

II. Sous-thème 2 : la branche industrielle, la maîtrise de l'énergie et l'environnement

Article 3. « Etude numérique avec la méthode SPH d'un profil d'aile muni d'un Alula. Contribution à l'amélioration du comportement de vol d'un aéronef. »

Luc Rakotondrajaona^{1,2}, Marc Ranarivelo², Andry Andriamady²

¹Ecole du Génie Industriel, Institut Supérieur de Technologie d'Antananarivo

²Laboratoire d'Hydrodynamique et de Géosciences

Correspondant : luc.rakotondrajaona@gmail.com

Résumé

La présente étude fait suite à la demande, pour une vérification par une étude numérique des résultats expérimentaux, d'un des Chercheurs du Laboratoire de l'Illinois Urbana-Champaign USA. Une étude expérimentale, en grande soufflerie, a été élaborée par les chercheurs américains. Les résultats obtenus ont conclu que la présence de l'Alula, sur une aile d'aéronef, augmente l'angle de décrochage de celle-ci et améliore la valeur de sa portance.

La méthode Smoothed Particle Hydrodynamic (SPH) a été utilisée pour la vérification des résultats obtenus par les Chercheurs américains. Une étude expérimentale à l'aide d'une soufflerie, confectionnée par les étudiants de l'Ecole du Génie Industriel de l'IST-T, a été utilisée pour la validation des résultats numériques. Nos investigations, numériques et expérimentales, coïncident avec les résultats expérimentaux avancés par le Laboratoire américain. Nous avons mis en évidence l'effet élévateur de l'effort de portance, de l'Alula, sur une aile d'aéronef. Avec le modèle, que l'on a adopté, on a obtenu un gain de 10° à 15° pour l'angle de décrochage, soit une augmentation de 66,66%. La présence de l'Alula retarde le phénomène de décrochage, caractérisé par une inversion, rapide et instantanée, du sens de l'effort de portance ce qui peut provoquer une chute accidentelle de l'aéronef.

Mots clés : Aéronautique, simulation numérique, portance, Alula, soufflerie.

Introduction

Le secteur de l'aéronautique est un des domaines scientifiques ayant réalisé des progrès considérables depuis le début du siècle. En effet, depuis la naissance de l'appareil volant imitant l'oiseau naturel, souvent connu par le terme AVION du latin « avis » signifiant oiseau. Les Chercheurs n'ont cessé de procéder à de nombreuses recherches que ce soit sur le plan théorique ou sur le plan expérimental.

Le comportement des oiseaux, leur performance et leur agilité lors des manœuvres de vol ont été les sources d'inspiration des Chercheurs en Aéronautique. Des études et analyses ont été effectuées sur le plan biologique et technique pour essayer de déterminer les paramètres physiques pouvant être utilisés en aérodynamique des appareils volants. L'optimisation de ces paramètres permet d'améliorer la sécurité des aéronefs afin de minimiser les risques d'accident.

Les ailes d'oiseaux ont des structures de plumes spécifiques au bord d'attaque et certains ont une petite structure, connue sous le nom d'Alula, située entre l'aile de la main et l'aile du bras. L'Alula est un os contrôlé par plusieurs muscles et a 2-6 rémiges. L'Alula est un dispositif aérodynamique utilisé par les oiseaux pour augmenter leurs capacités de vol. Lors de l'atterrissage, par exemple, l'oiseau entre dans une descente contrôlée, en réduisant continuellement sa vitesse il doit augmenter l'angle d'attaque des ailes. Avant la fin de la manœuvre, l'angle d'attaque dépasse l'angle de décrochage et l'aile perd sa capacité de générer de la portance. L'Alula permet de planer à faible vitesse en toute sécurité. L'Alula joue un rôle important pour qu'une telle manœuvre s'exécute de manière contrôlée.

Les travaux de recherche que nous avons menée consistent à étudier l'apport de l'Alula sur la portance d'une aile d'avion. Historiquement, le Laboratoire de l'Université de l'Illinois Urbana-Champaign USA a mené des études expérimentales en soufflerie sur différents profils d'aile d'avion munis d'Alula. Il s'avère que la présence d'Alula, sur les ailes d'avion, augmente la valeur de l'angle de décrochage de 5° à 6°. Un des Chercheurs de l'équipe du Laboratoire nous a contacté pour faire une étude numérique du phénomène avec la méthode Smoothed Particle Hydrodynamic (SPH), et de comparer les résultats numériques avec les résultats expérimentaux que le laboratoire a obtenus. Nous avons fait une étude numérique couplée avec une étude expérimentale en utilisant une soufflerie de fortune que nous avons confectionnée avec nos étudiants en Master. Une étude comparative sera présentée et discutée.

Bibliographie

L'effort de portance d'un Aéronef

L'interaction entre l'air et l'aile d'un aéronef est régit par l'équation de Bernoulli [8]. L'effort hydrodynamique qui en découle peut être à l'origine de l'ascension d'un aéronef considéré comme la somme vectorielle de deux forces caractéristiques. La force verticale qui est la source de l'ascension d'un aéronef, est appelée l'effort de portance et la force horizontale, qui est prise comme la résistance du fluide au déplacement de l'aéronef, appelée la trainée (**Figure 1**).

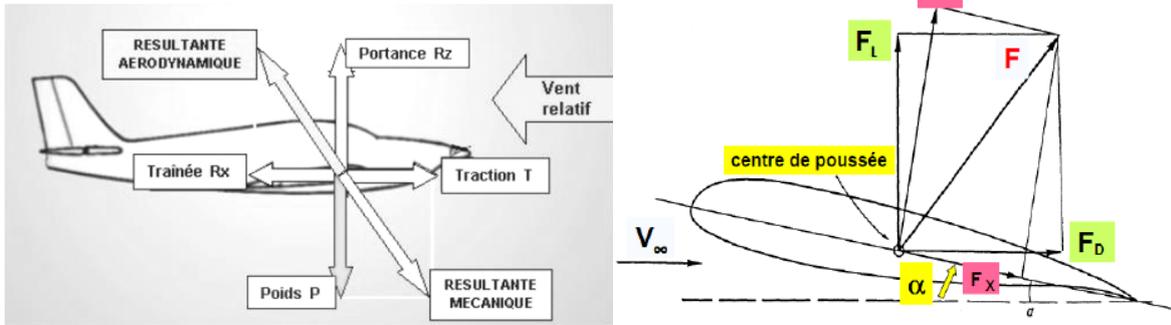


Figure 1: Les efforts hydrodynamiques d'un aéronef

La portance joue un rôle primordial dans l'ascension et la suspension de l'aéronef. Lors de la montée en altitude la portance doit être supérieure au poids de l'aéronef et lors d'un vol plané (horizontal) la portance est plus ou moins égale au poids de l'aéronef.

Les efforts aérodynamiques sont généralement donnés sous forme de coefficient sans dimension, ce qui permet facilement de transposer un effort mesuré sur une maquette à un effort sur l'ouvrage réel. On définit donc le coefficient de la force de portance par [8] :

$$C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2}\rho u^2 S}$$

Avec F_z L'effort de portance, ρ La densité de l'air, S La surface portante du profil d'aile

L'angle de décrochage

En ascension le profil de l'aile d'un aéronef fait un angle α , dite angle d'attaque ou angle d'incidence, avec la direction du vent. Cet angle d'attaque a une valeur limite, appelé angle de décrochage, au-delà de laquelle la portance change de sens brusquement et l'aéronef entame une descente qui est difficile à contrôler (Figure 2). La valeur de cet angle de décrochage dépend de la forme du profil d'aile, elle se situe généralement entre 10° et 15° [8].

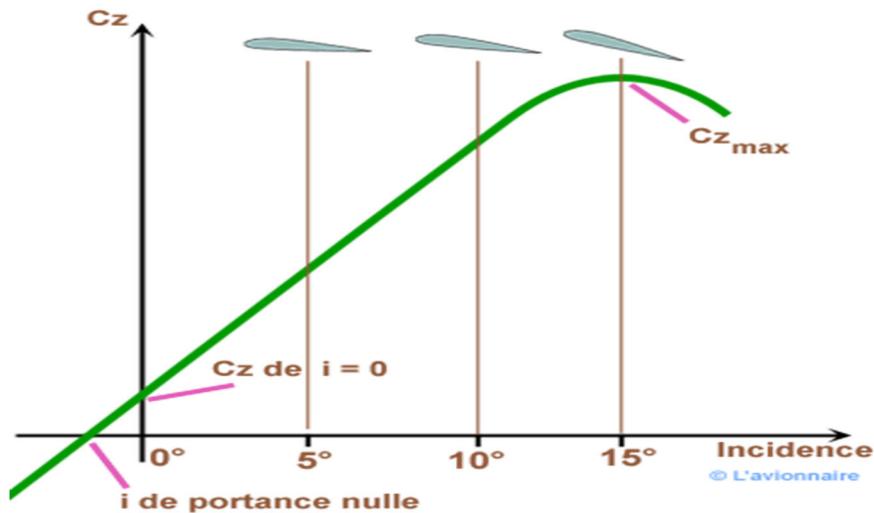


Figure 2: Evolution du coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence

Méthodologie

L'Alula

L'Alula des oiseaux est une partie du plumage de l'aile des oiseaux, les plumes qui la forment sont appelés rémiges batardes. Ce ne sont pas des plumes servant strictement au vol, elles ne sont d'ailleurs pas aussi raides que les rémiges. Suivant la convention de numérotation des plumes, les Alulas sont notées « Al ». L'Alula est constituée de quelques plumes asymétriques (Figure 3) susceptibles de s'élever légèrement au-dessus du bord d'attaque des ailes [7].

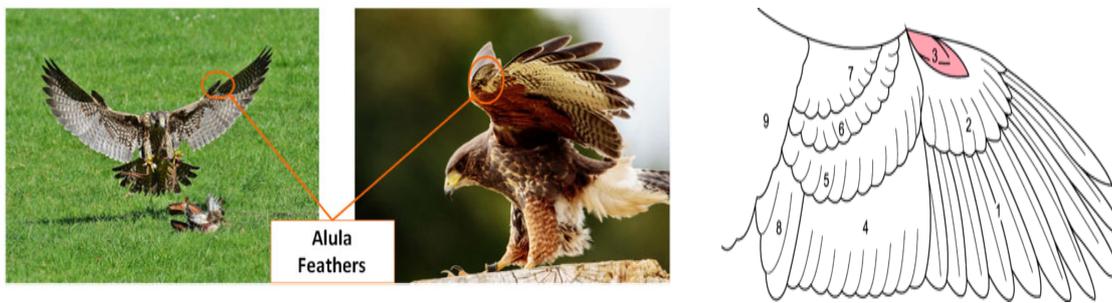


Figure 3 : Alula des oiseaux

Contrairement aux appareils aériens à voilure fixe, les oiseaux utilisent et adaptent leur corps pour atteindre une performance efficace pour plusieurs conditions de vols.

Sur le plan morphologique, des experts ont étudié le vol d'un nombre d'espèces d'oiseaux, particulièrement les paramètres de vol des oiseaux, la longueur et la morphologie des ailes. Les relations fonctionnelles importantes entre la taille de l'Alula et sa position, par rapport à l'aspect de l'aile, ont été considérées. Les oiseaux (hiboux, faucons, ...), qui ont besoin de produire une forte portance à faible vitesse de vol, sont presque toujours munis d'Alula.

Du point de vue aérodynamique, quelques études [7] ont été menées pour expliquer la fonction de l'Alula et de ses effets aérodynamiques chez les oiseaux (pies males, ...). Les résultats ont montré que lorsque l'Alula est déployée, l'aile des pies mâles adultes génère plus de portance, allant de 1% à 12%, et d'autre part le phénomène de décrochage est retardé de 5° à 10°.

Les résultats expérimentaux obtenus avec la méthode « Particle Image Velocimetry (PIV) », [2], [7] indiquent que le vortex créé, derrière l'aile avec l'Alula déployée, est plus intense. Les auteurs suggèrent que l'effet de l'Alula est plus prononcé dans sa capacité à réduire le risque de décrochage plutôt que de servir de dispositif d'amélioration de la portance.

Modèle expérimental

Nous avons adopté une maquette à échelle réduite d'un profil d'aile d'avion cambré (S1223) [1], muni d'Alula, aux conditions de décrochage et de post-décrochage (Figure 4). La maquette du profil a été placée dans une petite soufflerie à extraction d'air avec une vitesse d'écoulement de $V=4,78$ m/s. La force de portance est déterminée à partir de la différence de masse mesurée par une balance électronique (Figure 4).

La variation de l'angle d'attaque β de l'Alula (Figure 5), mesurée à partir de la corde moyenne du profil aérodynamique, permet de moduler la force du tourbillon entre le profil et l'Alula. Alors que pour moduler la distance entre le vortex de l'extrémité et la surface de l'aile on varie l'angle γ de déviation de l'Alula (Figure 5).



Figure 4 : Le modèle S1223 avec Alula et la soufflerie



Figure 5 : Les angles β et γ caractéristiques de l'Alula

La méthode numérique « Smoothed Particle Hydrodynamic (SPH) »

La méthode SPH est une méthode purement Lagrangienne, et a été développée au début pour simuler les phénomènes astrophysiques (Lucy 1977 Gingold et Monaghan 1977, Benz 1990 [1]). La base de cette méthode dérive fondamentalement de la description lagrangienne des fluides en considérant que le mouvement, d'un volume de contrôle d'un fluide, peut être représenté par une particule portant toutes les informations physiques (masse, sollicitation, énergie...). La méthode SPH

est basée sur la représentation intégrale d'une fonction telle que la discrétisation des équations de Navier-Stokes sont très simples même en trois dimensions. Cette caractéristique fait de la méthode SPH une approche vivement encouragée pour les phénomènes à géométrie complexe, les milieux à cavitations ou multiphasiques, les champs à écoulement chaotiques, les problèmes d'impact à très grande vitesse...L'idée de base de la méthode SPH est fondée sur l'utilisation d'une interpolation intégrale basée sur les noyaux (*kernels*) W : les équations différentielles sont alors transformées en équations intégrales qui sont par la suite discrétisées. Les équations de Navier-Stokes discrétisées dans la méthode SPH s'écrivent [1] :

$$\frac{dx_i}{dt} = v_i$$

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \sum_j m_j \left(\frac{v_i - v_j}{\rho_i^{\sigma-2} \rho_j^{2-\sigma}} \right) \nabla W(x_i - x_j)$$

$$\frac{dv_i}{dt} = g - \sum_j m_j \left(\frac{P_i}{\rho_i^{\sigma} \rho_j^{2-\sigma}} + \frac{P_j}{\rho_j^{\sigma} \rho_i^{2-\sigma}} \right) \nabla W(x_i - x_j)$$

Avec: v_i Vitesse de la particule, P_i Pression de la particule, m_i Masse de la particule i

ρ_i Densité de la particule i

La simulation numérique a été élaborée avec le S1223 comme profil d'aile et le profil NACA22 pour l'Alula qui ont été utilisés par le Laboratoire de l'Illinois USA, pour leurs travaux expérimentaux.

Le calcul des efforts hydrodynamiques se fait par un code numérique, en FORTRAN, que nous avons élaboré avec les étudiants du Master de l'Ecole du Génie Industriel (EGI) [1] de l'IST-T. Etant donné que les efforts hydrodynamiques sont proportionnels à la pression locale et à la surface portante du système, nous avons relevé les valeurs de la pression en chaque point du profil et nous avons calculé l'effort global. La portance est la projection de l'effort hydrodynamique suivant l'axe verticale oz.

Résultats

Résultats expérimentaux en soufflerie

Dans cette première série d'expériences, nous avons d'abord procédé aux essais avec un profil sans Alula, en variant le paramètre de l'angle d'attaque/incidence $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$. Pour chaque essai, nous avons mesuré, à l'aide de la balance électronique, la différence de masse de l'aile au repos et de sa masse lors de la mise en marche du ventilateur de la soufflerie, créant ainsi un flux d'air à travers la chambre d'essai. Les données de mesure ont été toutes récoltées et stockées dans un fichier de calcul Microsoft Excel.

Ensuite nous avons effectué une deuxième série d'essai, avec les mêmes paramètres de l'angle α , avec le même profil d'aile muni d'un Alula. Nous avons adopté la valeur de l'angle de déflexion de l'Alula, par rapport à la surface de la couche limite de l'aile, à $\gamma = 22^\circ$. Pour l'angle d'attaque relative de l'Alula par rapport à l'aile, nous avons pris comme valeur $\beta = 0^\circ$ pour les angles d'attaques α de -5° à 10° , puis la valeur de $\beta = -10^\circ$ pour $\alpha = 15^\circ, 20^\circ$ et 25° . Le poids de l'ensemble (aile, Alula, support) a été mesuré d'abord au repos puis lors de la mise en marche de la soufflerie (Figure 6).

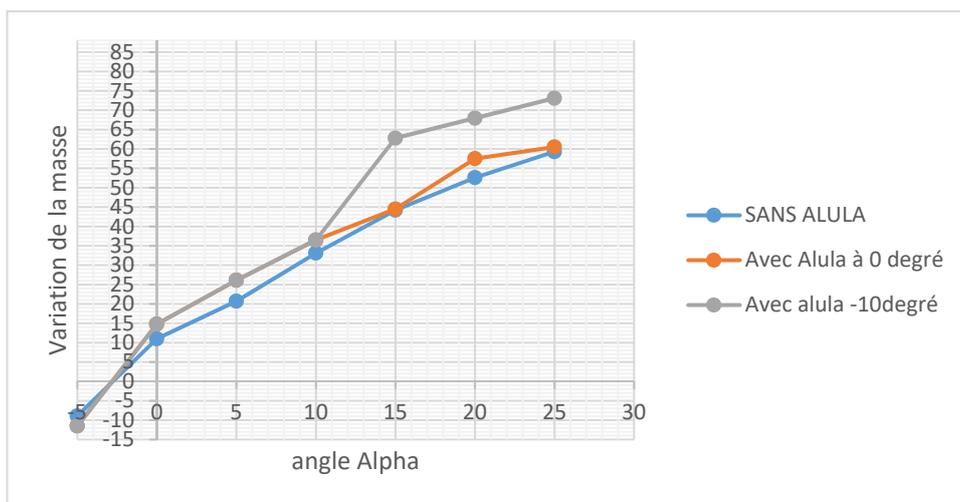


Figure 6: Variation de la masse de la maquette de l'aile en fonction de l'angle d'attaque α

En terme de coefficient de portance C_z nous avons les courbes correspondantes (Figure 7)

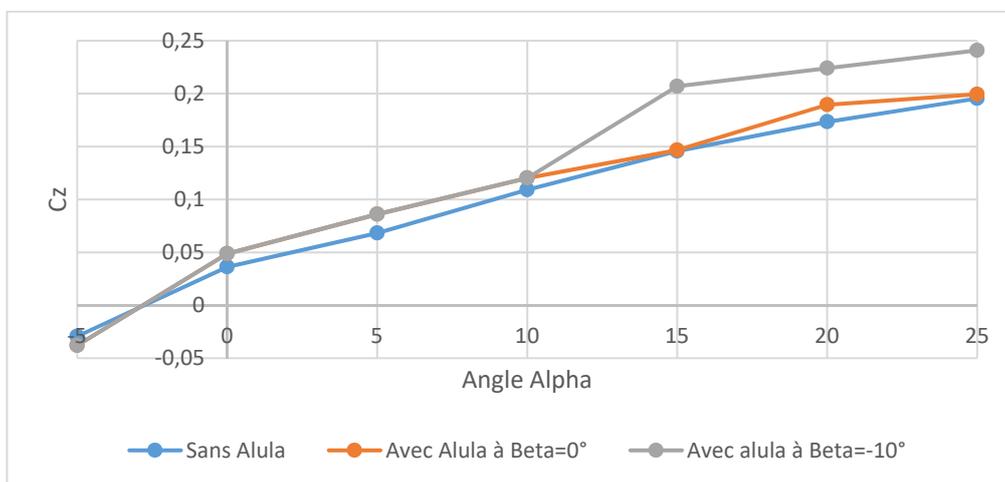


Figure 7: Variation du coefficient de portance C_z pour chaque valeur de l'angle d'attaque α de chaque configuration

L'analyse des courbes précédentes nous permet d'affirmer que la présence de l'Alula augmente la valeur de la portance ainsi que le coefficient de portance C_z du profil. On constate que cette élévation de la portance est très significative pour une valeur de l'angle $\beta = -10^\circ$. L'étude de l'angle limite de décrochage, pour un profil sans Alula, n'a pu être réalisée car on était limité à la valeur de la vitesse d'écoulement à $V=4,78 \text{ m/s}$. Comme ce phénomène de décrochage s'observe, normalement, à partir de la valeur de l'angle d'attaque $\alpha = 15^\circ$, pour un profil d'aile sans Alula, les résultats que nous avons obtenus montrent que au delà de $\alpha = 15^\circ$ nous avons encore une augmentation du coefficient de portance C_z . On peut, à partir des allures des courbes précédentes, dire que l'effet de la présence de l'Alula retarde le phénomène de décrochage qui se traduit par une chute rapide de la portance.

Pour étudier le comportement de l'air autour des profils, nous avons de nouveau procédé à deux séries d'essais, sans et avec Alula. Pour pouvoir visualiser l'écoulement de l'air, passant à travers la chambre d'essai autour du profil, nous avons eu recours à l'utilisation d'un fumigène. Ce dernier produit de la fumée blanche introduite à l'entrée de la soufflerie et dirigée vers le bord d'attaque du profil d'aile.

Comme pour les essais décrits précédemment, nous avons d'abord effectué des essais sans l'Alula en variant les différents angles d'attaques α de -5° , 5° , 15° , 20° et 25° (**Figure 8**).

Ensuite nous avons réalisé des essais avec Alula en limitant aux paramètres ayant des influences significatives sur le comportement de l'aile dont l'angle α avec les valeurs 20° et 25° , et en prenant comme valeur de l'angle $\beta = -10^\circ$, de même nous avons fixé $\gamma = 22^\circ$ (**Figure 9**).



Figure 8: Ecoulement autour du profil sans Alula pour $\alpha = 5^\circ, 10^\circ, 25^\circ$



Figure 9: Ecoulement autour du profil avec Alula pour $\alpha = 25^\circ$

Les photos nous montrent que pour le profil sans Alula on constate la formation de la zone de turbulence sur la partie supérieure de l'aile. On observe que la couche limite se détache petit à petit au fur et à mesure que la valeur de l'angle α augmente. Le profil évolue alors vers une inversion de sens de la portance, c'est le phénomène de post-décrochage.

La **Figure 9** met en évidence l'impact de la présence de l'Alula sur le profil. La zone de turbulence est nettement au-dessus de la partie supérieure du profil. Un effet de dépression est créé au-dessus du profil, d'où augmentation de la portance.

Résultats numériques avec SPH

Pour réaliser la géométrie du profil, formée par les particules, nous avons eu recours à l'utilisation des données normalisées selon le choix du type de profils avec le fichier « airfoil » qui contient les coordonnées des quelques points permettant de dessiner un profil d'aile normalisé. C'est un fichier utilisé dans tous les logiciels d'analyse de profil d'aile d'avion. Il contient en général la description du profil, les coordonnées X et Z des points. Les coordonnées, pour le profil S1223 de l'aile et puis le NACA22 de l'Alula, ont été intégrées dans le code de génération des géométries, les valeurs de l'angle d'attaque α utilisées vont de -5° à 25° .

Pour chaque essai, nous avons procédé à la visualisation de l'écoulement de flux d'air autour du profil. Ensuite, nous avons extrait les valeurs des efforts pour déterminer la portance générée. Les résultats sont stockés dans un fichier de calcul pour être analysés.

Les photos (**Figure 10, Figure 11**) qui suivent montrent l'évolution de la zone de dépression au-dessus du profil, avec et sans Alula, pour les différentes valeurs de α et de β . On observe une zone tourbillonnaire qui s'installe entre la partie inférieure de l'Alula et la partie supérieure de l'aile. La présence de cette zone accentue l'intensité de la dépression au-dessus de l'aile au fur et à mesure que l'on augmente la valeur de l'angle d'attaque, ce qui a pour effet d'augmenter la portance.

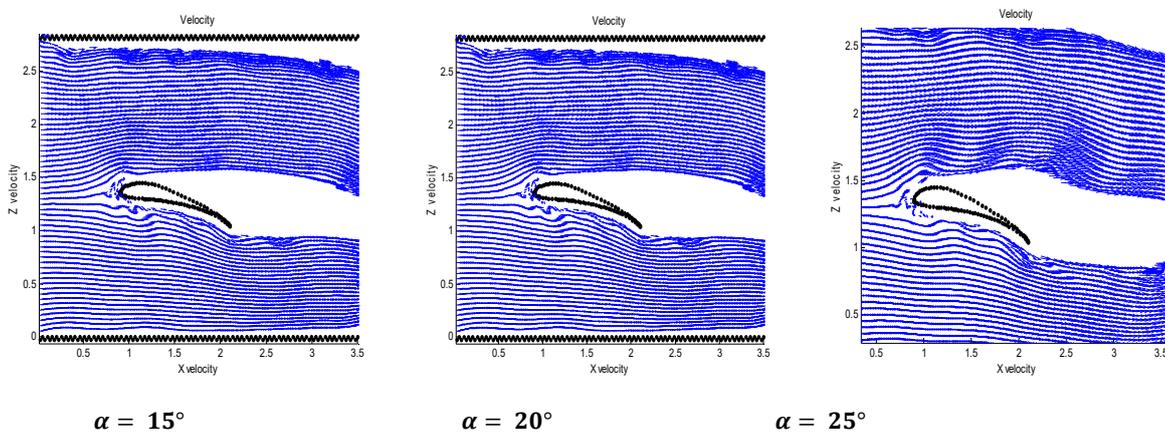


Figure 10: Écoulement de l'air autour du profil sans alula pour $\alpha = 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$

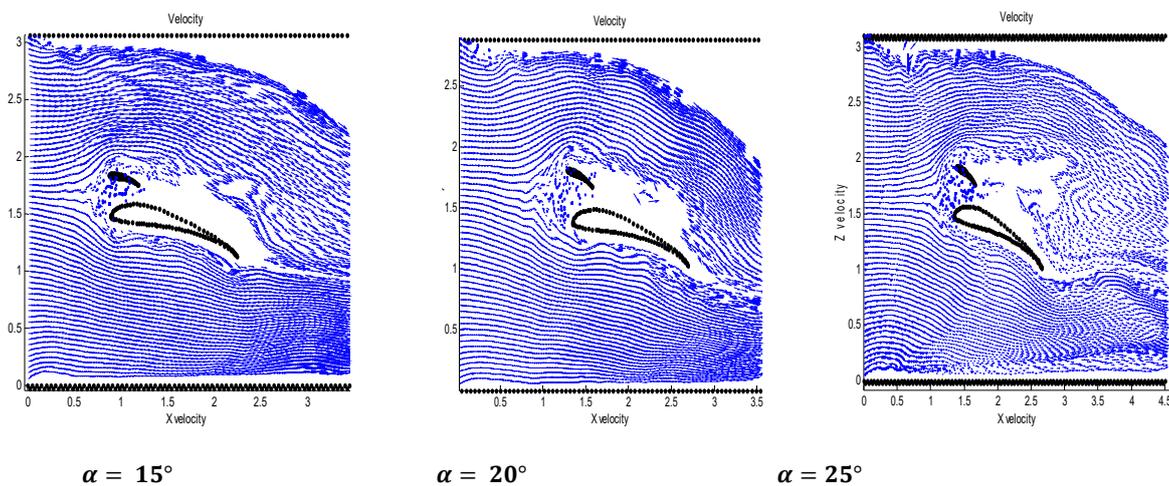


Figure 11 : Écoulement de l'air autour du profil avec Alula pour $\alpha = 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$

Nous avons extrait les valeurs de la pression numérique pour chaque point, envoisnant le profil et l'Alula, pour le calcul des efforts hydrodynamiques. Nous avons élaboré un code sur FORTRAN pour le calcul de ces efforts, en particulier l'effort de portance (projection sur oz de l'effort hydrodynamique). Les résultats sont présentés sur la **Figure 12**.

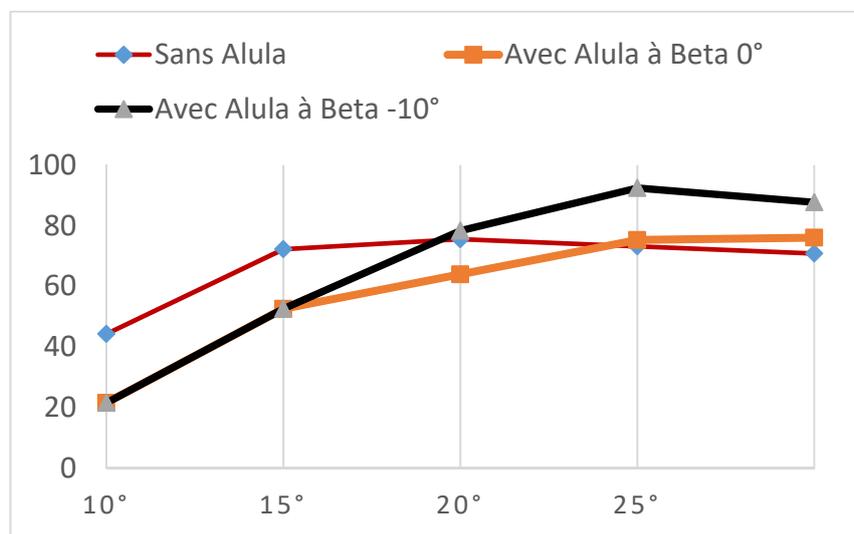


Figure 12 : Evolution de l'effort de portance numérique du profil avec et sans Alula

La présence de l'Alula retarde le phénomène de décrochage. En effet pour un profil sans Alula, la courbe de la portance commence à régresser à partir de la valeur de l'angle $\alpha = 15^\circ$, tandis que pour un profil avec Alula, cette dégénérescence de la portance ne s'observe que pour la valeur de $\alpha = 25^\circ$ avec un angle $\beta = -10^\circ$, et pour la valeur de $\alpha = 20^\circ$ avec un angle $\beta = 0^\circ$.

L'effet de la diminution de l'angle β provoque une augmentation de l'effort de portance. Les courbes montrent que pour $\beta = -10^\circ$, la valeur maximale de la portance est de 100N, tandis que pour un angle $\beta = 0^\circ$, cette valeur maximale n'est que de 80N.

Discussions des résultats et suggestions

Les résultats numériques que nous avons obtenus vérifient bien les résultats expérimentaux avancés par l'équipe de Chercheurs de l'Université de l'Illinois Urbana- Champaign USA [7]. En effet nous avons mis en évidence les rôles que joue l'Alula sur un profil d'aile d'avion, à savoir que sa présence retarde de 10° le phénomène de décrochage et en même temps elle contribue à une augmentation de l'effort de portance, ce qui permet aux avions d'atteindre l'altitude de vol voulue à un temps relativement faible.

Les investigations expérimentales que nous avons obtenues, avec notre soufflerie de fortune, ont aussi données des résultats assez fiables, en comparaison avec ceux de l'Université de l'Illinois Urbana-Champaign USA qui ont été élaborés avec une grande soufflerie équipée de plusieurs capteurs de haute précision. Bien que le phénomène de décrochage n'ait pas été bien représenté, faute de ne pas pouvoir varier la vitesse d'écoulement du vent. Nous avons mis en évidence l'effet d'élévateur de l'effort de portance, de l'Alula, sur un profil d'aile d'avion.

Une étude sur la conception de la maquette du profil et de l'Alula, en utilisant une imprimante 3D, est en phase de finalisation pour améliorer nos résultats. Afin de contribuer à l'utilisation des Alulas, pour l'amélioration des conditions de vol des aéronefs, un code numérique en écoulement permanent 3D est à envisager pour pouvoir visualiser et étudier les contributions des différents angles β, γ caractéristiques de l'Alula.

La présente étude est une ouverture pour une étroite collaboration entre l'Institut Supérieur de Technologie d'Antananarivo (IST-T) et l'Université de l'Illinois Urbana-Champaign USA. Une publication scientifique commune sur l'optimisation des paramètres géométriques de l'Alula est en gestation. D'autre part, des travaux expérimentaux sur le sujet peuvent être envisagés avec le Laboratoire PIMENT de l'Université de La Réunion qui est équipé d'une soufflerie de 9m de long muni d'une installation PIV de haute performance.

La présente étude est une suite logique des travaux sur le modèle numérique d'un écoulement permanent de fluide, appliqué à la traversée du mur du son d'un aéronef, que nous avons présenté lors des journées de recherche des IST de l'année 2018. Nous pensons et suggérons que l'octroi d'une soufflerie assez performante nous permettra de contribuer aux travaux de recherche dans le domaine de l'Aéronautique et de s'aligner avec les autres Universités d'envergure Internationale.

Conclusion

Nous avons présenté une étude numérique sur la contribution d'un modèle de profil d'aile d'avion muni d'une pièce maîtresse appelée Alula. Ce dispositif a été inspiré par le comportement en vol des oiseaux qui ont une facilité d'augmenter leur portance à faible vitesse de croisière. La présente étude a été initiée par des Chercheurs de l'Université de l'Illinois Urbana-Champaign USA. Suite à des séries d'expérience en grande soufflerie, ils nous ont demandé de vérifier leurs résultats par une étude numérique basée sur la méthode lagrangienne SPH.

Les résultats numériques que nous avons obtenus concordent avec les résultats expérimentaux élaborés par l'Université américaine. L'Alula permet d'augmenter l'angle limite de décrochage des avions, ce qui a pour avantage d'avoir une pente plus importante lors du décollage des aéronefs. Nous avons mis en évidence la contribution de l'Alula sur l'augmentation de l'effort de portance, même à vitesse d'écoulement faible, ce qui permet aux aéronefs d'atteindre une altitude voulue avec un temps de montée assez faible.

Références bibliographiques

- [1] Andry Andriamady, « *Simulation numérique avec la méthode sph (smoothed particle hydrodynamics) d'un écoulement permanent. Application à l'aérodynamique* », 2017
- [2] B.A. Mandadzhiev, M.K. Lynch, L.P. Chamorro, A.A. Wissa, « An experimental study of an airfoil with a bio-inspired leading edge device at high angles of attack », 17 Août 2017
- [3] C. Terrioux, P. Jégou, « Bounded Backtracking for the Valued Constraint Satisfaction Problems », Proceedings of the 9th ICPPCP, 2003.277
- [4] Christian Roessler, « Matlab Basics », U Melbourne, Juin 2004 Programming Approach », Proceedings of the 2005 CIMCA-IAWTIC, 2005.
- [5] K. Ghédira, « Constraint Satisfaction Problems : CSP Formalisms and Techniques », Wiley, 2013.
- [6] L. Zhang, S. K. Lau, « Constructing University Timetable using Constraint Satisfaction
- [7] Mihary Ito, « Leading edge Alula inspired device », Bio-inspired adaptive morphology laboratory, University of Illinois Urbana-Champaign ;
- [8] Oblak Blagoje, « Introduction à la théorie de la Portance », 2011 ; [6] S. K. Jha, « Exam Timetabling Problem Using Genetic Algorithm », IJRET, vol. 3, 2014.
- [9] S. Kristiansen, M. Sørensen, T. R. Stidsen, « Integer Programming for the Generalized High School Timetabling Problem », Journal of Scheduling, vol. 18, 2015.
- [10] S. Timilsina, R. Negi, Y. Khurana, J. Seth, « Genetically Evolved Solution to Timetable Scheduling Problem », IJCA, vol.114, 2015.
- [11] T. Schiex, H. Fargier, G. Verfaillie, « Valued Constraint Satisfaction Problems : Hard and Easy Problems », Proceedings of
- [12] V. Kumar, « Algorithms for Constraint Satisfaction Problems : A Survey », AI MAGAZINE, vol. 13, 1992.
- [13] V. Pereira, H. G. Costa, « Linear Integer Model for the Course Timetabling Problem of a Faculty in Rio de Janeiro », Advances in Operations Research, vol. 2016, 2016.