

Dynamique d'une expérience spatiale: analyses et vérifications.

DEFISE JM

Centre Spatial de Liège
PI du Sart Tilman, Avenue du Pré Aily, B-4031 ANGLEUR

1. Résumé.

L'expérience EIT est un des nombreux instruments qui font partie de la charge utile du satellite SOHO de l'Agence Spatiale Européenne. A ce titre, un programme complet d'analyse et de vérification a été mis en oeuvre pour démontrer la bonne tenue dynamique de l'instrument, sur base des spécifications imposées par l'ESA.

Par ailleurs, le télescope est composé de plusieurs sous-systèmes réalisés et testés dans des laboratoires différents. Chaque élément est qualifié séparément, avant intégration du modèle de vol. Une approche de type "proto-flight" a été adoptée. Cet article décrit les principaux résultats des analyses et des essais effectués dans le cadre de ce projet.

2. Introduction.

Le satellite SOHO (Solar and Heliospheric Observatory) est le futur observatoire du soleil issu d'un programme conjoint ESA/NASA. SOHO sera lancé en 1995 par une fusée ATLAS sur une orbite de halo autour du point de Lagrange L1, point d'équilibre entre la terre et le soleil, situé à environ $1.5 \cdot 10^6$ km de la terre. Le satellite pointera en permanence le soleil, sans aucune éclipse terrestre.

La charge embarquée de SOHO est constituée de 13 expériences scientifiques consacrées à l'étude de la couronne solaire, du vent solaire, de la structure et la dynamique internes du soleil.

Parmi ces équipements, EIT (Extreme UV Imaging Telescope) est un télescope de type Ritchey-Chrétien mis au point pour réaliser des images de la couronne dans 4 longueurs d'onde comprises entre 171 Å et 304 Å. Le Centre Spatial de Liège est maître d'oeuvre de l'instrument, qui est réalisé en collaboration avec l'IAS à Orsay (F), l'IOTA à Orsay (F), le LAS à Marseille (F) et le NRL à Washington (USA).

3. L'instrument EIT.

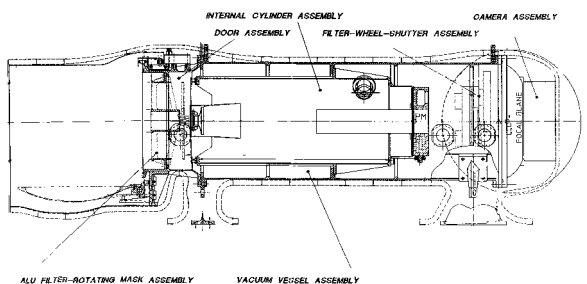


Figure 3.1: L'expérience EIT.

EIT est essentiellement constitué d'un télescope supporté par 3 pieds, auquel est fixée une caméra CCD

spécifiquement développée pour les images dans l'extrême UV. La masse de l'ensemble approche les 15 kg. L'enveloppe extérieure est un cylindre en aluminium fermé d'un côté par une porte hermétique, et de l'autre par la caméra (voir figure 3.1).

A l'intérieur est fixé un autre cylindre aux extrémités duquel sont montés les deux miroirs. Le miroir primaire est lui-même attaché au cylindre grâce à 3 lames en invar et 3 rotules fixées à des pions collés au miroir. Le miroir secondaire est collé dans un support en Invar, lui-même monté sur son baffle.

A l'avant du télescope se trouvent le mécanisme d'ouverture et de blocage de porte ainsi qu'un masque tournant destiné à sélectionner un des 4 quadrants du télescope. Entre la caméra et le miroir primaire, une structure supporte un mécanisme de roue à filtres et l'obturateur.

Des filtres aluminium extrêmement minces (2000 Å) sont présents dans l'instrument. Leur faible épaisseur ne leur permet pas de supporter une pression différentielle de plus de 10 mbars. Outre l'aspect propreté des optiques, c'est la raison principale pour laquelle l'instrument sera lancé sous vide. L'enveloppe extérieure, la porte et la caméra sont donc hermétiques.

4. Spécifications du design.

L'ESA définit une spécification globale pour tous les instruments de SOHO:

- la fixation sur le satellite doit constituer un système quasi-isostatique,
- la structure doit être dimensionnée pour résister à une accélération quasistatique de 18 g suivant l'axe optique (Z), et de 9 g suivant un des autres axes (X et Y),
- la première fréquence propre doit être supérieure à 100 Hz,
- l'instrument doit subir des essais de vibrations de type sinus et de type aléatoire pour lesquels les niveaux à la base sont définis au tableau (4.1) et en figure (4.1).

Axe	Fréquence (Hz)	Accélération
X, Y & Z	5 - 100	20 g

Tableau (4.1): Définition des essais sinus de qualification.

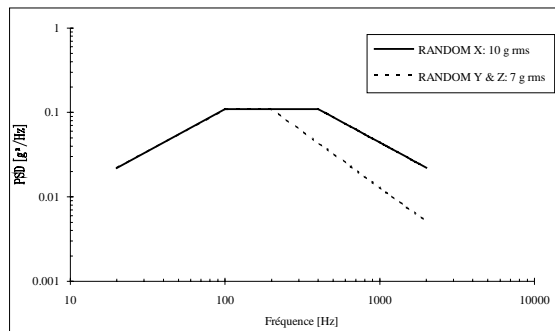


Figure (4.1): Définition des essais aléatoires de qualification.

5. Philosophie de développement de l'instrument au niveau mécanique.

Un premier design de la structure est étudié. Un modèle éléments finis est développé, ce qui permet de vérifier les spécifications de base.

Un modèle de structure (SM) est ensuite réalisé. Il est constitué:

- d'une structure identique à celle prévue pour le vol (pieds, cylindre extérieur et cylindre intérieur),
- de modèles de masse des différents sous-systèmes qui sont réalisés par les différents laboratoires.

Le SM est soumis aux essais de vibrations de qualification. Il est instrumenté de façon à enregistrer les niveaux de vibrations aux interfaces de chaque composant. Une fois l'essai de qualification réussi, les mesures définissent des nouvelles spécifications qui sont alors imposées aux sous-systèmes. Le SM-EIT est ensuite livré à l'ESA qui le monte sur le modèle structural du satellite (satellite-SM). L'ensemble, avec ses 13 expériences-SM, est alors vibré aux niveaux de qualification définis par le lanceur. Les résultats enregistrés par l'instrumentation placée aux interfaces sur le SM-S/C sont ensuite analysés, ce qui permet d'adapter pour chaque expérience la spécification "enveloppe" initialement imposée par l'ESA. C'est sur base de ces nouvelles exigences que les modèles de vol seront testés.

Les mécanismes d'EIT sont développés en parallèle avec la structure. Des modèles de qualification (QM) sont réalisés, ce qui permet de les tester en vibrations avec les niveaux de qualification relevés aux interfaces du SM.

Sur base de la qualification de la structure et des sous-systèmes, la fabrication du modèle de vol peut commencer. Seules quelques modifications mineures par rapport aux QM sont acceptées.

Avant intégration sur la structure de vol, chaque composant est vibré préalablement, à des niveaux d'acceptance.

Les niveaux dits d'acceptance correspondent aux niveaux de qualification "aléatoire" moins 3 dB, et à 80 % du niveau d'accélération "sinus".

L'intégration du modèle de vol EIT peut commencer. Une fois celle-ci terminée, la philosophie "proto-flight" suivie dans le cadre du projet impose un essai de vibrations à des niveaux de qualification avec des durées d'acceptance.

Cet essai s'accompagne pour EIT d'une double contrainte:

- l'instrument EIT-PFM ne peut être testé qu'en ambiance propre contrôlée,
- la présence des filtres impose de vibrer l'expérience sous vide intérieur, et de contrôler l'apparition éventuelle d'une fuite.

Après cet essai, l'instrument peut être monté sur le satellite (modèle de vol), pour y subir une acceptance en vibrations.

L'ensemble est ainsi qualifié et recetté pour le lancement, conformément au diagramme de la figure (5.1).

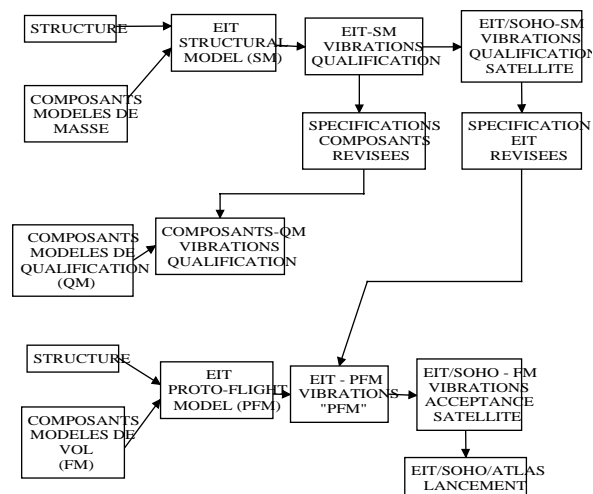


Figure 5.1: Philosophie de développement d'EIT.

6. Analyses.

Le modèle éléments finis (figure 6.1) élaboré au cours de l'étude contient 1574 noeuds, pour 8124 ddl [2].

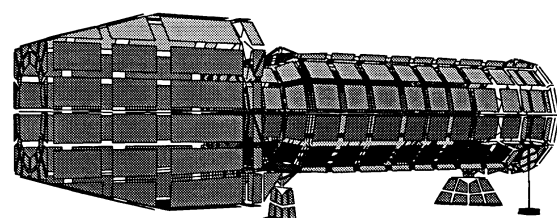


Figure (6.1): Maillage de la structure.

Les résultats principaux [2] sont décrits dans le tableau (6.1), pour une masse statique modélisée de 14.6 kg

Mode	f (Hz)	m _{eff} X (kg)	m _{eff} Y (kg)	m _{eff} Z (kg)
1	137		8.795	
2	162	0.408		11.177
4	193	2.140	0.194	1.650
6	368	6.078	0.645	
7	373	1.234	1.932	
10	461	1.597		0.176

Tableau (6.1): Résultats du modèle EF.

Seuls les modes de masse effective importante sont repris ici. Les modes 1, 2 et 6 sont des translations globales du télescope, dues aux pieds.

Les paramètres effectifs ont été utilisés pour définir des spécifications préliminaires communes aux composants fixés sur le cylindre principal, pour lesquels l'interface de montage subit également le mouvement d'ensemble de l'instrument. Dans le cas des essais à réaliser sur le spécimen qui est monté sur un support rigide, l'accélération résultante au centre de gravité de l'instrument est définie par [1]:

$$(6.1) \quad M_{st} \cdot a_{cg}(\omega) = M_{dyn}(\omega) \cdot a_b(\omega)$$

où M_{st} est la masse statique du spécimen,

ω est la pulsation,

a_{cg} est l'accélération au centre de gravité,

a_b l'accélération de la base,

$M_{dyn}(\omega)$ est la masse dynamique de l'ensemble.

$M_{dyn}(\omega)$ est définie par:

$$(6.2) \quad M_{dyn}(\omega) = M_{st} - \sum_i \frac{M_{eff_i} \cdot \omega^2}{\omega^2 - \omega_i^2 - 2i\omega\omega_i\zeta_i}$$

avec ω_i la pulsation propre du mode i ,

ζ_i l'amortissement modal du mode i ,

M_{eff_i} la masse effective du mode i .

Les essais de type "sinus" sont limités à la bande fréquentielle [5 - 100 Hz] qui est située avant la première fréquence propre du télescope. Les essais de type vibrations aléatoires balayent les fréquences dans le domaine [20 - 2000 Hz], c'est dans ces tests que la structure amplifiera le plus l'excitation.

En généralisant (6.1) dans le cas d'une excitation de type PSD, on obtient

$$(6.3) \quad PSD_{cg}(\omega) = \left| \frac{M_{dyn}(\omega)}{M_{st}} \right|^2 \cdot PSD_b(\omega)$$

La figure (6.1) définit une spécification calculée avec (6.3), au niveau des interfaces des sous-systèmes principaux d'EIT, en ne retenant que les 10 premiers modes propres (de 137 à 461 Hz). L'excitation à la base est celle représentée en figure (4.1).

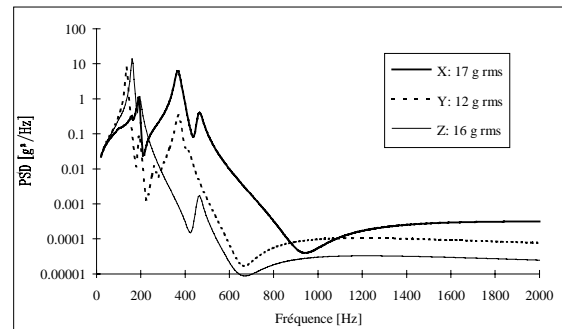


Figure 6.1: Spécification estimée pour les sous-systèmes (test aléatoire).

Cette formulation simplifiée présente plus de flexibilité en permettant d'éviter le recours au modèle EF complet par exemple en cas de modification de la spécification à la base d'EIT, en cas d'ajustement des amortissements modaux, ...

7. Tests.

7.1 Qualification

L'essai de qualification du SM s'est bien déroulé. Un mode interne important au niveau du cylindre qui supporte les miroirs s'est vu confirmé, ce qui transmet des accélérations importantes au miroir primaire.

Les premières fréquences et leur mode correspondant ont été vérifiés. L'analyse EF est en bon accord avec les mesures effectuées sur le SM (table 7.1.1) [4]. Seuls les amortissements modaux seront ajustés pour corrélérer le modèle.

Modes	Prédiction EF	Mesures SM
1 ^{er} mode X	385 Hz	400 Hz
1 ^{er} mode Y	137 Hz	140 Hz
1 ^{er} mode Z	162 Hz	152 Hz

Table (7.1.1): Comparaison des mesures et des prédictions pour les premiers modes de translation.

La bande fréquentielle de l'essai random [20-2000 Hz] encadre toutes les fréquences propres principales de la structure, ce qui induit des niveaux très élevés jusqu'aux sous-systèmes. La limite de 30 g RMS fixée sur certains composants n'a pas permis d'appliquer la spécification du niveau de qualification. Seuls les niveaux Q-3 dB, Q-1 dB ont été atteints sur les différents axes.

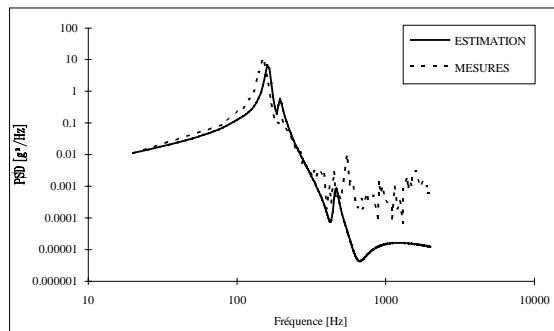


Figure 7.1.1: Test aléatoire axe Z, qualification-3dB

La figure (7.1.1) présente une comparaison de la mesure effectuée sur le cylindre extérieur lors du test de qualification en vibrations aléatoires à Q-3 dB (axe Z) [5] avec les prédictions calculées selon (6.3), à partir des paramètres effectifs de la table (6.1).

Pour les tests de qualification réalisés sur les sous-systèmes, plusieurs problèmes sont apparus:

- les moteurs de certains mécanismes ne supportent pas les niveaux de vibration imposés et se désalignent,
- le miroir primaire, supporté par ses trois lames en Invar, s'est brisé au niveau d'un des points de fixation, lors d'un test random,

Pour y remédier,

- la précontrainte des roulements des moteurs a été augmentée,
- une demande de notching est introduite à l'ESA, qui autorise un nouveau test avec des PSD réduites localement,

Après les essais sinus, le test acoustique du satellite-SM a permis un réajustement des niveaux des essais aléatoires, qui seront appliqués sur le modèle de vol. Le notching demandé est pris en compte. Cette modification se traduit par une baisse générale des niveaux, sauf pour l'axe optique, pour lequel la PSD est sensiblement plus importante aux hautes fréquences.

Soulignons que les essais de vibrations aléatoires sont imposés sur l'instrument pour reproduire l'excitation enregistrée sur le panneau du satellite lors des essais acoustiques. L'expérience montre que ces deux types d'essais ne sont pas équivalents. Des réponses aux hautes fréquences sur certains composants d'EIT sont obtenues lors du test acoustique, et ne se retrouvent pas en sollicitant la base de l'instrument en vibrations aléatoires.

7.2 Recette des pièces de vol.

Ces essais imposent des conditions de test dans une ambiance propre, sous un flux laminaire.

Les composants de vol sont tous vibrés aux niveaux d'acceptance, puis sont intégrés sur la structure de vol.

Une précaution supplémentaire est prise pour le miroir primaire: un essai d'acceptance est préalablement réalisé sur le tube interne équipé du miroir déjà aligné mécaniquement sur son support. Ceci permet de vérifier

- que l'alignement ne s'est pas détérioré en cours d'essai,
- que la réponse du système justifie bien un notching dans les bandes de fréquence demandées à l'ESA.

Le modèle complet est finalement assemblé. Après pompage de l'air intérieur de l'instrument, l'essai de recette est appliqué:

- des niveaux de qualification avec des durées d'acceptance sont appliqués,
- la pression interne est vérifiée entre chaque run.

L'instrument est alors accepté par l'ESA pour être monté sur le satellite.

8. Conclusions.

L'analyse intégrée dans un plan de vérification complet mène à une réalisation techniquement fiable.

Les difficultés apparues en cours de projet ne concernent que les composants qui n'ont pas pu subir une analyse systématique préalable.

L'utilisation des paramètres effectifs a permis une simplification considérable des calculs des niveaux de vibrations aux interfaces, en particulier pour évaluer l'intérêt des notchings envisagés.

9. Bibliographie

- [1] SOHO Experiment Interface Document Part A PLP/410S/EID-A
- [2] Rapport SBI AN/SBI/EITCD/92001 Issue 1.
- [3] A. Girard, J.F. Imbert, Modal Effective Parameters and Truncation Effects in Structural Dynamics, 5th IMACS, pp 82-826,(1987).
- [4] Rapport SBI RP/SBI/EITCD/93007 Issue 1
- [5] Rapport Intespace L2373 - Juin 92.