

ETUDE DE DEUX TYPES D'ENTRÉE D'AIR SUPERSONIQUES À COMPRESSION EXTERNE DES STATORÉACTEURS

Radhia KADJOUJ¹, Mahfoud KADJA²

¹ Laboratoire d'Energétique Appliquée et de Pollution (LEAP), Faculté des Sciences de la Technologie, Département de Génie Mécanique, Université des Frères Mentouri, Route d'Ain El. Bey, Constantine 25000, Algérie, aeroradhia@yahoo.fr.

²Laboratoire d'Energétique Appliquée et de Pollution(LEAP), Faculté des Sciences de la Technologie, Département de Génie Mécanique,Université des Frères Mentouri, Route d' Ain El. Bey, Constantine 25000, Algérie , kadja_mahfoud@yahoo.fr.

RÉSUMÉ

Les diffuseurs des entrées d'air des statoréacteurs constituent une partie essentielle du cycle du moteur. La compression est obtenue grâce à la pression dynamique, c'est à dire la pression créée par l'air s'engouffrant à grande vitesse dans l'entrée d'air.

Dans ce travail, les entrées supersoniques à compression externe ont été étudiées numériquement. Les études ont conduit au choix d'une entrée d'air bidimensionnelle à compression supersonique externe. Toutes les simulations numériques ont été effectuées avec le code de calcul FLUENT. Les équations de continuité, de Navier-stokes et d'énergie sont utilisées pour modéliser le problème physique. La discrétisation des équations du modèle mathématique est assurée par la méthode des volumes finis. Les résultats obtenus montrent que l'énergie cinétique se transforme en pression et élévation de température à l'entrée du diffuseur. A l'entrée de la chambre de combustion et sur toute la longueur de la partie d'écoulement il existe une pression maximale.

Mots Clés: *Ecoulements compressibles, Entrée d'air supersonique à compression externe, Equations d'Euler, Onde de choc, Simulation numérique.*

NOMENCLATURE

Symboles :

A surface d'un élément, m²
T température, K
P Pression, Nm⁻²
e energie interne
h enthalpie
M nombre de mach

r constante universelle des gaz, m²s⁻²k⁻¹

c_p chaleur spécifique à pression constant, m²s⁻²k⁻¹

c_v chaleur spécifique à volume constant, m²s⁻²k⁻¹

Lettres grecques :

ρ masse volumique, kgm⁻³

1. INTRODUCTION

Les Statoréacteurs sont des dispositifs très prometteurs pour les véhicules qui respirent l'air supersonique. Ces moteurs sont mécaniquement beaucoup plus simples que les turboréacteurs, alors qu'ils peuvent fonctionner plus efficacement à des vitesses supersoniques. Cependant, la conception de ces moteurs a rencontré quelques problèmes à mesure qu'ils sont censés couvrir des vols à différentes conditions de fonctionnement. Les

statoréacteurs sont constitués de (1) une entrée-diffuseur, (2) une chambre de combustion et (3) une tuyère d'échappement. Le processus de compression est effectué par l'orifice d'entrée-diffuseur, suivie de la chambre de combustion. Enfin, dans la tuyère d'échappement, l'énergie potentielle des gaz chauds et comprimés se transforme en énergie cinétique pour fournir la poussée nécessaire pour le moteur (Fig 1).

Une entrée d'air supersonique est souvent considérée l'un des éléments les plus importants dans le moteur aérobie. Le processus de compression combiné a lieu par l'intermédiaire de plusieurs ondes de choc générées par les surfaces de compression et le capot, et plus tard par les surfaces internes de compression de la lèvre de capot vers la partie intérieure de la face du moteur [1,2].

L'entrée supersonique est nécessaire pour fournir la bonne quantité et l'uniformité de l'air vers le moteur sur une plus large gamme de conditions de vol que l'entrée subsonique. Il y a eu quelques efforts numériques pour enquêter sur l'écoulement dans une entrée d'air supersonique. Newsome [4] a effectué des calculs numériques pour une entrée externe axisymétrique. Dailey [3] a mené des expériences sur un apport externe de compression axisymétrique avec un moteur intégré dans la conception.

Fisher et al. [5] a mené des expériences sur un apport externe de compression rectangulaire avec rampe variable. Actuellement, la méthode CFD est devenue populaire comme outil d'analyse aérodynamique (Ju et al [6]; Zhang et Bai [7]; Zhu et al [8]). Dans ce travail, les entrées supersoniques à compression externe ont été étudiées numériquement à l'aide du logiciel FLUENT. Les études ont conduit au choix d'une entrée d'air bidimensionnelle à compression supersonique externe.

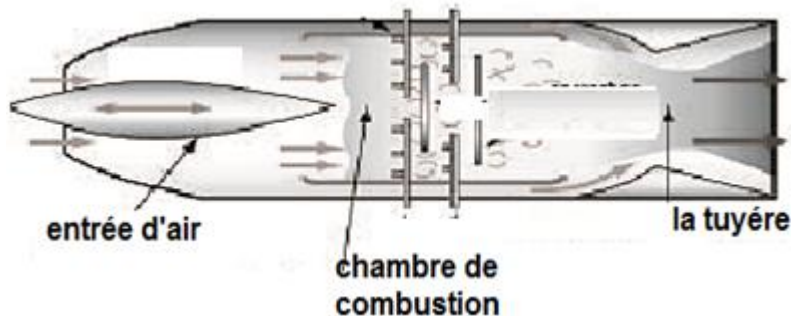


Figure1 : statoréacteur d'entrée d'air à compression externe.

2. MODELE MATHEMATIQUE

2.1. Hypothèses simplificatrices

- L'écoulement d'air se fait sans transfert de la chaleur. Il est supposé bidimensionnel.
- Fluide Newtonien.
- L'écoulement est compressible et en régime instationnaire.
- La dissipation visqueuse et les forces de gravité sont négligeables.

2.2. Equations de conservation de la quantité de mouvement et de conservation de la masse

L'équation de la conservation de la masse, les équations de quantité de mouvement dans les directions x et y et l'équation d'énergie peuvent être écrites comme suit:

$$\begin{pmatrix} \rho U \\ \rho U^2 + P \\ \rho U V \\ (E + P)U \end{pmatrix}_x + \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho U V \\ \rho V^2 + P \\ (E + P)V \end{pmatrix}_y = 0 \quad (1)$$

où ρ est la masse volumique, u et v sont les composantes de la vitesse dans les directions x et y , respectivement, E est l'énergie totale par unité de volume et p est la pression. L'énergie totale est la somme de l'énergie interne et de l'énergie cinétique.

$$E = \rho e + \frac{\rho}{2}(U^2 + V^2) \quad (2)$$

Les équations d'état d'un tel gaz sont :

$$\begin{cases} p = \rho r T \\ e = c_v T \\ h = e + p / \rho = c_p T \end{cases}$$

Où r désigne le rapport entre la constante universelle des gaz parfaits notée R et la masse molaire M du gaz considéré. Cet article ne considère que des écoulements d'air, pour lequel $r = \frac{R}{M} = 287.04 m^2 s^{-2} k^{-1}$.

2.3. Conditions aux limites

Les conditions aux limites du problème sont :

- Frontière ABC : pressure- farfield. La pression relative sur cette frontière est fixée à 101325 Pa. Le nombre de Mach fixé à 2. L'écoulement est parallèle à l'axe des x . La température est fixée à 300 K.
- Frontière GF, DHE : paroi. Les conditions de non glissement sont imposées ($U=V=0$) et la paroi est supposée adiabatique.
- Frontière AG : plan de symétrie. Les gradients normaux de toutes les variables (par rapport à y) sont nuls et la frontière est imperméable ($V=0$).
- Frontière CDEF : pressure-outlet .
- G : l'origine.

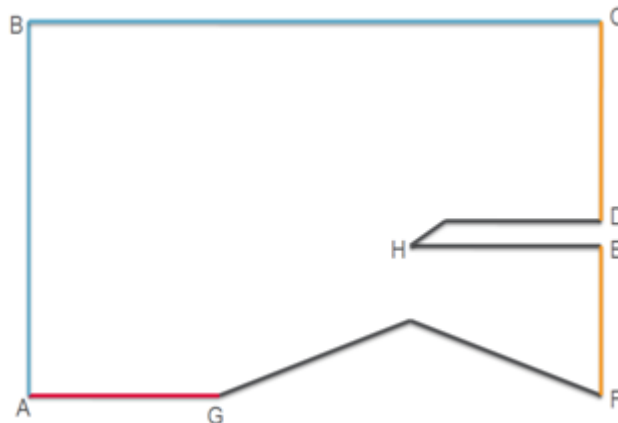


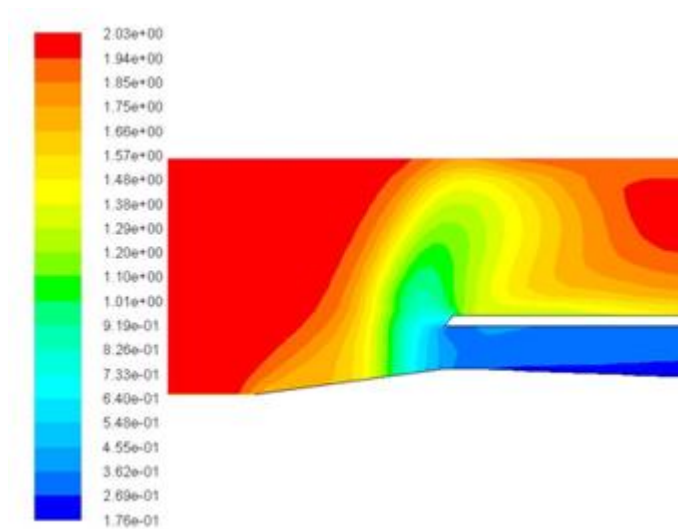
Figure 2 : Conditions aux limites.

2.4. Méthode numérique :

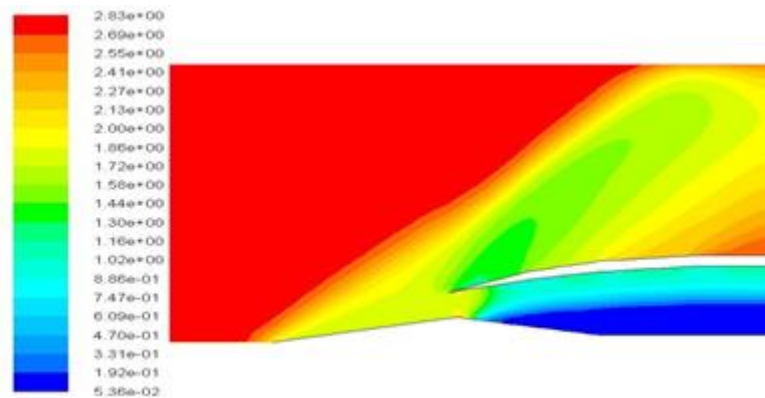
Le problème est bidimensionnel. La précision de calcul est assurée en choisissant l'option « DOUBLE PRECISION ». Puisque l'écoulement est compressible et afin d'avoir une bonne résolution dans la région du choc.

Les équations résolues par FLUENT dans ce cas sont celles qui correspondent à un écoulement « non visqueux », i.e. les équations d'Euler. Tous les termes visqueux dans les équations de Navier-Stokes sont négligés. Dans les écoulements compressibles, l'équation de l'énergie est couplée aux équations de continuité et quantité de mouvement, donc nous avons besoin de résoudre l'équation de l'énergie pour ce problème. Les termes convectifs ont été discrétisés utilisant un schéma amont de deuxième ordre (second order upwind).

3. RESULTATS

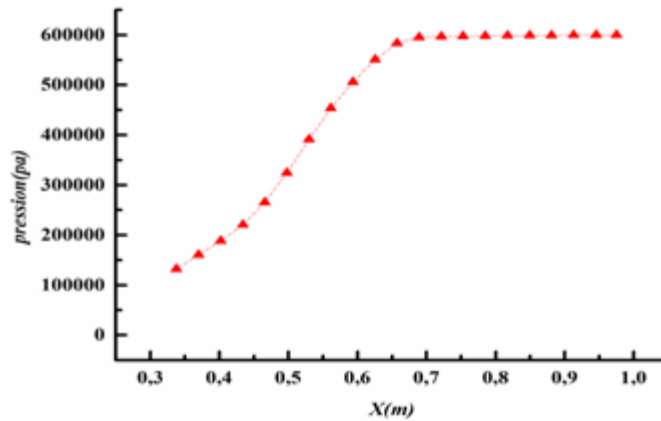


(a) entrée supersonique à compression externe avec simple capot.

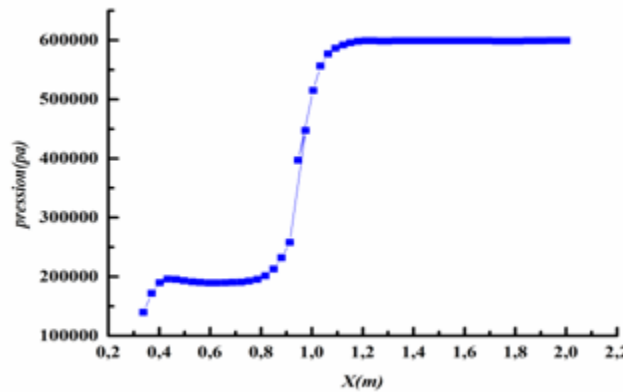


(b) entrée supersonique à compression externe avec capot à pointe.

Figure. 3 : contours du nombre de mach pour les deux types de capots



(a) Entrée supersonique à compression externe avec simple capot.



(b) Entrée supersonique à compression externe avec capot à pointe.

Figure. 4 : La variation de la pression statique en fonction de la distance pour les deux types de capots.

En utilisant les équations d'Euler pour un écoulement non visqueux, compressible, nous avons constaté qu'il s'agit d'un système à deux chocs à compression externe, sous les conditions de vol suivantes :

- Un nombre de Mach de 2
- Conditions atmosphériques : pression : 101325 Pa, température : 15°C.
- L'angle de la rampe : 11°.

Pour les cas critique et supercritique (conditions subsoniques à la sortie), une contre-pression P_0 a été imposée à la sortie du domaine de calcul. P_0 représente la pression dans la chambre de combustion et doit être suffisamment élevée pour assurer un écoulement subsonique à la sortie.

La figure 3 montre le contour du nombre de Mach. On peut constater la formation de deux chocs : un choc oblique initial au bord d'attaque de la rampe et un choc au bord de la capuche (capot) du statoréacteur. L'angle de la rampe est de 11° et la rampe est située à 0.2 loin de l'origine G. Le choc oblique a lieu à un angle de 40 degrés.

La figure 4 montre la variation de la pression en fonction de la distance pour l'écoulement complexe d'entrée supersonique à compression externe des statoréacteurs, pour deux types de capots. Les résultats montrent que la courbe d'augmentation de la pression n'est pas la même pour les deux types. Le capot à pointe étant caractérisé par une légère diminution de la pression sur une distance de 0,4 m avant son éventuelle augmentation via les ondes de choc.

4. CONCLUSIONS

Dans cet article, nous avons étudié, par simulation numérique, deux types de prises d'air bidimensionnelles à compression supersonique externe. Les calculs présentés sont réalisés avec un maillage 2D, en imposant une contre-pression uniforme au niveau de la section de sortie du domaine de calcul. Pour cette prise d'air supersonique la diminution de vitesse se fait en deux temps : de très supérieure à Mach1 ($M \gg 1$) à un peu supérieur à Mach1, à travers la première onde de choc(oblique), puis de un peu supérieure à Mach 1 ($M > 1$) à moins de Mach 1 ($M < 1$) à travers la deuxième onde de choc qui est l'onde de choc normale.

REFERENCES

- [1] E.L.Goldsmith and J.Seddon (Second Edition.), Intake Aerodynamics, Blackwell Science, 1999.
- [2]M. Akbarzadeh , M. J. Kermani, Numerical Computation of Supersonic-Subsonic Ramjet Inlets, International Conference on Mechanical Engineering , Paper 6065, 2007.
- [3]C.L. Dailey, Supersonic diffuser instability, Journal of the Aeronautical Sciences, 22,733–749, 1955.
- [4] R.W. Newsome, Numerical simulation of near-critical and unsteady, subcritical inlet flow, AIAA Journal, 22, 1375–1379, 1984.
- [5] S.A Fisher, C.M Neale, and A.J Brooks, On the sub-critical stability of variable ramp intakes at mach numbers around 2, ARC R. & M, 3711, National Gas Turbine Establishment, 1970.
- [6] Y. Ju, C. Zhou, and Z. Wang,Numerical Analysis on Flow Field of Supersonic Axisymmetric Double Cone-shaped Inlet, Journal of Nanjing University of Science and Technology,4 , 411–413,2005.
- [7] S. Y. Zhang, and Y. Z. Bai, Numerical simulation and analysis of 2-D supersonic Inlet, Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 3, 203–209, 2008.
- [8] Y. Zhu, T. Li, and C. Li, Applications of CFD in the design of supersonic Inlet, Aircr Des ,124,11–17 ,2002.
- [9] H. Francis, Clauser, Ramjet Diffusers at Supersonic Speeds, International journal of Jet Propulsion, 24, 79-84, 1954.
- [10]A. Ruhrmann , X. Zhang, Influence of Diffuser Angle on a Bluff Body in Ground Effect, International Journal of Fluids Engineering, 125, 1-7,2003.
- [11] W. G. E. LEWIS ,I. H. RETTIE. Design and development of an air intake for a supersonic transport aircraft, International Journal of Aircraft, 5, 513-521, 1968.
- [12] S. S. Gokhale, Venkat Ramana Kumar, Numerical computations of supersonic inlet flow, Int. J. Numer. Meth. Fluids, 36, 597–617,2001.
- [13] A.Kumar, D.J. Singh and C.Trexler, Numerical Study of the Effects of Reverse Sweep on Scramjet Inlet Performance. Int. J. of Propulsion and Power, 8, 714-719,1992.
- [14]White, Frank M (4th Ed .),Fluid Mechanics ,McGraw Hill, 1997.
- [15] Patankar S.V(1st ed),Numerical heat transfer and fluid flow , Hemisphere, New York, 1980.
- [16] Cengel,Y.A. and Boles, M.A.,(5th ed),Thermodynamics , An Engineering Approach, ,McGraw-Hill, 2006.