



HAL
open science

Méthode multi-modèle adaptative pour la simulation de propagation d'endommagement dans des grandes structures composites stratifiées

Eva Borakiewicz, Vincent Chiaruttini, Antoine Hurmane, Frédéric Laurin

► To cite this version:

Eva Borakiewicz, Vincent Chiaruttini, Antoine Hurmane, Frédéric Laurin. Méthode multi-modèle adaptative pour la simulation de propagation d'endommagement dans des grandes structures composites stratifiées. 14ème Colloque National en Calcul de Structures (CSMA 2019), CSMA, LEM3, MSME, Université de Lorraine, Arts et Métiers, CNRS, May 2019, Hyères, France. hal-04824639

HAL Id: hal-04824639

<https://hal.science/hal-04824639v1>

Submitted on 7 Dec 2024

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Méthode multi-modèle adaptative pour la simulation de propagation d'endommagement dans des grandes structures composites stratifiées

E. Borakiewicz^{1,2}, V. Chiaruttini¹, A. Hurmane¹, F. Laurin¹

¹ Onera, Université Paris Saclay, {eva.borakiewicz,vincent.chiaruttini,antoine.hurmane,frederic.laurin}@onera.fr

² Airbus Opérations, eva.e.borakiewicz@airbus.com

Résumé — Une approche multiéchelle basée sur des techniques de remaillage adaptatif est présentée pour la simulation mécanique de structures composites de grandes tailles, où différents types de discrétisations, associées à des modèles de comportement de complexités variables, sont utilisés. Au cours du processus de résolution incrémental, un indicateur de validité des modèles les moins fins est mesuré, de sorte que si nécessaire, le calcul soit interrompu pour mener une étape d'adaptation automatique de la discrétisation dans les zones requises. Puis, après transfert de l'état mécanique, la simulation se poursuit, assurant ainsi que la simulation numérique reste toujours en adéquation avec la discrétisation requise par la complexité mécanique du problème. Mise en oeuvre au sein d'un code de calcul industriel, cette approche est appliquée à la simulation de l'endommagement se propageant dans une plaque de composite stratifié.

Mots clés — schéma adaptatif, remaillage, transfert de champs, structure composite stratifiée.

1 Introduction

Les industriels du domaine aéronautique s'intéressent à la réalisation de simulations prédictives à l'échelle structurale. Dans ces situations, la taille des problèmes mécaniques concernés est telle que l'utilisation de modèles matériaux et de discrétisations éléments finis simplifiés est indispensable. Ainsi, la structure primaire d'un avion étant majoritairement composée d'éléments élancés et les problématiques principales des simulations menées étant liées aux instabilités de flambage dans un contexte de grandes transformations géométriques, ce sont souvent des éléments finis structuraux comme les coques qui sont employés dans les modèles.

Récemment, la généralisation des stratifiés composites dans les fuselages ou les ailes des avions modernes (ils représentent, par exemple, plus de 50% de la masse structurale d'un avion A350), a encore complexifié les modélisations numériques utilisées par les ingénieurs. En effet, ces matériaux, choisis pour leur légèreté et leur flexibilité en matière de propriétés mécaniques, peuvent, en service, contenir des dommages internes qui sont à peine visibles. Pour des raisons de sûreté, la manière actuelle d'estimer la tolérance aux dommages de pièces structurales est fortement conservatrice, alors même que ces petits endommagements ne peuvent avoir, le plus souvent, qu'un impact très faible sur l'intégrité des structures. Il est par conséquent intéressant de pouvoir simuler précisément l'impact d'un endommagement initialement localisé et de son évolution, sur la tenue en service d'un composant. Or, pour simuler fidèlement l'endommagement d'un tel stratifié, une modélisation plus précise est nécessaire avec une discrétisation fine, où chaque pli est représenté et caractérisé par une loi matériau complexe. De telles lois sont généralement écrites avec des formalismes tridimensionnels anisotropes complets, afin notamment de pouvoir prendre en compte des phénomènes hors-plan. La généralisation de ce type de modélisation n'est pas acceptable, en terme de coût de calcul, à l'échelle de grandes structures, de sorte que le développement de stratégies de calcul ad-hoc est aujourd'hui essentiel pour les concepteurs aéronautiques, l'idée sous-jacente étant de pouvoir ajuster la finesse de modélisation au besoin, dans l'espace et dans le temps.

De nombreux travaux s'intéressent au développement d'approches multi-échelles qui puissent tirer parties de plusieurs niveaux de modélisation. Les approches dites descendantes sont les plus répandues actuellement. Le principe est de réaliser une première analyse globale simplifiée et d'en extraire les

conditions aux limites souhaitées pour lancer une analyse locale non-linéaire sur la partie critique de la pièce. Ce type d'approche n'est exacte que pour des problèmes où les non-linéarités locales ont peu d'influence sur le modèle global. Pour y palier des méthodes itératives [2] peuvent être employées en exploitant une décomposition de domaines. Elles permettent de diviser le problème en espace et/ou en temps et de le résoudre sur chacun des domaines en parallèle en itérant sur un problème allégé posé uniquement aux interfaces. La sensibilité de convergence de ces méthodes itératives au conditionnement des opérateurs traités limite souvent leur robustesse, et le peu de flexibilité des solveurs commerciaux rendent particulièrement délicate leur mise en œuvre dans un contexte industriel. De plus si la localisation des phénomènes non-linéaires qu'on souhaite modéliser évolue significativement, des techniques d'adaptation peuvent devenir plus efficaces. Cela revient à optimiser l'effort numérique investi tout au long de la simulation, en ajustant par exemple le schéma de résolution, la modélisation éléments finis ou encore la loi de comportement. La méthode que nous proposons entre dans ce cadre, en exploitant des algorithmes de remaillage adaptatif, mais en s'imposant le cadre d'une résolution numérique utilisant un code de calcul aux éléments finis industriel.

La section suivante présente le problème multi-modèle étudié, puis sont détaillés les éléments constitutifs de l'approche numérique que nous avons développée. Enfin, une application à la résolution multi-échelle adaptative d'une plaque composite perforée est étudiée.

2 Problème de référence

On s'intéresse à la résolution d'un problème mécanique multi-modèle, en évolution dans l'intervalle de temps $t \in [0, T]$, sur un domaine continu Ω soumis à une densité d'efforts volumiques f_d . Sur la frontière $\partial\Omega$ du milieu Ω sont appliqués des chargements extérieurs sous la forme de déplacements imposés u_d sur la partie $\partial_u\Omega$, et des efforts imposés tels que $\sigma \cdot n = F_d$ sur son complémentaire $\partial_F\Omega$ de sorte que $\partial\Omega = \partial_u\Omega \cup \partial_F\Omega$. Sous l'hypothèse de petites déformations (simplificatrice de la présentation de l'approche développée), l'état mécanique global d'une telle structure est décrit par la connaissance du champs de déplacements $u(M, t)$ et du champs de contraintes $\sigma(M, t)$ en tout point $M \in \Omega$. Selon le type de modèle de comportement étudié, un ensemble de variables internes $\xi(M, t)$ peut également être nécessaire pour caractériser l'état mécanique local du matériau.

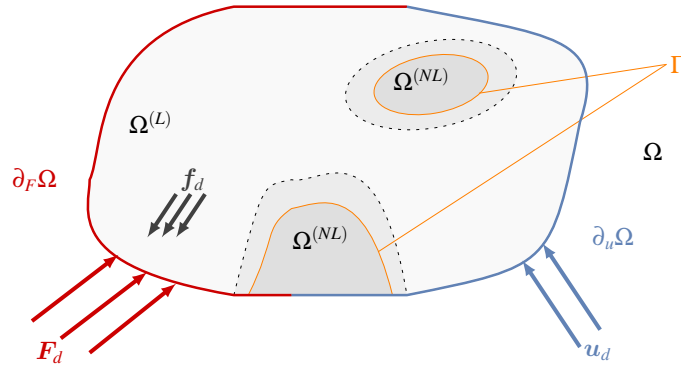


FIGURE 1 – Problème mécanique multi-modèle, avec décomposition évolutive du domaine Ω .

Sur ce problème continu, on définit deux types de comportements matériaux, l'un (L) adapté à la représentation du comportement élastique de la structure, l'autre (NL) adapté à la représentation du comportement non-linéaire du matériau dans les zones de fortes concentrations de contraintes où sont susceptibles de se produire des dégradations. En introduisant le tenseur des déformations linéarisé ε , on peut écrire :

$$\varepsilon = \frac{1}{2} (\nabla \mathbf{u} + \nabla^T \mathbf{u}) \quad (L) \left\{ \begin{array}{l} \sigma = A : \varepsilon \end{array} \right. \quad (NL) \left\{ \begin{array}{l} \dot{\sigma} = K(\varepsilon, \xi, t) : \dot{\varepsilon} \\ g(\varepsilon, \xi, t) = \mathbf{0} \end{array} \right. \quad (1)$$

où A est le tenseur d'élasticité du matériau élastique linéaire (L) , $K(\mathbf{u}, \xi, t)$ est l'opérateur tangent du comportement non-linéaire (NL) et g une fonction vectorielle traduisant la vérification des équations de comportement locales. Dans le cadre de l'étude que nous menons sur les matériaux composites stratifiés,

on pourra se référer à [3] pour le détail des équations constitutives du modèle de comportement non-linéaire.

En faisant l'hypothèse que le modèle (NL) se distingue du comportement (L) uniquement quand sont atteints des critères en contraintes et qu'un état matériel décrit à l'aide du comportement (L) est forcément représentable à l'aide du comportement (NL), on peut définir, une fonction scalaire de l'espace ϕ indicatrice de la validité du modèle (L) :

$$\phi = \max_k f_k(\boldsymbol{\sigma}) \quad k \in \{1, \dots, n_f\} \quad (2)$$

où f_k est une famille de critère d'endommagement tels que si $0 \leq f_k(\boldsymbol{\sigma}) < 1$, le matériau ne s'endommage pas, et possède un comportement élastique.

On peut dès lors, décomposer le domaine étudié en deux sous-domaines sans recouvrement où chacun des modèles sera utilisé :

$$\Omega = \Omega^{(L)} \cup \Omega^{(NL)} \text{ tel que } \Omega^{(L)} \cap \Omega^{(NL)} = \{\} \text{ et } \mathbf{M} \in \Omega^{(L)} \text{ si } \phi(\mathbf{M}) < 1 \quad (3)$$

Afin de pouvoir établir les conditions d'équilibre et de compatibilité du problème, on définit également Γ comme l'interface entre les domaines $\Omega^{(L)}$ et $\Omega^{(NL)}$, ainsi que \mathbf{n} la normale à cette interface.

La figure 1, illustre la décomposition du domaine Ω avec l'approche envisagée. Pour une décomposition domaine vérifiant les équations (2) et (3), la résolution d'un tel problème multi-modèle conduit à la vérification du système d'équations suivant :

$$\left\{ \begin{array}{ll} \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} + \mathbf{f}_d = \mathbf{0} & \text{sur } \Omega \\ \boldsymbol{\varepsilon} = \frac{1}{2} (\nabla \mathbf{u} + \nabla^T \mathbf{u}) & \text{sur } \Omega \\ \boldsymbol{\sigma} = \mathbf{A} : \boldsymbol{\varepsilon} & \text{sur } \Omega^{(L)} \\ \dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{K}(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\xi}, t) : \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} & \text{sur } \Omega^{(NL)} \\ \mathbf{g}(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\xi}, t) = \mathbf{0} & \text{sur } \Omega^{(NL)} \\ \boldsymbol{\sigma}^{(NL)} \cdot \mathbf{n} = \boldsymbol{\sigma}^{(L)} \cdot \mathbf{n} & \text{sur } \Gamma \\ [[\mathbf{u}]] = \mathbf{0} & \text{sur } \Gamma \\ \boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n} = \mathbf{F}_d & \text{sur } \partial_F \Omega \\ \mathbf{u} = \mathbf{u}_d & \text{sur } \partial_u \Omega \end{array} \right. \quad (4)$$

où $\boldsymbol{\sigma}^{(NL)}$ et $\boldsymbol{\sigma}^{(L)}$ représentent respectivement la contrainte calculée à l'aide des modèles de comportement (NL) et (L).

On pourra noter que la décomposition entre les domaines $\Omega^{(L)}$ et $\Omega^{(NL)}$ n'est pas unique, un choix sera proposé dans le cadre de la stratégie de discrétisation retenue (présentée dans la section suivante) afin d'optimiser les coûts de calculs induits par l'utilisation du modèle (NL) lorsqu'il n'est pas nécessaire, par rapport à l'actualisation trop fréquente de la décomposition.

3 Discrétisation du problème

Pour des exigences industrielles, la résolution du problème présenté dans la section précédente est menée à l'aide du solveur par éléments finis ABAQUS. Notre objectif est de disposer d'une approche adaptée à la problématique des structures composites stratifiées, avec un schéma de résolution générique et robuste, offrant un temps de calcul réduit par rapport à une modélisation exploitant uniquement le modèle non-linéaire (NL).

Concernant la semi-discrétisation en temps, un schéma d'intégration temporel est utilisé, avec au choix, une approche implicite ou explicite. Notre méthode étant indépendante de cet aspect, on suppose une décomposition du domaine temporel en une séquence $0 \leq t_n \leq T$, liée aux spécificités de la méthode de résolution choisie, sous réserve de compatibilité avec les modèles de comportements choisis, et aux performances de convergence d'un éventuel solveur implicite non-linéaire.

Concernant la semi-discrétisation en espace, le cadre d'application de la méthode aux structures composites stratifiées conduit naturellement à l'utilisation d'éléments finis structuraux de type coque [1] multi-couche pour modéliser des évolutions élastiques avec de la flexion ou éventuellement du flambage

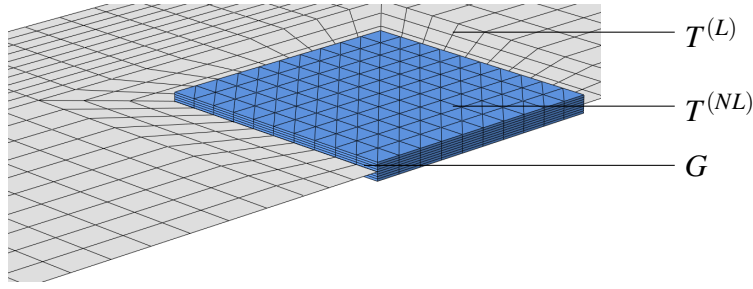


FIGURE 2 – Exemple de discrétisation d'une plaque en deux domaines $T^{(L)}$ et $T^{(NL)}$.

sous les chargements complexes imposés. Néanmoins, afin de représenter les phénomènes d'endommagement hétérogènes se produisant au sein des plis (endommagement hors-plan, délaminage, décohé- sion, rupture de fibre, etc.), l'usage des éléments finis volumiques avec éventuellement des éléments d'interfaces s'avère intéressante. Aussi, en plus de l'utilisation de modèles de comportement différents, l'approche multi-modèle que nous avons développée, doit permettre l'emploi d'éléments finis différents entre les espaces discrétisés $T^{(L)}$ et $T^{(NL)}$ correspondants respectivement aux domaines $\Omega^{(L)}$ et $\Omega^{(NL)}$, comme illustré sur la figure 2.

La stratégie de résolution discrète incrémentale est présentée sur l'algorithme figure 3, où les opérations effectuées dans l'environnement ABAQUS sont bordées de bleu, celles dans Z-set (plateforme éléments finis co-développée à l'Onera) d'orange et les entrées utilisateur de gris. Le problème global est résolu par ABAQUS à chaque incrément Δt_n avec le modèle actuel, incluant un couplage non-recouvrant sur l'interface G (correspondant à Γ sur le problème continu) appliqué au moyen de contraintes de déplacements. Aucune actualisation des domaines n'est menée tant que le modèle (L) reste valide dans le domaine discrétisé $T^{(L)}$. La validité du modèle est définie par un seuil de contrainte normalisé α fixé par l'utilisateur et explicité par la suite. Ce critère de validité du modèle matériau (L) est intégré au calcul ABAQUS par une UMAT ou respectivement VUMAT selon le schéma d'intégration utilisé.

Une fois ce critère atteint, le calcul est suspendu. L'adaptation de modèle est réalisée dans l'environnement de Z-set. Une étape d'identification permet de cibler les éléments critiques $T_{crit}^{(L)} \subset T^{(L)}$ nécessitant le modèle fin (NL) . Une zone élargie au voisinage de ce domaine, définie par une distance D , est alors remaillée afin de générer des éléments volumiques pli-par-pli avec une taille de maille h définie au préalable par l'utilisateur. Cette distance de remaillage est une quantité optimisable vis-à-vis du temps de calcul. En effet, l'opération d'adaptation nécessitant un temps significatif, effectuer cette étape trop souvent dans le processus de résolution n'est pas opportun, aussi le choix de la longueur D permet de trouver un compromis vis-à-vis de l'extension trop rapide du domaine discrétisé $T^{(NL)}$.

Pour assurer la reprise du calcul ABAQUS, la réinitialisation de l'état du nouveau modèle nécessite une étape de transfert de champs. Cette étape assure la bonne représentation de l'état mécanique de la structure lors du changement de discrétisations et de modèles, avec en particulier le passage délicat d'une cinématique coque à volumique. D'éventuelles opérations de rééquilibrage peuvent s'ajouter avant de relancer le calcul à l'incrément Δt_n .

Nous allons détailler dans la suite trois points essentiels de l'approche : la stratégie de définition évolutive des domaines $T^{(L)}$ et $T^{(NL)}$, le type de condition de raccord à l'interface discrétisée G , la procédure de transfert de champs et d'équilibrage adoptée.

3.1 Adaptation dynamique de la discrétisation

Pour estimer si une loi élastique linéaire est suffisante pour bien représenter l'état pour chaque élément du domaine $T_{(L)}$, on compare un critère normalisé ϕ , représentatif de l'état de contrainte du matériau sain, à une valeur seuil α . On choisit, pour le calcul de ϕ , d'utiliser les quantités (f_i) $i \in \{1, 2, 3\}$, où f_i représentent des indices d'endommagement de l'élément dans les trois directions spatiales qui prennent en compte des états de contraintes couplés. $f_i = 1$ signifie que l'élément commence à endommager et une variable d'endommagement est alors activée.

Pour chaque élément de la zone élastique, on estime la quantité $\phi = \max(f_i)$, $i \in \{1, 2, 3\}$. Cette quantité est comparée à la valeur de seuil fixée α , avec $0 < \alpha < 1$, et si elle excède α alors le modèle n'est

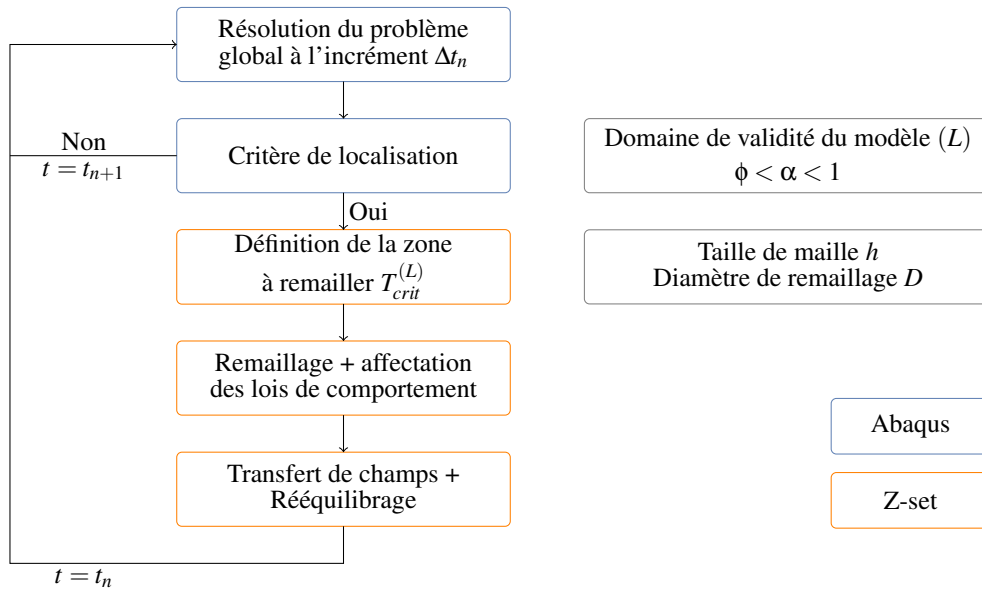


FIGURE 3 – Principe de l’implémentation de la méthode avec Abaqus et Z-set.

plus approprié, l’adaptation est requise. La condition $\alpha < 1$ permet de disposer d’une marge suffisante pour s’assurer de la validité des critères dans un espace de représentation plus riche après adaptation (volumique multi-couche dans $T^{(NL)}$ plutôt que coque homogénéisée dans $T^{(L)}$).

Par ailleurs, à cause de la problématique de couplage, il pourra être utile de valider également le critère sur un voisinage de l’interface discrétisée G entre les domaines, mais du côté de la discrétisation fine $T^{(NL)}$, comme nous le détaillons par la suite.

3.2 Condition de raccord à l’interface

Le raccord entre les domaines $T^{(L)}$ et $T^{(NL)}$ est réalisé dans ABAQUS et permet de gérer la différence de cinématique entre les deux domaines. L’hypothèse forte ici est que le modèle simplifié (L) est considéré comme valide au niveau de l’interface. Dès lors, puisque le modèle (NL) est plus riche, le choix de la contrainte d’interface est d’imposer à la cinématique $T^{(NL)}$ au niveau de l’interface de respecter la cinématique de $T^{(L)}$.

Pour que cette hypothèse reste valide pendant la simulation, il est nécessaire que les phénomènes non-linéaires du domaine $T^{(NL)}$ soit suffisamment éloignés de l’interface G . Aussi, en pratique, on s’assure que tous les éléments volumiques de $T^{(L)}$ jouxtant l’interface G vérifient le même critère de validité du modèle linéaire (L), pour une valeur identique α , sinon une étape d’adaptation est menée.

Une fois toutes ces conditions vérifiées, il reste à gérer effectivement la mise en place du raccord entre des éléments de cinématiques différentes dans ABAQUS. Pour cela, une étude des raccords disponibles a été menée sur un cas académique de flambage d’une plaque simplement appuyée, en élasticité linéaire, et a permis de retenir un couplage des déplacements avec une condition supplémentaire de compatibilité cinématique à l’interface G . Le raccord est illustré sur la figure 4.

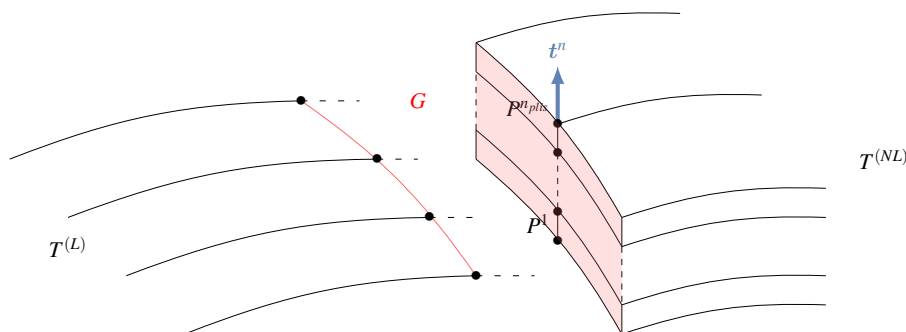


FIGURE 4 – Raccord à l’interface G .

Les déplacements aux nœuds coques sont imposés comme une somme pondérée des déplacements de nœuds solides à proximité, comme indiqué par l'équation (5). De plus une cinématique coque avec des hypothèses peu contraignantes, permettant une certaine flexibilité sur le type de coque utilisé, est imposée à l'interface volumique $G \cap T^{(NL)}$. Elle impose que les nœuds volumiques, le long de l'épaisseur du stratifié, évoluent sur une même ligne matérielle. Cette condition est décrite par l'équation (6) où \mathbf{x}^i indique la position du point P^i , \mathbf{t}^n est le vecteur directeur à travers l'épaisseur et $(\mathbf{t}^1, \mathbf{t}^2)$ des vecteurs normaux à \mathbf{t}^n formant une base orthonormale avec ce dernier.

$$\mathbf{u}_{coque} = \sum_{i=1}^n w_i \mathbf{u}_{volume}^i, \text{ sur } G \cap T^{(L)} \quad (5)$$

$$\forall i \in]1, n_{plis}[, \begin{cases} (\mathbf{x}^i - \mathbf{x}^1) \cdot \mathbf{t}^1 = 0 \\ (\mathbf{x}^i - \mathbf{x}^1) \cdot \mathbf{t}^2 = 0 \\ (\mathbf{t}^1, \mathbf{t}^2) \perp \mathbf{t}^n \\ \mathbf{t}^n = \frac{(\mathbf{x}^{n_{plis}} - \mathbf{x}^1)}{[(\mathbf{x}^{n_{plis}} - \mathbf{x}^1) \cdot (\mathbf{x}^{n_{plis}} - \mathbf{x}^1)]^{\frac{1}{2}}} \end{cases} \text{ sur } G \cap T^{(NL)} \quad (6)$$

3.3 Transfert de champ

Le transfert de champs est réalisé après chaque déclenchement de l'adaptation du modèle. Le principe est de transférer les informations nécessaires pour avoir la meilleure description possible de l'état d'équilibre de la structure après transfert en tenant compte des différences de modélisation présentes (linéaire, non-linéaire, éléments coques, éléments volumiques). On définit pour cela deux opérateurs de transfert T_1 et T_2 pour respectivement les champs de déplacements et de variables internes. Dans l'équation (7), $(\boldsymbol{\varepsilon}, \mathbf{q})$ représentent les variables internes, l'indice *ini* fait référence au modèle avant remaillage et l'indice *fin* au modèle après remaillage. Pour plus de détails sur les opérateurs de transfert, on pourra se référer à l'article [4].

$$\begin{cases} (\boldsymbol{\varepsilon}_{fin}(t_n), \mathbf{q}_{fin}(t_n)) & = T_1[(\boldsymbol{\varepsilon}_{ini}(t_n), \mathbf{q}_{ini}(t_n))] \\ \mathbf{u}_{fin}(t_n) & = T_2[\mathbf{u}_{ini}(t_n)] \end{cases} \quad (7)$$

Pour le transfert des valeurs nodales de déplacements, décrit par l'opérateur T_2 , une méthode de transfert direct est utilisée. Le champ est recalculé aux nœuds du nouveau maillage en utilisant les fonctions de forme de l'élément initial. Pour les valeurs aux points d'intégrations, transférées par l'opérateur T_1 , les valeurs au point le plus proche sont utilisées dans le but de garantir la cohérence au point matériel des champs transférés. Dans les zones à comportement élastique, les valeurs nodales de déplacement sont suffisantes pour décrire l'état. Dans les zones à comportement non-linéaire, les variables d'état aux points d'intégrations sont transférées de $T_{ini}^{(NL)}$ à $T_{fin}^{(NL)}$ ou initialisées à 0 (correspondant aux conditions initiales du modèle (NL)). Dans ce dernier cas, il est important de s'assurer que le transfert des champs nodaux et le rééquilibrage n'engendrent pas de sur-contraintes qui pourraient initier de l'endommagement (en particulier dans la direction hors-plan moins richement modélisée dans les éléments coques).

Après transfert de l'état de la structure, l'équilibre mécanique n'est plus vérifié vu que les espaces d'interpolation ont évolué : que ce soit au niveau de l'état mécanique des points matériels, ou au niveau de l'équilibre global de la structure. Au niveau des points d'intégration, une inconsistance entre les champs transférés aux nœuds et aux points d'intégration est présente. Mais cette cohérence peut être rétablie pour un coût numérique acceptable, au moyen d'une étape supplémentaire de rééquilibrage local (cf. figure 5). Le principe est de retrouver l'équilibre local dans chaque élément, en ajoutant une étape d'intégration de la loi de comportement via l'application d'une déformation facilement identifiable. Pour un point d'intégration quelconque du nouveau maillage, on note $\boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u}_{new_elem})$ la déformation calculée à partir de la dérivation des champs nodaux transférés et $\boldsymbol{\varepsilon}_{nearest_IP}$ la déformation du point d'intégration le plus proche dans l'ancien maillage. Une intégration du comportement au point d'intégration considéré pour un incrément de déformation $\Delta\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u}_{new_elem}) - \boldsymbol{\varepsilon}_{nearest_IP}$ permet de retrouver l'équilibre localement. Suite à cette étape, un rééquilibrage global sur un pas de temps très bref peut éventuellement être effectué, sinon le calcul reprend et l'équilibre sera rétabli au prochain incrément de temps sur toute la structure.

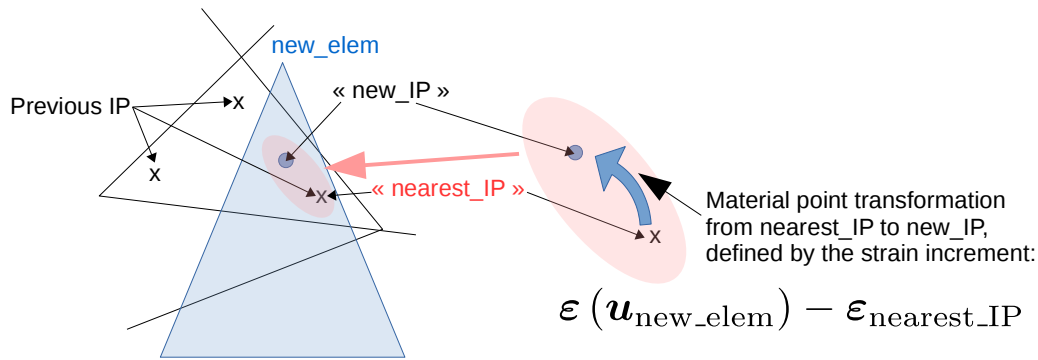


FIGURE 5 – Transfert au point de Gauss et étape de rééquilibrage local.

4 Cas d'application

La méthode développée est appliquée dans cette section à une plaque trouée en traction, le trou représentant un dommage initial, dont l'influence risque de se propager dans la structure sous sollicitations mécaniques. Le cas et les isovaleurs du champs f_2 correspondant aux contraintes équivalentes dans direction 2 du pli sont illustrés sur la figure 6. Notre approche permet de remailler progressivement le problème conformément aux motifs d'endommagement observés expérimentalement sur ce type de cas ce qui constitue une première validation qualitative de la méthode.

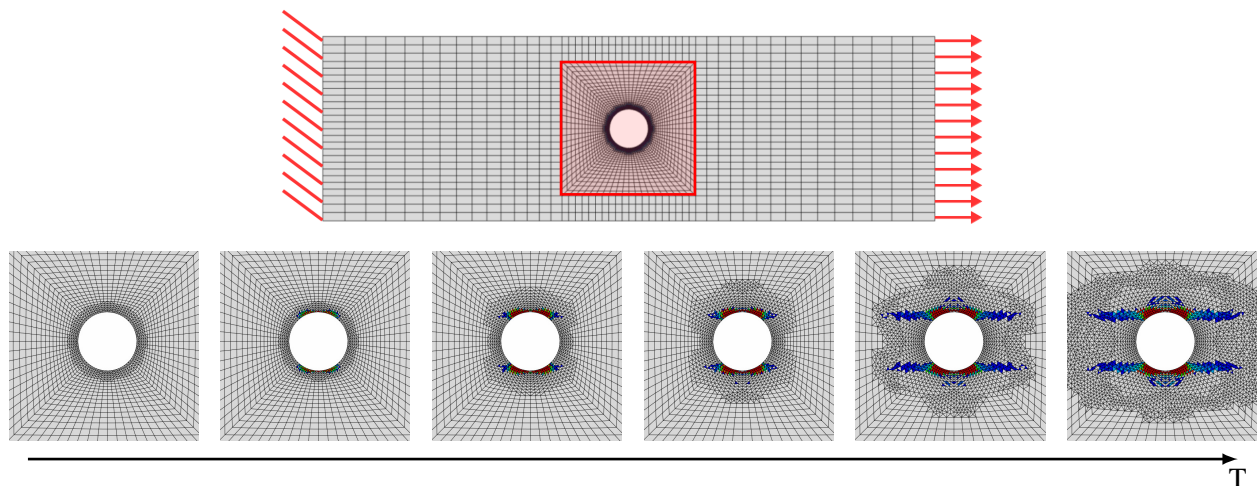


FIGURE 6 – Cas d'application d'une plaque trouée en traction en stratifié CFRP [0° pli] (ASTM D5766 $d=6.35$ $w=30$), représentation des isovaleurs de la contrainte normalisée longitudinale lors de plusieurs remaillages.

Plusieurs paramètres tels que la valeur du critère d'adaptation α et le rayon de remaillage D peuvent être ajustés pour optimiser le nombre d'étapes d'adaptation de modèle et garantir un temps de calcul réduit comme l'illustre la figure 7. Ainsi, une valeur plus sévère du critère de localisation, produit des adaptations de modèle plus fréquentes. La même tendance est naturellement observée lorsqu'on diminue le diamètre de remaillage D .

5 Conclusion et perspectives

La méthode que nous avons développée permet de simuler la propagation de l'endommagement dans une structure composite stratifiée. Les premières applications, menées sur des géométries simples, illustrent le bon potentiel de la méthode et la faisabilité d'une mise en œuvre générique dans un code industriel. De futures applications sont prévues sur des géométries plus complexes (comme des panneaux possédant des raidisseurs), et en utilisant éventuellement plusieurs niveaux de complexité de mo-

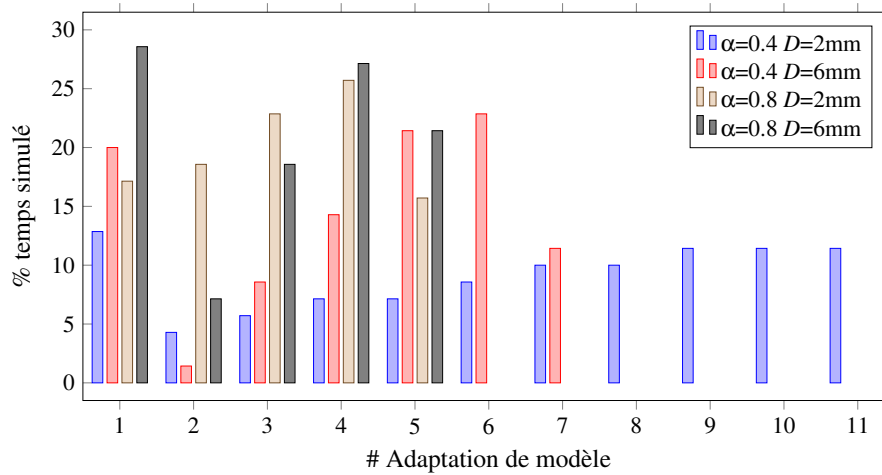


FIGURE 7 – Résultats du pourcentage de temps simulé entre chaque adaptation de modèle.

délamination (notamment via l'utilisation locale de modèles cohésifs pour représenter les phénomènes de délaminage).

Références

- [1] D. Chapelle, K.-J. Bathe *The Finite Element Analysis of Shells - Fundamentals*, Computational Fluid and Solid Mechanics, Springer, 2011.
- [2] L. Gendre O. Allix P. Gosselet F. Comte *Non-intrusive and exact global/local techniques for structural problems with local plasticity*, Computational Mechanics, Springer, Volume 44, page233-page245, 2009.
- [3] F. Laurin, N. Carrère, J.-F. Maire, *A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models*, Composites : Part A, Volume 38, page198-page209, 2007.
- [4] D. Perić, C. Hochard, M. Dutko, D.R.J. Owen *Transfer operators for evolving meshes in small strain elastoplasticity*, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Elsevier, Volume 137, page331-344, 1996.