

2017 - Congrès Français de Mécanique
28 août – 1^{er} septembre 2017
Lille – France

**Benchmark numérique “Safrangroup” académique en fissuration 3D
sur expérimentations existantes**

Didier Soria (1), Vincent Chiarittini (2), Nikolay Osipov (3), Benoit Dompierre (4), Jeremie Lasry (5), Mikaël Berton (5)

(1) Safran Aircraft Engines , (2) Onera, (3) Mines Paritech, (4) Cenaero, (5) Siemens, (6) Lemma

Résumé:

L'évolution prochaine des normes de dimensionnement va conduire les équipementiers et motoristes à calculer une durée de vie en propagation de fissure sur certains composants des avions civiles et militaires. Il conviendra alors de statuer dès la phase de la conception sur la nocivité de défauts potentiels. Cette étape de dimensionnement pourra nécessiter une étude en propagation d'une fissure dans un modèle Eléments Finis (EF) 3D, en raison de la géométrie et des chargements tridimensionnels complexes au voisinage du défaut. L'obtention d'un maillage 3D avec une fissure est souvent peu aisée, ce qui mène à des délais de mise en œuvre difficilement supportables pour un industriel.

Le développement d'une méthodologie générale permettant d'insérer de manière simple et systématique une anomalie, une fissure dans un modèle de composant aéronautique s'avère être crucial. L'élimination de la difficulté de maillage permet de se concentrer efficacement sur l'analyse du phénomène et d'envisager des études d'influence plus fines dans des délais compatibles avec les attentes des clients, à savoir les autorités de certification et les compagnies aériennes. La simulation numérique de la fissuration par fatigue est cruciale pour la prédiction de la durée de vie dans le groupe Safran (transport, énergie, environnement, infrastructures...) et pose actuellement de grandes difficultés d'ordre numérique comme par exemple la gestion de la propagation d'une fissure 3D sous chargement complexe par éléments finis est complexe à mettre en œuvre. Trois cas tests numériques sur expérimentations existantes sont proposés dans le cadre de ce benchmark (*un cas test avec un front de fissure plane en milieu tridimensionnel, un cas test technologique représentatif d'une liaison aube-disque et une roue sur essai de roulage spécifique*) dans le but de positionner les outils industriels et académiques, apporter des éléments déterminants pour centrer le processus de simulation en propagation de fissures 3D et élaborer de nouvelles approches pour l'ingénierie Safran.

1	CONTEXTE INDUSTRIEL	4
2	ENJEUX et motivations INDUSTRIELS	4
2.1	MOTIVATIONS INDUSTRIELLES	4
2.2	Objectifs industriel du benchmark proposé	5
2.3	Liste des participants.....	6
2.4	Organisation du benchmark	6
2.4.1	Pilotage.....	6
2.4.2	Calendrier	7
3	Présentation des cas tests Safran sélectionnés	8
3.1	Présentation générale du modèle	8
3.2	Base expérimentale de validation en propagation de fissure 3D.....	8
4	cas test B1 : Font de fissure plane en milieu tridimensionnel	9
4.1	Présentation	9
4.2	Principales motivations :.....	9
4.2.1	Résultats d'essais disponibles : publication + thèse	9
4.2.2	La géométrie et chargement de l'éprouvette sont simples :	9
4.3	Principales difficultés :.....	11
4.4	Données d'entrées :	11
4.5	Attendus :	11
5	cas test B2 : Liaison aube-disque	12
5.1	Contexte industriel.....	12
5.2	présentation.....	13
5.3	Description de l'essai technologique.....	14
5.3.1	Principe du montage	14
5.3.2	Essais de fatigue avec plaque titane avec un chargement à 7T.....	16
5.4	Modèle numérique.....	17
5.4.1	Données d'entrée fournies	17
5.4.2	Géométrie de la fissure	17
5.5	principales motivation	18
5.6	principales difficultés	18
5.7	Données fournies aux participants.....	18
5.7.1	Données statiques.....	18
5.7.2	Lois de frottement.....	18
5.8	Attendus	19

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5.8.1	Jalon 1 :	19
5.8.2	Jalon 2 :	19
6	cas test B3 : Roue sur essai de roulage spécifique	20
6.1	Contexte industriel.....	20
6.2	Description de l'essai de roulage	20
6.2.1	Modèle numérique.....	21
6.3	Principales motivations.....	22
6.4	Principales difficultés :	23
6.5	Données d'entrée et attendus	23
6.5.1	Données matériau	23
6.5.2	Description du modèle simplifié.....	25

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

1 CONTEXTE INDUSTRIEL

Les pièces vitales en aéronautique sont dimensionnées pour une durée de vie contractuelle, exprimée en heures de fonctionnement ou en nombre de missions, afin de fixer le retrait en service de ces pièces. Afin de garantir les durées de vie annoncées et ainsi éviter toute rupture prématurée due aux anomalies de surface et fissures, les inspections en service des pièces très sollicitées s'avèrent nécessaires. La tolérance au dommage repose alors sur une analyse pertinente de calcul en propagation de fissures 2D plane et 3D prenant en compte la complexité du chargement thermomécanique appliqué dans les zones critiques et permet et de proposer une politique de maintenance optimale.

2 ENJEUX ET MOTIVATIONS INDUSTRIELS

L'évolution prochaine des normes de dimensionnement va conduire les équipementiers et motoristes à calculer une durée de vie en propagation de fissure sur certains composants des avions civiles et militaires. Il conviendra alors de statuer dès la phase de la conception sur la nocivité de défauts potentiels. Cette étape de dimensionnement pourra nécessiter une étude en propagation d'une fissure dans un modèle Eléments Finis (EF) 3D, en raison de la géométrie et des chargements tridimensionnels complexes au voisinage du défaut. L'obtention d'un maillage 3D avec une fissure est souvent peu aisée, ce qui mène à des délais de mise en œuvre difficilement supportables pour un industriel.

Le développement d'une méthodologie générale de permettant d'insérer de manière simple et systématique une anomalie, un fissure dans un modèle de composant aéronautique s'avère être crucial. L'élimination de la difficulté de maillage permet de se concentrer efficacement sur l'analyse du phénomène et d'envisager des études d'influence plus fines dans des délais compatibles avec les attentes des clients, à savoir les autorités de certification et les compagnies aériennes.

2.1 MOTIVATIONS INDUSTRIELLES

La simulation numérique de la fissuration par fatigue est cruciale pour la prédiction de la durée de vie dans le groupe Safran (transport, énergie, environnement, infrastructures...) et pose actuellement de grandes difficultés d'ordre numérique comme par exemple la gestion de la propagation d'une fissure 3D non plane par éléments finis est complexe à mettre en œuvre.

Lors du séminaire Safran réalisé le 15 et 16 mai 2014 à Dammarie les Lys (experts Safran et académiques), quelques difficultés du point de vue de la modélisation et verrous actuels ont été démontré comme :

- Aspects tridimensionnels : fronts et plans de fissuration courbes, modes mixtes, multi-axialité, non-proportionnalité, bifurcation, branchement
- Non-linéarités de comportement : plasticité, plasticité généralisée, contact & frottement...
- Couplages multi-physique : oxydation, corrosion, thermique,...

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

2.2 OBJECTIFS INDUSTRIEL DU BENCHMARK PROPOSE

L'objectif du benchmark numérique sur expérimentations existantes proposé a pour but de positionner les outils industriels et académique, apporter des éléments déterminants pour cerner les processus de simulation en propagation 3D et élaborer de nouvelles approches pour l'ingénierie Safran.

Pour parvenir à cet objectif, nous proposons dans le cadre de ce benchmark trois cas tests Safran à base expérimentale de validation en propagation de fissure 3D. Le but final sera de réaliser un guide du traitement numérique de la fissuration de fatigue (fissure unique, réseaux de fissure, environnements différents, etc.) sous forme d'article de synthèse au nom de l'académique, société et Safran.

Les retombées industrielles d'un tel travail seront donc :

- Pour le groupe Safran :
 - ✓ Amélioration de la précision des calculs de durée de vie, ce qui permettrait d'optimiser le dimensionnement et donc d'augmenter les durées de vie à masse constante ou d'augmenter les performances à iso-durée de vie ;
 - ✓ Impact économique pour le client civil ou militaire, sur ses coûts de maintenance et coûts opérationnels ;
 - ✓ Impact économique pour le groupe Safran, lié à la justification analytique de l'intégrité des disques et non plus par essais ;
 - ✓ Impact sur la politique marketing dans le cadre de la compétition entre concurrents.

- Pour les sociétés hors Safran et Académiques :
 - ✓ Valorisation de travail de recherche ;
 - ✓ Accélérer les recherches futurs dans le domaine de la mécanique de la rupture ;
 - ✓ Prise en compte des acquis respectifs de chacun des partenaires tant d'un point de vue technique que du point de vue habitude de travail collaboratif.
 - ✓ Retombée scientifique :
 - Contribuer à rendre les méthodes « industrielles » plus robustes, à résoudre des cas non traités ou non prévus ;
 - La résolution de différents problèmes rencontrés au cours de ce benchmark constituera une avancée scientifique majeure qui impliquera des publications dans des revues nationales voire internationale, ainsi que la participation à des colloques ;
 - Confronter et publier les expériences, les problématiques industrielles et les méthodes de résolutions entre industriels et académiques dans le domaine de la simulation en fissuration 3D (gestion des incertitudes, de la fiabilité du code de calcul et sa robustesse).

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

2.3 LISTE DES PARTICIPANTS

- CENAERO ASBL :
 - ✓ Représentant : *M^r Philippe Geuzaine*
- ONERA :
 - ✓ Représentant : *M^r Vincent Chiaruttini*
- ARMINES :
 - ✓ Représentant : *M^r Stéphane Quillici*
- SIEMENS STS:
 - ✓ Représentant : *M^r Jean-Michel Taladriz*
- LEMMA :
 - ✓ Représentant : *M^r Mikaël Berton*

Les antécédents de coopération entre les partenaires sont multiples, croisés et parfois de longue date :

Safran Aircraft Engines et Siemens (ex. Samtech) : développement d'outils généraux de mécanique dans les domaines linéaires ou non. Safran Aircraft Engines est un des principaux utilisateurs des logiciels développés par « SAMTECH » ;

ONERA et Siemens : ONERA est un utilisateur des logiciels développés par SAMTECH. Par ailleurs une collaboration sur les méthodes parallèles est en cours et doit mener à l'implémentation de méthodes conçues et développées par l'ONERA dans SAMCEF™ ;

Safran Aircraft Engines et ONERA: Collaboration dans le cadre de différents PRC sur les méthodes FEM (fissure explicite « conforme ») X-FEM (Fissure implicite) ;

CENAERO et Siemens: Collaboration dans le cadre de la création et du développement de CENAERO sur les méthodes XFEM (participation active de Safran Aircraft Engines sur l'implémentation des méthodes conçues et développées par CENAERO dans SAMCEF (Siemens)) ;

Safran Aircraft Engines et CENERO: Collaboration sur les possibilités et développements de la méthode XFEM pour diverses classes de problèmes – Calculs Experts avancés pour Safran Aircraft Engines.

2.4 ORGANISATION DU BENCHMARK

2.4.1 Pilotage

Le pilotage du benchmark sera assuré par *M^r Didier Soria* (Safran Aircraft Engines: didier.soria@Safrangroup.fr). Un comité de pilotage Safran, rassemblant un représentant de chaque partenaire et experts Safran se réunira trimestriellement pour assurer le suivi du benchmark et fixer les orientations nécessaires.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

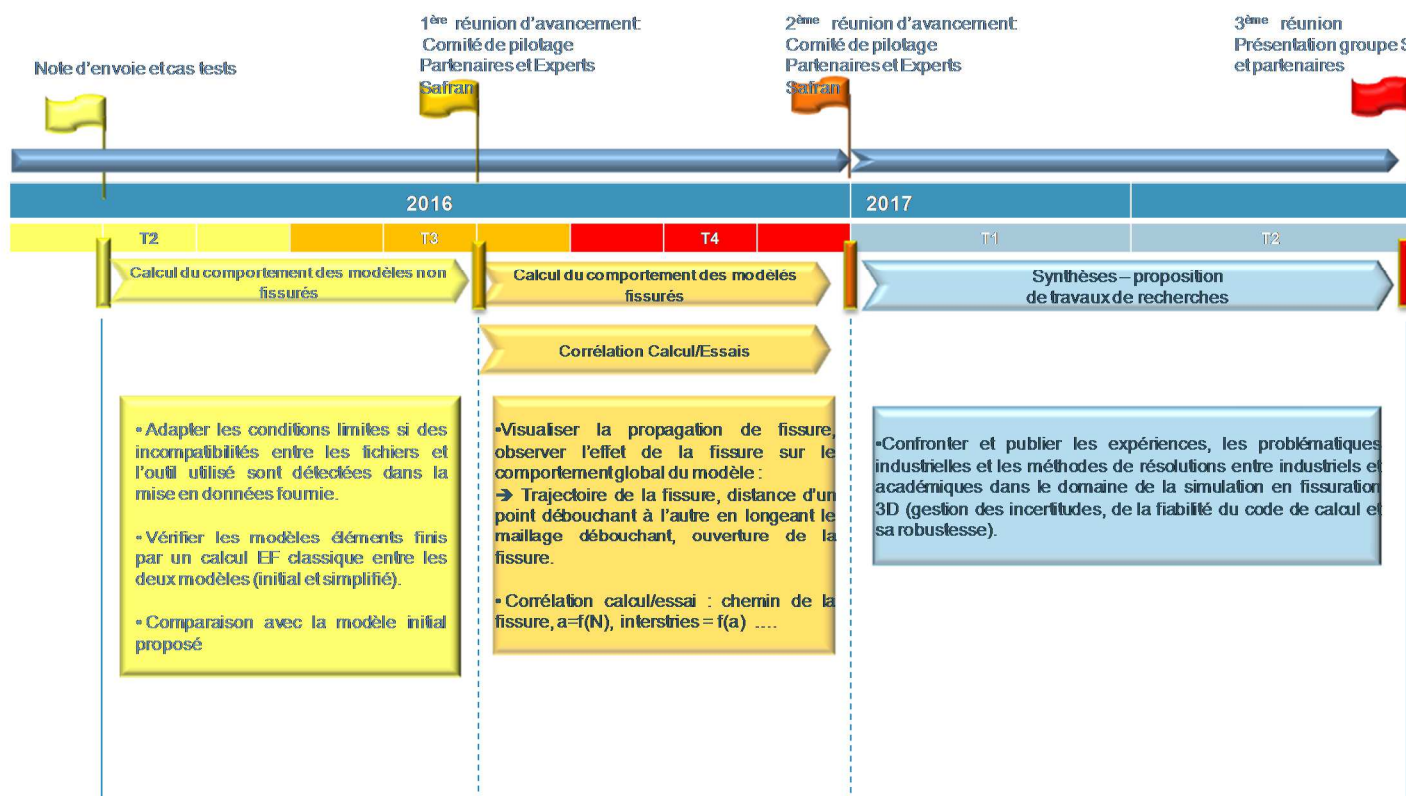
2.4.2 Calendrier

Nous proposons d'organiser le benchmark en trois phases d'avancement qui s'étendent en une année :

1. Calcul du comportement des modèles non fissurés : Prise en main des modèles envoyés (cas test B1 et B3) et définition du cas test B2. Adaptation des modèles ;
2. Calcul du comportement des modèles fissurés : Définition, mise en place de la fissure et simulation de la fissuration 3D des structures mécaniques par fatigue. Corrélation calculs/Essais ;
3. Synthèse et proposition de travaux de recherche.

La validation des résultats sera garantie par le passage avec succès des différents points d'avancement. Les cas test seront observés du point de vue de la qualité des résultats par rapport aux résultats numériques initiaux validés et critiqués.

Une réunion de tous les participants au benchmark sera organisée tous les 3-4 mois (environ). Des dates de réunions bilatérales intermédiaires seront définies. Un rapport d'avancement sera rédigé.



Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

3 PRESENTATION DES CAS TESTS SAFRAN SELECTIONNES

3.1 PRESENTATION GENERALE DU MODELE

Les modèles présentés ci-après présentent de manière concise en fournissant tous les éléments nécessaires à sa compréhension (type de modèle, liste des paramètres matériaux...).

3.2 BASE EXPERIMENTALE DE VALIDATION EN PROPAGATION DE FISSURE 3D

Les calculs réalisés à l'occasion de ce benchmark serviront notamment à déterminer les Facteurs d'Intensité de Contraintes 3D (FIC3D) dans une pièce fissurée mais surtout de voir et comprendre le cheminement « réel » des propagations de fissures dans la pièce et le confronter à l'expérience.

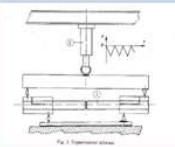
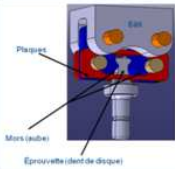

Cas test	Matériaux	Fonctionnalités Testées	Données expérimentales	Température
B1 - Front de fissure plane en milieu tridimensionnel 	2024T3 (alu)	<ul style="list-style-type: none"> Calcul le long du front (lien avec les contraintes résiduelles) Refermeture 	images de fronts	ambiante
B2 - Liaison Aube-Disque 	Titanes (6242 & Ti17)	<ul style="list-style-type: none"> Capacité du code de fissuration à tourner dans un contexte de cas d'étude BE (complexité du contact) Beaucoup de mesures, de suivi Capacité du code à faire de la sensibilité sur les CL (code EF sur lequel repose la solution) Repétabilité : 16 essais sur 18 avec même zone d'amorçage <p><small>STUDY OF THE NON-UNIFORM GROWTH OF A PLANE CRACK IN A THREE-DIMENSIONAL BODY SUBJECTED TO NON-PROPORTIONAL LOADINGS</small></p> <p><small>R. BRUNARD, C. ADAM and J. LEHATRE Laboratoire de Mécanique et Tribologie, U.P.S.E.T., Université Paris-Cl. N.R.S., 61, Avenue du Président Wilson, 91220 Corbeil, France</small></p>	Suivi de fissure, analyse interstries, jauges Corrélation d'image	ambiante
B3 - Roue sur essai de roulage spécifique 	Al2014	Fissuration en mode mixte, bifurcation	Suivi de fissure, images de fronts	ambiante

Figure 1: Cas tests recensés pour le benchmark académique

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

4 CAS TEST B1 : FRONT DE FISSURE PLANE EN MILIEU TRIDIMENSIONNEL

4.1 PRESENTATION

- Modélisation de l'évolution d'un front de fissure plane sous chargement proportionnel
- Epreuve issue de la thèse de Christian ADAM

Responsables identifiés pour obtenir des informations complémentaires : René BILLARDON - rene.billardon@safrangroup.com

4.2 PRINCIPALES MOTIVATIONS :

4.2.1 Résultats d'essais disponibles : publication + thèse

- *Study of the non-uniform growth of a plane crack in a three-dimensional body subjected to non-proportional loadings* » R. BILLARDON, C. ADAM, J. LEMAITRE, Int. J. Solids Structures Vol. 22, No 7, pp. 677-692, 1986



B2_Billardon_IJSS_1
986.pdf

- *Thèse ENSAM " Etude des critères régissant la forme de l'extension d'un front de fissure plane en milieu tridimensionnel" – Christian ADAM 15 mai 1984*



Thèse_Adam_1984.p
df

4.2.2 La géométrie et chargement de l'éprouvette sont simples :

Le chargement proposé est en flexion pure sollicitant l'éprouvette en mode I. la flexion pure est obtenue par un montage en « flexion 4 points » ou « flexion circulaire ». Le détail du montage est donné pages 18 et 19 de la thèse.

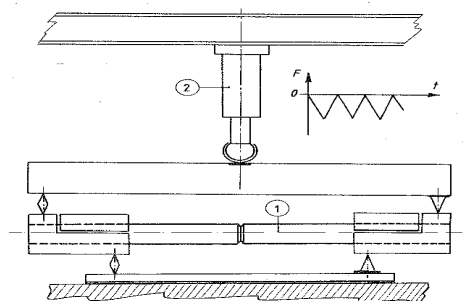


Figure 2 : Schéma du montage d'essai

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

4.2.2.1 Dimensions du cylindre :

Le détail de l'éprouvette est présenté en planche 22 de la thèse :

- Longueur : 906 mm
- Diamètre : 80 mm
- Diamètre en fond de saignée : 72 mm
- Entaille circonférentielle en V : 60° au centre de l'éprouvette

4.2.2.2 Chargement :

- Flexion-4-points et flexion-4-points rotative, cyclique (fréquence 1 ou 2 Hz), charge max 120 kN.

4.2.2.3 Les fronts sont de formes complexes :

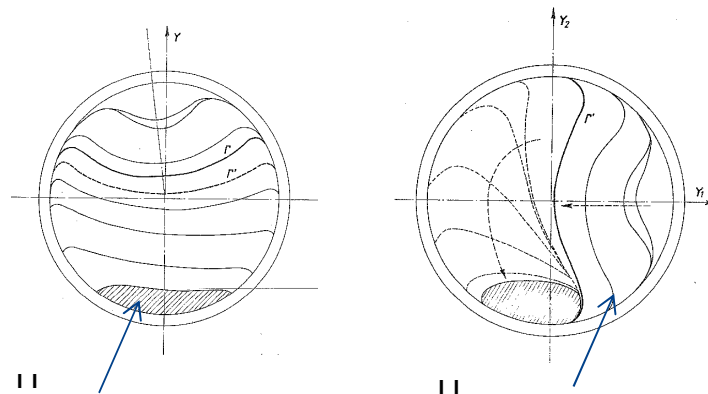


Figure 3 : Evolution du front sans rotation et de l'éprouvette et Evolution du front avec rotation de 90° de l'éprouvette dans le sens « clockwise »

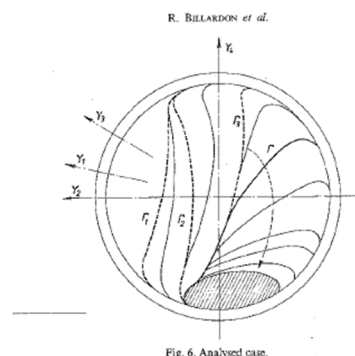


Figure 4 : Evolution du front avec rotation de 15°, 30° et 60° dans le sens « clockwise »

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

4.3 PRINCIPALES DIFFICULTES :

Reproduire la complexité des fronts de fissure observés expérimentalement

4.4 DONNEES D'ENTREES :

Loi matériau et loi de propagation de l'aluminium 2024

- Loi de comportement élastique: AU4G1T3 (état trempé) : 2024 aluminium alloy
 - E : 72500 MPa
 - ν : 0.33
 - K_I : $50 \cdot 10^6 \text{Pa}\sqrt{\text{m}}$
- Loi de PARIS : propagation de fissure (cf. page 42 et 43 de la thèse)
 - $m = 2.94$ et $C = 3.72 \cdot 10^{-9}$

4.5 ATTENDUS :

- Evolution des fronts de fissure
- Descriptif des méthodes numériques utilisées
- Comparaison essais/calculs

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5 CAS TEST B2 : LIAISON AUBE-DISQUE

5.1 CONTEXTE INDUSTRIEL

Le compresseur HP compte parmi les pièces du moteur subissant les plus grands efforts mécaniques. Il s'agit donc d'une pièce extrêmement critique du moteur qui ne tolère que très peu d'endommagement. Compte-tenu son rôle primordial dans le fonctionnement moteur, ce compresseur Haute Pression représente un enjeu important et de nombreuses optimisations sont à l'étude. Ces améliorations concernent principalement, la fiabilité (et donc la prédiction de l'endommagement) et la durée de vie en propagation de fissures.

Chaque étage du compresseur HP est composée d'un disque sur lequel viennent s'insérer des aubes. Le bloc est ensuite complété par un carter qui confine le flux d'air. Ce carter a également pour but de contenir une éventuelle rupture d'aube. Les aubes sont simplement glissées dans le disque par une liaison en queue d'aronde (Figure 1). Cette configuration a été choisie car en cas d'endommagement d'une aube, cette dernière est facilement remplacée sans changer l'ensemble du bloc.

Au cours du fonctionnement d'un turboréacteur, la liaison aube-disque est soumise à un chargement complexe composé par une forte pression et un mouvement relatif oscillatoire, ce qui fait appel au domaine du fretting fatigue. L'apparition du phénomène de fretting réduit la résistance en fatigue des structures et engendre des dégradations qui sous différentes formes (usure, rupture) peuvent conduire à une perte de fonctionnalité. Afin d'assurer la fiabilité des turboréacteurs, la prédiction de la durée de vie sous chargement de fretting au niveau de la liaison aube-disque représente un enjeu important.

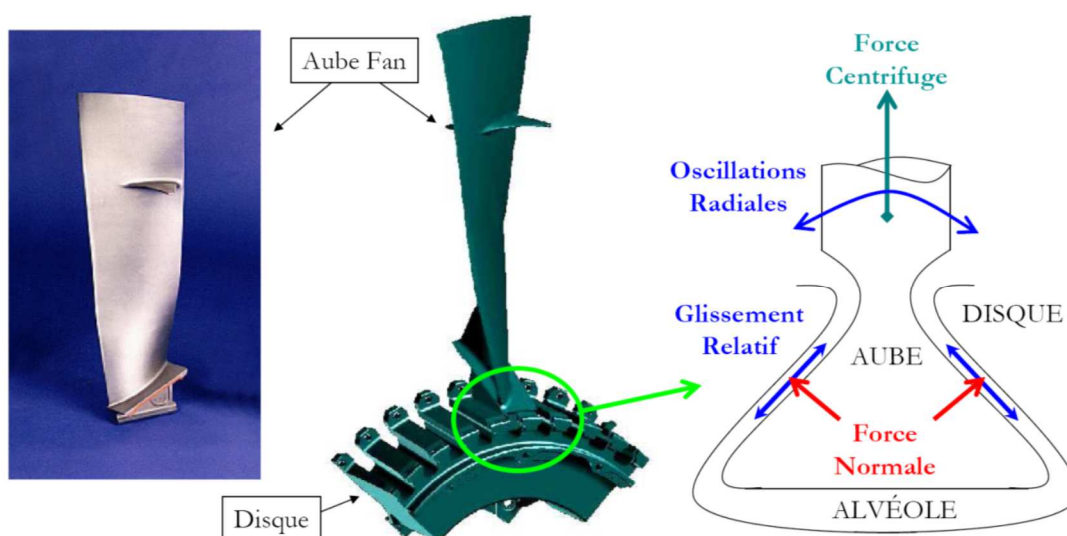


Figure 5 : Liaison aube/disque

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

Le bilan des efforts s'exerçant sur l'interface aube/disque est complexe (Figure 2). La rotation du moteur entraîne un effort centrifuge sur l'aube qui vient se plaquer contre le disque. Il y a ainsi établissement du contact et donc d'un effort normal entre le disque et l'aube. Les efforts dynamiques vibratoires que subit l'aube sous l'effet de l'écoulement du flux d'air sur les aubes viennent ensuite s'ajouter. Ces vibrations engendrent des micro-déplacements au niveau de l'interface aube/disque aussi appelés « fretting ».

La sollicitation observée au niveau de l'interface est donc complexe car combinant trois efforts : centrifuge, normal et tangentiel. La prise en compte de la complexité de ce chargement est essentielle car une rupture d'aube ou de disque en vol ou au sol peut avoir de graves conséquences.

Les calculs numériques : ils sont eux effectués pour modéliser la pièce réelle mais aussi les éprouvettes d'essai dans le but de prédire les endommagements au sein des pièces d'essais et à partir de ces informations, de prédire ceux dans la pièce réelle en établissant le lien entre la pièce et l'essai.

5.2 PRESENTATION

L'objectif de ce cas test n'est pas de reproduire l'essai mais de réaliser à partir une version simplifiée focalisée sur la propagation de fissure, la comparaison des différents résultats obtenus par calculs.

En effets, plusieurs points manquants ne permettent pas de réaliser une véritable comparaison essai/calcul. Il y a tout d'abord la complexité du montage dont nous ne sommes pas en mesure de fournir l'intégralité des données permettant de reproduire la raideur. Par ailleurs, un effet de dissymétrie a été relevé entre les portées gauche et droite en fin d'essai (cf. figure 6 ci-dessous). Ces observations montrent un mauvais alignement des éprouvettes par rapport à la dent de disque qui s'explique par un problème de dimensionnement des éprouvettes. Il est par ailleurs évident que cet effet de dissymétrie a une conséquence non-négligeable sur le trajet de la fissure.

De plus, l'objectif de ce benchmark est de tester des modèles numériques de fissuration incluant donc la présence d'un défaut initial. L'essai décrit reproduit avant tout l'amorçage d'un défaut sur une zone de contact aube/disque. Une fissure initiale de géométrie et d'orientation connue sera donc proposée dans le modèle numérique et permettra l'utilisation d'une loi de propagation de type Paris-Elber pour sortir du cadre des fissures courtes influencées par la microstructure. Le revêtement ne sera pas modélisé car on va supposer qu'une fois amorcée, l'usure a aussi causée la perte du revêtement.



Figure 6: Photographie de portée de dent de disque après essai : dissymétrie entre les portées gauche et droite (usure plus locale à gauche)

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5.3 DESCRIPTION DE L'ESSAI TECHNOLOGIQUE

5.3.1 Principe du montage

Le montage illustré sur la figure 7 a permis pour la réalisation de l'essai le réglage de :

- l'effort de traction (influe sur la pression/cisaillement et le glissement)
- la raideur du montage via la raideur de la plaque (plaque Inco 718 ou titane influe sur le glissement).

Les différents chargements identifiés sont les suivants :

- chargement axial se répartit de manière symétrique sur les fausses aubes,
- chargement plaque,
- chargement sur un mors,
- chargement de la dent : F Résultante est la somme de F Vérin/2 et F Transverse.

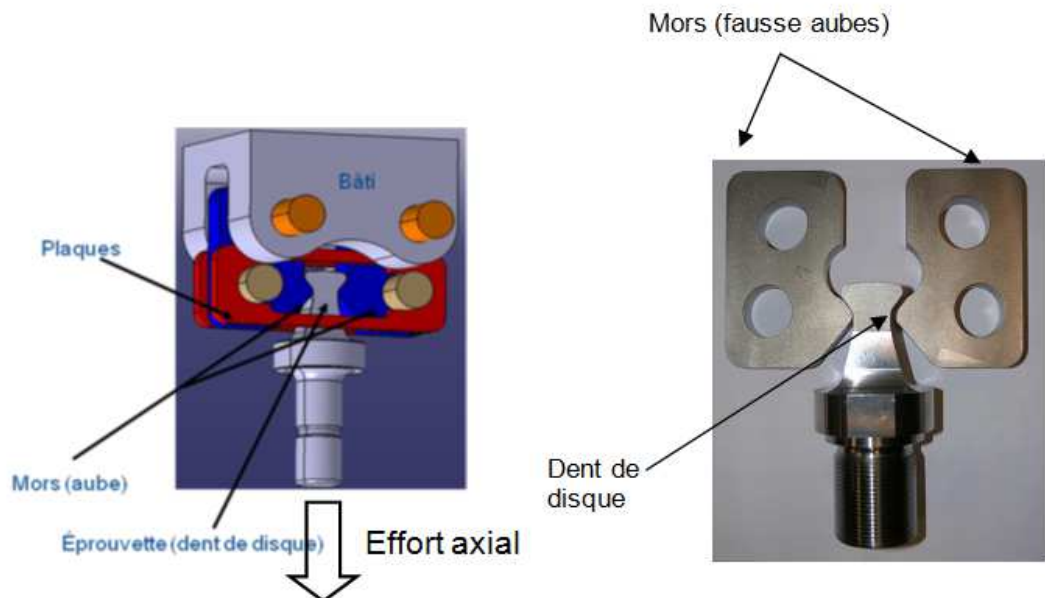


Figure 7: Schéma du montage d'essai technologique et photo d'un jeu d'éprouvettes mors (fausses aubes) / Dent de disque (deux demi alvéoles de disque)

La « dent de disque » en Ti17 grenillée TA5CD4 p.q., les « Mors » (fausse ½ aube) sont en TA6V.

Le plan détaillé du montage et pièces est données en annexe 1.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

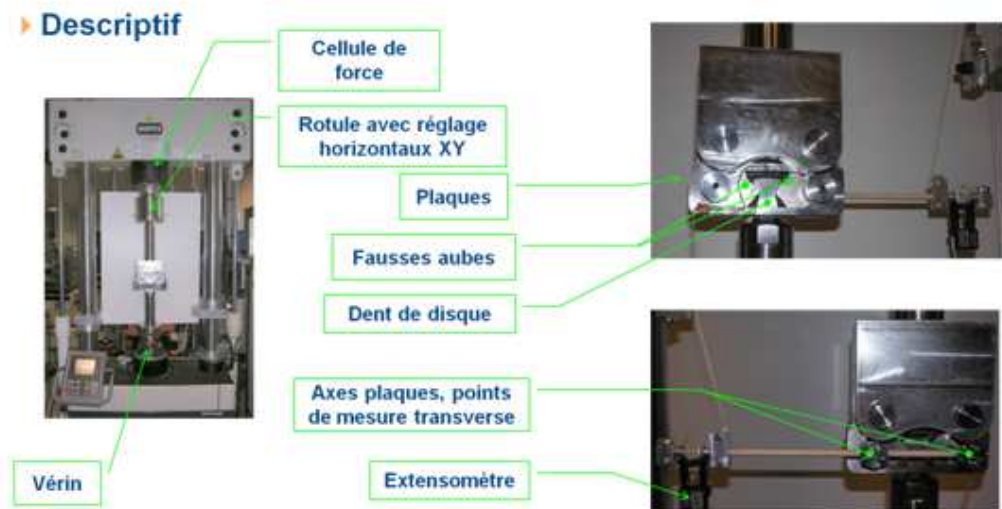


Figure 8 : Description détaillée du montage de l'essai technologique

Une géométrie du montage dite « partielle » est également proposée également. Elle représente les mors (fausses aubes) et la dent de disque dont on ne modélise que la moitié à cause de la symétrie face avant/arrière du problème.

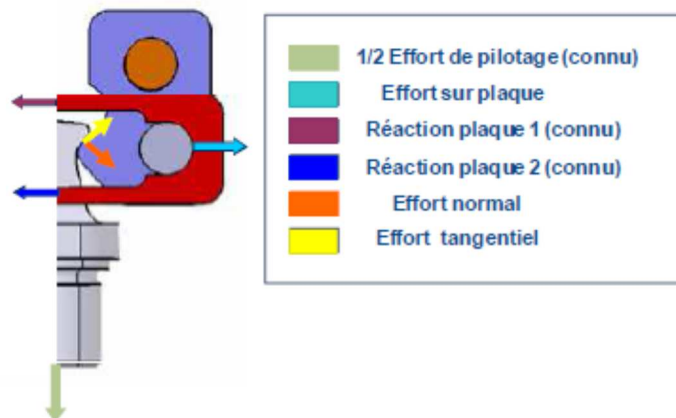


Figure 9: Chargement sur le dispositif d'essai

La représentativité de l'essai technologique et son exploitation pour un calcul de DDV est liée à son aptitude à reproduire les gradients de contrainte en profondeur obtenus en sortie de portée aube/disque sur le modèle du référence. La figure11 montre une comparaison des gradients de contrainte principale maximale maxi sur la portée entre les calculs EF de l'essai technologique 7T et d'une pièce réelle. L'allure du gradient est globalement bien reproduite sur le calcul de l'essai technologique, on surestime légèrement les contraintes (d'environ 10%) sur presque toute la profondeur, la contrainte en surface est très légèrement sous-estimée (-6%). La méthodologie de calcul de DDV en sortie de portée passe par une moyennation des contraintes dans la profondeur ; on introduira ainsi un minimum de conservatisme dans l'identification du critère de moyennation.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5.3.2 Essais de fatigue avec plaque titane avec un chargement à 7T

Deux essais sont proposés pour ce cas test : éprouvette repère Ti10 et Ti13

Ces essais sont menés dans les conditions suivantes :

- Cycle trapèze : 3-2-3-2s

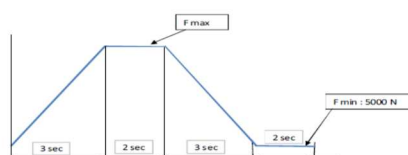


Figure 10: Cycle des essais réalisés

- Température : 200°C
- Chargement : 7T chargements les plus représentatifs du gradient de contraintes en profondeurs sur pièces

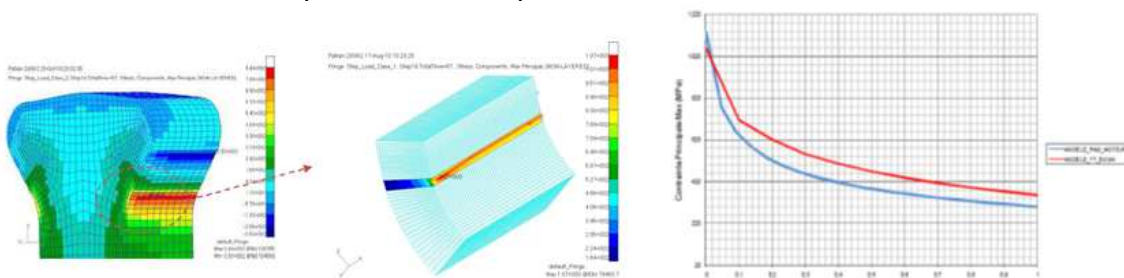


Figure 11: Représentativité de l'essai

- Plaque en Titane TA6V

Essais de fatigue avec usure			
Caractéristique de l'essai	Plaque	Titane	Titane
	Dent de Disque	Ti-10	Ti13
	Chargement Min (daN)	500	500
	Chargement Max (daN)	7000	7000
	Température	200°C	200°C
	Éprouvette rompue en essai	NR	NR
	Nombre de cycle total	88617	117140

Tableau 1 : Résultats d'essais sur éprouvettes avec un chargement de 7T et avec plaque Titane

Tous les essais ont arrêtés avant rupture.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5.4 MODELE NUMERIQUE

5.4.1 Données d'entrée fournies

Nous vous adressons en pièces attachées le modèle Eléments Finis et mises en données au format Abaqus ainsi que la CAO (modèle complet et Zoom).

5.4.2 Géométrie de la fissure

Sur les éprouvettes Ti10 et Ti13 on observe un multi-amorçage sur 2/3 de la longueur du contact (par rapport à la longueur du contact). Ces éprouvettes présentent des orientations de grains respectivement à 45° par rapport au plan de propagation.

Ainsi nous proposons une pré-fissure elliptique est à insérer dans la dent de disque au niveau de la zone de contact aube/disque. Les coordonnées sont données dans le repère global (Cf. annexes 2, 3 et Figure 12) : multi-amorçages, localisation de la zone d'amorçage sur presque toute la longueur de contact (pas d'amorçages aux extrémités), direction du front de propagation parallèle à la surface de contact, orientation des grains à 45°.

Elle n'est pas présente dans le maillage initial fourni mais doit être insérée par les participants.

- Taille de la fissure initiale

Profondeur : $a = 1\text{mm}$ et largeur : $2C = 17\text{ mm}$ (1.5 avant les extrémités de la pièce)

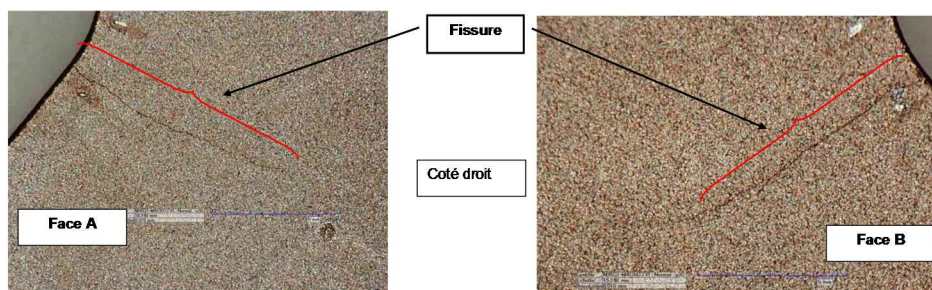


Figure 12: Représentativité de l'essai

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5.5 PRINCIPALES MOTIVATION

- Cas industriel
- Plusieurs résultats d'essais disponibles
- Chargement connu, possibilité de fournir les plans 2D, la CAO, la mise en donnée
- Tester la robustesse des méthodes numériques

5.6 PRINCIPALES DIFFICULTES

- Problème très complexe car si on le prend dans sa globalité, il faudrait considérer :
 - La prédiction de l'amorçage des fissures de fretting avec prise en compte des traitements de surface (revêtement, grenailage ...)
 - L'étude de la propagation de fissure (courte puis longue) sous le contact, la prise en compte de la microstructure (Thèse Lingtao Sun, Mines ParisTech)
 - Fretting + plasticité cristalline
- Pour le benchmark, on part d'une pré-fissure initiale
 - Modélisation du contact sur les lèvres de la fissure, modélisation du contact frottant aube/disque.
- Comparaison essai/calcul (dissymétrie entre portée gauche et droite, validité des lois de propagation fournies).

5.7 DONNEES FOURNIES AUX PARTICIPANTS

5.7.1 Données statiques

Température [°C]	Module d'Young (MPa)	Coefficient de Poisson	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)	A%
-60	120500	0.285	1230.3	1279	7.851E-006
20	116683	0.286	1091.45	1175.22	8.104E-006
100	113394	0.290	971.0	1090.0	8.900E-006
200	109890	0.293	892.0	1041.0	9.210E-006
350	102553	0.297	833.7	1002.1	9.620E-006
400	100385	0.299	817.33	982.3	9.776E-006

Tableau 1 : Caractéristiques mécaniques statiques

5.7.2 Lois de frottement

La modélisation du contact frottant aube/disque à l'aide d'une loi de Coulomb de coefficient 0,8

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

5.7.2.1 Modèle de Paris-Elber

Le détail et coefficient de la loi de Paris-Elber est donné en annexe 4

5.8 ATTENDUS

Le passage avec succès du cas test défini sera déterminant pour évaluer la réussite de benchmark. Il est demandé, en plus des points décrit ci-dessous, de faire apparaître un gain significatif de performance de calcul.

5.8.1 Jalon 1 :

Le premier jalon permet de voir si tous les participants partent sur la même modélisation et obtiennent la même réponse globale :

- Réponse globale de la structure non fissurée : comparaison avec essai
- Facteurs d'intensité des contraintes le long du front au cours du 1er cycle
- Taux de restitution d'énergie le long du front
- Angle de bifurcation le long du front

Les résultats sont à noter dans un fichier dans un fichier Excel fourni (resultats1.xls) et à tracer sur des courbes. Un descriptif des méthodes numériques utilisées est également requis (méthode d'extraction des facteurs d'intensités des contraintes, critère de bifurcation utilisé, remaillage adaptatif, ...).

5.8.2 Jalon 2 :

- Trajet de la fissure : Fronts de fissure et nombre de cycle atteints pour 3 longueurs de fissure données ($a = 2$ mm, $a = 4$ mm et $a = 10$ mm) + coordonnées du front de fissure
- FIC, G et angle de bifurcation le long du fronts et nombre de cycles atteints pour 4 longueurs de fissure données ($a = 2$ mm, $a = 4$ mm et $a = 6$ et $a = 10$ mm)
- Descriptif des méthodes utilisées (méthode d'extraction des facteurs d'intensité des contraintes, critère de bifurcation, contact sur les lèvres de la fissure, ouverture maximale des lèvres de la fissure, choix des algorithmes de détection/résolution du contact aube/disque, maillage, temps CPU ...)

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

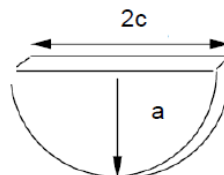
6 CAS TEST B3 : ROUE SUR ESSAI DE ROULAGE SPECIFIQUE

6.1 CONTEXTE INDUSTRIEL

Une des exigences des avionneurs pour la qualification d'une roue consiste à vérifier que la présence de défauts de type entaille en surface n'entraînera pas de rupture de la roue sur un essai de roulage spécifique. Il s'agit donc de s'assurer qu'un défaut initial ne se propagera pas ou ne se propagera pas suffisamment pour amener à la défaillance de la roue.

Les défauts initiaux considérés, placés en de nombreux points de la roue, sont de types semi-elliptiques avec les caractéristiques suivantes :

- $a=c=0.76\text{mm}$
- épaisseur de 0.1mm
- Usinage par électroérosion



$$a = c = 0.76\text{mm}$$

Figure 13 : Défaut initial

6.2 DESCRIPTION DE L'ESSAI DE ROULAGE

L'essai de roulage consiste ensuite à faire rouler une roue sur un volant (*Figure 14*) pendant 4800 km, sous différents cas de chargement de sévérité variable.



Figure 14 : Vue du montage d'essai et géométrie simplifiée

Ces cas de charge sont divisés en deux catégories : les chargements uniquement verticaux suivant l'axe Z (*Figure 15a*), simulant le poids de l'avion, et ceux combinés dits de *ripés* combinant un chargement suivant l'axe Z et suivant l'axe Y (*Figure 15b et c*), simulant ainsi un virage à droite ou à gauche. Plusieurs valeurs de chargement suivant Y sont balayées au cours de l'essai.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

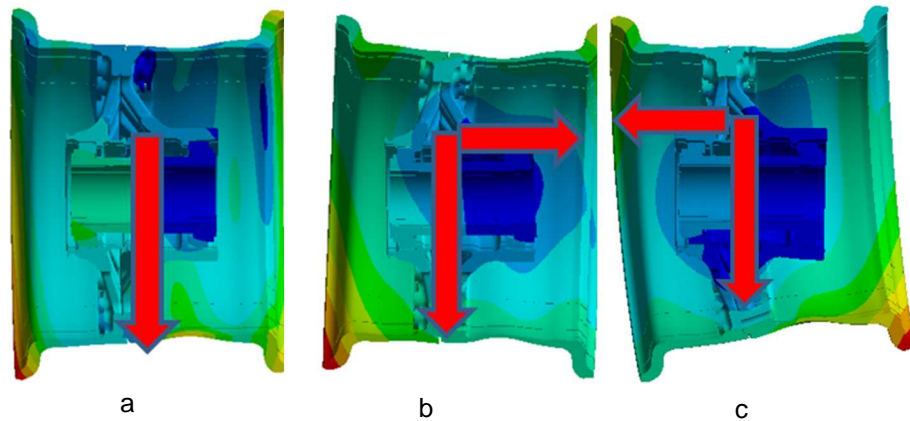


Figure 15 : types de chargements

L'essai de roulage est divisé en 4 blocs identiques de 1200 km tel que défini dans la Figure 16). On remarque que le chargement en Z représente la plus grande partie du roulage et que les chargements suivant Z+Y sont d'autant moins représentés que la valeur de la charge suivant Y est importante.

Sur un cas de roulage complet, le nombre de cycles (tours de roue) total est ainsi de l'ordre de 1 million.

4 blocs de 1200 km		Z (daN)	Y (daN)	distance (km)	N cycle
bloc	cas 1	28413	0	1020	244117
	cas 2	38386	4258	80.4	19242
	cas 3	28386	-4258	80.4	19242
	cas 4	28386	5677	7.8	1867
	cas 5	28386	-5677	7.8	1867
	cas 6	28386	12774	1.8	431
	cas 7	28386	-12774	1.8	431

Figure 16 : Spectre de chargement de l'essai de roulage

Pour cet essai, les roues sont grenillées, anodisées et non peintes.

6.2.1 Modèle numérique

De par la symétrie de la structure et du chargement, on applique une symétrie suivant le plan YZ.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

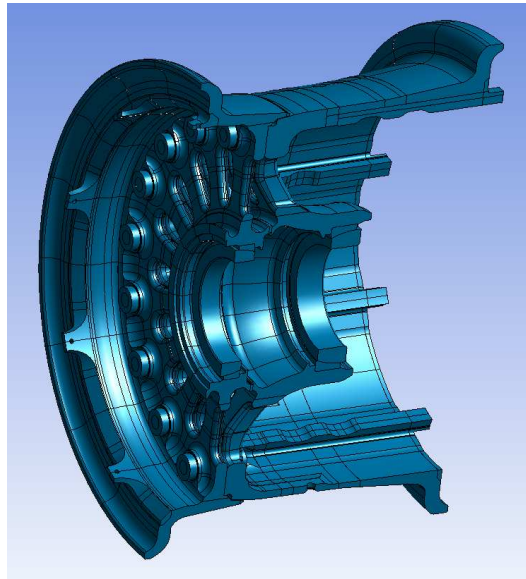


Figure 17 : modèle de roue sous ANSYS WB

Sont modélisés les deux demi-roues assemblées, les boulons, les roulements ainsi que la fusée. Des conditions aux limites appropriées sont appliquées afin de représenter le montage d'essai.

Les chargements sont eux appliqués via l'utilisation de pressions du pneu sur la jante issues du pneumaticien, extrapolées aux cas de charge souhaités.

On considère un chargement fixe, la rotation de la roue est prise en compte par un post-traitement particulier pour le traitement de la fatigue. On utilise la symétrie cyclique (secteurs de 20° symétrisés puis répétés) pour prendre en compte la rotation. A ce jour, il n'existe pas au sein de MBD d'outil permettant de simuler la propagation d'une fissure dans une structure 3D complexe sous chargement cyclique. L'objectif du benchmark est donc d'estimer la propagation des défauts initiaux sous le chargement considéré dans la Figure 16.

Responsables identifiés pour fournir les données: Louis Augustins

6.3 PRINCIPALES MOTIVATIONS

Les observations effectuées à l'issu de l'essai de roulage montrent que certains défauts initiaux se propagent uniquement en mode I, avec une fissure qui reste plan.

Le cas étudié correspond au contraire à une fissure ayant subi un chargement en mode mixte. Cela peut se vérifier d'une part par l'observation du faciès de rupture non plan et par une approche calcul qui montre une rotation des contraintes principales.

De plus, tous les cas de charge n'entraînent pas nécessairement une propagation des fissures, seuls les cas de ripés les plus importants conduisent à une propagation, au moins dans un premier temps. Après que la fissure a atteint une taille critique, celle-ci se peut alors se propager pour des cas de charge inférieurs pour lesquels le nombre de cycles est très supérieur, entraînant la rupture de la pièce. La notion de seuil de propagation est alors primordiale pour estimer correctement la propagation des défauts initiaux.

Une expertise détaillée de l'essai et des faciès de rupture est disponible.

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

6.4 PRINCIPALES DIFFICULTES :

Les principales difficultés sont liées au fait de rendre compte de l'effet du seuil et du chargement en mode mixte sur une géométrie complexe soumise à un chargement tournant.

La corrélation essai/calcul peut être délicate compte tenu du faible retour d'expérience de MBD sur ce type d'essai. La répétabilité des observations effectuées sur la fissure en question n'est en effet pas quantifiable pour le moment.

6.5 DONNEES D'ENTREE ET ATTENDUS

6.5.1 Données matériau

Le matériau de la roue est un alliage d'aluminium 2014-T6 (NCT15-236-05)

Données statiques

Les caractéristiques mécaniques statiques sont définies dans le Tableau 2.

Module d'Young (MPa)	Coefficient de Poisson	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)	A%
74000	0.3	390	440	440

Tableau 2 : Caractéristiques mécaniques statiques

Modèle de Elber

Des essais CT sur l'alliage 2014-T6, pour différents rapport de charge $R = K_{min}/K_{max}$ sont disponibles. A partir de ces essais, une loi de Paris associée à une modèle de fermeture d'Elber a été identifiée.

$$\Delta k_{eff} = \begin{cases} K_{max} - K_{ouv} & \text{si } K_{ouv} > K_{min} \\ \Delta K & \text{sinon} \end{cases}$$

Où K_{ouv} est la facteur d'intensité des contraintes qui correspond à P_{ouv} , le chargement à partir duquel la fissure est entièrement ouverte.

La loi de Paris est définie selon :

$$\frac{da}{dN} = C_f [\Delta K_{eff}]^m$$

Elber propose la relation suivante pour le facteur d'intensité des contraintes efficace :

$$\Delta K_{eff} = (\alpha \times R + \beta) \Delta K$$

Avec α and β deux paramètres matériau.

La loi de propagation s'écrit alors :

$$\frac{da}{dN} = C_f [(\alpha \times R + \beta) \Delta K]^m$$

Un seuil de propagation efficace ΔK_{th} est également défini à partir des données expérimentales.

Les valeurs numériques des différents paramètres est synthétisée dans le Tableau 3.

α	β	$\Delta K_{th} (MPa\sqrt{m})$	C_f	m
0.447	0.553	2	2.76E-9	2.31

Tableau 3 : Paramètres de la loi de propagation de Paris + Elber

Modèle de forman-Mettu

Un modèle de type Forman-Mettu a également été identifié. Le modèle peut être décrit par les équations suivantes :

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(1-f)^n \Delta K^n \left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K}\right)^p}{(1-R)^n \left(1 - \frac{K_{max}}{K_{Ic}}\right)^q}$$

$$f = \frac{K_{ouv}}{K_{max}} = \begin{cases} \max(R, A_0 + A_1 R + A_2 R^2 + A_3 R^3) & \text{si } R \geq 0 \\ A_0 + A_1 R & \text{si } -2 \leq R < 0 \end{cases}$$

$$A_0 = (0.825 - 0.34\alpha + 0.05\alpha^2) \left[\cos\left(\frac{\pi S_{max}}{2 \sigma_0}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha}}$$

$$A_1 = (0.415 - 0.071\alpha) \frac{S_{max}}{\sigma_0}$$

$$A_2 = 1 - A_0 - A_1 - A_3$$

$$A_3 = 2A_0 + A_1 - 1$$

Avec $C, n, p, q, \alpha, \frac{S_{max}}{\sigma_0}$ des paramètres et K_{Ic} la ténacité

Database of Material:Al-2014

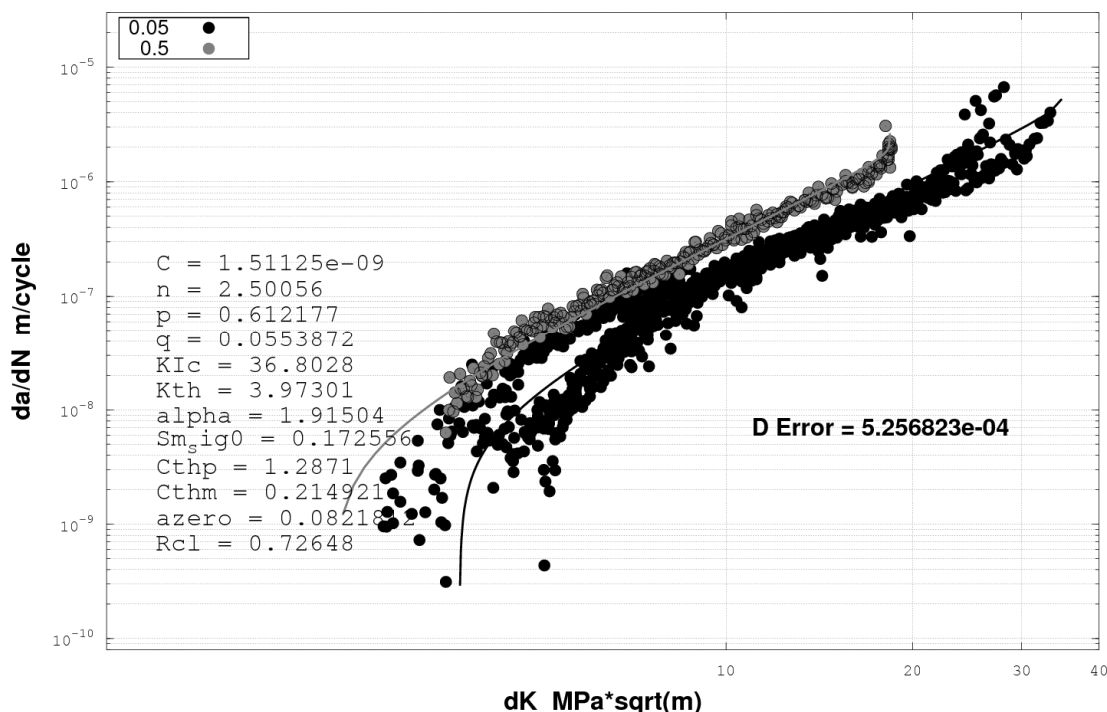


Figure 18 : Modèle de Forman-Mettu et données expérimentales

L'effet du rapport de charge est pris en compte à travers le modèle de seuil :

$$\Delta K_{th}(R) = \Delta K_0 \frac{\left(\frac{a}{a+a_0}\right)^{\frac{1}{2}}}{\left(\frac{1-f}{(1-A_0)(1-R)}\right)^{(1+C_{th}R)}}$$

Avec a_0 et C_{th} des paramètres et ΔK_0 le seuil de propagation à $R = 0$

C	n	p	q	α	$\frac{S_{max}}{\sigma_0}$	ΔK_0	K_{Ic}	a_0	C_{th}
1.51E-09	2.5	0.61	0.055	1.915	0.172	3.97	36.8	0.082	1.287

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

Tableau 4 : Paramètres du modèle de Forman-Mettu

6.5.2 Description du modèle simplifié

Le défaut étudié se situe sur la demi-roue dite « intérieure » ou « côté frein » sur le défaut identifié JfDT3.

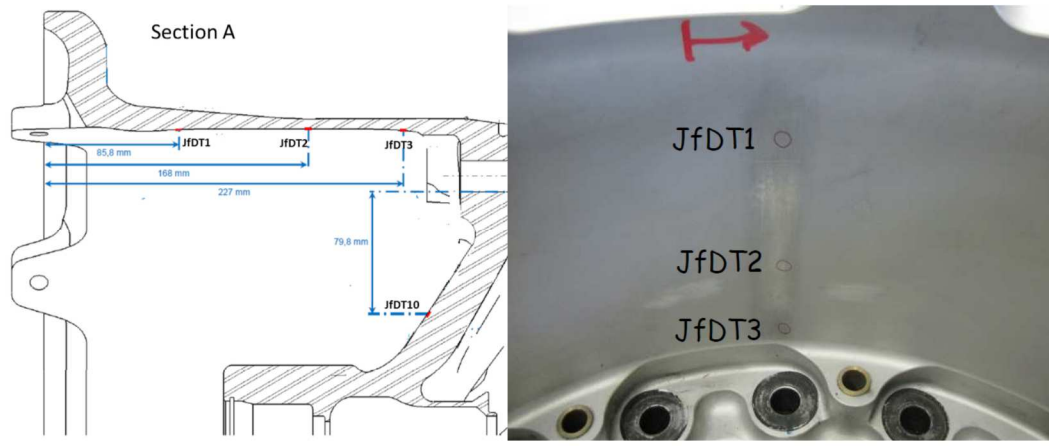


Figure 19 : localisation du défaut étudié

Afin de travailler sur un modèle simple dans le cadre de ce benchmark, MBD fournit aux partenaires du projet un sous-modèle de la roue situé de part et d'autre de la fissure. On présente sur la Figure 20 le modèle complet d'une demi-roue ainsi que la zone du sous modèle sur 180°.

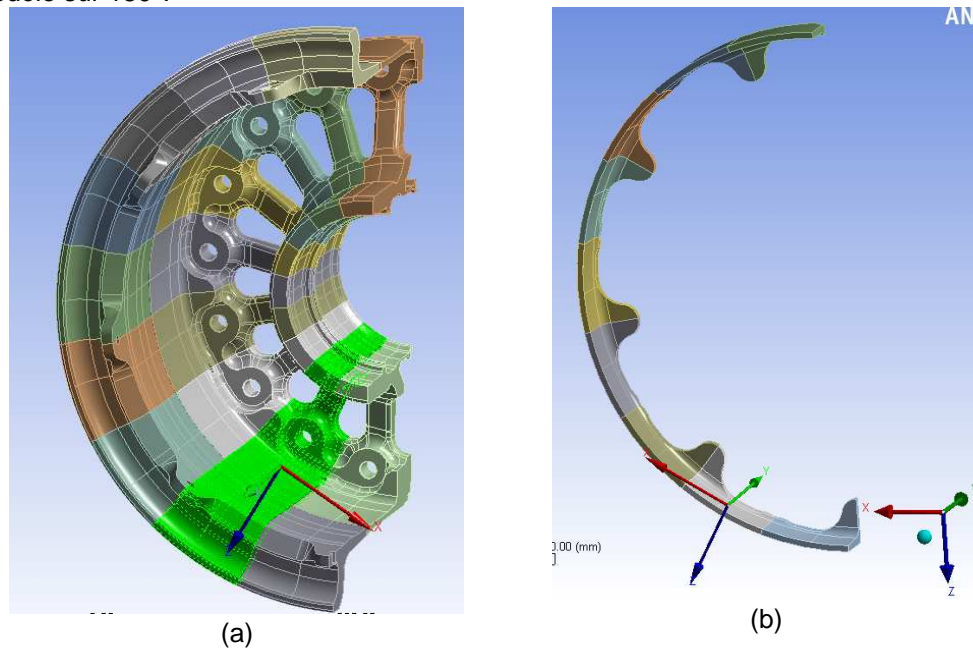


Figure 20 : modèle complet et sous modèle sur 180°

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite

Néanmoins, la difficulté principale dans le cadre de ce benchmark est la prise en compte du caractère tournant du chargement. La modélisation proposée par MBD consiste donc à considérer un sous modèle unique sur 20° , piloté par le modèle global à différentes positions angulaires.

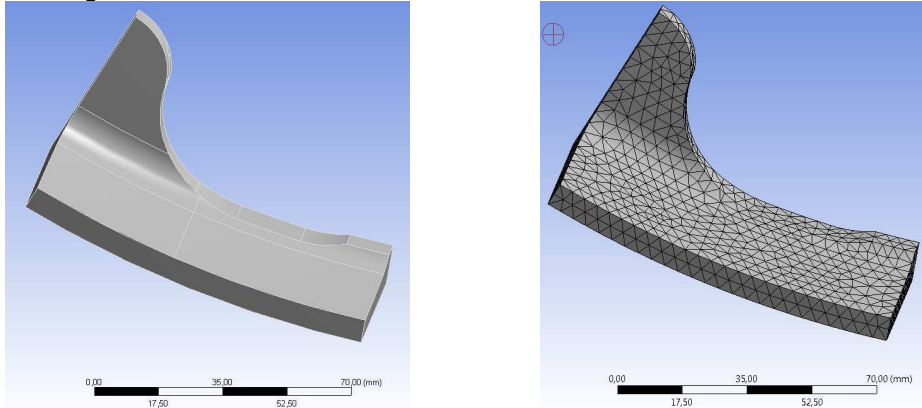


Figure 21 : sous modèle sur 20°

En se servant de la symétrie globale de la roue, on peut montrer que chaque secteur (en vert sur la Figure 20a) correspond à un angle de rotation de 40° , à partir des 9 secteurs on peut donc reconstituer l'ensemble du chargement sur un tour de roue.

MBS fournit alors en données d'entrée un maillage du secteur de base ainsi que les déplacements aux nœuds frontières du sous modèle pour chacun des 9 secteurs, on simule ainsi le fait que la roue a tourné de 40° lorsque l'on incrémente le secteur.

La fissure n'est pas maillée, seule sa position est renseignée.

Les données d'entrée fournies par MBD sont les suivantes :

- Un fichier texte contenant les nœuds du secteur ainsi que leurs coordonnées
- Un fichier texte contenant les éléments du secteur ainsi que les nœuds associés
- Un fichier texte contenant les coordonnées de la fissure initiale
- Un fichier texte contenant les nœuds de la surface du secteur sur laquelle on applique une pression constante de 1.85 MPa correspondant à la pression de gonflage du pneu.
- Neuf fichiers texte contenant les déplacements imposés aux nœuds frontière du sous-modèle pour les différentes positions angulaires. Les fichiers sont numérotés de manière croissante, en lien avec les positions angulaires (1= 40° , 2= 80° , 3= 120° ...).

Benchmark Safran « académique » numérique sur expérimentation existante Safran

Ce document et les informations qu'il contient sont la propriété de Safran Aircraft Engines et peuvent être soumis aux réglementations relatives au contrôle des exportations. Ils ne doivent pas être copiés ni communiqués à un tiers sans autorisation préalable écrite. Toute exportation ou réexportation non autorisée est interdite