

Interaction Fluide-Structure dans le cas d'une Grille d'Aubes de Compression de Turbomachine : Influence des paramètres de fonctionnement et Stabilité

F. Brahim

Laboratoire d'Energétique Mécanique et Matériaux - Université de Tizi-Ouzou, Algérie.
Département Energétique, Faculté des Sciences de l'Ingénieur – Université de Boumerdès ; Algérie.

A. Ouibrahim

Laboratoire d'Energétique Mécanique et Matériaux - Université de Tizi-Ouzou, Algérie.

Résumé

Le présent travail constitue une itération de l'étude aéroélastique de l'écoulement interne dans les turbomachines. Le premier objectif principal visé est de contribuer à la compréhension et à la maîtrise de tels écoulements. Il est concrétisé par la détermination des caractéristiques aérodynamiques (coefficients de traînée, de portance et distribution du coefficient de pression) qui représentent les efforts exercés sur le profil en relation avec la cinématique et la dynamique de cet écoulement en considérant les nombres de Mach et de Reynolds. Un des problèmes les plus importants que doit traiter l'ingénieur étant de concevoir des structures résistant aux efforts auxquels elles sont soumises, cette étude se présente, en second objectif, comme un moyen rapide de prédiction des efforts appliqués par le fluide sur la structure (profil d'aube), prélude à l'étude de l'interaction fluide-structure en mouvement, d'un grand intérêt pratique. Dans un tel couplage, un fluide en écoulement et une structure vibrante, des instabilités sont possibles ; leur amplitude pouvant par ailleurs atteindre des niveaux dangereux. Ce couplage peut alors induire des instabilités vibratoires qui vont générer des efforts aérodynamiques importants pouvant conduire très rapidement à la ruine des structures. De ce fait, nous sommes intéressés au flottement de la structure ainsi qu'au problème de la stabilité du couplage en considérant les déplacements de la structure à travers son centre de gravité et l'évolution du travail aérodynamique en relation avec les conditions de fonctionnement. La modélisation numérique d'un tel couplage repose pour l'écoulement sur les équations de Navier-Stokes bidimensionnelles en fluide compressible associées au modèle de turbulence de Spallart Allmaras à une équation pour la fermeture.

Mots Clés : Aérodynamique, Interaction Fluide-Structure, Instabilités, Profil, Turbomachine

Abstract

The present work constitutes an iteration of the aeroelastic study of the internal flow occurring in turbomachines. As a preliminary step, the first main objective assigned is to contribute to the understanding and the control of such flows. This objective is reached by determining the aerodynamic characteristics such as the pressure coefficient distribution, and the drag and lift coefficients which represent the exerted efforts on the profile in relation with the kinematic as well as the dynamic of the flow by considering the Mach and the Reynolds numbers. One of the most important problems that the engineer has to deal being to conceive structures resisting to efforts to which they are submitted, this study, as a second step, constitutes a fast way to predict efforts applied by the fluid on the structure (paddle profile), prelude to the study of the fluid-structure interaction which is of a great practical interest. In such a flow configuration, instabilities are possible. They can often lead to dangerous levels of instabilities. Thus, such a coupling between a fluid-flowing and a structure vibrating may then induce vibratory instabilities who will generate important aerodynamic efforts which can quickly lead structures falling into ruins. We are then involved in the structure wobble and in the problem of the coupling stability by considering the displacements of the structure through its gravity centre and the evolution of the aerodynamic work in relation with the running conditions. The numerical modelization of these overall fluid-

structure interactions is treated, for the flow, by the bidimensional Navier-Stokes equations for compressible fluids together with the Spallart-Allmaras turbulence model at a single equation for closing the equations system.

Key words : Aerodynamic, Fluid-Structure Interaction, Instabilities, Profile, Turbomachine.

1. INTRODUCTION

Au cours des dernières années, le développement des moyens informatiques accompagnés par la réduction des temps de calcul et des coûts, ont permis de mieux connaître la structure fine des écoulements dans les turbomachines, d'approcher de façon plus approfondie les processus physiques qui gouvernent leur fonctionnement et d'analyser, avec une précision accrue, les phénomènes internes. A cela, il faut faire remarquer que la puissance actuelle des calculateurs ne permet pas encore de réaliser, à faible coût, des simulations instationnaires pour plusieurs étages d'une turbomachine. De ce fait, les simulations stationnaires multiétages sont largement utilisées dans un contexte industriel. Néanmoins, plusieurs travaux de recherche ont montré que les simulations stationnaires ne permettaient pas d'obtenir de résultats proches de ceux obtenus par la moyenne temporelle d'une simulation instationnaire [1]. D'une manière générale les phénomènes aéroélastiques dans les turbomachines peuvent être divisés en deux types : ceux qui sont dus à la nature oscillatoire des écoulements et ceux qui résultent de couplages entre l'écoulement et le mouvement vibratoire des aubes. Les premiers sont de type "oscillations forcées"; les forces qui les provoquent sont entièrement indépendantes du mouvement des aubes et elles existent au sein même du fluide : turbulence, excitations à des fréquences multiples de la vitesse de rotation, décollement tournant, etc.. Les seconds, sont dus à des forces, agissant sur les aubes, et qui sont provoquées par leur propre mouvement (forces couplées). Elles sont caractérisées par l'absence de source d'excitation extérieure et par des fréquences de vibration proches des fréquences propres de la structure c'est le phénomène de flottement.

La solution idéale est la résolution des équations de Navier-Stokes tenant compte du caractère tridimensionnel, instationnaire et visqueux de l'écoulement. Cependant, cette modélisation est mal adaptée au stade du dimensionnement d'une machine, le souci de la majorité des constructeurs de turbomachines est de disposer d'outils de conception et d'analyse rapide suffisamment précis. Ces outils doivent donc opérer avec des modèles moins sophistiqués en décomposant l'écoulement tridimensionnel en deux écoulements bidimensionnels, permettant à la fois une précision suffisante et une réduction importante des délais de calcul et des coûts de développement [2]. La compréhension et la maîtrise des phénomènes surtout instationnaires, inévitablement présents dans les turbomachines, est l'un des points clés de l'amélioration de leurs performances.

Un autre souci majeur relatif au couplage fluide-structure est le calcul des forces fluides agissant sur une structure rigide ou déformable. La majorité des essais numériques consistent à utiliser deux codes différents pour résoudre séparément la pression du fluide des déplacements de la structure. Dans ce travail, le fluide étant visqueux et compressible, on résout les équations de Navier-Stokes en régime instationnaire à l'aide du logiciel Fluent, alors que dans le milieu solide, une UDF (user define function) a été introduite dans le logiciel pour résoudre l'équation de déplacement du solide pour des mouvements rigides. Pour effectuer un calcul couplé, on fait communiquer les deux milieux à travers les surfaces communes. Dans le couplage aéroélastique, le fluide transmet les efforts au solide et reçoit un déplacement de la part de celui-ci. Ceci s'effectue à chaque pas de temps pour atteindre, après un certain nombre d'échanges successifs, un état stationnaire dans lequel le système et les quantités échangées n'évoluent plus.

Les simulations numériques instationnaires se placent donc comme un outil prometteur pour la conception de turbomachines performantes. [3] Le problème majeur étant de concevoir des structures qui résistent aux efforts développés par le fluide sur ces structures, il importe donc de bien connaître

les contraintes de pression et visqueuses sur les éléments de la structure. La réponse aéroélastique, qui se caractérise par un couplage des propriétés dynamiques et aérodynamiques de la structure nécessite plusieurs méthodes d'analyse [4]. Cependant, compte tenu de la complexité de leur comportement dynamique et de la richesse des excitations possibles, il est constaté que les aubes de turbomachines subissent encore des ruptures non prévues, avec des conséquences considérables en termes de coût de réparation et surtout de perte d'exploitation [5]. Il est donc très important de pouvoir prévoir l'apparition des phénomènes vibratoires à un stade avancé de la conception et ainsi d'éviter un processus long et coûteux d'essais et de modification de profils. La notion de reproductibilité et la capacité à tester de nombreux paramètres sont des avantages qui font de la simulation numérique un outil adaptable et performant dans le cadre de l'étude de ces phénomènes [6]. On considère pour cette étude deux profils : le NACA 65 -10%, dissymétrique, et le NACA0012, symétrique, [7].

2. FORMULATION MATHÉMATIQUE

2.1 Pour le fluide

La formulation mathématique ici utilisée, basée sur les équations de Navier-Stokes bidimensionnelles, est présentée en détail dans [8]. Pour rappel, elle correspond au système d'équations suivantes:

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho \vec{V} \\ \rho e \end{pmatrix} + \vec{\nabla} \cdot \begin{pmatrix} \rho \vec{V} \\ \rho \vec{V} \otimes \vec{V} + p \vec{I} - \vec{\tau} \\ \rho \vec{V} H - \vec{\tau} \vec{V} - \vec{k} \cdot \vec{\nabla} T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \rho \vec{f}_e + \rho \vec{f}_{cor} + \rho \vec{f}_{cen} \\ Wf + qH \end{pmatrix} \quad (1)$$

avec :

$$\vec{\nabla} = \begin{Bmatrix} u \\ v \end{Bmatrix}, \quad \vec{f}_{cor} = -2(\vec{\omega} \times \vec{V}), \quad \vec{f}_{cent} = \omega^2 \vec{R} \quad \text{et} \quad |\vec{R}| = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (2)$$

Dans un tel schéma, les équations discrétisées assurent une meilleure précision de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie [9].

En raison de la compressibilité du fluide, ces équations sont complétées par la loi d'état du fluide, soit :

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (3)$$

La connaissance des différents coefficients aérodynamiques ; de pression (C_p), de traînée (C_x), de portance (C_z) et résultant (C_r) associé à $|\vec{F}|$, permettent d'obtenir la résultante \vec{F} des efforts globaux s'exerçant sur le profil et ses composantes de traînée F_x et de portance F_z . Explicités dans [X], ils ont pour expression :

$$C_p = \frac{p - p_{réf}}{\frac{1}{2} \rho U_{réf}^2}, \quad C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho U_{réf}^2 c}, \quad C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho U_{réf}^2 c}, \quad C_r = \sqrt{C_x^2 + C_z^2} \quad (4)$$

Les équations sont discrétisées sur un maillage triangulaire non structuré utilisant la méthode des volumes finis. Le maillage est uniforme loin de la structure et il est raffiné près de la paroi dans la direction circonférentielle. Dans la direction axiale le maillage en amont et en aval est allongé pour

dissiper les ondes sortantes. Trois conditions aux limites sont imposées à l'amont : elles concernent le nombre de Mach, l'angle d'incidence et la pression statique.

2.2 Pour le Couplage Fluide-Structure : Système Aéroélastique

Les équations du système aéroélastique sont exprimées sous la forme d'un système dynamique du premier ordre :

$$\begin{cases} \dot{\bar{X}}(t) = \bar{f}(X, t) = \bar{A} \cdot \bar{X}(t) + \bar{B}(t), t \geq 0 \\ \bar{X}(0) = \bar{X}_0 \end{cases} \quad (5)$$

$\bar{X}(t)$ est le vecteur des déplacements et des dérivées temporelles associées à chaque degré de liberté, \bar{A} la matrice associée à la structure et $\bar{B}(t)$ le second membre associé aux forces aérodynamiques ; ils ont pour composantes:

$$\bar{X}(t) = \begin{pmatrix} q(t) \\ \dot{q}(t) \end{pmatrix} \quad \bar{A} = \begin{pmatrix} 0 & \bar{I} \\ -\bar{M}^{-1}\bar{K} & 0 \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad \bar{B}(t) = \begin{pmatrix} 0 \\ \bar{M}^{-1}\bar{F}(t) \end{pmatrix}, \quad \bar{M} \text{ et } \bar{K} \text{ sont respectivement la matrice de}$$

masse et de raideur de la structure supposée linéaire (matrice de raideur K linéaire), \bar{I} matrice identité et $\bar{F}(t)$ le vecteur des forces aérodynamiques s'appliquant sur chaque degré de liberté. $\bar{F}(t)$ est non linéaire. La seule non linéarité du système est ainsi induite par le terme $\bar{F}(t)$ des forces aérodynamiques. Pour un système aéroélastique à deux degrés de liberté le vecteur déplacement \bar{q} s'écrit : $\bar{q} = (\alpha, h)^t$; α la rotation en tangage et h le déplacement vertical.

Le calcul de remise à jour de la structure est effectué à raison de chaque pas de calcul fluide.

3 RESULTATS ET ANALYSE

3.1. Action du Fluide sur la Structure – Influence des Paramètres de Fonctionnement sur les Coefficients Aérodynamiques

3.1.1 Influence de l'Angle d'Incidence

Le profil NACA0012 est placé dans l'écoulement avec un angle de calage nul [8] et le profil NACA65-10% avec un angle de 45. Les cordes des deux profils sont de 1 mètre. On retiendra essentiellement pour les résultats de la simulation numérique avec Fluent (Figures. 1 et 2), reportés plus en détail da [X] : a) une portance nulle à -16° pour le NACA65-10% et à 0° pour le NACA0012; en accord avec les essais en soufflerie et les comparaisons entre profils symétriques et dissymétriques [10] ; b) le C_x du profil symétrique est nettement inférieur à celui du profil dissymétrique.

3.1.2 Influence du taux de pression et du Nombre de Mach

Concernant ces deux paramètres, les résultats obtenus [8] mettent substantiellement en évidence (Figures 3a et 3b) que C_z et C_x sont respectivement des fonctions quasi linéaires, à faible pente, croissante et décroissante du taux de pression ; en notant par ailleurs le faible intervalle de variation du taux de pression, alors que C_z et C_x sont respectivement des fonctions quasi linéaires, à faible pente, décroissante et croissante du nombre de Mach M plus abrupte à partir de $M \approx 0,8$ indiquant ainsi une

transition . cette valeur de M correspond pour C_z à un Mach critique (pour le NACA65-10%) et pour C_x au Mach de divergence de la traînée.

3.1.3 Distribution du coefficient de pression

Pour un écoulement instationnaire autour du NACA0012 et avec un nombre de Mach de 0,8 et une incidence de $1,25^\circ$, la distribution du coefficient de pression obtenue par notre méthode (Figure 4a) est en accord avec celle de [12] (Figure4b). On notera une forte onde de choc sur l'extrados du profil à 65% environ de la corde.

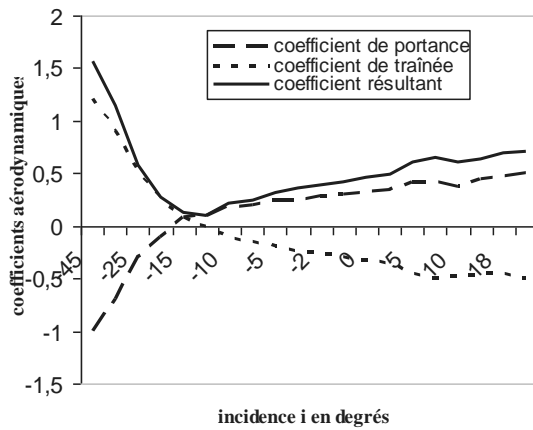


Figure 1

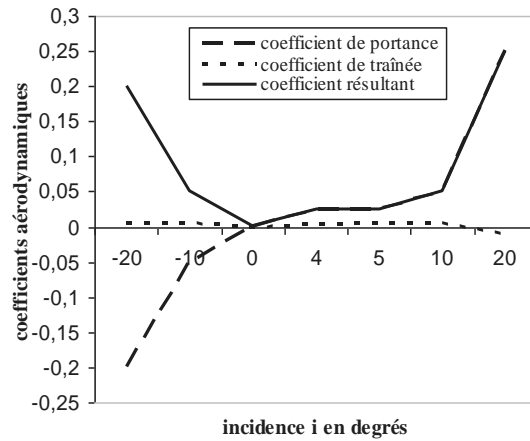
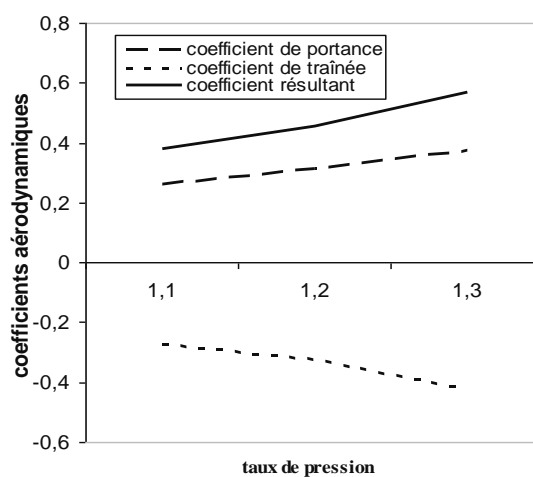


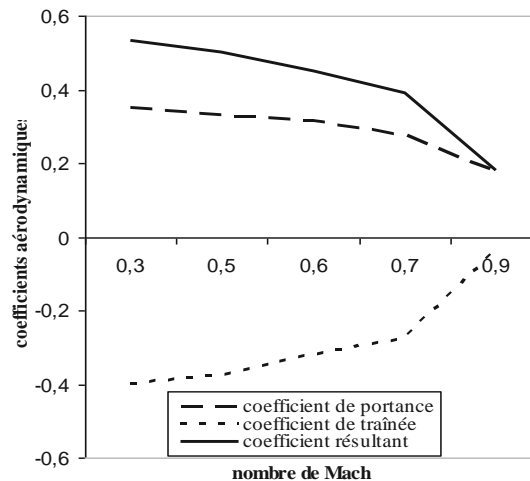
Figure 2

Figure. 1 : Variation des Coefficients Aérodynamiques en fonction de l'incidence pour le NACA65-10%

Figure. 2 : Variation des Coefficients Aérodynamiques en fonction de l'incidence pour le NACA0012



(a)



(b)

Figure 3 : Variation des Coefficients Aérodynamiques du profil NACA65-10% en fonction : (a) du taux de pression et, (b) du nombre de Mach

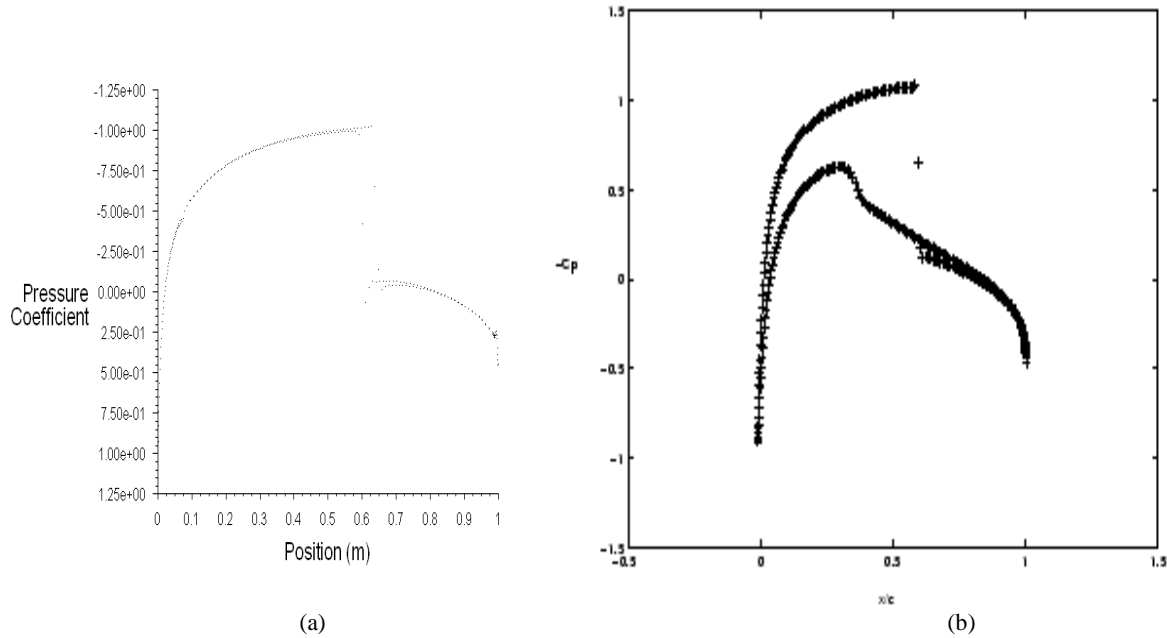


Figure 4 : Distribution du Coefficient de Pression : NACA0012, $M = 0.8$, $i = 1.25^\circ$; (a) : présente méthode ; (b) : référence [12].

Méthode	C_x	C_z
Suivant [11]	0.0241	0.3186
Suivant [12]	0.0261	0.3349
Présente Méthode	0.0230	0.3340

Tableau 1 : Comparaison des Coefficients C_x et C_z calculés pour le NACA 0012 ($M = 0.8$ et $i = 1.25^\circ$)

Ce tableau de comparaison indique que les valeurs calculées par notre méthode sont proches pour C_x avec celle de la référence [11] tandis que pour C_z , elle est plutôt proche de celle de la référence [12]. Nous avons fait une deuxième validation des méthodes numériques utilisées par le logiciel, en s'intéressant toujours au profil NACA0012, un profil conventionnel largement utilisé, pour un nombre de Mach de 0,775 et une incidence de $0,0116^\circ$. Les résultats ainsi obtenus pour la distribution du coefficient de pression sont là aussi en accord avec ceux obtenus par ailleurs [13].

3.1.4 Influence de la Vitesse de Rotation

Pour un profil NACA0012 placé dans l'écoulement avec un angle d'incidence nul on constate (Figure 5) que la portance s'annule quand l'aube est fixe ($\omega = 0$ cas du stator) ; alors qu'elle prend des valeurs négatives croissantes quand l'aube est en rotation ($\omega \neq 0$ cas du rotor). Le coefficient de traînée par contre reste insensible aux variations de ω . Pour mettre en évidence l'influence de la vitesse de rotation de l'arbre du compresseur sur les efforts aérodynamiques on s'est attaché à décrire l'évolution de ces efforts pour des valeurs différentes de certains paramètres tel que l'angle d'incidence et le nombre de Mach en amont, pour les cas $\omega = 0$ (stator) et $\omega \neq 0$ (rotor). Les simulations ont été réalisées cette fois ci avec le NACA65-10% très utilisé en turbomachines.

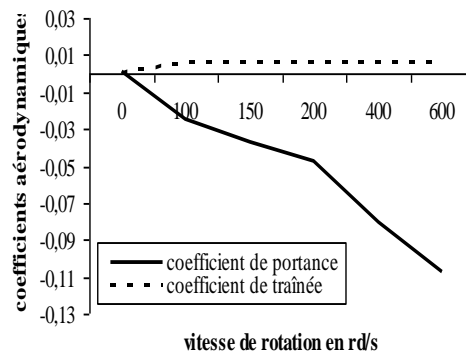


Figure. 5: Variation des Coefficients Aérodynamiques, profil NACA 0012, en fonction de la vitesse de rotation ω de l'aube

Les résultats trouvés (Figure 6a) montrent que pour des angles d'incidence faibles allant jusqu'à 10° , le C_z pour l'aube en rotation est relativement inférieur à celui de l'aube fixe. Pour des angles d'incidence entre 10 et 20° , les valeurs de C_z correspondant à $\omega = 0$ et $\omega \neq 0$ se rapprochent pour se confondre pour des incidences supérieures à 15° . Le C_x obéit à la même variation que celle du C_z mais avec des valeurs négatives. Ceci montre que pour une certaine plage de variation de l'angle d'incidence, l'effet centrifuge contribue à réduire l'effort appliqué sur l'aube.

La figure 6b montre que les coefficients C_z et C_x sont aussi influencés par la variation du nombre de Mach amont M . Pour M allant de $0,3$ à $0,9$, correspondant respectivement à des écoulements subsoniques et transsoniques, le coefficient C_z diminue lentement jusqu'à M avoisinant $0,7$ puis décroît plus substantiellement. Le coefficient C_x exhibe un même type d'évolution, mais en augmentant par contre, jusqu'à une même valeur $0,7$ de M qui marque un changement dans le taux de variation. On constate là aussi l'effet de ω qui se manifeste là aussi par une réduction des coefficients de portance et de traînée. L'aube en rotation subit donc une portance et une traînée plus faibles que celles subies par une aube fixe

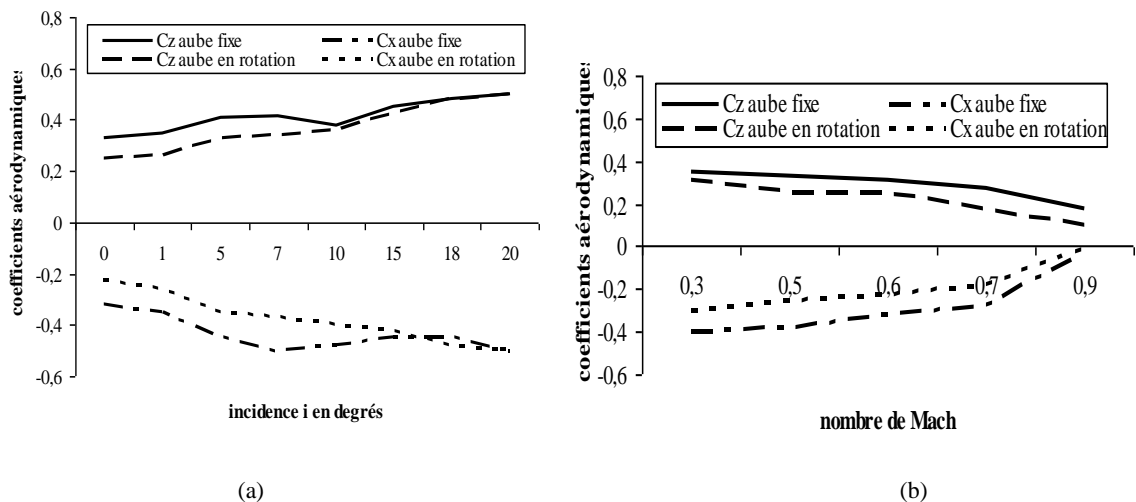


Figure. 6 : Variation des coefficients aérodynamiques, pour le NACA65-10%, en fonction : (a) de l'incidence (b) du nombre de Mach ; aube fixe et aube en rotation

4. INTERACTION FLUIDE-STRUCTURE

Les différents régimes de fonctionnement des compresseurs peuvent faire apparaître des phénomènes complexes faisant intervenir à la fois l'aérodynamique et la structure du système. Les roues des compresseurs possèdent des aubes de grand allongement; cette caractéristique rend ces aubes particulièrement sensibles aux charges aérodynamiques résultant de l'écoulement d'air qui les contourne. Sous cet effet, ces ailes se déforment et modifient, en retour, l'écoulement. Le couplage qui s'instaure ainsi peut aboutir soit à un équilibre statique où l'aile prend une forme constante dans le temps, soit à un équilibre dynamique avec apparition de cycles limites où l'aube subit une déformation périodique, soit enfin à la divergence de la structure entraînant un endommagement important de l'aube. L'ensemble de ces phénomènes de couplage entre le fluide et la structure donne lieu à de nombreuses études dont les enjeux et les méthodes de simulations associés diffèrent fortement selon que l'on s'intéresse à l'aéroélasticité statique, à l'aéroélasticité dynamique avec apparition d'oscillation de cycles limite ou au phénomène divergent de flottement transsonique, selon que l'on se place dans le domaine temporel ou dans le domaine fréquentiel, selon que le type d'application est un aéronef à voilure fixe (avion, missile. . .), une turbomachine ou un aéronef à voilure tournante (hélicoptère). Nous nous intéressons ici à un problème d'aéroélasticité dynamique avec pour but la possibilité d'exploiter les phénomènes aéroélastiques en vue d'améliorer les performances des turbomachines.

Les cas étudiés traitent de l'interaction fluide structure présente au sein des aubes d'un compresseur axial. La configuration ici étudiée dans cette partie est le profil d'aile dissymétrique NACA65-10% représentant une section d'aube tridimensionnelle. La géométrie retenue est traitée pour un cas bidimensionnel. L'élément structurel correspondant étant l'élément poutre. Le centre de gravité de l'élément poutre modélisé possède 3 degrés de liberté q (h_1, h_2, θ) respectivement les composantes de déplacement horizontal et vertical et l'angle de rotation par rapport à la normale initial de l'élément. La configuration étudiée numériquement est constituée de deux canaux d'aubes d'une roue de compresseur axial sur un domaine étendu (Figure 8).

Le matériau choisi a pour caractéristiques mécaniques : masse volumique $\rho = 7800 \text{ kg/m}^3$; module d'Young $E = 2.10^{11} \text{ N.m}^{-2}$ et module de Poisson $G = 8.10^{10} \text{ N.m}^{-2}$.

Afin d'évaluer le plus simplement possible l'influence des sollicitations aérodynamiques sur la réponse temporelle de la structure, l'équation (5) est résolue numériquement en effectuant un calcul pas à pas. Le système dépendant de nombreux paramètres qui ne peuvent pas être facilement pris en compte à ce stade de l'étude nous ne présentons ici que l'analyse relative à l'angle d'incidence.

4.1 Effet de l'Incidence

Dans cette partie les calculs ont considéré un écoulement sans mouvement de la structure, par contre dans cette partie la structure a été perturbée, le couplage a débuté et les déplacements du profil ont été enregistrés puis analysés. On souhaite être en mesure d'une part de prédire la réponse vibratoire du profil, ce qui permettrait d'accéder par le calcul aux niveaux de contraintes dynamiques, et d'autre part de prévoir d'éventuelles plages de fonctionnement instables. La figure 7 donne un exemple de signaux enregistrés pendant le couplage. Il s'agit ici du déplacement adimensionné du centre de gravité de la structure pour différents angles d'incidence ($0^\circ, 10^\circ$ et 20°). On peut noter que le comportement de ces déplacements est très proche d'une courbe sinusoïdale. L'analyse des résultats montre que les caractéristiques du matériau ont astreint la structure à de faibles déplacements et elle présente ainsi un comportement linéaire. L'amplitude du déplacement varie linéairement avec l'incidence et elle reste toujours faible par rapport à l'épaisseur du profil. Le déplacement structural est présenté en fonction du temps, le pas de temps pour la structure est de 10^{-4} le système est physiquement stable. Cependant quand on utilise un pas de temps plus grand le schéma global devient instable.

Sur la même figure, il est possible d'observer que dans les conditions de fonctionnement correspondant à un régime amont subsonique ($M = 0.6$) l'amplitude ne s'amplifie pas mais apparaît le phénomène de cycles limites qui sont des oscillations harmoniques et entretenues, elles sont provoquées par des non linéarités de modèles qui peuvent être d'origines variées. Dans ce cas, les non linéarités donnant naissance à ces cycles limites sont toujours d'origine aérodynamique et sont induites par les effets visqueux et l'apparition d'ondes de choc durant l'oscillation du profil. Les effets induits par le mouvement de la géométrie combinés à un angle d'incidence élevé font que l'écoulement devient localement transsonique durant une partie du cycle d'oscillation du profil. La figure 8 illustre le champ de pression obtenu pour un angle d'incidence i de 20° : une onde de choc au niveau de l'extrados est bien visible au $1/2$ de la corde.

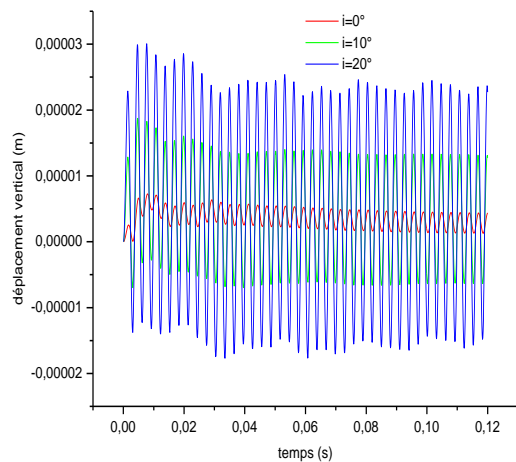


Figure 7

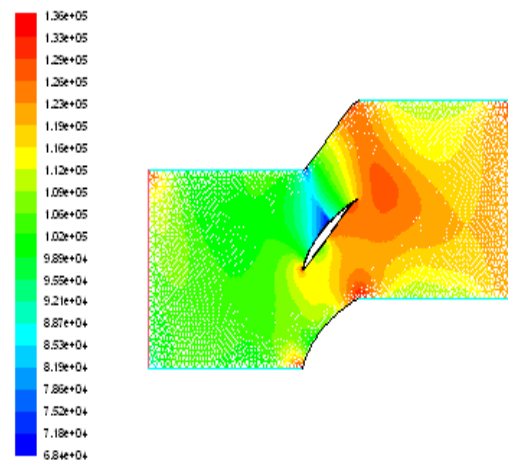


Figure 8

Figure 7 : Historique du déplacement vertical du centre de gravité pour différents angles d'incidence à $M = 0.6$

Figure 8 : Contours de Pression pour $M = 0.6$ et $i = 20^\circ$

En fait, ces oscillations entretenues sont de faible amplitude. Néanmoins, elles contribuent à la fatigue de la structure et peuvent ainsi provoquer une ruine à long terme. La réponse aérodynamique instationnaire de l'aube à la vibration dépendant des paramètres de fonctionnement (le nombre de Mach à l'amont, l'angle d'incidence et le taux de pression), on a ainsi tracé des graphiques donnant les composantes, portance et traînée (C_z et C_x) du profil en fonction de l'incidence. Les figures 9a et 9b montrent les évolutions des coefficients aérodynamiques globaux à convergence des calculs. Le coefficient de portance a un comportement linéaire pour des angles compris entre -5° et $+5^\circ$. L'apparition d'un choc sur le profil pour des angles d'incidence supérieurs induit un comportement non linéaire de ce coefficient. L'écoulement autour d'un profil variant avec l'angle d'attaque, il est évident que la répartition des pressions le long du profil ainsi que la portance et la traînée varient en grandeur et en position. Il apparaît clairement que le mouvement des aubes a un effet considérable sur l'amplitude de l'effort appliqué par le fluide sur le profil ceci est bien apparent sur les figures 9a et 9b surtout pour des angles d'incidence importants. L'incidence a été limitée ici à 20° à cause des instabilités numériques générées qui ont conduit à une divergence des calculs.

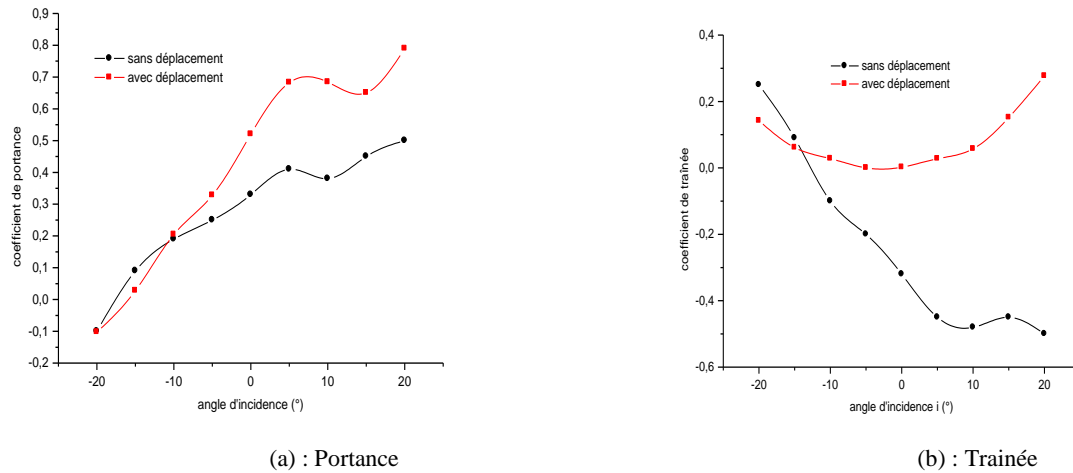


Figure 9: Comparaison des efforts aérodynamiques avec et sans interaction fluide-structure

4.2 Stabilité du Profil

Dans cette étape, l'analyse de stabilité proposée ne s'intéresse qu'à la réponse du fluide aux vibrations des aubes. Cette réponse de l'écoulement conduit selon le cas et par cycle de vibration à un travail moteur ou à un travail résistant sur l'aube (amortissement aérodynamique négatif ou positif) le travail aérodynamique est défini comme étant le travail des efforts aérodynamiques instationnaires accompli au cours d'un cycle de vibration. C'est donc en fonction du signe de ce travail qu'on peut juger de la stabilité de l'aube c'est-à-dire que quand il est négatif le mouvement de l'aube est amplifié, dans le cas contraire le mouvement est amorti. Le travail des efforts de pression induits par le déplacement de la paroi est donné par la relation suivante :

$$W = -\int_0^L p(s)\vec{u}(s)\cdot\vec{n}ds \quad (6)$$

où p , \vec{u} : et \vec{n} désignent respectivement la pression, le vecteur déplacement et la normale extérieure. Sur la figure 10, courbe de l'énergie acquise par la structure au cours du temps, nous pouvons remarquer que pour des angles d'incidence négatifs la courbe a un comportement stable ($-20^\circ \leq i \leq -10^\circ$). De $i = -5^\circ$ à $i = 0^\circ$ la courbe est croissante mais avec une faible pente au regard des échelles en jeu. En augmentant l'angle d'incidence jusqu'à 20° on voit que la structure accumule sans cesse de l'énergie sans le moindre retour vers le fluide. Nous sommes sans doute en présence d'un cas d'instabilité similaire à des conditions de flottement. Il est apparent sur la figure 11 que faire varier les conditions aux limites, tel que l'angle d'incidence, permet de modifier significativement le comportement du profil, synonyme d'apparition d'un comportement instable pour des angles d'incidence positifs et surtout quand la valeur de l'angle augmente. Ce comportement instable disparaît pour des incidences négatives.

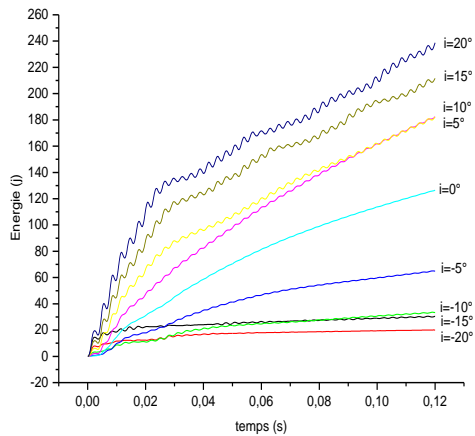


Figure 10

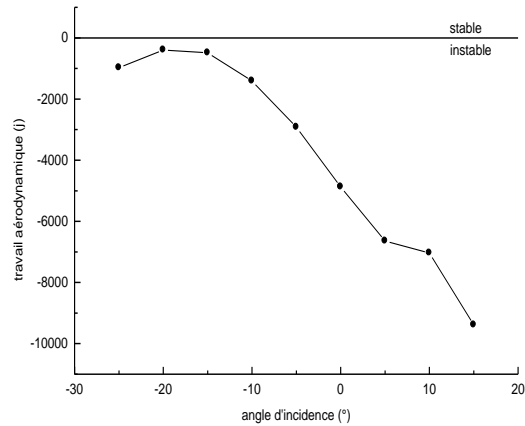


Figure 11

Figure. 10: Evolution de l'énergie fournie à la structure pour différents angles d'incidence
Figure. 11 : Variation du Travail Aérodynamique en fonction de l'angle d'incidence à Mach 0.6.

Il est clair à la vue de ces calculs, qu'un couplage fluide-structure appliqué au cas d'un profil d'aube peut s'avérer riche d'informations. Mais n'ayant pas de données expérimentales sur le sujet, il est encore difficile d'établir une comparaison efficace. Cependant, ces calculs associant les non linéarités aérodynamiques sont encourageants et ont permis de montrer la fiabilité et l'efficacité des schémas utilisés dans le logiciel. Evidemment, au regard de ces résultats et analyse, il serait intéressant de vérifier expérimentalement, au moins, le rôle des conditions aux limites. Modifier ces conditions constitue, selon nous, le moyen le plus rapide et le moins coûteux pour supprimer d'éventuelles instabilités d'une aube sans changer sa géométrie ou son matériau.

5. CONCLUSION

La simulation numérique des écoulements fournit le seul moyen d'accéder aux informations détaillées du champ étudié ; les essais réels sur les turbomachines, avec des mesures détaillées dans les canaux tournants étant difficiles, coûteux et, dans beaucoup de cas, impossibles. Nous avons ainsi conduit une simulation numérique dans laquelle deux cas de profils NACA ont été considérés afin de montrer les capacités du logiciel utilisé à modéliser la dynamique instationnaire d'un fluide compressible en interaction avec une structure (aube). Les résultats mettent en évidence les rôles prépondérants des paramètres de fonctionnement que sont ici l'angle d'incidence, le nombre de Mach, le rapport de pression et la vitesse de rotation de l'aube dans la variation des efforts aérodynamiques du fluide sur le profil ; efforts évidemment liés à la forme de l'écoulement engendré par le profil global d'aubes. Le fonctionnement et les performances des turbomachines, en général, sont influencés par différents processus physiques en forte interaction, comme la dynamique des fluides et la mécanique des structures. Aussi, pour augmenter le rendement de ces machines, une connaissance approfondie de ces phénomènes physiques, entrant en jeu dans les différentes étapes de fonctionnement, apparaît de plus en plus indispensable. Dans la deuxième partie de l'étude, le but des simulations était d'identifier les aspects importants du comportement aéroélastique instationnaire du profil d'aube et de mieux comprendre les phénomènes de réponse auto excitée dans les turbomachines. Si l'on prend en compte des non linéarités aérodynamiques, le comportement dynamique du système couplé est plus complexe.

Au lieu d'un départ directement en flottement, on peut observer des oscillations périodiques pour une certaine gamme de valeurs de paramètres. Les méthodes classiques basées sur l'utilisation de méthodes linéarisées pour le fluide ne sont pas en mesure de prévoir l'amplitude des LCOs (Limit Cycle Oscillation) et leurs apparitions. Ceci est logique dès que les LCOs sont provoquées par les non-linéarités du fluide. De plus, la plupart des méthodes de résolution classique du flottement sont basées sur une approche fréquentielle alors que la résolution des systèmes non-linéaires nécessite une résolution dans le domaine temporel. Même si la dangerosité des cycles limites est moindre, le vieillissement prématuré des structures nécessite leur prédiction. Seule une simulation directe temporelle peut être utilisée pour la prédiction des LCOs. De plus, l'aérodynamique transsonique est fortement pilotée par les effets visqueux et il est préférable alors d'utiliser des méthodes aérodynamiques résolvant les équations de Navier-Stokes. Les simulations numériques directes des interactions fluide-structure restent relativement coûteuses en CPU machine et en mémoire.

6. REFERENCES

1. Charbonnier D et. Leboeuf F, Simulation stationnaire des interactions rotor- stator avec un nouveau modèle d'effets instationnaires. (Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique, UMR CNRS 5509. Ecole Centrale de Lyon), 16^{ème} Congrès Français de Mécanique, Nice, 1-5 septembre (2003).
2. Appendix D, NACA SECTION DATA : [www.basiliscus.com /ProaSections/ AppendixD/ AppendixD.pdf](http://www.basiliscus.com/ProaSections/AppendixD/AppendixD.pdf)
3. Ercolino J., Modélisation en régime nominal et partiel de l'écoulement méridien dans les turbomachines axiales et hélicocentrifuges. Thèse de doctorat. Ecole Nationale Supérieure des Arts et Métiers , Paris (2001).
4. Dallaire P, Stoyanoff. S, Laneville A, Légeron F., et Prud'homme S, Banc d'expérimentation avancé 3DDL pour essais en soufflerie, 14eme Colloque sur la progression de la recherche Québécoise sur les ouvrages d'art, Université Laval, 8 et 9 mai (2007).
5. Ravoux J, Réponse forcée des aubages de turbomachines liaisonnées par nageoires, Thèse de Doctorat, Laboratoire de Dynamique des Machines et des Structures, INSA de Lyon, Juin (2003).
6. Gourdain N, Simulation numérique des phénomènes de décollement tournant dans les compresseurs axiaux, Thèse de doctorat, Ecole Centrale de Lyon, (2005).
7. Neubauer J, Aérodynamique 3-D instationnaire des turbomachines axiales multiétages. Thèse de doctorat, spécialité Mécanique, Université de Paris 6, (2004).
8. Brahim F. et Ouïbrahim A.; Influence des Paramètres de Fonctionnement sur les Efforts Aérodynamiques d'une Grille d'Aubes de Compression, 9ème Congrès de Mécanique, Marrakech, Maroc 21-24 Avril (2009).
9. C. Hirch C, Numerical computation of internal and external flows. Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows. ..Vol. 2, A Wiley-Interscience Publication, (2000).
10. Anderson J. D. Jr., Fundamentals of Aerodynamics, Mc. Graw Hill Int. Editions, (1988).
11. 11- Kozic M. S. and Sredojevic. D., Developpement of unstructured dynamic grids for solving unsteady two-dimensional Euler equations. The Aeronautical Journal, pp 195-200, April (1998).
12. Chandar D. D. J., Thesis of Master Engineering, AR & DB Centre of Excellence for Aerospace CFD, Department of Engineering, Indian Institute of Science, Bangalore, June (2004).
13. Debiez C. ; Etude d'un traitement par petites perturbations du domaine pour l'équation d'Euler instationnaire, Rapport de Recherche N° 2691, Institut National de Recherche en Informatique et en Automatique, Sophia Antipolis, Octobre (1995).