



**HAL**  
open science

## Recalage de modèles de lanceur à partir d'essais en vol

Pierre-Etienne Charbonnel, Pierre Ladevèze, François Louf

► **To cite this version:**

Pierre-Etienne Charbonnel, Pierre Ladevèze, François Louf. Recalage de modèles de lanceur à partir d'essais en vol. CFM 2009 - 19ème Congrès Français de Mécanique, Aug 2009, Marseille, France. <hal-03390898>

**HAL Id: hal-03390898**

**<https://hal.science/hal-03390898v1>**

Submitted on 21 Oct 2021

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



HAL Authorization

# Recalage de modèles de lanceur à partir d'essais en vol

P.E.CHARBONNEL<sup>a</sup>, P.LADEVÈZE<sup>a,b</sup>, F.LOUF<sup>a</sup>

a. LMT-Cachan(ENSCachan/CNRS/Paris6University) 61 avenue du Président Wilson, F-94235 Cachan Cedex, France Email : [charbonnel,ladeveze,louf]@lmt.ens-cachan.fr

b. EADS Foundation Chair "Advanced Computational Structural Mechanics"

## Résumé :

*La validation/recalage de modèle est une question centrale quant à la diminution des marges notamment dans le cas des lanceurs spatiaux. Les modèles sont de plus en plus performants, mais malgré tout, des méconnaissances fortes subsistent, quant aux excitations et aux paramètres structuraux de certaines liaisons complexes. La démarche de recalage développée a pour but de mettre à profit les mesures réalisées en phase de vol atmosphérique, ce afin de réduire les méconnaissances.*

## Abstract :

*Model validation is a major point regarding safety-margins reduction, especially for space launchers. Models are more and more complex and efficient, but in spite of everything, a certain Lack Of Knowledge (LOK) remains on the sources of excitation on the one hand, and some structural stiffness and damping parameters on the other hand. The updating method that will be developed aims to profit from the flight measurements performed at the end of an atmospherical flight, in order to reduce the Lack Of Knowledge*

**Mots clefs :** Recalage/Validation, Erreur en Relation de Comportement, Méconnaissances

## 1 Introduction

Dans le domaine de l'aérospatiale, la validation (ou recalage) est une question centrale quant à la diminution des marges. La démarche de recalage consiste à améliorer la qualité d'un modèle numérique en le confrontant à un certain nombre de résultats d'essais.

Certes les modèles sont de plus en plus performants, mais malgré tout, des méconnaissances fortes subsistent par exemple quant aux amortissements ou encore à certaines rigidités. Les sources d'excitation sont elles aussi mal connues tant par leurs niveaux que par leur temps d'apparition et leurs durées. Ainsi les essais en vol, s'ils sont bien instrumentés, constituent pour la validation ou le recalage des ensembles d'information extrêmement riches et originaux dont il doit être possible de tirer des enseignements majeurs. Notons qu'un essai en vol est un fait un multi-essai au sens où plusieurs sources d'excitations sont excitées ; une des difficultés et non des moindres est que ces sources d'excitation ne sont pas connues *a priori*.

En matière de validation ou de recalage, il existe deux philosophies très différentes :

- La première est de supposer très peu de chose sur le modèle et les excitations, les informations que l'on tire étant lues quasiment directement sur les mesures. Son avantage est la facilité de mise en oeuvre, les outils s'appliquant à de très larges familles de problèmes [1], [2].
- La seconde, celle que nous suivrons ici, est au contraire de tirer partie des connaissances que l'on a sur le modèle et les excitations. Seule une partie du modèle et des excitations est considérée comme mal connue, le reste étant supposé fiable. En d'autres termes, une partie du modèle entre dans ce que l'on peut entendre comme la référence. Cette démarche a été initiée au LMT-Cachan [3], [4] et a depuis connu de nombreux développements, notamment dans le domaine de la validation de modèles probabilistes [5]. Son inconvénient est son coût ; par contre elle est susceptible de fournir des informations inaccessibles par toute autre méthode.

Dans cette communication nous proposons un développement de cette démarche, applicable à des modèles industriels complexes comme ceux du lanceur Ariane 5E, pour lesquels les mesures en vol peuvent fournir un ensemble d'informations riche et original pour le recalage. Rappelons que dans le cas que nous traitons, les excitations sont considérées comme partiellement inconnues ; nous précisons la façon dont on s'affranchira de cette difficulté. Nous présenterons enfin un premier jeu de résultats obtenus à l'aide du modèle de lanceur le plus simple utilisé par ASTRIUM-ST. Après avoir identifié les paramètres du modèle qui sont les plus erronés, la méthode restreint ces paramètres à des intervalles de confiance (réduction des méconnaissances). A partir de ces intervalles, associés à un faible niveau d'erreur relative, la méthode fournit une estimation des excitations, tout en "qualifiant" la réponse du modèle numérique par rapport aux phénomènes physiques impliqués.

## 2 Problème de référence

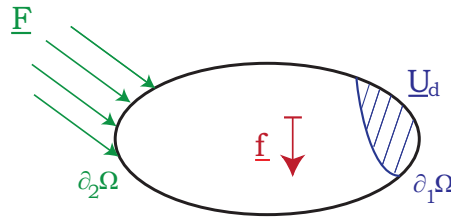


FIG. 1 – description schématique du problème de référence

Considérons la structure de la figure 1, occupant le volume  $\Omega$  pendant un intervalle de temps  $[t_i, t_f]$ . Le problème mécanique à résoudre s'écrit classiquement :

Trouver  $\underline{U}(\underline{M}, t) \in \mathcal{U}^{[t_i, t_f]}$ ,  $\sigma(\underline{M}, t) \in \mathcal{S}^{[t_i, t_f]}$  avec  $\underline{M} \in \Omega$  vérifiant :

– *contraintes cinématiques et conditions aux limites*,  $\underline{U}(\underline{M}, t) \in \mathcal{U}^{[t_i, t_f]}$  :

$$\underline{M} \in \Omega, \quad \underline{U}|_{t=0} = \underline{U}_0, \quad \frac{d\underline{U}}{dt}|_{t=0} = \dot{\underline{U}}_0, \quad \forall t \in [t_i, t_f], \quad \underline{U}|_{\partial_1\Omega} = \underline{U}_d$$

– *équations d'équilibre*,  $\sigma(\underline{M}, t) \in \mathcal{S}^{[t_i, t_f]}$  :

$$\rho \frac{d^2 \underline{U}}{dt^2} = \text{div} \sigma + \underline{f}, \quad \sigma \cdot \underline{n}|_{\partial_2\Omega} = \underline{F}_d$$

– *relations de comportement* :

$$\forall t \in [t_i, t_f], \quad \underline{M} \in \Omega, \quad \sigma(t) = \mathbb{K} : \varepsilon + \mathbb{B} : \dot{\varepsilon} \quad (1)$$

## 3 Hypothèses

On suppose que le comportement de la structure lors de la phase étudiée est du type vibratoire lentement variable tant en phase qu'en fréquence et en module :

$$\underline{U}_t = \int_{\omega_t^{\min}}^{\omega_t^{\max}} \underline{U}_{t\omega} e^{j\omega_t t} d\omega \quad (2)$$

A chaque instant  $t$ , le contenu fréquentiel du signal est caractérisé par une famille de valeurs  $(\underline{U}_{t\omega}, \omega_t)$  où  $\underline{U}_{t\omega}$  sont les valeurs complexes du domaine de Fourier. Les valeurs  $(\underline{U}_{t\omega}, \omega_t)$  sont supposées évoluer lentement avec  $t$ . Dans la suite, afin d'alléger les notations, on notera  $\underline{U}$  à la place de  $\underline{U}_{t\omega}$  tant qu'il ne demeure aucune ambiguïté.

Du point de vue de la modélisation, on considère ici que les quantités les plus mal connues sont relatives aux liaisons et aux excitations. Pour simplifier, les amortissements ne sont pas pris en compte.

## 4 Erreur en relation de comportement / Problème inverse

A ce niveau, remarquons que, pour le problème de référence, toutes les équations n'ont pas le même degré de certitude. Le point fondamental de la méthode développée consiste à séparer les équations et données "fiables", de celles qui le sont moins.

### 4.1 Séparation des quantités

#### Données fiables

- Conditions aux limites en déplacement
- Equations d'équilibre dynamique

#### Données non-fiables

- Relations de comportement

Introduisons un champ de déplacement  $\underline{V} \neq \underline{U}$  tel que le champ de contrainte vérifie :

$$\sigma = \mathbb{K}\varepsilon(\underline{V}) + \mathbb{B}\dot{\varepsilon}(\underline{V}) \quad (3)$$

Le champ  $\underline{U}$  sera dit "cinématiquement admissible" tandis que le champ  $\underline{V}$  sera dit "dynamiquement admissible".

– quantités mesurées  $\tilde{U}$

Lors d'un essai en vol, considéré ici comme un "multiessai", on connaît à chaque instant :

$$(\omega, \tilde{U}(\omega)) \text{ pour } \omega \in \Omega_t \quad t \in [0, T] \quad (4)$$

– les excitations  $\underline{F}$

Les excitations seront supposées partiellement inconnues mais les sous-structures sur lesquelles elles s'appliquent sont connues.

## 4.2 Champs admissibles

Après discrétisation du problème par éléments finis, une solution  $s = \{\underline{U}, \underline{V}, \underline{F}\}$  est admissible si :

$$(C_{t\omega}) \quad \left| \begin{array}{l} \underline{U}|_{\partial_1 \Omega} = \underline{U}_d \\ \mathbf{K}\underline{V} - \omega^2 \mathbf{M}\underline{U} = \underline{F} \end{array} \right. \quad (5)$$

car les modèles sont supposés non-dissipatifs. Notons  $\mathbf{S}_{ad,t\omega}$  le champ des solutions admissibles.

## 4.3 Erreur en Relation de Comportement modifiée (CRE)

Il faut maintenant écrire un résidu sur les données et équations non-fiables. Pour cela, on forme pour chaque couple  $(t, \omega)$  une fonctionnelle appelée Erreur en Relation de Comportement modifiée (ERC), qu'on écrit :

$$e_{t\omega}^2 = \frac{1}{2} \sum_{E \in E_R} (\underline{U}_E - \underline{V}_E)^* \mathbf{K}_E (\underline{U}_E - \underline{V}_E) + \frac{r}{1-r} (\underline{U} - \tilde{U})^* \mathbf{G}_a (\underline{U} - \tilde{U}) \quad (6)$$

où :

- $\underline{U}_E, \underline{V}_E, \mathbf{K}_E$  désigne la restriction de  $\underline{U}, \underline{V}, \mathbf{K}$  associée à la sous-structure  $E$ .
- $E_R$  est le sous-ensemble des sous-structures  $E$  dont les paramètres de raideur doivent être recalés.
- $\mathbf{G}_a$  est une matrice qui donne le même poids aux deux termes de  $e_{t\omega}^2$ .
- $r \in ]0, 1[$  est un scalaire relatif à la confiance que l'on accorde aux mesures  $\tilde{U}$ .
- $\underline{A}^*$  désigne le transposé du conjugué de  $\underline{A}$  et tel que la fonctionnelle  $e_{t\omega}^2$  est réelle.

L'ERC modifiée est sommée sur les fréquences, puis intégrée en temps :

$$e_t^2 = \frac{1}{mes(\Omega_t)} \int_{\Omega_t} e_{t\omega}^2(\omega) d\omega \quad e^2(s) = \frac{1}{T} \int_0^T e_t^2 dt$$

L'erreur totale peut être interprétée la somme d'une erreur de modèle et d'une erreur de mesure :

$$e^2 = e_{CRE}^2 + \frac{r}{1-r} e_{exp}^2$$

Le premier terme permet de minimiser la distance entre les deux champs  $\underline{U}$  et  $\underline{V}$ , tandis que le second compare le champ  $\underline{U}$  aux résultats expérimentaux. Si ce dernier terme devient trop important et que l'erreur provient d'un petit nombre de capteurs, ceux-ci peuvent être considérés comme défailants et exclus du calcul de l'ERC modifiée.

## 4.4 Recherche de $s \in \mathbf{S}_{ad,t\omega}$ qui minimise $e^2(s)$

Les données fiables définissent les champs admissibles. On cherche donc une solution dans les champs admissibles et qui vérifient "au mieux" les équation et données non-fiables. Le problème qu'on résout s'écrit :

$$(P_{t\omega}) \quad \left| \begin{array}{l} \text{trouver } \hat{s} = (\underline{U}, \underline{V}, \underline{F}) \in \mathbf{S}_{ad,t\omega} \\ \text{qui minimise } e^2(s) \text{ avec } s \in \mathbf{S}_{ad,t\omega} \end{array} \right. \quad (7)$$

## 5 Procédure de recalage

### 5.1 Activation de la procédure

Une fois les capteurs défailants écartés, il faut définir si le modèle a besoin d'être recalé. Pour cela, on définit une erreur relative  $\varepsilon^2$  de la forme suivante :

$$\varepsilon^2 = \frac{1}{T} \cdot \frac{1}{mes(\Omega_t)} \int_{t_i}^{t_f} \int_{\omega_t^{min}}^{\omega_t^{max}} \frac{(\underline{V} - \underline{U})^* \mathbf{K} (\underline{V} - \underline{U})}{D^2} dt d\omega \quad (8)$$

$$\text{with } D^2 = \frac{1}{T} \cdot \frac{1}{mes(\Omega_t)} \int_{t_i}^{t_f} \int_{\omega_t^{min}}^{\omega_t^{max}} (\underline{V}^0 + \underline{U}^0)^* \mathbf{K}^0 (\underline{V}^0 + \underline{U}^0) dt d\omega \quad (9)$$

$$(10)$$

où  $\underline{U}^0$ ,  $\underline{V}^0$  et  $\mathbf{K}^0$  sont les quantités associées au modèle dans sa configuration initiale (i.e. avant recalage). Le modèle doit être recalé si :

$$\varepsilon^2 \geq \varepsilon_0^2 \quad (11)$$

où  $\varepsilon_0^2$  est une valeur seuil donnée.

Cette valeur dépend de la finesse du modèle choisi pour représenter la structure. Pour un modèle riche, capable de rendre compte de la majorité des phénomènes en jeu,  $\varepsilon_0$  sera fixé à une valeur faible (typiquement 1-2%). Pour des modèles plus simplistes et grossiers, chercher à atteindre une faible valeur d'erreur n'a pas de sens ; qui plus est, le modèle peut en être incapable. Pour de tels modèles, la valeur seuil (11) sera fixée à 5-10%. On sort de la procédure de recalage dès que le critère (11) devient faux.

## 5.2 Une itération du processus de recalage

Pendant une itération de la procédure, l'erreur relative est calculée pour chaque sous-structure  $E \in \mathbf{E}$  :

$$\varepsilon_E^2 = \frac{1}{T} \cdot \frac{1}{mes(\Omega_t)} \int_{t_i}^{t_f} \int_{\omega_t^{min}}^{\omega_t^{max}} \frac{(\underline{V}_E - \underline{U}_E)^* \mathbf{K}_E (\underline{V}_E - \underline{U}_E)}{D^2} dt d\omega \quad (12)$$

et on définit  $\mathbf{E}_R$  le sous-espace des sous-structures  $\mathbf{E}$  telles que :

$$\varepsilon_E^2 \geq 0.8 \sup_{E \in \mathbf{E}} \varepsilon_E^2 \quad (13)$$

qui sont les sous-structures dont les raideurs sont les plus mal modélisées et ont besoin d'être recalées.

## 5.3 Recherche du minimum

L'erreur globale  $e^2$  est fonction de tous les paramètres de raideur. Le problème de correction consiste alors à trouver les paramètres de raideur  $\underline{\alpha}_R$  (associés aux sous-structures à recalé  $E \in \mathbf{E}_R$ ) qui minimisent  $e^2(\underline{\alpha}_R)$ . Une fois le minimum atteint pour le sous-ensemble  $\mathbf{E}_R$ , un nouvel ensemble  $\mathbf{E}_R$  peut être défini.

Ce minimum de l'erreur peut être atteint à l'aide de méthodes du type gradient ou BFGS. Le critère d'arrêt (11) quant à lui, concerne l'erreur relative ; par conséquent, si l'algorithme de descente s'arrête sur un minimum local, le critère d'arrêt sur l'erreur relative  $\varepsilon^2 \leq \varepsilon_0^2$  ne sera pas vérifié, et la procédure de recalage pourra continuer.

## 5.4 Sortie de la procédure

Une fois le critère  $\varepsilon_0^2$  atteint, on est en mesure de fournir :

- de nouvelles valeurs pour les paramètres  $\alpha_i \in \underline{\alpha}_R$ , qui sont données dans un intervalle  $A_i = [\alpha_i^{min}; \alpha_i^{max}]$ , associé à la valeur  $\varepsilon_0^2$  de l'erreur relative.
- une estimation des excitations, qui sont calculées grâce aux nouvelles valeurs  $\alpha_i \in A_i$ .

## 5.5 Cas problématiques

Il peut arriver que la procédure de recalage ne puisse aller à son terme : l'erreur ne peut décroître. Cela peut signifier que le modèle est globalement incapable de représenter les mesures car trop pauvre. Une modification en profondeur de ce dernier doit être effectuée.

## 6 Mise en oeuvre sur une structure industrielle

Dans cette section, on illustre la méthode décrite ci-avant dans le cas du modèle le plus simple utilisé par Astrium pour représenter une partie du lanceur Ariane 5E.

### 6.1 Les mesures

Les données accessibles pour le vol qu'on étudie concernent :

- 2 capteurs accélérométriques aux noeuds 1 et 2
- 1 capteur de pression au noeud 1 (voir figure 3 pour la position des noeuds)

En conséquence de l'hypothèse formulée en introduction, et qui suppose que les données du problème sont lentement variables avec  $t$ , une manière efficace de post-traiter les mesures est d'utiliser une transformée de Fourier à fenêtre glissante. Afin d'avoir le meilleur compromis pour la résolution temps-fréquence, on choisit des fenêtres de Gabor (gaussienne). Pour plus de détails concernant les analyses temps-fréquence, on pourra se référer à [6]. L'analyse-temps fréquence pour les accéléromètres et les capteurs de pression est représenté figure 2.

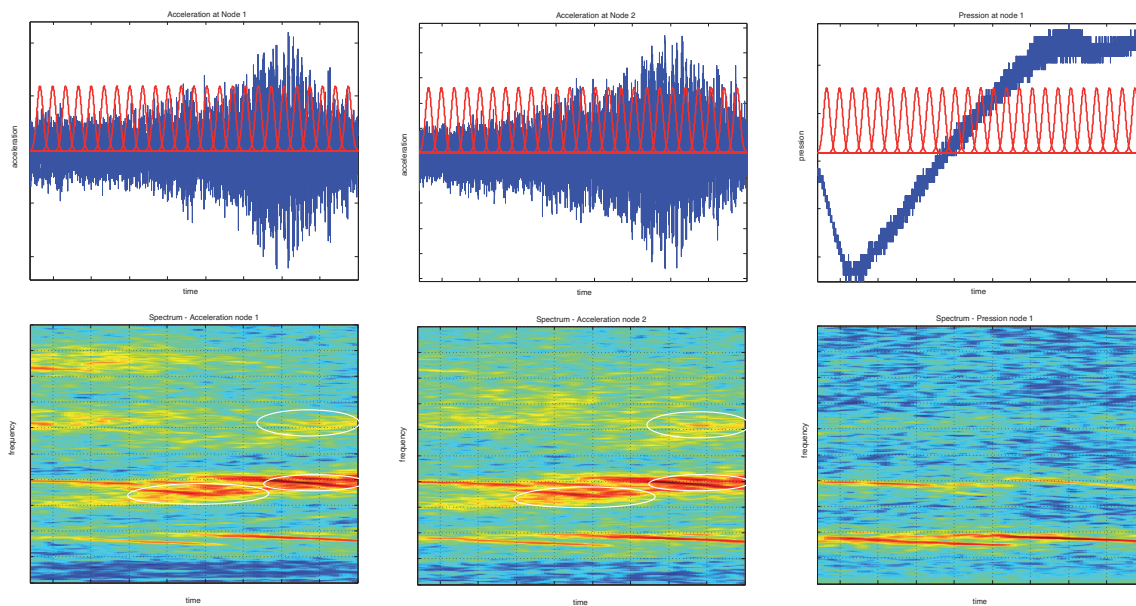


FIG. 2 – time-frequency Gabor analysis

## 6.2 Recalage d'un modèle simple

### 6.2.1 Le modèle EF

On considère le modèle le plus simple utilisé par Astrium pour représenter une partie du lanceur :

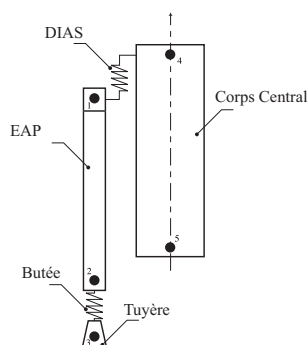


FIG. 3 – modèle unidimensionnel

- l'Etage à poudre *EAP*,
  - le Corps Central *CC*, qui modélise le corps du lanceur et l'*EAP* droit.
  - la tuyère *TUY*
- et deux liaisons :
- le DIspositif ASSouplisseur *DIAS*, qui est la liaison (considérée élastique) entre le *CC* et l'*EAP*,
  - la *Butée* flexible est la liaison entre la *TUY* et l'*EAP*.

Le modèle de la figure 3 ne prend en compte que les déplacements verticaux ; c'est une hypothèse très restrictive, mais qui permet malgré tout de rendre compte des principaux phénomènes.

Les excitations sont principalement dues à des oscillations de pression à l'intérieur des *EAP*. Les efforts associés vont apparaître pour les noeuds 1, 2 et 3, et les inconnues d'effort seront notées  $\underline{F}_{EAP} = \{F_1, F_2, F_3\}$ . Afin de modéliser plus fidèlement l'élanement de l'*EAP* qui joue un rôle prépondérant (eu égard au chargement), on ajoutera  $n_{EAP}$  noeuds sur l'*EAP*.

Sont également pris en compte les dépendances au temps des paramètres de raideur, et surtout de masse des différents composants.

## 6.3 Premiers résultats

Sont représentés sur la figure 4 les différents résultats obtenus pour les étapes de localisation et de sortie de la procédure décrite ci-avant.

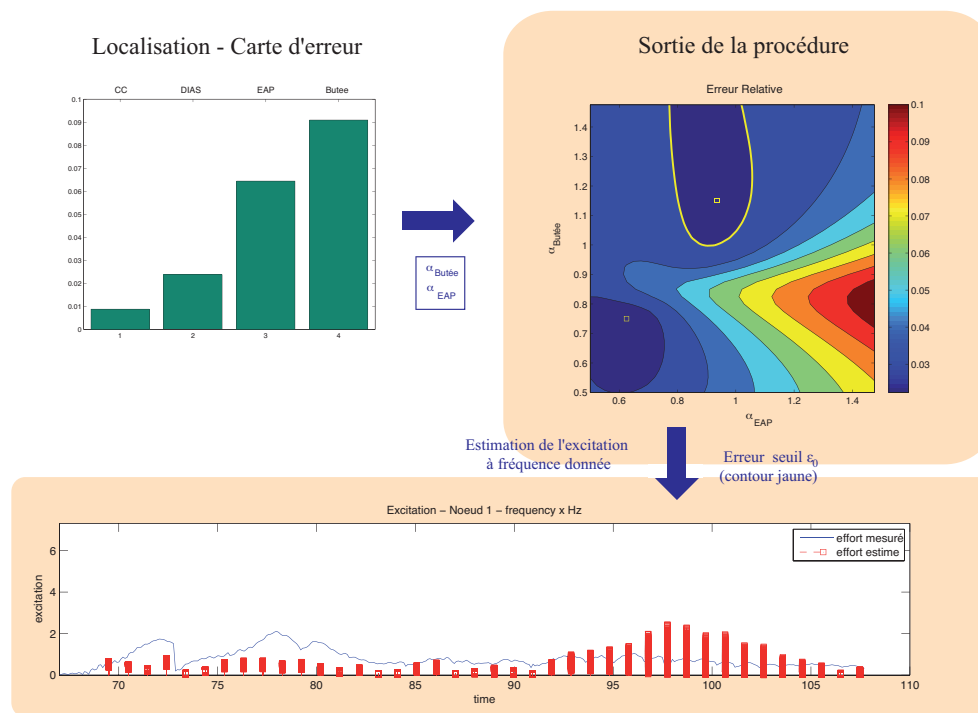


FIG. 4 – Premiers résultats pour un modèle simpliste

## 7 Conclusion

Dans cette communication on a présenté une démarche recalage adaptée à un environnement expérimental incertain, et testée sur un modèle EF simple. Cette méthode permet de définir la "qualité" du modèle traité au regard des phénomènes impliqués, grâce au niveau d'erreur relative atteint en sortie de procédure. Un modèle grossier est associé à un niveau d'erreur élevé (5-10%) tandis qu'un modèle fin et adapté au problème atteint des valeurs de 1-2%.

L'algorithme développé est applicable à des modèles industriels complexes, et fait preuve en la matière d'une grande robustesse. Cette approche, teintée d'un "contenu mécanique" fort, fournit les jeux de paramètres à recaler dans des intervalles (associé à des faibles valeurs de l'erreur relative), et du même coup, conduit à une estimation des excitations, considérées comme partiellement inconnues.

A court terme, l'enjeu est de traiter des modèles industriels de lanceur Ariane 5E, susceptibles de contenir des données probabilistes et dissipatives. Les perspectives à plus long terme sont de procéder à une optimisation de la position des capteurs sur le lanceur, ce afin de réduire les méconnaissances sur des quantités d'intérêt à définir.

## Références

- [1] J.E.Mottershead and M.I.Friswell . Model updating in structural dynamics : a survey.
- [2] P.Stoca and R.L.Moses . Introduction to spectral analysis. Prentice Hall, 1997.
- [3] P.Ladeveze D. and M.Reynier . Updating of finite element models using vibrations tests. AIAA Journal, 7(32), 1485–1491, 1994.
- [4] P.Ladeveze and A.Chouaki . Application of posteriori error estimation for structural model updating. IOP, Inverse Problems(15), 49–58, 1999.
- [5] P.Ladeveze G. and T.Romeuf . Validation of structural dynamics models containing uncertainties. Computer methods in applied mechanics and engineering, 195(4-6), 373–393, 2005.
- [6] E.Roubine . Introduction to communication theory, volume 1, 2 and 3. Masson Cie, Paris, 1970.