



HAL
open science

Premières investigations du couplage fluide-structure autour d'un lanceur spatial générique

Raphael Lardat, Bruno Koobus, Fabrice Ruffino, Charbel Farhat, Alain
Dervieux

► **To cite this version:**

Raphael Lardat, Bruno Koobus, Fabrice Ruffino, Charbel Farhat, Alain Dervieux. Premières investigations du couplage fluide-structure autour d'un lanceur spatial générique. RR-4314, INRIA. 2001. inria-00072273

HAL Id: inria-00072273

<https://inria.hal.science/inria-00072273>

Submitted on 23 May 2006

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.

*Premières investigations du couplage fluide-structure
autour d'un lanceur spatial générique*

Raphael Lardat- Bruno Koobus- Fabrice Ruffino- Charbel Farhat- Alain Dervieux

N° 4314

Novembre 2001

THÈME 4



*Rapport
de recherche*

Premières investigations du couplage fluide-structure autour d'un lanceur spatial générique

Raphael Lardat^{*}- Bruno Koobus[†]- Fabrice Ruffino[‡]- Charbel Farhat[§]- Alain Dervieux[¶]

Thème 4 — Simulation et optimisation
de systèmes complexes
Projet Sinus

Rapport de recherche n° 4314 — Novembre 2001 — 54 pages

Résumé : Le couplage statique entre la structure d'un lanceur générique et un écoulement compressible stationnaire est examiné à l'aide d'une méthode numérique instationnaire avec maillage variable et couplage en temps.

Mots-clés : interaction fluide-structure, écoulement compressible.

^{*} INRIA, BP 93, 06902 Sophia Antipolis Cedex, FRANCE

[†] Université de Montpellier II, Département de Mathématiques, CC.051, 34095 MONTPELLIER Cedex
5

[‡] EADS Launch Vehicles BP 02 - 78133 LES MUREAUX

[§] University of Colorado, Campus Box 429, Dept. of Aerospace Eng. Sciences, Boulder COLORADO
80309-0429, U.S.A

[¶] INRIA, BP 93, 06902 Sophia Antipolis Cedex, FRANCE

First investigations of the fluid-structure interaction around a generic rocket

Abstract: The coupling between the structure of a generic rocket and a compressible flow is examined with a numerical method the main feature of which are : unsteadiness, moving mesh and unsteady coupling.

Key-words: fluid-structure interaction, compressible flow.

1 Introduction

Le calcul des couplages aéroélastiques est une des composantes importantes de l'étude de nombreux dispositifs aérodynamiques participant à l'efficacité d'un lanceur spatial : les réponses statique et vibratoire de la coiffe, la stabilité du lanceur sous l'action des forces aérodynamiques mais aussi sous l'action des jets latéraux résultants des algorithmes d'asservissement de sa trajectoire, les comportements vibratoires des boosters ainsi que des différentes tuyères sont étudiés de ce point de vue.

Rappelons que l'évolution des ces lanceurs au décollage comporte une grande richesse en comportements aérodynamiques, le lanceur décollant bien sûr à très petite vitesse, dans le domaine subsonique pour passer ensuite dans une phase transsonique assez complexe pour terminer par un vol supersonique encore assez long dans l'atmosphère.

Ces études d'aéroélasticité utilisent en grande partie la méthode quasistatique basée sur une approche linéarisée des efforts en incidence et prenant mal en compte les non-linéarités et les instationnairités de l'écoulement. Cette démarche n'est appliquée que pour les tous premiers modes latéraux à basse fréquence.

En complément de cette approche, les industriels et les équipes de recherche académiques s'intéressent de plus en plus aux approches reposant sur une formulation Navier-Stokes (ou Euler) instationnaire en ALE (Arbitrary Lagrangean-Eulerian) avec des maillages mobiles.

Entre des premières tentatives de couplage naïf entre deux logiciels (fluide ; structure) un peu étrangers et un outil performant, il y a notamment de nombreuses recherches méthodologiques en amont dont on trouvera par exemple un échantillon dans le numéro spécial [1].

Signalons deux points importants qui seront abordés par la suite : d'une part, le simple calcul d'écoulement en maillage variable est plus délicat qu'un calcul en maillage fixe. De nombreux travaux ont mis l'accent sur la "Loi de Conservation Géométrique" à faire vérifier par la méthode numérique. D'autre part, l'interfaçage entre fluide et structure est lui aussi difficile à réaliser de manière précise sans la vérification de certaines conservations.

Nous ne décrirons pas les théories correspondantes, amplement présentées dans [2], mais nous présenterons dans ce document des calculs réalisés à l'aide du logiciel expérimental AERO prenant en compte les progrès issus de ces théories de manière à situer le niveau de qualité des résultats escomptables si l'on met en œuvre ces méthodes, et ceci pour un contexte d'application nouveau (et des calculs par ailleurs nouveaux eux aussi).

Signalons par ailleurs que le logiciel AERO permet aussi des calculs modaux, cf. [5].

Dans ce document, nous nous sommes intéressés à deux aspects importants du problème.

Tout d'abord, nous avons étudié la précision du modèle numérique sur un calcul de mouvement forcé rigide. Il s'agit d'évaluer la qualité de l'approximation ALE en maillage variable. Rappelons que l'alternative au maillage variable est l'application en maillage fixe de conditions de transpiration, dont le domaine de précision est délicat à évaluer.

Du point de vue du cas test choisi, il s'agit plus particulièrement de savoir quels coefficients de pression issu de l'analyse de Fourier sont calculables aisément avec des maillages de taille moyenne.

Puis on s'est intéressé à un problème de couplage stationnaire mais par des calculs instationnaires, couplés entre une coque instationnaire et un système fluide Euler instationnaire en domaine variable.

Ce deuxième point fait apparaître une difficulté importante issue des contraintes du calcul industriel. La structure du lanceur est en effet définie à l'aide d'un modèle équivalent en poutre. Ceci permet de faire l'économie de la description des détails de la structure, lesquels détails peuvent être extrêmement complexes. La méthode de la poutre équivalente est parfaitement adaptée à l'application de la méthode des Forces Aérodynamiques Généralisées. En revanche, en couplage direct avec un noyau fluide, de nombreux problèmes se posent, les deux domaines de calculs n'ayant pas d'interface commune.

C'est le problème assez classique des "bays" pour les ailes d'avions dont seuls les raidisseurs sont modélisés en structure.

Nous proposerons pour le problème du lanceur une approche par coque équivalente valable en stationnaire et en instationnaire.

Le plan est le suivant:

2. Etude d'un mouvement rigide
3. Etude d'un cas de couplage.
4. Conclusion.

2 Etude d'un mouvement rigide

2.1 Introduction

Le cas étudié a fait l'objet d'une campagne d'essais en soufflerie dont l'objectif est la validation des codes de calculs pour l'étude de l'aéroélasticité des lanceurs. Les calculs réalisés ici feront l'objet de comparaisons avec ces essais d'une part et également avec les codes de l'ONERA et d'EADS LV d'autre part. Ces comparaisons ont pour but d'évaluer et de valider les modèles numériques reposant sur les équations d'Euler en instationnaire.

2.2 Conditions du calcul

La géométrie étudiée représente un demi-lanceur générique 3D. Le lanceur générique est constitué d'une forme de révolution, présentant un nez et une queue de formes coniques hémisphériques. Le plan $z = 0$, correspond au plan de symétrie sur lequel une condition de glissement est implémenté.

2.2.1 Paramètres initiaux du cas test

Ils sont les suivants:

- Mach à l'infini amont $M_\infty = 0.901$
- Pression à l'infini amont $p_\infty = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$
- Masse volumique à l'infini amont $\rho_\infty = 1.226 \text{ kg/m}^3$
- Angle d'attaque initial et moyen: 0.14 degré
- Fréquence du tangage: $f = 3.9513 \text{ Hz}$
(fréquence réduite: $k = \frac{\omega L_{ref}}{V_\infty} = 0.4417$ avec $\omega = 2\pi f$)
- Position du pivot: $x_P = 20.64945 \text{ m}$; $y_P = z_P = 0 \text{ m}$
- Amplitude du tangage: $\alpha_m = 0.116 \text{ degré}$
- Mouvement du lanceur:

$$\begin{aligned} x(t) &= x_P + (x_0 - x_P) \cos(\alpha(t)) + (y_0 - y_P) \sin(\alpha(t)) \\ y(t) &= y_P - (x_0 - x_P) \sin(\alpha(t)) + (y_0 - y_P) \cos(\alpha(t)) \\ \alpha(t) &= \alpha_m \sin(\omega t) \end{aligned}$$

où $x_0 = x(t = 0)$ et $y_0 = y(t = 0)$

2.2.2 Paramètres de l'étude

Nous n'avons considéré que l'écoulement Eulérien autour du profil. La condition initiale pour la simulation de tangage est l'écoulement Eulérien stationnaire précis à l'ordre deux en espace. Pour toute la suite de ce document, on définit N comme le nombre de pas de temps par période du mouvement, NP le nombre de périodes analysées et NA le nombre de périodes du mouvement avant analyse, ces périodes servant à évacuer la phase transitoire.

Les différentes études que nous avons effectuées portent sur :

- Deux maillages: M1 (55962 nœuds) et M2 (15621 nœuds). Le maillage M2 possède la même discrétisation spatiale suivant la direction x sur le corps du lanceur que le maillage M1 mais présente une discrétisation plus faible ailleurs de façon à produire un maillage plus isotrope (de type Euler).

2.2.3 Définition des quantités analysées

Le coefficient de pression Cp est défini par: $Cp = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2}$.

Soit la décomposition suivante:

$$Cp(t) = Cp_0 + amp * [Re(Cp) \sin(\omega t) + Im(Cp) \cos(\omega t) + res]$$

où Cp_0 est la moyenne temporelle, res le reste, et $Re(Cp)$ et $Im(Cp)$ les parties réelles et imaginaires. On définit la fluctuation Cp' par :

$$Cp'(t) = \frac{Cp(t) - Cp_0}{amp}$$

et les parties réelles et imaginaires sont calculées par:

$$Re(Cp) = \left\langle \frac{\sum_{k=0}^{N/2} Cp'(k) - \sum_{k=N/2}^N Cp'(k)}{\sum_{k=0}^{N/2} \sin(\omega' k) - \sum_{k=N/2}^N \sin(\omega' k)} \right\rangle_{NP}$$

$$Im(Cp) = \left\langle \frac{\sum_{k=0}^{N/4} Cp'(k) - \sum_{k=N/4}^{3N/4} Cp'(k) + \sum_{k=3N/4}^N Cp'(k)}{\sum_{k=0}^{N/4} \cos(\omega' k) - \sum_{k=N/4}^{3N/4} \cos(\omega' k) + \sum_{k=3N/4}^N \cos(\omega' k)} \right\rangle_{NP}$$

où $\omega' = \frac{2\pi}{N}$ et $\langle . \rangle_{NP}$ représente la moyenne sur NP périodes. On note que les parties réelle et imaginaire du Cp sont a-dimensionnées par $amp = \Delta_{ref}/L_{ref}$ avec $\Delta_{ref} = 21.927 \sin \alpha_m$ et $L_{ref} = 5.452$.

Le module et la phase sont donnés classiquement par:

$$\text{Mod}(Cp) = \sqrt{\text{Re}(Cp)^2 + \text{Im}(Cp)^2} \text{ et } \phi(Cp) = \text{arctg} \left[\frac{\text{Im}(Cp)}{\text{Re}(Cp)} \right]$$

Afin de vérifier la validité de cette décomposition, c'est à dire vérifier que le signal temporel de pression est significativement bien représenté par la seule pulsation ω du mouvement, on calcule l'erreur rms err comme la norme suivante du reste :

$$err = \sqrt{\frac{\sum_{k=0}^{N \times NP} [Cp'(k) - \text{Re}(Cp) \sin(\omega'k) - \text{Im}(Cp) \cos(\omega'k)]^2}{N \times NP + 1}}$$

Les coefficients d'efforts C_x , C_y et C_z , sont définis par:

$$C_i = \frac{1}{S_{ref}} \int_{\Gamma} Cp \vec{n} \cdot \vec{i} ds \quad \vec{i} = \vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$$

où \vec{n} est le vecteur normal unitaire de l'élément de surface considéré.

On définit C_n et C_m par :

$$C_n = \frac{C_y}{\alpha_m} \quad \text{et} \quad C_m = \frac{1}{S_{ref} L_{ref} \alpha_m} \int_{\Gamma} Cp (\vec{l} \times \vec{n}) \cdot \vec{z} ds$$

où \vec{l} représente le bras de levier défini par $\vec{l} = P\vec{M}$ avec P le pivot de la rotation et M le centre de gravité l'élément de surface. Afin de se conformer aux études de EADS LV et de ne pas tenir compte des efforts s'appliquant sur l'arrière corps, la surface d'intégration Γ pour les coefficients C_n et C_m est définie par les éléments du corps dont l'abscisse x est inférieure à : $x \leq 44.417$ m.

2.3 Résultats

Les résultats présentés dans ce paragraphe utilisent les paramètres de calcul suivants:

- Ordre deux en temps
- Ordre deux en espace. Le paramètre de décentrage lors de la reconstruction de flux de type MUSCL est : $\beta = 0.5$
- Mouvement du maillage par interpolation et non par résolution d'un système pseudo structural
- Nombre de pas de temps par période : $N = 32$
- Nombre de périodes utilisées pour l'analyse : $NP = 4$
- Nombre total de périodes simulées: 8

Notons que le choix $\beta = 0.5$ donne un demi-décentrage des termes advectifs. Il est celui de la robustesse au détriment de la précision. Mais nous calculerons sur deux maillages.

Le choix d'un mouvement de maillage par résolution d'un système pseudo structural ne produit pas de grande différence autre que du coût calcul en plus (environ 20 %).

Pour la moyenne temporelle du C_p , les résultats obtenus avec les deux maillages sont très proches (voir figures 1 et 2), on ne note qu'une très légère différence en amont et en aval du choc. Ceci nous permet de croire que le maillage M2, bien qu'assez grossier, est suffisant pour donner des résultats satisfaisants dans le cas d'une simulation Euler.

Les décompositions en parties réelle et imaginaire sont topologiquement et quantitativement similaires pour les deux maillages. On observe toutefois sur les figures 3 et 4 que les résultats provenant du maillage grossier M2, présentent de légères oscillations spatiales. On note également que le pic dû au choc est légèrement positionné en amont pour le maillage M2.

Pour les coefficients d'efforts C_n et C_m , on voit sur la figure 5 qu'il suffit d'une période pour arriver à une solution quasi-stationnaire. On note également que le maillage fin M1 produit une ellipse plus étroite pour la courbe du C_m en fonction de l'incidence. La figure 6 présente les fluctuations des coefficients C_n et C_m sur les quatre dernières périodes simulées.

On donne également en figures 7 et 8 les coefficients C_x , C_y et C_z dont la surface d'intégration est le corps en entier. On remarque que la prise en compte de l'arrière corps change la direction du grand axe de l'ellipse: pour $C_n = C_y/amp$ dont la surface d'intégration s'arrête à la fin de la partie cylindrique, l'axe de l'ellipse est de type $y = a x$ avec a positif alors que pour C_y , on obtient un axe $y = a x$ avec a négatif. Pour C_y , cela signifie que l'augmentation de l'angle d'incidence provoque une chute de la portance telle que nous la mesurons. On remarque, toujours sur la figure 7, que le coefficient de traînée C_x est plus long à trouver son état quasi-stationnaire: il faut attendre au moins deux périodes.

La figure 9 permet de nous assurer que la décomposition du coefficient de pression C_p à l'aide de la seule pulsation ω est relativement bien fidèle au signal temporel puisque l'erreur rms reste inférieure à 1% du module, ceci étant vérifié pour les deux maillages utilisés.

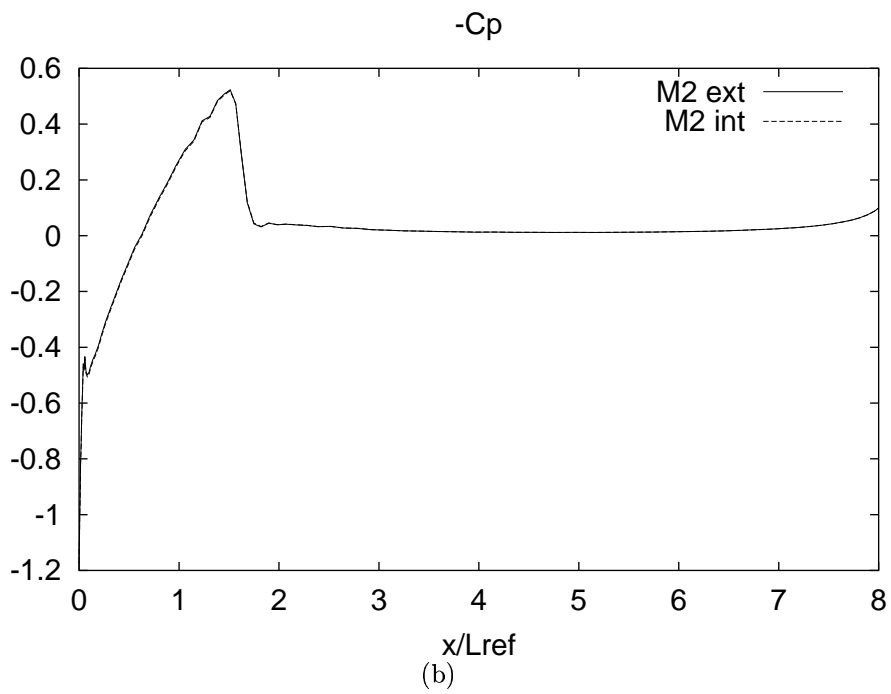
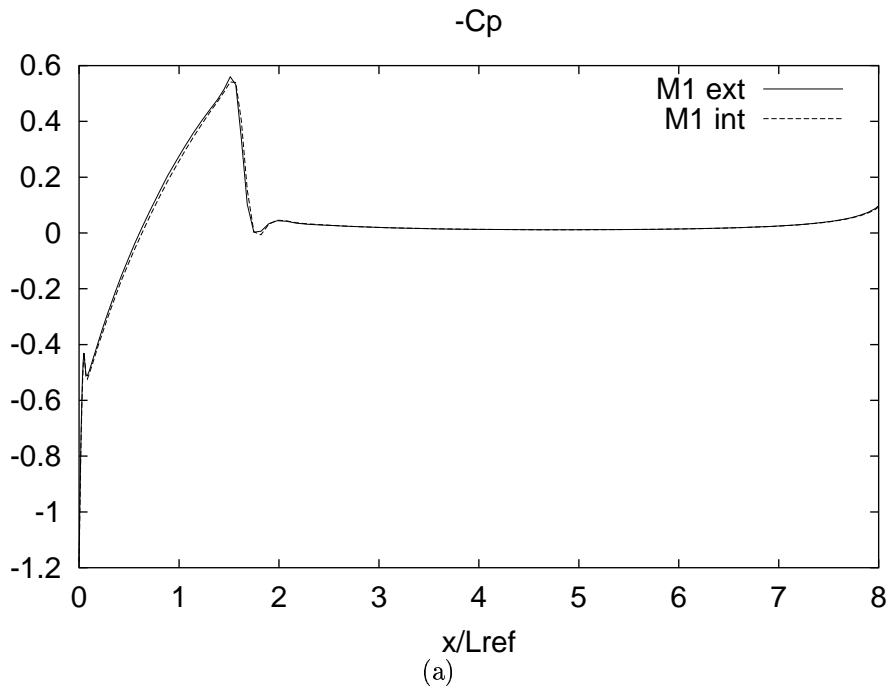
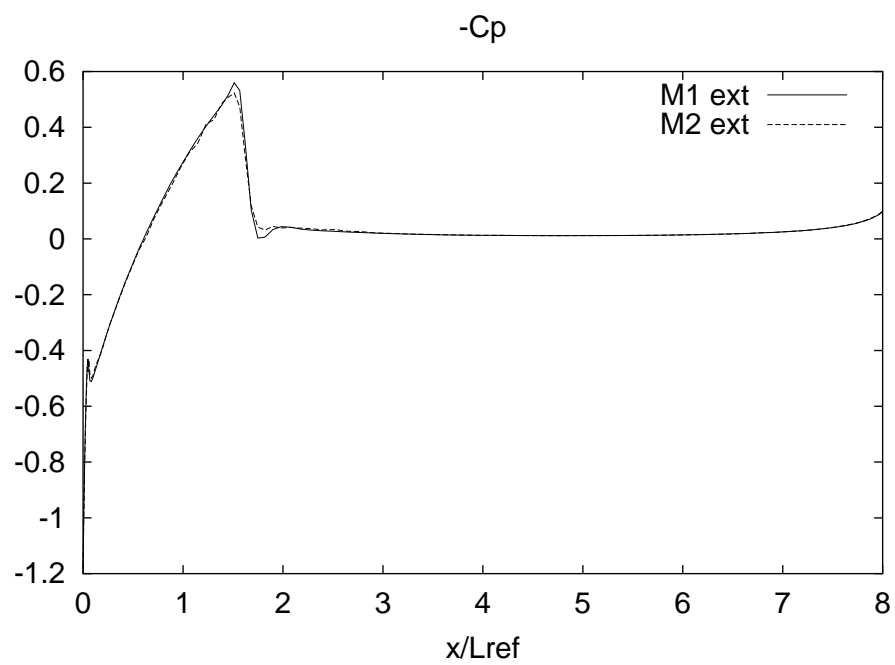
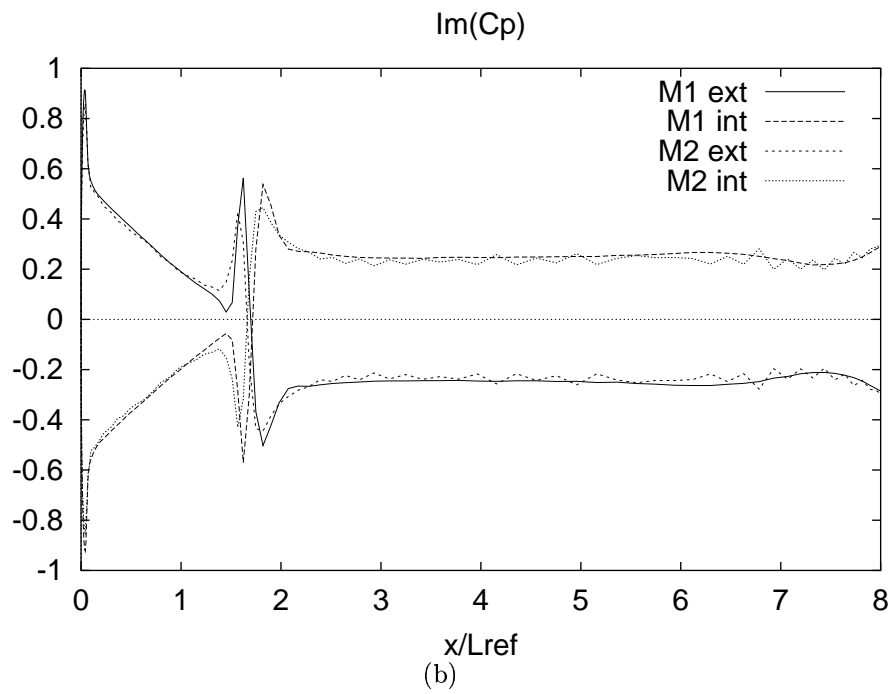
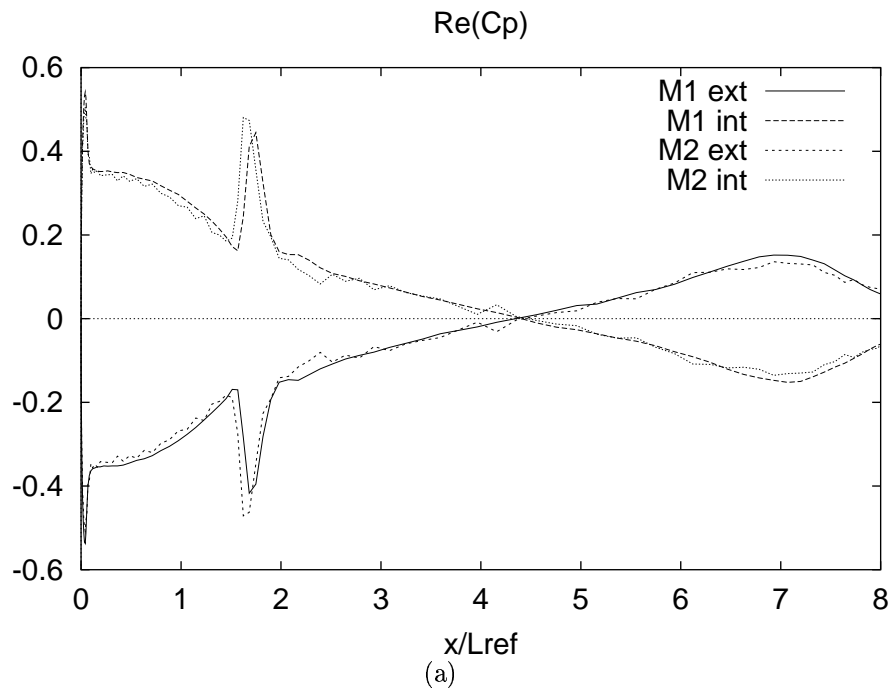


FIG. 1 – C_p moyen: (a) maillage M1; (b) maillage M2;

FIG. 2 – Cp moyen, extrados, maillages M1 et M2



RR n° 4314 FIG. 3 – Maillages M1 et M2: (a) partie réelle; (b) partie imaginaire;

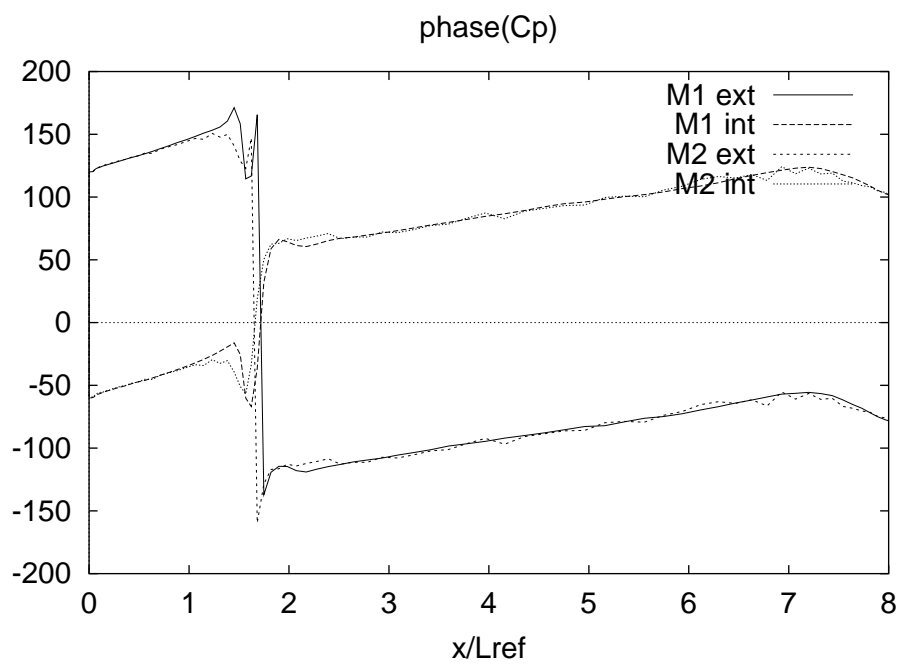
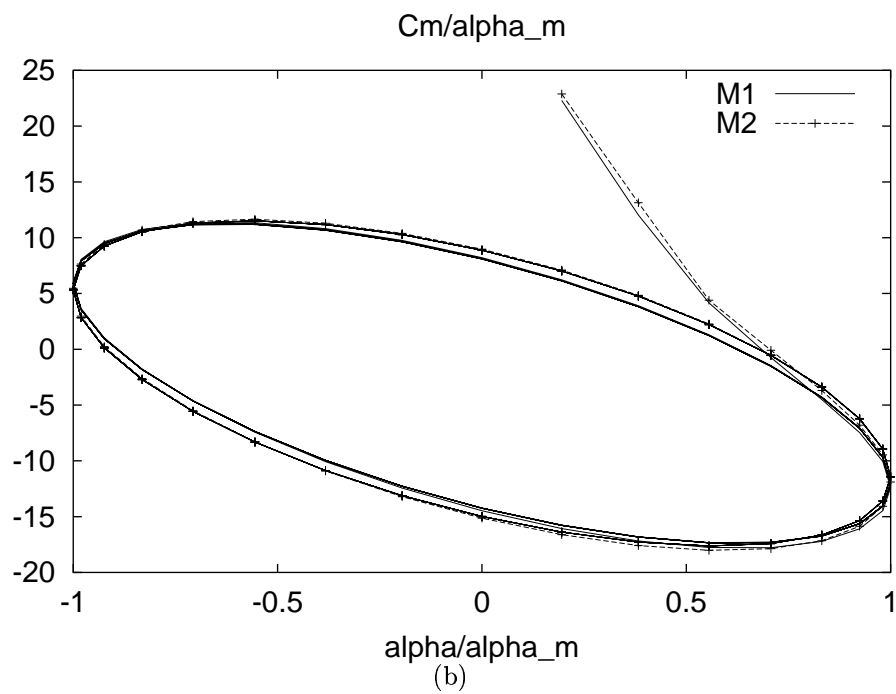
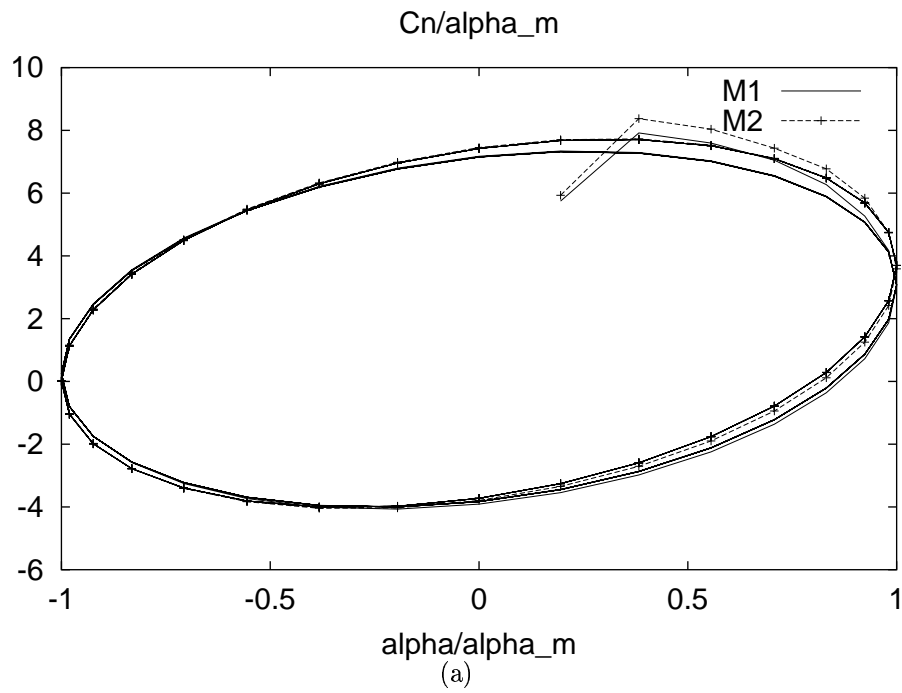


FIG. 4 – Maillages M1 et M2: phase



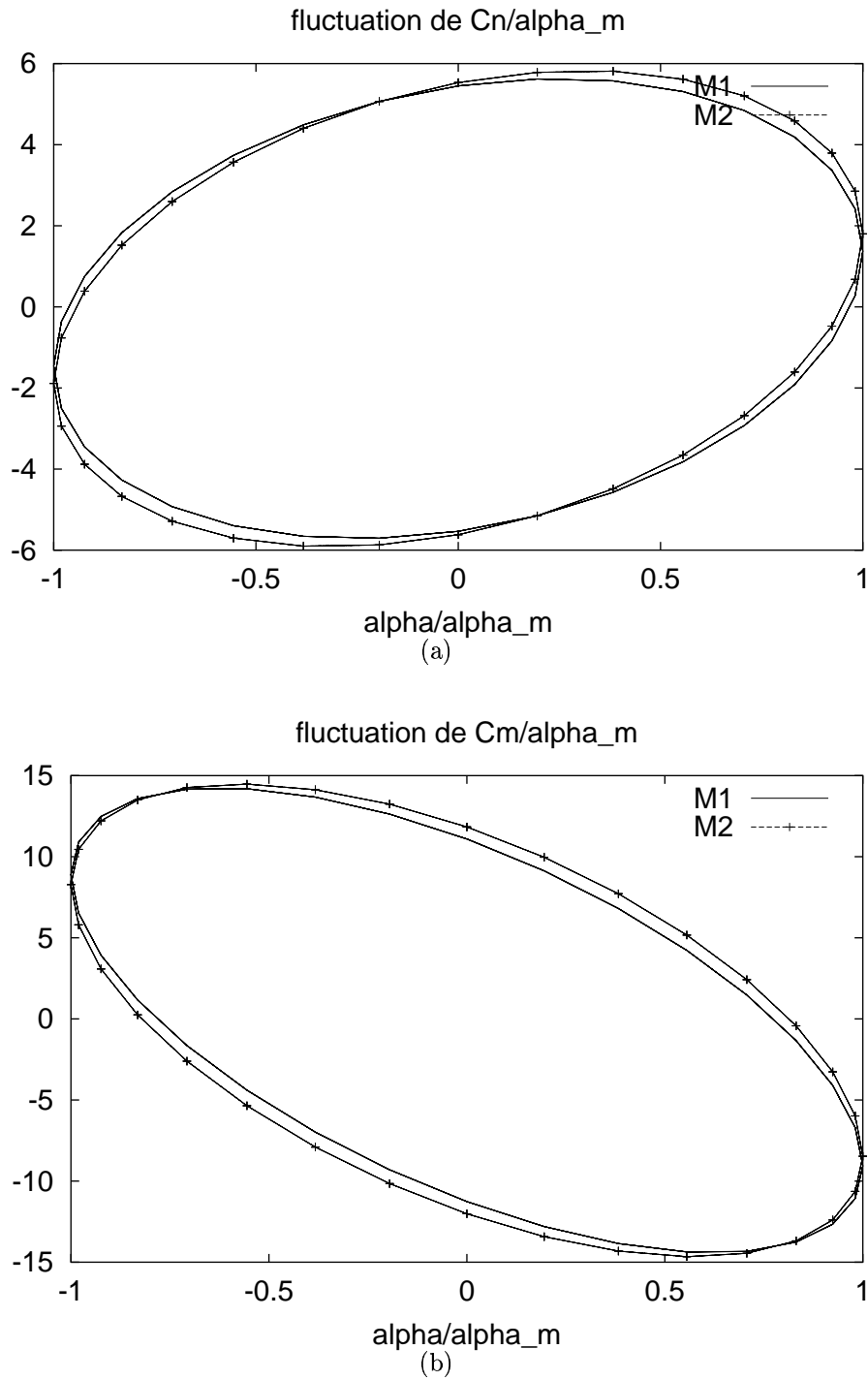


FIG. 6 – Maillages M1 et M2: (a) fluctuation de C_n/α_m ; (b) fluctuation de C_m/α_m

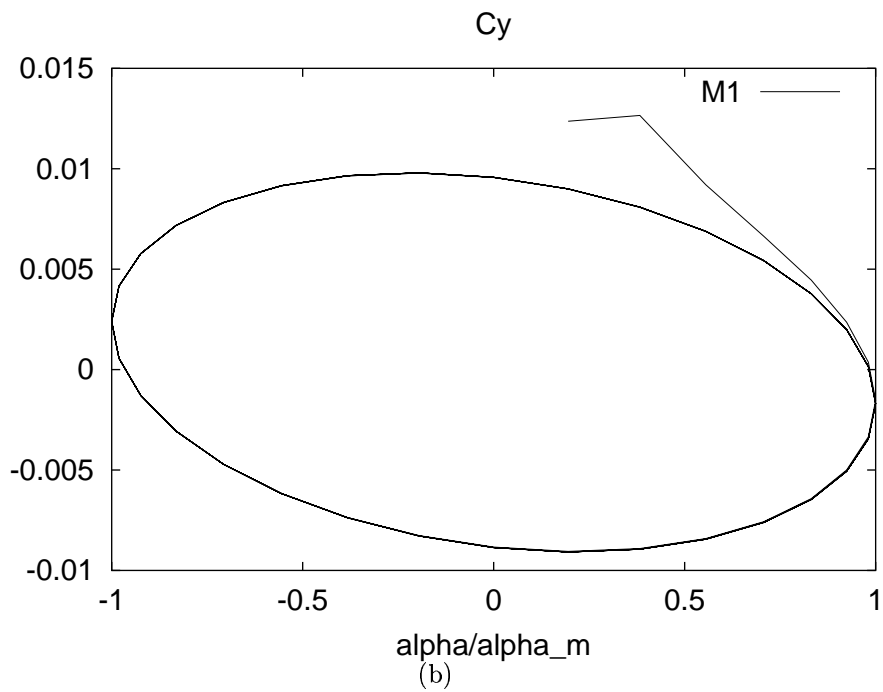
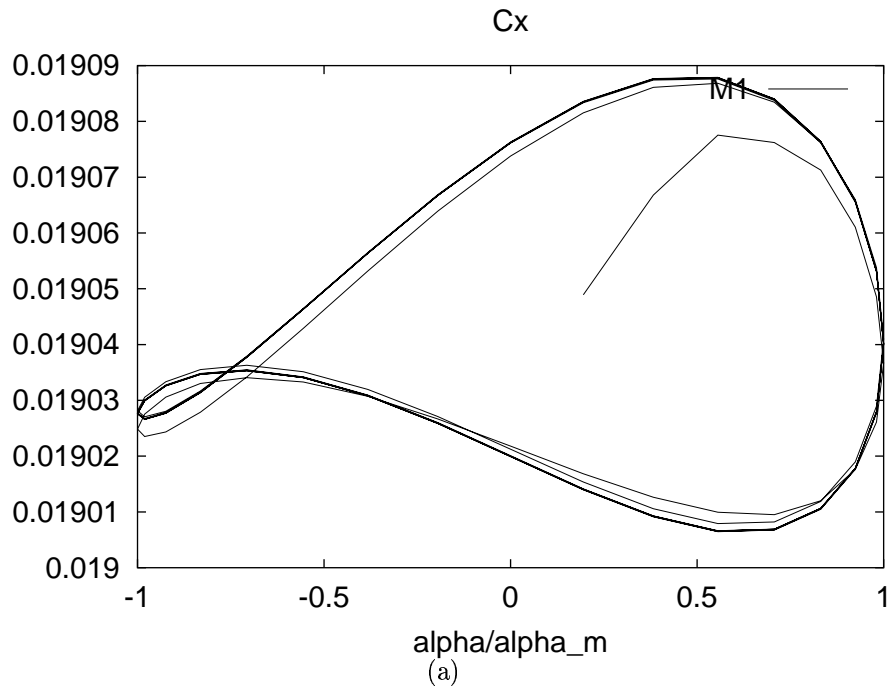


FIG. 7 – Maillage M1: (a) C_x ; (b) C_y ;

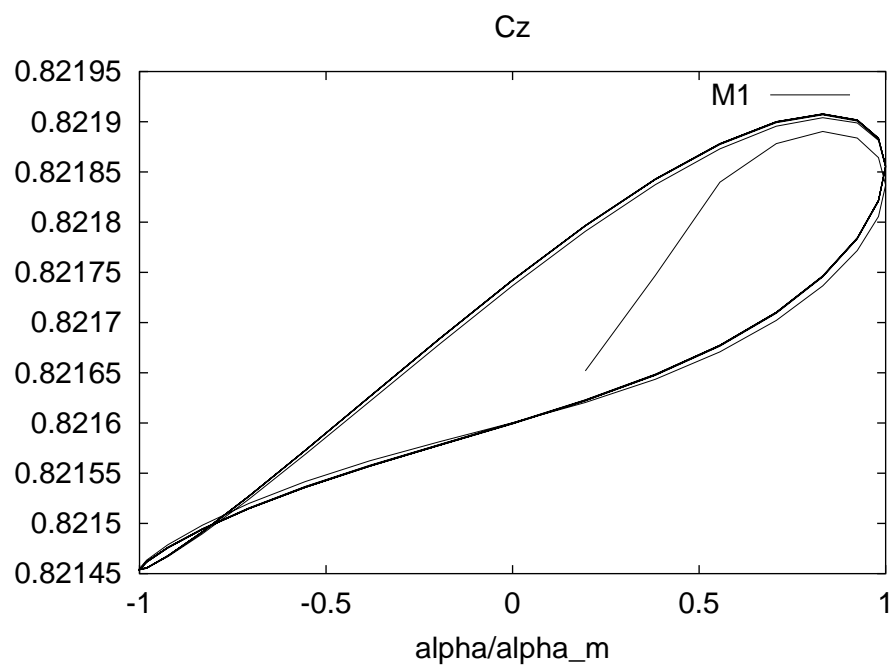
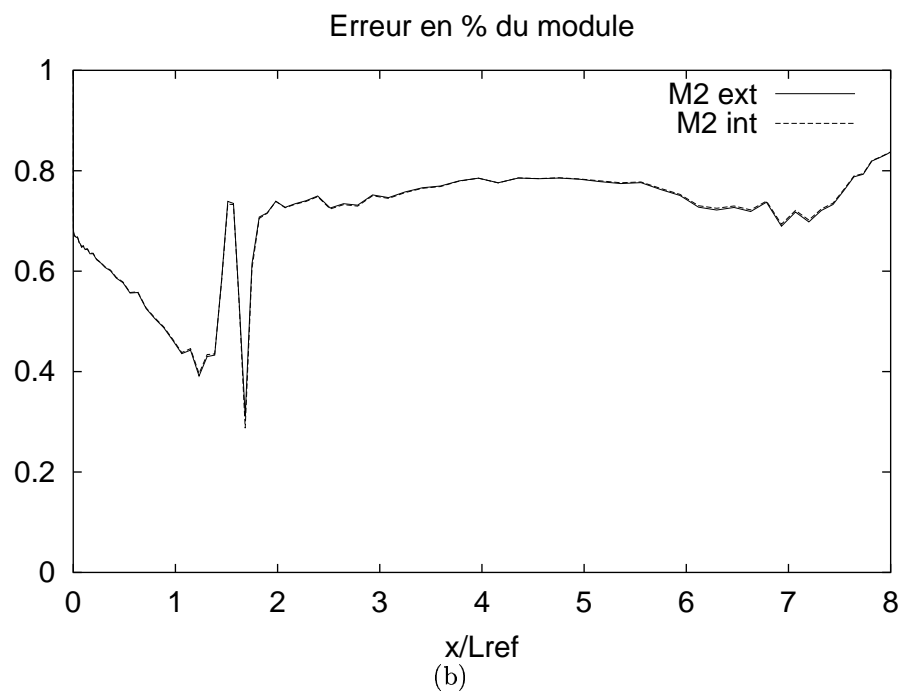
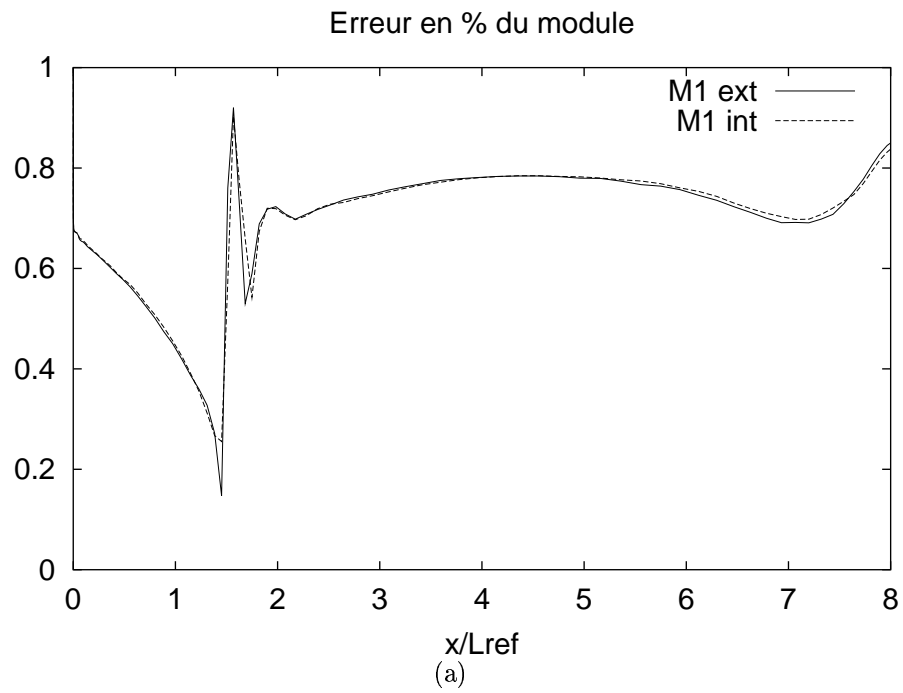


FIG. 8 – Maillage M1: Cz



RR n° 4314 FIG. 9 – err en % du module: (a) maillage M1; (b) maillage M2

2.4 Conclusion de l'étude en mouvement forcé

L'étude de l'oscillation de tangage d'un lanceur générique fourni par EADS LV a été réalisée sur deux maillages différents.

Le maillage plus grossier, bien qu'étant de type "Euler" (mailles isotropes), crée de légères oscillations spatiales sur la décomposition du C_p en parties réelle et imaginaire. A l'exception de ce point, les résultats obtenus avec les deux maillages sont très proches. Seuls les coefficients C_n/α_m et C_m/α_m montrent une sensibilité importante au maillage de l'ordre de 10%. Par contre, pour la décomposition sinusoïdale du C_p , la sensibilité au maillage est inférieure à 1% en valeur relative.

On remarque également qu'il ne faut que deux périodes pour atteindre le régime quasi-stationnaire, ceci est vraisemblablement dû à l'utilisation de maillages somme toute tous deux encore grossiers dès que l'on s'éloigne du voisinage du lanceur.

3 Etude d'un cas de couplage

Dans ce chapitre, nous réalisons une étude sur un calcul couplé, en mode statique, c'est à dire recherchant la position déformée stationnaire due à un écoulement stationnaire en incidence.

Cette simulation utilise toutes les fonctionnalités instationnaires du logiciel AERO, et notamment la mise en correspondance dans le logiciel MATCHER ([3]) des géométries discrètes du fluide et de la structure, ainsi que la partie analyse de structure, implémentée en Elément Finis mixtes.

Cette démarche nécessite *a priori* la définition d'un modèle structural. Nous sommes partis d'une définition industrielle du modèle structural. Nous décrirons d'abord ce modèle structure puis nous expliquerons pourquoi l'usage direct de ce modèle pose des problèmes assez rédhibitoires dans le contexte du système AERO. Nous présenterons différentes solutions testées et enfin nous présenterons les résultats obtenus avec l'option finalement choisie.

3.1 Modélisation de la structure

Le logiciel AERO a été conçu pour effectuer des simulations temporelles sur des cas tests réalistes comprenant une bonne approximation du domaine fluide grâce à une approche non-structurée et comprenant une bonne approximation de la structure. Le modèle structure devant à la fois être représentatif dans le domaine fréquentiel c'est à dire reproduire les modes propres du lanceur aux bonnes fréquences, mais également dans le domaine statique, c'est à dire donner des amplitudes de déformation réalistes.

x inf	x sup	S (m ²)	I (m ⁴)	E	ρ (kg/m ³)
0.	15.75	0.5	0.05	7×10^{11}	10^4
15.75	24.75	0.5	0.05	7×10^{10}	4×10^4
24.75	36.0	0.5	0.05	3.5×10^{10}	2×10^4
36.0	44.417	0.5	0.05	7×10^{10}	4×10^4

TAB. 1 – Matériaux de la structure

nœud	1	2	3	4	5	6	7
x	0.	2.25	4.5	6.75	9.	11.25	13.5
nœud	8	9	10	11	12	13	14
x	15.75	18.	20.25	22.5	24.75	27.	29.25
nœud	15	16	17	18	19	20	21
x	31.5	33.75	36.	38.25	40.5	42.75	44.417

TAB. 2 – Position des nœuds du modèle poutre

Dans cette étude nous avons surtout cherché à “coller” au plus près du modèle structure fourni par EADS LV. Ce modèle est composé uniquement d’éléments poutre et nous semble très simplifié en regard du problème physique réel ainsi que des capacités de notre logiciel.

3.1.1 Modèle poutre

Le modèle poutre a été fourni par EADS LV, il comprends 21 nœuds et 4 matériaux différents. Du fait de l’étude restreinte à la demi-géométrie, les caractéristiques géométriques ont été divisées par deux. Le tableau 1 présente les différents matériaux avec S représentant la subsection, I l’inertie, E le module d’Young, et ρ la masse volumique. Le tableau 2 récapitule la position des nœuds de la poutre.

Cette simplification de la partie structure qui est couramment utilisée dans les études de couplage utilisant les méthodes fréquentielles est plus discutable dans le cas d’un couplage temporel.

De notre côté, le cas où une surface (la peau du maillage fluide) doit être en relation avec une droite n’a pas été implémenté. Ceci pour deux raisons:

- la difficulté géométrique à “matcher” ces deux figures géométriques de types distincts
- l’utilisation rare de cette option et son côté peu réaliste d’un point de vue physique.

Pour remédier à ce problème nous avons essayé deux stratégies permettant d’obtenir un *modèle structure équivalent*:

- création d’une surface très souple proche de la peau de maillage fluide permettant le transfert de charge et de déplacement entre les systèmes structure et fluide, cette surface étant reliée à la poutre donnée par EADS LV par des éléments ressorts très rigides.
- création d’un modèle coque possédant des caractéristiques géométriques équivalente au

modèle poutre.

La première stratégie s’est avérée difficile à mettre en œuvre sans production de mouvements parasites. N’étant pas confiant de la validité des résultats obtenus nous ne présenterons que les résultats obtenus par la seconde voie. Celle-ci, tout en étant plus simple à mettre en œuvre d’un point de vue modélisation structure a néanmoins produit de nouveaux problèmes liés au “matching” à l’interface.

L’opération de “matching” consiste à créer un lien entre les interfaces fluide et structure. Ceci revient à trouver pour chacun des nœuds de la peau du maillage fluide en contact avec la structure des éléments structure qui lui font face. Cette opération permet le transfert de charge: envoi de la force aérodynamique vers la structure. On utilise ensuite l’opérateur dual discret pour la liaison inverse: envoi du déplacement de la structure vers le système fluide.

Lorsque les deux surfaces à “matcher” sont proches, la résolution de ce problème géométrique est aisée, mais lorsque les surfaces sont assez dissemblables ou possèdent un grand rapport entre leurs rayons de courbure, le “matching” entre nœuds fluide et éléments structure se fait avec moins de précision. Ici, on a un rapport de l’ordre de 7 entre le rayon du corps du lanceur et le rayon du cylindre structure modélisé par des éléments coques ce qui est une première source d’erreurs.

La deuxième source d’erreur se situe au niveau de la coiffe hémisphérique. En effet, le point d’arrêt et les points qui lui sont proches ne trouvent pas de voisins naturels avec le cylindre circulaire. Pour minimiser les erreurs dues à cette spécification de la géométrie structure, nous avons choisi de terminer le cylindre circulaire par la même coiffe hémisphérique que celle utilisée dans le maillage fluide.

La solution la plus simple pour définir le maillage structure fut de le déduire de la peau du maillage fluide. Pour cela, on utilise la condition: si le rayon du maillage de peau du fluide au point considéré est supérieur au rayon calculé du cylindre structure alors on projette le point sur ce cylindre, sinon on conserve le point.

3.1.2 Modèle coque équivalent

Le modèle coque est défini à partir des caractéristiques géométriques du matériau des éléments poutres:

$$S = \pi(R_e^2 - R_i^2) \quad I = \frac{\pi}{4}(R_e^4 - R_i^4)$$

avec S la subsection, I l’inertie, R_e et R_i les rayons externe et interne du cylindre circulaire. La subsection et l’inertie étant constantes pour toute la poutre, on définit le rayon du cylindre $R = 0.4209979$ et son épaisseur $ep = 0.38$.

Les caractéristiques des matériaux sont données au tableau 3 (avec ν le coefficient de Poisson).

Le maillage structure est composé de 1497 nœuds ($1497 = 17 \times 88 + 1$; il y a 17 points sur une demi-circonférence et 89 points sur le profil) et de 2800 triangles.

x inf	x sup	ep	E	ρ	ν
0.0	15.75	0.38	7.0×10^{11}	1×10^4	0.3
15.75	24.75	0.38	7.0×10^{10}	4×10^4	0.3
24.75	36.00	0.38	3.5×10^{11}	2×10^4	0.3
36.00	44.417	0.38	7.0×10^{11}	4×10^4	0.3

TAB. 3 – Matériaux du modèle coque

3.1.3 Vérification de l'équivalence des deux modèles

Le modèle poutre ainsi que le modèle coque sont encastres à l'extrémité $x=44.417$. Pour le modèle coque, afin de supprimer les modes de compression radiale (écrasement du demi-cylindre), les degrés de libertés de tous les nœuds suivant la direction normale au plan de symétrie (axe z) sont bloqués à zéro ainsi que les degrés de libertés en rotation suivant les axes du plan x et y .

On vérifie (Tab. 4) que les deux modèles donnent des fréquences propres identiques pour les six premiers modes:

mode	poutre	coque	diff.%	type
1	1.728616e-01	1.726624e-01	0.115	flex.
2	9.957414e-01	9.948506e-01	0.089	flex.
3	3.004055e+00	3.024083e+00	0.666	flex.
4	6.058707e+00	6.101514e+00	0.706	flex.
5	9.101274e+00	9.238000e+00	1.502	comp.
6	1.080831e+01	1.076517e+01	0.399	flex.

TAB. 4 – Modes propres pour les deux modèles

où le type flex désigne un mode de flexion et le type comp. un mode de compression axiale.

On vérifie également (Tab. 5) que la flèche des deux modèles sous l'action d'une force verticale $F = 10^6 N$ placée au point d'arrêt ($x=y=z=0$) est très proche.

3.2 Simulation couplée, calcul statique 1

On cherche à déterminer la réponse du système couplé sous l'action d'un écoulement à 5 degrés d'incidence. Pour atteindre rapidement la convergence, on rajoute dans le système structure une matrice de dissipation D déduite des matrices de masse M et de raideur K

$$D = \alpha K + \beta M$$

par l'intermédiaire des coefficients d'amortissement de Rayleigh α et β vérifiant:

$$\frac{\beta}{2\omega} + \frac{\alpha\omega}{2} = 1$$

Nœud	x	y poutre	y coque	diff. %
1	0.	11.010	11.0830	0.66
2	2.25	10.228	10.2975	0.68
3	4.5	9.4466	9.51297	0.70
4	6.75	8.6656	8.72875	0.73
5	9.	7.8855	7.94552	0.76
6	11.25	7.1068	7.16365	0.80
7	13.5	6.3297	6.38339	0.85
8	15.75	5.5545	5.60510	0.91
9	18.	4.7924	4.83821	0.96
10	20.25	4.0562	4.09691	1.00
11	22.5	3.3494	3.38473	1.05
12	24.75	2.6752	2.70520	1.12
13	27.	2.0551	2.07895	1.16
14	29.25	1.5132	1.53104	1.18
15	31.5	1.0559	1.06909	1.25
16	33.75	0.68969	0.698645	1.30
17	36.	0.42114	0.424210	0.75
18	38.25	0.23015	0.231904	0.76
19	40.5	0.094493	0.095073	0.61
20	42.75	0.017412	0.017806	2.26
21	44.417	0.	0.	0.

TAB. 5 – Flèche des modèles poutre et coque pour $F = 10^6 N$

calculés en utilisant les pulsations (ω_1 et ω_2) des modes propres 1 et 2.

La position initiale de la structure est sa position non déformée. On calcule un écoulement stationnaire autour de cette position initiale. Cette solution sera prise comme condition initiale pour le fluide lors de la simulation couplée. Les conditions de champ lointain pour le fluide sont identiques à celles du premier chapitre sauf pour l'angle d'incidence choisi égal à 5 degrés.

Nous ne pouvons malheureusement pas présenter de calculs couplés avec ce modèle structure dans lesquels nous aurions une entière confiance. Ceci est lié à deux raisons.

La première raison est la faible qualité de l'interpolation géométrique entre les deux surface à "matcher". Cette mauvaise relation provoque une charge irrégulière sur la structure comme le montrent les figures 10 et 11. Ces figures représentent la somme suivant la circonférence du lanceur des efforts appliqués à la structure. La courbe repérée Flu pour fluide est calculée à partir de la solution fluide convergée alors que la courbe Str pour structure est issue du calcul structure, c'est la charge qui est effectivement appliquée à la structure à l'aide de l'outil de pre-processing "matcher".

Le deuxième facteur source d'erreur est la conjonction des limitations appliquées aux degrés de liberté des nœuds du maillage structure et du choix du type d'approximation utilisé par les éléments coque dans le logiciel structure. En effet, pour parvenir à une bonne adéquation entre les modèle poutre et coque, on annule trois degrés de libertés (translation suivant z et rotation suivant x et y) pour tous les nœuds du maillage. Lors du couplage avec la discrétisation spatiale des éléments coque nous obtenons des moments suivant l'axe z qui ne nous semblent pas réalistes.

Le caractère erroné du résultat fourni est confirmé par un deuxième calcul, celui résultant de l'application des efforts aérodynamiques, issus du calcul couplé convergé vers l'état stationnaire, sur le modèle structure (calcul sans couplage, simulation de déformation).

La divergence entre ces deux calculs est suffisamment importante pour que nous ne soyons pas satisfaits du premier calcul. Elle est illustrée par la figure 12 qui montre la flèche obtenue par le calcul couplé convergé statique ainsi celles obtenues, lors d'un calcul de déformation pure, par application des efforts issus de la structure ou du fluide (efforts présentés en figures 10 et 11).

En conséquence nous ne présentons pas d'autres résultats avec ce modèle structure.

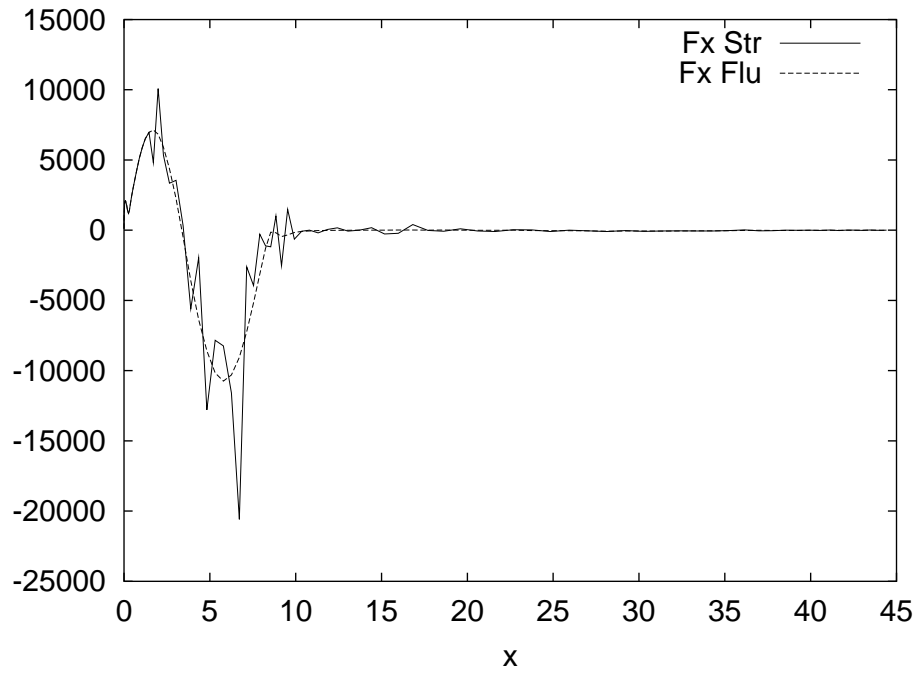


FIG. 10 – Répartition des efforts suivant x ; issus du fluide (Flu) ou résultat du calcul structure (Str)

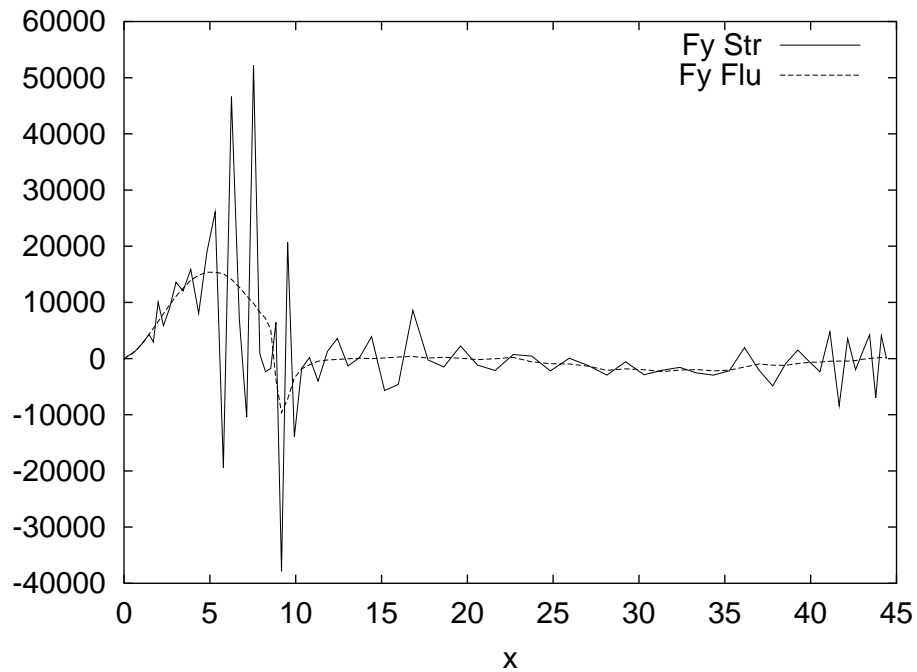


FIG. 11 – Répartition des efforts suivant x ; issus du fluide (Flu) ou résultat du calcul structure (Str)

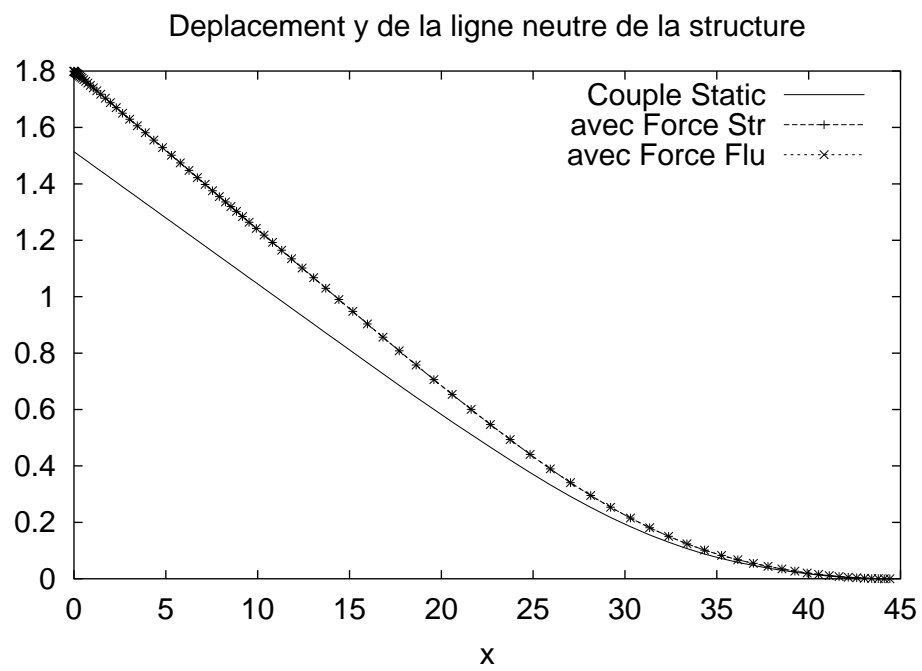


FIG. 12 – Déformation de la structure; calcul couplé convergé, avec forces issus du fluide (Flu) ou résultant du calcul structure (Str)

x inf	x sup	ep	E	ρ	ν
0.0	15.75	0.05	10^{11}	1×10^4	0.3
15.75	24.75	0.05	10^{10}	4×10^4	0.3
24.75	36.00	0.05	5×10^9	2×10^4	0.3
36.00	44.417	0.05	10^{10}	4×10^4	0.3

TAB. 6 – Matériaux du modèle coque 2

3.3 Simulation couplée, deuxième série de calculs

Les problèmes rencontrés par le logiciel structure lors de l'étude de la demi-géométrie nous ont amené à choisir de simuler la géométrie complète afin de nous affranchir des problèmes liés à la discrétisation des éléments coques lorsque l'on restreint les degrés de liberté des nœuds du modèle structure. Nous avons donc dupliqué les maillages fluide et structure suivant le plan de symétrie.

Afin de lever les problèmes de matching, on construit un modèle structure composé d'éléments coque, conforme avec la peau du maillage fluide. On cherche à construire un modèle structure composé d'éléments poutre qui lui soit équivalent, ceci afin de fournir à EADS LV la possibilité de faire la même étude.

La correspondance entre ces deux structures (coque et poutre) est plus difficile à obtenir que dans le cas précédent, ceci étant dû au plus grand rayon du cylindre et par conséquent au plus grand rapport de forme entre ce rayon et l'épaisseur de la coque.

On a donc cherché à coller prioritairement sur la fréquence du premier mode ainsi que sur l'amplitude de déformation sous l'effet d'une charge répartie.

3.3.1 Définition du modèle structure

Le modèle en éléments poutre est composé de 89 nœuds (88 éléments) qui correspondent aux abscisses des nœuds du maillage fluide (initial) situés sur le plan de symétrie (on rappelle que le maillage fluide utilisé est construit par révolution d'une génératrice comprenant ces points). On dispose des caractéristiques suivantes : abscisse des points, subsection de la poutre, inertie.

Les modèles structure coque ou poutre sont encastés à l'extrémité $x = 44.417$ (les six degrés de libertés sont nuls). A l'exception, de ces nœuds, tous les autres sont entièrement libres. Ainsi, on ne force pas le lanceur à rester dans le plan de symétrie $z = 0$.

3.3.2 Maillages fluide

Afin d'étudier l'influence de la viscosité numérique et l'influence de la discrétisation spatiale, on va utiliser deux maillages : le maillage utilisé précédemment qui sera référé comme le maillage "gros" ou grossier et un nouveau maillage "fin". Ce maillage est à peu près plus fin d'un facteur deux dans les trois directions d'espace dans une zone entourant le lanceur. Les figures 14 et 13 représentent une partie du maillage de peau du lanceur ainsi que du plan

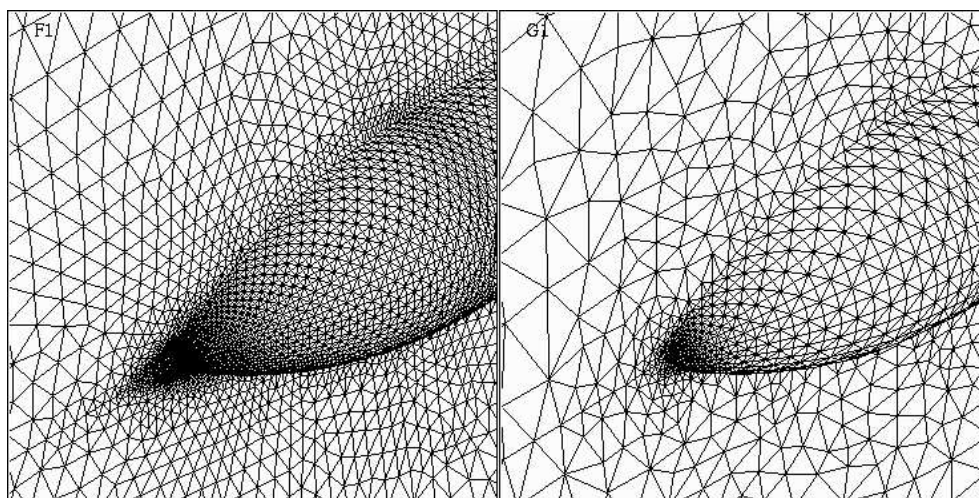


FIG. 13 – Maillage de peau et sur le plan $z = 0$ pour les deux maillages fluide; (grossier à droite)

mode	poutre	coque
1-2	4.109466e-01	4.108748e-01
3-4	2.395176e+00	8.863809e-01

TAB. 7 – Premiers modes des modèles structure poutre et coque

$z = 0$ pour ces deux maillages et la figure 15 montre la zone de point d'arrêt. On notera que pour le maillage fin, une zone non-structurée est ajoutée au niveau du point d'arrêt afin de ne garder que des éléments présentant un bon rapport de forme et une connectivité réduite.

On rappelle également que ces deux maillages ont été construit par quart ce qui implique deux plans de symétrie. On espère ainsi conserver un écoulement symétrique et donc un déplacement nul suivant le plan de symétrie $z = 0$.

Le maillage fin possède 123286 nœuds et 697432 éléments, le maillage grossier ne comptant que 29034 nœuds et 160376 éléments ce qui donne environ 4.25 fois plus de nœuds pour le maillage fin.

3.3.3 Equivalence des modèles structure

On vérifie que les deux premiers modes propres (2 modes orthogonaux) sont identiques pour les modèles coque et poutre.

On vérifie également que la flèche de la structure est proche lors d'un même cas de chargement. Ce chargement est extrait de la solution couplée statique. Pour l'extraire, on somme les efforts de tous les nœuds du modèle coque possédant la même abscisse, cette résultante

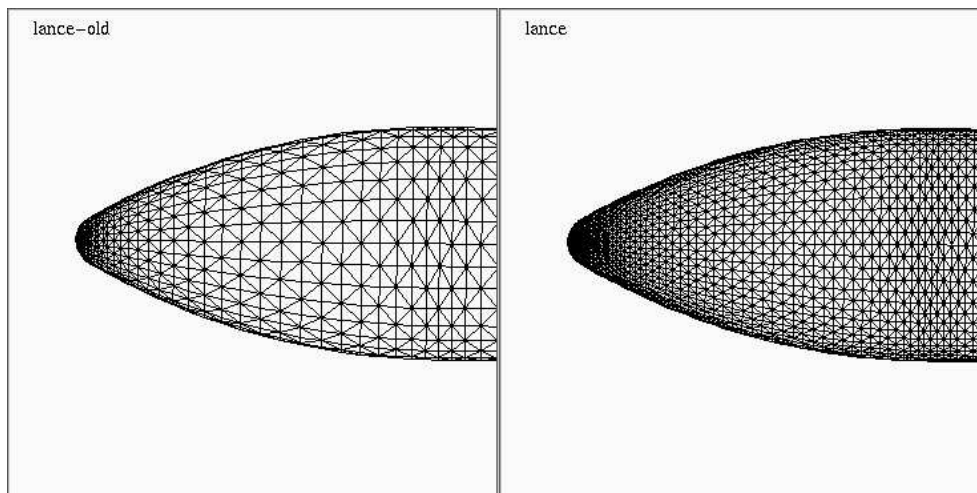


FIG. 14 – *Maillage de peau pour les deux maillages fluide*

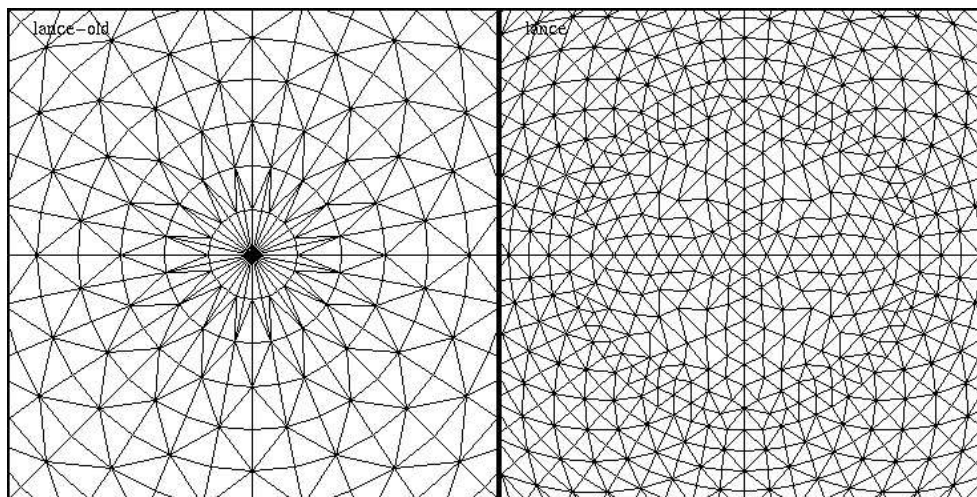


FIG. 15 – *Maillage du point d'arrêt pour les deux maillages fluide*

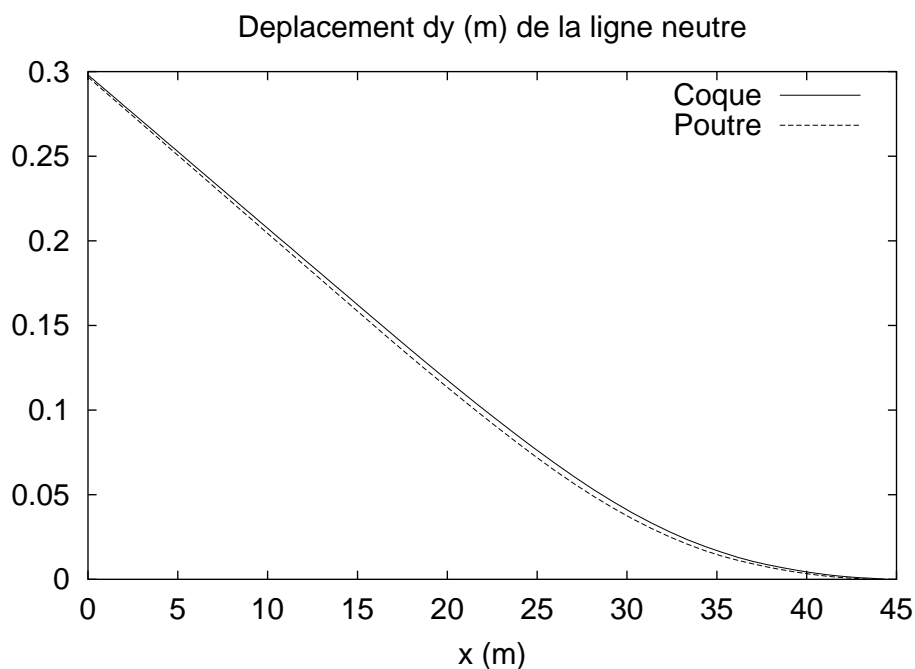


FIG. 16 – *Déplacement suivant y des nœuds de la ligne neutre pour les modèles coque et poutre lors d'un chargement réparti*

est alors appliquée aux nœuds du modèle poutre lors d'une simulation de déformation pure (sans couplage). Le chargement aux nœuds du modèle poutre ainsi que les déplacements sont connus.

On compare la déformation des deux modèles coque et poutre sur la ligne neutre équivalente. Dans le cas du modèle poutre, c'est bien évidemment la déformation des nœuds. Dans le cas du modèle coque, par similarité avec le calcul du cas de chargement, on effectue la moyenne des déplacements pour tous les nœuds du modèle possédant la même abscisse. Cette moyenne nous permet de déterminer la ligne neutre équivalente du modèle poutre. Les figures 16 et 17 présentent la déformation suivant y de cette ligne pour un cas de charge équivalent. La figure 18 montre l'amplitude de rotation suivant l'axe z des nœuds, on remarque que les différents changements de matériau semblent introduire des discontinuités pour le modèle coque.

Néanmoins, les réponses de ces différents modèles à un cas de charge équivalent sont très proches (erreur inférieure à 1%).

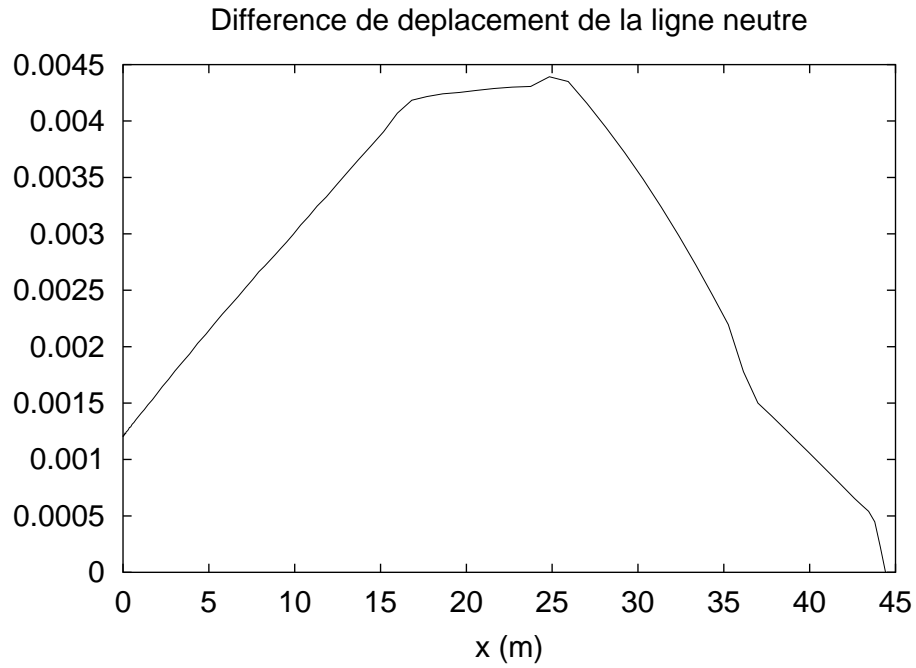


FIG. 17 – Différence du déplacement suivant y des nœuds de la ligne neutre pour les modèles coque et poutre lors d'un chargement réparti

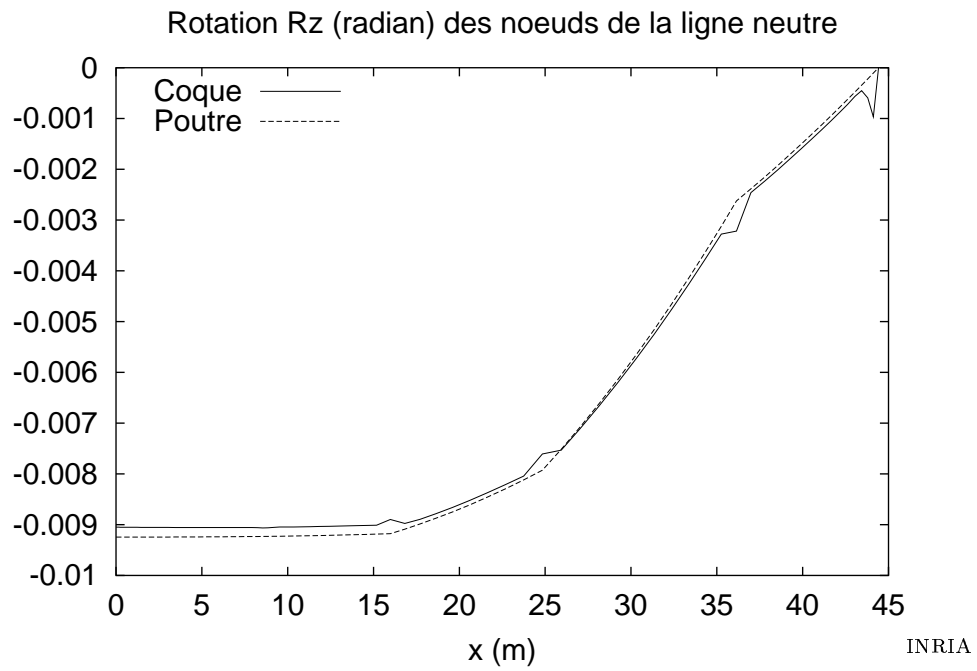


FIG. 18 – Amplitude de rotation suivant z des nœuds de la ligne neutre pour les modèles coque et poutre lors d'un chargement réparti

3.3.4 Etude de l'influence de la viscosité numérique

Nous proposons une étude de convergence en maillage reposant sur les deux maillages présentés plus haut. Puis nous cherchons à retrouver les résultats obtenus sur le maillage fin en diminuant la viscosité numérique et en utilisant le maillage grossier.

Les deux principaux paramètres régissant la viscosité du schéma numérique fluide sont :
 - le coefficient β de décentrage utilisé lors de la reconstruction de flux de type MUSCL,
 - le coefficient δ placé en facteur du terme décentré du flux numérique de Roe.

Une analyse de l'erreur de troncature de l'opérateur *linéaire* d'advection sur un maillage uniforme donne pour les deux premiers termes :

$$(1 - 3\beta)C_1\Delta_x^2\frac{\partial^3}{\partial x^3}$$

$$\beta\delta C_2\Delta_x^3\frac{\partial^4}{\partial x^4}$$

Le terme en dérivée troisième est une erreur dispersive, l'essentiel de l'erreur dissipative étant porté par le terme en dérivée d'ordre quatre.

On voit que la dispersion est contrôlée par le coefficient β et minimale pour $\beta = 1/3$. Pour $\beta = 1/2$, nous savons mieux contrôler la capture des chocs, en ajoutant éventuellement des limiteurs ; dans notre étude, les limiteurs se sont révélés superflus et nous ne présentons pas de résultats les utilisant.

La dissipation est contrôlée par le produit $\beta\delta$.

Cette analyse fait cependant l'impasse sur les nonlinéarités souvent importantes dans les équations d'Euler.

3.3.5 Paramètres des simulations

Pour toutes les simulations couplées statique, on utilise un pas de temps structure et fluide (pas de sous-cyclage) de $\Delta t = 0.01$ s. Pour la partie fluide, cela correspond approximativement à un CFL compris entre 1000 et 4000.

L'avance en temps instationnaire et précise à l'ordre deux est effectuée à l'aide de deux itérations de Newton pour toutes les simulations présentées.

L'angle d'incidence est toujours de 5 degrés et les conditions à l'infini amont sont identiques à celles de la première partie.

Maillage fin : F1

- $\beta = 0.5$
- $\delta = 1$

C'est une simulation assez dissipative mais robuste. Le coefficient δ pris égal à un indique que l'on utilise le schéma de Roe classique.

Maillage fin : F2

- $\beta = 1/3$

- $\delta = 3/4$

C'est une simulation de moitié moins dissipative ($\beta\delta = 1/4$ alors que le même produit est de $\beta\delta = 1/2$ dans la simulation F1).

Maillage fin : F3

- $\beta = 1/3$
- $\delta = 3/4$

Une simulation effectuée uniquement en calcul fluide seul afin de compléter l'étude de convergence en viscosité et maillage.

Maillage grossier : G1

- $\beta = 0.5$
- $\delta = 1$

C'est la simulation qui nous servira de référence lors de l'étude de l'influence de la viscosité.

Maillage grossier : G2

- $\beta = 1/3$
- $\delta = 3/4$

On diminue la viscosité numérique par deux entre G1 et G2.

Maillage grossier, G3

- $\beta = 1/3$
- $\delta = 3/8$

Cette simulation possède donc une viscosité numérique $\beta\delta = 1/8$ qui est donc quatre fois plus faible que la simulation de référence G1.

Maillage grossier, G4

- $\beta = 1/3$
- $\delta = 3/16$

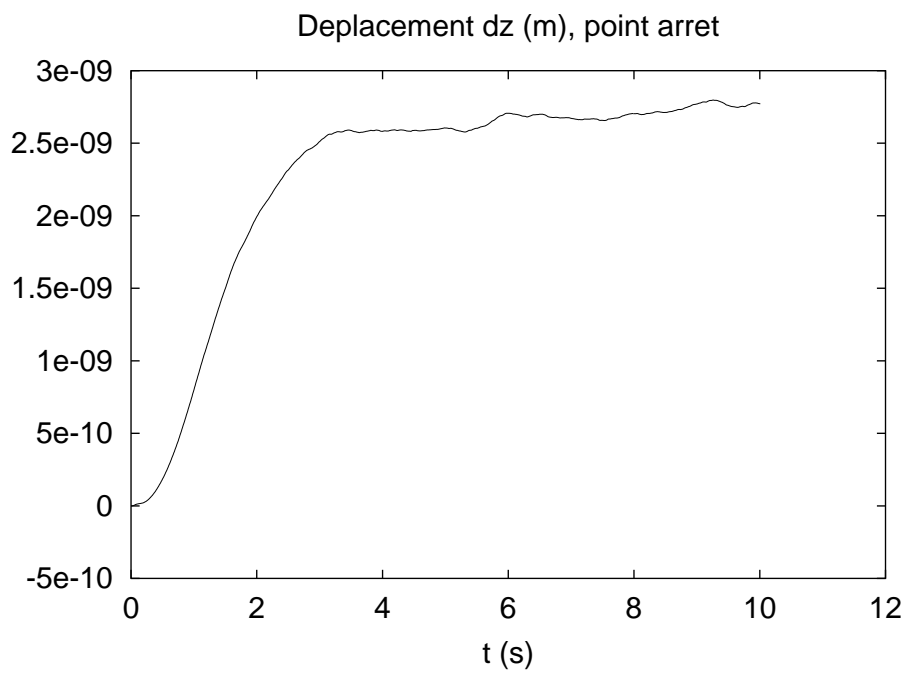
Cette simulation n'est utilisée que lors d'un calcul fluide seul afin d'obtenir la convergence vers la solution à viscosité nulle.

3.3.6 Résultats de la deuxième série de simulations

Nous vérifions tout d'abord, figure 19 que le lanceur reste dans le plan $z = 0$. Ce résultat est obtenu dans les conditions suivantes :

- l'utilisation de maillages fluide et structure symétrique;
- conformité du maillage structure (dans le cas du maillage fluide grossier) ou coïncidence des surfaces (dans le cas du maillage fluide fin) ce qui supprime les problèmes liés à l'opération de "matching";
- bonne convergence itérative des calculs fluide et structure.

La solution fluide des simulations couplées F1, G1 et G3 est représentée par les figures 20 à 26. On remarque que le premier choc reste normal à l'axe du lanceur alors que le deuxième choc situé à l'arrière corps semble être normal à la direction de l'écoulement infini. On note que la diminution de la viscosité numérique provoque un resserrement des chocs et que les

FIG. 19 – Flèche sur z du point d'arrêt au cours du temps, G1

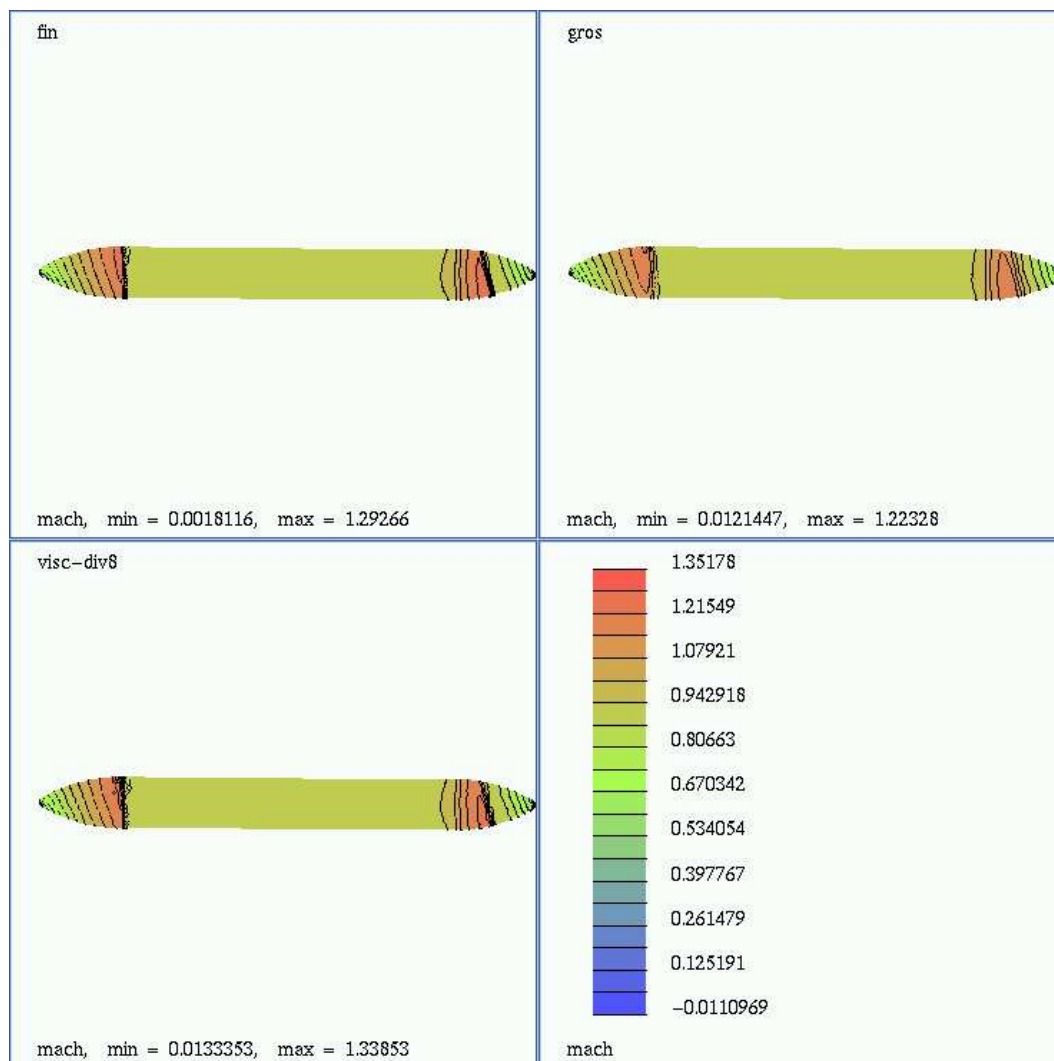


FIG. 20 – Nombre de Mach sur la peau du lanceur; F1 en haut à gauche; G1 en haut à droite; G3 en bas à gauche; simulation couplée

isovaleurs des solutions F1 et G3 semblent relativement proches.

La déformée de la structure reste assez faible (environ 0.3 m par rapport à une longueur de poutre de 44 m) ce qui nous assure de rester dans le domaine linéaire pour la structure.

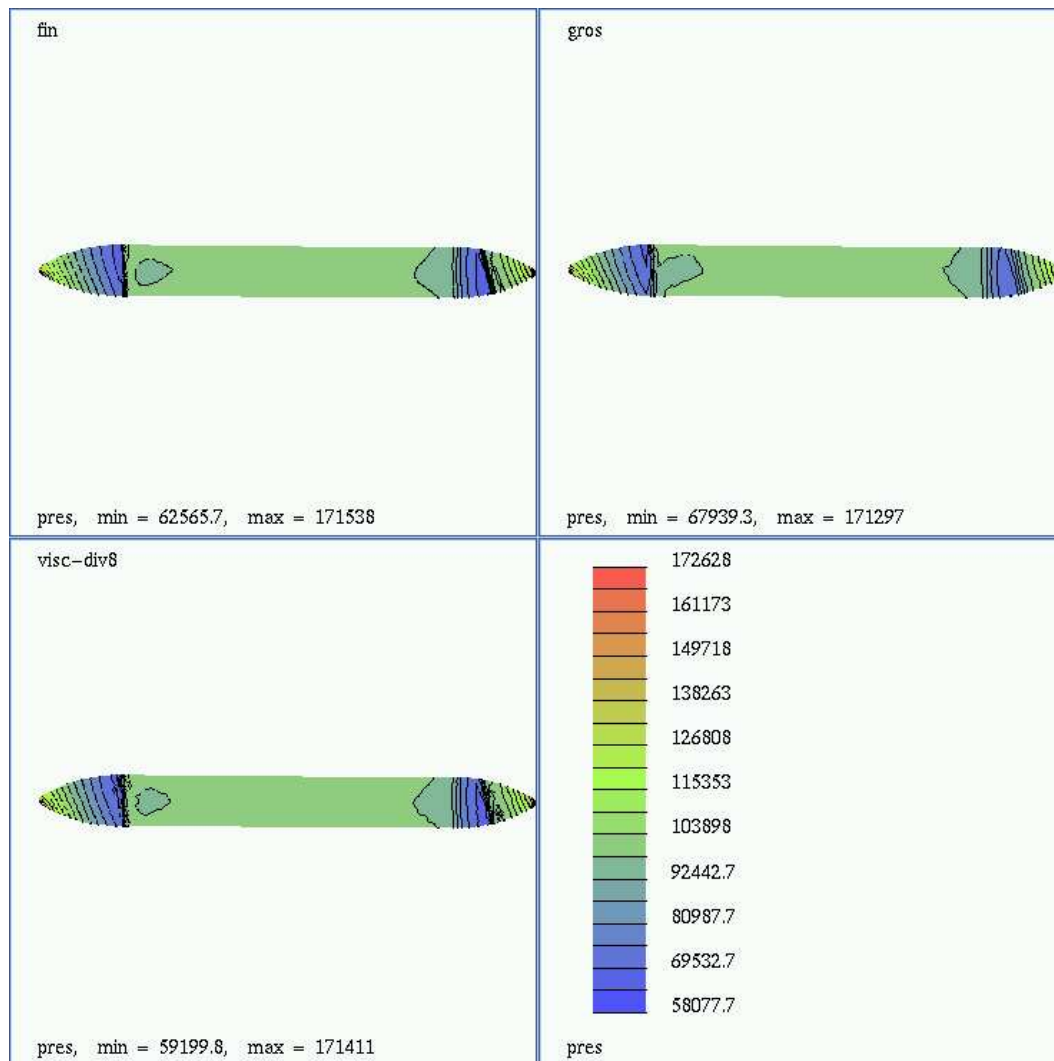


FIG. 21 – Pression sur la peau du lanceur; F1 en haut à gauche; G1 en haut à droite; G3 en bas à gauche; simulation couplée

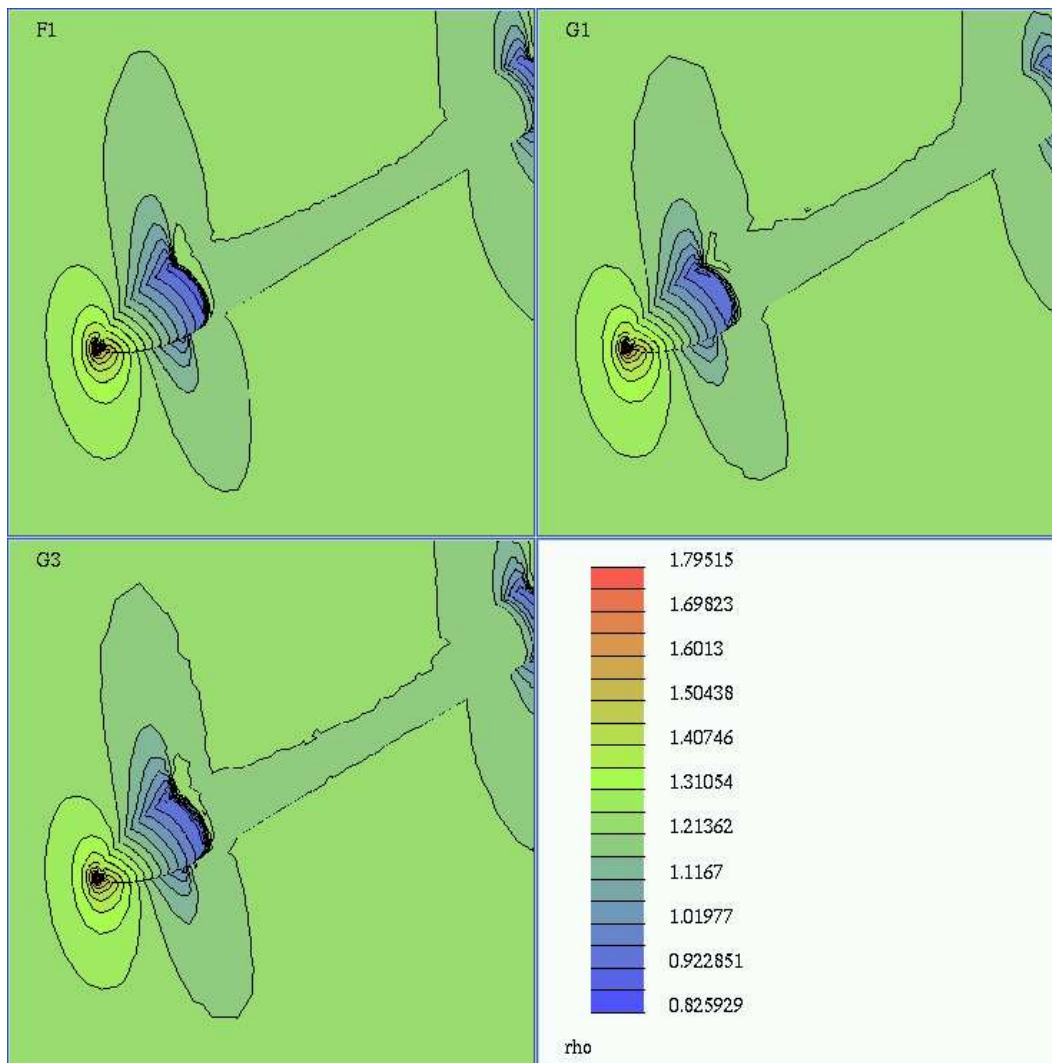


FIG. 22 – Masse volumique sur la peau du lanceur et sur le plan $z = 0$; simulation couplée

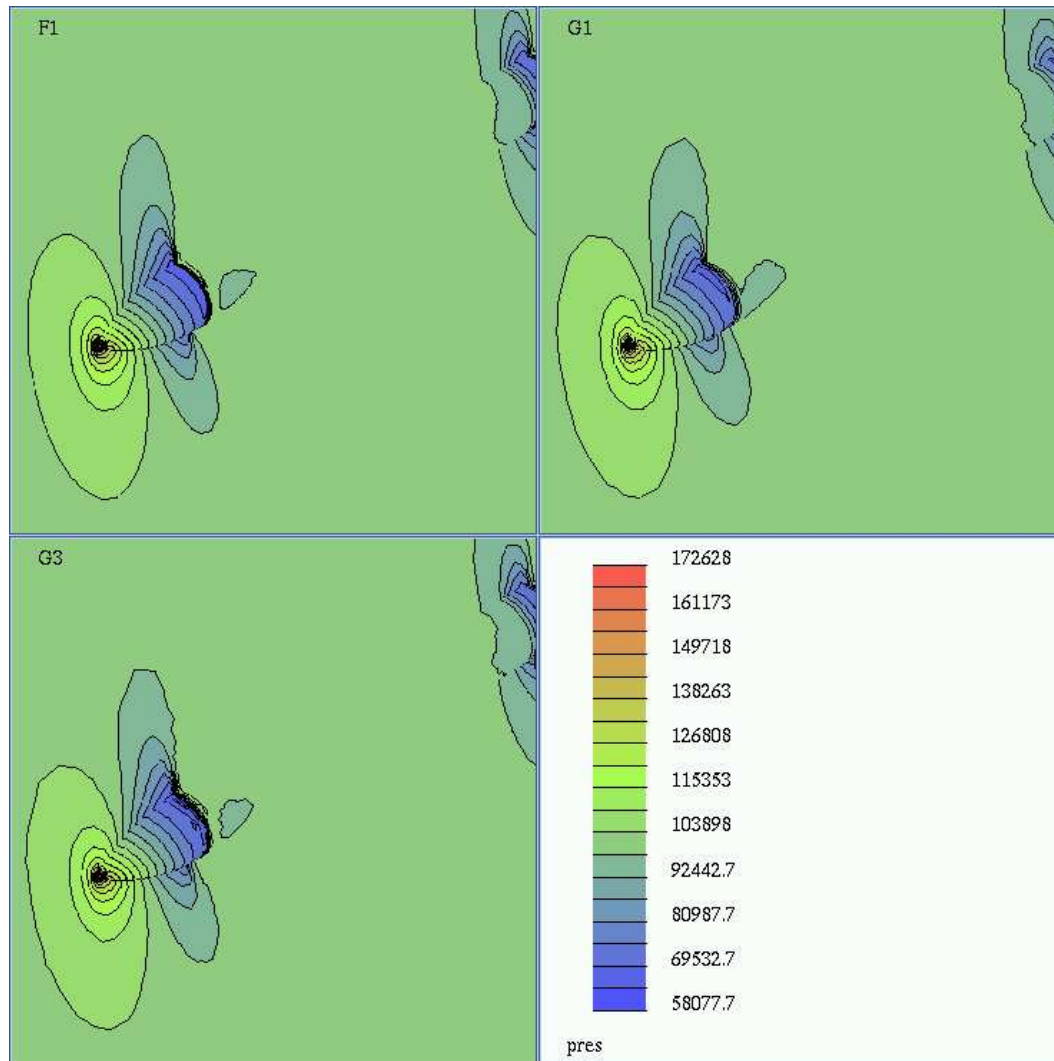


FIG. 23 – Pression sur la peau du lanceur et sur le plan $z = 0$; simulation couplée

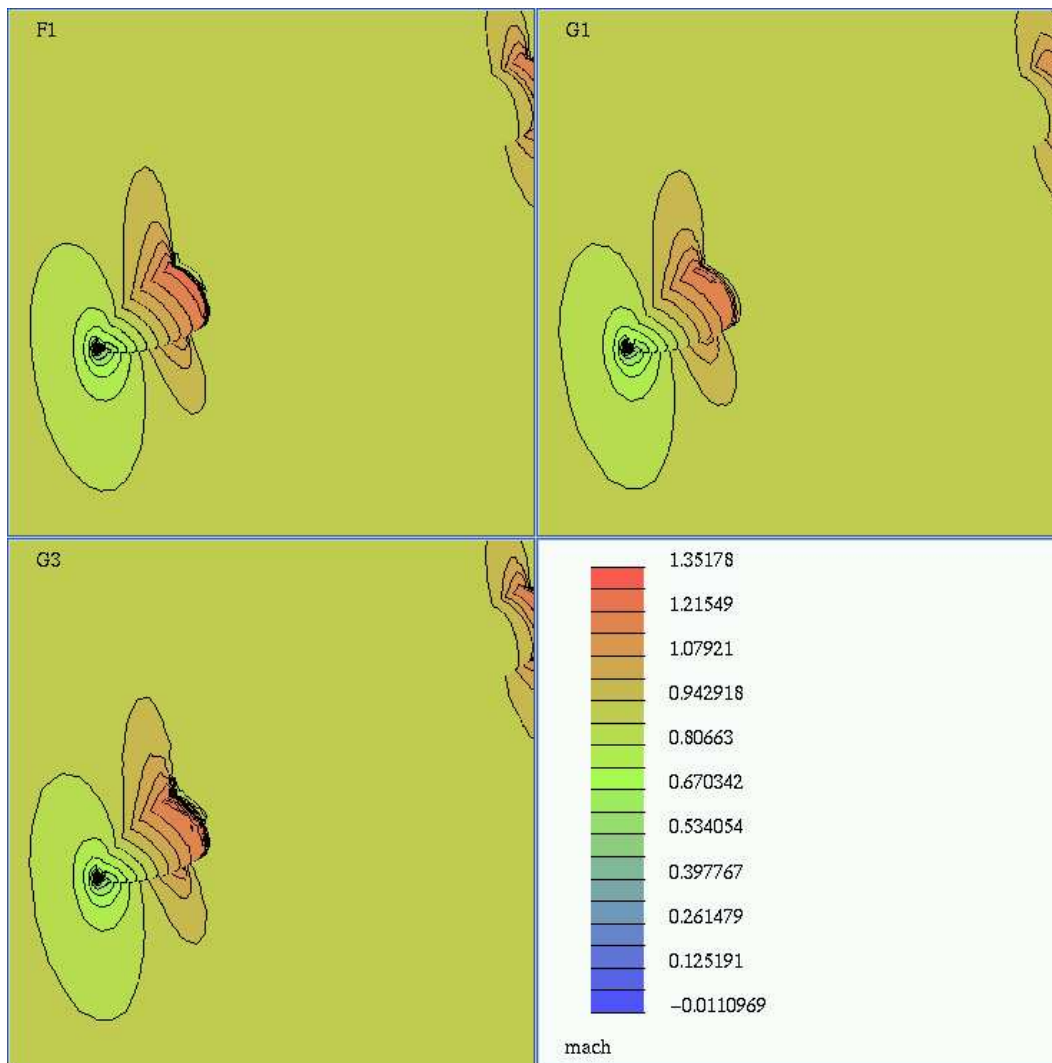


FIG. 24 – Nombre de Mach sur la peau du lanceur et sur le plan $z = 0$; simulation couplée

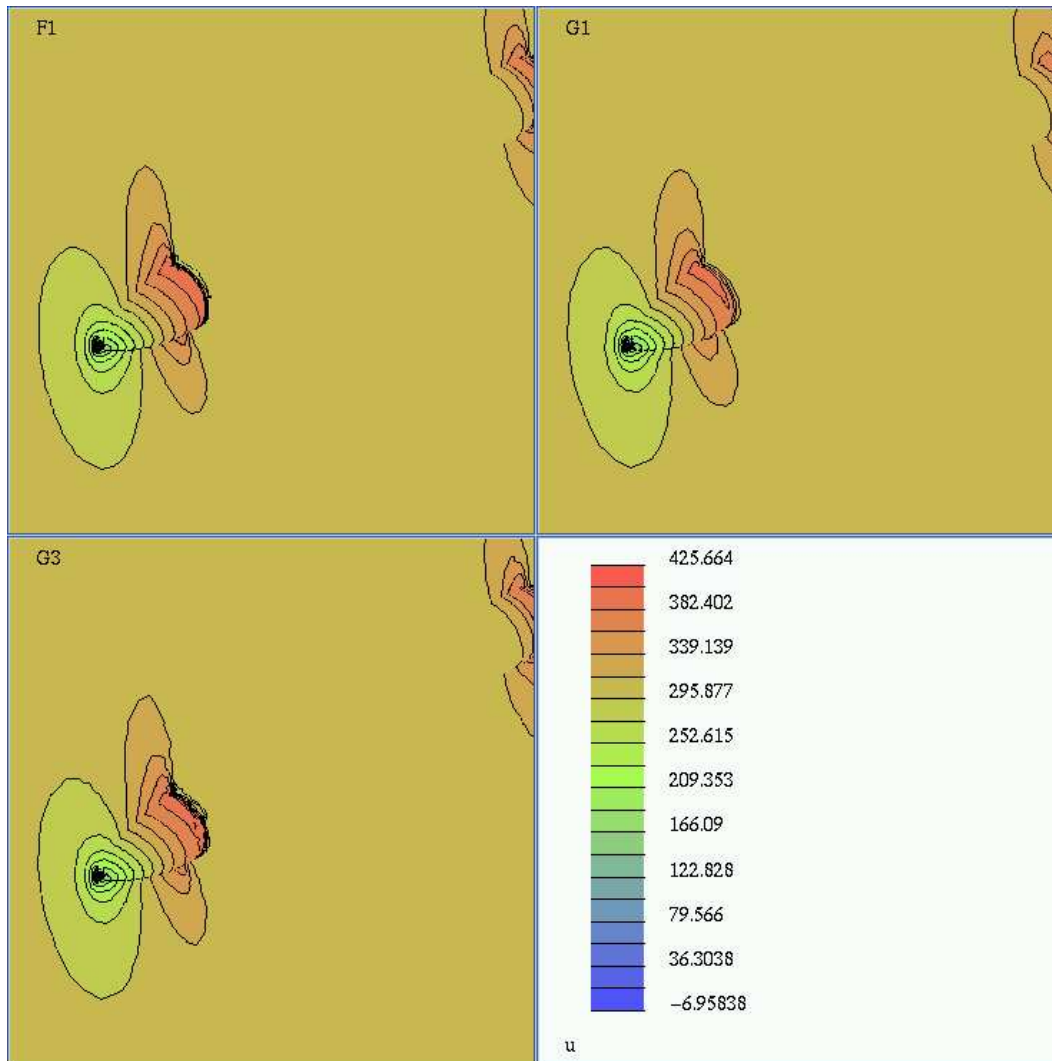


FIG. 25 – Vitesse v_x sur la peau du lanceur et sur le plan $z = 0$; simulation couplée

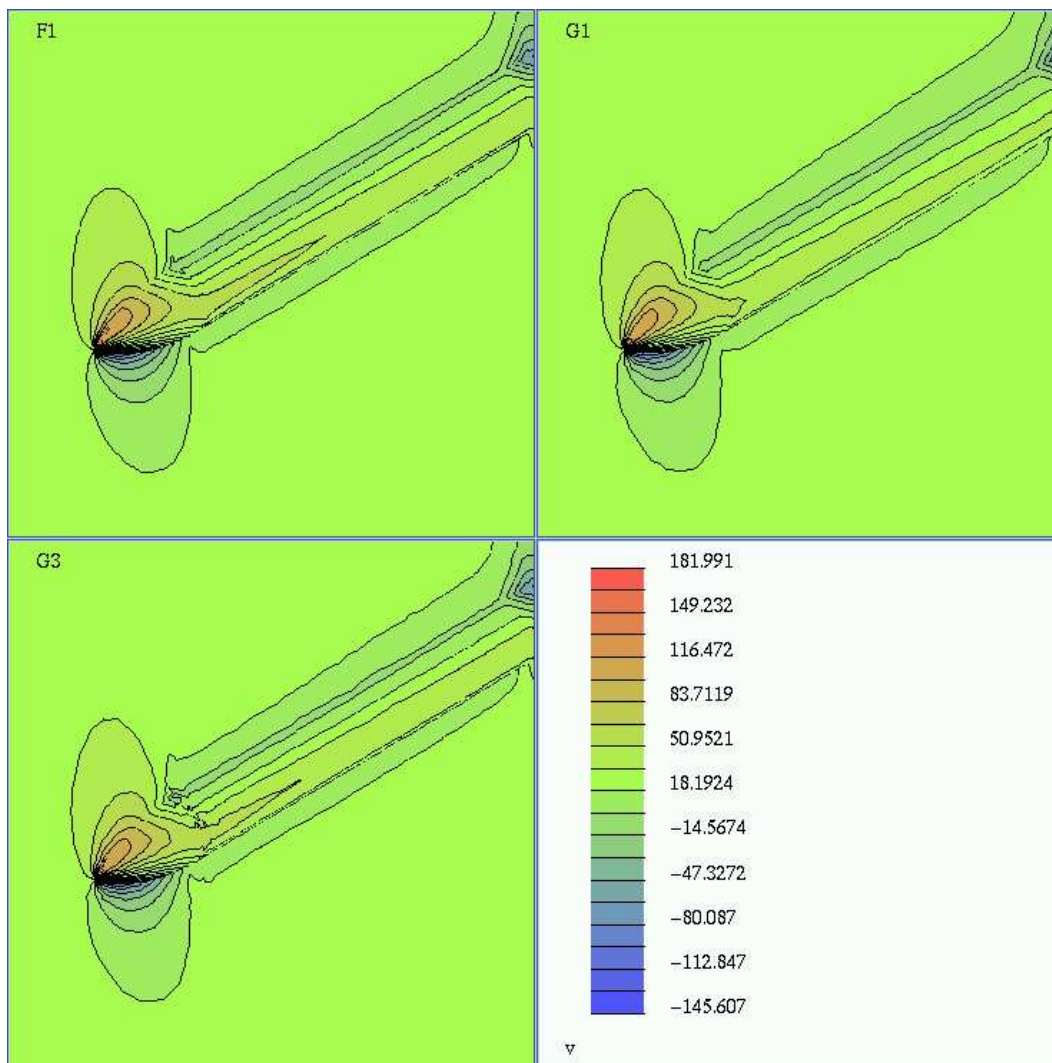


FIG. 26 – Vitesse v_y sur la peau du lanceur et sur le plan $z = 0$; simulation couplée

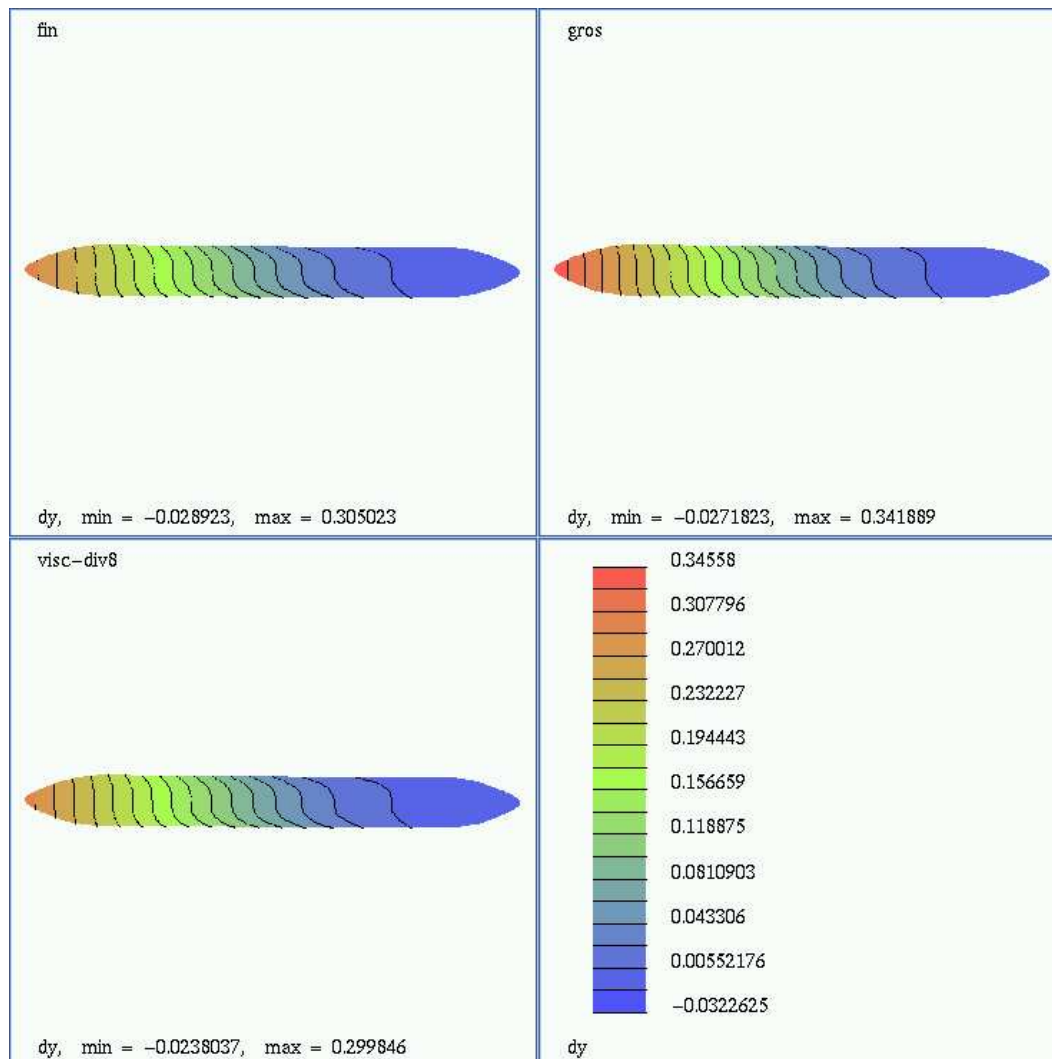


FIG. 27 – Déformation d_y de la peau du maillage fluide; F1 en haut à gauche; G1 en haut à droite; G3 en bas à gauche; simulation couplée

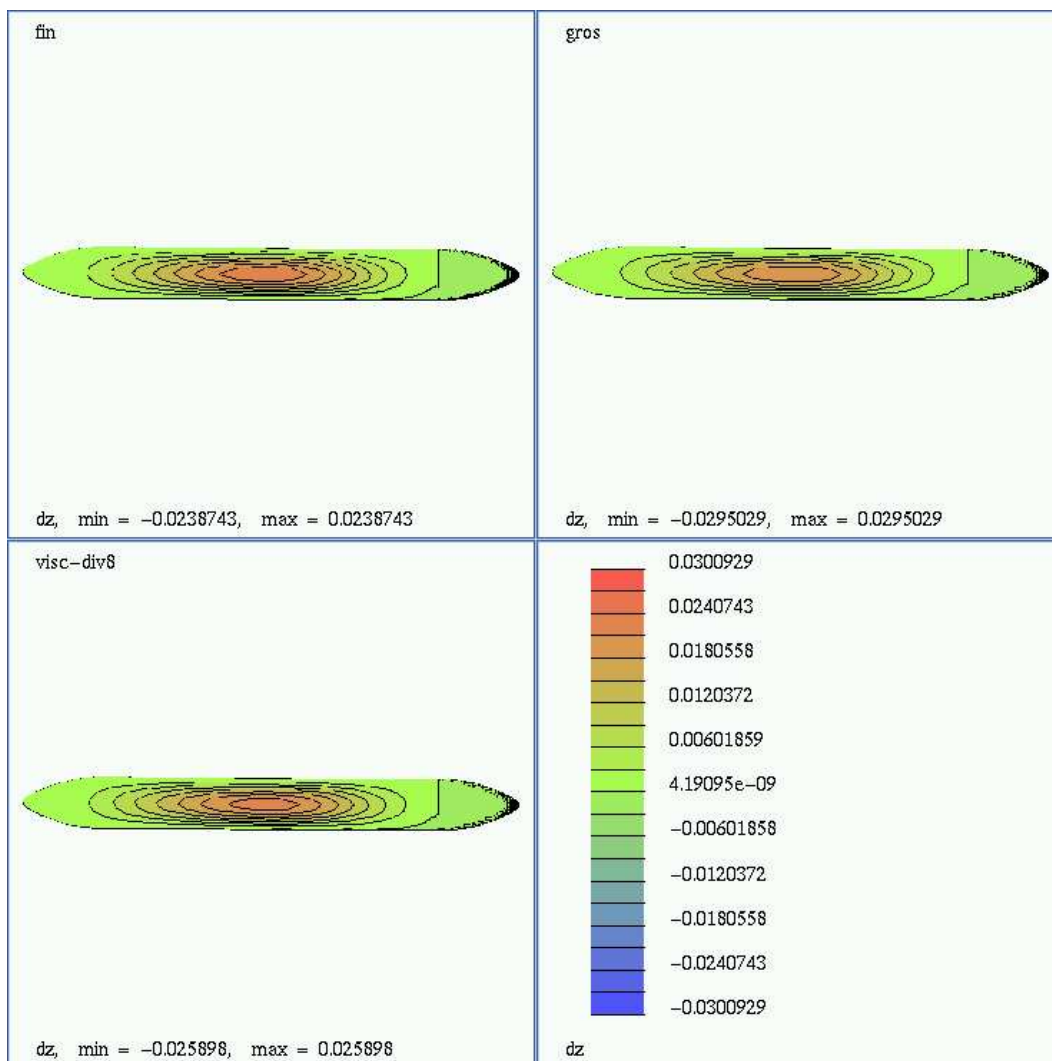


FIG. 28 – Déformation d_z de la peau du maillage fluide; F1 en haut à gauche; G1 en haut à droite; G3 en bas à gauche; simulation couplée

Les figures 27 et 28 montrent les déplacements du maillage fluide de la simulation couplée convergée. On note, figure 28, que le lanceur présente un écrasement dû à la pression extérieure. Ce phénomène naturel semble être la cause de la forme en “S” des isolignes de la déformation suivant y du maillage fluide, figure 27.

Sur ce cas test, l'influence de la viscosité numérique sur les efforts (en particulier sur les intégrales C_x et C_y , voir tableaux 9 et 8) est plus importante que l'effet de déformation de la structure. En effet, la mise en flèche de la structure accroît les efforts mais la différence entre les efforts initiaux et les efforts obtenus lors du calcul couplé convergé est plus faible que la différence d'effort obtenue lors de la simple division par deux de la viscosité numérique. Par exemple, le calcul G1 couplé produit une augmentation de 16240 N sur le C_y (soit 4.3 % d'augmentation par rapport à la simulation non-couplée) alors que la division par deux de la viscosité numérique produit une diminution du C_y de 53713 N (soit 14 % de diminution).

L'étude des effets de viscosité et de maillage sur la solution du problème couplé est représenté sur les figures 29 30 et 31. On peut voir que lorsque la viscosité tend vers zéro les solutions données par les maillages fin et grossier convergent vers ce qui nous semble être la solution continue ou la solution qui pourrait être obtenue sur un maillage très fin. Les valeurs pour $\beta\delta = 0$ sont extrapolées linéairement à partir de des valeurs obtenues pour $\beta\delta > 0$ et sont regroupées dans le tableau 10.

Néanmoins, afin de supprimer les éventuelles non-linéarités produites par le couplage fluide-structure, on refait cette même étude pour un maillage fluide fixe. La solution à viscosité nulle est linéairement extrapolée à partir des deux derniers points de calcul pour les deux maillages. On remarque que la convergence apparaît encore plus fortement, figures 32 et 33.

Cette étude semble également montrer que le terme de viscosité numérique n'est qu'au mieux d'ordre deux. En effet, à l'aide de l'extrapolation de la solution à viscosité nulle on peut approcher le terme de dissipation numérique pour les deux maillages. Le rapport de ces termes est de 2.3 pour le C_x et de 3.2 pour le C_y .

Ceci est explicable par la présence des nonlinéarités dans les équations d'Euler ; en revanche la précision de capture des chocs ne semble pas avoir trop d'influence sur les erreurs de viscosité numérique.

Il est surprenant de remarquer que la superposition des courbes de C_p entre les deux simulations F1 et G1, figure 34, ne présente pas de différences importantes alors que la somme des efforts sur le corps est de 24%. Il en est de même lorsque l'on regarde la répartition des efforts sur la structure, voir figures 36 et 37.

On essaie de déterminer quels sont les zones du lanceur : coiffe, zone autour du choc ou zone cylindrique après le choc qui sont sensibles à la variation de viscosité numérique. On remarque, tableau 11, que la zone présentant des variations importantes du C_x est la coiffe ce qui paraît normal car c'est la zone présentant la plus grande subsection normale. Pour le C_y , c'est la zone après le choc, figure 38 et tableau 11, qui influe fortement sur les efforts et donc sur la déformée. Par contre, la simulation du choc de manière plus ou moins raide comme le montre la courbe de C_p présentée en figure 35 ne semble pas influencer fortement sur les résultantes des efforts.

Simulation	Flèche	Cx	Cy
G1	0.33982	20296	391658
G2	0.31348	12837	331818
G3	0.29801	9234	296291
F1	0.30054	11524	296630
F2	0.29243	8701	276393

TAB. 8 – Récapitulatif des flèches et des efforts, simulation couplée

Simulation	Cx	Cy
G1	18924	375418
G2	12055	321705
G3	8756	289597
G4	7124	271717
F1	11050	290185
F2	8381	271809
F3	6853	261798

TAB. 9 – Récapitulatif des efforts, simulation non-couplée

Extrapolation	Flèche	Cx	Cy
G1 - G2	0.28714	5378	271978
G2 - G3	0.28252	5631	260764
F1 - F2	0.28436	5882	256156

TAB. 10 – Extrapolation des flèches et des efforts dans l'hypothèse d'une solution à viscosité nulle, simulation couplée

	$0 < x < 7$	$7 < x < 11$	$11 < x < 45$
	Cx	Cx	Cx
F1	43874	-32823	7.E-3
F2	41326	-32944	7.E-3
F1-F2	2548	121	0
	Cy	Cy	Cy
F1	237709	10229	42282
F2	237233	8792	25784
F1-F2	476	1437	16498

TAB. 11 – Variation des efforts en fonction de l'abscisse pour les simulations F1 et F2, simulation non-couplée

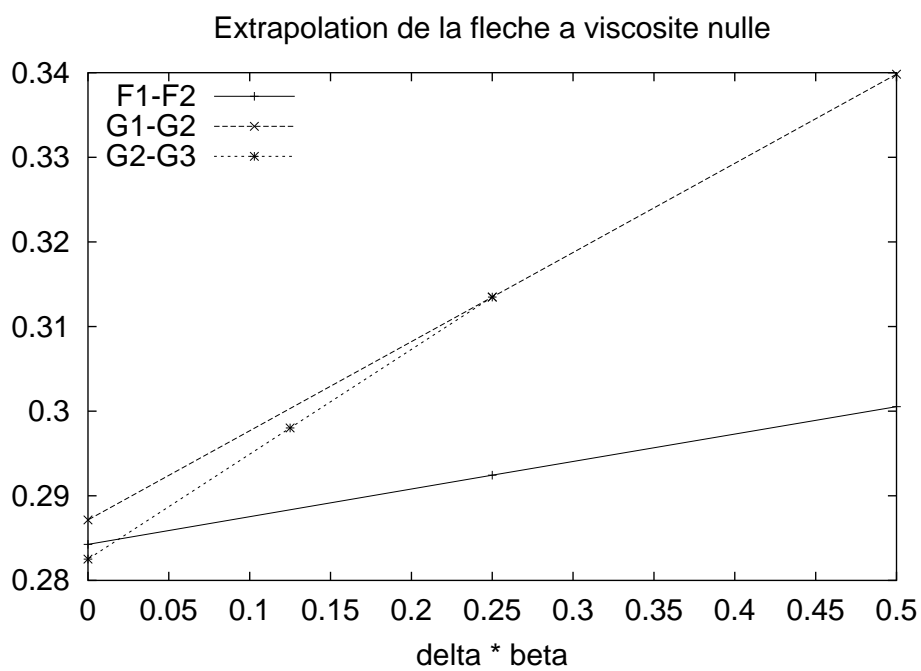
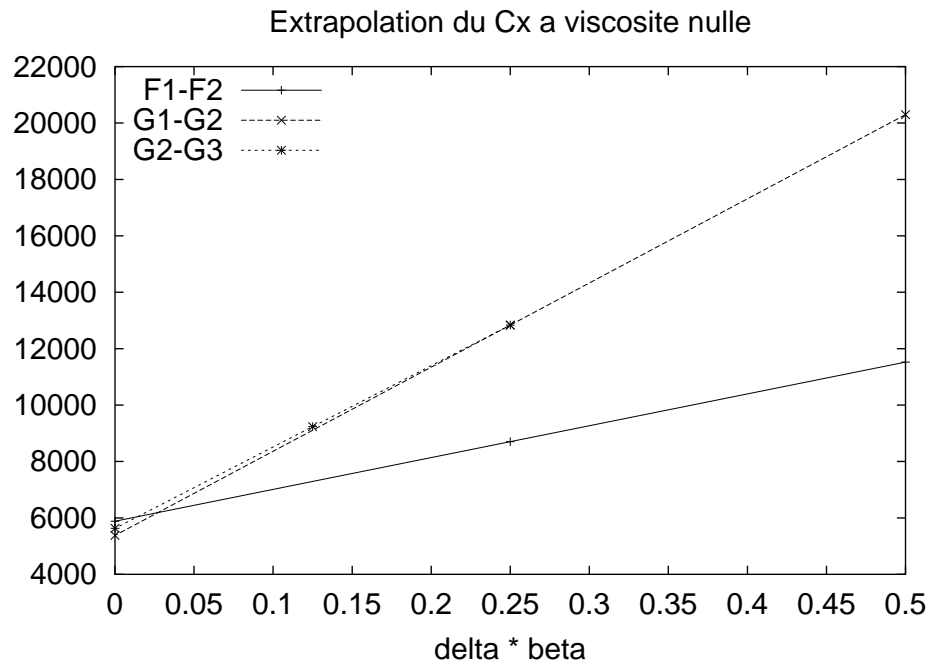
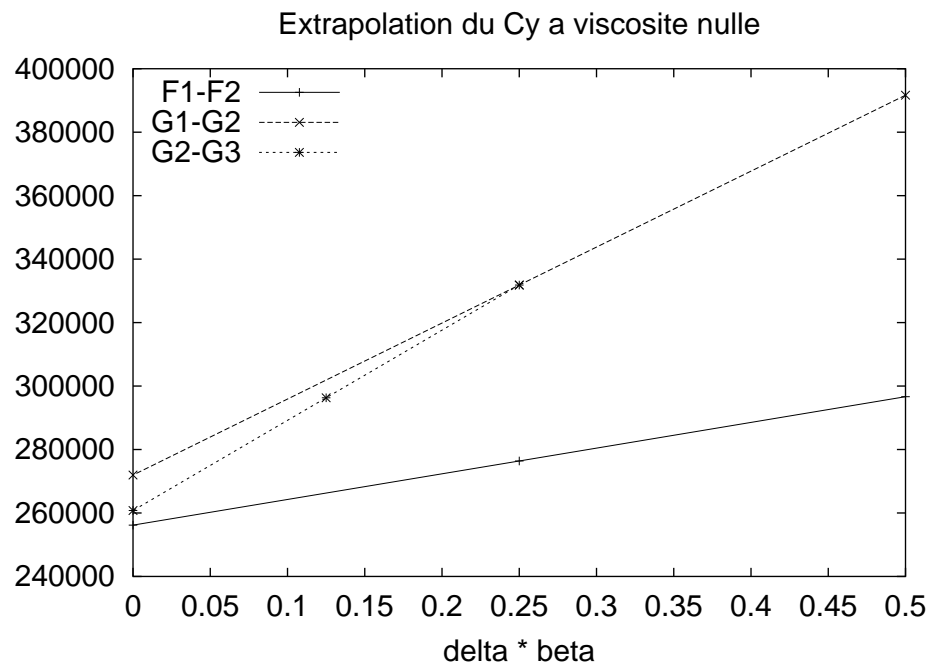
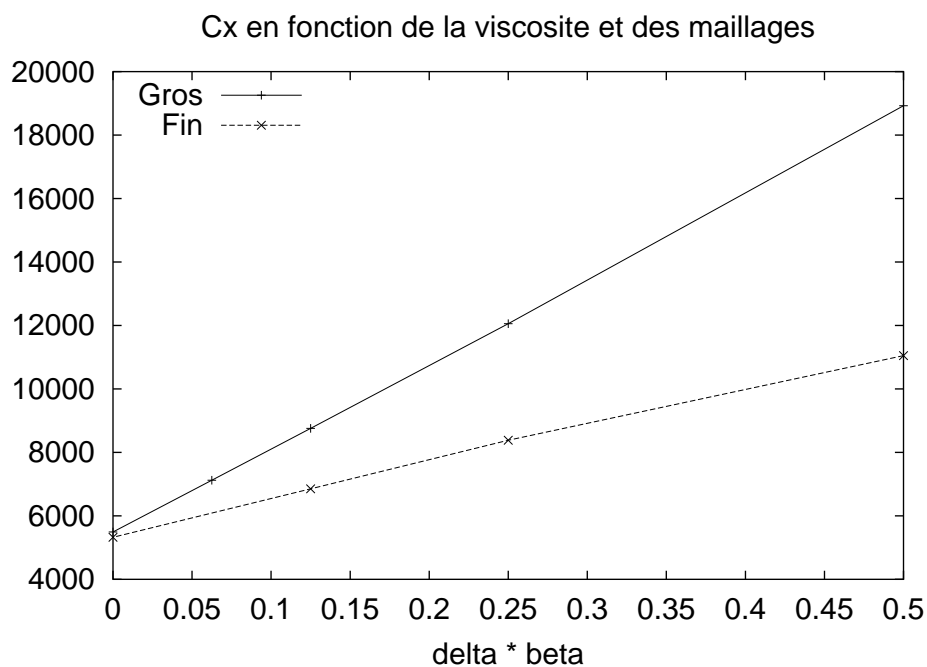
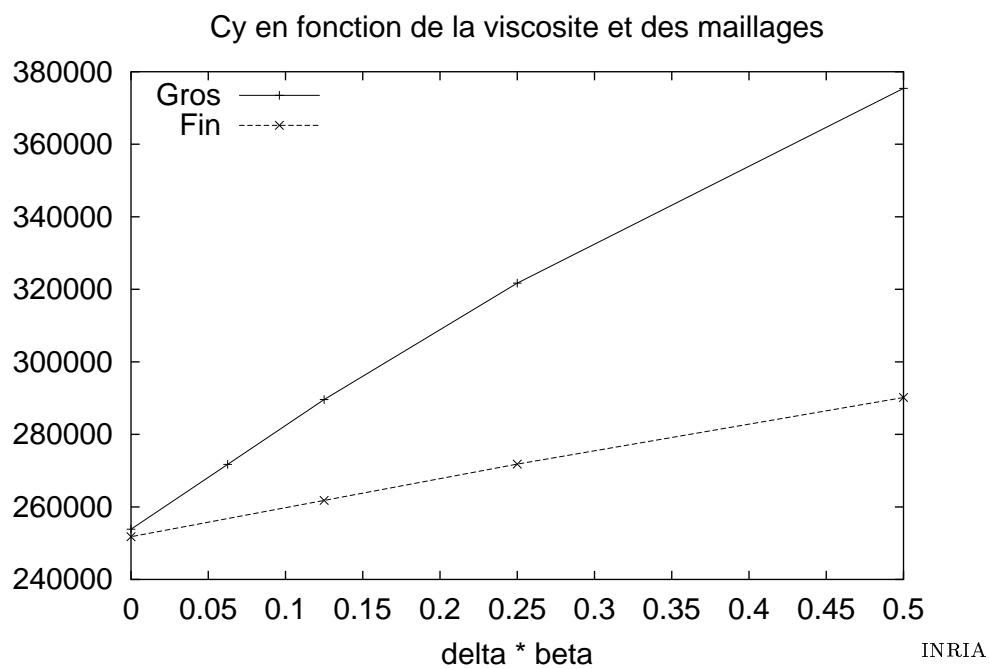


FIG. 29 – Evolution de la flèche au point d'arrêt en fonction des maillages et de la viscosité

FIG. 30 – Evolution du C_x en fonction des maillages et de la viscosité, simulation couplée

RR n° 4314

FIG. 31 – Evolution du C_y en fonction des maillages et de la viscosité, simulation couplée

FIG. 32 – Evolution du C_x en fonction des maillages et de la viscosité, simulation non-coupléeFIG. 33 – Evolution du C_y en fonction des maillages et de la viscosité, simulation non-couplée

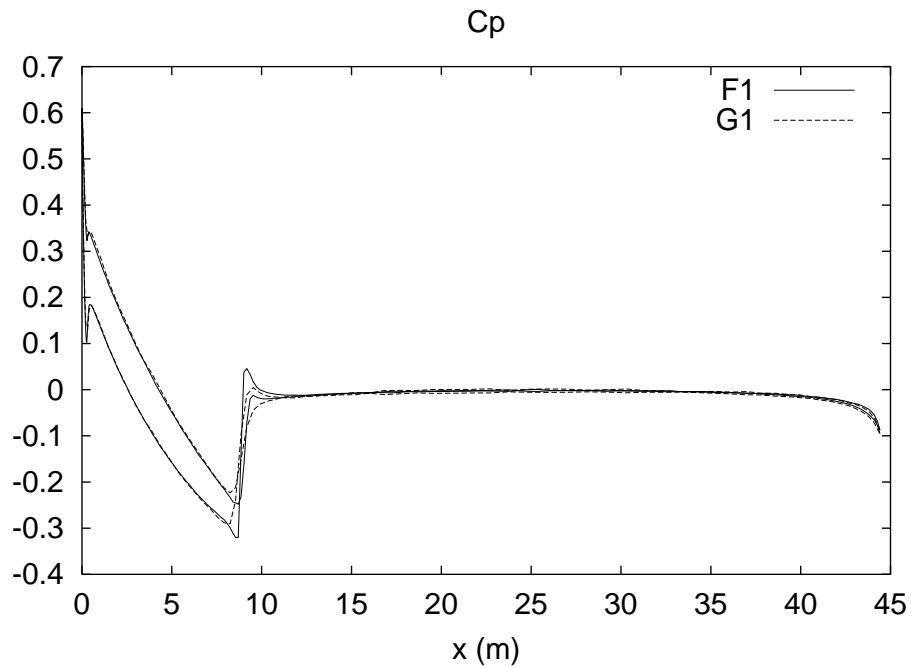


FIG. 34 – C_p pour les simulations F1 et G1, simulation couplée

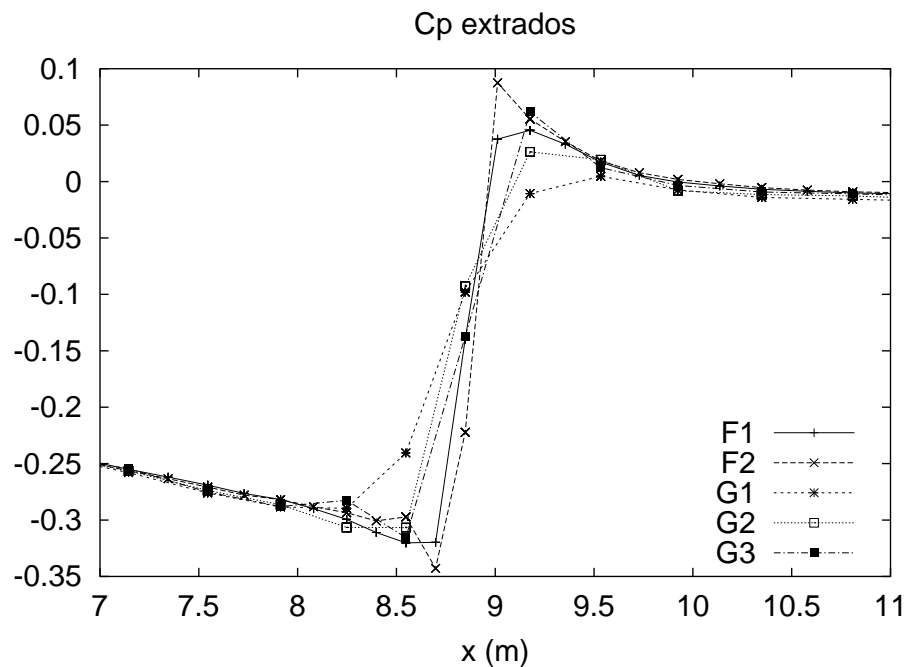
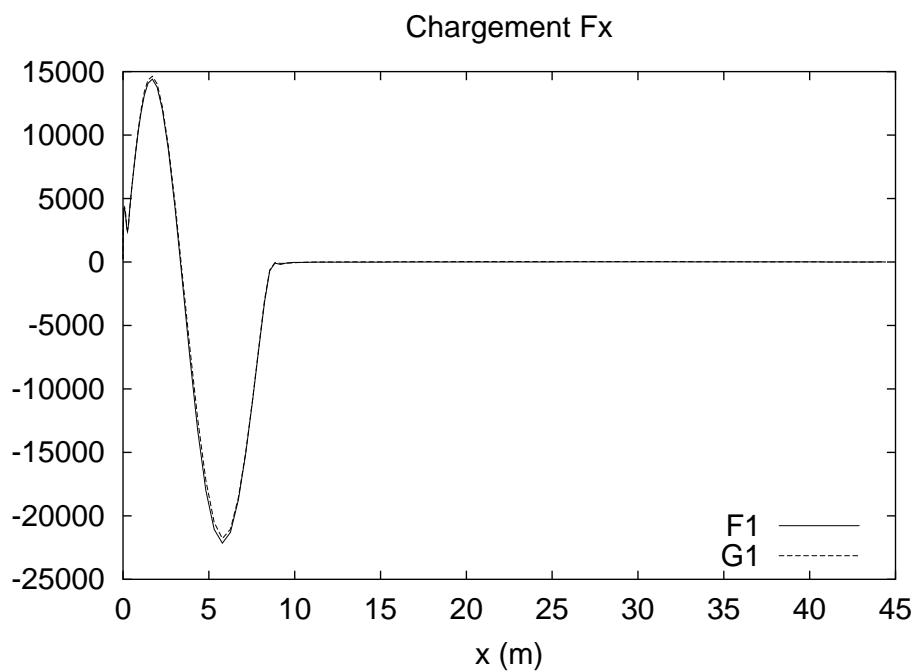
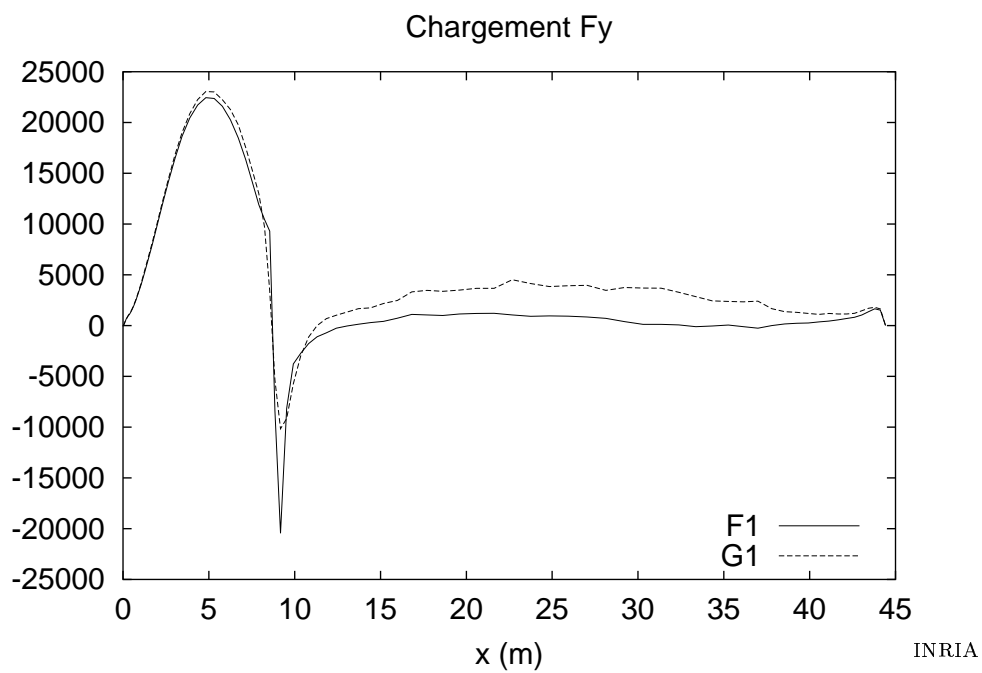
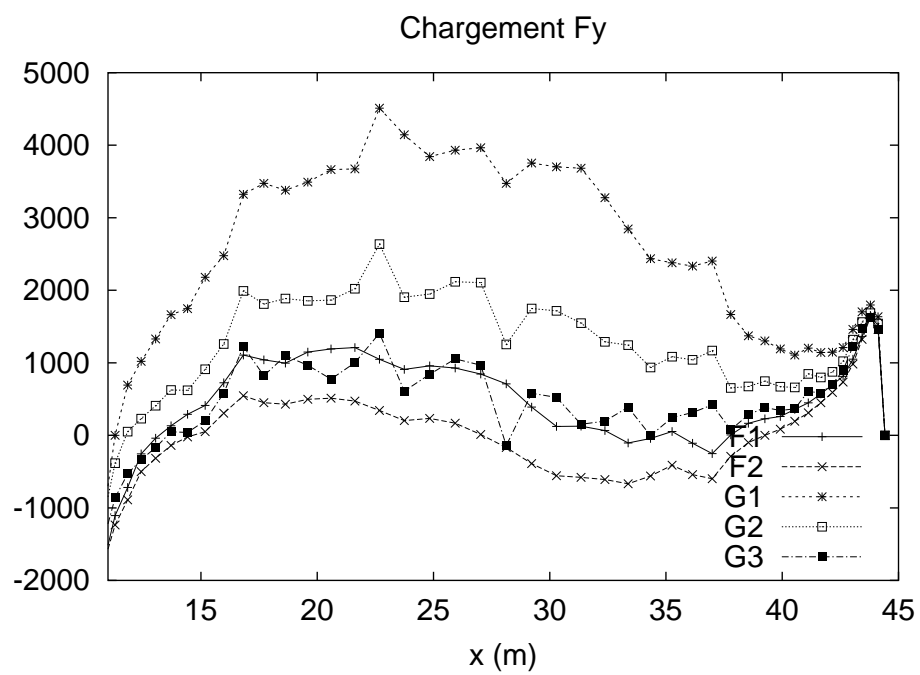


FIG. 35 – C_p au niveau du choc à l'extrados, simulation couplée

FIG. 36 – Répartition des efforts suivant x pour les simulations $F1$ et $G1$, simulation coupléeFIG. 37 – Répartition des efforts suivant y pour les simulations $F1$ et $G1$, simulation couplée

FIG. 38 – Répartition des efforts suivant y à l'arrière du choc, simulation couplée

4 Conclusions

Cette étude a permis de démontrer l'intérêt de l'approche instationnaire pour l'analyse de couplages fluide-structure en transsonique.

Elle a produit des résultats fiables et exploitables pour des comparaisons code-à-code ou code-soufflerie.

Pour mener à bien cette étude, il a fallu résoudre le problème posé par la prise en compte du modèle simplifié de type poutre utilisé par les équipes d'EADS LV. La mise en correspondance *directe* de cette poutre avec le maillage fluide n'était pas possible sans le développement d'un noyau spécifique dans le logiciel MATCHER, élément de la chaîne de traitement AERO.

Après quelques tentatives pour proposer un enrobage systématique d'une poutre relativement arbitraire dans une forme ogivale, nous avons préféré construire, pour la poutre communiquée par EADS LV, un modèle de coque équivalent. L'extension de MATCHER dont la nécessité a été mise en évidence dans ce travail a été réalisée depuis et nous référons au manuel [6].

Hormis ce point, les caractéristiques algorithmiques du logiciel AERO ont confirmé leur bonne adaptation au type de calcul considéré; nous citerons en particulier :

- maillage non-structuré,
- avancement en temps implicite linéarisé peu coûteux et autorisant de relativement grands pas de temps,
- grande tolérance de la formulation en maillage mobile vis à vis des mouvements de la structure,
- mise en œuvre multi-physique et multi-processeur facilitée par les divers outils de prétraitement disponibles.

Notre étude a mis en évidence quelques enjeux spécifiques à ce type de calcul :

- nécessité d'utiliser un modèle structure cohérent avec le modèle industriel tant dans le domaine fréquentiel que dans le domaine statique
- nécessité d'utiliser un schéma numérique faiblement dissipatif pour la partie fluide ; nous avons constaté en effet la forte influence de la viscosité numérique sur les efforts aérodynamiques obtenus et donc sur les déformées de la structure.

Cette étude nous a également permis de mettre en évidence quelques points de nos algorithmes qui demandent un travail de développement supplémentaire, si on souhaitait l'appliquer de façon routinière aux problèmes de couplage pour les lanceurs :

- construction d'un algorithme de "matching" entre deux géométries très différentes, comme le sont d'une part la surface du lanceur et d'autre part la poutre équivalente placée en son axe.
- aménagement du "Matching" et des conditions aux bords "structure" permettant des cal-

culs plus précis en demi-géométrie.

Ces points ont été pris en compte récemment dans la nouvelle version de AERO, cf. [6].

Cette étude s'est concentrée dans un premier temps sur les aspects d'aérodynamique instationnaires non couplés puis sur les aspects d'aéroélasticité statique prenant cette fois en compte le couplage fluide-structure, la suite naturelle de cette étude pourrait porter sur des simulations dynamiques telles que :

- réponse à une excitation d'un mode propre de la structure,
- ou à une modification du maintien du lanceur :
- maintien par ressorts

ou à un calcul en vol accéléré, ou finalement un calcul couplé sans maintien (vol libre; retrait du mouvement rigide dans les équations fluide) comprenant les fonctions d'asservissement du lanceur.

En effet, ces études (vol libre, accéléré) sont rendues possibles grâce aux développements récents du prototype AERO ([4]).

5 Remerciements

Cette étude a été financée par le CNES dans le cadre du programme "Aérostructure" associant le CNES, EADS LV, SEP, SNPE, EDF, Dassault-Aviation et l'INRIA.

Références

- [1] Dervieux, A., ed. – *Fluid-structure interaction*, Numéro spécial de la Revue Européenne des Elements Finis, vol.9, 6-7/2000, 625-858
- [2] Farhat, C. – "High performances simulation of coupled nonlinear transient aeroelastic problems", *AGARD Report R-807*, special course on parallel computing in CFD, NATO, octobre 1995
- [3] Maman, N., Farhat, C. – Matching fluid and structure meshes for aeroelastic computations: a parallel approach, *Computers and Structures*, 54 (1995), 779-785
- [4] Farhat, C., Pierson, K., and Degand, C. – CFD based simulation of the unsteady aeroelastic response of a maneuvering vehicle *AIAA 2000-0899*, 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 10-13, 2000/Reno, NV
- [5] Lesoinne, M., Sarkis, M., Hetmaniuk, U. and Farhat, C. – "A Linearized Method For the Frequency Analysis of Three-Dimensional Fluid/Structure Interaction Problems in all Flow Regimes," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 190, pp. 3121-3146 (2001)
- [6] MATCHER V 2.0, CAS Technical report, University of Colorado at Boulder, May 2001



Unité de recherche INRIA Sophia Antipolis
2004, route des Lucioles - BP 93 - 06902 Sophia Antipolis Cedex (France)

Unité de recherche INRIA Lorraine : LORIA, Technopôle de Nancy-Brabois - Campus scientifique
615, rue du Jardin Botanique - BP 101 - 54602 Villers-lès-Nancy Cedex (France)

Unité de recherche INRIA Rennes : IRISA, Campus universitaire de Beaulieu - 35042 Rennes Cedex (France)

Unité de recherche INRIA Rhône-Alpes : 655, avenue de l'Europe - 38330 Montbonnot-St-Martin (France)

Unité de recherche INRIA Rocquencourt : Domaine de Voluceau - Rocquencourt - BP 105 - 78153 Le Chesnay Cedex (France)

Éditeur
INRIA - Domaine de Voluceau - Rocquencourt, BP 105 - 78153 Le Chesnay Cedex (France)
<http://www.inria.fr>
ISSN 0249-6399