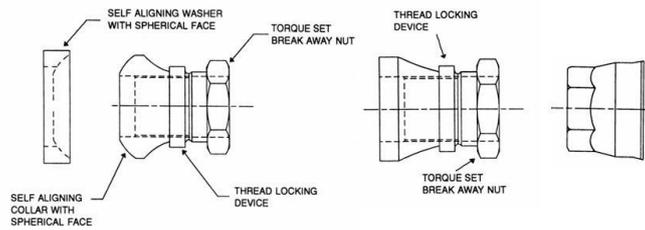


Figure IV.6 : Écrou auto-aligneur, écrou à torsion et écrou KFN

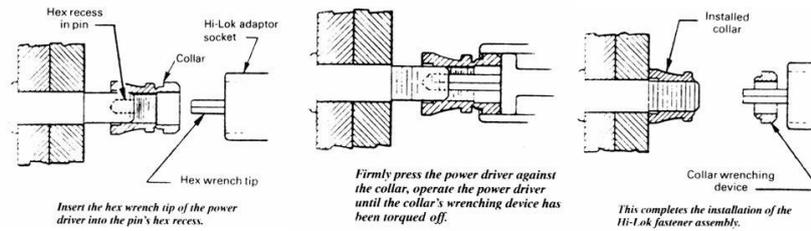


Figure IV.7 : Taper-Lok

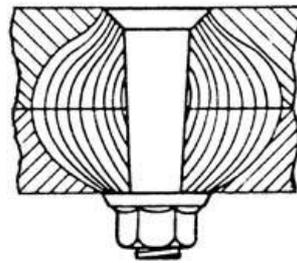


Figure IV.8 : Installation Hi-Lok avec écrou de torsion

2) Boulons et vis. Ils sont similaires à n'importe quel boulon ou vis dans la conception mécanique. Leur principal avantage est d'être amovible. Les boulons sont destinés à une application en saillie tandis que les vis sont pour les exigences de chasse. Avec des vis, très souvent ils sont installés avec des plaques d'écrou. Une plaque d'écrou est un écrou fixé en permanence à la structure avec deux très petits rivets.

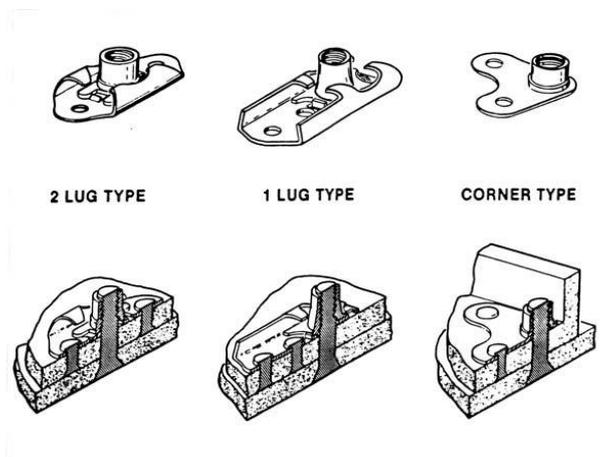


Figure IV.9 : Plaques de noix

3) boulon de tension de 12 points. Ce type de boulon est réservé à la haute résistance à la traction. La force supplémentaire vient avec le coût et le poids supplémentaires. Le boulon de tension est disponible uniquement avec la tête saillante.

IV.2. Modes de défaillance statique des joints

Pour déterminer la résistance des joints fixés mécaniquement, il est nécessaire de connaître la résistance des fixations individuelles; par lui-même, et lorsqu'il est installé dans diverses épaisseurs des différents matériaux. Dans la plupart des cas, les échecs de telles articulations se produisent par:

- Cisaille de fixation
- Roulement
- Arracher
- Zone de tension nette

IV.2.1 Résistance au cisaillement pour les fixations de tête saillantes

L'illustration ci-dessous montre les forces principales agissant sur une fixation lors du transfert d'une charge d'une plaque à l'autre. La charge est transférée à la fixation de la plaque par la pression de palier de la plaque sur la fixation. La charge est ensuite transférée le long de la tige de fixation et résistée par l'action d'appui sur l'autre plaque. Étant donné que les forces de support de la plaque sur la fixation n'ont pas la même ligne d'action, les forces tendent à cisailier et plier la fixation. La flexion de la fixation est généralement négligée pour les joints de tôle s'il n'y a pas de remplisseuses ou de garnitures intermédiaires. Dans le cas où les conditionneurs sont requis par la conception ou dans le cadre d'un réusinage, le packer sera rendu structurel en prolongeant sa longueur pour ramasser les fixations au-delà et après le joint [46].

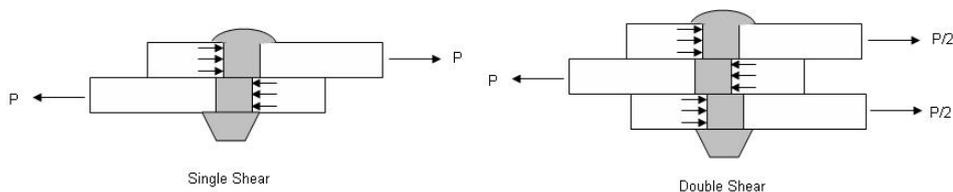


Figure IV.10 : Actions de cisaillement sur l'attache

D'une manière générale, une fixation dans un joint à double cisaillement développe deux fois la résistance comme dans une seule articulation de cisaillement comme indiqué par l'équation suivante: En général

$$P_s = F_{su} \times A \times n \quad (4.1)$$

Où P_s = résistance ultime au cisaillement de l'élément de fixation

F_{su} = contrainte de cisaillement ultime de l'attache

A = zone de section transversale de l'attache

n = nombre de zones de cisaillement ($n = 1$ pour un seul cisaillement, $n = 2$ pour un double cisaillement) Lors du calcul de la zone de cisaillement de l'attache, il faut prendre soin de prendre le diamètre approprié. Pour un rivet plein, le diamètre de base du rivet est toujours inférieur au diamètre du trou. Lorsque le rivet est contraint, la tige du rivet se dilate et remplit le trou. Par conséquent, une fois installée, la zone de cisaillement est la zone du trou. Au contraire, pour les fixations à ajustement serré, le diamètre de la fixation est inférieur au diamètre du trou. Lorsque la fixation est installée dans le trou, le trou sera élargi. Par conséquent, une fois installée, la zone de cisaillement est la zone de l'attache. Le tableau suivant donne la taille de trou standard pour les rivets pleins.

Cependant, lorsque l'épaisseur du matériau est faible, la résistance au cisaillement de base de l'élément de fixation n'est pas atteinte en raison des contraintes élevées exercées sur le rivet. Dans ces cas, un facteur de correction doit être appliqué à la résistance au cisaillement. L'effet d'épaisseur peut être résumé par ce qui suit.

Cisaillement unique:

$D / t \leq 3 \implies$ Force de cisaillement simple admissible de base

$D / t > 3 \implies$ Résistance au cisaillement simple admissible de base $\times [1 - 0,04 (D / t - 3)]$

Double cisaillement:

$D / t \leq 1,5 \implies$ Force de cisaillement double admissible de base

$D / t > 1,5 \implies$ Force de cisaillement double admissible de base $\times [1 - 0,13 (D / t - 1,5)]$

Les facteurs de correction ont été calculés et sont présentés dans le tableau suivant.

IV.2.2 Résistance portante des attaches de tête saillantes

Une attache transfère la charge d'une plaque à l'autre en prenant appui sur les surfaces de la plaque en contact avec la tige de fixation (Fig. II.11). Si la pression est suffisamment élevée, le matériau de la plaque adjacent au trou s'écrase et s'écoule, ce qui donne un trou allongé comme illustré ci-dessous:

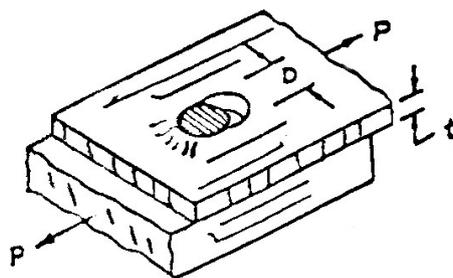


Figure IV.11 : Action des paliers sur les matériaux

La force portante devient alors:

$$P_{br} = F_{br} \times D \times t \quad (4.2)$$

La contrainte de palier admissible (F_{br}) pour divers matériaux est donnée dans les propriétés de résistance indiquées pour chaque alliage ou groupe d'alliages au rendement (F_{bry}) et au niveau ultime (F_{bru}) pour deux rapports de distance de bord différents: $e / D = 1,5$ et $2,0$. Une interpolation linéaire peut être utilisée pour toutes les valeurs e / D comprises entre $1,5$ et $2,0$. La valeur de $e / D = 2,0$ doit être utilisée de manière conservatrice pour tous les e / D supérieurs à 2 . La conception avec un rapport de distance de bord inférieur à $1,5$ doit être évitée. La distance de bord est la distance minimale entre le centre du trou et le bord libre le plus proche de la plaque. Des précautions doivent être prises sur le rapport de F_{bru} et F_{bry} . Pour la plupart des matériaux en aluminium, F_{bru} est moins de $1,5$ fois plus grand que F_{bry} , ce qui signifie que la marge de sécurité à la charge finale sera toujours inférieure à la charge limite et qu'une vérification à la charge finale est suffisante. Cependant, pour certains autres matériaux, le rapport est supérieur à $1,5$, ce qui signifie qu'un contrôle à la charge limite est requis. Les contraintes d'appui de conception sont applicables aux joints de rivet où des trous cylindriques sont utilisés et où t / D est supérieur ou égal à $0,18$; où t / D est inférieur à $0,18$, essais pour justifier le rendement et le relèvement ultime la force doit être effectuée. Pour plus de commodité, les résistances des paliers en feuilles «unitaires» pour les rivets, basées sur une contrainte de palier de 100 ksi et des diamètres de trous nominaux [47].

IV.2.3 Effet de fraisage - Joint autorisé pour les fixations de fraisage

La résistance de la fixation de type à affleurement est différente de celle du type de tête saillante commun principalement en raison du bord incliné. Le bord incliné diminue la zone d'appui effective et induit la flexion de la tête de fixation. Ceux-ci conduisent à une fixation inférieure admissible que pour une fixation de tête protubérante équivalente lorsqu'elle est installée dans un matériau relativement mince.

De plus, à cause du bord incliné, il y aura interaction entre la résistance du roulement, la résistance au cisaillement et la flexion de la tête de fixation. Cette interaction est au-delà de la simple solution analytique de l'attache de tête saillante. Par conséquent, les charges admissibles d'un joint affleurant (combinaison du matériau de la plaque et du type de fixation) sont déterminées par essai. La charge admissible de l'articulation pour une fixation fraisée remplace la résistance au cisaillement et la résistance de l'élément de fixation en saillie [48]. Les charges admissibles ultimes sont établies à partir des données d'essai en utilisant l'essai de charge ultime moyenne divisé par un facteur de $1,15$. Ce facteur n'est pas applicable aux valeurs de coupure de résistance au cisaillement

qui sont contrôlées par spécification minimale. Valeurs de contrôle de qualité. Les charges admissibles de rendement sont également établies à partir des données d'essai en tant que charge, ce qui donne un ensemble permanent égal à $0,04D$, où D est le diamètre du trou. Dans les tables admissibles des joints du (Material Properties Development and Standardization) MMPDS [64], les tolérances sont dérivées de l'épaisseur à laquelle le joint admissible est limité par la résistance au cisaillement de l'attache jusqu'à l'épaisseur égale à la profondeur de fraisure. La condition où la profondeur de fraisure est égale à l'épaisseur de la plaque est appelée "état du couteau" dans le MMPDS. Dans le manuel de la force des grandes entreprises aérospatiales, la condition «couteau» est définie différemment. Si nous représentons la profondeur de fraisure comme un rapport de la profondeur du matériau, la condition du tranchant est généralement définie comme étant de 60 à 70%, selon la société aéronautique, par rapport à la définition MMPDS de 100%. Dans ces cas, l'état du tranchant du couteau est une préoccupation, non pas en raison de la résistance statique comme dans le MMPDS, mais à cause de la résistance à la fatigue. Lorsque la profondeur de fraisure atteint un niveau de 60 à 70%, le facteur de concentration de contrainte supplémentaire causé par le fraisage devient difficile à prévoir en service en raison de tolérances.

IV.2.4 Détection de la force

Une attache installée près du bord libre devant l'attache (selon le sens de la charge) peut déchirer le matériau de la plaque comme illustré (Fig. VI.12).

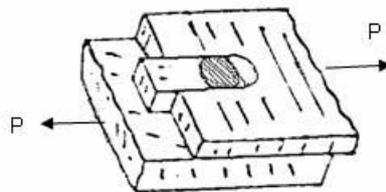


Figure IV.12 : Force d'arrachement

La résistance au cisaillement est basée sur la surface de cisaillement et la résistance au cisaillement du matériau de plaque. La force de cisaillement devient

$$P_{to} = 2.a.t .Fs \quad (4.3)$$

Alors lorsque la face de cisaillement basé sur le principe de 40 deg comme indiquée dans la figure.

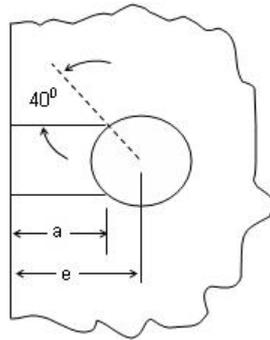


Figure IV. : 13 données géomatique

$$a = e - D/2 \cos 40^\circ$$

La force de cisaillement n'est généralement pas un facteur limitant pour une conception sonore (rapport de distance de bord ≥ 2).

IV.2.5 Échec de la zone de tension nette

Le matériau de la plaque dans un joint doit avoir une résistance à la traction suffisante pour empêcher la rupture comme indiqué ci-dessous. La présence de trou dans le matériau diminue sa force. Trop d'attaches réduisent la zone nette à un point où il n'y a pas assez de matériel pour supporter la charge. Par rapport aux autres modes de défaillance, la défaillance par rupture de la zone de tension nette n'est pas entraînée par la charge au niveau d'une fixation, mais par la charge qui passe autour de la fixation. En tant que tel, la charge admissible est la charge totale dans la structure. Pour permettre une comparaison directe avec d'autres modes de défaillance, la charge totale admissible peut être convertie en une charge admissible pour les fixations en divisant la charge totale admissible par le nombre de rangées de fixations dans la direction de la charge (fig.VI.14).

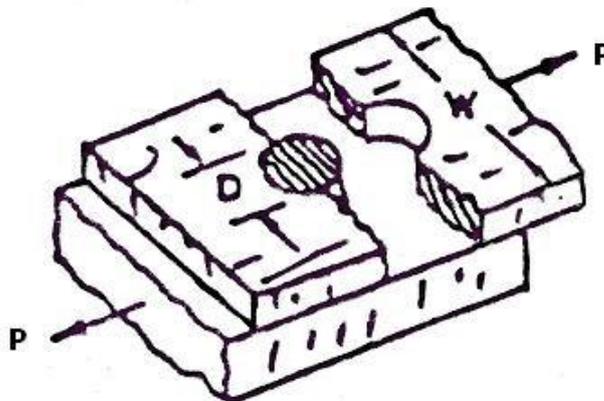


Figure IV. 14 : Force nette de la zone de tension

$$P_{NT} = \frac{F_t(W-D)*t}{n} \quad (4.4)$$

Où n est le nombre de rangées d'attaches dans la direction de la charge.

IV.3. Mode de distribution des charges

Un joint est un emplacement dans un assemblage pour transférer la charge d'une pièce à l'autre. Un joint peut être collé mais dans la plupart des cas il est attaché. Si le joint est utilisé pour diminuer la contrainte localement d'un membre en transférant une partie de la charge à un autre membre, appelé le doubleur, sur une zone limitée, alors l'articulation est appelée un joint de doublure. Si le joint est utilisé pour transférer la charge complète d'un membre à un autre, il est alors appelé une épissure. Il existe deux types d'épissures: le joint à recouvrement ou le joint bout à bout, si un élément supplémentaire, appelé la sangle d'épissure, est requis. Dans les deux cas, la méthode d'analyse est la même. Dans un joint chargé axialement, les attaches d'extrémité ont tendance à prendre plus de charges. Cependant, au fur et à mesure que la charge augmente graduellement pour atteindre la charge ultime, le rendement local se produira autour du trou des fixations les plus chargées. Le rendement crée plus de flexibilité à ces trous, puis ils prendront une plus petite partie de la charge supplémentaire [64]. Par conséquent, on peut supposer que sous charge statique à cause du rendement local, la charge aura tendance à s'égaliser entre les attaches d'une articulation. La charge à une attache est alors égale à la charge totale divisée par le nombre d'attaches.

Cependant, en charge de fatigue, le rendement local ne devrait pas se produire et la répartition de la charge entre les fixations doit être calculée en fonction de la rigidité relative des fixations et des éléments de jonction. Si un joint est conçu par des critères de fatigue, pour la compatibilité de l'analyse, l'hypothèse de rigidité relative peut également être utilisée de manière prudente également pour l'analyse sous charge statique.

Dans les assemblages à attaches multiples, il est souhaitable d'égaliser les charges de fixation. Cela peut être fait en gardant les excentricités au minimum et en concevant le joint de telle sorte que les efforts de l'assemblage entre chaque rangée d'attaches soient égaux. Cette section présente une méthode pour calculer la répartition de la charge dans les joints chargés axialement. Pour les joints complexes, il est recommandé d'utiliser un programme informatique approprié. La distribution du chargement de l'élément de fixation / élément à travers un joint sous une charge axiale dépend des zones de l'élément (flexibilités de l'élément) et des flexibilités des fixations.

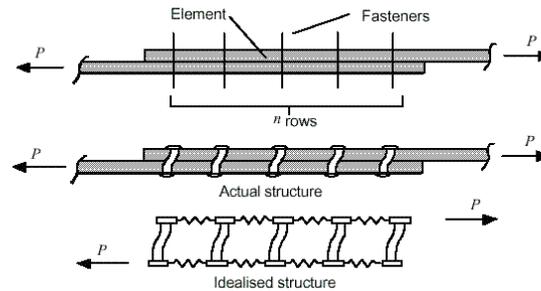


Figure IV. 15 : Idéalisations conjoints

La raideur de l'élément est simplement définie par l'équation suivante:

$$K = \frac{AE}{L} \quad (4.5)$$

La rigidité des fixations est fonction des épaisseurs des éléments, du diamètre des fixations et du module d'élasticité des éléments et de la fixation. De nombreuses équations existent pour modéliser la flexibilité des fixations. Certains sont purement analytiques et d'autres sont empiriques.

Tate et Rosenfeld ont documenté dans la première équation de la flexibilité des fixations. Leur équation est purement analytique [60]. La flexibilité est le déplacement pour une charge unitaire. Leur équation est la sommation du déplacement pour divers effets: cisaillement des fixations, cintrage des fixations, palier de fixation et palier des plaques.

Un élément Zone in2

C : flexibilités dans / lbf

D : diamètre de fixation dans

E : module d'élasticité lbf / in2

F: charge lbf

K : raideur lbf / in

L : espacement de fixation dans

R : fixation charge lbf

t: thickness in

δ : déformation in

L'équation est assez longue et se limite à un joint à double recouvrement dans lequel les amorces sont d'épaisseurs égales. Dans, Niu a simplifié l'équation en introduisant trois constantes (B1, B2 et B3) qui dépendent de la combinaison de matériau de la plaque, de la sangle et de la fixation. Il a également remplacé les épaisseurs avec une épaisseur moyenne qui supprime la limitation de l'articulation à double recouvrement

$$C = \frac{8}{t_{AV}E_F} \left\{ B_1 \left(\frac{t_{AV}}{D} \right)^2 \left[B_2 + \left(\frac{t_{AV}}{D} \right)^2 \right] + B_3 \right\} \quad (4.6)$$

Où

C flexibilité de l'attache

Paramètres d'articulation B1, B2 et B3 (voir le tableau ci-dessous)

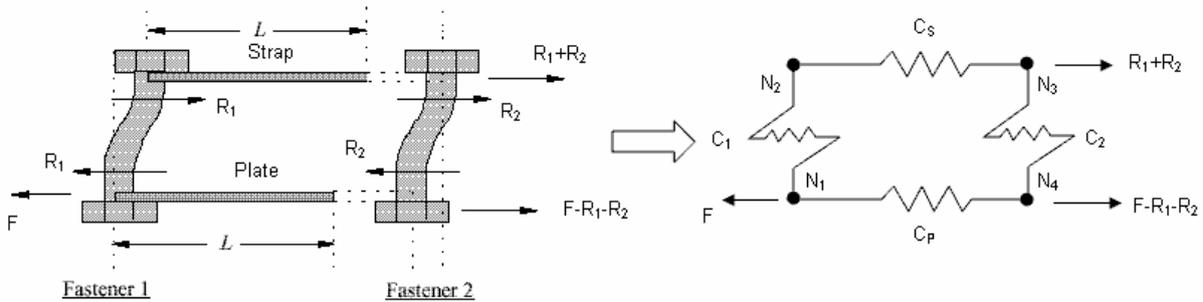
D diamètre de l'attache

E_F module d'attache de l'élasticité

t_{AV} épaisseur moyenne

$$t_{AV} = \frac{t_{STRAP} + t_{PLATE}}{2}, t_{AV} = \frac{2t_{STRAP} + t_{PLATE}}{2} \text{ pour le double} \quad (4.7)$$

Le modèle de transfert de charge dans une articulation peut être déterminé en construisant des équations d'équilibre et de compatibilité pour l'articulation. Si le joint a n rangées d'attaches alors il y aura une équation d'équilibre et (n-1) des équations de compatibilité de déformation. Chaque équation de déformation considère deux rangées adjacentes d'attaches et leur structure de liaison. La structure de liaison et les matériaux de fixation sont supposés rester élastiques. Chaque équation de compatibilité de déformation est basée sur le système de base suivant:



$$\delta_{N_1-N_2-N_3} = \delta_{N_1-N_4-N_3} \quad (4.8)$$

$$\delta_1 + \delta_{STRAP} = \delta_{PLATE} + \delta_2 \quad (4.9)$$

Depuis un déplacement est la charge multiplie la flexibilité

$$C_{F1}R_1 + C_S R_1 = C_P (F - R_1) + C_{F2} R_2 \quad (4.10)$$

Cette méthode permet de déterminer la charge de fixation individuelle et la répartition des charges d'éléments.

IV.5. Les joints injecté par les nanoparticules pour une application Aéronautique

Dans ce travail, des joints a était réalisé, testé et simulé: deux familles d'échantillons ont été étudiées et comparées, l'une assemblée avec un adhésive injecté par des nanoparticules obtenu mélangeant la même résine époxy avec nanoparticules de graphite. La dispersion des empilements de graphène expansé avec 2% en poids, et l'autre avec un adhésif standard. La recherche démontre

les propriétés mécaniques supérieures de l'adhésif avec l'ajout de nano-graphite grâce à la caractérisation expérimentale de son comportement en termes de résistance. Des simulations numériques par la méthode des éléments finis ont été réalisées dans la partie cohésive (cohésive Zone Model CZM), en obtenant comme paramètres la contrainte de cisaillement maximale. L'analyse montrée une bonne corrélation entre les résultats numériques et l'expérimentaux.

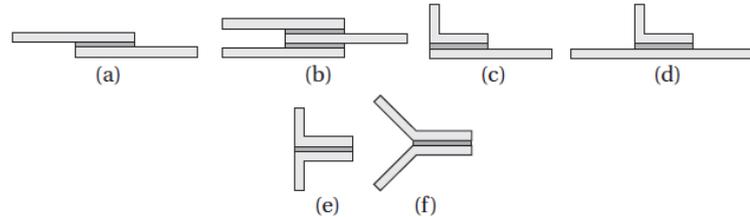


Figure IV.16 : Exemples de configurations couramment utilisées (a) single lap joint ; (b) double joint ; (c et d) L-joint ; (e) T joint ; (f) incliné T-joint [66]

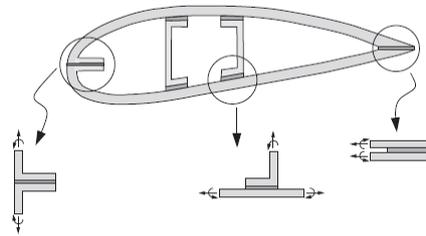


Figure IV.17 : Simplifications des joints adhésives d'une pale d'éolienne [66]

IV.5.1. L'influence des vides sur les joints

Cette partie c'est une caractérisation expérimentale pour étudier l'influence des vides sur un joint simple. X-RAY NONOTOM CT SCAN (fig.VI.18) (Tomographie par ordinateur) a été utilisée pour déterminer la distribution des vides dans l'adhésif. Par la suite, des modèles numériques, qui représentent des essais expérimentaux, ont été développés en modélisant des adhésifs en utilisant la technique des éléments finis. Un test de cisaillement a été effectué sur les éprouvettes afin de confirmer la résistance du joint collé en tenant compte du fait que les matériaux ont les mêmes caractéristiques mécaniques. Ensuite, la simulation numérique a été développée à l'aide du logiciel ANSYS.

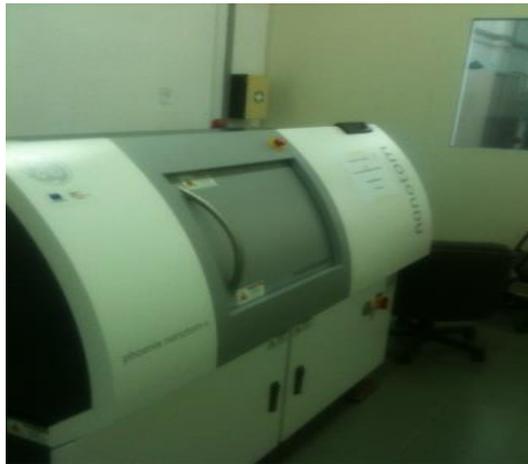


Figure IV. 18 : Nanotom à rayons X

IV.5.2. Les résultats expérimentaux

La machine de tomodensitométrie NANOTOM à rayons X a été utilisée pour analyser les échantillons. Une vue en 3D de la structure par la machine CT SCAN a été obtenue (fig.VI.19). Une vue claire de la distribution des vides, une distribution déférente des vides a été observé. L'étude est presque à mi-chemin et des résultats utiles ont été obtenus. nombre intéressant de micro-vides sont observés et aussi quelque vides en millimètres ; Selon ces résultats.

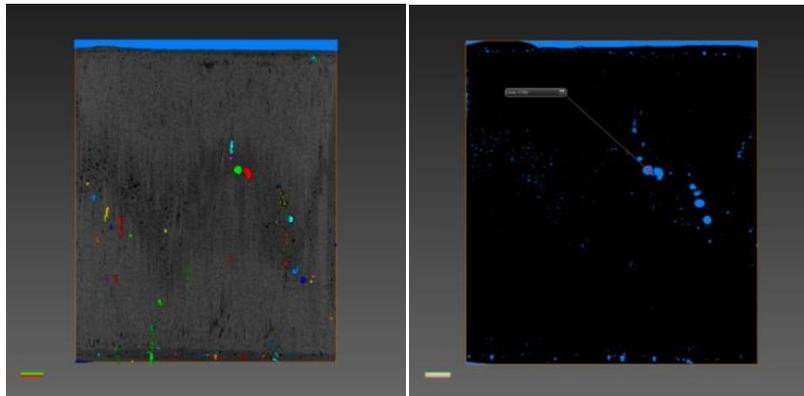


Figure IV. 19 : Section d'image binaire de section jointe CZM

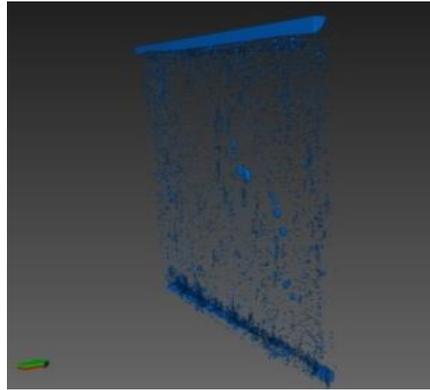


Figure IV. 20 : Image binaire de la section jointe

Les vides dans l'adhésif peuvent être de différentes formes. Il peut être montré avec une forme circulaire et en étoile. Après les résultats obtenus par logiciel AVISO (intégrer dans la machine), et avec l'analyse de l'image, un nombre intéressant des vides perturbés a été observé dans la surface de 490.3216 mm³ sous une grande charge.

La phase d'exécution, des différents tests à la charge de rupture de traction a été étudiée avec une analyse expérimentale et numérique pour déterminer l'effet des vides sur les adhésives.

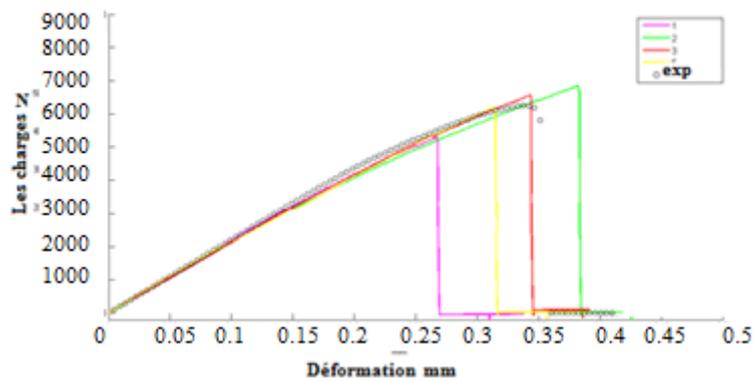


Figure IV. 21 : Comparaison expérimentale et numérique dans le cas des vides

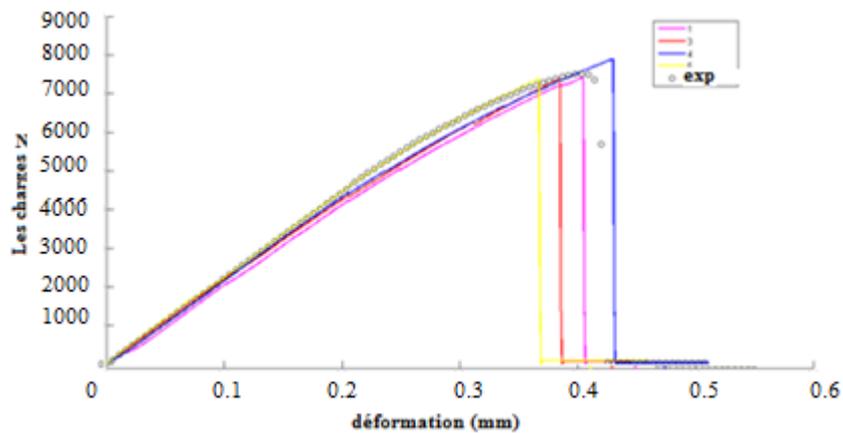


Figure IV. 22 : Comparaison expérimentale et numérique dans le cas de l'absence des vides

Et après validation des résultats les fissures virtuelles et l'augmentation de la contrainte de cisaillement provoquent les vides, compte tenu de la taille des vides jouent un grand rôle pour le début des fissures d'expansion dans l'adhésif. Ces vides peuvent résulter d'impuretés volatiles qui s'évaporent lorsque nous assemblons les joints pendant le processus de durcissement, une autre source des vides étant le piégeage de l'air entre l'adhérant et l'adhésive pendant la fabrication des joints [63].

Pour améliorer et augmenter la performance mécanique et la répartition uniforme des contraintes le long de la zone cohésive, pour améliorer et augmenter la performance mécanique, et pour diminuer le poids, un adhésive injecté par des nanoparticules a été proposé dans la partie suivante.

IV.5.3. Description de la partie expérimentale

Un composite renforcé avec du tissu de fibres de carbone utilisé dans les industries aéronautique et aérospatiale a été utilisé comme adhérent en raison de ses propriétés mécaniques et physiques intéressantes. DOW D.E.R. 331 a été utilisé (adhésive). L'agent de durcissement, l'isophorondiamine, à une concentration de 22,5% en poids, a été fourni par Sigma-Aldrich (St Louis, MO, USA). L'acétone a été utilisée telle que fournie. Lorsque le nanosilicate de résine D.E.R. 331 a été utilisé, le Graphène expansé a été ajouté à 2% du poids pour l'adhésive [49].

L'adhésive nanostructuré a été préparée comme suit : De l'acétone a été ajouté au graphène (2% du poids de l'adhésif à utiliser), et le mélange a été placé dans un bain à l'ultrason et agité pendant 10 minutes. Une quantité spécifiée de la résine époxy a été ajoutée au mélange Graphène / acétone, puis le mélange a été agité dans ultrason à 20 kHz pendant 60 minutes. Ensuite, le mélange a été chauffé à 70 ° C et agité pendant 10 minutes jusqu'à ce que la masse de la résine époxy et des nanostructures produites soient restées constantes (c'est-à-dire que la totalité de l'acétone s'était évaporée).

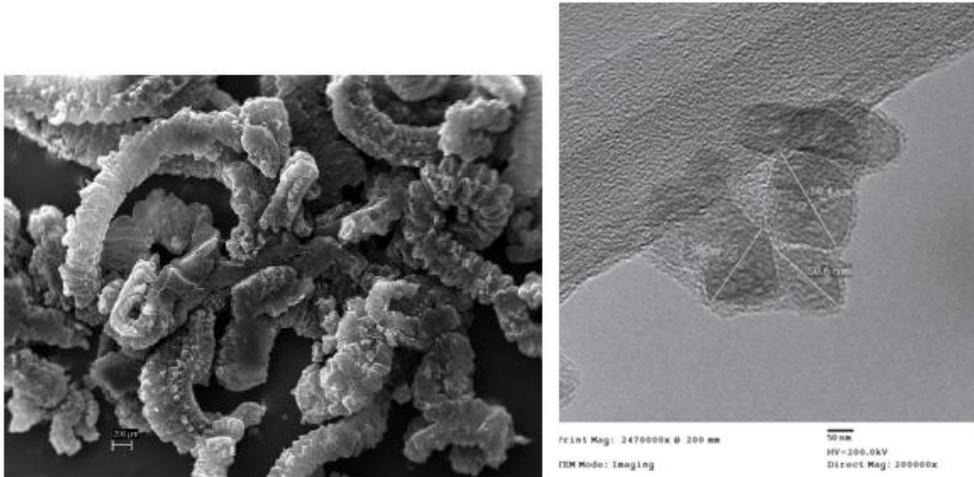


Figure IV.23 : Images microscopiques de la surface nanocristalline du nano-adhésif (chaque image mesure 50 μm de diamètre).

Les tests ont été réalisés en utilisant 32 couches de tissu de fibres de carbone, en tant qu'adhérentes. Chaque échantillon mesure 76 mm d'épaisseur et 101,6 mm de longueur et présente une zone de cohésive de 25,4 mm et une surface de 645 mm². Les images microscopiques des surfaces adhérentes sont représentées sur la figure IV.23 et une photographie et un schéma d'une éprouvette sont illustrées sur la figure IV.24.

Une machine a été sélectionnée pour s'assurer une charge maximale de 40 MPa [50]. Cette valeur est typique de la plupart des liaisons structurales. La surface de contact était de 645 mm², ce qui impliquait une charge d'environ 26 kN. La machine avait un plancher et une cellule de charge de 50 kN. La machine est représentée sur la Figure IV.25.

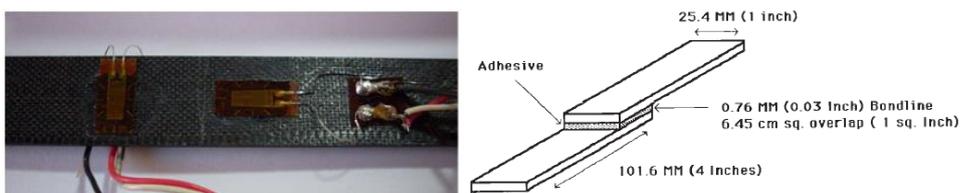


Figure IV. 24 : Photographie et schéma d'un échantillon



Figure IV. 25 : Photographie d'un spécimen à joint unique installé dans la machine d'essai INSTRON en vue d'un essai de traction

IV.5.3.1 Résultats expérimentaux

Cinq échantillons injectés avec des nanoparticules et cinq échantillons non injectés ont été testés, et le déplacement de force, la charge de rupture maximale, l'épaisseur de la couche adhésive et le mode de défaillance ont été déterminés pour chaque échantillon. Les données ont été converties en fichiers .txt et traitées à l'aide du logiciel MATLAB. Chaque test a été réalisé en utilisant une vitesse de glissement de 2 mm / min et une fréquence d'échantillonnage de 10 Hz.

Les diagrammes de charge pour les échantillons avec des joints à adhésive injecté et les échantillons avec un adhésif standard sont montrés sur la figure IV.26. Les données ont été acquises en utilisant des tests de cisaillement, et la différence statistique entre les résultats pour les échantillons avec adhésive standard et adhésive injecté par les nanoparticules a été déterminé.

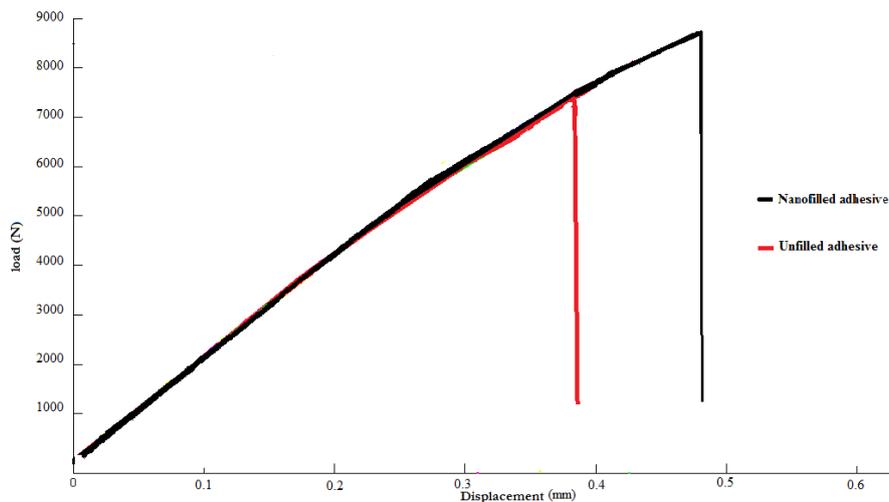


Figure IV.26 : déplacement / charge pour les échantillons avec adhésive standard et avec adhésive injecté.

Les résultats indiquent que l'adhésive injecté par des nanoparticules est plus performante que l'adhésive standard en termes de résistance mécanique et de rigidité adhésive (énergie et déplacement maximal). La fissuration s'est graduellement produite pendant les essais, comme déterminé par les craquements émis. Un son aigu indiquait l'accrochage de chaque échantillon.

Tableau VI. 1: Valeurs moyennes et écarts-types des paramètres force-déformation principaux pour les échantillons testés

	Epoxy standard	Nano Epoxy
$F_{max} (N)$	7130,8	8345,9
$\hat{\sigma}_F (N)$	671.1	245.9
$\delta_{F_{max}} (mm)$	0.3670	0.439
$\delta_{F_{max,av}}$	1.040	0.0270
$\tau_{max} (MPa)$	11.02	12.99
$\hat{\sigma}_{\tau_{max}} (MPa)\tau$	1.040	0.39
$E_{max}^{tot} (mJ)$	1699.7	1989
$\hat{\sigma}_E (mJ)$	332.4	199.46

Les courbes de force et de déplacement pour les joints formés en utilisant un adhésif standard et un adhésive injecté représenté sur la figure IV.26 indiquent que l'ajout des nanoparticules à l'adhésive augmente la capacité de déplacement de l'articulation. Cela indique que l'ajout des particules augmente l'absorption des formations de rupture au sein de l'articulation, et augmente considérablement la charge de rupture de l'articulation. Cependant, ajouter 2% de graphène à l'adhésif a diminué la capacité de déplacement de force de l'articulation.

IV.5.3.2. Simulations numériques

Des simulations numériques ont été effectuées à l'aide du logiciel ANSYS WORKBENCH, qui est une plate-forme intégrée contenant des paquets d'application pouvant interagir entre eux, la base de données générée dans un bloc (voir figure IV.27) pouvant être transférée à un autre.

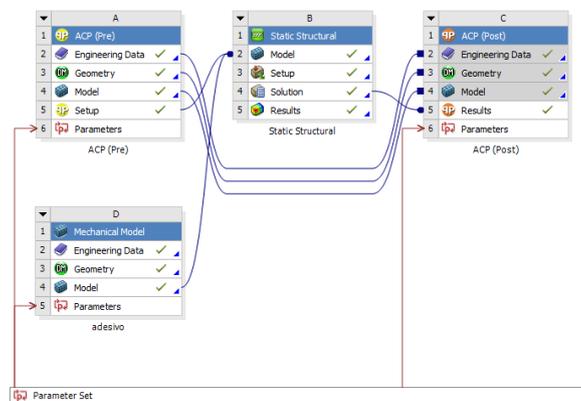


Figure IV. 27 : Structure de bloc du logiciel ANSYS WORKBENCH

Tableau VI. 2 Paramètres du modèle de zone cohésive

	$\tau_{max} (MPa)$	$Err_{crit}^t (mJ/mm^2)$
Epoxy standard	15.78	0.093
Nano-Epoxy	18.34	0.09

Tableau VI. 3 Principaux résultats des simulations, et les erreurs par rapport aux résultats expérimentaux

	Epoxy standard	Nano Epoxy
F_{max}	7456.8	8983.9
Error	0.24%	0.05%
$\delta_{Fmax} (mm)$	0.345	0.439
Error	3%	2.62%
$\tau_{max,av} (MPa)$	11.12	13.09
Error	0.63%	0.18%
$E_{max} (mJ)$	1699.7	2245.3
Error	16.03%	13.19%

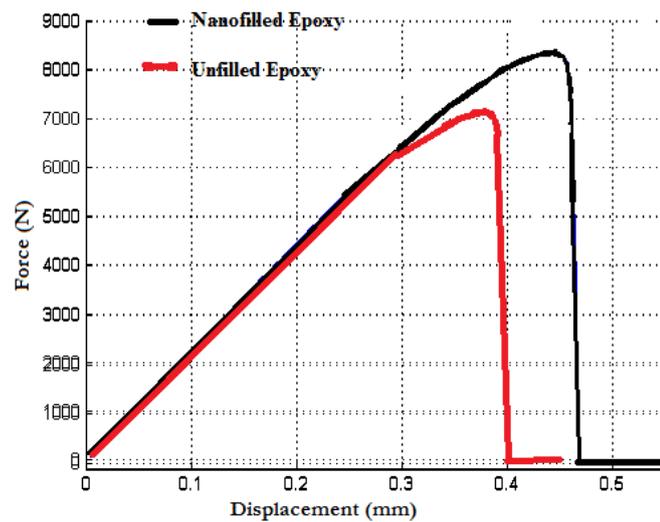


Figure IV. 28 : Courbes force-déplacement pour les échantillons formés en utilisant un adhésif standard résine et adhésive injecté.

Il a été observé dans diverses études que la modification du module de résine d'une liaison affecte également la rigidité globale de l'articulation. Cependant, les valeurs τ_{\max} et $ERRT_{\text{crit}}$ (taux de libération d'énergie totale critique) contrôlent la charge de rupture. La réalisation de plusieurs itérations a donné les valeurs indiquées dans le tableau IV.28. Ces valeurs étaient liées aux configurations de maillage et au nombre total de pas. Les caractéristiques de force-déplacement montrées sur la figure IV.28 ont été obtenues à partir de ces paramètres. Les principaux paramètres sont présentés dans le tableau IV.3, et les erreurs par rapport aux valeurs expérimentales présentées dans le tableau 1 sont également indiquées. Les incertitudes étaient acceptables du point de vue de l'ingénierie pour presque toutes les valeurs, mais l'erreur d'énergie était supérieure d'un ordre de grandeur aux erreurs des autres paramètres. Cela a été causé par les incertitudes accumulées dans les divers paramètres (tels que la rigidité, le déplacement et la force) utilisés pour évaluer l'énergie. Le coefficient K_t (raideur de contact), reflétant la rigidité spécifique de la zone de contact dans la section "réversible", était de 340,16 GPa / mm. La diminution du module d'Young du film adhésif non chargé de 2400 à 240 MPa a donné $K_t = 34,64$ GPa / mm, ce qui était d'environ un ordre de grandeur inférieur à K_t pour la section "réversible". Par conséquent, comme le montrent les courbes force-déplacement de la figure IV.26, un film plus rigide rend le matériau rigide, fragile et moins résistant, provoquant des dommages accélérés dans les éléments cohésifs.

IV.5.3.3. Discussion des résultats

Les contraintes de l'adhésives obtenues à l'aide du modèle logiciel basé sur l'analyse par éléments finis sont maintenant comparées aux résultats expérimentaux. Les distributions de contraintes ont été modélisées pour un seul joint de recouvrement adhésif, comme le montrent les figures a et b. Les courbes force-déplacement montrées aux figures a et b indiquent que les charges de rupture des articulations ont augmenté parce que la capacité de déplacement du type de joint de nanostructure a augmenté. L'augmentation des joints contenant des nanostructures soutient notre conclusion des résultats expérimentaux que l'ajout de nanostructures augmente la charge de rupture moyenne.

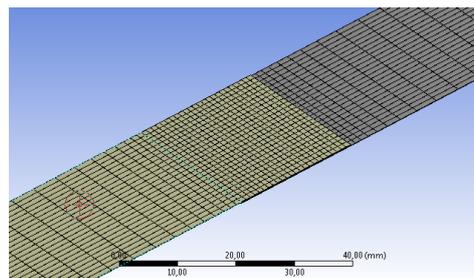
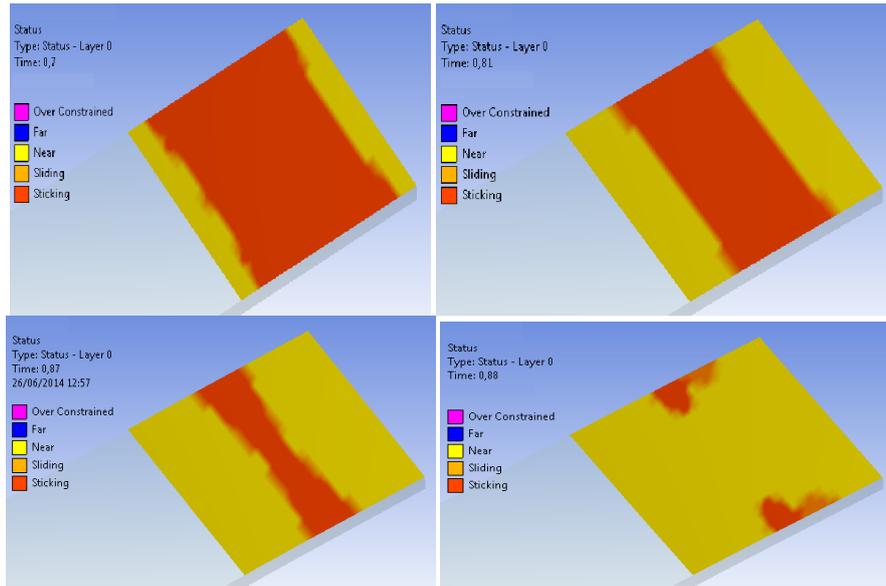
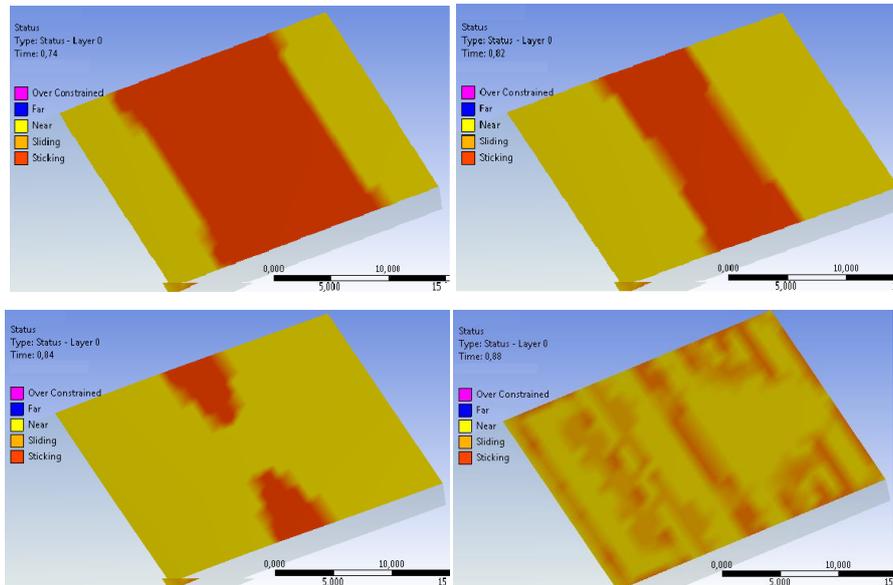


Figure IV.29 : Modèle d'éléments finis



(a):



(b):

Figure IV. 30 : Les états de contact pour (a) les échantillons avec adhésive standard (b) les échantillons avec adhésive injecté.

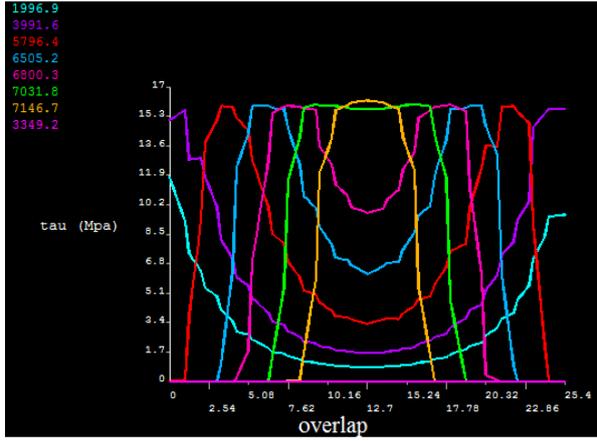
Tableau VI. 4 ERR^t values

	$ERR^t_{crit} (mJ/mm^2)$	Error
Epoxy Standard	8.643×10^{-2}	3.6%
Nano Epoxy	9.713×10^{-2}	7.9%

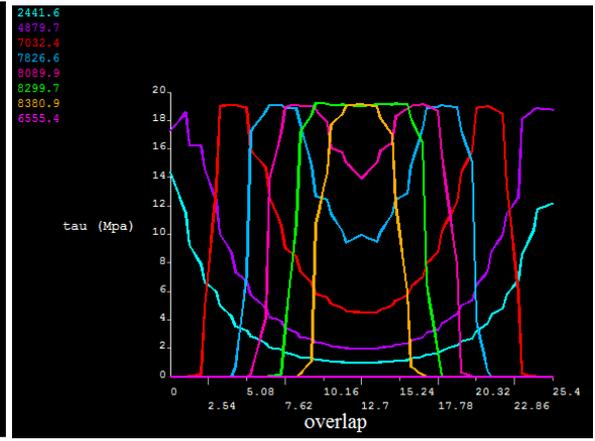
L'analyse numérique indique que la contrainte dans un joint produit au bord de la zone cohésive. La diminution de cette contrainte augmente considérablement les capacités de déplacement. Différentes géométries de joints adhésifs ont été utilisées pour diminuer la tension de décollement. La capacité de déplacement était plus élevée pour l'adhésive injecté que pour l'adhésive standard, comme le montrent les courbes force-déplacement des figures c et d, une trop grande augmentation de la capacité de déplacement affecte négativement la charge de rupture du joint, comme le montrent également les courbes. L'augmentation de l'étendue du renforcement nanoparticules dans la résine augmente la flexibilité de l'adhésive, ce qui à son tour augmente la capacité de déplacement du joint et diminue la charge de rupture (fig.30 c et d).

L'avancement d'une fissure peut être étudié à partir de la tendance de la contrainte tangentielle le long de l'axe du contact CZM. On peut voir sur les figures a et b que l'augmentation de la charge diminue la zone cohésive. Spécifiquement pour l'adhésif injecté, la transition du colleur violet au rouge dans la courbe pour le passage de l'état de tension indique le début de la désintégration structurelle de l'articulation et donc le début du chemin de fissure (caractérisé par la perte de tension tangentielle à l'extrême extrémités de la zone de cohésive). Cette défaillance implique une diminution de la rigidité de l'articulation, reflétée dans le changement de la courbe force-déplacement représentée sur la figure IV.6.6.

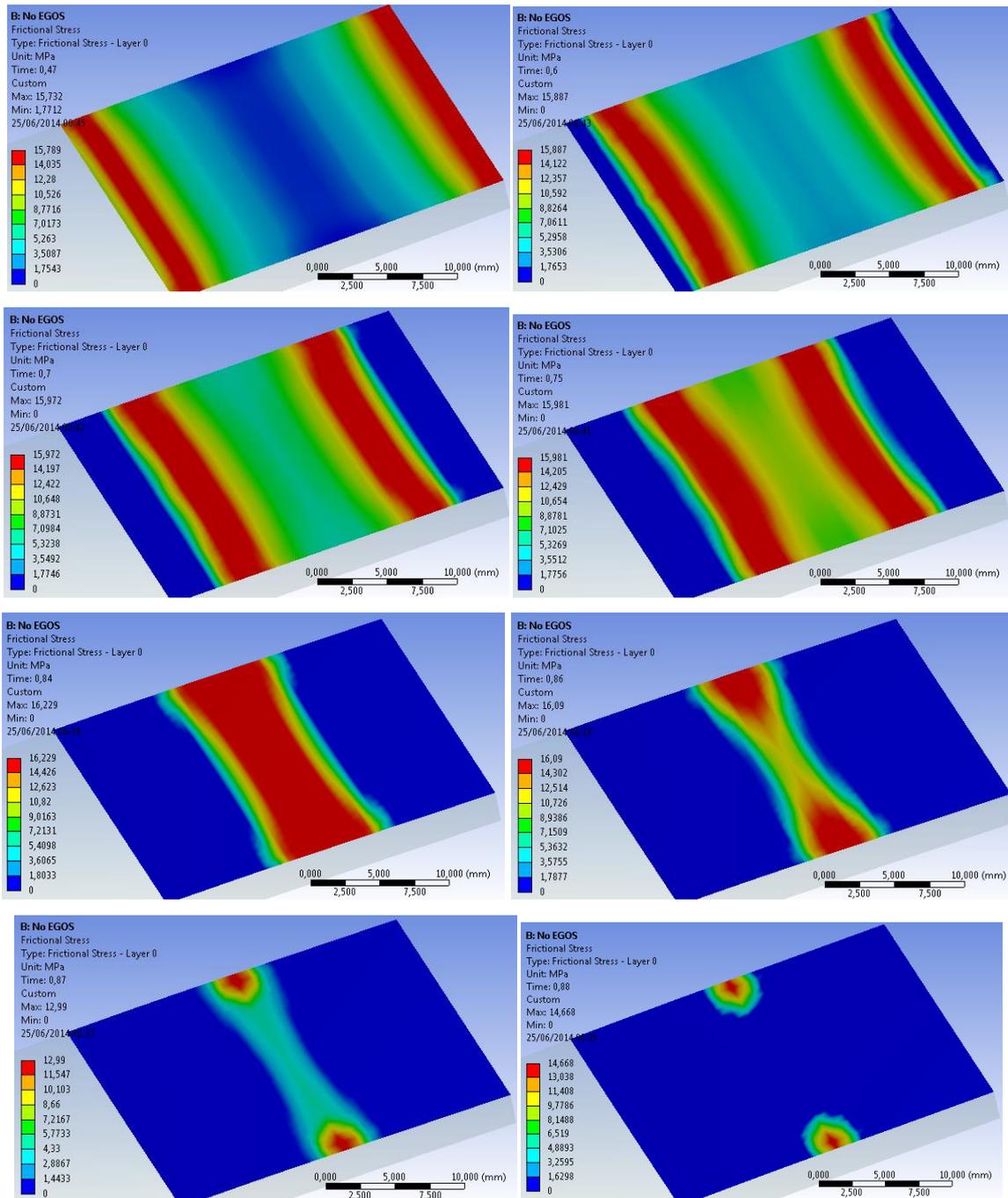
Les diagrammes en T de la figure a et b indiquent certaines similitudes entre les courbes pour les deux premières charges (inférieures), ce qui nous aide à valider le modèle de contact numérique. Les courbes $\tau(\delta)$ ont été obtenues en utilisant la macro de langage de conception paramétrique ANSYS. Dans cette macro, les surfaces de contact et de cible sélectionnées pour créer l'élément CONTA174 ont été utilisées dans le modèle numérique pour représenter le contact et la relation entre la surface cible 3D et la surface déformable. Ces graphes ont confirmé la tendance du modèle numérique bilinéaire et ont permis de valider les simulations en vérifiant (en utilisant la même macro) les valeurs $ERRT_{crit}$ et en comparant les valeurs avec celles utilisées dans le modèle cohésif. Les résultats sont présentés dans le tableau IV.26. Les erreurs indiquées dans le tableau sont des erreurs de calcul et de discrétisation.



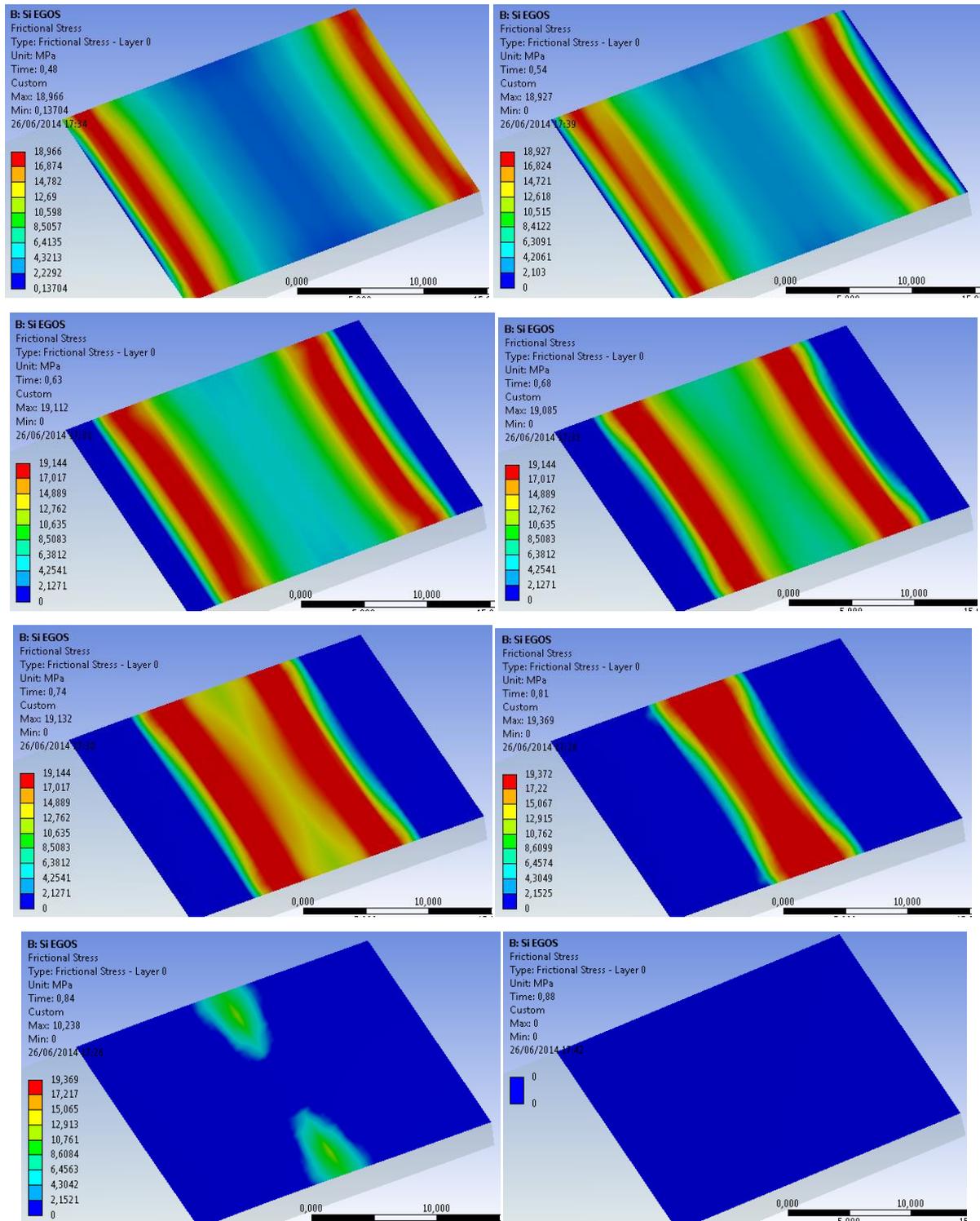
(a)



(b)



(C):



(d):

Figure IV.31 : Tension tangentielle au milieu de la zone cohésive modélisant le contact à diverses charges (en N) pour (a) les échantillons avec adhésive standard et (b) les échantillons adhésive injecté. La contrainte de cisaillement à l'interface dans les échantillons avec adhésive standard (c) et (d) les échantillons avec adhésive injecté.

La charge de rupture d'un joint est grandement affectée en augmentant la charge de rupture de l'articulation ou en diminuant la quantité de nanostructures ajoutées. La surface n'a pas progressé en ligne droite le long de la largeur de la jonction, mais il s'est avéré avoir un léger virage. En effet, les articulations inférieures déformables dans la zone centrale étaient liées à l'état triaxial supérieur de l'état de tension, provoquant un comportement de contact plus délicat ou l'avancement des conditions de rupture des éléments CZM. La vitesse de propagation de la fissure augmente à mesure que la fissure progresse vers la zone cohésive centrale. C'est parce que la tension a augmenté en raison de la charge accrue et de la diminution de la résistance de surface. Cependant, pour l'évaluation du front de crête ANSYS WORKBENCH, un paramètre de sortie défini a été utilisé dans le cadre de l'outil de contact dans le but de renseigner l'état du contact CZM.

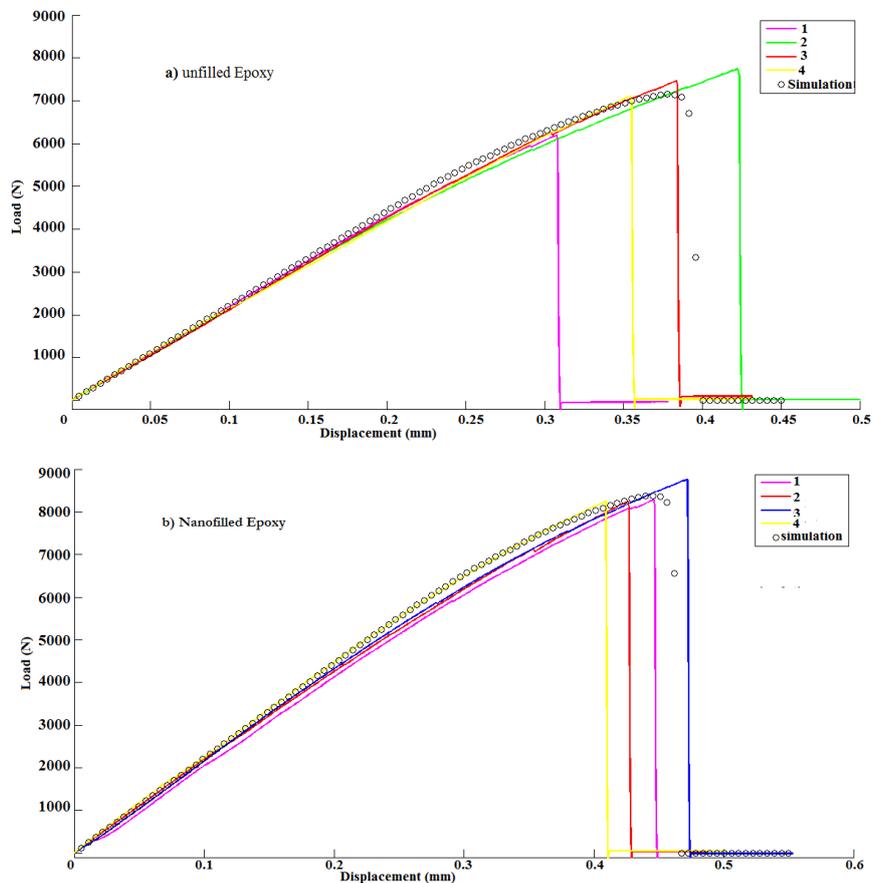


Figure IV.32 : Comparaison des données expérimentales et numériques pour les joints à simple recouvrement (a) adhésive standard et (b) avec adhésive injecté.

L'état de contact à la même étape de tension et à l'interface adhérent-adhésive que celle représentée sur les figures IV.31 a et b est représenté sur les figures IV.32 a et b, les résultats expérimentaux et les résultats de simulation sont comparés. La comparaison permet de valider quantitativement le modèle numérique, démontrant un bon ajustement avec les données expérimentales.

Conclusion

L'effet de l'ajout des nanoparticules dans l'adhésif (produit en ajoutant 2% de Graphène en poids) a été étudié numériquement et expérimentalement pour les applications aérospatiales. Les résultats montrent que l'adhésive injecté par des nanoparticules du Graphène améliore les performances mécaniques. Aussi donne une bonne répartition des contraintes le long de la zone cohésive d'une manière relativement uniforme. L'ajout des nanoparticules diminuent le poids de la structure des joints (typique pour une utilisation dans des applications aérospatiales). L'ajout des nanoparticules dans la résine époxy homogène a augmenté la charge maximale de 17,6% et l'énergie totale sous la courbe de 40,7%. Le graphène a permis d'absorber plus d'énergie car les lamelles pouvaient glisser l'une contre l'autre.

Conclusion générale

Conclusion générale :

Cette étude abordée une analyse des structures et des matériaux utilisés en aéronautique, et leurs différents types d'assemblage. Calcul des contraintes dans les parties principale de l'avion (aile et fuselage) a été effectué, Ensuite, un nouveau type des joints a été proposé pour renforcé l'assemblage des différentes composants de ces structures et augmenter ca rigidité. Cette étude nous a permis d'atteindre des résultats numériques et expérimentaux très importants, ou on peut dire que l'analyse d'un avion est une activité complexe, et le choix d'une structure ou d'un concept fonctionnel est toujours le fruit d'une réflexion qui vise à satisfaire une multitude d'impératifs souvent contradictoires. C'est là qu'intervient l'essentiel du savoir-faire pour une analyse qui saura proposer la solution optimale. Les éléments finis sont nécessaires pour la définition et l'optimisation d'un avion, pour développer aussi rapidement que possible des configurations économiques et optimisées, qui auront une bonne performance. Alors le besoin de la conception d'un outil d'éléments finis fiable et puissant est évident et indispensable.

Les problèmes inverses constituent également un défi d'intérêt. Ils permettent par exemple de remonter aux caractéristiques d'un matériau (qui seront utilisées dans d'autres calculs), à partir d'essais sur un échantillon. C'est également souvent la seule voie d'identification des paramètres et comportement pour tout ce qui concerne la modélisation en général, car il n'est pas possible d'effectuer des mesures réelles, et peut-être surtout, les modèles développés aujourd'hui se veulent de plus en plus réalistes. Il devient alors indispensable de coupler des modèles numériques différents, ce qui n'est possible que si, au préalable, on a su établir des passerelles, des lieux de travail commun, entre des spécialistes de plusieurs disciplines.

Le calcul et le dimensionnement d'un système de structure d'un avion, et la détermination de charges de conception correctes ont été reconnus dès le début de l'aviation comme un problème important. Les concentrations de contrainte au niveau des structures d'avion, grâce à une méthode numérique : les éléments finis. Ainsi à partir d'un modèle géométrique, de propriétés pour les éléments et de différents cas de chargement, correspondants à des situations réelles en vol, ou nous avons pu visualiser le phénomène des concentrations de contraintes dans les parties principales de l'avion. En effet, les concentrations de contraintes peuvent être assurées si on n'y prête pas attention. Il est donc indispensable d'aménager la structure en conséquence aux endroits les plus susceptibles, afin de réduire les risques de dommages. Nous avons essayé d'expliquer et de commenter le phénomène à travers des exemples dans le chapitre III, Un modèle d'éléments finis n'est qu'un outil pour aider à compléter le travail de l'analyse, et il ne peut le remplacer. Le MEF permet le calcul des charges internes ainsi que des niveaux de contrainte, la détermination des

différents modes de rupture ainsi que de la capacité de chaque structure requise pour le calcul des marges de sécurité. Des modèles d'éléments finis sont aussi créés pour justifier certains designs de détail et pour analyser les pièces complexes.

Une structure d'avion complète est fabriquée à partir de nombreuses pièces. Ces pièces sont composées de feuilles, de profilés extrudés, de pièces forgées ou de plaques usinées, qui doivent être assemblées pour former des sous-ensembles. Bien que certaines technologies de soudage émergent et que le collage des métaux ait été utilisé par le passé, les fixations (joints mécaniques) restent la principale technique pour assembler des pièces dans l'industrie aérospatiale.

Pour les fixations et les joints l'ajout de nanoparticules utilisées uniquement dans les applications aérospatiales joue un rôle très important pour augmenter la charge maximale des contraintes. Les adhésives avec nanoparticules donne une bonne répartition des contraintes, donc diminuer la propagation des fissures aux niveaux des joints. Cependant, les différents groupes fonctionnels du Graphène ont permis le transfert de la charge vers les parties extrêmement rigides et résistantes. La MEF indique que les joints collés doit être modélisée comme un film adhésive en utilisant uniquement l'élément CZM pour les deux adhésifs. La rigidité de l'articulation, en particulier lorsqu'elle est augmentée en modifiant le module d'Young de la résine formant le film adhésif, la taille des nanoparticules généralement entre 50-500 μm . Le modèle numérique correspondait bien aux données expérimentales et les erreurs maximales étaient raisonnables. La simulation numérique devrait être développée pour représenter un joint afin de calibrer un modèle basé sur des essais de traction en cisaillement utilisant des systèmes d'acquisition de déplacement. Ceci a été réalisé en utilisant des extensomètres pour évaluer le modèle d'étirement pour les spécimens avec précision, en évitant les déformations majeures typiques dans les tests de cisaillement pour les joints. L'utilisation d'un modèle numérique permet donc de modéliser plus précisément le comportement de contact CZM en ce qui concerne le cisaillement. Les améliorations de la résistance, de l'épaisseur, des paramètres de l'adhésive, de la longueur de la zone cohésive et d'autres facteurs obtenus en ajoutant du graphène permettront de développer des joints avec des performances mécaniques bien supérieures à ce qui est actuellement possible.

Les adhésives injecté par des nanoparticules de graphène utilisés pour renforcer l'assemblage des longerons sur les revêtements des fuselages et des ailes, ainsi que sur les revêtements des élévateurs, des ailerons, et des spoilers. Les grandes structures dans lesquelles les composites sont collés par les adhésives aux métaux. Cela rend la structure de l'avion plus solide et léger, car l'intégrité de l'utilisation de la nanotechnologie donne une valeur très importante dans le monde de l'aéronautique.

Perspective

Les structures des avions sont en générale composés d'éléments discrets assemblés par des matériaux légers et de grandes résistances surtout aux niveaux des contacts et des joints des matériaux. Ces joints sont soumis à des contraintes importantes qui peuvent provoquer leur fissuration et même la destruction du rivet qui lui aussi est soumis à d'importantes contraintes de cisaillement. Une nouvelle méthode de fixations est introduite et qui repose sur le collage des éléments de la structure et qui a une grande application surtout dans l'aérospatiale. Cette dernière est encore plus renforcée en introduisant à la colle des nanoparticules de graphène pour rendre la colle plus résistante. D'où les nouveaux matériaux utilisés en aérospatiale tels que les nanomatériaux qui sont introduits dans les plaques ou les joints de structures ayant pour objectifs :

- Amélioration des performances mécaniques des éléments des structures aéronautiques
- Répartition des contraintes le long des zones liées d'une façon relativement uniforme, contrairement à ceux liés par rivetage.
- Diminution du poids de la structure, surtout pour l'utilisation dans les applications aérospatiales.

Ces nouveaux matériaux sont souvent actuellement utilisés au niveau des différents types des joints en structures aéronautique et aérospatiale ainsi qu'en pales d'hélicoptères et pales d'éoliennes tels que les joints plans, joint en T, en Y, en L, etc.

References bibliographies

- [1] F. Hürlimann, Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE Based Multidisciplinary Process, 2010 ISBN 978-3-909386-46-8.
- [2] C. Ledermann, P. Ermanni, R. Kelm, Dynamic CAD objects for structural optimization in preliminary aircraft design, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 7, pp. 601-610, 2006
- [3] S. Hakim, S. Aljibori, Finite Element Analysis of Sheet Metal Forming Process, *European Journal of Scientific Research*, Vol.33 No.1 (2009), pp.57-69.
- [4] Elodie Roux. Modèle de Masse Voilure Avions de transport civil. thèse ONERA, Volume N° 2, 2006
- [5] M. D. Ardema, M. C. Chambers, A. P. Patron, A. S. Hahn, H. Miura, M. D. Moore, Analytical Fuselage and Wing Weight Estimation of Transport Aircraft, NASA Technical Memorandum 110392, May 1996.
- [6] B. Necib, les méthodes des éléments finis, Aéronautique, université de Constantine, 2010.
- [7] N. Moës. Mécanique des milieux continus. École d'ingénieur. Nantes, France. 2011, pp.105.
- [8] O. Zirmi. Analyse de fabricabilité en conception de gammes d'usinage pour l'aéronautique. Mécanique. Institut National Polytechnique de Grenoble - INPG, 2006.
- [9] A. Krumbein, transition prediction for 3D wing configurations using database methods, and a local, linear stability code, Elsevier; *Aerospace Science and Technology* 12 (2008) 592–598 (J).
- [10] C. Ledermann, C. Hanske, J. Wenzel, P. Ermanni, R. Kelm, Associative parametric, CAE methods in the aircraft pre-design, *Aerospace Science and Technology* 7, (2005) 641–651.
- [11] F. Jean Garrigues. Equations générales des milieux continus. Engineering school. *Equations générales des milieux continus*, 2012, pp.77.
- [12] C. Cerulli, P.B. Meijer, M.J.L. van Tooren, Parametric modeling of aircraft families for load calculation support, In 45th AIAA/ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, 2004.
- [13] L. Gornet. Généralités sur les matériaux composites. Engineering school. 2008.
- [14] DP. Raymer (1999) *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, third edition AIAA Education Series.

- [15] K. W. Castaings, M. Bacon, C., 2009. 3D Finite Element simulations of an air-coupled ultrasonic NDT system, *NDT&E Int.* 42, 524-533.
- [16] RJ. Lloyd, James FM III (2003) *Aircraft Design Projects for engineering students.* Hürlimanna F, Kelmb R, Dugasb M, Oltmannb K, Kress G(2011) *Mass*
- [17] W. Ramberg, W. Osgood (1943) *Description of Stress-Strain Curves by Three*
- [18] F. Ameri, and D. Dutta, *Product Lifecycle Management: Closing the Knowledge Loops, Computer-Aided Design and Applications, Vol. 2, No. 5, 2005, pp 577-590.*
- [19] PP. Camanho, GH. Ercin, G. Catalanotti, Mahdi S, Linde P. A finite fracture mechanics model for the prediction of the open-hole strength of composite laminates. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2012;43(8):1219–25.
- [20] C. Ledermann, C. Hanske, J. Wenzel, P. Ermanni, R. Kelm, *Associative parametric, CAE methods in the aircraft pre-design, Aerospace Science and Technology* 7, (2005) 641–651.
- [21] Zhu, Y., Kedward K., *Methods of analysis and failure predictions for adhesively bonded joints of uniform and variable bondline thickness, Federal Aviation Administration. (2005).*
- [22] ASTM D 5868-95, *Standard Test Method for Lap Shear Adhesion for Fiber Reinforced Plastic (FRP) Bonding, ASTM, 2002.*
- [23] 11. P Kuhn, J Peterson, LR Levin (1952) *A Summary of Diagonal Tension: Part1- Method of Analysis. NACA Technical Note 2661*
- [24] PP. Camanho, GH Ercin, Catalanotti G, Mahdi S, Linde P. A finite fracture mechanics model for the prediction of the open-hole strength of composite laminates. *Compos Part A Appl Sci Manuf* 2012;43(8):1219–25.
- [25] MIL-HDBK-5, *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicule Structures*
- [26] Asgharifar, M., Kong, F., Carlson, B., Kovacevic, R., 2012. An experimental and numerical study of effect of textured surface by arc discharge on strength of adhesively bonded joints, *J. Mech. Eng. Automat.* 2, 229–242.
- [27] A.Harris, F. Beevers, A., 2003. The effects of grit blasting on surface properties for adhesion, *Int. J. Adhes. Adhes.* 19, 445-452.
- [28] Ke, W., Castaings, M., Bacon, C., 2009. 3D Finite Element simulations of an air-coupled ultrasonic NDT system, *NDT&E Int.* 42, 524-533.
- [29] M.Drozdz, *Efficient finite element modelling of ultrasound waves in elastic media, Ph.D. thesis, Imperial College, London, 2008.*

- [30] M. Castaings, P. Cawley, The generation, propagation and detection of Lamb waves in plates using air-coupled ultrasonic transducers, *Journ. of Acoust. Soc. of Am.* 100 (5), 3070-3077.
- [31] C. Sator, W. Becker, Closed-form solutions for stress singularities at plane biand trimaterial junctions. *Arch Appl Mech* 2012; 82(5):643–58.
- [32] S. Emmanuel, R. Mathieu, M. Anissa, C. Michel, The transmission of Lamb waves across adhesively bonded lap joints to evaluate interfacial adhesive properties. *Physics procedia* Volume 70, 2015, Pages 541-544.
- [33] S. Chatterjee, Structural and Physical Effects of Carbon Nanofillers in Thermoplastic and Thermosetting Polymer Systems. *ACTA Universtatis* 2012.
- [34] H. M. Cheng, F. Li, G. Su, H. Y. Pan, L. L. He, X. Sun, and M. S. Dresselhaus. Large- scale and low-cost synthesis of single-walled carbon nanotubes by the catalytic pyrolysis of hydrocarbons. *Applied Physics Letters*, 72:3282–3284, 1998.
- [35] EF. Bruhn, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures. Jacobs Publishing Inc.
- [36] C Ledermann, C Hanske, J Wenzel, P Ermanni, R Kelm (2005) Associative parametric CAE methods in the aircraft pre-design. *Aerospace Science and Technology* 7: 641-651.
- [37] J. Christopher, ERS. Sergio, C. Pitter, Use of Cad for weight estimation aircraft conceptual design. 24th International congress of the aeronautical sciences
- [38] L. Nicolai Fundamentals of Aircraft Design, METS, Inc., 6520 Kingsland Court, San Jose, CA, 95120 (1975).
- [39] Brandt SA, Stiles RJ, Bertin J, Whitford R (1997) Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. AIAA Education Series 1997
- [40] E. F. Bruhn, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, 1965.
- [41] M. C. Y. Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing, , 1999
- [42] An introductory course on aircraft loading”, J.B. de Jonge, 1984. “Aircraft Loading and Structural Layout”, D. Howe, AIAA, 2004.
- [43] M. Tate, S. Rosenfeld, NACA TN1051, “Preliminary Investigation of the Loads Carried by Individual Bolts in Bolted Joints”, 1946.
- [44] F. Heidarpour, M. Farahani, P. Ghabezi. Experimental Investigation of the Effects of Adhesive Defects on the Single Lap Joint Strength. *International journal of adhesion and adhesives* Volume 80, January 2018, Pages 128-132
- [45] G.C. Papanicolaou, D.V. Portan, G.N. Petropoulos, L.C. Kontaxis Effect of TiO₂ Nanotubes Developed On Pure Titanium Substrates On The Mechanical Performance

- Of Titanium-Titanium Single-Lap Adhesive Joints. *Ciência & Tecnologia dos Materiais* Volume 28, Issue 2, 2016, Pages 130-137 .
- [46] E.F. Bruhn, *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*”, Jacobs Publishing Inc.
- [47] M. C. Niu, *Airframe Stress and Analysis and Sizing*”, Conmilit Press Ltd.
- [48] H. uiHua, al *An experimental investigation on the aerodynamic performances of flexible membrane wings in flapping flight* Elsevier; *Aerospace Science and Technology* 14 (2010) 575–586
- [49] MC. Niu, *Airframe Stress and Analysis and Sizing*. Conmilit Press Ltd.
- [50] G. Brunetti, B. Golob, *Computer Aided Design*, 2000, 32(14), 877-887
- [51] R. Ahmad, Y. Fan, L. Hu, *Analying Innovation, knowledge management and PLM connections*, Proceedings of 6th intconf CAID & CD, 2005,Delft, Netherlands; P642-647.
- [52] G.Q. Huang, , S.W. Lee, K.L. Mak, *Int. Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2001,18(8), 605-613
- [53] M. Chun and Yung Niu, *Airframe stress analysis and sizing*, Book, 2nd Edition, 1997, HongKongconmilit press.
- [54] *Material Properties Development and Standardization (MMPDS)*, DOT/FAA
- [55] R. Hollertz, S. Chatterjee, H. Gutmann, T. Geiger, F. A. Nüesch, and B. T. T Chu. *Improvement of toughness and electrical properties of epoxy composites with carbon nanotubes prepared by industrially relevant processes*. *Nanotechnology*, 22:125702 – 125711, 2011.
- [56] H. Khoramishad, AD. Crocombe, KB. Katnam, IA. Ashcroft. *Predicting fatigue damage in adhesively bonded joints using a cohesive zone model*. *Int J Fatigue* 2010;32(7):1146–58.
- [57] D. Silva LFM, RD. Campilho, *Advances in numerical modelling of adhesive joints*. Springer; 2012.
- [58] B. Ehrhart, B. Valeske, C.E. Muller, C. Bockenheimer, *Methods for the Quality Assessment of Adhesive Bonded CFRP Structures*, 2nd International Symposium on NDT in Aerospace, Germany 2010.
- [59] H. Lourme, *Etude des assemblages collés par ondes guidées ultrasonores : étude expérimentale et modélisation par éléments finis*, Thèse n°3902, Université Bordeaux 1.
- [60] M. Castaings. *SH ultrasonic guided waves for the evaluation of interfacial adhesion*, *Ultrasonics* 54, 1760-1775, 2014.

- [61] S. Ahmed , R. Talreja, A numerical study of failure of an adhesive joint influenced by a void in the adhesive. *Composite Structures*. *Composites structures* Volume 156, 15 November 2016, Pages 165-170 156 (2016) .
- [62] Y. Zhu, M. Kedward, *Methods of analysis and failure predictions for adhesively bonded joints of uniform and variable bondline thickness*, Federal Aviation Administration. (2005).
- [63] ASTM D 5868-95, *Standard Test Method for Lap Shear Adhesion for Fiber Reinforced Plastic (FRP) Bonding*, ASTM, 2002.

Les annexes

Les annexes

Annexe A

A.1. Concepts généraux

Les charges ou forces externes agissant sur un avion sont constituées de cinq composants. Les quatre premiers composants sont:

1. Charges aérodynamiques. Ceux-ci comprennent les forces de levage (perpendiculaires au vecteur de vitesse de vol V

R) et les forces de traînée (parallèles à V) agissant sur les surfaces externes de l'avion.

Forces de propulsion agissant sur l'hélice ou, pour un avion à réaction sur le compresseur et les aubes de turbine du moteur à réaction.

Charges par gravité. Chaque masse dm est soumise à une force de gravité qui agit dans une direction verticale, qui est dans la direction du vecteur de gravité g

$$d\vec{F} = \vec{g} \cdot dm \quad (\text{A.1})$$

Les charges de réaction au sol agissent sur les roues lorsque l'avion est au sol. Généralement, ces charges externes ne sont pas en équilibre, et l'avion sera accéléré selon la loi de Newton:

$$\sum \vec{F} = m \cdot \vec{a} \quad (\text{A.2})$$

L'analyste structurel, cependant, est utilisé pour analyser les systèmes qui sont au repos. Pour cette raison, il est devenu habituel de rétablir l'équilibre statique en introduisant des charges apparentes de taille égale mais de signe opposé à la masse multipliée par l'accélération:

$$\vec{F} = -m \cdot \vec{a} \quad (\text{A.3})$$

Évidemment, la somme des charges est égale à zéro:

$$\sum \vec{F} + \vec{F}_a = 0 \quad (\text{A.4})$$

Le terme «apparent» a à voir avec l'expérience d'un passager. Si une voiture fait un virage serré vers la droite, il faut agir sur les roues vers la droite, sinon la voiture irait droit. Cependant, pour un passager qui a les yeux fermés, il peut sembler qu'il va droit au but, mais qu'une force à gauche agit sur lui: il fait l'expérience d'une soi-disant force centrifuge vers la gauche. Les charges apparentes sont appelées "charges d'inertie". Les charges d'inertie sont la cinquième composante des charges externes [37].

Les forces aérodynamiques sont des forces de pression agissant sur la surface de la structure de l'avion. Les principales forces aérodynamiques agissent sur les grandes surfaces aérodynamiques: l'aile et l'empennage (stabilisateur horizontal et vertical). La figure suivante montre une distribution de pression sur un profil aérodynamique. Notez que les forces de

pression varient dans le sens de l'envergure de zéro à l'extrémité à une valeur maximale à la racine. Notez également la variation des forces de pression dans le sens de la corde.

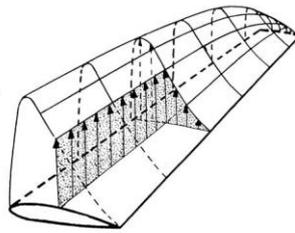


Figure A. 1 Répartition de la pression sur un profil aérodynamique

Les forces sur un profil aérodynamique à un certain WS peuvent être définies par une force de portance, une force de traînée et un moment aérodynamique, le tout par unité de longueur. Le moment aérodynamique est présent puisque typiquement les forces aérodynamiques sont données au centre aérodynamique et non au centre de pression.

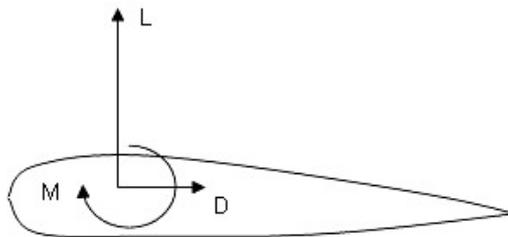


Figure A. 2 Lift aérodynamique

La force de propulsion est généralement une force agissant vers l'avant sauf lorsque l'inverseur de poussée est engagé, alors la force peut agir en arrière. D'autres charges peuvent être transférées du moteur à la structure, mais les charges de gravité et d'inertie couvrent principalement ces forces.

Les charges de gravité et les charges d'inertie n'agissent pas sur une surface externe mais sur la «masse». Ils sont connus en mécanique comme "forces du corps". Ils peuvent être répartis charge ou charges ponctuelles [38]. La structure, la charge utile, l'intérieur de la cabine et le carburant sont des charges réparties. De nombreux systèmes sont des charges ponctuelles importantes: moteurs et trains d'atterrissage par exemple. Les deux figures suivantes présentent respectivement la proportion en poids d'un avion au décollage et la proportion en poids de l'avion sans le carburant et la charge utile.

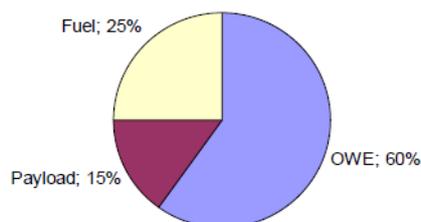


Figure A. 3 Proportion de poids d'un avion Poids au décollage (TOW) [39]

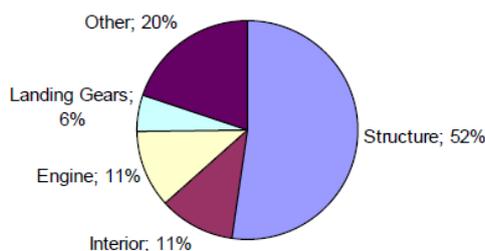


Figure A. 34 Proportion de poids pour un poids opérationnel de l'avion vide (OWE) [39]

La somme des charges externes sans les charges gravitationnelles et inertielles, divisée par l'importance de la charge gravitationnelle, est appelée «facteur de charge» n :

$$\vec{n} = \frac{(\vec{F}_{aero} + \vec{F}_{PROP} + \vec{F}_{GROUND})}{mg} \quad (A.5)$$

Évidemment, le facteur de charge est une quantité vectorielle (il a une grandeur et une direction). La composante de ce vecteur dans la direction z positive du système d'axes avion est appelée n_z ou simplement n. Les charges d'inertie ne sont pas seulement liées à la translation du corps rigide, mais elles sont également liées au déplacement rotatif du corps rigide de l'avion et au comportement de l'avion flexible [40]. Le facteur de charge "n" est alors défini comme le rapport entre l'accélération locale et la charge gravitationnelle. Dans ces cas, les extrémités d'un fuselage peuvent subir plus de 8 g d'accélération verticale et l'extrémité de l'aile peut subir une accélération verticale de plus de 30 g.

Les forces externes des cinq composants différents induisent des forces de cisaillement (V), moments de flexion V et les Torsion (T) dans les principaux composants structurels de l'avion: aile, fuselage et empennage. Ces courbes sont utilisées pour présenter les charges externes sur la structure. Pour rappel: cisaillement, moment, Torsion:

$$V_2 - V_1 = \int_{x_1}^{x_2} q(x)dx, \quad (A.6)$$

$$M_2 - M_1 = \int_{x_1}^{x_2} V(x) dx, \quad (\text{A.7.1})$$

$$T_2 - T_1 = \int_{x_1}^{x_2} [q_z(x) \Delta y(x) - q_y(x) \Delta z(x)] dx \quad (\text{A.7.2})$$

A.2. Types de cas de charge

Comme nous le verrons dans les sections suivantes, les avions sont soumis à divers types de chargement, tels que des manœuvres de traction, des manœuvres de roulement, des rafales, des charges de taxi, etc.

Chacun de ces types de chargement peut être associé à diverses conditions d'avion et de vol en ce qui concerne la configuration de l'avion, le poids, la vitesse, l'altitude, etc.

L'occurrence d'un type spécifique de chargement avec une amplitude spécifiée dans une condition de vol entièrement définie peut être indiquée comme cas de chargement. Pour définir un cas de chargement, pour un avion donné, les données suivantes doivent être définies:

W : Charge utile et sa distribution

X : Charge de carburant et sa distribution

Y : Vitesse

Z : Altitude

AA : Accélération (linéaire et rotationnelle)

BB : Réglage des dispositifs High Lift

CC : Angles de contrôle de vol primaires et secondaires

Comme indiqué dans l'introduction, il existe deux types de résistance structurelle: Statique et Fatigue. De même, il existe deux types de cas de chargement: Statique et Fatigue.

Les cas statiques peuvent être subdivisés en deux catégories principales en fonction des critères de résistance: cas limites et cas extrêmes.

Comme nous l'avons dit plus tôt, les caisses de chargement statiques ou de conception sont censées représenter des conditions extrêmes qui se produisent rarement. L'ampleur des charges de conception est présentée dans les exigences de navigabilité en termes de «charges limites». Pour un avion civil, la charge limite est estimée inférieure à 10 à 5 fois par vie d'avion ou une fois par 107 heures de vol. Les exigences de navigabilité spécifient que sous des charges limites, la structure de l'avion ne devrait montrer aucun signe de déformation permanente ou préjudiciable [42].

La deuxième catégorie concerne les cas ultimes [43]. Les exigences de navigabilité précisent que la structure doit être conçue pour supporter sans défaillance les charges ultimes. Pour la majorité des conditions, les cas de charge ultime sont égaux aux cas de charge limite avec un facteur de sécurité

de 1,5. Ce facteur de sécurité a pour but de prévenir une défaillance structurelle dans les cas suivants

- Présence de charges supérieures à la charge limite.

La charge limite peut se produire très rarement, mais des charges plus élevées sont possibles. En cas d'urgence (par exemple, un danger de collision), les pilotes peuvent également être contraints de dépasser les conditions limites.

- La force réelle de l'avion est inférieure à sa valeur de calcul. Les causes possibles sont:

Scatter dans les propriétés de résistance du matériau structurel.

Tolérance dans les tailles de matériaux. (Analyse généralement effectuée avec des dimensions nominales). Erreurs de production

La valeur réelle de 1,5 pour le facteur de sécurité peut sembler arbitrairement choisie. Probablement, il peut être décrit comme le résultat d'un développement historique (avant la Seconde Guerre mondiale, des valeurs plus élevées ont été utilisées). Le "facteur de sécurité" est encore en discussion, également en relation avec l'utilisation de composites à base de fibres de carbone (avec une plus grande dispersion de la résistance) comme matériau pour la structure primaire [44].

Cependant, il est un fait que le système actuel de définition de charge de conception, y compris le facteur de sécurité de 1,5, a abouti à un niveau de sécurité structurelle remarquablement bon, où la probabilité de défaillance structurelle a une valeur aussi faible que 10^{-8} à 10^{-9} par heure de vol.

Les autres conditions, lorsqu'aucun facteur de sécurité n'est requis, concernent des conditions dont la probabilité d'occurrence est significativement inférieure à la charge limite habituelle. Deux conditions existent avec de telles probabilités:

I. Situation d'urgence.

Les conditions d'urgence sont des conditions qui sont des conditions extrêmes semblables à celles d'un accident (atterrissage sur le ventre, amerrissage, impact d'oiseau, éclatement du rotor, impact de la pale du ventilateur du moteur ...). Dans ces conditions, certains passagers peuvent subir des blessures mortelles et la structure peut subir une panne, mais l'avion doit atterrir en toute sécurité [45].

Condition de défaillance du système.

Toutes les conditions de défaillance du système limite ne sont pas considérées comme des conditions extrêmes. Lorsqu'ils peuvent être considérés comme définitifs, ils sont spécifiés dans les exigences de navigabilité. La défaillance du système peut être un blocage ou une déconnexion de l'actionneur, une fuite ou un éclatement du conduit ECS, etc. Dans ces conditions, la structure ne doit pas tomber en panne.

Pour les conditions d'urgence et les conditions de défaillance du système, les paramètres des cas de charge (vitesse, facteur de charge ...) sont généralement moins sévères que pour les cas limites.

Les cas de fatigue sont similaires aux cas limites, mais avec une amplitude de charge inférieure. Il y a deux critères de résistance sous charge de fatigue.

I. Initiation au crack.

Si la structure est certifiée selon le principe de la vie en sécurité, aucune fissure de fatigue ne doit être initiée sous charge de fatigue pendant toute la durée de vie de l'avion avec une probabilité de 99% et une confiance de 95% [46, 47]. Typiquement, la probabilité d'absence de fissure est obtenue en appliquant un facteur de sécurité sur la durée de vie. Le facteur de sécurité est appelé facteur de dispersion, car il couvre la dispersion dans les propriétés du matériau et la dispersion dans l'utilisation de l'avion. Une valeur typique pour les facteurs de dispersion pour les avions de transport civil varie entre trois et cinq.

Si la structure n'est pas certifiée selon le principe de la vie en sécurité, la cible de vie, la probabilité de fissuration et le facteur de dispersion dépendent des méthodologies de l'entreprise et des niveaux de garantie du client.

Propagation d'une fissure.

Si la structure est certifiée selon le principe de sécurité, en cas de charge de fatigue, les fissures doivent se propager de manière à ce qu'elles soient découvertes en toute sécurité lors de l'inspection du programme.

A.3. Charges de vol

A.3.1 Vol horizontal stable

Dans un vol horizontal stable, l'avion a subi un facteur de charge de un. La force de portance totale est égale au poids de l'avion et la force de propulsion est égale à la traînée; l'avion est en équilibre sans accélération. La figure suivante montre le fuselage en équilibre. Même si le poids du fuselage et sa charge utile sont des masses réparties le long de la longueur du fuselage, ils sont représentés comme une seule force (W) au centre de gravité à des fins d'affichage seulement et pour le calcul de la charge arrière. La charge arrière (LT) est généralement réduite pour un avion aérodynamiquement stable. L'amplitude de la charge de queue contrebalance le moment généré par le couple de l'aile et le couple créé par le décalage entre le levage de l'aile et le poids du fuselage [77].

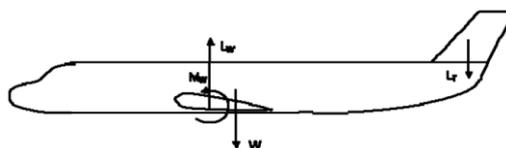


Figure A. 35 Charges externes du fuselage en vol stationnaire

L'aile génère de la force pour contrebalancer le poids et la charge de queue. L'aile introduit également un moment fléchissant discret dans le fuselage à partir du couple de l'aile à la racine de l'aile. Ce couple d'aile est là principalement à cause du balayage de l'aile. Étant donné que le centre de pression de l'aile totale est à l'arrière du point de référence de la jonction de l'aile avec le fuselage, il crée un moment de piqué dans le fuselage.

La figure suivante montre la charge externe appliquée à l'aile. Trois principales sources de charge sont présentes: le soulèvement de l'aile, les charges de poids ponctuelles du moteur (W_E) et le poids du carburant distribué (W_{FUEL} fuel weight) et le poids de la structure distribuée (non représenté).

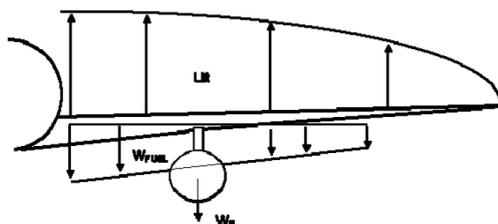


Figure A. 36 Charge externe de l'aile pour des conditions de vol

La traînée d'aile ne produit pas de charge significative sur l'aile pour deux raisons: sa grandeur est significativement plus basse que l'ascenseur et sa direction est dans l'orientation la plus raide de la boîte d'aile. Le couple de l'aile peut être le nez ou le nez le long de la portée avant d'atteindre la racine de l'aile. Cela dépend de la configuration de l'aile et de l'emplacement du moteur (ligne de poussée et CG) [48].

La charge externe sur le stabilisateur horizontal est similaire à l'aile puisque c'est un profil aérodynamique mais il n'a généralement que deux composantes: la portance aérodynamique et le poids structurel. Pour les très gros avions, le carburant peut être stocké dans le stabilisateur horizontal à des fins de coupe avec une traînée minimale [49]. Cependant, il existe une différence majeure entre la charge alaire et la charge horizontale du stabilisateur: la portance aérodynamique est vers le haut sur l'aile et descend vers le stabilisateur horizontal.

La charge sur le stabilisateur vertical est nulle si le stabilisateur horizontal est monté directement sur le fuselage et dans l'autre cas, s'il est monté sur le stabilisateur vertical, le stabilisateur vertical portera la charge du stabilisateur horizontal sur le fuselage.

A.3.2. Cas de charge de manœuvre

Chaque fois qu'un pilote utilise les commandes pour changer l'attitude de l'avion ou la direction du vol, il est dit qu'il effectue une manœuvre. Un nombre relativement important de manœuvres de base sont possibles [50].

Manœuvres de traction et de descente régulières

Dans ce type de manœuvre, l'altitude de l'avion augmente rapidement pour sortir d'une plongée, franchir un obstacle, prendre de l'altitude au début du décollage ou simplement retrouver la trajectoire de vol stable après une rafale. Pendant cette manœuvre, on suppose que l'avion suit une trajectoire de vol circulaire avec un

vitesse constante. Cela signifie que l'avion subit un facteur de charge d'inertie proportionnel à V^2 / R . Les manœuvres de poussée sont similaires à la traction mais le but est de perdre de l'altitude rapidement.

La distribution de charge (V, M & T) est similaire au vol horizontal stable. Seules les grandeurs seront différentes. La charge d'inertie sera augmentée avec le facteur de charge et les forces aérodynamiques devront augmenter proportionnellement pour équilibrer la charge d'inertie.

Tour stable

L'avion vole sur une trajectoire de vol circulaire horizontale avec un rayon R et un angle d'inclinaison ϕ . Un vecteur de charge d'inertie est créé dans le plan du virage. La charge d'inertie est proportionnelle à la banque angle $n_z = 1 / \cos\phi$. Dans cette condition, le vecteur de charge d'inertie est combiné avec la charge de gravité. La charge résultante doit être équilibrée avec une force de levage plus élevée. Là encore, la répartition de la charge (V, M & T) est similaire à celle du vol horizontal stable. Seules les grandeurs seront différentes

Le tableau suivant présente les facteurs de charge limite de conception prescrits par les autorités de navigabilité en fonction de la masse maximale au décollage (MTOW Maximum Take-off Weight). Ces facteurs positifs s'appliquent aux manœuvres d'arrimage régulières et aux manœuvres à virages serrés, alors que les facteurs de charge négatifs s'appliquent uniquement aux manœuvres de poussée.

Les exigences de navigabilité définissent également la combinaison du facteur de charge et de la vitesse qui doit être prise en compte au moyen d'un diagramme V-n de manœuvre. La figure suivante montre un exemple de diagramme V-n [51].

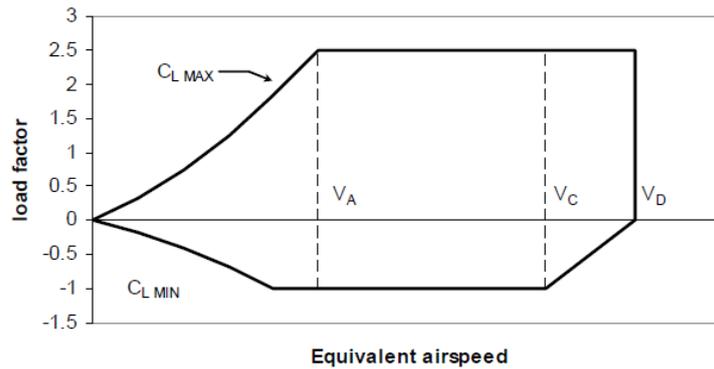


Figure A. 37 V-n diagramme

En fatigue, les valeurs typiques de la variation du facteur de charge sont de +/- 0.25g.

Manœuvre de roulement

La manœuvre de roulement est une manœuvre asymétrique. Dans cette condition, le pilote crée une force de levage différentielle sur les deux ailes pour générer un moment de roulement. Abaisser l'aileron d'un côté et soulever celui de l'autre côté crée le soulèvement différentiel ou le déploiement de spoilers d'un côté le crée.

Pendant la manœuvre de roulement, le chargement sur l'aile sera modifié à partir de l'état de vol horizontal stable de trois manières:

I. L'élévation différentielle affectera le cisaillement de l'aile et la flexion de l'aile en conséquence

- Une fois que l'avion commence à rouler, l'aile qui monte, aura son angle d'attaque réduit par le mouvement ascendant et l'autre aile subira l'inverse. Ce phénomène va diminuer l'effet de l'objet ci-dessus.

Une fois que l'avion commence à rouler, il y aura une accélération de roulement créant une charge d'inertie par rapport au premier effet.

La figure suivante montre ces trois effets sur le chargement de l'aile [52].

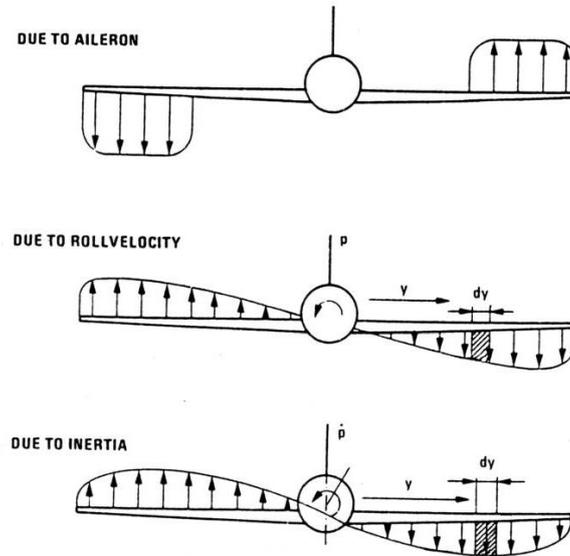


Figure A. 8 Effet sur la charge de l'aile pendant une manœuvre de roulement

La manœuvre de roulement induira un couple dans le fuselage par l'intermédiaire de la charge d'inertie en raison de l'accélération de roulement. Les effets II et A affecteront également le chargement sur l'empennage.

Manœuvre de lacet

La manœuvre de lacet est initiée avec un déplacement du gouvernail. Ce faisant, un ascenseur est créé sur le stabilisateur vertical. Puisque le stabilisateur vertical est bien au-dessus du centre de gravité de l'avion, une accélération de roulement est créée. Pour l'aile et le stabilisateur horizontal, l'effet créé par l'accélération de roulement pendant la manœuvre de roulement sera similaire pendant la manœuvre de lacet. Cependant, cette fois, puisque la manœuvre de roulement est amorcée à la partie la plus à l'arrière du fuselage, tout le moment de roulement pour créer la charge d'inertie de roulement de l'aile doit traverser la section de fuselage entre la queue et l'aile. Cette condition crée un couple énorme dans cette section de fuselage.

Un effet particulier sera produit sur le stabilisateur horizontal s'il est monté sur le dessus du stabilisateur vertical. Lorsque la force de portance est créée sur le stabilisateur vertical, une pression négative est créée d'un côté du stabilisateur vertical. Puisque le stabilisateur horizontal est adjacent au stabilisateur vertical dans cette configuration, les forces aérodynamiques du stabilisateur horizontal seront affectées.

A.3.3. Cas de rafales

La rafale verticale modifie l'angle d'attaque sur l'aile et le stabilisateur horizontal.

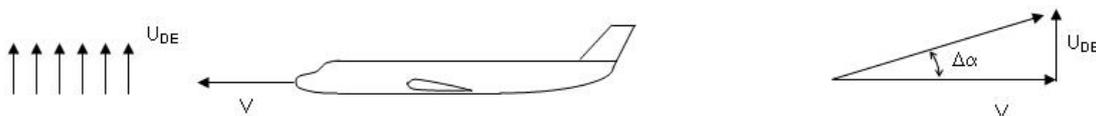


Figure A. 9 Représentation verticale de la rafale

La modification de l'angle d'attaque sur l'aile va modifier la force de portance sur l'aile et par la suite l'avion n'est pas en équilibre et un facteur de charge différent de un est le résultat.

$$\Delta\alpha = \frac{U_{DE}}{V}$$

$$\Delta n_z = \frac{\Delta L}{W} = \frac{1/2\rho S C_{L\alpha} U_{DE} V}{W} = \frac{\rho C_{L\alpha} U_{DE} V}{2W/S} \quad (\text{A.8})$$

Cette équation pour être valide exigerait que la rafale se produise soudainement. En réalité, la rafale doit avoir une certaine distance pour augmenter sa vitesse. En Amérique du Nord, on suppose une fonction cosinus un moins pour cette accumulation de vitesse sur 25 fois la corde de l'avion. Pour cette raison, un facteur de réduction de la rafale est introduit dans l'équation [53].

$$\Delta n_z = \frac{\rho C_{L\alpha}}{2W/S} U_{DE} V K_g \quad (\text{A.9})$$

$$K_g = \frac{0.88}{5.3+\mu}, \mu = \frac{2W/S}{\rho g C_{L\alpha}} \quad (\text{A.10})$$

Avec un facteur de charge différent de l'unité, la charge externe sur l'avion sera similaire à la manœuvre régulière. Le facteur de charge calculé est valide le centre de gravité de l'avion. Une analyse dynamique doit être effectuée pour calculer l'accélération locale qui pourrait être significativement plus élevée notamment sur l'aile [54]. Une rafale latérale produira également une force de portance sur le stabilisateur vertical. La force de portance créera un moment de roulement et produira des effets sur les charges similaires aux manœuvres de lacet. Les vitesses limites de conception des limites prescrites par les autorités de navigabilité sont présentées dans le tableau suivant.

Table A.2: Conception Vitesse

Altitude (ft)	Pendant la manœuvre	Pendant la croisière	Pendant la plongée
0 to 20,000	66 ft/s	50 ft/s	25 ft/s
20,000 to 50,000	66 to 38 ft/s (linear variation)	50 to 25 ft/s (linear variation)	25 to 12.5 ft/s (linear variation)

Dans le spectre de fatigue, les vitesses de rafales varient en fonction de l'altitude du segment et de la durée du segment. Plus l'altitude est élevée et plus le segment est court, plus la vitesse de la rafale est faible. La valeur typique de la vitesse de la rafale dans la fatigue est de 10 pieds / s.

A.3.4. Cas de pression de cabine

La pression cabine n'est pas une charge externe pour l'avion pris corps. Cependant, pour la structure, la pression de la cabine est une source de charge externe importante qui crée une charge interne et une charge longitudinale dans ses membres. La charge de cercle est toujours plus importante que la charge longitudinale. Pour un fuselage cylindrique parfait, les charges de fonctionnement sont:

$$N_{\phi} = pR \text{ hoop load} \quad (\text{A.11})$$

$$N_x = \frac{pR}{2} \text{ longitudinal load} \quad (\text{A.12})$$

Où p est la pression différentielle de la cabine et R est le rayon du fuselage.

Le règlement stipule qu'une altitude maximale de 8 000 pieds doit être maintenue à l'altitude maximale de fonctionnement de l'aéronef. Cela signifie qu'à l'altitude maximale de fonctionnement de l'avion, la pression de la cabine doit être équivalente à l'air ambiant à 8 000 pi [80]. La plupart des aéronefs pressurisés ont leur système de pressurisation de cabine conçu exactement pour ce besoin. Très peu d'avions ont une norme de conception plus stricte offrant un environnement plus confortable pour les passagers [55].

La soupape de surpression du système de pressurisation est réglée sur les paramètres de conception, en fonction de l'altitude cabine maximale sélectionnée pour le confort des passagers et de l'altitude maximale d'utilisation sélectionnée, pour garantir que la pression différentielle de cabine ne sera pas dépassée en service.

La soupape de sûreté a quelques tolérances sur son réglage (la valeur typique est de 0,25 psi). Le règlement stipule également que la tolérance de la soupape de décharge de pression doit être prise en compte. Le réglage du limiteur de pression avec sa tolérance est donc la pression différentielle de base pour la conception [56].

Pour le calcul du réglage de la soupape de décharge, les équations de pression de l'atmosphère standard sont prises:

$$h = 36089ft(11000m) \quad p = P_0 \left(1 - \frac{ah}{T_0}\right)^{5.26} \quad (\text{A.13})$$

$$h > 36089ft, p = 0.2234p_0 \exp\left(\frac{36089 - h}{20807}\right), p_0 = 14.70psi, a = 3.566 * 10^{-3} R/ft, T_0 = 518.7^{\circ}R$$

Les règlements définissent des facteurs de sécurité supplémentaires pour la charge de pression de la cabine et la façon dont elle devrait être combinée avec d'autres cas de charge.

Le boîtier de pression différentielle de la cabine de conception limite est défini comme le réglage de la décharge de pression incluant la tolérance avec un facteur de sécurité supplémentaire en fonction de l'altitude de fonctionnement maximale, 1,33 pour une altitude de fonctionnement maximale inférieure à 45 000 pi ou 1,67 pour une altitude de fonctionnement maximale supérieure à 45 000 pi

Une série de flight-cases avec charge de cabine est définie en prenant tous les flight-cases de conception limite et en superposant la charge de pression de cabine correspondant au réglage de décharge de pression incluant la tolérance sans facteur de sécurité supplémentaire.

Les cas de charge ultime sont définis, comme dans tous les autres cas, en prenant les cas limites de conception multipliés par un facteur de sécurité de 1,5. À une altitude inférieure à l'altitude de fonctionnement maximale, la pression différentielle de la cabine est inférieure au réglage de la soupape de sûreté. Le système de pressurisation de la cabine est conçu avec un certain calendrier de pression différentielle de cabine donnant une pression de cabine différente pour une altitude différente. Par conséquent, la pression différentielle de la cabine varie de pratiquement zéro au niveau de la mer à la pression maximale de la cabine d'exploitation à une certaine altitude. La figure suivante montre un exemple de programme de pression différentielle de la cabine [57].

Pour le spectre de fatigue, la charge de pression de cabine est combinée avec tous les cas de charge de vol. La valeur de la pression différentielle dans la cabine est calculée à partir du programme de pression différentielle de la cabine en fonction du profil de vol supposé dans le spectre de fatigue.

Une grande partie du fuselage pressurisé est conçue par la force de frettage causée par la charge de pression de cabine en statique ou en fatigue. Le type de cas de charge de conception, statique ou de fatigue, dépend de l'altitude de fonctionnement maximale de conception et de l'objectif de service de conception de l'aéronef.

A.4. Charges au sol

A.4.1. condition de Rampe

Lorsque l'avion est au sol, la charge de l'engrenage est évidemment importante pour la structure d'interface de l'engrenage, mais elle est également importante pour diverses structures de l'aile et du fuselage. L'état de la rampe est la condition sur le sol similaire à la condition de vol horizontal stable en vol. C'est le cas de base pour comprendre la répartition de la charge [58, 59].

Lorsque l'avion est sur la rampe, il subit un facteur de charge de un. Le poids de l'avion réagit par le nez et les trains d'atterrissage principaux (NLG & MLG Nose et the Main landing Gears); l'avion est en équilibre.

L'avion au sol est une condition importante en fatigue pour l'aile car il crée la condition de contrainte minimale pour le cycle de fatigue et influence donc fortement l'amplitude du cycle.

Les deux figures suivantes montrent respectivement le diagramme de cisaillement de l'aile et le diagramme de flexion de l'aile.

Le fuselage dans la condition de poids de la rampe a seulement les réactions verticales NLG et les ailes. Les réactions des ailes consistent en une réaction verticale et une réaction de couple puisque le train d'atterrissage principal est situé tout à fait à l'arrière de l'aile.

Notez que pour le diagramme de moment de flexion du fuselage entre le NLG et le MLG (Nose and the Main Landing Gears), en fonction de la configuration de l'avion, le moment de flexion peut être légèrement positif.

A.4.2. Condition d'atterrissage

Au moment de l'atterrissage, l'avion a une vitesse horizontale V et une vitesse verticale RS (Rate of Sink également appelée vitesse de descente) [60]. La tâche principale du train d'atterrissage est:

Pour absorber l'énergie associée au taux d'absorption

Décélérer l'avion verticalement

Pour convertir le mouvement de vol horizontal en mouvement

Le taux de conception de l'évier est de 10 pieds / s. Sous la charge de fatigue, le taux de puits est de l'ordre de 3 pieds / s. Le dernier point, "convertir le mouvement de vol horizontal en un mouvement de roulage", génère une charge particulière sur le train d'atterrissage et son interface. Lorsque l'avion s'apprête à atterrir, il vole à une vitesse de l'ordre de 130 knots (nœud) (250 km / h) mais les roues de l'engrenage ne tournent pas. Lorsque la roue touchera la piste, en quelques fractions de seconde, elle devra tourner pour assurer la compatibilité du déplacement. Les roues sont lourdes avec les freins et ont une inertie de rotation importante. Par conséquent, pour accélérer la roue, une charge de friction énorme est développée entre le pneu et le sol. Cette condition est appelée "spin-up". Sous cette charge, la jambe du train d'atterrissage dévie vers l'arrière. Une fois que les roues ont une compatibilité rotative avec l'avion, la force de friction disparaît et la jambe d'engrenage reprend sa forme initiale. Cependant, puisque la roue et ses freins sont lourds et accélèrent en revenant à la forme d'origine, ils appliquent une charge d'inertie avant importante qui déforme la jambe d'engrenage vers l'avant. Cette condition est appelée "spring-back". L'engrenage oscille quelques cycles comme ça avant qu'il ne s'immobilise complètement. Ce phénomène se produit en quelques millisecondes. La figure suivante montre l'historique du temps de chargement du train d'atterrissage pendant un atterrissage [61].

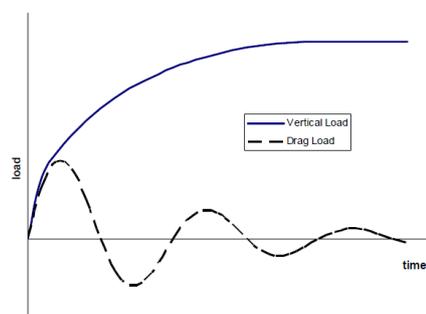


Figure A. 38 Charge de réaction du train d'atterrissage

Les boîtiers de démarrage et de retour sont les cas de conception statique les plus importants pour la structure de secours MLG. Ce sont également des cas significatifs de fatigue pour une même structure, en particulier avec le boîtier à ressort, qui crée la condition de contrainte minimale pour le cycle de fatigue et influence donc fortement l'amplitude du cycle.

Annexe B

Code MATLAB pour le traitement des données Des essais de Lap Shear

Ci-dessous le code Matlab utilisé pour évaluer les valeurs moyennes et la Écart types de force, de déformation et d'énergie totale. Le code lit le fichier le.txt dans lequel les données sont organisées en matrices à n lignes pour m colonnes. Le jgo.txt pour j = 1, ..., 5 est les données traitées par la feuille de calcul fourni par le logiciel d'acquisition de la machine utilisé pour les essais de cisaillement, tandis que le sim nano.txt est exporté par ANSYS WORKBENCH.

```
% ----- Lettura file acquisizione dati -----%
fid 1= fopen ('1 go.txt ','r ');
A1= fscanf ( fid 1,'%f %f ' ,[2 inf ]);
A1=A1';
fid 2= fopen ('2 go.txt ','r ');
A2= fscanf ( fid 2,'%f %f ' ,[2 inf ]);
A2=A2';
fid 3= fopen ('3 go.txt ','r ');
A3= fscanf ( fid 3,'%f %f ' ,[2 inf ]);
A3=A3';
fid 4= fopen ('4 go.txt ','r ');
A4= fscanf ( fid 4,'%f %f ' ,[2 inf ]);
A4=A4';
fid 5= fopen ('5 go.txt ','r ');
A5= fscanf ( fid 5,'%f %f ' ,[2 inf ]);
A5=A5';
% ----- Lettura file risultati ANSYS -----%
sim = fopen ('sim_ nano .txt ','r ');
A6= fscanf (sim ,'%f %f %f %f %f %f %f ' ,[6 inf ]);

A6=A6';
[r1,c 1]= size (A 1);
[r2,c 2]= size (A 2);
[r3,c 3]= size (A 3);
[r4,c 4]= size (A 4);
[r5,c 5]= size (A 5);
[r6,c 6]= size (A 6);
e_ tot 1=0;
e_ tot 2=0;
e_ tot 3=0;
e_ tot 4=0;
e_ tot 5=0;
e_ tot 6=0;
for i=1:r1
s1(i)=A1(i ,1);
```

```

f1(i)=A1(i ,2);
end
for i=1:r2
s2(i)=A2(i ,1);
f2(i)=A2(i ,2);
end
for i=1:r3
s3(i)=A3(i ,1);
f3(i)=A3(i ,2);
end
for i=1:r4
s4(i)=A4(i ,1);
f4(i)=A4(i ,2);
end
for i=1:r5
s5(i)=A5(i ,1);
f5(i)=A5(i ,2);
end
for i=1:r6
s6(i)=A6(i ,2);
f6(i)= -1*A6(i ,5);
end
% --- valori medi e deviazioni standard dei dati sperimentali -----%
[f1max ,i 1]= max(f1); [f2max ,i2]= max (f 2); [f3max ,i3]= max (f 3);
[f4max ,i 4]= max(f4); [f5max ,i5]= max (f 5);
xmed =(s1(i 1)+ s3(i3)+s4(i 4)+ s5(i 5))/4
xdev =((( s1(i1)- xmed )^2+( s3(i3)- xmed )^2+( s4(i4)- xmed )^2+( s5(i5)- xmed )^2)/3)^0.5
fmed =(f1max+f3 max +f4 max +f5 max )/4
fdev =((( f1max - fmed )^2+( f3max - fmed )^2+( f4max - fmed )^2+( f5max - fmed )^2)/3)^0.5
% ----- valutazione dell ' energia totale -----%
for j=1:r1-1
e_ tot 1=e_ tot 1+( f1(j +1)+ f1(j ))*( s1(j+1) -s1(j ))/2;

end
for j=1:r2-1
e_ tot 2=e_ tot 2+( f2(j +1)+ f2(j ))*( s2(j+1) -s2(j ))/2;
end
for j=1:r3-1
e_ tot 3=e_ tot 3+( f3(j +1)+ f3(j ))*( s3(j+1) -s3(j ))/2;
end
for j=1:r4-1
e_ tot 4=e_ tot 4+( f4(j +1)+ f4(j ))*( s4(j+1) -s4(j ))/2;
end
for j=1:r5-1
e_ tot 5=e_ tot 5+( f5(j +1)+ f5(j ))*( s5(j+1) -s5(j ))/2;

```

```

end
for j=1:r6-1
e_tot 6=e_tot 6+( f6(j +1)+ f6(j ))*( s6(j+1) -s6(j ))/2;
end
e_tot 6 % energia totale simulazione
e_tot _ med =(e_tot 1+e_tot 3+e_tot 4+e_tot 5)/4
e_tot _ dev =((( e_tot 1-e_tot _ med )^2+( e_tot 3-e_tot _ med )^2+
(e_tot 4-e_tot _ med )^2+( e_tot 5-e_tot _ med )^2)/3)^0.5
% ----- plot grafici -----%
figure (1);
hold on;
axis ([0 1.6 -100 9000]);
xlabel ('mm ');
ylabel ('N ');
title (' adesivo con nanocarica ');
plot (s1,f1,'m',' lineWidht ',2);
plot (s2,f2,'g',' lineWidht ',2);
plot (s3,f3,'r',' lineWidht ',2);
plot (s4,f4,'b',' lineWidht ',2);
plot (s5,f5,'y',' lineWidht ',2);
plot (A6(: ,2) , -1*A6(: ,5) , 'ok ');
legend ('1','2','3','4','5',' simulazione ');
hold off ;
clear all ;

```

Code MATLAB pour le traitement des données des tests de traction

```

% ----- Lettura file acquisizione dati -----%
fid 1= fopen ('e 1_1. txt ','r ');
A1= fscanf ( fid 1,'%f %f %f %f %f ','[5 inf ]);
A1=A1';
fid 2= fopen ('e 1_2. txt ','r ');
A2= fscanf ( fid 2,'%f %f %f %f %f ','[5 inf ]);
A2=A2';
fid 3= fopen ('e 1_3. txt ','r ');
A3= fscanf ( fid 3,'%f %f %f %f %f ','[5 inf ]);
A3=A3';
[r1,c 1]= size (A 1);
[r2,c 2]= size (A 2);
[r3,c 3]= size (A 3);
for i=1:r1
e 1_1( i)=A1( i ,4)*2.07/2.11*10^ -6;
e 2_1( i)=A1( i ,5)*2.07/2.11*10^ -6;
f1( i )=1000* A1( i ,3)/(15.2*1.5);
end

```

```

for i=1:r2
e 1_2(i)=A2(i ,4)*2.07/2.11*10^ -6;
e 2_2(i)=A2(i ,5)*2.07/2.11*10^ -6;
f2(i)=1000* A2(i ,3)/(15.2*1.5);
end
for i=1:r3
e 1_3(i)=A3(i ,4)*2.07/2.11*10^ -6;
e 2_3(i)=A3(i ,5)*2.07/2.11*10^ -6;
f3(i)=1000* A3(i ,3)/(15.2*1.5);

end
% ---- identificazione indici corrispondenti ----%
% -----ai valori di deformazione da -----%
% ---- considerare per la stima del modulo E1----%
n1= max ( find (e 1_1 <=3000*10^ -6))
n2= max ( find (e 1_2 <=3000*10^ -6))
n3= max ( find (e 1_3 <=3000*10^ -6))
m1= min ( find (e 1_1 >=1000*10^ -6))
m2= min ( find (e 1_2 >=1000*10^ -6))
m3= min ( find (e 1_3 >=1000*10^ -6))
% ----- Vettori dei dati utilizzati -----%
% ----- per la regressione lineare -----%
for i=m1:n1
e 1_1 b(i)=A1(i ,4)*2.07/2.11*10^ -6;
e 2_1 b(i)=A1(i ,5)*2.07/2.11*10^ -6;
f1b(i)=1000* A1(i ,3)/(15.2*1.5);
end
for i=m2:n2
e 1_2 b(i)=A2(i ,4)*2.07/2.11*10^ -6;
e 2_2 b(i)=A2(i ,5)*2.07/2.11*10^ -6;
f2b(i)=1000* A2(i ,3)/(15.2*1.5);
end
for i=m3:n3
e 1_3 b(i)=A3(i ,4)*2.07/2.11*10^ -6;
e 2_3 b(i)=A3(i ,5)*2.07/2.11*10^ -6;
f3b(i)=1000* A3(i ,3)/(15.2*1.5);
end
% --- PENDENZA DELLA RETTA DELLA REGRESSIONE LINEARE ---%
Em 1_1= -( mean (e 1_1 b)* mean (f1b)- mean (e 1_1 b.*f1b ))/( mean (e 1_1 b.^2) - mean (e 1_1
b)* mean (e1_1 b))
nu _12_1= Em 1_1/(( mean (e 2_1 b)* mean (f1b)- mean (e2_1b.*f1b ))/( mean (e2_1b.^2) - mean
(e 2_1 b)* mean (e 2_1 b )))
Em 1_2= -( mean (e 1_2 b)* mean (f2b)- mean (e 1_2 b.*f2b ))/( mean (e 1_2 b.^2) - mean (e 1_2
b)* mean (e1_2 b))

```

```

nu _12_2= Em 1_2/(( mean (e 2_2 b)* mean (f2b)- mean (e2_2b.*f2b ))/( mean (e2_2b.^2) - mean
(e 2_2 b)* mean (e 2_2 b )))
Em 1_3= -( mean (e 1_3 b)* mean (f3b)- mean (e 1_3 b.*f3b ))/( mean (e 1_3 b.^2) - mean (e 1_3
b)* mean (e1_3 b))
nu _12_3= Em 1_3/(( mean (e 2_3 b)* mean (f3b)- mean (e2_3b.*f3b ))/( mean (e2_3b.^2) - mean
(e 2_3 b)* mean (e 2_3 b )))
% ----- VALORI MEDI -----%
E1 = (Em 1_1+ Em 1_3+ Em 1_3)/3
nu 12 = (nu _12_1+ nu _12_3+ nu _12_3)/3
figure (1);

hold on;
axis ([ -5000 14000 0 1400]);
xlabel ('\ mumm /mm ');
ylabel ('MPa ');
title ( ' ');
plot (e 1_1*1 e6,f1,'m',' lineWidth ' ,2);
plot (e 2_1*1 e6,f1,'y',' lineWidth ' ,2);
plot (e 1_2*1 e6,f2,'g',' lineWidth ' ,2);
plot (e 2_2*1 e6,f2,'b',' lineWidth ' ,2);
plot (e 1_3*1 e6,f3,'r',' lineWidth ' ,2);
plot (e 2_3*1 e6,f3,'k',' lineWidth ' ,2);
legend ('1 long ','1 trasv ','2 long ','2 trasv ','3 long ','3 trasv ');
hold off ;
clear all ;

```

Macro dans APDL pour l'analyse de modèle

contact numérique de CZM

```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!--- VALUTAZIONE ERR ( Energy Release Rate ) TANGENZIALE ---!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
tol =0.001
l_ cont =25.4
n_el =24
ESEL ,S,ENAME , ,174
ESEL ,R,CENT ,X,-tol , tol +l_ cont /n_el
ESEL ,R,CENT ,Y,-tol , tol
ESEL ,R,CENT ,Z,- tol +l_ cont /n_el , tol +2* l_ cont /n_el
CM ,ele , ELEM
ALLSEL
/ POST 1
*GET ,nsubs , ACTIVE ,0,SET , NSET

```

```

*DIM , tau _a,ARRAY ,nsubs ,1
*DIM , spost _a,ARRAY ,nsubs ,1
*DIM , tau _t,TABLE , nsubs
*DIM , spost _t,TABLE , nsubs
f 1=0
f 2=0
err =0
*DO ,i ,1, nsubs
SET ,,i
CMSEL ,S,ele
el _1= ELNEXT (0)
ETABLE ,taue ,CONT , SFRIC
ETABLE ,sposte ,CONT , SLIDE

*GET ,f1,ETAB ,1, ELEM ,el _1
*GET ,f2,ETAB ,2, ELEM ,el _1
tau _a(i)=f1
tau _t(i)=f1
spost _a(i)=f2
spost _t(i)=f2
ALLSEL
* ENDDO
!--- grafico tensione / scorrimento ---!
/SHOW , png
/AXLAB ,X, scorrimento (mm)
/AXLAB ,Y,tau ( Mpa )
/XRANGE ,0 ,0.012
/YRANGE ,0 ,20
/GTHK ,CURVE ,3
/GTHK ,AXIS ,0
*VPLOT , spost _t(1) , tau_t(1)
/SHOW , close
!---- VALUTAZIONE ENERGY RELEASE RATE ----!
*DO ,j ,1, nsubs -1
err = err + 0.5*( tau _a(j +1)+ tau _a(j ))*( spost _a(j+1) - spost _a(j))
* ENDDO
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!----- GRFICI -DELLO -STATO -DI - TENSIONE -----!
!-----IN - CORRISPONDENZA -DELLA - MEZZERIA ----!
!-----DELLA -ZONA -DI - SOVRAPPOSIZIONE -----!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
ptn =100
*DIM ,tau ,TABLE , ptn +1 ,8
*DIM ,sovra ,TABLE , ptn +1
*DIM ,step ,ARRAY ,8

```

```
step (1)=20 ,40 ,60 ,70 ,74 ,78 ,81 ,84
ESEL ,S,ENAME , ,174
ESEL ,R,CENT ,Y,-tol , tol
PATH , percorso ,2 ,8 , ptn
PPATH ,1 , ,0 ,0 ,0
PPATH ,2 , ,0 ,0 ,25.4
PMAP , UNIFORM , MAT
PVECT ,TANG ,0 ,0 ,1
*DO ,i ,1 ,8
SET ,, step (i)
PDEF , tau _r,CONT ,SFRIC , AVG
PAGET , tau _k, TABLE

*DO ,j ,1, ptn +1
tau (j,i)= tau _k(j ,8)
*IF ,i,EQ ,1, THEN
sovr (j)= tau _k(j ,4)
* ENDIF
* ENDDO
* ENDDO
/SHOW , png
/AXLAB ,X, sovrapposizione (mm)
/AXLAB ,Y,tau ( Mpa )
/XRANGE ,0 ,25.4
/YRANGE ,0 ,20
/GCOLUMN ,1 ,2441.6
/GCOLUMN ,2 ,4879.7
/GCOLUMN ,3 ,7032.4
/GCOLUMN ,4 ,7826.6
/GCOLUMN ,5 ,8089.9
/GCOLUMN ,6 ,8299.7
/GCOLUMN ,7 ,8380.9
/GCOLUMN ,8 ,6555.4
/GTHK ,CURVE ,2
/GTHK ,AXIS ,0
/GRID ,0
*VPLOT , sovr (1) , tau (1 ,1) ,2 ,3 ,4 ,5 ,6 ,7 ,8
/SHOW , close
FINISH
```