



HAL
open science

Modèle basé physique combiné à de l'I.A pour la prédiction de déformations de pièces aéronautiques forgées

Chabeauti Hugo, Mathieu Ritou, Bruno Lavisce, Guénaël Germain, Virginie
Charbonnier

► To cite this version:

Chabeauti Hugo, Mathieu Ritou, Bruno Lavisce, Guénaël Germain, Virginie Charbonnier. Modèle basé physique combiné à de l'I.A pour la prédiction de déformations de pièces aéronautiques forgées. Conference Manufacturing21, Ecole Normale Supérieure Paris-Saclay [ENS Paris Saclay], Oct 2022, Gif Sur Yvette, France. hal-04011653

HAL Id: hal-04011653

<https://hal.science/hal-04011653v1>

Submitted on 2 Mar 2023

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

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



Modèle combinant physique & IA de la variabilité des champs de contraintes résiduelles de pièces aéronautiques forgées

Hugo Chabeauti^{a,b,c*}, Mathieu Ritou^b, Bruno Lavisse^a, Guénaél Germain^a, Virginie Charbonnier^c

(a) LAMPA, Arts et Métiers ParisTech, Campus d'Angers

(b) LS2N (UMR CNRS 6004), Nantes Université

(c) Airbus Operations, Nantes

Mail : hugo.chabeauti@ensam.eu

Résumé : Lorsque de grandes pièces sont usinées à partir de bruts forgés, des déformations non maîtrisées apparaissent, pouvant conduire à des problèmes lors de l'assemblage. Ces déformations sont dues à la libération des contraintes résiduelles induites lors de la mise en forme et des traitements thermiques. À cause des dispersions du processus, le champ de contrainte n'est pas identique pour chaque pièce. La maîtrise de la variabilité des champs de contraintes résiduelles, et donc des déformations, est d'une importance majeure pour l'industrie. Or les techniques usuelles de mesure de contraintes résiduelles sont soit destructives, soit incompatibles avec des volumes de production important. De plus, il est souvent compliqué de mesurer avec précision tous les paramètres nécessaires à l'identification des champs de contraintes résiduelles de chaque pièce. Un modèle du champ de contraintes résiduelles induites par les opérations de forge et traitements thermiques a été construit à partir de simulations éléments finis, donnant un modèle de la variabilité de ce champ représentatif de la dispersion du processus. Un modèle réduit est alors entraîné par SVD et piloté par les paramètres du processus grâce à un modèle de régression. Ce modèle sera ensuite appliqué aux données en production, afin de prédire le champ de contraintes des pièces et donc les déformations finales avant l'usinage complet. Avec la connaissance du champ de contraintes résiduelles, une correction des dernières étapes d'usinage est envisageable pour minimiser les déformations finales.

Mots clés : déformations, usinage, modèle réduit, apprentissage, contraintes résiduelles.

1 Introduction

Les alliages d'aluminium sont largement utilisés dans l'industrie aéronautique pour leurs propriétés mécaniques élevées. En effet, de nombreuses pièces structurelles des avions sont usinées à partir d'un alliage d'aluminium de la série 7000 pour leur haute résistance mécanique rapportée à la densité, et leur résistance à la corrosion. Pour atteindre ces caractéristiques mécaniques élevées, les tôles laminées, ou les ébauches forgées, subissent des traitements thermiques tels qu'une trempe suivie d'un revenu. Les gradients de déformations plastiques et thermiques induisent des contraintes résiduelles qui peuvent être de fortes intensités (Chobaut 2015). Lors de l'usinage, l'équilibre du champ de contraintes est modifié, ce qui conduit à des déformations importantes de la pièce au débridage pour recouvrer un champ à l'équilibre. Les sollicitations thermomécaniques dues à l'usinage peuvent également introduire des contraintes résiduelles sur la surface de la pièce (Denkena 2008). La profondeur atteinte est relativement faible, inférieure à quelques centaines de microns (Chatelain 2012). Dans les pièces minces, ces contraintes ne peuvent être négligées car elles peuvent également provoquer des déformations de la pièce. Cependant, pour les pièces massives, ces contraintes induites par l'usinage peuvent être facilement négligées, par rapport aux contraintes résiduelles des opérations précédentes (Yang 2014). Pour réduire les déformations, la pièce peut être étirée ou comprimée (dans le domaine plastique) pour homogénéiser le champ de contraintes (Robinson 2010). Seule la compression est possible pour les pièces avec une courbure, et cette étape supplémentaire n'est généralement pas suffisante pour éviter les déformations finales de la pièce. Les déformations des pièces après usinage peuvent être très importantes, ce qui peut conduire à des pièces non conformes géométriquement. Pour les pièces aéronautiques de grandes dimensions, une étape supplémentaire de remise en forme est souvent nécessaire, afin que la pièce réponde aux spécifications géométriques requises avant assemblage, ce qui augmente le coût.

La position de la pièce finie dans l'ébauche a aussi un impact sur les déformations finales (Cerutti 2016a). Ainsi, il est possible d'optimiser la position de la pièce finale dans l'ébauche afin de minimiser les déformations après usinage. Si le processus est reproductible, la meilleure position peut être trouvée empiriquement, mais cela nécessite de nombreux essais. Une autre solution est d'effectuer des simulations par éléments finis (FEM) du rééquilibrage des contraintes résiduelles après enlèvement de matière, mais il est nécessaire de connaître le champ de contraintes initial. Pour les tôles laminées, le champ de contraintes peut être connu, car la géométrie est simple, et les gradients thermomécaniques simple (Cerutti 2016b). Sur des procédés de formage ou de traitements thermiques plus complexes, et/ou avec des géométries de pièces plus complexes, il n'est pas possible de connaître facilement ce champ de contraintes initial. Des mesures sont alors nécessaires. Il en existe deux grandes familles. Les techniques de mesure non destructives, telles que la DRX, sont coûteuses et difficiles à mettre en place et qui ne peuvent analyser que la surface de la pièce. Par conséquent, elles ne peuvent pas être utilisées sur une chaîne de production. Les techniques destructives ne sont pas envisageables. Seule la technique d'enlèvement de couches qui consistent à usiner la pièce par couches minces pour reconstituer le champ de contraintes résiduelles, comme cela est fait dans (Llanos 2019) peut être envisagé. Cependant, cette méthode nécessite de nombreuses étapes d'usinage et de mesures géométriques pour connaître précisément le

champ, ce qui augmente considérablement le temps de fabrication. Pour chaque pièce, la connaissance du champ de contrainte (ou de sa variabilité par rapport au champ moyen) est un enjeu majeur car il conduit à des fortes variations de déformations des pièces usinées.

Dans cet article, un nouveau modèle de la variabilité du champ de contraintes induit par le forgeage et le traitement thermique pour les grandes pièces de structure aéronautique est proposé. Dans un premier temps, la simulation par éléments finis de chaque étape du procédé, du forgeage à la découpe, est présentée. Dans un deuxième temps, Il est expliqué comment les déformations causées par le champ de contraintes résiduelles sont calculées. Ensuite, une analyse de sensibilité qui montre l'impact des facteurs clés sur la variabilité du champ de contraintes est effectuée. Dans la dernière section, une décomposition en valeurs singulières (SVD) est utilisée pour extraire un modèle réduit de la variabilité du champ de contraintes résiduelles.

2 Simulation de processus

2.1 Simulation 2D des sections des étapes de fabrication

Le cas d'étude concerne une pièce aéronautique forgée avec une section en forme de croix (largeur inférieure à un mètre dans sa section transversale), d'une longueur de plusieurs mètres, et d'une épaisseur moyenne de quelques centimètres. La longueur de la pièce étant beaucoup plus importante que la section (pièce de géométrie très élancée), la modélisation retenue consiste à un couplage de simulations 2D de différentes sections. Pour montrer l'effet de chaque étape du process de fabrication, les simulations de chaque section de la pièce sont reliées par un modèle poutre afin d'obtenir la déformation globale de la pièce en 3D. Les effets de bord aux extrémités de la pièce sont négligés, car ils ne contribuent pas fortement à la déflexion globale. En effet, la flèche globale de la pièce résulte des déformations cumulées des sections transversales le long de la pièce. Les déformations au milieu de la pièce ont un impact plus important sur la flèche globale.

L'ébauche de la poutre cruciforme est forgée à partir d'un alliage d'aluminium 7010 qui a été modélisée par une loi de Johnson-Cook avec des coefficients dépendant de la température. Le comportement élastique, la dilatation thermique et la chaleur spécifique dépendent également de la température.

La pièce est maillée avec 1630 éléments de type CPEG4T (Abaqus), qui sont des éléments couplés température-déplacement en déformation plane généralisée avec 4 nœuds. Les étapes prises en compte sont définies dans la figure 2.

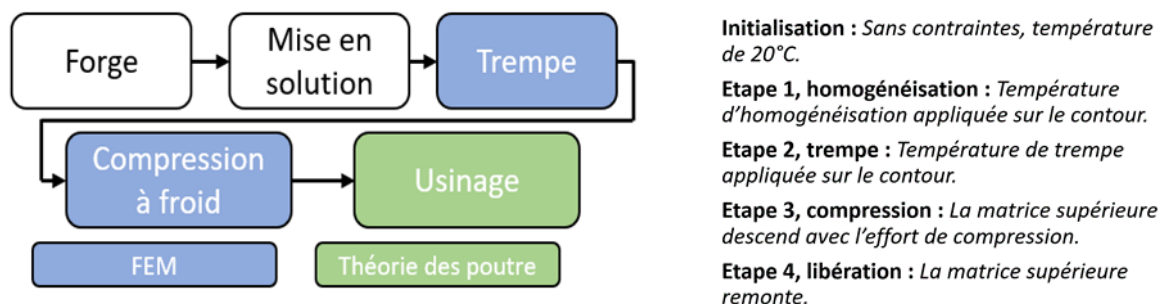


Figure 1 : Etapes de fabrication et modélisation associée

Figure 2 : Etapes modélisées par éléments finis.

2.1.1 Trempe

Avant la trempe, les pièces subissent un traitement thermique de mise en solution qui relaxe les contraintes résiduelles induites par le forgeage. Ainsi, au début de la simulation, la pièce est à 20°C et est sans contrainte résiduelle. Ensuite, elle est chauffée jusqu'à la température d'homogénéisation. Ce transfert de chaleur est modélisé avec une condition d'échange thermique en surface avec un coefficient d'échange thermique indépendant de la température. La trempe est également modélisée en imposant une condition d'échange thermique de surface sur le contour de la pièce, mais cette fois avec un coefficient dépendant de la température. Ces échanges thermiques en surface sont modélisés par un « Sfilm condition » dans Abaqus. Au cours de ces deux étapes, les degrés de liberté hors plan (permis par la déformation plane généralisée) sont libérés pour permettre l'expansion de la section.

Les gradients de température induits lors de la trempe créent des gradients de contraintes résiduelles. Le cœur de la pièce est en traction et la peau en compression, comme le montre la figure 3.

2.1.2 Compression à froid

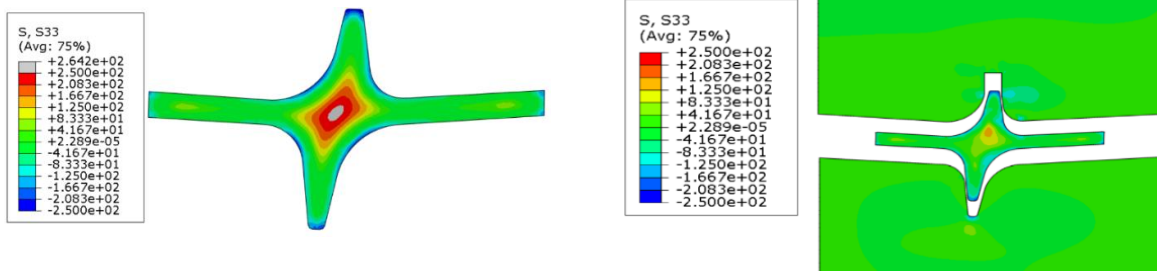


Figure 3 : Champ de contrainte après trempe, MPa. Figure 4 : Champ de contraintes après compression à froid, MPa.

Pour la compression à froid, le maillage de la pièce reste le même. Les deux matrices de compression sont ajoutées dans la simulation. Elles sont maillées avec des éléments CPEG4T également, avec un comportement purement élastique et la prise en compte de leur dilatation thermique. Le contact entre les matrices et la pièce est modélisé par une loi de Coulomb. Tout d'abord, les matrices sont chauffées. Une matrice est bloquée en déplacement et une charge est appliquée sur la seconde. Ensuite, la pièce est relâchée, pour pouvoir récupérer son champ de contraintes final, voir Figure 4.

2.2 Prédiction de la déformation des pièces (3D)

La pièce finale est usinée dans l'ébauche dont le champ de contraintes a été calculé. Du fait de l'épaisseur de la section (~15mm), les contraintes résiduelles induites par l'usinage sont négligées [9]. La déformation globale de la pièce est évaluée en calculant le moment fléchissant de chaque section de la pièce :

$$M_z = \iint_{S_{part}} z \cdot \sigma_{xx}(y, z) ds \quad (1)$$

S_{part} désigne la surface de la section, z la distance au barycentre de la section et σ_{xx} les contraintes hors plan (le long de l'axe X de la poutre).

Seule la contrainte hors plan est considérée, car elle a un impact prépondérant sur la flèche.

Selon la théorie des poutres, le moment fléchissant est lié à la courbure par la relation suivante :

$$EI_{Gz}\gamma = M_z \quad (2)$$

Avec E le module d'Young, I_{Gz} le moment d'inertie de la section et γ la courbure. Les équations 1 et 2 conduisent à la relation :

$$\gamma = \frac{1}{E \cdot I_{Gz}} \iint_{S_{part}} z \cdot \sigma_{xx} ds \quad (3)$$

La modélisation vérifie bien l'hypothèse des petits déplacements (u) qui peut être exprimé comme suit :

$$\gamma \approx \frac{d^2u}{dx^2} \quad (4)$$

Enfin, la section étant discrétisée, la dérivée seconde des déformations est obtenue à partir de l'Eq 3 par :

$$\frac{d^2u}{dx^2} = \frac{1}{E \cdot I_{Gz}} \sum_i^N z_i \cdot \sigma_{xx,i} \cdot a_i \quad (5)$$

Avec a_i , $\sigma_{xx,i}$ respectivement l'aire et la contrainte (résiduelle) hors plan du $i^{\text{ème}}$ élément. z_i est la distance verticale entre le $i^{\text{ème}}$ élément et le centre de la section transversale.

À noter que les équations sont présentées ici pour les déformations verticales. Des équations similaires sont obtenues pour les déformations horizontales en remplaçant z par y .

Le maillage de la pièce finie (en noir) est placé à sa position théorique, cf. figure 5. Les contraintes résiduelles hors plan σ_{xx} sont interpolées à partir des résultats des simulations 2D des sections, avec une interpolation linéaire des 3 éléments les plus proches.

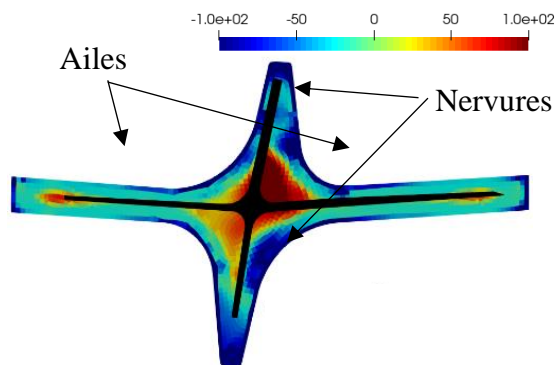


Figure 6 : Pièce finale (usinée) en noir placée dans le champ de contraintes de la pièce brute

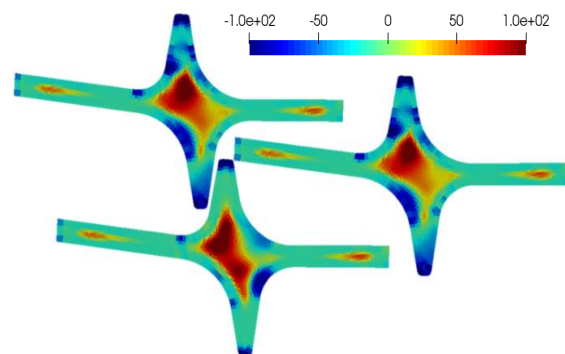


Figure 5: Exemple de champs de contraintes (MPa) de haut en bas : nominal, meilleur lubrification, erreur de positionnement des

2.3 Résultats de l'analyse de sensibilité

Des simulations ont été réalisées pour évaluer l'impact de plusieurs paramètres de procédé de fabrication sur le champ de contraintes résiduelles (variabilité) de l'ébauche forgée, et donc sur la flèche de la pièce finale. Les paramètres suivants ont été choisis sur la base de connaissances métier des procédés de fabrication :

- Lubrification
- Erreur de positionnement longitudinal des matrices
- Erreur de positionnement transversal des matrices
- Effort de compression à froid
- Température de trempe
- Épaisseur moyenne des branches de la croix
- Différence d'épaisseur des branches de la croix

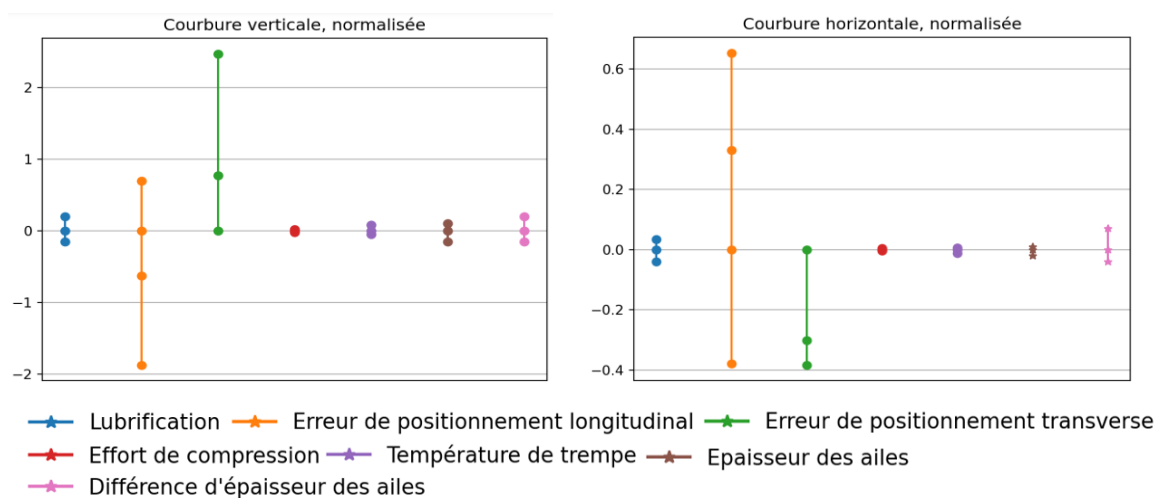


Figure 7 : Comparaison des effets des paramètres opératoires sur la déformation finale de la pièce calculé par l'équation 5

Les valeurs testées pour chaque paramètre sont basées sur les dispersions des procédés de fabrication afin d'obtenir des résultats cohérents pour la pièce étudiée. Trois exemples sont montrés par la figure 6 : résultat de la simulation nominale, résultat avec une meilleure lubrification qui montre peu de différences et un dernier avec une erreur de positionnement longitudinal de la matrice qui montre un effet beaucoup plus important. Comme le montre la figure 7, les mêmes effets des dispersions des procédés sur les déformées horizontale et verticale sont visibles. Par ailleurs, deux paramètres ont un effet significatif sur la variabilité des déformations des pièces : les erreurs (dispersions) de positionnement longitudinal et transversal de la matrice. Une mauvaise position de la pièce dans la matrice, ou mauvaise position relative des deux matrices, conduit à une variation des zones de contacts entre les matrices et la pièce, notamment dans le rayon. Par conséquent, cela modifie les déformations plastiques dans la section de la pièce avec une plus forte compression, ce qui conduit à un champ de contraintes résiduelles différent. Dans ce cas, l'amplitude du champ de contraintes résiduelles reste identique, mais sa forme (emplacements des valeurs extrêmes) est impactée. De plus, les déformations finales de la pièce étant provoquées par le gradient des contraintes résiduelles, un impact significatif est mis en évidence par l'analyse de sensibilité. Il est intéressant de noter que

l'épaisseur de la pièce diminue sur sa longueur. Ainsi, le déplacement longitudinal entre les matrices modifie le taux de compression, et donc le champ de contraintes résiduelles. La lubrification a un impact modéré sur les déformations, selon les simulations (représentées par le coefficient de frottement). Une meilleure lubrification conduit à un écoulement plus facile de la matière dans les matrices et impacte ainsi le niveau de compression lors de la compression à froid, notamment au niveau des nervures de la pièce. Elle a également un impact sur le champ de contraintes résiduelles à la surface de la nervure supérieure, car un frottement plus élevé entraîne des contraintes de traction dans cette zone.

Il n'y a presque aucune variation de la déformation de la pièce provenant des changements de l'effort de compression et de la température de trempe. En effet, les dispersions du procédé sur ces paramètres sont faibles (< 5%) ce qui limite la sensibilité. De plus, concernant la compression à froid, la force nécessaire, pour obtenir une déformation plastique de la pièce, augmente significativement une fois que la matrice supérieure entre en contact avec les ailes horizontales de la croix. Si la force de compression s'écarte légèrement de la valeur nominale fait alors peu de différence sur le champ de contraintes résiduelles finales. De plus, la variation induite sur le champ de contraintes résiduelles est quasiment symétrique par rapport à la fibre neutre de la pièce usinée et a donc peu d'impact sur la déformation globale après usinage.

Lorsque l'épaisseur des ailes varie (mais reste identique pour les deux ailes), il n'y a pas d'impact majeur. La forme extérieure de la pièce reste inchangée, le contact entre les matrices et la pièce conduit aux mêmes zones de compression maximale et au même champ de contraintes résiduelles. Cependant, si une aile est légèrement plus épaisse que l'autre, la compression sera beaucoup plus élevée dans celle-ci. Cela crée une dissymétrie dans le champ de contraintes résiduelles des ailes et impacte par conséquent la déformée finale, principalement dans le sens horizontal.

L'analyse de sensibilité a permis d'identifier les facteurs clés de la variabilité des déformations des pièces. Ils peuvent donc être utilisés pour prédire la déformation des pièces.

3 Modèle réduit de la variabilité du champ de contraintes résiduelles

3.1 Modèle SVD réduit du champ de contraintes résiduelles

Afin de prédire la déformation finale de la pièce à partir des paramètres clés précédemment identifiés, une méthode de réduction de modèle a été développée. La décomposition orthogonale propre (POD) appartient à la famille des méthodes de réduction d'ordre de modèle et a été introduite par (Limley 1967). Le principe est assez simple. Pour un ensemble de données, il est possible de définir une base orthogonale qui permet de les représenter dans un espace inférieur d'ordre r , ce qui conduit à la décomposition suivante :

$$u(x) \approx u_r(x) = \sum_{k=1}^r \alpha_k(x) \Phi(x) \quad (6)$$

Cette méthode a été appliquée avec succès en dynamique des fluides, mais des applications peuvent être trouvées dans d'autres domaines tels que la mécanique des

structures (Buljak 2012). Dans cette étude, la POD est appliquée au processus de compression à froid, sur la base des simulations développées dans la section 2.3.

La première étape consiste à prendre plusieurs cas de calcul différents (Sirovich 1987), qui intègrent le comportement du processus, ainsi chaque cas doit être pris à un emplacement différent de l'espace paramétrique. Cette phase est importante, car si un comportement n'est pas inclus dans cet ensemble de données d'apprentissage, il n'apparaîtra pas dans le modèle réduit. Compte tenu des résultats de l'analyse de sensibilité discutée en 2.3, seuls deux facteurs sont retenus pour définir l'espace paramétrique : les erreurs de positionnement longitudinal et transversal de la matrice. En effet, ces deux paramètres produisent l'essentiel de la variabilité, voir Tableau 1, et les autres ont un impact moindre voire nul sur les résultats.

Tableau 1: Echelle des distorsions induites par les différents paramètres opératoires

| Parameters | Lubrication | Longitudinal positioning error | Transverse positioning error | Compression load | Quenching temperature | Wings thickness | Difference in wing thickness |
|---|-------------|--------------------------------|------------------------------|------------------|-----------------------|-----------------|------------------------------|
| Range, normalized by the longitudinal positioning error (%), vertical | 13.7 | 100 | 96 | 1.4 | 4.6 | 6.2 | 9.7 |
| Range, normalized by the longitudinal positioning error (%), horizontal | 7.1 | 100 | 37 | 0.8 | 1.7 | 2.9 | 10.6 |

De plus, cela réduira le nombre de cas à prendre en compte pour construire le modèle réduit. La POD étant une méthode non intrusive, les résultats de la simulation sont directement exploités (ce sont les cas de calcul). Dans cette étude, 25 cas ont été simulés, répartis dans l'espace paramétrique comme le montre la figure 8.

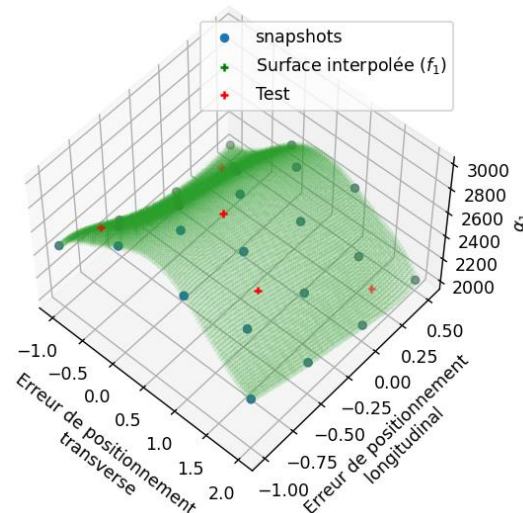


Figure 8 : Lien entre les paramètres opératoires et le modèle réduite

Les contraintes hors plan σ_{xx} calculées au centre de chaque élément sont extraites et utilisées pour définir le vecteur a_i de taille $n \times 1$ (n étant le nombre d'éléments dans la i ème simulation 2D). L'empilement de ces vecteurs donne une matrice A de taille $n \times m$, avec m le nombre de simulations.

Une décomposition en valeurs singulières, SVD (Golub 1971), est alors effectuée sur la matrice A et donne la décomposition suivante :

$$A = U\Sigma V^T \quad (9)$$

où U est une matrice orthogonale des vecteurs singuliers gauches de taille $n \times n$, et V est une matrice orthogonale $m \times m$ des vecteurs singuliers droits. Σ est une matrice rectangulaire $n \times m$ des valeurs singulières.

La base réduite est choisie parmi les r vecteurs propres gauches correspondant aux valeurs propres les plus énergétiques (définies par le carré des valeurs propres). La valeur de r peut être choisie parmi le rapport des énergies tel que défini dans (Benner 2015). Comme le but de ce modèle réduit est de calculer les déformations induites par la variabilité du champ de contraintes comme expliqué dans la section 2.2, un critère basé sur l'erreur relative moyennée entre les déformations causées par le champ de contraintes résiduel des cas de calcul et du modèle réduit est préféré:

$$e^r = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \frac{\gamma_{r,i} - \gamma_i}{\gamma_i} \quad (8)$$

m désigne le nombre de cas de calcul, γ est la courbure due au moment fléchissant après usinage (dont dérive la déformation de la pièce) et r correspond au nombre de modes Φ utilisés dans la base réduite.

Si des modes associés à des valeurs singulières de basse énergie décrivent la caractéristique d'un champ qui n'impacte pas les déformations, il peut être négligé. Cela peut être dû à un faible écart ou à un changement de champ dans une zone où la section de la pièce usinée ne se trouve pas. Mais la base ne doit pas être trop réduite, car les modes de faible énergie peuvent avoir une influence certes minime sur la déformation de la pièce usinée, mais peuvent contribuer à l'équilibre du champ de contraintes résiduelles dans la section de l'ébauche.

Le tableau 2 montre l'erreur relative (e^r) en fonction du nombre r de composantes considérés, comme calculé avec l'équation 7. La décomposition du champ de contraintes résiduelles dans une base réduite fournit une bonne généralisation du comportement simulé par les simulations 2D des sections. Avec les 6 premières composantes, une erreur de 3% est obtenue, et seulement de 1% avec 12 composantes. Une base réduite de $r = 6$ modes a donc été choisie et semble prometteuse pour la prédiction des nouveaux champs de contraintes.

Tableau 2: Erreur relative e^r , selon le nombre de composantes de la base réduite

| Number of components (r) | 1 | 5 | 6 | 11 | 19 |
|--------------------------|----|-----|---|-----|----|
| e^r (%) | 41 | 9.2 | 3 | 2.8 | 1 |

3.2 Modèle de régression des paramètres du process

Dans la section 3.1, une technique de décomposition matricielle a été appliquée à un ensemble de résultats de simulation, pour extraire les principaux modes du champ de contraintes résiduelles. Désormais, de nouveaux champs de contraintes résiduelles peuvent être générés comme une combinaison linéaire de ces modes. Étant donné que

chaque mode est indépendant, n'importe quel ensemble de coefficients α_k dans l'équation 6 pourrait être choisi, mais cela 'effacerait' le lien avec la physique du procédé (l'erreur de positionnement de la matrice lors de la compression à froid) et le champ de contraintes résiduelles qui en résulte. De plus, des champs de contraintes non physiquement admissible pourraient être potentiellement générés. Pour contrer cela, et conserver une approche basée sur un modèle physique, une régression polynomiale est appliquée, afin d'établir un lien entre les paramètres du process et les paramètres du modèle réduit, α_k . Les modes étant indépendants, une régression indépendante peut être appliquée à chacun d'eux :

$$\alpha_k = f_k(x_1, x_2), \quad k \in [1, \dots, r]$$

avec f_k une fonction polynomiale des erreurs de positionnement transversal et longitudinal (notées respectivement x_1 et x_2), de degré 6.

Pour évaluer la qualité de l'interpolation, cinq simulations supplémentaires (simulations tests) ont été effectuées à l'intérieur de l'espace paramétrique (les croix rouges sur la figure 8). Les erreurs, e^r , sur la déformation finale de la pièce forgée et usinée ont été évaluées par l'équation 7. Une erreur relative, e^r , moyenne de 0,2 % a été obtenue avec le jeu de données d'apprentissage (cas de calcul initiaux) et une erreur de 0,8 % pour le jeu de données de tests constitué des cinq nouveaux résultats de simulation. Ces très bons résultats valident la SVD et le modèle réduit pour la prédiction du champ de contraintes résiduelles et de sa variabilité dans une pièce forgée et usinée.

L'utilisation du modèle peut être visualisé en temps réel par une interface graphique (figure 9), où l'on peut générer des champs de contraintes résiduelles en ajustant les curseurs représentant les erreurs de positionnement longitudinal et transversal.

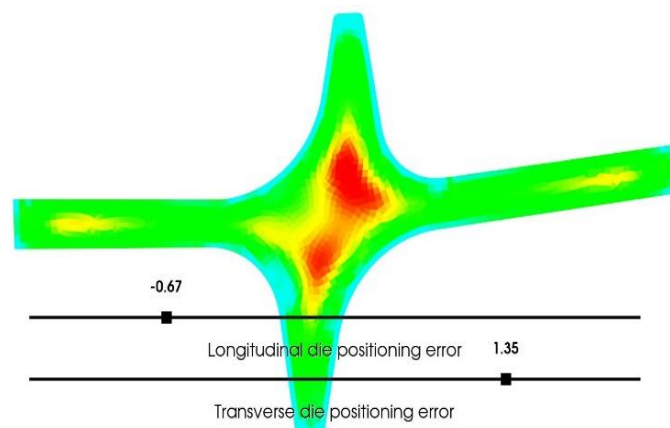


Figure 9 : Résultat du modèle réduit du champ de contrainte en fonction des paramètres opératoires clés choisis

4 Conclusion

La variabilité du champ de contraintes résiduelles d'une pièce forgée et son impact sur les déformations après usinage ont été étudiés grâce à un couplage de la simulation 2D de la section de la pièce et d'une généralisation par la théorie des poutres, ce qui est particulièrement adapté aux pièces aéronautiques très élancées avec une section de géométrie complexe.

L'analyse de sensibilité a révélé l'effet sur la déformation de la pièce après usinage des dispersions des paramètres opératoires. Il a notamment mis en évidence l'importance du positionnement des matrices lors de la compression à froid. Un modèle des champs de contraintes résiduelles admissibles a ensuite été construit à l'aide d'une SVD et de régressions.

Les travaux futurs devront confronter ces résultats avec des mesures sur des pièces réelles, et utiliser le modèle réduit pour reconstruire les champs de contraintes résiduelles à partir des mesures de déformations induites par l'usinage.

Remerciements

Les auteurs reconnaissent le financement de la thèse CIFRE par l'ANRT française et Airbus.

Références

- P. Benner, S. Gugercin, K. Willcox (2015) *A Survey of Projection-Based Model Reduction Methods for Parametric Dynamical Systems*, *SIAM Rev.*, vol. 57, no 4, p. 483-531, doi: 10.1137/130932715.
- V. Buljak (2012) *Inverse Analyses with Model Reduction: Proper Orthogonal Decomposition in Structural Mechanics*, Springer-Verlag Berlin., vol. 53
- X. Cerutti et K. Mocellin (2016a) *Influence of the machining sequence on the residual stress redistribution and machining quality: analysis and improvement using numerical simulations*, *Int J Adv Manuf Technol*, vol. 83, no 1-4, p. 489-503, doi: 10.1007/s00170-015-7521-4.
- X. Cerutti, S. Arsene, et K. Mocellin (2016b) *Prediction of machining quality due to the initial residual stress redistribution of aerospace structural parts made of low-density aluminium alloy rolled plates*, *Int J Mater Form*, vol. 9, no 5, p. 677-690, doi: 10.1007/s12289-015-1254-7.
- J.-F. Chatelain, J.-F. Lalonde, et A. S. Tahan (2012) *Effect of Residual Stresses Embedded within Workpieces on the Distortion of Parts after Machining*, vol. 6, no 1, p. 9
- N. Chobaut, D. Carron, S. Arsène, P. Schloth, J.-M. Drezet (2015) *Quench induced residual stress prediction in heat treatable 7xxx aluminium alloy thick plates using Gleeble interrupted quench tests*, *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 222, p. 373-380, doi: 10.1016/j.jmatprotec.2015.03.029.
- B. Denkena, L. De Leon (2008). *Milling induced residual stresses in structural parts out of forged aluminium alloys*. *Int. Journal of Machining and Machinability of Materials*, vol. 4, no 4, p. 335-344..
- G.H Golub, C. Reinsch (1971) *Singular value decomposition and least squares solutions*. In : *Linear algebra*. Springer, Berlin, Heidelberg., p. 134-151.
- X. Huang, J. Sun, et J. Li (2015) *Finite element simulation and experimental investigation on the residual stress-related monolithic component deformation*, *Int J Adv Manuf Technol*, vol. 77, no 5-8, p. 1035-1041, doi: 10.1007/s00170-014-6533-9.
- I. Llanos, M. Aurrekoetxea, A. Agirre, L. N. L. de Lacalle, O. Zelaieta (2019) *On-machine Characterization of Bulk Residual Stresses on Machining Blanks*, *Procedia CIRP*, vol. 82, p. 406-410, doi: 10.1016/j.procir.2019.04.012.
- J. Lumley (1967) *The structure of inhomogeneous turbulent flows*, *Atmospheric Turbulence and Radio Wave Propagation*, p. 166-178
- J. S. Robinson (2010), *Residual stress in 7449 aluminium alloy forgings*, *Materials Science and Engineering: A*, vol. 527, no 10-11, p. 2603-2612, doi: 10.1016/j.msea.2009.12.022.
- L. Sirovich (1987) *Turbulence and the dynamics of coherent structures. II. Symmetries and transformations*, *Quart. Appl. Math.*, vol. 45, no 3, p. 573-582, doi: 10.1090/qam/910463.

Y. Yang, M. Li, et K. R. Li (2014) Comparison and analysis of main effect elements of machining distortion for aluminum alloy and titanium alloy aircraft monolithic component, Int J Adv Manuf Technol, vol. 70, no 9-12, p. 1803-1811, doi: 10.1007/s00170-013-5431-x.