

Evaluation de la dégradation d'un élément de drone par impact d'un faisceau laser

Philippe Reulet^{1*}, Nicolas Dellinger¹, Pierre Bourdon²

¹ Onera/DMPE, Université de Toulouse, 31055 Toulouse, France

² Onera/DOTA, Université Paris-Saclay, 91120, Palaiseau, France

* (auteur correspondant : philippe.reulet@onera.fr)

Résumé – L'objectif de ces travaux est l'évaluation de l'endommagement d'une paroi composite soumise à un impact de faisceau laser de très forte puissance. Après avoir estimé les caractéristiques des armes laser en termes de puissance et diamètre, trois scénarios sont simulés pour calculer l'évolution de la température de paroi et de son épaisseur en prenant en compte sa dégradation par réaction de pyrolyse et son ablation par fusion à température constante. Les résultats obtenus montrent que le paramètre principal est la densité de flux appliquée et que l'ablation est le phénomène prépondérant.

Nomenclature

α	absorptivité matériau, -	ρ	masse volumique, $kg \cdot m^{-3}$
C_p	capacité calorifique, $J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$	T	température, K
D	diamètre faisceau, m	t_{exp}	temps d'exposition, s
E_L	chaleur latente, $J \cdot kg^{-1}$	<i>Indices et exposants</i>	
e_f	épaisseur fondue, m	0	initial
l	dimensions échantillon, m	fus	fusion du matériau
P_{las}	puissance laser, W		

1. Introduction

Dans certaines situations, il est nécessaire d'être en mesure de neutraliser des structures de type drone ayant des activités non autorisées. Un chargement émergent a démontré son efficacité à des fins de neutralisation : le chargement laser. Alors que la neutralisation laser a déjà pu être démontrée opérationnellement, il ne semble pas y avoir d'outil numérique permettant de statuer sur la neutralisation laser d'une structure. Dans le cadre du projet de recherche interne Onera « ARE-NEUTR », plusieurs outils numériques ont été évalués pour estimer les effets du chargement laser sur une structure et envisager un couplage pour prévoir le comportement du drone impacté.

L'Onera travaille depuis de nombreuses années à la modélisation de la dégradation de matériaux composites aéronautiques soumis à un événement feu. Des moyens expérimentaux de caractérisation des propriétés thermiques de ces matériaux ont été développés [1][2][3], en association avec un code de simulation numérique MoDeTheC [4] pour modéliser le comportement du matériau soumis au feu. L'objet des travaux présentés est d'évaluer l'applicabilité de ce code de simulation thermique pour estimer précisément les effets thermiques du chargement d'une pièce en matériau composite par une arme laser : calcul de l'échauffement et de l'ablation de la structure impactée.

2. Description des armes laser

On ne considèrera ici que les armes laser anti-structures, c'est-à-dire qui causent un endommagement structurel extérieur de la cible. Ces armes se basent principalement sur les effets thermiques des lasers de très forte puissance pour percer l'enveloppe de la cible. Ces armes nécessitent des laser continus de puissances supérieures au kilowatt, et jusqu'à la centaine

de kilowatts pour obtenir un effet significatif à des distances de plusieurs kilomètres. Les difficultés spécifiques à l'application arme laser viennent des grandes distances de propagation à travers l'atmosphère qui va atténuer la puissance laser et dégrader la qualité du faisceau par les turbulences atmosphériques. D'autre part, la limite de diffraction conduit à l'existence d'une divergence naturelle du faisceau laser dont le diamètre augmente proportionnellement à sa distance de propagation. Les développements récents des sources laser les plus puissantes dans le but d'être intégrées dans des systèmes d'armes laser sont menés essentiellement aux USA dans le cadre du programme "High Energy Laser Scaling Initiative" [5]. Ces financements sont dirigés vers différents industriels pour créer de gros démonstrateurs de sources laser 100-300 kW appelés "High-Energy Laser Weapon System". Des campagnes opérationnelles se sont avérées particulièrement concluantes en permettant d'abattre des cibles jusqu'à plusieurs kilomètres de distance. Le principal intérêt des systèmes d'armes laser est le coût d'un tir laser qui reste négligeable par rapport au coût des munitions, alors que les temps d'action pour ces deux types de systèmes sont assez similaires. Actuellement beaucoup de nations, et en particulier les USA, envisagent un emploi conjoint des armes laser et des armements cinétiques.

Dans un but de prédimensionnement, il est possible de faire une analogie avec les applications civiles où des lasers de très forte puissance sont utilisés pour la découpe avec une focalisation du faisceau à courte distance et faible diamètre [6]. Un modèle simplifié du perçage laser est défini en considérant uniquement le perçage par fusion du métal. L'équation permettant de remonter à l'épaisseur de matériau fondue considère que l'énergie totale déposée pendant un temps donné est égale à la somme de l'énergie nécessaire pour échauffer le matériau jusqu'à sa température de fusion et de sa chaleur latente de fusion :

$$e_f = \frac{4\alpha P_{las} t_{exp}}{\pi D^2 \rho (C_p (T_{fus} - T_0) + E_{Lfus})}$$

avec P_{las} puissance laser, t_{exp} temps d'exposition, D diamètre du faisceau, T_0 température initiale et les propriétés du matériau : α absorptivité à la longueur d'onde du laser, ρ masse volumique, C_p capacité calorifique, T_{fus} température de fusion, E_{Lfus} chaleur latente de fusion.

Ce modèle analytique fournit des résultats satisfaisants puisqu'il conduit à des valeurs d'épaisseurs percées et de vitesses de découpe conformes aux résultats publiés dans [6]. D'autre part, cette équation peut être utilisée pour évaluer les capacités de perçage à grande distance par arme laser. Les résultats obtenus montrent une faisabilité pour des niveaux de puissance laser accessibles (de quelques dizaines à quelques centaines de kilowatts selon la nature des cibles et la portée envisagée). Ces résultats sont en accord avec les informations diffusées lors de deux conférences sur la campagne de tirs sur drones de 2009-2010 de la marine américaine [7][8].

A partir de ce modèle simple, il est possible de définir trois scénarios pour simuler une arme laser anti-drone :

Scénario	Cible	Diamètre faisceau	Puissance laser
1	petit drone fragile, courte portée	10 à 20 mm	2 à 3 kW
2	drone moyen solide, moyenne portée	100 à 200 mm	300 à 400 kW
3	grand drone robuste, longue portée	500 à 800 mm	1 à 2 MW

Tableau 1 – Scénarios d'interception de drone par arme laser

Cependant, dans le cas de matériaux composites et/ou polymères, fréquemment utilisés dans les drones, il n'existe pas de modèle simple analogue à celui des métaux. En effet, peu de données existent sur la découpe des composites à l'aide d'un laser, et leurs mécanismes de dégradation sont beaucoup plus complexes que ceux des métaux. C'est pourquoi cette étude s'intéresse à une application d'impact laser sur un matériau composite.

3. Simulation numérique d'un impact laser sur élément de drone

3.1. Outil numérique MoDeTheC

Dans le cadre de la thèse de V. Biasi [3], un code de simulation numérique de la dégradation de matériaux composites a été développé : MoDeTheC. Ce code a fortement évolué pour intégrer de nombreuses fonctionnalités complémentaires au cours des conventions DGAC PHYFIRE et PHYFIRE2 [9]. Une description complète de MoDeTheC est donnée dans [4]. Dans cette référence, les simulations numériques de la dégradation d'un matériau composite soumis à un impact laser sont validées par comparaison à des essais dans le banc laser (BLADE) à puissance modérée (76,2 kW/m²).

Ce code de simulation est basé sur une approche par volumes finis. Il inclut des modules qui peuvent être associés dans une même simulation. Dans le cas qui nous intéresse : « Heat diffusion » conduction de la chaleur dans le solide, « Gas transport » transport des gaz de décomposition dans un matériau poreux, « Kinetics » cinétique de dégradation du matériau (réactions de dégradation pyrolyse ou oxydation), « Ablation » ablation du matériau sous différentes conditions. Le code MoDeTheC repose sur une approche isochore. Le solveur « Ablation » utilise une méthode de déformation du maillage pour suivre la dégradation surfacique des matériaux.

3.2. Configurations simulées

Pour le scénario 1, la géométrie de l'élément impacté « TUBE 1 » est un tube circulaire de longueur 60 mm, de diamètre intérieur 12 mm et d'épaisseur 2 mm. Pour les scénarios 2 et 3, l'épaisseur de paroi de 2 mm est conservée. Pour le scénario 2 (« TUBE 2 »), il a été choisi d'appliquer un facteur d'échelle 10 mais de conserver un diamètre à 12 mm pour simuler un élément de forme profilée. La surface intérieure est donc une ellipse de diamètres 156 mm et 12 mm, extrudée sur une longueur de 600 mm. Pour le scénario 3, le « TUBE 3 » est obtenu par un facteur géométrique de 4 appliqué au « TUBE 2 », soit une ellipse intérieure de diamètres 636 mm et 60 mm extrudée sur une longueur de 2400 mm.

Les conditions de la source laser sont basées sur celles du scénario 1 (paragraphe 2), en considérant la puissance laser de 2 kW et un diamètre de faisceau de 20 mm à $1/e^2$, ce qui correspond à une densité de flux maximale de 12,7 MW/m². Pour les scénarios 2 et 3, il a été choisi d'appliquer un facteur d'échelle géométrique identique au rapport des diamètres de faisceau laser soit respectivement 10 et 40 et de conserver la densité de flux maximale de 12,7 MW/m², soit des puissances laser de 200 kW et 3,2 MW. Ces grandeurs sont représentatives des conditions fournies précédemment et offrent l'avantage de pouvoir simplement comparer les résultats obtenus aux résultats de la simulation du scénario 1.

Le maillage du « TUBE 1 » est régulier avec une taille de maille de 0,8 mm suivant la longueur et la circonférence. Suivant l'épaisseur, le maillage comporte 10 mailles de 0,2 mm. Ce qui représente un total de 45 000 cellules volumiques. Pour le « TUBE 2 » et le « TUBE 3 », le maillage suivant la longueur est régulier avec une taille de maille de respectivement 8 mm et 32 mm. Suivant la circonférence, le maillage est raffiné aux extrémités pour bien reproduire la forte courbure du profil, ce qui donne des mailles comprises entre 2,6 et 20,4 mm. Enfin on maintient 10 mailles suivant l'épaisseur. Cela conduit à un maillage volumique de 87 000 cellules.

3.3. Conditions des simulations

Propriétés matériaux

Dans le cadre de cette évaluation de faisabilité, il s'agit de s'appuyer sur un matériau bien connu. Le matériau choisi est le composite T700GC/M21 constitué de fibres de carbone T700GC et d'une résine époxy M21, dont les propriétés sont détaillées dans [4]. Il faut définir les propriétés de chaque espèce : fibres de carbone, résine, char (produit par la pyrolyse de la résine), gaz (issu de la pyrolyse), CO₂ (issu de l'oxydation). Le modèle de dégradation est réduit en ne prenant en compte que la première réaction (pyrolyse) et une ablation par modèle de « fusion/sublimation à température constante ». La température de fusion est fixée à 800 K, représentative de la température d'oxydation du char et l'enthalpie fusion est égale à 400 kJ/kg.

Le modèle d'homogénéisation de Mori-Tanaka est utilisé pour déterminer la conductivité thermique homogénéisée du matériau, suivant la disposition des fibres par rapport à la résine et la forme des pores. Enfin le solveur « Gas transport » nécessite la donnée des perméabilités.

Paramètres numériques

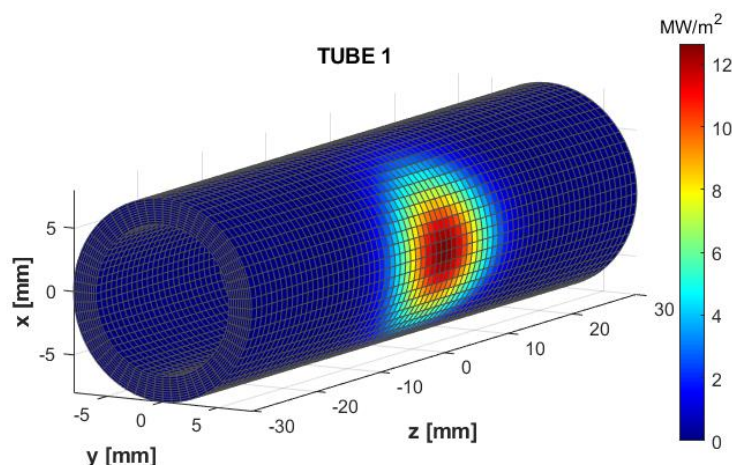
Les calculs sont explicites avec un critère sur le nombre de Fourier (stabilité de la résolution de l'équation de diffusion de la chaleur) et sur le CFL (stabilité de la résolution des équations de mécanique des fluides). Le pas de temps spécifié par l'utilisateur est divisé en sous-itérations de façon à garantir que ces deux critères de stabilité sont satisfaits. Dans le cas d'une ablation avec une réduction significative de la taille des mailles, cela peut conduire à une augmentation rédhibitoire du temps de calcul car le nombre de sous-itérations augmente très rapidement.

Les paramètres numériques des trois cas de calcul sont identiques :

- durée : 0,3 s (ajustée par rapport au temps de fusion du matériau)
- pas de temps : 0,005 s

Conditions aux limites

Sur chaque surface du domaine, il faut spécifier la condition aux limites qui dans le cas général prend en compte des échanges par convection, par rayonnement et des flux incidents convectifs ou radiatifs. Du fait de l'utilisation du solveur « Gas transport », des paramètres supplémentaires pour les conditions aux limites sont nécessaires : gaz environnant, pression de surface.



Le flux généré par arme laser est modélisé par un flux radiatif incident de forme gaussienne. Il s'agit d'une condition spécifique dite « User-specified boundary condition », basée sur un

fichier supplémentaire donnant les caractéristiques du faisceau laser : densité de puissance maximale, diamètre à $1/e^2$, direction et durée d'application (0,3 s pour ces calculs). La densité de flux absorbée par la paroi est calculée par MoDeTheC en prenant en compte l'absorptivité du matériau (comprise entre 0,904 pour le matériau vierge et 0,930 pour le matériau dégradé) ainsi que le cosinus de l'angle entre la normale locale à la paroi et la direction d'incidence du flux. La répartition du flux incident est tracée sur la Figure 1, dans le cas du « TUBE 1 ».

Les conditions aux limites appliquées sur les surfaces de bout des tubes et la surface interne sont adiabatiques. Sur la surface externe, on applique le flux radiatif incident ci-dessus et des pertes radiatives vers une température ambiante à 300 K, avec une émissivité comprise entre 0,884 pour le matériau vierge et 0,895 pour le matériau dégradé. Les pertes par convection sont négligées car elles sont très faibles par rapport au flux laser incident.

3.4. Résultats des simulations

Comme indiqué précédemment, l'ablation conduit à la déformation du maillage, ce qui diminue régulièrement les tailles de mailles suivant l'épaisseur en fonction des paramètres de déformation choisis. Le calcul étant réalisé en explicite avec une condition de nombre de Fourier maximal, le nombre de sous-itérations augmente pour chaque pas de temps car la taille des cellules diminue. Le critère d'arrêt du calcul est une taille de maille inférieure à un seuil (0,01 mm), qui conduirait à un nombre de sous-itérations trop grand. Finalement, les calculs du « TUBE 1 » et du « TUBE 3 » se sont arrêtés à l'instant 0,24 s alors que le cas du « TUBE 2 » s'est poursuivi jusqu'à 0,28 s. Pour améliorer ce comportement, il faudrait mettre en œuvre un algorithme de remaillage avec prise en compte du percement à épaisseur critique donnée (processus ajouté dans la dernière version de MoDeTheC [10]).

Si on analyse l'avancement de la réaction de pyrolyse, on constate que cette réaction n'a pas le temps de s'activer car l'ablation est trop rapide. L'avancement maximal de cette réaction atteint seulement $8 \cdot 10^{-4}$ (à 1 la réaction est terminée). En effet cette réaction pourrait s'activer lorsque le matériau dépasse une température de 650 K mais elle est trop lente par rapport à l'ablation.

Les résultats des trois cas sont post-traités pour calculer l'évolution de l'épaisseur de la paroi au centre de l'impact où le flux est maximal. Ces courbes, tracées sur la Figure 2, sont très proches, ce qui est cohérent avec le fait que les calculs sont réalisés sur des géométries à un facteur d'échelle près et à densité de flux maximale identique. On constate que l'ablation débute dès le début de la simulation, à cause du niveau de densité de flux qui est suffisamment élevée pour que la paroi atteigne la température de fusion. Dans le cas du « TUBE 2 », l'épaisseur finale à $t=0,28$ s est de 0,267 mm. Par extrapolation, en supposant que l'ablation est linéaire, le percement apparaîtrait à $t=0,32$ s (ce résultat pourrait être précisé en utilisant la dernière version de MoDeTheC [10]). Ce temps peut être comparé au modèle simplifié du paragraphe 2. Une difficulté est la forte variation des propriétés thermiques du matériau avec la température. Mais en considérant les propriétés à une température intermédiaire entre la température initiale et la température de fusion, on retrouve un temps d'exposition pour percer la paroi de 0,32 s. Cela confirme que le phénomène prépondérant est l'ablation, la dégradation du matériau par pyrolyse étant extrêmement faible.

La déformation du maillage se traduit par une taille de maille qui diminue en fonction du temps. La taille des 10 mailles suivant l'épaisseur, au centre de l'impact est présentée sur la Figure 3, à l'instant $t=0,24$ s. L'algorithme de déformation du maillage ne se comporte pas de façon identique pour les trois cas de calcul alors que les paramètres numériques sont les mêmes. Dans tous les cas, la maille n°10 (proche de la surface externe) a une taille qui diminue plus lentement. C'est également le cas pour la maille n°1 (proche de la surface interne) lors des

calculs du « TUBE 2 » et du « TUBE 3 » alors que dans la configuration du « TUBE 1 » cette première maille a une taille qui s'approche de 0 ce qui arrête le processus de calcul.

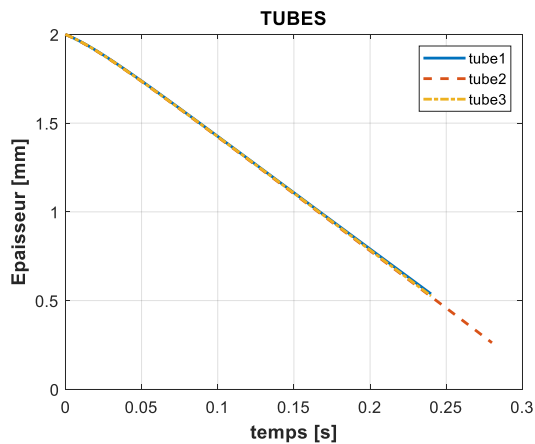


Figure 2 – Variation de l'épaisseur de paroi au centre de l'impact en fonction du temps

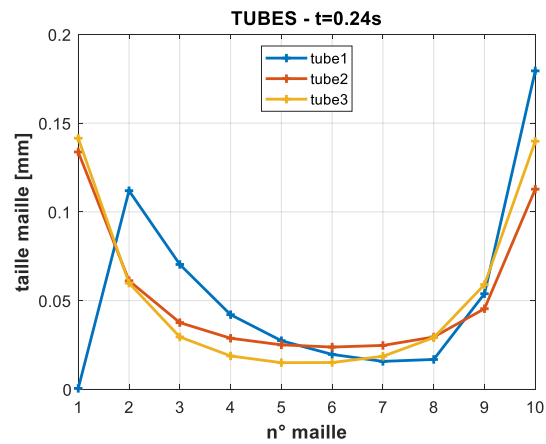


Figure 3 – Taille des mailles suivant l'épaisseur au centre de l'impact à l'instant $t=0,24$ s

Pour visualiser l'ablation, le profil du « TUBE 1 » dans le plan médian $z=0$ est tracé sur la Figure 4. La surface externe passe du profil bleu à l'instant initial au profil rouge à l'instant final.

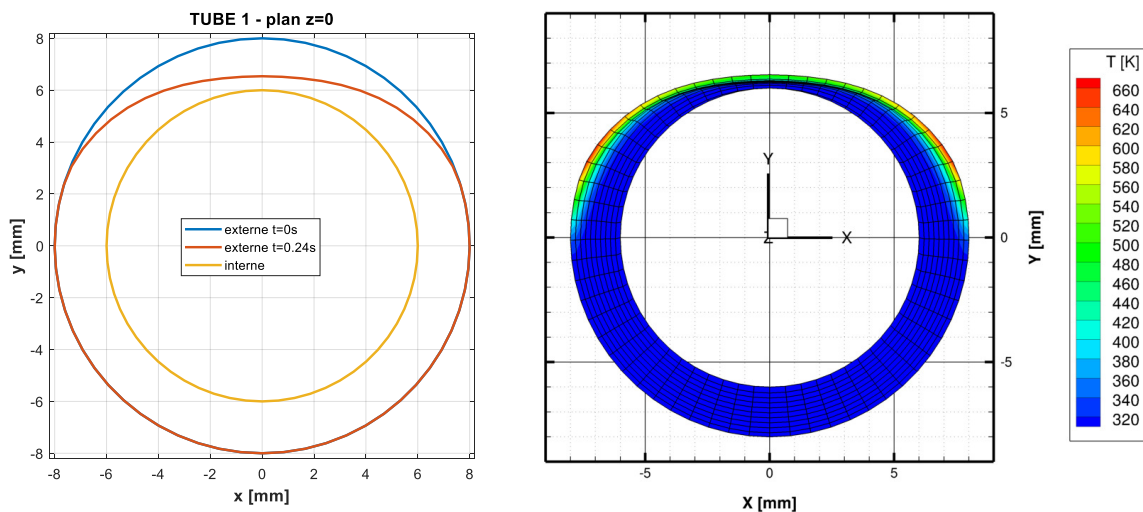


Figure 4 – Coupe du « TUBE 1 » au début et à la fin de la simulation (gauche) – maillage à la fin de la simulation (droite)

Sur la Figure 5 et la Figure 6 (graphes de gauche) sont comparées les épaisseurs de paroi respectivement dans le plan $x=0$ et le plan $z=0$. Les abscisses sont adimensionnées par la demi-longueur totale. Dans le plan $x=0$, les résultats des trois cas de calcul sont identiques. Par contre dans le plan médian $z=0$, ce n'est pas la même chose. On constate que les résultats des calculs du « TUBE 2 » et du « TUBE 3 » sont identiques car ces calculs sont géométriquement identiques. Par contre le cas du « TUBE 1 » montre un profil d'épaisseur qui diminue au centre comme les deux autres cas de calcul mais cette diminution est fortement réduite en s'éloignant du centre. Ce résultat est parfaitement corroboré par les profils de densité de flux de chaleur projeté (graphes de droite). En effet le flux absorbé à la surface du « TUBE 1 » diminue plus rapidement en s'éloignant du centre de l'impact dans le plan $z=0$, à cause de l'angle entre la

normale à la paroi et la direction d'incidence du flux. Pour le « TUBE 2 » et le « TUBE 3 », la forme aplatie du profil conduit à un flux absorbé supérieur au cas du « TUBE 1 ».

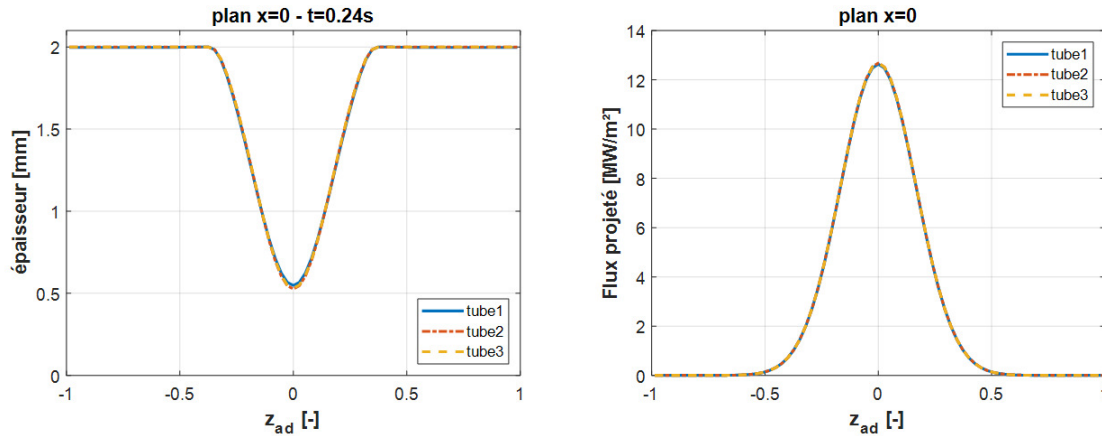


Figure 5 – Comparaison des épaisseurs et du flux projeté dans le plan $x=0$

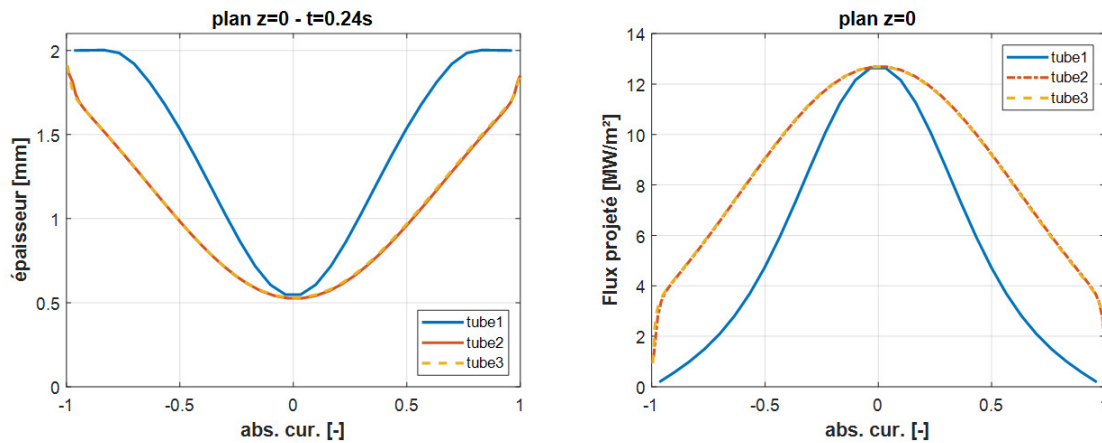


Figure 6 – Comparaison des épaisseurs et du flux projeté dans le plan $z=0$

Il est intéressant de tracer le profil de température suivant l'épaisseur, au centre de l'impact, à différents instants (Figure 7). Les courbes pour le cas du « TUBE 3 » ne sont pas montrées car elles sont identiques au cas « TUBE 2 ». Ces courbes confirment que la température sur la surface externe atteint la température de fusion dès le début du calcul. La température sur la surface interne augmente très peu car la diffusion de la chaleur suivant l'épaisseur est trop lente par rapport à la vitesse d'ablation.

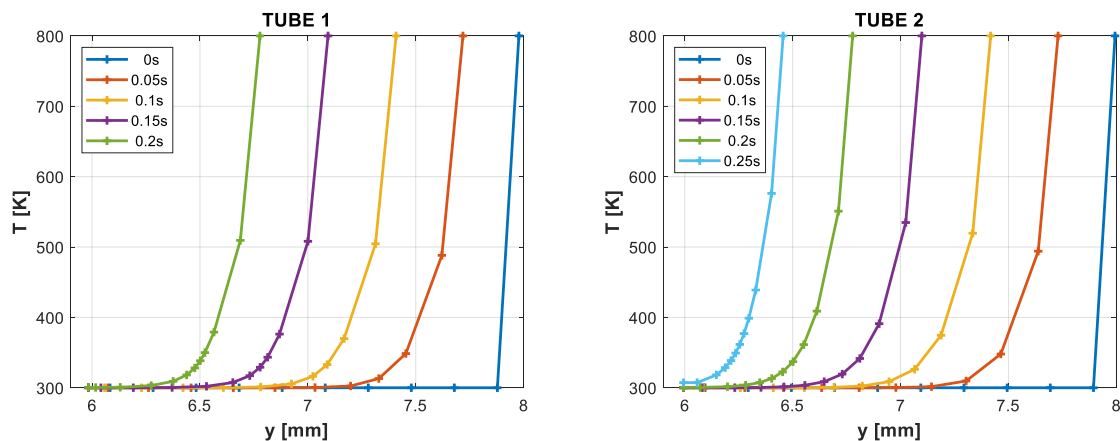


Figure 7 – Profils de température au centre de l'impact à différents instants

4. Conclusions

Les caractéristiques des armes laser susceptibles d'endommager un drone ont été décrites. Un modèle simple pour évaluer l'épaisseur de percement a été défini sur la base de la littérature sur les outils de découpe laser de laboratoire. Ensuite le code de simulation numérique MoDeTheC a été présenté. Son application pour simuler des cas d'impact d'arme laser sur un élément de drone en matériau composite a été démontrée. Les résultats de ces calculs pour différents scénarios définis en fonction de la distance et de la taille des drones montrent que l'ablation de la paroi ne dépend pas de la taille de l'objet mais uniquement de la densité de flux laser appliquée à sa surface. Dans des conditions réalistes, on montre que le percement d'une paroi en composite de type aéronautique de faible épaisseur a lieu en un temps suffisamment court pour effectuer une interception en vol.

Des travaux sont actuellement en cours pour la prévision du percement de pièces soumises à de fortes contraintes thermiques par le code MoDeTheC. Ces méthodologies pourraient être mises en œuvre pour la prévision du comportement d'éléments de drones impactés par une arme laser en incluant le percement de paroi.

Enfin les moyens expérimentaux développés à l'Onera pour la caractérisation thermique des matériaux et pour leur dégradation par impact de faisceau laser pourraient être mis en œuvre. Ils permettraient d'obtenir les propriétés thermiques de matériaux d'éléments de drone et de tester ces éléments dans des conditions de laboratoire afin de confronter les résultats de simulations numériques à des données expérimentales obtenues dans des conditions parfaitement contrôlées.

Références

- [1] V. Plana, P. Reulet, P. Millan, « Experimental Characterization of the Thermophysical Properties of Composite Materials by an Inverse Heat Conduction Method », *Journal of Composite Materials*, Vol. 40, Issue 14, 2006 ; doi.org/10.1177/0021998305057433
- [2] P. Reulet, G. Leplat, « Méthode inverse pour la détermination expérimentale des conductivités thermiques et de la capacité calorifique de matériaux orthotropes en fonction de la température », *Congrès SFT*, Perpignan, 2011
- [3] V. Biasi, « Modélisation thermique de la dégradation d'un matériau composite soumis au feu », *Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE)*, 2014 ; hal.science/tel-01234928
- [4] N. Dellinger, G. Leplat, C. Huchette, V. Biasi, F. Feyel, « Numerical modeling and experimental validation of heat and mass transfer within decomposing carbon fibers/epoxy resin composite laminates », *Int. J. Thermal Sciences*, Vol. 201, 2024 ; doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2024.109040
- [5] <https://www.army-technology.com/projects/300kw-high-energy-laser-weapon-system-helws-us/?cf-view>
- [6] D. Kliner, « 4-kW fiber laser for metal cutting and welding », *SPIE 7914*, 791418, 2011.
- [7] D. Kiel, « Fiber lasers for surface navy applications », *Conference Photonics West 2010*, Paper 7580-21, 2010.
- [8] B. Hankla, « Navy laser weapon system (laws) prototype development and testing », *Conference Photonics West 2010*, Paper 7915-11, 2011.
- [9] T. Batmalle, D. Donjat, P. Lapeyronnie, P. Reulet, T. Archer, P. Beauchêne, J. Berthe, J.M. Garcia, C. Huchette, A. Mavel, « Convention PhyFIRE 2 – Lot 1 : Amélioration des moyens métrologiques de caractérisation – Rapport d'activité Année 2 », *Rapport RT 4/30430 DMPE/DMAS*, Novembre 2021.
- [10] G. Janodet, N. Dellinger, B. Andrieu, C. Benazet, B. Maugars, « Parallel mesh adaptation framework for the conjugate fluid-solid numerical simulation of structures burnthrough », *Proceedings of the 18th International Heat Transfer Conference*, Août 2026.