



## Open Archive Toulouse Archive Ouverte (OATAO)

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

This is a publisher-deposited version published in: <http://oatao.univ-toulouse.fr/>  
Eprints ID: 3262

To link to this article: DOI: 10.1016/S1296-2139(00)01075-7

URL: [http://dx.doi.org/10.1016/S1296-2139\(00\)01075-7](http://dx.doi.org/10.1016/S1296-2139(00)01075-7)

**To cite this version:** GOURINAT, Yves. Applications de la dynamique explicite à l'ENSICA : atterrissage et amerrissage des spationefs et problèmes d'absorption d'énergie. *Mécanique et Industries*, 2001, vol. 2, n° 1, pp. 63-68. ISSN 1296-2139

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

[staff-oatao@inp-toulouse.fr](mailto:staff-oatao@inp-toulouse.fr)

## APPLICATIONS DE LA DYNAMIQUE EXPLICITE À L'ENSICA

*Atterrissage et amerrissage des spatonefs  
et problèmes d'absorption d'énergie*

Yves GOURINAT  
École Nationale Supérieure d'Ingénieurs  
de Constructions Aéronautiques  
1, Place Émile Blouin 31056 TOULOUSE Cedex 05  
gourinat@ensica.fr

### Résumé :

L'absorption dynamique d'énergie au sein des structures minces a donné lieu à plusieurs développements liés aux matériaux et à leurs comportements spécifiques au sein des structures aérospatiales. La problématique du flambage dynamique en cisaillement a permis, dans une première phase, de réaliser des essais et modèles à petite échelle, fortement dynamiques et non-linéaires. Ils ont été appliqués à la qualification à l'atterrissage des équipements de véhicules spatiaux, à l'aide d'essais en similitude et de simulations explicites. Au cours d'une deuxième phase, les matériaux expansés écrasables ont fait l'objet d'essais destructifs dans le cadre de la conception des interfaces véhicule-astronaute assurant la sécurité au choc. Enfin, au cours de la troisième phase (en cours), certains matériaux structuraux (alliages légers et carbone-epoxy), polymères ou fibres textiles sont testés dynamiquement en flexion sous vide et en cisaillement pour extraire leurs amortissements dynamiques intrinsèques. Ces phénomènes et modélisations sont porteurs d'applications industrielles liées à la sécurité, mais aussi de démonstrations et d'illustrations pédagogiques riches et variées.

### Abstract :

Dynamic absorption of energy in thin structures induced several developments in relation with the materials and their specific properties in aerospace structures. The problematics of dynamic shear-buckling La problématique du flambage dynamique has allowed to perform, in first step, tests and calculations with strong non-linearity and dynamics.

These developments have then been applied to the qualification of spacecrafts for landing, with similarity and explicit computations.

Then in a second step, expanded materials were used in destructive tests in the frame of vehicle vehicle-astronaut interfaces for shock safety. Finally, in the third step (in progress), some structural materials (light alloys, carbon epoxy composites), polymers or textile fibers are dynamically tested in bending under vacuum and in shear, in order to extract their intrinsic dynamic dampings. All these developments, with important safety applications, constitute also a significant contribution for demonstration and educational illustrations.

### 1 Le Flambage Dynamique

Lorsqu'on charge dynamiquement une structure favorable au flambage, le couplage non linéaire doit être pris en compte d'un point de vue inertiel (cinétique), et non seulement géométrique.

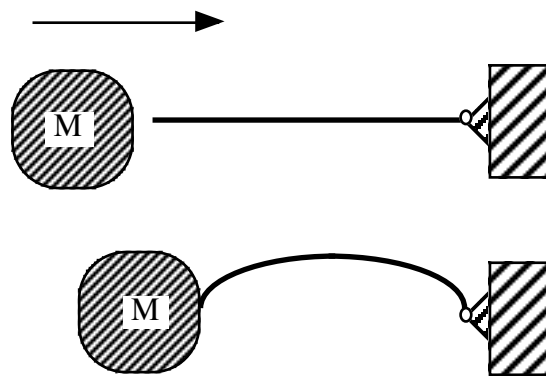


Figure 1 : Flambage dynamique élémentaire.

Ce couplage fort entre déplacements axiaux et latéraux se traduit par une inertie supplémentaire, correspondant à la masse entraînée latéralement. L'ensemble des paramètres de la structure est devenu hautement évolutif : rigidités et inerties. En effet, un ressort même non linéaire ne peut représenter le couplage inertiel : il faut explicitement prendre en compte les variations de paramètres cinétiques.

Pour traiter le problème du flambage dynamique, le chargement habituellement considéré est une impulsion constante, mais on trouve également des études sous chargement sinusoïdal. Chacun de ces deux types de chargement est caractérisé par deux paramètres : une amplitude (force) et un temps (durée ou période).

Lindberg et Florence ont synthétisé les solutions analytiques existantes, concernant des problèmes élémentaires présentant des symétries, parmi lesquels on peut citer le cas de la poutre mince ou de la plaque en compression simple sous impact longitudinal.

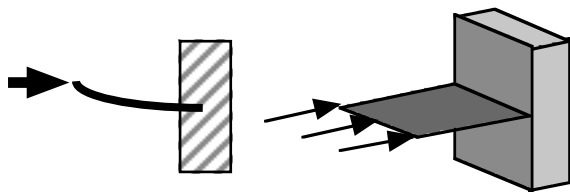


Figure 2 : Modèle poutre et plaque.

Un modèle élastique a été proposé, dont la solution générale est obtenue par fonctions hyperboliques et facteurs d'amplification.

Diverses perturbations sont envisagées : charge angulairement excentrée traitée par transformée de Fourier, solution synthétique avec défauts aléatoires. Un modèle plastique (matériau à seuil, puis à module constant) a été développé en solution générale sur poutre droite.

Dans le cas de la plaque mince, les fortes vitesses induisent un flambage local au point d'impact. Ceci s'explique par le temps de transfert en compression dans la plaque. Ce point particulier est correctement modélisé analytiquement.



Figure 3 : Flambage local en compression.

Un phénomène semblable est observé en cas d'effort concentré (poinçonnement), ou de défaut local d'appui (fixation, alésage,...) : un plissement ponctuel initie un flambage très local. Ce phénomène, très ponctuel, n'est en revanche pas représenté analytiquement, mais observé expérimentalement ou numériquement.

Au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, nous avons plus particulièrement développé les essais et calculs d'âmes minces en cisaillement, représentant une configuration induisant des modes plus élaborés qu'en compression simple, du fait de la diagonale en tension.

Cette configuration offre des applications au déversement dynamique de raidisseurs, et se prête convenablement à l'étude de conditions dégradées : appui souple, collage sur composite, rivetage ou boulonnage.

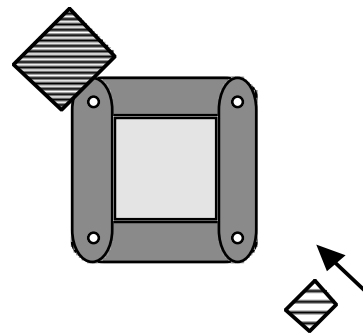


Figure 4 : Flambage dynamique en cisaillement.

Nous avons ainsi mené plusieurs campagnes d'essais de flambage de plaques minces aéronautiques, mettant en œuvre un cadre articulé de très grande rigidité impacté diamétralement (de 1 à 10 m/s), et maintenant la plaque sous cisaillement plan entre ses mors selon divers types de blocages (encastrement, encastrement avec jeu, rangée de fixations, collage).

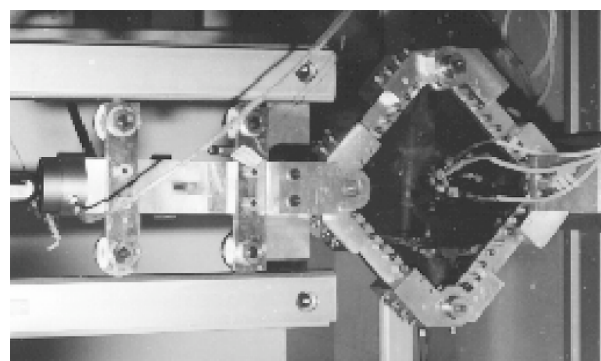


Figure 5 : Montage pour l'âme en cisaillement.

Les calculs et essais effectués grâce à ce système simple nous ont permis de valider les techniques de modélisation.

Les conclusions utiles tirées de ces travaux sont les suivantes :

- 1 Les coques de Mindlin, tenant compte du cisaillement parabolique transverse d'effort tranchant, donnent d'excellents résultats, alors que les éléments volumiques nécessitent un maillage dans l'épaisseur, pour prendre en compte les rotations ; ces résultats sont bien corrélés tant pour les plaques métalliques (Au4G) avec prise en compte de la plastification, que pour les composites (carbone/epoxy T300/914) avec critère de rupture de Hill. On parvient également à reconstituer les effets de bord locaux en cas de condition d'appui dégradée, dans un coin du cadre par exemple ;
- 2 Le pas de temps doit être choisi en fonction de la dimension du plus petit élément (divisée par la célérité du son dans le matériau) ; en pratique, ce critère est conservatif, sur des structures régulières et "bien" maillées. On arrive à éviter l'"hourglass" (déformation excessive de l'élément donnant lieu à instabilité numérique) si l'énergie de déformation varie de moins de 10% dans l'élément à chaque pas ;
- 3 La gestion des contacts se fait par des systèmes de ressorts à sens unique ; la raideur ne doit pas être choisie trop élevée, pour éviter des effets de rebond engendrant des divergences numériques locales.

L'expérience ainsi acquise a permis de réaliser des calculs d'absorption d'énergie structurale pour la sécurité des équipements et équipages, et aussi à vocation démonstrative et pédagogique dans le cadre des applications de la recherche pour la formation en dynamique non-linéaire des structures.

## 2 Application à l'atterrissage des spatonefs

Les premières applications ont porté sur l'atterrissage de l'Atmospheric Reentry Demonstrator (ARD) dont les étudiants ont réalisé trois modèles en similitude :

- un spécimen en résine rigide, en similitude de Froude, à l'échelle 1/12ème, spécimen "petite échelle" ;
- un second spécimen rigide en aluminium raidi, à l'échelle 1/4, spécimen "moyenne échelle" ;
- un spécimen structural en acier à l'échelle 0.89, proche de la structure réelle, spécimen "vraie grandeur".

Ces essais en bassin ont été réalisés en parallèle avec des calculs dynamiques explicites aux diverses échelles, sur le code LS-Dyna.

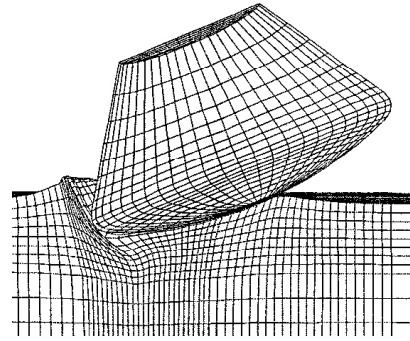


Figure 6 : Calcul ARD moyenne échelle.

Les modèles rigides ont permis de valider les accélérations de solide indéformable, pour des vitesses verticales de 5 à 10 m/s et horizontales de 0 à 15 m/s, selon trois assiettes. Ils ont également permis d'observer, avec bonne corrélation essai/calcul, les quatre types d'atterrissage : pénétration, tamponnement, surf et culbutes, selon les combinaisons de paramètres.

Les essais rigides à petite et moyenne échelle ont été réalisés au bassin d'essais de carènes du Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse (CEAT).

Les essais structuraux en vraie grandeur ont été réalisés en lac, selon des vitesses verticales de 0 à 11 m/s et trois assiettes. Le spécimen était dynamiquement représentatif des éléments structuraux primaires portant les équipements principaux du véhicule, et muni de prises de pression sur le bouclier et d'accéléromètres sur la coque et sur les supports. Il a permis d'évaluer les niveaux d'accélération subis par les équipements et réservoirs à l'amerrissage.



Figure 7 : Essai d'amerrissage vraie grandeur.

Les étudiants ont ensuite développé des simulations numériques de la structure du Crew Transfer Vehicle. Ces modèles représentaient la structure porteuse et l'habitacle pressurisée atterrissant sur sable sous parachutes (vitesses verticales de 7 à 11 m/s).

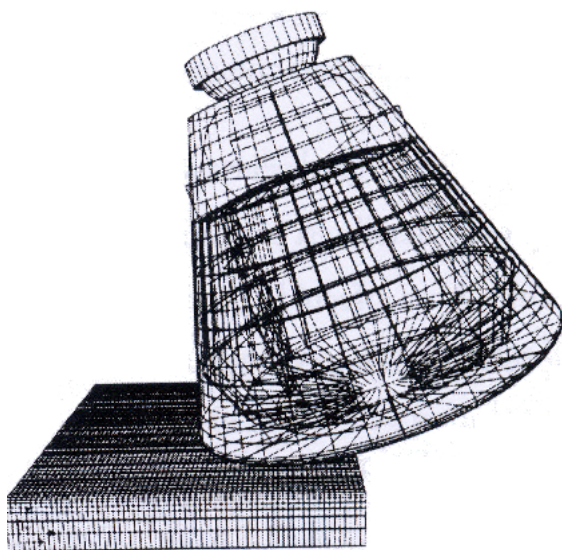


Figure 8 : Calcul CTV vraie grandeur.

Ces simulations ont fourni des profils typiques d'accélération aux interfaces (points d'accrochage) des sièges sur la structure. Ces sollicitations dynamiques ont été schématisées par des rampes caractérisées par un temps de montée, un temps de descente, et un niveau d'accélération maximale.

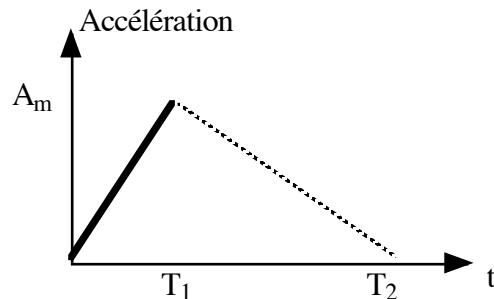


Figure 9 : Profil dynamique aux interfaces siège.

L'étape suivante a naturellement consisté à concevoir et tester les sièges et suspensions.

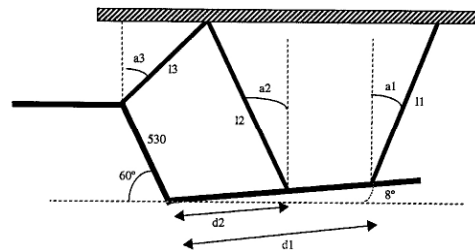


Figure 10 : Suspension du siège astronaute.

Les étudiants ont donc optimisé la position des bielles de suspension, conçues extensibles par écrasement interne de matériau expansé.



Figure 11 : Tube écrasable pour bielle extensible.

Le siège équipé et suspendu sous bielles a ensuite été testé au CEAT sur chariot de décélération.



Figure 12 : Essai dynamique du siège.

Les profils d'accélération ont été appliqués au chariot par plastification de barres de ralentissement combinées en parallèle et en série.

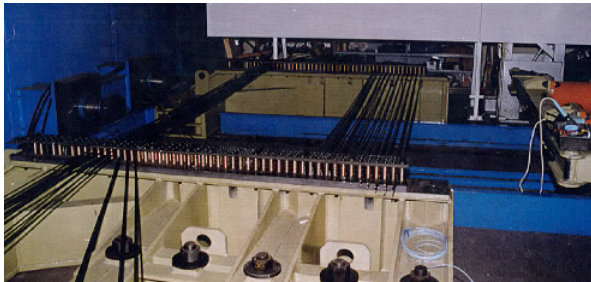


Figure 13 : Dispositif de freinage du chariot.

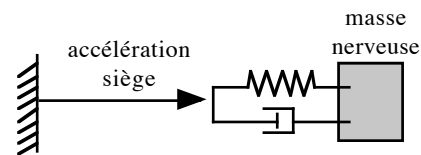
Les profils d'accélération ont été appliqués au chariot par plastification de barres de ralentissement placées en parallèle ou en série.

Ces essais ont permis de mesurer les niveaux d'accélération subis par l'astronaute. Ils ont été utilisés pour déterminer la sévérité physiologique de l'impact.

À cette fin, plusieurs critères ont été pris en considération :

- les enveloppes standard accélération/taux d'accélération admissibles selon les trois axes astronaute ;
- le critère d'endommagement cérébral Head Injury Criterion (HIC) ;
- le critère de réponse dynamique au choc du système nerveux central dans son ensemble, caractérisé par le Dynamic Response Index (DRI) de la sollicitation.

Ce dernier critère est pertinent dans notre configuration ; il consiste à introduire les profils d'accélération siège à l'entrée de systèmes masse-ressort-amortisseurs (sur les 3 axes astronaute), représentant le déplacement relatif de la masse nerveuse par rapport au support osseux. L'intégration dans le temps conduit à des déflexions maximales sur les 3 axes, comparées à des valeurs admissibles sur ces mêmes axes, la combinaison s'opérant en moyenne quadratique.



$$DRI = \sqrt{\left(\frac{D_{\max x}}{D_{\max x adm}}\right)^2 + \left(\frac{D_{\max y}}{D_{\max y adm}}\right)^2 + \left(\frac{D_{\max z}}{D_{\max z adm}}\right)^2}$$

Figure 14 : Calcul du DRI.

Ces développements ont permis d'une part d'évaluer convenablement les niveaux de sévérité de l'atterrissage passif sous parachute, et d'autre part de proposer un dimensionnement réaliste pour le siège lui-même et ses interfaces.

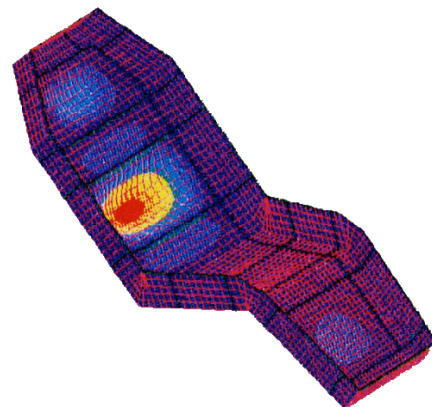


Figure 15 : Modèle Éléments Finis du Siège.

### 3 Application à un essai démonstratif de tronçon de fuselage

Dans le prolongement des calculs et essais dynamique de structures minces de spatonefs, les étudiants ont conçu et réalisé un spécimen à l'échelle 1/6 d'un tronçon de fuselage d'avion à deux ponts (type A3XX), avec représentation des peaux, cadres et rivets.



Figure 16 : Spécimen Tronçon Fuselage.

Ils ont ensuite rédigé une spécification et suivi l'essai de largage vertical à 10 m/s mené au CEAT.

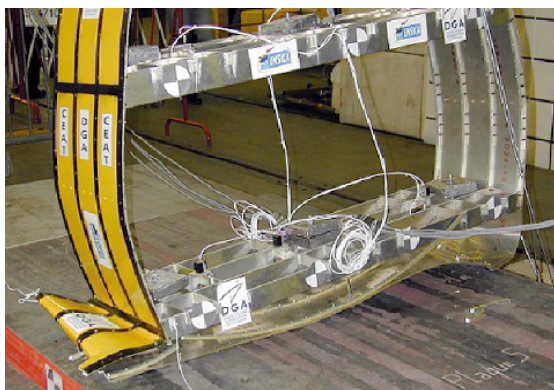


Figure 17 : Essai de largage vertical.

En parallèle, un modèle dynamique explicite a permis de restituer les flambages dynamiques des éléments structuraux

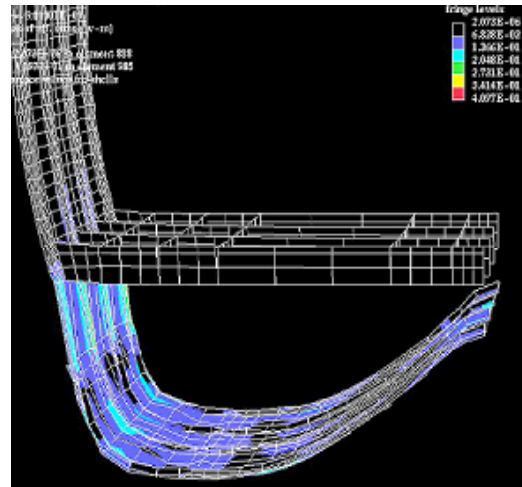


Figure 18 : Modèle dynamique du tronçon.

Les résultats obtenus dans le modèle ont été confrontés aux résultats expérimentaux, par les accélérations subies au niveau des planchers. Les écarts expérience/calcul avant tout recalage étaient de 15% environ.

### Conclusion

Les problèmes de dynamique rapide constituent une source importante d'applications démonstratives et pédagogiques, approfondissant les liens entre formation et recherche. Les essais sont très riches d'enseignement, tant par les techniques de similitudes qu'ils supposent, l'instrumentation et la procédure rigoureuse qu'ils imposent, que par la nécessaire prudence dans la présentation et l'analyse des résultats. Les calculs explicites sont également très féconds, par les limitations et procédés particuliers qu'ils impliquent : déformation des éléments, gestion des contacts par rigidités locales, ... Cet ensemble constitue un outil original d'illustration de la dynamique des solides avec applications directes à la qualification et même la certification dynamique des structures aéronautiques et spatiales.