



Open Archive Toulouse Archive Ouverte (OATAO)

OATAO is an open access repository that collects the work of some Toulouse researchers and makes it freely available over the web where possible.

This is an author's version published in: <https://oatao.univ-toulouse.fr/19311>

To cite this version :

Chieragatti, Rémy and Paroissien, Eric and Huet, Jacques Faisabilité d'assemblages mixtes boulonnés-collés en aéronautique. (2004) In: Journées Techniques CETIM, 2004 (Saint-Etienne, France). (Unpublished)

Any correspondence concerning this service should be sent to the repository administrator:

tech-oatao@listes-diff.inp-toulouse.fr

FAISABILITÉ D'ASSEMBLAGES MIXTES BOULONNÉS-COLLÉS EN AÉRONAUTIQUE

Rémy CHIERAGATTI, Eric PAROISSIEN, Jacques HUET

*Département Génie Mécanique ENSICA,
1 Place Emile Blouin
31056 Toulouse cedex 05
jacques.huet@ensica.fr*

RÉSUMÉ :

Les assemblages étudiés sont des éclissages de panneaux de fuselages d'avions civils (Airbus). L'éclissage est une technique d'assemblages de plaques par des fixations (boulons ou rivets) travaillant en cisaillement. La complexité du dimensionnement des éclissages a conduit les concepteurs à développer une stratégie de modélisation basée sur l'introduction d'un modèle global de la fixation dans un modèle simplifié de la structure, de manière à résoudre d'abord le problème du calcul des transferts de charges aux fixations.

Le problème de ces assemblages est que l'on transfère les charges d'un milieu continu (un panneau) à un autre milieu continu (l'autre panneau) de manière discrète (via les fixations). Ce mode de transfert génère de fortes concentrations de contraintes en bords de trous, néfastes pour la tenue en fatigue.

Les assemblages collés permettent un transfert mieux réparti, mais présentent une accommodation plastique incompatible avec la tenue statique dans la durée.

L'idée de l'assemblage hybride est de réduire le transfert aux fixations sous charges de fatigue, de manière à déplacer le site critique en zone non trouée tout en garantissant la tenue aux charges extrêmes.

Dans cette étude, on ajoute au modèle analytique existant d'assemblage boulonné [HUE.95] un modèle de collage. L'ensemble est développé ci-après.

1.GENERALITES

1.1. Aspects technologiques

Les assemblages qui font l'objet de la présente étude sont des éclissages de panneaux de fuselage d'avions civils (Airbus). Les assemblages peuvent être en simple cisaillement ou double cisaillement (Fig.1). Pour des raisons pratiques, seuls les assemblages en simple cisaillement sont utilisés pour ces applications.

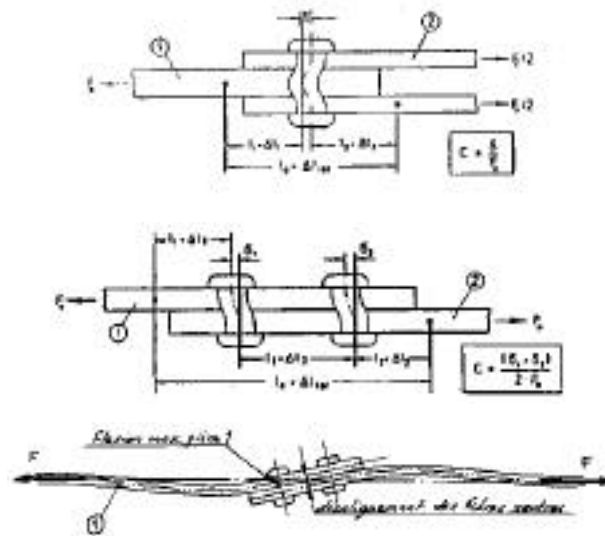


Fig.1 : Types d'assemblages utilisés
Used assembly types

Les fonctions principales des fixations sont les suivantes :

- La transmission des sollicitations mécaniques
- La transmission des courants de foudre
- le maintien de l'intégrité de l'assemblage vis-à-vis de la corrosion
- L'étanchéité (pressurisation)

Dans cet article et du point de vue du dimensionnement, seule la transmission des sollicitations mécaniques sera prise en compte.

Les efforts dans ces fixations dérivent de la mission type de l'avion. Dans le civil, elle peut se ramener pour un vol à un cycle [AER.95]. Ce cycle peut générer des charges de traction, de cisaillement et de matage aussi bien dans les fixations que dans les pièces. La répétition de ce cycle conduit à un risque d'endommagement par fatigue. Les éclissages sont dimensionnés pour assurer une tenue équivalente à trois fois la durée de vie escomptée de l'avion. Pour ces calculs, un cycle équivalent sinusoïdal de rapport de charge $R = 0,1$ est souvent utilisé.

Cependant, il est prévu qu'au cours de sa vie des chargements exceptionnels peuvent se produire. Ces charges sont traitées comme des charges statiques et sont de deux types :

- La charge limite qui peut être atteinte exceptionnellement au cours de la vie de l'avion. Elle ne doit pas entraîner de déformation notable de la structure.
- La charge extrême qui vaut 1,5 fois la charge limite et qui ne doit pas entraîner de rupture.

Pour assurer, la tenue à l'ensemble de ces charges tout au long de la vie de l'avion différents concepts se sont succédés. Le dernier en date est la tolérance au dommage. Le concept de tolérance au dommage donne l'assurance que dans les zones sensibles, une fissure sera détectée avant qu'elle n'atteigne une taille critique nuisible pour la structure, le concepteur est donc conduit à établir un programme d'inspection adéquat.

Cela conduit le concepteur à dimensionner la structure en supposant l'existence de défauts et de développer des outils pour dimensionner les réparations.

1.2. Modélisation

Ce contexte a conduit les concepteurs à développer des modèles numériques des structures par la méthode des éléments finis. Le nombre de fixations et la complexité des phénomènes physiques de transfert des efforts interdisent pour le moment une modélisation en 3D de toutes les fixations. Les règles de calcul des charges transférées aux fixations diffèrent en fonction du type de sollicitation appliquée à la structure. Le comportement de l'assemblage n'est pas le même sous charge statique ou dynamique.

La stratégie adoptée est :

- de définir le comportement global d'une fixation dans son environnement proche
- d'introduire ce comportement dans un modèle simplifié éventuellement en 2D de la structure.

Pour illustrer cette démarche, nous en présenterons deux aspects :

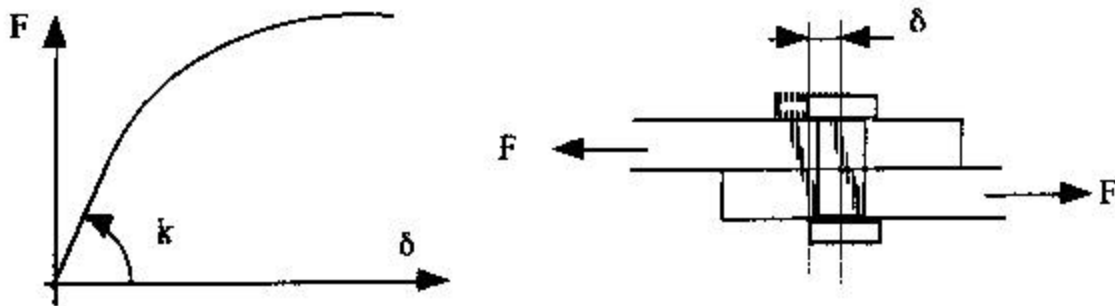
- La modélisation d'une loi de comportement d'une fixation par la méthode des éléments finis.
- L'utilisation d'une loi simple de comportement d'une fixation, et d'une loi simple de comportement d'un film de colle dans un calcul de transfert sous charges de fatigue.

2. MODELISATION D'UNE FIXATION EN STATIQUE

En aéronautique le dimensionnement en statique des assemblages boulonnés ou rivetés se fait sous des chargements très élevés, au-dessus de la limite élastique (charges limites et charges extrêmes). Sous de tels chargements, le comportement de l'assemblage est non linéaire. Dans le cas du calcul statique, l'objectif d'un modèle numérique de comportement de la fixation devra prévoir les allongements des fixations réelles, mais aussi le mode de rupture de l'assemblage. Puis, la fixation pourra être représentée par cette loi de comportement dans un modèle global de l'assemblage qui définira la répartition du chargement sur l'ensemble des fixations.

L'étude choisie pour illustrer la complexité du comportement des fixations a été extraite du travail de DEA d'E.REBARDY [[REB.00].]. Son but est de modéliser le comportement global jusqu'à rupture d'une fixation montée en simple cisaillement et de son environnement direct de façon à l'introduire sous la forme d'une loi globale de liaison entre les plaques d'un éclissage dans un modèle analytique ou numérique.

Modéliser le comportement d'une fixation revient à définir la courbe force-déplacement d'un assemblage simple. La mesure du déplacement est illustrée par la figure 2. Pour l'obtenir telle qu'elle est recommandée dans les manuels de conception, on la calcule en faisant la différence entre le déplacement d'une plaque de référence et celui de l'assemblage étudié sous une même charge. La base de mesure du déplacement doit être grande par rapport au diamètre de la fixation (dans la pratique 10 à 20 fois le diamètre de la fixation). Ainsi, seule, la déformation engendrée par la fixation est prise en compte.



*Fig.2 : Schéma d'une courbe de comportement d'une fixation
Usual load-displacement behaviour of a bolted joint*

Les deux modes principaux de rupture des fixations sont le matage et le cisaillement. Leur occurrence dépend :

- Des dimensions relatives de la fixation et des plaques
- Des propriétés mécaniques des matériaux des plaques et de la fixation :

En matage, la charge statique maxi P_u que peut supporter la fixation est donnée par la formule suivante :

$$P_u = F_{bru} \times (t \cdot D)$$

$$\frac{P_u}{D^2} = F_{bru} \times \left(\frac{t}{D}\right)$$

Où D est le diamètre de la fixation, t l'épaisseur de la plaque et F_{bru} la contrainte maxi de matage

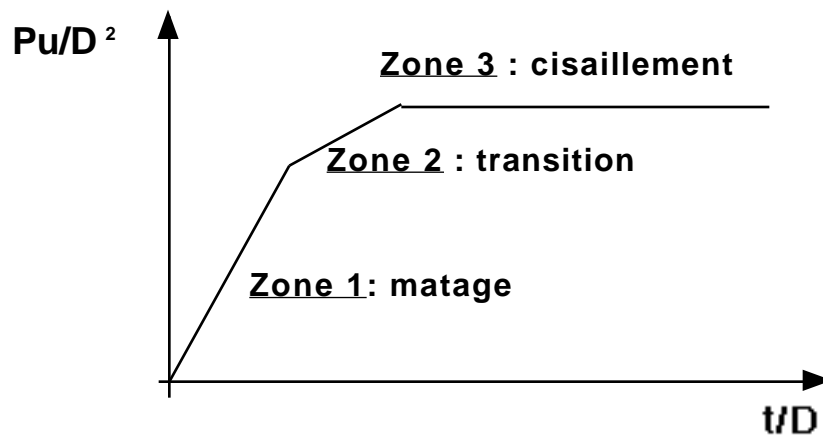
En cisaillement, la charge statique maxi P_u que peut supporter la fixation est donnée par la formule suivante :

$$P_u = F_{su} \times \frac{D^2}{4}$$

$$\frac{P_u}{D^2} = F_{su} \times \frac{1}{4}$$

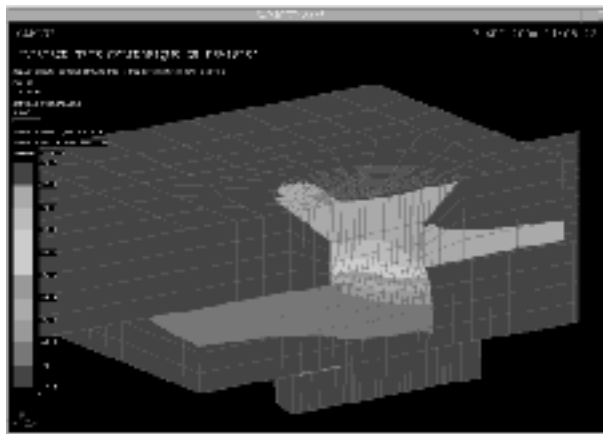
Où D est le diamètre de la fixation, t l'épaisseur de la plaque et F_{su} la contrainte maxi de cisaillement

La représentation graphique des charges admissibles est alors celle de la figure3:



*Fig.3 : Diagramme des charges maxi admissibles selon les modes de rupture.
Diagram of the maximum allowable load relative to the failure mode*

Les zones frontières du diagramme de la figure 3 font l'objet de modélisations numériques 3D, comme celle proposée par E.Rebardy. Elles aboutissent à des modèles de comportement complexes tel celui illustré en figure 4 :



*Fig. 4 : Résultat de la simulation : déplacements nodaux dans l'axe de chargement
Simulation results : nodal displacement in the axis of loading*

Ces modèles décrivent notamment les comportements sous fortes charges pour lesquelles on considèrera dans une première approximation que la colle n'intervient pas. Le modèle de Rebardy a été comparé à des résultats expérimentaux. Cette comparaison est résumée dans le tableau de la figure 5.

	résultats numériques				résultats expérimentaux	
	% de la charge atteinte	allongement total en mm	allongement dû à la fixation	temps CPU en mn	allongement total en mm	allongements dus à la fixation en mm
SF sur tête cylindrique	95	0,768	0,614	158	1,15	0,8
FS sur tête fraisée	77,6	0,558	0,498	19	1,15	0,8

*Fig. 5 :Résultats numériques et expérimentaux
Experimental and numerical results*

Pour la tête cylindrique, le calcul a pratiquement atteint la charge maxi. Le modèle appliqué ne tenait pas compte de la flexion secondaire. Ainsi, on constate une sous-estimation notable des allongements obtenus avec pourtant un temps de calcul déjà important. Le modèle avec flexion secondaire montre à 78 % de la charge une déformation totale de 0,56 mm ce qui, ramené à la charge correspondante sur l'essai de traction, donne un résultat comparable. Le modèle n'a pas atteint la charge de rupture en raison du niveau atteint par les déformations dans la fixation. Un calcul en grande déformation est nécessaire.

2.3. Conclusion sur la modélisation d'une fixation en statique

Ces résultats montrent :

- Une bonne représentation qualitative de la déformation
- L'importance d'une modélisation tenant compte de la flexion secondaire
- La complexité du modèle complet de la fixation.

Cette complexité se traduit par un temps de calcul important ou par des difficultés de convergence dans les calculs dus à l'utilisation de nombreux éléments non linéaires.

Cela renforce la démarche choisie d'une modélisation en deux étapes, la modélisation de la fixation par une loi de comportement et l'introduction de cette loi dans une structure simplifiée.

3.MODELISATION DU TRANSFERT DE CHARGES POUR LES CALCULS DE FATIGUE

3.1.Rappel sur la méthode de calcul en fatigue d'un assemblage boulonné

Ce rappel est tiré de l'article de J.HUET [HUE.95]. La démarche d'un calcul de fatigue est la suivante :

- Détermination de l'effort transmis par une fixation à partir du chargement appliqué à la structure.
- Détermination des contraintes en bord de trous à partir de la connaissance de l'effort transmis
- Estimation de la durée de vie par comparaison avec des courbes expérimentales.

La détermination de l'effort transmis est directement liée au calcul de la déformation de la fixation dans son environnement. Pour des charges de fatigue, le comportement de la fixation est considéré élastique linéaire et la connaissance du comportement se limite à celle de la flexibilité. Des paramètres dits secondaires comme la pré-tension dans les fixations, l'ajustement des fixations dans leur logement le type de fixation peuvent être pris en compte (voir article Huet).

Les contraintes en bord de trous sont déterminées en utilisant un principe de superposition et en calculant au moyen d'abaques le coefficient apparent de concentration de contrainte K_t associé aux deux types de chargements FBP et FLT. Les contraintes sont ensuite comparées aux courbes expérimentales contraintes-durée de vie, $S-N$ obtenues pour un matériau une géométrie et une technologie analogue à celle calculée et ramenées au même K_t .

Pour un calcul en fatigue, le point fondamental est donc le calcul du transfert de charge.

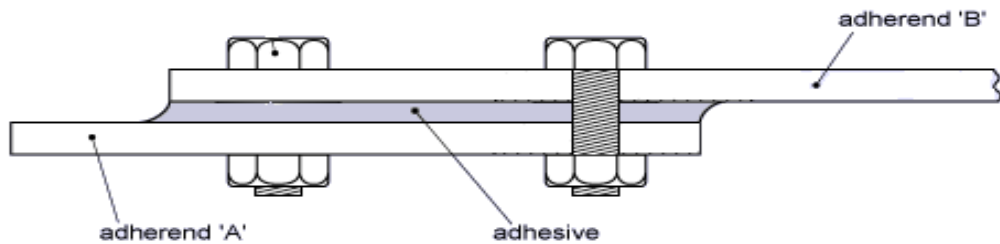
3.2. Calcul de transfert de charge dans un assemblage hybride

Les charges utilisées pour les calculs de fatigue sont relativement faibles, en tout cas inférieures aux charges limites, et ici on peut considérer que le comportement des fixations est élastique linéaire.

Pour déterminer les taux de transfert dans un assemblage boulonné, les travaux de K.KOFFI [KOF.99a], [KOF.99b] ont montrés une bonne corrélation entre une étude expérimentale à l'aide d'une machine conçue à cet effet, une étude numérique par la méthode des éléments finis sur le logiciel SAMCEF®, et l'approche analytique décrite par Huet [HUE.95] pour le cas simple d'un assemblage de deux plaques soumises à un flux de traction uniforme.

Les travaux présentés ci-après s'appuient sur ce dernier modèle.

3.2.1. Combiner deux techniques d'assemblage



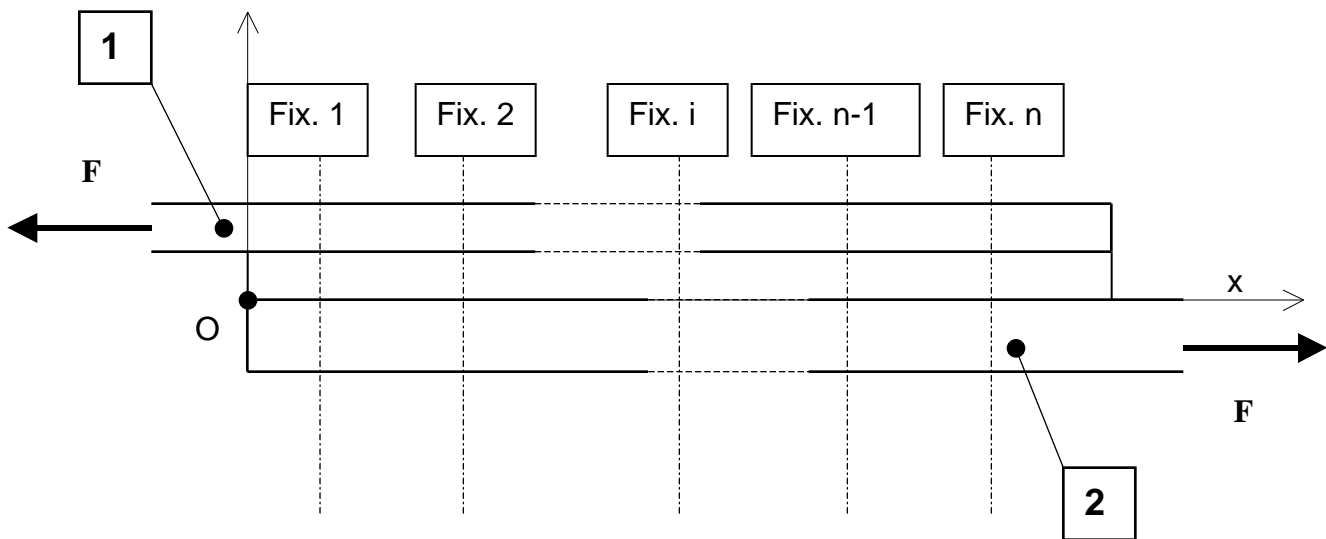
Si l'on peut tirer avantage d'une possible complémentarité, et minimiser les aspects négatifs de chacune des techniques, alors on peut réduire le nombre de boulons.

3.2.2. Les hypothèses

Les fixations peuvent être représentées par des ressorts agissant suivant x .

Le film de colle travaille en cisaillement simple.

Les plaques travaillent en membrane (traction simple)



G : Module de Coulomb de la colle

E_j : Module de Young de la pièce j

$N_j^{(i)}$: Effort normal dans la plaque j et dans la travée i , comprise entre les fixations $(i-1)$ et i

d_i : Abscisse de la fixation i

e_i : Epaisseur de la plaque i

e : Epaisseur du film de colle

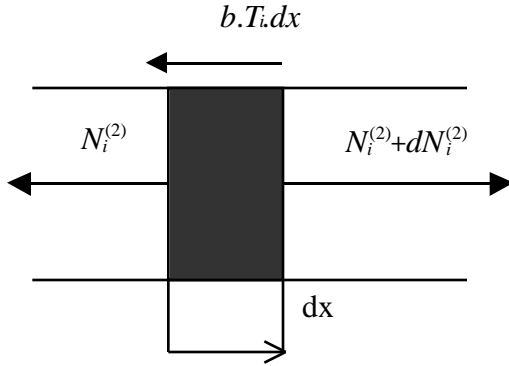
T_i : Contrainte de cisaillement dans le film de colle, dans la travée i

L : Longueur du recouvrement des deux plaques

K_i : Raideur de la fixation i

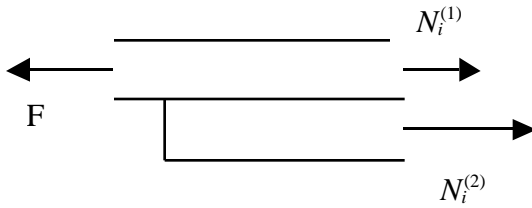
$u_i^{(j)}$: déplacement suivant x de la plaque j dans la travée i

Équation d'équilibre d'une tranche de la pièce 2, de largeur b égale au pas transverse des fixations, dans la travée i :



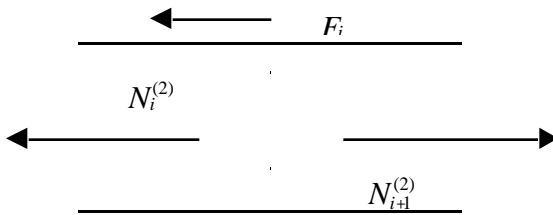
$$\frac{dN_i^{(2)}}{dx} = -b.T_i \quad (1)$$

Équation d'équilibre général :



$$x \in [0;L]: N_i^{(1)} + N_i^{(2)} = F \quad (2)$$

Équilibre à la fixation i , dans la pièce 2:



$$N_{i(d)}^{(2)} - N_{i+1(d)}^{(2)} + F_i = 0 \quad (3)$$

Équations de comportement :

$$T_i = \frac{G}{e} (u_i^{(1)} - u_i^{(2)}) \quad (4)$$

$$F_i = K_i (u_i^{(1)} - u_i^{(2)}) \quad (5)$$

$$\frac{du_i^{(j)}}{dx} = \frac{N_i^{(j)}}{E_j \cdot e_j \cdot b} \quad (6)$$

De plus, il y a nécessairement continuité de T_i en $x=d_i$:

$$T_i(d_i) = T_{i+1}(d_i) \quad (7)$$

3.2.3. Résolution du système linéaire.

Des équations (4) et (6), on déduit :

$$\frac{d(T_i)}{dx} = \frac{G}{e} \frac{N_i^{(1)}}{E_1 e_1 b} - \frac{N_i^{(2)}}{E_2 e_2 b}$$

En y portant le résultat des équation (2), puis (1), il vient :

$$\frac{d(T_i)}{dx} = \frac{G}{eb} \left(-\frac{1}{E_1 e_1} - \frac{1}{E_2 e_2} \right) N_i^{(2)} + \frac{G}{eb e_1 E_1} F$$

$$\frac{d^2(N_i^{(2)})}{dx^2} = \frac{G}{e} \left(\frac{1}{E_1 e_1} + \frac{1}{E_2 e_2} \right) N_i^{(2)} - \frac{G}{e e_1 E_1} F$$

Cette dernière équation est une équation différentielle du 2^o ordre à coefficients constants, qu'on écrit :

$$\frac{d^2(N_i^{(2)})}{dx^2} - \lambda^2 N_i^{(2)} = -F$$

Et dont la solution complète est :

$$N_i^{(2)} = A_i e^{-\lambda x} + B_i e^{\lambda x} + \frac{F}{\lambda^2}$$

avec : $\lambda = \frac{1}{1 + \frac{E_1 e_1}{E_2 e_2}}$; $\lambda = \sqrt{\frac{G}{e} \left(\frac{1}{E_1 e_1} + \frac{1}{E_2 e_2} \right)}$

En portant ce résultat dans l'équation (1), il vient :

$$T_i = \frac{1}{b} (A_i e^{-\lambda x} - B_i e^{\lambda x})$$

Et on déduit des équations (4) et (5) :

$$F_i = \lambda (A_i e^{-\lambda x} - B_i e^{\lambda x}) \text{ avec : } \lambda = \frac{e}{bG} K_i$$

Les $2(n+1)$ inconnues du système, soit les constantes A_i et B_i , sont déterminées à partir des conditions aux limites :

$$(x=0) \quad (N_1^{(2)}=0) \quad (A_1+B_1 = F)$$

$$(x=L) \quad (N_{n+1}^{(2)}=F) \quad (e^{-\lambda L} A_{n+1} + e^{\lambda L} B_{n+1} = (1 - \lambda) F)$$

Et des conditions au droit des fixations données par les équations (3) et (7), pour i variant de 1 à n :

$$\left(\lambda - \lambda \right) e^{-\lambda d_i} A_i - \left(\lambda + \lambda \right) e^{\lambda d_i} B_i + e^{-\lambda d_i} A_{i+1} + e^{\lambda d_i} B_{i+1} = 0$$

$$e^{-\lambda d_i} A_i - e^{\lambda d_i} B_i - e^{-\lambda d_i} A_{i+1} + e^{\lambda d_i} B_{i+1} = 0$$

On obtient bien $2+2n$ équations indépendantes.

Les constantes A_i et B_i ont la dimension d'une force. On peut normer ces équations en les divisant par F , ce qui permet de résoudre les taux de transferts aux fixations F_i/F .

4. CONCLUSION.

Le but de ce travail est d'établir un modèle de comportement d'un assemblage hybride apte à estimer son transfert de charge en vue d'améliorer sa tenue en fatigue. Le modèle proposé est basé sur l'analyse du cisaillement du film de colle et du transfert de charge des fixations. Il sera validé par des essais de fatigue pour lesquels il devrait permettre de déterminer les sites critiques et d'en estimer la durée de vie. Plusieurs types d'assemblages seront testés.

Références :

- [AER.95] "Les assemblages mécaniques en aéronautique civile : tendances actuelles et perspectives ". Document Aérospatiale n 437.0782/95.p5
- [REB.00]. Etienne.REBARDY .Étude du calcul statique des éclissages. Rapport de DEA de Génie mécanique. ENSICA , sept. 2000.
- [HUE.95]Jacques HUET."Du calcul des assemblages par boulons ou rivets travaillant en cisaillement". Publication du CETIM : les assemblages mécaniques : tendances actuelles et perspectives. (isbn 2-85400-328-4). 25-26 oct. 1995. pp133 -147
- [KOF.99a]Konan KOFFI, R.CHIERAGATTI , J.HUET , E.BOUCHET , J.GUILLOT. "Etude statique et dynamique d'un éclissage aéronautique soumis à un chargement de traction et flexion combinées : influence du couple de serrage." 14ème Congrès Français de Mécanique Toulouse 99, p.p. 438-445.
- [KOF.99b] Konan KOFFI. Rapport de thèse : Étude Numérique et expérimentale des éclissage de structures aéronautiques soumis à des chargements de traction et flexion. INSAT /ENSICA. 1999
- [CHI.03] Rémy Chieragatti, Jacques Huet. « Tenue en fatigue et en statique des assemblages boulonnés Aéronautiques ». TILT, Innovation Technologique pour les transports terrestres, Lille, 2, 3 &4 Dec. 2003, recueil des conférences.