

*Université de Poitiers*

*Section 60 - Mécanique*

*Corps du Mémoire présenté en vue d'obtenir  
l'Habilitation à Diriger des Recherches*

**ENDOMMAGEMENT  
DYNAMIQUE STRUCTURAL  
ET PHÉNOMÈNES DISSIPATIFS**

*Yves GOURINAT*

*Ingénieur ENSMA*

*Professeur à SUPAERO*



# SOMMAIRE

|   |      |
|---|------|
| <b>Curriculum Vitæ</b>                                      | p.1  |
| a) Formation - Diplômes - Fonctions successives             |      |
| b) Recherche - Références et publications                   |      |
| c) Enseignement - Direction de projets d'étudiants          |      |
| d) Activités administratives et responsabilités collectives |      |
| e) Relations avec le monde socio-économique                 |      |
| <br>  |      |
| <b>Introduction</b>   | p.13 |
| <br>  |      |
| <b>Chapitre 1 Flambage dynamique et choc</b>                |      |
| <b>1.1 Flambage dynamique et transferts d'énergie</b>       | p.17 |
| Flambage et Modes Dynamiques                                |      |
| Flambage Dynamique de Panneaux Cisailés                     |      |
| <b>1.2 Qualification structurale à l'amerrissage</b>        | p.26 |
| Méthodes de Calcul et d'Essais                              |      |
| Essais d'Amerrissage en Vraie Grandeur                      |      |
| <b>1.3 Atterrissage et Survivabilité Dynamique</b>          | p.31 |
| Qualification Structurale à l'Atterrissage                  |      |
| Siège Astronaute et Interface Homme-Machine                 |      |
| Dynamique des Systèmes de Sécurité                          |      |
| <br>  |      |
| <b>Chapitre 2 Dissipation dans les éléments minces</b>      |      |
| <b>2.1 Essais Vibratoires sous Hélium</b>                   | p.41 |
| Essais sous Vide et sous Hélium                             |      |
| Amortissement Intrinsèque                                   |      |
| <b>2.2 Modèles Analytiques de Suspensions Non-Linéaires</b> | p.44 |
| Viscoélasticité Linéaire                                    |      |
| Viscoélasticité Non-Linéaire                                |      |
| Identifications en Cisaillement                             |      |



|  |      |
|--|------|
| <b>2.3 Dynamique des Matériaux Alvólés</b> | p.50 |
| Matériaux Alvólaires Armés                 |      |
| Validation du Concept                      |      |
| Optimisation et Qualification              |      |

### **Chapitre 3 Contrôle vibratoire**

|   |      |
|---|------|
| <b>3.1 Stabilisation Dynamique et Diagnostic Structural Modal</b> | p.57 |
| Modélisation du Flottement Gyroscopique                           |      |
| Contrôle Dynamique Fréquentiel et Temporel                        |      |
| <b>3.2 Thèses en Phase Initiale</b>                               |      |
| Taux d'Endommagement, Facteur de Perte et Diagnostic              | p.69 |
| Thématique Transverse   |      |

|                                    |      |
|------------------------------------|------|
| <b>Conclusions et Perspectives</b> | p.77 |
|------------------------------------|------|

|                      |      |
|----------------------|------|
| <b>Bibliographie</b> | p.83 |
|----------------------|------|

### **Compléments**

|  |      |
|--|------|
| <i>Visualisation d'Impacts, Similitude, Vibration Voilure<br/>(réalisations d'étudiants)</i> | p.93 |
|--|------|

---



# CURRICULUM VITÆ

**Yves GOURINAT, 47 ans : PARCOURS INDUSTRIE, FORMATION & RECHERCHE**

- *Ingénieur Certification Structure Avion Airbus et ATR*
- *Formateur Mécanique des Solides / Structures Aéronautiques et Spatiales*
- *Direction Scientifique de Recherche Appliquée en Dynamique non-linéaire, Absorption d'Énergie et Qualification Dynamique des Structures Aérospatiales, recherche à vocation industrielle et didactique*
- *Coordinateur Activités Spatiales / Qualification des Spationefs et Aéronefs.*

## **a) Formation - Diplômes - Fonctions successives**

### **Diplômes**

- Jun.1981 **DEUG A Physique, Université de Strasbourg**  
Aoû.1981 **Admis sur concours à l'ENSMA(rang au concours national : 47ème)**  
Jun.1982 **Licence de Mécanique, Poitiers**  
Jun.1982 **Maîtrise de Mécanique, Poitiers**  
Jun.1984 **Diplôme d'Ingénieur ENSMA(4ème de Promo, major de la filière Matériaux)**  
Sep.1984 **DEA de Sciences des Matériaux de Poitiers : Méthodes Intégrales en Torsion**  
Jun.1985 **Diplôme SUPAERO de Spécialisation Mécanique Aérospatiale (major option Espace)**  
Projet de Fin d'Études au CNES : Conception mécanique des interfaces du satellite Arsene.  
Déc.1989 **Doctorat de SUPAERO, spécialité Génie Mécanique (Très Honorable) : Conception et Réalisation du Didacticiel de Mécanique des Structures d'Aérospatiale.**  
Juil.1994 **Stage Soyuz-Mir, centre d'entraînement Cité des Étoiles.**  
Avr.1999 **Qualifié Maître de Conférences des Universités, CNU section 60 (Mécanique).**

### **Cursus Professionnel**

- Sep.1986 **Scientifique du Contingent à SUPAERO : enseignement de la Mécanique.**  
Oct.1987 **Allocataire d'Étude Structures, Aérospatiale Avions (convention CIFRE).**  
Jan.1989 **Ingénieur Structure responsable de Parties Composites, Aérospatiale Avions**  
Trappes A330/340 et interfaces structures : dossier de calcul, qualification en précontrainte, tolérance aux dommages, essais statiques et en fatigue, certification calcul et fabrication, suivi fabrication et service, coopération Canadair-Montréal et ASTA-Melbourne.  
Volets hypersustentateurs ATR72 : certification et cas de pannes, critères d'acceptation en tolérance aux dommages, cas de fatigue.  
Oct.1993 **Ingénieur sous Contrat DGA faisant fonction d'Enseignant-Chercheur Espace et Dynamique des Structures, ENSICA.** Responsable des enseignements concernés.  
Responsable scientifique de cinq doctorants, des projets et contrats associés : directeur des stages DEA, projets académiques et recherches industrielles Espace et Dynamique pour l'École.  
Oct.2003 **Ingénieur sous Contrat DGA faisant fonction de Professeur de Mécanique des Structures à SUPAERO.** Chef du Département d'Enseignement Mécanique, Structures, Matériaux. Responsable du cours de Mécanique des Structures.  
Directeur Scientifique de deux doctorants, co-directeur d'un troisième.  
Nommé en Janvier 2006 Chef par intérim de la Branche Structures-Matériaux.

Enseignant vacataire à SUPAERO de 1987 à 2003 (mécanique générale et structures) et à l'ENSICA depuis 1986 comme Professeur associé responsable de cours (mécanique, dynamique des structures, missions spatiales, lanceurs et hélicoptères).

Responsable de formations continues depuis 1989, Aérospatiale (structures et éléments finis), puis ENSICA (composites) et SUPAERO (mécanique des structures).

Chargé du cours de Dynamique des Structures du Diplôme d'Études Approfondies (DEA-M2R Génie Mécanique) de l'Université Paul Sabatier de Toulouse III depuis 2000 (ED324).

Expert aérospatial et structures auprès de Dynalis - Cril Technology depuis 1997.

Président de Comités d'Experts DGA depuis 2005.

## b) Recherche - Références et Publications

### Expérience initiale de la Recherche

- [ER1] Y. GOURINAT - *Applications des Équations Intégrales à l'optimisation d'un profil de poutre en Torsion et Flexion.*  
Projet de Recherche (6 mois) du Diplôme d'Études Approfondies de Sciences des Matériaux, réalisé sous la direction du Professeur Gérard BEZINE, soutenu à Poitiers (ENSMA) en Septembre 1984.
- [ER1] Y. GOURINAT - *Conception et réalisation du didacticiel de calcul de structures d'AEROSPATIALE.*  
Thèse de Doctorat de l'ENSAE [n°41] (spécialité Génie Mécanique) soutenue le 19 Décembre 1989 (Mention Très Honorable).

### Co-Direction de Thèses de Doctorat

- [T1] Encadrement scientifique (80%) de la thèse de Fayçal BEN YAHIA - *Contribution à l'étude numérique et expérimentale du flambage dynamique. Applications à l'atterrissage des véhicules spatiaux.*  
Thèse de l'Université Paul Sabatier [n°3288] (Génie Mécanique) réalisée au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, soutenue le 22 Décembre 1998 (Mention Très Honorable).  
Activité du Doctorant après la thèse : Master Calcul Scientifique ENSEEIHT, post-doc ENSICA.
- [T2] Encadrement scientifique (80%) de la thèse de François GRIGIS - *Contribution à la prévision des masses d'un avion supersonique civil au stade avant-projet.*  
Thèse de l'Université Paul Sabatier [n°3036] (Génie Mécanique) réalisée au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, soutenue le 06 Juillet 1998 (Mention Très Honorable).  
Activité du Doctorant après la thèse : Ingénieur Structures Messier/Hispano-Bugatti.
- [T3] Encadrement scientifique (80%) de la thèse d'Agus-Sigit PRAMONO - *Photoélastodynamique - Applications Démonstratives - Système de Transmission par Engrenages.*  
Thèse de l'Université Paul Sabatier [n°3490] (Génie Mécanique) réalisée au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, soutenue le 28 Octobre 1999 (Mention Honorable).  
Activité du Doctorant après la thèse : Maître de Conférences, Mechanical Engineering Department, Institute of Technology 10 November (ITS), Surabaya (Indonésie).
- [T4] Encadrement scientifique (80%) de la thèse de Martial ROUSSEAU - *Caractérisation et modélisation de suspensions viscoélastiques non-linéaires travaillant en cisaillement.*  
Thèse de l'Université Paul Sabatier (Génie Mécanique) réalisée au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, soutenue le 22 Mai 2002 (Mention Très Honorable).  
[NB : Depuis l'année 2000, les thèses UPS ne font plus l'objet d'un numéro d'ordre]  
Activité du Doctorant après la thèse : Maître de Conférences, Université de Kent.
- [T5] Encadrement scientifique (80%) de la thèse d'Amgad Mohamed SALEM - *Amortissement visqueux et non-linéaire au sein des assemblages structuraux métalliques et composites. Essais en flexion sous vide.*  
Thèse de l'Université Paul Sabatier (Génie Mécanique) réalisée au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, soutenue le 08 Octobre 2002 (Mention Très Honorable).  
Activité du Doctorant après la thèse : Maître de Conférences, Académie Technique Militaire du Caire.
- [T6] Encadrement scientifique (50% avec Eurocopter) de la thèse de Joerg MUELLER - *Méthodologie d'Optimisation Aéroélastique Active d'une Voilure de Convertible - Flottement Gyroscopique.*  
Thèse de l'Université Paul Sabatier (Génie Mécanique) réalisée au Département Génie Mécanique de l'ENSICA et à Marignane (essais), soutenue le 28 Octobre 2004 (Mention Très Honorable).  
Activité du Doctorant après la thèse : Ingénieur Airbus, Service Aéroélasticité, EGLG4, Bremen.
- [T7] Direction et encadrement scientifique (80%) de la thèse de Victorien BELLŒIL. *Développement et optimisation d'un revêtement alvéolaire pour le contrôle passif des vibrations.*  
Thèse de SUPAERO, spécialité Génie Mécanique, École Doctorale Matériaux-Structures-Mécanique (ED324), réalisée au Laboratoire de Mécanique et Structures de SUPAERO, soutenue le 8 Décembre 2006 (Mention Très Honorable).  
Activité après la thèse : Ingénieur Calcul CTA Segula Technologies pour Mecalog.



- [T8] Co-Direction et encadrement scientifique (30%) de la thèse de Bang TRAN. *Surveillance vibratoire des hélicoptères. Automatisation d'une nouvelle approche du diagnostic.*  
Thèse de l'ENSAM, École Doctorale Mathématiques et Informatique (ED 184), réalisée à Marignane. En cours, soutenance prévue fin 2007.
- [T9] Direction et encadrement scientifique (80%) de la thèse d'Amir SHAHDIN. *Corrélation entre le module complexe et le taux d'endommagement dans un composite structural carbone-epoxy en vibration.*  
Thèse de SUPAERO, spécialité Génie Mécanique, École Doctorale Matériaux-Structures-Mécanique (MSM, ED324) puis Mécanique-Énergétique-Génie Civil-Procédés (MEGEP, ED468) à partir de 2007. En cours, soutenance prévue fin 2009.
- [T10] Direction et encadrement scientifique (80%) de la thèse de Pierre SELVA. *Modélisation dynamique bilatérale de l'oreille interne.*  
Thèse de SUPAERO, spécialité Génie Mécanique, École Doctorale Aéronautique-Astronautique (AA, ED 467). En cours, soutenance prévue fin 2009.

### **Jurys de Thèses de Doctorat**

- [J1] Céline ANGELELIS. *Modélisation numérique de l'indentation de surface.*  
Thèse de l'École des Mines de Paris, placée sous la direction du Professeur Éric FELDER, soutenue à Sofia-Antipolis (Centre de Mise En Forme des Matériaux) en Juin 1998.
- [J2] Pierre VIALETES. *Simulations numériques et expérimentales du comportement mécanique des ballons pressurisés stratosphériques.*  
Thèse de SUPAERO réalisée à l'ONERA sous la direction du Professeur Moussa KARAMA, soutenue à Toulouse le 15 Décembre 2005.
- [J3] Hervé MOREL. *Diagnostic du rotor de l'hélicoptère : analyse des signatures vibratoires pas réseaux de neurones.*  
Thèse de l'ENSAM réalisée sous la direction du Professeur Daniel BRUN-PICARD, soutenue à Aix-en-Provence le 29 Janvier 2007.

### **Direction Scientifique de DEA et Projets de Recherche**

- [D1] Fayçal BEN YAHIA - *Flambage Dynamique.* DEA ENSICA 1994.
- [D2] Agus-Sigit PRAMONO - *Photoélasticimétrie 2D avancée.* DEA ENSICA 1996.
- [D3] Ilie-Sorinel BALASOIU - *Évaluation de l'influence du mouvement spatial d'un projectile et d'un missile sur le mouvement des systèmes mécaniques embarqués.* DEA ENSICA 1998.
- [D4] Louise-Mary JAGGER - *Spacecraft Architectural Design with Minimal Artificial Weightiness Concept.* Année de Recherche ENSICA M.Phil Thesis Cranfield, financement Matra, 1998.
- [D5] Suzanna MARTIN-ROMO - *Non-linear modelization of structural materials and polymers in vibration analysis.* Projet de recherche Erasmus (6 mois), Ingénieur de l'Université Polytechnique de Madrid, 2001.
- [D6] Cédric DANIEL - *Essais et modélisations de structures minces en flexion vibratoire sous Hélium.* DEA ENSICA 2003.
- [D7] Mickaël LOZANO - *Modélisation dynamique du sol planétaire en contact avec un sismomètre.* DEA ENSICA 2003, en co-encadrement avec le CNES.
- [D8] Nicolas BONNEAU - *Amortissement structural non-linéaire - Application aux matériaux alvéolés.* DEA SUPAERO, 2004.
- [D9] Nicolas VERPEAUX - *Amortisseurs dynamiques large bande.* Master Recherche réalisé à SUPAERO sous contrat de recherche pour le CNES, 2006.

## Revues avec Comité de Lecture (10)

### - Publications Internationales (6)

- [A1] Y. GOURINAT, A.S. PRAMONO - *Educational Applications of Photoelastodynamics for Solid Mechanics and Dynamics of Structures*.  
Machine Graphics & Vision International Journal, Polish Academy of Science, Varsovie, Vol. 8 n°4 pp. 655-666, [AM8B/99], 1999 ISSN 1230-0535.
- [A2] Y. GOURINAT, V. BELLOEIL - *An analytical model of an elementary elliptical cell forming an alveolar elastic material under plane stress*.  
Materials and Design (International Journal of Materials in Engineering) ISSN 0261-3069 [Impact Factor 2005 : .785], Vol 27/10 p. 1055-1064. Réf. doi\_10.1016\_j.matdes.2005.01.015.
- [A3] J. MUELLER, Y. GOURINAT, R. FERRER, T. KRYSINSKI, B. KERDREUX - *A Numerical Study on Active Control for Tiltrotor Whirl Flutter Stability Augmentation*.  
Journal of the American Helicopter Society [Impact Factor 2005 : .443], vol 51#3 p.244-254, Juill.2006.
- [A4] Y. GOURINAT, V. BELLOEIL - *A truncated low approach of intrinsic linear and nonlinear damping in thin structures*.  
Journal of Vibrations and Acoustics, American Society of Mechanical Engineering [Impact Factor 2005 : .383], Vol. 129 pp 32-38, Février 2007.
- [A5] C. BES, V. BELLOEIL, G. PLANTIER, Y. GOURINAT, T. BOSCH - *A Self-Mixing Laser Sensor Design with an Extended Kalman Filter for Optimal Online Structure Analysis and Damping Evaluation*.  
Transactions on Mechatronics, Institute of Electrical and Electronics Engineers / American Society of Mechanical Engineering, ISSN 1083-4435 [Impact Factor 2005 : .705]. Vol. 12, n°3, pp.387 - 394, juin 2007.
- [A6] Y. GOURINAT, V. LAPOUJADE - *A Dynamic Modelling of Safety Nets*  
Multidiscipline Modeling in Materials and Structures, ISSN 1573-6105. Publication (12p.), acceptée le 12 Mai 2007.

### - Publications Nationales (4)

- [A7] F. GOURINAT, Y. GOURINAT - *Expériences d'Ophthalmologie en Impesanteur*.  
Revue de Médecine Aéropatiale, Tome XXXVI, N°142, pp. 129 à 136, 2<sup>me</sup> trimestre 1997.
- [A8] Y. GOURINAT - *Applications de la dynamique explicite à l'ENSICA : Atterrissage et amerrissage des spationefs et problèmes d'absorption d'énergie*.  
Revue Mécanique & Industries, 2001-2, pp. 63-68, Éditions Scientifiques et Médicales Elsevier SAS, S1296-2139(00)01075-7/FLA, pp.63-68, Mars 2001.
- [A9] Y. GOURINAT, A-M. SALEM - *L'amortissement dynamique non-destructif au sein des matériaux structuraux*.  
Revue "Sciences", n°2001-3 / 3<sup>me</sup> Trimestre 2001 pp. 57-65, Association Française pour l'Avancement des Sciences, ISSN 0151-0304.
- [A10] M. ROUSSEAU, F. HADDAD, Y. GOURINAT - *Un dispositif pour la caractérisation des propriétés amortissantes de matériaux viscoélastiques non-linéaires en cisaillement*.  
Revue Mécanique & Industries, n°3/2002 pp.271-278, Elsevier SAS, S1296-2139(02)01162-4/FLA.

### Ouvrages Publiés (2)

- [O1] P. BUCUR, Y. GOURINAT, S. BALASOIU - *Topics in Mechanics of Embarked Systems*.Ouvrage (355 pp.), Augusta Publishing, ISBN 973-8284-55-X, Timisoara Juin 2001.
- [O2] Y. GOURINAT - *Introduction à la Dynamique des Structures. Éléments de Mécanique des Solides pour l'Ingénieur*. Ouvrage (438 pp.), Éditions Cepadues 2001, ISBN 2.85428.545.X, Mars 2001.

## Conférences avec Actes (24)

### - Communications Internationales (17)

- [B1] Y. GOURINAT, F. BEN YAHIA - *Splashdown and landing of spacecrafts. Computations and Tests*. 1<sup>st</sup> European DYNA Conference, Stratford-upon-Avon, Mars 1997. Proceedings pp.6.1-6.6
- [B2] Y. GOURINAT, L-M. JAGGER - *Spacecraft Architectural Design with Minimal Artificial Weightiness Concept*. Communication et article, 49<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation / International Academy of Astronautics, Melbourne Oct.1998. Proceedings [IAF/IAA-98-G.3.02] (9 pp.).
- [B3] Y. GOURINAT, A-S. PRAMONO - *Stress-Wave Propagation in the Infinite Plate and Stress Distribution on the Spur Gears Transmission by Dynamic Photoelasticity*. Poster et article (6 p.) [SM98-101], European Conference Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Test, ESA CNES DLR, Braunschweig Nov.1998.
- [B4] Y. GOURINAT, A-S. PRAMONO - *Educational Applications of Photoelastodynamics for Solid Mechanics and Dynamics of Structures*. Communication, Euromech 406, Image Processing Methods in Applied Mechanics, European Mechanics Society, Polish Academy of Science, Varsovie Mai 1999. Book of Abstracts pp.101-104.
- [B5] Y. GOURINAT, B. GUIRADO - *Landing design and test of astronaut seat and interfaces in Aerospatiale's Crew Transfer Vehicle*. 50<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation / International Academy of Astronautics, Amsterdam Oct.1999.Proceedings [IAF/IAA-99-G.3.09] (9 pp.).
- [B6] Y. GOURINAT - *Sea-landing modelling of ARD spacecraft and launcher elements*. Poster et article, First European Conference on Launcher Technology, CNES Arianespace ESA, Proceedings pp. 776-782, Toulouse Déc.1999.
- [B7] T. FENAL, Y. GOURINAT, C. ROSSO, M. LABARRERE - *Confocal Microscopy of Hubble Specimen Impacted by Space Debris*. Poster et article (4 p.), 8<sup>th</sup> International Symposium on Materials in Space Environment, 5<sup>th</sup> International Conference on Protection of Materials & Structures in Low Orbit, ESA, Arcachon Juin 2000.
- [B8] Y. GOURINAT, J. ENGLUND - *Sweden Specific Polar Experiments for Long Range Flight Ergonomics - Educational Cooperation for France-Sweden Polar Simulations for Long Range Flight*. 51<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation / International Academy of Astronautics, Rio de Janeiro Oct.2000. Proceedings [IAF/IAA-00-G.3.02] et [IAF-00-P.3.08] (6 p.).
- [B9] Y. GOURINAT - *F - Ma = 0 : The unique certitude in Aerospace ?* Conférence d'ouverture de session (Keynote Lecture) et article (12 pp.), 3<sup>rd</sup> European DYNA Conference on Explicit Dynamics, Paris Juin 2001, Conference Proceedings Dynalis LSTC Keynote Lecture.
- [B10] F. BEN YAHIA, Y. GOURINAT - *Numerical and Experimental Study of Safety Nets for Human and Equipment Security*. Poster et article (15 pp.), 3<sup>rd</sup> European DYNA Conference on Explicit Dynamics, Paris Juin 2001.
- [B11] Y. GOURINAT, E. DELENTE, A. PASQUIER - *Newton,s Collision Fluid Mechanics : Educational Applications on Hypersonic Curves of Reentry Bodies*. 52<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation, Toulouse Oct.2001. Proceedings [IAF/ISSAT/ISU-01-P.1.03] (2 pp.).
- [B12] U. APEL, Y. GOURINAT, B. ESCUDIER - *The CVA Summer School on Launcher Technology and Space Applications. A Successful approach to a multinational cross-community program of space education*. 52<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation, Toulouse Oct.2001. Proceedings [IAF/ISSAT/ISU-01-P.1.01] (7 pp.).
- [B13] A-M. SALEM, Y. GOURINAT - *Evaluation of Linear and Non-linear Structural Internal Damping. Experimental and Numerical Investigations*. Communication et article (15 pp.), 10<sup>th</sup> International Conference on Applied Mechanics and Mechanical Engineering,Cairo Mai 2002.

- [B14] A. REMONDIERE, B. ESCUDIER, Y. GOURINAT - *Space-Related Education as a Whole*. 53<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation, Houston Oct.2002. Proceedings [IAC-02-P.2.08] (4 pp.).
- [B15] U. APEL, B. ESCUDIER, Y. GOURINAT, E. WEINRICH - *The CVA Summer School on Launcher Technology and Space Applications - A success story*. 54<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation, Bremen Oct.2003. Proceedings [IAF-03-P.1.08] (6 pp.).
- [B16] J. MUELLER, R. FERRER, T. KRYSINSKI, Y. GOURINAT, B. KERDREUX - *A Multibody Study on Single- and Multi-Variable Control Algorithms for Tiltrotor Whirl Flutter Stability Augmentation*. Communication et article (18 p.), American Helicopter Society, 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics, San Francisco Jan.2004.
- [B17] M. ROMERO, B. ESCUDIER, Y. GOURINAT - *Hands-on Education and Students Formation for Aerospace Systems Engineering : looking back upon the Soprano experience*. Poster et article, 57<sup>ème</sup> Congrès Mondial d'Astronautique, International Astronautical Federation, Valencia Oct.2006. Proceedings [IAC-06-E1.P.1.03] (11 pp.).

### - Communications Nationales (7)

- [B18] Y. GOURINAT - *Application de l'Enseignement Assisté par Ordinateur en Mécanique des Structures*. Communication et article (11 pp.), Actes du Congrès de l'EAO, Paris Jan.1990.
- [B19] P. CASU, M. FEBRER, Y. GOURINAT, L. MICHEL - *Single Curvature Composite Shell under Transverse Static Load. Delamination Criterion*. Communication, 15<sup>th</sup> Canadian Congress of Applied Mechanics, Victoria Mai 1995. CanCam 95 Proceedings Vol.II pp.90-91.
- [B20] F. BEN YAHYA, L. MICHEL, Y. GOURINAT - *Étude Expérimentale du Flambage Dynamique de Plaques Métalliques et Composites*. Communication, 15<sup>th</sup> Canadian Congress of Applied Mechanics, Victoria Mai 1995. CanCam 95 Proceedings Vol.II pp.682-683.
- [B21] F. BEN YAHYA, L. MICHEL, Y. GOURINAT - *Approche Expérimentale et Numérique de l'amerrissage d'une capsule spatiale de type CTV-ARD*. 16<sup>th</sup> Canadian Congress of Applied Mechanics, Montréal Mai 1997.
- [B22] F. LACHAUD, N. KHEMIRI, Y. GOURINAT, L. MICHEL - *Orientation des fibres dans les matrices organiques et propagation du délaminage en mode I*. 16<sup>th</sup> Canadian Congress of Applied Mechanics, Montréal Mai 1997.
- [B23] Y. GOURINAT - *Flambage dynamique*. Conférence Invitée et article (9 pp.) Journée Instabilité Structurale, Institut pour la Promotion des Sciences de l'Ingénieur Vol. XX n°3, Paris Nov.1996.
- [B24] I-S. BALASOIU, Y. GOURINAT - *Équations analytiques explicites du mouvement d'une minifusée*. Poster et article (6 pp.), Actes [397] du 14<sup>ème</sup> Congrès Français de Mécanique, Toulouse, Sept.1999.

### Communications sur Résumé (3)

- [C1] F. BEN YAHYA, Y. GOURINAT - *Calcul du Flambage Dynamique de panneaux minces*. Symposium National Dyna des utilisateurs de codes dynamiques explicites, Illkirch Mars 1995.
- [C2] Y. GOURINAT - *Aerospatiale's Courseware for Structure Analysis*. International Conference on Computer Aided Learning and Instruction in Science and Engineering, Lausanne Sept.1991.
- [C3] Y. GOURINAT, F. BEN YAHIA - *Application de la Dynamique Explicite à la Sécurité Astronaute et aux Problèmes d'Absorption d'Énergie*. Journée de Dynamique Rapide, Computational Structure Mechanics Association / Association Française de Mécanique, Toulouse Oct.2000.

## Contrats liés à la Recherche

[Hors contrats finançant les Doctorants et Chercheurs Encadrés]

- [CR1] *Essai d'amerrissage ARD en vraie grandeur.*  
Direction scientifique, contrat de recherche ENSICA ESA 1995.
- [CR2] *Filets amortissants pour équipages : Modèles et essais rhéologiques, modèles et essais dynamiques à l'échelle 1.* Direction scientifique, contrat de recherche ENSICA Dynalis 2000-2001.

## c) Enseignement - Direction de Projets d'Étudiants

### Références comme Formateur

- [F1] Enseignant Vacataire à SUPAERO :
  - Chef de Travaux, *Dynamique, Élasticité, Photoélasticité* 1<sup>ère</sup> Année, 1985-86, 20h/an
  - Maître de Conférences et Professeur Suppléant *Mécanique Rationnelle* 1A, 1986-89, 20h/an
  - Maître de Conférences et Professeur Suppléant *Élasticité et Photoélasticité* 1A, 1987-96, 20h/an
  - Maître de Conférences *Mécanique des Structures* 2A, depuis 1987-2003, 20h/an.
- [F2] Enseignant Vacataire à l'ENSICA, en tant que responsable et intervenant :
  - *Mécanique Générale* 1A, 1986-98, 40h/an
  - *Mécanique des Vibrations* 1A, depuis 1993, 10h/an
  - *Techniques Spatiales* 1A, depuis 1993, 5h/an
  - *Mécanique des Milieux Continus Solides* 1A, 1993-2001, 10h/an
  - *Plaques* 1A, 1993-2001, 10h/an
  - Partie *Coques* de l'enseignement structure 2A, depuis 2000, 5h/an
  - *Introduction Missiles et Lanceurs Spatiaux* 3A et Mastère, depuis 1993, 20h/an (5 d'intervention)
  - *Missions et Opérations Spatiales* Module 3A et Mastère, depuis 1993, 30h/an (4 d'intervention).
- [F3] Correcteur de l'épreuve écrite de mécanique / thermodynamique, concours ENSI-M/Ph.M., 1989-91.
- [F4] Intervenant dans les enseignements *structures* en formation continue interne Aérospatiale :
  - 10h/an du cours *éléments finis*, 1989-93
  - 10h/an du cours de *physique générale avion*, 1989-93.
- [F5] Enseignant Vacataire, Responsable Structures cycle Ingénieurs par la Voie de la Formation Continue, Institut National Polytechnique de Toulouse :
  - Cours en enseignement par correspondance et regroupements, 1990-98, 15h/an.
  - Mise en place de l'enseignement à distance (FAD-TICE) en 2003, et réalisation de cet enseignement depuis 2005.
  - Participation au groupe de Validation des Acquis, en 2003.
- [F6] Conférences structures aéronautiques, 5<sup>ème</sup> Année INSA Toulouse, 1991-92, 4h.
- [F7] Enseignant Vacataire à l'ENSICA, en tant qu'intervenant :
  - *Poutres* 1A, depuis 1993, 5h/an
  - *Séminaire Qualité Projet* 3A, de 1995 à 2003, 15h/an.
- [F2] Enseignant-Chercheur permanent à l'ENSICA d'Octobre 1993 à Septembre 2003, responsable des activités dynamiques et espace, avec coordination des activités mentionnées en réf. [F13].
- [F8] Organisation et encadrement de 6 ateliers d'activités astronautes (vol avion initiation et voltige, chute libre, structures en plongée, matériel de survie en équipage, activités laboratoire) et de 4 visites en site arctiques (études techniques sur les vols long cours), pour un total de 115 membres d'équipage, dans le cadre de Terre&Espace [www.terrespace.org], avec le support scientifique de l'ENSICA.
- [F9] Chargé du cours de Dynamique Vibratoire des Structures du DEA Génie Mécanique de Toulouse (Université Paul Sabatier de Toulouse III) depuis 2000 (2 fois 11h/an). Responsabilité confirmée depuis 2004 dans le cadre du Mastère Recherche 2ème Année.
- [F10] Coordinateur de la formation continue diplômante ENSICA Espace
  - Responsable de l'Année de spécialisation Espace ENSICA-Odyssée 2000-02 (260 h/an)
  - Responsable ENSICA du Mastère SUPAERO-ENSICA TAS Astronautics 2002-04 (160h ENSICA/an).



- [F11] Responsable et intervenant en formation continue non-diplomante :
- Mécanique Industrielle des Composites, DCO-ENSICA, 2001-03. 35h/an, dont 5 d'intervention
  - Mécanique des Structures, Société des Amis de SUPAERO et de l'ENSTA, depuis 2004. 35h/an, dont 20 d'intervention.
- [F12] Professeur de Mécanique des Structures à SUPAERO depuis Octobre 2003 :
- Chargé du cours de Mécanique des Structures du Tronc commun 2A, 60h/an, dont 40 d'intervention
  - Responsable et intervenant de l'enseignement d'Histoire de l'Aéronautique 1A, 6h/an
  - Responsable et intervenant harmonisation mécanique Mastères TAS Astronautics Méca-Lanceurs, 8h/an
  - Intervenant cours et petites classes des Bureaux d'Études Transverses mathématiques/structures et automatique/structures 2A, 10h/an
  - Responsables de cours à l'extérieur de SUPAERO :
    - Mécanique des Vibrations, ENSICA 1A, 10h/an dont 5 d'intervention
    - Coques, ENSICA 2A, 5h d'intervention par an
    - Conception des Lanceurs, ENSICA 3A et Mastères Astronautics, 15h/an, dont 3.75 d'intervention
    - Missions Spatiales, ENSICA 3A et Mastères Astronautics, 30h/an, dont 2.5 d'intervention
    - Dynamique des Structures, Master Recherche 2ème Année de l'Université Paul Sabatier de Toulouse III, 22h/an, dont 11 d'intervention
    - Cellule Avion, Master Professionnel de Maintenance Aéronautique de Toulouse, depuis Janvier 2007, 10h d'intervention.

## Ouvrages et Polycopiés pour l'Enseignement

- [OE1] Y. GOURINAT - *Éléments de Dynamique Rationnelle*. Cours de 1<sup>ère</sup> année du Cycle Ingénieur (142 pp), ENSICA Oct.1987, réédité Oct.1993.
- [OE2] Y. GOURINAT - *Éléments de Techniques Spatiales*. Cours de 1<sup>ère</sup> année du Cycle Ingénieur (45 pp.), ENSICA Sept. 1996, réédité en 2001.
- [OE3] Y. GOURINAT - *Introduction à l'Élastostatique Linéaire*. Cours de 1<sup>ère</sup> année du Cycle Ingénieur (52 pp.), ENSICA 2002.
- [OE4] Y. GOURINAT - *Dynamique Linéaire des Structures Minces*. Cours de Master Recherche 2<sup>ème</sup> Année (80 pp.) édité par SUPAERO, ISBN 2-84088-109-8, 4<sup>ème</sup> trim.2003.
- [OE5] Y. GOURINAT - *Éléments de Dynamique Analytique*. Cours de 1<sup>ère</sup> année du Cycle Ingénieur (45 pp.) édité par SUPAERO, ISBN 2-84088-128-4, 2<sup>ème</sup> trim.2004.
- [OE6] Y. GOURINAT - *Mécanique des Structures. Statique et Thermique des Poutres*. Cours de 2<sup>ème</sup> année du Cycle Ingénieur (133 pp.) édité par SUPAERO, ISBN 2-84088-131-4, 3<sup>ème</sup> trim.2005.
- [OE7] Y. GOURINAT - *Mécanique des Structures. Problèmes de Mécanique des Solides*. 2<sup>ème</sup> année du Cycle Ingénieur (172 pp.) édité par SUPAERO, ISBN 2-84088-132-2, 2<sup>ème</sup> trim.2006.

## Encadrement de Projets d'Élèves Ingénieurs

Direction de Projets de Fin d'Étude réalisés à l'ENSICA :

- [E01] D. KOREN - *Contre-plaquéés aéronautiques en tolérance aux dommages*. Master University of Buffalo, 1994.
- [E02] M. JAGER - *Qualification matériaux composites hydravion et optimisation démonstrateur LISA2 d'antenne membranaire en vol parabolique*. Ingénieur de München-Erasmus, 1997.
- [E03] P. KRAMER - *Étude d'une voilure composite de type Jodel biplace*. Ingénieur de Stuttgart-Erasmus, 1998.
- [E04] D. IORIO - *Essais dynamiques démonstratifs voilure composite et structure déployable*. Ingénieur de Cranfield-Erasmus (6 mois) avec 3 autres stagiaires à l'ENSICA (Maîtrise et DUT), 1999.
- [E05] S. ERICSSON - *Études de matériaux filets et expansés - Calculs/essais filets échelle 0,5*. Ingénieur de Linköping avec un stagiaire Armée-Jeunesse à l'ENSICA, 1999.
- [E06] F. MOLENDINI - *Missioni di lunga durata e distanza : rischi, comfort e attività ludiche*. Encadrement PFE Ingénieur de Politecnico Milano-Erasmus, avec démonstrateur Spaceball pour vol parabolique (3 élèves ENSICA et 1 élève SUPAERO), 2001-2002.

[E07] R. MEIJE - *Conception minidémonstrateur de rentrée atmosphérique "froide"*. Ingénieur de l'Université Polytechnique de Madrid-Erasmus, avec réalisation YES2 pour l'ESA (5 élèves ENSICA), 2002-2003.

*Direction de Stages divers :*

[E08] *Atelier amphibie composite*. 20 étudiants VirginiaTech (financés par la National Science Foundation, dans le cadre du concours AGATE/NASA) et 22 ENSICA (24-30 Nov.1996).

[E09] *Semaine de connaissance de la recherche*. Stagiaire de classe de 2<sup>nde</sup>, Déc.1996, stagiaire de 3<sup>eme</sup> de l'Institut des Jeunes Aveugles de Toulouse, Mars 2001.

[E10] R. PELISSIER - *Étude et essais de pales d'autogires*. Stage d'été pour un étudiant ENSAM, 1997.

À cela s'ajoute l'encadrement scientifique d'environ 90 élèves-ingénieurs dans leurs projets internes.

## **d) Activités administratives et responsabilités collectives**

[RC1] Membre du Conseil Intérieur de l'ENSICA, en tant que Professeur Associé, de 1990 à 1995.

[RC2] Membre du Bureau Régional Toulouse-Midi Pyrénées de l'Association Aéronautique et Astronautique de France, depuis 1995.

[RC3] Membre de l'Association Française pour l'Avancement des Sciences, depuis 1995.

[RC4] Chef du Département Mécanique-Structures-Matériaux de SUPAERO depuis Juillet 2004, responsable des enseignements de mécanique des solides :

- Responsable de l'Option Aéronefs et Véhicules de 3<sup>eme</sup> Année du Cursus Ingénieur
- Responsable de l'Approfondissement Structures 3A
- Responsable des Projets de Fin d'Études et Stages Longs en Mécanique des Solides
- Représentant SUPAERO pour le DEA/Master Recherche de Génie Mécanique de Toulouse
- Représentant SUPAERO auprès de l'École Doctorale 324 Matériaux-Structure-Mécanique
- Représentant SUPAERO auprès de l'Institut de Génie Mécanique de Toulouse
- Membre de droit du Conseil de la Formation de SUPAERO
- Membre invité du Conseil de la Recherche de SUPAERO
- Membre nommé du Conseil d'Évaluation du domaine Missiles Tactiques et Stratégiques de la Délégation Générale pour l'Armement, depuis Septembre 2004.
- Membre nommé du Conseil d'Évaluation du domaine Architecture des Aéronefs (Métier Systèmes de Combat Aérien) de la Délégation Générale pour l'Armement, depuis Octobre 2004.
- Invité aux jurys de Stages de Fin d'Études de mécanique de l'X, avec H. MAITOURNAM.

[RC6] Membre du Comité de Pilotage ISSAT/CNRT-AE pour la mise en place d'un Centre Pédagogique d'Expérimentation Scientifique, depuis 2002.

[RC7] Membre du Jury des 6<sup>eme</sup> et 7<sup>eme</sup> éditions de l'École d'Été Européenne de la Communauté des Villes Ariane, Barcelone Août 2005, Toulouse Août 2006.

## **e) Relations avec le monde socio-économique**

### **Actions Internationales**

- Séjours à Melbourne (ASTA) pour mise en place de réalisation parties avions, 1989-1990
- Relations pédagogiques suivies avec les universités partenaires de SUPAERO et l'ENSICA (Cranfield, Southeast University Nanjing, Linköping,...)
- Co-organisateur en 2001 et 2006 de l'École d'Été Européenne de la Communauté des Villes Ariane
- Accueil d'un Professeur Invité (Guest Prof. J WANG, Southeast University, Nanjing) pendant une année de recherche à SUPAERO (2005-2008), consacrée à la rhéologie de la glace en impact structural.

## Comités Scientifiques

- Co-président du comité d'organisation, Atelier Aérospatial de Recherche Franco-Suédoise, Conférence des Grandes Écoles, Conseil des Présidents d'Universités Suédoises, Toulouse Mai 1998
- Comité de Programme, 52nd International Astronautical Congress IAF (Commissions Space Education / ISSAT / ISU et Outreach). Toulouse Oct.2001
- Comité de Programme (referee), 5th International Conference on Dynamics and Control of Systems and Structures in Space, Cranfield College of Aeronautics, Cambridge Juill.2002
- Comité Scientifique du Congrès Santé Aventure Médecine, Montpellier Nov.2002
- Président des Commission d'évaluation Plate-Forme Aéronautique de la DGA, depuis 2005 et 2006
- Président des Commission d'évaluation Plate-Forme Aéronautique de la DGA, depuis 2005 et 2006
- Comité Scientifique ACMA 2007, International Symposium on Aircraft Materials, Agadir Mai 2007
- Comité de lecture pour un article, Journal of Computational & Nonlinear Dynamics, ASME, Juillet 2007
- Conseiller Éditorial des Éditions Techniques de l'Ingénieur, Octobre2007

## Travaux de Diffusion de la Science

- *L'ÉAO, applications industrielles*. Conférence invitée, Journées du Centre Pédagogique Régional pour les Agrégés, Limoges Jan.1989.
- *Le logiciel expérimental STAR89*. Communication et article (18 p.), Journée Pédagogique de l'Association pour le Développement des Méthodes dans l'Enseignement Supérieur, Toulouse Juin 1989.
- Ateliers Aérospatiaux de recherche industrielle pour la Conférence des Grandes-Écoles : *France-Canada* (vice-Président Atelier Toulouse Mai 1994), *France-Suède* (vice-Président Atelier Toulouse Mai 1998), *France-Israël* (vice-Président Atelier Toulouse Nov.2001), *France-Chine* (vice-Président Atelier Toulouse Avr.2006).
- Invité émissions France Culture : *Perspectives Scientifiques - Le vol spatial* (2 émissions avec A-C Souchon, Mai 1996), *Le Sputnik* (Déc.1997) ; *Le Temps des Sciences - Les aquanautes* (Avr.1998) ; *Appel d'Air - La formation des astronautes* (Sept.1999).
- Depuis 1996, 21 conférences pour l'Association Aéronautique et Astronautique de France, sur le vol spatial, l'hydraviation, l'impesanteur, le contrôle dynamique des structures, Verne Hergé et von Braun.
- Depuis 1997, 19 conférences invitées pour le Rotary International, dont 3 pour les conférences de districts.
- *International and Regional Space Workshop*. Conférence Invitée, 10<sup>e</sup> Symposium of United Kingdom Students for Education and Development of Space, Université de Bristol Novembre 1998.
- Y. Gourinat - *S'il te plaît, dessine-moi une fusée*. Article sur la propulsion (12 p.), publié en trois parties dans "L'Astronaute" (revue Apollo 25 n°8,9 et 10 1998-99).
- *L'homme dans l'Espace*. Conférence DEUG Université Paul Sabatier, Mars 2000.
- *Les enjeux de l'homme dans l'espace à l'aube du 21<sup>ème</sup> siècle*. Conférence invitée pour la célébration de l'an 2000, Université de Perpignan, Avril 2000.
- Depuis 2000, 20 conférences sur la formation et la recherche spatiales dans les écoles (CM2), collèges et lycées (4 pour la Fête de la Science, 8 pour l'Année Mondiale de la Physique, 1 pour le Centre Spécialisé des Déficiants Auditifs d'Albi, 2 au titre de l'Initiative SUPAERO pour l'Égalité des Chances).
- Depuis 2000, 8 conférences sur les structures lanceurs dans le cadre de l'École d'Été Européenne Lanceurs de la Communauté des Villes Ariane ; co-organisateur des éditions 2001 et 2006 à Toulouse.
- *Computation and test of scale specimens : Application of Rapid Dynamics to splashdown and landing of spacecrafts - Computation and crash test of scale specimen for double deck aircraft section*. Deux Posters et Vidéos, Salon International des Technologies et Énergies du Futur, Toulouse Sept.2000.
- *Recherche Spatiale à l'ENSICA et vol habité*. Conférence invitée pour le Service Scientifique de l'Ambassade de France en Espagne, Barcelona Mai 2001.
- I. Brinck, Y. Gourinat - *France-Sweden integrated industrial programs*. Communication, 6<sup>ème</sup> Séminaire Franco-Suédois Formation des Ingénieurs, Comité Franco-Suédois pour les Échanges avec les Grandes Écoles (SKUF), Association Franco-Suédoise pour la Recherche, Linköping Juin 2002. French-Swedish Seminar Report pp.53-63.
- *L'entraînement à la Cité des Étoiles et ses Applications Humaines*. Conférence Invitée, Société d'Astronomie Populaire, Toulouse Juin 2002.



- *Cosmonaut training*. Conférence Invitée, European Space Camp (Norwegian Space Agency - ESA), Andenes Août 2002.
- R. Ferrer, J. Mueller, Y. Gourinat - *Multi-Body Approach to Simulate Active Control for Stability Augmentation of Dynamic Systems. Application to Whirl-Flutter on a Tilting Prop-Rotor*. Poster avec Vidéo, Salon International de la Prospective et de l'Innovation, Toulouse Oct.2002.
- *Handicap et Aventure Spatiale*. Deux communications invitées, Congrès Médical Santé-Aventure-Médecine, Sud Santé Form'Action, Montpellier Corum Nov.2002.
- Invité avec J-J. Favier et P. Perrin à la présentation du vol spatial, dans le cadre du Forum des lycées et Collèges organisé par le CNES et l'ISSAT, Toulouse Mai 2003.
- P. Jung, Y. Gourinat, S. Laroze - *De Pilâtre de Rozier aux premiers vols des Frères Wright*. Conférence-débat pour le 100<sup>ème</sup> anniversaire des vols de Kitty Hawk, SUPAERO 17 Décembre 2003.
- Invité à 4 Tables-rondes métiers aéronautiques dans les lycées, par l'Union Régionale des Ingénieurs et Scientifiques de Midi-Pyrénées (URISMIP), depuis 2004.
- P. Sintès, Y. Gourinat - *L'Homme dans l'Espace, pourquoi ?* Conférence invitée Ambassade de France et Alliance Française, Andorre Juin 2005.
- Y. Gourinat - *Une histoire de l'orgue*. Conférence-concert, espace Apollo, Mazamet, 09 Déc. 2005.
- Y. Gourinat - *Applications Médicales des Techniques Aérospatiales*. Présentation invitée à "La Mée Numérique E-santé", Castres, IUT Paul Sabatier Techniques de Communications, Juin 2007.



## INTRODUCTION

*Ce mémoire présente les directions de recherche réalisées au cours d'un parcours transverse de quinze années, jalonné d'étapes industrielles et académiques. Cette démarche s'est réalisée dans le cadre de trois métiers successifs, reliés par la mécanique des structures.*

### **Ingénierie Aérospatiale**

*Le métier d'Ingénieur tout d'abord - sept années chez Airbus France - est orienté vers la certification. Celle-ci allie science et technique appliquée à un système opérationnel, et a été vécue au sein d'une structure matricielle. Elle concerne des éléments - parties avion - depuis leur dimensionnement jusqu'au suivi en service, en passant par le dossier de justification, les essais, la mise en vol, en production et en service, dans le cadre de coopérations internationales.*



Exercés majoritairement dans le cadre d'éléments significatifs du programme A340/330 (ensemble des trappes, bielles et ailerons), ces développements ont également été appliqués à certaines parties composites ATR72 (volets hypersustentateurs) et A320 (trappes). Ils ont permis de définir des méthodologies de qualification et de justification par essais, ainsi que les critères d'acceptation associés et les règles de calcul et de suivi en endommagement mécanique et environnemental. Dans tous les cas, calculs et essais ont été adaptés en précision, coût et délai, aux objectifs de la certification : essais sur coupon artificiellement vieilli, essais sur structure élémentaire par charge équivalente, calcul numérique simplifié, voire analytique, prise en compte des déformations imposées.

Le descriptif de ces travaux fait l'objet d'un volume classifié et d'une cinquantaine de notes techniques produites pendant cette période industrielle de 5 années.

## **Formation et Recherche à l'ENSICA**

*Le deuxième métier est précisément celui d'enseignant-chercheur, exercé pendant dix années à l'École Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques. De manière également duale, les activités fonctionnelles de Mécanique des Structures se sont combinées à la coordination transverse de l'ensemble des activités spatiales de l'Établissement, incluant les vols habités.*



Les problèmes dynamiques ont ainsi trouvé leur application naturelle dans la sécurité des équipages, et la formation structures-lanceurs a conduit logiquement à une thématique de recherche en lien étroit avec l'amortissement structural, l'endommagement et l'irréversibilité au sein des assemblages.

La problématique de l'effondrement dynamique, a permis la qualification à l'atterrissage de plusieurs systèmes proposés par EADS pour l'Agence Spatiale Européenne. Ces études, qui se sont étalées sur trois ans environ, ont ouvert des perspectives en direction de la rhéologie des matériaux amortissants d'une part, et de la certification dynamique d'autre part selon une approche analytique et des essais élémentaires - qui fournissent déjà un ordre de grandeur très précieux - pour aller vers le numérique et la qualification globale, dans un deuxième temps seulement. L'ensemble de ces développements a occupé à l'ENSICA cinq doctorants, cinq stagiaires de DEA, plusieurs étudiants étrangers venant réaliser leurs projets de fin d'étude Recherche dans le cadre des échanges Erasmus.

Concernant la rhéologie elle-même, les travaux ont porté essentiellement sur la nature des irréversibilités d'amortissement au sein des solides, et ont finalement débouché sur les campagnes d'essais sous vide de matériaux structuraux lanceurs. En effet, les phénomènes transitoires et vibratoires lors des différentes phases de vol sont très fortement affectés par les structures elles-mêmes. Les systèmes amortissants discrets peuvent écrêter certains niveaux de chocs, mais la transmission dynamique dans la structure demeure.

Les développements liés à la certification dynamique sont orientés vers les applications aérospatiales. Certaines de ces applications ont ensuite été utilisées comme illustration pédagogique. Citons la visualisation des contraintes dynamiques en temps réel (photoélastodynamique), la simulation matérielle d'un tronçon de fuselage en similitude. Les qualifications à partir de modèles réduits offrent à ce titre de nombreuses illustrations, incluant des critères de stabilité statique en flambement, considérés comme un cas particulier de l'analyse dynamique modale. L'approche modale d'une structure précontrainte inclue en effet l'analyse en flambage, en tant que bifurcation statique. C'est cette approche, combinée à l'irréversibilité, qui a mené des analyses transitoires aux études vibratoires. La stabilité dynamique intervient à deux niveaux : en transitoire, l'absorption d'énergie est exploitée pour la sécurité, selon un processus globalement irréversible ; en vibratoire, la dissipation est utilisée - ou créée - pour stabiliser les phénomènes divergents.

## Formation et Recherche à SUPAERO

La stabilisation dynamique des voilures tournantes pose des problèmes dynamiques particuliers, à l'origine des thèses concernées. L'axe de recherche initié depuis 2003 à SUPAERO explore les solutions passives et actives. Les premières recherchent l'amortissement structural intrinsèque, notamment dans leur domaine non-linéaire. Les secondes mettent en œuvre les commandes de vol électriques et l'observation modale qui ouvre des perspectives dans le domaine du diagnostic de l'endommagement.



Partant des résultats acquis lors des essais d'amortissement intrinsèque sous vide et sous Hélium, l'approche passive a conduit à plusieurs thèses dédiées à la dissipation non-linéaire au sein des structures minces. Plus précisément, ces développements concernent la structuration des matériaux, par motif (matériaux alvéolaires armés) ou par friction de contact. Algébriquement, l'irréversibilité ne peut être traitée *que* par le biais de la puissance visqueuse de Rayleigh. La dissipation réelle n'étant que très partiellement linéaire, la dissipation modale est donc une dissipation visqueuse *équivalente*. L'enjeu est ici de proposer un modèle analytique de la dissipation qui rende compte des résultats d'essais de composant et qui puisse être implémenté numériquement. Essais et modèles sont réalisés sur des configurations démonstratives, qui font le lien entre irréversibilité interne d'amortissement et d'endommagement.

L'approche active est spécifiquement orientée vers la navigabilité des voilures tournantes. L'enjeu concerne d'une part la diminution des niveaux vibroacoustiques, et d'autre part la certification incluant le contrôle actif. La mise au point des contrôleurs compensant les instabilités nécessite l'observation dynamique de la structure par points de mesure ; cette approche a naturellement débouché sur les applications de diagnostic modal structural, appliqué d'abord à la cellule, puis aux parties tournantes. Les non-linéarités ont ici pour origine les délaminages, décollements, jeux fonctionnels et dérèglages, et l'analyse de leurs conséquences sur la base modale ouvre des perspectives de détection en temps réel.

Ces deux approches duales d'un même problème sont à l'origine des travaux actuellement en cours, dans l'optique des applications à l'irréversibilité et à l'endommagement des structures aérospatiales. Il en est de même de la fatigue - et de l'endommagement en général - qui correspond bel et bien à de l'irréversibilité *entropique*, traitée elle aussi *in fine* par équivalence.



# Ch1 Flambage dynamique et choc

Ce chapitre présente les développements menés en dynamique du flambage au Département Génie Mécanique de l'ENSICA. Ces travaux sont fortement liés d'une part à la certification dynamique des éléments minces par la maîtrise de la dissipation d'énergie, et d'autre part aux activités spatiales relatives au vol habité. Le fondement en est la thèse de F. BENYAHIA [T1] citée p.2, consacrée à l'analyse théorique, numérique et expérimentale du flambage dynamique. Ce chapitre présente également la publication réf. [A2] relative à la visualisation dynamique par photoélasticité.

## 1.1 Flambage Dynamique et Transferts d'Énergie

### **Problématique scientifique**

*Le problème des poutres minces droites en bifurcation compression - flexion, traité en statique par EULER, n'admet pas de solution analytique générale en bifurcation dynamique transitoire, et les modèles rationnels sont peu précis. Certains résultats ont été obtenus relativement à la bifurcation entre flambage local et flambage général d'une part, et au passage entre déformation élastique et déformation plastique d'autre part. Dans le domaine des plaques et coques, la situation est assez similaire. De plus, en ce qui concerne les coques non-développables en particulier, l'influence de discontinuités locales - entures, soudures - est déterminante, même en statique.*

*Il était donc essentiel d'isoler un problème spécifique pour analyser en détail la dynamique fortement non-linéaire de la bifurcation membrane - hors membrane. Cette étude est doublement expérimentale, parce que fondée avant tout sur des essais dynamiques aussi spécifiques et ciblés que possible, et aussi sur une "expérimentation numérique" autorisant l'examen d'un nombre varié de situations. Ces développements constituent en tout état de cause un prérequis indispensable pour une maîtrise effective des modélisations de l'effondrement dynamique des coques dans les modèles de crash.*

### **Contribution scientifique réalisée**

*La configuration retenue considère une plaque en cisaillement rapide entraînant un mode de flambage particulièrement représentatif de la non-linéarité recherchée. La non-linéarité du phénomène est telle que les vitesses requises pour obtenir un phénomène intrinsèquement dynamique restent limitées, de l'ordre de 5 à 10 m/s. La mise au point des essais, leurs résultats et les recommandations qui ont pu en être déduites quant aux modélisations ont fait l'objet notamment d'une thèse et des contributions associées. Celles-ci portent sur les critères de stabilité numérique des modèles explicites, à savoir :*

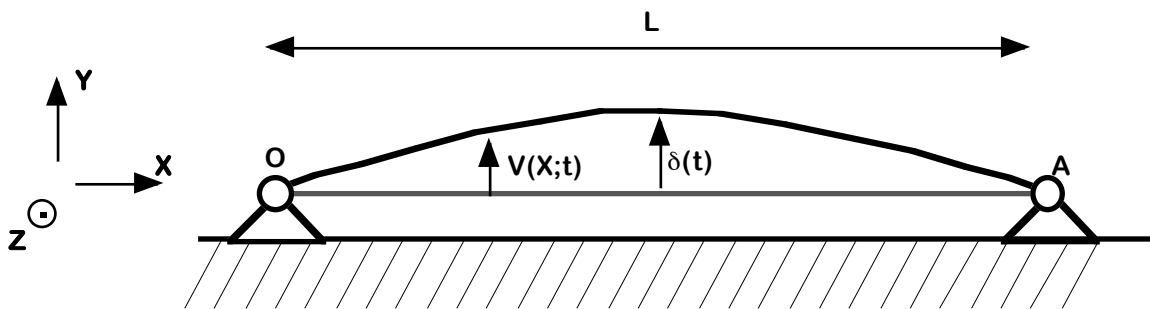
- *les rigidités numériques d'interfaces évitant les interpénétrations d'éléments et les rebonds numériques, et les viscosités numériques améliorant la stabilité du calcul ;*
- *les critères de taux de distorsion acceptables en cours de calcul dans les éléments explicites ;*
- *la prise en compte de la flèche d'effort tranchant transverse pour les éléments minces, comme c'est le cas pour les méthodes dynamiques de perturbation.*

*Ces développements ont donné lieu à plusieurs contributions scientifiques, et s'intègrent dans des publications de dynamique générale (ouvrage [O1] cité p.6).*

## Flambage et Modes Dynamiques

Avant de présenter ces travaux, il est nécessaire de revenir sur les fondements-mêmes de la notion de flambage dynamique. Pour cela, nous ferons appel aux dernières présentations à présent passées dans la formation. Il faut observer à ce sujet que si la formation en École d'Ingénieur bénéficie de ces avancées par un effet direct, les travaux des chercheurs ont été, par un juste retour inverse, facilités par les nécessités de la pédagogie, qui obligent précisément à mettre les développements en bon ordre et contribuent ainsi à faire avancer les calculs et essais.

Il faut tout d'abord noter que l'étude dynamique du flambage est possible analytiquement, et a même fait récemment l'objet d'une question de l'examen de fin de module structures de SUPAERO, à partir des travaux de V. BELLOEIL. On peut à cet effet considérer un segment rectiligne OA de poutre droite, précontraint en traction F sur deux appuis. L'approche énergétique de RITZ - avec sa résolution modale - permet de retrouver et d'étendre les équations fondamentales des cordes vibrantes. On fait finalement le lien entre l'approche dynamique et la bifurcation statique, dans le cas d'un élément complet de poutre constituée d'un matériau de masse volumique  $\rho$  module d'YOUNG E et module de glissement G, et à section droite homogène d'aire S, moment quadratique en flexion I et aire cisailée équivalente en effort tranchant  $S_T$ .



Selon cette approche perturbée, qui reprend exactement celle qu'EULER avait initiée en statique dans sa toute première publication sur les mâts de navires, on considère la poutre dans une configuration voisine de la configuration de référence, et compatible avec les symétries du mode fondamental, qui ramène en fait le problème de la poutre 1D dans le plan à un problème de LAGRANGE à un seul degré de liberté.

Ici s'impose une déformée sinusoidale, normalisée par la flèche  $\delta(t)$  au milieu, petite (par rapport à L) mais non identiquement nulle :

$$V(X;t) = f(X)\delta(t) \quad \text{avec } f(X) = \sin\left(\pi \frac{X}{L}\right) \text{ et } \delta(t) = \cos(\omega t)$$

Dès lors, l'énergie cinétique se calcule aisément :

$$2E_{\text{cin}} = \int_0^L \rho S V'^2 dx = \rho S \delta'^2 \int_0^L \sin^2\left(\pi \frac{x}{L}\right) dx = \rho S \delta'^2 \frac{L}{\pi} \int_0^\pi \sin^2 u du$$

Cette énergie est naturellement une forme quadratique en  $\delta'$  (dérivée du paramètre de LAGRANGE):

$$2E_{\text{cin}} = \frac{\rho S L}{2} \delta'^2$$



L'énergie potentielle d'effort normal peut se calculer directement en fonction de l'allongement géométrique explicite le long de la poutre :

$$2\mathcal{E}_{\text{pot N}} = \int_0^L \frac{N^2}{ES} dX = \frac{1}{ES} \int_0^L (F + ES\varepsilon_{XX})^2 dX$$

Or celui-ci s'exprime à partir de la déformée :

$$\varepsilon_{XX}(X) = \sqrt{1 + (v'(X))^2} - 1 \approx \frac{(v'(X))^2}{2} = \frac{(f'(X))^2}{2} \delta \quad \text{car } f'(X) \ll 1$$

Ainsi, l'énergie potentielle élastique due à l'effort normal s'écrit :

$$2\mathcal{E}_{\text{pot N}} \approx \frac{1}{ES} \int_0^L \left( F + ES \frac{(\delta f'(X))^2}{2} \right)^2 dX \approx \frac{1}{ES} \int_0^L F \left( F + ES (\delta f'(X))^2 \right) dX = \frac{F^2 L}{ES} + F \delta^2 \int_0^L (f'(X))^2 dX$$

Cette énergie potentielle apparaît donc comme une forme quadratique en  $\delta$  avec une constante :

$$2\mathcal{E}_{\text{pot N}} = \frac{F\pi^2}{2L} \delta^2 + \frac{F^2 L}{ES}$$

La constante, qui est l'énergie potentielle initiale de précontrainte, n'intéresse pas la stabilité. Ainsi, on peut écrire la conservation de l'énergie mécanique quadratique :

$$2\mathcal{E}_{\text{méca N quad}} = 2\mathcal{E}_{\text{cin quad}} + 2\mathcal{E}_{\text{pot N quad}} = \frac{\rho S L}{2} \dot{\delta}^2 + \frac{F\pi^2}{2L} \delta^2 = \mu \dot{\delta}^2 + \chi \delta^2 = \text{constante}$$

À ce stade, il faut observer que la conservation de cette énergie équivaut à l'équation caractéristique obtenue par une solution harmonique ( $\delta \equiv \cos \omega t$ )  $\Leftrightarrow$  ( $\dot{\delta} \Leftrightarrow -\omega^2$ ). Ainsi :

$$2\mathcal{E}_{\text{méca N quad}}' = 0 \Leftrightarrow \mu \delta'' + \chi \delta = 0 \Leftrightarrow -\omega^2 \mu + \chi = 0 \Leftrightarrow \omega = \sqrt{\frac{\chi}{\mu}} \text{ soit : } f \equiv \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{\chi}{\mu}}$$

Notons que cette conservation permet de rester dans le corps des réels. En effet, le recours à la seule dérivée seconde permet de remplacer l'exponentielle (dérivée de LAPLACE) par la fonction cosinus. Ce recours aux conservations sera systématisé plus loin. Il apparaît également dans notre présentation du formalisme de LAGRANGE extraite de la réf.[O2] citée page 6.

La particularité de cette présentation est double :

- la systématisation des intégrales premières, qui généralisent celles que l'on obtient par les théorèmes généraux Newtoniens. Intégrales premières cinétiques locales, valables sur un paramètre de LAGRANGE localement Galiléen, indépendamment des autres. Intégrale première de PAINLEVÉ qui traduit en réalité la conservation de l'énergie mécanique de HAMILTON, incluant la puissance des déplacements imposés.
- la systématisation du traitement des liaisons non-holonômes. En effet, le traitement *énergétique* de ces liaisons permet d'*ignorer* les liaisons holonômes, prises en compte implicitement par l'élimination du nombre correspondant de paramètres. Il autorise du même coup la prise en compte explicite des composantes de réactions induisant les liaisons non-holonômes.

On peut délibérément choisir de rendre holonôme une liaisons cinématique, et on simplifie le traitement (perdant alors l'explicitation de sa puissance, et donc se privant de l'information correspondante), ou de rendre supplémentaire non-holonôme une liaison géométrique, autorisant alors le calcul de la composante concernée, au prix d'un équation de plus. Cette démarche dynamique est en tout point similaire aux calculs hyperstatiques par le théorème de MENABREA. Il est donc logique de réaliser un calcul dynamique pour retrouver le cas limite de la bifurcation statique lorsque la fréquence fondamentale s'annule.

La pulsation du mode fondamental, calculée par la méthode de RITZ en déformé sinusoïdale s'écrit donc :

$$\omega_{1 \text{ corde Ritz sin}} \equiv \sqrt{\frac{\chi}{\mu}} = \frac{\pi}{L} \sqrt{\frac{F}{\rho S}}$$

En termes de fréquence :

$$f_{1 \text{ corde Ritz sin}} \equiv \frac{\omega_1}{2\pi} = \sqrt{\frac{F}{4\rho SL^2}}$$

On retrouve la valeur exacte de la fréquence de corde vibrante, qui ne dépend pas de l'amplitude  $\delta$ , mais seulement de  $F$  et des caractéristiques massiques de la poutre. Elle tend vers zéro lorsque  $F$  s'annule. On peut à présente calculer l'énergie potentielle de déformation en flexion, selon la même déformée sinusoïdale de RITZ :

$$2\mathcal{E}_{\text{pot Mz}} = \int_0^L \frac{M_z^2}{EI} dX = EI\delta^2 \int_0^L (f''(X))^2 dX = EI\delta^2 \frac{\pi^4}{L^4} \int_0^L \sin^2\left(\pi \frac{X}{L}\right) dX$$

On trouve donc immédiatement une forme quadratique en  $\delta$  :

$$2\mathcal{E}_{\text{pot Mz}} = \frac{EI\pi^4}{2L^3} \delta^2$$

L'énergie potentielle élastique totale permet d'établir directement l'expression de la fréquence propre fondamentale de la poutre précontrainte :

$$f_{1 \text{ poutre N+Mz Ritz sin}} = \sqrt{\frac{\left(F + \frac{\pi^2 EI}{L^2}\right)}{4\rho SL^2}}$$

Cette expression rejoint naturellement la précédente lorsque  $EI$  tend vers zéro (fil), mais on observe également que la fréquence fondamentale tend vers zéro lorsque  $F$  tend vers la charge critique d'EULER, retrouvée ainsi dynamiquement :

$$f_{1 \text{ poutre}} \rightarrow 0 \quad \text{lorsque} \quad F \rightarrow -|F_{\text{Euler}}| \quad \text{avec} \quad |F_{\text{Euler}}| \equiv \frac{\pi^2 EI}{L^2} \approx 9.9 \frac{EI}{L^2}$$

La valeur trouvée dynamiquement est ici exacte de par le choix de la déformée sinusoïdale. On peut affiner ce calcul en ajoutant l'énergie potentielle d'effort tranchant  $T_Y$  :

$$2\mathcal{E}_{\text{pot } T_Y} = \int_0^L \frac{T_Y^2}{GS_Y} dX = \frac{E^2 I^2}{GS_Y} \delta^2 \int_0^L (f''''(X))^2 dX = \frac{\pi^6}{L^6} \frac{E^2 I^2}{GS_Y} \delta^2 \int_0^L \cos^2\left(\pi \frac{X}{L}\right) dX$$

Il vient :

$$2F_{\text{pot Ty}} = \frac{\pi^6}{2} \frac{E^2 I^2}{GS_Y L^5} \delta^2$$

L'expression de la fréquence fondamentale devient alors :

$$f_1 \text{ poutre N+Mz+Ty Ritz sin} = \sqrt{\frac{F + \frac{\pi^2 EI}{L^2} + \frac{\pi^4 E^2 I^2}{GS_Y L^4}}{4\rho SL^2}} \equiv \sqrt{\frac{F + \left| F_{\text{Euler}} \right| + \frac{\left| F_{\text{Euler}} \right|^2}{GS_Y}}{4\rho SL^2}}$$

Cette expression, qui rejoint naturellement la précédente lorsque  $\frac{EI}{GS_Y L^2} \ll 1$ , permet de retrouver la charge critique incluant explicitement l'effet de la flèche d'effort tranchant :

$$F_{\text{critique Mz+Ty}} = - \left( \left| F_{\text{Euler}} \right| + \frac{\left| F_{\text{Euler}} \right|^2}{GS_Y} \right)$$

Le terme correctif trouve peut être significatif en dynamique modale, par le glissement de fréquence qu'il opère, et en bifurcation statique dans le cas de matériaux hétérogènes de type "sandwich", pour lesquels on a de fait :

$$GS_Y \cong G_{\text{nida}} S_{\text{nida}} \cong G_{\text{nida}} S_{\text{totale}}$$

Le faible module de glissement du nid d'abeille interdit de négliger la flèche d'effort tranchant.

Ainsi se présente ce calcul de poutre complète, visant une approche dynamique de la bifurcation statique compression / flexion avec effort tranchant, c'est à dire la bifurcation déplacement axial / déplacement orthoaxial. On peut ajouter à cette fluctuation Lagrangienne en déplacement une perturbation en force, en étendant ce calcul à une poutre munies d'une masse et d'une raideur locales par exemple, faisant évoluer la fréquence par influence directe sur les énergies cinétique et potentielle :

$$f_1 = \sqrt{\frac{\pi^2 \left( F + \left| F_{\text{Euler}} \right| + \frac{\left| F_{\text{Euler}} \right|^2}{GS_Y} \right) + 2kL}{4\pi^2 (\rho SL + 2m) L}}$$

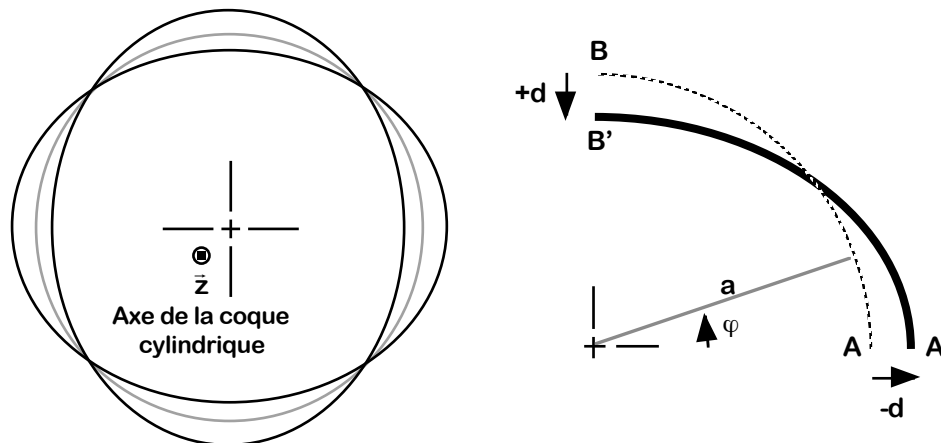
Il faut noter que l'hypothèse de fonction de forme ou d'interpolation de RITZ conserve sa validité si et seulement si m et k peuvent être considérés comme des perturbations vis à vis des énergies cinétique et potentielle respectivement. Cette double condition se traduit par deux nombres adimensionnels qui doivent rester très inférieurs à l'unité. Ces nombres sont :

$$\eta_m \equiv \frac{m}{2\rho SL} ; \quad \eta_k \equiv \frac{k}{F + \left| F_{\text{Euler}} \right| + \frac{\left| F_{\text{Euler}} \right|^2}{GS_Y}}$$

Si  $\eta_m$  ou  $\eta_k$  n'est plus petit devant l'unité, alors il faut trouver une fonction de forme pour chaque segment. Le cas extrême, pour lequel  $\eta_m$  ou  $\eta_k$  tend vers l'infini, correspond au blocage (appui) du point central, et donc au calcul du second mode.

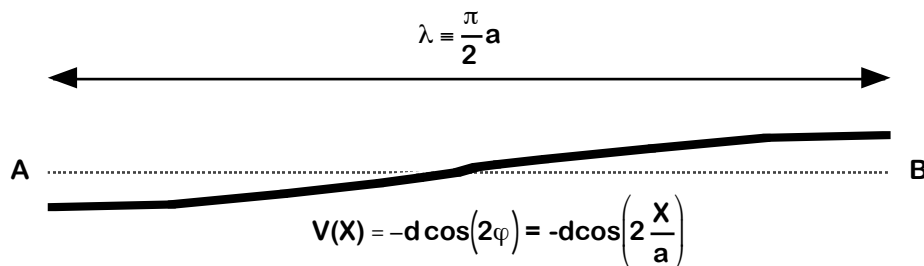
Cette démarche de modélisation plane de poutre peut naturellement s'étendre à des problèmes de plaques en flexion invariante selon une direction, mais aussi à des coques cylindriques, dont le développement permet de trouver les premiers modes et bifurcation par lobes. Le mode axisymétrique est en effet un mode de membrane, et n'est pas le fondamental.

Le premier mode, en fréquence comme en flambage, est le mode elliptique présenté ci-dessous.



La déformée de RITZ retenue, représentée sur un quart de circonférence (compte tenu des symétries du mode elliptique), présente un double intérêt :

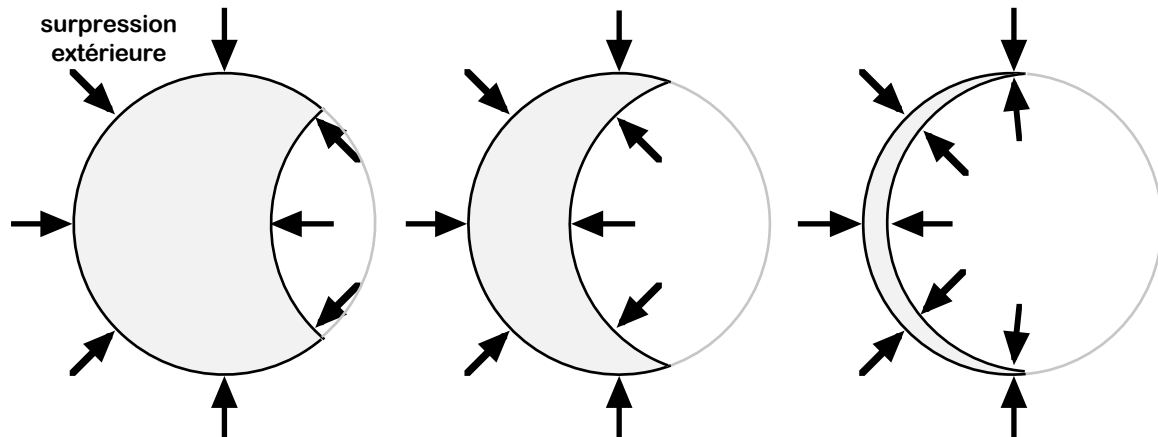
- le procédé revient en fait à développer la coque, en négligeant les déplacements de membrane par rapport aux déplacements hors-membrane (flexion et effort tranchant transverse) ;
- le calcul des énergies, par intégration, fait apparaître une répétitivité d'ordre  $\pi/4$ , supérieure à la répétitivité mécanique d'ordre  $\pi/2$  (quart d'anneau), de par la présence du point d'inflexion, comme on le constate ci-dessous.



Ce calcul par la méthode de l'énergie permet une approche découplée membrane-flexion-effort tranchant, et fournit, comme dans le cas de la poutre, la fréquence fondamentale en dynamique dans le cas du réservoir pressurisé intérieurement, la pressurisation générant la précontrainte, et le critère de bifurcation initiale en statique dans le cas de la pressurisation externe. On peut observer que le calcul perturbé par des inerties et raideurs ponctuelles proposé sur la poutre précédente permet ici de traiter les raidisseurs longitudinaux (lisses), qui génèrent des modes multilobes.

La généralisation de cette approche dynamique modale du flambage est délicate en ce qui concerne les coques non-développables. On le conçoit aisément si on considère le cas de la sphère pressurisée. Même si on n'a plus les effets de bords que le cylindre de longueur finie rencontre, la nature de la déformée est plus complexe.

On observe en effet une initiation par cloquage vers l'intérieur, avec divergence très rapide.



Ce principe a été appliqué à la peau interne de réservoirs sphériques de pressurisation Hélium (400 bars), étudiés par les élèves ENSICA. L'enveloppe externe, en Carbone/Epoxy bobiné, est une structure primaire tenant la pression en tension. La peau interne assure, en revanche, l'adéquation du volume effectif interne du réservoir avec la quantité d'Hélium liquide restante. C'est une peau très mince, pour laquelle le flambage s'amorce localement très facilement, dès le début de la vidange, et se poursuit jusqu'à vidage complet, selon le schéma ci-dessus. La difficulté est ici de représenter la rotule plastique opérée sur la ligne singulière de pliure. En définitive, on peut schématiser ce flambage et post-flambage très particuliers par des géométries en calottes sphériques, la géométrie finale se résumant à deux demi-sphères emboîtées, dont l'une a été inversée.

### Flambage Dynamique de Panneaux Cisailés

Cette interaction très forte entre flambage local et global est précisément l'un des éléments essentiels propres au flambage dynamique, et qui rend sa description analytique quasi-impossible. Suivant les vitesses d'impact, il se produit en effet des flambages locaux qui peuvent devenir prédominants.



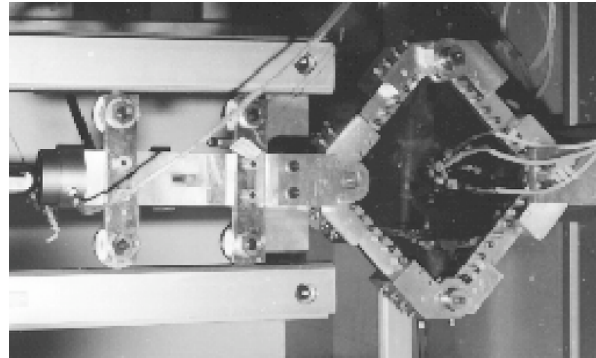
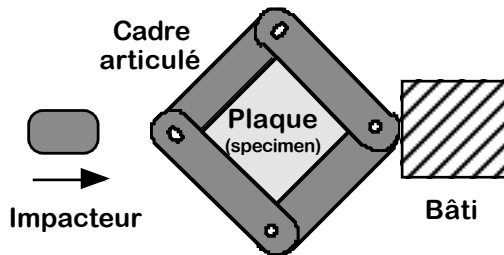
Choc avec Flambage Dynamique en déformée globale

Choc avec Flambage Dynamique en déformée locale

La théorie de bifurcation à partir du domaine linéaire perturbé est très insuffisante pour décrire le phénomène, qui inclut des aspects de plastification locale.

Cette difficulté se retrouve lorsqu'on considère une poutre impactante, chargée sous sa propre inertie. Pour parvenir à isoler une configuration répétitive propre au flambage dynamique, il fallait donc avoir recours au cisaillement. En effet, la diagonale tendue impose un mode de flambage bilobé, dont la modélisation est intéressante. En outre, c'est une sollicitation typique d'un longeron lors d'une manœuvre brusque.

Le montage mis en œuvre impose un choc diagonal appliqué à coins articulés et bords rigides, imposant un brusque cisaillement au spécimen (plaque carrée) qu'il recèle.



Le montage expérimental a été réalisé au Département Génie Mécanique de l'ENSICA, et autorise le flambage de plaques de 200 mm de côté. L'essai par gravité permet d'atteindre une vitesse d'impact de 7 m/s, mais un dispositif élastique permet d'accroître la vitesse de l'impacteur jusqu'à 10 m/s. La plaque est instrumentée par des accéléromètres, et filmée par caméra rapide (1000 images/s), un quadrillage ayant été tracé préalablement à sa surface. Les essais sont entièrement simulés, en parallèle, sur code explicite LS-Dyna.

Cette approche initiée au cours d'un DEA a permis de déterminer un *double objectif initial* aux développements réalisés au cours de la thèse de F. BENYAHIA, objectif prenant en compte les contrats industriels associés :

- Valider les algorithmes explicites par confrontation calcul / essais sur le cas élémentaire, extrême et représentatif que constitue le flambage dynamique ;
- Qualifier les véhicules de rentrée européens à l'amerrissage et à l'atterrissage, pour Aérospatiale, le CNES, l'ESA, par applications des algorithmes numériques et essais à diverses échelles.

En effet, la publication des premiers résultats sur le flambage dynamique a attiré l'attention des développeurs de l'Atmospheric Reentry Demonstrator, ce qui a permis d'initier une série de coopérations impliquant non-seulement le doctorant, mais aussi les élèves-ingénieurs (projets de deuxième année et projets de fin d'étude) et le département Génie Mécanique de l'ENSICA a niveau de son personnel scientifique et technique.

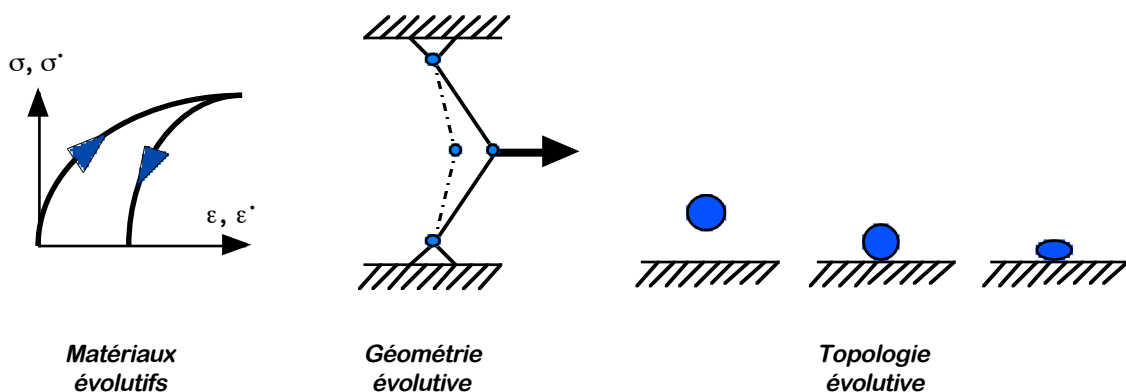
L'enjeu est ici la certification des équipements au choc de type crash, par essais physiques et numériques, et la validation de la similitude de FROUDE pour ce type de problème. La solution "numérique" et "modèle réduit" est en effet fondamentale en la matière, compte tenu du coût très élevé des essais dynamiques en vraie grandeur.

En ce qui concerne le flambage dynamique lui-même, plusieurs campagnes d'essais et de calcul ont été menées, et ont donné lieu à des contributions. Les spécimens étudiés sont tous des éléments minces d'épaisseur 1mm, réalisés en alliage léger 2024 ou en composite Carbone/Epoxy T300/914 en drapage quasi isotrope. Il faut toutefois noter que dans cette dernière configuration, le flambage ne restitue pas l'isotropie, puisque la rigidité en flexion et en effort tranchant transverse ne peut être homogène, même dans le cas d'un drapage équilibré.

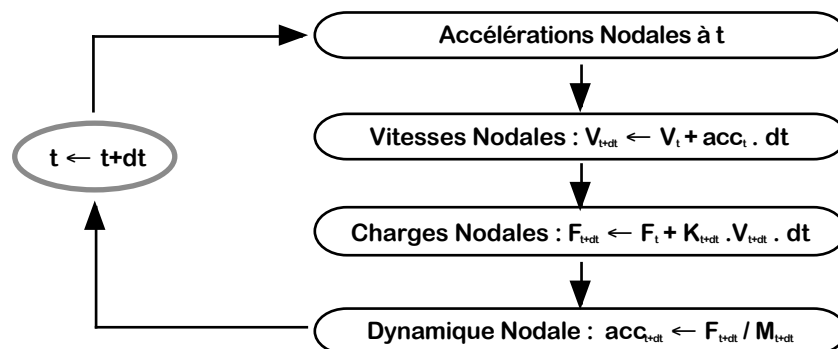
Les contributions essentielles concernent les précautions mécaniques et numériques recommandées pour modéliser ces configurations fortement non-linéaires en dynamique rapide :

- Il est nécessaire de prendre explicitement en compte la flèche d'effort tranchant ; les éléments de coques à cisaillement transverse réparti paraboliquement (de type MINDLIN-REISSNER) donnent d'excellents résultats ; il n'est pas nécessaire de recourir à des éléments volumiques ;
- le pas de temps est usuellement choisi en fonction de la dimension du plus petit élément (divisée par la célérité du son dans le matériau) ; ce choix est conservatif, sur des structures régulières et maillées selon les règles de l'art, et sans éléments triangulaires (à bannir) ;
- on évite l'"effet hourglass" (distorsion excessive de l'élément induisant des instabilités numérique) si l'énergie de déformation de l'élément varie de moins de 10% à chaque pas ;
- la gestion des contacts se fait par des "ressorts" numériques locaux unilatéraux ; la rigidité retenue ne doit pas être trop élevée, afin d'éviter des effets de rebond engendrant des divergences numériques locales ; une "viscance" numérique peut aider la convergence.

Les codes explicites mettent en œuvre une modélisation triplement non-linéaire : par le comportement des matériaux, par la géométrie évolutive réactualisée, et par la topologie de la structure.



Le développement de ces codes a été initié par John HALLQUIST, qui dirige actuellement la Livermore Software Technology Corporation, en pointe dans ce secteur depuis 15 ans. Il est venu en personne à l'occasion de l'installation du logiciel à l'ENSICA, ce qui a donné lieu à une présentation réciproque des travaux. L'algorithme explicite fondamental peut-être résumé par le diagramme ci-dessous, dans lequel l'évolution des accélérations discrétisées pilote la représentation du système.



## 1.2 Qualification des structures à l'amerrissage

### **Problématique scientifique**

*L'amerrissage des structures à des vitesses verticales de l'ordre de 10 m/s a donné lieu principalement à des développements expérimentaux, dont la référence demeure la configuration Apollo. L'analyse dynamique est essentiellement dimensionnelle, les techniques de modélisation numérique explicite n'étant pas opérationnelles dans les années soixante-dix. Les deux points durs sont ici d'une part la déformabilité de la structure impactante, et d'autre part l'interface fluide structure en transitoire. Sur le premier point, le problème est souvent résolu en considérant une structure indéformable, ce qui peut être admissible pour de petits modèles, mais devient tout à fait inexact pour des structures de grandes tailles. Quant à l'interface fluide-structure, une analyse de compressibilité peut suffire à un prédimensionnement, mais ne peut assurer une modélisation complète.*

*La mise au point d'une cabine Européenne opérationnelle nécessite en particulier la qualification non-seulement du processus d'amerrissage mais aussi de sa modélisation numérique robuste, afin de garantir les niveaux de chocs des équipements embarqués. En effet, les parties des systèmes de propulsion contenant de l'hydrazine résiduel constituent un élément sensible dans les versions automatiques, les astronautes étant eux-mêmes un système sensible au choc dans les versions habitées. L'objectif est donc clairement défini en termes de fiabilité de prédiction des niveaux de chocs lors de l'arrivée du véhicule en mer.*

### **Contribution scientifique réalisée**

*Au cours de plusieurs campagnes d'essais, les équipes du Département Génie Mécanique de l'ENSICA ont acquis une expérience significative relative à la similitude de FROUDE appliquée aux essais de pénétration des structures dans l'eau. Les modèles numériques explicites ont également été utilisés pour modéliser ces essais, conduisant notamment à des recommandations et résultats que l'on peut résumer comme suit :*

- *modélisation explicite de la coque du véhicule impactant l'eau par des éléments de coques minces mais complets, selon les recommandations relatives au flambage dynamique ;*
- *modélisation du fluide par des éléments volumiques compressibles, selon une loi de compressibilité empirique ;*
- *prise en compte explicite de la gravité ;*
- *ajout de rigidités d'interfaces pour éviter les rebonds numériques fluide-solide.*

*Ces contributions concernant les essais et calculs dynamiques explicites appliqués à l'amerrissage des spatonefs ont été communiquées notamment dans le cadre de l'European Dyna Conference on Explicit Dynamics et de l'European Conference on Launcher Technology ([B1] et [B6], citées p.6). L'essai en vraie grandeur a fait l'objet d'un contrat de recherche avec l'Agence Spatiale Européenne, dont les résultats ont été communiqués à l'Agence.*



## Méthodes de Calcul et d'Essais

L'amerrissage a fait l'objet de plusieurs développements de recherche industrielle consacrée à la qualification dynamique de l'Atmospheric Reentry Demonstrator (ARD), cabine de démonstration européenne de 2.5t lancée et récupérée avec succès lors du troisième vol Ariane 5. Nous avons proposé et développé plusieurs approches en parallèle, pour répondre aux besoins de l'ESA, du CNES et d'Aérospatiale, concernant la validation des concepts retenus pour l'amerrissage de l'ARD lors de son vol comme passager d'AR 503. Il s'agissait, en effet, de modéliser ce phénomène brusque et non-linéaire (cahotique par certains aspects...) avec une fiabilité et une précision suffisantes pour garantir la sécurité des équipements embarqués.

Cette qualification a donné lieu à un projet de deuxième année ENSICA dédié aux essais d'une maquette résine à l'échelle 1/12, un Projet de Fin d'Études dédié aux essais d'une maquette métallique à l'échelle 1/4 réalisés avec Aérospatiale, assortis des calculs explicites réalisés à l'ENSICA, et d'un contrat de recherche ESA/ENSICA consacré aux essais structuraux d'amerrissage en, vraie grandeur (à l'échelle 0.89 exactement).

Cette campagne d'essais *FSST (Full Scale Splashdown Test)* a mobilisé tout le Département Génie Mécanique de l'ENSICA, et a donné lieu à une vingtaine de lâchers sous grue dans le lac de Mauzac, avec des vitesses d'impact variables couvrant les cas "fail safe" de rupture de l'un des trois parachutes. Les essais ont donné lieu à des comparaisons avec les modèles LS-Dyna complets, fondés sur l'expérience acquise grâce au flambage dynamique. La modélisation de l'eau posait un problème particulier, étant donné la brutalité du phénomène. Une loi compressible de type GRUNHEISEN, appliquée à des éléments volumiques hexaédriques, s'est révélée la mieux adaptée.



Les calculs ont tout d'abord été recalés à petite échelle, par les essais au douzième conçus et réalisés par trois élèves de deuxième année, et au quart, menés par deux élèves de troisième année en coopération avec Aérospatiale Espace et Défense (architecte industriel de l'ARD). Les maquettes ont été larguées dans le bassin du CEAT (Hers), et ont permis de tester un grand nombre de configurations, faisant varier l'assiette, la vitesse verticale et la vitesse horizontale (une vingtaine de cas de figure...). Une telle exploration, un tel plan d'expérience, n'était possible que sur de petites maquettes, et s'est révélée extrêmement fructueuse pour valider les calculs (effectués à l'échelle et en vraie grandeur). De plus, la maîtrise des phénomènes rapides en similitude de FROUDE est un point essentiel, qui peut se révéler utile pour la suite des programmes de vols habités, voire pour l'amerrissage des aéronefs. Il était donc essentiel de procéder à ces expériences.

Néanmoins, la rapidité et la non-linéarité des phénomènes, la rhéologie particulière de l'eau dans de telles conditions, le comportement dynamique de structures minces en pré-flambement et aussi la difficulté de modéliser correctement l'interface fluide-structure nous ont fortement incité à réaliser un essai en vraie grandeur (ou à une échelle proche de 1), afin d'obtenir un point de recalage "haut", au moins pour les configurations les plus significatives.

## **Essais d'Amerrissage en Vraie Grandeur**

### **Les objectifs de l'essai ARD-FSST**

Les objectifs de l'essai ARD-FSST peuvent ainsi être résumés comme suit : obtenir, à coût très réduit et en quelques mois, d'une part une valeur fiable du **pic de charge** à l'instant de l'impact vertical sous 3 ou 2 parachutes et sous assiette variable et d'autre part des mesures de **répartition d'accélération et de pression**, pour mieux comprendre le phénomène dynamique rapide, en vue d'affiner les modèles numériques utiles pour des qualifications ultérieures.

Cette campagne a permis de qualifier l'amerrissage de l'ARD, et a donné lieu à une revue de fin de qualification le 15 Septembre 1995 à l'ENSICA. Les principales conclusions en ont ensuite été publiées à Montréal en Mai 1997 (réf.[R4] citée p.8).

Les mesures réalisées pendant les amerrissages concernaient d'une part l'évolution temporelle des pressions sur le bouclier (capteurs placés sur la face interne, communiquant avec l'extérieur par un orifice spécialement aménagé pour l'essai), et d'autre part des mesures d'accélération placées sur des éléments de structure supportant les systèmes. Il a ainsi été possible de vérifier à la fois les niveaux dynamiques et leur prédictivité, notamment en ce qui concerne les supports de systèmes à hydrazine, liés au contrôle d'attitude en roulis pendant la rentrée, et qui sont particulièrement critiques de par leur toxicité potentielle en cas de rupture à l'amerrissage.

Il faut observer que la réalisation et la mise en œuvre du spécimen dynamiquement équivalent a constitué en soi un projet intéressant. Elle a été menée avec l'aide d'un appelé scientifique particulièrement motivé, Jérôme MARTIN, Ingénieur SUPAERO. Nous avons dessiné à cet usage une structure en acier (alors que l'original est en alliage léger) à une échelle proche de l'unité, équivalente inertielle et dynamiquement selon les premiers modes propres. Cette coque et sa structure interne a pu être ensuite réalisée en sous-traitance pour une somme de l'ordre de 100 kF (15 k€).

Afin de conserver l'équivalence dynamique au moindre coût, nous avons opté pour une structure membranaire en acier, soudée et boulonnée. La non-développabilité de la plupart des éléments structuraux de l'ARD entraîne en effet une rigidité dominante en membrane, et par ailleurs, les rigidités spécifiques (rapports entre module élastique et masse volumique) de l'acier et des alliages légers utilisés sur l'ARD réel sont voisins. La géométrie globale étant conservée, une analyse par éléments finis a confirmé que les premiers modes vibratoires de la structure porteuse, du bouclier et du bâti porte-équipements sont représentés à quelques pour cents près. Ces fréquences ont par ailleurs été mesurées lors des pré-tests, et recourent les valeurs de calcul avec une très bonne précision.

Nous avons donc proposé une maquette structurale simple, de masse et inerties ajustées sur l'ARD réel (le centrage étant respecté à quelques millimètres), dont la structure est schématiquement décrite figure 2. Les répartitions de masses dissymétriques ont été simulées par des surépaisseurs ou des lests massifs.

### **Le déroulement de l'essai ARD-FSST**

Une équipe ENSICA (dix sept personnes en tout) a défini l'instrumentation, les séquences et la logistique de l'essai. En accord avec la philosophie générale de coût minimal, nous avons adopté une instrumentation limitée, suffisante pour répondre à la spécification de l'essai : fournir les grandeurs physiques nécessaires pour recalibrer les modèles numériques globaux. On cherche donc à obtenir les répartitions d'accélération aux "points clés" de la structure, et aussi quelques mesures de pression sur le bouclier, afin de détecter la dynamique de l'eau (ondes de choc et vagues, notamment).

Finalement, la capsule a été équipée d'accéléromètres permettant de détecter les évolutions de taux de roulis, tangage et lacet, en plus des translations globales du bouclier et des équipements par rapport au centre de masse. Deux capteurs de pression ont également été placés sur le bouclier.

Les largages ont été filmés par une caméra vidéo rapide (500 images/sec) et plusieurs caméras vidéos standard. Une partie des capteurs a été fournie par le CEAT. Lors de la campagne d'essais en bord de lac, un petit laboratoire de campagne a ainsi été amené sur place, abritant les systèmes ENSICA d'acquisition, de pré-traitement et d'enregistrement des données. Les 25 largages sous grue ont permis d'explorer les vitesses verticales de 7 à 10,5 m/s, et des assiettes de 0 à 30°.



La vitesse verticale est obtenue par chute simple de hauteurs définies, par largage sous crochet électrique. Pour cet essai en vraie grandeur, nous avons renoncé à superposer la vitesse horizontale (due au vent, sous parachute), d'une part parce qu'un tel essai eût été bien plus coûteux, et d'autre part, parce que les calculs et essais à petite échelle ont montré un certain découplage des phénomènes dans les premiers instants de l'impact. En effet, la vitesse horizontale entraîne un effet de "surf" et de basculement de la capsule, qui n'affecte que peu les pics d'accélération initiaux qui nous intéressent. En revanche, elle influe considérablement (avec la houle) le comportement ultérieur de la cabine, lorsque l'essentiel de l'impact est amorti.

### **Les résultats de l'essai ARD-FSST**

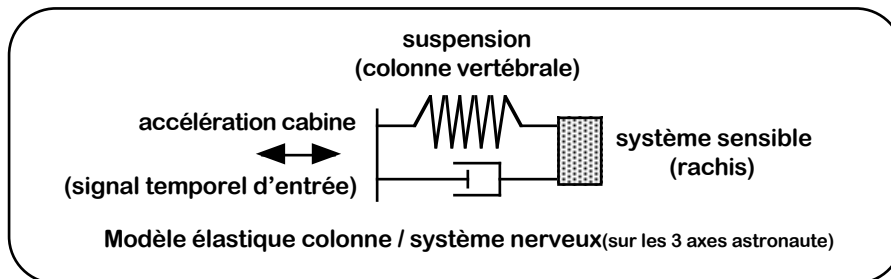
Schématiquement, on observe qu'il existe deux modes distincts d'immersion dynamique :

- *sous assiette faible* (de l'ordre de la dizaine de degrés), l'amerrissage s'apparente plutôt à un tamponnement de l'eau ; le phénomène est assez brutal : pic d'une trentaine de G, très bref (quelques millisecondes). L'eau se trouve projetée horizontalement à très grande vitesse, provoquant une onde concentrique rapide.
- *sous assiette importante* (de l'ordre de la trentaine de degrés), la cabine pénètre dans l'eau par le coin, faisant subir aux équipements des accélérations moins violentes : pic d'une dizaine de G étalé sur quelques centièmes de seconde. L'eau est comprimée et écartée plus progressivement, provoquant une vague asymétrique. Ce mode d'amerrissage est moins fortement non-linéaire que le tamponnement.

Ces deux modes correspondent respectivement à un plongeon "à plat, sur le ventre", et à un plongeon correct. Ces résultats confirment le choix d'une assiette à 25° pour le vol réel ARD. Un impact à plat aurait nécessité des précautions supplémentaires, qui ont conduit par exemple les concepteurs du Mercury à le munir d'un airbag.

Quantitativement, les résultats de l'essai en vraie grandeur recoupent ceux des essais à petite échelle avec un écart inférieur à 10%, et les calculs numériques non recalés avec un écart inférieur à 15%, tant pour le comportement structural dynamique lors de l'impact que pour les répartitions de pression. Par ailleurs, il faut observer que les niveaux d'accélération enregistrés sont un peu moins sévères que les valeurs Apollo, car d'une part la vitesse est légèrement plus faible, et d'autre part la densité de l'ARD est supérieure (ce qui se retrouve d'ailleurs au niveau de la ligne de flottaison) ; autrement dit, son rapport masse/surface est plus favorable à la pénétration dans l'eau.

On peut donc retenir que ces essais, associés aux calculs et autres campagnes d'essai déjà menées, garantissent la sécurité des équipements embarqués. Mais nous avons également évalué le "dommage physiologique" subi à l'amerrissage par des spationautes que l'on supposerait embarqués dans l'ARD. Nous avons pour cela calculé le DRI (Dynamic Response Index) du choc subi à l'amerrissage.



Cet indicateur, mis au point dans le cadre du programme Hermès, caractérise la sévérité d'une sollicitation dynamique vis à vis du système neurologique. Il est fondé sur une modélisation masse/ressort/amortisseur représentant, dans les axes liés au spationaute, la masse neuro-cérébrale suspendue dans l'organisme. Les rigidités et amortissements selon les trois axes ont été définis en fonction de normes ESA/CNES. L'intégration est effectuée numériquement sur Matlab, en introduisant les accélérations mesurées au centre de masse de la structure, dans les cas dégradés (un parachute en torche). Les niveaux de DRI calculés sont très significativement inférieurs aux niveaux Apollo dans le cas de l'amerrissage "en coin" (assiette de 25°), et rejoignent ces niveaux, en ordre de grandeurs, pour l'amerrissage à plat. Le DRI Apollo se situait à environ 50% de la valeur critique. L'ARD "habité" apparaît donc assez confortable à l'amerrissage.

## 1.3 Atterrissage et Survivabilité Dynamique

### Problématique scientifique

*La réalisation d'un véhicule de sauvegarde envisagée par l'Agence Spatiale Européenne suite au programme ARD a conduit à étudier le retour sur terre sans rétrofusée, précisément par déformabilité des structures : flambage dynamique et absorption d'énergie. Les développements précédents ont contribué à placer l'ENSICA parmi les partenaires privilégiés de ce programme. L'objectif est ici de valider la faisabilité d'un atterrissage sous parachute et de développer une expertise relative à la survivabilité physiologique au choc de ce type d'habitacle.*

*Il n'y a pas de précédent pour la réalisation et modélisation de la cabine, puisque le module Apollo n'est pas conçu pour atterrir, et que le Soyuz est assisté d'une rétrofusée. Néanmoins, la conception des sièges de ces deux programmes constitue un état de l'art en la matière, en ce qui concerne l'adaptation physiologique au choc.*

### Contribution scientifique réalisée

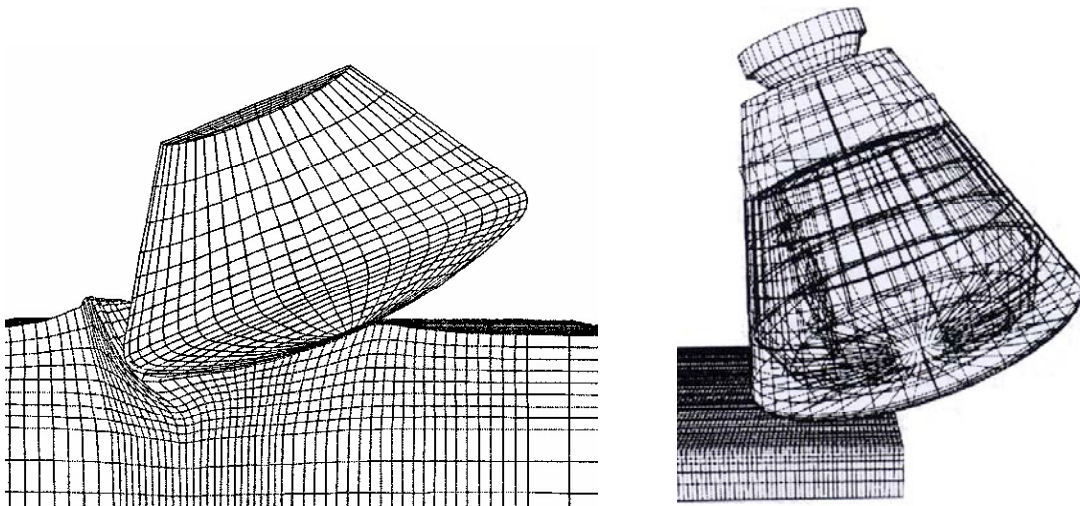
*Dans le domaine des structures déformables, les essais d'atterrissage sont très complexes à réaliser. Les niveaux d'accélération aux interfaces des sièges astronautes ont donc été directement mesurés sur des simulations numériques.*

*Ces profils temporels ont ensuite été exploités pour réaliser des simulations et des essais d'un concept de siège suspendu, propre à autoriser l'atterrissage. Il en résulte une première évaluation de la sévérité physiologique à l'atterrissage.*

*Ces travaux ont débouché sur des applications liées à la qualification des systèmes habités, et notamment sur des développements avec calculs et essais à plusieurs échelles (y compris en vraie grandeur) de filets de sécurité. La contribution consiste ici en la fourniture d'un modèle fiable pour ce type de structure, qui permet effectivement une qualification par le calcul. Les recommandations qui en résultent font l'objet d'une publication internationale ([A6] cité p.5).*

### Qualification Structurale à l'Atterrissage

Compte tenu de leur signification en termes de tolérance dynamique transitoire, les études menées sur l'Atmospheric Reentry Demonstrator ont conduit, dès l'année suivante, à une contribution de l'ENSICA à la conception de la version pilotée du véhicule, développée alors par Aerospatiale sous l'appellation Crew Transfer Vehicle (CTV), plus haute que l'ARD et munie d'un compartiment pressurisé. Une étude post-doctorale a permis, à partir des calculs initiés sur l'ARD, la qualification par calcul explicite du concept d'atterrissage passif sur sol de type sable, ce qui représente en soi un progrès par rapport aux solutions adoptées sur les cabines classiques.





En effet, les cabines Russes ne peuvent atterrir qu'avec l'effet de sol provoqué par une rétrofusée, ou en éjectant l'équipage (siège éjectable utilisé en solution *nominale* sur les premiers Vostok). Quant aux cabines Américaines, elles ne sont pas conçues pour atterrir, l'amerrissage offrant une solution satisfaisante (avec airbag pour les cabines Mercury).

### **Siège Astronaute et Interface Homme-Machine**

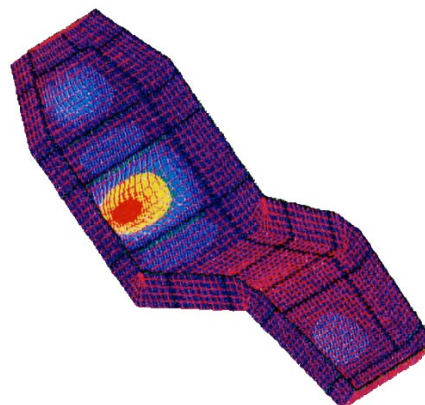
En parallèle avec l'étude structurale de l'atterrissage, il est apparu nécessaire de mener un calcul dynamique relatif aux interfaces homme-système. En effet, nous avons constaté, au centre d'entraînement Yuri GAGARIN, que le siège Soyuz intègre, malgré la rétrofusée, un système amortissant à course importante.



Plusieurs équipes d'étudiants ont participé à des projets relatifs au dimensionnement dynamique du siège astronaute adapté au CTV, et de ses interfaces. Le défi est ici de valider le concept d'atterrissage passif d'une cabine *sans rétrofusée*.

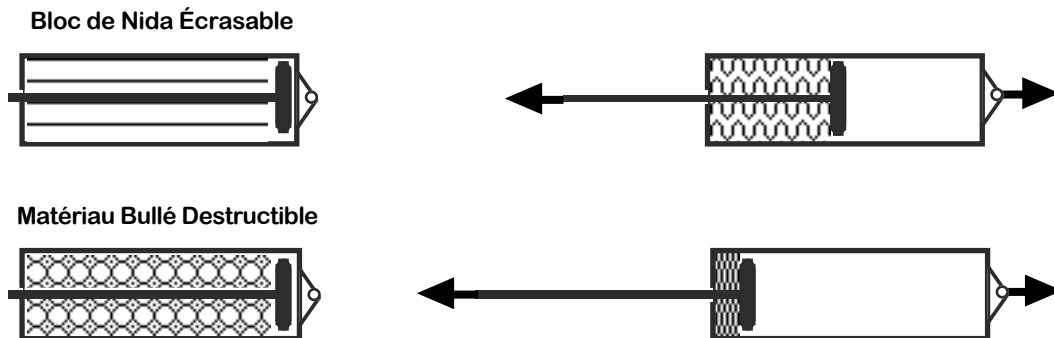
Une première équipe a tout d'abord conçu et fait réaliser le siège lui-même, dans le cadre d'un projet de Fin d'Études en coopération avec Aérospatiale Espace&Défense. Il s'agit d'une coque ergonomique en acier maintenant l'astronaute en position semi-allongée. Un modèle éléments finis du siège a été réalisé pour vérifier son dimensionnement statique en stabilité.

Une deuxième équipe, dans le cadre d'un projet interne ENSICA, s'est ensuite chargée de concevoir, dimensionner et réaliser les interfaces et amortisseurs du siège. Il s'agit de cylindres écrasables, le matériau retenu étant un matériau alvéolaire 3D ; réalisé par la société ATECA selon des procédés spécifiques d'élaboration des billes ("bulles") et d'empilement compact, ces matériaux sont habituellement utilisés en acoustique, pour atténuer la réverbération entre peaux d'une cloison.

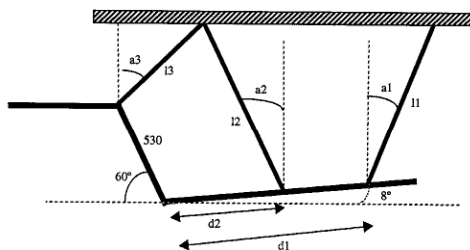


Les étudiants ont eu l'idée d'exploiter les capacités d'écrasement irréversible (par rupture des coques sphériques de chaque bille), et se sont entourés des conseils de Bernard COMET, le médecin des astronautes (à gauche sur la photo page précédente, en compagnie de Charles PRECOURT, alors Directeur du Bureau des Astronautes NASA, lors de la présentation du matériau).

L'effondrement provoqué par la rupture des bulles détermine un amortissement très progressif, et autorise une variation de longueur des "amortisseurs" de l'ordre de 90%, alors que la solution classique à nids-d'abeille (amortisseurs placés sur les pieds du Module Lunaire Apollo par exemple) limite cette course à 50%, par saturation géométrique de l'espace cylindrique.

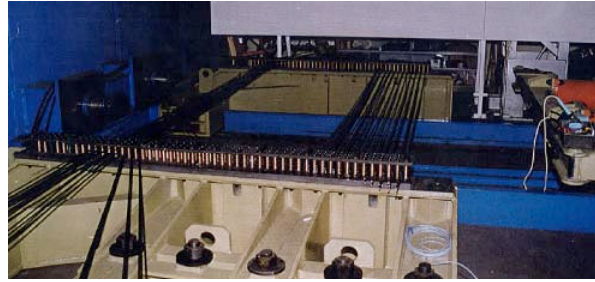
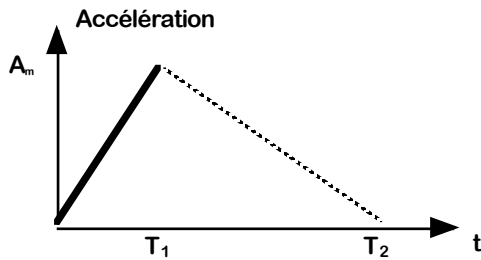


Le système a ensuite été testé par une troisième équipe, en coopération avec Aerospatiale Espace et Défense et le Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse. Les étudiants ont défini la suspension et le bâti, qu'ils ont fait réaliser sur le chariot d'essai au crash du CEAT. Les pentes d'accélération testées ont été définies par les niveaux accélérométriques observés sur le modèle numérique dans les cas d'atterrissage sur terrain sec (sable de Fontainebleau, dont la rhéologie est connue).



Les rampes d'accélération sont réalisées matériellement à l'aide de barres en acier doux, freinant le chariot et travaillant en flexion plastique (par rotules plastiques imposées par des poulies).

Le disposition en série établit la chronologie de freinage, et leur combinaison en parallèle fixe les niveaux d'accélération.

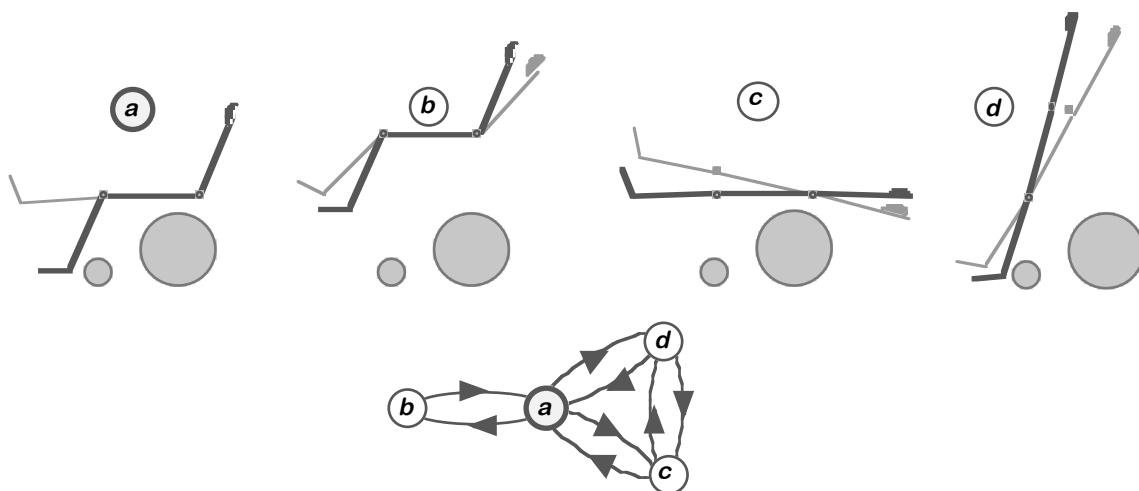


Le mannequin instrumenté figurant l'astronaute a permis d'obtenir des données dynamiques utiles, relatives à la faisabilité d'un atterrissage d'une cabine sous grappe de parachutes classiques, sans rétrofusée. Les principales conclusions en ont été publiées à Amsterdam, lors du Congrès Mondial d'Astronautique (voir réf.[C2] citée p.7).

Le niveau de choc physiologique subi par l'astronaute est très sensiblement supérieur à celui que l'on obtiendrait lors d'un amerrissage. En particulier, il apparaît qu'en l'absence de rétrofusée, la suspension du siège sous matériau écrasable est indispensable pour ne pas atteindre les niveaux critiques d'"endommagement" physiologiques du système céphalo-rachidien, et ce malgré la présence, lors des essais, d'un système polymère de "moulage" du corps de l'astronaute sur le siège. Ce système, proposé et mis en place par B. COMET, autorise un léger écrêtage des niveaux de chocs, et améliore la répartition des contraintes dynamiques, ce qui a déterminé son utilisation par les Services d'Aide Médicale Urgente pour le transport des blessés, lors des rapatriements en hélicoptère par exemple.

Ces essais et calculs liés à la survivabilité au choc à l'atterrissage ont induit de nombreux travaux de recherche et développement au sein du Département Génie Mécanique de l'ENSICA. Les applications les plus directes concernent la conception cinématique et dynamique de sièges. Les applications indirectes touchent aux critères de survie au choc dans le domaine de la conception aéronautique et du génie civil.

Une retombée de ces travaux sur les sièges, dans le cadre de projets internes ENSICA, est la conception et réalisation d'un démonstrateur de fauteuil électrique multiposition pour tétraplégique. Ce fauteuil, fondé sur un châssis inférieur classique de fauteuil électrique, propose une partie supérieure articulée autorisant des configurations multiples.

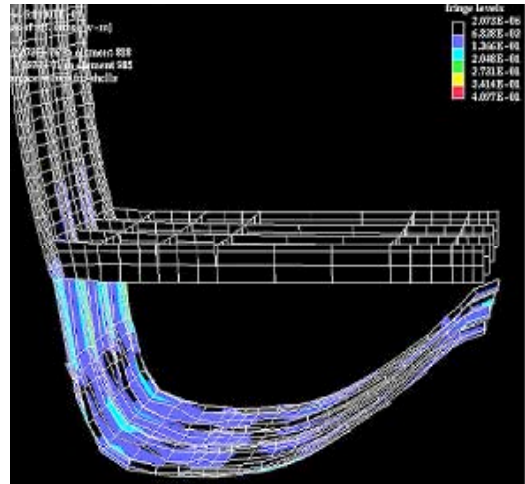
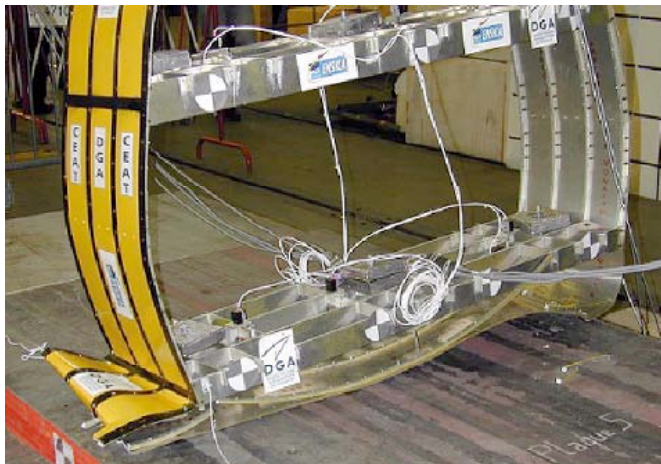


Ces travaux ont porté sur la partie mécanique et sur le séquençement des configurations et la matrice de commande des vérins, selon les 4 configurations de référence et certaines manœuvres ponctuelles. Le fonctionnement en a été mis en œuvre par le démonstrateur réalisé en coopération avec la société Sud Ouest Technology.



## Dynamique des Systèmes de Sécurité

L'expérience acquise dans le domaine de la survivabilité des équipages et de la similitude dynamique a permis à deux équipes d'étudiants de réaliser un test de crash de tronçon d'avion civil. Ces développements se situent toujours dans le cadre de projets internes ENSICA mais avec la coopération du CEAT pour la réalisation de l'essai. Par analogie avec l'essai déjà réalisé à l'échelle 1 sur un tronçon A320, la configuration retenue considère ici un tronçon A380 à l'échelle 1/6 - que nous avons pu réaliser en interne - testé en crash vertical en similitude de FROUDE.



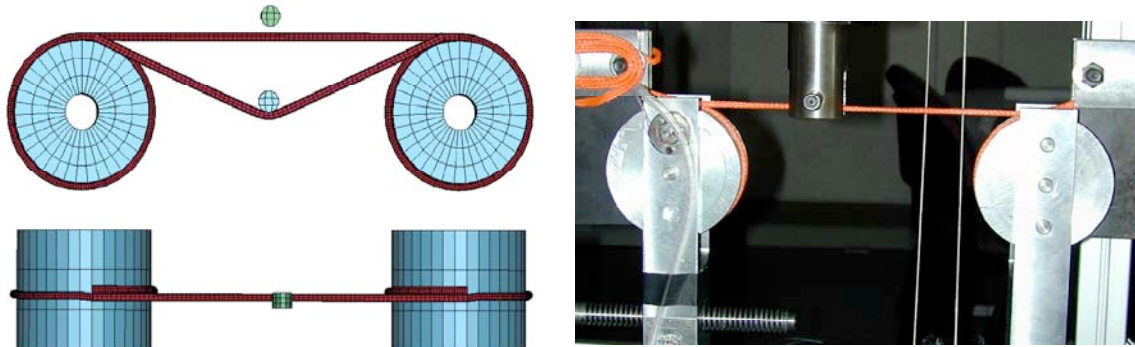
La première équipe a réalisé la définition de la maquette dynamique, avec représentation mécanique des cadres et fixations, et implémenté une modélisation numérique explicite de l'essai de crash, avec une attention particulière prêtée aux niveaux relevés sur les planchers passagers. La seconde équipe a quant à elle achevé les spécifications de l'essai, réalisé l'instrumentation, suivi l'essai, et établi les premières conclusions. Celles-ci font ressortir l'importance de la déformabilité de la structure inférieure ("barque") dans la phase initiale du choc, mais aussi l'écrêtement dû à la déformée d'ensemble par la suite. Les niveaux DRI enregistrés dans les conditions de certification sont très largement inférieurs à ceux observés lors de la simulation de l'atterrissage du CTV. Ce développement, étalé sur deux années en tout, a permis d'atteindre un objectif pédagogique de synthèse calcul/essai, et a impliqué une dizaine d'étudiants.

Cependant, le domaine dans lequel les applications des études liées à l'atterrissage ont été les plus nombreuses concerne la *qualification dynamique des filets de rétention et de sécurité*. La société DJC-Dalloz a ainsi pu réaliser la qualification des filets de sécurité de bord de piste de ski, typiquement pour les compétitions de descente, cette société étant fournisseur officiel pour la coupe du monde de ski alpin. Cette qualification s'est déroulée sous la direction scientifique de l'ENSICA pour les modèles numériques, la réalisation des essais partiels et la spécification et suivi de l'ensemble des essais, et avec le concours du CEAT pour la réalisation des essais en vraie grandeur.

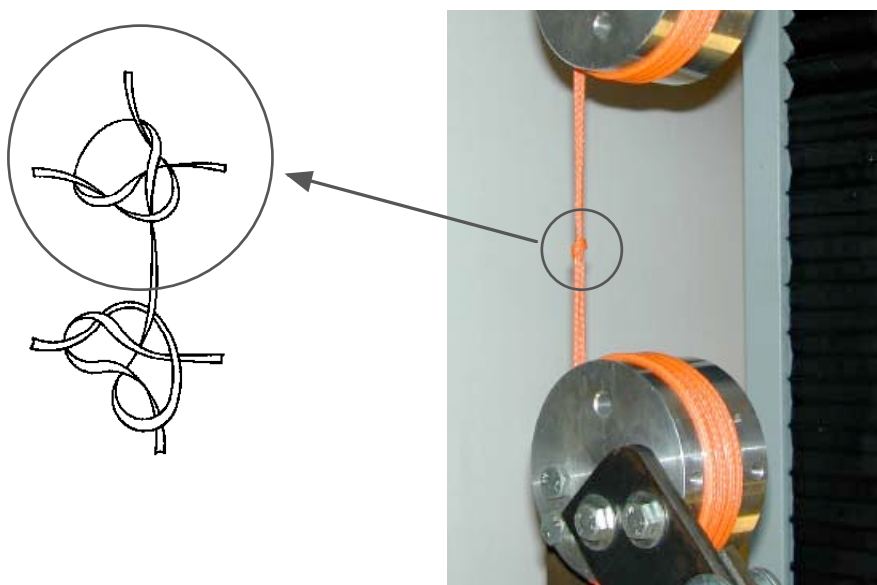
Les premières études, menées par F. BENYAHIA en post-doctorat et plusieurs élèves ENSICA dans le cadre de leurs projets de deuxième année, ont porté sur la caractérisation - essentielle - du comportement dynamique des matériaux constituant les filets. Nous avons pour cela récupéré des échantillons neufs et vieillis (repris sur les pistes après deux saisons entières de cyclages naturels thermiques et Ultra Violets), dont nous avons ainsi pu constituer un stock significatif pour les essais. La caractérisation rhéologique des matériaux tissés concernés a été réalisée en latéral et en longitudinal.

Les essais latéraux ont été menés en quasi-statique à l'aide d'une machine de traction, puis en dynamique grâce à l'impacteur par gravité mis au point pour le flambage dynamique en cisaillement. Des précautions particulières ont dû être prises pour tenir le brin sans concentration de contrainte.

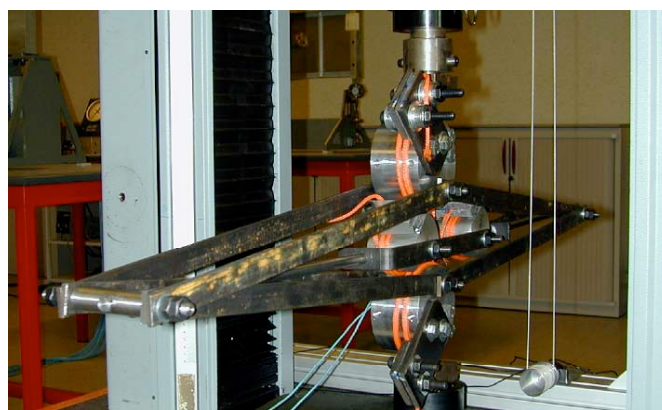
À cet effet, nous avons réalisé un double tambour déterminant deux tours et demi d'appui par friction à chaque extrémité. Le montage a été modélisé sur code dynamique explicite, en tenant compte de cette configuration particulière. La non-linéarité géométrique intrinsèque est naturellement prise en compte automatiquement par le logiciel, mais l'objectif de cette modélisation est ici d'identifier la loi unidirectionnelle de comportement dynamique du matériau modélisant le toron élémentaire.



Les essais de comportement longitudinaux ont, quant à eux, été menés exclusivement en statique, mais avec prise en compte de la non-linéarité due aux nœuds constituant le filet. En effet, le mode de serrage de ces nœuds a une influence significative sur les lois d'allongement, qui ont ainsi pu être affinées dans la modélisation.

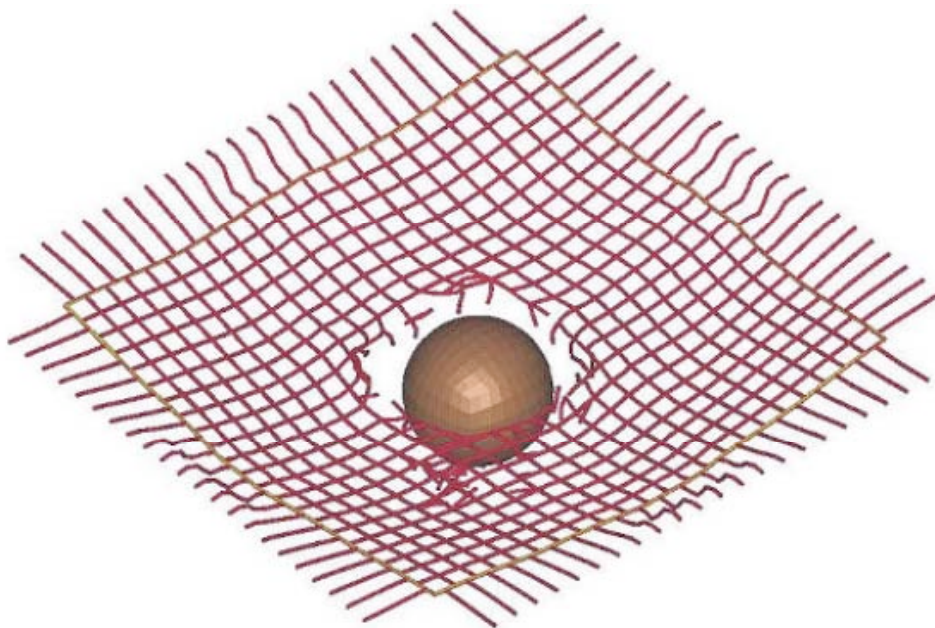


Ces essais élémentaires de comportement du matériau ont été complétés par un essai de maille, dans lequel un cadre déformable induit un cisaillement résultant d'une tension sur un toron associée à une traction sur le toron orthogonal. Ces essais ont permis de préciser les lois matériau au sein du filet.



L'étape suivante, dans la qualification dynamique des filets, a été réalisée par Susanne ERICSSON dans le cadre des projets intégrés mis en place lors de l'Atelier aérospatial France-Suède de Mai 1998 de la Conférence des Grandes Écoles. Cette étudiante, que nous avons dirigé dans le cadre d'une convention Socrates, a réalisé en 1999 à l'ENSICA des essais de pré-qualification de à l'échelle 1/2, mettant en œuvre des éléments carrés de 1.5m de coté. Une masse métallique de 27 kg (alliage léger) a été larguée sur cette structure à 7 m/s. Ces essais ont été suivis par la caméra rapide numérique de l'École. Ces essais sont essentiels, car ils ont permis de mettre au point la procédure de qualification par lâcher vertical.

Les véritables essais de qualification ont été réalisés l'année suivante par le CEAT sous maîtrise d'ouvrage ENSICA et en coopération avec JCD-Dalloz et Dynalis. Ces sociétés ont en effet fourni le bâti de prétension du filet 3x3m testé, la procédure de mise en place, ainsi que les moyens numériques (machines) pour réaliser les simulations opérées parallèlement aux essais. La masse sphérique creuse en aluminium de 100 kg figurant le skieur a été réalisée à l'ENSICA, par fraisage. Le CEAT a quant à lui assuré la réalisation matérielle des essais, avec une vingtaine de lâchers à des vitesses d'impact filet allant jusqu'à 15 m/s.

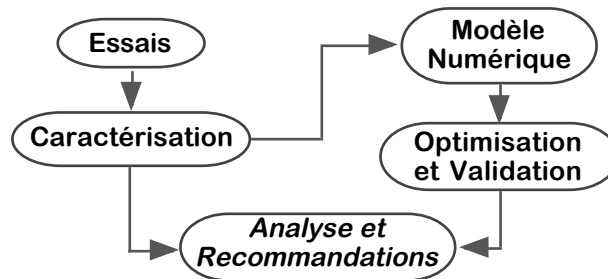


L'analyse des résultats d'essais a révélé des niveaux physiologiques de DRI très acceptables aux vitesses explorées. Les essais ont également montré clairement le rôle de la prétension appliquée lors de la mise en place sur la piste (selon l'état de l'art) et celui de la bâche Kevlar®, répartissant les charges dynamiques afin d'éviter que le skieur ne traverse le filet.





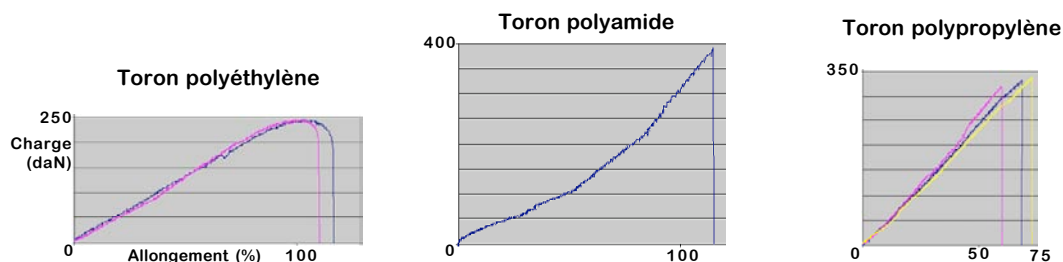
Enfin, ces essais ont démontré l'éventualité d'utiliser ce type d'installation sur les chantiers où une protection ultime contre les chutes est nécessaire. Mais le véritable objectif de ces essais était davantage la maîtrise de la modélisation que la démonstration dynamique, puisque les configurations de skieurs ne pouvaient être testées une à une. La démarche peut être résumée ci-dessous :



Les principales recommandations ont été publiées en 2001 (voir réf.[B8] citée p.7), et concluent à une bonne représentativité pour les trois types de fibres utilisées considérant, avec la viscosité équivalente du matériau, les comportements suivants :

- comportement élastoplastique pour les fibre polyéthylènes (matériau de référence, constituant la partie structurale du filet)
- comportement élastique non-linéaire pour les fibres polyamides (bâches)
- comportement proche de l'élastique linéaire pour les fibres polypropylènes, et ce malgré la présence de noeuds.

Les courbes de rupture de torons présentées ci-dessous illustrent ces 3 types de comportements.

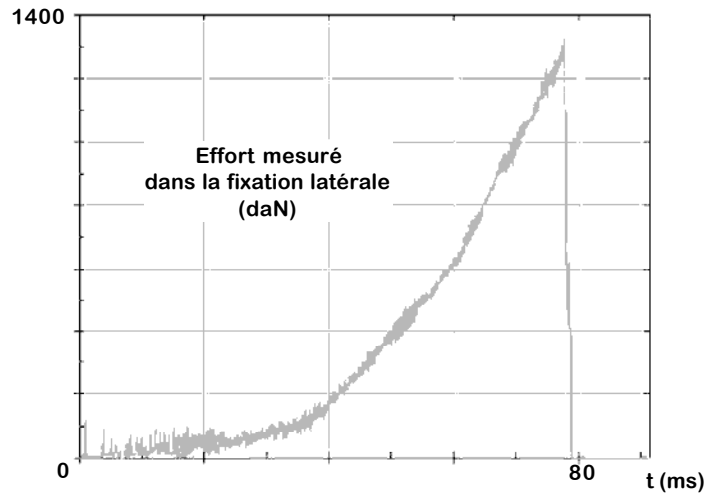


Si les modèles élémentaires d'allongement des torons ont été implémentés avec des éléments volumiques, afin d'en extraire une loi matériau uniaxiale, le modèle numérique du test vraie grandeur (maille 3x3 m dans un cadre 4x4 m) a été réalisé à l'aide d'éléments de type poutres représentant le maillage du filet. Ce modèle a été qualifié par les résultats des essais de chute.

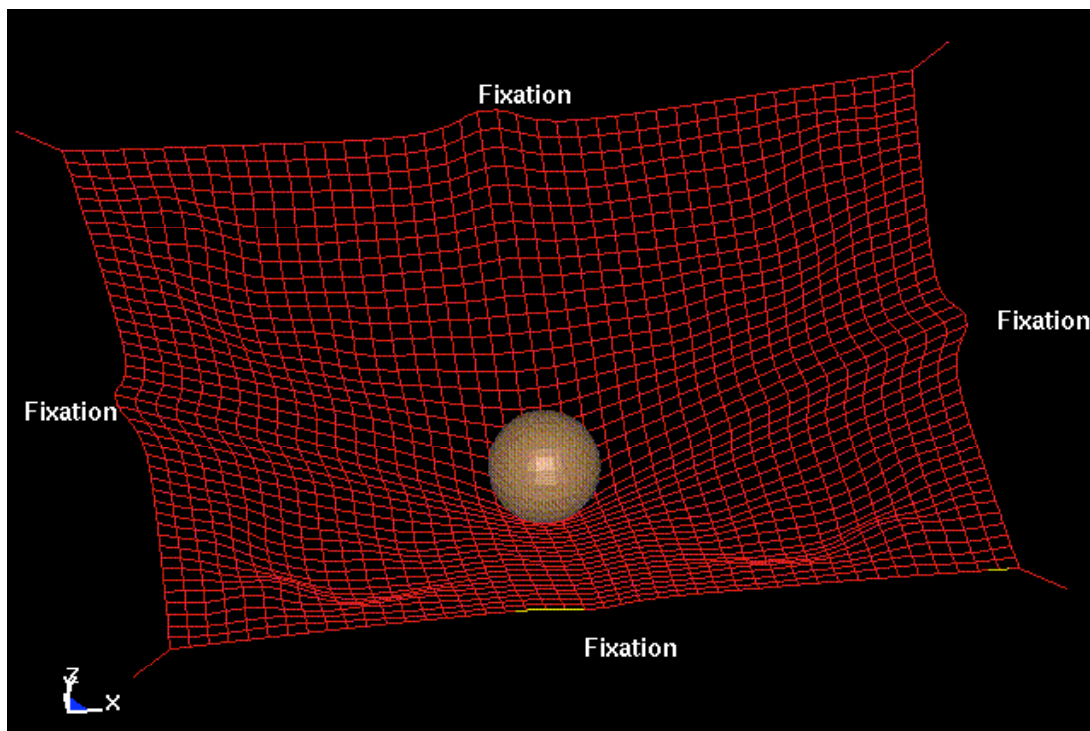
Ces essais de qualification du modèle numérique ont été instrumentés comme suit :

- film par caméras rapides latérales avec mire de visée ;
- mesure du déplacement du nœud central du filet en temps réel, par fil et capteur électrique ;
- mesure des accélérations 3 axes au centre de masse de la sphère impactante ;
- mesure des efforts en deux points d'accrochage (coin et centre d'un côté) par biellettes instrumentées.

La figure ci-dessous donne un exemple de mesure d'effort réalisée sur la fixation latérale, lors d'un essai avec la masse de 100 kg au cours duquel la rupture du filet a été obtenue, la masse traversant les mailles centrales. On constate l'importance de efforts mesurés.



Ces données ont été acquises par les systèmes du CEAT, et ont permis de valider le modèle numérique global du filet de protection, explicitement jusqu'à 15 m/s, mais les extrapolations proposées autorisent la modélisation jusqu'à 40 m/s, représentant les vitesses maximales typiquement rencontrées lors des compétitions de descente.



Au cours du développement du modèle, la priorité a été accordée à la représentation correcte des accélérations et des efforts. Ceci est cohérent avec les calculs en similitude de FROUDE, et rejoint par ailleurs le souci de disposer de critères de résistance physiologiques fiables.



# Ch2 Dissipation dans les Éléments Minces

## 2.1 Essais Vibratoires sous Hélium

### **Problématique scientifique**

*La mesure de l'amortissement intrinsèque dans les éléments minces de plaque en flexion nécessite des essais sous vide. Dans le cadre de la thèse d'A. SALEM, l'objectif était d'une part d'évaluer la précision obtenue en remplaçant les essais sous vide par des essais sous hélium - moins complexes - et d'autre part de mesurer les parties linéaires et non-linéaires de l'amortissement au sein des plaques laminées en alliage léger travaillant en flexion dynamique.*

### **Contribution scientifique réalisée**

*Au cours de cette thèse, plusieurs campagnes d'essais comparatifs ont été menées sous vide et sous hélium, et ont permis d'évaluer la précision des essais sous hélium pour la prise en compte de l'amortissement intrinsèque. Une analyse de l'amortissement a été proposée, mettant en évidence un amortissement non-linéaire de frottement. Les conclusions de cette analyse sont notamment présentées dans la publication [A4] citée p.5.*

*Ces travaux ont conduit à s'intéresser à d'autres types de matériaux, notamment les polymères armés.*

### **Essais sous Vide et sous Hélium**

La présence de l'atmosphère autour des structures minces de type plaque en flexion induit des effets inertiels et amortissants dont on peut s'affranchir en réalisant les essais sous vide. Même si le niveau de vide requis n'est pas de "qualité spatiale", cette solution est toutefois coûteuse non-seulement parce qu'elle nécessite de placer le spécimen dans une enceinte à vide, mais aussi parce que l'instrumentation et le système de mise en charge dynamique doit s'opérer dans cet environnement ou à travers la paroi de l'enceinte.

La tente à hélium constitue une alternative intéressante ; le coût et la facilité de mise en œuvre sont en effet sans commune mesure avec ceux des essais sous vide, mais il faut évaluer la pertinence de ces essais dans le cas particulier du test de panneaux minces en alliage léger travaillant en vibration hors-membrane, significatif du point de vue de l'interférence avec l'atmosphère. Le fait que la masse volumique de l'hélium et sa densité soient très inférieures à celles de l'air nous ont fait envisager ces essais.

Dans les résultats publiés pages suivantes, il apparaît clairement que le taux d'amortissement global mesuré sous hélium est plus proche du taux intrinsèque (mesuré sous vide) que du taux en atmosphère standard. Ainsi, le passage sous hélium élimine plus de la moitié des effets correctifs de l'atmosphère, ce qui est suffisant dans un grand nombre de cas.

La situation est donc similaire à celle qui advient lorsqu'on souhaite qualifier un mécanisme - par exemple le déploiement d'un générateur solaire - en impesanteur. Il est très coûteux de réaliser des essais en impesanteur réelle, aussi réalise-t-on le plus souvent des essais en suspension. Ces essais éliminent une partie importante des effets de gravité, et sont suffisants pour qualifier le déploiement. Le résultat auquel l'étude paramétrique sous hélium a conduit est similaire.

Dans cette étude, les essais sous vide, dont nous disposons dans les locaux de l'ENSICA, nous ont néanmoins servi de référence pour l'approche de l'amortissement intrinsèque, afin d'éviter l'erreur résiduelle obtenue sous hélium.

## Amortissement Intrinsèque

La représentation de l'amortissement non-linéaire a été menée par analyse du facteur d'amplification dynamique  $|\overline{\Phi}_d|$  au voisinage des résonances.

En effet, dans la bande de fréquence entourant une résonance, la forme du pic d'amplitude représentant ce facteur en fonction de la fréquence d'excitation adimensionnelle  $\gamma$  est celle d'un système à un degré de liberté, à savoir :

$$|\overline{\Phi}_d| = \frac{1}{\sqrt{(1-\gamma^2)^2 + (2\zeta\gamma)^2}}$$

où :  $\gamma \equiv \frac{\omega_e}{\omega_p}$  est la fréquence d'excitation adimensionnelle

$\omega_e$  : pulsation d'excitation

$\omega_p$  : pulsation propre de la résonance considérée

$\zeta$  est le taux d'amortissement adimensionnel

$$\zeta \equiv \frac{r}{2\sqrt{km}} \text{ pour un système masse-ressort avec viscosité } r$$

Les pics observés en essais sous vide montrent clairement une déviation significative par rapport à cette forme standard, avec notamment une asymétrie vers les fréquences inférieures à la résonance. Les essais ont été réalisés sur des plaques d'alliage léger 2024 d'épaisseur 1 mm, encadrées par serrage dans un bâti massif, fléchies selon leur sens de fibrage. La puissance de dissipation observée à résonance, configuration dans laquelle la puissance de l'excitation est intégralement dissipée, est pour moitié non-linéaire. Cette contribution provient de termes de glissements secs internes de joints (et, dans une moindre mesure, d'assemblage). Une modélisation linéaire est donc relativement inexacte, mais les taux observés (par la hauteur des pics) étant faibles (de l'ordre du %), on peut toutefois proposer l'approche linéaire corrigée décrite au paragraphe suivant. Il s'agit d'étudier la réponse forcée sans amortissement en dehors des bandes de résonance, dont la largeur précisément définie - adimensionnellement - par  $\zeta$ . Dans la bande de résonance, le facteur  $|\overline{\Phi}_d|$  est plafonné à sa valeur maximale  $1/2\zeta_{\text{eq}}$ ,  $\zeta_{\text{eq}}$  étant un taux d'amortissement équivalent linéarisé, tenant compte de l'amortissement total dans l'élément structural.

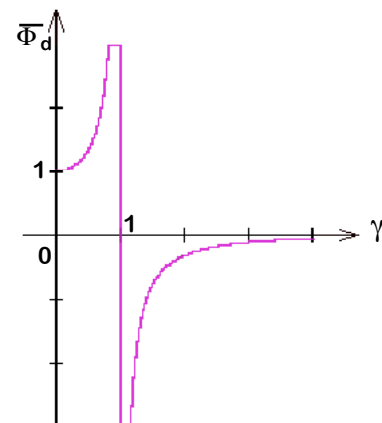
Pour un système à un degré de liberté, cela équivaut à l'approximation suivante :

- en dehors de la résonance, c'est à dire pour  $\gamma \in [0 ; 1-\zeta] \cup [1+\zeta ; +\infty[$  on considère l'amplitude algébrique non-amortie :

$$\Omega_{\text{résonance ampli}} \equiv \omega_p = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad ; \quad \overline{\Phi}_d = \frac{1}{1-\gamma^2}$$

- dans la bande de résonance, c'est à dire pour  $\gamma \in [1-\zeta ; 1+\zeta]$   $|\overline{\Phi}_d|$  est tronqué à sa valeur de résonance :

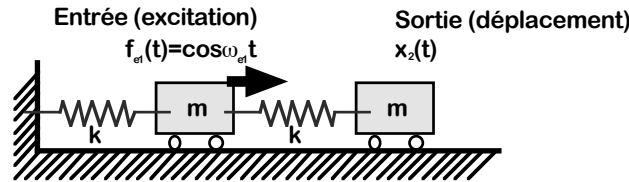
$$|\overline{\Phi}_d|_{\text{résonance}} \equiv |\overline{\Phi}_d|_{\text{max}} \equiv \frac{1}{2\zeta_{\text{equiv}}}$$





Le changement de signe de  $\overline{\Phi}_d$  indique le passage brusque d'une phase très proche de zéro à l'opposition de phase ( $-\pi$ ) lorsqu'on passe la fréquence propre ( $\gamma=1$ ).

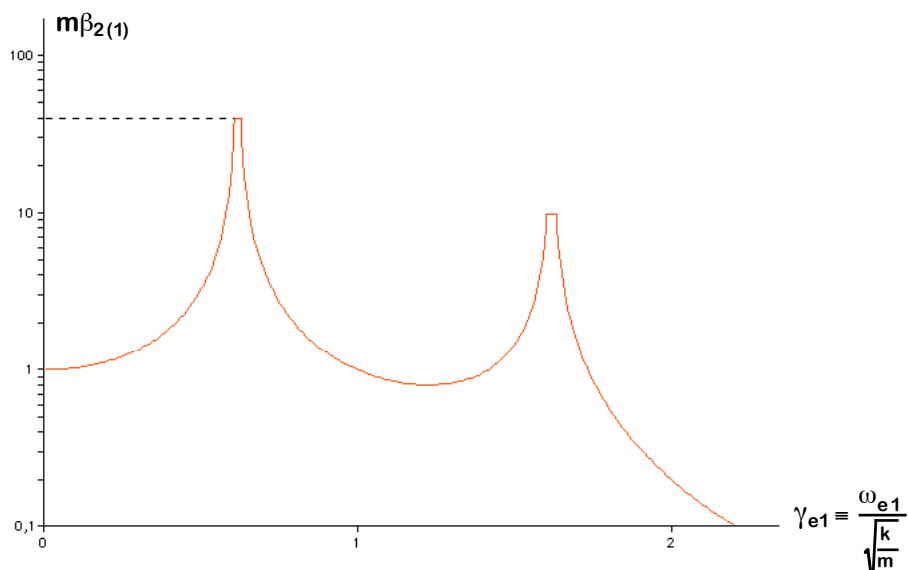
On peut illustrer cette troncature en amplitude sur l'exemple classique de l'oscillateur à deux degrés de liberté, dont on considère la transmissibilité dynamique.



L'amplitude de la réponse établie sur la masse 2 pour une excitation en force d'amplitude unitaire sur la masse 1 vaut :

$$\beta_{2(1)} \equiv \frac{\frac{k}{m}}{m \left( 0.382 \frac{k}{m} - \omega_{e1}^2 \right) \left( 2.618 \frac{k}{m} - \omega_{e1}^2 \right)} = \frac{1}{m \left( 0.382 - \gamma_{e1}^2 \right) \left( 2.618 - \gamma_{e1}^2 \right)} \quad \text{où} \quad \gamma_{e1}^2 \equiv \frac{\omega_{e1}^2}{\frac{k}{m}}$$

Cette amplitude a été représentée ci-dessous en fonction de la fréquence d'excitation adimensionnelle  $\gamma_{e1}$ , avec troncature des pics de résonance :



Le calcul a été mené sans amortissement. La dissipation est représentée par les troncatures. Sur le schéma, le taux d'amortissement réduit des deux modes sont tels que :

$$\frac{1}{2\zeta_1} = 40 \Rightarrow \zeta_1 = \frac{1}{80} = 1.25\% \quad ; \quad \frac{1}{2\zeta_2} = 10 \Rightarrow \zeta_2 = 5\%$$

La publication [A4] citée p.5 propose ce type de modélisation pour un système continu faiblement amorti.

## 2.2 Modèles Analytiques de Suspensions Non-Linéaires

### Problématique scientifique

La qualification des butées polymères à absorption d'énergie nécessite une batterie de simulations et de test couvrant le domaine d'utilisation dynamique, intégrant le caractère non-linéaire de ces systèmes. La thèse de M. ROUSSEAU a ainsi été consacrée à la définition d'essais fondamentaux et des modèles associés dans le cadre de la certification de supports d'équipements nécessitant une forte résistance au choc à l'appontage et aux vibrations consécutives.

### Contribution scientifique réalisée

Une procédure d'essai en cisaillement a été définie et mise en œuvre. Le caractère isovolume de ces sollicitations permet de s'affranchir des effets de compressibilité. Le montage initial est présenté au paragraphe 2.4. Les effets de bords ont été pris en compte dans les essais élémentaires, et minimisés dans la procédure de qualification qui considère une configuration de révolution.

Analytiquement, la non-linéarité a donné lieu à des modèles viscoélastiques polynomiaux restituant les effets de rodage, de fluage et d'amortissement visqueux et non-visqueux. Ces modèles analytiques ont ensuite permis à l'industriel de réaliser et qualifier les suspensions adéquates.

### Viscoélasticité Linéaire

#### Matériau Viscoélastique

Un matériau soumis à une contrainte de cisaillement pur  $\tau$  et une déformation de glissement  $\gamma$  associée subit une première irréversibilité *statique* en fluage :

- si on applique une contrainte  $\tau_1$  donnée constante, alors la compliance  $J(t)$  du matériau en fluage à l'instant  $t$  est définie par :

$$\gamma(t) \equiv J(t)\tau_1$$

- réciproquement, si on applique un glissement  $\gamma_1$  donné constant, alors le module de relaxation  $G(t)$  est défini par :

$$\tau(t) \equiv G(t)\gamma_1$$

En dynamique, pour représenter l'irréversibilité viscoélastique, il est nécessaire de prendre en compte l'*historique* de la sollicitation, par *convolution* :

$$\tau(t) \equiv \int_{-\infty}^t G(t-u) \frac{d\gamma(u)}{du} du \equiv G(0)\gamma(t) + \int_0^{+\infty} \frac{dG(u)}{du} \gamma(t-u) du \equiv G(t)\gamma(0) + \int_0^t G(t-u) \dot{\gamma}(u) du$$

Considérant à présent l'irréversibilité dans le domaine *vibratoire*, la linéarité envisagée permet de travailler sur des sollicitations harmonique (excitation sinusoïdale de pulsation  $\omega_e > 0$ ) :

$$\begin{cases} \gamma(t) \equiv \gamma_0 \cos(\omega_e t) \\ \tau(t) \equiv \tau_0 \cos(\omega_e t + \delta) \end{cases}$$

Dans le domaine fréquentiel, on définit ainsi le module de glissement *complexe* :

$$\tau^*(\omega_e) \equiv \mathbf{G}^*(\omega_e) \gamma^*(\omega_e)$$

Le déphasage  $\delta$  induit est directement relié à l'énergie dissipée par cycle (par rapport à l'énergie élastique) :

$$\operatorname{tg}\delta(\omega_e) \equiv \frac{\operatorname{Im}\mathbf{G}^*(\omega_e)}{\operatorname{Re}\mathbf{G}^*(\omega_e)} \equiv \frac{1}{2\pi} \frac{\mathcal{E}_{\text{dissipée/cycle}}(\omega_e)}{\mathcal{E}_{\text{élastique/cycle}}(\omega_e)}$$

Ce facteur de perte est équivalent, pour les systèmes cycliques linéaires, à l'inverse d'un Nombre de Reynolds, puisqu'il représente l'énergie visqueuse sur l'énergie conservative.

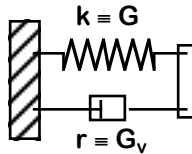
Enfin, notons que dans le cadre linéaire, le module complexe est explicitement relié au module de relaxation :

$$\mathbf{G}^*(\omega_e) \equiv \int_0^{+\infty} \mathbf{G}(u) \exp(i\omega_e u) du$$

### Modèles Linéaires

Le comportement viscoélastique linéaire en cisaillement  $\tau \equiv \mathbf{G}\gamma + \mathbf{G}_v\dot{\gamma}$  considère deux coefficients rhéologiques : le module de glissement élastique  $\mathbf{G}$  et le module de viscosité  $\mathbf{G}_v$ .

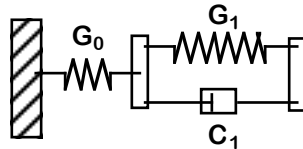
Ce comportement peut être représenté par analogie avec la cellule de VOIGT élémentaire à 2 constantes :



Le facteur de perte induit par ce système à 1 degré de liberté s'exprime :

$$\operatorname{tg}\delta \equiv T\omega_e, \text{ où } T \equiv \frac{\mathbf{G}_v}{\mathbf{G}} \text{ est le temps de relaxation de l'oscillateur.}$$

Ce modèle doit être raffiné, car il ne représente ni le raidissement dynamique, ni la transition vitreuse. Si on lui adjoint une raideur en série, on obtient le modèle rhéologique classique de ZENER à 3 constantes :



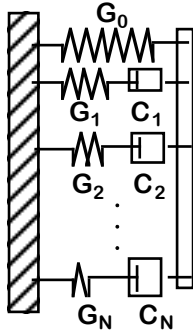
On peut expliciter les valeurs rhéologiques de ce modèle comme suit :

$$\mathbf{G}(t) \equiv \frac{\mathbf{G}_0}{\Gamma_1} \left( \mathbf{G}_0 \exp\left(-\frac{t}{\mathbf{T}_1}\right) + \mathbf{G}_1 \right); \quad \operatorname{tg}\delta \equiv \frac{\mathbf{G}_0 \mathbf{T}_1 \omega_e}{\Gamma_1 \mathbf{T}_1^2 \omega_e^2}; \quad \mathbf{G}^*(\omega_e) \equiv \mathbf{G}_0 \left( 1 - \frac{\mathbf{G}_0}{\Gamma_1} \frac{1}{1 + i \mathbf{T}_1 \omega_e} \right)$$

$$\text{avec : } \Gamma_1 \equiv \mathbf{G}_0 + \mathbf{G}_1; \quad \mathbf{T}_1 \equiv \frac{\mathbf{C}_1}{\Gamma_1}$$

Ce modèle permet de représenter un matériau caoutchouteux à basse fréquence, et un matériau vitreux à haute fréquence.

Enfin, toujours dans le domaine linéaire, des modèles plus élaborés ont été proposés à partir de N cellules de MAXWELL ajoutées en parallèles ; le schéma ci-dessous récapitule les valeurs rhéologiques de ce modèle à 2N+1 constantes :



$$G(t) - G_0 \equiv \sum_{j=1}^N G_j \exp\left(-\frac{t}{T_j}\right) \quad \text{avec } T_j \equiv \frac{C_j}{G_j} \quad (j=1, \dots, N)$$

$$\operatorname{Re}G^*(\omega_e) - G_0 \equiv \sum_{j=1}^N \frac{G_j T_j^2 \omega_e^2}{1 + T_j^2 \omega_e^2} ; \quad \operatorname{Im}G^*(\omega_e) \equiv \sum_{j=1}^N \frac{G_j T_j \omega_e}{1 + T_j^2 \omega_e^2}$$

### Viscoélasticité Non-Linéaire

RIVLIN et GREEN ont proposé une formulation multi-intégrale qui généralise la convolution linéaire précédente :

$$\begin{aligned} \tau(t) = & \int_{-\infty}^t G_1(t-u_1) \frac{d\gamma(u_1)}{du_1} du_1 + \int_{-\infty}^t \int_{-\infty}^t G_2(t-u_1, t-u_2) \frac{d\gamma(u_1)}{du_1} \frac{d\gamma(u_2)}{du_2} du_1 du_2 + \\ & + \int_{-\infty}^t \int_{-\infty}^t \int_{-\infty}^t G_3(t-u_1, t-u_2, t-u_3) \frac{d\gamma(u_1)}{du_1} \frac{d\gamma(u_2)}{du_2} \frac{d\gamma(u_3)}{du_3} du_1 du_2 du_3 + \dots \end{aligned}$$

où  $G_1(t)$ ,  $G_2(t)$ ,  $G_3(t)$ ,  $G_N(t)$  sont les fonctions de relaxation d'ordre 1, 2, 3, N du matériau.

Sous une sollicitation harmonique  $\gamma(t) = \gamma_0 \cos(\omega_e t)$ , elle peut s'expliciter à l'aide des N modules complexes  $G_j^*(\gamma_0, \omega_e)$  :

$$\tau(t) = \sum_{j=0}^N G_j^*(\gamma_0, \omega_e) \gamma_0^*(j\omega_e)$$

Une expression de l'énergie volumique de déformation viscoélastique non-linéaire a été proposée par OSGEN, à partir des valeurs principales  $\lambda_I$ ,  $\lambda_{II}$ ,  $\lambda_{III}$  du tenseur de CAUCHY-GREEN droit :

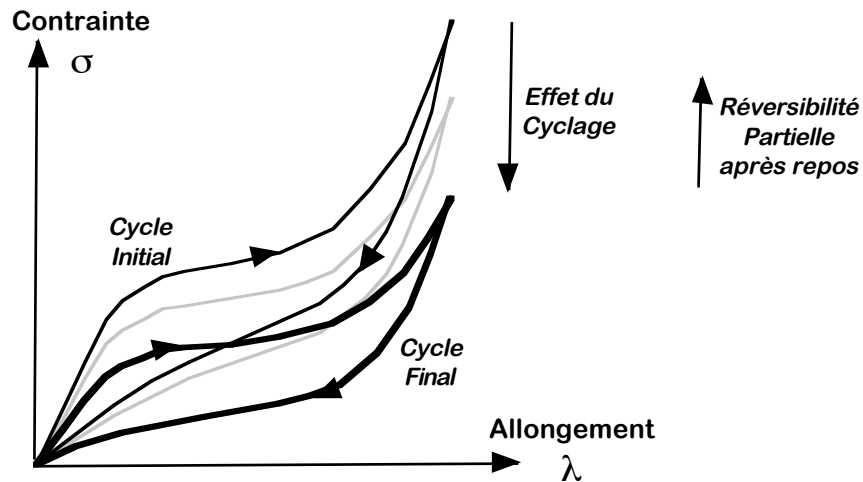
$$E_{\text{vol}} = \sum_{j=1}^N \frac{\mu_j}{\alpha_j} \left( \lambda_I^{\alpha_j} + \lambda_{II}^{\alpha_j} + \lambda_{III}^{\alpha_j} - 3 \right)$$

Les constantes  $\mu_j$  et  $\alpha_j$  sont les paramètres de ce modèle d'ordre N. Ceux-ci doivent être identifiés à partir de 2N configurations références, représentées par leur énergie volumique sous déformation.

Une fonction d'endommagement a été ajoutée par ROXBURGH, pour prendre en compte l'effet MULLINS sur sollicitations cycliques. Cet effet se traduit par une dérive des paramètres au fil des cycles, avec stabilisation asymptotique.

Il s'agit effectivement d'un endommagement, correspondant à un changement de configuration interne du matériau.

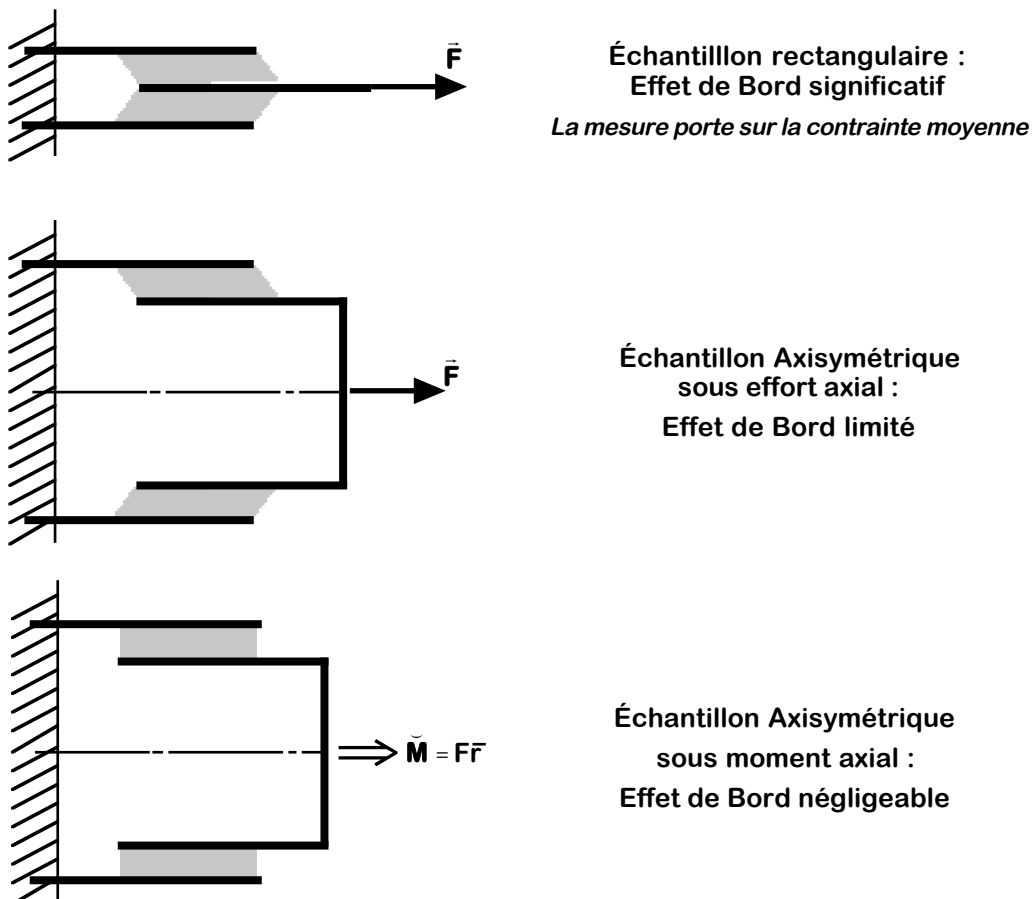
Cependant, cet endommagement est partiellement réversible dans les matériaux polymères, selon un processus appelé cicatrisation mis en évidence par GOVINDJEE. La figure ci-dessous représente schématiquement l'effet MULLINS sur sollicitation simple :



L'endommagement de MULLINS se traduit effectivement par un facteur multiplicatif  $\mu(t)$  évoluant avec l'histoire du matériau. Il représente l'état d'écrasement élémentaire ou au contraire la densité de microfissuration.

### Identifications en Cisaillement

Les essais réalisés ont donné lieu à des mesures d'efforts et de déplacements. Les mesures d'efforts permettent d'obtenir la contrainte moyenne de cisaillement. Il faut remarquer qu'on observe trois niveaux d'effets de bord, selon la configuration :



Les films sont minces par rapport à leur épaisseur, et leurs modules sont d'un ordre de grandeur inférieur à ceux des armatures du montage. Les effets de bord mentionnés sont ainsi exclusivement des effets de condition limite latérales.

Les 2 mesures sont donc  $F(t)$  et  $X(t)$ , respectivement effort et déplacement du mors mobile. On considère un matériau viscoélastique en couche mince isovolume. Si on note  $h$  l'épaisseur de la couche et  $S$  sa surface d'adhésion sur le mors, alors les paramètres matériau mesurés sont :

$$\gamma(t) \equiv \frac{X(t)}{h} ; \quad \tau(t) \equiv \frac{F(t)}{S}$$

Le système de chargement étant asservi en position, l'excitation est donnée harmonique :

$$\gamma(t) \equiv \gamma_0 \sin(\omega_e t)$$

Le cisaillement induit, selon un développement polynomial, s'explique dans ce cas :

$$\tau(t) \equiv \sum_{j=0}^N \left( \mathcal{R}_e \mathbf{G}_{2j+1}^*(\gamma_0, \omega_e) \gamma_0^{2j+1} \sin((2j+1)\omega_e t) + \mathcal{I}_m \mathbf{G}_{2j+1}^*(\gamma_0, \omega_e) \gamma_0^{2j+1} \cos((2j+1)\omega_e t) \right)$$

D'autre part, le calcul de l'énergie de déformation nécessite d'exprimer les valeurs principales du tenseur de CAUCHY-GREEN droit ; le gradient de déformation en glissement s'écrit, dans le plan de cisaillement :

$$\nabla \delta = \begin{bmatrix} 1 & \gamma & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Et donc le tenseur de CAUCHY-GREEN (symétrique) s'écrit dans ce cas :

$$\Lambda \equiv \nabla \delta \quad {}^t \nabla \delta = \begin{bmatrix} 1 & \gamma & 0 \\ \gamma & \gamma^2 + 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Les 3 valeurs principales en sont :

$$\lambda_I = 1 + \frac{\gamma}{2} \left( \gamma + \sqrt{4 + \gamma^2} \right) ; \quad \lambda_{II} = 1 ; \quad \lambda_{III} = 1 + \frac{\gamma}{2} \left( \gamma - \sqrt{4 + \gamma^2} \right)$$

Les essais et leur dépouillement ont été réalisés selon une méthode de PRONY. L'objectif est ici l'identification d'un modèle polynomial associé à chaque film viscoélastique en cisaillement :

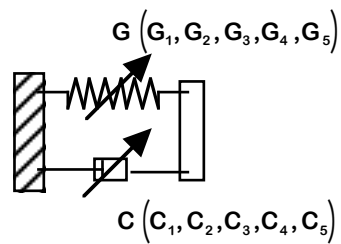
$$\tau(t) \equiv \sum_{j=1}^N \left( \mathbf{G}_j \gamma \left| \gamma \right|^{j-1} + \mathbf{C}_j \dot{\gamma} \left| \dot{\gamma} \right|^{j-1} \right)$$

Les essais permis, pour chaque film de matériau proposé par l'industriel, d'identifier les coefficients jusqu'à l'ordre 5 :

$$\tau(t) = \left( \mathbf{G}_1 \gamma_0 + \alpha_2 \mathbf{G}_2 \gamma_0^2 + \alpha_3 \mathbf{G}_3 \gamma_0^3 + \alpha_4 \mathbf{G}_4 \gamma_0^4 + \alpha_5 \mathbf{G}_5 \gamma_0^5 \right) \sin(\omega_e t) + \left( \mathbf{C}_1 \omega_e \gamma_0 + \alpha_2 \mathbf{C}_2 \omega_e^2 \gamma_0^2 + \alpha_3 \mathbf{C}_3 \omega_e^3 \gamma_0^3 + \alpha_4 \mathbf{C}_4 \omega_e^4 \gamma_0^4 + \alpha_5 \mathbf{C}_5 \omega_e^5 \gamma_0^5 \right) \cos(\omega_e t)$$

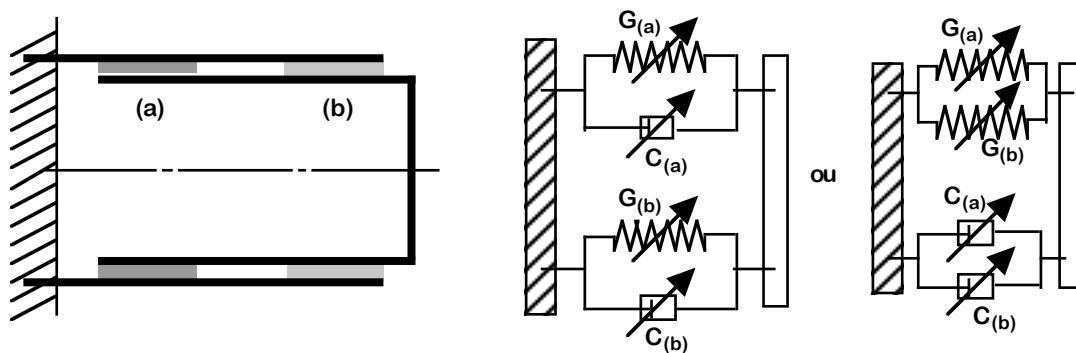
$$\text{avec : } \alpha_2 \equiv \frac{8}{3\pi} ; \quad \alpha_3 \equiv \frac{3}{4} ; \quad \alpha_4 \equiv \frac{32}{15\pi} ; \quad \alpha_5 \equiv \frac{5}{8}$$

Cette identification permet donc, pour chaque élément de couche viscoélastique, de définir une cellule de VOIGT non-linéaire :

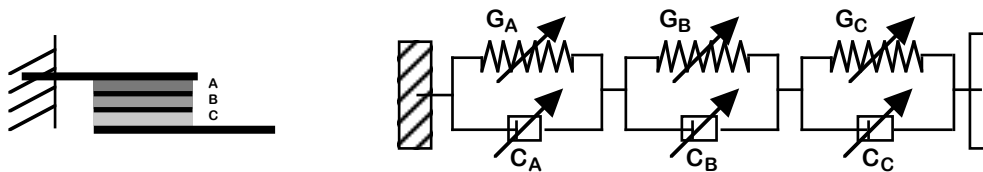


Ces cellules peuvent être placées en série ou en parallèle pour modéliser une suspension réelle constituées de couches de viscoélastiques reliées par des armatures.

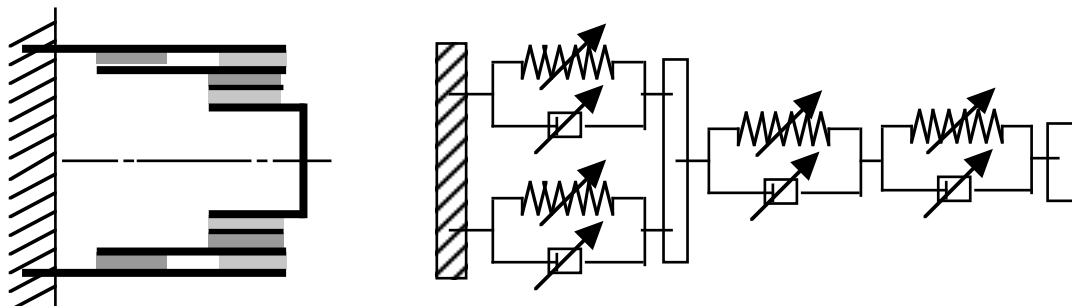
*Exemple de montage en parallèle (armature suspendue par deux couches viscoélastiques) :*



*Exemple de montage en série (matériau feuilleté en cisaillement) :*



*Exemple de montage combiné (armatures coaxiales) :*



Ces modèles ont permis une représentation analytique de suspensions industrielles réelles, utilisées pour l'amortissement au choc et en vibration d'équipements sur avions.

## 2.3 Dynamique des Matériaux Alvéolés

### Problématique scientifique et enjeux

Dans les développements récents des voilures tournantes, la maîtrise des niveaux acoustiques est devenue une limitation majeure. En effet pour transformer un véhicule de service en un véhicule opérationnel de transport régulier de passagers ou de VIP il apparaît désormais nécessaire de rejoindre les normes avions en la matière.

Or l'hélicoptère est un véhicule complexe recelant de très nombreux mécanismes sophistiqués à puissance spécifique très élevée, qui constituent autant de sources de vibrations et de bruit. En outre, les contraintes de visibilité et d'architecture imposent de nombreuses surfaces vitrées et des panneaux minces, très exposés aux vibrations. En l'absence de tout traitement et de toute protection, le niveau de pression acoustique dans une cabine d'hélicoptère serait physiologiquement insupportable. Les hélicoptéristes ont donc de tous temps utilisé des moyens passifs pour ramener le niveau de bruit à des valeurs tolérables. À cette fin sont employés des matériaux viscoélastiques contraints ou non, des matériaux sandwich, des mousses et matériaux granulaires. Toutefois, ces solutions sont coûteuses en terme de masse notamment. Pour un hélicoptère moyen, on peut ainsi réduire le niveau moyen de bruit en cabine de 6dB pour une masse additionnelle de 80 kg (soit un passager), mais en augmentant encore ce type de protection, on ne peut gagner - asymptotiquement - que 6dB supplémentaires, et au prix de près de 300 kg de pénalité. Ainsi, les techniques de réduction passive du bruit nécessitent une évolution technologique significative.

### Contribution scientifique réalisée

La recherche réalisée dans le cadre de la thèse de Victorien BELLOEIL, considère la transmission solidienne initiale du bruit, et propose l'utilisation de matériaux nouveaux à comportement fortement non-linéaire. Il s'agit de matériaux alvéolaires armés, dont on tire parti de la structure. Des essais et modèles analytiques et numériques ont été réalisés et publiés (réf [A2] citée p.5). Ils valident le concept dans son emploi sur des surfaces minces en flexion, qui constituent les planchers et plafonds des habitacles.

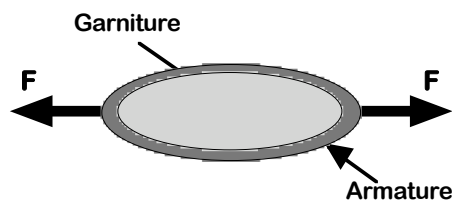
Cette étape permet d'envisager des application corporate pour les appareils moyen et mi-lourd et confort pour les appareils légers. Ces perceptives sont complémentaires des solutions de contrôle actif, dont la mise en œuvre est rendue plus robuste par l'amortissement passif. Ces techniques de contrôle actif sont abordées au chapitre 3.

### Matériaux Alvéolaires Armés

Les matériaux considérés sont fondés sur la non-linéarité des structures elliptiques. En effet, si on sollicite une maille elliptique selon son grand axe, l'allongement de la maille entraîne un déplacement latéral, similaire à celui qui se produit lors du flambage d'EULER.

Les matériaux alvéolaires armés tirent parti de ce couplage non-linéaire, en plaçant un matériau viscoélastique à l'intérieur de chaque maille.

Ainsi, lorsque la maille est sollicitée selon son axe, la garniture centrale est soumise à un cisaillement important, imposé par la déformation de l'armature.



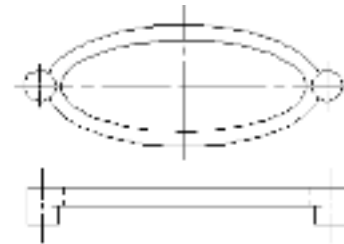


Ce principe est ensuite appliqué selon deux techniques permettant d'en améliorer l'efficacité :

- la combinaison des cellules selon 3 directions à  $120^\circ$  dans le plan de la plaque à équiper ;  
on génère ainsi un amortissement sensiblement isotrope ;



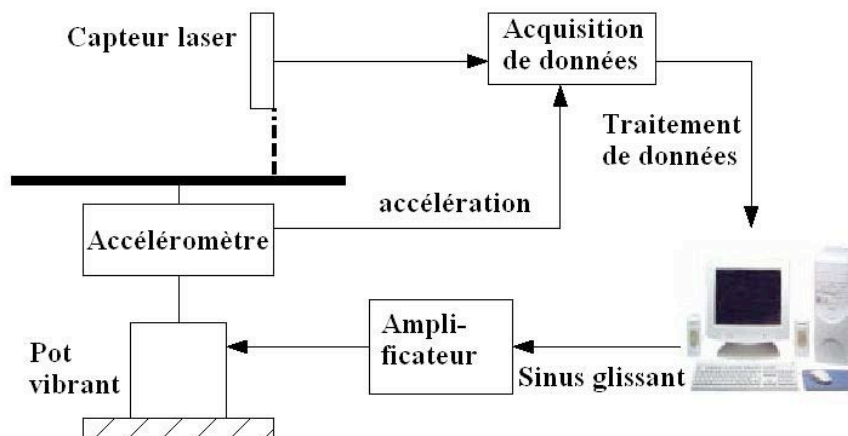
- l'excentrement par rapport à la plaque support, par fixation de plots aux deux extrémités de la maille elliptique ;  
lorsque la plaque travaille en flexion, la déformation induite dans les ellipses est ainsi nettement accrue.



Les essais en vibrations et modèles ont été menés dans des configurations poutres et plaques. Les procédures d'essais, ainsi que les techniques de mesure ont fait l'objet du stage de Master Recherche de Nicolas BONNEAU, ainsi que d'une coopération avec le laboratoire d'Électronique (LEN7) de l'ENSEEIH. Les mesures ont en effet été réalisées à la fois à l'aide d'un vibromètre laser classique, mais aussi selon une acquisition laser filtrée de type nouveau, qui fait l'objet d'une co-publication citée en annexe, pour l'ASME et l'IEEE.

La configuration poutre a permis d'étudier les paramètres physiques des mailles elliptiques : allongement relatif, excentrement, rapport entre les modules de l'armature et de la garniture, en vue de valider la faisabilité du concept.

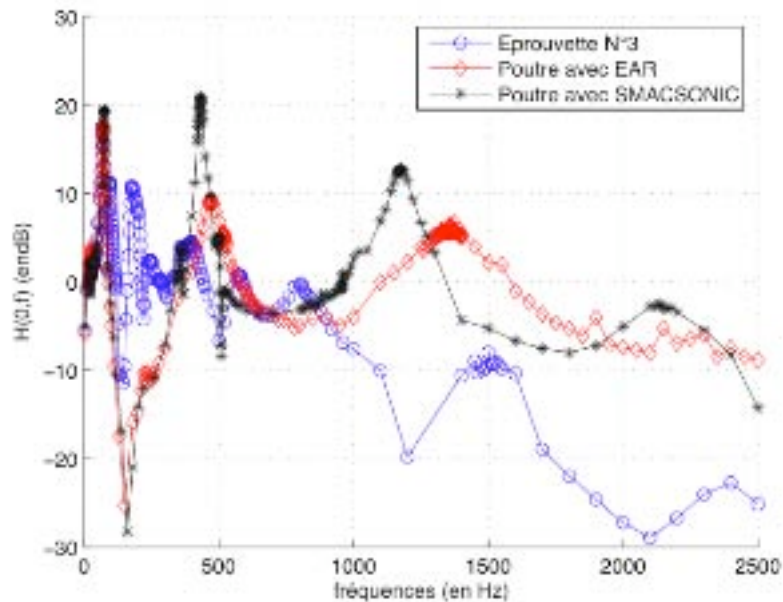
Cette approche a donné lieu à des essais (dispositif ci-contre), des calculs numériques par éléments finis, et un modèle analytique faisant l'objet de la publication Réf.[A2]. Les acquisitions ont été réalisées selon le schéma ci-dessous :



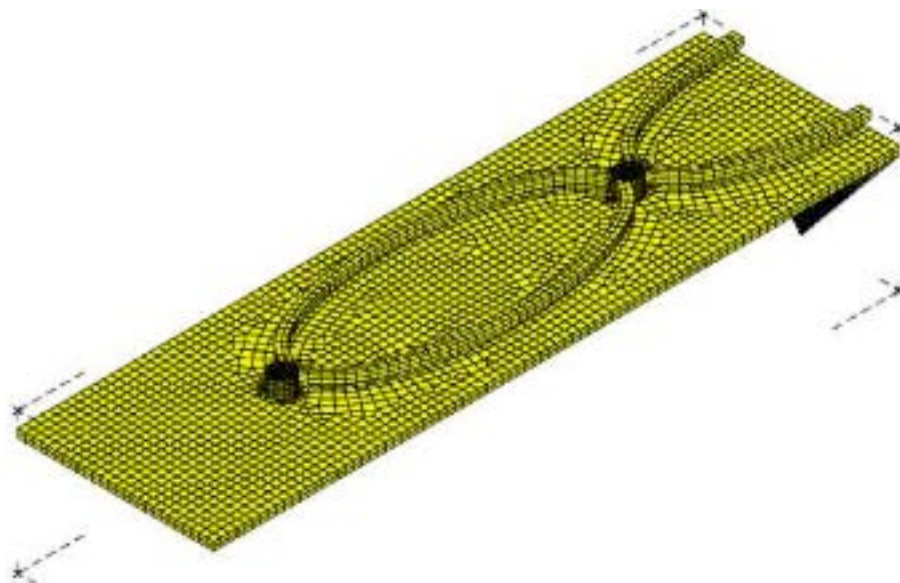
## Validation du Concept

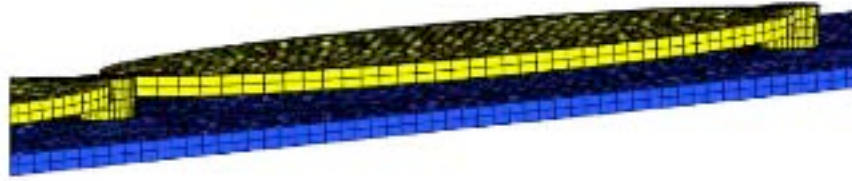
L'objectif de ces essais est de valider une configuration optimisée du concept ASDC (Advanced Skin Damping Concept ou concept de revêtement innovant amortissant), constitué de mailles elliptiques sur panneaux. L'optimisation de la géométrie de maille est réalisée dans une configuration de type *poutre aluminium*, validant le concept. Les variables étant le grand axe de l'ellipse, son petit axe et la hauteur de plot, un plan d'expérience est défini en coopération avec Y. CAUMEL de l'ENSICA, aboutissant à 9 configurations. Les résultats d'essais sur ces 9 configurations confirment les résultats obtenus analytiquement ; ceux-ci concluent à l'accroissement de l'amortissement avec l'allongement relatif de l'ellipse et la hauteur de plot. Compte tenu des limitations technologiques, l'allongement retenu est compris entre 3 et 4, avec une hauteur de plot de 4 mm.

Ces essais ont mis en évidence, par rapport aux produits commerciaux certifiés, un accroissement significatif de l'amortissement démontré à partir des fréquences moyennes. La figure ci-dessous représente le Facteur d'Amplification Dynamique comparé pour deux produits de références (Film Ear et Smacsonic, courbes rouge et noire respectivement) et pour le concept ASDC (courbe bleue) :



Les modèles analytiques et numériques ont été validés sur cette configuration poutre :



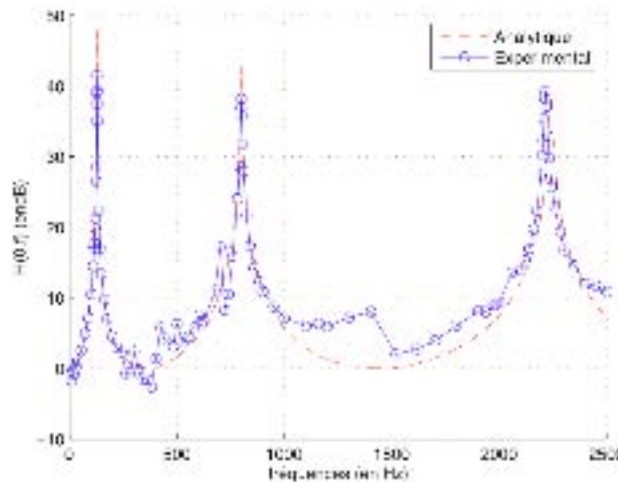


Dans le modèle numérique, le matériau viscoélastique de référence placé dans l'armature (Ear C2003) suit un modèle de ZENER en module et facteur de perte, selon la loi :

$$\begin{cases} G \equiv G(\omega_e) \equiv G_R + \frac{(G_{nR} - G_R)\omega_e^2 T^2}{1 + \omega_e^2 T^2} \\ \eta \equiv \text{tg}\delta(\omega_e) \equiv \frac{(G_{nR} - G_R)\omega_e T}{(1 + \omega_e^2 T^2)G_R + (G_{nR} - G_R)\omega_e^2 T^2} \end{cases}$$

Les valeurs initiales retenues pour les paramètres  $G_R$  (module relaxé),  $G_{nR}$  (module non-relaxé) et  $T$  (temps de relaxation) sont celles du fournisseur du matériau, à température ambiante.

Les paramètres de la poutre de référence (Alliage 2024) ont été vérifiés expérimentalement, par identification de Fonction de Réponse en Fréquence analytique-expérimentale :



Le modèle numérique est confronté aux mesures selon trois critères modaux :

- Pulsations Propres : Natural Frequency Difference 
$$\text{NFD}(i, j) \equiv \frac{\omega_{i \text{ exp}} - \omega_{j \text{ num}}}{\max(\omega_{i \text{ exp}}, \omega_{j \text{ num}})}$$

- Formes Propres : Modal Assurance Criterion 
$$\text{MAC}(i, j) \equiv \frac{\left| \left\{ \mathbf{p} \right\}_{i \text{ exp}} \left\{ \mathbf{p} \right\}_{j \text{ num}} \right|^2}{\left| \left\{ \mathbf{p} \right\}_{i \text{ exp}} \left\{ \mathbf{p} \right\}_{i \text{ exp}} \right| \left| \left\{ \mathbf{p} \right\}_{j \text{ num}} \left\{ \mathbf{p} \right\}_{j \text{ num}} \right|}$$

- Amortissement : Loss Factor Difference  $LFD(i, j) \equiv \frac{\eta_{i \text{ exp}} - \eta_{j \text{ num}}}{\max(\eta_{i \text{ exp}}, \eta_{j \text{ num}})}$

Cependant, dans la configuration concernée, compte tenu de l'importance primordiale de l'amortissement, une comparaison directe des FRF a été réalisée, à partir des vecteurs  $\{v\}$  expérimentaux (n valeurs mesurées) ou numériques (n valeurs calculées) sur un mode.

La FRF locale à la pulsation  $\omega_e$  peut être définie à partir des amplitudes d'accéléérations mesurées en entrée et sortie :

$$FRF(\omega_e) \equiv 20 \log \left( \frac{\Gamma_{\text{sortie}}}{\Gamma_{\text{entrée}}} \right)$$

De même, le Niveau Vibratoire Moyen sur n sorties à la pulsation  $\omega_e$  peut être défini comme suit :

$$NVM(\omega_e) \equiv \frac{1}{n} \sqrt{\sum_{k=1}^n \Gamma_k^2}$$

Les critères en FRF sont les suivants :

- Forme : Frequency Response Assurance Criterion :

$$FRAC(\omega_e) \equiv \frac{\left| \begin{matrix} \{v(\omega_e)\}_{\text{exp}} \\ \{v(\omega_e)\}_{\text{num}} \end{matrix} \right|^2}{\left| \begin{matrix} \{v(\omega_e)\}_{\text{exp}} \\ \{v(\omega_e)\}_{\text{exp}} \end{matrix} \right| \left| \begin{matrix} \{v(\omega_e)\}_{\text{num}} \\ \{v(\omega_e)\}_{\text{num}} \end{matrix} \right|}$$

- Amplitude : Frequency Domain Assurance Criterion :

$$FDAC(\omega_i, \omega_j) \equiv \frac{\left| \begin{matrix} \{v(\omega_i)\}_{\text{exp}} \\ \{v(\omega_j)\}_{\text{num}} \end{matrix} \right|^2}{\left| \begin{matrix} \{v(\omega_i)\}_{\text{exp}} \\ \{v(\omega_i)\}_{\text{exp}} \end{matrix} \right| \left| \begin{matrix} \{v(\omega_j)\}_{\text{num}} \\ \{v(\omega_j)\}_{\text{num}} \end{matrix} \right|}$$

- Amortissement : Loss Assurance Criterion :

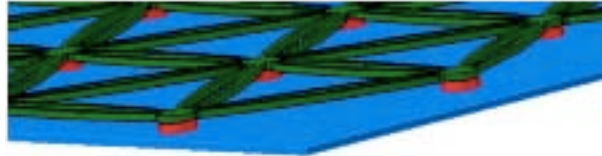
$$LAC(\omega_e) \equiv \frac{2 \left| \begin{matrix} \{v(\omega_e)\}_{\text{exp}} \\ \{v(\omega_e)\}_{\text{num}} \end{matrix} \right|}{\left| \begin{matrix} \{v(\omega_e)\}_{\text{exp}} \\ \{v(\omega_e)\}_{\text{exp}} \end{matrix} \right| + \left| \begin{matrix} \{v(\omega_e)\}_{\text{num}} \\ \{v(\omega_e)\}_{\text{num}} \end{matrix} \right|}$$

C'est ce critère qui a été utilisé pour l'amortissement (amplitude et phase), à partir de sa valeur moyenne sur N modes (Signature Assurance Criterion) :

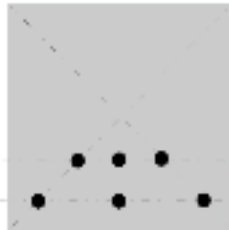
$$SAC(\omega_1, \dots, \omega_N) \equiv \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N LAC(\omega_k)$$

## Optimisation et Qualification

Après cette validation initiale du concept sur modèle poutre, il est nécessaire de qualifier le revêtement sur un démonstrateur reprenant une configuration industrielle. Cette série d'essais est donc réalisée sur une plaque carrée de 350 mm de côté, représentant un élément de panneau fuselage. La figure ci-dessous présente le montage d'essai et une section du modèle numérique correspondant.



Les essais de validation ont porté sur le Niveau Vibratoire Moyen des 5 premiers modes pris sur 6 points de mesure répartis comme suit :



Au total, 12 spécimens ont été testés, selon une géométrie d'armatures ASDC issue des essais poutres, et dans 3 configurations principales :

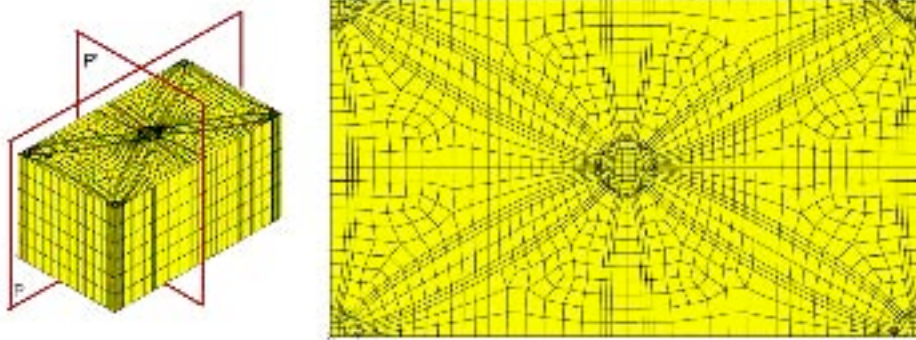
- la configuration 1, dans laquelle un matériau polymère amortissant est présent à l'intérieur et à l'extérieur des armatures elliptiques (constituées d'un matériau plastique rigide) ;
- configuration 2, dans laquelle le matériau amortissant est présent uniquement à l'intérieur des armatures elliptiques ;
- Configuration 3 : les armatures sont seules présentes, mais réalisées en matériau amortissant.

Ces essais conduisent aux résultats suivants :

- La configuration 1 est la plus efficace, mais aussi la plus lourde ; les configurations 2 et 3 permettent d'obtenir des amortissements significatifs mais avec des ajouts de masse très limités ;
- À iso-masse, les NVM observés sont équivalents à ceux que l'on obtient avec les traitements qualifiés du commerce, pour les modes 2 à 5 ; ce résultat confirme les essais en configuration poutre, qui avaient validé le concept pour les fréquences moyennes ;

La contribution réalisée propose l'optimisation de la maille du revêtement à partir du modèle numérique. Pour cela, un réseau de neurones non bouclé (statique), de type Perceptron Multicouche, a été implémenté sur Matlab, en coopération avec les spécialistes (notamment l'équipe de M. SAMUELIDES) pour la partie théorique.

La contribution mécanique consiste en un modèle du Volume Élémentaire Représentatif (VER) de la maille par son tenseur de rigidité effective, qui a pu être identifiée par Éléments Finis :



Le processus d'optimisation a permis d'explorer d'autres configurations, par ajout de matériaux viscoélastiques :

- la configuration 4, définie à partir de la configuration 1, à laquelle on a rajouté une couche de polymère amortissant noyant les plots ;
- la configuration 5, avec 2 couches d'armatures et contre-plaque de précontrainte en aluminium (0.5 mm).

Par rapport aux revêtements classiques, à iso-masse, les gains en NVM ainsi démontrés pour les traitements ASDC optimisée sont de 65% pour la configuration 4 et 50% pour la configuration 5.

Un modèle Matlab d'absorption de la pression acoustique entre 0 et 2000 Hz a également été implémenté. Par rapport au revêtement Ear du commerce, il démontre à iso-masse une diminution de 30% pour la configuration 4 optimisée, et 60 pour la configuration 5.

Ces résultats valident pleinement le concept, qui a fait l'objet d'un brevet Eurocopter réalisé durant la thèse.



# Ch3 Contrôle Dynamique en Vibration

## 3.1 Stabilisation Dynamique et Diagnostic Structural Modal

Ce paragraphe présente les développements réalisés dans le cadre de la thèse Marie-Curie de Jörg MUELLER dédiée à la stabilisation active du flottement gyroscopique. Les résultats essentiels en ont été publiés dans le journal de l'American Helicopter Society.

Cette thèse est actuellement prolongée par celle de Bang TRAN, associant automatique et mécanique pour la surveillance dynamique des structures de voilures tournantes. Ainsi, le contrôle dynamique est abordé selon la voie du contrôle actif en vibration et selon celle du contrôle non-destructif par analyse modales permettant de détecter les modifications structurales.

### **Problématique scientifique**

*La maîtrise des niveaux vibroacoustiques est essentielle pour les voilures tournantes. Elle conditionne en particulier le confort et la sécurité des hélicoptères civils. Le contrôle dynamique vibratoire a donc donné lieu à plusieurs thématiques de recherche privilégiant l'origine solidienne des phénomènes, et donc l'analyse structurale. Le convertible, qui doit à terme être certifié à la fois comme avion et comme hélicoptère, constitue un "laboratoire" intéressant. Le flottement gyroscopique, qui limite actuellement son utilisation opérationnelle en configuration avion, combine les phénomènes aérodynamiques, et de dynamique des solides en rotation. Il constitue donc une configuration de référence pour l'étude de la stabilité par contrôle actif. La certification implique non-seulement ce type de convergence, mais aussi le contrôle dynamique en général des systèmes tournants par modèle vibratoire inverse. Tel est l'enjeu du contrôle dynamique en temps réel.*

### **Contribution scientifique réalisée**

*La thèse de Joerg MUELLER considère différents contrôleurs numériques que l'on peut intégrer aux commandes électriques pour la stabilisation en vol. Ces contrôleurs ont été simulés et testés sur des modèles numériques de l'aéronef, afin d'évaluer leur robustesse et performances respectives. Il en résulte une stabilisation active qui permet d'accroître la vitesse de croisière de plus de 20%, autorisant ainsi le convertible à sortir réellement du domaine de vol de type hélicoptère, et ouvrant la voie vers une possible certification.*

### **Travaux en cours et perspectives**

*Au delà du contrôle actif, nécessaire à l'ouverture du domaine de vol, il est nécessaire d'obtenir les informations relatives à la réponse dynamique de la structure en vol. Le monitoring en cours de développement met en œuvre des processus décisionnels fondés sur les mesures accélérométriques en divers points "stratégiques" de la structure de l'hélicoptère. Les travaux en cours visent l'identification de défauts types afin d'une part d'avertir l'équipage en temps réel, et d'autre part d'étayer les diagnostics réalisés au cours des visites. Ces travaux concourent, tout comme le contrôle actif, à améliorer la fiabilité dynamique des structures de voilures tournantes.*



## Modélisation du Flottement Gyroscopique

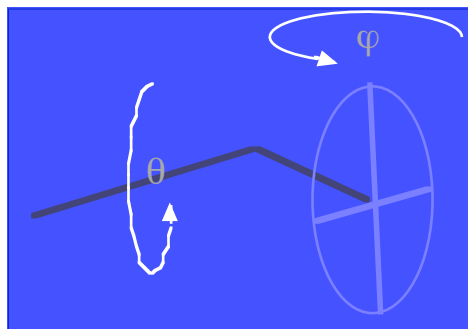
La performance opérationnelle d'un convertible birotor est conditionnée par sa vitesse critique en flottement gyroscopique. En effet, la vitesse de croisière en configuration "avion" doit être très nettement supérieure à celle d'une voilure tournante traditionnelle, pour concurrencer réellement les aéronefs à voilure fixe.



Or la taille des rotors, qui doivent à la fois être porteurs en configuration "hélicoptère" de vol stationnaire et tracteurs en configuration de vol horizontal, entraîne une instabilité gyroscopique importante, aggravée par la déformabilité des rotors. La contribution réalisée part de ce constat, en développant tout d'abord un modèle numérique d'une demi-voilure en flottement gyroscopique, en vol horizontal.

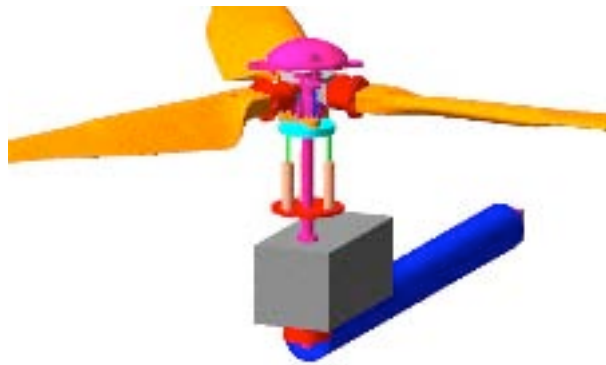
Les paramètres de flottement sont :

- l'angle  $\theta$  de *nutaton rotor*, correspondant à une rotation de la nacelle moteur autour de l'axe de tangage de l'aéronef, entraînant une torsion de la voilure ;
- l'angle  $\varphi$  de *précession rotor*, correspondant à une rotation de la nacelle autour de l'axe de lacet, correspondant à une flexion de la voilure autour de l'axe vertical ;

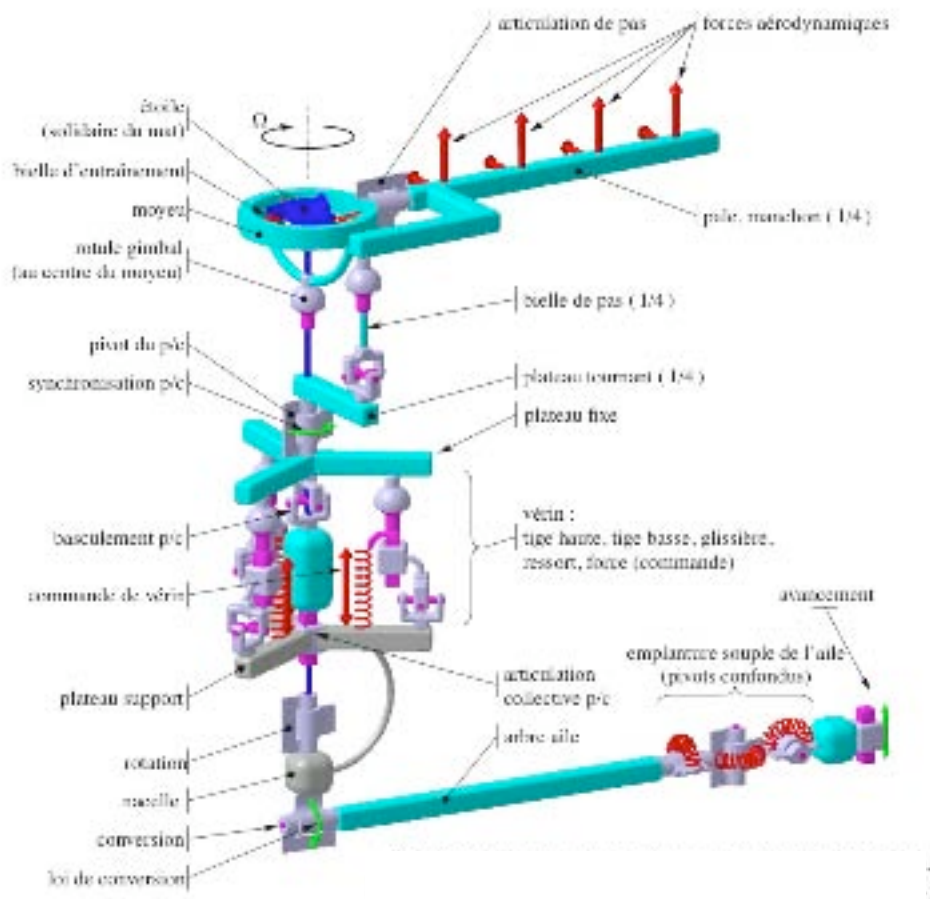


Il faut noter qu'il existe des modèles analytiques du flottement gyroscopique (modèle de REED), mais ceux-ci sont adaptés à des hélices avion, représentées gyroscopiquement par un disque en rotation. Il était donc nécessaire de réaliser un modèle prenant explicitement en compte la déformation rationnelle propre du rotor, par les liaisons en pieds de pales. La représentation analytique est complexe, et nécessite donc de faire appel à un logiciel de dynamique rationnelle pour intégrer le mouvement. Dans ce modèle, la demi-aile est représentée par une rigidité de type poutre (raideur en torsion et en flexion), et la dynamique rotor par un modèle rationnel de pales articulées implémenté sur *Adams*, avec des liaisons élastiques en pied de pale, en traînée et battement, et commande explicite de l'angle d'incidence.

Le plateau commandant le pas général et le pas cyclique a ainsi été représenté. Une digraphie du modèle tripale obtenu est présentée ci-dessous, en vue globale :

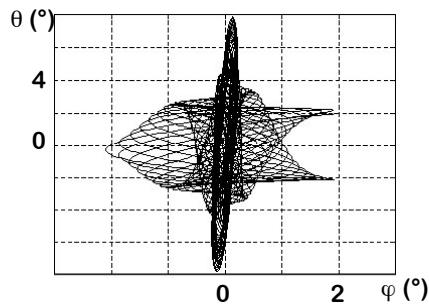


Dans le détail, les liaisons cinématiques ont toutes été représentées, et les forces aérodynamiques appliquées par tranche de pale avec des coefficients de portance et de traînée correspondant au profil local, comme il apparaît sur la figure ci-dessous (une seule pale a été représentée, pour plus de clarté) :

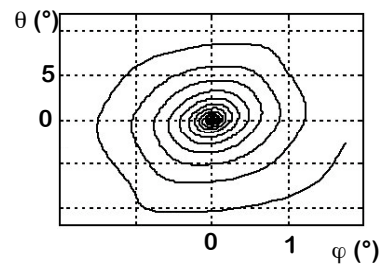


Ce modèle a, dans un premier temps, permis de démontrer, par intégration explicite après une perturbation (Dirac) l'instabilité en flottement gyroscopique apparaissant en moulinet au-delà de la vitesse critique.

La figure ci-dessous présente un cas de stabilité (évolution  $\theta$  et  $\varphi$  convergente) et un cas divergent :

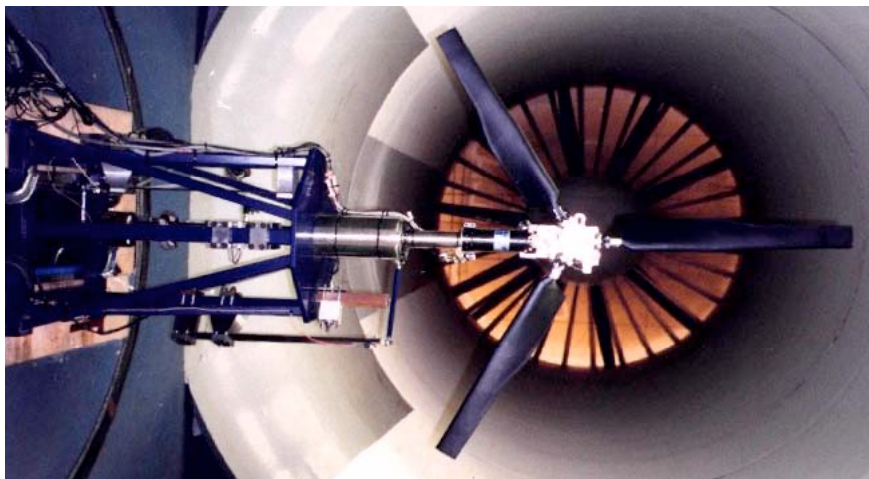


*Convergence ( $V < V_{critique}$ )*



*Divergence ( $V > V_{critique}$ )*

Ces calculs en boucle ouverte ont été validés expérimentalement dans le domaine convergent. Les essais ont été réalisés sur un démonstrateur à l'échelle 1/3 placé en soufflerie, représenté ci-dessous :



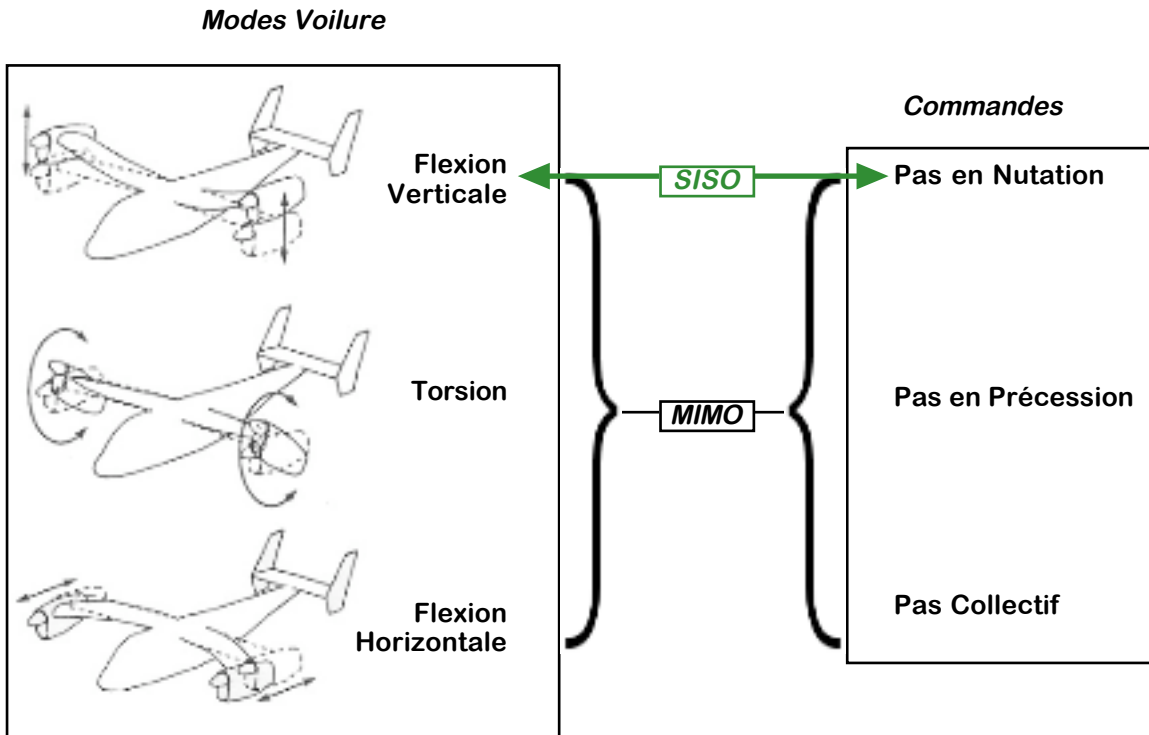
Ce démonstrateur a été testé en moulinet à différentes vitesses. Instrumenté en accéléromètres permettant de détecter les 3 premiers modes structuraux de la demi-voilure, et possédant un réglage ajustable des 3 pas (pas collectif et 2 pas cycliques) par plateau, il a permis de vérifier les premiers modes et le domaine de stabilité mécanique. Les essais ont été menés jusqu'à rupture de la structure.

### **Contrôle Dynamique Fréquentiel et Temporel**

Pour la stabilisation *en contrôle actif*, une campagne de simulation *en boucle fermée* a été réalisée. Le solveur *Adams* a ainsi été placé dans une boucle *Matlab* simulant divers contrôleurs appliqués aux commandes de vol en précession et nutation. Pour cela, plusieurs approches ont été envisagées et développées, selon un niveau de complexité croissant :

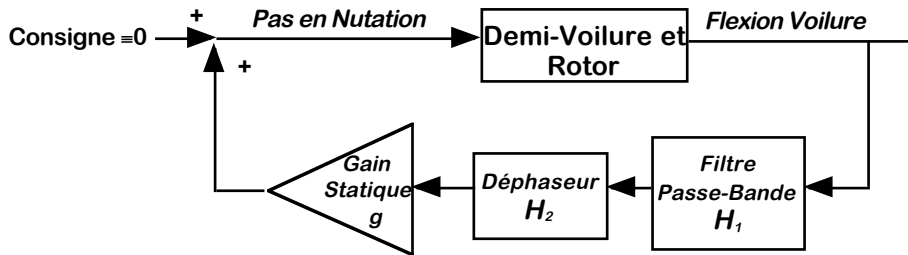
- une approche Mono-Variable (Simple Input Simple Output, SISO), consistant à commander le pas cyclique en nutation pour stabiliser le mode principal de flexion voilure (mouvement vertical), avec des algorithmes classiques de contrôle en gain (filtrage) et phase ; cette approche est la plus simple et la plus robuste ;
- une approche Multi-Variable (Multiple Input Multiple Output, MIMO), consistant à commander les 3 pales indépendamment, par le biais du pas générale et des deux pas cycliques (précession et nutation) pour contrôler les 3 premiers modes voilure. Selon cette approche, deux types de contrôleurs ont été implémentés.

Schématiquement, ces deux niveaux de contrôle peuvent être représentés comme suit :



**Approche Modale Mono-Variable en Représentation Fréquentielle**

L'approche Mono-Variable (SISO) donne lieu à schéma-bloc de contrôle classique, qui peut être schématisé comme suit :



Le filtre passe bande a pour but de limiter le rebouclage à la zone fréquentielle critique :

$$H_1 \equiv \frac{s^2}{s^2 + 2\zeta_{H1}\omega_{ph}s + \omega_{ph}^2} \cdot \frac{\omega_{pb}^2}{s^2 + 2\zeta_{H1}\omega_{pb}s + \omega_{pb}^2}$$

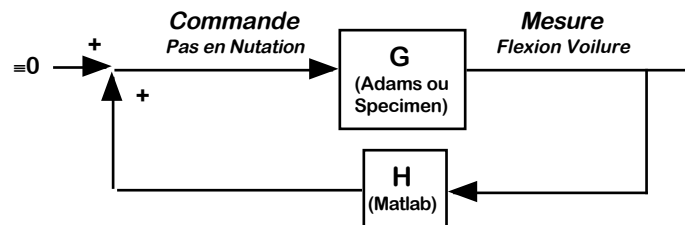
|                            |                                |
|----------------------------|--------------------------------|
| $s$                        | Variable de Laplace            |
| $\omega_{ph}, \omega_{pb}$ | Pulsations passe-haut et - bas |
| $\zeta_{H1}$               | Amortissement Réduit du Filtre |

En pratique, si  $f_1$  est la pulsation propre du mode en flexion verticale que l'on cherche à prévenir, on prendra  $\omega_{ph}, \omega_{pb} \equiv 2\pi(f_1 \pm 0.5\text{Hz})$  et  $\zeta_{H1} \equiv 0.7$ .

Quant au déphaseur, son rôle est de générer le déphasage de  $\Phi_H \equiv -\pi - \Phi_G$  qui ramène la consigne à 0. On l'ajuste au moyen d'une pulsation  $\omega_{H2}$  :

$$H_2 \equiv \frac{1 + \omega_{H2}S}{1 - \omega_{H2}S}$$

La fonction de transfert de rebouclage globale est donc simplement  $H \equiv g \cdot H_1 \cdot H_2$ , ce qui autorise le schéma fonctionnel simplifié suivant :



Cette configuration a été simulée à l'aide du modèle Adams du rotor, et essayée en soufflerie après avoir ajouté un vérin de commande en pas cyclique de nutation.

Dans la configuration de référence proposée par Eurocopter, l'augmentation démontrée de la vitesse critique de flottement gyroscopique est de 20%, avec  $\Phi_H \equiv -2\pi/3$  et  $g \equiv 1$ . Ce gain représente une avancée très significative en termes de performance de l'aéronef.

### Approche Explicite Multi-Variable en Représentation Temporelle

Alors que l'approche SISO a été menée dans le domaine fréquentiel, l'approche MIMO (Multi-Variables) est réalisée dans le domaine temporel. Les développements réalisés à ce niveau relèvent davantage de la Commande de Systèmes que de la Mécanique. Dans les paragraphes suivants sont présentés les éléments principaux de la contribution réalisée.

L'Identification du système s'opère selon un modèle paramétrique de type ARX (Auto Regressive with eXogeneous Input) d'ordre  $p$ , utilisable en Multi-Variable. La sortie du système au  $k$ -ième pas de temps est calculable à l'aide d'une combinaison linéaire d'entrées et sorties précédentes :

$$y(k) \equiv \sum_{i=0}^p \beta_i u(k-i) + \sum_{i=1}^p \alpha_i y(k-i)$$

$u$  : Vecteur des  $r$  entrées  
 $y$  : Vecteur des  $m$  sorties  
 $\alpha$  : Matrice  $m \times m$   
 $\beta$  : Matrice  $m \times r$

Concrètement, on considère  $l$  échantillons numérotés chronologiquement, avec  $l > p$ , qui permettront de définir le système  $Y = P \cdot V$  dont l'inversion donne les coefficients ARX (matrices  $\alpha$  et  $\beta$ ), avec :

$$Y \equiv \begin{bmatrix} y(p) & y(p+1) & \dots & y(l-1) \end{bmatrix} \quad (\text{matrice dont les colonnes sont les vecteurs } y)$$

$$P \equiv \begin{bmatrix} \beta_0 & \beta_1 & \alpha_1 & \beta_2 & \alpha_2 & \dots & \beta_p & \alpha_p \end{bmatrix} \quad (\text{matrice obtenue par juxtaposition des matrices } \alpha \text{ et } \beta)$$

$$V \equiv \begin{bmatrix} u(p) & u(p+1) & \dots & u(l-1) \\ v(p-1) & v(p) & \dots & v(l-2) \\ v(p-2) & v(p-1) & \dots & v(l-3) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ v(0) & v(1) & \dots & v(l-p-1) \end{bmatrix} \quad \text{avec : } v(k) \equiv \begin{bmatrix} u(k) \\ y(k) \end{bmatrix}$$

Les *Contrôleurs* multi-variables permettant de stabiliser le système ont donné lieu à une *double approche*, selon deux types d'algorithmes ;

- la première fait appel à des contrôleurs classiques de type *Linéaires Quadratiques Gaussiens avec Recouvrement de la boucle de transfert (LQGR)* ;
- la seconde met en œuvre le *Contrôle Prédictif Généralisé (CPG)*.

Les paragraphes qui suivent présentent les principes sur lesquels se fondent les contrôleurs, qui ont été implémentés pour la régulation du flottement gyroscopique.

### Contrôleurs LQGR

#### *Modèle Linéaire*

L'approche *LQGR* fait appel à la représentation matricielle d'état du système, et c'est en cela qu'elle est *Linéaire* :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad \text{avec : } \begin{cases} \mathbf{u} : \text{Vecteur d'Entrée} \\ \mathbf{x} : \text{Vecteur d'État} \\ \mathbf{y} : \text{Vecteur de Sortie} \\ \mathbf{A} : \text{Matrice d'État du Système en Boucle Ouverte} \\ \mathbf{B} : \text{Matrice de Commande} \\ \mathbf{C} : \text{Matrice d'Observation} \end{cases}$$

Dans l'approche classique, on suppose que l'État est entièrement observable, et donc  $\mathbf{C} = \mathbf{I}$ ,  $\mathbf{y} = \mathbf{x}$ , et la représentation se réduit alors à :  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$ .

#### *Critère Quadratique*

La synthèse *LQ* consiste à trouver une matrice de gain optimale pour un retour des états du système sur ses entrées.

Autrement dit, il s'agit de rechercher la matrice  $\mathbf{K}$  telle que  $\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{x}(t)$  qui minimise le critère *quadratique* :

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^t \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^t \mathbf{R} \mathbf{u}) dt$$

Dans ce critère quadratique, les matrices symétriques  $\mathbf{Q}$  et  $\mathbf{R}$  sont constantes et semi-définie positive pour  $\mathbf{Q}$ , définie positive pour  $\mathbf{R}$ . Le rebouclage  $\mathbf{u} = -\mathbf{K}\mathbf{x}$  permet d'explicitier le critère sous la forme :

$$J = \text{Trace} \left[ \left( \mathbf{Q} + \int_0^{\infty} \mathbf{K}^t \mathbf{R} \mathbf{K} \right) \mathbf{L} \right] \quad \text{où : } \mathbf{L} = \int_0^{\infty} \mathbf{x}^t \mathbf{x} dt$$

La matrice de rebouclage  $\mathbf{K}_{\text{optim}}$  optimale est définie par :

$$\mathbf{K}_{\text{optim}} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^t \mathbf{P}$$

où  $\mathbf{P}$  est la solution symétrique, constante et définie positive de l'Équation de RICCATI :

$$\mathbf{P} \mathbf{A} + \mathbf{A}^t \mathbf{P} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^t \mathbf{P} + \mathbf{Q} = \mathbf{0}$$

### Régulateur Gaussien

En pratique, il n'est pas possible d'observer l'intégralité de l'État. On adjoint donc souvent à la synthèse LQ un *Filtre de Kalman* permettant d'estimer les États à partir d'un nombre réduit de mesures en sortie. L'ensemble forme un Régulateur Quadratique Gaussien, qui minimise un critère incluant un caractère stochastique. La représentation d'état du système bruité devient :

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{D}\mathbf{w} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{v} \end{cases} \quad \text{avec : } \begin{cases} \mathbf{v} : \text{Vecteur du Bruit de Mesure} \\ \mathbf{w} : \text{Vecteur du Bruit de Processus} \end{cases}$$

Les bruits  $\mathbf{v}$  et  $\mathbf{w}$  sont des bruits blancs non corrélés ; leurs matrices symétriques respectives de covariance  $\mathbf{V}$  et  $\mathbf{W}$  sont constantes et semi-définie positive pour  $\mathbf{V}$ , définie positive pour  $\mathbf{W}$  :

$$\begin{cases} \text{Erf}[\mathbf{v}(t) {}^t\mathbf{v}(\tau)] \equiv \mathbf{V} \delta(t - \tau) \\ \text{Erf}[\mathbf{w}(t) {}^t\mathbf{w}(\tau)] \equiv \mathbf{W} \delta(t - \tau) \\ \text{Erf}[\mathbf{w}(t) {}^t\mathbf{v}(\tau)] \equiv \mathbf{0} \end{cases} \quad \text{avec : } \begin{cases} \text{Erf} : \text{Fonction d'Erreur} \\ \delta : \text{Impulsion de Dirac} \end{cases}$$

L'estimateur d'état est régi par :  $\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{K}_{\text{optim Kalman}}(\mathbf{y} - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}})$

Le gain optimal de Kalman est défini par :  $\mathbf{K}_{\text{optim Kalman}} \equiv \mathbf{P}_{\text{Kalman}} {}^t\mathbf{C} \mathbf{V}^{-1}$

$\mathbf{P}_{\text{Kalman}}$  est la solution symétrique, constante et définie positive de l'Équation de RICCATI :

$$\mathbf{P}_{\text{Kalman}} {}^t\mathbf{A} + \mathbf{A} \mathbf{P}_{\text{Kalman}} - \mathbf{P}_{\text{Kalman}} {}^t\mathbf{C} \mathbf{V}^{-1} \mathbf{C} \mathbf{P}_{\text{Kalman}} + \mathbf{D} \mathbf{W} {}^t\mathbf{D} \equiv \mathbf{0}$$

Dans le cas où les mesures sont des angles, la covariance  $\mathbf{V}$  du bruit de mesure peut être choisie  $\mathbf{V} \equiv \eta \mathbf{I}$  ( $\eta$  : paramètre de vitesse de convergence).

Quant au dernier terme  $\mathbf{D} {}^t\mathbf{W} \mathbf{D}$ , qui est la covariance du bruit d'état, un choix possible est le suivant :

$$\mathbf{D} \mathbf{W} {}^t\mathbf{D} \equiv \mathbf{B} {}^t\mathbf{B}$$

### Recouvrement d'Entrée

La Synthèse LQ et le Filtre de KALMAN ont chacun de bonnes performances et une robustesse correcte, mais les automaticiens ont développé une technique spécifique destinée à les conserver lorsqu'ils sont associés. Cette technique consiste à réduire légèrement le facteur  $\eta$  ci-dessus lorsque les conditions suivantes sont réunies :

- les matrices de covariances  $\mathbf{V}$  et  $\mathbf{W}$  sont prises selon l'expression définie ci-dessus ;
- le nombre d'entrées est égal au nombre de sorties ;
- la fonction de transfert  $G$  en boucle ouverte est à minimum de phase.

### Résultats Obtenus avec le Régulateur LQGR

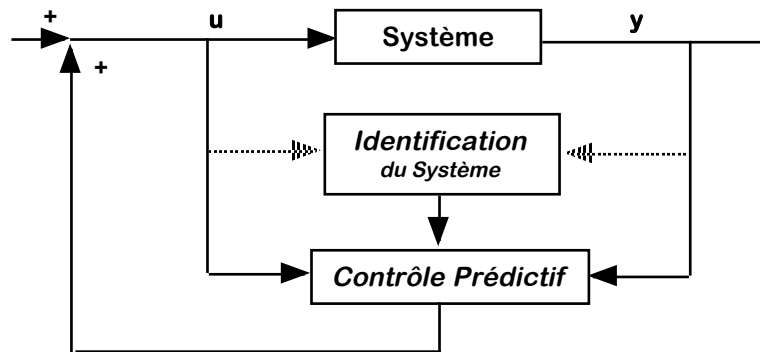
Dans la configuration de référence Eurocopter, la simulation Matlab-Adams a permis de démontrer un accroissement de 20% de la vitesse critique de flottement gyroscopique. Le mode principal de flexion verticale voilure est très bien protégé, mais on constate également que le mode en flexion horizontale est plus stable, ce qui peut être utile dans des configurations différentes.

## Contrôle Prédictif Généralisé CPG

### *Schéma de Prédiction*

Par principe, l'approche par contrôle prédictif consiste à minimiser un critère quadratique incluant les valeurs futures des entrées et sorties, calculées par un modèle mathématique. Le Contrôle Prédictif Généralisé fait appel à un modèle matriciel linéaire reliant les entrées aux sorties. Ce modèle est utilisé pour calculer les relations commande-sortie pour un nombre restreint de pas de temps futurs. Pour que la réponse soit contrôlée, il est nécessaire de traiter les commandes futures en rejetant d'éventuelles perturbation. Ces études de robustesse ont fait l'objet de nombreux travaux qui ne sont pas abordés ici, mais sont considérés comme l'état de l'art.

Le schéma-bloc du processus CPG est donc le suivant :



L'identification s'opère selon le processus ARX décrit plus haut. Elle peut être réalisée initialement ou bien rafraîchie à intervalles réguliers (flèches grisées). La contribution réalisée met en œuvre le processus CPG lui-même (contrôleur), dont le principe est décrit ci-dessous.

L'équation ARX peut être directement réécrite pour prédire la sortie à l'instant suivant ( $k+1$ ) :

$$\mathbf{y}(k+1) = \sum_{i=0}^p \beta_i^{(k)} \mathbf{u}(k-i) + \sum_{i=1}^p \alpha_i^{(k)} \mathbf{y}(k-i) \quad \text{où les } \alpha^{(k)} \text{ et } \beta^{(k)} \text{ sont les matrices au pas } k.$$

L'hypothèse de nullité des coefficients  $\alpha_i$  et  $\beta_i$  au-delà de l'ordre  $p$  du système ( $\alpha_i = \beta_i = 0$  pour  $i \geq p+1$ ) permet d'écrire, en regroupant :

$$\mathbf{y}(k+1) = \beta_0^{(k)} \mathbf{u}(k+1) + \sum_{i=0}^p \left( \beta_{i+1}^{(k)} + \alpha_1^{(k)} \beta_i^{(k)} \right) \mathbf{u}(k-i) + \sum_{i=1}^p \left( \alpha_{i+1}^{(k)} + \alpha_1^{(k)} \alpha_i^{(k)} \right) \mathbf{y}(k-i)$$

En considérant les  $\alpha_i$  et  $\beta_i$  réactualisés à chaque pas de temps, l'équation prédictive ARX au pas  $k+j$  se récrit :

$$\mathbf{y}(k+j) = \sum_{i=1}^p \left( \beta_i^{(k+j)} \mathbf{u}(k-i) + \alpha_i^{(k+j)} \mathbf{y}(k-i) \right) + \sum_{i=0}^j \beta_0^{(k+i)} \mathbf{u}(k+j-i)$$

Les  $\alpha_i$  et  $\beta_i$  se calculent par récursivité :

$$\begin{cases} \alpha_i^{(k+j)} = \alpha_i^{(k)} \alpha_i^{(k+j-1)} + \alpha_{i+1}^{(k+j-1)} \\ \beta_i^{(k+j)} = \beta_i^{(k)} \alpha_i^{(k+j-1)} + \beta_{i+1}^{(k+j-1)} \end{cases}$$



### Matrices de Prédiction

La synthèse prédictive des sorties peut dès lors s'écrire matriciellement comme suit :

$$\mathbf{y}_h \equiv \mathbf{A}_p \mathbf{y}_p + \mathbf{B}_p \mathbf{u}_p + \mathbf{T}_p \mathbf{u}_h$$

où  $(\mathbf{u}_p, \mathbf{y}_p)$  regroupent respectivement (par blocs superposés) les commandes et sorties aux  $p$  pas précédents, et  $(\mathbf{u}_h, \mathbf{y}_h)$  les commandes et sorties aux pas futurs considérés aux horizons respectifs de contrôle et de prévision  $h_c$  et  $h_p$  ; ainsi :

$$\mathbf{u}_p \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{u}(k-1) \\ \mathbf{u}(k-2) \\ \vdots \\ \mathbf{u}(k-p) \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{y}_p \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{y}(k-1) \\ \mathbf{y}(k-2) \\ \vdots \\ \mathbf{y}(k-p) \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{u}_h \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{u}(k) \\ \mathbf{u}(k+1) \\ \vdots \\ \mathbf{u}(k+h_c-1) \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{y}_h \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{y}(k) \\ \mathbf{y}(k+1) \\ \vdots \\ \mathbf{y}(k+h_p-1) \end{bmatrix}$$

Les matrices de prédiction  $\mathbf{A}_p$ ,  $\mathbf{B}_p$  et  $\mathbf{T}_p$  sont explicitées en fonction des blocs  $\alpha$  et  $\beta$ , avec  $h_c \leq h_p$  :

$$\mathbf{A}_p \equiv \begin{bmatrix} \alpha_1^{(k)} & \alpha_2^{(k)} & \dots & \alpha_p^{(k)} \\ \alpha_1^{(k+1)} & \alpha_2^{(k+1)} & \dots & \alpha_p^{(k+1)} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \alpha_1^{(k+h_p-1)} & \alpha_2^{(k+h_p-1)} & \dots & \alpha_p^{(k+h_p-1)} \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{B}_p \equiv \begin{bmatrix} \beta_1^{(k)} & \beta_2^{(k)} & \dots & \beta_p^{(k)} \\ \beta_1^{(k+1)} & \beta_2^{(k+1)} & \dots & \beta_p^{(k+1)} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \beta_1^{(k+h_p-1)} & \beta_2^{(k+h_p-1)} & \dots & \beta_p^{(k+h_p-1)} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_p \equiv \begin{bmatrix} \beta_0^{(k)} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \dots & \mathbf{0} \\ \beta_0^{(k+1)} & \beta_0^{(k)} & \mathbf{0} & \dots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \beta_0^{(k+h_c-2)} & \beta_0^{(k+h_c-3)} & \dots & \beta_0^{(k)} & \mathbf{0} \\ \beta_0^{(k+h_c-1)} & \beta_0^{(k+h_c-2)} & \dots & \dots & \beta_0^{(k)} \\ \beta_0^{(k+h_c)} & \beta_0^{(k+h_c-1)} & \dots & \dots & \beta_0^{(k+1)} \\ \vdots & \vdots & \dots & \dots & \vdots \\ \beta_0^{(k+h_p-1)} & \beta_0^{(k+h_p-2)} & \dots & \dots & \beta_0^{(k+h_p-h_c)} \end{bmatrix}$$

Ces matrices sont ainsi connues à chaque pas, et les seules inconnues qui restent sont les sorties futures, fonctions des commandes futures.

### Loi de Commande

Il reste donc à calculer les entrées futures dont l'application aboutira aux sorties souhaitées, selon la modèle prédictif précédent. Il s'agit donc de minimiser l'erreur  $\varepsilon \equiv \mathbf{y}_h - \mathbf{y}_c$  entre la sortie prédite  $\mathbf{y}_h$  et la sortie de consigne  $\mathbf{y}_c$ . Pour la stabilisation du flottement gyroscopique, la sortie de consigne est identiquement nulle, et on minimise directement  $\mathbf{y}_h$ . La fonctionnelle à minimiser reste donc la forme quadratique usuelle :

$$\mathbf{J} \equiv \mathbf{y}_h^t \mathbf{Q} \mathbf{y}_h + \mathbf{u}_h^t \mathbf{R} \mathbf{u}_h$$

Compte tenu des expressions précédentes, cette minimisation aboutit à l'expression suivante, définissant la commande à réaliser aux pas de temps futurs (dans la limite de l'horizon  $h$ ) :

$$\mathbf{u}_h \equiv - \left( \mathbf{R}^t + \mathbf{T}_p \mathbf{Q} \mathbf{T}_p \right)^{-1} \mathbf{T}_p \mathbf{Q} \left( \mathbf{A}_p \mathbf{y}_p + \mathbf{B}_p \mathbf{u}_p \right)$$

### Mise en Œuvre et Résultats

Le choix de l'ordre  $p$  du contrôleur conditionne directement la réactivité de l'*observateur* du CPG. Considérant  $m$  sorties et  $n$  modes jugés significatifs que l'on souhaite stabiliser, il faut dans tous les cas choisir  $p$  tel que, au minimum  $mp$  soit supérieur à  $n$ . Mais un ordre supérieur est nécessaire si des perturbations doivent être incluses dans l'identification. En pratique, il est généralement suffisant de choisir  $p=5n$ .

L'horizon de prédiction  $h_p$  influence quant à lui la réactivité du *contrôleur* du CPG. Dans tous les cas,  $h_p$  doit être supérieur ou égal à  $p$ . Des valeurs plus élevées minimisent la réactivité du contrôleur, mais minimisent également la puissance mise en jeu par la correction de commande. Pour le flottement gyroscopique, le choix retenu est la réactivité, et donc  $h_p = p$ .

L'horizon de commande  $h_c$  doit être inférieur ou égal à  $h_p$ . Si on le diminue, le contrôleur est moins réactif, mais plus stable. La réactivité a également été privilégiée, et donc  $h_c = h_p = h$  pour le flottement gyroscopique.

Ainsi, les matrices d'identification s'expriment comme suit :

$$\mathbf{u}_h \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{u}(k) \\ \mathbf{u}(k+1) \\ \vdots \\ \mathbf{u}(k+p-1) \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{y}_h \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{y}(k) \\ \mathbf{y}(k+1) \\ \vdots \\ \mathbf{y}(k+p-1) \end{bmatrix} ; \quad \mathbf{A}_p \equiv \begin{bmatrix} \alpha_1^{(k)} & \alpha_2^{(k)} & \dots & \alpha_p^{(k)} \\ \alpha_1^{(k+1)} & \alpha_2^{(k+1)} & \dots & \alpha_p^{(k+1)} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \alpha_1^{(k+p-1)} & \alpha_2^{(k+p-1)} & \dots & \alpha_p^{(k+p-1)} \end{bmatrix} ; \quad \left( \begin{array}{l} \text{expression} \\ \text{identique} \\ \text{pour } \mathbf{B}_p \\ \text{avec les} \\ \text{matrices } \beta \end{array} \right)$$

$$\text{La matrice de prédiction est également simplifiée : } \mathbf{T}_p \equiv \begin{bmatrix} \beta_0^{(k)} & \mathbf{0} & \dots & \dots & \mathbf{0} \\ \beta_0^{(k+1)} & \beta_0^{(k)} & \mathbf{0} & \dots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & \mathbf{0} \\ \beta_0^{(k+p-2)} & \beta_0^{(k+p-3)} & \dots & \beta_0^{(k)} & \mathbf{0} \\ \beta_0^{(k+p-1)} & \beta_0^{(k+p-2)} & \dots & \dots & \beta_0^{(k)} \end{bmatrix}$$

Enfin, en cohérence avec les algorithmes précédents, les matrices de pondération  $\mathbf{Q}$  et  $\mathbf{R}$  ont été choisies homothétiques à l'identité (uniformes et sans couplage) :  $\mathbf{Q}=\mathbf{I}$ ,  $\mathbf{R}=\gamma\mathbf{I}$ .

Dans la configuration de référence proposée par Eurocopter, les algorithmes CPG ont permis de démontrer un gain en vitesse de 15%. Cette valeur est inférieure aux autres contrôleurs, mais il faut observer que les trois modes fondamentaux sont globalement stabilisés. En effet, non-seulement les deux flexions voient leurs amplitudes diminuer, mais aussi le mode de torsion voileure est potentiellement protégé du flottement. Cela rend le processus plus robuste vis-à-vis de la configuration. Même si, dans la configuration de référence, ces modes ne sont pas critiques, ils pourraient l'être dans d'autres géométries.

### **Synthèse sur la stabilisation du flottement gyroscopique par contrôleurs**

Les résultats des simulations et essais réalisés sur la configuration de référence peuvent être résumés dans le tableau ci-dessous :

| <b>Architecture Contrôleur</b> | <b>Gain en Vitesse Critique</b> | <b>Mode(s) Contrôlés(s)</b>  |
|--------------------------------|---------------------------------|--|
| <b>SISO - Bouclage Filtré</b>  | <b>+ 20 %</b>                   | <b>Flexion Verticale</b>   |
| <b>MIMO - LQGR</b>             | <b>+ 30 %</b>                   | <b>Flexion Verticale<br/>Flexion Horizontale</b>                     |
| <b>MIMO - CPG</b>              | <b>+ 15 %</b>                   | <b>Flexion Verticale<br/>Flexion Horizontale<br/>Torsion Voilure</b> |

Sur un aéronef convertible, il serait nécessaire d'implémenter les contrôleurs dans les calculateurs de bords, les Commandes De Vol Électriques (CDVE) devenant ainsi le moyen de générer un amortissement fictif des modes.

Ceci pose un problème de certification pour un aéronef civil, qui doit posséder une stabilité mécanique propre dans tout son domaine de vol. Toutefois, les démonstrations de robustesse liée à ces systèmes pourrait contribuer à définir une future réglementation adaptée au convertible, et qui permettrait de tirer parti de ces performances.

## 3.2 Thèses en phase initiale

### Taux d'Endommagement, Facteur de Perte et Diagnostic

#### Irréversibilité en Vibration

Le facteur de perte, qui représente la dissipation au sein du solide, représente une irréversibilité mécanique. Dans le domaine linéaire, à résonance l'excitation compense exactement l'amortissement ; le mouvement suit exactement la forme propre (appropriation modale), et l'amplitude reste constante à cause du travail du chargement harmonique précisément parce que cette contribution (force connue qui ne dérive pas d'un potentiel) passe entièrement en réaction dissipative.

On peut même affirmer que les 4 termes de l'équation dynamique linéaire se correspondent deux à deux :

$$\underbrace{m\ddot{x}} + \underbrace{r\dot{x}} + \underbrace{kx} = \underbrace{\cos \omega_e t}$$

de sorte que la dynamique du système est toute entière contenue dans les termes proprement mécaniques (cinétiques et potentiels)  $m\ddot{x} + kx = 0$ .

Dans le domaine non-linéaire, l'irréversibilité peut être traitée séparément, de la même manière, et il reste alors les termes mécaniques au sens de LAGRANGE :

$$\langle \mathcal{L}_j \rangle \langle \mathcal{E}_{cin} \rangle - \langle \mathcal{L}_j \rangle \langle \mathcal{E}_{pot} \rangle \equiv 0 \quad \text{ou} \quad \langle \mathcal{L}_j \rangle \langle \mathcal{E}_{Lagrange} \rangle \equiv 0 \quad \left( \text{avec} \langle \mathcal{L}_j \rangle \equiv \frac{d}{dt} \frac{\partial}{\partial \dot{q}_j} - \frac{\partial}{\partial q_j} \right)$$

Les dissipations proviennent des irréversibilités en déformation et des frottements. la première catégorie peut générer des termes linéaires (visqueux) mais la seconde est intrinsèquement non-linéaire. Il est possible toutefois de les inclure dans une dissipation globale, donnant un amortissement modale équivalent résultant, sommant la partie linéaire et la partie non-linéaire.

La dissipation par friction provient des assemblages ou des jonctions internes, entre constituants, grains, ou au voisinage de fissures. Or ces inhomogénéités sont en réalité des micro-endommagements, d'où la recherche de relations entre la dissipation modale effective et le taux d'endommagement. Plus précisément, il s'agit de relier l'entropie (ou irréversibilité) vibratoire à l'irréversibilité due à l'endommagement interne. L'essai à résonance est efficace, puisque précisément le chargement induit, dans son intégralité, une irréversibilité.

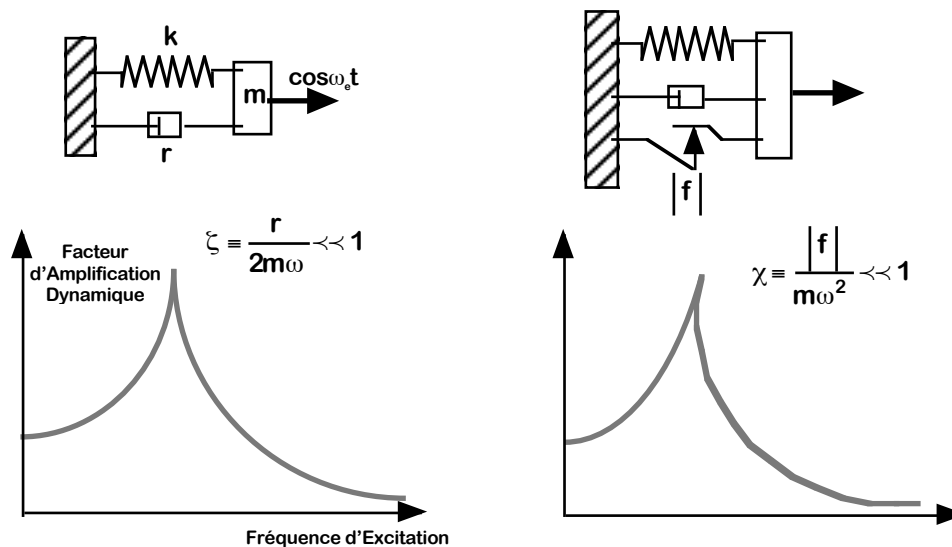
La thèse initiée fin 2007 par Amir SHAHDIN vise justement à établir ce type de corrélation au sein de pièces composites. C'est une thèse de Mécanique des Structures et des Matériaux réalisée à SUPAERO initiée sous l'égide de l'École Doctorale Matériaux - Structures - Mécanique (MSM, ED324), devenue École Doctorale Mécanique - Énergétique - Génie Civil - Procédés (MEGEP, ED468).

#### Essais à Résonance

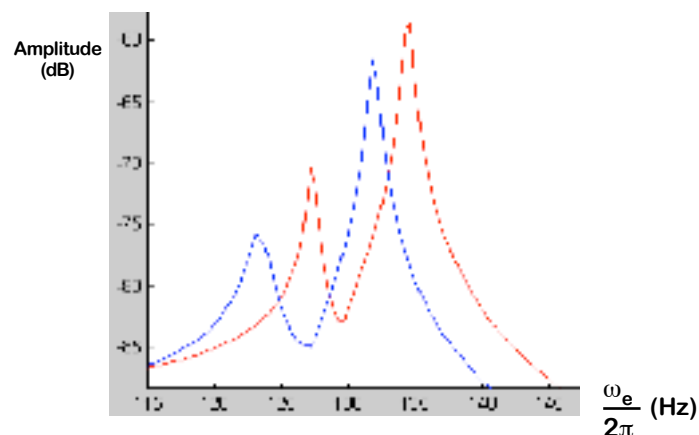
Le montage dynamique réalisé reprend la configuration décrite au § 2.3 dans le cadre de la thèse de Victorien BELLCEIL. Les échantillons sont ici réalisés en Carbone/Epoxy structural T300/914, et sont essayés en configuration initiale, puis après endommagement par impactage donnant un taux de délaminage calibré. Les mesures sont affinées autour des résonances.

Les formes modales sont ainsi bien connues dans les configurations poutres ou plaques considérées, et cela permet d'évaluer le taux de dissipation (par le facteur de qualité global) et de visualiser certaines non-linéarités.

En effet, les non-linéarités de frottement induisent des asymétries dans les pics de résonance, certains glissements sec pouvant même provoquer un basculement du pic, visible lorsqu'on représente la FRF :



Les essais sont d'une mise en œuvre délicate. En effet, les dissipations restant faibles, les pics sont étroits, et la mesure correcte du facteur de qualité (FAD maximal) nécessite une grande précision. La mise au point de la procédure a été réalisée au cours des premiers mois écoulés de la thèse, avec l'assistance de Joseph MORLIER (SUPAERO) et de Michel LABARRERE (ENSICA). À titre d'illustration, la figure ci-dessous présente une réponse observée sur un échantillon lorsque le taux d'endommagement croît (courbe bleue) :



Les mesures sont réalisées ponctuellement sans contact, par vibromètre, et autorisent une restitution partielle des formes propres. La symétrie du montage et du drapage est tout à fait essentielle dans la procédure. Pour chaque échantillon, une première identification est réalisée à partir d'une excitation en bruit blanc, puis des essais appropriés permettent d'extraire les facteurs de qualité associés à chaque mode.

Les tout premiers résultats obtenus sur des échantillons de type poutre, d'épaisseurs 1 ou 2 mm en drapage équilibré, en configuration intacte ou impactée (distribution de délaminages couvrant 10% de la surface) indiquent les éléments suivant :

- les fréquences de résonance, assez peu affectées par l'endommagement, le sont de manière non directement corrélable (dispersions importantes) ; leur variation ne constitue pas un indicateur suffisamment pertinent ;
- en revanche, on peut parvenir à corréliser le taux global d'amortissement au taux global d'endommagement, et la campagne d'essais en cours depuis l'été 2007 vise à obtenir des données en nombre suffisant dans ce but ;
- la flèche d'effort tranchant, affectant le cisaillement transverse, intervient de manière significative dans les évolutions de l'amortissement ; son influence peut être ajustée en ajoutant des masselottes en extrémité de poutre ;
- dans certaines configurations, les pics de résonance sont localement dédoublés, le frottement sec se traduisant par des rattrapages de jeu à l'intérieur du matériau. Toutefois, la prise en compte de la dissipation totale permet d'intégrer ces frottements dans le facteur d'amplification mesuré ;

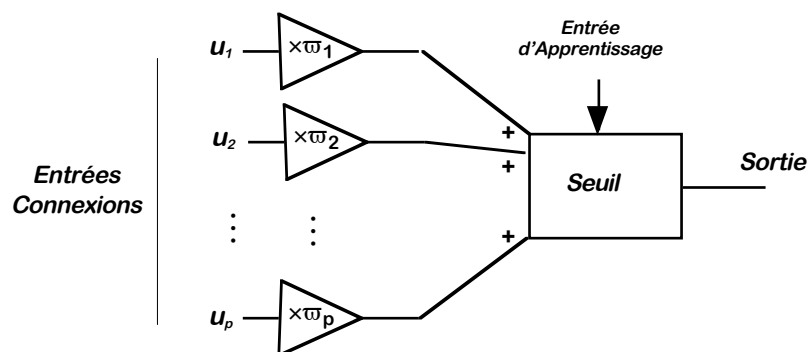
### **Diagnostic Structural Modal**

La thèse de Bang TRAN est réalisée pour Eurocopter à l'ENSAM, sous l'égide de l'École Doctorale Mathématiques et Informatique (MI, ED184). Il s'agit donc d'une thèse de Mathématique et d'Informatique appliquées au Traitement du Signal dynamique, mais dont l'enjeu est structural. Ces développements proposent d'exploiter les mesures accélérométriques sur hélicoptère, pour détecter l'apparition de défauts. L'objectif immédiat est l'aide au diagnostic entre les vols et lors des visites ; une perspective à moyen terme pourrait être également la surveillance en temps réel en vol.

Les entrées sont ici un nombre restreint de mesures, provenant de capteurs installés directement sur la cellule de l'aéronef, les sorties étant les diagnostics mécaniques déclinés en trois niveaux : vert (Go) - orange (Warning) - rouge (No-Go). Les défauts visés ont trois origines, induisant cinq catégories :

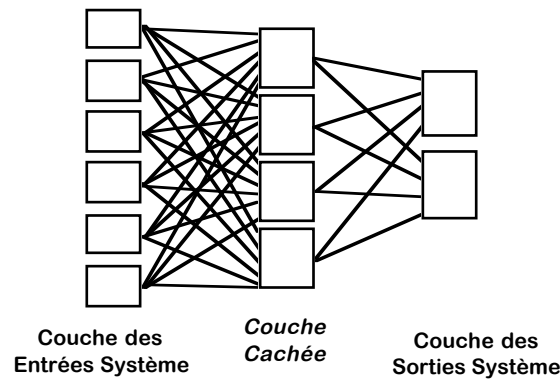
- géométrie : désalignements, balourds sur éléments tournants, dérèglages mécaniques ;
- discontinuités entre éléments : jeux fonctionnels ;
- dégradation interne : endommagements.

Les travaux en cours proposent d'utiliser un Réseau Adaptatif Neuronal à 5 niveaux en Logique Floue. Un nœud neuronal peut être schématisé comme suit :



Le neurone s'active (connexion entrée-sortie) si et seulement si la somme de toutes les entrées pondérées (selon les poids  $\varpi$ ) remplit un critère de type seuil.

Les neurones sont assemblés en réseau par couches visibles (avec des entrées et/ou sorties du système) ou cachées (internes) :

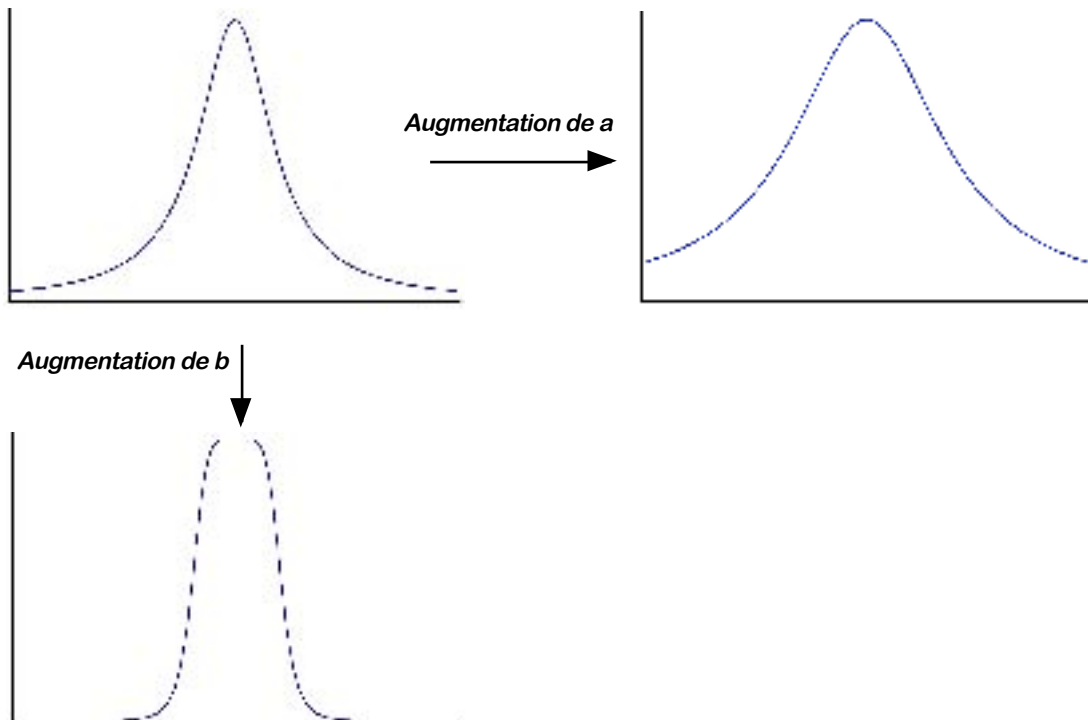


L'intérêt d'un tel système pour le diagnostic est sa capacité d'auto-apprentissage et de décision. L'apprentissage initial du système s'opère à partir de cas de référence, donc de mesures accélérométriques sur la structure "saine".

La détection de défaut s'opère en logique floue (Neuro Fuzzy Method, NFD). Pour cela, une fonction de niveau d'appartenance est définie autour des paramètres de référence (structure saine). Une fonction usuelle est la fonction en cloche, qui définit le degré d'appartenance (de 0 à 1) de la variable  $x$  par rapport au cas de référence défini par les 3 paramètres  $a$ ,  $b$ ,  $c$  issus de l'apprentissage :

$$f_{a,b,c}(x) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x-c}{a} \right|^{2b}}$$

Le paramètre  $c$  est la valeur centrale,  $a$  conditionne la largeur de la cloche, et  $b$  sa forme :





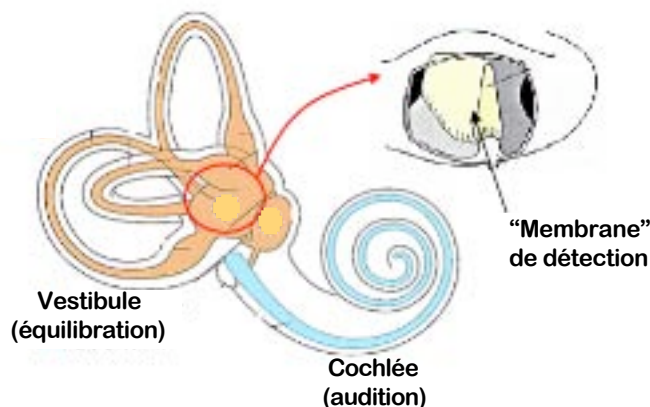
L'apprentissage par inférence (donc l'acquisition des paramètres) est réalisé selon le processus dit de Sugeno, à partir des spectres vibratoires acquis en vol sur une cellule de référence, donc en utilisation de la structure (et non en essais spécifique). Les travaux au cours des 2 premières années de thèse portent sur l'acquisition informatique et le traitement des données en service, permettant précisément d'implémenter cet apprentissage dans un réseau à 5 couches.

La validation en cours vise à repérer des cas de défauts connus et à observer leur détectabilité par le système. L'identification de ces cas préfigure la robustesse du système.

## Thématique Transverse

### Dynamique de l'Oreille Interne

La thèse de Pierre SELVA est une thèse transverse réalisée à SUPAERO et co-dirigée par Jean-François de LAUZUN, Docteur en Médecine. Elle est placée sous l'égide de l'École Doctorale transverse Aéronautique-Astronautique (AA, ED467) et financée par le Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche. Son objectif est d'obtenir un modèle du fonctionnement dynamique de l'ensemble du système auriculaire en équilibration (perception de la posture). En effet, des modélisations partielles ont été réalisées, en particulier des canaux semi-circulaires, mais l'intégration du système complet en bilatéral est souhaitée par les médecins qui définissent les protocoles de tests pour les pilotes de chasse par exemple.

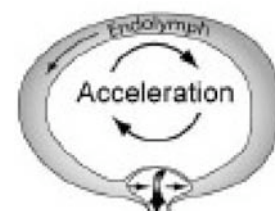


La thèse porte sur la modélisation du vestibule (perception inertielle de la posture), et ne s'intéresse pas à la cochlée (perception tactile de la pression acoustique). Il faut noter que le même fluide irrigue les deux systèmes. Plus précisément, le vestibule de chaque oreille est composée de 5 "capteurs" : les 3 canaux semi-circulaires (en réalité toriques), l'utricle et le saccule.

### Caractéristiques des Canaux Semi-Circulaires

En première approximation, les canaux captent les rotations, et les 2 autres capteurs les translations. La recherche des caractéristiques mécaniques de ces éléments et de leurs dispersions a permis d'obtenir un certain nombre d'éléments fiables concernant la géométrie et caractéristiques du fluide cochléaire ou endolymphe, fluide Newtonien.

Il faut ensuite s'intéresser au capteur lui-même. En ce qui concerne le canal semi-circulaire, assez bien étudié, la rotation induit une différence de pression qui fait réagir un capteur, la cupule. Appelée improprement "membrane", nous la considérons davantage comme un barrage formée d'un fluide diphasique de caractéristiques différentes de l'endolymphe qu'une véritable barrage solide.



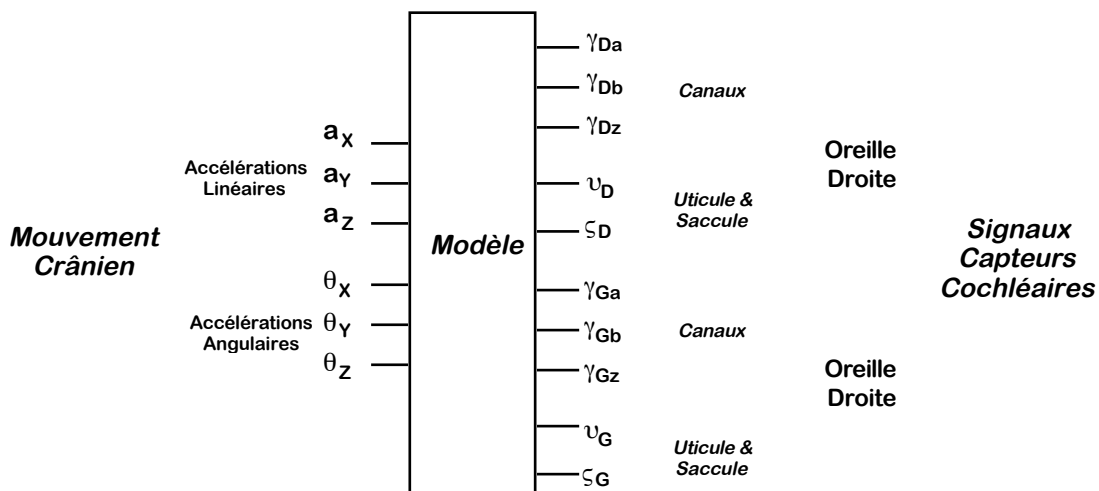
La modélisation directe par calculs analytiques (poutres, plaques, volume hexaédral) assistée d'un modèle éléments finis solide simplifié, a permis une première approche du mouvement cupulaire, mais l'impossibilité de mesurer in situ le déplacement cupulaire interdit toute validation directe de ces calculs, portant par ailleurs sur des tissus extrêmement souples.

L'approche indirecte a donc été privilégiée, fondée sur la mesure des effets des capteurs. La coopération avec les spécialistes du monde médical a ici pleinement porté ses fruits, puisque des essais découplés en rotation (par exemple le mouvement "Non" de la tête, qui sollicite le canal dédié au lacet) ont pu être réalisés. Ceci entraîne un nystagmus optocinétique, le cerveau compensant le mouvement de la tête par un balayage oculaire. Ce balayage a été mesuré sur siège tournant dans l'obscurité, par caméra infra-rouge opérant une acquisition de l'image de l'iris (dont tous les mouvements sont ainsi observables). Or les neurophysiologistes connaissent assez bien la fonction de transfert entre le signal nerveux issu du déplacement cupulaire et la vitesse de balayage de nystagmus. Cette fonction est du premier ordre. Cela a permis, par quotient de fonctions de transferts, de remonter aux caractéristiques extérieures du capteur cupulaire. On s'aperçoit qu'il s'agit d'un système dynamique avec rigidité et amortisseur, fortement amorti. Le régime transitoire permet ainsi d'obtenir l'accélération et la vitesse avec précision.

Ainsi, il a été possible au cours du premier semestre 2007 de définir le modèle inertie-ressort-amortisseur équivalent au canal, en ce qui concerne le déplacement global (ou moyen) du capteur. Un travail similaire est en cours pour les capteurs en translation (utricule et saccule). Ces développements doivent aboutir prochainement, les caractéristiques physiologiques des tissus en jeu n'étant pas fondamentalement différentes.

### Architecture de Simulation

L'objectif est ici d'obtenir un modèle validé permettant de relier les 6 degrés de liberté du mouvement crânien dans un Repère Inertiel aux 10 mesures inertielles issues des 2 oreilles internes :



On constate que le modèle est redondant, et que certains capteurs se recalent entre eux ou sont désactivés (inhibés). Le modèle, lorsqu'il sera complet, permettra de simuler les protocoles de tests pilote en rotation-translation, mais aussi les examens de détection de défaut d'équilibration (chez les personnes âgées par exemple), en représentant les inhibitions ou couplages intempestifs.

Dans la réalisation de ce modèle, les deux points qui sont en cours d'implémentation sont :

- la représentation du système bilatéral ;
- les couplages entre capteurs sur une même oreille.

Concernant le premier point, un modèle bilatéral représentant les 6 canaux semi-circulaires avec leurs caractéristiques dynamiques a été implémenté sous Matlab. Il intègre les fonctions de transfert élémentaires en y ajoutant les termes d'accélération d'entraînement et de CORIOLIS. Ce modèle fonctionne et permet déjà des simulations en rotations sans couplages entre capteurs.

Concernant le second point, les termes sont en cours d'évaluation, et le modèle des utricules et sacules devrait être très bientôt disponible, pour être intégré dans la simulation globale au second semestre 2007.

### *Essais Dynamiques*

Il était envisagé de réaliser un modèle matériel de l'oreille interne à grande échelle. Une étude de similitude vient de montrer que :

- la réalisation d'un modèle de canal seul avec fluide et solides représentatifs nécessiterait des échelles de similitude de temps qui rendrait le système inopérant ; de plus, un tel modèle présente un intérêt lié essentiellement à la mécanique des fluides et non des solides ;
- la réalisation d'un modèle rationnel complet, que nous avons fortement envisagée, pose quant à elle des difficultés d'échelle pour représenter, à la fois les éléments internes de l'oreille et la distance entre les deux oreilles ; en pratique, cela aboutirait à un modèle de grande dimension.

La stratégie actuellement engagée consiste donc à miser sur le modèle Matlab, comme simulateur, avec éventuellement une visualisation de maquette rationnelle virtuelle (dont certains éléments ont été saisis sur Catia). Les essais seront alors des essais physiologiques, puisqu'une équipe d'élèves travaillant avec le doctorant vient d'être sélectionnée pour voler en 2008 sur l'Airbus ZéroG pour faire les tests instrumentés en tabouret tournant, en collaboration avec la société Integral Design.

L'intérêt de réaliser des essais en impesanteur est d'éliminer la composante statique de l'accélération (pesanteur), toujours présente lors des tests cliniques en laboratoire, et importante pour les coefficients de couplage. Or ces coefficients de couplage entre capteurs sont peu observables par ailleurs, et difficiles à modéliser par une approche directe.



## ***Conclusions et Perspectives***

Les travaux en cours constituent l'aboutissement et le prolongement des développements présentés dans ce mémoire, représentant plus de dix années de recherche, du flambage dynamique à l'amortissement et au contrôle. Ils ont abouti à la mise en place d'une petite équipe de dynamiciens au sein du Laboratoire de Mécanique des Structures de SUPAERO. Les activités de cette équipe sont centrées sur la dissipation d'énergie dans les éléments de structures, selon des approches analytiques fondamentales, des résultats d'essais à diverses échelles et des simulations numériques.

Les méthodes et résultats de ces recherches ont des applications industrielles et académiques, pour la connaissance et la maîtrise de cette dissipation. Elles ont donc de fortes connections d'une part avec les sciences des matériaux pour la dissipation passive, et d'autre part avec la commande de système pour le contrôle actif visant à induire des effets dissipatifs et pour le diagnostic.

Les trois thèses actuelles confirment cet axe et ces choix :

- une thèse structurale liée à l'entropie, corrélant endommagement et dissipation solide ;
- un thèse transverse dédiée à des applications dynamiques aux protocoles médicaux ;
- une thèse industrielle, également transverse, vouée au diagnostic structural modal.

Dans cette continuité, les travaux actuels de notre équipe SUPAERO de Dynamique sont placés sous le signe de la coopération :

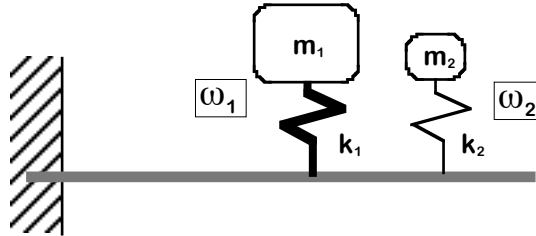
- entre les laboratoires de SUPAERO et de l'ENSICA, dans le cadre de l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE) ; cette coopération a déjà donné lieu à plusieurs thèses communes, et à la mise en place d'investissements complémentaires ;
- avec l'équipe de Dynamique du Professeur Alain BERLIOZ, du Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse (LGMT) dans le cadre de l'Institut de Génie Mécanique de Toulouse (IGM), du Pôle de Recherche et d'Enseignement Supérieur (PRES Université de Toulouse) et du Réseau Thématique de Recherche Avancée (RTRA Sciences et Techniques e l'Aéronautique et de l'Espace) ;
- avec les équipes internationales d'universités Européennes, Chinoises et Américaines, notamment suite aux Ateliers de Recherche Appliquée organisés pour la Conférence des Grandes Écoles ;
- avec les Industriels, dans le cadre notamment du Pôle de Compétitivité Aéronautique Espace Systèmes Embarqués.

Ces coopérations se renforcent et s'élargissent d'année en année. À côté des partenaires industriels majeurs (Eurocopter, Airbus France, Astrium) sont apparues des coopérations avec des PME (Artec Aerospace, Dynalis), particulièrement fructueuses dans le domaine du contrôle et de la certification dynamique.

Plusieurs exemples récents peuvent être présentés.

## Stabilisation Dynamique par Antirésonance

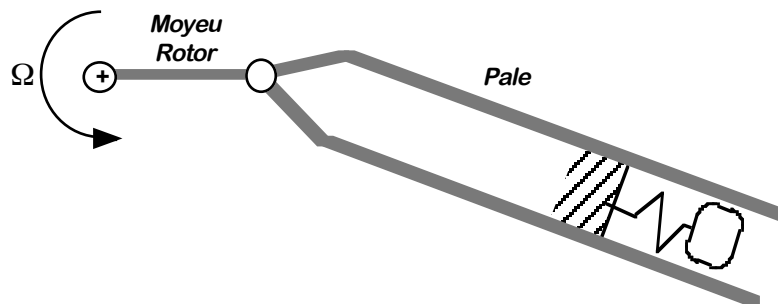
Cette thématique a donné lieu à un contrat SUPAERO-CNES en 2005, dans le cadre d'un Master de Recherche dédié aux multirésonateurs. Une série de résonateurs permet en effet de contrôler un élément mince sur une certaine plage de fréquence, chaque résonateur induisant une rigidité modale d'interface.



On peut munir les suspensions d'un amortisseur pour élargir le spectre d'antirésonance de chaque amortisseur, et induire ainsi des intersections si les fréquences sont voisines. Ces configurations ont été modélisées et évaluées dans le cadre de la protection des panneaux satellites en vibration.

La société Artec Aerospace vient de nous faire une proposition de coopération pour valider, par démonstrateur des concepts d'amortisseurs pour panneaux composites. Les parties analytique et expérimentales liées aux éléments amortisseurs eux-mêmes sont confiées à l'équipe dynamique de SUPAERO, et la qualification par essai en configuration complète est placée sous la responsabilité de l'Industriel, avec ses partenaires Européens.

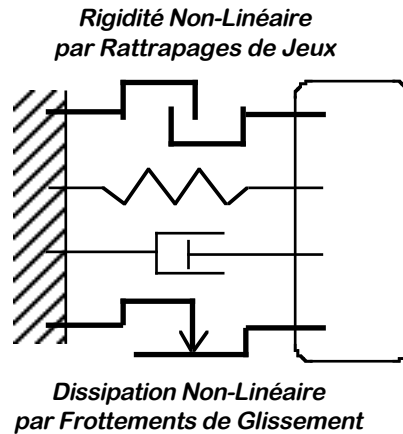
Par ailleurs, un résonateur gyroscopique adapté aux systèmes tournants a été proposé par Eurocopter pour la stabilisation - essentielle et complexe - des pales en traînée. Le résonateur est, dans cette configuration, placé dans l'axe de la poutre - pale en rotation - et guidé en translation le long de cet axe :



Dans ce concept, ce sont les forces de CORIOLIS qui induisent une réaction latérale lorsque la pale oscille en traînée. Elles sont déphasées par rapport au mouvement, comme un amortissement visqueux.

Des calculs analytiques ont été menés au laboratoire de Mécanique de SUPAERO dans le cadre de Projets d'Initiation à la Recherche, et un démonstrateur a pu être défini. Une thèse a été montée, sur financement de Site Université de Toulouse, en coopération Cosam-SUPAERO. Cette thématique est dans le droit fil des travaux présentés dans ce mémoire, et rejoint une spécialité du Cosam, avec une complémentarité entre Génie Civil et Génie Aérospatial tout à fait positive.

Cette thèse, initiée fin 2007, placée sous la Co-direction d'Alain BERLIOZ et Daniel ALAZARD vise à évaluer la robustesse du système vis-à-vis des non-linéarités typiques. Il s'agit de frottements (dissipation solide) et de défauts de contacts (jeux) pouvant apparaître sur les guidages. Ces non-linéarités doivent être modélisées et peuvent également servir au diagnostic des mécanismes en jeu.

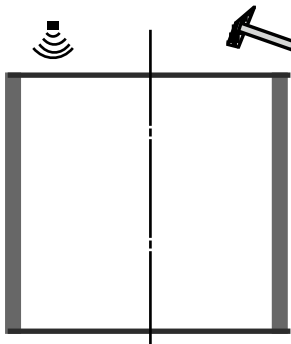


### **Interactions Fluides-Structures**

Les équations harmoniques étant similaires pour les déplacements normaux d'éléments minces et les fluctuations Eulériennes de pression, l'ONERA a fait une proposition à l'équipe de dynamique de SUPAERO, visant à réaliser un démonstrateur. Plus précisément, le démonstrateur prend la forme d'une coque cylindrique obturée par deux membranes élastiques dont la tension de montage est ajustable, l'une étant excitée et l'autre passive. La visualisation des lignes de nœuds s'opère simplement par la méthode de CHLADNI, et les mesures d'amplitudes par vibromètre.

Cette structure fermée privilégie l'étude des membranes et plaques linéaires en modes vibroacoustiques, selon la triple approche usuelle :

- analytique par les développements que réalise Grégoire CASALIS ;
- expérimentale avec une structure de type "tambour", visualisant les formes propres ;
- numérique avec l'utilisation par blocs de la matrice hybride impliquant à la fois les déplacements de LAGRANGE et les pressions acoustiques.

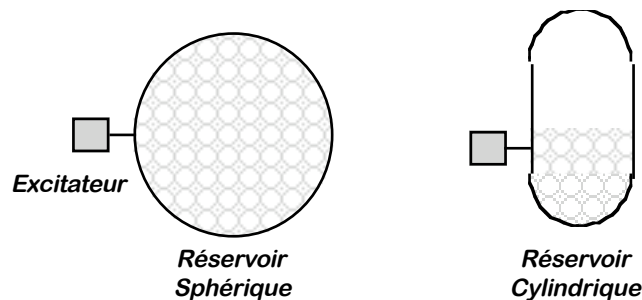




Ces modèles pourraient être utiles pour la modélisation de la partie auditive de l'oreille, dans le prolongement de la thèse de Pierre SELVA. En effet, les médecins qui suivent ses travaux pour ses applications sont intéressés par cette extension de la thèse. Les matériaux physiologiques étant de même nature, l'évolution principale consistera à passer de mouvements de type dynamique vibratoire globale à des modes vibroacoustiques internes.

Il serait également utile de poursuivre sur des coques linéaires cylindriques et sphériques (modes asymétriques) et d'aborder le frottement interne. En effet, les fluides cryotechniques dans les réservoirs sont assez simulés, en essais de vibrations, par un empilement compact de sphères légères (écoulement type "sablier").

Un prolongement du démonstrateur précédent pourrait donc être constitué d'un réservoir lanceur à petite échelle, empli de balles et testé en vibrations.



La modélisation du phénomène est similaire à celle du frottement sec interne dans les matériaux. Les conditions matérielles de mise en place de ces essais sont en cours de discussion.

### **Coopération Internationale**

À l'initiative de la Fondation Franco-Chinoise pour la Recherche et avec l'aide d'un financement d'Airbus France, nous avons la chance d'accueillir pour un an, en séjour de recherche, M. Jigang WANG de Southeast University, Nanjing, en tant que Professeur invité à SUPAERO. En coopération avec Samuel RIVALLANT, le Dr. WANG réalise des essais de rupture dynamique de la glace impactant les structures. L'objectif est de définir, pour le premier semestre de 2008, les modèles rhéologiques pertinents permettant une approche numérique correcte en termes de charge dynamique sur les structures impactées, afin de pouvoir diminuer le nombre d'essais matériels, pour les remplacer par des simulations.

Le Professeur Gerardo OLIVARES, de Wichita State University, nous a contactés à l'été 2007. Il propose une thèse en co-direction, dédiée à la caractérisation dynamique des sièges pilote, notamment en choc, en vibration après choc et en vibration excitée. Ces développements, qui tirent pleinement parti des éléments mis en place à l'ISAE, pourraient autoriser à partir de la rentrée 2008, une thèse réalisée à Toulouse pour la partie analytique et caractérisation dynamique des éléments, et aux États-Unis pour les essais d'ensemble.

L'équipe de dynamique prolongera et renforcera ces échanges, notamment avec la Chine et les États-Unis.

### ***Coopération avec les Anciens Élèves et Application Pédagogiques***

Il est nécessaire de mentionner, dans le cadre des perspectives industrielles avec les PME, l'initiative de deux anciens élèves. Il y a près de deux ans, ceux-ci ont fondé leur entreprise suite à un projet interne SUPAERO. Aeroart est aujourd'hui une entreprise Franco-Anglaise employant 7 personnes, qui développe un drone amphibie en formule canard. Nous avons apporté notre soutien en ce qui concerne le simulateur et la campagne d'essais en vol (commencée au printemps 2007), mais les problèmes dynamiques, notamment les critères de stabilité dynamique de cet appareil au cours de sa qualification devraient fournir des sujets de recherche pertinents dans les trois années à venir.

De manière plus générale, les liens avec les industriels sont de plus en plus directs, avec des retombées dans le domaine de la formation continue ; on peut citer par exemple les formations "sur mesures" qui ont été réalisées pour des industriels, dans nos domaines de développement. Certains des développements présentés dans ce mémoire ont ainsi eu des applications pédagogiques, non-seulement parce que les montages et calculs associés ont été montés en démonstration pour les étudiants, mais aussi parce que les méthodes et résultats obtenus ont pu être publiés et présentés à des équipes d'ingénieurs dans l'entreprise.



# Bibliographie

## Amortissement dans les Structures

- [AM001] E. ABSI : *La théorie des équivalences et son application à l'étude des ouvrages d'art*. Annales de l'institut technique du bâtiment et des travaux publics, 153:58–79, 1971.
- [AM002] N. ALAM, N. ASNANI : *Vibration and damping analysis of multilayered rectangular plates with constrained viscoelastic layers*. Journal of Sound and Vibration, 97:597–614, 1984.
- [AM003] KA. ALSWEIFY, FA. KOLKAILAH, SH. FARGHALY : *Dynamic response of carbon/epoxy cantilever plates with passive damping*. Transaction of the ASME, July 1996, Journal of Vibration and Acoustics volume 118, p. 362-367.
- [AM004] F. AXISA : *Systèmes continus*, Hermes Science Publications, 2001.
- [AM005] F. AXISA : *Systèmes discrets*, Hermes Science Publications, 2001.
- [AM006] R. BAGLEY, P. TORVIK : *Fractional calculus : a different approach to analysis of viscoelastically damped structures*. AIAA, 21:741–748, 1983.
- [AM007] A. BARBER : *Handbook of noise and vibration, 6th Edition*. Elsevier Advanced Technology, 1992, ISBN 1856170799.
- [AM008] J. BAUMGARTEN, B. PEARCE : *The damping effects of viscoelastic materials part 1 - transverse vibrations of beams with viscoelastic coatings*. Journal of Engineering for Industry, p.645–650, 1971.
- [AM009] J. BAUMGARTEN, B. PEARCE : *The damping effects of viscoelastic materials part 2 - transverse vibrations of plates with viscoelastic coatings*. Journal of Engineering for Industry, p.651–655, 1971.
- [AM010] H. BECHIR, V. GANTCHENKO, M. STASI, Y. CHEVALIER : *Relaxation des élastomères de polyuréthane aux grandes déformations*. Mécanique Industrielle et Matériaux, septembre 1996, vol 49, n°3 p.119-121.
- [AM011] JM. BERTHELOT : *Matériaux Composites : comportement mécanique et analyse des structures*. Editions Masson, 1992, ISBN 2-225-82588-2.
- [AM012] C. BÈS : *Conception d'un système laser de mesures de déplacements par interférométrie à retroinjection optique dans le cas de feedbacks faible et modéré*. Thèse de doctorat, Ensheat, 2006.
- [AM013] A. BOBILLOT : *Méthodes de réduction pour le recalage - Application au cas d'Ariane 5*. Thèse de doctorat, Ecole Centrale Paris, 2002.
- [AM014] N. BONNEAU : *Essais vibratoires sur lames et plaques pour mesures d'amortissement*. Mémoire de DEA, Supaero, 2004.
- [AM015] M. BORNET, T. BRETHERAU, P. GILORMINI : *Homogénéisation en mécanique des matériaux - Tome 1*. Hermès Science, 2001.
- [AM016] F. CAMBIER, P. DEHOMBREUX, C. CONTI, E. FILIPPI : *Reproduction d'environnement de type choc pyrotechnique en laboratoire*. Mécanique industrielle et matériaux, volume 51, n°2, juin 1998, pp 70-72.
- [AM017] R. CARACCILO, A. GASPARETTO, *An Experimental Technique for the Complete Dynamic Characterization of a Viscoelastic Material*, Journal of Sound and Vibration, Vol. 272, p. 1013-1032, March 2003.
- [AM018] R. CARACCILO, A. GASPARETTO, M. GIOVAGNONI : *Measurement of the isotropic dynamic Young's modulus in a seismically excited cantilever beam using a laser sensor*, Journal of Sound and Vibration, 231:1339–1353, 2000.
- [AM019] R. CARACCILO, A. GASPARETTO, M. GIOVAGNONI : *Application of causality check and of the reduced variables method for experimental determination of Young's modulus of a viscoelastic material*, Mechanics of Materials, 33:693–703, 2001.

- [AM020] R. CARACCILOLO, A. GASPARETTO, M. GIOVAGNONI : *An experimental technique for complete dynamic characterization of a viscoelastic material*, Journal of Sound and Vibration, 272:1013–1032, 2001.
- [AM021] C. CARROT, J. GUILLET : *Viscoélasticité linéaire des polymères fondus*, Techniques de l'Ingénieur, traité Plastiques et Composites, AM 3 620.
- [AM022] JL. CHABOCHE : *Mécanique des matériaux solides*. Dunod, 1996. isbn 2-10-001397-1.
- [AM023] S. CHAKARVERTY, V. SINGH, R. SHARMA : *Regression based weight generation algorithm in neural network for estimation of frequencies of vibrating plates*. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 195:4194–4202, 2006.
- [AM024] SN. CHANDRA, H. HATWAL, AK MALLIK : *Response of non-linear dissipative shock isolators*. Journal of sound and vibration, 1998, n°214, pp 568-603.
- [AM025] Y. CHEN, S. HUANG : *An optimal placement of cld treatment for vibration suppression of plates*. International Journal of Mechanical Sciences, 44:1801–1821, 2002.
- [AM026] A. CHOUAKI : *Recalage de modèles dynamiques de structures avec amortissement*. Thèse de doctorat, Ecole Normale Supérieure de Cachan, 1997.
- [AM027] RM. CHRISTENSEN, *Theory of viscoelasticity*, Academic press, 1982.
- [AM028] G. DREYFUS, J.-M. MARTINEZ, M. SAMUELIDES, M. GORDON, F. BADRAN, S. THIRIA, L. HÉRAULT : *Réseaux de neurones*. Eyrolles, 2002. ISBN 2-212-11019-7.
- [AM029] A. EBRAHIMPOUR, R. SACK : *A review of vibration serviceability criteria for floor structures*. Computers and Structures, 83:2488–2494, 2005.
- [AM030] J. ELLISON, G. AHMADI, M. KEHOE : *Passive vibration control of airborne equipment using a circular steel ring*. Journal of Sound and Vibration, 246:1–28, 2004.
- [AM031] D. EWINS : *Modal Testing : theory and practice*. Bruel and Kjaer, 1986.
- [AM032] JD. FERRY : *Viscoelastic properties of polymers*, Third Edition, John Wiley and Sons, 1980, ISBN 0-471-04894-1.
- [AM033] IC. FINEGAN, RF. GIBSON : *Recent research on enhancement of damping in polymer composites*. Elsevier Science Ltd., Composite Structures, 1999, volume 44, p.89-98.
- [AM034] DK. FISHER, MR. POSEHN : *Digital control system for a multiple actuator shaker*. The shock and vibration bulletin n°47, Part 3, September 1977, pp 79-96.
- [AM035] C. FORD, L. GI : *Uniaxial strength asymmetry in cellular materials*. International Journal of Mechanical Sciences, 40:521–531, 1998.
- [AM036] D. FROELICH : *Linear viscoelasticity : phenomenological aspects*. Plastic deformation of amorphous and semi-crystalline materials, pp47-63. ISBN 2-902731-50-7.
- [AM037] S. GADE, K. ZAVERI, H. KONSTANTIN-HANSEN, H. HERLUFSEN : *Complex modulus and damping measurement using resonant and non-resonant methods*, Technical review, Brüel & Kjaer, 1994.
- [AM038] D. GARREAU, B. GEORGEL : *La méthode de Prony en analyse des vibrations*. Traitement du signal, Volume 3, n°4-5, 1986, pp 235-240.
- [AM039] B. GARNIER : *Isolation antivibratoire et antichoc*. Techniques de l'ingénieur, traité Mécanique et chaleur. Fascicules B5140 et B5141, 1994.
- [AM040] D. GAY : *Matériaux Composites*. ISBN 2-86601-586-X, Hermès, 1997.
- [AM041] M. GÉRADIN, D. RIXEN : *Mechanical vibrations, theory and application to structural dynamics*. Wiley, Chichester, 1994, ISBN: 0-471-97546-X.
- [AM042] D. GOLLA, P. HUGHES : *Dynamics of viscoelastic structures : a time domaine, finite element formulation*. Journal of Applied Mechanics, 52:897–906, 1985.
- [AM043] DH. GONSALVES, RD. NEILSON, ADS. BARR : *The dynamics and design of a non-linear vibration absorber*. Journal of Mechanical Engineering Science, Volume 207, 1993, pp 363-374.
- [AM044] L. GORNET, G. MARCKMANN, M. LOMBARD : *Détermination des coefficients d'élasticité et de rupture d'ames nids d'abeilles nomex : homogénéisation périodique et simulation numérique*. Mécanique et Industries, 6:595–604, 2006.

- [AM045] Y. GOURINAT : *Introduction à la Dynamique des Structures. Éléments de mécanique des solides pour l'ingénieur*. Cepadues, 2001, ISBN 2.85428.545.X.
- [AM046] Y. GOURINAT, V. BELLOEIL : *An analytical model of an elementary elliptical cell forming an alveolar elastic material under plane stress*. *Materials and Design*, 27:1055–1064, 2006.
- [AM047] Y. GOURINAT, V. BELLOEIL : *A truncated low approach of intrinsic linear and nonlinear damping in thin structures*. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2006.
- [AM048] S GOVINDJEE , JC SIMO : *Mullin's effect and the strain amplitude dependence of the storage modulus*. *International Journal of Solids and Structures*, 1992 Volume 29, n°14/15, pp 1737-1751.
- [AM049] HGD. GOYDER : *Methods and application of structural modelling from measured structural frequency response data*. *Journal of Sound and Vibration*, 1980, 68(2), pp 209-230.
- [AM050] H. GRAFE : *Model updating of large structural dynamics models using measurement response functions*. Thèse de doctorat, Imperial College of Science, Technology and Medecine, University of London, 1998.
- [AM051] AE. GREEN, RS. RIVLIN : *The Mechanics of Non-linear Materials with Memory* Archive for Rational Mechanics and Analysis, 1957, Volume 1, pp 1-21.
- [AM052] P. GROOTENHUIS : *Measurement of dynamic properties of damping materials*, Proc. int. symp. assoc. Belge acousticiens, Leuven, 1967.
- [AM053] P. GROOTENHUIS : *The control of vibrations with viscoelastic materials*. *Journal of Sound and Vibration*, 11:421–433, 1970.
- [AM054] S. GUEZZEN : *Etude du comportement vibro-acoustique des structures nervurées*. Thèse de doctorat, Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, 2004.
- [AM055] JL. GUYADER : *Vibrations des milieux continus*, Hermes Science Publications, Lavoisier, 2002.
- [AM056] P. HAJELA, C. LIN : *Optimal design for viscoelastically damped beam structures*. *Applied Mechanics Reviews*, 44:96–106, 1991.
- [AM057] M. HAO, M. RAO : *Vibration and damping analysis of a sandwich beam containing a viscoelastic constraining layer*. *Journal of Composite Materials*, 39:1621–1643, 2005.
- [AM058] C. HARRIS : *Shock & vibration handbook, 4th edition*. Mc Graw Hill, New York , 1996, ISBN 0070269203.
- [AM059] C. HUANG, Y. TSENG, K. NIEH : *An analytical solution for in-plane free vibration and stability of loaded elliptic arches*. *Computers and Structures*, 81:1311–1327, 2003.
- [AM060] JF. IMBERT : *Introduction aux éléments finis*. Cepadues, 1984. ISBN 2-85428-125-x.
- [AM061] L. JAOUEN : *Contribution à la caractérisation mécanique de matériaux poro-visco-élastique en vibro-acoustique*. Thèse de doctorat, Université du Maine, 2003.
- [AM062] C. JOHNSON, D. KIENHOLZ, ROGERS L. : *Finite element prediction of damping in beams with constrained viscoelastic layers*. *Shock and Vibration Bulletin*, 50:71–81, 1981.
- [AM063] D. JONES : *Viscoelastic materials for damping applications*. p. 27–51, Chicago, IL, 1980. Proceedings of the Winter Annual Meeting.
- [AM064] D. JONES : *Handbook of viscoelastic vibration damping*. John Wiley and Sons, 2001. ISBN 0-471-49248-5.
- [AM065] G. KERGOULAY : *Mesure et prédiction vibroacoustique de structures viscoélastiques*. Thèse de doctorat, Ecole Centrale Paris, 2004.
- [AM066] CS. KIM, SM. DICKINSON : *The flexure vibration of line supported rectangular plate systems*. *Journal of Sound and Vibration*, 1987, 114(1), pp 129-142.
- [AM067] CS. KIM, PG. YOUNG, SM. DICKINSON : *On the flexural vibration of rectangular plates approached by using simple polynomials in the Rayleigh-Ritz method*. *Journal of Sound and Vibration*, 1989, 143(3), pp 379-394.
- [AM068] S. KUNG, R. SINGH : *Vibration analysis of beams with multiple constrained layer damping patches*. *Journal of Sound and Vibration*, 212:781–805, 1998.
- [AM069] S. LAROZE : *Thermique des structures - Dynamique des structures*. ISBN : 2.85428.714.2, Cepadues 2005.

- [AM070] M. LABARRERE, JP. KRIEF, B. GIMONET : *Le filtrage et ses applications*. Cépaduès Editions, Toulouse , 1988, ISBN 2.85428.190.X.
- [AM071] C. LALANNE : *Vibrations et chocs mécanique*. Tome 1, Vibrations sinusoïdales. Hermès sciences publication, Paris, 1999, ISBN 2-7462-0035-X.
- [AM072] C. LALANNE : *Vibrations et chocs mécaniques, tome 2 chocs mécanique*. Hermès Sciences publications, Paris , 1999, ISBN 2-7462-0034-1.
- [AM073] AW. LEISSA : *The free vibration of rectangular plates*. Journal of Sound and Vibration (1973) 31 (3), p.257-293.
- [AM074] AW. LEISSA : *Recent studies in plate vibrations*. 1981-85, Part 1. Classical Theory. Shock and vibration digest, 1987, vol. 19, no2.
- [AM075] C. LESUEUR : *Rayonnement acoustique des structures, Vibroacoustique, Interactions fluides-structure*, Edition Eyrolles, 1988.
- [AM076] T. LOCK, Q. CHENG : *Free vibration of clamped orthotropic sandwich panel*. Journal of Sound and Vibration, 229:311–327, 2000.
- [AM077] A. LUMSDAINE, R. SCOTT : *Shape optimization of unconstrained viscoelastic layers using continuum finite elements*. Journal of Sound and Vibration, 216:29–52, 1998.
- [AM078] R. LUNDÉN, T. DAHLBERG : *Frequency-dependent damping in structural vibration analysis by use of complex series expansion of transfer functions and numerical Fourier transformation*. Journal of Sound and Vibration, 1982, 80(2), pp 161-178.
- [AM079] B. MA, J. HE : *Finite element analysis of viscoelastically damped sandwich plates* Journal of Sound and Vibration, 152:107–123, 1992.
- [AM080] J. McDANIEL, J. GINSERBERG : *Fundamental tests of two modal strain energy methods*. Journal of Vibration and Acoustics, 118:273–275, 1996.
- [AM081] RR. McWITHEY, RJ. HAYDUK : *Damping characteristics of built-up cantilever beams in a vacuum environment*. Langley Research Centre, Langley Station, Hampton, Va., NASA TN D-3065.
- [AM082] J. MARCELIN, P. TROMPETTE, A. SMATI : *Optimal constrained layer damping with partial coverage*. Finite Elements in Analysis and Design, 12:273–280, 1992.
- [AM083] A. MERVAL : *Méthodes neurales pour la construction de surfaces de réponses - application à l'optimisation*. Toulouse, 2005. ONERA.
- [AM084] D. MEAD : *Passive control vibration*. John Wiley and Sons, 2000. ISBN 0-471-94203-0.
- [AM085] K MICHEAL, FA. KOLKAILAH, EI. ELGHANDOUR : *Modal analysis of embedded passive damping materials in composite plates with different orientations*. NASA, Dryden Flight Research Center, Joint Research Interchange May 1, 1997- July 24, 1998, NASA/CR 208330.
- [AM086] H. MORAND, R. OHAYON : *Fluid structure interaction*. John Wiley and Sons, 1995. ISBN 2-225-84682-0.
- [AM087] B. NAKRA : *Vibration control in machines and structures using viscoelastic damping*. Journal of Sound and Vibration, 211:449–465, 1998.
- [AM088] Y. NARITA, AW. LEISSA : *Frequencies and mode shapes of cantilevered laminated composite plates*. Journal of Sound and Vibration, 1992, 154 (1), pp 161-172.
- [AM089] A. NASHIF, D. JONES, J. HENDERSON : *Vibration damping*. John Wiley and Sons, 1985. ISBN 0-471-86772-1.
- [AM090] RW. OGDEN, DG. ROXBURGH : *An energy based model of the Mullins effect*. Constitutive Models for Rubber, Dorfmann & Muhr, 1999, Balkema, Rotterdam, ISBN 90 5809 113 9.
- [AM091] R. OHAYON : *Vibroacoustique et interactions fluide-structure*, 2003. Cours SAE.
- [AM092] SW. PARK : *Analytical modeling of viscoelastic dampers for structural and vibration control*. International Journal of Solids and Structures, 38:8065–8092, 2001.
- [AM093] A. PREUMONT : *Vibrations aléatoires et analyse spectrale*. Presses Polytechniques et Universitaires Romandes, Lausanne , 1990. ISBN 2-88074-183-1.
- [AM094] K. PUJARA, B. NAKRA : *Forced vibration of two layered beam arrangement* Journal of Science and Engineering Research, 12:117–124, 1968.



- [AM095] C. RAJALINGHAM, RB. BHAT, GD. XISTRIS : *Vibration of rectangular plates using plate characteristic functions as shape functions in the Raleigh-Ritz method*. Journal of sound and vibration, 1996, 193(2), p. 497- 509.
- [AM096] R. RAMACHANDRA, N. GANESAN, B. RAO, S. NARAYANAN : *Response of plates with unconstrained layer damping treatment to random acoustic excitation - part 1*. Journal of Sound and Vibration, 69:35–43, 1980.
- [AM097] M. RAO : *Recent applications of viscoelastic damping for noise control in automobiles and commercial airplanes*. Journal of Sound and Vibration, 262:457–474, 2003.
- [AM098] J. RICHELOT : *Contrôle actif des structures flexibles par commande prédictive généralisée*. Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier-Toulouse III, 2005.
- [AM099] J. RIETVELD : *Viscoelasticity*. ASM International, 1988, volume 2, p.412-422.
- [AM100] CM. ROLAND : *Dynamic mechanical behavior of filled rubber at small strains*. Journal of Rheology, January 1990, volume 34, n°1.
- [AM101] M. ROUSSEAU, F. HADDAD, Y. GOURINAT : *Un dispositif pour la caractérisation des propriétés amortissantes de matériaux viscoélastiques non-linéaires en cisaillement*. Mécanique et Industrie, 3:271–278, 2002.
- [AM102] P. ROY, N. GANESAN : *Dynamic studies on plates with unconstrained layer treatment*. Computers and Structures, 49:473–480, 1993.
- [AM103] P. ROY, N. GANESAN : *Dynamic studies on beams with unconstrained layer damping treatment*. Journal of Sound and Vibration, 195:417–427, 1996.
- [AM104] D. SCHIFF, N. JONES, S. FOX : *Design and test of a spacecraft instrument shock isolator*. The shock and vibration bulletin, January 1987, pp 29-46.
- [AM105] SS. SINGH, PK. ROHATGI, BN KESHAVRAM : *Vibration damping behaviour of composite materials*. ASME, 1991, Composite Material Technology, volume 37.
- [AM106] CW. de SILVA : *Vibration fundamentals and practice*. CRC Press, 2000. ISBN 0-8493-1808-4.
- [AM107] DO. SMALLWOOD : *An improved recursive formula for calculating shock response spectra*. The shock and vibration bulletin, n°51, May 1981, pp 211-217.
- [AM108] Y. SUNG, AM. FOUAD, HH. HILTON : *Dynamic responses of plates with viscoelastic free layer damping treatment*. Transaction of the ASME, Journal of vibration and Acoustics 1996, vol. 118, pp 362-367.
- [AM109] T. SUSSMAN , KJ. BATHE : *A finite element formulation for non-linear incompressible elastic and inelastic analysis*. Computers and structures, 1987, volume 26, n°1/2, pp 357-409.
- [AM110] P. SWIDER, B. LE FICHOUX, G. JACQUET-RICHARDET : *Dynamic modelling of a composite plate, a mixed numerical and experimental approach*. Elsevier Science Limited, Composite Structures, 1996, 34, p. 301-308.
- [AM111] PJ. TORVIK, DZ. STRICKLAND : *Damping additions for plates using constrained viscoelastic layers*. The Journal of the Acoustical Society of America, 1972, volume 51, Number 3 (part2), p. 985-991.
- [AM112] P. TROMPETTE : *Mécanique des Structures par la Méthode des Eléments Finis Statique et Dynamique*. Masson, 1992 ISBN 2-225-82732-x, ISSN 0992-5538.
- [AM113] P. TSE, T. LAI, C. SO, C. CHONG : *Large deflection of elastic composite circular springs under uniaxial compression*. International Journal of Non-Linear Mechanics, 29:781–798, 1994.
- [AM114] P. TSE, K. LAU, W. WONG, S. REID : *Spring stiffness of composite circular springs with extended flat contact surfaces under unidirectional line loading and surface loading configurations*. Composite Structures, 55:367–386, 2002.
- [AM115] P. TSE, C. LUNG : *Large deflection of elastic composite circular springs under uniaxial tension*. International Journal of Non-Linear Mechanics, 35:293–307, 2000.
- [AM116] P. TSE, S. REID, K. LAU, W. WONG : *Large deflection of composite circular springs with extended flat contact surfaces*. Composite Structures, 63:253–260, 2004.
- [AM117] EE. UNGAR, EM. KERWIN : *Plate damping due to thickness deformation in attached viscoelastic layers*. The Journal of the Acoustical Society of America, 1964, volume 36, no 2, pp 386-392.

- [AM118] WP de WILDE : *Numerical modelling of linear elastic and viscoelastic response of composite material*. Elsevier Science Publishers B.V., 1992, pp 233-245.
- [AM119] J.-L. WOJTOWICKI, L. JAOUEN, R. PANNETON : *New approach for the measurement of damping properties of materials using the oberst beam*. Review of Scientific Instruments, 75, 2004.
- [AM120] Y. XU, Y. LIU, B. WANG : *Revised modal strain energy method for finite element analysis of viscoelastic damping treated structures*. Smart Structures and Materials, 4697:35–42, 2002.
- [AM121] J. YELLIN, I. SHEN, P. REINHALL, P. HUANG : *An analytical and experimental analysis for a one-dimensional passive stand-off layer damping treatment*. Journal of Vibration and Acoustics, 122:440–447, 2000.
- [AM122] S. YI, F. AHMED, H. HILTON : *Dynamic responses of plates with viscoelastic free layer damping treatment*. Journal of Vibration and Acoustics, 118:362–367, 1996.
- [AM123] S. YILDIRIM : *Vibration control of suspension systems using a proposed neural network*. Journal of Sound and Vibration, 277:1059–1069, 2004.
- [AM124] A. YILDIZ, K. STEVENS : *Optimum thickness distribution of unconstrained viscoelastic damping layer treatments for plates*. Journal of Sound and Vibration, 1985, volume 103, no 2, p.183-199.

## Contrôle et Diagnostic Dynamique

- [CD01] D. ALAZARD, C. CUMER, P. APKARIAN, M. GAUVRIT, G. FERRERES : *Robustesse et Commande Optimale*. Cepadues, 1999. ISBN 2-85428-516-6.
- [CD02] O. ALLIX, P. FEISSEL : *A Delay Damage Model of Laminate Under Dynamic Loadings*. Computers and Structures, Vol. 81, p. 1177-1191, 2003.
- [CD03] O. ALLIX, P. FEISSEL : *Composite Damage Model for Dynamic Fracture Prediction*. Computers and Structures, Vol. 67, p. 977-991, 2000.
- [CD04] FT. ABBOTT, HN. KELLY, KD. HAMPTON : *Investigation of 1/8-Size Dynamic-Aeroelastic Model of the Lockheed Electra Airplane in the Langley Transonic Dynamics Tunnel*. Technical Memorandum SX-456, NASA. November 1960.
- [CD05] HR. ALEXANDER, W. EASON, K. GILLMORE, J. MORRIS, R. SPITTLE : *V/STOL Tilt Rotor Aircraft Study. Volume 7 : Tilt Rotor Flight Control Program Feedback Studies*. CR 114600, NASA. March 1973.
- [CD06] OA. BAUCHAU, CL. BOTTASSO, YG. NIKISHKOV : *Modeling Rotorcraft Dynamics with Finite Element Multibody Procedures*. Mathematic and Computation Modeling, 33 :1113–1137. 2001.
- [CD07] NE. BEDEWI, DN. KUNG : *Effect of Fatigue Loading on the Modal Properties of Composite Structures and its utilization for prediction of residual life*. Journal of Sound and Vibration, Vol. 37, p. 357-371, 1997.
- [CD08] RM. BENNETT, SR. BLAND : *Experimental and Analytical Investigation of Propeller Whirl Flutter of a Power Plant on a Flexible Wing*. Technical Note D-2399, NASA. August 1964.
- [CD09] RL. BIELAWA : *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*. AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C. September 1992. ISBN 1-563-47031-4.
- [CD10] RH. BLANKS, IS. CURTHOYS : *Planar relationships of the semicircular canal in man*. Acta otolaryngologica, Vol. 80, p. 185-196, 1975.
- [CD11] R. CHANDRA, SP. SINGH : *Damping Studies in Fibre-Reinforced Composites – a review*. Composite Structures, Vol. 46, p. 41-51, 1999.
- [CD12] J. CAILLET : *Diagnostic et modélisation du bruit et des chemins de bruits en cabine d'hélicoptère*. Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers - Aix Marseille, 2005.
- [CD13] DW. CLARKE, C. MOHTADI, PS. TUFFS : *Generalized Predictive Control – Part I. The Basic Algorithm*. Automatica, 23(2) :137–148. 1987.
- [CD14] DW. CLARKE, C. MOHTADI, PS. TUFFS : *Generalized Predictive Control – Part II. Extensions and Interpretations*. Automatica, 23(2) :149–160. 1987.

- [CD15] M. COLAKOGLU : *Description of Fatigue Damage Using a Damping Monitoring Technique*. Turkish Journal of Engineering, Vol. 27, p. 125-130, July 2002.
- [CD16] ER. DAMIANO : *A poroelastic continuum model of the cupula partition and the response dynamic of the vestibular semicircular canal*. Journal of Biomedical Engineering, 1999.
- [CD17] ER. DAMIANO, RD. RABBITT : *A singular perturbation model of fluid dynamics in the vestibular semicircular canal and ampulla*. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 307, p. 333-372, 1996.
- [CD18] ER. DAMIANO, RD. RABBITT : *A hydroelastic model of macromechanics in the endolymphatic vestibular canal*. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 238, p. 337-369, 1992.
- [CD19] DC. DUGAN, RG. ERHART, LG. SCHROERS : *The XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft*. Technical Memorandum 81244, NASA. September 1980.
- [CD20] P. EBERHARD, W. SCHIEHLEN : *Hierarchical Modeling in Multibody Dynamics*. Archive of Applied Mechanics, 68 :237-246. 1997.
- [CD21] MA. ESSAWY, S. DIWAKAR, S. ZEIN-SABATTO, AK. GARGA : *Fault diagnosis of helicopter gearboxes using neurofuzzy techniques*. Proceedings of the 52nd Meeting of the Society for Machinery Failure Prevention Technology (MFPT) (Virginia Beach, VA), 1998, p. 293-302.
- [CD22] TM. GAFFEY : *The Effect of Positive Pitch-Flap Coupling on Rotor Blade Motion Stability and Flapping*. Journal of the American Helicopter Society, 14(2) :49-67. April 1969.
- [CD23] GL. GHIRINGHELLI, P. MASARATI, P. MANTEGAZZA, MW. NIXON : *Multi-Body Analysis of a Tiltrotor Configuration*. Nonlinear Dynamics, 19(4) :333-357. August 1999.
- [CD24] NI. GIANNOCARO, A. MESSINA : *Fatigue Damage Evaluation of Notched Specimens through Resonance and Anti-Resonance Data*. Engineering Failure Analysis, Vol. 13, p. 340-352, April 2005.
- [CD25] R. F. GIBSON : *Modal Vibration Response Measurements for Characterization of Composite Materials and Structures*. Composites Science and Technology, Vol. 60, p. 2769-2780, April 2000.
- [CD26] JW. GRANT, WA. BEST : *Mechanics of the otolith organ dynamic response*. Annals of Biomedical Engineering, Vol. 14, p.241-256, 1986.
- [CD27] JW. GRANT, WA. BEST : *Otolith organ mechanic : lumped parameter model and dynamic response*. Aviation Space and Environmental medicine, Vol. 58, p.970-976, 1987.
- [CD28] JW. GRANT, CG. HUANG : *Theoretical mechanical frequency response of the otolithic organs*. J. of Vestibular Research, Vol. 4, p. 137-151, 1994.
- [CD29] EL. HATHAWAY, FS. GANDHI : *Modeling Refinements in Simple Tiltrotor Whirl Flutter Analyses*. Journal of the American Helicopter Society, 48(3) :186-198. July 2003.
- [CD30] JC. HOUBOLT, WH. REED : *Propeller-Nacelle Whirl Flutter*. Journal of the Aerospace Sciences, 29(3) :333-346. March 1962.
- [CD31] AKT. HOWARD : *The Aeromechanical Stability of Soft-Inplane Tiltrotors*. Ph.D. Thesis, The Pennsylvania State University, University Park, Pennsylvania. August 2001.
- [CD32] JP. HOU, G. JERONIMIDIS : *Vibration of Delaminated Thin Plates*. Composites Part A : Applied Science and Manufacturing : Vol. 30, p. 989-995, January 1999.
- [CD33] R. JAEGER, A. TAKAGI : *Modeling the relation between head orientations and otolith responses in humans*, Hearing Research. Vol. 173, p.29-42, 2002.
- [CD34] AF. JOHNSON, AK. PICKETT : *Computational Methods for Predicting Impact Damage in Composite Structures*. Composites Science and Technology, Vol. 61, p. 2183-2192, July 2001.
- [CD35] W. JOHNSON : *Dynamics of Tilting Proprotor Aircraft in Cruise Flight*. Technical Note D-7677, NASA. May 1974.
- [CD36] W. JOHNSON : *Helicopter Theory*. Princeton University Press, Princeton, New Jersey. January 1980. ISBN 0-691-07917-4.
- [CD37] W. JOHNSON : *Optimal Control Alleviation of Tilting Proprotor Gust Response*. Journal of Aircraft, 14(3) :301-308. March 1977.
- [CD38] W. JOHNSON : *Recent Developments in the Dynamics of Advanced Rotor Systems*. Technical Memorandum 86669, NASA. March 1985.
- [CD39] W. JOHNSON : *The Influence of Engine/Transmission/ Governor on Tilting Proprotor Aircraft Dynamics*. Technical Memorandum X-62455, NASA. June 1975.

- [CD40] JN. JUANG : *Applied System Identification*. PTR Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey. 1994.
- [CD41] M. KASSEMI, D. DESERRANNO : *Fluid structural interactions in the inner ear*. Computers and Structures, Vol. 83, p.181-189, 2005.
- [CD42] KRV. KAZA : *Effect of Steady State Coning Angle and Damping on Whirl Flutter Stability*. Journal of Aircraft, 10(11) :664–669. November 1973.
- [CD43] T. KOMATSUZAKI : *An Analytical Study of Tilt Proprotor Aircraft Dynamics in Airplane Cruise Configuration Including the Effects of Fuselage Longitudinal Rigid Body Motion*. Ph.D. Thesis, Princeton University, Princeton, New Jersey. January 1980.
- [CD44] AV. KONDRACHUK : *Modeling of mechanical stimulation of hair cells in otolithic organs*. Advances in Space Research, 2005.
- [CD45] AV. KONDRACHUK : *Otoliths as biomechanical gravisensors*. Advanced Space Research, Vol. 30, No. 4, p.745-750, 2002.
- [CD46] AV. KONDRACHUK : *Finite-element modeling of the 3-D otolith structure*. Journal of vestibular research, Vol.11, p.13-32, 2001.
- [CD47] AV. KONDRACHUK : *Models of the dynamics of otolithic membrane and hair cell bundle mechanics*. Journal of vestibular research, Vol. 11, p.33-42, 2001.
- [CD48] RG. KVATERNIK : *Studies in Tilt-Rotor VTOL Aircraft Aeroelasticity*. Ph.D. Thesis, Case Western Reserve University, Cleveland, Ohio. June 1973.
- [CD49] RG. KVATERNIK, JS. KOHN : *An Experimental and Analytical Investigation of Proprotor Whirl Flutter*. Technical Paper 1047, NASA. December 1977.
- [CD50] RG. KVATERNIK, DJ. PIATAK, MW. NIXON, CW. LANGSTON, JD. SINGLETON, RL. BENNETT, RK. BROWN : *An Experimental Evaluation of Generalized Predictive Control for Tiltrotor Aeroelastic Stability Augmentation in Airplane Mode of Flight*. Journal of the American Helicopter Society, 47(3) :198–208. July 2002.
- [CD51] C. KYRIAZOGLU, BH. LE PAGE : *Vibration Damping for crack detection in composite laminates*. Composites Part A : Applied Science and Manufacturing, Vol. 35, p. 945-953, 2004.
- [CD52] P. LADEVEZE : *A Damage Computational Method for Composite Structures*. Composites Structures, Vol. 44, p. 79-87, June 1992.
- [CD53] P. LADEVEZE, E. DENTEC : *Damage Modeling of the Elementary Ply for Laminated Composites*. Composites Science and Technology, Vol. 43, p. 257-267, January 1991.
- [CD54] T. LEMPERT, CG. GIANNA : *Effect of otolith dysfunction : Impairment of visual acuity during linear head motion in labyrinthine defective subjects*. Brain, Vol. 120, p.1005-1013, 1997.
- [CD55] JE. LOPEZ, IA. FARBER-YELDMAN, KA. OLIVER, MW. PROTZ : *Hierarchical neural networks for improved fault detection using multiple sensors*. Proceedings of the American Helicopter Society 52nd Annual Forum, Washington, DC, 1996, p.1752–1758.
- [CD56] PW. MAST, GE. NASH : *Characterization of Strain-Induced Damage in Composites based on the Dissipated Energy Density Part 1. Basic Scheme and Formulation*. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol. 22, p. 71-96, 1995.
- [CD57] PW. MAST, GE. NASH : *Characterization of Strain Induced Damage in Composites based on the Dissipated Energy Density Part 2. Composite Specimens and Naval Structures*. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol. 22, p. 97-114, 1995.
- [CD58] PW. MAST, GE. NASH : *Characterization of Strain Induced Damage in Composites based on the Dissipated Energy Density Part 3. General Material Constitutive relation*. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol. 22, p. 115-125, 1995.
- [CD59] DJ. MEAD : *The measurements of the loss factors of beams and plates with constrained and unconstrained damping layers: A critical assessment*. Journal of Sounds and Vibrations, Vol. 300, p. 744-762, October 2006.
- [CD60] G. NACCARATO : *Instabilité du Flottement Gyroscopique des Convertibles*. Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers. Juillet 2003. No d'ordre : 2003–007.
- [CD61] K. NASU : *Tilt-Rotor Flutter Control in Cruise Flight*. Technical Memorandum 88315, NASA. December 1986.

- [CD62] F. NITZSCHE : *Whirl-Flutter Suppression in Advanced Turboprops and Propfans by Active Control Techniques*. Journal of Aircraft, 31(3) :713–719. May–June 1994.
- [CD63] MW. NIXON : *Aeroelastic Response and Stability of Tiltrotors with Elastically-Coupled Composite Rotor Blades*. Ph.D. Thesis, The University of Maryland, College Park, Maryland. September 1993.
- [CD64] MW. NIXON : *Parametric Studies for Tiltrotor Aeroelastic Stability in Highspeed Flight*. Journal of the American Helicopter Society, 38(4) :71–79. October 1993.
- [CD65] MW. NIXON, RG. KVATERNIK, TB. SETTLE : *Tiltrotor Vibration Reduction Through Higher Harmonic Control*. Journal of the American Helicopter Society, 43(3). July 1998.
- [CD66] MW. NIXON, D. PIATAK, LM. CORSO, DA. POPELKA : *Aeroelastic Tailoring for Stability Augmentation and Performance Enhancements of Tiltrotor Aircraft*. Journal of the American Helicopter Society, 45(4). October 2000.
- [CD67] CM. OMAN, IS. CURTHOYS : *The influence of semicircular canal morphology on endolymph flow dynamics : an anatomically descriptive mathematical model*. Acta otolaryngologica, Vol. 113, N°1-2, p.1-13, 1987.
- [CD68] RA. ORMISTON : *Helicopter Modeling*. Aeronautical Journal, 77 :579–591. November 1973.
- [CD69] J. PAYAN, C. HOCHARD : *Damage Modeling of Laminated Carbon/Epoxy Composites Under Static and Fatigue Loading*. International Journal of Fatigue, Vol. 24, p. 299-306, 2002.
- [CD70] MQ. PHAN, JN. JUANG : *Predictive Controllers for Feedback Stabilization*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 21(5) :747–753. September–October 1998.
- [CD71] DJ. PIATAK, RG. KVATERNIK, MW. NIXON, CW. LANGSTON, JD. SINGLETON, RL. BENNETT, RK. BROWN : *A Parametric Investigation of Whirl-Flutter Stability on the WRATS Tiltrotor Model*. Journal of the American Helicopter Society, 47(3). July 2002.
- [CD72] D. POPELKA, D. LINDSAY, T. PARHAM, V. BERRY, DJ. BAKER : *Results of an Aeroelastic Tailoring Study for a Composite Tiltrotor Wing*. Journal of the American Helicopter Society, 42(2) :126–136. April 1997.
- [CD73] RD. RABBITT : *Directional coding of three-dimensional movements by the vestibular semicircular canals*. Biological Cybernetics, Vol. 80, p.417-431, 1999.
- [CD74] RD. RABBITT : *Determinants of spatial and temporal coding by semicircular canal afferents*. Journal of Neurophysiology, Vol. 93, p.2359-2370, 2005.
- [CD75] RD. RABBITT, E. DAMIANO : *Biomechanics of the semicircular canals and otolith organs*. Springer Handbook of Auditory Research, Vol. 19, p.153-201, 2004.
- [CD76] T. RAPHAN : *The vestibule-ocular reflex in three dimensions*. Experimental Brain Research, Vol. 145, p.1-27, 2002.
- [CD77] WH. REED : *Propeller-Rotor Whirl Flutter : A State of the Art Review*. Journal of Sound and Vibration, 4(3) :526–544. 1966.
- [CD78] JS. ROGER JANG : *ANFIS : Adaptive-Network-Based Fuzzy Inference System*. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, vol. 23, 1993, p.665-684.
- [CD79] RT. RYSDYK, AJ. CALISE : *Nonlinear Adaptive Flight Control Using Neural Networks*. IEEE Controls Systems Magazine, 18(6). December 1998.
- [CD80] DA. SARAVANOS, DA.HOPKINS : *Effects of Delaminations on the Damped Dynamic Characteristics of Composites*. Journal of Sounds and Vibrations, Vol. 192, p. 977-993, September 1995.
- [CD81] JV. SANTOS, CM. SOARES : *A Damage Identification Numerical Model Based on the Sensitivity of Orthogonality Conditions and Least Squares Technique*. Computers and Structures, Vol. 78, p. 283-291, October 1999.
- [CD82] DA. SARAVANOS, DA.HOPKINS : *Effect of Fatigue Damage on the Dynamic Response Frequency of Spot-Welded Joints*. International Journal of Fatigue, Vol. 25, p. 311-316, September 2002.
- [CD83] RH. SCANLAN, JC. TRUMAN : *The Gyroscopic Effect of a Rigid Rotating Propeller on Engine and Wing Vibration Modes*. Journal of the Aeronautical Sciences, 17(10) :653–666. October 1950.
- [CD84] W. SCHIEHLEN : *Multibody System Dynamics : Roots and Perspectives*. Multibody System Dynamics, 1 :149–188. 1997.

- [CD85] AA. SHABANA : *Flexible Multibody Systems : Review of Past and Recent Developments*. Multibody System Dynamics, 1 :189–222. 1997.
- [CD86] YS. SHIH, ZF. YEH : *Dynamic Stability of a Viscoelastic Beamwith Frequency-Dependent Modulus*. International Journal of Solids and Structures, Vol. 46, p. 41-51, September 2004.
- [CD87] C. STAUB, JC BOYER : *Inertia Effects on the Prediction of Ductile Damage*. Journal of Material Processing Technology, Vol. 92-93, p. 474-480, 1999.
- [CD88] ES. TAYLOR, KA. BROWNE : *Vibration Isolation of Aircraft Power Plants*. Journal of the Aeronautical Sciences, 6(2) :43–49. December 1938.
- [CD89] TL. TENG, NK. HU : *Analysis of Damping Characteristics for Viscoelastic Laminated Beams*. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. Vol. 190, p. 3881-3892, 2 December1999.
- [CD90] WC. VAN BUSKIRK : *The effect of the utricle on fluid flow in the semicircular canals*. Annals of Biomedical Engineering, Vol. 5, p.1-11, 1977.
- [CD91] WC. VAN BUSKIRK : *The biomechanics of the semicircular canals* IEEE Engineering in Medicine & Biology Society, 10th Annual International Conference, 1988.
- [CD92] WC. VAN BUSKIRK : *The fluid mechanics of the semicircular canals*. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 78, p.87-98, 1976.
- [CD93] C. VINET, P. PRIOU : *Micromechanical Damage Model Taking Loading-Induced Anisotropy into Account*. Aerospace Science and Technology, Vol. 1, p. 65-76, 1997.
- [CD94] A. YAMAUCHI, RD. RABBITT : *Relationship between inner-ear fluid pressure and semicircular canal afferent nerve discharge*. Journal of the Association for Research in otolaryngology, Vol. 3, N°1, p. 26-44, 2002.
- [CD95] YJ. YAN, LH. LAM : *FEM Modeling Method of Damage Structures for Structural Damage Detection*. Composite Structures, Vol. 72, p. 193-199, December 2004.
- [CD96] Z. ZHANG, G. HARTWIG : *Relation of Damping and Fatigue Damage of Unidirectional Fibre Composites*. International Journal of Fatigue, Vol. 24, p. 713-738, November 2001.

-----



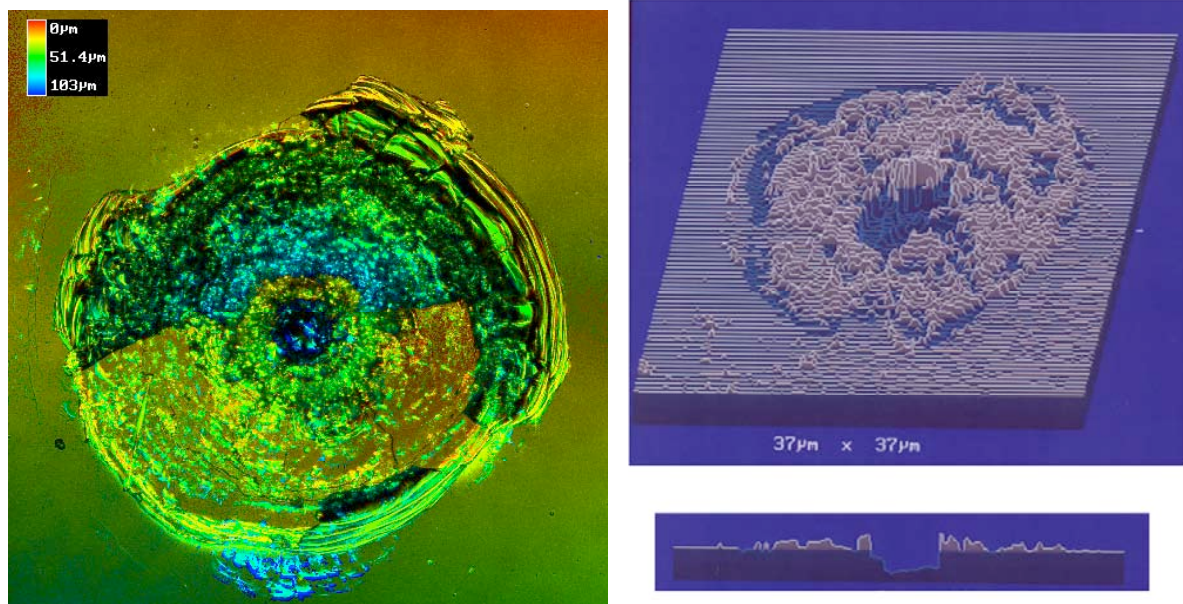
## Complément : Exemples de Réalisations d'Étudiants

### Visualisations d'Impacts de Débris Spatiaux

Ce travail d'étudiants, réalisé à l'ENSICA dans le cadre d'un projet d'initiation à la recherche de deuxième année, constitue une application originale de l'imagerie 3D, dont les résultats ont fait l'objet d'une contribution scientifique en congrès international (Réf.[B7] citée p.6).

L'analyse des micro-impacts dus aux débris spatiaux est un domaine très particulier dans lequel le CNES s'est spécialisé, notamment dans le cadre de la contribution européenne au Télescope Spatial Hubble (HST). Ces analyses très fines s'opèrent habituellement par la technique éprouvée mais pointue du Microscope Électronique à Balayage.

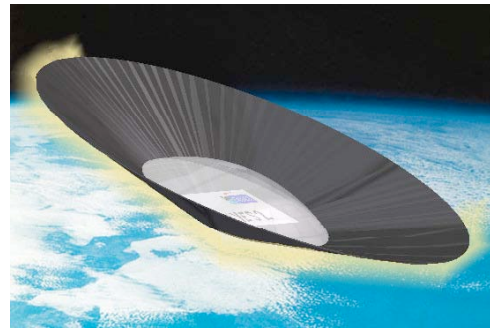
Or nous disposons au Département Génie Mécanique de l'ENSICA d'un Microscope Optique Confocal, originellement utilisé pour l'analyse 3D d'échantillons biologiques, adapté à la visualisation en relief des profils de rupture des matériaux métalliques. La présence de cet instrument nous a incité à appliquer ces techniques à la restitution des profils de cratères d'impacts sur panneaux solaires.



En coopération avec Christian DURIN, responsable CNES, nous avons ainsi pu réaliser et fournir des vues en relief, avec d'une part un codage "altimétrique" de la profondeur (en vue verticale) et d'autre part une représentation en perspective par tranches, avec la possibilité d'extraire une coupe quelconque. Ces analyses ont été réalisées sur des spécimens du premier jeu de panneaux solaires du HST, générateur qui avait été ramené sur Terre par les astronautes lors de la missions de maintenance du télescope.

## Rentrée Atmosphérique

Suite à la campagne d'essai achevant les développements sur l'amerrissage, la rentrée atmosphérique de l'ARD a conduit, au cours des années suivantes, à divers travaux d'élèves dans le cadre de projets de deuxième année et de Projets de Fin d'Étude Erasmus dirigés à l'ENSICA. Ces travaux ont permis plusieurs contributions scientifiques, notamment une publication dans le cadre du Congrès Mondial d'Astronautique de 2001 (réf.[B11] citée p.7), appliquant les équations newtoniennes des fluides raréfiés au calcul de la polaire hypersonique de l'ARD, comparée aux valeurs mesurées pendant la rentrée réelle (l'erreur ne dépassant pas 10%).



La réalisation d'un démonstrateur de concept "rentrée froide" dans le cadre du programme YES2 de l'initiative Aurora de l'ESA (initiative pour la contribution des Universités à l'exploration planétaire) fait partie de ces projets pédagogiques. Cette contribution de l'ENSICA vise à démontrer la pertinence de capsules de rentrée très légères, capables de ramener quelques centaines de grammes depuis une orbite basse. L'adoption de grands rayons de courbure, associés à une masse surfacique, permet de faire baisser la température de paroi pendant la rentrée en dessous de 1000°C, ce qui autorise l'emploi (à usage unique) d'une coque d'acier mince, très simple à réaliser, et éventuellement déployable. Plusieurs coques en acier ont été réalisées et testées en phase atmosphérique, impliquant une dizaine d'étudiants, mais les développements ultérieurs de qualification ne pourront être réalisés que dans les années à venir. En effet, ces projets de deuxième année sont en réalité des Projets d'Initiation à la Recherche (PIR), donnant quelquefois lieu à des contributions scientifiques, mais débouchant le plus souvent sur d'autres développements.

## Similitude Dynamique

Une autre application des développements liés à l'amerrissage, elle aussi porteuse de développements pédagogiques, concerne la maîtrise de la similitude de FROUDE, qui répond bien au problème très dynamique posé par l'amerrissage. Celle-ci privilégie, en effet, la représentativité des effets des **accélération**s, et donc de la pesanteur et des pressions dynamiques en  $V^2$ , alors que de la similitude de REYNOLDS privilégie quant à elle la représentativité des **vitesse**s, et donc les forces de viscosité. Ainsi, si  $V$  désigne la vitesse caractéristique du modèle mécanique,  $g$  l'accélération de la pesanteur,  $L$  la longueur,  $\rho$  la masse volumique et  $\mu$  la viscosité :

- selon la similitude de FROUDE, la quantité  $\frac{V^2}{gL}$  se conserve

- selon la similitude de REYNOLDS, la quantité  $\frac{\rho VL}{\mu}$  se conserve.



En considérant un modèle réalisé selon un facteur d'échelle  $\lambda$  ( $\lambda=0.1$  pour un modèle au dixième), avec un matériau identique, la similitude de FROUDE transforme comme suit les principales grandeurs mécaniques :

|                                       |                  |
|---------------------------------------|------------------|
| - Longueurs :                         | $\lambda$        |
| - Masses :                            | $\lambda^3$      |
| - Moments d'inertie :                 | $\lambda^5$      |
| - Intervalles de temps :              | $\lambda^{1/2}$  |
| - Vitesses linéaires :                | $\lambda^{1/2}$  |
| - Fréquences ou vitesses angulaires : | $\lambda^{-1/2}$ |
| - Accélérations linéaires :           | <b>1</b>         |
| - Accélérations angulaires :          | $\lambda^{-1}$   |

On peut remarquer que le spécimen réalisé pour la similitude de FROUDE peut être, en pratique, réalisé avec plusieurs niveaux d'approximation :

- La première option consiste à réaliser un modèle réduit exact à l'échelle, avec les mêmes matériaux (solides et fluides) que l'original. Cela peut poser des problèmes de minima technologiques dans le cas de coques minces (qui deviennent extrêmement ténues sur le modèle réduit). Apparaît également un problème de rigidité relative en effort normal et flexion, la première variant en  $\lambda$ , la seconde en  $\lambda^3$ .
- La deuxième option consiste à réaliser un modèle réduit exact mais avec des matériaux solides modifiés. La similitude en membrane (effort normal) est alors respectée si le matériau de remplacement est tel que  $E/\rho$  et  $\nu$  se conservent ( $E$  désignant le module d'YOUNG du matériau structural, et  $\nu$  son nombre de POISSON). Il se trouve que c'est bien le cas, avec une bonne approximation, lorsqu'on passe d'un alliage léger 2024 à un acier ordinaire de construction.
- Enfin, on peut simplifier la structure du modèle par diminution du nombre d'éléments ; les modes solides globaux resteront correctement représentés, mais les modes locaux s'en trouveront dégradés.

L'approche retenue pour les divers essais d'amerrissage réalisés à l'ENSICA a combiné les deuxième et troisième options, pour des raisons de réalisation technologique. Enfin, il faut remarquer que les modèles numériques de référence ont bien évidemment été représentatifs du spécimen essayé à l'échelle, et non du problème en vraie grandeur.

## **Hydravitation**

L'amerrissage a naturellement conduit les étudiants à participer au développement d'un hydravion léger. Le projet SUPERVISION a permis à plusieurs équipes de l'ENSICA de s'impliquer dans la conception d'un avion.



Dans le cadre de projets de fin d'études ENSICA ont ainsi et réalisé les essais en soufflerie et les essais d'amerrissage en bassin sur maquette au cinquième. La conception mécanique a également fait l'objet en 1996 d'un atelier Franco-Américain (réf [E08] citée p.10) que nous avons organisé à l'ENSICA et au cours duquel, une semaine durant, vingt étudiants de VirginiaTech financés par la National Science Foundation dans le cadre des développement NASA en aviation légère ont pu rencontrer un groupe équivalent d'étudiants Français pour échanger leurs points de vue. Le principal résultat obtenu par ces équipes est la participation au développement de la structure voilure.



Cette voilure de 11.50 m d'envergure est entièrement en composite (fibre de verre en zones courantes, fibre de carbone en zones renforcées) et représente une masse totale équipée (réservoirs compris) inférieure à 50 kg. Elle a été réalisée, certifiée et commercialisée sur 35 avions par la société Protoplane. Elle a également servi de base à la définition de l'hydravion léger Swan-II.

