

Résumé

L'amélioration des turbomachines passe par l'augmentation de leurs vitesses de rotation et peut conduire leurs composants à se trouver en présence d'un régime d'écoulement supersonique, en particulier leurs systèmes de pivoterie à air. L'étude d'une butée aérodynamique en régime supersonique est traitée dans ce manuscrit et s'inscrit dans la continuité de la recherche sur les butées hautes vitesses mais qui n'a que très peu été abordée dans la littérature. Ce problème se trouve à la frontière entre deux domaines scientifiques : la lubrification et l'aérodynamique. L'enjeu ici est développer un modèle réaliste traduit par un code de calcul écrit en FORTRAN, capable de capturer les phénomènes liés au régime supersonique (choc, détente) et d'être adapté à la géométrie des films minces. Pour cela, deux modèles ont été développés et codés à l'aide de la méthode numérique des différences finies : les équations de Reynolds Modifiées et les équations de Navier-Stokes adaptées aux films minces. Ce premier modèle est une extension de l'équation de Reynolds généralisée, prenant en compte l'inertie et déjà utilisé dans des études de la lubrification. Le second modèle a été établi à partir des équations de Navier-Stokes et conserve leur forme. Ce système possède l'avantage de pouvoir utiliser les outils numériques adaptés à la capture de choc (WENO). La comparaison des deux modèles montre que les équations de Reynolds Modifiées ne sont pas suffisantes pour l'étude d'un écoulement film mince en régime supersonique. Les résultats des simulations menées montrent la présence d'une détente sur le changement d'inclinaison du double profil qui dépend de la vitesse, de la température et de l'angle de la géométrie. Cette détente, même dans des conditions sévères de fonctionnement (grandes vitesses ou fort convergent), n'a pas beaucoup d'influence sur le comportement global statique de la butée. Les résultats montrent également que contrairement à la théorie des écoulements supersoniques, aucun choc n'est observé en film mince supersonique. Une transition géométrique obtenue par homothétie, entre un écoulement contenant un choc et un autre n'en contenant pas, a été observée à une certaine valeur du rapport des longueurs d'adimensionnement pour une vitesse et une géométrie donnée. L'extrapolation de ces résultats pour un cas réaliste montre qu'un choc ne peut se produire qu'à partir de 5500 m/s pour une épaisseur de film de 40 μm avec $\epsilon = 0.001$. Il est donc peu probable qu'un choc ne se produise dans une butée en conditions supersoniques dans le cadre industriel.

-

-

- **Titre traduit**

Tribological study of an aerodynamic thrust bearing in superconic regime

-

Résumé

The improvement of turbomachines requires to increase their rotational speeds and can leads components to be in presence of a supersonic regime, particularly their air bearing systems. This manuscript deals with a study of an aerodynamic thrust bearing in a supersonic regime. This work belongs to the research field on the high-speed thrust bearings, but very few studies are focused on this subject. This problem is at the boundary between two scientific fields: lubrication and aerodynamic. The aim of this study is to develop models transcribed as a FORTRAN code, able to capture phenomenon related to the supersonic regime (shock, expansion wave) and adapted to the thin film geometry. For this, two models have been developed as well as computer codes related to these models using the finite difference method: the Modified Reynolds equations and the Navier-Stokes equations adapted to thin films. The first model is an extension of the generalized Reynolds equation, taking into account inertia effects. It is a model already used in lubrication studies. The second model was developed from the Navier-Stokes and has their shape. This system has the advantage of using numerical schemes for shock capturing (WENO). The comparison of the two models shows that the Modified Reynolds equations are not appropriate to the study of a supersonic air thin film. Numerical results show the presence of an expansion wave at the end of the sloping region of the taper flat geometry which depends on speed, on temperature and on the angle of the geometry. This expansion wave, under severe conditions, does not have much influence on the overall static behavior of the thrust bearing. The results also show that, contrary to the supersonic flow theory, a shock is not observed in a supersonic thin film. A geometrical transition obtained by homothetic, between a flow containing a shock and another with no shock, is observed at a given value of the characteristic length ratio for a given speed and geometry. Extrapolation of these results for a realistic case shows that a shock occurs from 5500 m/s for a film thickness of 40 μm with $\epsilon = 0.001$. It is therefore unlikely that a shock occurs in a supersonic thrust bearing in industrial settings.