Philippe Jetteur
Michael Bruyneel
Jean-Charles Craveur

STRUCTURES EN MATÉRIAUX COMPOSITES

Calcul par éléments finis

DUNOD

Illustration de couverture : Rathke / istockphoto.com

© Dunod, 2019

11 rue Paul Bert, 92240 Malakoff
www.dunod.com

ISBN 978-2-10-080358-3

Le Code de la propriété intellectuelle n'autorisant, aux termes de l'article L. 122-5, 2° et 3° a), d'une part, que les « copies ou reproductions strictement réservées à l'usage privé du copiste et non destinées à une utilisation collective » et, d'autre part, que les analyses et les courtes citations dans un but d'exemple et d'illustration, « toute représentation ou reproduction intégrale ou partielle faite sans le consentement de l'auteur ou de ses ayants droit ou ayants cause est illicite » (art. L. 122-4).
Cette représentation ou reproduction, par quelque procédé que ce soit, constituerait donc une contrefaçon sanctionnée par les articles L. 335-2 et suivants du Code de la propriété intellectuelle.

À Philippe Jetteur

Table des matières

Avant-propos **XI**

Chapitre 1 ■ Introduction 1
1.1 Matériaux et structures composites 1
1.2 Principes de conception 2
1.3 Positionnement des outils numériques 4
1.4 Objectif et structure du présent ouvrage 6
1.5 Références 7

Chapitre 2 ■ Théorie des laminés 9
2.1 Introduction et principes généraux 9
2.2 Renforts et matrices 10
2.3 Homogénéisation microscopique 12
2.4 Propriétés du pli 17
2.4.1 Hypothèses mécaniques 17
2.4.2 Loi de comportement et coefficients élastiques 17
2.4.3 Différents types de plis et propriétés hors axes matériels 22
2.5 Structure stratifiée 27
2.6 Homogénéisation macroscopique (membrane) 29
2.7 Homogénéisation macroscopique (relation générale) 32
2.8 Intérêt et limitations 36
2.9 Effets de bord 36
2.9.1 Cross-ply 36
2.9.2 Angle-ply 38
2.10 Critères de rupture 41
2.10.1 Essais et critères 41
2.10.2 Niveau microscopique 43
2.10.3 Niveau macroscopique 43
2.10.4 Critères monoaxiaux 44
2.10.5 Critères multiaxiaux 48
2.11 Références 51

Chapitre 3 ■ La méthode des éléments finis 53
3.1 Présentation 53
3.2 Analyse statique, analyse dynamique 53

© Dunod - Toute reproduction non autorisée est un délit.

3.3 Analyse linéaire, analyse non linéaire 56
3.4 Analyse implicite, analyse explicite 60
3.5 Principe de construction d'un élément 61
3.6 Les étapes d'une analyse statique linéaire 66
3.7 Les contraintes 69
3.8 Particularités de l'analyse pour une structure composite 71
3.9 Post-traitement des résultats 73
3.9.1 Affichage des contraintes 73
3.9.2 Matériaux isotropes 76
3.9.3 Matériaux composites 76
3.10 Analyse statique non linéaire 77
3.11 Références 81

Chapitre 4 ■ Les éléments 83
4.1 Introduction 83
4.2 Coque multicouche 84
4.2.1 Rappel coque monocouche 84
4.2.2 Coque multicouche 87
4.2.3 Intégration sur l'épaisseur, membrane et flexion 88
4.2.4 Intégration sur l'épaisseur, cisaillement transverse 89
4.3 Volume 92
4.3.1 Volume monocouche 92
4.3.2 Volume multicouche 95
4.4 Elément d'interface (cohésif) 96
4.5 Élément non local 100
4.5.1 Sensibilité au maillage 100
4.5.2 Formulation non locale 101
4.6 Élément de coque épaisse 103
4.6.1 Formulation EAS 103
4.6.2 Formulation ANS 104
4.6.3 Exemple 105
4.7 Structure bobinée, élément axisymétrique 105
4.8 Structure bobinée, élément développé en série de Fourier 107
4.9 Références 108

Chapitre 5 ■ Structures sandwiches 109
5.1 Introduction 109
5.2 Avantages, inconvénients des structures sandwiches 110
5.3 Peaux et âmes 111

5.4 Nid d'abeille et modélisation 114
5.5 Hypothèse de répartition des contraintes 119
5.6 Propriétés équivalentes du panneau et contraintes 120
5.7 Essais et données pour les simulations 121
5.8 Déformation à l'effort tranchant 123
5.9 Modélisation 124
5.9.1 Sandwich très peu déformable à l'effort tranchant 125
5.9.2 Sandwich peu déformable à l'effort tranchant 127
5.9.3 Sandwich déformable à l'effort tranchant 127
5.10 Comparaison de modèles, flexion 3 points 130
5.11 Influence de S, flexion 3 points 135
5.12 Panneaux sandwiches gauches 141
5.13 Chanfreins 143
5.14 Peau composite pour traitement de surface 144
5.15 Références 147

Chapitre 6 ■ Modélisation du délaminage (1) 149
6.1 Introduction 149
6.2 Approche par mécanique de la rupture 150
6.2.1 Notions de base 150
6.2.2 Facteurs d'intensité de contraintes 151
6.2.3 Taux de restitution d'énergie 153
6.2.4 Aspects expérimentaux 155
6.2.5 Méthodes numériques 156
6.3 Illustrations 161
6.3.1 DCB – *Double Cantilever Beam* 161
6.3.2 DCB – Propagation de fissure 164
6.3.3 SLB – *Single Leg Beam* 166
6.3.4 ENF – *End Notched Flexure* 167
6.3.5 Élément d'aéro-structure 168
6.4 Références 170

Chapitre 7 ■ Modélisation du délaminage (2) 173
7.1 Approche par mécanique de l'endommagement 173
7.1.1 Notions de base 173
7.1.2 Cas de l'interface entre deux plis 176
7.1.3 Aspects expérimentaux 184
7.2 Illustrations 184
7.2.1 Exemple élémentaire 184
7.2.2 DCB – Double Cantilever Beam 186

© Dunod - Toute reproduction non autorisée est un délit.

7.2.3 ENF – End Notched Flexure 191
7.2.4 Élément d'aéro-structure 194
7.2.5 Impact basse énergie 196
7.3 Cross-ply, angle-ply, effets de bord 198
7.3.1 Modèles 198
7.3.2 Cross-ply 199
7.3.3 Angle-ply 202
7.4 Références 203

Chapitre 8 ■ Modélisation du pli 205
8.1 Introduction 205
8.2 Modèle élastique linéaire 206
8.3 Modèle simple avec endommagement 206
8.4 Modèles avancés du pli 208
8.4.1 Pli unidirectionnel 208
8.4.2 Pli de tissu 2D 213
8.5 Modèle amélioré du pli et lien avec délaminage 215
8.6 Modèle hybride 218
8.7 Régularisation 219
8.7.1 Effet retard 219
8.7.2 Longueur caractéristique 220
8.8 Aspects expérimentaux 220
8.9 Illustrations 221
8.9.1 Endommagement dans un coupon 221
8.9.2 Effet de défauts d'ondulation 223
8.9.3 Impact basse énergie 226
8.9.4 Éprouvette en L 227
8.9.5 Flexion 4 points 231
8.9.6 Panneaux raidis en compression 232
8.10 Références 234

Chapitre 9 ■ Effets thermiques 237
9.1 Effets thermiques 237
9.1.1 Déformations thermiques dans une barre isotrope 237
9.1.2 Cas des matériaux composites 238
9.1.3 Prise en compte de la température 241
9.1.4 Applications 243
9.2 Modélisation de la cuisson des thermodurcissables 247
9.2.1 Physique du problème et schéma de principe 247
9.2.2 Mise en équations du problème thermo-chimique 249
9.2.3 Mise en équations du problème mécanique 250

9.2.4 Illustrations 251
9.2.5 Effet de la viscosité de la résine 253
9.3 Thermomécanique et panneaux sandwiches 255
9.3.1 Essais au feu 255
9.3.2 Panneaux sandwiches en matériaux incombustibles 258
9.3.3 Panneaux sandwiches en matériaux combustibles 262
9.4 Références 268

Chapitre 10 ■ Compléments 269
10.1 Homogénéisation numérique 269
10.1.1 Modèles 269
10.1.2 Application au design de microstructures 271
10.2 Composites à fibres courtes 272
10.3 Modélisation du drapage 274
10.3.1 Interaction avec le maillage et le type d'élément 275
10.3.2 Méthode de base 277
10.3.3 Méthode de projection 277
10.3.4 Méthode de rabattement 278
10.3.5 Méthode du filet 279
10.3.6 Méthodes avancées 281
10.3.7 Méthode de drapage par simulation éléments finis 283
10.4 Impact haute vitesse 285
10.5 Durabilité 288
10.5.1 Fatigue 288
10.5.2 Fluage 291
10.6 Références 293

Index 295

© Dunod - Toute reproduction non autorisée est un délit.

Avant-propos

Le calcul de structures par éléments finis est une discipline née il y a environ 60 ans, où se mêlent étroitement les mathématiques, la mécanique et l'analyse numérique, d'où sa complexité et les différentes approches que l'on peut en avoir. Les progrès réalisés en informatique, tant par la puissance de calcul que par une interactivité toujours plus grande et des interfaces homme/machine sans cesse améliorées, ont contribué à une large diffusion de la CAO (conception assistée par ordinateur) dans les bureaux d'études, puis, naturellement, une utilisation sans cesse croissante des programmes de calcul par éléments finis par des personnels familiers de la CAO. Les analyses, qui étaient principalement statiques linéaires il y a encore 20 ans, sont pour une bonne part d'entre elles devenues statiques non linéaires voire dynamiques non linéaires, implicites ou explicites. La raison en est relativement simple : à vouloir toujours tout optimiser, on met moins de matière qu'avant, ou d'autres matériaux. En conséquence, les structures sont plus souples et les hypothèses de mécanique linéaire en arrivent à ne plus être valables : le non linéaire a envahi les bureaux d'études et lors du dimensionnement, on peut être confronté à de grands déplacements, du flambage, du contact, de la plasticité, de l'endommagement…

Les matériaux composites sont aujourd'hui largement utilisés dans de nombreux domaines, dont l'aéronautique, le naval, l'automobile, les sports et les loisirs… Les aspects purement « matériau » et « procédés » sont très différents de ce que l'on a pour les métalliques. De par leur nature même, les structures composites ne peuvent pas être dimensionnées comme les structures métalliques, car leur comportement sous charge est très différent, que ce soit pour des chargements statiques, dynamiques, la résistance aux chocs ou la tenue en fatigue. L'analyse thermomécanique des structures composites par éléments finis est complexe, non seulement du fait des éléments finis eux-mêmes et de tout ce qui se cache derrière, mais également des spécificités liées aux matériaux constitutifs et à la géométrie de la structure. La formation aux éléments finis est de plus en plus superficielle et souvent dispensée dès le premier cycle de l'enseignement supérieur alors que les structures et les phénomènes que l'on souhaite modéliser sont bien plus complexes qu'avant. Conviviaux et d'un abord devenu extrêmement simple, les outils de calcul employés pendant quelques heures de travaux dirigés pour illustrer ces cours sont souvent utilisés « en boîte noire », donnant l'illusion que tout est facile.

Cet ouvrage n'est ni un cours sur la méthode des éléments finis, ni un ouvrage théorique sur la mécanique des composites, ni un guide d'utilisation d'un logiciel

© Dunod - Toute reproduction non autorisée est un délit.

particulier. Il constitue une aide pour l'utilisateur de code éléments finis qui est confronté au dimensionnement des structures composites, sachant bien évidemment que seuls certains aspects sont détaillés dans cet ouvrage. À part quelques cas particuliers traités par un code de dynamique rapide, toutes les simulations numériques ont été faites avec le code de calcul par éléments finis SAMCEF®, développé par la société SAMTECH.

Les trois auteurs de cet ouvrage, amis de longue date qui ont travaillé ensemble plusieurs années chez SAMTECH, disposaient depuis longtemps de documents plus ou moins mis en forme. Il s'agissait de cours pour des universités ou écoles d'ingénieurs, de supports pour des formations industrielles à différents niveaux, de rapports d'études et de projets de recherches menés depuis des années… Il nous paraissait important de lier les théories spécifiques au comportement des composites, les éléments finis et leurs particularités pour les versions composites, la modélisation numérique des structures composites, qu'elles soient stratifiées ou sandwiches. Après en avoir longuement discuté, nous nous sommes lancés et en septembre 2018, nous avons reçu le feu vert des éditions Dunod. Le décès de Philippe en février 2019 a failli mettre un terme à notre travail. Après de longues hésitations et après en avoir discuté avec son épouse, nous avons décidé de continuer. Ce livre est dédié à Philippe.

Nos remerciements vont aux éditions Dunod qui nous ont fait confiance pour ce cinquième ouvrage et nous ont soutenus malgré les circonstances, à Guillaume Craveur pour sa relecture attentive et ses remarques, à la direction de la recherche DGO6 en Wallonie pour son soutien lors de plusieurs projets de recherche, à d'anciens étudiants qui travaillent dans des sociétés aéronautiques et qui nous ont fait parvenir des photos illustrant nos propos, et aux industriels avec lesquels nous avons collaboré ces 30 dernières années. Nous ne saurions terminer cet avant-propos sans une petite pensée pour les élèves de l'option MCOP (Modélisation, Calcul et Optimisation) de l'ISMANS et ceux de l'université de Liège qui servent depuis des années de « cobayes pédagogiques », cet ouvrage constituant une partie de leur enseignement de dernière année du cycle ingénieur.

Pour finir, nous adressons un grand merci à nos familles pour leur patience et leurs encouragements.

Embourg, Coulaines et Boncelles, mai 2019

Chapitre 1

Introduction

1.1 Matériaux et structures composites

Les structures composites considérées dans ce livre sont des structures minces, faites d'un empilement de couches (ou plis), qui se présentent sous forme de plaques ou coques, raidies ou non, ou encore sous forme de sandwiches (Figure 1.1). Chaque couche est constituée d'un matériau pouvant être ou non isotrope.



Figure 1.1 – Structures considérées dans ce livre

Bien que la matrice puisse être de plusieurs natures (composite à matrice organique [CMO] ; composite à matrice céramique [CMC] ; composite à matrice métallique [CMC]), on étudie ici les CMO pour lesquels la matrice est un polymère. Les fibres sont classiquement faites de carbone, de verre ou d'aramide. Lorsqu'elles sont continues (les plus longues possible, c'est-à-dire pouvant aller jusqu'à plusieurs mètres), elles sont arrangées de manière unidirectionnelle ou en tissus. Les fibres peuvent également être longues (quelques centimètres) ou courtes (de l'ordre du millimètre). Dans ce cas, elles sont généralement disposées de manière aléatoire (Figure 1.2).

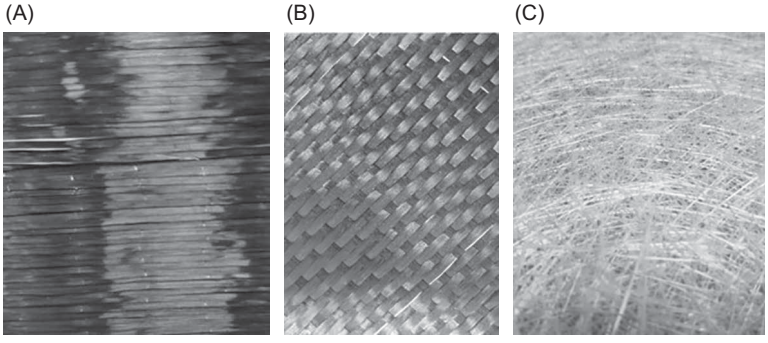


Figure 1.2 – De gauche à droite : pli unidirectionnel, tissu et fibres disposées de façon aléatoire

Un empilement de couches de plis unidirectionnels ou de tissus est appelé laminé ou stratifié (Figure 1.3). La définition de la superposition des couches les unes sur les autres, avec des orientations de fibres éventuellement différentes, est nommée séquence d'empilement.

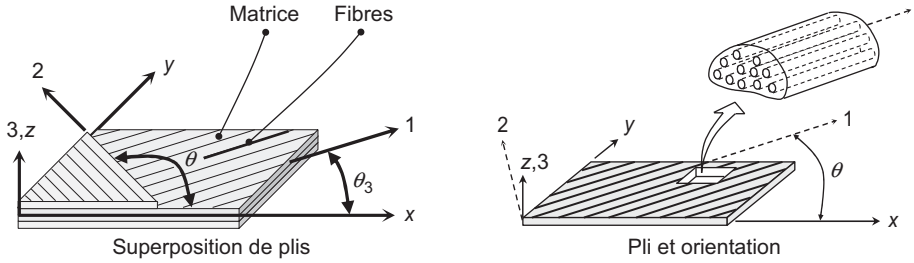


Figure 1.3 – Matériau composite de type stratifié (ou laminé), notion de plis (ou de couches)

Les structures faites de matériaux à fibres continues peuvent supporter des charges extrêmement élevées tout en ayant une masse très faible. On les utilise dès lors dans les structures primaires telles que les ailes ou le fuselage d'un avion, les pâles d'une éolienne, les piliers ou le châssis de voiture. Lorsque les fibres sont longues ou courtes, leurs propriétés mécaniques sont moins intéressantes, et on les retrouve dans des applications où les sollicitations sont moindres (pare-chocs, hayon de voiture, coque de téléphone mobile). De nombreux exemples d'application sont donnés dans [1].

Chaleur, pression et effet du vide sont des ingrédients qui interviennent dans la mise en forme des matériaux composites de type CMO. Plusieurs procédés de fabrication à partir des fibres et de la matrice sont illustrés dans [2]. Le procédé de fabrication peut induire des distorsions de forme et des contraintes résiduelles qu'il est intéressant de pouvoir quantifier. De manière générale, le coût associé à la mise en forme d'un composite à fibres continues est plus important que celui lié à un composite dont les fibres sont longues ou courtes et à disposition aléatoire.

1.2 Principes de conception

La conception de structures en matériaux composite repose sur cinq ingrédients fondamentaux : le matériau, la structure, la fabrication, la conception (design) et l'analyse (calcul). Elle est classiquement basée sur la pyramide des essais [3], divisée en différents niveaux. La pyramide de la Figure 1.4 est relative au secteur aéronautique, mais le concept est également appliqué à d'autres domaines comme le spatial, le nautisme, l'éolien ou encore l'automobile [4].

Selon la référence [5], le niveau le plus bas de la pyramide est celui des coupons. Il s'agit de portions de matériau de petite taille. Des essais standardisés sont

réalisés sur ces coupons pour déterminer les propriétés du matériau (mécaniques et thermiques, en ce qui concerne ce livre). Ces essais peuvent se dérouler soit sur les fibres seules, soit sur la matrice uniquement, soit sur l'ensemble fibres/matrice. Dans ce dernier cas, les coupons sont de l'ordre du cm à plus ou moins 20 cm de long sur environ 3 cm de large, et comprennent quelques plis. À ce stade, une base de données matériaux est établie.

Fort de cette connaissance, on peut alors monter dans la pyramide et étudier des éléments ou détails de complexité supérieure, comme des plaques trouées, des coudes ou des assemblages particuliers (collage, boulonnage). À ce stade, des admissibles sont déterminés pour ces configurations spécifiques. Des sous-composants de dimension plus importante sont ensuite étudiés, avant d'attaquer le dernier niveau de la pyramide qui concerne soit un composant particulier (une aile, un tronçon de fuselage), soit le système final complet.

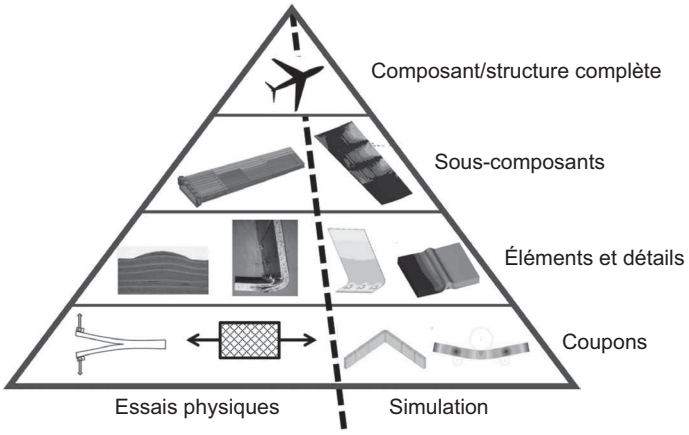


Figure 1.4 – Pyramide des essais physiques et numériques

Au niveau des coupons, de très nombreux essais sont réalisés, car un large ensemble de matériaux de base (fibres et matrices), de séquences d'empilement et de conditions de service différentes (pression, température, humidité) sont pris en compte, de manière à déterminer les admissibles les plus conservatifs d'un point de vue statistique. Tout en haut de la pyramide, très peu d'essais sont réalisés car ils coûtent très cher ; typiquement, des essais de résistance statique jusqu'à rupture et de fatigue sont effectués. Aux niveaux intermédiaires, de nombreux essais sont également réalisés de manière à valider les concepts et dimensionnements. La très grande majorité des essais nécessaires à ces niveaux n'étant pas standardisés (car les pièces sur lesquelles il faut travailler sont spécifiques à l'application finale visée), le travail à ce stade peut être long et coûteux. La mise au point de solutions en composites prend du temps et de l'argent.

© Dunod - Toute reproduction non autorisée est un délit.