

Chambre de combustion : enjeux de design et durabilité en service.

Brice LE PANNERER ^a

^a Safran Aircraft Engines Villaroche, Rond-Point René Ravaud, 77550 Moissy-Cramayel, France

Les chambres de combustion sont le siège des températures des gaz les plus importantes du moteur d'avion et à ce titre, font partie des composants les plus sollicités du moteur d'avion. Ces pièces représentent un défi de conception pour les motoristes, s'efforçant de concevoir des modules capables de résister aux contraintes thermomécaniques tout en optimisant leur masse. A cela s'ajoute, la difficulté d'estimer la durée de vie de la pièce, ce qui réduit d'autant les marges de conception. Ces contraintes techniques s'accompagnent d'un nouveau contexte commercial. Les compagnies aériennes désireuses d'obtenir une meilleure transparence sur les coûts liés au maintien en condition opérationnelle de leurs appareils, reportent désormais sur les motoristes les risques et aléas induits lors des immobilisations au sol des moteurs ou de leurs pièces. Il devient donc indispensable pour ces derniers de maîtriser au mieux la prédiction de durabilité de ses composants, afin de limiter l'impact économique de cette nouvelle responsabilité.

Les méthodes d'optimisation de la conception de la chambre de combustion reposent essentiellement sur les expériences passées. Si ces dernières ont déjà fait leur preuve, elles présentent néanmoins des limites : elles permettent difficilement d'anticiper la durée de vie et exigent une interaction étroite entre les utilisateurs et les concepteurs.

Cette présentation portera sur les différents modèles utilisés en bureau d'études. S'appuyant sur les travaux de Nicolas Leost [1], des modèles de durée de vie basés sur l'amorçage de microfissures ont été développés ; toutefois leur validité dépend fortement des conditions de chargements, pour lesquelles subsistent encore des incertitudes. La propagation des fissures, dans un contexte de chargements complexes et de géométrie de pièce non triviale pilote, quant à elle, la durée de vie du composant. Les limites des approches empiriques de propagation seront mises en évidence, soulignant la nécessité de développer des modèles plus théoriques.

[1] Leost, N., Missoum-Benziane, D., Rambaudon, M., Cameriano, L., Comte, F., Le Pannerer, B., & Maurel, V. (2025). Short fatigue crack growth sensitivity to thermo-mechanical fatigue loading. *International Journal of Fatigue*, 191, 108651.

Propagation de fissures en conditions de fatigue anisotherme, le rôle de la barrière thermique

Louise MARIOTON^{a,b}, Jean-Michel SCHERER^a, Matthieu RAMBAUDON^a, Brice LE PANNERER^b, Nicolas LEOST^b, Djamel MISSOUM BENZIANE^b, Vincent MAUREL^a

^a Mines Paris, Université PSL, Centre des Matériaux (MAT), UMR 7633 CNRS, 78000 Versailles, France

^b Safran Aircraft Engines Villaroche, Rond-Point René Ravaud, 77550 Moissy-Cramayel, France

La chambre de combustion des turbomachines aéronautiques est soumise à des chargements thermomécaniques intenses. Parmi eux, le chargement hors-phase (traction à basse température et compression à haute température), se distingue par sa criticité. Celui-ci induit l'amorçage et la propagation de fissures de fatigue qui traversent le réseau de trous de dilution et de refroidissement. L'amorçage de fissures, pour des conditions de chargement similaires, a été étudié révélant l'influence de l'amplitude et du gradient de température sur le champ mécanique local [1] et la vitesse de propagation de fissures [2]. La présence d'un système barrière thermique (TBC) sur le superalliage constitutif de la pièce ajoute une difficulté supplémentaire. Celui-ci se compose d'une sous-couche métallique M-Cr-Al-Y, M représentant Ni et/ou Co et d'une couche céramique en zircone stabilisée à l'yttrium, toutes deux déposées par plasma sous air. Pour ces matériaux revêtus, les mécanismes d'endommagement associés à une propagation de fissures orthogonales aux interfaces restent peu documentés. Les rares résultats disponibles pour un TBC équivalent montrent néanmoins que le revêtement modifie les cinétiques de fissuration, effet généralement attribué aux contraintes induites par la dilatation thermique et par une oxydation limitée par la présence du TBC [3]. Cependant, les essais existants, bien que réalisés sous un chargement hors-phase, ne couvrent pas les plages de température visées ici - or ce paramètre est déterminant pour la réponse du matériau.

Pour répondre à ce manque, des essais de fatigue thermomécanique hors phase ont été menés sur le matériau nu et revêtu entre 300°C et 900/950 °C. Les cinétiques de propagation ainsi que les mécanismes d'endommagement ont été analysés afin d'évaluer l'effet du TBC sur la durée de vie. Les premiers résultats, associés à une modélisation préliminaire, mettent en évidence son influence sur des grandeurs telles que le champ de contrainte sur le superalliage ou le facteur d'intensité des contraintes en pointe de fissures. Néanmoins, la description du champ thermique et la caractérisation des propriétés matériau du revêtement restent les principales limitations à une modélisation plus fidèle. Des perspectives pour lever ces verrous seront proposées.

[1] Leost, N., Missoum-Benziane, D., Rambaudon, M., Cameriano, L., Comte, F., Le Pannerer, B., & Maurel, V. (2025). Short fatigue crack growth sensitivity to thermo-mechanical fatigue loading. *International Journal of Fatigue*, 191, 108651.

[2] Jones, J., Garcia, A. G., Whittaker, M., Lancaster, R., Barnard, N., John, S., Doyle, J. & Mason-Flucke, J. (2025). The influence of phase angle on the TMF crack initiation behaviour and damage mechanisms of a single-crystal superalloy. *International Journal of Fatigue*, 196, 108887.

[3] Chen, Z. B., Wang, Z. G., & Zhu, S. J. (2011). Thermomechanical fatigue behavior of an air plasma sprayed thermal barrier coating system. *Materials Science and Engineering: A*, 528(29-30), 8396-8401.

Études de l'adhérence et endommagement de systèmes barrières thermiques par choc laser

Eliott Degouilles¹, Vincent Guipont¹, Vincent Maurel¹, Ravisankar Naraparaju²,
Filofteia-Laura Toma³, Radoslaw Swadzba⁴, Boguslaw Mendala⁵, Lukasz Pyclik⁶.

¹ Centre des matériaux – Mines Paris PSL, 21 allée des marronniers, 78000 Versailles, France

² Institute for frontier materials, German Aerospace Center (DLR), Linder Hoehe, Cologne, 51170, Germany

³ Fraunhofer Institute for Material and Beam Technology IWS, Winterbergstraße 28, 01277 Dresden, Germany

⁴ Lukaszewicz Research Network – Upper Silesian Institute of Technology, K. Miarki 12-14, Gliwice, Poland

⁵ Silesian University of Technology, Katowice, Poland

⁶ Avio Polska, Bielsko-Biala, Poland

Pour réduire l'empreinte carbone des turbines à gaz, l'utilisation du dihydrogène (H₂) comme carburant est une solution prometteuse [1]. Cependant, la durabilité des revêtements barrières thermiques (TBC) des composants des turbines à gaz pour des températures supérieures à 1 200 °C en présence de vapeur d'eau est une question clé : leur durée de vie est limitée à la fois par les températures élevées et par la vapeur d'eau qui accélèrent l'endommagement de ces revêtements [2]. C'est dans ce contexte que le projet M-ERA.NET TBC4H2 (*Thermal Barrier Coatings for greener heat-to-power applications : understanding limits of operation under hydrogen combustion and sustainable outlook*) a été lancé en 2024 afin d'étudier de nouveaux systèmes TBC et d'optimiser leur résistance en présence de vapeur d'eau. Parmi ses objectifs, il y est prévu de développer et d'analyser le comportement des systèmes TBC avancés à l'aide de techniques de caractérisation assistées par laser: à savoir les méthodes LASAT [3] et LASDAM [4].

De plus, l'augmentation des températures de fonctionnement expose d'autant plus les barrières thermiques aux effets néfastes des sables ou cendres volcaniques ingérées par le moteur. Les CMAS (CaO-MgO-Al₂O₃-SiO₂), sont ainsi connus pour infiltrer et fragiliser les barrières thermiques à hautes températures, pouvant provoquer un écaillage précoce de la zone infiltrée [5]. Des études récentes [6] ont montré à l'aide du LASAT la réduction locale de ténacité induite par différents stades d'infiltrations par du CMAS. Toutefois, il reste à étudier la question de la propagation de l'endommagement en présence de CMAS.

Nous présentons donc ici deux aspects de nos travaux alliant chocs laser et barrières thermiques : une première étude sur l'adhérence d'un système du projet TBC4H2 et une seconde étude préliminaire avec le DLR sur l'effet du CMAS sur l'endommagement de leur système EB-PVD.

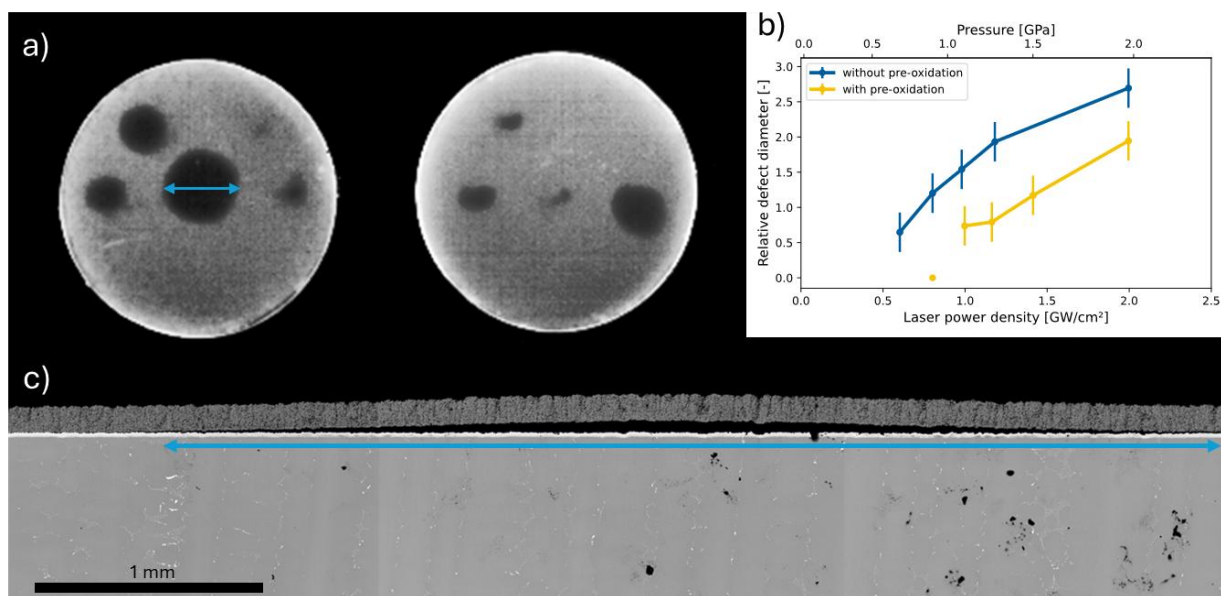


Figure 1: a) Images Infrarouge d'échantillons après LASAT, b) Courbes LASAT comparant les conditions sans et avec pré-oxydation (platine élevée), et c) observation en coupe au MEB d'un défaut produit par LASAT.

Concernant l'optimisation de l'adhérence, nous nous sommes intéressés à l'effet de la pré-oxydation pour le cas d'une sous-couche de diffusion Pt- γ/γ' et d'une barrière thermique en zirconium partiellement stabilisée à l'yttrine (YSZ) réalisée par SPS (*Suspension Plasma Spraying*). Différentes teneurs en Pt (avant diffusion) ont été étudiées avec ou sans pré-oxydation avant le dépôt de céramique. Pour chaque échantillon, une série de chocs laser (LASAT) a été réalisée et caractérisée par thermographie IR (figure 1 a). Ainsi, par l'analyse des courbes LASAT, est mis en évidence une amélioration significative de l'adhérence lorsque les échantillons ont été pré-oxydés (figure 1 b). De plus, comme la teneur en platine initiale des différentes sous-couches influence l'oxydation produite et donc l'adhérence par LASAT. En effet, des analyses complémentaires au MEB indiquent une présence d'oxydes à l'interface plus importante lorsque la teneur initiale en platine est plus élevée et ce, pour un même traitement d'oxydation. Pour clarifier la corrélation entre la microstructure de l'oxyde, la teneur en platine et l'adhérence, des analyses supplémentaires EDS et MET ont pu être réalisées dans le cadre du projet.

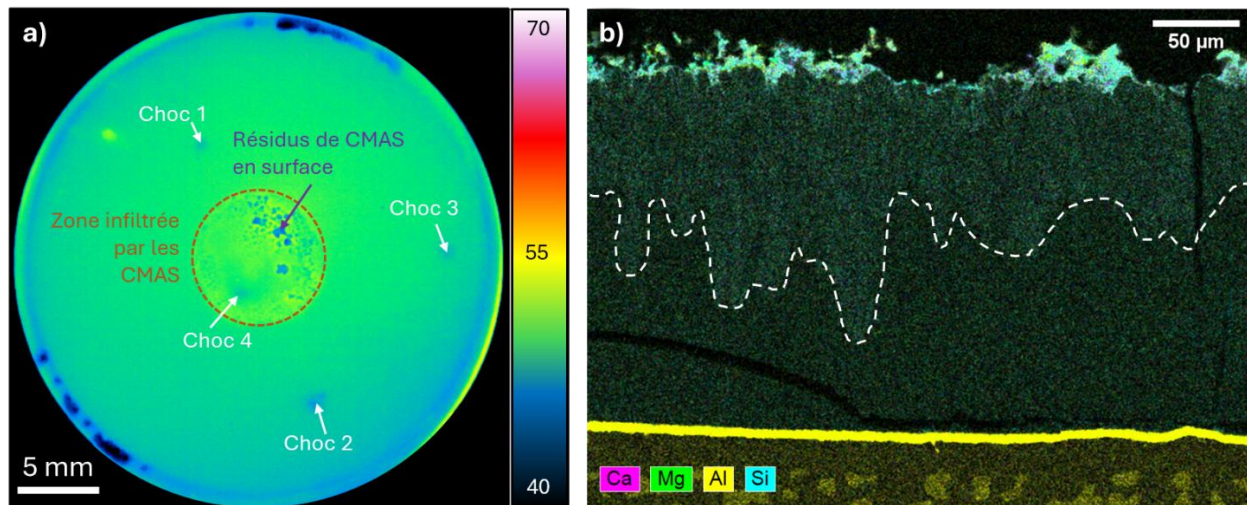


Figure 2 : a) Image IR de l'échantillon après infiltration CMAS et chocs laser. b) Cartographie EDS d'une coupe après l'essai dévoilant l'infiltration partielle et l'endommagement du système.

Parallèlement, nous avons étudié l'effet du CMAS sur l'endommagement des barrières thermiques. Un échantillon revêtu du système EB-PVD du DLR a été infiltré partiellement par du CMAS en son centre (voir figure 2). Nous avons ensuite introduit des défauts (fissures interfaciales) à l'aide de chocs laser dans les zones infiltrées et non infiltrées. La thermographie infrarouge nous permet ensuite de suivre et comparer la propagation de ces défauts au cours du cyclage thermique.

On observe ainsi que les défauts introduits par chocs laser se comportent comme les défauts qui apparaissent naturellement. Nous avons également observé que la coalescence joue un rôle prédominant dans la propagation de l'endommagement de ces barrières thermiques. Aussi, aucune différence majeure de mécanismes n'a été observée entre les zones infiltrées par le CMAS et les zones non-infiltrées.

Références

- [1] A. H. Lefebvre et D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion*, 0 éd. CRC Press, 2010. doi: 10.1201/9781420086058.
- [2] B. A. Pint et J. A. Haynes, « Effect of water vapour content on thermal barrier coating lifetime », *Mater. Sci. Technol. U. K.*, vol. 29, n° 7, p. 828-834, 2013, doi: 10.1179/1743284712Y.0000000104.
- [3] V. Guipont, G. Bégué, G. Fabre, et V. Maurel, « Buckling and interface strength analyses of thermal barrier coatings combining Laser Shock Adhesion Test to thermal cycling », *Surf. Coat. Technol.*, vol. 378, p. 124938, nov. 2019, doi: 10.1016/j.surfcoat.2019.124938.
- [4] L. Mahfouz *et al.*, « Thermal Barrier Coatings in burner rig experiment analyzed through LASER Shock for DAMAGE Monitoring (LASDAM) method ».
- [5] C. Mercer, S. Faulhaber, A. G. Evans, et R. Darolia, « A delamination mechanism for thermal barrier coatings subject to calcium–magnesium–alumino–silicate (CMAS) infiltration », *Acta Mater.*, vol. 53, n° 4, p. 1029-1039, févr. 2005, doi: 10.1016/j.actamat.2004.11.028.
- [6] C. Billard, C. Mikulla, V. Guipont, R. Naraparaju, U. Schulz, et V. Maurel, « Localization of embrittlement in CMAS-infiltrated thermal barrier coatings via laser shock experiments », *J. Eur. Ceram. Soc.*, vol. 45, n° 13, p. 117487, oct. 2025, doi: 10.1016/j.jeurceramsoc.2025.117487.

Comprendre et modéliser l'infiltration d'une barrière thermique par des CMAS sous gradients thermiques

Thomas BRUNET^{a,c}, Thibaut ARCHER^a, Alice DOLMAIRE^b, Michel VILASI^c

^a DMAS, ONERA, Université Paris-Saclay, F92322 Châtillon, France

^b DMAS, ONERA, Université Paris-Saclay, F91123 Palaiseau, France

^c Institut Jean Lamour, Université de Lorraine, Campus Artem, 2 allée André Guinier - BP 50840, 54011 Nancy Cedex

Le survol de zones désertiques ou volcaniques peut, pour un moteur d'aéronef, être synonyme d'ingestion de quantités importantes de particules d'oxydes nommées CMAS ($\text{CaO-MgO-Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$). Cette problématique devient critique à très haute température (plus de 1200°C). En effet, ces particules commencent alors à fondre et à interagir avec la barrière thermique (BT), fine couche de céramique déposée sur les aubes de turbine haute pression dans le but de protéger ces dernières des hautes températures. Comme expliqué par de nombreux auteurs dans la littérature [1,2], ces interactions entre BT et CMAS sont essentiellement de nature thermochimique et/ou thermomécanique. Une dégradation des propriétés matériaux de la BT et de sa durée de vie est systématiquement observée à la suite d'une telle interaction. Dans le cas de l'interaction entre une BT en 8YSZ (zircone stabilisée à l'yttrium avec 8% massique d'yttrium) et un CAS (de composition 23,5wt% CaO , 0wt% MgO , 15wt% Al_2O_3 , 61.5wt% SiO_2), une étude précédente [3], conduite sous faibles gradients thermiques, suggère que l'échelle de temps de l'interaction chimique est plus longue que celle de l'infiltration de la BT poreuse par les CMAS.

Cette étude cherche maintenant à mieux comprendre le processus d'infiltration de la BT en 8YSZ par le CAS sous gradients thermiques importants (proche de $1\text{K}/\mu\text{m}$ dans la BT). À cet effet, deux approches sont développées en parallèle. D'une part, des données expérimentales in-situ et post-mortem sont obtenues par le biais d'une campagne expérimentale dédiée sur le banc laser à gradients thermiques de l'ONERA ainsi que de caractérisations post-mortem (MEB, DRX, ...). Des échantillons de BT déposée par EB-PVD sur substrat métallique sont chauffés jusqu'à 1100°C ou 1250°C et exposés à différentes quantités de CAS (sous forme de cylindres compacts) pendant des durées variables (de 5 minutes à 4 heures), afin d'étudier des cas d'infiltration partielle ainsi que des cas d'infiltration complète. D'autre part, une modélisation multiphysique est mise en place afin de répliquer et appréhender les phénomènes observés lors des essais. Un modèle multiphysique couplant à la fois transferts thermiques et écoulement fluide de type Darcy au travers de la microstructure est développé à l'aide du code de calcul par éléments finis Z-Set. Ce modèle permet de mieux comprendre l'influence des divers phénomènes physiques en jeu lors de l'infiltration sous gradient thermique.

Références

- [1] MH Vidal-Setif et al., *Microstructural characterization of the interaction between 8YPSZ (EB-PVD) thermal barrier coatings and a synthetic CAS*, Surface and coatings technology, 239 (2014)
- [2] S. Krämer et al., *Mechanisms of cracking and delamination within thick thermal barrier systems in aero-engines subject to calcium-magnesium-alumino-silicate (CMAS) penetration*, Mat. Science and Eng., 490 (2008)
- [3] T. Brunet et al., *Understanding and Modeling CMAS and Thermal Barrier Coating Interaction Under Thermal Gradients*, High Temperature Corrosion of Materials, 101 (2024)

Influence of hot corrosion pits on short fatigue crack growth

Elise PERUSE ^{1,2,3*}, Stéphane MATHIEU ¹, Justine BONNAL ³, Stéphane KNITTEL³ Cécilie DUHAMEL²,
Matthieu RAMBAUDON ², Benoît MANSOZ ², Vincent MAUREL²

^a*Institut Jean Lamour, Université de Lorraine, CNRS, Nancy, France*

^b*MAT – Centre des matériaux, MINES Paris, PSL Université, CNRS UMR 7633, Evry, France*

^c*Safran Aircraft Engines, Evry, France*

In service, jet engine components are subjected to a wide range of mechanical, thermal and environmental stresses. The present work focuses on the so-called ‘Type II’ corrosion (or Low Temperature Hot Corrosion) of low-pressure turbine disks made of nickel-based polycrystalline superalloys, which can operate at temperatures of around 650-700°C. This phenomenon is generally associated with both the presence of sulfate-containing deposits [1-3] and an environment containing sulfur species such as SO₂(g) and SO₃(g), which trigger oxidation/sulfidation reactions. These interactions between alloys and sulphate-atmospheres have been extensively studied in the past in the presence of Na₂SO₄.

This type of corrosion typically affects Ni-based polycrystalline superalloys, forming pits that can initiate crack propagation. Studies have examined corrosion-mechanical coupling, with fatigue tests post-corrosion showing that pits impact service life, especially at low stress levels in low cycle fatigue (LCF) tests [4]. It has also been explored how the chemical nature of corrosive salts influences fatigue life [5], revealing that salt chemistry affects both defect quantity and depth.

The aim of this study is to combine local corrosion, forming pits, and in-depth analysis of short fatigue crack growth in presence of these attacks. The method is twofold: first, selection of chemistry to induce defects similar to in service observation, second, fatigue testing to assess short crack propagation mechanism and rate in presence of these defects.

As a major result, it has been observed that the corrosion product is active at low temperature (as compared to temperature of corrosion), by the way it does increase the fatigue crack growth rate. Discussion is proposed about the role of stress concentration, stress intensity factors and fatigue crack growth rate considering the realistic geometry of the pits through conform remeshing technique.

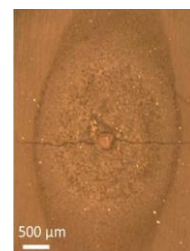
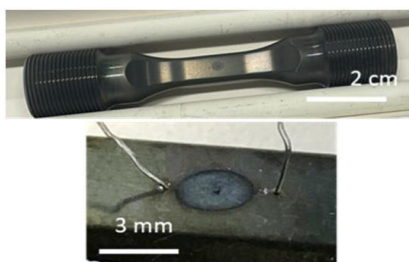


Figure : (left) Corrosion of the tensile specimen by a sulphate grain, local attack around which the potential probes were welded. (right) Propagation of a crack from the corrosion pits.

References

- [1] Luthra, K. L., & Shores, D. A. (1980). Mechanism of Na₂ SO₄ Induced Corrosion at 600°–900° C. *Journal of the Electrochemical Society*, 127(10), 2202.
- [2] Jones, R. L., Williams, C. E., & Jones, A. J. (1986). Reaction of vanadium compounds with ceramic oxides. *J. Electrochem. Soc. (United States)*, 133(1).
- [3] Brennan, P. T. Environmental Factors Affecting CaO and CaSO₄-Induced Degradation of Second-Generation Nickel-Based Superalloys.
- [4] Wang, H.; Dong, H.; Cai, Z.; Liu, Y.; Wang, W. (2024) Fatigue Behaviors of a Nickel-Based Superalloy after Hot- Corrosion: Experiments and Peridynamic Simulations. *Int. J. Fatigue*, 180, 108070.
- [5] Hendery, M. L.; Whittaker, M. T.; Cockings, B. J.; Mignanelli, P. M. (2022) The Effect of Salt Composition on the Stress-Free and Corrosion-Fatigue Performance of a Fine-Grained Nickel-Based Superalloy. *Corros. Sci.*, 198, 110113
- [6] Gabb, T. P.; Telesman, J.; Hazel, B.; Mourer, D. P. (2010). The Effects of Hot Corrosion Pits on the Fatigue Resistance of a Disk Superalloy. *J. Mater. Eng. Perform.*, 19 (1), 77–89.
- [7] Brooking, L.; Gray, S.; Sumner, J.; Nicholls, J. R.; Marchant, G.; Simms, N. J. (2018). Effect of Stress State and Simultaneous Hot Corrosion on the Crack Propagation and Fatigue Life of Single Crystal Superalloy CMSX-4. *Int. J. Fatigue*, 116, 106–117.
- [8] Gourdin, S. Etude expérimentale et modélisation de la propagation de fissures à partir d'anomalies de surface dans le René 65. Phd thesis, ISAE-ENSMA - Poitiers, 2015.