

PREDICTION NUMERIQUE DU COEFFICIENT DE POUSSEE POUR UNE TUYERE SURDETENDUE

NEDJARI M¹, MAHFOUDI E², BENAROUS A^{*3}, HAOUI R¹

¹ Laboratoire LMESC, Faculté GMGP, USTHB, BP 32, El-Alia, Alger

² Faculté des Sciences et Technologies, Université Larbi Ben M'hidi, Ain Beida

³ Laboratoire CEMSM, Faculté de Technologie, UHB, BP 151, Chlef, a.benarous@univ-chlef.dz

RÉSUMÉ

Le présent travail est une tentative numérique vers l'analyse de l'écoulement compressible turbulent en régime de surdétente. L'analyse porte sur la localisation du disque de Mach, la prédiction de la position du point de décollement ainsi que la quantification des pertes de poussée. Le cas applicatif concerne une tuyère à contour idéal tronqué (TIC), fonctionnant en régime de surdétente, à travers laquelle s'écoule un fluide non réactif (N₂) avec les conditions réservoirs $P_{ch} = 25,25$ bars et $T_{ch} = 288$ K.

Comparé à d'autres modèles de turbulence, le modèle de Spalart-Allmaras paraît bien adapté à reproduire la position du choc telle qu'elle est mesurée sur banc d'essai. Ce modèle prédit aussi une perte relative de 46% sur le coefficient de poussée, par rapport au cas d'adaptation. Afin de capter l'effet d'un éventuel changement de la pression de chambre (P_{ch}) ou de l'altitude (P_{∞}) sur la position du choc et sur le niveau de poussée, une analyse de sensibilité est conduite pour plusieurs valeurs du rapport de détente NPR (25,25 à 5,00).

Mots Clés: *Tuyère, Ecoulement compressible, Onde de choc, Coefficient de poussée.*

NOMENCLATURE

Symboles :

C_f	Coefficient de poussée
D	Diamètre, m
NPR	Rapport de détente
P	Pression, Nm ⁻²
T	Température, K
X	Distance axiale, m
Lettres grecques :	
ϵ	Rapport de section
γ	Rapport isentropique
Γ	Fonction thermodynamique

Acronymes :

DLR	Agence spatiale Allemande
JANAF	Organisme de l'aéronavale Américaine
TIC	Tuyère à contour idéal tronqué

Indices / Exposants :

ch	valeur en chambre de combustion
$choc$	valeur au plan du choc
th	valeur au col géométrique
e	valeur au plan d'éjection du divergent
$wall$	valeur sur la paroi du divergent
∞	valeur atmosphérique (ambiante)

1. INTRODUCTION

L'aérothermodynamique des systèmes propulsifs est un domaine de la mécanique des fluides réactifs où des progrès décisifs restent à réaliser pour améliorer les performances des lanceurs, afin de satisfaire la demande continue de satelliser des charges utiles de plus en plus lourdes. Pour atteindre de tels niveaux de performances, il est recommandé de concevoir des divergents de tuyères ayant de grands rapports de section en sortie et ce,

dans le but de maximiser l'impulsion spécifique en altitude [1]. Cependant, en basses altitudes, les tuyères se trouvent surdétendues avec une tendance vers un décollement pariétal de l'écoulement interne, donnant naissance à des charges latérales et par conséquent à des pertes de poussée [2]. Répondant à des critères de poids, d'intégrité structurelle, mais aussi à des considérations de vectorisation de la poussée, les tuyères tronquées à contours idéals (TIC) se sont vues dotées de systèmes d'injection fluide permettant de retarder le décollement libre dans leurs divergents [3]. En raison du caractère complexe de l'interaction entre le film de refroidissement pariétal et la dynamique de l'écoulement de détente, les investigations s'orientent vers des formes de divergents à double profil (dual-Bell), qu'on alimente avec des fluides inertes cryogéniques (N₂, He) [4]. Dans ce contexte, la recherche verse dans l'analyse de la configuration de l'écoulement en amont et en aval du décollement (zones de recirculation, point de réattachement, forme du disque de Mach, dégradation du film de refroidissement) [5] et tente parfois d'établir des critères spécifiques pour le décollement [6]. Dans la majorité des investigations numériques et expérimentales, les possibles variations des conditions thermodynamiques réservoir et de sortie n'étaient explorées que pour des situations transitoires (allumage, extinction). Aussi, les auteurs de ce papier notent l'absence de références récentes dédiées à la l'évaluation quantitative des effets du décollement pariétal sur le niveau de poussée en sortie de tuyères. Le présent travail représente une investigation numérique dédiée à la prédiction du phénomène de décollement libre dans une tuyère expérimentale surdétendue [7]. Le calcul du rapport de section correspondant au point de décollement, fait ressortir une relation corrélatrice entre le rapport de détente (NPR) et la fonction du profil de paroi du divergent. L'analyse prédit aussi, pour chaque NPR, la perte relative en coefficient de poussée par rapport au régime d'adaptation.

2. MODELISATION AEROTHERMOCHIMIQUE DE L'ECOULEMENT DANS LA TUYERE

En accord avec la méthodologie de la JANAF [8], les relations de performances idéales sont formulées en considérant l'écoulement dans la tuyère comme un gaz parfait, de chaleur spécifique constante se détendant de manière isentropique, par tranches. Le coefficient de poussée C_f représente l'apport de poussée assurée par le divergent par rapport à celle d'une tuyère simplement convergente. Cette quantité qui mesure l'efficacité de la détente et s'exprime comme [8]:

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \Gamma(\gamma) \sqrt{1 - (1/NPR)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} + \epsilon_e \frac{1 - P_\infty / P_e}{NPR} \quad (1)$$

où γ , P_∞ , P_e désignent respectivement le rapport isentropique du fluide qui traverse la tuyère, la pression statique ambiante (atmosphérique) et la pression au niveau de la section de sortie du divergent.

$\Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$ est une fonction thermodynamique et $NPR = P_{ch} / P_e$ représente le rapport de détente. Les

équations de Navier-Stokes sont moyennées au sens de Favre et résolues au sens des volumes finis par utilisation du solveur commercial Ansys-Fluent®. La turbulence est décrite via le modèle de Spalart-Allmaras [9] pour le transport de la viscosité turbulente et les flux convectifs sont exprimés par un schéma de type Roe [10].

3. MODELE GEOMETRIQUE ET POINT DE FONCTIONNEMENT

La tuyère considérée est une tuyère à contour idéal, utilisée par l'agence spatiale Allemande (DLR) à l'échelle de laboratoire pour caractériser les phénomènes de décollement (libres et restricts) et visualiser les ondes de choc (Fig.1).

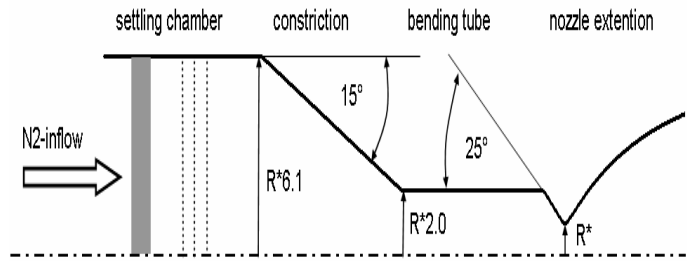


FIGURE 1. Image réelle de la tuyère DLR-TIC[7]

FIGURE 2. Modèle géométrique de la tuyère DLR-TIC

La tuyère véhicule un écoulement de gaz inerte (N_2) qui débouche sur une pression atmosphérique, avec des conditions réservoirs $P_{ch} = 25,25$ bars, $T_{ch} = 288$ K et une paroi de divergent refroidie par circulation d'air à $T_{div} = 270$ K [7]. En accord avec les données géométriques du constructeur (Fig.2), la tuyère présente les rapports de sections $\epsilon_{ch} = 4$ et $\epsilon_e = 14,01$ pour la chambre de combustion et la sortie du divergent, respectivement.

3. RESULTATS

Afin de ne pas perturber les conditions aux limites au niveau du plan d'éjection du divergent, un caisson $5D_e \times 10D_e$ est ajouté comme second domaine de calcul, dans lequel, une condition de Dirichlet est imposée pour la pression statique P_∞ . Une analyse de sensibilité du maillage (Fig.3a) sur la valeur de la contrainte pariétale, a permis de converger vers une grille structurée comprenant 40.000 (200×200) cellules.

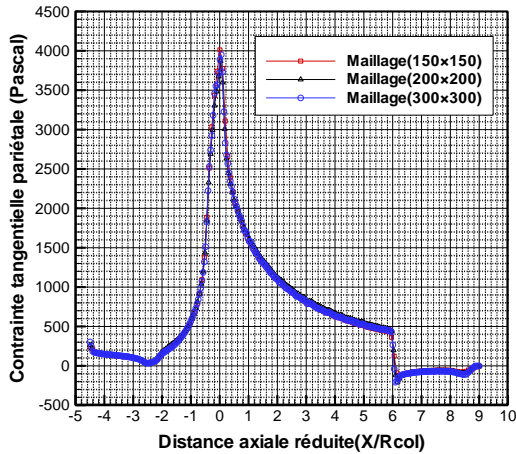


FIGURE 3a. Analyse de sensibilité des maillages.

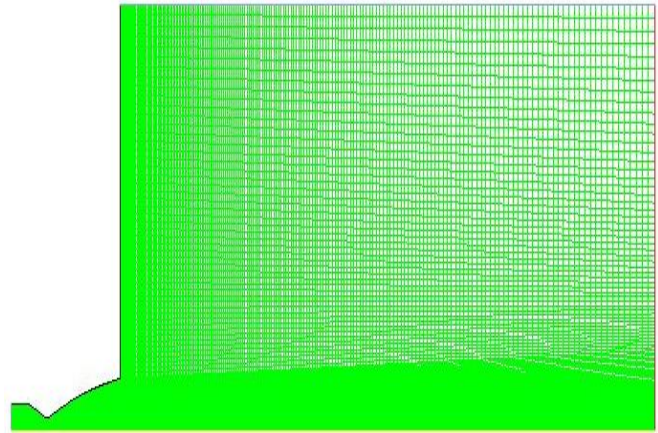


FIGURE 3b. Maillage créé pour le caisson et la tuyère.

La grille intérieure est construite sur la base d'une taille caractéristique $\Delta_{Cell} = 0,66$ mm initiale, qui se rétrécit en s'approchant de la paroi du divergent, alors que dans le caisson, une taille $\Delta_{Cell} = 6,5$ mm est utilisée, suivie d'un relâchement dans le sens axial, puis dans le sens radial (Fig.3b).

La figure 4 dresse le contour spatial du nombre de Mach dans le domaine de calcul. Il est tout à fait visible que pour le point de fonctionnement nominal (NPR =25,25), le décollement se localise à l'intérieur du divergent, alors que le disque de Mach se positionne à l'interface entre la sortie de la tuyère et le caisson.

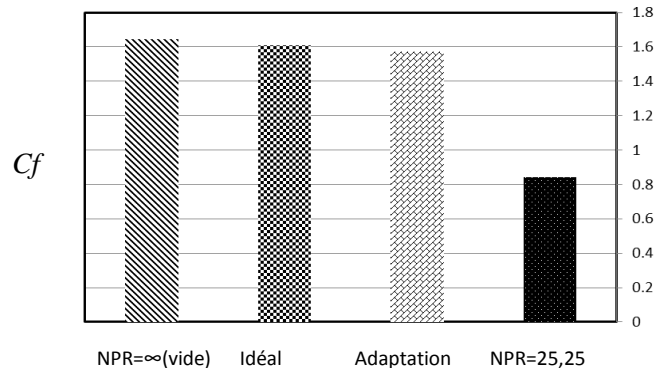
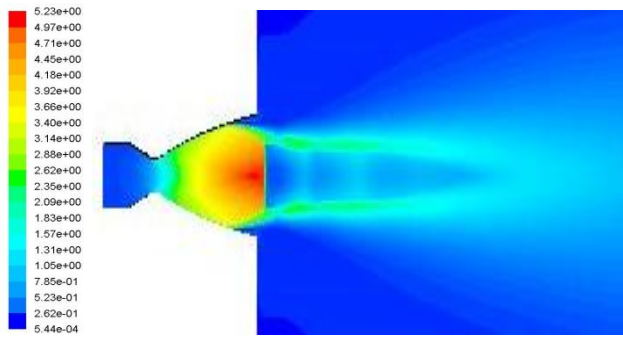


FIGURE 4. Contour spatial du nombre de Mach. FIGURE 5. Coefficient de poussée pour diverses conditions.

L'onde de choc, composée d'une partie oblique et d'une partie droite, est précédée d'une recompression qui altère le niveau de la poussée en sortie de tuyère et provoque une perte relative de 46 % sur le coefficient de poussée, par rapport à sa valeur en régime d'adaptation (Fig.5).

Pour le point de fonctionnement du banc d'essai, les calculs numériques paraissent assez proches des mesures, spécifiquement pour la pression statique pariétale (Fig.6a) où la position expérimentale du choc ($X_{choc} = +66,00$ mm) est reproduite avec une erreur relative inférieure à 0,4%. Le point de décollement est caractérisé par une contrainte pariétale nulle (Fig.6b), qui continue à diminuer en aval du choc pour devenir négative en raison de la recirculation de l'écoulement adjacent à la paroi.

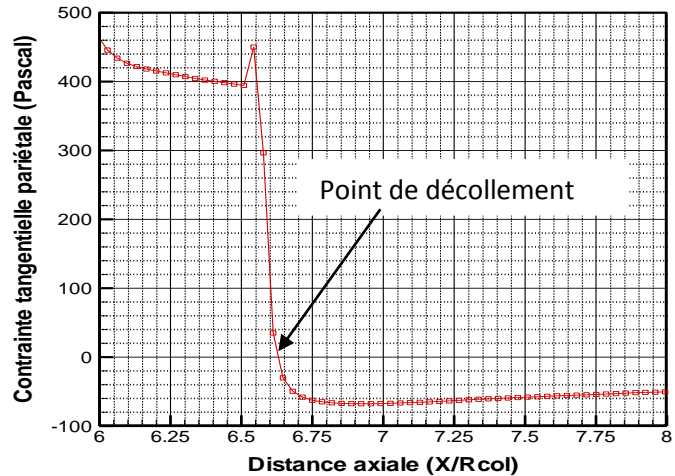
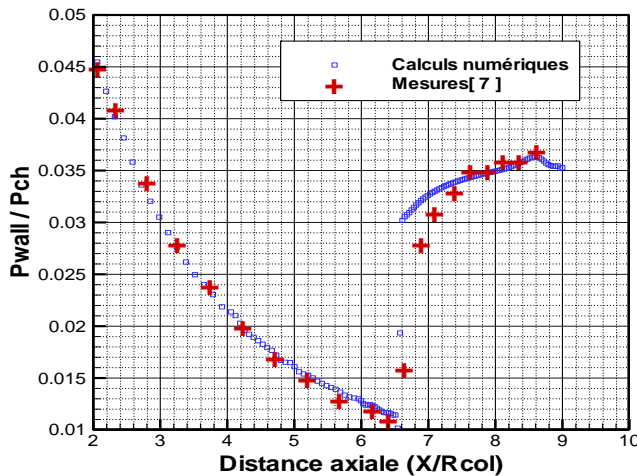


FIGURE 6a. Profil de la pression à la paroi (P_{wall} / P_{ch}). FIGURE 6b. Distribution de la contrainte pariétale (Pa).

Afin de caractériser la tuyère TIC-DLR en vue d'éventuelles utilisations avec des gaz brûlés issus de chambre de combustion, on propose de conduire une analyse paramétrique quant à l'influence du rapport de détente NPR sur la position du point de décollement. Ce dernier ne devrait en aucun cas s'approcher du col géométrique en raison des risques de désamorçage de la tuyère. Pour des valeurs du rapport de détente allant de $NPR = 25,25$ à $NPR = 5,00$, le choc se déplace dans le sens amont, en remontant le divergent (Fig.7).

Le choc passe du plan de d'éjection de la tuyère pour $NPR = 25,25$ à une position quasi-confondue avec le col géométrique lorsque le $NPR = 5,00$. Cette valeur constitue donc une limite de fonctionnement pour la chambre de combustion qui alimente la tuyère étudiée.

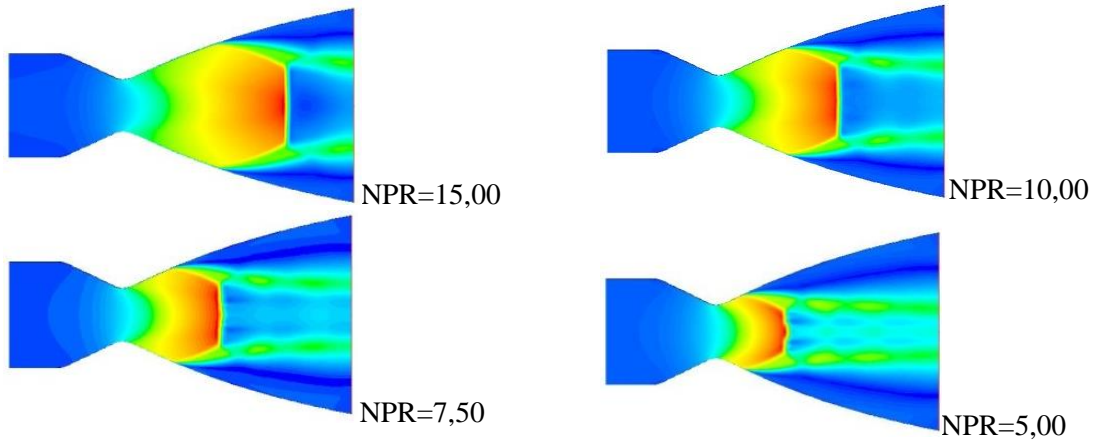


FIGURE 7. Localisation du choc pour différentes valeurs du NPR.

La tuyère TIC-DLR étant à géométrie axisymétrique, il serait plus pratique de localiser le point de décollement non pas par sa coordonnée axiale, mais plutôt par le rapport des sections $\epsilon_{choc} = A_{choc} / A_{th}$, qui est lié à la forme de profil du divergent. Pour les valeurs investies du rapport de détente (Fig.8), une interpolation au sens des moindres carrés permet d'exprimer la relation comme :

$$\epsilon_{choc} = a_0 + a_1.NPR + a_2.NPR^2 + a_3.NPR^3 \quad (2)$$

avec $a_0 = -1,4050$; $a_1 = 0,8972$; $a_2 = -0,0430$; $a_3 = 0,0010$, un ensemble de coefficients calculés en accord avec un résidu global inférieur à 10^{-4} .

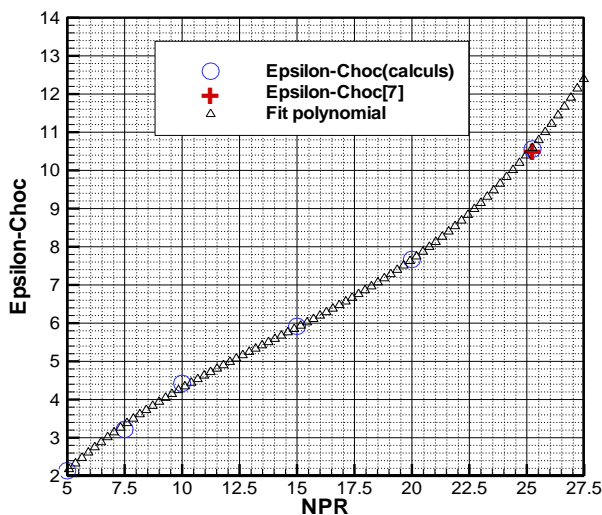


FIGURE .8 Lissage polynomial pour le positionnement du choc

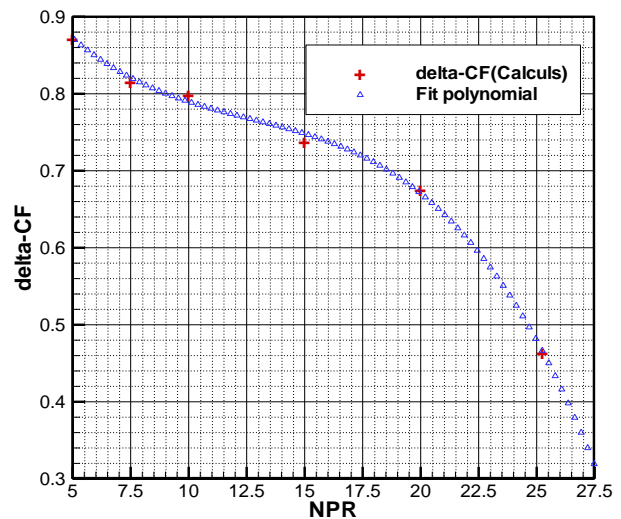


FIGURE .9 Lissage polynomial pour la perte de C_f

La perte relative en coefficient de poussée $(\Delta C_f) / C_f$ est rapportée au régime d'adaptation. La figure 9 montre que cette perte passe de 46% lors du point de fonctionnement expérimental ($NPR = 25,25$) à presque 88% pour le cas où le choc est quasi confondu avec le col géométrique. La même technique d'interpolation permet d'exprimer d'une façon analogue la perte relative en poussée comme :

$$(\Delta C_f) / C_f = b_0 + b_1.NPR + b_2.NPR^2 + b_3.NPR^3 \quad (3)$$

avec $b_0 = 1,0727$; $b_1 = -0,0570$; $b_2 = 0,0039$; $b_3 = -0,0001$, un ensemble de coefficients calculés en accord avec un résidu global inférieur à 10^{-4} .

4. CONCLUSIONS

Le présent travail s'intéressait à la prédiction numérique du décollement supersonique dans une tuyère TIC fonctionnant en régime de surdétente. Pour une géométrie fixée du divergent, une relation polynomiale a permis de relier le rapport de détente (NPR) à la position du point de décollement sur la paroi du divergent. Une variante de la forme polynomiale a été proposée pour quantifier les pertes de poussée dues à la remontée du choc à l'intérieur du divergent.

REFERENCES

- [1] J. Haggander , An efficient concept design process for the Vulcain2 thruster, *Technical Report of the Volvo-Aero Corporation*, 102, 2001.
- [2] Institute for Space propulsion, *Annual Status Report*, German Aerospace Center, 2011.
- [3] V. Zimijanovic, V. Lago, M. Sellam, and A. Chpoun, Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection, *Shock Waves*, 24 (1), 97-111, 2014.
- [4] C. Génin, R. Stark, O. Haidn, K. Quering and M. Frey, Experimental and numerical study of dual Bell nozzle flow, *Progress in Flight Physics*, 5, 363-376, 2013.
- [5] B. Sainte-Rose, N. Bertier, S. Deck and F. Dupoirieux, Numerical simulation and physical analysis of an overexpanded reactive gas flow in a planar nozzle, *Combustion and Flame*, 159, 2856-2871, 2012.
- [6] R. Stark and B. Wagner, Experimental study of boundary layer separation in truncated ideal contour nozzles, *Shock Waves*, 19 (3), 185-191, 2009
- [7] R. Stark and G. Hagemann, Current status of numerical flow prediction for separated nozzle flows, *Seconde Conférence Européenne sur l'Aérospatiale (EUCASS)*, 2007.
- [8] JANAF, Rocket engine performance prediction and evaluation, *CPIA Publication*, 246, 1975.
- [9] P.R. Spalart and S.R. Allmaras, A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, *Spatial Research Review*, 1, 5-21, 1994.
- [10] K. Masatsuka, *I Do Like CFD: Governing Equations and Exact Solutions*, 1st Edition, Vol.1, Cradle Publishing, 2009.