



**De la gestion du risque à la conception des
matériaux, des procédés et des structures**



Tuteurs : M. Vincent MAUREL
M. Jérôme CRÉPIN
Centre des Matériaux
Mines ParisTech - PSL University

Leïla BESSILA, Shao Hen CHIEW, Eloi DE COSSÉ BRISSAC, Hanane EL HAJJI, Thibault GOESSEL,
Eric GRÉLY, Christopher HEIM, Lucie JANDET, Agathe LHÉRONDELLE, Amandine LI, Héroïse
MIFFAND, Juliette NOËL, Gabrielle SOUM, Marie STERKOS

NOVEMBRE 2018

Table des matières

Introduction	4
1 Organisation de l'industrie aéronautique	5
1.1 Une organisation logistiquement complexe	5
1.2 Parties prenantes	6
1.3 Le développement durable dans l'industrie aéronautique d'aujourd'hui	7
2 Du constructeur au passager	10
2.1 Conception	11
2.2 Matériaux	12
2.3 Construction et montage	13
2.4 Contrôles et maintenance	15
2.5 Retour d'expérience	16
3 Et l'avion de demain ?	19
3.1 Un contexte changeant	19
3.2 Maintenance et allongement de la durée de vie : deux enjeux clés	21
3.3 Les défis futurs du développement durable	25
Annexes	30
A Miniprojets	30
A.1 Poudres en fabrication additive	30
A.2 Analyse par méta modèle de la durée de vie du système barrière thermique des aubes de turbine	47
A.3 Propulsion aéronautique alternative et ordres de grandeur	55
A.4 Implémentation de la méthode des contours pour déterminer les contraintes résiduelles introduites par le rechargement par Laser Metal Deposition	68
A.5 Simulation des courbes obtenues en nano-micro indentation sur un système multicouches	80
B Visites	99
B.1 Safran, Gennevilliers	99
B.2 Safran Tech	101
B.3 Safran Aircraft Engines, Villaroche	107
B.4 Constellium, Issoire	112
B.5 ASTech, Cefival, BEA, Le Bourget	116
B.6 Air France	119
B.7 Airbus Toulouse	120
B.8 Laboratoire de Centre des Matériaux, Evry	121
Bibliographie	122

Remerciements

Ce MIG n'aurait pas été possible sans nos encadrants Vincent Maurel (chercheur à l'École des Mines ParisTech PSL au Centre Des Matériaux) et Jérôme Crépin (Directeur de ce centre de recherche), c'est pourquoi nous souhaitons tout d'abord les remercier pour leur investissement dans ce projet. Nous leur sommes reconnaissants pour leur bonne humeur et leur bienveillance constantes au cours de ces trois semaines.

Un grand merci du côté de Safran qui a su grâce notamment à l'investissement de Benoit Guyon, responsable des relations écoles, nous accueillir tant pour les visites que pour les mini-projets. Nous leur en sommes reconnaissants. Nous nous devons également de remercier chaleureusement tous les intervenants que nous avons rencontrés lors de nos visites grâce à nos encadrants, par ordre chronologique :

- Safran Aircraft Engines à Gennevilliers où nous avons pu voir au plus près la forge et la fonderie, merci à Thierry Gadrey, ainsi que le laboratoire PFX. Merci à Alice Agier, Romain Cariou et Virginie Jaquet, directrice de l'équipe RT Aubes de Turbine Avancées.
- Safran Tech à Magny-les-Hameaux où nous avons pu découvrir les différents processus mis en oeuvre pour l'innovation dans l'aéronautique. Merci encore à Benoit Guyon, Guy de Spigeleer, Olivier Delcourt, responsable du pôle Matériaux et Procédés.
- Safran Aircraft Engines à Villaroche : une visite de l'usine d'assemblage des moteurs Safran ainsi qu'un aperçu du fonctionnement d'une équipe travaillant sur les avants-projets étaient au programme. Merci à Delphine Dijoud et Nicolas Tantot, membres de l'Atelier Innovation Produit ainsi qu'aux personnes des ateliers d'assemblages et d'essais moteurs nous ayant permis ces visites.
- Usine Constellium à Issoire où nous avons pu assister au processus de formation de tôles d'aluminium, indispensables dans le secteur de l'aéronautique. Merci à Annabelle Bigot.
- Le Bourget : nous avons pu découvrir le pôle de compétitivité ASTech qui aide les PME dans l'aéronautique ainsi que le fonctionnement propre d'une PME. De plus, nous avons eu la chance d'aller dans les locaux du BEA (Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile) et comprendre au mieux le fonctionnement du bureau lors d'un accident d'un aéronef. Merci à Sébastien Courech du pôle ASTech et à Frédéric Hervelin du BEA.
- Air France KLM Industries à Orly où la politique de maintenance des avions Air France et KLM nous a été décrite avec une visite d'une de leur usine pour suivre et réparer les différents éléments de leurs avions. Merci à Xavier Malavergne et Xavier Babulle pour leur accueil.
- Jasha Oosterbaan, directrice de l'ISIGE (Institut supérieur d'ingénierie et gestion de l'environnement) aux Mines ParisTech pour sa présentation du développement durable dans l'aéronautique et des problématiques à avoir à l'esprit.
- Airbus à Toulouse où nous avons eu la chance de découvrir près de l'aéroport de Toulouse l'usine d'assemblage de l'A380.

Nous nous excusons d'avance pour ceux que nous aurions oubliés, leur aide a été tout aussi précieuse !

Après avoir pu visiter de nombreux acteurs de l'aéronautique, nous avons mis en application nos connaissances pour être au coeur des projets qui se développent dans ce secteur. Cette opportunité unique d'approcher de près le métier d'ingénieur a été d'autant plus épanouissante que l'encadrement pour ces cinq mini-projets fut de qualité. À cette fin, nous tenons à remercier Stéphane Gourdin, Nicolas Martin, Michaël Podgorski, Camille Guévenoux, Arjen Roos et Rémi Giraud pour les trois projets menés à Safran Tech, Basile Marchand pour le projet au Laboratoire de Centre Des Matériaux ainsi que, de nouveau, Delphine Dijoud, Nicolas Tantot et Céline Fontanet pour le projet à Safran Aircraft Engines Villaroche. Ils ont su prendre de leur temps pour nous immerger dans leurs travaux et nous sommes pour le moins conscients de la chance que nous avons eue.

Finalement, nous sommes tous d'accord pour dire que le MIG aura été une expérience à la fois enrichissante et formatrice. Nous remercions donc la Direction des Études de l'École des Mines ParisTech de nous avoir permis de vivre cette expérience.

Introduction



FIGURE 1 – Vue de dos d’un avion A380, source : *Safran*

L’enseignement des Métiers de l’Ingénieur Généraliste nous offre la possibilité de découvrir divers enjeux du métier d’ingénieur et nous confronte aux différents défis que l’on pourra rencontrer dans notre vie professionnelle.

Au cours de ces 3 semaines, nous avons découvert une industrie, des métiers, ainsi que des domaines de compétences variés. Les visites nous ont donné une vision globale du fonctionnement de l’industrie aéronautique, vision que nous avons approfondie lors de nos mini-projets. Il s’agit d’un des secteurs les plus porteurs en France, qui s’illustre par l’avionneur européen Airbus pour le civil, Dassault Aviation pour le militaire ou le motoriste et équipementier Safran.

Tout au long de cet enseignement, nous nous sommes rendus compte que le processus de conception et fabrication d’un avion est le résultat d’un travail entre plusieurs entreprises et parties prenantes qui mettent en place une répartition du travail raisonnée entre avionneurs, équipementiers, motoristes et chercheurs. De la gestion du risque à la conception des matériaux, des procédés et des structures, nous avons ainsi pu observer une division du travail à une échelle plus grande que celle que nous avons pu, nous-mêmes, apercevoir pendant nos projets.

En somme, l’enjeu fondamental se situe dans la faculté de ces différents acteurs à concilier au mieux les enjeux environnementaux, économiques et sociaux actuels et futurs. En plus de ces enjeux, l’industrie aéronautique se doit de garantir un produit robuste qui protège au mieux les utilisateurs. De fait, toutes les innovations et solutions pouvant être développées doivent se faire sans compromettre la fiabilité des avions. Notre réflexion s’articulera autour de la problématique suivante :

Comment repenser les matériaux et les procédés pour avoir une propulsion aéronautique fiable, à bas coût et éco-compatible ?

Tout d’abord, nous rappellerons l’organisation de l’industrie aéronautique avec ses différentes parties prenantes et ses enjeux intrinsèques. Par la suite, nous aborderons la chaîne de construction actuelle d’un avion, du constructeur au passager à travers la conception, le choix des matériaux, le montage, la maintenance et le retour d’expérience. Enfin, nous réfléchirons à l’avion de demain en soulignant les enjeux futurs que l’aéronautique devra résoudre avec deux leviers clés : la maintenance et l’allongement de la durée de vie.

Chapitre 1

Organisation de l'industrie aéronautique

1.1 Une organisation logistiquement complexe

La conception d'un avion est un processus mobilisant des compétences diverses dans différents secteurs d'ingénierie et s'appuyant sur une logistique complexe. Du point de vue de l'ingénieur, un avion doit être perçu dans son ensemble comme un tout, plus qu'un simple assemblage de pièces. C'est seulement grâce à l'association préalablement réfléchie de différents constituants, tous interdépendants, qu'un tel appareil peut décoller. Derrière les difficultés techniques liées à la conception de l'appareil se cache le problème sous-jacent de l'organisation logistique. En effet, les pièces nécessaires à l'assemblage d'un avion proviennent souvent de diverses parties du globe, d'où elles doivent être acheminées pour rejoindre les ateliers de montage. Dans le cas de l'A380, certaines pièces sont fabriquées en France, d'autres en Espagne d'autres encore en Allemagne. Elles doivent toutes être transportées jusqu'à Toulouse où l'avion est finalement assemblé selon un processus logistique appelé « L'Itinéraire à Grand Gabarit ».

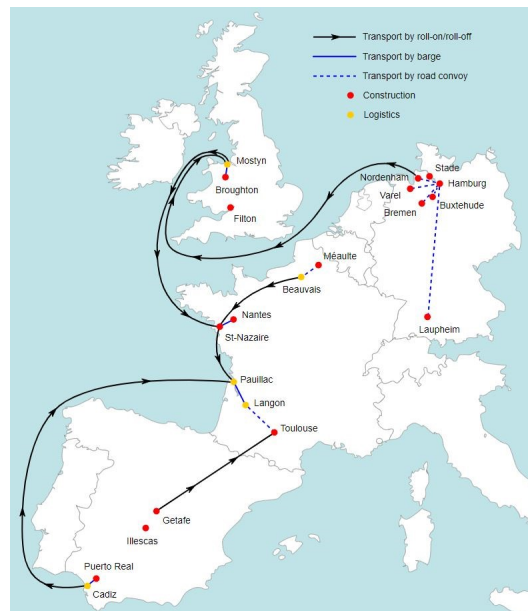


FIGURE 1.1 – L'itinéraire à Grand Gabarit : une étape cruciale de la production de l'A380, résultat d'un consortium européen à organisation logistique complexe

[1]

1.2 Parties prenantes

Aujourd'hui le mode d'utilisation du transport aérien est très différent de ce qu'il était il y a une vingtaine d'années que ce soit en terme de nature de l'usage ou du nombre d'usagers.



FIGURE 1.2 – Evolution du nombre de passagers aériens mondiaux [2]

Plusieurs points peuvent expliquer cette croissance. On peut notamment citer le développement des pays émergents qui permet d'introduire de nouveaux acteurs sur le marché de l'aviation civile mondiale. L'exemple le plus parlant est sans doute celui de la Chine dont le trafic aérien a augmenté de 11% en 2014¹.

Aussi, à partir du début des années 2000 on observe un réel changement de tendance dans cette courbe de croissance. Cela peut être expliqué, entre autres, par l'essor d'un acteur nouveau dans le monde du transport aérien : les compagnies low-cost. Elles ont permis de proposer des vols plus courts, plus fréquents et à moindre coût. Elles ont ainsi considérablement modifié le domaine de transport aérien. De fait, Les compagnies régulières ont dû s'adapter, et revoir leurs tarifs pour pouvoir concurrencer ces compagnies de type nouveau. L'apparition de ces compagnies, doublée de l'alignement des compagnies régulières, a permis à de nombreuses personnes aux moyens limités de voyager, et par conséquent de contribuer à la hausse du trafic aérien.

Les compagnies aériennes sont l'acteur du transport aérien qui est le plus proche du passager. Cependant, plusieurs autres acteurs sont impliqués et participent par leur collaboration et leurs concurrences à l'offre proposée au passager. A travers notre MIG nous avons en particulier travaillé à proximité de deux types d'acteurs : les avionneurs et les motoristes.

D'une part, les avionneurs sont des industriels qui montent toutes les pièces de l'avion pour fournir un avion prêt à voler aux compagnies aériennes. Deux géants se distinguent sur le marché de l'aviation civile : Boeing et Airbus. Ces deux compagnies sont des concurrents historiques. En effet, la création d'Airbus est la réponse européenne au développement de l'américain Boeing. La production d'un avion Airbus, par exemple est le résultat d'une collaboration entre la France, l'Allemagne, le Royaume-Uni et l'Espagne, que ce soit pour la conception ou pour la fabrication. [Voir : Fig 1.1]

D'autre part, les motoristes fournissent les moteurs de l'avion qui constitue 25 à 30 % du prix catalogue d'un avion. Dans cette industrie, quatre motoristes se distinguent : General Electrics , Rolls-Royce, Pratt & Whitney et Safran. Ils sont évidemment concurrents mais aussi partenaires sur certains projets. L'exemple du moteur LEAP issu d'une collaboration entre Safran et General Electrics est particulièrement révélateur. Le moteur est développé par CFM qui est une coentreprise entre Safran et General Electrics. En effet, ce partenariat permet de mettre à profit le domaine d'expertise de chacune des entreprises : les parties basse pression pour Safran et haute pression pour General Electrics.

Enfin, pour permettre une évolution des moteurs d'avion en accord avec les nouveaux enjeux du domaine de l'aéronautique, les motoristes investissent dans le secteur de la R&T (Recherche et Technologie) à l'instar du laboratoire

1. Chiffres de l'International Civil Aviation Organization (ICAO)



FIGURE 1.3 – Moteur LEAP en cours de montage
[3]

PFX chez Safran Aircraft Engines, dont nous avons pu visiter une partie des locaux. La principale recherche porte sur le développement de nouveaux matériaux : et leur caractérisation à l'aide d'outils avancés (microscopie, spectroscopie, ...). L'utilisation de la fabrication additive ajoute la possibilité de tester de nouveaux procédés et matériaux, permettant de créer plus facilement et rapidement des pièces complexes.

1.3 Le développement durable dans l'industrie aéronautique d'aujourd'hui

L'usage de l'avion est devenu de plus en plus courant dans nos sociétés actuelles où il permet aussi bien de favoriser la mobilité internationale que de désenclaver certains territoires isolés. La croissance du secteur de l'aéronautique pousse ainsi les entreprises concernées à inclure des enjeux de développement durable dans leurs stratégies à long ou à court terme.

Les émissions de CO₂ de l'aviation civile ne représentent que 2% du total des émissions mondiales, mais l'essor du transport aérien encourage à ne pas négliger les efforts à fournir dans le secteur. Le trafic aérien est en effet amené à se multiplier par 2 dans les 15 prochaines années selon les prévisions de l'OACI (Organisation de l'aviation civile internationale). Celle-ci s'est ainsi engagée en 2010 à maintenir un gain d'efficacité énergétique de 2% par an et à stabiliser les émissions mondiales de CO₂ dès 2020. Le renouvellement de ces exigences lors de la COP21 confirme l'importance de ces décisions. D'autres initiatives apparaissent également au niveau du carburant : certaines entreprises tentent de produire des alternatives au kérosène ou d'envisager une hybridation des aéronefs. Fulcrum BioEnergy propose par exemple de produire du carburant à partir de déchets ménagers. Néanmoins, ces solutions sont plus coûteuses et vont à l'encontre de la tendance de baisse des prix dans le transport aérien. Ils ont en effet été divisés par 3 en 40 ans selon l'OACI, et l'un des premiers critères d'achat d'un billet d'avion reste le prix de celui-ci. Ces alternatives demeurent donc relativement peu développées à l'heure actuelle.

Il ne faut pourtant pas oublier la part des processus de fabrication dans les enjeux de développement durable. D'après Safran, 70 % des gains énergétiques sur l'avion proviennent des améliorations du moteur. Le nouveau modèle LEAP consomme ainsi 15% de carburant en moins que ses prédécesseurs tout en réduisant le bruit émis. Mais malgré l'optimisation réalisée au niveau du fonctionnement des aéronefs, des problématiques subsistent au niveau des processus industriels de fabrication. L'empreinte carbone du groupe Safran est étroitement liée aux procédés de traitements de matériaux comme l'aluminium et au recyclage encore difficile des matériaux composites. De plus, les nouveaux processus de fabrication additive créent de nouveaux enjeux au niveau de la fabrication et du recyclage des poudres métalliques utilisées, celles-ci étant potentiellement cancérigènes.

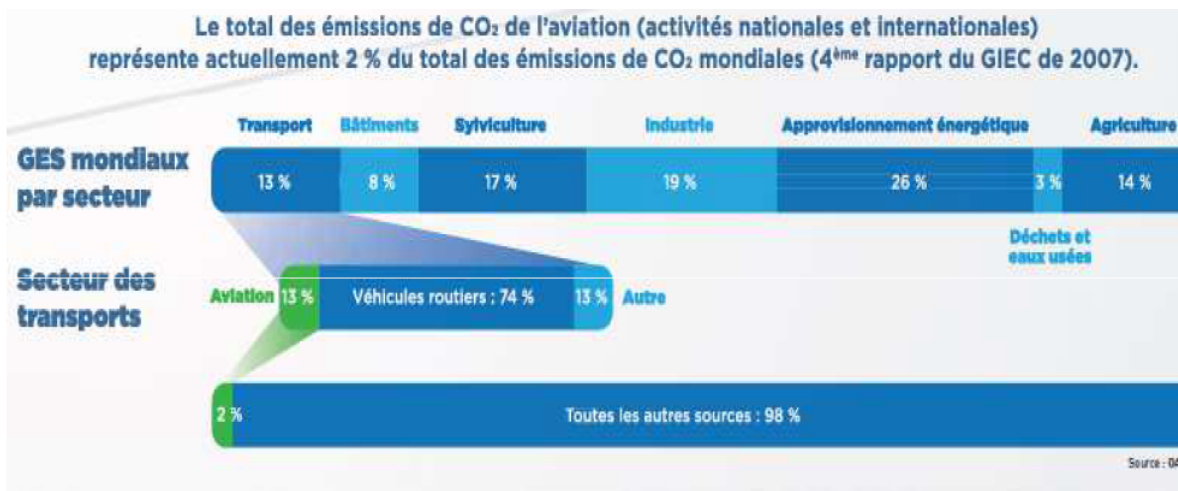


FIGURE 1.4 – Emissions de CO₂ de l’aviation civile (nationales et internationales), Crédit : OACI, ATAG (Air Transport Aviation Group)

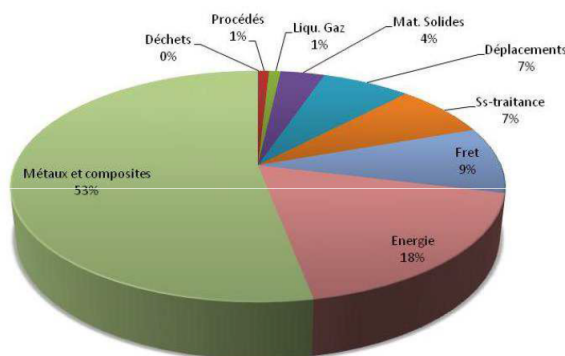


FIGURE 1.5 – Mesure de l’empreinte carbone de Safran en 2009 (Crédit : Safran, DDD)

Le secteur aéronautique utilise également des alliages et superalliages de haute qualité qui contiennent des Terres Rares comme le dysprosium. Outre les enjeux environnementaux entourant les traitements accompagnant leur extraction, leur recyclage s’avère aussi ardu puisque celles-ci sont généralement disséminées en faible quantité dans les alliages. Le PNUE (Programme des Nations Unies pour l’Environnement) estimait en effet en 2011 que moins de 1% des Terres Rares étaient recyclées, et que le recyclage se faisait principalement sur les déchets de production. Par ailleurs, les Terres Rares sont au cœur d’enjeux géopolitiques en raison de la répartition inégale des ressources à travers le globe. La Chine, qui en possède les plus grandes réserves, a ainsi mis en place des quotas d’exportation de Terres Rares brutes dès 2005.

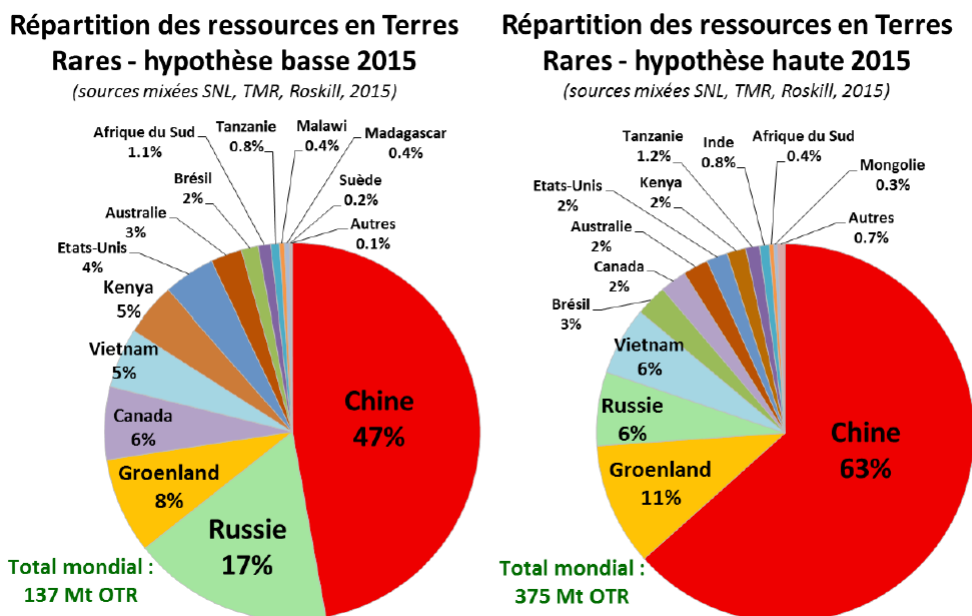


FIGURE 1.6 – Répartition des ressources en Terres Rares [4]

L'amélioration des cycles de vie des moteurs relève donc d'un enjeu économique et environnemental. La nouvelle stratégie de Safran consistant à vendre des heures de vol à la place des moteurs s'aligne sur cette préoccupation en affirmant l'importance des activités de maintenance pour garantir la durée de vie des produits.

Les enjeux de développement durable entourant le secteur de l'aéronautique sont ainsi complexes et ancrés dans une conjoncture changeante qui les amènera très certainement à évoluer.

Chapitre 2

Du constructeur au passager

Comment fonctionne un moteur d'avion ? De par la diversité des motorisations aériennes, il convient de préciser quel type d'avions civils nous allons étudier. Il existe différents types d'avions, qui se distinguent notamment par leur mode de propulsion. Les plus petits avions, qui transportent de 2 à 15 personnes sont les avions de tourisme et autres ULM. Ils sont généralement motorisés par des moteurs à piston, avec des constructeurs connus (Cessna ...). Il existe des avions plus gros, les avions régionaux, qui embarquent quelques dizaines de passagers et qui sont en général propulsés par des turbopropulseurs dont on aperçoit les grandes hélices. Parmi les constructeurs de tels avions se trouve notamment ATR. Les avions de taille supérieure sont les avions de ligne, qui embarquent des centaines de passagers, et ont des constructeurs encore plus connus (Airbus, Boeing, Embraer ...). Ces avions sont propulsés par des turboréacteurs, en général 2 et plus occasionnellement 4. C'est sur le fonctionnement de la motorisation de ce type d'appareils que nous allons nous pencher.

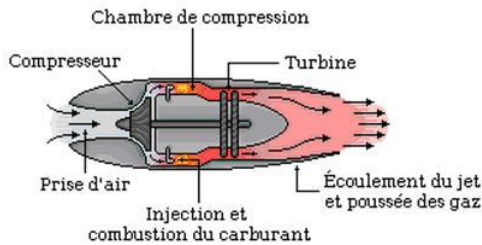


FIGURE 2.1 – Schéma d'un turbocompresseur

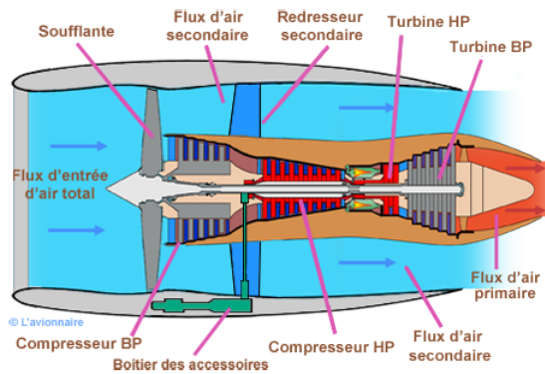


FIGURE 2.2 – Schéma d'un réacteur

Un turbocompresseur, ou turboréacteur utilise le principe d'action-réaction pour générer une poussée et propulser l'avion. Pour avoir la plus grande poussée possible, il faut éjecter un maximum de masse avec un maximum de vitesse. Pour des raisons évidentes, on éjecte de l'air. Pour l'éjecter à grande vitesse, il faut l'accélérer. Pour cela, on comprime l'air que les pales du réacteur collectent à l'avant du réacteur, puis on injecte du carburant, le jet A1 composé majoritairement de kérosène, que l'on enflamme, celui-ci consomme le dioxygène de l'air comprimé, ce qui augmente très fortement la pression et la température dans la chambre de combustion. Ensuite vient la phase d'utilisation de cette énergie : les gaz sous pression se détendent dans une turbine, qui fournit le travail nécessaire pour entraîner le compresseur, et les gaz sont éjectés à grande vitesse par la tuyère à l'arrière du réacteur, ce qui génère la poussée (Fig :2.1). En réalité, il a été apporté plusieurs modifications de structure pour améliorer le rendement et donc diminuer la consommation, le prix et le bruit.

A l'avant du réacteur a été installé un soufflant, un disque avec des pales de grand diamètre qui est entraîné par la turbine ce qui fait qu'une grande partie des gaz brassés par cette soufflante passe autour de la turbomachine. Un tel

réacteur s'appelle un turbofan, ou réacteur double flux. Le rapport entre le flux d'air qui passe autour de la turbomachine et le flux qui passe dans la machine s'appelle le Bypass Ratio (BPR) et est un paramètre très important qui fait baisser la consommation et le bruit lorsqu'il augmente. De plus, dans la partie chaude, il y a deux étages, il n'y a pas seulement un compresseur et une turbine mais un compresseur basse pression relié à une turbine basse pression, qui forment le corps BP (basse pression), et un compresseur haute pression relié à une turbine haute pression qui forment le corps HP (haute pression). Le corps HP tourne beaucoup plus vite que le corps BP, ce qui maximise les conditions de compression et de détente. Les matériaux utilisés ont aussi joué un rôle très important dans l'augmentation des performances moteur, les barrières thermiques, les systèmes de refroidissement des aubes de turbines, les superalliages à base nickel utilisés, leur traitements thermiques ont permis, grâce à leur caractéristiques thermomécaniques extraordinaires, de réaliser des moteurs particulièrement fiables et puissants.

2.1 Conception

Les moteurs d'avion sont des systèmes complexes qui nécessitent des pièces nombreuses, d'une grande précision et d'une grande efficacité. Ces composants ont de plus des rôles multiples : s'ils doivent fonctionner correctement au sein du moteur, ils doivent se casser sans empêcher le fonctionnement du moteur ou impacter la sécurité de l'aéronef. Pour autant, concevoir un moteur dans son ensemble demande une organisation sans faille pour établir le lien entre les différents composants et les contraintes qui s'appliquent à chacun. Il y a donc une véritable organisation de l'innovation et de la conception, pour permettre aux ingénieurs de travailler en équipe, d'être productifs autant que créatifs pour trouver les meilleures solutions techniques.

Le mot conception revient souvent, mais en plus du processus dans son ensemble qui vise à transformer un besoin en objet concret, il est rattaché à un métier ou un rôle : celui de concepteur. Mais le concepteur n'est pas le seul acteur dans le processus : le manager est celui qui encadre le projet, l'audit est celui qui contrôle la qualité du rendu. L'organisation interne au projet est gérée par un pilote de projet qui distribue les rôles au sein de l'équipe.

Ce sont donc des personnes aux compétences complémentaires qui s'assemblent pour mieux répondre au besoin du client. Mais le processus de conception lui-même demande une organisation bien pensée en vue d'une efficacité grandissante. Un exemple d'organisation de la conception, utilisé par de nombreuses entreprises dans des contextes variés est le cycle en V.

La première étape est de bien cerner les besoins du client : le problème doit être bien posé afin d'obtenir une solution adéquate. Ensuite, il s'agit d'envisager la réponse au besoin : on précise d'abord les fonctions globales qui vont permettre de satisfaire le besoin, puis on conçoit le produit dans sa globalité avant de penser aux fonctions secondaires, aux détails. Chacune de ces étapes s'accompagne de tests plus ou moins précis pour vérifier à chaque instant l'accord entre théorie et pratique.

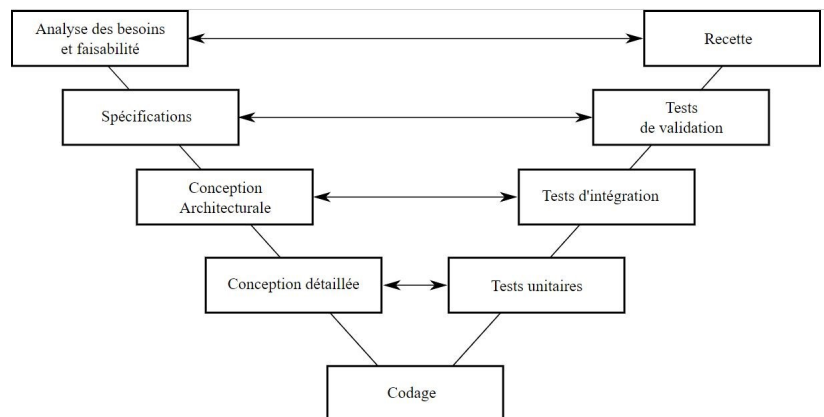


FIGURE 2.3 – Cycle de conception en V [5]

Pour aider à la mise en application d'un tel cycle, on se doit d'élaborer des outils pour assister les équipes à chaque étape de la conception. M. De Spigeeleer, l'intervenant de Safran sur ce sujet, nous a ainsi présenté un logiciel informatique original qui permet d'optimiser la structure du moteur, ses contraintes d'utilisation par pièces et d'ainsi proposer des critères sur les matériaux associés afin de répondre à des exigences spécifiques des « clients ». Ce type de modèles se fait à partir de données fiables dont on maîtrise la précision.

Le cycle en V, bien qu'utilisé depuis de longues années dans des domaines différents, possède ses limites. Plus qu'une méthode favorisant l'efficacité, il apparaît parfois comme un carcan rigide qui freine la prise d'initiative et la créativité. De nombreuses innovations technologiques dans le domaine de l'information (réseaux, cloud, open-source...) permettent de plus en plus une mutation dans les métiers de la conception et dans les outils l'accompagnant, ce qui pourrait bouleverser les systèmes d'organisation actuels.

2.2 Matériaux

L'une des problématiques essentielles pour l'amélioration de l'aéronautique actuelle est l'étude et l'optimisation des matériaux utilisés sur l'avion. En effet, il s'agit d'un choix nécessitant la prise en compte de différents paramètres intrinsèques aux matériaux sélectionnés, que ce soit leur densité, leurs coûts de fabrication et de mise en forme, leurs résistances aux hautes températures, aux fortes contraintes ou encore aux hautes vitesses mais aussi un facteur de plus en plus important : le respect des normes environnementales. La préoccupation essentielle concerne la maximisation du rapport puissance sur poids. Diverses améliorations ont été constatées dans ce domaine et nous avons pu découvrir l'état de l'art actuel des matériaux sélectionnés dans les avions en vol.

Le fuselage de l'avion correspond déjà à un défi de taille : il doit être suffisamment léger pour ne pas encombrer inutilement l'avion mais il doit être suffisamment résistant pour assurer la sécurité du vol. Ce fuselage est historiquement fait à partir de tôles d'aluminium et nécessite de grandes prouesses technologiques. En effet, sa production passe par un laminage à chaud des plaques d'aluminium, atteignant des dimensions de l'ordre de la dizaine de mètres, suivi par un traitement chimique puis un laminage à froid, pour supprimer les contraintes résiduelles dans l'aluminium. L'aluminium semble être idéal : il semble même respecter les normes environnementales. L'aluminium qui semble être gaspillé lors de l'élaboration des tôles à des tailles précises est en fait entièrement recyclé en le remettant dans le cycle de production des tôles non laminées. De plus, des entreprises comme Constellium acceptent des déchets d'autres entreprises en aluminium pour les utiliser dans leur chaîne de production après vérification de la qualité de ces alliages. Cependant, même si l'aluminium en soi ne semble pas polluer, il faut prendre en compte les coûts environnementaux et monétaires de la refonte de l'aluminium pour le transformer en tôle. Ces problèmes n'étant pas négligeables, certains avionneurs se sont penchés sur d'autres solutions.

Certains avions, comme l'A350, n'utilisent donc pas l'aluminium comme matériau principal. L'A350 est en effet constitué essentiellement de fibres de carbone tissées, permettant malgré le coût de production de réduire le poids de l'avion. Dans tous les avions, la concurrence aluminium-composite est forte et on retrouve ces deux matériaux associés dans de nombreuses parties de l'avion.

Les matériaux sélectionnés dans les moteurs d'avions doivent respecter de nombreuses conditions liées à leur importance pour la sécurité et aux conditions extrêmes qu'ils subissent. Ainsi, les aubes fan des moteurs Leap ne sont plus composées uniquement de titane. En effet, seuls les bords d'attaque sont en titane tandis que le reste de l'aube est en composite. Le poids de l'aube est réduit sans faire apparaître de risques en fonctionnement. L'utilisation de composites alliant la légèreté du carbone et sa résistance aux contraintes thermiques et mécaniques semble toucher de plus en plus d'ensembles de l'avion.

La sélection de ces matériaux est le fruit du travail des ingénieurs en R&T (Recherche et Technologie). Les avant-projets proposés par les départements de R&T permettent de proposer de nouveaux matériaux et de penser l'avion de demain. C'est ici que qu'on élabore de nouvelles technologies et que des solutions, même les plus extravagantes, sont testées numériquement puis physiquement dans le seul but d'optimiser les performances des avions ou plus spécifiquement, des moteurs.

Les matériaux représentent donc un enjeu de taille qui est actuellement fortement étudié et a permis de nombreuses améliorations dans les performances aéronautiques. Il faut de plus que les différentes parties de l'avion soient compatibles lors de son assemblage, ce qui ajoute une contrainte supplémentaire dans le choix de certains matériaux.

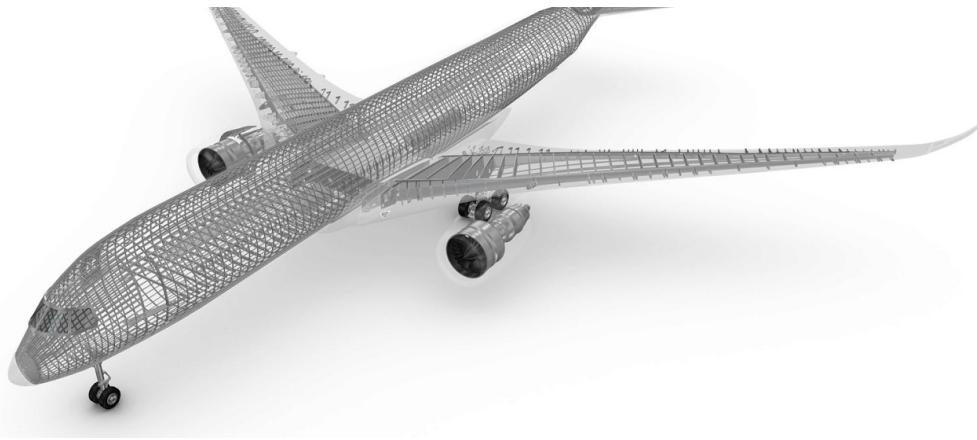


FIGURE 2.4 – Vue d'artiste du fuselage d'un avion, crédit : Constellium



FIGURE 2.5 – Vue rapprochée d'un moteur Leap, crédit : Rémy Pointot / Creative Center / Safran

2.3 Construction et montage

La construction des pièces d'un avion est une étape primordiale, en effet celles-ci sont soumises à des contraintes de diverses sortes, leur élaboration doit donc répondre à des exigences fortes. Des contrôles lors des différentes étapes de construction et de montage sont impérativement appliqués afin de garantir une fiabilité de la pièce vis-à-vis du cahier des charges.

La construction des pièces du moteur (aubes de compresseur, de turbines ou des pièces tournantes..) est réalisée dans des forges comme celle de Gennevilliers du groupe Safran. Partant d'une masse de métal (titane, aluminium,...), on la transforme en la pièce souhaitée, qui a parfois une forme très complexe. Par exemple pour une aube fan en titane, la masse de métal subit un usinage mécanique et chimique dans le but de lui donner sa forme spécifique et d'affiner son bord d'attaque. Pour l'usinage mécanique, les procédés sont divers. On peut utiliser des presses de quelques milliers de tonnes. Des laminoirs circulaires sont utilisés également, leur but étant d'augmenter le diamètre des pièces sur le même principe que de la poterie (Fig :2.6).

Une fois que le métal a la forme voulue, des tests sont réalisés sur la pièce. Le moindre défaut, même infime et non visible à l'œil nu, doit être mis en évidence. En effet, une micro-fissure qui apparaît dans une pièce représente une faiblesse dans la structure. Soumise aux multiples contraintes, la pièce verrait la micro-fissure grandir et devenir à terme un vrai danger. Pour remédier à cela, dès la construction de la pièce, on effectue des contrôles. Par exemple, des essais par courants de Foucault sont réalisés, le principe étant de détecter un champ magnétique anormal dans le matériau. Les ultrasons sont aussi utilisés, selon le principe de détection d'une anomalie après l'envoi d'ultrasons



FIGURE 2.6 – Pièce métallique chauffée, LebronzeGroupe

sur le matériau. Si une anomalie est détectée dans une pièce, celle-ci va subir une refonte, le risque étant trop important pour laisser des anomalies dans un matériau. Après avoir effectué les tests, la pièce subit un procédé appelé grenailage : des micro-billes sont projetées sur sa surface dans le but d'améliorer la résistance du matériau et de réduire sa sensibilité à la fatigue.

Une fois que chaque pièce est construite, l'étape suivante est d'effectuer le montage de toutes ces pièces pour enfin aboutir au montage de la structure. On distinguera le montage du moteur et le montage d'un avion, expliqué ensuite.

Les moteurs civils comme le CFM 56, le LEAP et les moteurs militaires comme le M88 qui équipe le Rafale, sont assemblés selon la même organisation de la chaîne de montage. Le montage est divisé par pôles, le moteur transitant en hauteur entre eux. Les ouvriers peuvent faire descendre et monter le moteur ainsi que le faire pivoter, ils effectuent ainsi sans effort physique des travaux de soudure etc.



FIGURE 2.7 – Chaîne de montage des moteurs LEAP, Safran Aircraft Engines Villaroche

Cette étape est minutieuse, chaque boulon doit être à sa place et convenir au cahier des charges, chaque erreur peut avoir de graves conséquences. Un contrôle est effectué dans des bancs d'essais une fois le moteur monté. Celui-ci est inséré dans une nacelle, et on commence par le faire tourner sans carburant, puis le carburant est injecté. Une masse d'air est projetée dans le moteur dans le but de simuler les conditions réelles de fonctionnement du moteur. L'étude de la réponse du moteur permet ensuite de le rééquilibrer avec des masselottes. Ces essais permettent de valider la performance du moteur monté et assemblé.

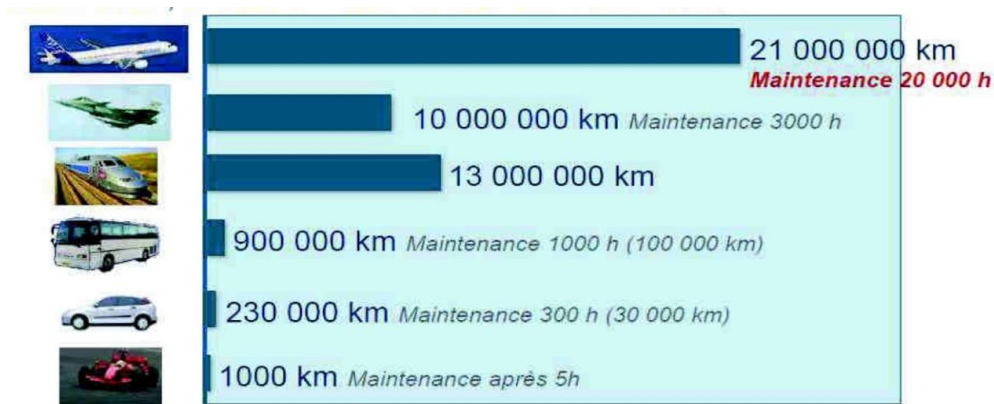
Une fois que toutes les pièces sont assemblées : le moteur, les pâles, le tronc central etc, la dernière étape consiste au montage de l'avion en entier. En France, le site de montage des avions se situe à Toulouse. Les différentes pièces sont acheminées vers le site, souvent par voie maritime, du fait de leur taille et de leur poids. Par exemple, certains tronçons de l' A380 peuvent faire jusqu'à 50 mètres de longueur et nécessitent donc des moyens colossaux pour les

transporter. La carcasse de l'avion est divisée en trois parties : l'avant, le tronc central et l'arrière. On vient les souder entre elles. L'avion est surélevé pour permettre la mise en place des ailes, la mise en place des moteurs et des autres éléments constitutifs de l'avion. Enfin, lorsque l'avion est assemblé complètement, il est stocké un moment pour effectuer des revêtements sur sa surface. Il doit en effet être protégé de diverses contraintes extérieures, comme les basses températures en altitude, les rayonnements, et autres. Finalement, des couches de peinture donnent à l'avion son aspect connu et final. L'avion est enfin prêt.

2.4 Contrôles et maintenance

Chacune des pièces constituant un avion est soumise à des contraintes qui lui sont propres et qui sont susceptibles de diminuer sa durée de vie. Les conditions météorologiques (pluie, neige, glace), les températures élevées imposées dans certaines parties du moteur (pouvant dépasser 1600 °C), les contraintes mécaniques s'appliquant à certaines pièces (fretting, fluage...) sont autant de facteurs capables de provoquer l'apparition de défauts ou de fissures. Il est indispensable de pouvoir vérifier l'état des différents constituants afin de caractériser leur endommagement en détectant les anomalies pouvant apparaître au cours de leur cycle d'utilisation.

Il faut néanmoins pointer du doigt un résultat remarquable : un moteur d'avion civil vit 100 fois plus longtemps qu'un moteur automobile avec une maintenance 100 fois moindre (en moyenne, une maintenance toutes les 20 000 heures de vol). Comment les constructeurs aéronautiques parviennent-ils à garantir un niveau de fiabilité aussi élevé des appareils en minimisant les coûts de maintenance qu'ils engendrent ?



CONFERENCE MIG AERO – 13-11-2018 - O.DELCOURT
Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans l'autorisation préalable et écrite de Safran.



FIGURE 2.8 – Durées de vie et fréquence des maintenances pour différents moyens de transport [6]

Les méthodes de production sont un premier levier sur lequel il est possible d'agir. Prenons par exemple le cas des aubes de turbines monocristallines récemment développées chez Safran. Ces aubes sont monobloc et ne comportent donc pas de joints de grains qui sont généralement plus sensibles au développement de microfissures. Ce processus de fabrication rend les aubes plus résistantes et leur maintenance moins onéreuse puisque les défauts à traiter sont moins nombreux - (Fig :2.9).

Les moyens mobilisés dans le contrôle des pièces sont de plus en plus variés.

- *La métallurgie numérique* est devenu un outil indispensable dans la prévision de la durée de vie des différents constituants. Par l'intermédiaire de simulations et de méta-modélisations, elle mobilise des outils statistiques permettant de passer d'une analyse à l'échelle locale à un résultat à l'échelle de la pièce considérée.
- *Les traitements chimiques propres à chaque matériau* sont capables de révéler la présence de défauts sur certaines pièces. Ces procédés sont notamment mis en œuvre par AirFrance Maintenance.
- *Les méthodes de thermographie* : il y a d'une part la thermographie infrarouge par excitation laser et d'autre part la thermographie par induction. Ces deux procédés sont mis au service de la détection de défauts au sein

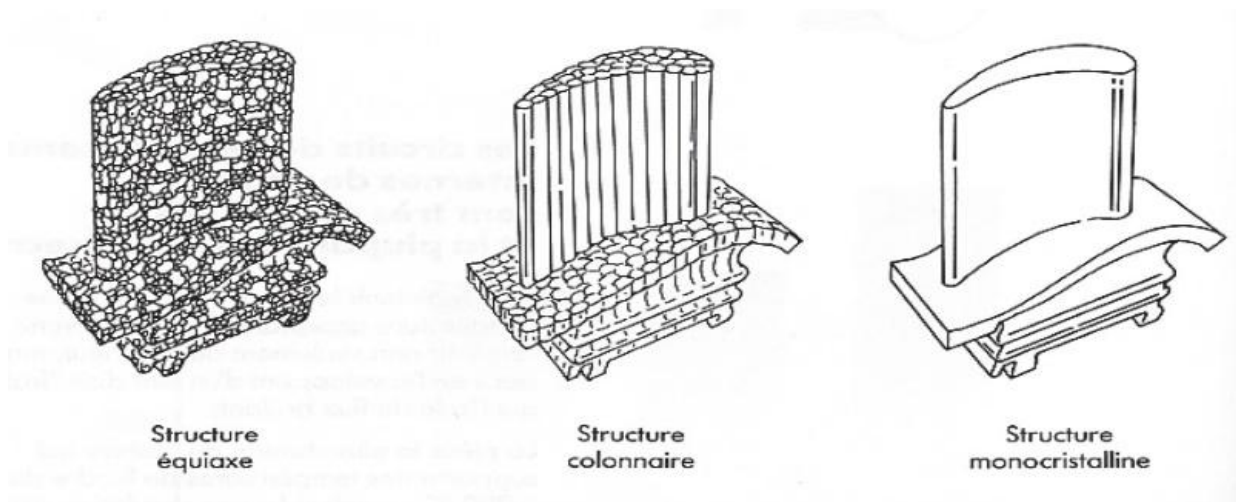


FIGURE 2.9 – Trois structures métallurgiques possibles [6]

des constituants à Safran Tech. Il s'agit de méthodes de contrôle non destructives qui n'endommagent pas la pièce que l'on souhaite analyser.

- *Le microscope électronique à balayage (MEB)* nous a également été présenté à Safran Tech. Il permet de caractériser précisément la microstructure et l'état de surface des matériaux. Il s'avère particulièrement utile pour évaluer la qualité des traitements reçus par de pièces dont la surface est formée par une succession de revêtements (cas des systèmes multi-couches).

Par ailleurs, les processus de maintenance s'inscrivent dans un nouveau modèle économique de plus en plus en vogue dans le secteur aéronautique : le *leasing*. Désormais, il n'est plus question de vendre un appareil mais plutôt de vendre de « l'heure de vol ». Cette transition s'accompagne de bouleversements sur la façon de concevoir et d'intégrer les processus de maintenance dans l'entretien d'un appareil. Les compagnies aériennes cherchent à tout prix à limiter le temps d'immobilisation d'un avion en maintenance afin de limiter les coûts qui en résultent.

Dans cette perspective, l'approvisionnement et les stocks de pièces doivent être parfaitement contrôlés afin de pouvoir remplacer aussi vite que possible un constituant endommagé. La gestion logistique de l'ensemble des étapes de maintenance est devenue extrêmement complexe et obéit à une organisation stricte qui nous a frappée lors de notre visite chez Air France Maintenance. Nous avons pu constater qu'au cours du processus de démontage / remontage d'un moteur, chacun des constituants possédait sa propre fiche décrivant l'ensemble des étapes auxquelles il a déjà été soumis. A chaque instant, on doit être en mesure de savoir exactement l'origine et les traitements auxquels une pièce a été soumise. On peut comparer cette chaîne de maintenance à un immense puzzle qui est défait puis refait.

2.5 Retour d'expérience

BEA
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Le BEA est l'entreprise publique qui enquête sur les crashes des avions des compagnies françaises. Le BEA a réalisé 122 enquêtes en France et 279 à l'étranger en 2017. Tous les pays de l'ONU ont un BEA. Les enquêteurs travaillant au

BEA ont de longues formations qui permettent d'assurer leur spécificité. Chaque enquêteur est un expert dans son domaine et la tendance de l'entreprise est de garder les enquêteurs durant l'intégralité de leur carrière.

2.5.1 Etude de cas

En guise d'étude de cas, nous reprenons la procédure qui a été réalisée sur le crash d'un petit avion. Pour commencer, les enquêteurs se rendent sur le lieu du crash pour retrouver chacune des pièces de l'appareil accidenté. Ensuite, des analyses sont effectuées sur les pièces avant qu'elles ne soient rapatriées sous scellés en laboratoire. Elles sont alors analysées plus précisément. Dans le cadre du vol étudié, le but était de savoir quel était le problème technique à l'origine du crash. Les enquêteurs ont tout d'abord pensé que le problème technique venait du moteur. Cependant, une des pièces du moteur a été retrouvée cassée mais également tordue, ce qui signifie que le moteur tournait encore avant la rupture de la pièce. Ce n'est donc pas le moteur qui s'est cassé en premier. En analysant les ailes avec plus de précisions, ils se sont rendus compte que la rupture venait de la fatigue du matériau. Ils ont ainsi établi que l'accident était dû à une défaillance des ailes.



FIGURE 2.10 – Lieu de l'accident, crédit : BEA

2.5.2 Travail d'enquête

De façon plus générale, les enquêteurs doivent avant tout retrouver chaque partie de l'épave. Cette étape a été rendue particulièrement compliqué lors du vol Paris-Rio puisque l'épave était plus profonde dans la mer que la distance de portée du radar de la boîte noire de l'avion. En effet, la profondeur moyenne des océans est de $4km$ alors que l'émetteur radio rattaché à la boîte noire de l'avion a une portée de $2km$. Des solutions sont envisagées pour parer ce problème. Cependant, une boîte noire est un objet complexe dans lequel chacun des composants sont optimisés pour prendre peu de place et résister à l'eau ou au feu. Il est donc inenvisageable d'ajouter un émetteur radio plus grand sur la boîte noire. La tendance innovatrice est d'ajouter d'autres émetteurs radio et enregistreurs dans d'autres parties de l'avion. Dans le cas du vol Paris-Rio, il a fallu un sous-marin dans la zone de recherche pour pouvoir retrouver l'épave, ce qui entraîne dans un même temps un coût important et une perte de temps élevée. Une fois l'épave retrouvée, chaque élément est analysé, et notamment la boîte noire. Il y a différents laboratoires d'analyse :

- le laboratoire des matériaux qui permet d'analyser les pièces à la recherche de fissure ou de trace de fatigue

- le laboratoire d'analyse audio dans lequel trois personnes écoutent les enregistrements des cockpits et les analysent avec des logiciels pour savoir notamment si la fréquence du moteur n'était pas anormale avant l'accident
- un hangar dans lequel il y a les épaves sous scellé afin d'être analysées
- un laboratoire informatique dans lequel des dispositifs spéciaux permettent de décoder les boîtes noires qui enregistrent des milliers de paramètres au cours du vol : position, vitesse, altitude, ...

2.5.3 Les enjeux

Le BEA a un important rôle de communication : il communique avec les BEA d'autres pays sur des crashes internationaux ou des crashes en France de compagnies non françaises, avec la presse lors de crashes importants comme le vol Paris-Rio, avec les familles des victimes qui veulent comprendre ce qui s'est passé et avec les avionneurs en cas de problèmes techniques. Chacun des rapports de crash est rendu officiel mais une grosse partie de l'enquête est confidentielle. Chaque partie de l'équipe doit cacher une partie de son activité au reste des enquêteurs, pour le respect de la vie privée des victimes et pour éviter les scandales.

Le BEA est une entreprise publique mais communique beaucoup avec les avionneurs en leur rapportant d'éventuelles défaillances des avions afin de définir les améliorations 99 nécessaires. Le BEA permet donc de boucler le cycle de production d'un avion en effectuant un retour d'expérience sur les avions et ses constituants. Sur certains crashes, le BEA peut également influencer le changement des réglementations. Par exemple les ULM sont des avions qui ne nécessitent aucun permis. Il en résulte que la majorité des accidents sont concernent les ULM, ce qui pourrait être évité avec plus de prévention.

Une partie juridique est nécessairement associée à l'enquête, et détermine la responsabilité des différentes parties prenantes dans l'incident : ce peut être l'avionneur pour un problème technique, ou le pilote pour une faute, voire les passagers.

Chapitre 3

Et l'avion de demain ?

3.1 Un contexte changeant

Depuis plusieurs décennies, l'aviation civile connaît de profondes évolutions. En quarante ans, le nombre de voyageurs a été multiplié par dix. Cela est lié aux progrès scientifiques et technologiques qui rendent les avions à la fois plus sûrs mais aussi plus confortables et capables de transporter plus de voyageurs, et également aux gains de productivité du secteur aéronautique qui ont permis une baisse des prix des billets d'avion. C'est aujourd'hui dans un contexte différent que l'industrie aéronautique trouve de nouveaux défis à relever.

Prendre l'avion n'est désormais plus réservé aux très riches comme c'était le cas au début de l'aviation civile. Avec la population mondiale croissante et l'émergence des pays en voie de développement dans la mondialisation, de plus en plus de métropoles doivent être reliées et le nombre de passagers aériens ne cesse d'augmenter. L'intensification du trafic crée de nouvelles contraintes pour le secteur aéronautique qui doit pouvoir répondre à cette demande grandissante. Par ailleurs, le transport aérien a changé de visage aux yeux des voyageurs : il est désormais devenu un moyen de transport plus commun. « Prendre l'avion comme prendre le bus » deviendra peut être une réalité dans quelques années, et c'est dans ce contexte que les entreprises du monde de l'aéronautique doivent chercher à se renouveler.

Estimation, croissance de 3,5 % par an → doublement en 2030)

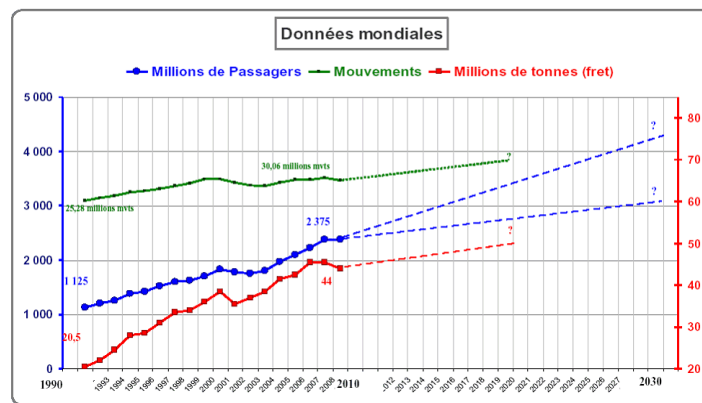


FIGURE 3.1 – Nombre de passagers, mouvements et volume du fret en fonction du temps

[7]

Un autre enjeu de notre siècle est la gestion des ressources fossiles, très utilisées aujourd'hui dans le fonctionnement d'un avion. Le kérosène représente aujourd'hui un coût important pour les compagnies aériennes. L'augmentation du trafic mènera en conséquence à l'augmentation de la consommation de carburant. Par ailleurs, un choc pétrolier risque de se produire au cours duquel la ressource va se raréfier, et donc son prix va augmenter. En effet,

les ressources fossiles ne sont pas inépuisables. Cela combiné à l'augmentation de la consommation de kérosène va mener à l'augmentation des coûts pour les compagnies aériennes. La disponibilité des ressources fossiles est donc un enjeu de taille, d'un point de vue économique mais également d'un point de vue environnemental.

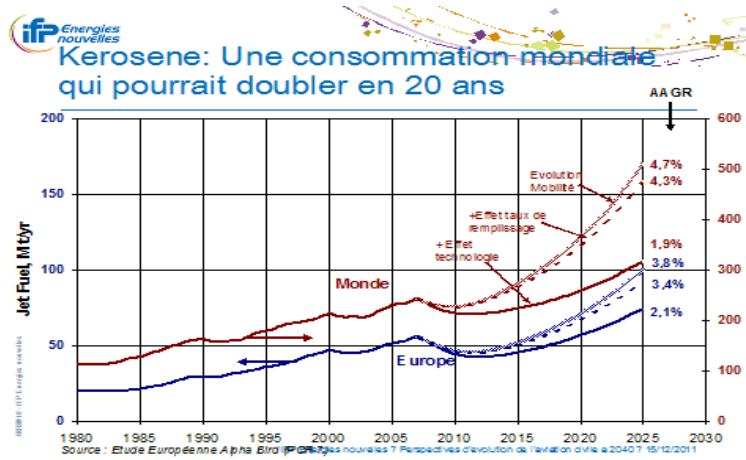


FIGURE 3.2 – Consommation mondiale et européenne de kérosène en fonction du temps.

[7]

Un aspect environnemental important lié au monde de l'aéronautique est la production de CO₂ due au fonctionnement des avions. En effet, si l'on n'intervient pas, les émissions de gaz à effet de serre risquent d'augmenter dangereusement. Pour assurer une diminution des émissions, il faudrait des progrès technologiques, mais également utiliser des biocarburants. Il faudrait optimiser les opérations et les infrastructures du monde aéronautique. Cela nécessite la mise en place de groupes de projet pour réfléchir à comment améliorer tous ces aspects et éviter l'augmentation rapide d'émission de CO₂. Plus encore, des nouvelles règles mises en place par l'Union Européenne amènent les entreprises de l'aéronautique à repenser leur mode de fonctionnement.

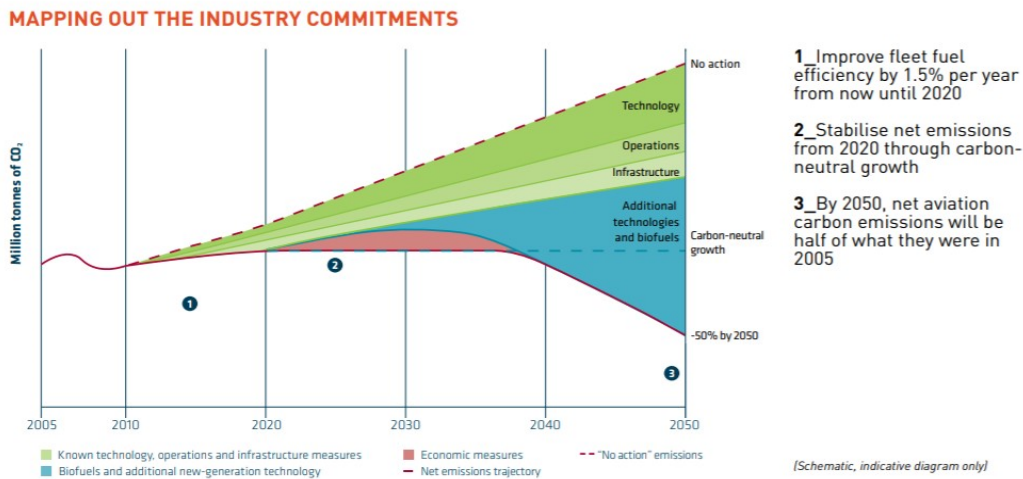


FIGURE 3.3 – Estimations sur l'évolution de la quantité de CO₂ produit d'ici 2050

[7]

Les exigences liées à la fiabilité des appareils sont en perpétuelle évolution et sont rendues plus strictes. Par conséquent, la sécurité du trafic aérien a été grandement améliorée depuis 30 ans, et le taux d'accident fatal par

million de décollages est passé de 40 en 1955 à 0,7 en 2010. La conception de nouveaux moteurs, comme le Leap de Safran, la gestion des processus de maintenance mais également le retour d'expérience dégagé par les enquêtes du BEA s'inscrivent dans démarche visant à rendre les vols toujours plus sûrs.

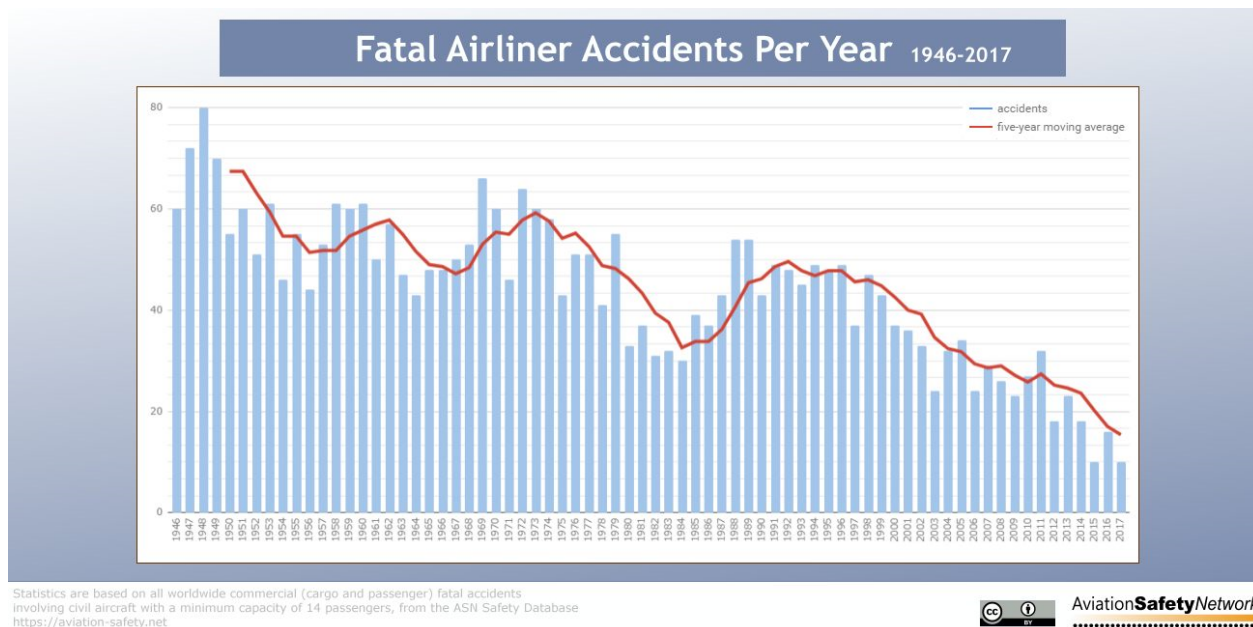


FIGURE 3.4 – Nombre d'accidents mortels en fonction du temps. Source : [7]

3.2 Maintenance et allongement de la durée de vie : deux enjeux clés

Du point de vue économique, un avion est trop vieux quand l'entretenir coûte plus cher que amortir l'achat d'un avion neuf qui requiert moins d'entretien. En effet, plus un avion est vieux, plus la fréquence du nombre de contrôles et de maintenances effectuées est élevée.

Or ces maintenances ont un coût important lié aux exigences précises et spécifiques à chacun des composants. L'ancienneté de certains appareils peut également conduire à des amendes importantes pour les compagnies, si leur consommation de kérosène dépasse les quotas utilisés. Dans un premier temps, il faut être capable de déceler le défaut dans la pièce, et dans un second temps, il faut être capable de la réparer.

Dans le cas des moteurs d'avion, la maintenance s'effectue dans deux situations. Dans un premier temps, elle permet de suivre et de contrôler l'évolution des défauts connus sur les pièces. Plus généralement, la maintenance doit également être effectuée sur des pièces à priori saine pour s'assurer de l'évolution de leur qualité.

Certaines pièces contiennent dès leur fabrications des défauts. Ces pièces sont cependant valides car leurs défauts ne présentent aucun danger et ne nuisent pas aux performances imposées au moteur produit. Ces pièces nécessitent alors une plus grande attention au cours de leur vie pour s'assurer que ces conditions n'ont pas changé. Il se peut par exemple que pour une pièce obtenue par un procédé de fonderie, on obtienne une porosité non négligeable. Les pores, s'ils sont critiques, pourraient alors se dégrader pour former des fissures jusqu'à la surface et entraîner la casse ou encore une perte d'étanchéité qui n'est pas acceptable dans certaines pièces sensibles du moteur.

D'autres pièces ne présentent pas de défaut lors de leur livraison à l'avionneur mais la vie du moteur au fil des vols peut causer des dommages sur ses composants et altérer ses performances pour finalement devenir dangereux. Dans ce cas, la maintenance sert à détecter l'apparition de défauts. Air France Industries, qui s'occupe de la maintenance d'une large flotte, rencontre souvent des dégâts sur leur moteurs dans les pays désertiques. Le sable qui rentre dans le moteur lorsque celui-ci tourne au sol peut impacter les pâles et les user ou boucher des conduits qui servent à la bonne alimentation du moteur. Dans le cas de températures très négatives, le moteur peut givrer et ses composants

sont alors plus exposés à la casse. Un exemple étudié lors d'un mini-projet est celui des aubes de turbines qui sont dimensionnées pour garantir l'étanchéité de la turbine et dont la longueur est donc également le diamètre de la turbine dans laquelle elles tournent. Ces aubes frottent le revêtement sur les parois de la turbine et raccourcissent par usure. Cette perte d'étanchéité entraîne une baisse de la performance de la turbine qui peut nuire à son bon fonctionnement. Ces différents exemples révèlent la diversité des défauts, dommages ou usures subis par le moteur, mais également la grande variété des pièces et zones qui y sont sujettes. Classiquement, quand une pièce défectueuse est déclarée inopérante lors de la maintenance, celle-ci doit être changée. Ce changement de pièce pose de nombreux problèmes de temps d'assemblage et de désassemblage de la pièce, de coût de matière ou d'importation lorsque la pièce n'est pas produite sur site. Une alternative moins contraignante et qui s'adapte à toute pièce, et à toutes sortes d'usure, est la fabrication additive. Cette technique pourrait à terme permettre de ne pas remplacer la pièce défectueuse mais de la réparer. Pour cela, elle doit faire la preuve de son efficacité et de la pérennité des pièces réparées.

3.2.1 La fabrication additive

A la différence de la fabrication soustractive, au coeur de l'usinage traditionnel, qui façonne une pièce à partir d'un bloc par suppression de matière, la fabrication additive forme une pièce par ajout de matière. La matière, présente sous forme de poudre, est fondue par une source de chaleur concentrée (rayon laser, rayon d'électrons..) et un motif se crée alors suivant le parcours de la source de chaleur. La pièce en fabrication se déplace selon l'axe vertical ce qui permet d'ajouter de la matière par tranche et obtenir un objet 3D. Actuellement développé dans le cadre industriel, il pourrait être utilisé de manière rentable et fonctionnelle ce qui permettrait de repenser notamment le processus de maintenance du moteur. Dans le cadre de notre MIG, nous nous sommes intéressées aux techniques de fabrication additive par rayon laser.

Fusion laser sur lit de poudre : une couche de la poudre déposée uniformément est fondue par un laser. Une fois le motif formé dans la première couche, une deuxième couche est ajoutée, et ainsi de suite, pour réaliser un objet 3D.

Fusion laser par projection de poudre : le laser vient fondre la surface métallique de la pièce sur laquelle est simultanément projeté un jet de poudre. Cette poudre fond et forme une couche qui fusionne avec le substrat. On procède également par tranches.

Les avantages de cette fabrication sont multiples. Tout d'abord, le gain de matière est conséquent puisque la poudre que l'on utilise sert presque entièrement à faire les pièces. La poudre qui n'est pas fondue est traitée et réutilisée sur plusieurs cycles de fabrication. Lorsque différentes machines et outillages, parfois complexes à manipuler et encombrantes sont nécessaires pour fabriquer la variété très large de pièces qui composent un moteur, une seule machine de fabrication additive permet quasiment toutes les formes voire même des formes dont la complexité n'étaient pas réalisables par fonderie. Cette simplification des méthodes et de la prise en main permet d'une part d'améliorer la pénibilité et les risques de santé du travailleur qui est en charge de produire les pièces. Cette réduction de matériel et d'encombrement permet également de délocaliser cette fabrication, notamment dans le cas de la réparation, au plus près de l'avionneur qui peut alors installer cette machine dans ses locaux de maintenance. Cela permet de supprimer des intermédiaires et de réduire les coûts et pollutions liés au transport. Cependant, cette technique étant très récente, les dangers sanitaires liés notamment à la protection face aux nanoparticules présentes dans la poudre et l'absence de réglementation à ce sujet poussent des entreprises comme Safran Tech à prendre de nombreuses précautions qui empêchent une production automatique et industrielle. De plus, les défauts mécaniques liés à cette technique ne sont pas encore totalement compris et en l'absence de certification il est impossible de garantir la viabilité des pièces fabriquées ou même réparées par fabrication additive.

La maintenance peut-être effectuée par les entreprises qui produisent ces pièces puisqu'elles maîtrisent les techniques impliquées dans leur fabrication. Cependant, l'introduction de la fabrication additive permet une technique de réparation uniformisée et systématique qui peut être réalisée directement par les compagnies aérienne. Cette réparation aux plus près des aéroports permet une rapidité de réparation et une réduction du coût de transport. De plus, assurer à la fois la maintenance des pièces et leur utilisation aux compagnies d'avoir un retour sur expérience.

Ils peuvent tester en vol les réparations effectuées mais également apporter des recommandations aux fabricants sur leurs produits.

La maintenance doit être effectuée rapidement, car un avion en maintenance est un avion qui ne vole pas et qui coûte donc de l'argent à la compagnie sans en rapporter. C'est pour cette raison également que les grandes compagnies, comme Air France, sont les plus aptes à effectuer les maintenances. En effet, elles possèdent des filiales dans de nombreux pays et peuvent donc effectuer la maintenance directement près de l'aéroport dans lequel se trouve l'avion à réviser. De plus, leur grand stock de pièces de rechanges et leur larges moyens permettent de traiter des cas extrêmes d'avions immobilisés dans des zones difficiles (petits aéroports peu desservis, conditions climatiques extrêmes qui ne permettent pas de déplacer l'avion, ...) et ainsi envoyer sur place le matériel nécessaire en un temps moindre.

Mais la maintenance ne se limite pas à la réparation. Toutes les pièces, après un certain nombre de cycles de vols, doivent être inspectées voir testées. Le département moteur de Air France Industries - KLM est chargé du démontage, nettoyage, réparation ou changement des pièces et enfin remontage. Lorsque le moteur est séparé de l'avion en maintenance pour révision, il est entièrement démonté, les pièces sont étiquetées avec la certification de leur passage et de leur validité par chaque étape de la maintenance afin de garantir le bon fonctionnement de l'intégralité des pièces lors du réassemblage du moteur. Les pièces sont tout d'abord traitées chimiquement afin de les nettoyer et de rendre au matériau ses propriétés originales qui ont pu être altérées au cours des cycles de vie notamment à cause des grandes variations de température. Elles sont ensuite inspectées à l'oeil et à la loupe pour détecter des défauts, de type fissures ou rayures dans le cas des pièces à haut risque. Suite au remontage, sur une chaîne de montage similaire à celles du constructeurs, les moteurs sont envoyés sur le banc d'essai et leurs performances sont calibrées pour retrouver celles du constructeur.

Il devient indispensable pour un avionneur de pouvoir prévoir la date d'obsolescence des différents composants d'un avion afin de pouvoir limiter le nombre de contrôles, et estimer à partir de quel moment l'entretien d'un avion n'est plus rentable. Lorsque l'on s'intéresse à la durée de vie d'un avion, on ne s'intéresse pas à l'ancienneté de l'avion, car tous les avions ne volent pas au même rythme. Ainsi son âge ne se calcul pas en années mais en nombre de cycles réalisés, sachant qu'un cycle désigne l'ensemble Décollage, vol, atterrissage. Aujourd'hui, chaque avionneur grâce à ce travail de prédiction est capable de spécifier le nombre de cycles que peuvent effectuer leurs. Un A320 équipé d'un CFM-56-B est capable d'effectuer environ 70 000 vols.

3.2.2 Comment fonctionne un tel travail de prédiction ?

Nous avons découvert au Centre des Matériaux de Mines ParisTech les dessous de ce travail où le motoriste Safran a eu recours au laboratoire afin qu'ils établissent une méthode pour prévoir la durée de vie en fatigue du système barrière thermique des aubes de turbines équipant leur moteur Leap.

La méthode employée est le calcul numérique par analyse par éléments finis, qui est une méthode permettant seulement un calcul approché de la durée de vie, que l'on estime suffisamment fiable. Ce que l'on cherche à obtenir par ce calcul est la variable d'endommagement, qui varie au cours du temps car elle représente l'écaillage de la barrière thermique au cours du temps ;

Principe général :

On discrétise l'aube de turbine en lui appliquant un maillage, on est alors capable de linéariser nos équations sur chacun des domaines de ces éléments, qui seront ensuite résolues par l'ordinateur en chaque nœud du maillage. Il faut ensuite interpoler les valeurs obtenues en chaque nœud à l'ensemble de l'aube.

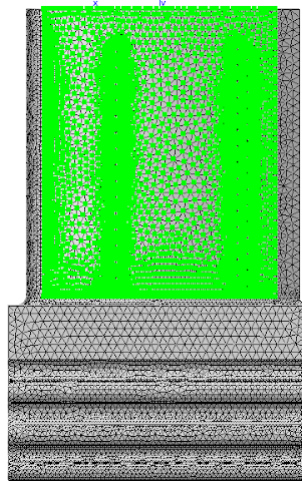


FIGURE 3.5 – Exemple de maillage de l'intrados d'une aube de turbine

Application au calcul du nombre de cycles avant écaillage de l'aube :

On dispose du logiciel Z-set, développé par le Centre des Matériaux et l'ONERA qui est un logiciel de calcul d'éléments finis.

- On lui fournit en entrée le champ de température, les lois de comportements du matériaux, la géométrie du matériaux, et la modélisation d'un cycle de fonctionnement de la turbine.
- Il calcule alors l'évolution au cours du temps de l'endommagement en chaque nœud, ce qui nous permet après interpolation d'avoir accès à la carte représentant nombre de cycle avant rupture de la barrière thermique.

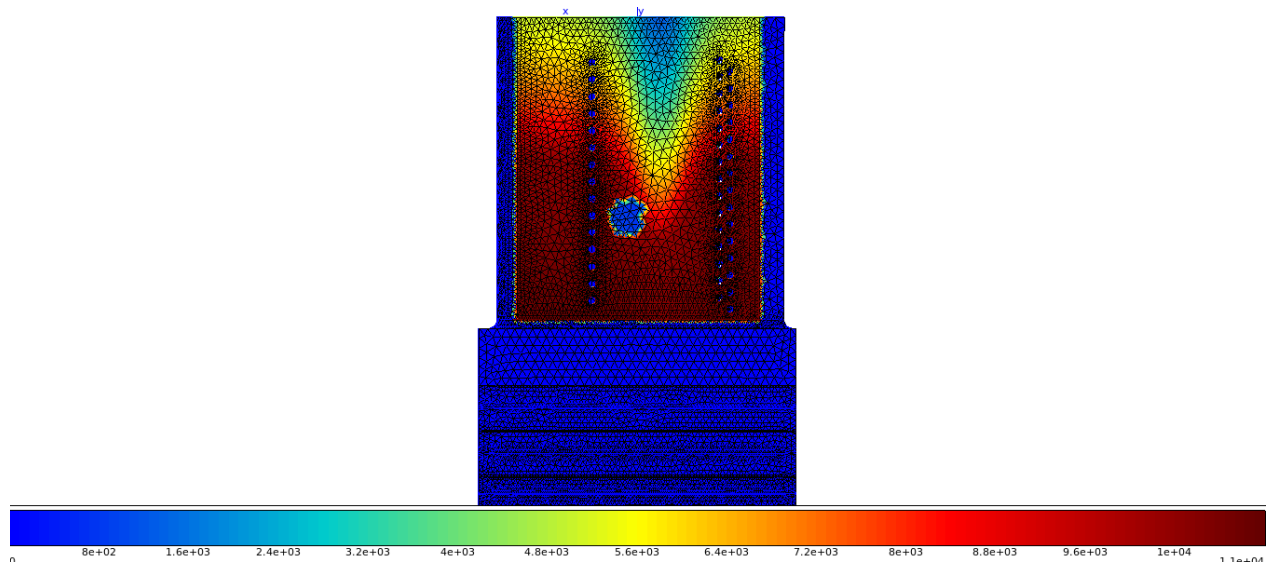


FIGURE 3.6 – Carte du nombre de cycle avant décollement de la barrière thermique en fonction de la position

Fiabilité du calcul :

Pour que le résultat de l'interpolation statistique soit fiable, il faut que le maillage de l'aube ne soit pas trop grossier. Néanmoins il n'est pas non plus possible de choisir un maillage trop fin car un tel calcul a un coût. En effet ce type de calcul peut prendre jusqu'à plus d'une semaine sur un cluster de 240 cœurs, ce qui représente un coût financier important.

3.2.3 Des différences d'échelles

Prévoir la durée de vie d'une BT n'est néanmoins pas la même chose que de prévoir la durée de vie d'un avion. En effet, ce type de calcul par méta-modèle est utilisé pour calculer la durée de vie de pièces d'un avion, mais pas de l'avion entier.

Pour attester la durée de vie de l'intégralité d'un avion, l'avionneur en phase de développement dispose d'avions tests, qu'il doit mettre à l'épreuve pour obtenir les certifications nécessaires pour voler. Pour obtenir les certifications de durée de vie, l'avionneur doit opérer des essais de fatigue sur une période de 2 à 3 ans pour pouvoir reproduire la totalité de la durée de vie de l'avion, afin de vérifier le comportement de l'avion sur la durée.

Ces 2 modes opératoires sont complémentaires, car la durée de vie prend en compte le remplacement de certaines pièces ou la mise à jour d'équipements.

Amélioration

Un A320 équipé d'un CFM-56-B est capable d'effectuer 70000 cycles. Sachant qu'aujourd'hui avec l'intensification du trafic aérien, un avion peut être amené à effectuer jusqu'à 10 vols dans une même journée, il apparaît évident qu'il est important d'augmenter la durée de vie de nos avions, à la fois pour augmenter leur rentabilité, mais également pour diminuer l'impact écologique que représente la production d'un avion.

3.3 Les défis futurs du développement durable

Le trafic aérien représente aujourd'hui 2 à 3 % des émissions totales de CO₂ sur la planète. Si aucune amélioration technologique n'est apportée à la situation actuelle, le trafic aérien pourrait compter en 2050 pour 10 à 25% des émissions de CO₂. Mais, comme les autres secteurs de l'industrie, le trafic aérien va devoir réduire drastiquement son bilan pour s'inscrire dans le cadre des objectifs fixés par l'accord de Paris sur le climat. Il est estimé que la consommation globale de carburant doit être réduite de 50% en 2050 par rapport à 2005 pour atteindre l'objectif des 2 degrés. Au problème de l'émission de gaz à effet de serre s'ajoute le problème de la raréfaction des ressources fossiles. Les nouveaux avions devront également prendre en compte le bien-être des populations, en réduisant notamment la pollution sonore malgré l'intensification du trafic aérien.

Ces défis imposent aux avions de nouveaux paradigmes de fonctionnement. Imaginer et développer de nouvelles technologies permettant aux avions de voler sans kérosène va prendre un certain temps. C'est pourquoi l'aviation envisage plutôt à moyen terme de réduire la consommation de carburant des avions.

Pour atteindre ces objectifs, des solutions innovantes de propulsion sont envisagées. Le projet le plus avancé est l'Open Rotor, c'est-à-dire une soufflante non carénée qui permet d'augmenter le taux de dilution (BPR) sans alourdir l'avion. Ce projet a été testé au sol par Safran en 2017. Cependant, il y a beaucoup d'obstacles à sa mise en service sur un avion. L'intégration à l'aéronef est d'autant plus problématique que dans cette configuration, les risques liés à la rupture d'une aube de turbine sont accrus. Le moteur pourrait alors éventuellement être déplacé à l'arrière du fuselage. Cependant, l'acceptation sociale de ces risques est un important problème rencontré par le projet. Une autre solution envisagée, nommée Boundary Layer Ingestion (ingestion de couche limite), consiste à intégrer partiellement les moteurs dans le fuselage arrière. L'idée est d'accélérer la couche d'air limite (une couche d'air plus lent qui se forme autour de l'avion) pour réduire la traînée subie par l'avion, et donc diminuer la poussée nécessaire (et avec, le carburant consommé) pour le faire avancer. Enfin, une dernière solution pour optimiser les performances de l'avion serait d'utiliser une propulsion distribuée (installer un certain nombre de moteurs dans une configuration optimale).

Ces solutions cherchent à atteindre une propulsion répartie (augmenter l'interdépendance entre le corps de l'avion et son système propulsif, pour améliorer l'efficacité du système).

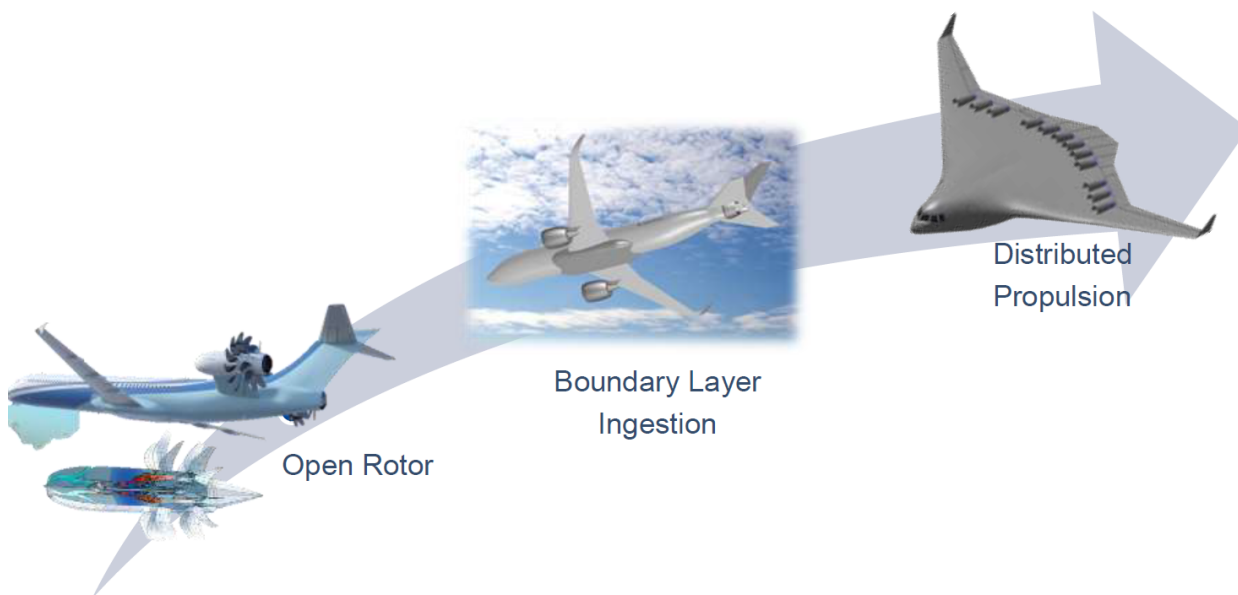


FIGURE 3.7 – Chronologie des avant-projets pour l'architecture de propulsion ; Credits : Safran

Une autre piste pour réduire la consommation de carburant des avions est d'améliorer la gestion de l'énergie à bord, tant propulsive que non-propulsive. Ainsi, une solution technique qui émerge est le green taxi, qui permet aux avions de ne pas utiliser leurs moteurs principaux lorsqu'ils sont au sol (pour s'éloigner de la porte, rejoindre la piste de décollage, et de même à l'atterrissage). Cela permettrait d'économiser jusqu'à 4% de carburant [8]. Le principe est que l'avion est équipé de moteurs électriques supplémentaires, installés sur les roues des trains d'atterrissage, et alimentés par l'APU (Auxiliary Power Unit, le générateur de l'avion utilisé pour les tâches non propulsives). Pour mieux gérer l'énergie à bord, il est aussi question de stocker de l'énergie pour la réutiliser plus tard, par exemple pour remplacer l'APU qui fonctionne aujourd'hui principalement au kérosène. Il a donc été proposé de relayer voire de remplacer l'APU par une pile à combustible hydrogène, qui est particulièrement flexible d'usage et compacte, par rapport aux batteries, pour une même énergie stockée.

Enfin, pour réduire la consommation de kérosène, et espérer, à terme, se défaire de son usage, il faut chercher de nouvelles sources d'énergie pour la propulsion. Aujourd'hui, il faudrait embarquer 170 tonnes de batteries pour électrifier à 100% un A320 dont la charge maximale au décollage est normalement de 73.5 tonnes (contre 14 tonnes de kérosène pour un vol équivalent). L'avion de ligne 100% électrique n'est donc pas possible à moyen terme, mais l'électrification des avions concernera d'abord l'énergie non propulsive, et prendra ensuite la forme d'une hybridation légère. Il existe différents types d'hybridation : l'hybridation série (le moteur thermique sert à recharger les batteries, le moteur électrique est destiné à la propulsion), l'hybridation parallèle (les deux moteurs sont reliés à la chaîne de transmission mécanique et servent à la propulsion), ou un mélange des deux. Au-delà de l'hybridation électrique, d'autres sources d'énergie pourraient être utilisées (l'hydrogène liquide a par exemple déjà été testé).

Conclusion

Le monde de l'aéronautique est complexe et fait intervenir de nombreux acteurs. L'organisation qui s'articule autour de ces parties prenantes se doit donc d'être à la hauteur des enjeux portés par l'aéronautique désormais concernés par l'ensemble des problématiques liées au développement durable. Une réelle chaîne logistique est donc en place entre la demande d'achat du client et le passager qui achète son billet d'avion. De la conception au retour d'expérience en passant par le montage et la maintenance, chaque pôle de compétences se doit d'être le plus performant possible, en développant dans le même temps l'avion de demain. À ce sujet, un premier travail de définition des enjeux et besoins futurs est à mettre en place. Les défis futurs du développement durable sont les plus sensibles et prégnants. Enfin, nous avons voulu souligner à travers ce projet deux enjeux clés pour le développement de l'aéronautique : la maintenance et l'allongement de la durée de vie.

Grâce à ce projet, nous avons pu mettre en application nos connaissances scientifiques, techniques et sociales de manière concrète et pratique. L'écoute, l'entraide et la capacité à travailler en équipe sont autant de compétences que nous serons amenés à utiliser dans notre vie professionnelle et qui ont su trouver leur place au sein de ce projet. De fait, nous avons appris à échanger des informations entre groupes et à coordonner nos activités. Cette collaboration nous a donné l'opportunité de nous répartir les tâches à réaliser de façon réfléchi,e en fonction des points forts de chacun, et en vue de promouvoir une démarche globale orientée vers l'aboutissement d'un travail d'équipe.

Nous tenons une dernière fois à remercier nos encadrants et tous les intervenants que nous avons eu la chance de rencontrer, avec la certitude que les connaissances mobilisées lors de ce projet nous seront utiles dans nos carrières futures.

Annexes

Chapitre A

Miniprojets

A.1 Poudres en fabrication additive

Introduction

Notre mini-projet s'est déroulé sur le site de Safran Tech (Magny-les-Hameaux) et a été encadré par Rémi Giraud, ingénieur en développement des matériaux et procédés sur lit de poudre au sein du pôle SAM (Safran Additive Manufacturing).

Nous nous sommes intéressés aux poudres métalliques utilisées en fabrication additive dans la conception aéronautique. Ces méthodes de fabrication sont en plein développement et permettent de réaliser des pièces aux formes complexes, comme les injecteurs de carburant présents dans les moteurs d'avion. Dans le cas de fabrication additive par fusion sur lit de poudre (LBM : Laser Beam Melting ou EBM : Electron Beam Melting), il est nécessaire de déposer une couche parfaitement plane et d'épaisseur uniforme à chaque fois que l'appareil entame un nouveau cycle. Il est donc primordial de s'intéresser aux propriétés des poudres afin de déterminer les paramètres qui sont susceptibles d'influencer la façon dont elles s'étalent. Nous avons considéré qu'une poudre qui s'étalait bien était une poudre au sein de laquelle les grains ne s'aggloméraient pas, c'est-à-dire une poudre s'écoulant facilement. L'enjeu de notre mini-projet était de caractériser et de comparer l'influence des différents types d'interactions entre les grains de poudre, afin de d'identifier les conditions les plus favorables à leur écoulement. Nous avons dû prendre en compte plusieurs forces tendant à renforcer la cohésion de la poudre : les forces de Van der Waals, les forces d'adhésion capillaire, les forces électrostatiques attractives et les forces de frottements mécaniques. Nous avons cherché à les confronter leurs effets au poids des particules, qui est la force motrice des écoulements.

A.1.1 Des particules soumises à diverses interactions

Forces d'adhésion capillaire

Les forces d'adhésion capillaires sont souvent responsables de la formation d'agglomérats au sein des poudres humides. Nous cherchons à étudier ces interactions dans la partie suivante.

Présentation du problème

Considérons ici le cas où deux particules sphériques de taille identique sont reliées par adhésion capillaire, et cherchons le rayon limite R_{lim} des grains tel que la force d'adhésion capillaire F_{adh} compense leur poids P .

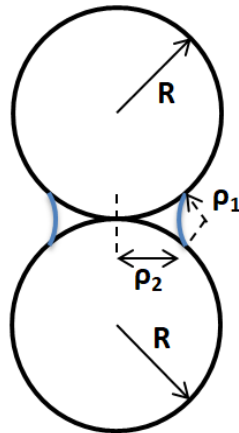


FIGURE A.1 – Modélisation de deux particules soumises à un phénomène d’adhésion capillaire

En régime statique, la force d’adhésion capillaire ainsi appliquée au système s’exprime sous la forme :

$$F_{adh} = 2\pi\rho_2\gamma + \pi\rho_2^2\gamma \left(\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2} \right)$$

où γ est la tension superficielle du fluide mis en jeu.

Dans le cadre étudié de la fabrication additive, l’origine de ce phénomène réside dans l’humidité de l’atmosphère dans laquelle les poudres sont utilisées. Le fluide à l’origine de l’adhésion capillaire est alors l’eau . Nous prendrons donc : $\gamma = \gamma_{eau} = 73.10^{-3} \text{ N.m}^{-1}$.

Détermination de ρ_1 et ρ_2

Trouvons d’abord une relation entre c. On se place dans le cas où la sphère formée de liquide est parfaitement tangente aux grains.

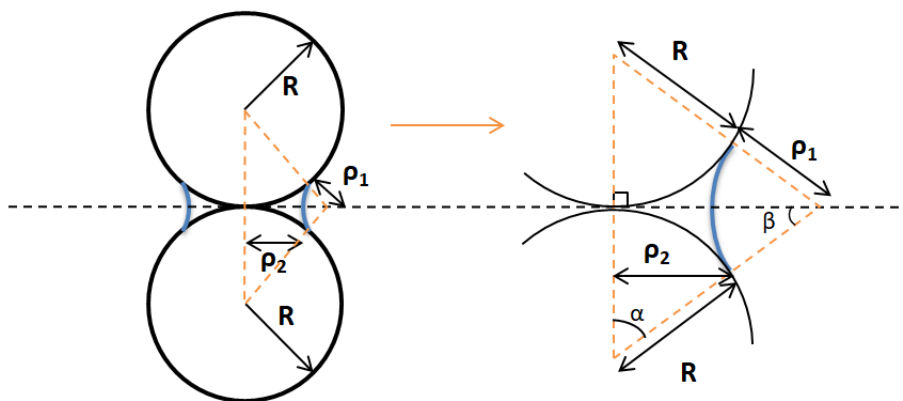


FIGURE A.2 – Mise en évidence des paramètres ρ_1 et ρ_2

On peut écrire :

$$\begin{cases} \sin \beta = \frac{R}{R + \rho_1} \\ \cos \beta = \frac{\rho_2}{R} \end{cases}$$

Or, puisque $\cos^2 \beta + \sin^2 \beta = 1$, on obtient $\left(\frac{R}{R + \rho_1}\right)^2 + \left(\frac{\rho_2}{R}\right)^2 = 1$, d'où :

$$\rho_2 = R \sqrt{1 - \left(\frac{R}{R + \rho_1}\right)^2} \quad (\text{A.1})$$

ou encore :

$$\rho_1 = \frac{R}{\sqrt{1 - \frac{\rho_2^2}{R^2}} - 1}. \quad (\text{A.2})$$

Détermination de la force d'adhésion capillaire

Afin d'expliciter complètement la force d'adhésion capillaire, il faut déterminer la valeur des paramètres ρ_1 et ρ_2 . Les photos obtenues avec le microscope optique ne nous permettent pas de mesurer précisément ces longueurs, car la zone de contact est très petite devant les dimensions des particules. D'après les images obtenues, on peut raisonnablement affirmer que ρ_2 est compris entre $0,001R$ et $0,1R$. Nous avons donc choisi de faire varier ρ_2 dans cet intervalle de valeurs, en calculant à chaque fois les valeurs de ρ_1 qui étaient associées grâce à la relation (A.2). En prenant $R = 50\mu\text{m}$, nous avons pu estimer numériquement la force d'adhésion capillaire associée à ces valeurs. Les résultats sont présentés dans le tableau ci-dessous :

ρ_2 (en m)	ρ_1 (en m)	F (en N)
5,00E-08	2,50E-11	2,29E-05
2,50E-07	6,25E-10	2,30E-05
5,00E-07	2,50E-09	2,30E-05
2,50E-06	6,26E-08	2,35E-05
5,00E-06	2,52E-07	2,39E-05

FIGURE A.3 – Evolution de l'intensité de la force pour différentes valeurs de ρ_1 et ρ_2 dans le cas où $R = 50\mu\text{m}$

Finalement, nous dans cet intervalle de valeurs, nous avons constaté qu'il n'était pas nécessaire de connaître précisément ρ_2 puisque l'intensité de la force ne varie pas beaucoup si ce paramètre reste compris entre $0,001R$ et $0,1R$. Nous avons donc décidé de fixer la valeur de ρ_2 à $0,05R$ pour la suite des calculs. On peut lui associer la valeur de ρ_1 correspondante en utilisant la relation (A.2) trouvée précédemment et expliciter complètement la force d'adhésion capillaire.

Nous avons donc estimé les valeurs de cette force afin de les comparer à celles du poids pour des particules dont les diamètres étaient ceux des échantillons dont nous disposions.

ρ_2 (en m)	ρ_1 (en m)	R (en m)	F (en N)	P (en N)	F/P
2,25E-06	5,64E-08	4,50E-05	2,11E-05	2,96E-08	7,14E+02
2,50E-06	6,26E-08	5,00E-05	2,35E-05	4,06E-08	5,78E+02
2,75E-06	6,89E-08	5,50E-05	2,58E-05	5,40E-08	4,78E+02
3,00E-06	7,51E-08	6,00E-05	2,82E-05	7,01E-08	4,02E+02
3,50E-06	8,77E-08	7,00E-05	3,28E-05	1,11E-07	2,95E+02
4,00E-06	1,00E-07	8,00E-05	3,75E-05	1,66E-07	2,26E+02
4,50E-06	1,13E-07	9,00E-05	4,22E-05	2,37E-07	1,78E+02
5,00E-06	1,25E-07	1,00E-04	4,69E-05	3,25E-07	1,45E+02

FIGURE A.4 – Influences comparées du poids et de la force d’adhésion capillaire pour différentes tailles de grains

Dans tous les cas, nous constatons que l’influence de la force d’adhésion capillaire est au moins 100 fois plus importante que celle du poids. En réalité, on s’aperçoit que le poids joue un rôle prépondérant pour des poudres dans les diamètres sont supérieurs à $45\mu\text{m}$. Cet écart peut s’expliquer par le fait que nous n’avons tenu compte que des interactions entre deux particules dans notre modélisation, ce qui n’est pas vérifié au sein d’un échantillon de poudre dans les conditions de nos expériences. Néanmoins, ces estimations nous permettent de confirmer le fait que la force d’adhésion capillaire peut jouer un rôle prépondérant dans la cohésion des poudres, en particulier pour les grains de plus petits diamètres parmi les échantillons que nous utilisons.

Interactions de Van der Waals

Les molécules se trouvant à la surface d’un grain de poudre interagissent avec celles qui se trouvent sur le grain de poudre adjacent. Ces interactions sont de faible portée. Elles sont supplantées par l’effet des forces de capillarité et de gravité pour des distances trop importantes. En effet, il est possible de montrer que la norme de la force d’interaction entre deux molécules séparées par une distance d est proportionnelle à $\frac{1}{d^7}$. L’énergie d’interaction entre deux molécules s’exprime alors sous la forme : $E = -\frac{C}{d^6}$ où C est la constante de London - Van der Waals.

Dans le cas de deux particules sphériques (le grain de poudre 1 et le grain de poudre 2), on peut sommer les contributions de ces interactions sur l’ensemble de la surface des deux grains afin d’aboutir à une expression de l’énergie totale E_{tot} de la forme [1] :

$$E_{tot} = -\frac{AD}{12z} \text{ avec } D = \frac{d_1 d_2}{d_1 + d_2}$$

- où A est la constante de Hamaker que l’on exprime $A = \pi^2 n_1 n_2 C$ avec n_1 (resp. n_2) la densité volumique de la molécule considérée au sein du grain 1 (resp. du grain 2). Elle ne dépasse pas 10^{-18} J pour des métaux.
- où z est la plus petite distance entre les grains 1 et 2
- où d_1 et d_2 sont les diamètres respectifs des grains 1 et 2

En pratique, la force d’interaction entre les deux particules ne tend pas vers l’infini quand z tend vers 0. Il a été démontré que cette force atteignait une valeur maximale pour une valeur particulière de z , notée z_0 . On prend généralement $z_0 = 0,4 \text{ nm}$.

Ordre de grandeur dans le cas d’une interaction entre deux particules de rayon R égal à $10 \mu\text{m}$ séparées de $z = 0,4 \text{ nm}$:

$$F = \frac{AR}{12z^2} = 0,5 \mu\text{N}$$

$$P = 3.10^{-14} \text{ N}$$

L’effet de la gravité est largement supplanté par l’effet des interactions de Van der Waals dans le cas considéré.

Difficultés : La valeur de A est a priori difficile à déterminer dans le cas de l'alliage R77. On s'est ici contentés d'une estimation approximative dans le cas général des métaux. Il en va de même pour z_0 . Par ailleurs, la présence d'aspérités et de satellites tend à réduire l'intensité des interactions par rapport à la valeur théorique annoncée.

Interactions électrostatiques

Ces interactions ont une portée plus importante que les interactions de Van der Waals, mais leur intensité est difficilement quantifiable en raison de la diversité des paramètres qui rentrent en jeu : la vitesse d'écoulement de la poudre, la nature des parois du récipient ou encore l'humidité ambiante peuvent faire varier le taux d'électrisation. Dans le cadre de cette étude, nous nous intéressons principalement aux interactions grain-grain ou grain-paroi.

Interactions grain-grain

Les collisions entre les particules leur permettent de se charger grâce au frottement qui s'exerce entre les deux solides et induit un transfert d'électrons. Certaines d'entre elles, généralement les plus petites gagnent ainsi des électrons et acquièrent une charge négative, tandis que les autres, plus grosses, se chargent positivement à cause d'un défaut d'électrons. Ces interactions sont néanmoins moins importantes lorsque la surface présente des aspérités qui dégradent la qualité du frottement.

Interactions grain-paroi

L'électrisation d'une poudre en écoulement s'apparente à celle d'un liquide qui interagit avec les parois de son récipient [2] : L'interface entre un solide et un liquide est un lieu de transferts ioniques pouvant charger électriquement la paroi du solide, ainsi qu'une couche diffuse de liquide proche de cette paroi. Ainsi, le récipient utilisé possède une influence sur la résultante des forces cohésives qui interviennent dans l'échantillon de poudre considéré.

Forces de frottement mécanique et voûtes granulaires

Un frottement mécanique entre les grains

En tant que solides, les grains exercent les uns sur les autres des frottements qui participent au bilan global des forces de cohésion. Ces frottements dépendent de divers facteurs tels que l'agencement des grains entre eux, la nature de ceux-ci, leur régularité, ainsi que la présence d'éventuelles aspérités de surface ou de satellites.

Complément sur les voûtes granulaires

Le phénomène des voûtes granulaires explique que des tuyaux qui transportent de la poudre sèche peuvent se boucher a priori sans aucune raison.

Le modèle de Janssen est simple et vérifié expérimentalement. Il met en relation la masse réelle de poudre versée et la masse ressentie effectivement qui pèse sur la bas du tuyau. On comprend que les tuyaux doivent donc être surdimensionnés pour ne pas se déformer. [3]

$$M_{\text{pesée}} = M_{\text{sat}} \left(1 - e^{-\frac{M_{\text{réelle}}}{M_{\text{sat}}}} \right)$$

avec $M_{\text{sat}} = \frac{\rho \pi R^3}{2K\mu_s}$ où ρ est la masse volumique du matériau, R le rayon des grains, $K = \tan(\phi)$ où ϕ est l'angle entre la verticale et la tangente des voûtes et μ_s le coefficient de frottements statique entre grain et le contenant. En traçant $M_{\text{pesée}} = f(M_{\text{réelle}})$ on obtient la tangente M_{sat} donc K donc ϕ , ce qui donne une information sur les voûtes.

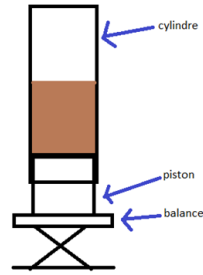


FIGURE A.5 – Dispositif expérimental

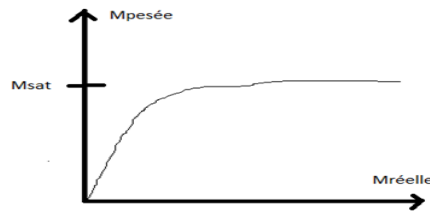


FIGURE A.6 – Courbe obtenue

La loi de Beverloo donne que le débit massique de poudre est proportionnel au diamètre de la buse puissance $\frac{5}{2}$. On a une densité qui présente un maximum pour un certain pourcentage volumique de petites sphères parmi de grosses sphères.

Interruption de l'écoulement par formation de voûtes granulaires

On suppose que la formation de voûtes granulaires est responsable du blocage de l'écoulement. On cherche à comprendre pourquoi ces voûtes se forment surtout avec des poudres constituées de grains de petit diamètre. Nous adoptons un modèle simplifié en étudiant les forces s'appliquant sur une voûte formée de particules sphériques de même rayon r . On suppose que les deux particules situées aux extrémités de la voûte sont encastrées dans l'entonnoir (elles ne peuvent pas glisser le long de la paroi). Nous avons choisi de faire cette hypothèse car nous avons pu observer que la poudre s'écoulait plutôt en formant des cheminées, qui n'affectaient pas la position des grains situés au voisinage de la paroi. On note f_s le coefficient de frottement statique entre les grains (compris entre 0,7 et 1,1 pour une interface nickel-nickel) et ρ la masse volumique des grains. On adopte la modélisation suivante :

Notons N le nombre de particules impliquées dans la voûte formée. Le schéma ci-dessus n'est pas à l'échelle de ce qui se passe réellement à l'intérieur de l'entonnoir. On peut imaginer qu'en réalité, la forme de la voûte est plutôt très aplatie, comme le montre le schéma ci-dessous :

On fait donc l'approximation suivante : $2Nr = D$. Cela revient à considérer que les grains sont alignés sur un segment de longueur D (correspondant au diamètre du bas de l'entonnoir). Lorsque la voûte est à l'équilibre, on peut appliquer le principe fondamental de la dynamique au système constitué par l'ensemble des particules formant la voûte :

$$\vec{P} + \vec{R}_{N1} + \vec{R}_{N2} + \vec{R}_{T1} + \vec{R}_{T2} = \vec{0}.$$

En projetant suivant l'axe vertical, on obtient :

$$P = 2R_{T1} \cos \theta + 2R_N \sin \theta.$$

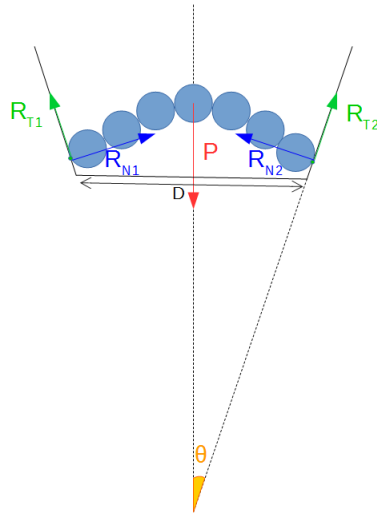


FIGURE A.7 – Modélisation de la voûte

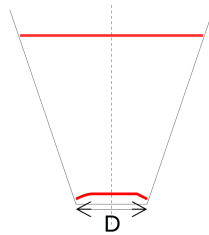


FIGURE A.8 – Voûte plus aplatie

D'après la loi de Coulomb, comme la voûte est à l'équilibre, on peut écrire : $R_T \leq f_s R_N$. On a alors :

$$4 \frac{N}{3} \pi r^3 \rho g \leq 2 R_N (f_s \cos \theta + \sin \theta).$$

Or, $N = \frac{D}{2r}$ et $\theta = \frac{\pi}{6}$. On obtient finalement :

$$R_N \geq 2\pi\rho g D \frac{r^2}{3(1 + \sqrt{3}f_s)}.$$

On a donc :

$$\frac{R_N}{P} \geq \frac{1}{1 + \sqrt{3}f_s}.$$

Ici, le poids P correspond au poids total de l'ensemble des grains formant la voûte. Cependant, au dessus de ces grains, on observe expérimentalement que la poudre reste accumulée dans l'entonnoir et repose sur la voûte. Il faudrait donc prendre également en compte le poids exercé par la colonne de poudre qui repose sur la voûte. Néanmoins, d'après le modèle de Janssen, nous avons vu que la masse de cette colonne réellement ressentie par la voûte ne correspond pas à sa masse réelle. Il est donc difficile de conclure à propos de l'influence des paramètres r et D sur la tendance de la poudre à former des voûtes granulaires.

Bilan des interactions

Forces	Formule théorique	Ordre de grandeur	Distance d'action
Poids	$P=mg$	$3 \cdot 10^{-14}$	X
Interaction capillaire	$F_{adh} = 2\pi r_2 \gamma + \pi r_2^2 \gamma (1/\rho_1 - 1/\rho_2)$	$8 \cdot 10^{-7}$	contact
Force de Van der Waals	$F = AR/12z^2$	$5 \cdot 10^{-7}$	contact
Force électrostatique	variable	variable	faible distance
Réaction mécanique	variable	variable	contact

FIGURE A.9 – Tableau récapitulatif

A.1.2 Expériences menées**Échantillons utilisés**

Les échantillons utilisés pour nos expériences sont tirés de lots d'un alliage de nickel appelé R77. Les lots sont étiquetés 18020 et 18021. Nous disposons d'échantillons avec des distributions de tailles de grains différentes qui ont été séparés par tamisage.

Liste des échantillons fournis : 10-53 μm (18020), 10-45 μm (18020), 45-53 μm (18020), Brut (18020) 53-106 μm (18021), 53-63 μm (18021), 53-75 μm (18021), 63-75 μm (18021), 75-90 μm (18021), 63-90 μm (18021), 75-100 μm (18021), 90-100 μm (18021), Brut (18021)

Les noms donnés aux échantillons sont un indicateur de la fourchette de diamètres des grains se trouvant dans l'échantillon en question. Les lots dits « Bruts » correspondent à des échantillons non tamisés.

Les courbes de répartition sont disponibles ci-dessous.

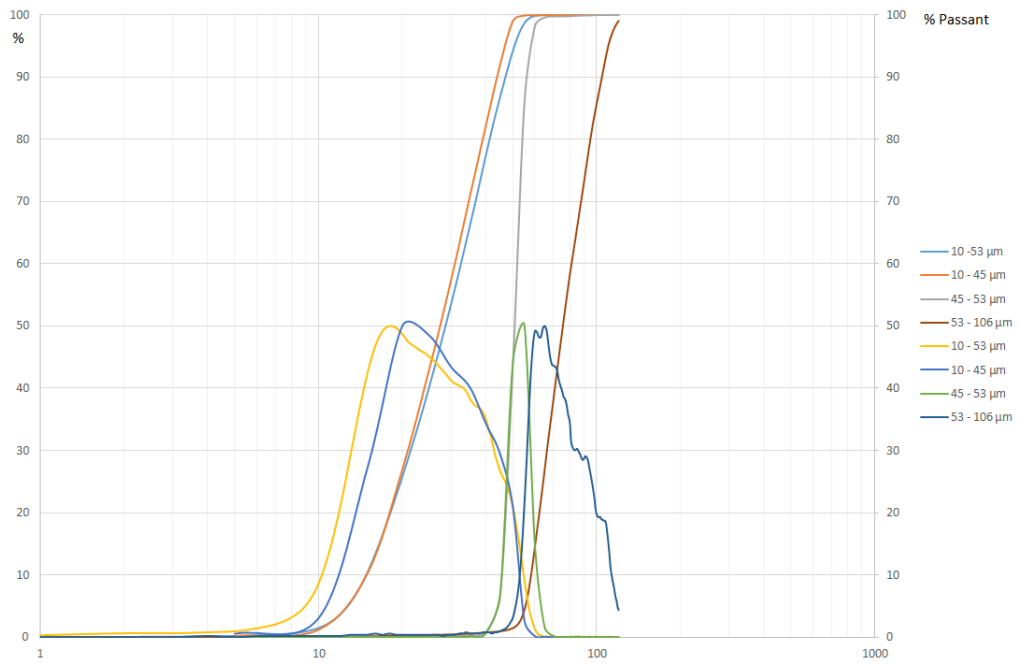


FIGURE A.10 – Courbes de répartition (1)

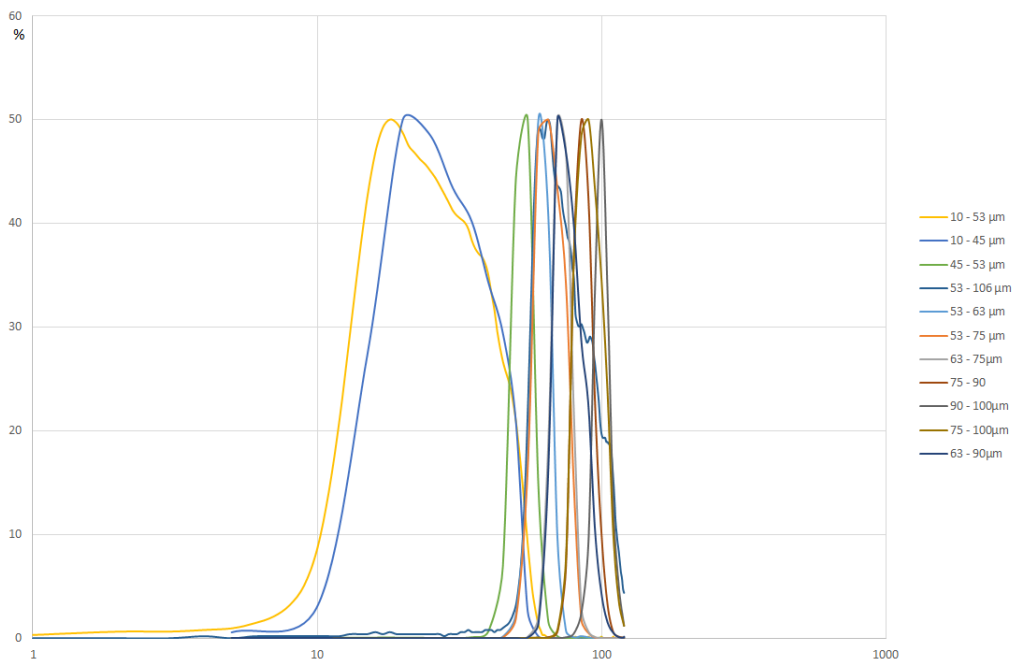


FIGURE A.11 – Courbes de répartition (2)

Coulabilité

Les tests de coulabilité effectués consistent à faire passer la poudre dans un entonnoir dit de Hall (2,5 mm de diamètre) ou de Carney (5 mm de diamètre) et à chronométrer le temps que met la poudre à s'écouler entièrement.

Lot	Diamètre min	Diamètre max	Diamètre médian	Sphéricité	Symétrie	Allongement	Convexité	Rondeur	Avant étuvage		Après étuvage	
									Hall	Carney	Hall	Carney
18020	10	53	28,59	0,91	0,92	0,87	0,99	0,54	Ne coule pas	Ne coule pas	Ne coule pas	Ne coule pas
18020	10	45	27,36	0,91	0,92	0,88	0,99	0,54	Ne coule pas	Ne coule pas	Ne coule pas	Ne coule pas
18020	45	53	50,6	0,91	0,94	0,86	0,99	0,53	Ne coule pas	Coule	Coule	Coule
18021	53	106	75,59	0,89	0,93	0,86	0,99	0,53	Coule	Coule	Non testé	Non testé
18021	53	63	59,16	0,90	0,94	0,87	0,99	0,59	Coule	Coule	Non testé	Non testé
18021	53	75	63,8	0,90	0,94	0,87	0,99	0,57	Coule	Coule	Non testé	Non testé
18021	63	75	70,05	0,90	0,94	0,86	0,99	0,55	Coule	Coule	Coule	Coule
18021	75	90	84,21	0,89	0,94	0,86	0,99	0,51	Coule	Coule	Non testé	Non testé
18021	63	90	74,56	0,89	0,94	0,86	0,99	0,54	Coule	Coule	Non testé	Non testé
18021	75	100	88,6	0,89	0,94	0,86	0,99	0,52	Coule	Coule	Non testé	Non testé
18021	90	100	97,78	0,90	0,94	0,87	0,99	0,52	Coule	Coule	Coule	Coule

FIGURE A.12 – Tableau des résultats

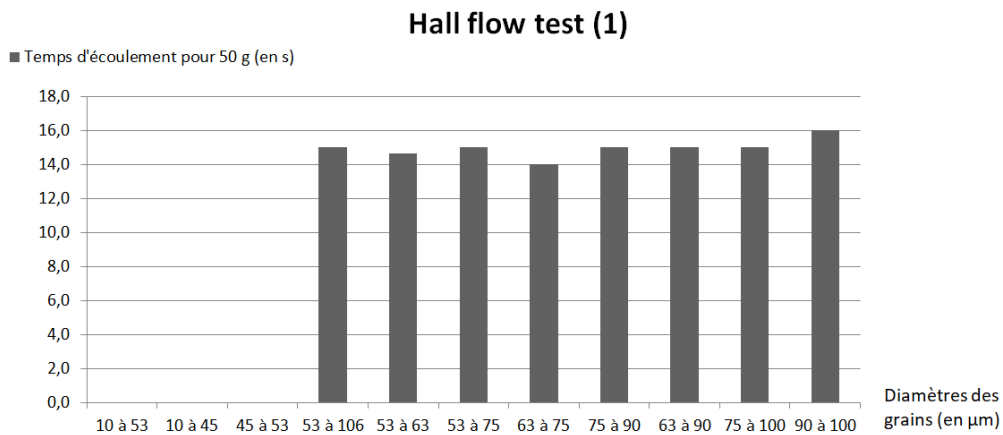


FIGURE A.13 – Histogramme des vitesses d'écoulement avant étuvage

On peut noter le lien existant entre la taille des particules de poudre dans les échantillons et la coulabilité associée : Les échantillons contenant des particules avec un diamètre inférieur à 53 µm ne coulent pas lorsqu'ils sont placés dans un entonnoir de Hall et seul celui en 45-53 µm s'écoule dans un entonnoir de Carney. Les autres échantillons s'écoulent dans l'entonnoir de Hall avec des temps compris entre 14 et 16 s pour 50 g de poudre.

Le placement d'échantillons dans l'étuve vise ensuite à déterminer si la coulabilité des poudres est influencée par l'humidité de celles-ci. On remarque en effet que si l'échantillon en 10-45 µm ne s'écoule toujours pas à travers aucun des deux types d'entonnoir, celui en 10-53 µm s'écoule en 3 s dans un entonnoir de Carney pour 50 g de poudre, et celui en 45-53 µm s'écoule 15 s pour 50 g dans un entonnoir de Hall. Les autres échantillons, eux, présentent sensiblement les mêmes résultats qu'auparavant. Il semble ainsi que le seuil de diamètre en deçà duquel les poudres de ne s'écoulent plus s'abaisse lorsque l'humidité diminue.

NB : Les variations de l'ordre de la seconde dans les temps d'écoulement obtenus peuvent être liées à l'utilisation de contenants différents (bêcher en verre et coupelles métalliques) pouvant plus ou moins électriser les poudres. Dans tous les cas, les vitesses d'écoulement ne paraissent pas varier significativement par rapport à la précision des mesures, même si la taille des grains ou le taux d'humidité varie.

Interprétation des paramètres géométriques

Sphéricité : Elle varie peu au sein des échantillons considérés. On constate néanmoins qu'elle est égale à 0,89 pour des échantillons de poudre dont les diamètres sont compris entre $53 \mu\text{m}$ et $100 \mu\text{m}$, alors qu'elle vaut 0,91 pour des échantillons comprenant des grains de plus petites dimensions (entre $10 \mu\text{m}$ et $53 \mu\text{m}$). Ces résultats sont cohérents avec le fait que les particules les plus grosses comportent plus de satellites et sont moins sphériques que les plus petites.

Convexité : Elle vaut 0,99 pour tous les échantillons considérés.

Rondeur : Elle varie entre 0,51 et 0,59 pour les échantillons testés (mesures moins fiables en dessous de $40 \mu\text{m}$). Ces valeurs témoignent donc du caractère globalement arrondi des grains. Elle n'évolue pas de façon monotone avec la granulométrie mais on peut tout de même s'apercevoir qu'elle est plus faible pour les poudres de diamètres compris entre $75 \mu\text{m}$ et $100 \mu\text{m}$. Leur surface est plus anguleuse, ce qui se traduit aussi par le fait que les forces de cohésion dues à la capillarité sont moins influentes (leur coulabilité ne change pas significativement après passage à l'étuve).

Symétrie : Elle est comprise entre 0,92 et 0,94 au sein de nos échantillons. Pour des diamètres inférieurs à $45 \mu\text{m}$, elle vaut 0,92. Elle est plus proche de 0,94 pour des particules dont les diamètres sont compris entre $53 \mu\text{m}$ et $100 \mu\text{m}$. Il semble donc que les plus gros grains de poudre possèdent des formes un peu plus symétriques. Il y a peut-être plus de grains brisés dans les échantillons de poudres de petites dimensions.

Allongement : Ce paramètre varie peu. Il est ici compris entre 0,86 et 0,88, ce qui correspond globalement à des grains peu allongés.

Microscope optique

Nous avons par la suite pu observer des échantillons de poudre au microscope optique afin de caractériser l'agencement des grains entre eux. Les commentaires ci-dessus ont été formulés à partir des images obtenues avec du R77 $< 45 \mu\text{m}$.

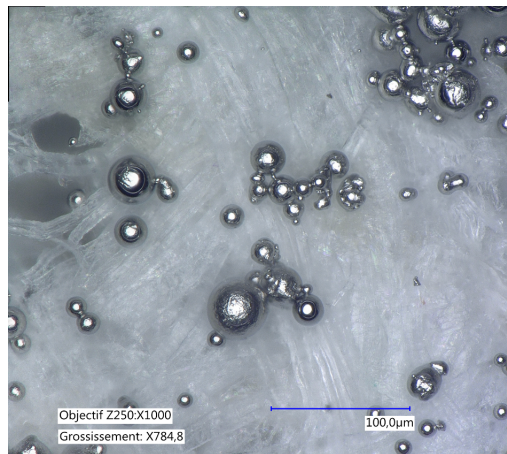


FIGURE A.14 – Des grains de poudre

- Comme nous l'avions pressenti, il est impossible d'observer l'eau à l'interface de deux particules. Nous pouvons néanmoins constater que les dimensions de la surface de contact par adhésion capillaire entre deux particules est très petite devant les dimensions typiques d'une de ces particules. Elles sont de l'ordre d'un centième du rayon de la particule, voire moins.

- Les images obtenues nous ont également permis de mieux caractériser la surface des grains. Cette dernière n'est pas lisse ; elle présente des aspérités et des petits reliefs. On a également pu mettre en évidence la présence de satellites. Il s'agit de petits grains qui ont fusionné avec la surface de particules plus grosses. On peut se demander s'ils sont susceptibles d'avoir un effet sur la coulabilité des poudres et d'induire des changements au niveau des coefficients de frottement statique et dynamique des poudres.



FIGURE A.15 – Un grain avec ses satellites

- Assez fréquemment, on constate que les plus petits grains de poudre ont tendance à être attirés par les plus gros. On peut proposer plusieurs interprétations pour expliquer ce résultat. D'une part, les particules les plus petites sont moins encombrantes et arrivent plus facilement à se coller aux autres particules. Deux particules plus grosses présentant des satellites à leur surface parviendront difficilement à se coller l'une contre l'autre, tandis qu'une particule plus petite pourrait se loger entre les satellites pour se coller à une particule plus grosse. D'autre part, on sait que dans le cas d'interactions électrostatiques, les petites particules ont tendance à se charger négativement, tandis que les plus grosses acquièrent une charge positive. Il semble donc logique que de petites particules soient attirées par de plus grosses particules, portant une charge opposée.



FIGURE A.16 – Un agglomérat

- Parmi les grains de poudre observés, il nous est arrivé d'en voir certains dont les dimensions étaient plus importantes que la taille maximale des grains présents dans les échantillons tamisés. Il s'agissait en général de grains plus allongés, qui étaient parvenus à passer à travers les mailles du tamis. En effet, toutes les particules observées ne sont pas parfaitement sphériques et un certain nombre d'entre elles sont un peu déformées.

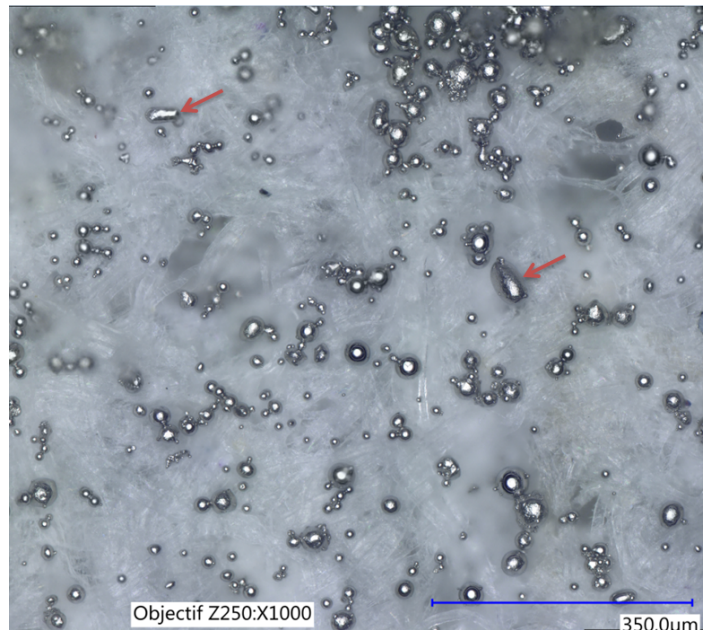


FIGURE A.17 – Des particules non sphériques

Angle de talus

Nous nous sommes également intéressés à la mesure de l'angle de talus (ou angle de repos) de nos échantillons. En effet, nous avons commencé par adopter une modélisation simplifiée, qui semblait permettre de relier l'angle de talus au coefficient de frottement statique entre les particules de poudre. Ce coefficient peut s'avérer intéressant dans le cadre de l'étude des frottements mécaniques entre les grains, susceptibles de nuire à leur écoulement.

Modélisation

Dans un premier modèle, nous considérons un cône rigide dont la pente forme un angle α avec l'horizontale. Un objet est posé sur la pente. Il est immobile et il est soumis à son poids P , la réaction normale R_N et la réaction tangentielle R_T . Le cylindre et l'objet sont constitués du même matériau. On s'intéresse au coefficient de frottement statique entre les deux solide, noté f_s .

L'objet représenté en rouge se trouve à la limite de glissement. Cela signifie que si l'on augmente légèrement l'inclinaison de la pente sur laquelle il repose, il va se mettre à glisser sur le cône. Dans ce cas, d'après les lois de Coulomb, on peut écrire que : $R_T = f_s \times R_N$. En appliquant le principe fondamental de la dynamique, on obtient alors l'expression suivante : $\tan \alpha = f_s$. Cette relation met en évidence le fait qu'il existe une relation entre l'angle de talus α et le coefficient de frottement statique f_s . On peut garder à l'esprit ce résultat, même si dans notre cas, l'objet que l'on considère est un grain de poudre et la pente sur laquelle il repose n'est pas lisse à son échelle.

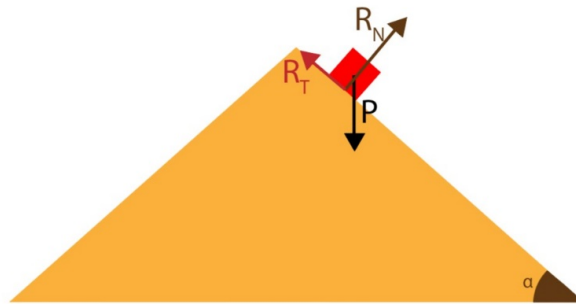


FIGURE A.18 – Modèle

Expérience

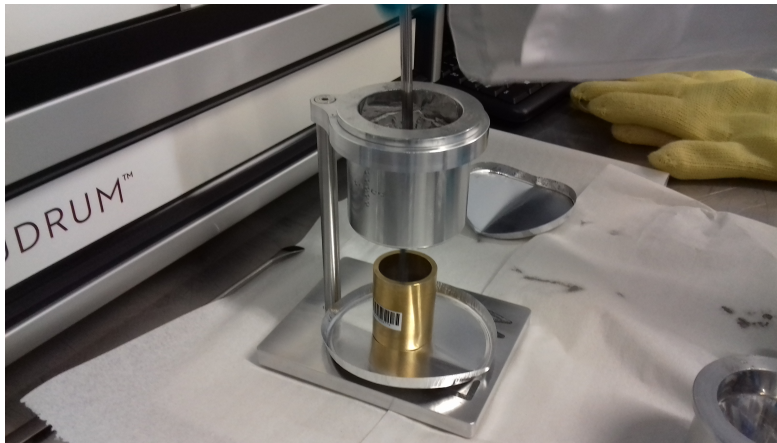


FIGURE A.19 – Photographie du montage

Pour réaliser nos expériences, nous avons utilisé un cylindre creux dont le diamètre était parfaitement connu ($D = 37$ mm). Nous avons ensuite introduit 150 g de poudre dans l'entonnoir de Hall au dessus du cylindre et nous l'avons laissé s'écouler jusqu'à ce qu'il déborde et qu'une pyramide se forme. La mesure de l'angle de talus se fait alors en évaluant l'angle formé à la base de la pyramide. Nous avons utilisé deux méthodes :

- La première méthode consistait à mesurer la hauteur h de la pyramide ainsi formée. On en déduisait alors α puisque $\tan \alpha = \frac{2h}{D}$
- La deuxième méthode reposait sur une lecture directe de l'angle à partir de photos que l'on avait prises. Il s'est avéré que cette méthode était plus précise.

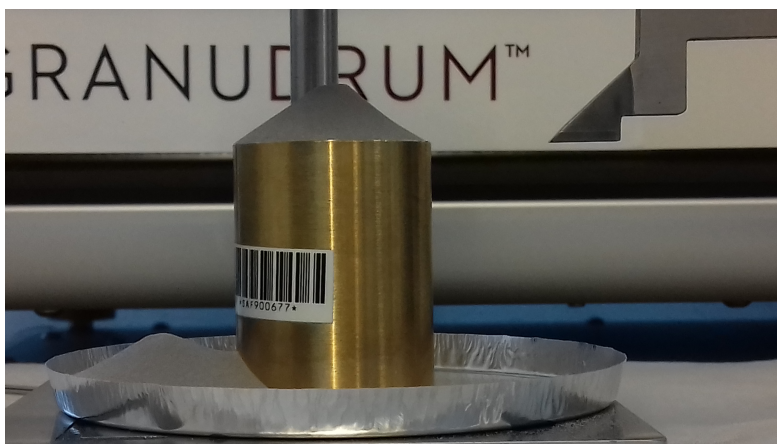


FIGURE A.20 – Talus formé (53 – 63 μ m (18021))

Résultats

- Le temps d'écoulement semble croître avec la granulométrie pour des diamètres supérieurs à 50 μ m. En revanche, nous avons rencontré un problème pour l'échantillon dont les diamètres étaient inférieurs à 45 μ m. La poudre ne s'écoulait pas. Nous l'avons donc forcé à tomber de l'entonnoir en donnant de petits coups avec une spatule et nous avons utilisé un entonnoir de Carney.
- Angle de talus : Les résultats sont résumés dans les graphiques suivants :

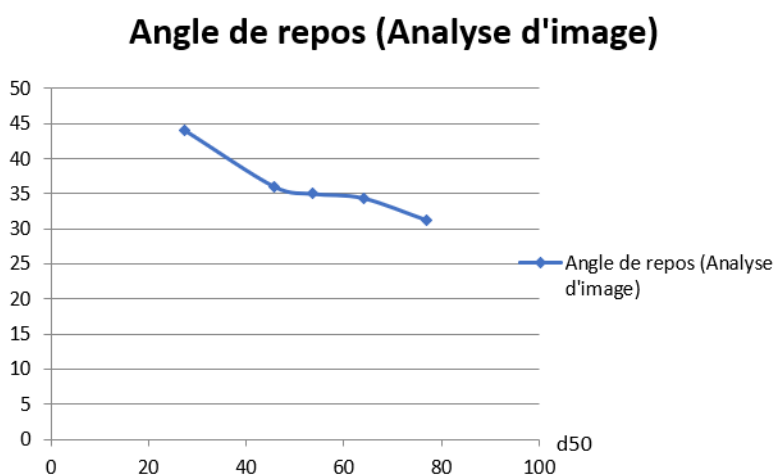


FIGURE A.21 – Evolution de l'angle de repos en fonction du diamètre médian de chaque échantillon (mesure par traitement d'images)

Angle de repos (avec la hauteur du talus)

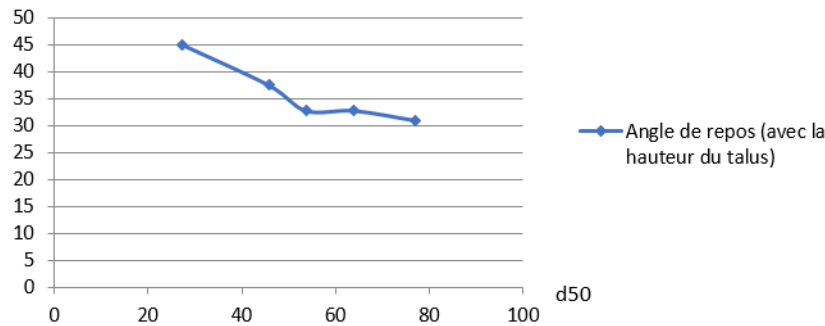


FIGURE A.22 – Evolution de l'angle de repos en fonction du diamètre médian de chaque échantillon (mesure directe de la hauteur)

Finalement, on constate que les poudres qui ne s'écoulaient pas ou qui prenaient plus de temps à s'écouler sont celles correspondant aux plus petits diamètres. Il se trouve que c'est justement pour ces poudres que nous avons mesuré les plus grands angles de talus. D'après le modèle simplifié que nous avons rappelé plus haut, l'angle de talus augmente si le coefficient de frottement statique entre les particules augmente. Les plus petites particules ont donc un coefficient de frottement statique plus important. Elles sont plus sujettes aux frottements mécaniques qui sont responsables des difficultés que l'on rencontre si on cherche à les faire s'écouler.

Indice de Hausner

L'indice de Hausner est le rapport entre la densité apparente et la densité tassée et est donc forcément supérieur à 1. Expérimentalement, un indice de Hausner supérieur à 1.2 donne une poudre qui ne coule pas sous l'effet de son propre poids. Pour le mesurer, nous avons utilisé le même montage que précédemment et nous avons mesuré les densités apparente et tassée à partir de la poudre contenue dans le cylindre. On trouve alors que la frontière de non coulabilité se trouve aux alentours de 45 μm pour cette poudre.

Granulométrie (μm)	d50	Coulabilité	Densité apparente	Densité tassée	Indice de Hausner
<45 (18020)	27,36	ne coule pas	3,85	5	1,298701299
45-53 (18020)	45,83	coule mal	4,29	4,92	1,146853147
53-63 (18021)	53,71	coule	4,27	4,95	1,159250585
63-75 (18021)	63,99	coule	4,31	4,85	1,125290023
75-90 (18021)	76,99	coule	4,24	4,67	1,101415094

FIGURE A.23 – Résultats obtenus

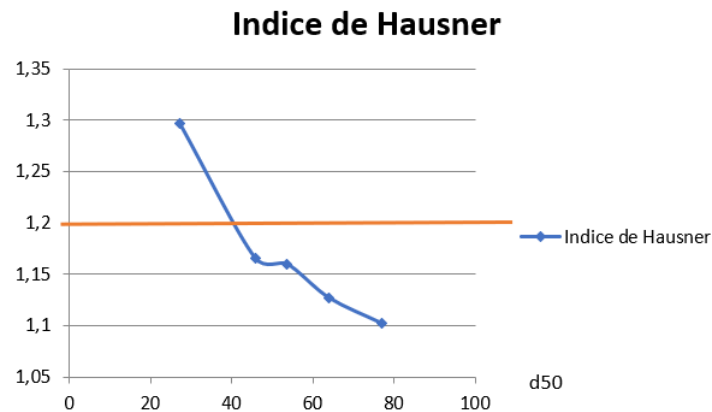


FIGURE A.24 – Evolution de l'indice de Hausner en fonction du diamètre médian des échantillons testés

Conclusion

On peut ainsi mettre en évidence divers types d'interactions qui régissent le comportement des poudres métalliques utilisées en fabrication additive. Cependant, les expériences menées illustrent également la difficulté que nous avons à quantifier ces interactions et à établir un modèle précis et fiable de l'écoulement de ces poudres, à mi-chemin entre le continu et le discret.

Bibliographie

- [1] A.CASTELLANOS. « The relationship between attractive interparticle forces and bulk behaviour in dry and uncharged fine powders ». In : *Advances in Physics*, Vol. 54, No. 4 (juin 2005), 263–376.
- [2] N.BERGER et al. *Électricité statique*. Institut National de Recherche et de Sécurité. 2004.
- [3] S.LHERMINIER et N.VITRANT. *Effets de voûte dans les milieux granulaires*. Université de Lyon.

A.2 Analyse par méta modèle de la durée de vie du système barrière thermique des aubes de turbine

A.2.1 Descripton du contexte

A l'issue de la combustion, les gaz en contact avec les aubes de turbine atteignent des températures de l'ordre de 1100°C. A ces températures, les propriétés des matériaux sont largement dégradées, il est donc nécessaire de trouver des solutions pour réduire la température au niveau du superalliage.

L'une est de placer des micro perforations qui permettent le refroidissement de l'aube. L'autre est de déposer une barrière céramique sur l'intrados de l'aube permettant ainsi une baisse de température d'environ 200°C.

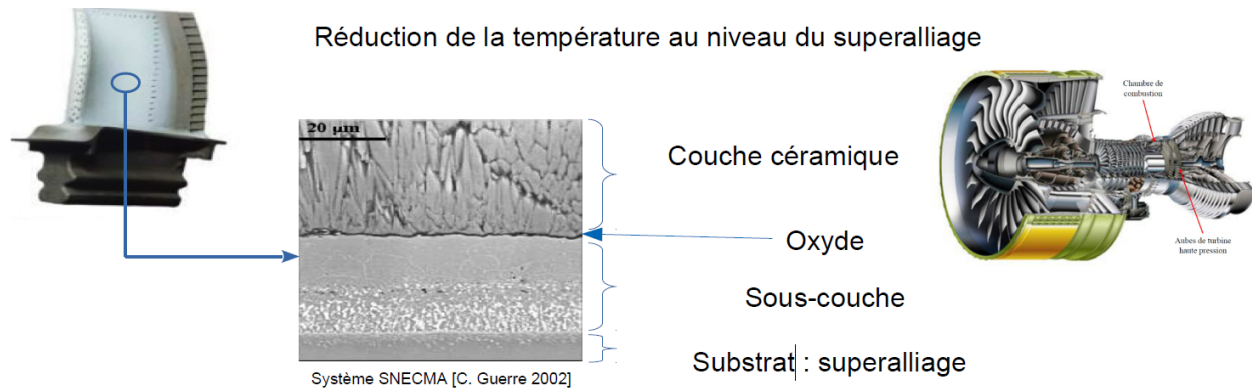


FIGURE A.25 – Composition matérielle d'une aube de turbine

Au bout d'un certain nombre de cycles, la barrière thermique, sous les contraintes mécaniques et thermiques, peut se décoller ce qui dégrade de manière conséquente les propriétés matériaux et peut mener même à la rupture de l'aube.

A.2.2 Etat de l'art

On est capable d'estimer la durée de vie en utilisant un modèle viscoplastique. On suppose que le système est équivalent à l'aube seule, cependant le champ de température qu'on lui applique prend en compte la présence de la barrière thermique et inclut donc la baisse de température induite par celle-ci. On effectue les calcul de σ (champ de contrainte) uniquement sur l'alliage de l'aube sans la BT (barrière thermique) couche céramique + oxyde + sous-couche. Par la suite, on est capable d'effectuer l'intégration des comportements de la céramique et de la sous-couche pour une modélisation parfaite.

A.2.3 Problématique

Comment évaluer l'impact de la présence d'une faiblesse initiale sur la durée de vie du système barrière thermique à l'échelle de l'aube ?

A.2.4 Objectif du mini-projet

Dresser la cartographie de criticité de la faiblesse de la barrière thermique d'une aube.

A.2.5 Stratégie de résolution : Discrétisation de l'aube en utilisant la méthode des éléments finis

Le calcul de l'endommagement en chaque point de l'aube nécessite une durée et un coût non négligeables. *Comment obtenir une cartographie de criticité fiable en un temps raisonnable ?*

Nous choisissons donc un nombre N de positions de faiblesse pour lesquels le calcul de Nr_{min} sera réalisé (Z-set), puis nous utilisons une méthode d'interpolation statistique pour obtenir des valeurs d'endommagement sur l'ensemble de l'aube.

A.2.6 Méthodes et outils

Comment fonctionne Z-set ?

Entrées : Caractéristiques du défaut initial; on fait le choix de caractériser ce défaut par sa position (X_f, Y_f) , son rayon R et la hausse de température qu'il engendre ΔT .

Sorties : Cartographie de l'aube mettant en avant les zones où peut avoir lieu le décollement de la BT au bout d'un certain nombre de cycles Nr . On s'intéresse particulièrement au point dont la durée de vie est la plus faible, i.e celui associé à Nr_{min} .

Méthode de résolution

- *Échantillonnage spatial* : PaSpaDeEx permet de choisir les N positions de la faiblesse (X_f, Y_f) en appliquant l'algorithme de l'hypercube latin au maillage de l'aube, et lance les calculs dans Z-Set.
- *Z-set* retourne alors un tableau de N lignes : pour chaque ligne est renseignée la position de la faiblesse initiale dans la BT, ainsi que la position du point de la barrière thermique associée dont la durée de vie est minimum.

L'exécution du calcul pour une mise en donnée allégée nous prenait en moyenne 2h pour un seul point sur une machine à 8 coeurs. Or cette tâche doit être répétée N -fois, avec ici $N=20$. Nous avons donc eu recours au cluster du centre des matériaux, pour lancer notre calcul sur 160 coeurs.

- *Krigeage* : On discrétise l'aube et on applique l'algorithme d'interpolation réalisé au tableau précédent. On obtient ainsi une cartographie des points de criticité, c'est à dire les points les plus sensibles de l'aube si celle-ci présente un défaut.

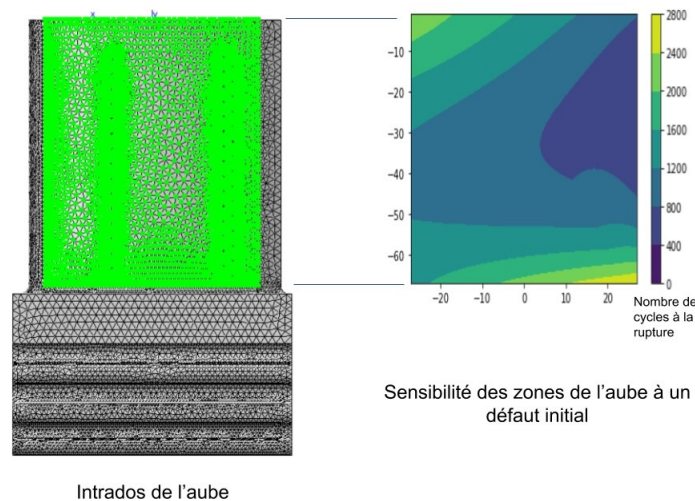


FIGURE A.26 – Cartographie de criticité de la barrière thermique

Principe du krigeage

Description de l'algorithme [1], [2] :

- On estime la valeur de F en un point cible x_p à partir de valeurs connues de F en N points environnants :
- On a donc besoin des poids W_i , pour cela, on calcul la semi-variance des N points

$$\gamma(h) = \frac{1}{n(h)} * \sum_{i=1}^n ((f(x_i) - f(y_i))^2) \quad (A.3)$$

où

$$\|x_i, y_i\| = h \quad (A.4)$$

(Ligne 32 à 43 du code)

- Il faut ensuite ajuster une fonction analytique au semi-variogramme. Nous nous sommes contentés de choisir un modèle Gaussien pour tous les variogrammes, mais d'ajuster les paramètres *sill*, *nugget*, *range* de la Gaussienne au variogramme :

$$\gamma(d) = nugget + (sill - nugget) * (1 - \exp \frac{d^2}{(\frac{4}{7} * range)^2}) \quad (A.5)$$

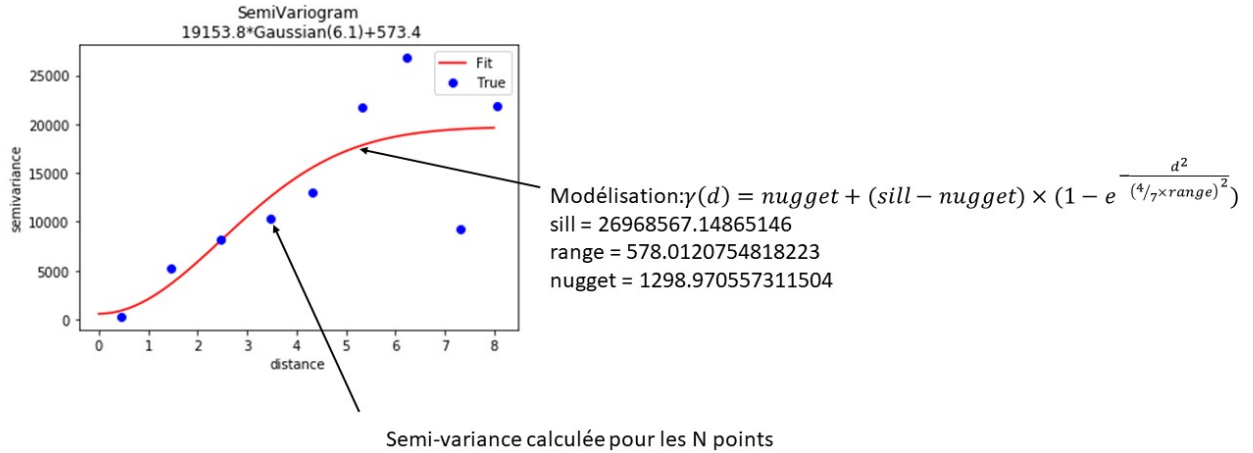


FIGURE A.27 – Plot semi variogram

- Ensuite, la méthode consiste à calculer la combinaison de poids W_i qui garantit que les semi-variances calculées à l'aide du point cible x_p soient sur la courbe de semi variogram.

$$B = \begin{bmatrix} \gamma(h_{1p}) \\ \gamma(h_{2p}) \\ \dots \\ \gamma(h_{mp}) \\ 1 \end{bmatrix} \quad (A.6)$$

Le problème revient à résoudre $AW = B$, avec

$$A = \begin{pmatrix} \gamma(h_{11}) & \gamma(h_{12}) & \dots & \gamma(h_{1m}) & 1 \\ \gamma(h_{21}) & \gamma(h_{22}) & \dots & \gamma(h_{2m}) & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \gamma(h_{m1}) & \gamma(h_{m2}) & \dots & \gamma(h_{mm}) & 1 \\ 1 & 1 & \dots & 1 & 0 \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad W = \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ \dots \\ W_m \\ \lambda \end{bmatrix} \quad (A.7)$$

(Ligne 55 à 91 du code)

Qualité de l'échantillonnage et enrichissement On est capable d'obtenir les erreurs faites lors de l'interpolation car la variance de l'estimation est donnée par :

$$(S_p)^2 = W^T * B \tag{A.8}$$

On peut alors rechercher le point interpolé pour lequel l'incertitude est la plus grande. Pour améliorer la précision, on peut alors calculer l'endommagement en ce point à l'aide de Z-set. Enfin, on répète l'interpolation avec les N+1 points. (Ligne 132 à 142 du code)

Exemple 1 d'interpolation : Fonction de Himmelblau

$$f(x, y) = ((y + x^2) - 11)^2 + (x + y^2)^2 \tag{A.9}$$

Entrées du programme : Un excel de 12 points

$$(x, y, f(x, y))$$

obtenue par hypercube latin dont la 3e coordonnée est la valeur exacte de la fonction, et un excel de 500 points ([-4,4],[-4,4]) que l'on veut interpoler à partir des 12 points pour obtenir la 3e coordonnée, i.e la valeur associée. *Sortie*

du programme : Le variogramme des 12 points et les paramètres de la modélisation Gaussienne associée, et le graphe de la fonction de Himmelblau, et celui de l'interpolation. [Ligne 22 à 149 du code]

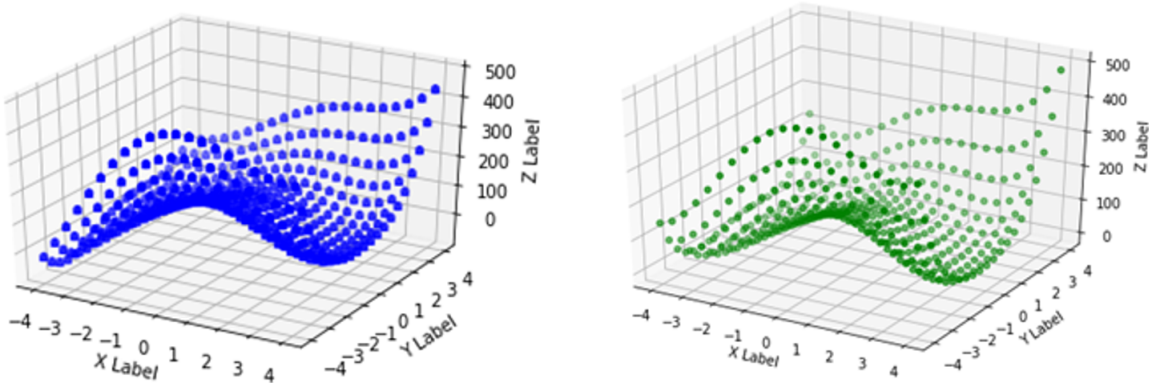


FIGURE A.28 – Fonction de Himmelblau, Gauche : interpolée, Droite : actuelle

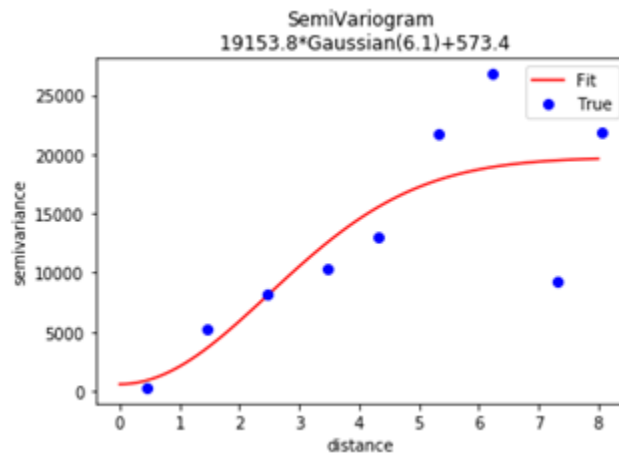


FIGURE A.29 – Semi variogram pour la fonction de Himmelblau. Paramètres : sill = 19153.761013415697, range = 6.069348556709759, nugget = 573.3536001151456

Exemple 2 d'interpolation : Fonction de Rosenbrock

$$f(x, y) = (1 - x)^2 + 100(y - x^2)^2 \quad (\text{A.10})$$

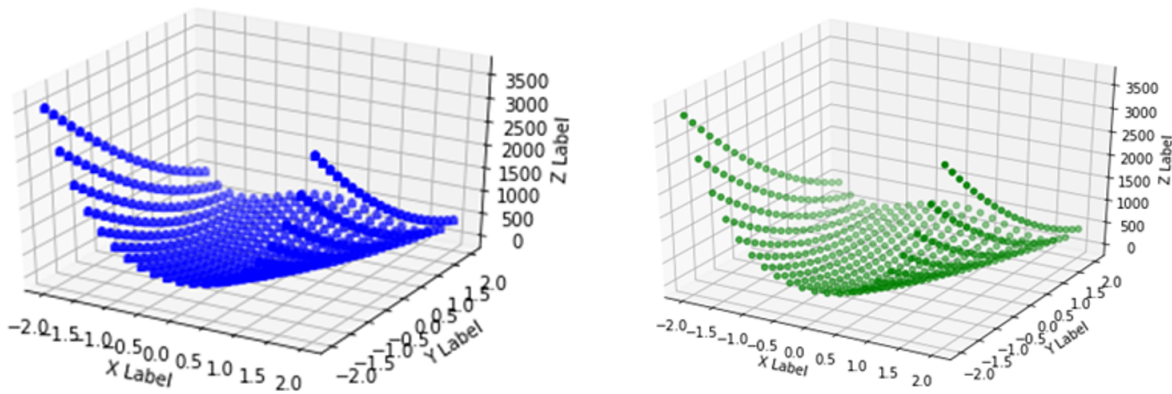


FIGURE A.30 – Fonction de Rosenbrock, Gauche : interpolée, Droite : actuelle

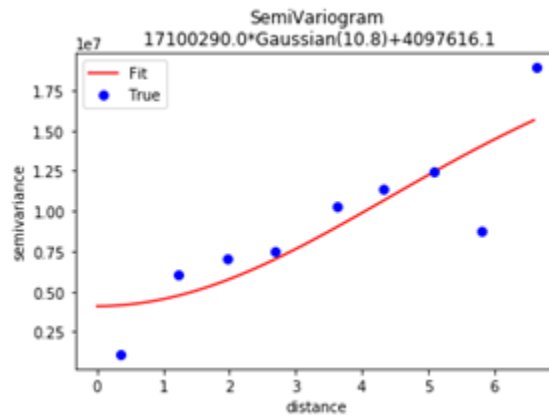


FIGURE A.31 – Semi variogram pour la fonction de Rosenbrock. Paramètres : sill = 17100289.95963457, range = 10.779543450965495, nugget = 4097616.1097079343

A.2.7 Conclusion

La motivation principale derrière le travail réalisé est l’optimisation du coût de l’estimation de durée de vie et de son temps de calcul. Ici, ces préoccupations passent par la mise en place d’un méta-modèle qui repose sur l’utilisation de méthodes d’interpolation. On observe ainsi que les préoccupations d’ordre économiques sont primordiales dans la recherche. Plus généralement, cette place centrale des enjeux économiques s’inscrit

A.2.8 Annexe : Code Python

```

1 import numpy as np
2
3 import math
4 from mpl_toolkits.mplot3d import Axes3D
5
6
7 from kriging_ex import *
8
9 import matplotlib.pyplot as plt
10 def ros(x,y):
11     return (((y+x**2) -11)**2+(x+y**2) **2)
12
13
14
15 def kriegeage_point(P,nomfichier):
16     xyv = np.loadtxt(nomfichier, skiprows=1,delimiter=";")
17
18     krig = Kriging( xyv )
19
20     model = GaussianModel()
21
22
23     krig.fitModel( model )
24
25     ### fonction préliminaire : Gaussienne prenant en paramètre sill ,range ,nugget
26     C0=model.nugget
27     a=model.range
28     C=model.sill-C0
29
30
31 def gamma(K,C,a,C0):

```

```

32     K2=K*K
33     return (C0+C*(1-np. exp(-(K2/((4/7)*a)**2))))
34     ### Norme euclidienne (on travaille en 2D)
35     def norme(x,y):
36         return (math. sqrt (x**2+y**2))
37
38     ##IMPORTATION TABLEAU EXCEL
39     tableau=[]
40     cr=open(nomfichier,"r",)
41     tableau=cr.readlines()
42     tableau1=[]
43     for x in tableau:
44         line=x.split(';')
45         linebis=[float(i) for i in line]
46         tableau1.append(linebis)
47
48     ##MATRICE H qui est la matrice des distances
49     n=len(tableau1)
50     H=np.zeros((n,n))
51     for i in range(n):
52         for j in range(n):
53             H[i][j]=norme(tableau1[i][0]-tableau1[j][0],tableau1[i][1]-tableau1[j][1])
54
55     ###MATRICE A
56
57     y=gamma(H,C,a,C0)
58     A=np.c_[y,np.ones(n)] ##### rajouter la colonne de 111
59     ligne=np.ones(n+1)
60     AA=np.insert(A,n,ligne,axis=0) ### Rajouter la ligne de 1111
61     AA[n][n]=0
62
63
64     #####matrice B
65     b=np.ones((n+1,1))
66     for i in range(n):
67         b[i][0]=norme(tableau1[i][0]-P[0],tableau1[i][1]-P[1])
68     B=gamma(b,C,a,C0)
69     B[-1]=1
70
71
72     #####Résolution du système
73     W=np.linalg.solve(AA,B)
74     resultat=0
75     for i in range(n):
76         resultat+=W[i][0]*tableau1[i][2]
77
78
79
80     ##### Estimation
81     incertitudep2=(W.T).dot(B)
82     incertitudep=math.sqrt(incertitudep2[0][0])
83
84     return([resultat,incertitudep])
85
86
87 def kriegeage(tableau100points,nomfichier):
88     ##IMPORTATION TABLEAU EXCEL
89     tableau=[]
90     cr=open(tableau100points,"r")
91     tableau=cr.readlines()
92     tableau1=[]
93     for x in tableau:
94         line=x.split(';')
95         linebis=[float(i) for i in line]
96         tableau1.append(linebis)

```

```

97
98 #####INTERPOLATION DE TOUS LES POINTS
99 for ligne in tableau1:
100     ligne.append(krigeage_point([ligne[0], ligne[1]], nomfichier)[0])###3e cellule de chaque
    ligne contient la valeur
101     ligne.append(krigeage_point([ligne[0], ligne[1]], nomfichier)[1])###4e cellule de chaque
    ligne contient l'incertitude sur l'interpolation
102 ## export to excel
103 export = open("resultat.csv", "w")
104 xs = [x[0] for x in tableau1]
105 ys = [x[1] for x in tableau1]
106 zs = [x[2] for x in tableau1]
107
108 for i in range(len(xs)):
109     export.write("%f;%f;%f\n" % (xs[i], ys[i], zs[i]))
110
111 export.close()
112
113
114 from matplotlib.mlab import griddata
115 zi = griddata(xs, ys, zs, xs, ys, interp='linear', cmap='Spectral')
116
117 plt.contourf(xs, ys, zi)
118 plt.contourf(xs, ys, zi, extent=[min(xs), max(xs), min(ys), max(ys)])
119
120 plt.colorbar()
121
122 plt.show()
123
124
125 ##### Calculer un point supplémentaire pour diminuer les erreurs d'interpolation
126 def optimisation(tabinterpole):
127     ##### Optimisation
128     x=tabinterpole[1][3]
129     i=0
130     for k in range(len(tabinterpole)):
131         if x<tabinterpole[k][3]:
132             x=tabinterpole[k][3]
133             i=k
134
135     print("Il faut rajouter un point près du point", i)

```

Listing A.1 – calcul de la semi-variance

Bibliographie

- [1] Yves GRATTON. *LE KRIGEAGE : LA MÉTHODE OPTIMALE D'INTERPOLATION SPATIALE*. Juil. 2002.
- [2] Denis MARCOTTE. *GML6402 Géostatistique I*. Sept. 2018.

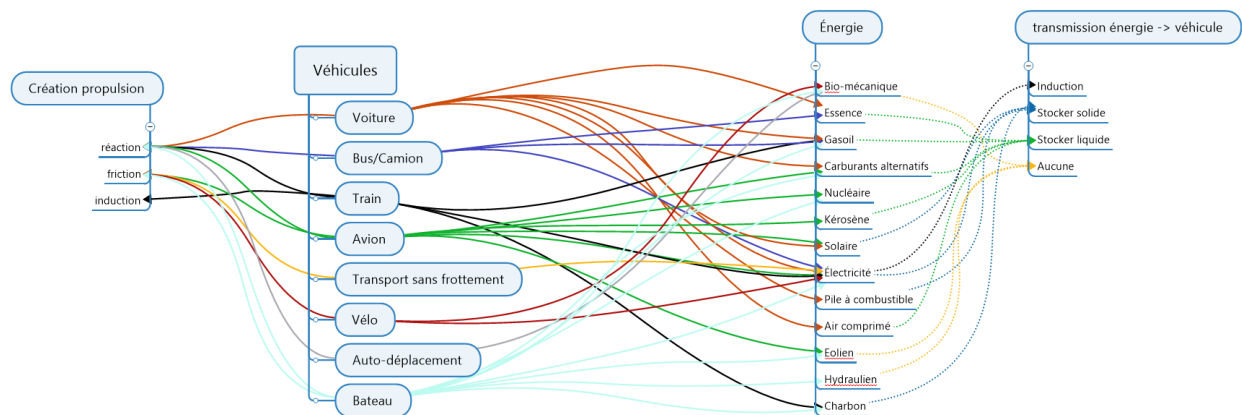
A.3 Propulsion aéronautique alternative et ordres de grandeur

Introduction

Si le transport aérien représente à lui seul, en 2018, 2 à 3 % des émissions globales de gaz à effet de serre, il pourrait représenter en 2050 25% de ces émissions, si aucune avancée technologique majeure n'est mise en place [1]. Face à la nécessité climatique d'une réduction des émissions de CO_2 , et face à la raréfaction des ressources fossiles, le domaine de l'aviation va donc devoir s'adapter rapidement pour subsister.

Historiquement, les modes de transport motorisés ont majoritairement utilisé la combustion de carburants fossiles pour fonctionner. Cependant, on assiste aujourd'hui à l'émergence de sources énergétiques alternatives (gaz, électricité, hydrogène...) pour la propulsion des véhicules terrestres. Nous nous sommes donc intéressés aux solutions de propulsion éventuellement applicables à l'aviation de demain : Quels scénarii semblent cohérents pour des propulsions aéronautiques alternatives à l'horizon 2035 – 2050 ?

A partir d'une carte mentale regroupant les différentes sources d'énergie actuelles, les modes de conversion en énergie propulsive et les modes de transport, nous avons étudié les ordres de grandeur concernant, d'une part les modes de transport, d'autre part les sources énergétiques et les modes de conversion. Nous avons également ajouté à ces données les améliorations attendues de ces ordres de grandeur dans les années à venir. La mise en regard de ces tableaux a permis de faire émerger différentes solutions techniques envisageables pour l'avion de demain, et nous avons tâché de montrer les verrous technologiques qui y sont liés.



A.3.1 Les sources d'énergie et modes de conversion énergétiques

En établissant la carte mentale, nous avons remarqué qu'il existe beaucoup de sources d'énergie, mais peu de modes de conversion de cette énergie en énergie propulsive :

- soit la source d'énergie primaire sert à produire de l'électricité (vecteur énergétique) qui est convertie en énergie propulsive via un moteur électrique.
- soit la source d'énergie primaire est directement convertie en énergie propulsive, souvent par l'intermédiaire d'une réaction chimique, (par exemple par un moteur thermique).

Cela peut permettre de classer les sources d'énergie en fonction des modes de conversion qu'elles autorisent. Cependant, la plupart des sources d'énergie de la 2^{ème} catégorie peuvent rentrer dans la 1^{ère} catégorie. Par exemple, avec de l'essence, on peut faire tourner un moteur thermique qui sera utilisé pour la propulsion (voiture à essence classique) ou pour la production d'électricité utilisée par un moteur électrique (hybridation électrique en série). Seules les sources d'énergie impossibles à convertir autrement à ce jour seront donc mises dans la première catégorie.

Sources d'énergie et grandeurs pertinentes

Maintenant que nous avons un premier critère de classement des sources d'énergie, il reste à identifier les grandeurs physiques pertinentes pour évaluer leurs apports. Les modes de transport ont besoin d'embarquer de l'énergie, il est donc pertinent de regarder l'énergie embarquée par unité de masse ou de volume. Nous appellerons ces grandeurs "capacité énergétique massique/volumique" ou "densité énergétique massique/volumique", pour reprendre les termes de la littérature. Dans les avions, c'est plutôt la capacité énergétique massique qui sera le critère limitant, contrairement aux modes de transport terrestre. Pour les sources d'énergie qui nécessitent de recourir au vecteur électrique, nous étudierons ces grandeurs pour l'ensemble source d'énergie et système de conversion (on tient compte du volume et de la masse des deux). Ensuite, en lien avec les préoccupations environnementales actuelles, il est intéressant de se pencher sur les émissions de CO_2 liées à l'utilisation de ces sources d'énergie. Nous avons choisi les émissions de CO_2 par kWh fourni, pour avoir une base commune aux différentes sources d'énergie. Pour évaluer ces émissions, l'idéal serait de tenir compte de l'ensemble de la vie de la source d'énergie, de son extraction éventuelle à son utilisation, en comptant la production et les transports. L'idéal serait aussi de prendre en compte également les émissions d'autres gaz à effet de serre que le CO_2 , ce qui est en général fait en calculant un "équivalent CO_2 " de ces gaz, en tenant compte de leur effet relatif sur le climat par rapport au CO_2 . Pour simplifier notre étude, nous nous sommes limités au CO_2 seul ainsi qu'aux émissions directement liées à l'utilisation de la source d'énergie.

	Capacité énergétique massique (kWh/kg)	Capacité énergétique volumique (kWh/L)	Emissions CO_2 simplifiées (gCO_2/kWh)
nucléaire (fission uranium 235)	20000000	400000000	0
hydrogène (liquide, issu de la filière verte)	36	3	0
gaz naturel	15	0,011	170
kérosène (Jet A1)	12	10	260
essence (SP95)	12	9	270
gasoil	12	10	260
charbon	8	11	310
stockage électrique : pile à combustible (hydrogène vert)	2	1,3	0
stockage électrique : batterie Li-ion	0,3	0,13	0
air comprimé (300bar)	0,11	0,04	0

[2]

Les énergies solaire, hydraulique et éolienne sont absentes de ce tableau car les grandeurs choisies ne sont pas représentatives pour ces énergies, d'abord à cause de la structure des systèmes de conversion, mais aussi du fait de leur intermittence. Par exemple, il faudrait plutôt parler en capacité énergétique surfacique moyennée pour l'énergie solaire ($1.3kWh/m^2$ maximum, moyenné sur un jour, pour le Solar Impulse) [3]. Le nucléaire, quand à lui, semble une source d'énergie idéale, si on ne prend que ces grandeurs comme critères. Ses caractéristiques obligent à l'exclure du graphique pour pouvoir comparer les différentes sources d'énergie (même en échelle logarithmique, l'échelle serait trop écrasée par l'ajout du nucléaire). Cependant, et cela est valable pour toutes les sources d'énergie, la comparaison rendue possible par les graphiques n'est fondée que sur quelques critères, et occulte notamment les aspects de sécurité.

Les sources d'énergie intéressantes pour un avion sont celles qui auront une haute densité énergétique volumique, mais surtout une haute densité énergétique massique. En effet, si un avion a un volume de stockage limité,

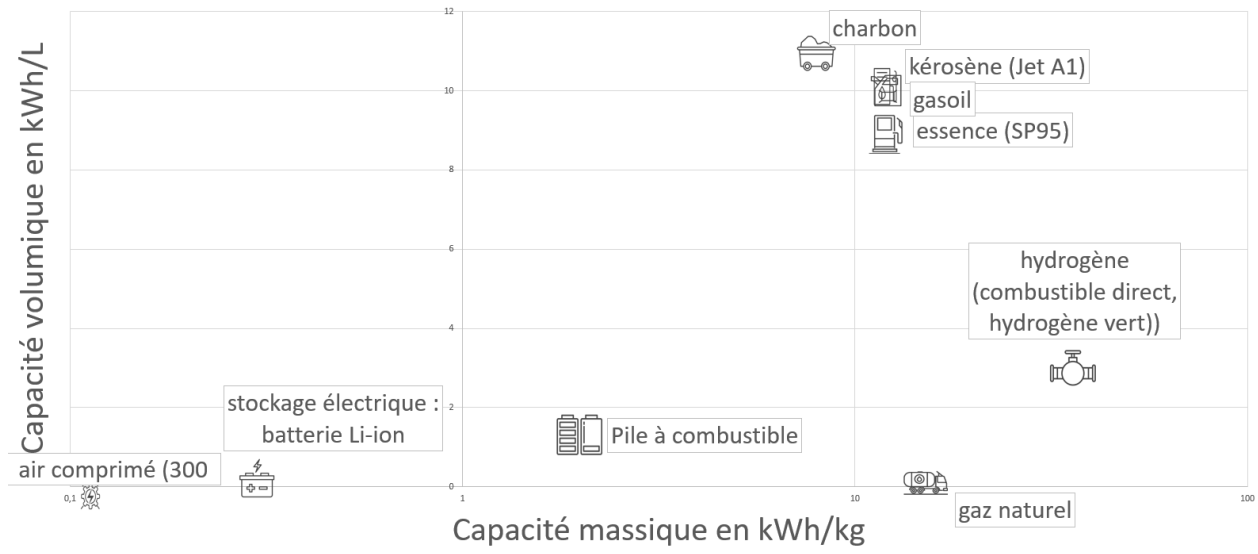


FIGURE A.32 – Graphique de la capacité volumique en fonction de la capacité massique, pour les différentes sources

il doit surtout chercher à minimiser son poids pour consommer moins d'énergie. A ce titre, le kérosène, l'essence et le charbon sont des candidats de choix. Cependant, en regardant le graphique des émissions, l'hydrogène liquide, malgré sa faible capacité énergétique volumique, apparaît comme une bonne alternative aux combustibles fossiles. Cependant, il ne faut pas oublier que cette étude se focalise sur les émissions liées l'utilisation directe, et non à la production de la source d'énergie. Cette simplification est ici un biais en faveur de l'hydrogène qui, pour l'instant, est majoritairement produit par vaporéformage de combustibles fossiles. Bien sûr, l'énergie nucléaire embarquée serait la meilleure solution pour ce qui est à la fois des capacités massique et volumique, et des émissions polluantes. Ces sources d'énergie nous intéressent dans la mesure où elles alimentent les différents modes de transport, et peuvent répondre à leurs besoins énergétiques.

A.3.2 Besoins énergétiques des modes de transports

Ainsi, nous nous sommes naturellement tournés vers les caractéristiques des différents moyens de transport actuels, différenciés par leur type mais aussi par leur source d'énergie principale. Nous avons donc recherché des données fiables ou calculables pour obtenir des ordres de grandeur sur tous ces transports et ainsi, pouvoir tirer nos conclusions sur les propulsions aéronautiques alternatives réalistes et réalisables.

[4] [5]

De nouvelles données, plus accessibles, nous ont semblé indispensables pour pouvoir comparer correctement et logiquement ces moyens de transport : la masse et la vitesse moyenne.

En effet, pour pouvoir différencier les modes de transport, nous avons considéré une nouvelle grandeur que nous avons appelé *Service propulsif rendu*. Cette grandeur permet de prendre en compte la masse déplacée mais aussi le temps nécessaire pour arriver à bon port. Cette grandeur correspond donc simplement à la masse déplacée de personnes et de fret multipliée par la vitesse moyenne du moyen de transport. Pour plus de lisibilité, l'échelle horizontale est logarithmique.

Ainsi, cette nouvelle grandeur permet de comparer les différents transports actuels, différenciés par la source d'énergie utilisée. Le graphe suivant représente donc en ordonnée la consommation énergétique par km et par passager, qu'il faut essayer de minimiser, et en abscisse, le service propulsif rendu, qu'il serait avantageux d'accroître.

Une analyse rapide de ce graphe montre que, comme attendu d'après la grandeur en abscisse, les transports semblent regroupés par catégories : les transports routiers, aériens et fluviaux mais aussi, plus précisément, les bus et les voitures. Une analyse plus poussée, partant du principe que l'objectif est de trouver un transport avec le meilleur

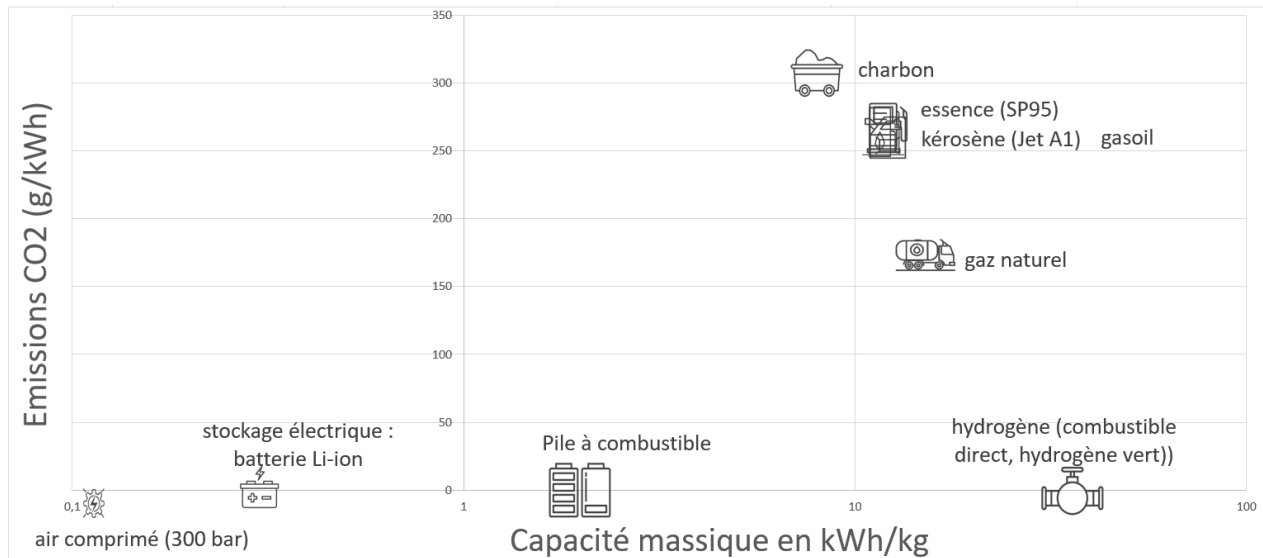


FIGURE A.33 – Graphique des émissions CO_2 en fonction de la capacité massique, pour les différentes sources

	Consommation énergétique (en $kWh/(km.passager)$)	Emissions CO_2 fonctionnement ($g CO_2/(km.passager)$)
Voiture individuelle	0,6	320
Taxi (chauffeur + 1 personne)	0,3	140
Voiture électrique	0,15	0
Voiture à air comprimé	0,14	0
Voiture gaz naturel (VW Eco up!)	0,45	65
Voiture gazole	0,4	360
Bus gazole	0,45	140
Bus électrique	0,45	140
TGV	0,07	0
TER (électrique)	0,17	0
Avion court-courrier 50 places (1000km)	1	170
Avion moyen-courrier 100 places (4000km)	0,6	90
Avion long-courrier 250 places (10000km)	0,4	80
Ferry	2,069	750
Autolocomotion : marche à pieds (5km/h, respiration (15L/min))	0,05	13
Vélo (20km/h, respiration 100L/min)	0,015	21

service propulsif rendu pour une consommation énergétique moindre, ie être le plus en bas à droite possible du graphe, permet de comprendre que les avions long-courriers et les TGV semblent avoir les meilleures performances.

	Vitesse max (km/h)	masse (tonnes)	masse * vitesse (tonnes.km/h)
Voiture individuelle	130	1,3	169
Taxi (chauffeur + 1 personne)	130	1,3	169
Voiture électrique	130	1,3	169
Voiture à air comprimé	50	1,3	65
Voiture gaz naturel (VW Eco cup!)	130	1,3	169
Voiture gazole	130	1,3	169
Bus gazole	20	15	300
Bus électrique	20	15	300
TGV	320	400	128000
TER (électrique)	160	200	32000
Avion court-courrier 50 places (1000km)	1000	20	20000
Avion moyen-courrier 100 places (4000km)	1000	50	50000
Avion long-courrier 250 places (10000km)	1000	300	300000
Ferry	80	10000	800000
Autolocomotion : marche à pieds (5km/h, respiration (15L/min)	5	0,1	0,5
Vélo (20km/h, respiration 100L/min)	20	0,15	3

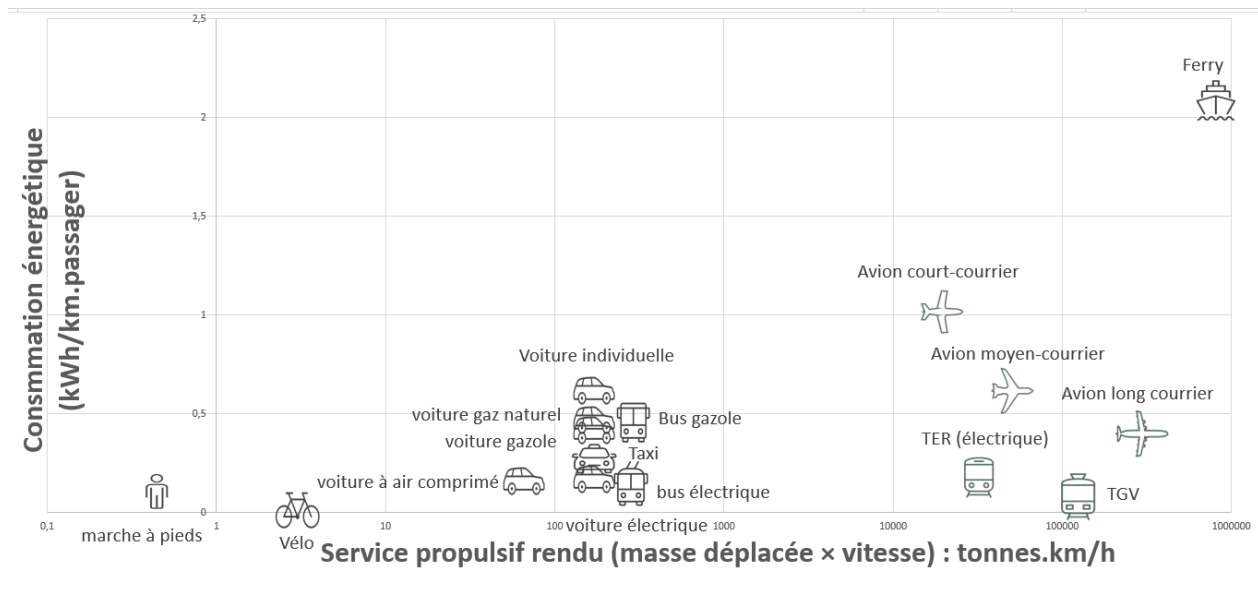


FIGURE A.34 – Graphique de la consommation énergétique en fonction du service propulsif rendu

Ce graphe ne semble pas permettre de les différencier : les ordres de grandeur en jeu semblent être les mêmes.

Un autre critère qu'il est encore moins possible de négliger aujourd'hui correspond à la pollution environne-

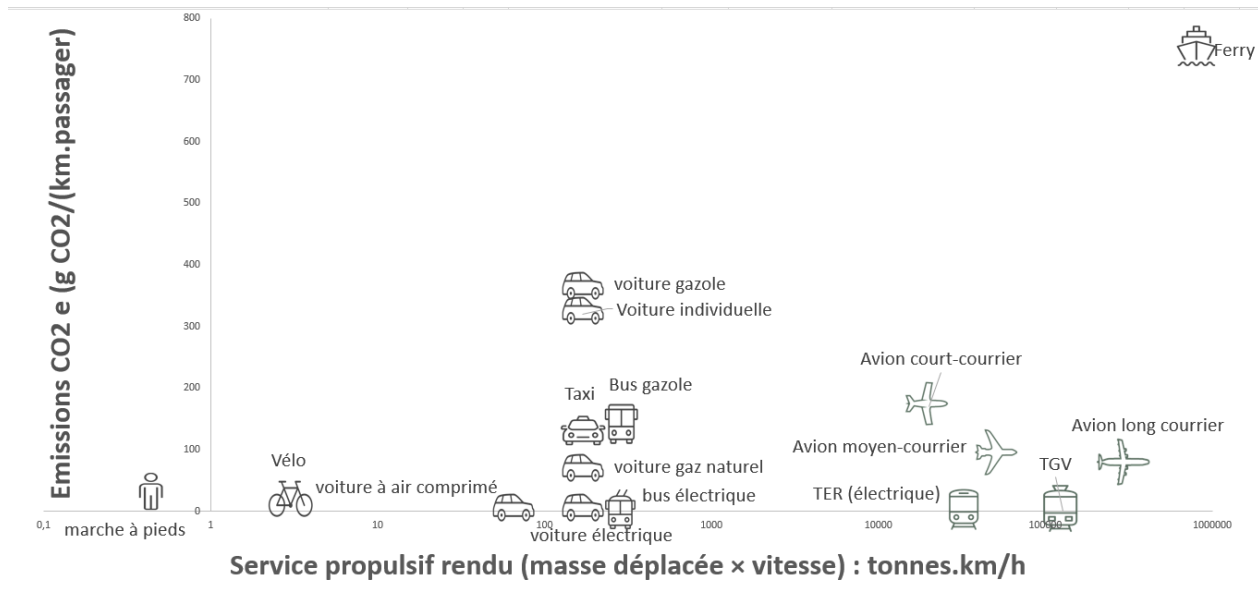


FIGURE A.35 – Graphique des émissions de CO_2 simplifiées en fonction du service propulsif rendu

mentale engendrée : nous avons donc décidé de représenter un graphique avec en ordonnée les émissions de CO_2 simplifiées et en abscisse le Service propulsif rendu.

Il semblerait que ce graphique permette à nouveau de distinguer les différents moyens de transport en fonction de leur type (voiture, avion, train, bus...). A nouveau, l'objectif serait de sélectionner le moyen de transport avec le meilleur service propulsif rendu et les plus faibles émissions CO_2 . L'avion long-courrier semble ici le meilleur choix, après le TGV. Pour des raisons de simplification et d'objectivité des données, la production des énergies utilisées avant leur stockage dans le moyen de transport et l'impact environnemental de la construction des matériaux nécessaires à sa construction ne sont pas pris en compte. Certaines valeurs sont donc à manipuler avec précaution : en effet, sous ces conditions, l'accélération de la vitesse de respiration rend la marche à pied plus polluante que le TGV ! Pourtant, ce graphique semble confirmer les conclusions du précédent. L'impact environnemental de la voiture individuelle est aussi particulièrement notable : en effet, pour un Service propulsif rendu sans grande prétention, les émissions de CO_2 semblent atteindre de nouveaux paliers.

A.3.3 Modes de conversion énergétique : scénarii envisageables

Il existe beaucoup de systèmes de conversion en énergie propulsive, notamment parce qu'il existe beaucoup de sources d'énergie différentes à convertir, mais les systèmes diffèrent également par leur paradigme de fonctionnement. Par exemple, les technologies de moteurs électriques sont extrêmement différentes (moteur à courant continu, moteur pas-à-pas, moteur asynchrone, ...). Comme il ne sera pas possible d'être exhaustif dans cette étude des modes de conversion énergétique, nous en avons étudié quelques-uns, choisis pour leur gamme de puissance, ainsi que leur intérêt au vu des sources d'énergie comparées ci-dessus : freins à induction et rail électromagnétique, moteur à hydrogène, moteur électrique et systèmes de stockage (qui sont en fait aussi des systèmes de conversion énergétique), moteur à air comprimé.

Freins à induction

Une énergie peu utilisée dans les transports actuels correspond à l'énergie électromagnétique. Certains nouveaux transports pensent déjà à l'utilisation de cette énergie comme le propose Elon Musk en open-source pour l'Hyperloop. Les freins à induction quant à eux permettent déjà le freinage de certains camions. Le principe de fonctionnement est simple : utiliser les propriétés des matériaux ferromagnétiques pour ralentir un disque à partir d'un champ ma-

gnétique créé à partir d'aimants permanents, d'électroaimants ou d'un courant contrôlé passant dans des bobines.

Les freins à induction seraient utiles dans la phase de freinage de l'avion. Pourtant, ce n'est pas sur cet aspect que la plus grande économie d'énergie se ferait. En effet, la présence de freins à induction permettrait de remplacer les technologies de freinage d'urgence actuelles. Un avion, pour freiner, utilise la réduction de portance et l'augmentation de la traînée avec les aérofreins, des systèmes de freinages classiques au niveau des roues mais aussi des inverseurs de poussée permettant d'inverser le sens de poussée des moteurs. Les freins à induction serviraient donc de remplacement aux inverseurs de poussée actuels.



FIGURE A.36 – Inverseurs de poussée, [6]

En effet, les freins à induction semblent optimiser les performances de l'avion. Les inverseurs de poussée sont l'une des causes principales de pollution sonore dans les aéroports tandis que le bruit dû aux freins à inductions sont négligeables devant celui d'un avion en phase d'atterrissage. De plus, la technologie est robuste car il n'y a pas de contact entre les pièces lors du freinage : l'usure mécanique en est fortement réduite. Les avions se posent aux alentours de 300km/h et freinent jusqu'à leur arrêt sur les pistes. Les inverseurs de poussée, même s'il peuvent être enclenchés avant, ne servent qu'en cas de besoin et donc souvent après l'arrivée sur la piste. Les freins à induction permettent un freinage tout aussi puissant, surtout pour de hautes vitesses. En effet, l'influence de l'induction seule (donc sans prendre en compte les autres moyens de freinage de l'avion) permettrait de réduire la vitesse avec une loi exponentielle avec une constante de temps fixée entre 10 et 100 secondes si les matériaux et leur dimensionnement est correctement choisis. Un freinage puissant est donc envisageable et il est surtout contrôlable et ajustable pendant l'atterrissage. En effet, l'intensité débitée dans le système de freinage est un paramètre sur lequel le pilote peut facilement jouer.

Quelques verrous technologiques sont cependant encore à surmonter. En effet, le blocage des roues dû à l'induction pose de sérieux problèmes de sécurité. Cependant, sans que nous ne connaissions la méthode utilisée, il est certain que le problème a déjà pu être résolu à une échelle plus petite : les camions à freinage électromagnétique.

La modification du moteur semble aussi être un frein car il engendrerait de grandes modifications de construction et de choix de matériaux et de mise en place pour les moteurs. Cependant, ces modifications une fois faites, les efforts appliqués sur les ailes en vol s'en verront grandement réduits et différentes améliorations de ce moteur allégé seront envisageables. Il faut aussi dimensionner la mise en place des freins à induction dans le système global, ce qui n'est pas faisable à notre échelle mais nous n'avons pu imaginer aucune contrainte technique rédhibitoire pour les constructeurs d'avions.

Ainsi, le verrou technologique principal correspond à la masse de ce système. En effet, l'objectif principal de l'intégration de freins à induction est la réduction du poids de l'avion grâce à la suppression des inverseurs de poussée. Ces derniers représentent approximativement un quart du poids d'un moteur, ce qui correspond à 500kg par moteur et donc une tonne économisée sur un avion bimoteur. Cela correspond donc à une économie non négligeable en kérosène sur tout le long du trajet. Il faut maintenant vérifier que le poids ajouté à l'avion pour compléter la structure du moteur sans inverseur de poussée mais aussi ajouté par la mise en place des freins à induction n'excède pas le poids des inverseurs de poussée. Pour cela, nos moyens ne suffisent plus. En effet, la constante de temps à fixer dépend de plusieurs paramètres intrinsèques aux matériaux choisis, aux normes de sécurité concernant l'ampérage ou encore le budget disponible : donner un ordre de grandeur du poids ne serait pas non plus envisageable. Seules des simulations et des expériences permettraient ici de finir le dimensionnement et de vérifier la faisabilité d'un tel projet.

Ce projet est donc viable dans un horizon assez proche : 2035 semble cohérent, avec un peu d'optimisme.

Rail électromagnétique

Une autre possibilité s'appuyant sur la même énergie mais utilisant un concept différent : le rail électromagnétique. Cette technologie, inspirée de l'Hyperloop-Alpha d'Elon Musk et des trains à sustentation électromagnétique au Japon par exemple, s'appuie sur des rangées d'électroaimants posées au sol sur les pistes de l'aéroport et accélère l'avion pendant le décollage et pourrait même le freiner à l'atterrissage.

Ce projet pourrait très fortement réduire le besoin en kérosène de l'avion au décollage, qui correspond à la phase la plus gourmande en énergie. En effet, des calculs naïfs amènent tout de même à une consommation de 3L de kérosène par minute et par passager.

La seule contrainte de poids pour l'avion correspond à l'ajout d'un aimant permanent de poids et de taille sûrement assez conséquente. Des simulations permettraient d'optimiser le poids de l'aimant en fonction de la quantité de kérosène économisée. L'aimant choisi semble devoir être en néodyme pour optimiser le champ magnétique créé.

Plusieurs verrous technologiques ont déjà leurs solutions. Premièrement, le champ magnétique créé ne perturbera pas les autres composants de l'avion et encore moins les passagers. En effet, une configuration particulière, appelée configuration de Halbach, permet en théorie d'annuler le champ magnétique d'un côté des aimants et de doubler de l'autre. Cette théorie est suffisamment proche de la réalité pour ne pas poser problème aux autres composants.

De plus, la faisabilité d'un tel projet sur de telles envergures n'est plus à prouver au vu des différentes réussites des essais Hyperloop.

Cependant, des problèmes de sécurité pourraient apparaître si ce système est utilisé pour le freinage. En effet, si les électroaimants au sol de l'aéroport d'arrivée ne sont plus alimentés ou pire, si leur alimentation alternative est décalée d'une période de 90 degrés, l'avion ne serait plus ralenti mais accéléré sur la piste de freinage. Il semble donc encore délicat d'utiliser cette technologie pour le freinage. D'autant plus que son efficacité est encore à prouver car ce système augmenterait la portance et donc réduirait les frottements avec le sol.

Un autre problème semble être la mise en place d'un tel système. En effet, ce projet nécessite de modifier toutes les pistes d'aéroports et tous les avions pour y implémenter les aimants et électroaimants nécessaires. Les avions les plus récents ne pourront donc pas atterrir dans tous les aéroports.

De plus, les ressources ici recherchées, c'est-à-dire le néodyme, ne sont pas infinies. La production de néodyme demande en plus la destruction de très vaste terrain (jusqu'à un hectare pour quelques grammes de néodyme) avec des produits chimiques. La pollution environnementale engendrée par de telles méthodes ne correspond donc pas aux objectifs de la propulsion du futur.

Ainsi, ce projet semble viable. Cependant, il reste quelques verrous technologiques à débloquent, que ce soit en terme de matériaux ou de logistique. Ce projet semble donc pouvoir se concrétiser au mieux à l'horizon 2050.

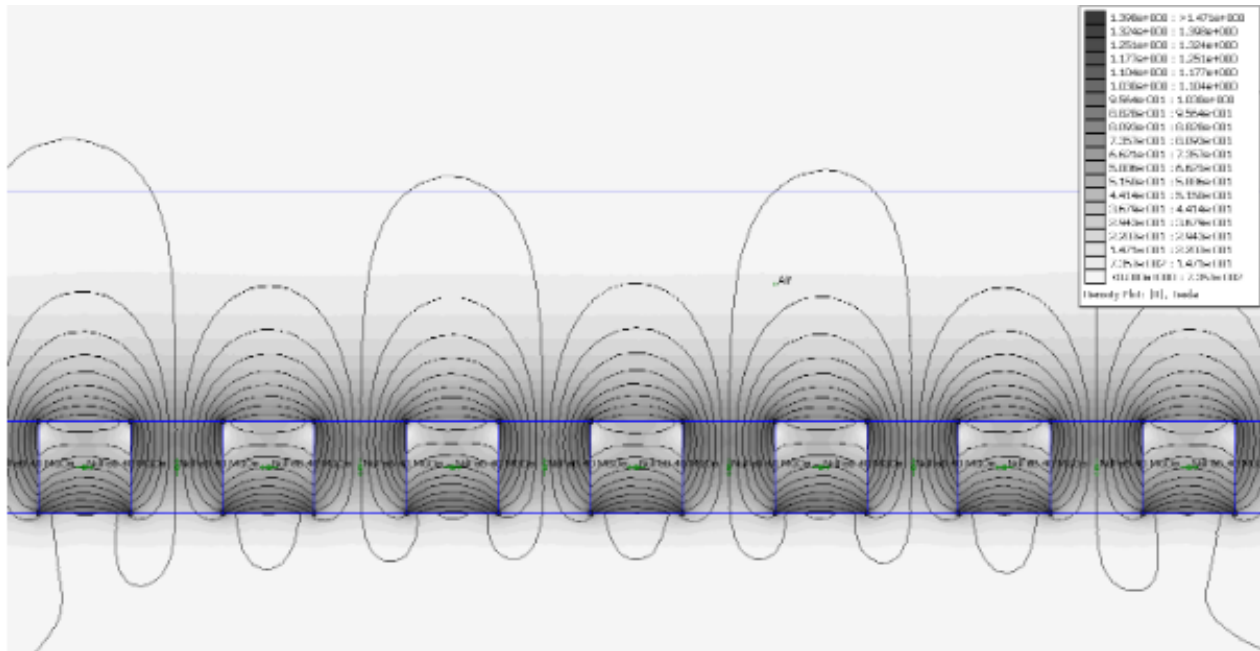


FIGURE A.37 – Configuration de Halbach et champ magnétique [7]

Moteur à hydrogène

Un moteur utilisant directement l'hydrogène comme combustible n'équipe pas, aujourd'hui, les modes de transports usuels. On le retrouve en revanche dans les fusées, sous une forme propre à l'utilisation spécifique qui en est faite dans ce cas. Les intérêts principaux sont la légèreté du dihydrogène par rapport aux combustibles fossiles, ainsi que les rejets (eau) non polluants de la combustion du dihydrogène.

Cependant, comme le dihydrogène est très léger, son stockage prend un plus grand volume que le stockage d'une masse équivalente de kérosène. Ainsi, même si il faudrait seulement, en dihydrogène, 30 à 35% de la masse de kérosène pour une mission identique, cette différence de masse volumique impose un volume de stockage presque 4 fois supérieur, et donc une architecture de l'avion différente. En effet, à cette problématique de volume du combustible s'ajoute le système de stockage lui-même : embarquer de l'hydrogène liquide (-253°C) nécessite des parois d'isolation thermique.

La solution la plus proche de l'architecture actuelle des avions serait de placer le dihydrogène dans des caissons cylindriques placés au-dessus de la cabine, ce qui imposerait un grand système de tuyauterie pour raccorder les réservoirs aux moteurs, installés sous les ailes. Néanmoins, il faudra s'attendre à une augmentation de la traînée subie par l'avion, et donc une augmentation de la consommation énergétique globale de l'avion [8].

Les aspects sécuritaires devront être complètement revus, le stockage de dihydrogène présentant des risques (incendie avec flamme bleue peu visible, explosion avec souffle...). Le dihydrogène pourrait de ce fait susciter de grandes craintes parmi les passagers putatifs de tels avions, notamment à cause de l'accident du Hindenburg (un Zeppelin) en 1937, qui a durablement terni l'image du dihydrogène.

La réalisation d'un avion à moteur à hydrogène a été considérée comme techniquement faisable par les ingénieurs du projet Cryoplane qui étudiaient la possibilité d'une version hydrogène de l'A300. Cependant, serait-ce pourtant une version verte de l'avion ? Certes, la combustion du dihydrogène ne produit que de l'eau, mais en tenant compte de la production du dihydrogène, le bilan n'est plus si encourageant. En effet, le dihydrogène est aujourd'hui essentiellement produit à partir de combustibles fossiles, ce qui ternirait le bilan écologique global d'un tel projet. Néanmoins, des procédés de production massive d' H_2 par d'autres voies sont à l'étude, notamment par électrolyse de l'eau ou avec des cycles thermo-chimiques de dissociation de l'eau. La production massive de dihydrogène avec un faible bilan carbone est peut-être le plus grand défi d'un tel projet. [9]

	Hydrogène	Kérosène
Masse maximale (tonnes)	169	232
Combustible (tonnes)	26	85
Masse à vide (tonnes)	103	107
Diamètre fuselage (m)	6,6	5,8
Poussée moteur (kN)	135	177

TABLE A.1 – (Ordres de grandeur pour une mission standard : 400 passagers, 10000km, Mach 0.85) [8]

Moteurs électriques et stockage de l'électricité

Dans les propulsions alternatives, la propulsion électrique occupe une place de choix. Voitures, trains, tramways, bus, elle concerne de plus en plus de modes de transport. Qu'en est-il de l'avion ? Dans un premier temps, il convient de détailler un peu le stockage de l'électricité et l'évolution attendue de celui-ci dans les années à venir pour comparer ce bilan à l'énergie nécessaire pour faire fonctionner un avion. Il existe deux grands types de dispositif permettant de stocker de l'énergie restituable sous forme électrique : les batteries et les piles à combustible.

- les batteries : stocker de l'énergie sous forme chimique. Il existe un très grand nombre de batteries, qui diffèrent par leur technologie mais aussi par leurs performances. Aujourd'hui, les batteries les plus performantes en termes de capacité énergétique massique sont les batteries de la technologie Li-ion, et le développement de batteries encore plus performantes (Li-air) est attendu pour les décennies à venir. Outre les verrous technologiques liés à l'auto-décharge ou à la perte de capacité en cyclage de ces batteries, le fait qu'elles utilisent du lithium risque de poser un problème de ressources.

	2018	2030	2050
Meilleures batteries	Li-Ion	Li-Air/Li-S	Li-Air
Capacité massique (Wh/kg)	200	500	1000
Masse hybridation (t) éq. 80kg kérosène	5	2	1

TABLE A.2 – (capacités énergétiques massiques en kWh de différents types de batterie, actuelle ou prévisionnelle) [10]

- les piles à combustible : stocker l'énergie en stockant un combustible. Là encore, il en existe de toutes sortes, et dans toutes les gammes de puissance, de 10mW à 10MW, avec des degrés de maturation technologique différents. Ces piles fonctionnent aussi à des températures très différentes les unes des autres. Les piles à combustible à hydrogène sont intéressantes car elles ne produisent que de l'eau, et parmi celles-là, la pile à combustible à membrane échangeuse de protons (PEM) est particulièrement adaptée pour une utilisation dans les modes de transport. En effet, une pile à combustible PEM fonctionne autour de 80°C et est relativement efficace par rapport à d'autres types de piles à combustible. [9] Par exemple, un train Alstom fonctionne avec une telle pile de 200kW.

	2020	Ultime
Capacité énergétique massique (kWh/kg)	1,8	2,5
Capacité énergétique volumique (kWh/L)	1,3	2,3

[11]

Les verrous technologiques associés à ces systèmes sont leur durée de vie et leur rendement énergétique (de l'ordre de 40 – 60% aujourd'hui), mais aussi, plus généralement, tous les verrous liés à la filière hydrogène elle-même : production verte de dihydrogène, stockage de ce dihydrogène... [9]

Les capacités énergétiques de ces systèmes de stockage d'énergie sont donc plus de 10 fois plus faibles que celles du kérosène. Si on prend l'exemple d'un avion de taille moyenne (70 – 100 places), une hybridation de 20 à 30% nécessiterait une puissance électrique de l'ordre de $2MW$. Pour un vol d'une demi-heure, on parle donc d'embarquer 2 tonnes de batteries (à $500Wh/kg$) [11], à la place de $80kg$ de carburant (cf. tableau ci-dessus). Si la capacité énergétique massique est l'obstacle principal à l'électrification propulsive des avions de ligne, il existe également d'autres verrous technologiques à ce paradigme : masse des câbles pour supporter la puissance électrique, nécessité d'embarquer une puissance bien supérieure à ce qui sera utile en vol, pour assurer le décollage...Le constat réalisé ci-dessus est assez catégorique : même avec des améliorations de facteur 2 – 3 des besoins énergétiques, de la capacité énergétique des batteries ou même de la densité de puissance des moteurs électriques (cf. graphique), l'électrification de la propulsion reste utopique. Il faudrait un changement d'ordre de grandeur de la capacité énergétique des batteries pour pouvoir envisager une électrification de la propulsion des avions de ligne. Cela est dommage car les moteurs électriques ont en général un bien meilleur rendement que les moteurs thermiques (90% contre 50%) [12]. Cependant, l'hybridation d'aéronefs de petite taille est envisageable à horizon 2030 – 2050, quand la densité énergétique des batteries aura augmenté.

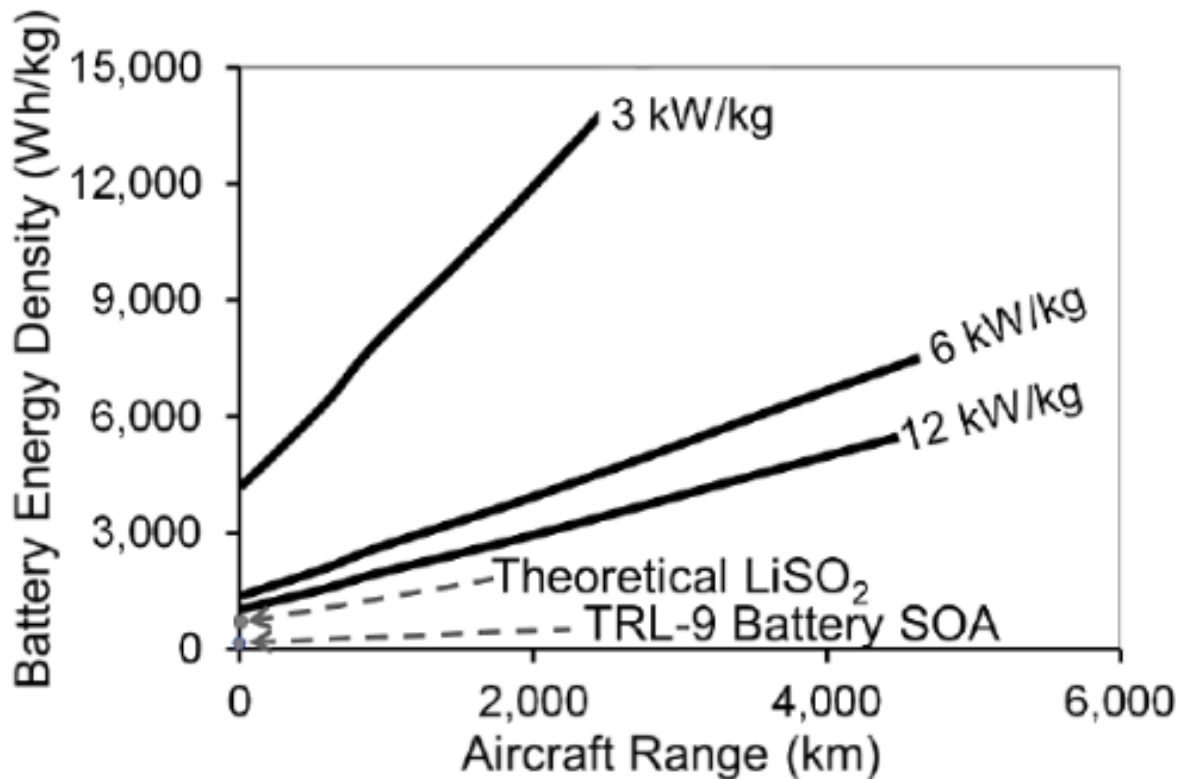


FIGURE A.38 – Etude de la capacité énergétique massique des batteries nécessaire pour une mission d'une certaine longueur pour différents scénarios de densité de puissance d'un moteur électrique (pour avion 30 – 40MW)

Moteur à air comprimé

Après avoir orienté nos recherches vers les méthodes les plus plausibles et les plus réalistes, nous avons voulu essayer de dimensionner un moteur un peu plus improbable. La raison de ce choix se trouve dans les avantages écolo-

giques, de prix et de sécurité lié à ce moteur. En effet, l'air comprimé est une ressource renouvelable, très facile d'accès et qui ne pollue pas. De plus, ce type de moteur a déjà été dimensionné par des laboratoires de l'école des Mines pour des voitures. Ce projet n'a malheureusement pas pu aboutir à cause d'une puissance insuffisante. Cependant, ce projet qui semble encore plus improbable dans le cas de l'avion ne remplacerait pas les moteurs thermiques actuels. En effet, le seul objectif ici est de connaître un ordre de grandeur du temps de vol d'un avion ne fonctionnant qu'avec un moteur à air comprimé pour connaître l'économie de kérosène que permettrait un tel système. Pour cela, il est nécessaire de se fonder sur les moteurs à air comprimé réalisables. L'air sera donc comprimé à 300bars. Avec une expérience de pensée, on peut imaginer remplir les réservoirs actuels de kérosène avec de l'air comprimé : soit 300000L par exemple pour l'A380. Dans ce cas, des calculs de thermodynamique dans le cas du cycle ci-dessous montrent que la puissance fournie par l'entièreté de l'air comprimé ne dépend que des deux valeurs ci-dessus (pression initiale et volume).

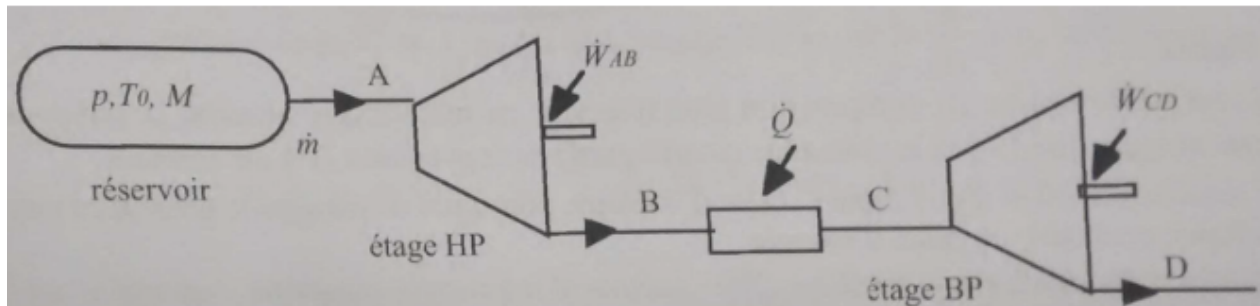


FIGURE A.39 – Schéma d'un cycle thermodynamique pour le moteur à air comprimé [13]

Des calculs de mécanique des fluides prouvent ensuite qu'avec des hypothèses simplificatrices, il est possible d'obtenir un ordre de grandeur de la puissance nécessaire à faire voler un avion pendant une heure. Cet avion sera supposé en phase de vol, sans perturbations et donc à accélération nulle. Cette puissance ne dépend alors que du poids de l'avion, sa forme aérodynamique étant aussi prise en compte. On obtient alors le tableau ci-dessous pour trois types d'avions : un A380, un A320 – 200 et encore plus petit, un ATR 72 – 212.

Avion	Puissance nécessaire par heure (MW)	Travail fourni (en MWh)	Autonomie (en min)	m^3 d'air comprimé	Pression de l'air (bar)	Masse de l'avion (tonnes)	Masse ajoutée par l'air (tonnes)
A380	74	57	46	310	300	300	126,6
ATR 72-212	3	1,1	22	6,25	300	12,5	2,9
A320-200	17	4,4	15	24	300	70	12,4

Pour calculer le poids ajouté par l'air comprimé, nous avons pris en compte le poids de l'air, et multiplié le poids de l'aile par $\sqrt[3]{2}$, pour avoir un volume disponible deux fois plus grand dans les ailes (pour stocker aussi le kérosène). Le plus grand problème de cette hypothèse est l'oubli du poids du moteur à air comprimé et la supposition que les caractéristiques aérodynamiques de l'avion ne changent pas. Ainsi, l'objectif est de trouver le temps de vol pour que l'énergie nécessaire à soulever l'air comprimé soit inférieure à l'énergie fournie par ce dernier. En effet, il faut une certaine énergie en vol pour porter le poids supplémentaire dû à l'air comprimé. En optimisant ces valeurs avec Excel, l'avion pouvant voler le plus longtemps de façon rentable serait l'A380 puis l'A320 – 200 puis l'ATR 72 – 212. Les trois avions ont un ordre de grandeur de temps de vol total identique : 1h. Au vu des différentes hypothèses simplificatrices (non prise en compte du moteur à air comprimé, stockage sans influence sur l'aérodynamisme de l'avion, consommation de kérosène pour permettre à l'avion de faire décoller une plus grande masse) et au vu de la faible valeur du temps de vol total, ce système semble, comme prévu par les graphiques de la première partie,

peu viable. Il est encore possible d'optimiser la technologie mise en oeuvre, mais il semble peu probable que cette optimisation permette de gagner un ordre de grandeur en temps de vol total.

Conclusion

La source d'énergie la plus avantageuse semble être le nucléaire mais n'est pas réalisable dans les conditions actuelles. En considérant les densités d'énergie, l'utilisation de carburant fossile semble en effet meilleure que les autres sources d'énergies disponibles et envisageables pour l'aviation : le kérosène ne pourra pas être facilement remplacé à horizon 2035–2050. L'hydrogène comme combustible serait la source d'énergie alternative la plus convaincante mais son bilan carbone est encore trop proche de celui du kérosène : un verrou technologique essentiel est ici la production de dihydrogène vert. Dans tous les cas, l'utilisation d'induction magnétique semble pouvoir réduire la consommation de carburant, au même titre que l'électrification des parties non propulsives, actuellement envisagée par les constructeurs. Cette semaine de mini-projet nous a permis de découvrir les différents défis technologiques liés au futur de la propulsion aéronautique et nous avons pu entrapercevoir l'approche ingénieur avec notamment les dimensions de recherche documentaire et de créativité pour proposer un avant-projet dans un domaine particulièrement intéressant de haute technologie.

Bibliographie

- [1] Cabinet Roland BERGER. « Aircraft Electrical Propulsion – Onwards and Upwards ». In : *Think :Act* (2018).
- [2] ADEME. *Documentation Base Carbone - les combustibles*. http://www.bilans-ges.ademe.fr/documentation/UPLOAD_DOC_FR/index.htm?new_liquides.htm. (consultée le 26/11/2018).
- [3] Solar Impulse SA. <https://aroundtheworld.solarimpulse.com/adventure/technical-challenge-1>. consultée le 10/12/2018.
- [4] ADEME. *Consommations conventionnelles de carburant et émissions de CO₂*. https://www.ademe.fr/sites/default/files/assets/documents/consommation-emissions-vehicules-particuliers-2018_8521.pdf. (consultée le 26/11/2018). Sept. 2018.
- [5] Ministère de la Transition écologique et SOLIDAIRE. *Information GES des prestations de transport*. https://www.ecologique-solidaire.gouv.fr/sites/default/files/Info%20GES_Guide%20m%C3%A9thodo.pdf. (consultée le 21/11/2018). Sept. 2018.
- [6] Pieter van MARION. *Détail d'un A321-211*. Juin 2009.
- [7] *Field around a section of a halbach array*. <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Halbach.png>. Avr. 2008.
- [8] Association Française pour l'Hydrogène et les Piles à Combustible (AFHYPAC). *Turbines aéronautiques à hydrogène*. http://www.afhypac.org/documents/tout-savoir/fiche_5.1.2_turbines_aeronautiques_h2_avril_2013.pdf. Avr. 2013.
- [9] ADEME. *Fiche filière-Hydrogène et piles à combustible*.
- [10] Martin HEPPELLE. *Electric Flight – Potential and Limitations*. German Aerospace Center - Institute of Aerodynamics and Flow Technology.
- [11] Florence FUSALBA et Jean ORIOL. *L'électrification des aéronefs*. Fév. 2018.
- [12] Epstein ALAN H. et O'Flarity STEVEN M. *Considerations for Reducing Aviation's CO₂ with Electric Propulsion*. 2017.
- [13] Daniel FARGUE. *Abrégé de thermodynamique*. Mines ParisTech. Mai 2004.

A.4 Implémentation de la méthode des contours pour déterminer les contraintes résiduelles introduites par le rechargement par Laser Metal Deposition

Mini-projet à Safran Tech (centre R&D voire R&T de Safran, créé en 2015) à Magny-les-Hameaux (Sud-Ouest banlieue parisienne) dans le département de modélisation et de simulation M&S.

Encadrante : Camille Guévenoux, doctorante à l'X en collaboration avec Safran et Arjen Roos, directeur du département.

Le but du mini-projet a été de s'intéresser à une méthode de fabrication additive particulière (LMD) et une potentielle application : la réparation d'aubes endommagées. Pour améliorer sa maturité technologique, une des principales difficultés consiste à mesurer et contrôler les contraintes résiduelles dans le matériau réparé pour estimer correctement la durée de vie de cette pièce réparée.

A.4.1 Contexte



FIGURE A.40 – Disque Aubagé Monobloc (DAM). Source : Safran Tech [1]

Les disques aubagés monoblocs (DAM) sont des pièces en alliage de titane qui comprennent d'un seul tenant le disque et les pâles. Les DAM, qui permettent un gain de masse très important par rapport à un assemblage classique composé d'un disque sur lequel sont enchâssées des pâles, sont notamment utilisés dans les compresseurs du moteur LEAP développé par Safran et General Electric.

Les DAM sont des pièces très massives, très coûteuses à mettre en forme, leur réparation présente donc un intérêt considérable. Néanmoins, puisque les pâles sont solidaires du disque, il n'est pas possible de les remplacer lorsqu'elles sont endommagées. Le cas le plus fréquent d'endommagement est une usure régulière du sommet de toutes les pâles au contact de l'abrasable qui tapisse le carter du compresseur. Cette usure entraîne une perte d'étanchéité entre les étages du compresseur et donc une baisse d'efficacité. Différents procédés de réparation ont été explorés pour reconstruire la partie érodée des pâles et parmi eux, un procédé de fabrication additive, la Laser Metal Deposition (LMD), permet de recharger les DAM tout en minimisant l'impact de la réparation sur l'ensemble de la pièce.

La LMD est un procédé qui consiste à déposer sur un substrat des cordons métalliques à l'aide d'une buse comprenant un laser et un jet de poudre métallique. En déposant des cordons les uns sur les autres, on peut ainsi reconstruire

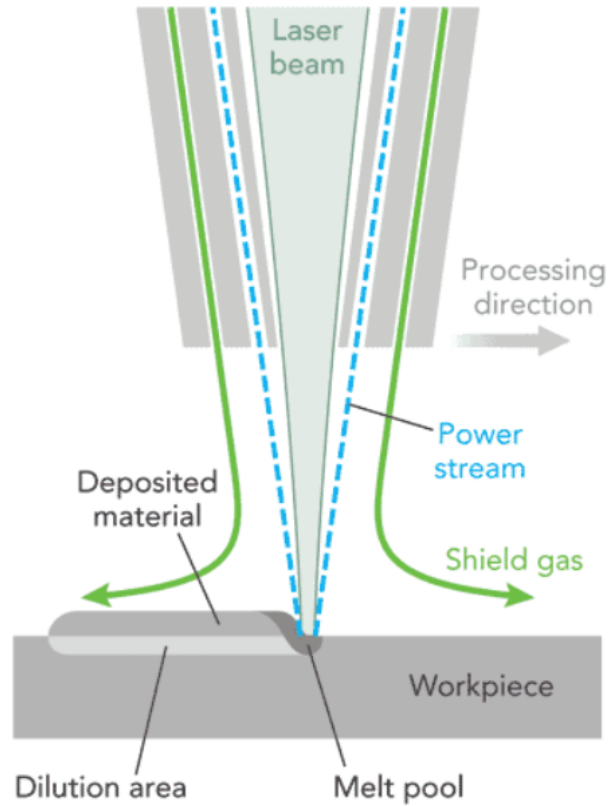


FIGURE A.41 – Laser Metal Deposition. Source : [2]

la partie de la pôle usée. Après avoir démontré la faisabilité de la réparation, il faut encore s'assurer que la pièce réparée soit certifiée afin de pouvoir la réintégrer dans des moteurs. Pour cela, il faut garantir qu'un DAM peut endurer après réparation un certain nombre d'heures de vol sans se rompre.

Cependant, la pièce est soumise au cours de cette réparation à de très forts gradients thermiques. Ces gradients thermiques entraînent des dilatations thermiques non homogènes sources de contraintes résiduelles. Ces contraintes résiduelles ont un impact sur la durée de vie de la pièce réparée et doivent donc être déterminées pour pouvoir certifier la réparation.

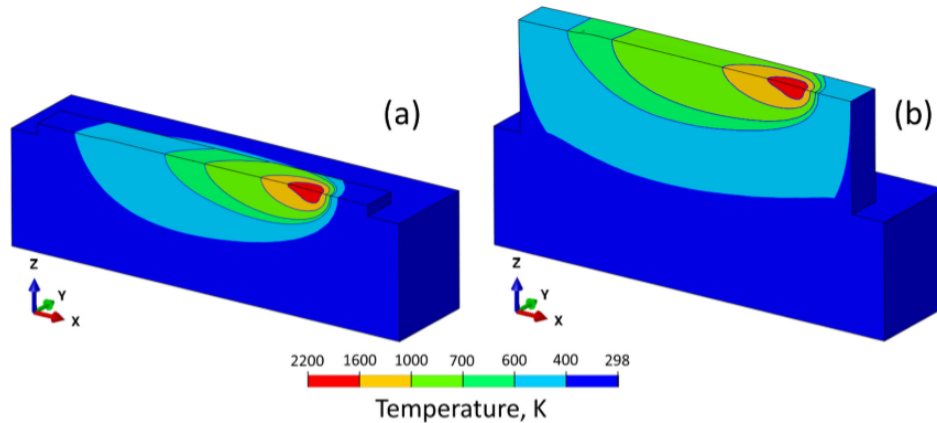


FIGURE A.42 – Temperature distribution during the deposition of (a) 1st and (b) 10th layer of IN 718 powder on IN 718 substrate using 300 W laser power and 15 mm/s scanning speed. Source : [3]

A.4.2 Enjeux économiques, sociaux et environnementaux

Avant la méthode additive, la réparation se faisait par soudure avec notamment la méthode GTAW (Gas Tungsten arc welding). Or cette soudure fragilise la liaison entre la soudure et la partie abîmée, ce qui est incompatible pour des parties mécaniques à haute performance. La méthode GTAW est incompatible avec de nombreux matériaux avancés car elle peut entraîner de très fortes élévations de température (jusqu'à 5500°C). De plus, ce procédé nécessite d'être suivi d'un polissage manuel ce qui rend cette technique plus longue et moins automatisée. Le dimensionnement industriel est plus délicat. [4]

De son côté, la LMD assure une meilleure cohésion métallurgique entre le revêtement appliqué et le substrat, tout en assurant un cycle thermique rapide (qui diminue la taille des grains formés augmentant la dureté du matériau) et localisé (plus petite Zone Affectée Thermiquement). De plus, le procédé LMD peut être utilisé pour ajouter des fonctionnalités sur une pièce à géométrie simple.

D'un point de vue économique et écologique, une telle méthode permet une économie de matière (d'autant que les minerais utilisés sont polluants à extraire et se raréfient) et le peu de matériel nécessaire peut permettre une diffusion des machines dans les usines de maintenance, réduisant le transport des pièces.

Toutefois, il existe toujours des incertitudes sanitaires sur ce procédé, étant donné qu'il est relativement récent. Le risque des nanoparticules est notamment à étudier avec attention.

Ci-dessous un schéma qui résume ces différents enjeux.

<p align="center">Forces</p> <p align="center">Géométrie de pièces très complexes Ajout de formes sur support complexe Gain de temps pour des formes complexes Anisotropie réduite</p>	<p align="center">Faiblesses</p> <p align="center">Technologies relativement récentes Inadapté aux grandes séries actuellement Géométries impossibles à réaliser (murs horizontaux) Coût d'investissement élevé</p>
<p align="center">Opportunités</p> <p align="center">Nouvelles possibilités de réalisations Réalisation de pièce impossible en usinage traditionnel → nouvelles opportunités de conception Variation continue de propriétés fonctionnelles</p>	<p align="center">Menaces</p> <p align="center">Obsolescence des machines dûe aux développements de nouvelles technologies Qualification des performances des pièces en fonctionnement réel</p>

FIGURE A.43 – SWOT fusion par projection de poudre. Source [5]

A.4.3 Explication théorique des mécanismes mis en jeu dans le projet

Paramètres du procédé LMD influençant la microstructure

Pour optimiser le trajet de la buse et la finesse de la réparation, 4 paramètres principaux sont à prendre en compte : la vitesse de la buse, la puissance du faisceau laser, le débit de la poudre et le temps d'attente entre la pose de chaque cordon.

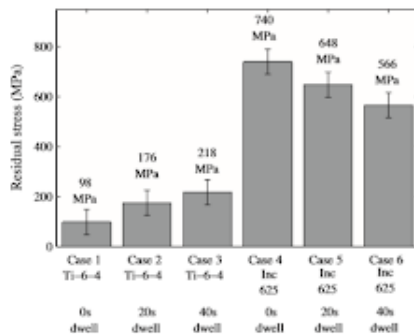


Fig. 10. Final out-of-plane distortion calculated using the CMM results.

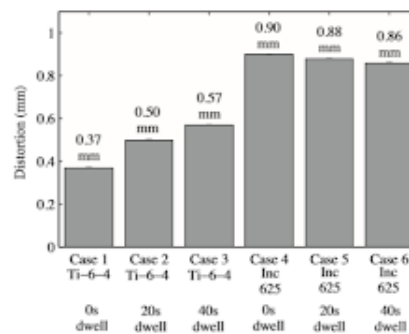


Fig. 11. Residual stress measurements taken using the hole-drilling method.

FIGURE A.44 – Contraintes résiduelles en fonction du dwell time (gauche) pour 2 alliages différents Distorsion en fonction du dwell time (droite) pour 2 alliages différents. Source : [6]

Les deux diagrammes joints au-dessus soulignent l'importance du temps d'attente, appelé en anglais "dwell time". Ainsi, le choix des paramètres n'est pas chose aisée et un véritable travail en amont pour trouver le meilleur compromis est nécessaire.

Comme nous venons de le voir dans le graphique précédent, la notion de contrainte résiduelle est importante pour appréhender la fiabilité du LMD. Nous allons désormais expliquer cette notion ainsi qu'un moyen pour les mesurer : la méthode des contours.

Les contraintes résiduelles

Tout d'abord, un exemple peut être présenté pour mettre en exergue l'importance de ces contraintes.

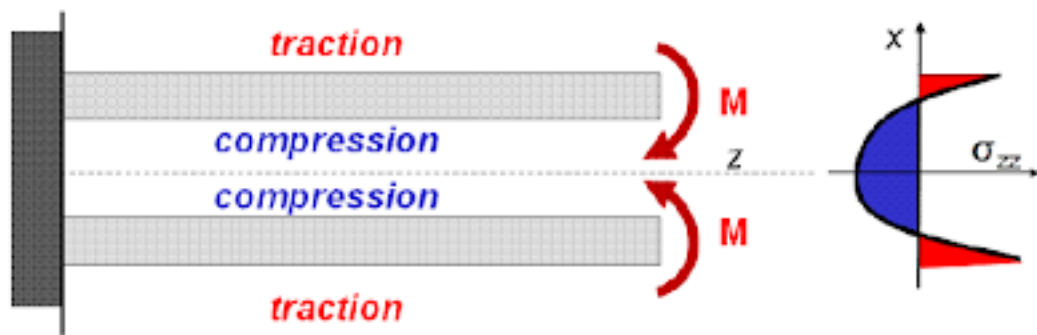
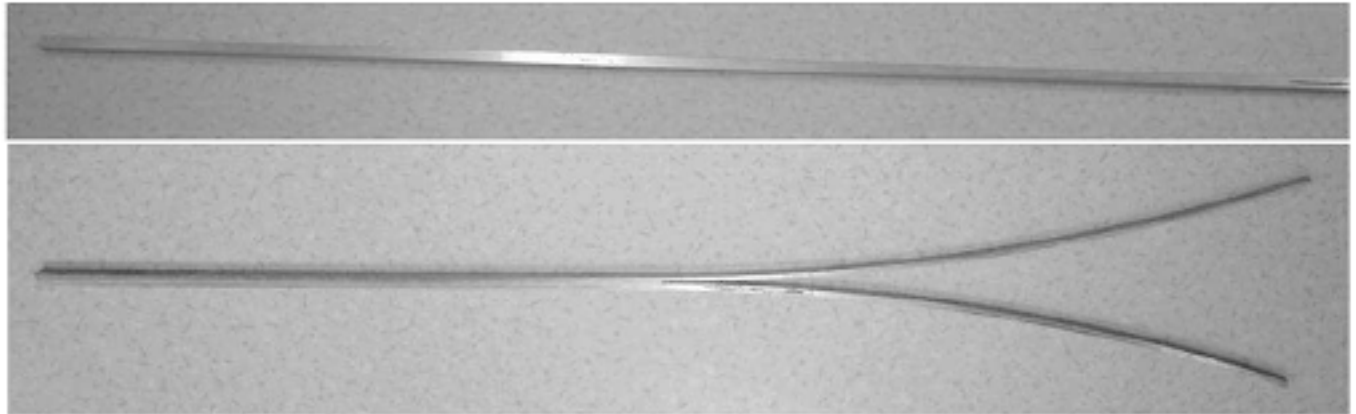


Figure 4.2 – Obtention de la nature des contraintes résiduelles

FIGURE A.45 – Poutre en aluminium : dans sa configuration initiale (haut); fendue (milieu) par un procédé chimique de coupure sans générer localement des déformations et des contraintes, elle se déforme. Obtention de la nature des contraintes résiduelles (bas). Source : [7]

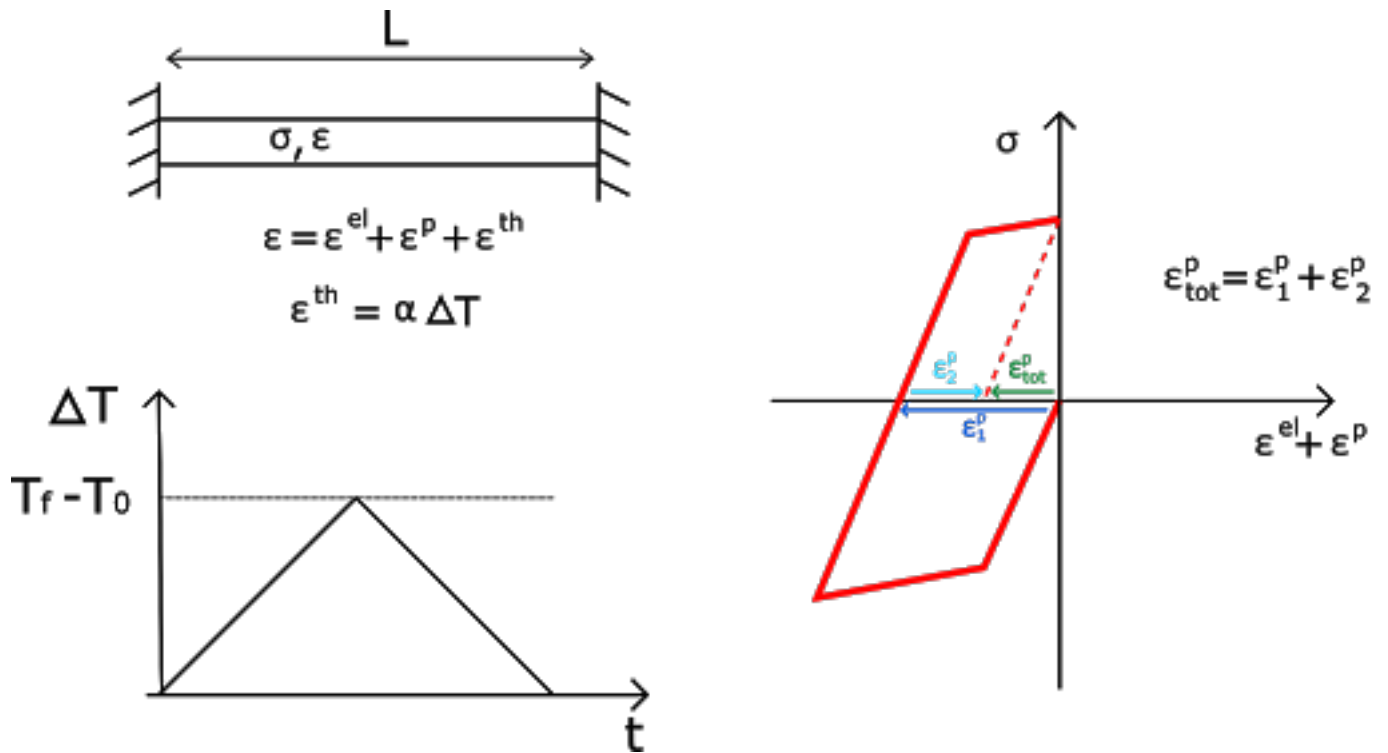


FIGURE A.46 – Contraintes résiduelles et déformation plastique suite à un fort gradient thermique à la surface de la pièce. Schéma original

Les contraintes résiduelles peuvent ainsi entraîner des déplacements macroscopiques à la découpe.

Afin de mieux comprendre l'origine de ces contraintes, nous avons représenté l'évolution de la contrainte σ en fonction de ϵ au cours du chauffage d'une poutre fixée à ses extrémités qui se rapproche du dépôt d'un cordon sur un substrat lors du LMD.

Le chauffage de la poutre entraîne une dilatation thermique et en conséquence une déformation élastique puis plastique (changement de pente) qui entraîne des contraintes résiduelles ici de traction dangereuses car cela favorise l'ouverture d'éventuelles fissures.

Dans notre étude, le chauffage local par le faisceau laser provoque l'apparition de gradients spatiaux de température dans la pièce. Toutes les régions ne se dilatent donc pas de la même façon ce qui entraîne des incompatibilités géométriques à l'origine des contraintes résiduelles. De plus, les métaux utilisés ont un coefficient de dilatation thermique (CTE) α au-dessus de $1 * 10^{-5} K^{-1}$: avec une augmentation puis diminution de quelques centaines de Kelvins, les contraintes dans le matériau dépassent la limite élastique, provoquant l'accumulation de déformations plastiques. Même avec un chauffage uniforme, des contraintes résiduelles peuvent se former (expérience évoquée dans l'article de la bibliographie [2])

La méthode des contours

Après avoir mis en exergue l'effet et l'origine des contraintes résiduelles, nous allons présenter une méthode pour les mesurer : la méthode des contours. Cette méthode consiste à découper une pièce selon un plan de symétrie, à mesurer les déplacements perpendiculaires au plan de coupe et en déduire à l'aide d'un calcul éléments finis le champ de contrainte relaxé par la découpe. On obtient ainsi les contraintes résiduelles normales au plan de découpe présentes dans la pièce avant relaxation.

Pour calculer ce champ de contraintes relaxé, nous avons utilisé le solveur d'éléments finis Abaqus.

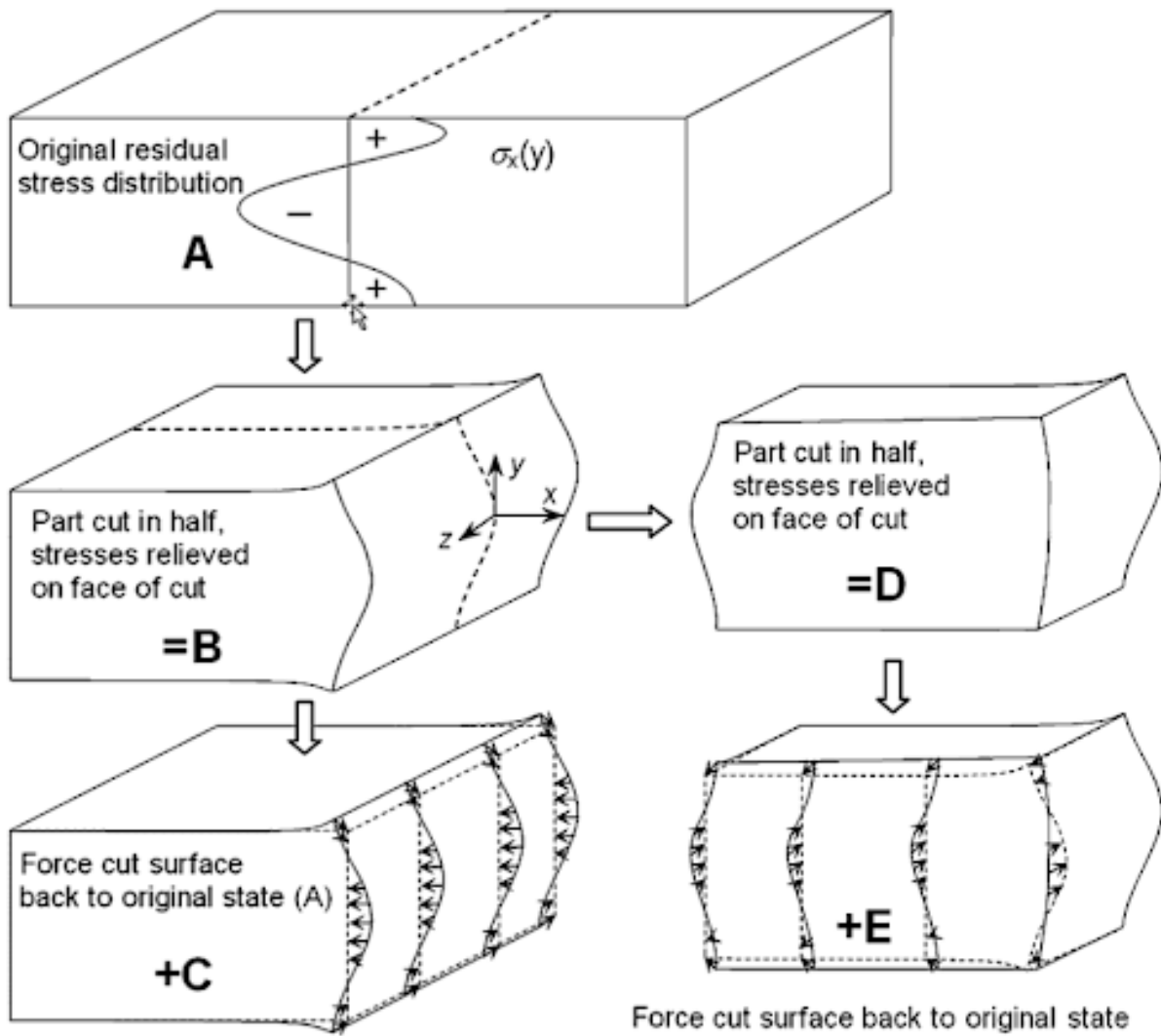


FIGURE A.47 – Méthode des contours. Source : [8]

A.4.4 Contenu du projet - Paramétrage

Pour cette étude, une pôle de DAM est représentée par une plaque de fine épaisseur. La réparation consiste donc à déposer sur cette plaque mince un mur monocordon par LMD. Valeurs de référence : $L = 20mm$, $e = 1mm$, $h_{Tol} = h_{LMD} = 15mm$

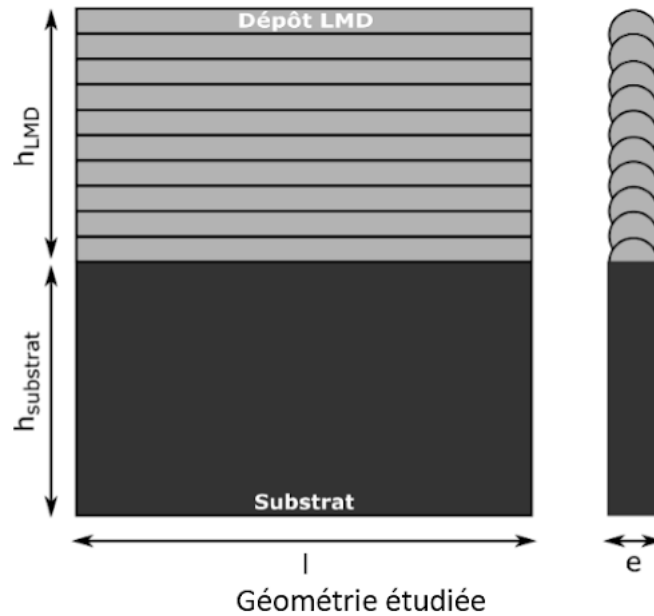


FIGURE A.48 – Paramétrage du modèle. Source : Camille Guévenoux , Safran Tech

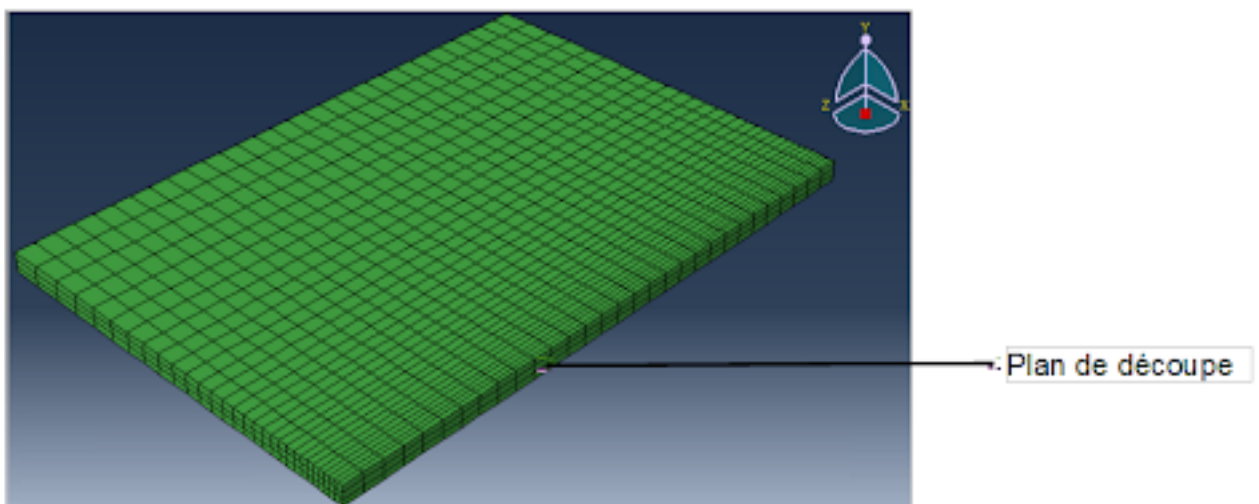


FIGURE A.49 – Capture d'écran d'un maillage sur Abaqus. Sources : MIG Aéronautique 2018

On peut remarquer que le maillage sur Abaqus n'est pas uniforme. En effet, sur l'extrémité droite représentant la surface relaxée, le champ de déplacement u est appliqué et le maillage doit être plus fin pour modéliser au plus près

le champ de contraintes.

Il faut tout d'abord modéliser le champ de déplacement u à appliquer qui se rapproche au plus près de la réalité avec 4 observations empiriques : annulation de u en $z = 0$, $z = h_{Tole}$ et $z = h_{Tole} + h_{LMD}$, ainsi qu'une valeur moyenne des contraintes mesurées proche de 0.

Dans notre cas, la normale au plan de découpe est le vecteur e_1 et les contraintes normales sont donc σ_{11} , σ_{12} et σ_{13} .

Modélisation du champ de déplacement pour $h_{Tole} = h_{LMD} = 15mm$

Comparaison de modélisation avec deux fonctions différentes (aux mêmes propriétés d'annulation) : une fonction polynomiale d'ordre 3 et une fonction sinus Amplitude maximale de déformation : 1% de la largeur : 0,2 mm pour une largeur de 20 mm. Intégrale des contraintes nulle

En guise d'exemple, voici le champ de déplacement polynomiale et le champ de contraintes associé.

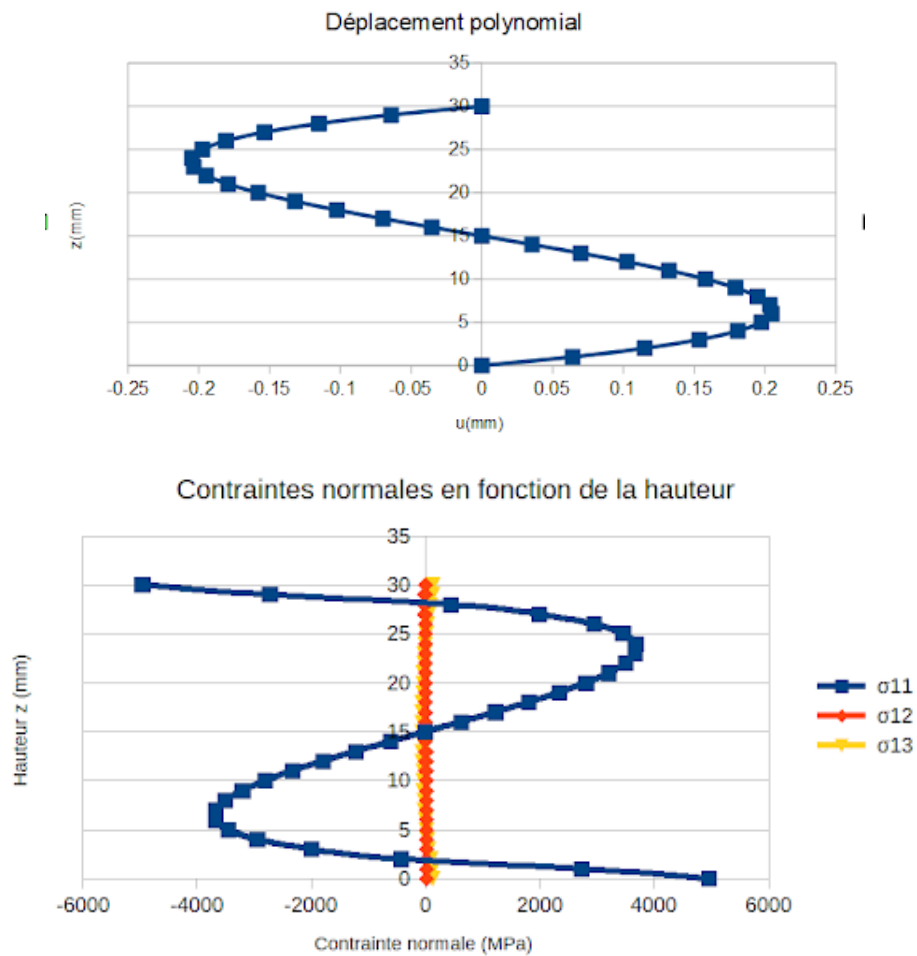


FIGURE A.50 – Champ de déplacement polynomiale et contraintes normales. Source : MIG Aéronautique 2018

La contrainte axiale σ_{11} est donc prédominante et on considérera comme approximation que les contraintes résiduelles normales sont représentées par σ_{11} . Ici, $\langle \sigma_{11} \rangle = 900MPa \ll \sigma_{11max}$ donc le champ choisi semble cohérent.

Modélisation du champ de déplacement pour $h_{Tôle} = 25mm, h_{LMD} = 5mm$

Pour appréhender le cas où les hauteurs sont différentes, nous avons choisi de définir une fonction par parties dont l'aire totale est nulle.

$$u(z) = \left\{ \alpha z(z - 25), 0 < z < 25 \quad \beta(z - 25)(z - 30), 25 < z < 30 \right\}. \tag{A.11}$$

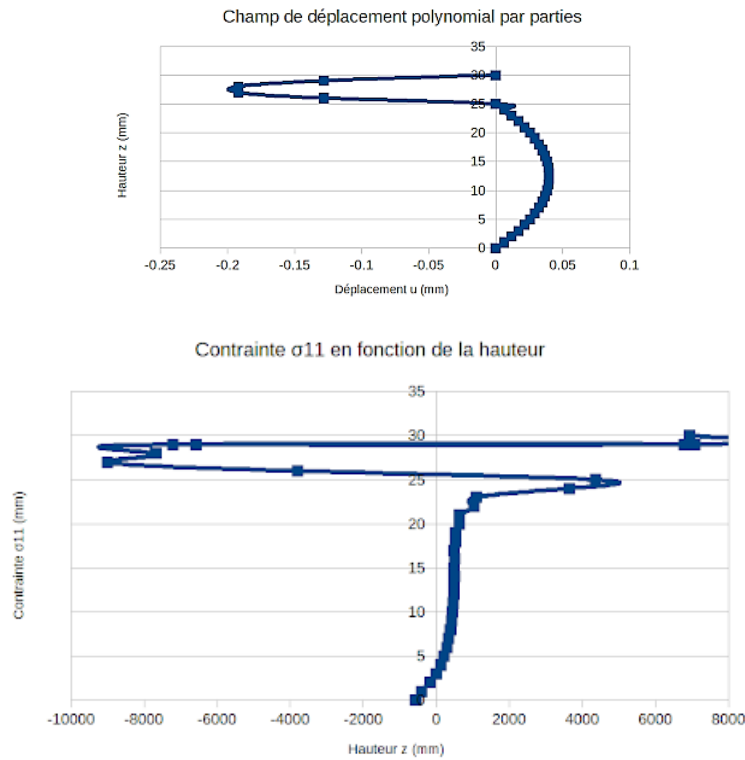


FIGURE A.51 – Champ de déplacement polynomial par parties et contraintes normales. Source : MIG Aéronautique 2018

De même, $\langle \sigma_{11} \rangle = 41MPa \ll \sigma_{11max} = 8,5GPa$.

Pour la suite, nous garderons le cas $h_{Tôle} = h_{LMD}$ et le champ de déplacement polynomial. La relaxation entraîne une déformation élastique : ainsi, on peut s'intéresser plus précisément au coefficient $A = \frac{\sigma_{max}}{u_{max}}$, qui va dépendre de la structure de l'alliage et du matériau.

Nous allons ainsi nous intéresser aux variations de A en fonction de l'épaisseur e de la tôle et de sa longueur L.

A.4.5 Analyse des résultats

Après de multiples simulations, nous avons abouti aux graphiques suivants :

A.4 Implémentation de la méthode des contours pour déterminer les contraintes résiduelles introduites par le rechargement par Laser Metal Deposition

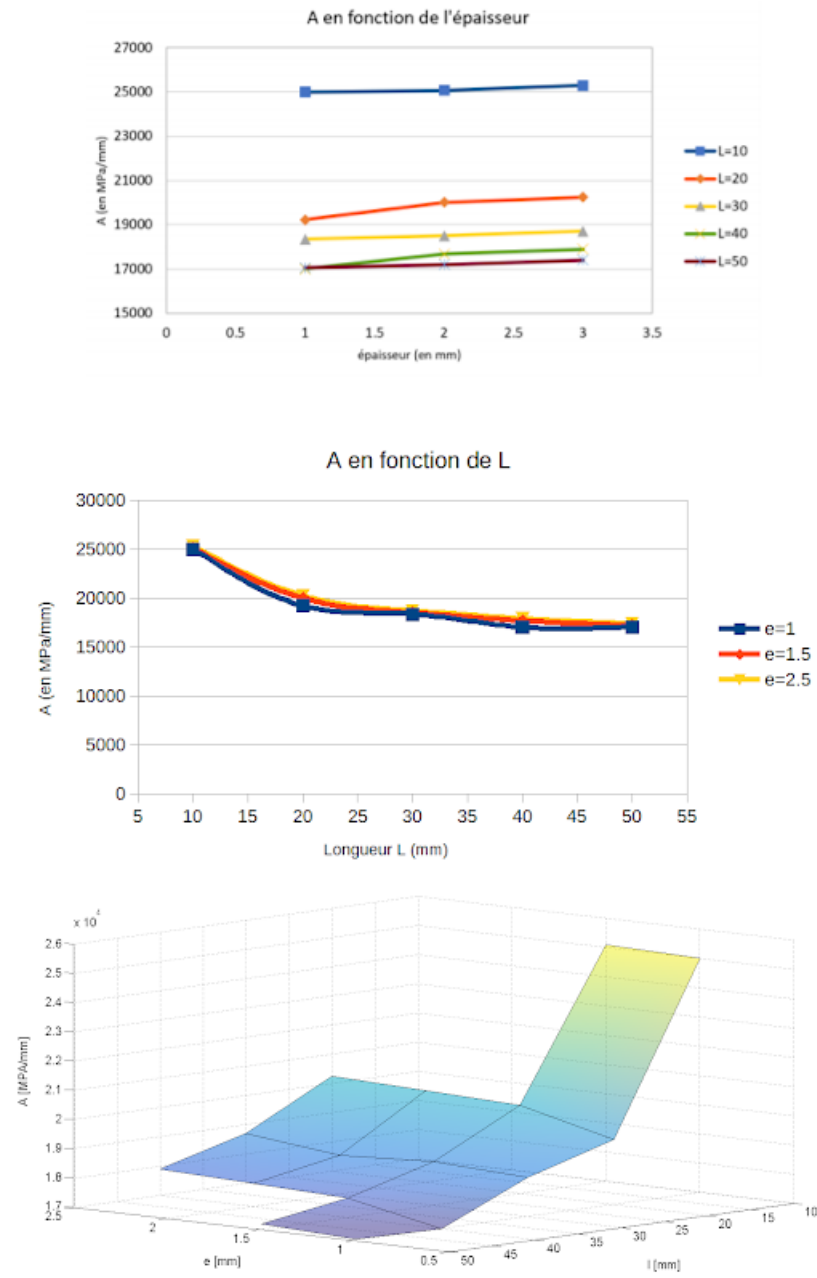


FIGURE A.52 – Étude de A en fonction de e et L. Sources : MIG Aéronautique 2018

2 analyses peuvent être faites après avoir observé ces graphiques : le coefficient A semble augmenter légèrement lorsque l'épaisseur de e est de plus en plus importante (gain de $0,3 \times 10^4$ MPa/mm en multipliant l'épaisseur par 2,5), alors qu'il diminue fortement lorsque la tôle s'allonge (perte de $0,8 \times 10^4$ MPa/mm en multipliant la longueur par 5).

Conclusion

Le graphique final va pouvoir servir aux ingénieurs travaillant sur le procédé LMD pour évaluer la valeur des contraintes résiduelles à partir du profil de la pièce après découpe par méthode des contours. D'une part, la suite de l'étude va consister à effectuer des mesures expérimentales du champ de déplacement. L'amplitude de ces champs de déplacement sera ensuite utilisée pour retrouver la valeur des contraintes résiduelles de la pièce à partir des précédents résultats. Cette valeur expérimentale de contraintes résiduelles sera finalement utilisée pour vérifier les niveaux de de contraintes prédits par un calcul procédé.

D'autre part, le niveau de contraintes résiduelles de la pièce étant ensuite connu, il sera utilisé dans un calcul de durée de vie pour s'assurer de la tenue en fatigue de la pièce réparées.

Enfin, on estime que si les composantes normales issues du calcul sont en accord avec celles trouvées par la méthode des contours, alors les composantes non normales seront aussi correctement évalués (voir [3] pour plus d'informations).

Bibliographie

- [1] « SNE06 Brevet - Procédé de réparation de disque aubagé monobloc ». In : (2005).
- [2] T. DEBROY. « Additive manufacturing of metallic components – Process, structure and properties ». In : (2017).
- [3] P. PAGLIARO et al. « Measuring Inaccessible Residual Stresses Using Multiple Methods and Superposition ». In : (2011).
- [4] Yung C.Shin Fu Zhao Karthik Ramani J. MICHAEL WILSON Cecil Piya. « Remanufacturing of turbine blades by laser direct deposition with its energy and environmental impact analysis ». In : (2014).
- [5] INSA ROUEN. « Fabrication Additive Métallique : Technologies et Opportunités ». In : (2017).
- [6] P. PAGLIARO et al. « Measuring Multiple Residual-Stress Components using the Contour Method and Multiple Cuts ». In : (2011).
- [7] Habibou MAITOURNAM. « Intégrité et fatigue des structures ». In : (2018).
- [8] Erik DENLINGER. « Effect of inter-layer dwell time on distortion and residual stress in additive manufacturing of titanium and nickel alloys ». In : (2014).

A.5 Simulation des courbes obtenues en nano-micro indentation sur un système multicouches

A.5.1 Contexte

Le moteur est un lieu de réactions dans des conditions extrêmes. Au cours de la compression, la température de l'air varie de la température ambiante jusqu'à atteindre une température de 1 500 C dans la chambre de combustion. Un défi majeur des constructeurs aéronautiques est donc de trouver des matériaux suffisamment résistants à hautes températures. Cependant, d'autres paramètres sont à prendre en compte. Les matériaux du moteur sont soumis à des efforts extrêmes et se doivent d'être résistants. La résolution de ce problème a amené à considérer des matériaux rigides qui supporteraient les contraintes recouverts par des couches permettant de résister à de hautes températures, comme des couches de céramique.

Mais les hautes températures ne sont pas les seules contraintes imposées sur les matériaux. L'oxydation et l'usure par frottement sont d'autres problématiques d'autant plus importantes. Le système multicouche auquel nous nous intéressons est utilisé dans le cadre de transmission de puissance comme une alternative aux roulements à billes. En effet, des alternatives plus légères et moins encombrantes sont recherchées pour remplacer les engrenages traditionnels. Il s'agit ici d'une technologie à palier lisse : une pièce fixe et une pièce mobile sont séparées par de l'huile pour permettre la transmission. Néanmoins, il arrive qu'il n'y ait pas assez d'huile et cela peut endommager les composants. Il est donc nécessaire de prévoir un revêtement antifriction pour ralentir le grippage des pièces, c'est-à-dire qu'elles fusionnent à cause de l'usure. La couche de carbone amorphe, permet aux pièces de glisser l'une sur l'autre et sert de revêtement anti-friction. Les couches de chrome et de tungstène (WC/C) servent quant-à elles à accommoder la dureté entre le substrat (acier E32CDV13) et la couche de carbone amorphe.

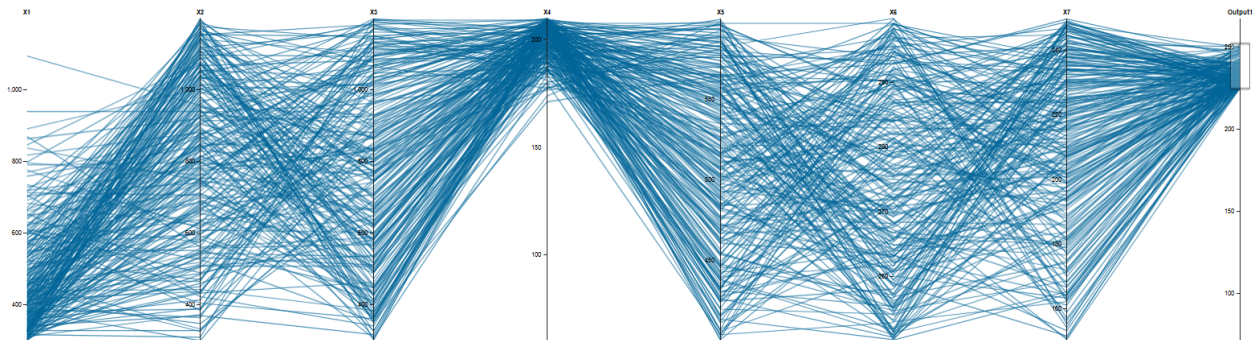


FIGURE A.53 – Cliché de la tranche de notre échantillon au MEB (Source : Safran Transmission Systems)

La réponse d'un système multicouche à un effort ne peut pas être déterminée en superposant les réponses de chaque couche prise indépendamment. Il s'agit donc de constater l'influence des couches les unes par rapport aux autres. Cependant, l'étude de cette influence par l'expérience nécessite de nombreuses heures de travail et un coût matériel élevé, pour produire tout d'abord les échantillons multicouches, puis pour effectuer les tests d'indentation. Le but du projet est donc de trouver un moyen plus efficace mais toujours cohérent de générer des résultats tout en gagnant du temps et économisant, afin de limiter les dépenses économiques. L'impact écologique est également diminué puisqu'il n'y a pas besoin de réaliser une multitude d'échantillons de métal pour ensuite tâtonner jusqu'à trouver la meilleure composition.

Nous partirons donc d'un modèle théorique normalement utilisé pour des couches minces que nous validerons par l'expérience. Une fois le modèle validé, il s'agira de réaliser un métamodèle capable de prédire les caractéristiques du matériau avant même qu'il soit réalisé effectivement. L'utilisateur rentrera des critères précis en fonction du cahier des charges, comme le module d'Young équivalent du matériau ou la façon dont se module d'Young évolue.

L'algorithme proposera ensuite des valeurs d'épaisseurs de couches et de module d'Young correspondant à la demande, que le client testera expérimentalement pour vérifier la cohérence. Beaucoup moins d'expériences sont donc nécessaires puisque la composition de la multicouche est ciblée par le métamodèle.

A.5.2 Expérience de nano-micro indentation

L'indentation instrumentée

L'indentation instrumentée consiste à faire pénétrer un indenteur dans un matériau pour en déduire ses propriétés mécaniques. Les gammes de profondeurs considérées sont de l'ordre du micromètre pour la micro indentation et du nanomètre pour la nano-indentation. Un indent en diamant (dans nos expériences de type Berkovitch) s'enfonce dans l'échantillon durant la charge puis remonte lors de la décharge ce qui permet d'obtenir la courbe de force en fonction de la profondeur de pénétration. Tout au long de l'essai, des capteurs capacitifs différentiels contrôlent la profondeur de pénétration, tandis que la charge est imposée par un électroaimant.

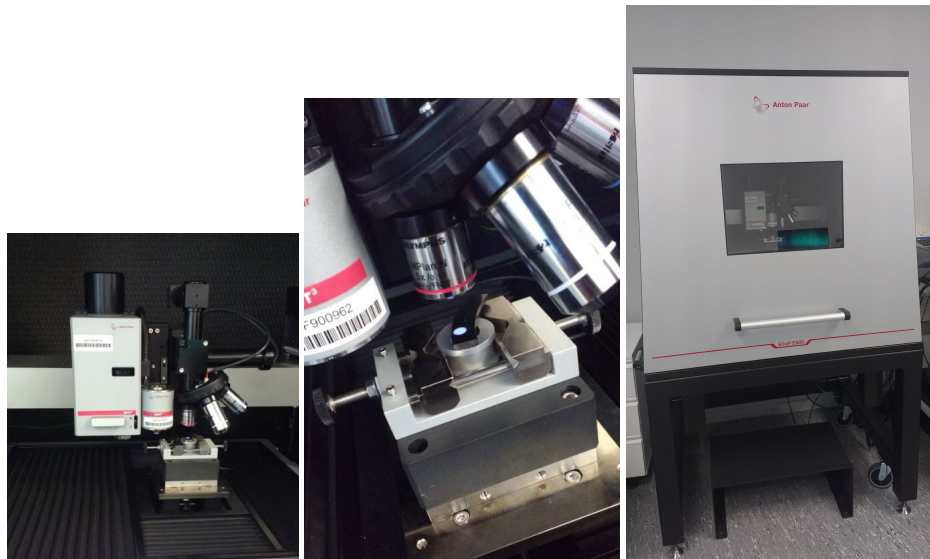


FIGURE A.54 – Photos du micro-nano indenteur Anton Paar, muni de sa table anti-vibrations

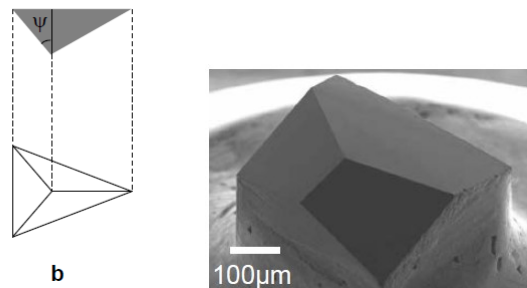


FIGURE A.55 – Schéma et photographie au MEB d'un indent de type Berkovitch en diamant

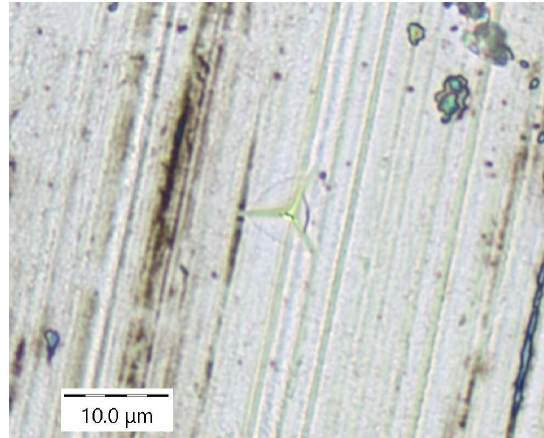


FIGURE A.56 – Image de la surface de l'échantillon, avec la marque laissée par l'indent (source : microscope de l'indenteur)

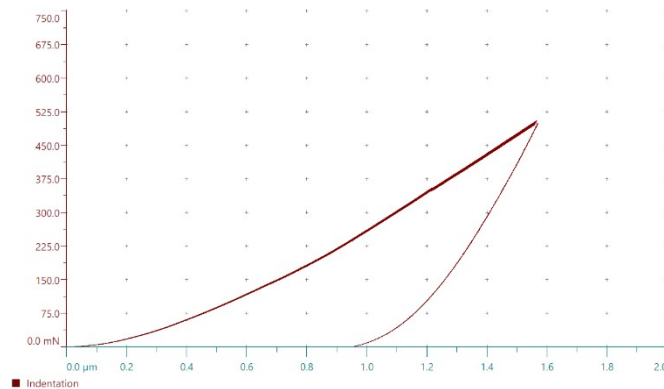


FIGURE A.57 – Courbe de la charge en fonction de la profondeur de pénétration

Il y a deux manières de prendre cette courbe de charge : en mode sinus la charge imposée oscille légèrement entre la valeur de consigne, contrairement au mode linéaire.

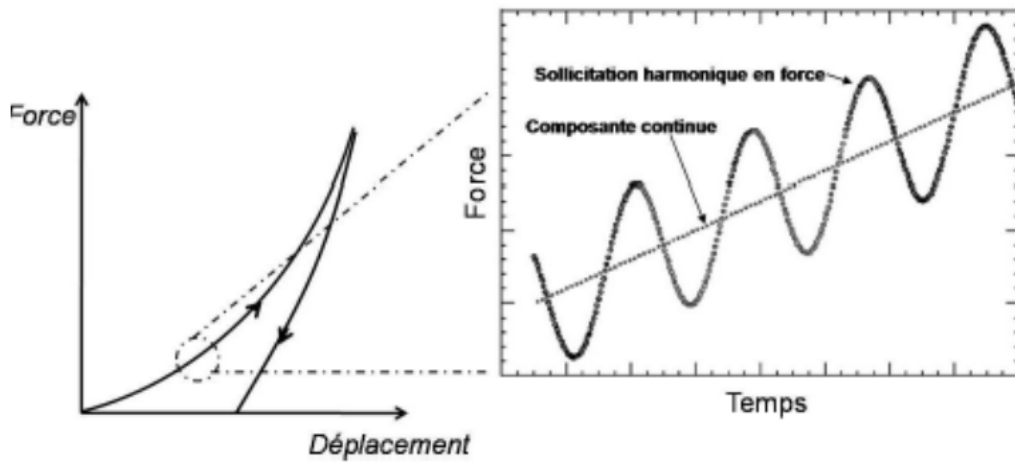


FIGURE A.58 – Mode de mesure sinusoïdal

À partir de ces données, le logiciel fourni calcule la courbe du module d'Young et de dureté du matériau en fonction de la profondeur de pénétration de l'indenteur. Nous n'avons pas accès directement au code qu'utilise le logiciel, mais ces analyses sont basées sur la méthode Oliver & Pharr.

Nos expériences

Nous avons choisi de faire varier la vitesse de charge, la profondeur et la charge de consigne, et la méthode de prise de mesure (mode sinus/mode linéaire) afin d'observer leur influence sur la courbe obtenue. Ces paramètres n'apparaissent pas dans le modèle théorique dont nous disposons, ainsi tenions-nous à vérifier qu'ils n'aient pas d'impact sur celui-ci.

Variation de la vitesse de charge

Ce paramètre a peu d'influence sur la courbe obtenue, la tendance générale est la même, seule est constatée une précision se dégradant sensiblement lorsqu'on augmente la vitesse de charge.

A.5 Simulation des courbes obtenues en nano-micro indentation sur un système multicouches

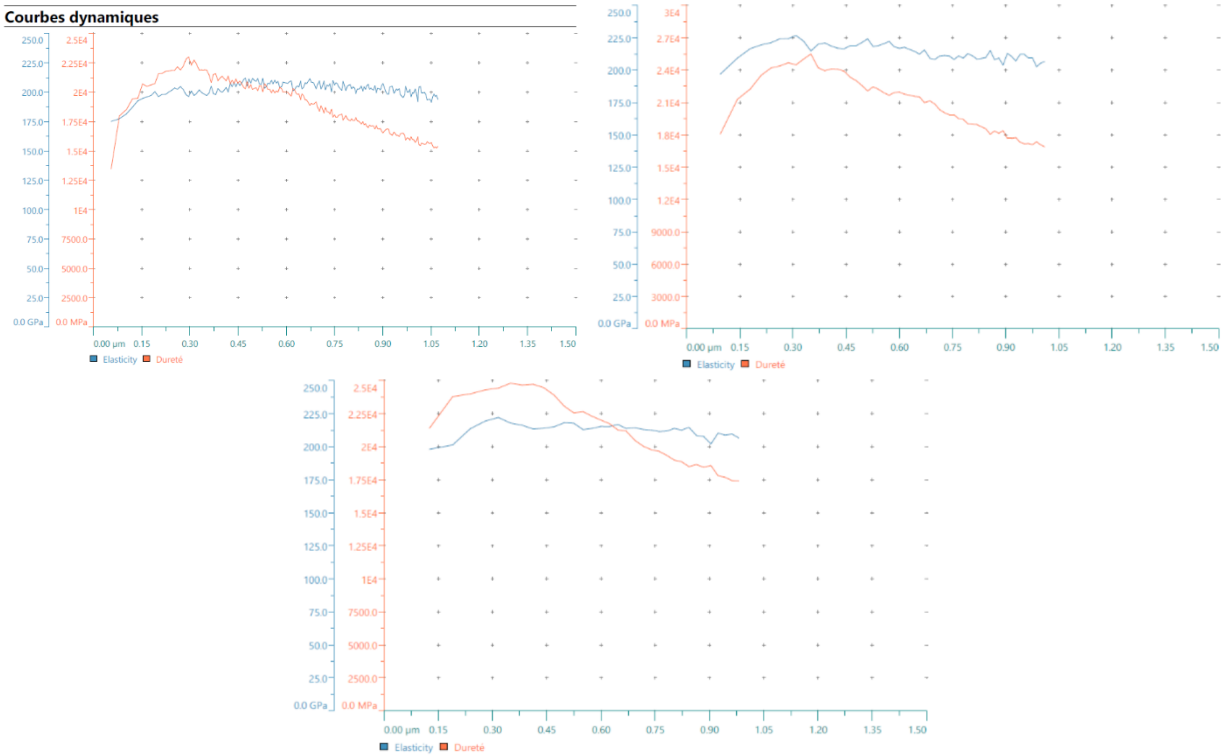


FIGURE A.59 – Courbes du module d’Young en fonction de la profondeur de pénétration pour des vitesses de charge (de gauche à droite) :100mN/min, 300mN/min, 500mN/min

Variation de la charge totale finale

De même, seule varie la précision des courbes. Lorsque la charge augmente, on remarque une augmentation du bruit. La tendance globale reste la même.

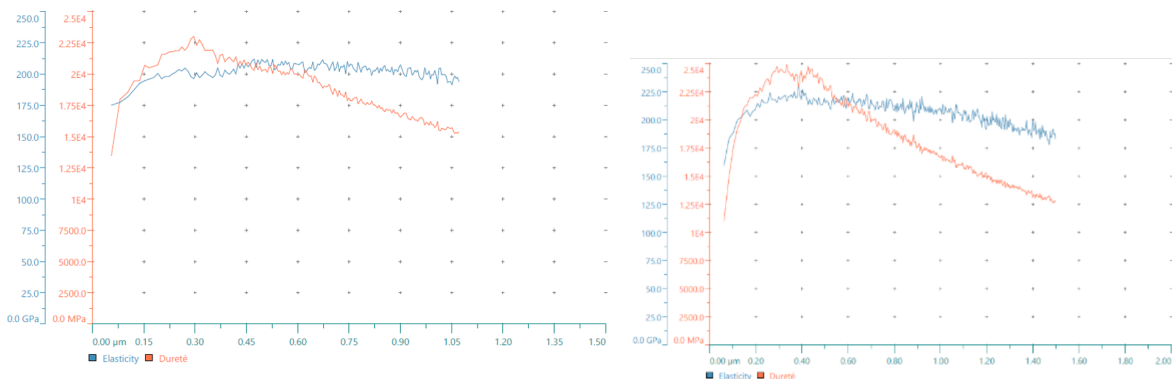


FIGURE A.60 – Courbes du module d’Young en fonction de la profondeur de pénétration pour des vitesses de charge (de gauche à droite) : 300mN, 500mN

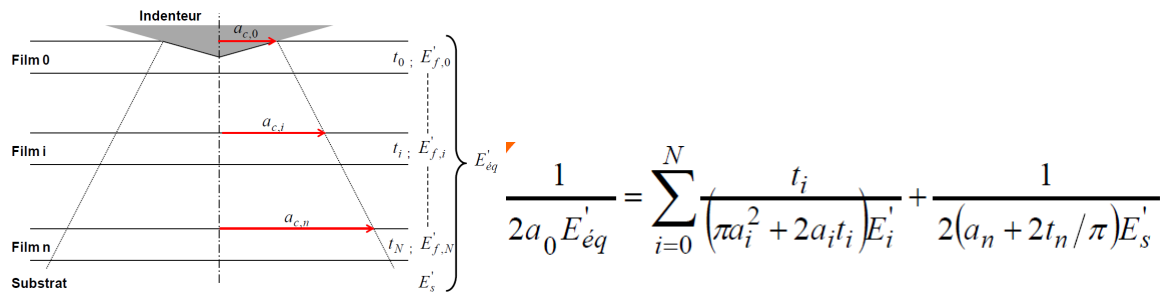
Variation du mode de prise de mesure Il y a deux modes de prise de mesure : le mode sinus qui oscille légèrement

autour de la position de consigne, et en mode linéaire. Dans les deux cas les courbes obtenues sont sensiblement les mêmes.

Modèle théorique et confrontation avec l'expérience

Présentation du modèle théorique

Nous nous sommes basées sur le modèle élastique multicouches de Mercier [1] qui approfondit le modèle auparavant détaillé par Bec [2] en modélisant le système multicouche comme un système masses-ressorts.



On utilise les aires projetées de l'indent (a_i) dont on trouve la formule dans la thèse de Mercier, qui dépendent elles-mêmes de la profondeur de pénétration. On obtient finalement le module d'Young réduit E'_{eq} du système en fonction de l'épaisseur.

Simulation correspondant à notre expérience Ce modèle prend en compte les modules d'Young des différents matériaux et les épaisseurs respectives des couches. Nous l'avons mis en place dans un fichier EXCEL et l'avons testé avec les valeurs trouvées dans la littérature pour notre échantillon. Nous n'avons pas toujours trouvé des valeurs précises, aussi nous avons fait légèrement varier certains paramètres afin d'obtenir une meilleure adéquation avec l'expérience.

Matériau	Module d'Young(GPa)
Carbone amorphe	60-200
WC/C	500
Cr	289
Acier E32CDV13	210

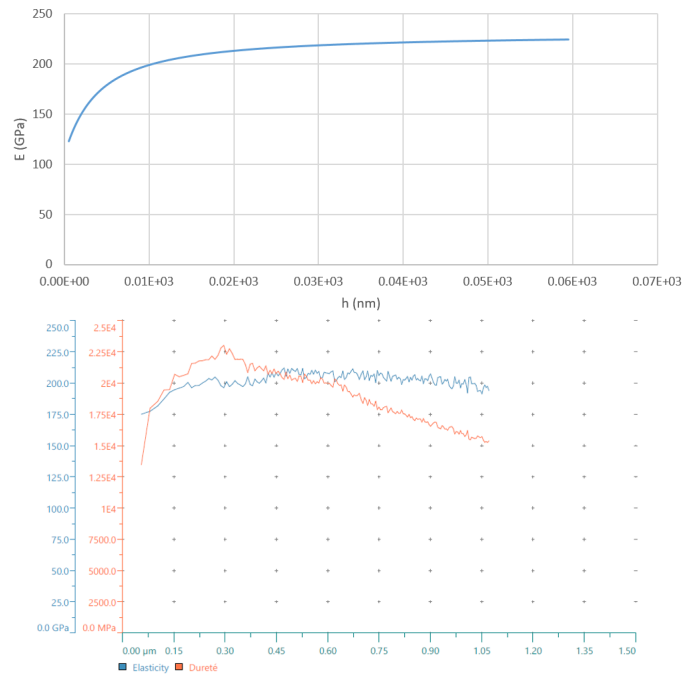


FIGURE A.61 – Comparaison entre la courbe théorique et la courbe expérimentale pour les valeurs correspondant à notre échantillon

Limites du modèle Ce modèle est très satisfaisant de par son adéquation avec les résultats expérimentaux. Néanmoins, le substrat est considéré comme semi-infini et son épaisseur n'est pas présente dans les paramètres d'entrée. Cette hypothèse pourrait rendre le modèle caduque s'il venait à être sollicité dans le cadre de taules fines dans lesquelles les épaisseurs du substrat et des couches de revêtement sont du même ordre de grandeur.

A.5.3 Elaboration du métamodèle

Une fois que le modèle a été jugé valide pour la mesure du module d'Young équivalent de notre système en fonction de la profondeur, on a procédé à l'élaboration du méta-modèle. Nous avons eu accès une plateforme de Safran : Next-Step. Cette dernière a différentes fonctionnalités :

- génération d'un plan d'expérience qui propose différentes combinaisons de paramètres d'entrée pour modéliser un maximum de situations
- création d'un métamodèle permettant de proposer des valeurs d'entrée en fonction des propriétés physiques souhaitées
- calcul de l'influence des paramètres d'entrée sur la sortie d'une part, et de leur interaction entre eux d'autre part

Génération des variables

Le modèle de multicouches que nous avons validé par l'expérience dépend de 7 variables différentes, que nous pouvons faire varier en pratique de la manière suivante :

Epaisseur (nm)	Notation	min	max
Carbone amorphe	x1	30	1200
WC/C	x2	30	1200
Chrome	x3	30	1200

Module d'Young (GPa)	Notation	min	max
Carbone amorphe	x4	50	210
WC/C	x5	400	600
Chrome	x6	250	300
Acier	x7	150	250

A partir de ces données, on a commandé 2 000 combinaisons des 7 variables possibles afin d'avoir des entrées variées et nombreuses auxquelles on pourra appliquer notre modèle de façon représentative.

Application du modèle pour obtenir des résultats

Il a tout d'abord fallu définir les paramètres dont un ingénieur pourrait avoir besoin avec un cahier des charges défini. Notre modèle, réalisé avec EXCEL, trace la courbe module équivalent du système en fonction de la profondeur. Un futur utilisateur pourrait donc vouloir connaître les tendances de cette courbe et ses paramètres caractéristiques. Nous avons pour cela calculé 11 paramètres de sortie :

- la moyenne des gradients d'entrée sur les 5 premiers points de la courbe du module équivalent en fonction de la profondeur
- la moyenne des gradients de sortie
- quatre gradients dans la zone où la courbe change de pente
- le module d'Young équivalent initial
- le module d'Young équivalent final
- le module d'Young équivalent maximal
- le module d'Young équivalent minimal

A.5 Simulation des courbes obtenues en nano-micro indentation sur un système multicouches

	J	K	L	M	N	O	P	Q	
1	grad début 3	grad début 4	grad début 5	GRAD DEBUT	grad fin 1	grad fin 2	grad fin 3	grad fin 4	gra
2	0,156161856	0,14876333	0,06707026	0,14035117563	0,002890583	0,002917933	0,002945725	0,002973968	1,€
3	0,138476791	0,113526401	-0,2742701	0,06910836133	-0,00071993	-0,00072677	-0,00073372	-0,00074078	1
4	0,254053803	0,216185493	-0,0022672	0,22191930919	-7,35E-05	-7,40E-05	-7,46E-05	-7,51E-05	0,€
5	$=(((2*(\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))*(\text{A5}/(((\text{PI}()*\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))^2+(2*(\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))*\text{A5}))*\text{D5}))+(\text{B5}/(((\text{PI}()*\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))^2+(2*(\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))*\text{B5}))*\text{E5}))+(\text{CS}/(((\text{PI}()*\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))^2+(2*(\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))*\text{CS}))*\text{F5}))+1/((2*(\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))+2*(\text{RACINE}(253000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))*(\text{G5})))^(-1))-((2*(\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))*(\text{A5}/(((\text{PI}()*\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))^2+(2*(\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))*\text{A5}))*\text{D5}))+(\text{B5}/(((\text{PI}()*\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))^2+(2*(\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))*\text{B5}))*\text{E5}))+(\text{CS}/(((\text{PI}()*\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))^2+(2*(\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))*\text{CS}))*\text{F5}))+1/((2*(\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))+2*(\text{RACINE}(169000/\text{PI}()))+2*\text{A5}/\text{PI}()))*(\text{G5})))^(-1)))/20$								
11	0,235492712	0,213691877	0,066476676	0,21023608092	-0,0001534	-0,0001542	-0,00015499	-0,0001558	1,€

FIGURE A.62 – Par exemple, la case J5 représente le calcul du gradient entre la 3ième et la 4ième profondeur pour le 5ième jeu de valeurs

La formule utilisée dans le tableau est celle du modèle présenté précédemment.

Création du métamodèle à l'aide de Next Step

A partir du logiciel, nous avons importé les 7 colonnes de variables d'entrées et 11 colonnes de variables de sortie afin de créer le métamodèle. Nous pouvons maintenant faire varier les 11 paramètres de sorties pour simuler les souhaits d'un client potentiel. Le métamodèle fournit alors les paramètres d'entrées (épaisseurs et modules d'Young des matériaux de la multicouche) nécessaires pour obtenir le résultat voulu. Le logiciel permet également de visualiser l'influence de chacun des paramètres sur les différentes sorties ainsi l'influence des paramètres entre eux.

Pour un paramètre de sortie, la plateforme fournit un résultat graphique pour proposer les valeurs d'entrée correspondante. On déduit aisément la tendance globale pour obtenir un module d'Young fixé. L'utilisateur choisit une plage de valeurs possibles pour les épaisseurs et modules d'Young des matériaux en entrée, ainsi que la valeur du paramètre souhaité pour la courbe (E,h). Cela permet de bien répondre aux demandes du client et en respectant les éventuelles contraintes sur les matériaux.

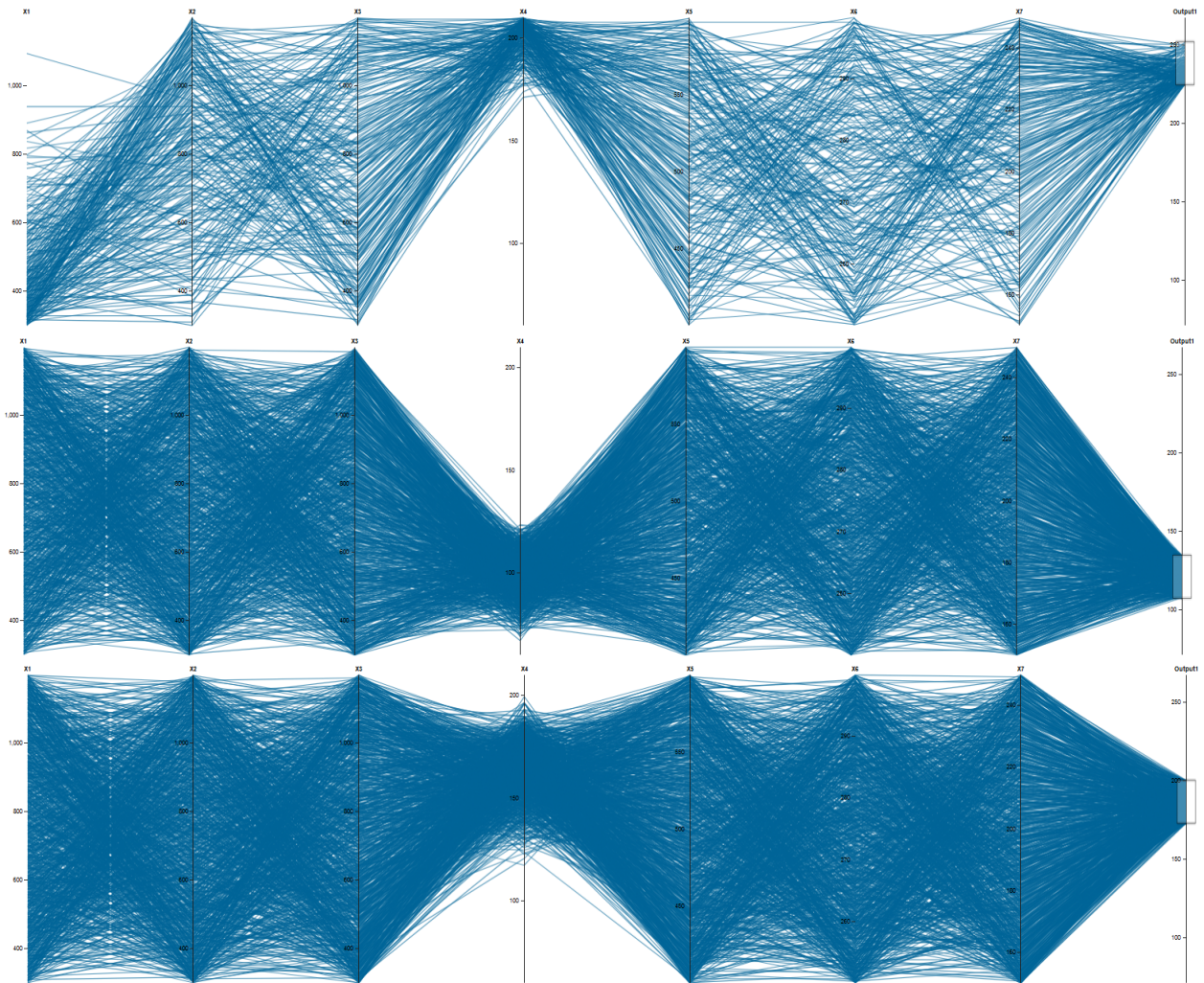


FIGURE A.63 – Exemple de chemins obtenus pour des plages de valeurs de gradient fixées

Analyse de sensibilité

Pour chaque paramètre on trace deux courbes :

- LOO for Output 1 montre la corrélation entre la valeur prédite par le métamodèle (predicted value) et la valeur donnée effectivement par notre modèle (True value). Le coefficient de corrélation de la droite est la valeur caractéristique qui atteste de la fiabilité du métamodèle.
- GSA for Output1 montre 2 paramètres. Plus la valeur de S1 est élevée, plus la valeur de sortie dépend du paramètre étudié. Plus la valeur de ST est proche de celle de S1, plus l'influence de la variable considérée sur le résultat est indépendante des autres variables.

Gradient à un point fixé de la courbe

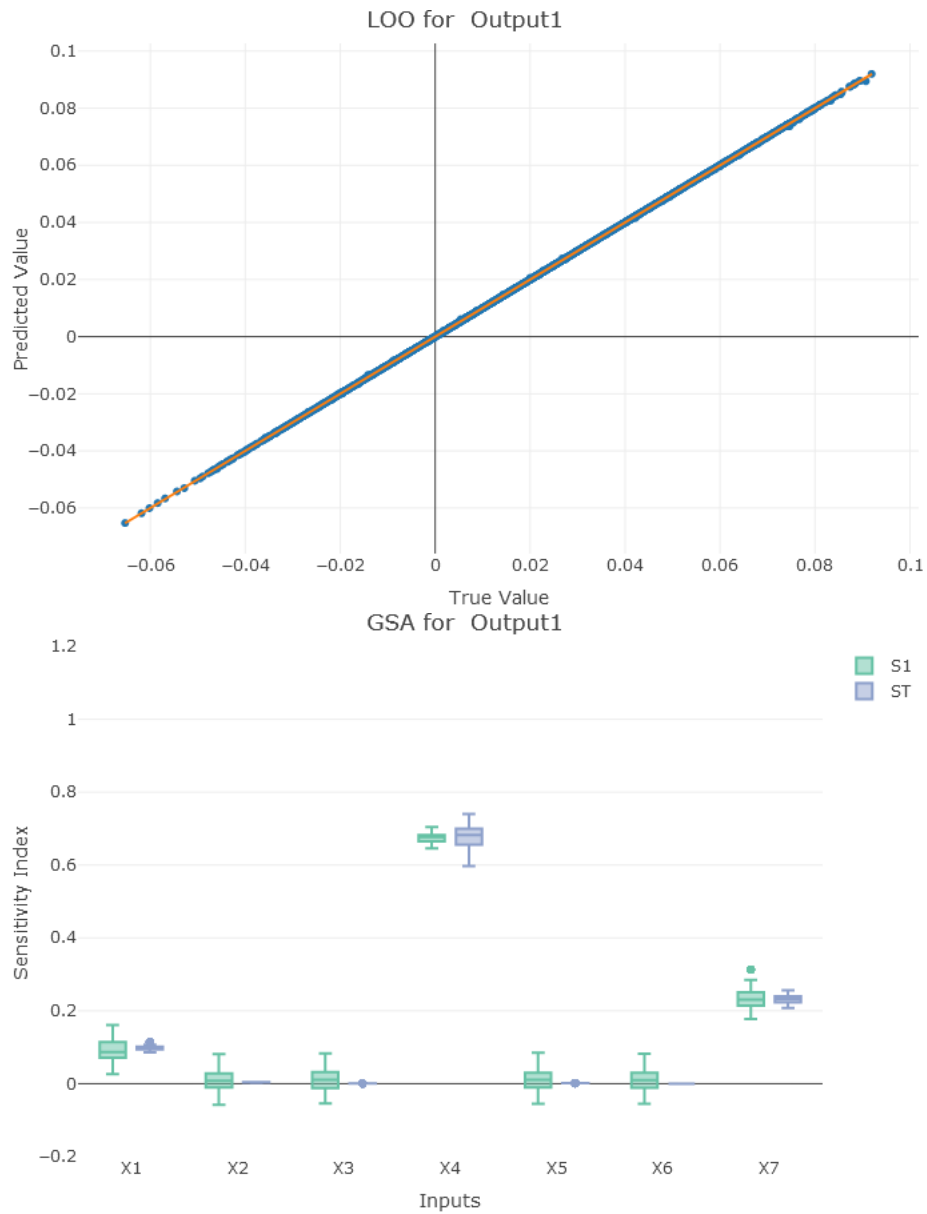


FIGURE A.64

Le coefficient de corrélation est de 1 : cela signifie que la modèle a eu suffisamment de valeurs en entrée pour renvoyer une sortie aussi précise que la valeur réelle. Le gradient de milieu de courbe étudié dépend principalement de la valeur de x_4 , c'est-à-dire du module d'Young de la première couche. ST est au même niveau que S1 donc l'impact du module d'Young de la première couche est indépendant des autres variables d'entrée.

Module d'Young équivalent initial

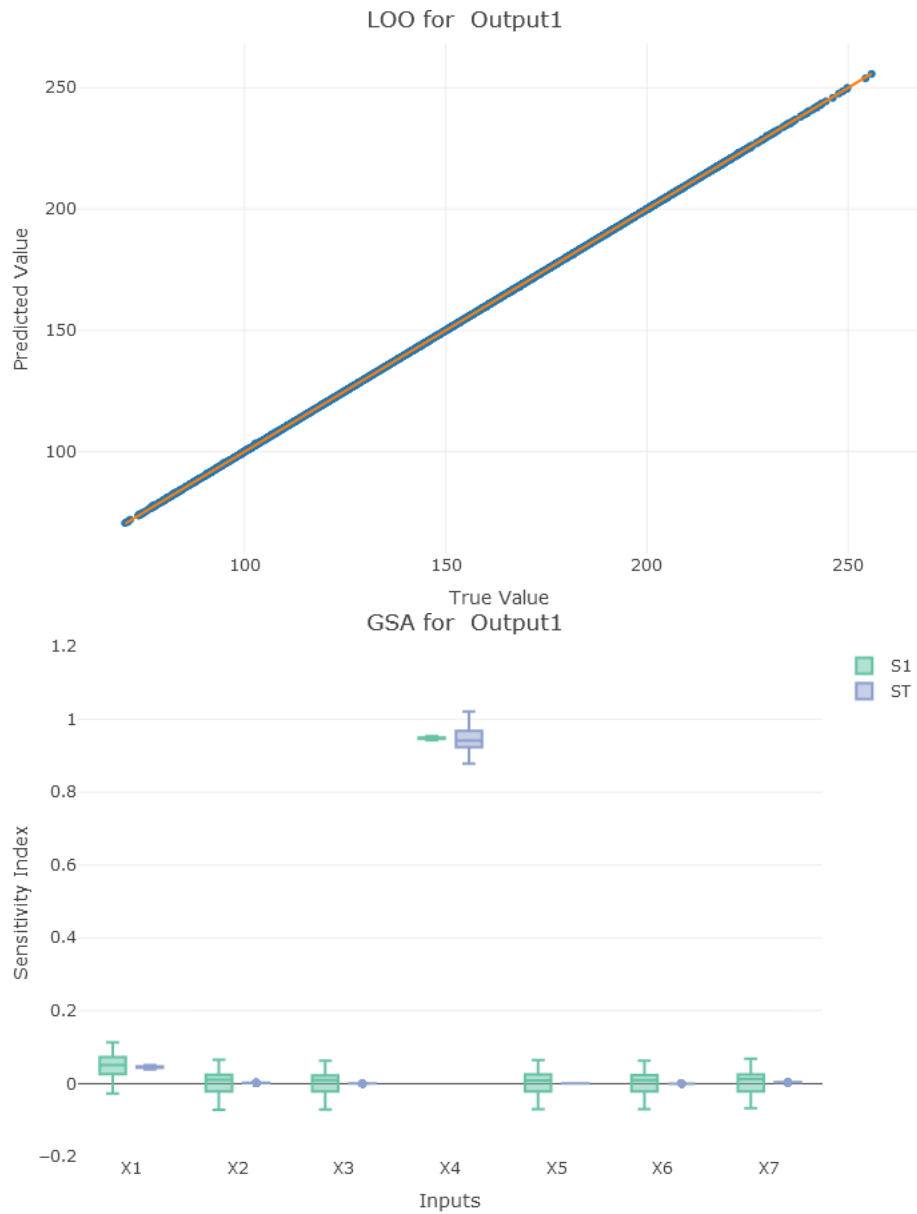


FIGURE A.65

Le module d'Young équivalent initial dépend principalement de la valeur de x_4 , c'est-à-dire du module d' Young de la couche en surface. ST est au même niveau que S1 donc l'impact du module d' Young de la première couche est indépendant des autres variables d'entrée. *Module d'Young équivalent final*

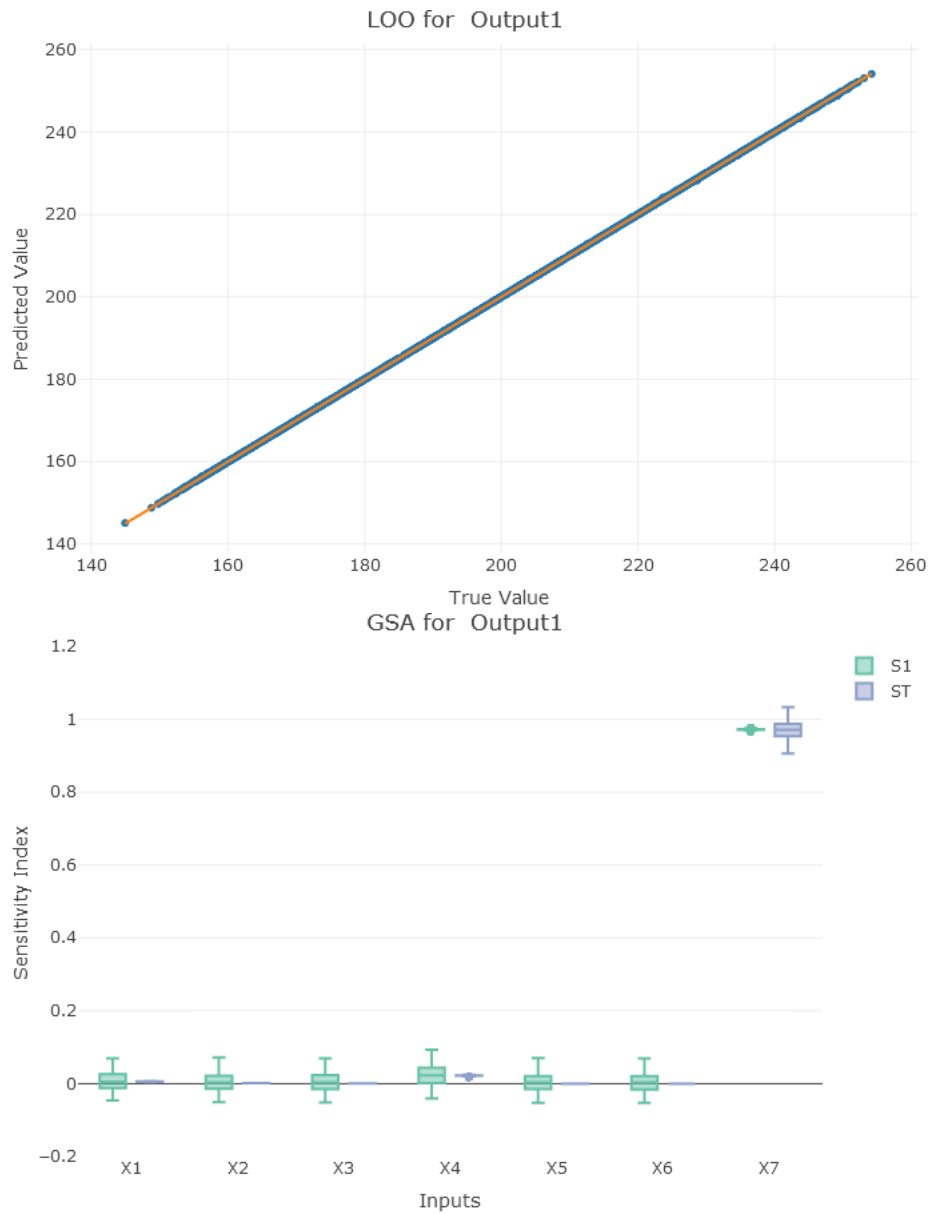


FIGURE A.66

Le module d' Young équivalent final dépend principalement de la valeur de x_7 , c'est-à-dire du module d' Young du substrat. ST est au même niveau que S1 donc l'impact de ce module d'Young est indépendant des autres variables d'entrée.

Dérivée seconde à l'origine

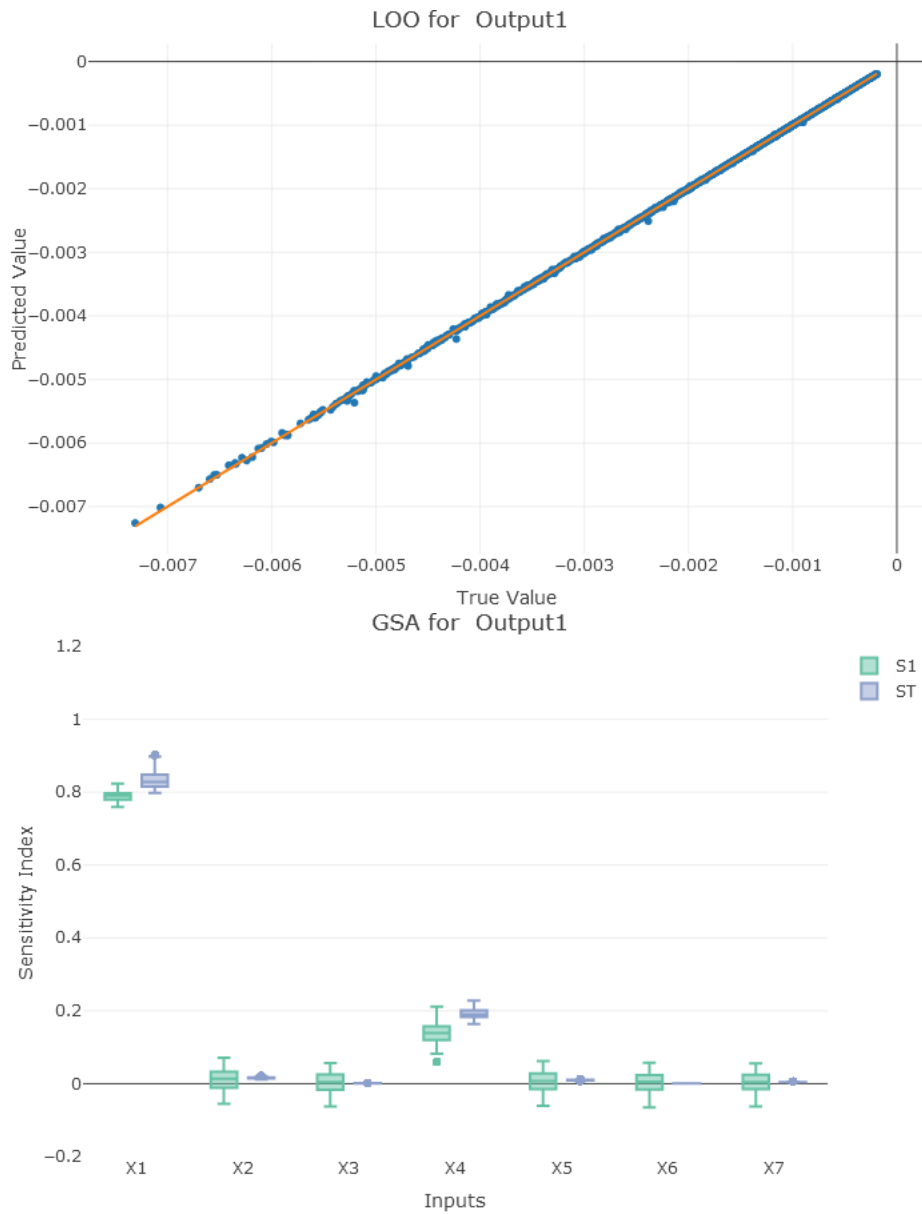


FIGURE A.67

La dérivée seconde au début dépend principalement de la valeur de x_1 , c'est-à-dire de l'épaisseur de la première couche et un peu de x_4 , ie du module d'Young de la première couche.

Dans les deux cas, ST et S1 ne sont pas au même niveau donc les autres paramètres d'entrée ont une influence sur la première couche.

Le coefficient de corrélation est de 0,998 ce qui atteste de la validité du métamodèle.

Gradient moyen au début

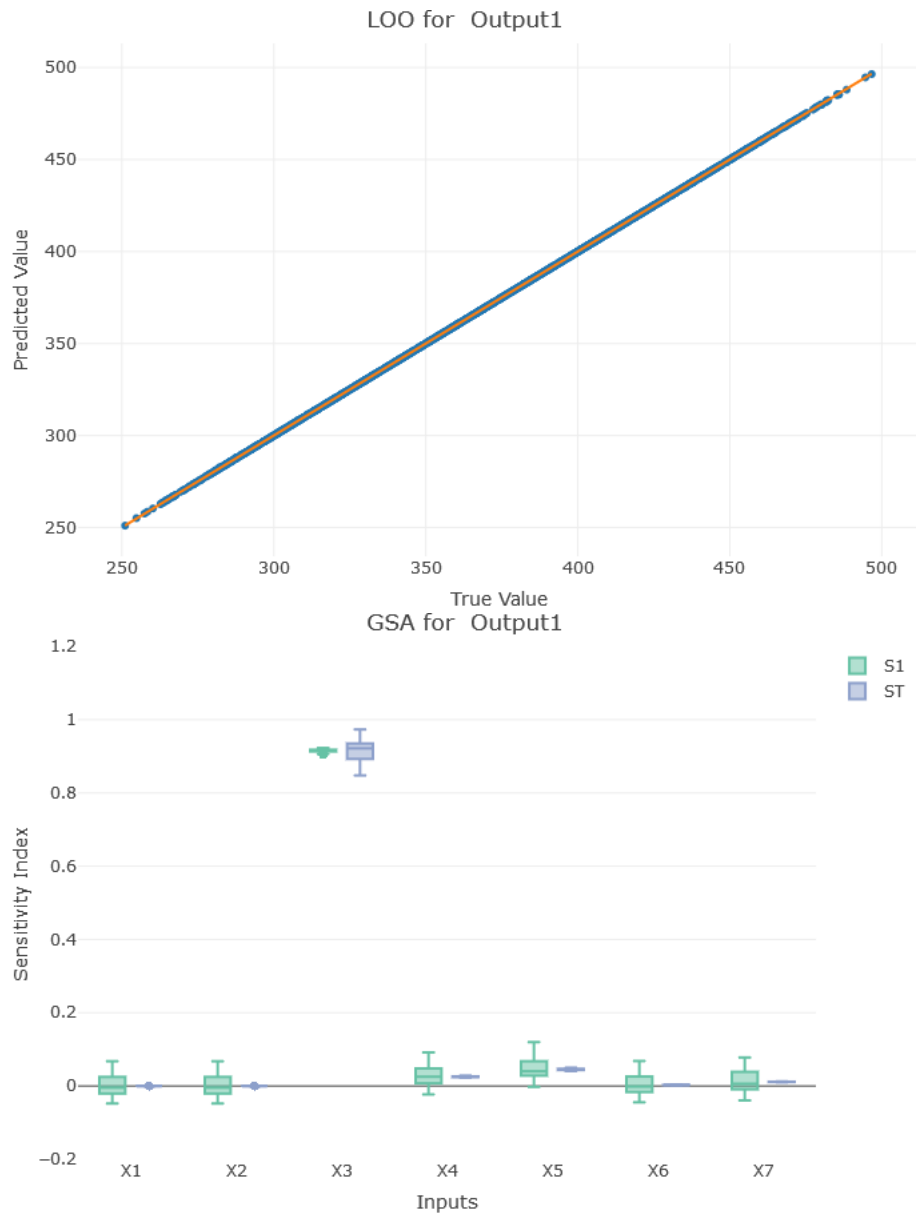


FIGURE A.68

Le gradient moyen au début de la courbe dépend principalement de x_3 , soit l'épaisseur de la 3ème couche ce qui est un résultat pour le moins surprenant car il s'agit normalement de faibles profondeurs de pénétration. Nous n'avons pas su comment interpréter ce résultat.

Dans les deux cas, ST et S1 ne sont pas au même niveau donc les autres paramètres d'entrée ont une influence sur la première couche.

Le coefficient de corrélation est de 1.

Gradient moyen à la fin

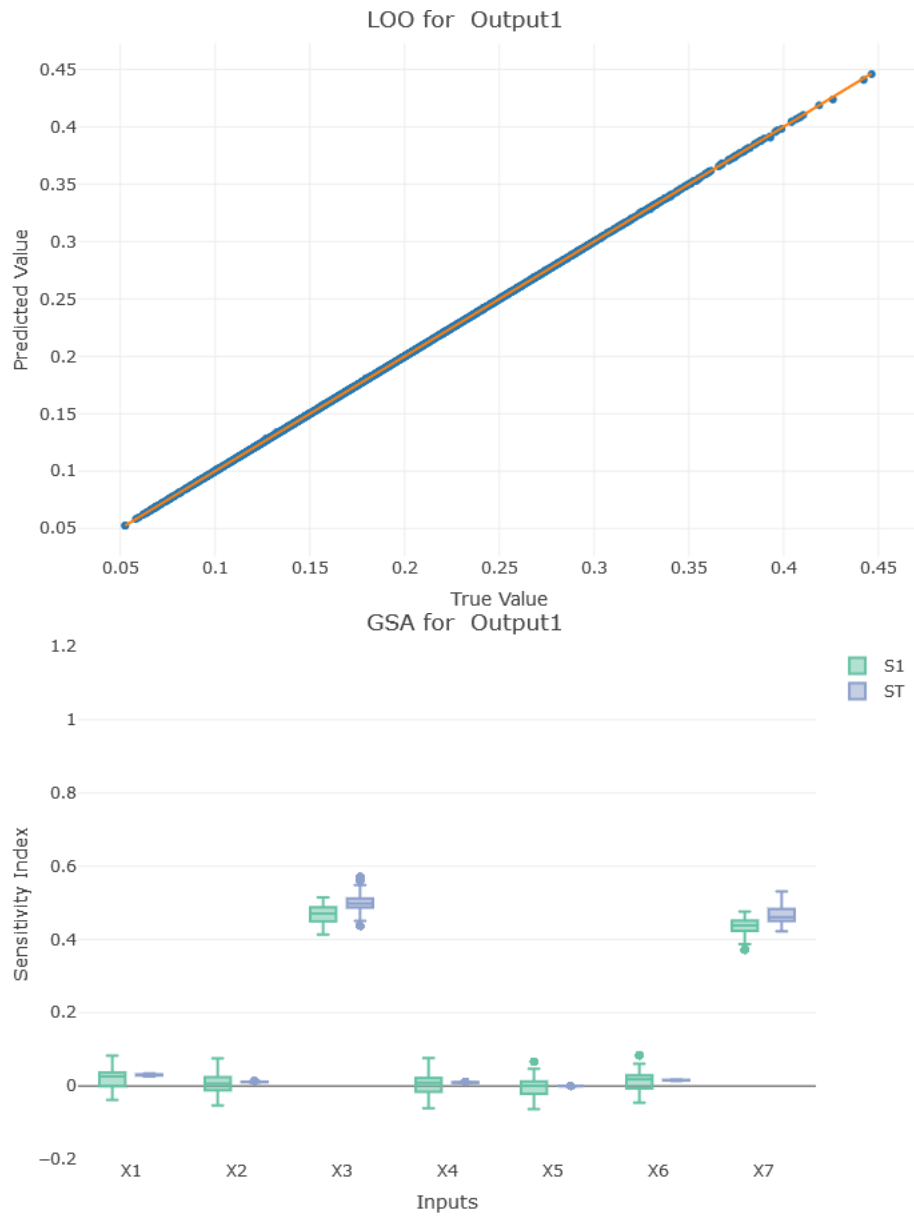


FIGURE A.69

Le gradient moyen à des profondeurs de pénétration importantes dépend principalement de x_3 , soit l'épaisseur de la 3ème couche, ainsi que de x_7 , le module d'Young du substrat, ce qui est cohérent avec l'intuition physique qu'on peut avoir. Dans les deux cas, ST et S1 ne sont pas au même niveau donc les autres paramètres d'entrée ont une influence sur la première couche.

Le coefficient de corrélation est de 1.

Gradient au milieu

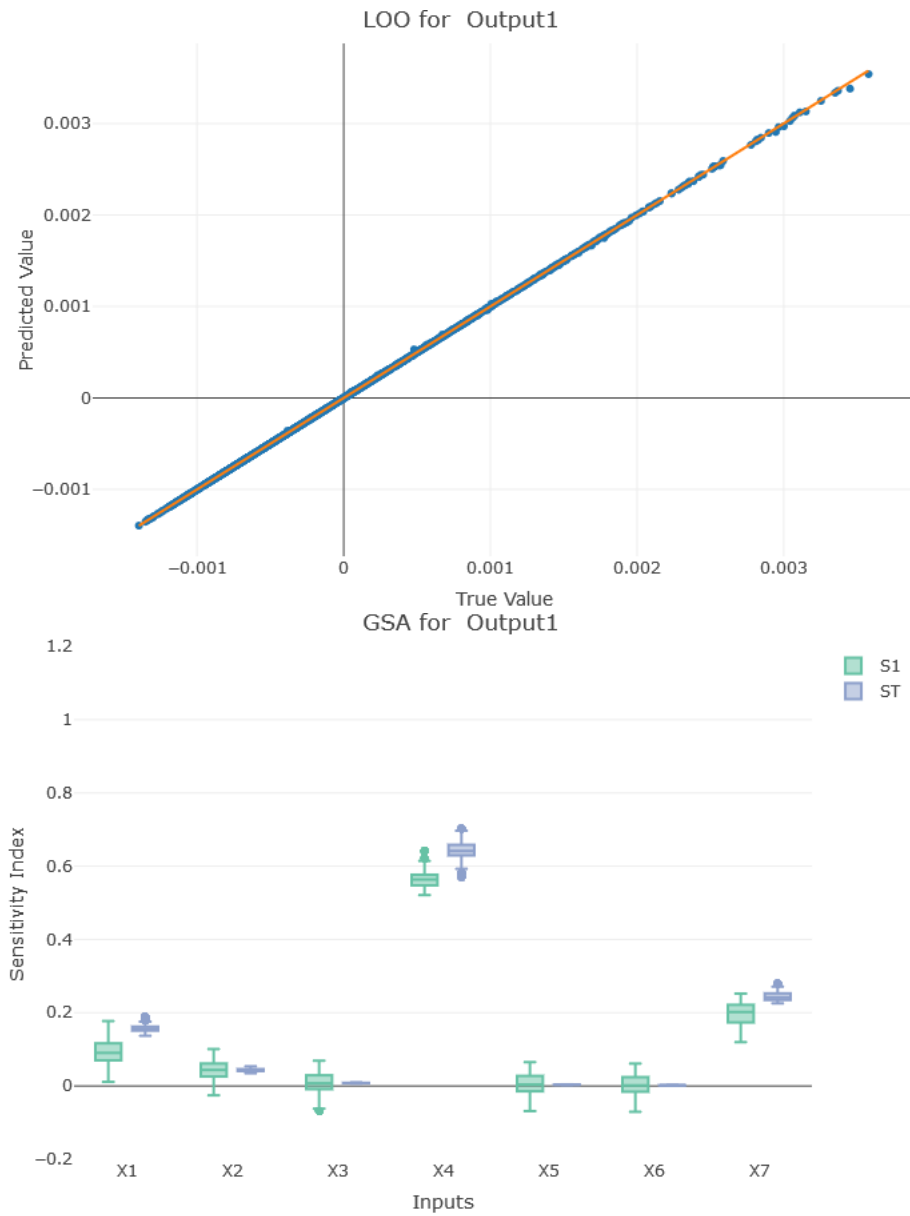


FIGURE A.70

Le gradient moyen au milieu de la courbe, soit à des profondeurs de pénétration intermédiaires dépend principalement de x_4 , et légèrement de x_7 , le module d'Young du substrat. ST et S1 ne sont pas au même niveau pour ces variables, ce qui témoigne d'interactions entre les paramètres. Le coefficient de corrélation est de 1.

Module d'Young maximal

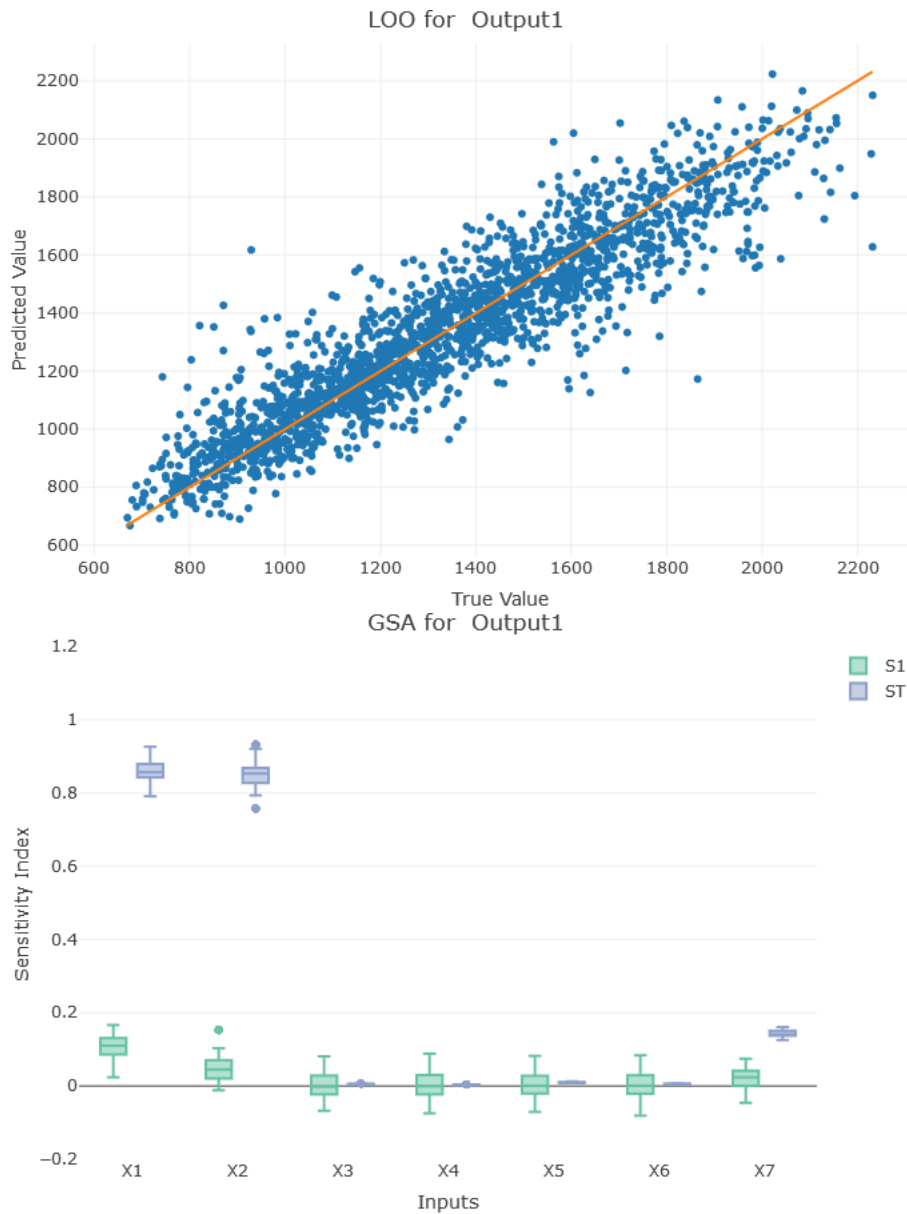


FIGURE A.71

Le gradient moyen au milieu de la courbe, soit à des profondeurs de pénétration intermédiaires dépend principalement de x_4 , et légèrement de x_7 , le module d'Young du substrat. ST et S1 ne sont pas du tout au même niveau pour ces variables, ce qui témoigne d'interactions entre les paramètres. Le coefficient de corrélation est de 0,845; ce qui n'est pas très bon.

A.5.4 Pistes d'approfondissement

Nous avons généré un métamodèle permettant de prédire les propriétés d'un matériau à 4 couches en terme de module d'Young. Ce métamodèle peut être étendu à d'autres paramètres (par exemple la dureté), et à un nombre plus important de couches : le principe reste le même. Néanmoins, le modèle devrait être revu dans le cas où le client

souhaiterait travailler avec des substrats plus fins, comme dans le cas de taules fines. Enfin, on pourrait considérer encore plus de paramètres pour décrire la courbe finale souhaitée, voire même avoir une courbe complète en paramètre d'entrée pour laquelle le métamodèle renverrait les valeurs optimales d'épaisseur de couches et de modules d'Young.

A.5.5 Bilan du mini-projet et remerciements

Nous tenions à remercier toute l'équipe de M&P de Safran Tech qui nous a accueillis chaleureusement pendant 10 jours, notamment Michaël PODGORSKI et Stéphane GOURDIN qui se sont tenus informés de notre progression tout au long de la durée du mini-projet afin de nous aiguiller au mieux. Nous avons bénéficié de cette expérience d'immersion au sein d'un département ainsi que des conseils prodigués par chacun. Cela nous permet d'avoir un très bon aperçu de l'organisation au sein du groupe, de l'ambiance qui y règne mais aussi de la multitude de parcours présents au sein de l'équipe.

De plus, M. PODGORSKI nous a proposé de présenter notre travail au département lors de la réunion mensuelle à la fin de notre stage. Ca a été l'occasion pour nous de nous entraîner au format d'un compte-rendu oral et des codes de communication qui s'imposent alors. Les questions posées par les autres membres de l'équipe nous ont permis de dépasser notre sujet et d'approfondir certains aspects des sciences des matériaux.

Nous les remercions tous pour leur accueil et leur bienveillance !

Bibliographie

- [1] David MERCIER. *Lois de comportement des matériaux utilisés dans les contacts électriques pour application "flip chip"*. 2013.
- [2] Bec & AL. *Conference on Instrumented Indentation Testin in Materials Research and Development*. 2005.

Chapitre B

Visites

B.1 Safran, Gennevilliers



FIGURE B.1 – Site de Safran Gennevilliers. Source : www.safran-aircraft-engines.com

Présentation du site et de l'usine

Nous avons eu l'occasion de visiter l'usine de Gennevilliers où sont réalisées des activités de forge, de fonderie ou encore de usinage pour Safran Aircraft Engines. La société fait partie du groupe Safran créé en 2005 lors de la fusion entre SNECMA et SAGEM et dont le capital est à 80% public. Safran possède trois domaines d'activité que sont l'aéronautique civile, l'aéronautique militaire et l'aérospatiale. On estime qu'il y a un décollage avec un moteur Safran toutes les deux secondes dans le monde et que le groupe équipe un moteur d'hélicoptère sur trois. L'équipementier aéronautique Zodiac a rejoint Safran en 2018, portant son nombre de salariés à plus de 91000 dans le monde.

Safran Aircraft Engines produit des moteurs civils et militaires, dont les plus connus sont le M88 pour le Rafale ou encore le CFM56 et le LEAP pour les avions civils. Le moteur LEAP se fait en collaboration avec General Electric qui s'occupe de la partie chaude et laisse à Safran la partie froide. Safran s'intéresse également à la propulsion spatiale avec des moteurs électriques pouvant permettre de repositionner des satellites sur leurs orbites.

Le site de Gennevilliers, établi en 1895, s'étend sur près de 15 hectares à côté de la Seine et produit des aubes de compresseur ou de turbine prêtes à être montées, ainsi que des pièces tournantes. Ces trois éléments constituent les trois Centres d'Excellence Industrielle définis par le groupe à Gennevilliers. Les aubes de soufflante en alliage de titane sortant de la forge subissent un usinage mécanique et chimique destiné à leur donner la forme souhaitée et à affiner leur bord d'attaque. Un grenailage permet également d'améliorer la résistance à la fatigue du matériau en projetant des micro-billes sur sa surface. Le contrôle de la taille des grains se fait alors au microscope, ou encore à l'aide de courants de Foucault ou d'ultrasons. Le site possède aussi des presses de près de 4000 tonnes et un laminoir circulaire

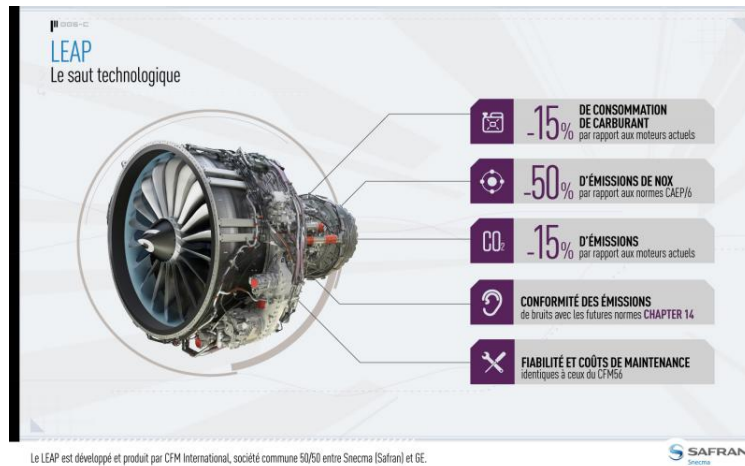


FIGURE B.2 – Chiffres marquants du moteur LEAP. Source : www.safran-aircraft-engines.com

permettant d'augmenter le diamètre de certaines pièces. Enfin, l'usine produit des moulages en cire permettant de couler avec précision des aubes de turbine.

Réunion avec équipe R&T aubes de turbine avancées

Nous avons pu rencontrer une équipe de R&T (R&D à plus court terme, avec une réelle visée industrielle) assez récente, datant de la création de Safran Tech en 2015 (directrice à Gennevilliers : Virginie JAQUET).

Le but de cette équipe est de concevoir une technologie qui améliore les performances : soit d'ici 2040, concevoir des aubes de turbine HP qui peuvent supporter des températures de fonctionnement plus grandes. Les leviers d'amélioration possibles sont la conception (circuits de refroidissement) et/ou les matériaux. Les contraintes principales sont la température de fonctionnement (température air » température fusion métal (base Titane) et les nombreux endommagements possibles (oiseaux, érosion de l'abradable entre l'aube et le carter). Une première solution déjà mise en oeuvre est d'intégrer, au pied de l'aube, une barrière thermique en céramique qui bloque la diffusion de chaleur et se dilate peu comparé à un métal. Pour réfléchir sur la conception, une étude conjointe du cycle thermodynamique, du profil de l'aube, des circuits de refroidissement et des matériaux donne un champ température en 3D puis un modèle élasco visco plastique de l'aube (logiciels utilisés : Abaqus, ANSYS, CATIA). L'objectif final est le développement d'un système alliage/couche/barrière thermique qui soit le meilleur compromis. Un travail sur le moule (cf. modèle en cire perdue) peut permettre d'augmenter sa température de maintien et sa cohésion avec l'alliage.

Visite laboratoire PFX

Nous avons par la suite visité le laboratoire PFX sur les Aubes de Turbine Avancées qui est un groupe de trois dont la responsable est Alice AGIER.

La principale recherche porte sur le développement de nouveaux matériaux : et leur caractérisation (pycnomètre pour densité, spectromètre, microscope optique ...). L'utilisation de la fabrication additive ajoute la possibilité de tester de nouveaux procédés et matériaux, permettant de créer plus facilement et rapidement des pièces complexes.

B.2 Safran Tech

Nous avons eu l'occasion de passer une journée à Magny-les-Hameaux, au sein du centre R&T dont s'est doté Safran : Safran Tech. Inauguré en 2015, il est destiné à encourager la recherche et l'innovation au sein du groupe.

B.2.1 Nouveaux enjeux en aéronautique

Après être arrivés sur le site, nous avons pu assister à une première présentation, tournée vers les enjeux du futur en aéronautique tels qu'ils sont perçus par le groupe Safran.

Des enjeux économiques et environnementaux clés

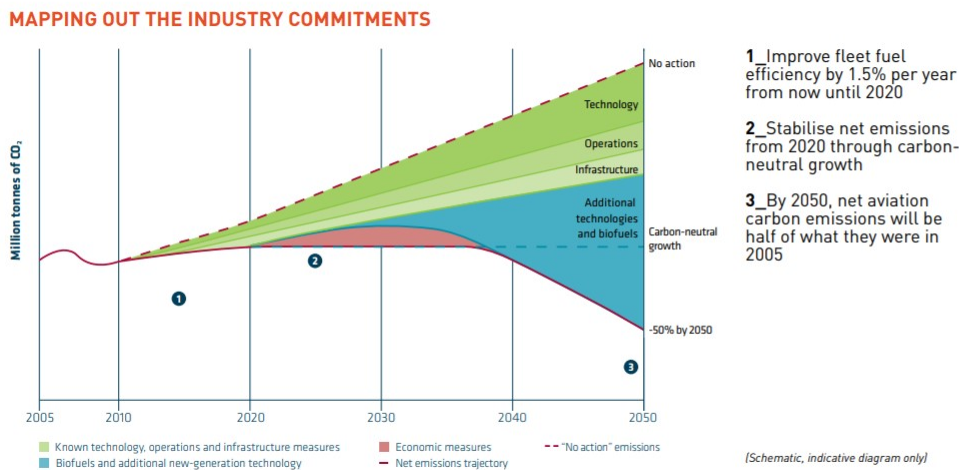


FIGURE B.3 – Stratégies des entreprises pour réduire leurs émissions de carbone. Source : ATAG

Les préoccupations liées à l'environnement et aux coûts sont primordiales dans tous les secteurs. Dans le domaine de l'aéronautique notamment, ces enjeux économiques et environnementaux convergent, entre autres, vers la réduction de la consommation d'énergie en général et de carburant en particulier. Déjà, des années 1960 à nos jours la consommation de kérosène des moteurs d'avion a été divisée par 3. Aujourd'hui encore l'innovation pour la réduction de consommation de carburant se fait surtout au niveau du moteur.

Le moteur développé par Safran et General Electrics dans cette perspective est le LEAP qui permet une baisse de consommation de 15% par rapport au CFM56.

Une innovation nécessaire

Les leviers d'action futurs pouvant permettre qui peuvent être développés sont, entre autres, l'amélioration de la propulsion, le choix de positions optimisées des moteurs sur l'avion et l'optimisation de la gestion de l'énergie dans l'avion.

Les avantages de ce moteur serait une réduction de 15% de consommation de carburant sans avoir la restriction de vitesse imposée par l'usage d'un moteur à hélice. En effet, pour un moteur à hélice, le nombre de Mach est de l'ordre de 0,4 alors que pour un OpenRotor il pourrait être de l'ordre de 0,9. Cependant, les défis qui seraient rencontrés

pour ce type de moteur concernent le bruit, la difficulté pour son installation sur l'avion ainsi que les risques liés à la perte éventuelle d'une aube en vol étant donné le fait que la soufflante du moteur est non carénée.



FIGURE B.4 – Exemple d'une innovation s'inscrivant dans le cadre de la réponse à ces défis : l'Open rotor [1]

La place de l'électrique dans les nouvelles architectures énergétiques de Safran Aircraft Engines

Au vu des capacités de stockage des batteries développées aujourd'hui, même si l'ensemble du volume de l'avion était utilisé par un composant de stockage d'énergie électrique, l'énergie stockée ne serait pas suffisante pour répondre à tous les besoins énergétiques d'un avion. En effet, les meilleures batteries actuellement présentes sur le marché (les accumulateur Lithium-ion, utilisés par Tesla notamment) ont une densité d'énergie massique de l'ordre de 150 Wh/kg alors que celle du kérosène est de 12 kWh/kg. Ainsi, l'énergie électrique pourrait être utilisée pour des fonction auxiliaires ou être utilisée dans le cadre de moteurs hybrides. Ceci en gardant en tête que des batteries performantes sont lourdes et que l'une des stratégies les plus simples d'optimisation de la consommation énergétique d'un avion est de réduire sa masse !

B.2.2 Département "Modélisation et simulation"

La présentation du département "Modélisation et simulation" nous a ensuite permis d'identifier les différents aspects qui rendent la conception d'un moteur complexe et de comprendre les méthodes mises en oeuvre afin de les intégrer au processus de fabrication.

Pourquoi un moteur est-il un objet complexe?

De par les différentes contraintes auxquelles il doit répondre, le nombre de pièces qui le composent et leur caractère multifonctionnel, le moteur d'avion est indéniablement un objet technologiquement complexe. Il est le résultat de travaux mobilisant des compétences pointues dans divers domaines de la physique (mécanique, acoustique, thermodynamique, aérodynamique...) et son élaboration s'appuie donc de la collaboration de plusieurs équipes et entités aux compétences diverses. Les moteurs Leap® sont un exemple de l'aboutissement d'un tel processus. Le Leap-1C® équipe désormais les avions monocouloir C919 de l'avionneur chinois COMAC (Commercial Aircraft Corporation of China).



FIGURE B.5 – Le Leap-1C® équipant le C919. Source : [2]

Pourquoi et comment s'organiser pour le concevoir ?

Un client formule un besoin et le motoriste doit fournir un moteur qui y répond. Le concepteur doit donc émettre des définitions précises de ce qu'implique ce besoin. La traduction du besoin client en définitions fonctionnelles et techniques consiste à bien poser le problème. Une méthode de conception proposée par les équipes de Safran Tech est d'employer un cycle de conception en V.

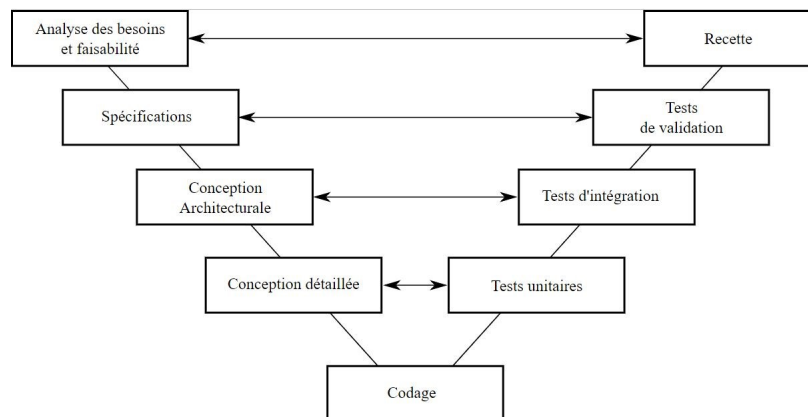


FIGURE B.6 – Cycle de conception en V. Source : [3]

Aussi, l'agilité est un élément clé de ce processus de conception. En effet, le besoin client n'est pas immuable et peut évoluer, le concepteur doit donc s'adapter à ces évolutions et prévoir leur intégration dans son plan de conception. De plus, des résultats intermédiaires peuvent mener à mettre en cause le plan d'action et le repenser en cours de conception ou de fabrication. Ainsi, devant être agile, multiphysique, collaboratif et optimisé, le moteur d'avion est

un système complexe, tant dans l'organisation humaine qu'il implique que dans les innovations technico-scientifiques nécessaires à sa production.

A quoi servent les méthodes et outils dans ce contexte ?

Une méthode de qualification des qualités d'un outil peut être la suivante :

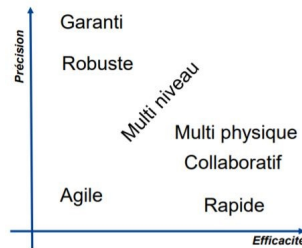


FIGURE B.7 – Classification d'un outil suivant des critères d'efficacité et de précision. Source : [2]

B.2.3 Département "Matériaux et procédés"

Sans se préoccuper des effets liés au choix des matériaux, répondre aux enjeux décrits précédemment est impossible. Le pôle "Matériaux et procédés" répond aussi aux enjeux liés à la performance, la maintenance, la réparation, l'environnement, les coûts de production et la montée en cadence. Aussi, la R&T autour des matériaux et procédés permet de répondre aux contraintes fonctionnelles inhérentes à la conception de moteur d'avion (conditions climatiques variables, vols d'oiseaux...). Dans l'exemple du moteur LEAP développé en collaboration entre Safran et General Electric, un exemple de choix de matériaux crucial est celui de produire des aubes de turbine en composite avec bords d'attaque en titane au lieu d'aubes entièrement en titane. En effet cela permet un allègement de la masse du moteur, ce qui est une considération essentielle en aéronautique. Cet exemple met également en avant un des compromis phare de la conception aéronautique : trouver le juste milieu entre la masse et les caractéristiques mécaniques du matériau.

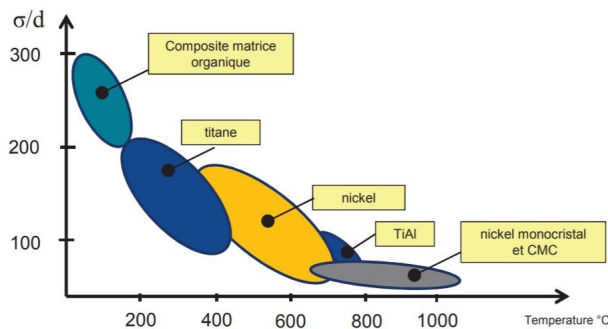


FIGURE B.8 – Résistance de différents matériaux vis-à-vis de la température. Source : [2]

B.2.4 Visite des laboratoires

Nous avons pu visiter le laboratoire du site Safran Tech et découvrir les procédés mis en jeu dans le contrôle, la caractérisation et la fabrication des matériaux utilisés dans l'industrie aéronautique.

Méthodes de détection non destructives

Dans un premier temps, nous pris connaissance des méthodes utilisées dans le contrôle non destructif des pièces qui composent certaines parties du moteur de l'avion. Il s'agit ici de pièces soumises à de fortes contraintes mécaniques et/ou à de forts gradients de température au cours de leur cycle d'utilisation. Deux méthodes sont utilisées au sein de ce laboratoire :

- La *thermographie infrarouge par excitation laser* est une méthode de contrôle non destructive particulièrement adaptée à la détection de discontinuités à l'intérieur des constituants utilisés en aéronautique. La surface de la pièce étudiée est chauffée par le faisceau laser. La présence d'une fissure au sein de la pièce entraîne une dissymétrie du profil de température au voisinage de la zone concernée. On utilise une caméra infrarouge permettant de réaliser une cartographie de la température qui fait ensuite l'objet d'une analyse spectrale. Les dissymétries de refroidissement obtenues par filtrage temporel permettent de mettre en évidence les discontinuités présentes dans le matériau étudié (analyse spectrale de la cartographie de température).
- La *thermographie infrarouge par induction* permet la détection sans contact de défauts à l'intérieur des structures métalliques. Elle s'appuie sur la création de courants de Foucault dans l'échantillon qui provoquent un réchauffement des zones dans lesquelles ils circulent. Les profils de température sont réalisés à l'aide d'une caméra infrarouge, détectant des écarts de température de l'ordre du mK. La résolution des images ainsi obtenues est quant à elle de l'ordre du micromètre.

Ces deux méthodes présentent des avantages majeurs. Elles n'endommagent pas les pièces étudiées puisqu'elles reposent sur des principes de détection sans contact. De plus, aucune préparation préalable de l'échantillon et aucun traitement chimique préalables ne sont nécessaires.

Microscope électronique à balayage (MEB)

Le pôle « matériaux et procédés » s'appuie également sur l'utilisation d'un *microscope électronique à balayage*, qui nous a été présenté dans la suite de la visite. Il s'agit d'une méthode puissante pour caractériser la topographie des surfaces d'un matériau. Elle repose sur la détection d'électrons secondaires émergents de la surface balayée par un faisceau d'électrons primaires. Il permet notamment de cartographier la surface d'un cristal en déterminant l'orientation de chacun des grains qui le composent grâce à une analyse par diffraction d'électrons rétrodiffusés (EBSD : electron backscatter diffraction). Les matériaux utilisés dans la conception aéronautique doivent être étudiés à toutes les échelles. On s'intéresse à leur faciès mais aussi aux microstructures qui caractérisent leur état de surface. C'est le cas des poudres utilisées en fabrication additive. On peut ainsi observer les aspérités et relever la présence de satellites à la surface des grains (cf. mini-projet « Poudres en fabrication additive »), mais aussi détecter la présence de phénomènes d'oxydation qui se déroulent au niveau d'une couche superficielle dont l'épaisseur est de l'ordre du nanomètre.

Fabrication additive

Nous avons ensuite été conduits au sein du laboratoire de l'équipe responsable des processus de fabrication additive chez Safran. Ils disposent d'un appareil faisant intervenir le processus de *fusion sur lit de poudre* (vu plus haut). La poudre est étalée uniformément puis balayée par un faisceau d'électrons de 200 μm de diamètre qui la fait fondre à l'intérieur des zones délimitées par les frontières de la pièce en cours de fabrication (EBM : electron beam melting). Ce processus impose de préchauffer la poudre et de travailler sous vide. Les couches sont successivement déposées et leur épaisseur est comprise entre 20 μm et 90 μm , selon la précision escomptée. Nous avons également pu voir une machine reposant sur le principe de *projection de poudre*. Elle comporte 3 axes permettant de faire tourner la pièce sur laquelle on dépose la poudre en fusion et ne nécessite pas de réaliser ce dépôt sur une surface plane, contrairement à la machine vue précédemment. La buse permettant de projeter la poudre est constituée de deux cônes imbriqués. La poudre est injectée entre ces deux cônes puis fondue à la pointe de la buse, au niveau du faisceau laser dont le diamètre est de 81 μm (plus fin que le faisceau d'électrons utilisé en EBM).

L'étude de l'écoulement des poudres constitue un enjeu majeur dans la compréhension et la mise en œuvre de processus de fabrication additive. Il faut que les poudres choisies s'écoulent correctement dans les circuits et dans les

buses, sans s'agglomérer, au risque d'endommager les dispositifs et de nuire à la qualité de la pièce fabriquée. Nous avons pu découvrir plusieurs dispositifs mobilisés dans l'étude des propriétés de ces poudres :

- *Le Granucharge* : il s'agit un dispositif utilisé pour évaluer la charge acquise par un échantillon de poudre à cause des interactions électrostatiques. Il permet également de décharger des échantillons afin de tester l'influence des forces électrostatiques dans la coulabilité des poudres.
- *La thermobalance* : les propriétés de l'écoulement des poudres sont très dépendantes des forces d'adhésion capillaires liées la présence d'eau à l'intérieur des poudre. Dans cette perspective, la thermobalance est utilisée pour déterminer le taux d'humidité des poudres puisqu'elle permet de peser un échantillon après l'avoir fait sécher en le plaçant sous vide.
- *Le granulomètre* : il permet d'étudier les propriétés géométriques des grains de poudre (sphéricité, convexité, rondeur...) par capture et traitement numérique automatisé d'une succession de photos prises au cours de l'utilisation. Ces critères géométriques sont sont importants pour comprendre les forces de frottement mécaniques intervenant dans l'écoulement des poudres.

Bibliographie

- [1] SAFRAN. *Safran célèbre le début des essais du démonstrateur Open Rotor sur le nouveau banc à l'air libre d'Istres*. <https://www.safran-group.com/fr/media/safran-celebre-le-debut-des-essais-du-demonstrateur-open-rotor-sur-le-nouveau-banc-lair-libre-distres-20171003>. 2017.
- [2] Guy de SPIEGELEER. *Modélisation et simulation*. Nov. 2018.
- [3] WIKIPEDIA. « Cycle en V Wikipedia The Free Encyclopedia ». In : (2018). URL : `\url{https://fr.wikipedia.org/wiki/Cycle_en_V}`.

B.3 Safran Aircraft Engines, Villaroche

La suite de notre découverte de l'épopée d'un moteur d'avion nous a mené chez Safran Aircraft Engines, à Villaroche.

Villaroche est un grand site de Safran avec 3500 employés. Il abrite notamment un musée, les chaînes d'assemblage moteur, les essais de production et l'Atelier Innovation Produit...



FIGURE B.9 – Le site de Villaroche. Source : Safran Aircraft Engines Villaroche

L'assemblage des moteurs civils et militaires est réalisé dans le hall d'assemblage principal, un des plus vieux et grands bâtiments du site. Y sont notamment assemblés les moteurs leaders de Safran, CFM-56 et LEAP pour les moteurs civils, ainsi que M88 pour les Rafale, mais aussi les moteurs Silvercrest ainsi que certains modules du turbo-propulseur TP400. Pour le moteur nouvelle génération, LEAP, il faut préciser qu'il en existe trois types : le LEAP-1A destiné aux Airbus, le LEAP-1B, destiné aux Boeing, et le LEAP-1C qui équipe les avions chinois Comac. Safran travaille avec General Electrics pour ces moteurs, dont l'assemblage est réalisé chez les deux partenaires, selon le pays de destination finale. Le travail est organisé en îlots : les équipes sont fixes, ce sont les moteurs qui se déplacent. L'assemblage final du LEAP se fait sur une ligne pulse où les moteurs sont suspendus et passent de poste en poste jusqu'au bout de la chaîne d'assemblage. Les équipes peuvent faire monter ou descendre les moteurs, mais aussi les faire tourner de 120°, pour réduire la pénibilité de leur travail. Le moindre boulon mal placé ou outil oublié dans le moteur peut avoir de graves conséquences, notamment l'endommagement irrémédiable du moteur sur le banc d'essai, en aval. C'est pourquoi les outils sont soigneusement rangés au fur et à mesure, et un contrôle est effectué deux fois par jour pour vérifier qu'ils sont à leur place. Cependant, les ouvriers ne sont pas sanctionnés en cas de problème pour instaurer une relation managériale fondée sur la confiance. A terme, Safran envisage d'aider ses travailleurs avec des écrans sur chaque poste ainsi qu'avec un robot mobile qui facilitera le détrompage (c'est-à-dire éviter les erreurs de montage, d'assemblage ou de branchements) au fur et à mesure, grâce à des algorithmes de reconnaissance d'images.

Une autre composante importante de l'activité de Safran à Villaroche est constituée par les essais de production, réalisés dans les nombreux bancs d'essai présents sur le site. Chaque moteur qui quitte la chaîne de montage passe sur un banc d'essai. Il y est installé dans une nacelle type, représentative de celle de l'avion de destination du moteur. Il faut trois heures pour équiper le moteur de la nacelle et des quelques instruments de mesure nécessaires : accéléromètres, thermomètres...La nacelle est suspendue dans le hangar, et s'y déplace sur des rails fixés au plafond pour rejoindre une des chambres d'essai. L'air y arrive par une cheminée, passe à travers une grille pour filtrer d'éventuels corps étrangers. L'air ressort ensuite à l'autre bout du banc d'essai, par une autre cheminée. On fait d'abord tourner le moteur sans carburant, puis le carburant est injecté. Ces essais servent au rodage et à la finalisation de l'équilibrage du moteur, avec de petites masselottes (c'est surtout le fan qui reste à équilibrer, après le premier équilibrage réalisé



FIGURE B.10 – Chaîne de montage des LEAP. Source : Safran Aircraft Engines Villaroche

sur la chaîne d'assemblage). Le cycle de performances demandées au moteur dépend des critères du client. En visitant le banc d'essai, nous avons eu la chance de pouvoir assister au commencement d'un essai moteur CFM-56, depuis la salle de contrôle. Ce qui est surprenant, c'est que, depuis cette salle, le moteur qui tourne dans la chambre d'essai ne s'entend pas, pourtant il est juste de l'autre côté du mur. Nous avons suivi le démarrage depuis les écrans de contrôle, au milieu de l'équipe de techniciens. Le spectacle débute par beaucoup de vapeur d'eau, qui correspond à la vaporisation de l'humidité ambiante au fur et à mesure que le moteur chauffe. L'équipe nous assure que, les jours les plus humides, on ne voit même plus le moteur sous la vapeur.

Après avoir visité la chaîne de montage et d'essais du site, nous sommes allés à l'*Atelier Innovation Produit* (AIP), où sont réalisés les avant-projets liés à la propulsion aéronautique du futur. Le rôle de l'AIP s'étend de la toute première activité exploratoire d'un concept innovant jusqu'à l'éventuelle signature d'un contrat matérialisant la fin de l'avant-projet et l'entrée en phase de développement. Les bureaux de l'AIP (principalement sous forme d'open spaces) sont dans le bâtiment de la direction des bureaux d'études Systèmes Propulsifs. Nous avons été accueillis dans une salle de réunion, nommée Skylab, qui nous a beaucoup surpris. En effet, cette salle est aménagée confortablement (canapés, fauteuils, tables basses) et bien équipée (tableaux sur les murs, vidéoprojecteurs, post-its...). En fait, l'équipe nous explique que cet environnement de travail a été optimisé pour accroître l'imagination et l'inventivité des employés, qui peuvent s'y rendre de manière informelle, mais qui y sont aussi régulièrement conviés pour des ateliers créativité, animés en général par la manager innovation de l'AIP. Ces « workshops » mélangent en général des experts, des ingénieurs qui travaillent sur un autre sujet que celui abordé, des dirigeants Safran, et quelques personnes plus ou moins étrangères à la problématique, qui peuvent apporter leur point de vue extérieur sur le sujet.

L'AIP nous est présenté par sa responsable, ancienne élève des Mines (P2000). Il fait partie de la direction technique, et en son sein, du bureau d'étude Systèmes propulsifs. L'AIP est constitué de plus de cents personnes qui représentent une vingtaine de disciplines, et il a déposé près d'une centaine de brevets en 2017. 5 compagnies de Safran y sont impliquées. En termes de ressources, l'AIP dispose de 3 salles d'innovation (dont le Skylab), et d'imprimantes 3D qui permettent de réaliser différentes maquettes (Open Rotor, nouvelle architecture moteur...).

L'expert en charge des architectures de moteurs futurs nous a ensuite présenté une conférence intitulée « Vision motoriste du défi énergétique ». En effet, il est prévu que le trafic aérien double à l'horizon 2040, et les projections prévoient alors un trafic davantage domestique au sein de plusieurs continents (Europe, Amérique du Nord et Asie de l'Est). L'augmentation la plus notable prévue est en Asie et semble centrée en Chine. A long terme, différents scénarii sont envisageables :

- La *Unlimited skies* : Les avions peuvent continuer à fortement se développer, sans contraintes rédhibitoires. Ainsi, le trafic aérien continuera sa croissance exponentielle.
- La *Regulatory push-pull* : Le trafic aérien serait régulé pour respecter des normes liées aux pollutions environ-

nementales et sonores mais aussi aux consommations énergétiques.

- La *Down to Earth* : L'utilisation des avions est réduite ou impossible. Ce scénario serait dû à une impossibilité d'adapter les technologies aéronautiques en un temps donné pour respecter les contraintes environnementales (réduction des émissions de CO₂, raréfaction des ressources fossiles).

Ces scénarii sont donc ici classés du plus avantageux au plus pénalisant pour une entreprise telle que Safran, si ses produits n'évoluent pas. Actuellement, pas moins de 20 000 avions sont en service et ce nombre risque de doubler d'ici 2035. En prenant en compte l'usure des avions actuels, cette dernière donnée nécessiterait la production de 35 000 avions en moins de 20 ans. Les petits avions, ie les avions monocouloirs, sont la principale source de demande.

Ces différentes informations mettent en lumière l'importance cruciale d'un pôle tel que l'Atelier Innovation Produit au sein d'entreprises comme Safran. Certaines entreprises partenaires proposent parfois d'elles-mêmes des avant-projets pour un "avion du futur". C'est le cas par exemple d'Easyjet avec son projet d'avion 100% électrique.

Les objectifs techniques à atteindre par l'Atelier Innovation Produit ne sont pas des moindres :

- Réduire de 50% les émissions de CO₂ des avions actuels en un peu plus de 30 ans. En effet, le respect de ce délai permettrait d'éviter une taxe sur le CO₂, qui semble inévitable sans nouvelle technologie. Des améliorations notables sont pourtant déjà à noter : la consommation de kérosène de 9L au 100km.passager de 1960 a déjà été réduite à 2L au 100km.passager en 2018.
- Réduire les émissions de NO_x, qui modifient la composition de l'atmosphère, participent à son acidification et accélèrent le phénomène de réchauffement climatique.
- Réduire la pollution sonore due aux avions. Là aussi, il faut constater une amélioration de 20dB depuis les années 1970. L'objectif pour les années à venir est de garder constante la pollution sonore dues au trafic aérien, malgré le nombre croissant d'avions (ce qui revient à obtenir une réduction de la pollution sonore due à chaque avion).

Pour résoudre ces différents problèmes, une possibilité est d'augmenter le rendement thermopropulsif η , pouvant s'écrire ainsi :

$$\eta = \eta_{thermique} * \eta_{propulsif}$$

où le rendement thermique correspond au rendement de la partie chaude du moteur, tandis que le rendement propulsif est le rendement des parties basse pression produisant la poussée, par exemple un fan ou une hélice. Pour augmenter le rendement thermopropulsif, plusieurs voies sont envisagées, et correspondent à 2 stratégies :

- Chercher à augmenter le rendement thermique. Aujourd'hui, le mode de combustion est une déflagration (flamme) à pression constante. Il serait intéressant d'augmenter la pression de compression de l'air dans le moteur. Cependant, ce critère atteint un seuil, où l'augmentation de la pression dans le moteur n'augmenterait plus de façon suffisamment significative la valeur du rendement thermique. Il est également envisageable de proposer un moteur à piston rotatif fonctionnant avec déflagration à volume constant (cycle de Humphrey). L'utilisation de moteur à piston permettrait de fortement réduire la taille des moteurs aéronautiques. Cependant, leur durée de vie est plus faible et leur masse plus importante que les moteurs classiques actuels. Enfin, on peut considérer un mode de combustion différent, comme la détonation. Cependant, les détonations pulsées mettraient les aubes de turbine plus à l'épreuve. Ce n'est pas gênant pour un unique vol, comme pour les missiles (qui sont pour certains déjà équipés de tels moteurs), mais pour un avion, cela pourrait poser problème.
- Chercher à augmenter le rendement propulsif. La meilleure façon pour ce faire est d'augmenter le BPR (ByPass Ratio), minimisant par cette voie les vitesses d'éjection et les pertes d'énergie cinétique associées. En effet, le Leap a un BPR de 10 environ, ce qui laisse une marge de progression. Cependant, augmenter le taux de dilution nécessite un moteur de plus en plus grand, et donc de plus en plus lourd (sachant que le moteur Leap pèse déjà presque deux tonnes) et induisant donc une traînée d'autant plus grande en vol. Si on considère le graphe des pertes de propulsion utile en fonction du BPR, on observe que cette fonction admet un minimum pour une unique valeur du BPR, valeur optimale qu'il serait intéressant d'essayer d'approcher. Cela donne une marge de progression (limitée) pour les structures carénées. Pour augmenter encore le rendement propulsif, il reste la voie des architectures non carénées. C'est le cas des turbopropulseurs (à une hélice) des avions régionaux qui volent en général à des vitesses inférieures à Mach 0.6. Cette idée a également été développée dans le projet Open Rotor avec 2 hélices contrarotatives pour un moteur, qui permettraient de voler à Mach 0.8, ce qui correspond à la vitesse des avions de ligne actuels. Un prototype de ce modèle a été testé au sol en 2017. Cependant, ce type d'architecture entraîne de nouveaux risques, notamment liés à l'intégration physique de

propulseurs de très grandes dimensions par rapport à l'avion lui-même, ainsi qu'à la robustesse de l'ensemble, en cas de défaillance.



FIGURE B.11 – Open Rotor au banc d'essai à Istres. Source : Eric Drouin, Safran le 22/05/2017

- Une autre solution consisterait à modifier le concept de l'avion, peut-être en plaçant les moteurs à l'arrière du fuselage. Dans tous les cas, les avionneurs ne semblent pas prêts à faire ces changements. Une autre piste pour augmenter le rendement propulsif, qui concerne plutôt l'horizon 2035-2050, est l'ingestion de couche limite (Boundary Layer Ingestion en anglais). En effet, il est possible de profiter de la faible vitesse de l'air au niveau du fuselage de l'avion pour améliorer le rendement propulsif des moteurs. Il faudrait donc ajouter des moteurs à moitié inclus dans le fuselage. De plus, la vitesse de sortie de l'air, fonction de sa vitesse d'entrée, serait réduite : la nuisance sonore en serait donc diminuée. Dans la même ligne de modification structurelle de l'avion, l'ingénieur a évoqué la propulsion distribuée, qui correspond à une rupture de la bijection entre les turbines de la partie chaude et l'unité propulsive. Cela correspondrait par exemple à une turbine à gaz couplée à 2 soufflantes : l'augmentation du débit secondaire se traduit alors par une amélioration de l'efficacité de la propulsion et une réduction des contraintes d'intégration géométriques des propulseurs, devenus individuellement plus petits. Il est même possible d'envisager une propulsion distribuée hybride carburant-électricité. L'intérêt principal réside dans le rendement d'une chaîne de propulsion s'appuyant exclusivement sur l'électricité qui est idéalement de 65%, contre 37% pour les moteurs actuels. La mise en oeuvre d'une électrification de la propulsion se heurte toutefois à la faible densité énergétique des composants électriques.

Après cette présentation des différentes solutions techniques envisagées à ce jour pour l'avion du futur, nous avons pu profiter d'une séance créativité, animée par la manager innovation, dont la forme nous a beaucoup surpris. L'idée de la séance était de répondre à un certain nombre de questions fondamentales :

- Quelles énergies sont susceptibles d'être utilisées pour un déplacement ?
- Quelles sont les attentes fonctionnelles pour un déplacement terrestre ? Pour un déplacement maritime ? Pour un déplacement aérien atmosphérique ?

Pour commencer la séance, il est important que l'organisatrice connaisse un peu mieux nos profils et notre manière de réfléchir, et il est aussi nécessaire d'apprendre à nous connaître entre nous. C'est pourquoi il nous a été proposé de faire un portrait chinois ainsi qu'une sculpture 3D en Play Maïs (maïs soufflé coloré) pour nous décrire. Nous nous sommes ensuite légèrement rapprochés du thème de l'aéronautique en faisant une carte mentale sur le thème de l'énergie, sans censure et sans lien obligatoire avec les transports. Nous avons ensuite listé des idées de caracté-

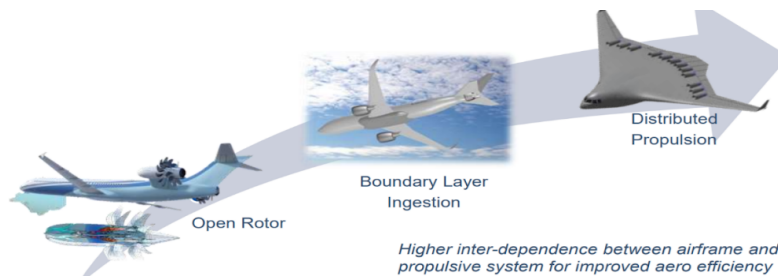


FIGURE B.12 – Chronologie des avant-projets. Source : Safran

ristiques pour le moteur du futur, suivant l'axe principal de la recherche de l'amélioration de l'efficacité énergétique. Avec cinq votes chacun, nous avons pu choisir les trois caractéristiques principales de l'avion du futur selon nous, dont l'avis s'approche le plus des clients : propre, fiable et économique. En quatrième position, il y avait notamment les caractéristiques suivantes : intelligent, puissant, silencieux ou encore léger.

Cette journée à Safran Aircraft Engines a donc été riche en découvertes et surprises. Depuis les moteurs existants jusqu'à la conception des moteurs d'un avenir plus ou moins proche, nous avons rencontré tant des aspects techniques que des aspects plus organisationnels, comme l'agencement de la chaîne d'assemblage, ou les dispositifs pour stimuler la créativité.

B.4 Constellium, Issoire



FIGURE B.13 – Usine de Constellium à Issoire. Source : lamontagne.fr

Nous avons visité une usine d'aluminium du groupe Constellium située à Issoire. Nous avons pris le train gare de Bercy le matin, nous sommes arrivés gare de Clermont Ferrand puis nous avons pris le bus pour finalement arriver à destination vers 14h. Le site se remarque de loin, des bâtiments immenses, de grandes étendues de stocks d'aluminium occupent les zones non couvertes. Il y a 30 ha de bâtiments couverts. Nous sommes accueillis puis après avoir vêtus les EPI, nous partons en visite. On commence par le plus grand bâtiment du site : 350 m de long, une trentaine de large et une vingtaine de haut, ici sont étirées les grosses plaques venant de la fonderie attenante.

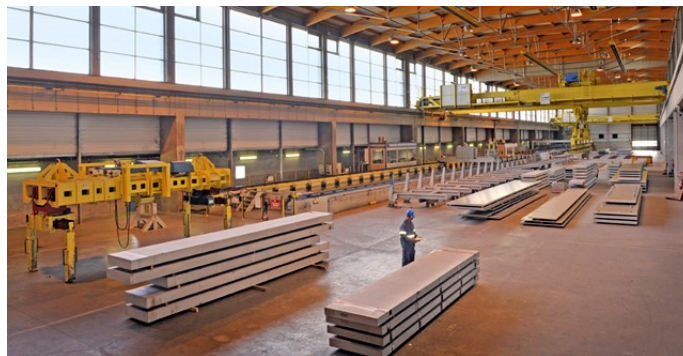


FIGURE B.14 – Usine de Constellium à Issoire. Source : usinenouvelle.com

Ces plaques choquent par leur dimension, deux mètres de large trois de long et quarante centimètres d'épaisseur. Elles sont passées au laminoir, machine imposante constituée d'un solide bâti, de deux rouleaux qui sont réglables en hauteur et qui pressent en roulant la plaque qui est donc amincie et allongée.

On réalise ici les structures d'ailes de l'A320 et des Boeing 767, structures imposantes qui peuvent faire jusqu'à 36 m de long pour 5 cm d'épaisseur en aluminium. Ce laminoir peut faire des plaques entre 6mm et 250mm. Afin de



FIGURE B.15 – Usine de Constellium à Issoire. Source : usinenouvelle.com



FIGURE B.16 – Usine de Constellium à Issoire. Source : franceinter.fr

pouvoir écraser le métal sans dommages, il faut le chauffer vers 400 degrés. Pour cela, il y a un four juste derrière le laminoir. Les fours ici marchent au gaz. Par conservation du volume ces tôles se retrouvent très longues, en témoignent les très longues rangées de rouleau sur lesquelles les plaques roulent et sont découpées à dimension. Les tôles laminées sont ensuite coupées et rectifiées sur les faces d'intérêt. Les tôles « fortes », c'est-à-dire épaisses, sont étêtées sur au moins 30 cm, ce qui peut paraître excessif mais en réalité lors du laminage, on forme des « bouches de crocodile » aux bouts qui doivent être éliminées pour éviter les défauts qui pourraient se propager dans la tôle et causer des problèmes ultérieurement.

Toutes les tôles ont un numéro et sont enregistrées. En cas de problème avec le produit qui sera élaboré à partir de celle-ci on peut remonter à la tôle et vérifier si il y avait un défaut sur la zone incriminée. Ensuite, pour arranger les contraintes résiduelles causées par l'écrasement des tôles, on passe au traitement thermique. Pour ce faire, des immenses fours sont installés dans les hangars latéraux. Il y a deux types de fours, les fours horizontaux et des fours verticaux. Les fours horizontaux sont les plus courants, ils font 50m de long, ce sont de gros parallélépipède gris dans lesquels des brûleurs injectent du gaz.

Les tôles passent en roulant dessus puis sont aspergées par jet d'eau en sortie. La température du four est contrôlable très précisément et la trempe aussi, le débit et la vitesse d'avancée de la tôle est fonction de son épaisseur et des caractéristiques que l'on veut obtenir. Les fours verticaux sont de grandes boîtes fixées au plafond à 10m de hauteur, en dessous il y a des piscines, les plaques sont fixées, hissées dans les fours, chauffées puis chutent dans les piscines, ce qui les refroidit très rapidement. Les tôles ne sont plus très droites en sorties de four, et ont changé de dimension : elles se sont rétractées. Pour remédier à cela, on les étire grâce à des bancs de traction.

Ensuite, on passe à des bancs de traction. Les tôles sorties des fours sont plates mais légèrement ondulées, elles nécessitent une remise au droit. Pour cela, elles sont étirées. Encore une fois, les installations sont impressionnantes.



FIGURE B.17 – Usine de Constellium à Issoire. Source : lenouvelliste.ch



FIGURE B.18 – Usine de Constellium à Issoire. Source : machinesproduction.fr



FIGURE B.19 – Usine de Constellium à Issoire. Source : Brochure Constellium

Les bancs de traction sont des fosses de 3m de profondeur, 3m de large et une trentaine de m de long, avec deux mors, un mobile et un fixe sur lesquels on fixe les tôles, puis le mors mobile se déplace et étire la tôle de quelques pourcents de sa longueur. Le bâti des bancs sont en acier et les poutres carrées font 30cm de côté d'acier plein!

Il existe des installations industrielles qui s'assurent de la qualité des tôles et du suivi, notamment une machine qui scanne aux ultrasons les tôles pour chercher des défauts jusqu'à une profondeur de 5 cm, la carte de la tôle est ensuite référencée et stockée pour pouvoir être utilisée en cas de besoin. Notre visite fut brève car nous fumes pressés par l'horaire du train qui nous ramena à Paris, nous n'avons donc visité ni la fonderie ni l'usine d'électrolyse ni l'usine d'extrusion de profilés. Nous avons cependant vu des vidéos de la fonderie, une piscine d'aluminium fondue est soulevée, puis inclinée, ce qui via un réseau de canalisations remplit des moules gigantesques.

Nous sommes ensuite restés parler avec des anciens de l'école qui travaillent sur le site puis nous avons pris le car puis le train pour rentrer à Paris.



FIGURE B.20

B.5 ASTech, Cefival, BEA, Le Bourget

B.5.1 Présentation du pôle de compétitivité

Astech est un pôle de compétitivité au niveau de l'aéronautique. Le rôle de la structure est d'accompagner des PME du secteur afin de développer la performance et l'excellence francilienne en aéronautique. Concrètement, Astech est à disposition des PME pour les orienter et les conseiller, ce qui se traduit notamment l'accès à un carnet de contacts très fourni qui leur permet de gagner du temps dans leur démarche. En effet, lorsqu'il s'agit de dialoguer avec un grand groupe, les PME ont parfois du mal à se trouver face au bon interlocuteur au sein de ce groupe. La différence entre le pôle de compétitivité et une entreprise de conseil réside dans la spécialisation de cette première. Une excellente connaissance du tissu industriel aéronautique caractérise Astech. Les services fournis aux PME sont gratuits, aussi l'Etat subventionne-t-il le pôle de compétitivité. Astech a aussi une dimension R&D forte dans ce qui concerne les propulsions et équipements, mais aussi le transport spatial.

B.5.2 Rencontre de Pierre MUNCH, Ingénieur à Cefival

M. Munch est venu nous présenter Cefival ainsi que son parcours au sein d'une PME. En effet, nous n'avions visité jusque là que des grands groupes donc nous avons grâce à lui pu avoir un aperçu de l'organisation d'une plus petite structure. Cefival est une entreprise qui conçoit des profilés en titane qui sont utilisés dans l'aéronautique, mais également pour l'architecture ou le médical.

Pour fabriquer ces profilés, les matériaux sont filés à chaud pour être déformés, puis traités thermiquement. Cefival est notamment un acteur important dans le domaine de l'aéronautique puisqu'il fabrique les anneaux des réacteurs. L'entreprise s'adapte au niveau de finition demandé par ses clients et peut fournir du produit brut au produit poli et traité.



FIGURE B.21 – Une chaîne de filage du titane

M. Munch est devenu dirigeant du groupe après une scission de la filiale du grand groupe dans lequel il travaillait alors. Il a beaucoup voyagé et a eu l'occasion d'apprendre plusieurs langues alors qu'il était en poste à l'étranger. Contrairement à un grand groupe, une PME est plus flexible en cela que les postes sont moins sectionnés. L'agilité est une qualité nécessaire pour jongler entre les différentes tâches recherchées, ainsi que la polyvalence. De fait, la hiérarchie peut avoir tendance à s'estomper : dès lors qu'il y a une échéance importante, les supérieurs participent au même titre que les autres employés. La hiérarchie est moins pyramidale et divisée en départements ce qui permet des interactions de nature différente.



B.5.3 Visite du BEA



FIGURE B.22 – Logo du BEA. Source : BEA

Le BEA est l'entreprise publique qui enquête sur les crashes des avions des compagnies françaises. Le BEA a réalisé 122 enquêtes en France et 279 à l'étranger en 2017. Tous les pays de l'ONU ont un BEA. Les enquêteurs travaillant au BEA ont de longues formations qui permettent d'assurer leur spécificité. Chaque enquêteur est un expert dans son domaine et la tendance de l'entreprise est de garder les enquêteurs durant l'intégralité de leur carrière.

Etude de cas

En guise d'étude de cas, nous reprenons la procédure qui a été réalisée sur le crash d'un petit avion. Pour commencer, les enquêteurs se rendent sur le lieu du crash pour retrouver chacune des pièces de l'appareil accidenté. Ensuite, des analyses sont effectuées sur les pièces avant qu'elles ne soient rapatriées sous scellés en laboratoire. Elles sont alors analysées plus précisément. Dans le cadre du vol étudié, le but était de savoir quel était le problème technique à l'origine du crash. Les enquêteurs ont tout d'abord pensé que le problème technique venait du moteur. Cependant, une des pièces du moteur a été retrouvée cassée mais également tordue, ce qui signifie que le moteur tournait encore avant la rupture de la pièce. Ce n'est donc pas le moteur qui s'est cassé en premier. En analysant les ailes avec plus de précisions, ils se sont rendus compte que la rupture venait de la fatigue du matériau. Ils ont ainsi établi que l'accident était dû à une défaillance des ailes.

L'Entreprise

De façon plus générale, les enquêteurs doivent avant tout retrouver chaque partie de l'épave. Cette étape a été rendue particulièrement compliqué lors du vol Paris-Rio puisque l'épave était plus profonde dans la mer que la distance de portée du radar de la boîte noire de l'avion. En effet, la profondeur moyenne des océans est de $4km$ alors que l'émetteur radio rattaché à la boîte noire de l'avion a une portée de $2km$. Des solutions sont envisagées pour parer ce problème. Cependant, une boîte noire est un objet complexe dans lequel chacun des composants sont optimisés pour prendre peu de place et résister à l'eau ou au feu. Il est donc inenvisageable d'ajouter un émetteur radio plus grand sur la boîte noire. La tendance innovatrice est d'ajouter d'autres émetteurs radio et enregistreurs dans d'autres parties de l'avion. Dans le cas du vol Paris-Rio, il a fallu un sous-marin dans la zone de recherche pour pouvoir retrouver l'épave, ce qui entraîne dans un même temps un coût important et une perte de temps élevée. Une fois l'épave retrouvée, chaque élément est analysé, et notamment la boîte noire. Il y a différents laboratoires d'analyse :

- le laboratoire des matériaux qui permet d'analyser les pièces à la recherche de fissure ou de trace de fatigue
- le laboratoire d'analyse audio dans lequel trois personnes écoutent les enregistrements des cockpits et les analysent avec des logiciels pour savoir notamment si la fréquence du moteur n'était pas anormale avant



FIGURE B.23 – Lieu de l'accident. Source : BEA

l'accident

- un hangar dans lequel il y a les épaves sous scellé afin d'être analysées
- un laboratoire informatique dans lequel des dispositifs spéciaux permettent de décoder les boîtes noires qui enregistrent des milliers de paramètres au cours du vol : position, vitesse, altitude, ...

Les enjeux

Le BEA a un important rôle de communication : il communique avec les BEA d'autres pays sur des crashes internationaux ou des crashes en France de compagnies non françaises, avec la presse lors de crashes importants comme le vol Paris-Rio, avec les familles des victimes qui veulent comprendre ce qui s'est passé et avec les avionneurs en cas de problèmes techniques. Chacun des rapports de crash est rendu officiel mais une grosse partie de l'enquête est confidentielle. Chaque partie de l'équipe doit cacher une partie de son activité au reste des enquêteurs, pour le respect de la vie privée des victimes et pour éviter les scandales.

Le BEA est une entreprise publique mais communique beaucoup avec les avionneurs en leur rapportant d'éventuelles défaillances des avions afin de définir les améliorations nécessaires. Le BEA permet donc de boucler le cycle de production d'un avion en effectuant un retour d'expérience sur les avions et ses constituants. Sur certains crashes, le BEA peut également influencer le changement des réglementations. Par exemple les ULM sont des avions qui ne nécessitent aucun permis. Il en résulte que la majorité des accidents sont concernent les ULM, ce qui pourrait être évité avec plus de prévention.

Une partie juridique est nécessairement associée à l'enquête, et détermine la responsabilité des différentes parties prenantes dans l'incident : ce peut être l'avionneur pour un problème technique, ou le pilote pour une faute, voire les passagers.

B.6 Air France

Nous nous sommes rendus au site d'Orly de Air France industries et KLM Engineering and Maintenance. Cette filiale d'Air France s'occupe de la maintenance de l'intégralité de sa flotte mais vend également ces mêmes services à d'autres compagnie. 40 à 60 % de son activité de maintenance revient à Air France et KLM. Pour pouvoir traiter l'ensemble des problèmes immédiats que rencontre ses clients qui voyagent aux quatre coins du monde, la société est largement implantée sur tous les continents. Elle doit assurer le remplacement de pièces critiques sur place, l'expertise quand aux précautions à prendre lorsqu'une pièce est défectueuse mais également les contrôles généraux imposés par les réglementations. On appelle ces contrôles des visites, les plus fréquents étant les grandes visites et sur des plus longues périodes de temps, les grandes visites.

En effet, au bout d'un certain nombre de cycles prédéfinis par le constructeur, il faut changer les pièces du moteur afin d'en assurer la fiabilité. Les équipements doivent parfois être changés et il faut donc un stock important de pièces de rechange voir de moteurs intégraux pour qu'un avion sous leur responsabilité ne reste pas au sol. En effet, l'immobilisation est ce qui coûte le plus cher à la compagnie est l'immobilisation de l'avion, il doit donc développer un stock important afin d'absorber les phases d'entretien des avions et les pannes. Le pilote ne peut pas décoller si l'analyse technique ne garantit pas le bon fonctionnement des pièces : la réparation des pièces d'avion est clé dans le secteur aéronautique.

Assurer la maintenance et le suivi de nombreux avions permet également d'avoir un retour sur le matériel vendu par le constructeur afin de lui proposer des améliorations techniques ou de maintenance. Lorsqu'une pièce moteur est changé suite à une réparation, la compagnie doit effectuer de nouveau le calibrage qui avait été réalisé lors de la fabrication du moteur par le constructeur pour restituer au moteur sa puissance.

Lors de la visite de la chaîne de montage/démontage, nous avons vu que chaque moteur est entièrement démonté pièce par pièce afin de procéder à une restauration la plus efficace possible. Les pièces sont alors traitées chimiquement dans des cuves où elles sont trempées. On observe alors les défauts à l'œil, ce qui nous laisse à penser que la gamme de défauts qui ne sont pas acceptés ne descend pas en dessous du millimètre. Les moteurs sont alors remontés poste par poste comme dans les chaînes de montage des constructeurs. Ce qui nous a frappé a été le nombre de modèles, et donc la multitude de pièces et d'assemblages connus, qui sont traités par cette chaîne de démontage/remontage. La compagnie Air France va intégrer à sa flotte d'ici le nouveau moteur LEAP produit par Safran et les équipes d'Air France s'entraînent dès maintenant à la connaissance de ces pièces et à son montage/remontage grâce au premier exemplaire qui leur a été livré sur le site.

B.7 Airbus Toulouse

Nous avons été accueilli en début d'après-midi sur le site d'Airbus situé tout près du musée de l'aéronautique Aeroscopia. A l'extérieur du site, sont exposés trois avions qui ont marqué l'histoire de l'aéronautique. On y reconnaît par exemple le Concorde.



FIGURE B.24 – Avions devant l'Aerospace. Source : MIG Aéronautique 2018

Après entrée sur le site, nous avons suivi une présentation générale sur l'A380 et ses enjeux. Développé depuis 2004, cet avion représente un coût d'un demi milliard de dollars. Son but est de desservir les vols long-courriers. Aujourd'hui, il dessert principalement l'Asie, les Etats-Unis, l'Europe et de façon notable, le Moyen-Orient. Son principal client est Emirates par exemple. Sa fabrication et son assemblage sont délocalisés dans différents sites historiques en Europe (Hambourg, Toulouse,...). De part sa structure gigantesque, les défis techniques sont énormes. Son réseau de câbles électriques est long de 500 km comparé à 20 km pour un A320. De même pour ses pâles, longues de 80 m. Chaque pièce est acheminée vers le lieu d'assemblage par voie maritime.

Puis, nous avons pu voir un A380 en train d'être assemblé (le site en délivre environ un chaque mois). L'avion est haussé de quelques mètres par rapport au sol, et est divisé en trois parties : l'avant, le tronc central et l'arrière. Les ailes viennent se loger sur quelques mètres dans le tronc central, puis on vient renforcer l'aile en fixant chaque morceau de l'aile les uns avec les autres par des clous sur tout le périmètre. On a également pu voir un large élément rectangulaire inséré sur l'aile dont la fonction est de se déployer lorsqu'on désire ralentir au moment de l'atterrissage par exemple.

Enfin, nous avons visité le lieu où sont stockés de manière plus ou moins permanente les A 380. Ce lieu est un vaste hangar dont les parois extérieures sont mobiles, permettant ainsi de sortir l'avion à l'extérieur du bâtiment. L'un des A380 exposé est le tout premier avion de cette gamme à avoir vu le jour. Les deux autres sont plus récents, l'un étaient revêtus d'une fine couche protectrice visible à l'oeil nu par sa couleur verdâtre. L'autre avait un revêtement standard. On distingue bien les quatre moteurs emblématiques de l'A380, seul avion à ce jour à en posséder quatre. En effet, l'A320 comme tous les avions civiles sur le marché aujourd'hui possède deux plus moteurs, certes plus gros (CFM 56 et actuellement la tendance est au LEAP).

B.8 Laboratoire de Centre des Matériaux, Evry

Le Centre des matériaux des Mines est un centre de recherche situé et fondé à Evry. Il représente une initiative commune de l'École des Mines de Paris et du constructeur de moteurs d'avions SAFRAN.

Pendant la visite, Basile Marchand nous a présenté l'analyse de données numérique à l'aide de Z-Set, un logiciel développé par le Le Centre des matériaux de MINES ParisTech et l'ONERA. Il permet de réaliser des simulations numériques sur l'évolution mécanique d'un matériau à partir de sa géométrie, des propriétés du matériau (ses lois de comportement) et des conditions externes (par exemple la présence de contraintes résiduelles, pression, et champ thermique).

Au cours de notre visite, nous avons découvert divers équipements de haute technologie qui sont essentiels pour la recherche :

- Le microscope électronique à balayage
- Le microscope à transmission
- Le spectroscope

Nous avons également rencontré des chercheurs qui nous ont expliqué certains aspects de leurs travaux de recherche. L'un d'eux, nous a présenté son travail sur les barrières thermiques en céramique (BT).

La BT est réalisée par *Electron Beam Physical Vapor Deposition*(EBPVD). La céramique est vaporisée par un faisceau d'électron, et se recondense sur le substrat, ici l'aube. On forme ainsi une couche mince de céramique sur l'intrado de l'aube, pour la protéger du champ de température.

Le travail principal du chercheur est l'élaboration d'un processus pour établir l'adhérence de la céramique à l'alliage de l'aube. En effet, il est pour le moment impossible de quantifier l'adhérence d'une céramique à un alliage par un modèle physique.

Le processus en développement est le *Shock Laser*. Utilisant un laser pulsé à haute énergie, on crée à la surface une bulle de plasma en rapide expansion qui crée une onde de contrainte dans le matériaux sans intervention mécanique directe.

On peut ainsi introduire des contraintes résiduelles de sorte à améliorer les propriétés mécanique du matériaux, et tester l'adhérence de la céramique car grâce à l'onde de choc on peut décoller le revêtement sans intervention mécanique directe, mais simplement en jouant sur la puissance du laser.

Ceci est en développement, car il n'est pas possible de relier la puissance du laser pulsé à l'adhérence du matériaux à cause du nombre de facteur entrant en compte : géométrie du système, matériau du revêtement/substrat.

Bibliographie

- [1] WIKIPEDIA. *Itinéraire à Grand Gabarit Wikipedia, The Free Encyclopedia*. https://en.wikipedia.org/wiki/Itin%C3%A9raire_%C3%A0_Grand_Gabarit. 2018.
- [2] Transport & Distribution by Sia PARTNERS. *Face à la croissance du trafic aérien : les grands projets d'infrastructures des aéroports*. 2016.
- [3] CFMI. *Safran livre les deux premiers Leap-1A de série pour l'A320 neo*. <http://www.air-cosmos.com/safran-livre-les-deux-premiers-leap-1a-de-serie-pour-l-a320neo-69627>. 2016.
- [4] K.BRU et al. *Panorama 2014 du marché des Terres Rares*. Bureau de recherches géologiques et minières. Nov. 2015.
- [5] Guy de SPIEGELEER. *Modélisation et simulation*. Nov. 2018.
- [6] O. DELCOURT. *Présentation du département 'Matériaux et Procédés' de Safran Tech*. Nov. 2018.
- [7] Sénat Aviation CIVILE. « Sur les perspectives d'évolution de l'aviation civile à l'horizon 2040 : préserver l'avance de la France et de l'Europe ». In : (2012-2013). URL : `\url{http://www.senat.fr/rap/r12-658/r12-658_mono.html#toc1}`.
- [8] SAFRAN. *Des Airbus qui roulent sur le tarmac le moteur éteint : c'est pour bientôt!* <https://www.safran-landing-systems.com/fr/systemes/roulage-electrique>. consultée le 10/12/18.