

Évaluation numérique du transfert thermique sur le rotor Caradonna et Tung

par

Ahmed MKAOUAR

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE
LA MAITRISE AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE MÉCANIQUE
M.SC.A

MONTRÉAL, LE 01 JUIN 2020

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC



Ahmed MKAOUAR, 2020



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

PRÉSENTATION DU JURY

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. François Morency, directeur de mémoire
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Stéphane Hallé, président du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Romain Lemaire, membre du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 22 MAI 2020

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer ma reconnaissance à mon directeur de mémoire professeur François Morency. Je le remercie de m'avoir encadré et pour tout le temps et l'effort qu'il m'a accordé. Merci pour l'attention et les conseils pertinents qui m'ont grandement aidé. Merci pour l'opportunité de participer à la conférence CFDSC. Merci également à tous les membres du laboratoire TFT pour leur sympathie et leurs conseils.

Je remercie mes très chers parents, Maher et Sonia, ainsi que ma sœur Ameni qui ont toujours été là pour me supporter et m'encourager tout au long de mon parcours académique. Enfin je remercie l'École de Technologie Supérieure et MITACS pour leurs supports financiers durant l'élaboration de ce projet.

Évaluation numérique du transfert thermique sur le rotor Caradonna et Tung

Ahmed MKAOUAR

RÉSUMÉ

Les réglementations aériennes interdisent aux aéronefs de voler avec des surfaces contaminées par le givre. L'accrétion de la glace sur les surfaces aérodynamiques altère la performance de ces derniers. L'hélicoptère est menacé par le givrage en vol vu qu'il opère à basse altitude où les conditions météorologiques sont plus favorables à l'accrétion de glace. Les hélicoptères équipés de systèmes d'antigivrage utilisent la chaleur pour faire fondre la glace formée sur les surfaces d'accrétion potentielles, à savoir les pales. Une évaluation du transfert thermique sur les pales est nécessaire à la conception des systèmes d'antigivrage.

La simulation numérique de l'écoulement d'air autour du rotor d'hélicoptère demeure un des problèmes aérodynamiques complexes vu la nature rotative de l'écoulement et la géométrie de l'hélicoptère. La mécanique des fluides numérique, CFD, est un outil performant qui permet d'effectuer ce genre de simulation. Des études par CFD ont permis de modéliser l'écoulement d'air induit par la rotation des pales. Mais il n'existe pas dans la littérature d'étude de transfert thermique sur les pales du rotor. Ce mémoire vise à évaluer le transfert thermique sur les pales d'un rotor d'hélicoptère avec des simulations CFD.

La modélisation numérique d'un écoulement de fluide se base sur la résolution d'un certain nombre d'équations. Les équations de Navier-Stokes sont résolues en mode non stationnaire. Le modèle de Spalart-Allmaras est utilisé pour modéliser les turbulences induites par la rotation des pales. La technique « Sliding Mesh » est exploitée afin de modéliser la rotation des pales. Le rotor étudié est celui proposé par Caradonna et Tung. Il est composé par deux pales rectangulaires. Le maillage est multizone. Il est composé par une zone statique modélisant le domaine physique et une zone dynamique contenant les pales du rotor. Cette technique permet de modéliser le rotor en vol stationnaire et vol d'avance. Le logiciel de simulation numérique est le code SU2.

La simulation numérique avec SU2 du rotor Caradonna et Tung a réussi à déterminer la distribution du coefficient de pression sur les pales du rotor en vol stationnaire. Une comparaison avec la littérature a permis de valider l'écoulement. Les ondes de chocs formées sur les pales sont bien captées et leurs positions sont conformes à la littérature. Après, le travail a continué avec le flux de chaleur sur les pales. Le nombre de Frossling est utilisé pour évaluer le transfert thermique. En vol stationnaire, le transfert thermique varie selon la position d'envergure. Il est plus grand sur les extrémités des pales que sur l'emplanture. Pour le même flux de chaleur imposé, le refroidissement à l'extrémité est plus grand qu'à l'emplanture. La glace s'accumule donc plus à l'extrémité de la pale. Ensuite, le rotor était simulé en vol d'avance. Le nombre de Frossling varie selon l'angle d'azimut en vol d'avance. À la même position d'envergure, une pale avançante est caractérisée par un transfert thermique supérieur à celui d'une pale reculante. Vu la grande vitesse de rotation

VIII

des pales la variation du nombre de Frossling selon la position d'envergure est plus importante.

Mots-clefs : rotor, Cardonna et Tung, transfert de chaleur, non stationnaire, vol d'avance.

Numerical evaluation of heat transfer on the Caradonna and Tung rotor

Ahmed MKAOUAR

ABSTRACT

Aviation regulations prohibit aircraft from flying with surfaces contaminated by frost. The accretion of ice on aerodynamic surfaces degrades their performance. The helicopter is the most threatened by the risk of icing, since it operates at low altitudes where the weather conditions are more favorable to ice accretion. Helicopters equipped with anti-icing systems use heat to melt the ice formed on the affected surfaces, namely the blades. An evaluation of the heat transfer on the blades helps optimizing the anti-icing systems.

The numerical simulation of helicopter rotor's flow field is still one of the most challenging aerodynamics problems due to the rotating flow and the complex geometry of the helicopter. CFD numerical simulation comes as a major tool for the prediction of helicopter flow field. Various studies have been conducted to model the rotor's flow. However, there are no thermal transfer studies on the rotor's blades in the literature. This study aims at evaluating the heat transfer on the rotor's blades of helicopters by means of CFD simulations.

CFD is based on the resolution of a number of equations. The Navier-Stokes equations are solved in an unsteady way. The Spalart-Allmaras model is used to model the turbulence induced by the rotation of the blades. The Sliding Mesh technique is used to model the rotation of the blades. The rotor studied is proposed by Caradonna and Tung. It is composed of two rectangular blades. The mesh is multizone. It is composed of a static zone modeling the physical domain and a dynamic zone containing the blades of the rotor. This technique makes it possible to model the rotor in hovering and forward flight condition. The open source code used in this study is SU2.

The numerical simulation with SU2 of the Caradonna and Tung rotor succeeded to model the distribution of the pressure coefficient on the rotor blades in hover. A comparison with the literature made it possible to validate the flow. The shock waves formed on the blade are well simulated at the position denoted by literature. Next, the heat flux was calculated on the blades. The Frossling number was used to evaluate the heat transfer. In hovering flight, it was found that the heat transfer varies according to the span position. It is higher at blade's tips. So the ice formed at the blade's tip is greater than at the root. Then the rotor was simulated in forward flight condition. The Frossling number changes according to the azimuth angle in addition to span position in forward flight. At the same span position an advancing blade is characterized by a higher heat transfer than that of a retarding blade. Due to the high rotation speed of the blades, the variation of Frossling number with span position is more important.

Keywords: rotor, Caradonna and Tung, heat transfer, unsteady, forward flight.

TABLE DES MATIÈRES

INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE.....	7
1.1 Rotor d'hélicoptère	7
1.1.1 Mécanique du rotor d'hélicoptère.....	7
1.1.2 Problèmes aérodynamiques du rotor.....	9
1.1.3 Configurations des rotors.....	11
1.1.4 Givrage des rotors.....	12
1.2 Modélisation du rotor d'hélicoptère.....	13
1.2.1 Équations physiques.....	13
1.2.2 CFD.....	14
1.2.3 Méthodes de maillage	15
1.2.3.1 Maillage uni-block.....	15
1.2.3.2 Maillage multi-block.....	17
1.2.3.3 Maillage hybride	18
1.2.4 Méthodologie de simulation	19
1.3 Transfert de chaleur	20
1.4 Bilan de la littérature.....	21
CHAPITRE 2 MODÈLE MATHÉMATIQUE ET MÉTHODE NUMÉRIQUE.....	23
2.1 Modélisation numérique d'un écoulement de fluide	24
2.1.1 Équations gouvernantes	24
2.1.1.1 Conservation de la masse.....	25
2.1.1.2 Conservation de la quantité de mouvement.....	25
2.1.1.3 Conservation de l'énergie	26
2.1.2 Système d'équations de Navier-Stokes et équations d'Euler	27
2.2 Modèles de turbulence	29
2.3 Discrétisation spatiale et temporelle.....	30
2.3.1 Discrétisation spatiale.....	30
2.3.2 Discrétisation temporelle	31
2.4 Conditions aux frontières.....	33
2.5 Transfert de chaleur	36
2.6 Conclusion	38
CHAPITRE 3 DISCRÉTISATION DU DOMAINE DE CALCUL.....	39
3.1 Techniques de maillage.....	39
3.1.1 Domaine de calcul.....	39
3.1.2 Mouvement du maillage	41
3.2 Géométrie.....	42
3.3 Maillage	44
3.3.1 Zone farfield.....	44
3.3.2 Zone rotor.....	46
3.4 Conclusion	48

CHAPITRE 4	RESULTATS	49
4.1	Conditions de simulation	49
4.2	Étude de validation	50
4.2.1	Résolution des équation d'Euler	50
4.2.2	Résolution des équations d'URANS.....	54
4.3	Transfert de chaleur	61
4.4	Simulation en vol d'avance.....	65
4.5	Conclusion	69
CONCLUSION.....		71
RECOMMANDATIONS		73
ANNEXE I	CONDITIONS AUX FRONTIÈRES	75
ANNEXE II	CONVERSION MAILLAGE MULTIZONE DU FORMAT CGNS VERS FORMAT SU2.....	81
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....		82
BIBLIOGRAPHIE.....		Erreur ! Signet non défini.

LISTE DES FIGURES

		Page
Figure 0.1	Pale d'hélicoptère contaminée par le givre	1
Figure 0.2	Hélicoptère contaminé par le givre et en attente de secours	3
Figure 1.1	Angle d'azimut d'une pale du rotor	8
Figure 1.2	Tourbillons induits par des ailes fixes et des ailes rotatives	9
Figure 1.3	Mouvement de battement des pales	10
Figure 1.4	Configurations des rotors	12
Figure 1.5	Exemple du maillage uni-block	16
Figure 1.6	Deux exemples du maillage multi-Block.....	17
Figure 1.7	Exemple du maillage hybride	19
Figure 2.1	Schéma de la problématique	23
Figure 2.2	Discretisation spatiale	30
Figure 3.1	Zone farfield.....	40
Figure 3.2	Zone rotor.....	40
Figure 3.3	Coupe longitudinale d'une pale du rotor	43
Figure 3.4	Vue de dessus des pales du rotor	43
Figure 3.5	Coupe transversale du maillage du domaine farfield à $Z=0$	45
Figure 3.6	Coupe longitudinale du maillage de la zone farfield	45
Figure 3.7	Coupe transversale du maillage de la zone rotor à $Z=0$	46
Figure 3.8	Coupe longitudinale du maillage de la zone rotor	47
Figure 3.9	Distribution des éléments sur une pale vue de dessus	47
Figure 3.10	Distribution des éléments sur un côté latéral de pale.....	48
Figure 4.1	Coefficient de pression sur la surface supérieure des pales	51

Figure 4.2	Coefficient de pression sur la surface inférieure des pales	51
Figure 4.3	Iso contour du nombre de Mach	52
Figure 4.4	Comparaison du coefficient de pression : solution Euler, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure : (a) $r/R=0,5$, (b) $r/R=0,68$, (c) $r/R=0,8$ et (d) $r/R=0,89$	53
Figure 4.5	Comparaison du coefficient de pression : solution Euler, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure $r/R=0,96$	54
Figure 4.6	Evolution du coefficient de portance selon le nombre de tour	55
Figure 4.7	Coefficient de pression sur la surface supérieure des pales	56
Figure 4.8	Coefficient de pression sur la surface inférieure des pales	56
Figure 4.9	Différence entre maillage grossier et maillage fin	57
Figure 4.10	Comparaison du coefficient de pression : solution URANS, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure : (a) $r/R=0,5$, (b) $r/R=0,68$, (c) $r/R=0,8$ et (d) $r/R=0,89$	58
Figure 4.11	Comparaison du coefficient de pression : solution URANS, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure $r/R=0,96$	59
Figure 4.12	Evolution du coefficient de portance selon le nombre de tour	60
Figure 4.13	Comparaison du coefficient de pression : solution URANS vitesse de rotation 1250 tr/mn et position d'envergure (a) $r/R=0,5$ et (b) $r/R=0,8$	60
Figure 4.14	Comparaison du coefficient de pression : solution URANS vitesse de rotation 1250 tr/mn et position d'envergure (a) $r/R=0,89$ et (b) $r/R=0,96$	61
Figure 4.15	Sillage sous les pales colorié avec la température	62
Figure 4.16	Variation de température dans le domaine de calcul	63
Figure 4.17	Variation du nombre de Frossling à la surface supérieure des pales à 2500 tr/mn	64
Figure 4.18	Nombre de Frossling en vol stationnaire	64
Figure 4.19	Coefficient de pression en vol d'avance	66
Figure 4.20	Sillage du rotor en vol d'avance colorié avec la température	67

Figure 4.21	Température dans le domaine de calcul en vol d'avance	67
Figure 4.22	Nombre de Frossling en vol d'avance	68
Figure 4.23	Variation du nombre de Frossling selon l'angle d'azimut	69

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

RAC	Règlement de l'Aviation Canadien
RAF	Royal Air Force
CFD	Computational Fluid Dynamics
SST	Shear Stress Transport
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ONERA	Office national d'études et de recherches aérospatiales
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
EDP	Equation aux Dérivée Partielle
TFT	Laboratoire de Thermofluide pour le Transport à l'ETS
UVLM	Unsteady Vortex Lattice Method
UVLM-RHT	Unsteady Vortex Lattice Method Rotor Heatflux Transfert

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

α	Angle d'attaque (°)
β	Angle de glissade (°)
c	Corde du profil aérodynamique des pales (m)
C_p	Chaleur spécifique
E	Énergie totale du système (Joule)
F^c	Vecteurs des flux conservatifs
F^v	Vecteur des flux visqueux
Fr	Nombre de Frossling
γ	Indice adiabatique
H	Enthalpie (Joule)
h	Coefficient de transfert convectif (W/m ² K)
k	Conductivité thermique (W/mk)
L	Longueur de Reynolds (m)
Ma	Nombre de Mach
Nu	Nombre de Nusselt
Ω	Domaine de calcul
p	Pression (N/m ²)
Pr_d	Nombre de Prandtl dynamique
Pr_t	Nombre de Prandtl turbulent
P_e	Pression statique à l'outlet (N/m ²)
Q	Vecteur des termes sources
q_h	Flux de chaleur (W/m ²)
ρ	Masse volumique (kg/m ³)
$R(U)$	Résiduel
Re	Nombre de Reynolds
$\bar{\tau}$	Tenseur des contraintes visqueuses (N/m ²)
T	Température (K)
t	Temps (s)

XX

T_{∞}	Température infinie (K)
T_{tot}	Température totale (K)
T_S	Température à la surface des pales (K)
U	Vecteur des variables conservatives
u, v, w	Composantes de la vitesse absolue selon les axes X,Y et Z (m/s)
μ_{tot}^*	Conductivité turbulente totale (m ² /s)
μ_{dyn}	Viscosité dynamique (m ² /s)
μ_{tur}	Viscosité turbulente (m ² /s)
V	Vitesse absolue (m/s)
v_r	Vitesse relative (m/s)
v_e	Vitesse d'entraînement (m/s)
ω	Vitesse de rotation du rotor (rad/s)

INTRODUCTION

Le givrage est un phénomène météorologique qui menace la sécurité des aéronefs. En effet lorsqu'un aéronef vole à des températures entre -5 °C et -20 °C (R.W, N.P, & J.T, 2000), il risque d'y avoir de l'accrétion de glace sur sa paroi. Dans cette plage de température, les nuages peuvent contenir des gouttelettes d'eau sous forme liquide malgré la basse température. Ces dernières se transforment en glace quand elles frappent une surface comme la paroi d'un aéronef. La couche de glace qui se forme sur les surfaces aérodynamiques des aéronefs modifie l'écoulement d'air autour de ces surfaces. Par conséquent, les propriétés aérodynamiques de l'aéronef seront altérées : augmentation de la traînée et diminution de la portance. En plus, la masse de l'aéronef augmente. L'image ci-dessous montre un exemple d'une surface contaminée par le givre, à savoir une pale d'hélicoptère.



Figure 0.1 Pale d'hélicoptère contaminée par le givre
Tirée de PPRuNE (2010)

Les accidents d'aéronefs causés par l'accrétion du givre sont nombreux. Entre 2006 et 2010, 259 accidents d'avion liés au givrage ont été reportés aux États-Unis (Appiah-kubi, 2011) seulement. Le règlement de l'aviation Canadienne (RAC) interdit le vol dans des conditions givrantes (Transport Canada, 2018). Pour éviter tout risque d'accident lié au givre,

des mesures de protection doivent être prises en considération. Il existe des mesures dites préventives : antigivrage, et des mesures curatives : dégivrage. L'antigivrage des aéronefs s'effectue au sol à l'aide d'un liquide spécial comme le Glycol. Il consiste à appliquer une couche protectrice sur les surfaces menacées par le givre. La technique de dégivrage est utilisée quand une couche de glace est déjà formée sur la surface de l'aéronef. Il existe principalement trois méthodes de dégivrage. Le dégivrage au sol est effectué avec un liquide qui permet d'enlever la contamination. En vol, les systèmes de protection utilisent soit la chaleur pour faire fondre la glace formée sur les surfaces aérodynamiques, soit une paroi gonflable pour faire craquer la glace. Les normes d'aviation civile exigent que tous les avions commerciaux soient équipés de systèmes de protection contre le givre.

Les hélicoptères sont plus susceptibles d'être contaminés par le givre que les avions commerciaux (Deng, Chang, & Song, 2019) puisqu'ils volent la plupart du temps à basse altitude où le risque de givrage est le plus important. En traversant des nuages givrants, une couche de glace s'accumule sur les pales de l'hélicoptère. Les performances du rotor se détériorent. Pour maintenir le vol, le couple fourni par le rotor doit augmenter de 10% à 25% (Han, 2016). La glace sur les pales augmente considérablement le poids de la machine. La disposition non symétrique de la glace sur les pales ajoute de la vibration à l'aéronef. Malheureusement, tous les hélicoptères ne sont pas équipés de systèmes de dégivrage. Ceux qui en bénéficient se servent de la chaleur générée par des résistances électriques intégrées dans les pales du rotor afin de faire fondre la glace formée sur les pales.

Le givrage sur un hélicoptère diminue considérablement la manœuvrabilité de la machine. Le pilote doit éviter de voler dans des conditions givrantes et effectuer un atterrissage d'urgence si nécessaire. Plusieurs accidents d'hélicoptères dont la cause principale est l'accrétion de givre sur l'appareil sont rapportés dans la littérature. En 2006, un hélicoptère de secours se trouve piégé sur le sommet d'une montagne à cause du givre (Civil Aviation Authority, 2014). L'hélicoptère de type RAF Sea King, était en train d'effectuer une mission de secours au nord de l'Écosse. Après le décollage, l'aéronef a rencontré une tempête de neige. Un atterrissage d'urgence s'est imposé, l'aéroport le plus proche était seulement à 4 minutes de vol. La machine s'est trouvée emprisonnée pendant une journée sur le sommet d'une

montagne jusqu'à l'arrivée des agents de secours avec la machine de dégivrage qui a permis à l'appareil de décoller de nouveau. La figure 0.2 présente l'hélicoptère Sea King prisonnier sur le sommet de la montagne en attente de secours.



Figure 0.2 Hélicoptère contaminé par le givre et en attente de secours
Tirée de BBC (2006)

Les hélicoptères équipés d'un système de dégivrage sont principalement les hélicoptères militaires (Han, 2016). Certains hélicoptères destinés à des missions spéciales en milieu nordique sont aussi munis d'un système de dégivrage (Han, 2016). Des résistances électriques intégrées dans les pales du rotor génèrent la chaleur nécessaire pour faire fondre la glace. Ce projet de recherche s'intéresse à l'évaluation des transferts thermiques sur le rotor d'hélicoptère à l'aide de simulations CFD. Les résultats du projet aideront à l'amélioration des systèmes de dégivrage. L'étude expérimentale du givre sur le rotor d'hélicoptère est effectuée dans une soufflerie équipée par un mécanisme de réfrigération afin de produire du givre (Harvey, 2012). Ce mécanisme doit assurer une température entre -5° et -20° . L'air doit contenir des gouttelettes d'eau afin de modéliser un environnement favorable à l'accrétion de glace. L'étude expérimentale est donc à la fois dangereuse et

coûteuse. La force centrifuge du rotor peut provoquer le détachement d'une partie du givre des pales sous forme de projectiles. A ce stade, les simulations numériques présentent une alternative prometteuse.

La modélisation de la formation du givre a capté l'intérêt de plusieurs chercheurs. La simulation numérique a permis de faire des études poussées avec l'introduction de la mécanique des fluides numérique (CFD). Les travaux expérimentaux de Caradonna et Tung ont aidé à améliorer les simulations numériques des hélicoptères (Caradonna & Tung, 1981). Ils ont établi une base de données expérimentales, ce qui permet de valider les résultats numériques. Le présent mémoire traite la simulation numérique du rotor proposé par Caradonna et Tung. L'objectif de ce projet est d'évaluer les transferts thermiques sur une pale du rotor en rotation. Les résultats de ce projet aideront à mieux comprendre le mécanisme de transfert thermique sur le rotor d'hélicoptère. Une bonne compréhension de ce mécanisme permettra avec l'aide d'autres travaux de réduire la consommation d'énergie et d'améliorer l'efficacité des systèmes de dégivrage des hélicoptères. Selon la littérature consultée, toutes les études effectuées sur ce sujet se servent de logiciels commerciaux ou de codes privés pour faire les simulations numériques. Le logiciel open source SU2 est exploité dans ce projet pour faire les simulations numériques. C'est un solveur développé à l'université de Stanford. Il a prouvé sa capacité à résoudre des problèmes de mécanique des fluides complexes (Palacios et al., 2014). Une étude est déjà menée par les développeurs de SU2 sur le cas du rotor Caradonna et Tung en vol stationnaire (Palacios et al., 2014).

Le présent document est la synthèse du travail effectué dans ce projet. Il est composé de 4 chapitres. Le premier chapitre est une revue de littérature. Il concerne principalement la mécanique des rotors d'hélicoptères et la dynamique des fluides en relation avec le rotor d'hélicoptère. Les travaux précédents en relation avec ce projet sont aussi étudiés dans ce chapitre. Le deuxième chapitre expose le modèle mathématique et la méthode numérique utilisés dans les simulations numériques. La méthode d'évaluation du transfert thermique est discutée dans ce chapitre. Le troisième chapitre présente la discrétisation du domaine de calcul. Le quatrième chapitre est le cœur de ce document. Il présente les résultats des simulations numériques effectuées. D'abord, une étude de maillage est nécessaire pour

connaître la sensibilité de la solution au maillage. Ensuite, une validation avec la littérature est effectuée afin de s'assurer de la capacité du logiciel à résoudre le problème. Une comparaison entre les résultats de la simulation et les données de littérature a permis de valider l'utilisation du code. Elle a porté sur la variation du coefficient de pression pour des sections d'envergure. Les données de la littérature présentent la distribution du coefficient de pression sur les pales du rotor pour les différentes sections d'envergure étudiées. Enfin, une étude du transfert de chaleur est effectuée pour évaluer les transferts thermiques sur les pales. Cette étude concerne la variation du nombre de Frossling sur les pales du rotor en vol stationnaire et en vol d'avance.

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

Ce chapitre présente une revue de littérature relative à la mécanique du rotor d'hélicoptère, la dynamique des fluides et le transfert thermique. Ces connaissances sont nécessaires à la bonne compréhension de ce sujet de recherche. Les autres travaux sur le rotor d'hélicoptère sont consultés pour connaître les techniques de la simulation numérique d'un rotor d'hélicoptère.

En premier lieu, le rotor d'hélicoptère est présenté. La deuxième section porte sur la modélisation d'écoulement d'air autour des pales du rotor. Les équations physiques utilisées ainsi que les techniques de simulation numérique sont ainsi énoncées. Le transfert de chaleur sur les pales du rotor est discuté dans la troisième section.

1.1 Rotor d'hélicoptère

1.1.1 Mécanique du rotor d'hélicoptère

L'hélicoptère vole en appliquant les mêmes principes physiques que les autres aéronefs à savoir créer une portance à l'aide des voilures. Cependant, il est caractérisé par une voilure tournante, des pales, qui assurent à la fois le vol vertical, stationnaire et de translation. La pièce maîtresse dans l'hélicoptère est le rotor principal. C'est lui qui fait tourner les pales et c'est lui qui permet de manœuvrer l'hélicoptère. En tournant, les pales génèrent une portance comme les ailes de l'avion. Le rotor permet la manipulation de cette portance pour produire le déplacement désiré. Il est capable de créer des forces dans toutes les directions (Oguz Yuksel, 2017). L'hélicoptère peut maintenir une position dans l'espace, à savoir effectuer un vol stationnaire. Cet avantage le rend indispensable pour des activités que les avions à voilures fixes ne peuvent pas faire. Notamment, les hélicoptères jouent un rôle important dans les activités militaires et de sauvetage (Johnson, 2010). Le vol vertical est caractérisé par une translation sur l'axe vertical de l'hélicoptère. Le vol vertical est créé lorsque la force

de portance devient supérieure au poids de la machine. En vol de transition, l'hélicoptère fait un mouvement de translation dans la direction commandée.

La rotation du rotor engendre un écoulement d'air autour des pales qui ont un profil aérodynamique globalement symétrique (Paul, 1982). La commande du pas général permet au pilote de faire varier l'angle de pas des pales identiquement entre toutes les pales ce qui permet de faire varier à son tour la portance. Cette commande permet d'effectuer un vol vertical. Une autre commande, le pas cyclique, permet de faire varier l'angle de pas de chaque pale du rotor individuellement selon son angle d'azimut. L'angle d'azimut, Ψ , est défini comme l'angle entre la direction d'avancement de l'hélicoptère et l'axe d'envergure de la pale comme le montre la figure 1.1. Les pales ayant des angles de pas plus grands génèrent plus de portance. Par conséquent la résultante de portance aura une nouvelle direction de sorte que l'hélicoptère sera aspiré dans la direction commandée.

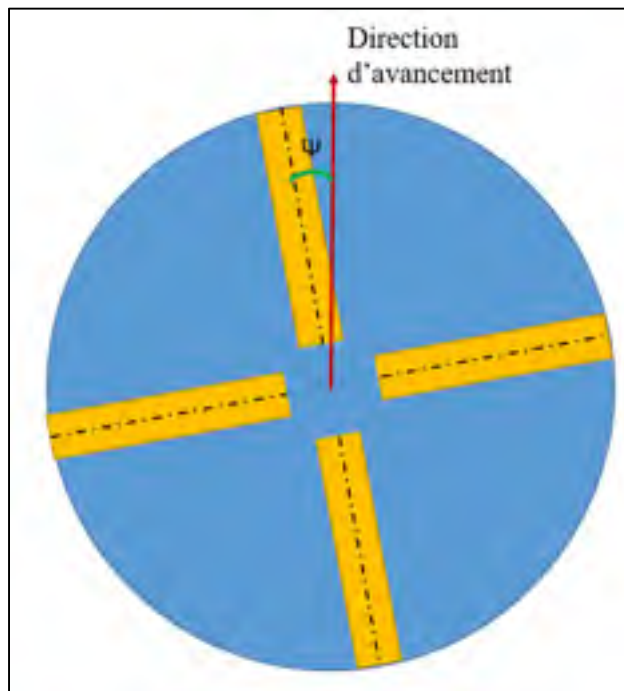


Figure 1.1 Angle d'azimut d'une pale du rotor

1.1.2 Problèmes aérodynamiques du rotor

Les voilures tournantes génèrent un champ de tourbillons plus complexe par rapport aux voilures fixes. A cause de leurs rotations, les pales génèrent des forces aérodynamiques variantes selon la position par rapport à l'axe du rotor. Les extrémités des pales génèrent plus de tourbillons que les emplantures. En contrepartie, les voilures fixes bénéficient d'une vitesse constante au long de l'envergure. De ce fait, le champ de tourbillon est en aval de l'aile. Avec la rotation du rotor, le champ de tourbillon induit par les pales est plus complexe en forme que celui des ailes fixes. La figure suivante présente la différence entre les tourbillons induits par des ailes fixes et des ailes rotatives.

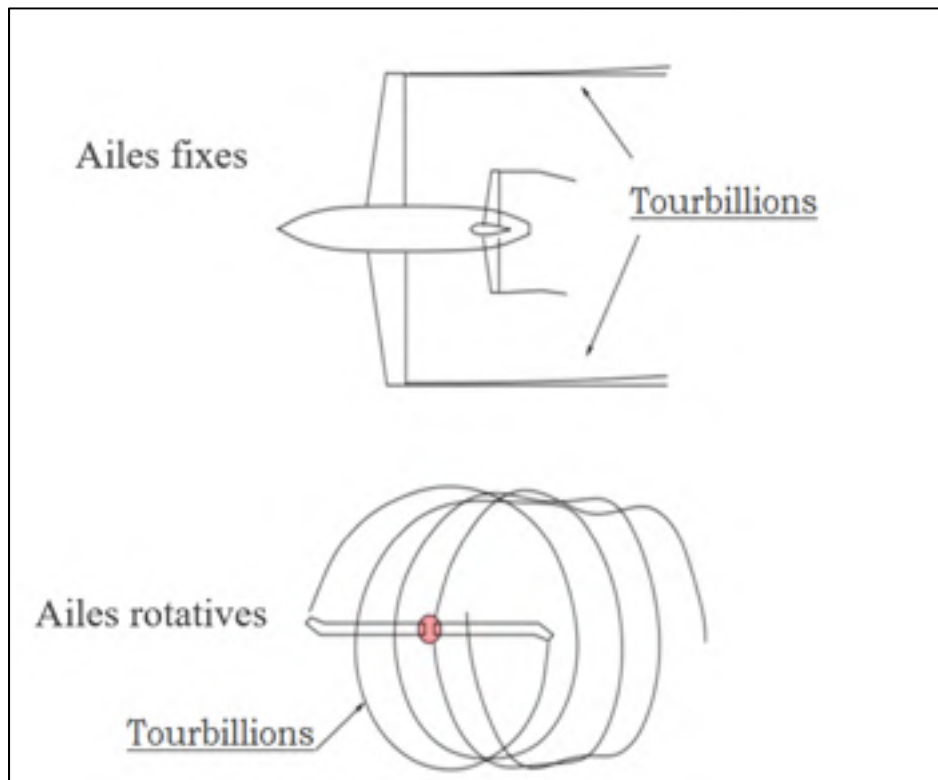


Figure 1.2 Tourbillons induits par des ailes fixes et des ailes rotatives

En vol d'avance, chaque pale subit une force aérodynamique proportionnelle au carré de la vitesse absolue. Cette vitesse est la somme de la vitesse produite par la rotation du rotor et la

vitesse de translation de l'hélicoptère. Cependant, la vitesse absolue est variable selon l'angle d'azimut de la pale. Une pale avançant a une vitesse supérieure à celle d'une pale reculant. On peut donc s'attendre à un flux de chaleur plus grand pour une pale avançante. Cette différence de vitesse engendre une portance variable pour la même pale durant une rotation complète autour de l'axe du rotor. Les pales sont articulées au niveau du noyau du rotor pour régulariser les différences de portance. Ainsi, elles effectuent un mouvement de battement.

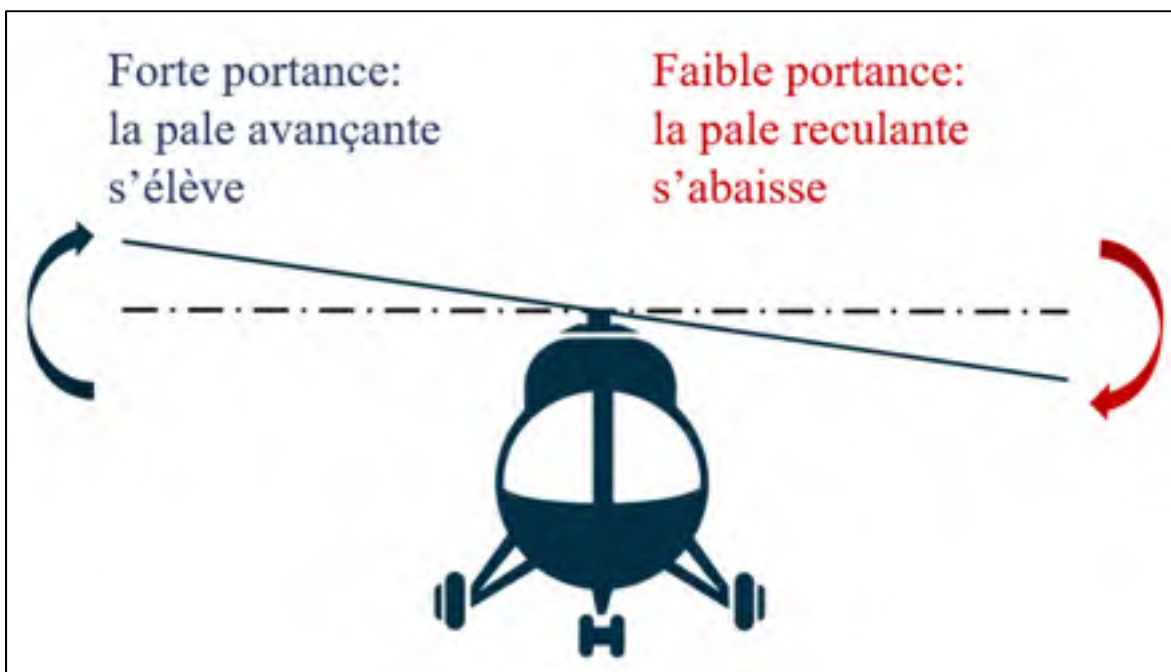


Figure 1.3 Mouvement de battement des pales

Le troisième principe de Newton énonce qu'à chaque action il y a une réaction égale et de sens opposé. De ce fait, la rotation du rotor engendre une réaction qui s'oppose à cette rotation. En effet, le rotor induit un couple qui tend à faire tourner l'appareil dans le sens inverse du sens de rotation du rotor. Les hélicoptères utilisent un second rotor pour contourner ce couple.

1.1.3 Configurations des rotors

Le rotor d'hélicoptère est composé par des pales. Ils peuvent être identifiés par un certain nombre de paramètres, principalement le type et le nombre des pales. Les hélicoptères peuvent être classés selon leur configuration de rotors en trois grandes familles (Koehl, 2012) à savoir hélicoptère à :

- Rotor principal et rotor de queue :
C'est la configuration mécanique la plus simple. Elle est caractérisée par un rotor principal qui fournit la portance à l'appareil ainsi que les principaux mouvements. Le rotor de queue permet de faire un vol en rotation et de contourner le couple du rotor principal.
- Rotors coaxiaux :
Cette configuration est caractérisée par la présence de deux rotors principaux. Ils partagent le même axe et tournent en contresens. La rotation en sens inverse permet d'annuler les effets du couple rotatif. Chaque rotor contourne le couple de l'autre rotor. Avec deux rotors principaux, l'hélicoptère a une portance plus grande. Ainsi il est capable de porter une charge plus lourde.
- Rotors en tandem :
Deux rotors principaux assurent la portance de l'appareil aussi. Ces rotors ont des axes différents et sont contrarotatifs. Chaque rotor compense le couple rotatif généré par l'autre rotor.

La figure suivante présente les différentes configurations des rotors mentionnées précédemment. La configuration étudiée dans ce projet est celle du rotor principal et rotor de queue. Seul le rotor principal est simulé. Pour une simulation plus simple, le moyeu du rotor est négligé. Le rotor est modélisé par la rotation des pales.



Figure 1.4 Configurations des rotors

1.1.4 Givrage des rotors

A cause de la nature des missions que les hélicoptères peuvent effectuer, ces derniers sont exposés à des risques de givrage. Le givre se forme sur les pales si l'air contient des gouttelettes d'eau sous forme liquide à des températures inférieures à 0°C . L'accrétion de glace sur les pales affecte les caractéristiques aérodynamiques du rotor. La glace augmente la traînée et réduit la portance (Cheng, 2016). La masse de l'appareil augmente considérablement lors du givrage. Une disposition asymétrique de la glace sur les pales du rotor entraîne la vibration de l'appareil. La protection contre le givre est alors nécessaire pour les hélicoptères. Parmi les techniques de protection, le dégivrage par résistance thermique présente une option prometteuse. À ce jour, il est l'unique système de protection certifié par la Federal Aviation Administration pour les hélicoptères (Drury & College, 2017).

Des résistances thermiques intégrées dans les pales du rotor permettent la génération d'un flux de chaleur comme pour l'hélicoptère Bell 412 (Srinivasan 2005). Ce flux a pour but de faire fondre la glace accumulée sur les pales. Mais malheureusement tous les hélicoptères ne

sont pas équipés de ce système de protection. Le dégivrage des hélicoptères par éléments chauffants est un domaine qui nécessite encore de la recherche (Wang, Xu, & Huang, 2017). Les résistances thermiques sont gourmandes en énergie électrique surtout pour les petits hélicoptère (Palacios and Douglas 2014). La consommation d'électricité est aux alentours de 4 W/cm^2 , ce qui peut excéder les capacités électriques de l'hélicoptère (Drury & Colledge, 2017). Ce projet s'intègre dans le cadre de l'amélioration des systèmes de dégivrage. L'étude du transfert thermique au niveau des pales du rotor contribue à la réduction des besoins énergétiques des systèmes de dégivrage et à l'augmentation potentielle de leur efficacité.

1.2 Modélisation du rotor d'hélicoptère

1.2.1 Équations physiques

L'introduction de la science de la mécanique des fluides a permis d'étudier l'écoulement d'air sur les aéronefs. Les équations d'Euler permettent de résoudre un écoulement compressible en régime non visqueux. Les équations de Navier-Stokes ont permis de prendre en compte la viscosité dans la modélisation de l'écoulement. Ces équations vont être présentées dans le deuxième chapitre. La résolution du système d'équations de Navier-Stokes donne des informations sur l'écoulement ainsi que le flux de chaleur.

En régime turbulent, l'écoulement est plus complexe. La résolution du champ des tourbillons nécessite l'utilisation des modèles de turbulence (Oguz Yuksel, 2017). Ces modèles permettent de tenir en compte des effets de sillage et de résoudre la couche limite. Le choix d'un modèle de turbulence varie d'un problème à un autre. SST, K- ϵ et Spallart-Allmaras sont des exemples de modèles de turbulence (Wilcox, 1994). Des projets de simulation des hélicoptères Bell (412, 212, 214, 205) sont basés sur le modèle SST (Sheikhi & Saghiaie, 2016). Le code ROSITA de Politecnico di Milano modélise les turbulences à l'aide du modèle Spallart-Almaras (Biava & Vigevano, 2012). Ce modèle présente une précision meilleure que le modèle k- ϵ (Azzam et al., 2011).

1.2.2 CFD

Avec le développement des capacités de calcul des ordinateurs, la dynamique des fluides numérique, aussi appelée CFD pour Computational Fluid Dynamics, a rendu possible la modélisation des écoulements complexes. Le développement des hélicoptères a profité de la croissance de la CFD pour améliorer la modélisation de l'écoulement autour des pales du rotor. La CFD est un outil accessible aux industries et performant pour la conception des rotors d'hélicoptères (Caradonna, 1992). Des logiciels spéciaux pour la simulation numérique des hélicoptères sont conçus.

Aux États-Unis d'Amérique, l'administration nationale de l'aéronautique et de l'espace, la NASA, a développé plusieurs codes pour la modélisation des hélicoptères. Il y a des codes basés sur les équations d'Euler, HOVER et B-TRIM (Agarwal & Deese, 1987). D'autres codes se basent sur la résolution des équations de Navier-Stokes (G. . Srinivasan, Raghavan, & Duque, 1991). Ces codes sont validés grâce aux données expérimentales de Caradonna et Tung (Caradonna & Tung, 1981). Le code CAMRAD II a été conçu spécialement pour la résolution des problèmes d'aérodynamique rotatifs en se basant sur ces données expérimentales (Potsdam et al., 2004).

Dans l'Union Européenne, le projet GOAHEAD était dédié au développement des hélicoptères. Le code WAVES permet de résoudre les équations d'Euler pour un écoulement autour des hélicoptères (Sidès, Pahlke, & Costes, 2001). Les codes FLOWERS, INROT et ROSITA permettent la modélisation des rotors d'hélicoptère en résolvant les équations de Navier-Stokes (Biava, Khier, & Vigevano, 2012), (Pomin & Wagner, 2002), (Biava & Vigevano, 2012). D'autres codes sont établis dans le but de construire un maillage d'hélicoptère pour ces solveurs, (Steijl & Barakos, 2012). Le code ELsA de l'office national d'études et de recherche aérospatiales (ONERA) est validé avec les données expérimentales du projet GOAHEAD.

Le développement des hélicoptères a bénéficié donc de la CFD. Ainsi, le logiciel libre SU2 est utilisé pour faire les simulations numériques dans ce projet. C'est une suite des codes écrits en langage C++ qui servent à résoudre les équations à dérivées partielles. SU2 est capable de résoudre des problèmes de la CFD et a été validé pour des applications aérodynamiques notamment pour le rotor Caradonna et Tung en vol stationnaire (Palacios et al., 2014).

1.2.3 Méthodes de maillage

Un maillage uni-block était utilisé au début des études numériques des hélicoptères. Le mouvement rotatif des pâles est simulé uniquement par l'écoulement rotatif du fluide autour du rotor. Ce type de maillage ne permet pas de simuler le sillage induit par les pales du rotor (Ahmad, Directorate, & Field 1996). Il est même difficile de simuler les interférences aérodynamiques entre le rotor et la partie fixe, plateau et fuselage. Avec le développement de la CFD et la disponibilité des calculateurs haute performance, les chercheurs ont pu exploiter des nouvelles méthodes de simulation. La méthode de maillage Chimera présente une alternative qui permet de pallier aux défauts d'un maillage uni-block (Benek, Steger, Dougherty, & Buning, 1989). Elle propose une décomposition du domaine physique en sous-domaines plus simples. Son exploitation nécessite toutefois des ressources informatiques puissantes. La littérature consultée a permis d'identifier trois catégories de maillage utilisé dans la simulation d'écoulement autour du rotor d'hélicoptère.

1.2.3.1 Maillage uni-block

Un maillage cylindrique représente le domaine physique étudié. A l'intérieur de ce domaine existent les pâles du rotor. Les mailles sont concentrées aux alentours des pâles pour augmenter le nombre des nœuds sur la surface des pales sans allourdir le maillage. Ainsi le maillage sera plus fin proche des pales. Seul le vol stationnaire peut être simulé avec ce type de maillage.

Le maillage uni-block est généralement adopté dans le cas où les ressources informatiques sont limitées. Il a été adopté dans les études d'optimisation des performances aérodynamiques du rotor d'hélicoptère en vol stationnaire (Cao & Yu 2005) et les études de givrage des pâles (Guo-qing, Qi-jun, & Xi, 2016). Le recours au maillage cylindrique facilite énormément la tâche du solveur. Il permet de générer des écoulements circulaires autour des pâles du rotor (Pape & Beaumier 2005) pour simuler le mouvement rotatif des pâles. Cette étude vise la simulation du vol stationnaire et du vol d'avance. Ce type de maillage ne permet pas la simulation du vol d'avance.

La figure suivante présente un exemple de maillage uni-structure. Une coupe 3D du maillage et une coupe longitudinale des nœuds aux alentours de la pale sont présentés dans la figure 1.5. Il est clair que les nœuds sont concentrés autour des pâles. Ce maillage était étudié dans les travaux de (Brocklehurst & Barakos, 2013).

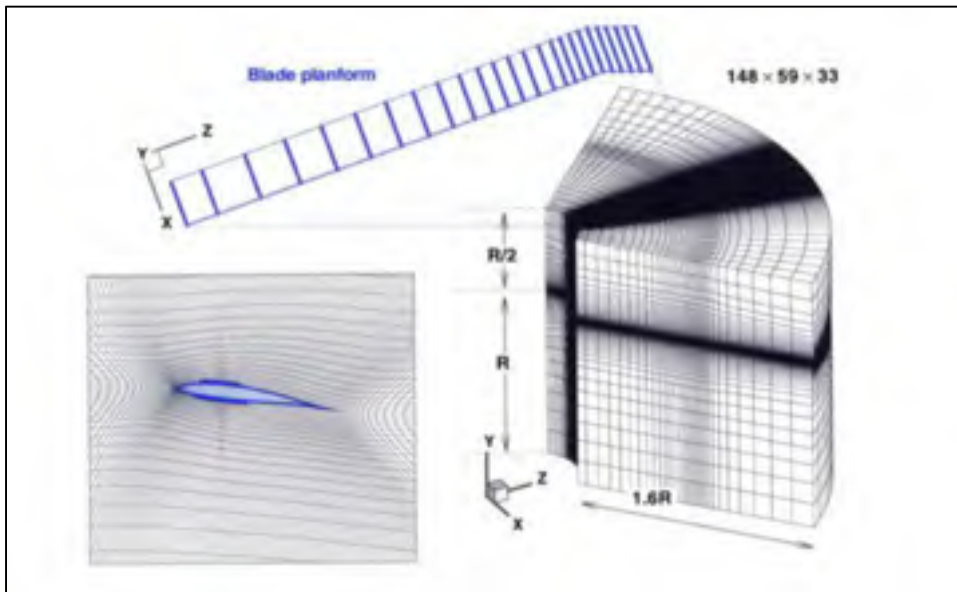


Figure 1.5 Exemple du maillage uni-block
Tirée de Brocklehurst & Barakos. (2013)

1.2.3.2 Maillage multi-block

Le maillage multi-block permet de faire des études de simulation numérique poussées. En contrepartie, il est gourmand en ressources informatiques. L'utilisation de ce type de maillage nécessite des calculateurs de hautes performances. La méthode du maillage multi block exige la superposition d'un maillage fin autour des pâles du rotor tournant à un maillage fixe cubique (Ahmad et al., 1996) ou cylindrique (Sidès, Pahlke, & Costes, 2001). Le maillage fixe présente le domaine de calcul. Le maillage autour des pâles est un maillage rotatif qui enveloppe les pâles.

Cette méthode nécessite le couplage entre deux codes de calcul. Le premier code permet de générer le maillage après chaque pas de rotation du rotor. Le deuxième code résout le problème d'écoulement d'air autour des pâles. Pour cette raison, l'utilisation d'un maillage multi-block est difficile vu qu'il nécessite plus de ressources informatiques que l'utilisation d'un maillage uni-block. La simulation d'un maillage multi-block a duré 47h par révolution avec un super ordinateur (240 processeurs de type Xeon 5660) dans l'étude de (Biava & Vigevano, 2012). La figure suivante présente un exemple de maillage multi-block. Une coupe 3D et une coupe transversale du maillage sont présentées. Ce maillage était utilisé dans les travaux de (Sidès et al., 2001).

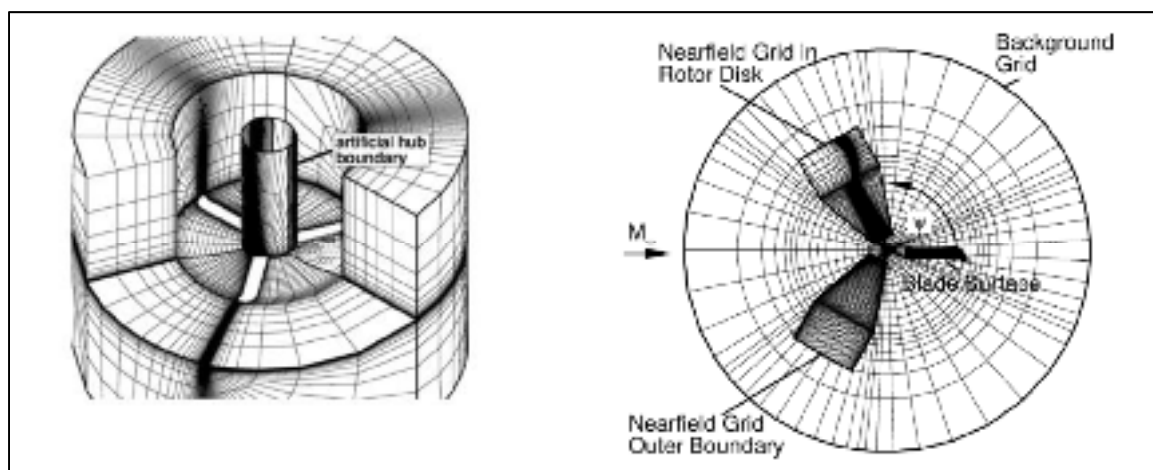


Figure 1.6 Deux exemples du maillage multi-Block
Tirée de Sidès et al. (2001)

1.2.3.3 Maillage hybride

Le maillage hybride est une combinaison des deux types de maillage précédents. Ce type de maillage permet d'avoir des résultats satisfaisants avec un coût informatique réduit (Zhao & Xu 2006). Il est constitué de deux zones majeures :

a- **Enveloppe cylindrique :**

Un maillage de type O-H englobe le domaine physique étudié. Il servira de plus à l'étude du sillage des pâles du rotor. Il est tolérable d'utiliser un maillage grossier dans cette zone (Qi-jun Zhao & Xu, 2006).

b- **Enveloppe des pâles :**

Un maillage de type O-H enveloppe les pales. Ce maillage doit être fin pour capter la couche limite. Il est exploité pour étudier le problème d'écoulement du fluide autour des pâles du rotor. Il est contenu dans l'enveloppe cylindrique.

La technique du maillage hybride consomme moins de temps et de ressources informatiques que le maillage multi-block. D'autre part, elle présente des résultats adéquats avec les données expérimentales (Kelly & Habashi, 2018). Cette méthode permet de réduire le temps de résolution de 43% par rapport à un maillage multi block de même taille (Zhao & Xu, 2006). La figure suivante présente un maillage hybride utilisé dans les travaux de (Qi-jun Zhao & Xu, 2006).

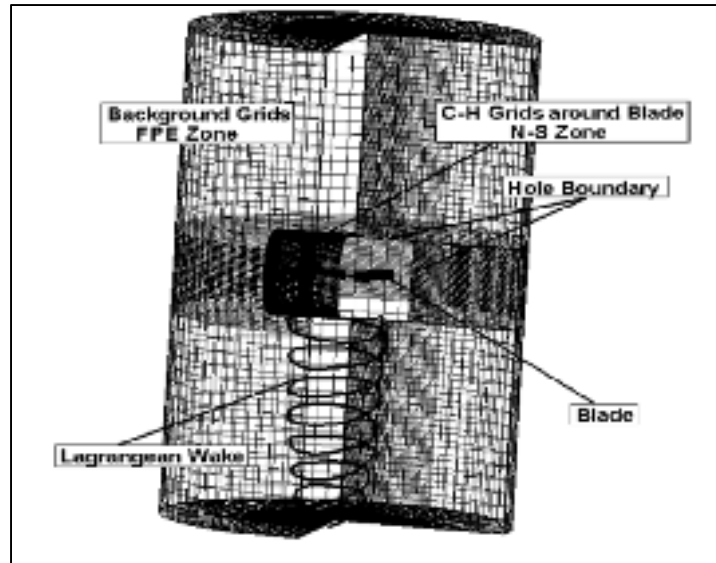


Figure 1.7 Exemple du maillage hybride
Tirée de Zhao & Xu. (2006)

1.2.4 Méthodologie de simulation

La méthode du maillage multi-block est une méthode très complexe. Le programme GOAHEAD financé par la Commission Européenne, a planifié un projet entier pour la génération d'un maillage multi-block au sein de l'université de Liverpool (Steijl & Barakos, 2012). Le recours au maillage multi-block consomme énormément de ressources informatiques. Le maillage uni-block limite l'étude au vol stationnaire. Le maillage hybride est le maillage choisi pour ce projet. Il permet de simuler le rotor en vol d'avance et consomme moins de ressource informatique que le maillage multi-block. Le maillage utilisé est tétraédrique contrairement à celui présenté dans la figure 1.7.

Les modèles de turbulence les plus adaptés à l'étude du rotor d'hélicoptère sont Spalart-Allmaras et Shear Stress Transport, SST, (Rumeau & Henneton, 2015). Le modèle SST est un modèle à deux équations de fermeture. Il traite des écoulements à gradient de pression sévère. Le modèle de Spalart Allmaras est un modèle à une équation de fermeture. Il a été conçu spécialement pour des applications d'aérospatiale. Il est de plus en plus populaire dans le secteur de la turbomachine. Le rotor a été étudié en vol stationnaire avec le modèle de

Spalart-Allmaras dans le projet de (Azzam et al., 2011) et (Doerffer & Szulc, 2008). L'étude menée par (Azzam et al., 2011) avait pour but de comparer les modèles de turbulence Spalart-Allmaras et $k-\epsilon$. Cette étude a permis de conclure que le modèle Spalart-Allmaras donne des résultats plus proches des résultats expérimentaux que le modèle $k-\epsilon$. Le modèle de Spalart-Allmaras a permis d'avoir un coefficient de poussée avec 1% d'erreur par rapport à la littérature (Doerffer & Szulc, 2008). Le modèle de turbulence SST était utilisé pour valider le code HRS dans les travaux de (Kusyumov, Mikhailov, Batrakov, Kusyumov, & Barakos, 2017). Il a permis d'obtenir un coefficient de poussée avec 5% d'erreur par rapport aux résultats expérimentaux. Les équations d'Euler, donc sans modèle de turbulence, étaient exploitées pour la résolution d'écoulement autour du rotor Caradonna et Tung (Ramezani & Blanco, 2018).

Les données de la littérature proposent une distribution des coefficients aérodynamiques autour d'une pale du rotor. Principalement, la distribution du coefficient de pression est fournie pour différentes valeurs du rapport r/R , avec, r la position de mesure et R le rayon de la pale. Les études numériques fournissent une comparaison entre les valeurs numériques et les valeurs expérimentales de (Caradonna & Tung, 1981). Les sections de l'envergure étudiées dans la littérature sont $r/R=0,5, 0,6, 0,8, 0,89$ et $0,96$.

1.3 Transfert de chaleur

Le but de l'intégration de la CFD au développement des hélicoptères est d'atteindre les performances optimales de ces appareils (Rabe & Wilke, 2018). La modélisation CFD aide à la conception des hélicoptères par la prédiction de l'écoulement d'air autour des pales. Elle permet de calculer l'effet de plusieurs paramètres sur les performances des hélicoptères. Les transferts thermiques sur les pales peuvent être étudiés suite à des simulations numériques (Palacios & Han, 2017). Cependant, le problème des transferts thermiques sur les pales ne peut être résolu qu'avec les équations de Navier-Stokes. Les équations d'Euler ne permettent pas de résoudre la distribution de température sur les pales. Dans l'étude de (Mu, Lin, Shen,

Bu, & Zhou, 2018), le coefficient de transfert convectif est évalué sur la paroi d'une aile 3D à l'aide des équations RANS.

La littérature consultée n'a pas permis de trouver des travaux portant sur l'évaluation du transfert thermique sur les pales du rotor d'hélicoptère par simulation numérique. Une étude numérique a été effectuée pour modéliser la formation du givre sur les pales d'un rotor (Xi & Qi-jun, 2017). Mais cette étude n'a pas évalué le flux de chaleur sur les pales. Une autre étude était menée dans une soufflerie givrante pour caractériser expérimentalement la formation du givre sur les pales d'un rotor (Harvey, 2012).

Pour une meilleure évaluation et comparaison des performances des systèmes physiques, l'utilisation des nombres sans dimension est fréquente. Dans les études de givrage des profils aérodynamiques, le nombre de Frossling est utilisé (Palacios & Han, 2017). Ce nombre relie le nombre de Reynolds au nombre de Nusselt. Le nombre de Nusselt est un nombre adimensionnel qui est défini comme la forme non dimensionnelle du coefficient de transfert thermique convectif (Herwig, 2016). Il mesure le transfert de chaleur par convection à la surface en comparaison avec le transfert thermique par conduction. Une grande valeur du nombre de Nusselt implique que le transfert thermique par convection est dominant. Dans le deuxième chapitre, les équations utilisées pour calculer le nombre de Nusselt sont présentées.

1.4 Bilan de la littérature

L'objectif de ce chapitre était d'identifier les techniques qui permettent de faire un étude d'évaluation des transferts thermiques sur un rotor d'hélicoptère à partir des simulations numériques. L'écoulement d'air autour des pales est modélisé par les équations d'Euler avec un écoulement compressible sans effet visqueux. Les équations de Navier-Stokes permettent de simuler un écoulement visqueux. En régime turbulent, les modèles Spalart-Allmaras et SST permettent de modéliser la turbulence induite par la rotation du rotor. Des codes numériques ont prouvé la capacité de la CFD à simuler numériquement le rotor d'hélicoptère. Les travaux de Caradonna et Tung présentent une base de données expérimentales qui a servi

à la validation de l'étude numérique. Le maillage hybride a été choisi pour discrétiser le domaine de calcul. L'étude de transfert de chaleur sur les pales du rotor est possible suite à la résolution des équations de Navier-Stokes par CFD. Le transfert de chaleur est évalué à l'aide du nombre adimensionnelle, le nombre de Frossling.

CHAPITRE 2

MODÈLE MATHÉMATIQUE ET MÉTHODE NUMÉRIQUE

La problématique de ce projet de recherche concerne l'étude du transfert thermique sur les pales d'un rotor d'hélicoptère en rotation. Pour simplifier l'étude, les pales du rotor sont considérées rigides. Ainsi les mouvements de battements seront négligés. Les études de transfert de chaleur seront effectuées en vol stationnaire et en vol d'avance. La figure suivante propose un schéma de la problématique.

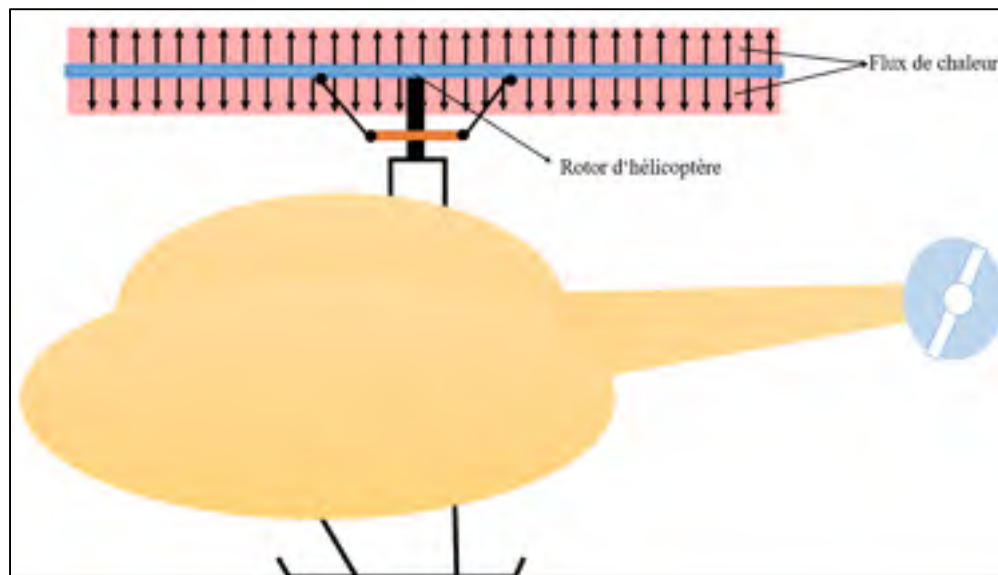


Figure 2.1 Schéma de la problématique

La simulation numérique CFD du rotor d'hélicoptère a été utilisée dans des travaux de recherche afin de modéliser l'écoulement d'air sur les pales du rotor (Kusyumov et al., 2017), (Pandey et al., 2012) et (Qinghe Zhao, 2018). Parmi les méthodes de maillage, le maillage hybride est choisi vu sa faible consommation de ressources informatiques par rapport au maillage multi-block. Les équations URANS compressibles sont utilisées pour résoudre l'écoulement d'air autour des pales. Ils se basent sur les équations de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie. Le modèle de turbulence Spalart-

Allmaras est utilisé pour simuler les turbulences induites par la rotation des pales. La résolution des équations URANS permettra d'évaluer les flux de chaleur sur les pales du rotor. Des équations d'états sont aussi nécessaires pour fermer correctement le système d'équation pour un écoulement compressible.

Le logiciel SU2 est utilisé dans cette étude. Il se base sur une méthode de volume fini pour résoudre des équations aux dérivées partielles. Le domaine de calcul est décomposé en petits volumes. Des schémas de discrétisation sont utilisés pour la discrétisation spatiale et temporelle. Le schéma ROE est utilisé pour la discrétisation spatiale. La discrétisation temporelle est effectuée avec la méthode double pas de temps pour les itérations globales et Euler implicite pour les sous itérations.

Ce chapitre présente les équations mathématiques utilisées pour résoudre numériquement l'écoulement d'air autour des pales du rotor. Au début, les équations moyennées de Navier-Stokes compressibles, URANS, sont étudiées. Ensuite, le modèle de turbulence est présenté. Ce chapitre présente aussi les méthodes numériques utilisées par le logiciel pour résoudre les équations précédentes à savoir les schémas de discrétisation spatiale et temporelle. Les types de conditions aux frontières sont décrits. Les équations liées aux transferts de chaleur sont aussi présentées dans ce chapitre.

2.1 Modélisation numérique d'un écoulement de fluide

2.1.1 Équations gouvernantes

La modélisation numérique est le fondement des logiciels de mécanique des fluides numérique (CFD). Un volume de contrôle (Ω) est utilisé comme le domaine où les propriétés du fluide seront évaluées. Il peut varier dans l'espace soit en rotation et/ou en translation. Dans cette étude deux types de domaines seront utilisés à savoir stationnaire et rotatif.

Soit le vecteur $\vec{\omega} = [0, 0, \omega]$ qui exprime la rotation angulaire du rotor. Le rotor effectue une rotation selon l'axe vertical « Z ». La vitesse absolue \vec{V} d'un point de l'espace est la somme de la vitesse relative \vec{v}_r et de la vitesse d'entraînement \vec{v}_e :

$$\vec{V} = \vec{v}_r + \vec{v}_e = \vec{v}_r + \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (2.1)$$

2.1.1.1 Conservation de la masse

Cette première loi contrôle l'échange de la quantité de matière entre le domaine (Ω) et son environnement. Elle exige que la masse entrante au domaine (Ω) soit égale à celle sortante. La masse dans le domaine (Ω) ne peut être ni créée ni détruite. Si on pose $\vec{V}(x, y, z, t)$ la vitesse du fluide, ρ la masse volumique du fluide et \vec{n} la normale à la surface du volume de contrôle, la loi de conservation de la masse aura la forme suivante pour un fluide compressible :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dS = 0 \quad (2.2)$$

2.1.1.2 Conservation de la quantité de mouvement :

Cette loi se base sur la deuxième loi de Newton qui dit que la variation de la quantité de mouvement est égale à la somme des forces appliquées sur le fluide. L'équation de conservation de la quantité de mouvement a la formulation suivante :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{V} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho \vec{V} (\vec{V} \cdot \vec{n}) dS = \oint_{\partial\Omega} p \vec{n} dS + \oint_{\partial\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{n}) dS \quad (2.3)$$

Avec la désignation suivante :

- p La force de pression;
- $\vec{\tau}$ Tenseur des contraintes visqueuses;

2.1.1.3 Conservation de l'énergie

Cette loi est dérivée de la première loi de la thermodynamique. Cette dernière spécifie que lors de toute transformation, la variation d'énergie pour une particule de fluide est la somme de la variation de la quantité de chaleur et du travail subit par cette particule (Versteeg & Malalasekera, 2007). La loi de conservation de l'énergie est définie par l'équation suivante :

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho E d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho H (\vec{V} \cdot \vec{n}) dS \\ & = \oint_{\partial\Omega} \rho k (\nabla T \cdot \vec{n}) dS + \oint_{\partial\Omega} (\bar{\tau} \cdot \vec{V}) \cdot \vec{n} dS \end{aligned} \quad (2.4)$$

avec :

- k conductivité thermique;
- T la température du fluide;
- H l'enthalpie du fluide;
- E l'énergie totale du système;

La variation de l'énergie est liée à la variation de l'enthalpie H selon :

$$H = E + \frac{p}{\rho} \quad (2.5)$$

Le fluide est assimilé à un gaz parfait. En utilisant les équations d'état, l'énergie totale du système est reliée à la pression et la masse volumique du système avec l'équation suivante :

$$p = (\gamma - 1)\rho \left[E - \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \right] \quad (2.6)$$

avec $\gamma = 1,4$, u, v et w représentent les composantes de la vitesse V selon les axes x, y et z respectivement.

2.1.2 Système d'équations de Navier-Stokes et équations d'Euler

Les équations de Navier-Stokes sont la base de la mécanique des fluides numériques. Elles sont une application directe des lois de conservation vue ci-dessus. La résolution de ces équations permet de modéliser le comportement du fluide. En régime turbulent, la résolution des équations de Navier-Stokes utilise un modèle de turbulence afin de prédire les turbulences.

Le système d'équations de Navier-Stokes respecte la forme générale suivante dans un volume de contrôle Ω et pour $t > 0$:

$$\partial_t U + \nabla \cdot \overrightarrow{F^c} - \nabla \cdot \overrightarrow{F^v} = Q \quad (2.7)$$

Ces termes ont les formules suivantes :

- Le vecteur des variables conservatives

$$U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E) \quad (2.8)$$

- Le vecteur des flux convectifs

$$\overrightarrow{F_i^c} = \begin{pmatrix} \rho \overrightarrow{V_i} \\ \rho V_i V_1 + P \delta_{i1} \\ \rho V_i V_2 + P \delta_{i2} \\ \rho V_i V_3 + P \delta_{i3} \\ \rho V_i H \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

- Le vecteur des flux visqueux

$$\overrightarrow{F_i^v} = \begin{pmatrix} \cdot \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ V_j \tau_{ij} + \mu_{tot}^* C_p \partial_i T \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

- Le vecteur des termes sources

$$Q = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

C_p est la chaleur spécifique à pression constante. μ_{tot}^* est la conductivité turbulente totale du fluide défini par :

$$\mu_{tot}^* = \frac{\mu_{dyn}}{Pr_d} + \frac{\mu_{tur}}{Pr_t} \quad (2.12)$$

où Pr_d et Pr_t sont les nombres de Prandtl dynamique et turbulent respectivement. La viscosité dynamique μ_{dyn} satisfait la loi de Sutherland et la viscosité turbulente μ_{tur} est calculée avec le modèle de turbulence. La contrainte visqueuse τ_{ij} satisfait la formulation suivante :

$$\tau_{ij} = \mu_{tot} (\partial_j V_i + \partial_i V_j - \frac{2}{3} \delta_{ij} \nabla \cdot \vec{V}) \quad (2.13)$$

avec

$$\mu_{tot} = \mu_{dyn} + \mu_{tur} \quad (2.14)$$

Si on néglige les forces de frottements visqueux, les équations de Navier-Stokes deviennent les équations d'Euler. Il est plus simple de résoudre les équations d'Euler que celles de Navier-Stokes car les forces de frottements visqueux sont absentes. Cependant, la résolution des équations d'Euler ne permet pas d'étudier la distribution de la température sur la paroi des pales. Du coup, les équations d'Euler vont être résolues en premier lieu pour valider la technique de résolution de SU2. L'étude portera ensuite sur la résolution des équations de Navier-Stokes ce qui va permettre d'étudier le flux de chaleur sur les pales.

2.2 Modèles de turbulence

En régime turbulent, les équations moyennées de Navier-Stokes, Reynolds Average Navier-Stokes (RANS), sont résolues à la place des équations Navier-Stokes. Les modèles de turbulence aident à trouver des solutions aux équations RANS et à décrire le comportement turbulent de l'écoulement. SU2 propose des modèles de turbulence à savoir celui de Spalart-Allmaras et Menter Shear Stress Transport (SST) qui sont souvent utilisés dans les problèmes d'ingénierie des écoulements turbulents (Palacios, Economon, America, Lonkar, & Alonso, 2013).

Le modèle Spalart-Allmaras est utilisé dans ce projet. C'est un modèle à une équation de transport. Il est conçu spécialement pour les applications aéronautiques (Jasak, 2009). La base de ce modèle est la viscosité turbulente. Il implique une équation de transport pour déterminer la viscosité turbulente modifiée, \hat{v} . Cette dernière est liée à la viscosité turbulente μ_{tur} par la formule suivante :

$$\mu_{tur} = \rho \hat{v} f_{v1} \quad (2.15)$$

L'équation de transport est la suivante :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{v}}{\partial t} &= \frac{\partial}{\partial x_j} (\hat{v} v_j) \\ &= C_{b1} (1 - f_{t2}) \hat{S} \hat{v} + \frac{1}{\sigma} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{(v_L + \hat{v})(\partial \hat{v})}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right\} \\ &\quad - \left[C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{K^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\hat{v}}{d} \right)^2 + f_{t1} \|\Delta \vec{v}\|_2^2 \end{aligned} \quad (2.16)$$

avec f_{v1} une fonction de la viscosité turbulente spécifiée dans la littérature (Palacios et al., 2013). Les paramètres de l'équation 2.15 sont aussi spécifiés dans la littérature. Le modèle de

Spalart-Allmaras permet la prédiction d'un écoulement turbulent avec fort gradient de pression (Blazek, 2001).

2.3 Discrétisation spatiale et temporelle

Le logiciel utilisé dans ce projet de recherche (SU2) est capable de résoudre les équations à dérivées partielles (EDP). Il utilise la méthode des volumes finis afin de discrétiser le domaine de calcul. Le logiciel exploite des schémas de discrétisation spatiale et temporelle pour résoudre les EDP.

2.3.1 Discrétisation spatiale

SU2 exploite une structure standard basée sur les arêtes qui relient les nœuds du maillage pour définir le volume de contrôle. Les limites du volume de contrôle passent par les médianes des bords entre les nœuds. La figure suivante présente un exemple de cette technique de discrétisation.

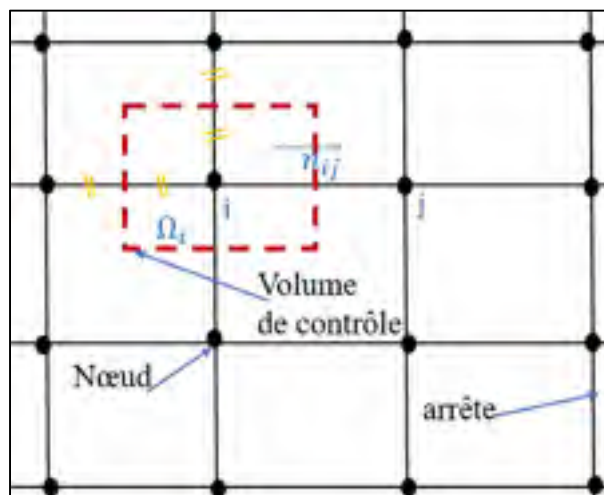


Figure 2.2 Discrétisation spatiale

Dans ce contexte la forme semi discrétisée des équations de Navier-Stokes est la suivante :

$$\int_{\Omega_i} \frac{\partial U}{\partial t} d\Omega + \sum_{j \in N_i} (F_{c_{ij}} + F_{v_{ij}}) \Delta S_{ij} - Q |\Omega_i| = \int_{\Omega_i} \frac{\partial U}{\partial t} d\Omega + R_i(U) = 0 \quad (2.17)$$

Dans cette équation $F_{c_{ij}}$ et $F_{v_{ij}}$ représentent les flux convectifs et visqueux. Les flux sont calculés au milieu des arrêtes. Ils sont évalués par le solveur numérique dans toutes les arrêtes et ils contribuent ensuite à l'évaluation du résiduel à chaque nœud. Les résiduels sont présentés par le terme R_i . ΔS_{ij} est la surface associée à l'arrête $i - j$. Ω_i représente le volume de contrôle du nœud i et N_i représente l'ensemble des nœuds voisins du nœud i . Les termes sources sont présents dans le terme Q .

SU2 dispose de plusieurs méthodes pour calculer les flux convectifs et visqueux comme le modèle ROE. Selon le schéma de ROE, les flux convectifs sont évalués via cette équation :

$$F_{c_{ij}} = F_{c_{ij}}(U_i, U_j) = \left(\frac{F_{c_i} + F_{c_j}}{2} \right) n_{ij} - \frac{1}{2} P |\Lambda| P^{-1} (U_i - U_j) \quad (2.18)$$

n_{ij} représente la normale à la face entre les nœuds i et j . P et P^{-1} sont les matrices des vecteurs propres de la matrice Jacobienne des flux convectifs. $|\Lambda|$ est la matrice diagonale des valeurs propres de la matrice Jacobienne des flux convectifs. U_i est le vecteur des variables conservatrices au nœud i . Suite à la résolution de cette équation, le solveur numérique du logiciel SU2 détermine le flux visqueux (Vitale, 2018). La méthode Weighted Least Squares est utilisée pour calculer le gradient spatial nécessaire au calcul du flux visqueux.

2.3.2 Discrétisation temporelle

L'équation de discrétisation ci-dessus doit être résolue pour chaque pas de temps. Deux schémas de discrétisation existent pour évaluer les résidues R_i . Le schéma explicite utilise une évaluation en temps t_n . Le pas du temps t_{n+1} est utilisé dans le schéma implicite. La méthode Euler implicite est utilisée dans ce projet d'étude.

La simulation d'un écoulement de fluide peut être stationnaire ou instationnaire. Le rotor d'hélicoptère en vol stationnaire peut être simulé en mode stationnaire. En vol d'avance, il est nécessaire de basculer vers une simulation non stationnaire. Pour cette raison, les simulations faites dans ce projet sont de nature instationnaire. On parlera donc des équations URANS, Unsteady Reynolds Average Navier-Stokes. L'approche double pas de temps de second ordre est très utilisée en simulation non stationnaire. À chaque pas du temps, le problème non stationnaire converge vers un état stationnaire (Palacios et al., 2013). Ce modèle a été validé pour les simulation du rotor d'hélicoptère (Steijl & Barakos, 2012). L'approche du pas de temps double est utilisée en mode non stationnaire pour le pas de temps générale. Les résiduels sont calculées avec cette formule (Palacios et al., 2014):

$$\frac{\partial U}{\partial t} + R^*(U) = 0 \quad (2.19)$$

avec :

$$R^*(U) = \frac{3}{2\Delta t}U + \frac{1}{|\Omega|^{n+1}} \left(R(U) - \frac{2}{\Delta t}U^n|\Omega|^n + \frac{1}{2\Delta t}U^{n-1}|\Omega|^{n-1} \right) \quad (2.20)$$

Lorsque l'état stationnaire est satisfait $U = U^{n+1}$. Le pas de temps Δt est défini par l'utilisateur. Dans le cas du logiciel SU2, Δt est défini dans le fichier configuration du problème.

La formulation suivante est adoptée pour un nœud i afin d'évaluer les résiduels pour les sous itérations :

$$\left(\frac{|\Omega_i|}{\Delta t^n} \delta_{ij} + \frac{\partial R_i(U^n)}{\partial U^n} \right) \Delta U^n = -R_i(U^n) \quad (2.21)$$

Avec $\Delta U^n = U^{n+1} - U^n$ et Δt est le pas du temps des sous itérations qui peut différer d'une cellule à l'autre. SU2 effectue une évaluation locale du pas de temps. Cette technique autorise à chaque cellule du maillage d'évoluer à un pas de temps différent des autres cellules. Le pas de temps local est évalué suivant cette formule :

$$\Delta t_i = N_{CFL} \min\left(\frac{|\Omega_i|}{\lambda_i^{conv}}\right) \quad (2.22)$$

avec N_{CFL} le nombre de Courant-Friedrichs-Lewy et λ_i^{conv} le rayon spectral convectif de la cellule i . Le solveur linéaire utilisé pour la formulation implicite est FGMRES avec préconditionneur et 10 itérations pour résoudre le système linéaire.

2.4 Conditions aux frontières

Ci-dessous sont présentées les conditions utilisées dans cette étude.

- Condition Farfield:

La condition farfield est utilisée à la frontière du domaine de calcul. SU2 permet de définir les valeurs de température de l'écoulement libre T_∞ , nombre de Mach Ma , nombre de Reynolds Re , angle d'attaque α , l'angle de glissade β et la longueur de Reynolds L dans le fichier configuration avec les mots clés suivants :

```
MACH_NUMBER=Ma;
REYNOLDS_NUMBER=Re;
FREESTREAM_TEMPERATURE= $T_\infty$ ;
AOA= $\alpha$ ;
SIDESLIP_ANGLE= $\beta$ ;
REYNOLDS_LENGTH=L;
```

À partir de ces paramètres la vitesse, la masse volumique, la pression et l'énergie sont calculées. Les détails de ce calcul figurent dans l'annexe I. La condition farfield est imposée en utilisant les mots clés suivants :

MARKER_FAR= (nom de la surface où la condition est appliquée);

Lors de la simulation du rotor d'hélicoptère, la distance entre la frontière farfield et le rotor devient critique. Cette distance doit être supérieure à une valeur spécifique pour éliminer l'effet de réflexion acoustique et les phénomènes de recirculation du fluide. La distance entre la frontière farfield et l'extrémité de la pale doit être supérieur à 4 fois le rayon du rotor (Pomin & Wagner, 2002). Cette condition est satisfaite géométriquement lors de la génération du maillage.

- **Condition de mur d'Euler:**

Dans le cas d'un écoulement non visqueux, le fluide glisse sur la surface. Lors de la résolution des équations d'Euler, une condition de mur d'Euler est imposée sur la surface des pales. Cette condition impose au fluide d'avoir un écoulement tangentiel à la surface des pales. Ainsi, la composante normale de la vitesse à la surface des pales est nulle. Le flux convectif sur la surface des pales se réduit à (Blazek, 2001):

$$\vec{F}^c = \begin{pmatrix} 0 \\ n_x p_m \\ n_y p_m \\ n_z p_m \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.23)$$

avec n_x , n_y et n_z les normale selon x, y et z respectivement. p_m est la pression au mur. SU2 permet d'appliquer une condition de mur d'Euler avec les mots clés suivants :

MARKER_EULER= (nom de la surface où la condition est appliquée);

- **Condition de non glissement :**

Dans le cas d'un écoulement visqueux, la vitesse entre la surface et le fluide sur la surface est nulle. Par conséquent, la vitesse du fluide sur les pales est égale à la vitesse des pales. SU2 propose deux choix de condition de non glissement à savoir une condition de flux de chaleur constant ou une condition de température fixe. L'utilisateur spécifie une condition de non glissement en choisissant entre ces deux options proposées avec les mots clés suivants :

MARKER_HEATFLUX= (nom de la surface où la condition est appliquée, valeur de flux de chaleur en W/m²);

MARKER_ISOTHERMAL= (nom de la surface où la condition est appliquée, valeur de température en K);

- **Condition Outlet :**

Avec ce type de condition, la pression du fluide quittant le domaine est définie. Cette condition est de type Riemann. Elle est utilisée à la surface de dessous du domaine de calcul. La pression est définie à cette surface lors de la définition de cette condition dans le logiciel SU2 avec le mot clés suivant :

MARKER_OUTLET = (nom de la surface où la condition est appliquée, pression statique à l'outlet P_e en pascal);

À partir de cette pression, SU2 calcule les différents paramètres de l'écoulement. Les détails de ce calcul figurent dans l'Annexe I.

- **Condition Inlet :**

La condition Inlet permet de spécifier les caractéristiques du fluide entrant dans le domaine de calcul. C'est une condition de type Riemann. La pression totale et la température totale du fluide entrant dans le domaine de calcul sont définies ainsi que la direction de l'écoulement. Avec ces paramètres, SU2 effectue des calculs pour déterminer les autres paramètres de l'écoulement. Les détails de ce calcul sont présentés dans l'Annexe I. La condition Inlet est utilisée dans la surface de dessus du domaine de calcul. SU2 utilise le mot clé suivant pour définir une condition de ce type :

MARKER_INLET= (nom de la surface où la condition est appliquée, TOTAL_PRESSURE, TOTAL_TEMPERATURE, Flow dir-x, Flow dir-y, Flow dir-z);

La température totale et la pression totale sont calculées en se basant sur la température à l'infini T_∞ , la pression statique p , le nombre de Mach et γ avec les deux équations suivantes :

$$T_{\text{tot}} = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right) \quad (2.24)$$

$$P_{\text{tot}} = p \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (2.25)$$

avec $Ma = \frac{v}{a}$, $a = \sqrt{\gamma RT_{\infty}}$ et $R=287$ J/kg K

2.5 Transfert de chaleur

Dans ce projet, seuls les transferts par conduction et convection seront pris en considération. Le transfert thermique par rayonnement sera négligé vu sa faible contribution au système. Le calcul des coefficients convectifs est nécessaire dans les problèmes thermiques où le refroidissement des surfaces en contact avec du fluide se présente. Ces coefficients permettent de décrire les échanges thermiques ainsi que les flux de chaleur.

L'étude du transfert de chaleur sur les pales du rotor passe par l'évaluation du nombre de Nusselt. Ce nombre introduit par Wilhelm Nusselt (1882–1957) sous la forme suivante :

$$Nu = \frac{h x}{k} \quad (2.26)$$

où h représente le coefficient de transfert convectif et k représente la conductivité thermique du fluide. Le paramètre x représente la position par rapport au corde. Cette formule présente la valeur locale du nombre du Nusselt. On peut calculer le nombre de Nusselt moyen suite à une intégration :

$$\overline{Nu} = \frac{1}{c} \int_0^c Nu dx \quad (2.27)$$

où on se sert de la valeur moyenne du coefficient de transfert thermique par convection \overline{h} .

$$\overline{Nu} = \frac{\bar{h} c}{k} \quad (2.28)$$

Le paramètre c représente la corde du profil de la pale. Le nombre de Nusselt moyen donne une information sur les échanges thermiques globaux du système. La valeur de la conductivité thermique est une valeur caractéristique du fluide. La valeur du coefficient convectif est calculée avec la formule suivante :

$$h_x = \frac{q_h}{(T_{\text{tot}} - T_S)} \quad (2.29)$$

où q_h représente le flux de chaleur sur les pales du rotor, T_{tot} est la température totale du fluide, et T_S est la température sur la surface des pales. Si le flux de chaleur est fixé, la température sur la surface est le résultat des simulations numériques et vice versa.

Ensuite, le nombre de Frossling est calculé à travers le nombre de Reynolds et le nombre de Nusselt sous la formulation suivante :

$$Fr = \frac{Nu}{\sqrt{Re}} \quad (2.30)$$

Ce nombre a été introduit principalement pour l'étude de transfert de chaleur sur un cylindre et a été utilisé dans l'étude des transferts thermiques sur les profil aérodynamique (Palacios & Han, 2017). Il a été utilisé dans des études expérimentales et numériques des flux de chaleur sur des ailes (Poinsatte & Dewitt, 1990) et (Han, 2016). Les deux paramètres, Nu et Re sont variables selon la position d'envergure. Le nombre de Reynolds pour un profil aérodynamique suit la formule suivante :

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (2.31)$$

où V est la vitesse locale de l'écoulement. Le nombre de Reynolds varie selon l'envergure de la pale. Cela est dû au fait que la rotation de la pale engendre une vitesse variable suivant l'envergure. La vitesse V est calculée en fonction de la vitesse de rotation des pales et de la position par rapport au centre de rotation. Ainsi, le nombre de Reynolds aura la nouvelle formulation :

$$Re = \frac{\rho c \sqrt{(\|\vec{v}_r\|^2 + \|(\vec{\omega} \times \vec{r})\|^2)}}{\mu} \quad (2.32)$$

En vol stationnaire, la vitesse relative \vec{v}_r est nulle. Les valeurs de ρ et μ sont prises sur la surface des pales. En vol d'avance, le nombre de Reynolds varie selon l'angle d'azimut.

2.6 Conclusion

Ce chapitre a permis de présenter le modèle mathématique et la méthode numérique utilisés pour simuler l'écoulement d'air autour des pales du rotor. Les équations URANS ont été présentées. Le modèle Spalart-Allmaras est le modèle choisi pour simuler la turbulence. Les discrétisations spatiale et temporelle sont assurées respectivement avec le schéma ROE et la méthode d'Euler implicite. Les conditions aux frontières utilisées dans ce projet ont été présentées. Finalement, la détermination du nombre de Frossling sur les pales permettra l'évaluation du transfert thermique du rotor.

CHAPITRE 3

DISCRÉTISATION DU DOMAINE DE CALCUL

Pour appliquer la méthode numérique discutée dans le chapitre précédent, il faut discrétiser le domaine de calcul en volume de contrôle. Cette discrétisation est géométrique et est effectuée lors de la génération du maillage. Ce chapitre est dédié à la première étape de la simulation numérique du rotor d'hélicoptère à savoir la génération du maillage. La solution dépend de la qualité du maillage. La littérature consultée a permis d'identifier le maillage hybride comme le maillage adéquat à ce projet. Le maillage est généré séparément avec le logiciel ICEM-CFD (Ansys, 2012). La première section présente le domaine de calcul et explique le mouvement du maillage dynamique. Les géométries du rotor et du domaine de calcul sont présentées dans la deuxième section du chapitre. Finalement, le maillage généré est présenté.

3.1 Techniques de maillage

3.1.1 Domaine de calcul

Le domaine de calcul utilisé dans ce projet est un domaine multizone composé par deux zones. La première zone est statique. Elle représente le domaine farfield. Elle est de type O-H. La géométrie de cette zone est cylindrique, rayon de 5,2 m et de hauteur de 10,4 m. La deuxième zone est dynamique. Elle effectue un mouvement de rotation autour de l'axe vertical « Z ». Cette zone représente le rotor et elle contient les pales. Elle est de type O-H. Le cylindre de la zone rotor est de rayon de 1,23 m et de hauteur de 0,5m. Les images suivantes sont une illustration des deux zones. Le point noir présente le centre de rotation. La figure 3.1 représente la zone farfield. Le cylindre gris représente la zone farfield. Au centre de cette zone, le cylindre rouge représente l'évidement occupé par la zone rotor. La zone rotor est illustrée dans la figure 3.2. Les pales sont en jaune dans la zone rotor.

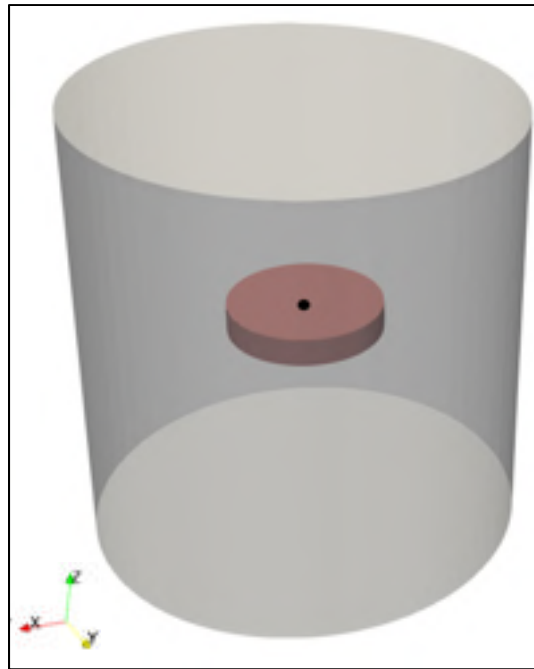


Figure 3.1 Zone farfield

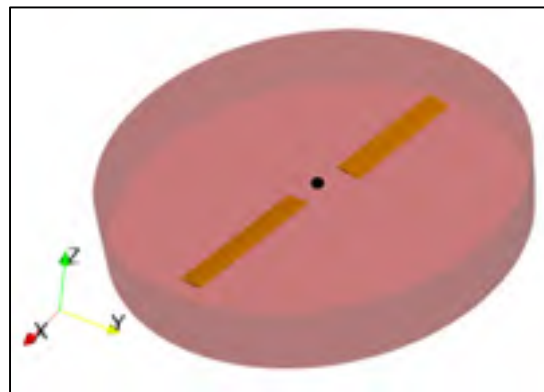


Figure 3.2 Zone rotor

Le domaine de calcul est discrétisé par un maillage hybride. Les volumes de contrôle sont des tétraèdres et des prismes proches des parois. Le maillage tétraédrique se base sur des triangles. La technique du maillage non structuré est adoptée. Ce choix a été fait car le logiciel SU2 ne permet que la simulation des maillages non structurés. Un maillage non structuré est caractérisé par une numérotation des nœuds qui ne respecte pas un ordre

particulier. Les maillages non structurés sont très robustes par rapport à la discrétisation du domaine de calcul (Duchaine, 2004).

3.1.2 Mouvement du maillage

Comme discuté ci-dessus, le domaine de calcul est composé par une zone statique et une zone centrale en rotation. La technique des maillages glissants, Sliding Mesh, est utilisée à l'interface entre les deux zones (Steijl & Barakos, 2008). La zone rotor effectue une rotation rigide. À chaque pas de temps, chaque volume de contrôle doit satisfaire la condition de conservation de la géométrie (Blazek, 2001). Le logiciel SU2 effectue un calcul de position pour chaque nœud du maillage de la zone rotor. Chaque nœud subit une modification de position en respectant la formulation suivante (Palacios et al., 2013) :

$$\vec{x}^{n+1} = R\vec{x}^n \quad (3.1)$$

avec \vec{x}^n est la position actuelle du nœud dans un repère cartésien et \vec{x}^{n+1} la nouvelle position après mouvement du maillage. La matrice R représente la matrice de rotation définie par :

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

θ représente l'angle de rotation des pales autour de l'axe z. Elle est calculée en fonction de la vitesse de rotation et le pas de temps. La vitesse du nœud induite par la rotation du maillage est calculée selon la formule suivante (Palacios et al., 2014):

$$\vec{u}_x = \frac{3\vec{x}^{n+1} - 4\vec{x}^n + \vec{x}^{n-1}}{2\Delta t} \quad (3.3)$$

avec Δt est le pas de temps;

Le flux convectif est ajusté avec cette vitesse pour la zone en rotation. Il a la formulation suivante :

$$\vec{F}^C = \begin{pmatrix} \rho(\vec{v} - \vec{u}_x) \\ \rho\vec{v} \otimes (\vec{v} - \vec{u}_x) + \bar{I}P \\ \rho E(\vec{v} - \vec{u}_x) + P\vec{v} \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

À la frontière entre la zone farfield et la zone rotor, le nombre de nœud de chaque zone doit être égal. La communication d'information entre les zones est assurée par une approche « Nearest Node » (Remaki, Ramezani, Blanco, & Garcia, 2017). Un nœud appartenant à la zone rotor communique l'information sur l'écoulement au nœud le plus proche appartenant à la zone farfield et vice versa. La surface d'interaction entre les deux zones doit avoir les mêmes caractéristiques de maillage à savoir le même nombre et la même distribution des nœuds.

3.2 Géométrie

La géométrie adoptée dans ce projet est celle proposée par Caradonna et Tung (Caradonna & Tung, 1981). Cette géométrie est très utilisée en simulation numérique des rotors d'hélicoptères (Qinghe Zhao, 2018), (Doerffer & Szulc, 2008), (Elfarra, 2019). Des données expérimentales sont disponibles pour cette géométrie, à savoir le coefficient de pression pour différent rapport d'envergure et différentes vitesses de rotation. Le rotor 67 proposé par la NASA (Yi & Raynold, 2015) et le rotor ONERA 7AD proposé par EUROCOPTER (Steijl & Barakos, 2012) et (Biava et al., 2012) sont des exemples de rotors utilisés dans la littérature. Les données expérimentales ne sont toutefois pas disponibles pour ces deux rotors.

Le rotor est caractérisé par une géométrie simple. Il est composé par deux pales rectangulaires. Elles sont formées par un profil NACA 0012 à un angle de pas des pales de 8 degrés. Les pales gardent une corde constante le long de l'envergure. Cette corde à une valeur de 0,1905 m. La figure suivante présente une coupe longitudinale d'une pale du rotor.

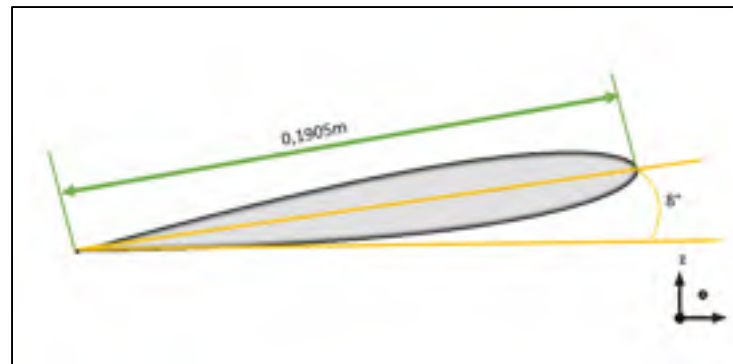


Figure 3.3 Coupe longitudinale d'une pale du rotor

Les pales ont un allongement de 6. Le rayon du rotor est de 1,143 m. Une distance équivalente à la corde sépare le centre de rotation de l'emplanture des pales. L'envergure des pales mesure 0,9525 m. L'axe « Z » correspond à l'axe vertical du rotor. L'axe « X » représente l'axe transversal du rotor. L'axe d'envergure des pales est décalé par rapport à l'axe X par le $\frac{1}{4}$ de la corde. La figure suivante présente une vue de dessus des deux pales du rotor.

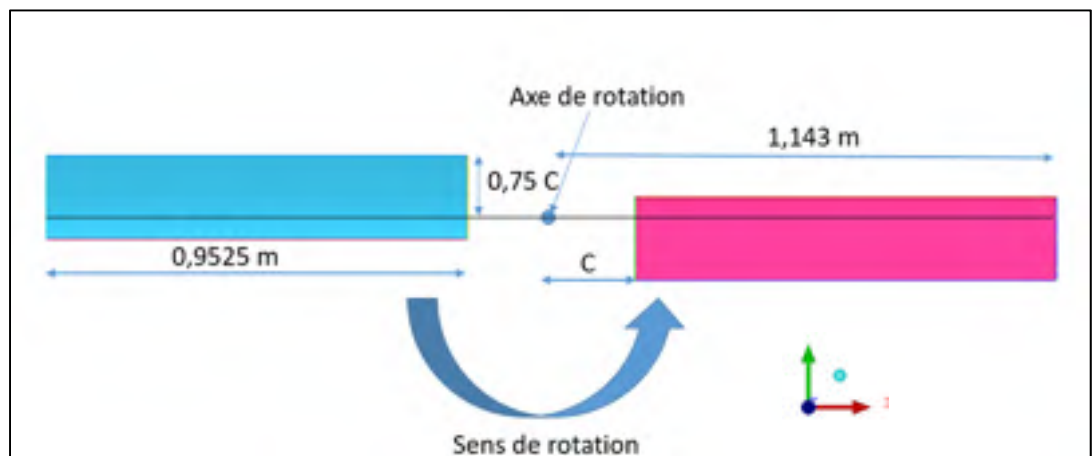


Figure 3.4 Vue de dessus des pales du rotor

La zone farfield est la zone qui représente le domaine physique. Pour simuler l'écoulement d'air autour d'un rotor d'hélicoptère, le domaine maillé doit être suffisamment large pour simuler les phénomènes aérodynamiques engendrés par la rotation des pâles. La distance

entre le centre du rotor et la frontière de cette zone est critique. La frontière sur l'axe Z de la zone farfield doit être localisée à une distance supérieure à :

- 3 fois le rayon du rotor pour éliminer les réflexions acoustiques (Zhao et Xu 2006).
- 4 fois le rayon du rotor pour éliminer les effets de recirculation (Pomin & Wagner, 2002).

3.3 Maillage

L'étude est effectuée avec deux maillages. Seul le maillage le plus fin est présenté en détail. Le maillage grossier est composé par 4 millions nœuds. Le maillage fin est composé par 6 millions nœuds.

3.3.1 Zone farfield

La zone farfield est composée par 111 273 nœuds au total. Ces nœuds forment 634 077 éléments de maillage. Le cylindre extérieur est composé par approximativement 100×25 nœuds sur la direction radiale et longitudinale respectivement sur la surface supérieure.

Les figures 3.5 et 3.6 présentent une coupe transversale et longitudinale du maillage du domaine farfield. Les nœuds sont plus concentrés près de la zone rotor. Cela est fait car la zone rotor contient une densité de nœuds supérieure à la zone farfield. La surface d'interaction entre les deux zones contient le même nombre de nœuds. Cette surface est caractérisée par 8936 nœuds. Le maillage est généré avec la méthode Robust (Octree) de ICEM-CFD(Ansys, 2012). La qualité minimum de maillage de la zone farfield est de 0.3 sur un maximum de 1 selon le critère « aspect ratio » d'ICEM-CFD.



Figure 3.5 Coupe transversale du maillage du domaine farfield à $Z=0$

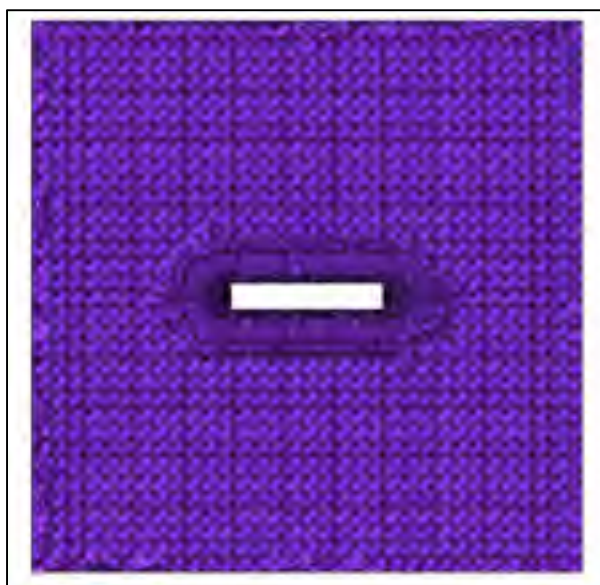


Figure 3.6 Coupe longitudinale du maillage de la zone farfield

3.3.2 Zone rotor

La zone rotor est composée par 6 071 745 nœuds. Ces derniers forment 16 957 751 éléments. Ces éléments sont répartis en 6 741 164 tétraèdres et 10 216 587 prismes. Les pales sont composées par approximativement 500 nœuds sur le profil et 1000 nœuds sur l'envergure. La méthode Quick (Delaunay) de « ICEM-CFD » avec 15 couches de prismes est utilisée pour générer le maillage.

La figure 3.7 représente une coupe transversale du maillage de la zone rotor. Les nœuds sont plus concentrés proche des pales. La figure 3.8 présente une coupe selon l'axe X du maillage de la zone rotor. Elle illustre bien la concentration des nœuds proche des pales. Les nœuds s'adaptent à la forme des pales. La distribution des éléments sur une pale est présentée en vue de dessus dans la figure 3.9 et vue de côté latérale dans la figure 3.10.

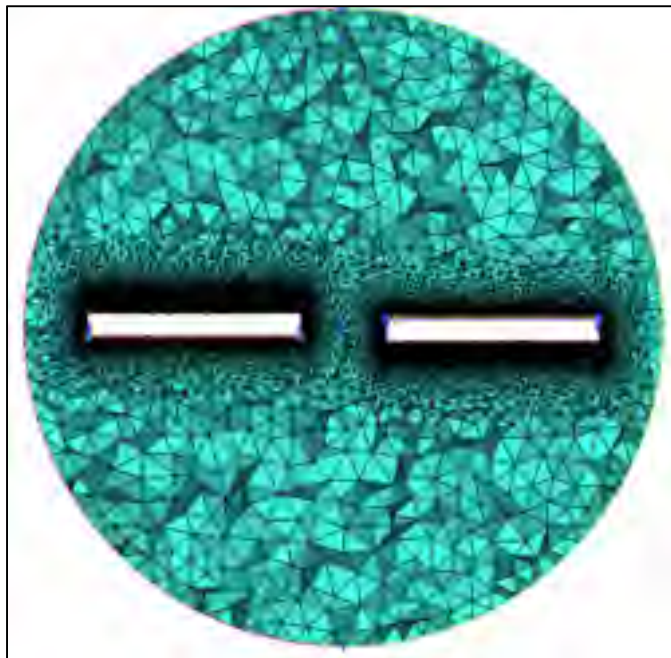


Figure 3.7 Coupe transversale du maillage de la zone rotor à $Z=0$

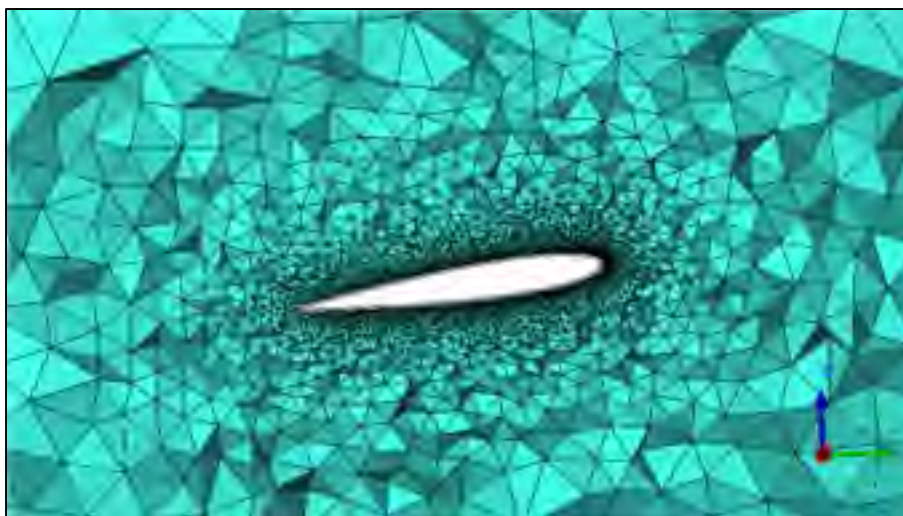


Figure 3.8 Coupe longitudinale du maillage de la zone rotor

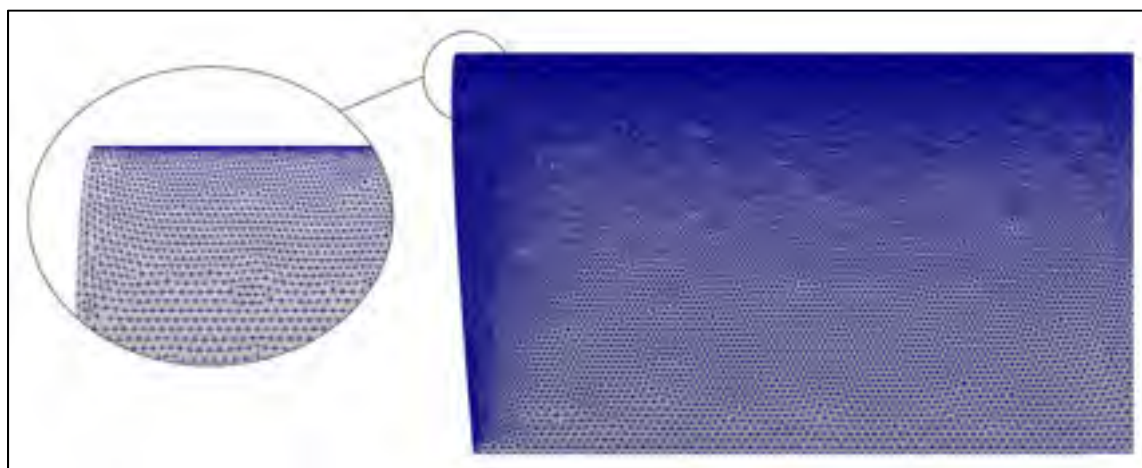


Figure 3.9 Distribution des éléments sur une pale vue de dessus

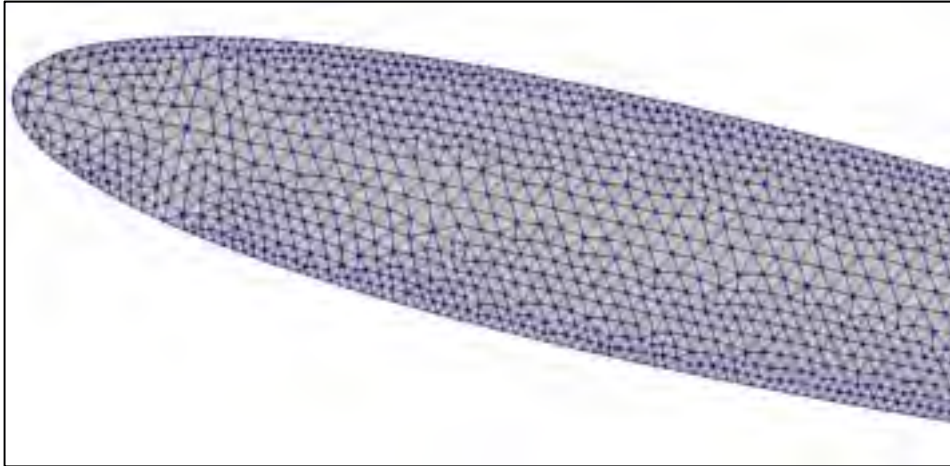


Figure 3.10 Distribution des éléments sur un côté latéral de pale

3.4 Conclusion

Ce chapitre a exposé la discrétisation du domaine de calcul. Le domaine de calcul est composé par une zone statique appelée farfield et une zone dynamique appelée rotor. Le mouvement de rotation de cette zone est simulé avec la technique « Sliding Mesh ». Le logiciel ICEM-CFD est exploité pour générer le maillage. La géométrie du rotor est celle proposée par Caradonna et Tung. Le rotor est composé par deux pales rectangulaires avec un profil NACA 0012. La zone farfield compte 111 273 nœuds. La zone rotor compte 6 071 745 nœuds. Elle effectue un mouvement de rotation autour de l'axe Z. Le maillage est tétraédrique. La technique du maillage non structuré est utilisée. La distance entre les pales et l'extrémité du domaine farfield est assez grande pour éliminer les effets de réflexion acoustique et de recirculation. La méthodologie utilisée pour convertir le maillage multizone d'ICEM-CFD vers un maillage multizone acceptable par SU2 est présentée en annexe II.

CHAPITRE 4

RESULTATS

La simulation des transferts thermiques sur les pales du rotor d'hélicoptère est effectuée en résolvant les équations URANS. Le modèle de turbulence Spalart-Allmaras est utilisé pour modéliser la turbulence induite par la rotation des pales. Le domaine de calcul est composé par une zone statique et une zone en rotation rigide. Le maillage est non structuré et tétraédrique avec 15 couches de prismes à la paroi. Il est composé par 6 millions de nœuds. La géométrie du rotor est celle proposée par Caradonna et Tung.

Ce chapitre est consacré aux résultats de simulation numérique du rotor avec le logiciel SU2. Les conditions de simulations sont présentées dans le premier paragraphe. Au début une étude de validation est effectuée suite à une comparaison avec les données expérimentales de Caradonna et Tung. Des données des simulations numériques des autres recherches sont aussi étudiées. Cette étape permet de s'assurer que l'écoulement est bien simulé. Ensuite une étude en vol d'avance est effectuée. À la fin, le transfert thermique sur les pales du rotor est calculé en vol d'avance et en vol stationnaire.

4.1 Conditions de simulation

Les données expérimentales du rotor Caradonna et Tung sont disponibles dans les travaux de (Caradonna & Tung, 1981). Ce rotor a été testé pour des vitesses variant de 650 tr/mn à 2500 tr/mn et des angles de pas des pales allant de 0° à 12° . Le rotor est simulé à deux vitesses de rotation. La première vitesse est de 2500 tr/mn. À cette vitesse, le nombre de Mach à l'extrémité de la pale est égal à 0,877. Un tour de rotor dure 0,024 secondes. La deuxième vitesse de rotation est 1250 tr/mn. Avec cette vitesse, le nombre de Mach à l'extrémité de la pale est de 0,439. Un tour complet du rotor dure 0,048 secondes. Le choix de ces deux vitesses est basé sur la disponibilité des données numériques de la littérature pour des fins de vérification. À chaque pas de temps, les pales effectuent une rotation de 6° pour la vitesse de

1250 tr/mn. Un tour complet du rotor est divisé en 60 pas de temps. Le pas de temps est de 0,0008 secondes pour la vitesse 1250 tr/mn. Trois angles de rotation ont été testés pour la vitesse de 2500 tr/mn à savoir 6° , 3° et $0,75^\circ$. Ces angles de rotation correspondent à des pas de temps respectivement de 0,0004, 0,0002 et 0,00005 secondes mais pas de différence remarqué au niveau de la distribution du coefficient de pression.

Dans le domaine de calcul, les caractéristiques du fluide sont définies. L'air est simulé à une température de 15°C . La pression est configurée à $101\,325,0\text{ N/m}^2$. La masse volumique de l'air est de $1,238\text{ kg/m}^3$. Les angles d'attaque et de glissade sont respectivement 0° et -90° . Le nombre de CFL est 1,5. La vitesse de l'air est nulle pour la simulation en vol stationnaire et de $\text{Mach} = 0,1$ en vol d'avance. Les données de la littérature présentent la distribution du coefficient de pression sur la pale pour différentes positions d'envergure. Les positions d'envergure présentées sont $r/R = 0,5, 0,68, 0,8, 0,89$ et $0,96$. R est le rayon de la pale et r est le rayon de la position d'envergure.

4.2 Étude de validation

4.2.1 Résolution des équations d'Euler

La résolution des équations d'Euler permettra en premier lieu de vérifier que la technique du maillage multizone est bien utilisée avec SU2. Une comparaison avec la littérature valide la simulation d'écoulement d'air autour du rotor. Le rotor est simulé à une vitesse de 2500 tr/mn. L'écoulement d'air est stabilisé après 5 tours du rotor. Les données numériques de la littérature sont disponibles dans les travaux de (Agarwal & Deese, 1987). La distribution du coefficient de pression sur des pales est illustrée pour la surface supérieure dans la figure 4.1 et la surface inférieure dans la figure 4.2. Les positions d'envergures mentionnées ci-dessus sont illustrées dans la figure 4.1. La distribution du coefficient de pression montre qu'une onde de choc se forme à partir de la position d'envergure $r/R = 0,8$ sur la surface supérieure.

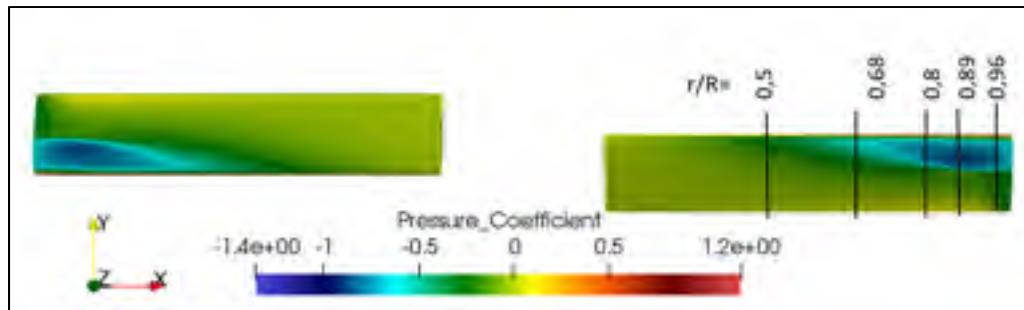


Figure 4.1 Coefficient de pression sur la surface supérieure des pales

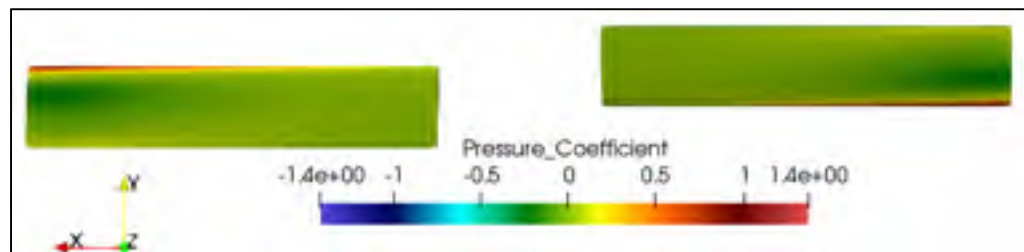


Figure 4.2 Coefficient de pression sur la surface inférieure des pales

La figure 4.3 présente des iso contours du nombre de Mach à une section perpendiculaire à l'axe Y à la position $y=0$. La coupe est effectuée sur les zones farfield et rotor. Le cadre noir présente l'interface entre les deux zones. Les lignes d'iso contours du nombre de Mach montrent que la communication d'information entre les deux zones est belle et bien effectuée. Certain ligne de contour ne se joignent pas. La technique de communication entre les deux zones « Nearest Neighbor » fait que l'information est communiquée d'un nœud de calcul de la zone rotor au nœud le plus proche de la zone farfield. De ce fait, il est normal d'avoir des lignes de courant qui ne se joignent pas.

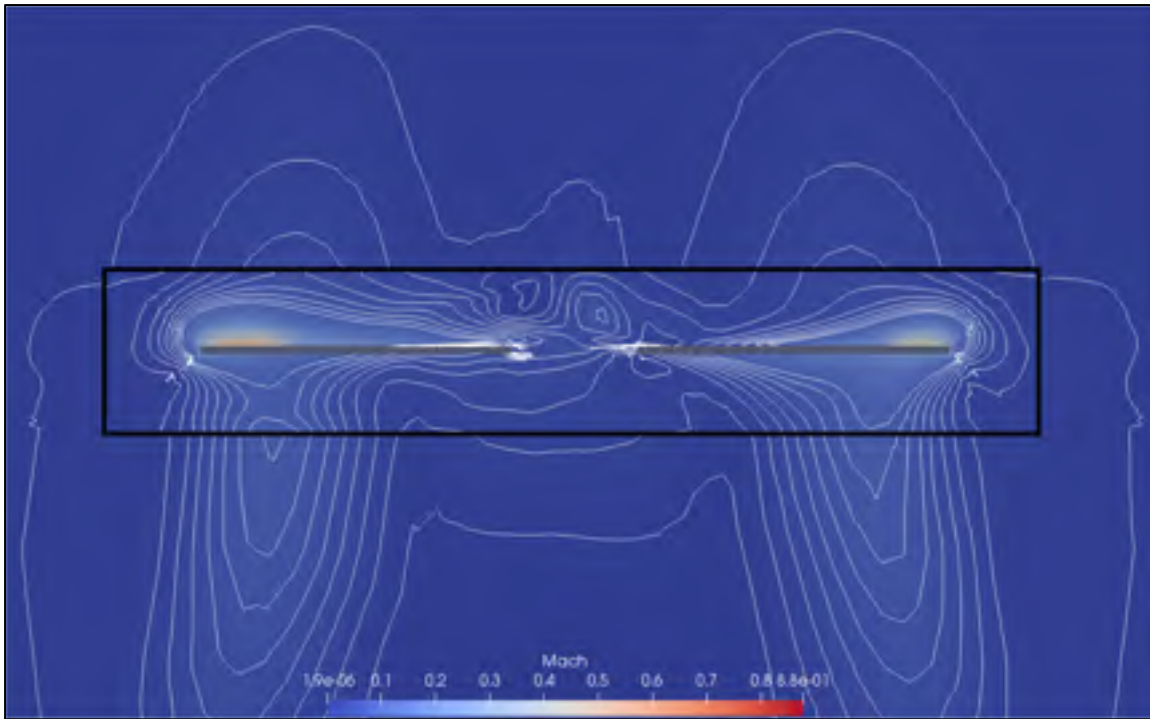


Figure 4.3 Iso contour du nombre de Mach

Les figures, 4.4 et 4.5, présentent la variation du coefficient de pression sur les pales en comparaison avec les données de littérature. Le maillage de 6 millions de nœuds est utilisé. En point rouge sont présentés les données expérimentales de (Caradonna & Tung, 1981). Les données numériques de (Agarwal & Deese, 1987) sont présentés en ligne bleus discontinue. Les résultats de simulation avec SU2 sont présentés en ligne continue verte. La position d'envergure $r/R=0,5$ montre que les résultats calculés par logiciel SU2 sont plus proches des résultats expérimentaux que les résultats numériques de la littérature. À la position d'envergure $r/R=0.89$, le coefficient de pression simulé est supérieur à la littérature entre les positions de corde de 0 à 0,4. Cet intervalle correspond à la zone de formation de l'onde de choc sur la surface supérieure de la pale. Pour les autres positions d'envergure, il existe un accord de 15% avec les données numériques. Notamment la position de l'onde de choc présente dans les positions d'envergure $r/R=0,89$ et $r/R=0,96$ est bien simulée.

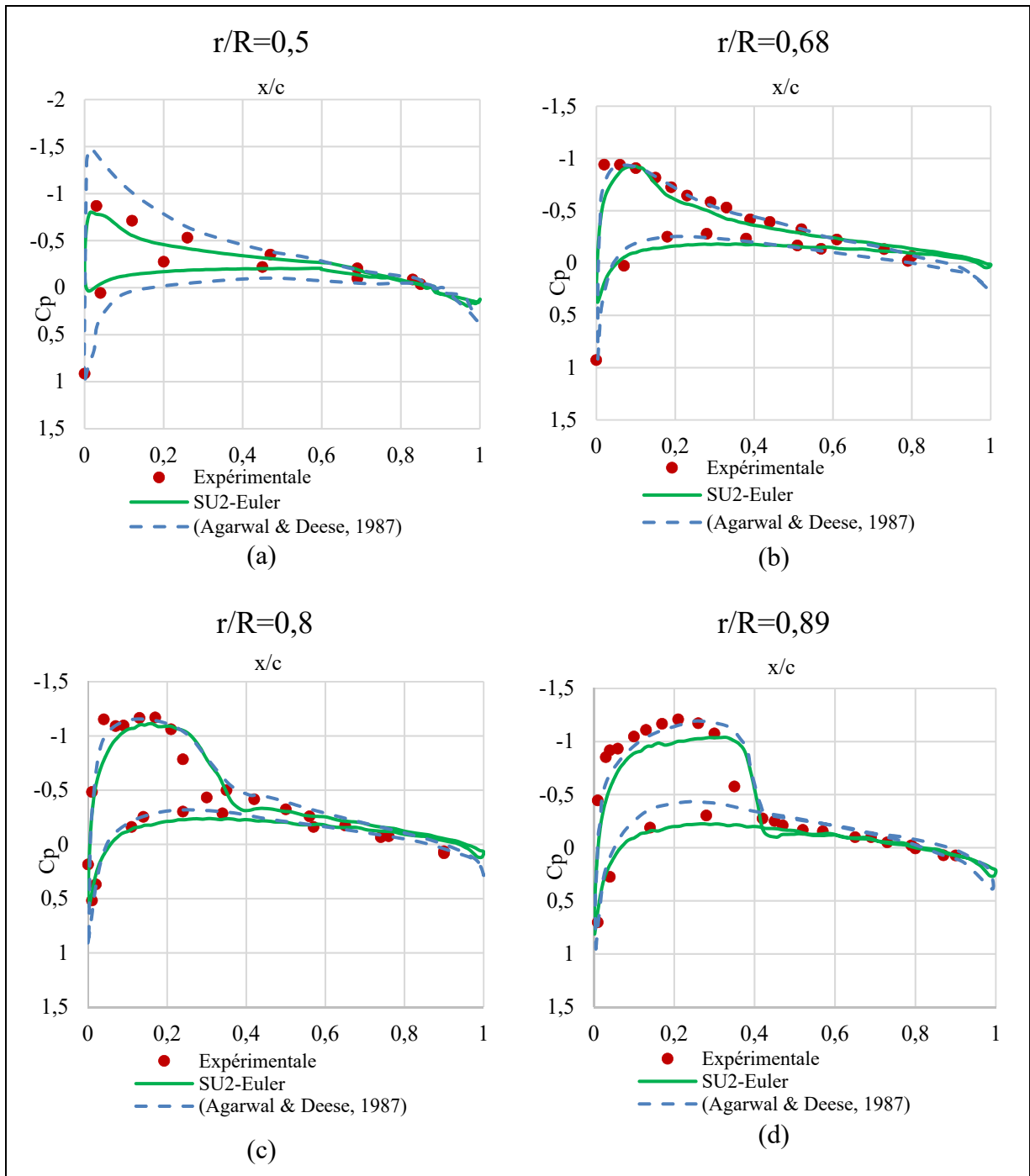


Figure 4.4 Comparaison du coefficient de pression : solution Euler, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure : (a) $r/R=0,5$, (b) $r/R=0,68$, (c) $r/R=0,8$ et (d) $r/R=0,89$

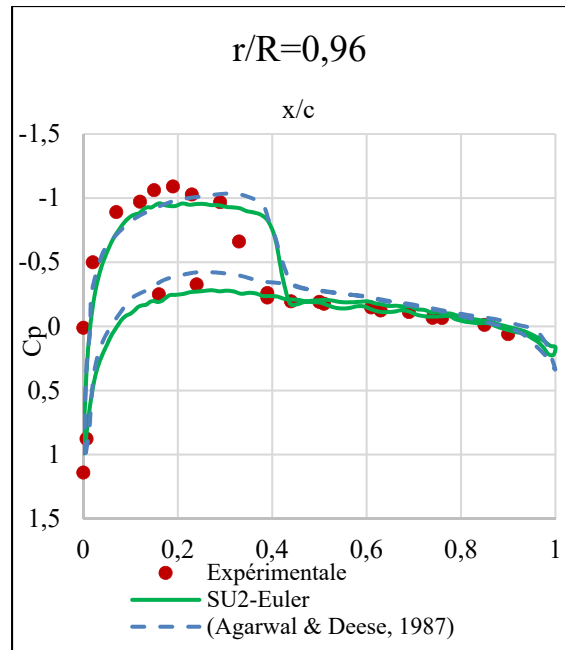


Figure 4.5 Comparaison du coefficient de pression : solution Euler, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure $r/R=0,96$

L'objectif de cette section du chapitre était de vérifier que le maillage multizone est bien simulé et que la distribution du coefficient de pression est conforme à la littérature. La rotation de la zone rotor est bien modélisée à la vitesse de rotation prédéfinie. Cette vitesse était vérifiée par l'angle de rotation de la zone rotor effectuée à chaque pas de temps. La communication entre les deux zones, farfield et rotor est vérifiée. La distribution du coefficient de pression était en bon accord avec la littérature. L'écoulement est alors validé. La prochaine étape traite les équations URANS dans le but d'avoir une évaluation du transfert thermique sur les pales du rotor.

4.2.2 Résolution des équations d'URANS

Le rotor est d'abord simulé en vol stationnaire pour faire la validation avec la littérature. Les données de référence sont expérimentales (Caradonna & Tung, 1981) et numériques (Doerffer & Szulc, 2008) pour la vitesse de 2500 tr/mn et (Elfarra, 2019) pour la vitesse de 1250 tr/mn. Cette étude de validation permettra ensuite de faire une étude sur le flux de

chaleur sur les pales du rotor et l'étude en vol d'avance bien évidemment. Deux tests de validations ont été effectués. Le premier test concerne la vitesse de rotation de 2500 tr/mn. À cette vitesse de rotation, l'écoulement se stabilise après 10 tours du rotor. La figure 4.6 présente les valeurs du coefficient de portance en fonction des nombres de tour du rotor. La résolution de l'écoulement avec les équations d'Euler prenait moins de révolution pour atteindre le régime permanent que la résolution des équations RANS. Cela est dû à l'absence du sillage visqueux dans la modélisation d'Euler ce qui crée moins de contraintes au problème.

Les deux figures 4.7 et 4.8 présentent la distribution du coefficient de pression sur les surfaces supérieures et inférieures des pales respectivement. L'onde de choc est captée sur la surface supérieure des pales. La position de l'onde de choc est similaire à celle obtenue par la résolution des équations d'Euler.

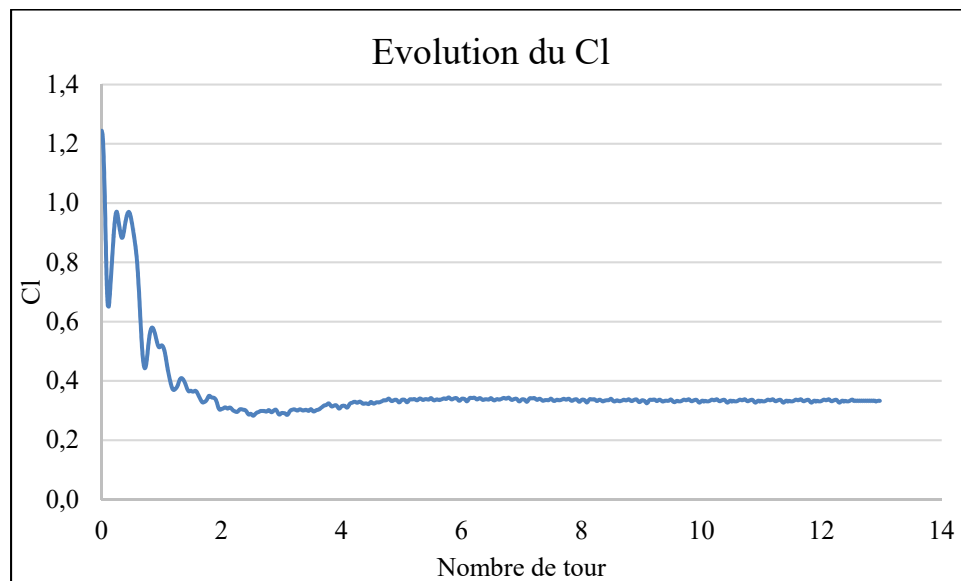


Figure 4.6 Evolution du coefficient de portance selon le nombre de tour

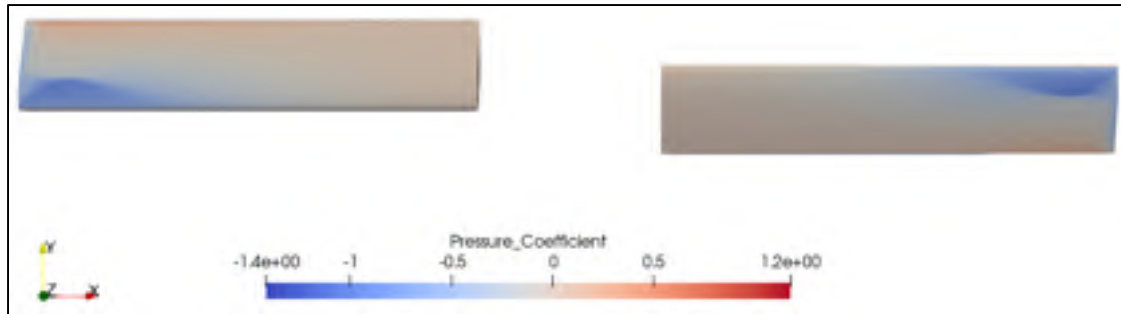


Figure 4.7 Coefficient de pression sur la surface supérieure des pales

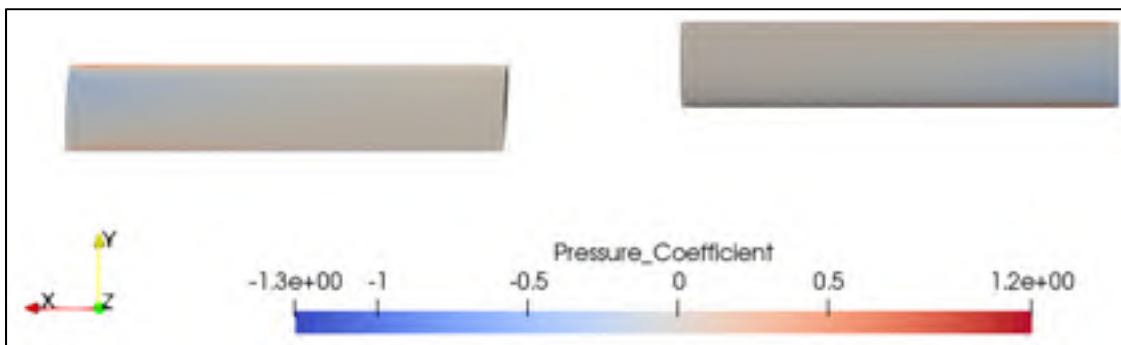


Figure 4.8 Coefficient de pression sur la surface inférieure des pales

L'étude a été effectuée sur un maillage grossier de 4 millions de nœuds et un maillage fin de 6 millions de nœuds. La figure 4.9 présente la distribution du coefficient de pression pour les deux maillages suite à la résolution des équations URANS. Le maillage fin présente des résultats plus proches de la littérature expérimentale. La différence relative maximale est de 10% et elle réside principalement dans la surface supérieure de la pale. Pour la suite d'étude, le maillage fin est utilisé.

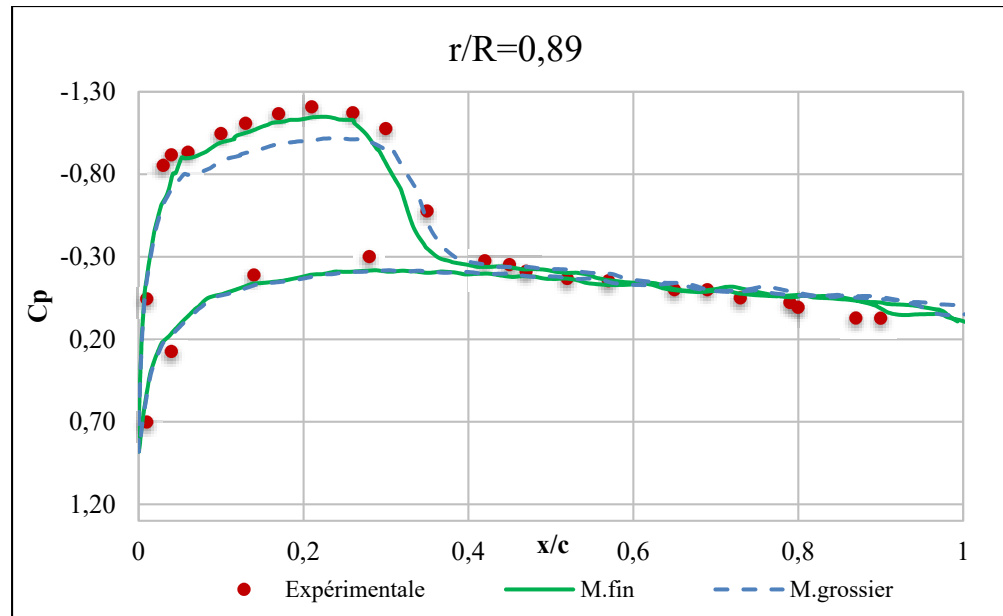


Figure 4.9 Différence entre maillage grossier et maillage fin

La suite de l'étude traite le maillage fin. Les deux figures 4.10 et 4.11 présentent des comparaisons entre les résultats de simulation du rotor à la vitesse de 2500 tr/mn et les données expérimentales et numériques de la littérature. Aux positions d'envergure $r/R=0,5$ et $r/R=0,68$, le coefficient de pression simulé présente des différences aux bords de fuite et d'attaque. Ces zones sont sensible vis à vis du maillage car ils présentent un petit rayon de courbure voire pointu pour le bord de fuite. Un bon accord avec la littérature numérique et expérimentale est remarqué pour les positions d'envergure de $r/R=0,89$ et $r/R=0,96$. Les positions d'envergure $r/R=0,5$ et $r/R=0,68$ ont des vitesses d'écoulement plus faibles que les positions $r/R=0,89$ et $r/R=0,96$. Ces derniers présentent une onde de choc. Un accord de 15% avec l'expérimentale est remarqué pour les autres positions d'envergure contre une erreur de 8% entre la littérature numérique et l'expérimentale.

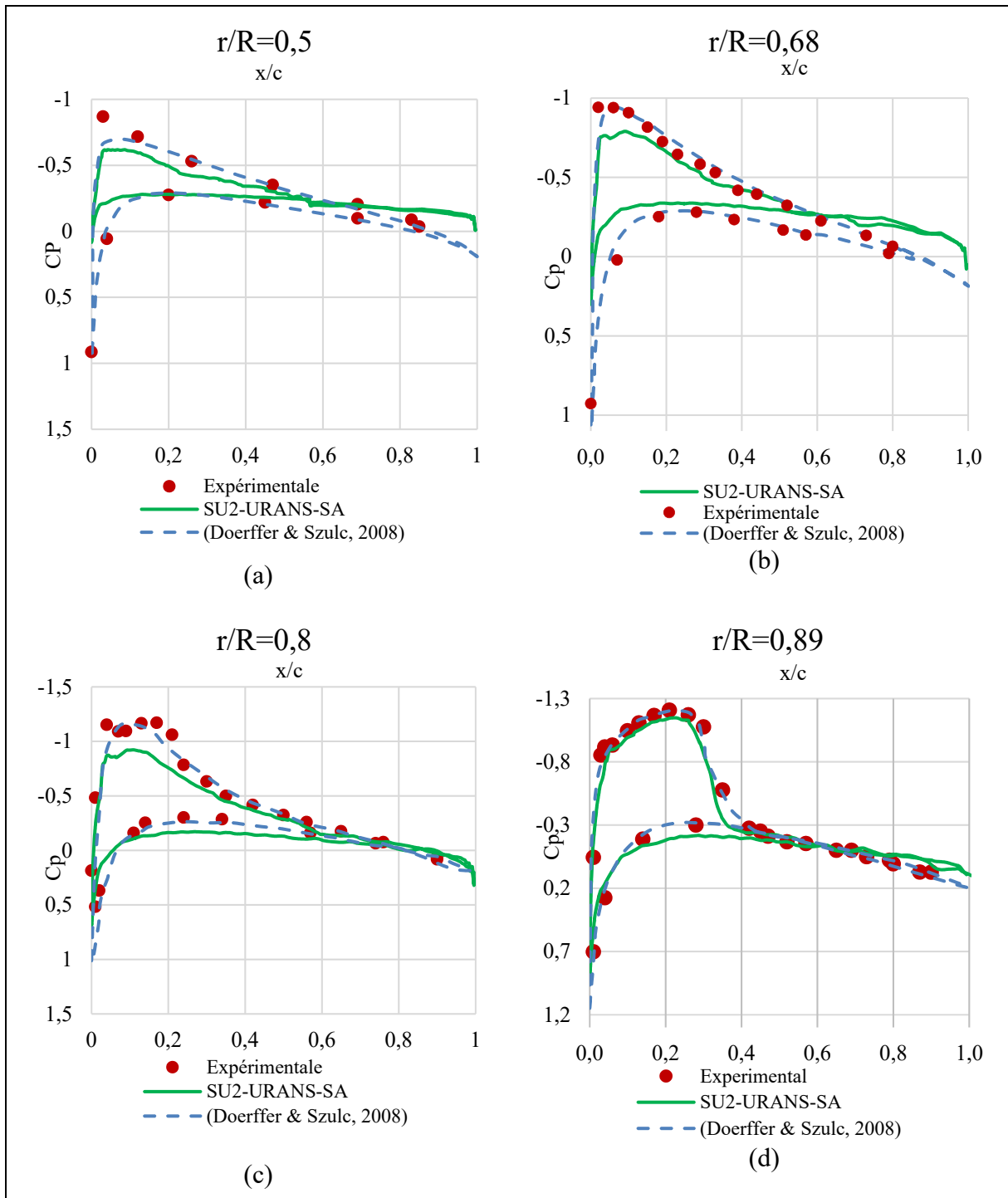


Figure 4.10 Comparaison du coefficient de pression : solution URANS, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure : (a) $r/R=0,5$, (b) $r/R=0,68$, (c) $r/R=0,8$ et (d) $r/R=0,89$

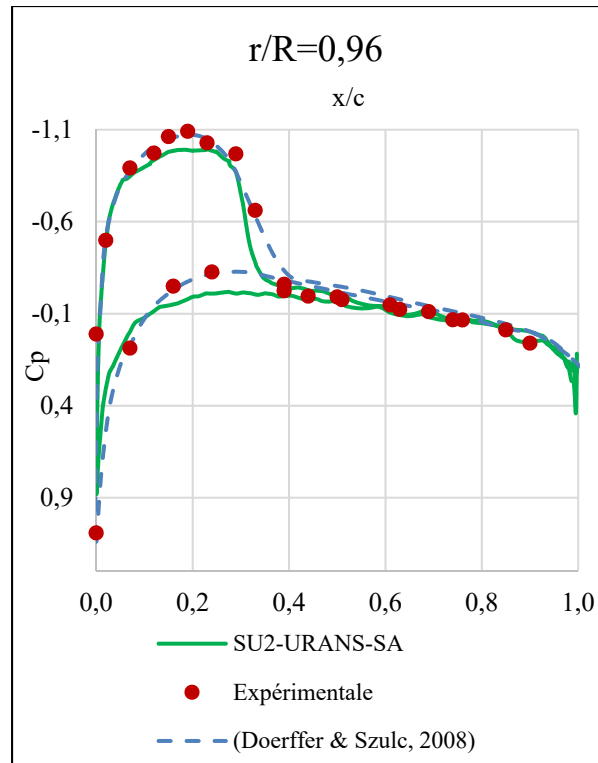


Figure 4.11 Comparaison du coefficient de pression : solution URANS, vitesse de rotation 2500 tr/mn et position d'envergure $r/R=0,96$

Le deuxième test de validation concerne la vitesse de rotation de 1250 tr/mn. L'écoulement est stabilisé après 10 tours du rotor s le montre la figure 4.12. Les figures 4.13 et 4.14 présentent des comparaisons entre les résultats de simulation du rotor à la vitesse de 1250 tr/mn et les données expérimentales et numériques de la littérature. À la position d'envergure $r/R=0,5$, les résultats de simulation avec SU2 sont plus proches des données expérimentales que les données numériques. Des oscillations sont remarquées sur la courbe du coefficient de pression obtenue par simulation numérique avec SU2. Ces oscillations sont expliquées par l'onde de choc qui n'est pas encore formée à cette vitesse. Des oscillations sont remarquées à la position d'envergure $r/R= 0,8$ et $r/R=0,68$ avec la vitesse de rotation 2500 tr/mn. Ces positions d'envergure correspondent aux positions où l'onde de choc n'est pas encore formée. Un accord de 17% avec l'expérimentale est remarqué pour les autres positions d'envergure contre une erreur de 10% entre la littérature numérique et l'expérimentale.

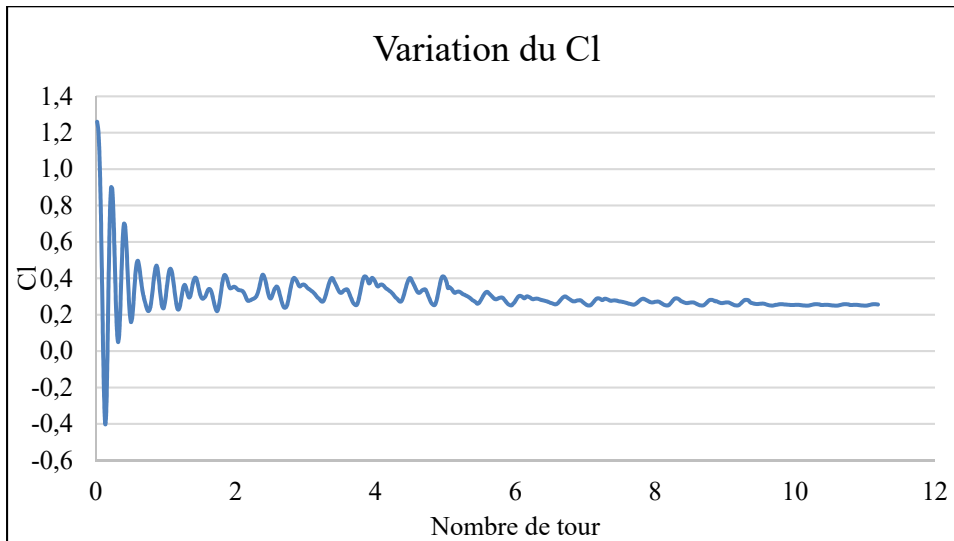


Figure 4.12 Evolution du coefficient de portance selon le nombre de tour

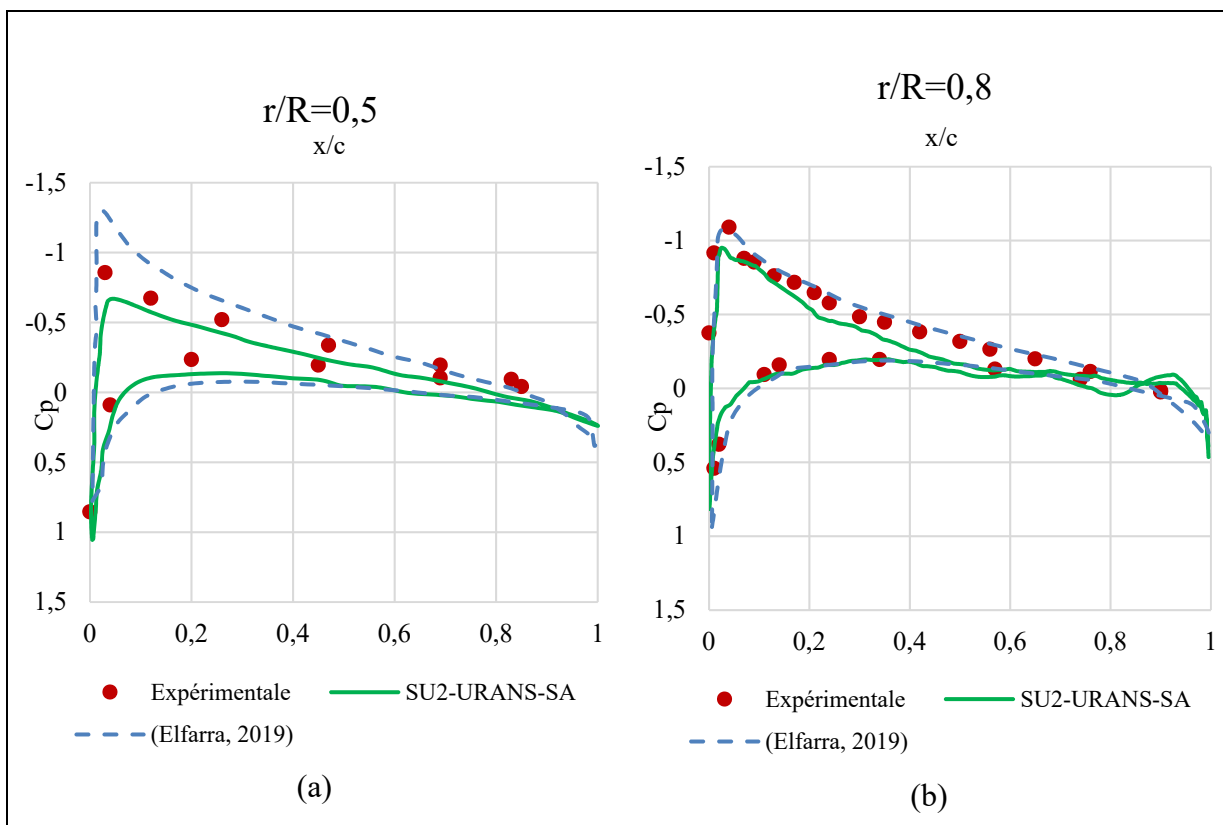


Figure 4.13 Comparaison du coefficient de pression : solution URANS vitesse de rotation 1250 tr/mn et position d'envergure (a) $r/R=0,5$ et (b) $r/R=0,8$

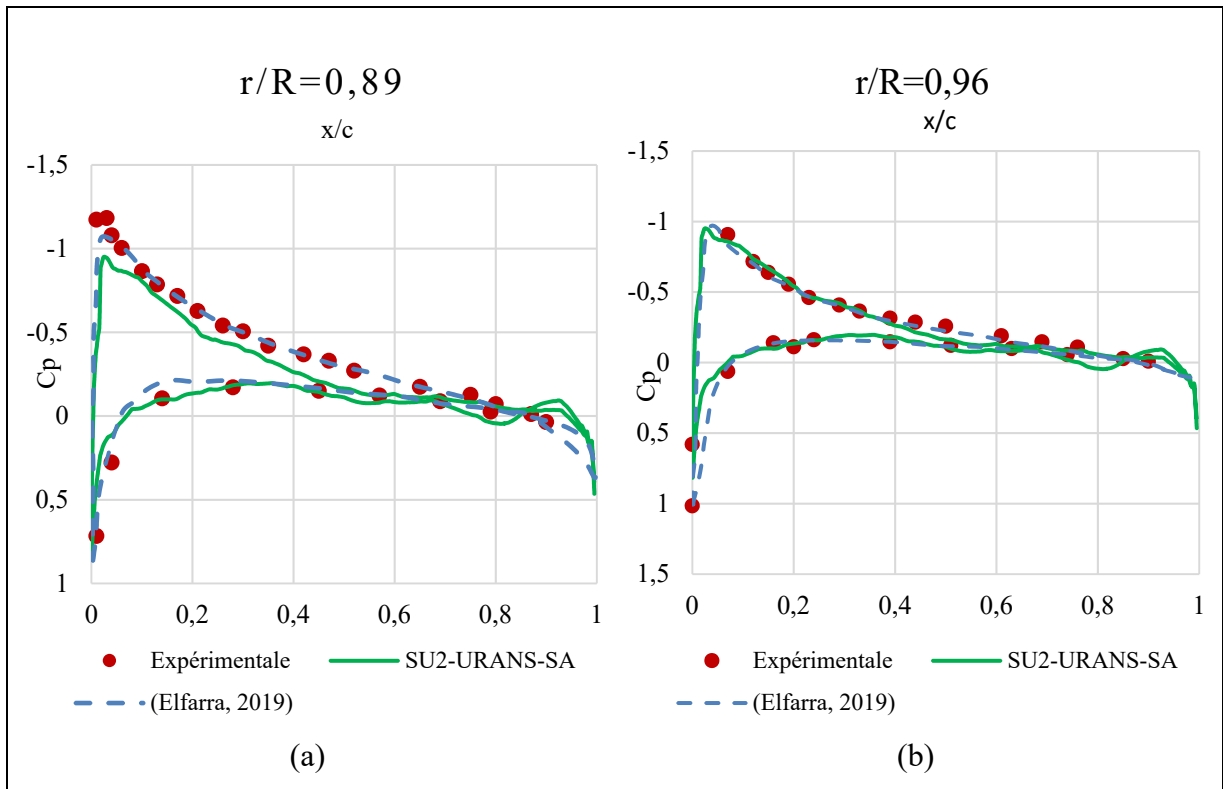


Figure 4.14 Comparaison du coefficient de pression : solution URANS vitesse de rotation 1250 tr/mn et position d'envergure (a) $r/R=0,89$ et (b) $r/R=0,96$

Arrivant à ce stade, la résolution des équations d'URANS a été validée avec la littérature. La distribution du coefficient de pression sur les pales est bien simulée. L'onde de choc est simulée à la position donnée dans la littérature. L'étude continue avec l'évaluation du flux de chaleur sur les pales du rotor en vol stationnaire et en vol d'avance.

4.3 Transfert de chaleur

La simulation en vol stationnaire a permis de valider le maillage et la méthode de résolution de l'écoulement d'air autour des pales du rotor Caradonna et Tung. L'évaluation du transfert de chaleur est effectuée pour les deux vitesses de rotation 2500 tr/mn et 1250 tr/mn. Les transferts thermiques sont évalués par le biais du nombre de Frossling. Il a été mentionné que la littérature consultée n'a pas permis d'identifier des travaux de recherche similaires. Un travail similaire a toutefois été effectué au TFT à l'ETS (Samad & Morency, 2019), afin

d'évaluer le nombre de Frossling avec la méthode UVLM « Unsteady Vortex Lattice Method » et des corrélations. Le code porte le nom de UVLM-RHT pour « Unsteady Vortex Lattice Method – Rotor Heat Transfer ». Les résultats vont faire l'objet d'une comparaison avec les résultats de ce projet pour la vitesse de rotation du rotor de 1250 tr/mn (Samad & Morency, 2019).

Un flux de chaleur de 800 W/m^2 est imposé à la surface des pales. La figure 4.15 présente le sillage en dessous des pales colorié avec la température pour la vitesse 2500 tr/mn. Le sillage se propage sous les pales. Il s'étale en s'éloignant des pales. La température en dessous des pales suit la forme du sillage, ce qui est présenté dans la figure 4.16. Cette figure est une section perpendiculaire à l'axe Y à $y=0$. Elle présente la variation de la température dans le domaine de calcul à la vitesse 2500 tr/mn.

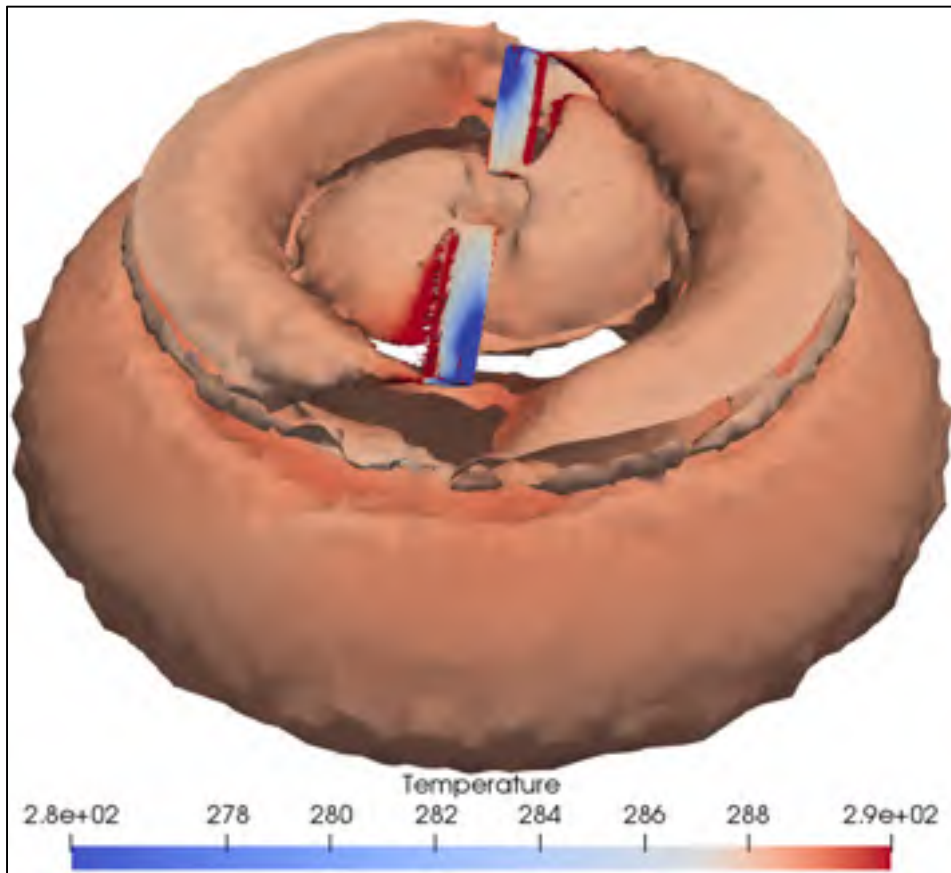


Figure 4.15 Sillage sous les pales colorié avec la température

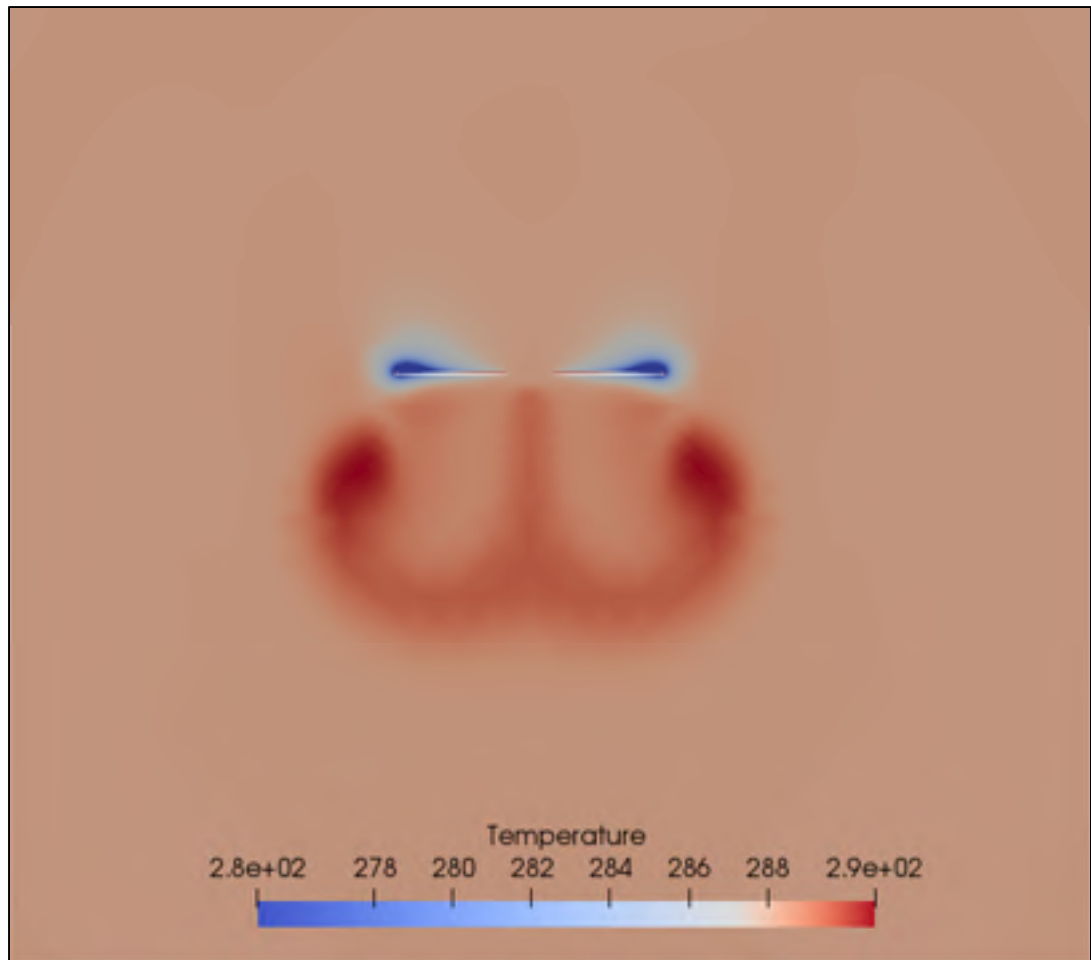


Figure 4.16 Variation de température dans le domaine de calcul

La figure 4.18 présente la variation du nombre de Frossling selon la position d'envergure des pales pour les deux vitesses de rotation de 2500 tr/mn et 1250 tr/mn. Elle présente aussi une comparaison avec les résultats de la méthode UVLM-RHT à une vitesse de rotation de 1250 tr/mn. Les résultats montrent que le nombre de Frossling augmente en allant de l'emplanture de la pale à l'extrémité ce qui a été prévu car la vitesse de l'air est plus grande à l'extrémité des pales. La figure 4.17 qui présente la distribution du nombre de Frossling sur la pale à 2500 tr/mn illustre cette variation. Vu la nature rotative des pales, la vitesse de l'air sur les pales à l'extrémité est supérieure à celle à l'emplanture. À l'extrémité des pales et à 1250 tr/mn, le nombre de Frossling présente une inflexion entre les positions d'envergure 0,8 et 1. Cette inflexion qui n'est pas simulé avec UVLM-RHT correspond à l'emplacement où l'onde

de choc est formée. À l’emplacement des pales le nombre de Frossling évalué par SU2 est inférieur à celui calculé par UVLM-RHT. Ces inflexions peuvent être expliquées par les oscillations observées sur la distribution du coefficient de pression à 1250 tr/mn aux figures 4.13 et 4.14. Le nombre de Frossling à 2500 tr/mn ne présente pas d’inflexion.

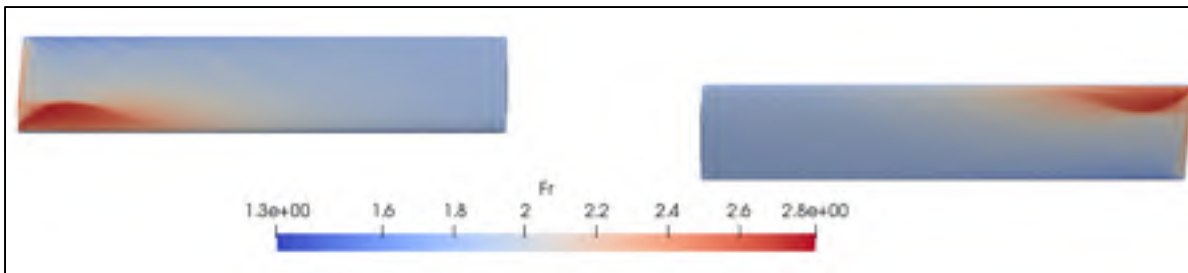


Figure 4.17 Variation du nombre de Frossling à la surface supérieure des pales à 2500 tr/mn

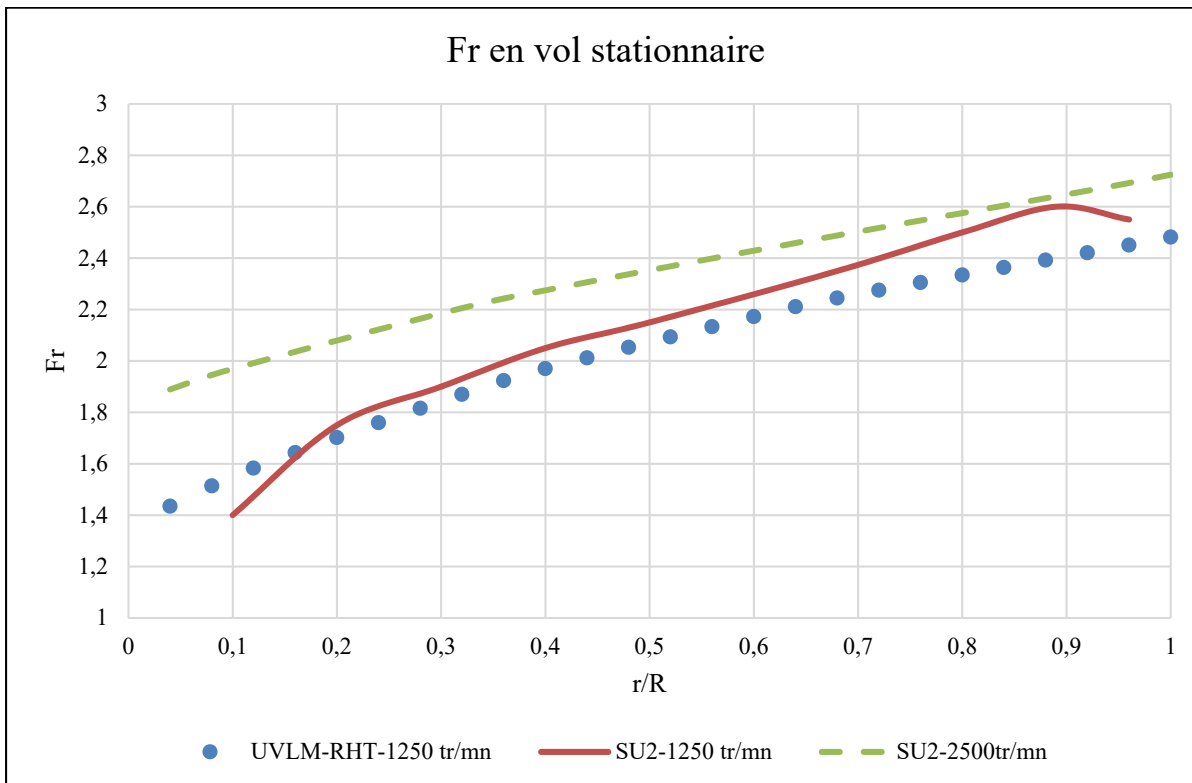


Figure 4.18 Nombre de Frossling en vol stationnaire

La variation du nombre de Frossling selon la position d'envergure indique que le flux de chaleur est le plus haut à l'extrémité des pales. Il est intéressant donc de placer des résistances thermiques plus puissantes sur les extrémités des pales. Par suite, la consommation d'électricité diminue et le rendement énergétique sera plus élevé.

4.4 Simulation en vol d'avance

La simulation en vol d'avance est modélisée avec un écoulement d'air libre. La vitesse de l'écoulement est fixée à $M=0,1$. La vitesse de rotation choisie est de 2500 tr/mn. Les calculs du transfert de chaleur sont faits notamment pour la simulation en vol d'avance. Il a été mentionné dans le premier chapitre que la vitesse d'air sur la pale en vol d'avance varie suivant l'angle d'azimut selon l'équation (2.1). Ainsi, la variation du coefficient de pression pour une position d'envergure spécifique dépendra de l'angle d'azimut de la pale.

La figure suivante présente la distribution du coefficient de pression pour l'angle d'azimut 0° (pale avançante), 90° et 180° (pale reculante) à la position d'envergure $r/R=0,89$. La courbe en ligne verte continue rappelle l'allure du coefficient de pression en vol stationnaire. La position de l'onde de choc varie selon l'angle d'azimut. Elle est plus proche du bord de fuite pour l'angle 90° . Elle est atténué voir absente pour une pale reculante. La pale d'un angle d'azimut de 270° présente un comportement similaire du coefficient de pression à l'angle 90° .

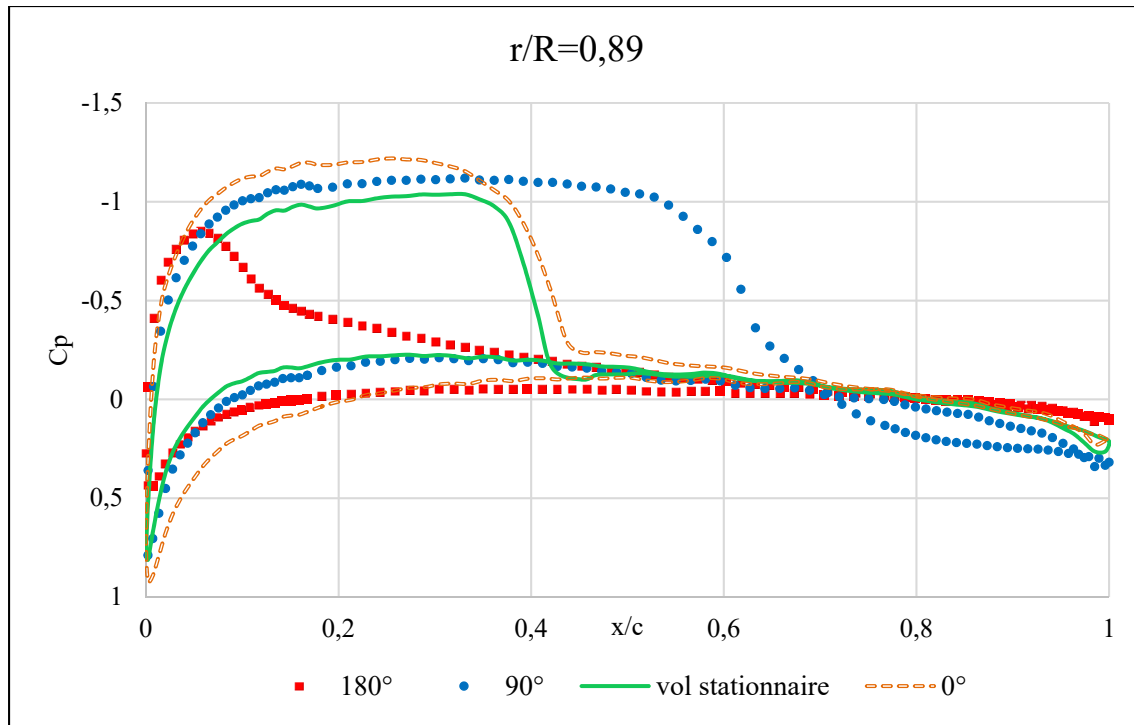


Figure 4.19 Coefficient de pression en vol d'avance

La figure 4.20 présente le sillage induit par la rotation des pales en vol d'avance à $M=0,1$ et une vitesse de rotation de 2500 tr/mn colorié par la température. La vitesse V_a représente la vitesse d'avance du rotor. La température à côté d'une pale avançante est supérieure à celle à côté d'une pale reculante. Cela implique que le transfert de chaleur pour une pale avançante est supérieur que celui d'une pale reculante. La figure 4.21 présente la température dans le domaine de calcul. Elle illustre la propagation de sillage derrière rotor. Le rectangle noir représente l'interface entre la zone rotor et la zone farfield. La communication d'information entre la zone rotor et la zone farfield est donc assurée en vol d'avance. La distribution de température dans le domaine de calcul suit le sillage sous les pales.

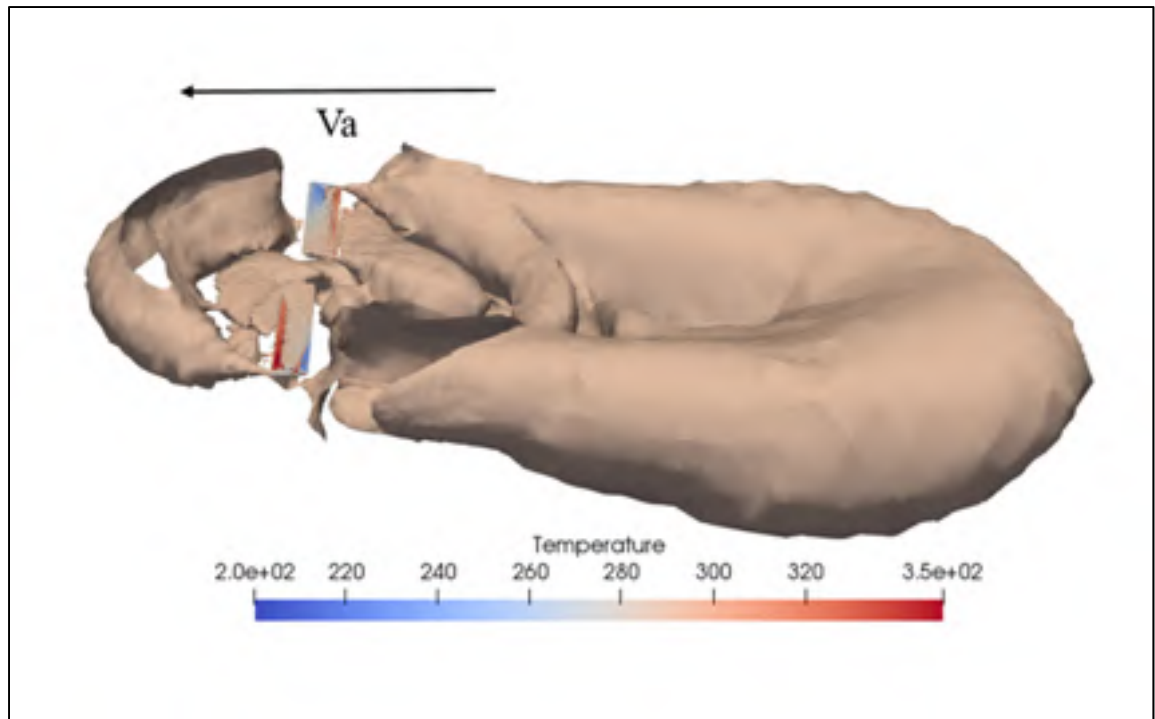


Figure 4.20 Sillage du rotor en vol d'avance colorié avec la température

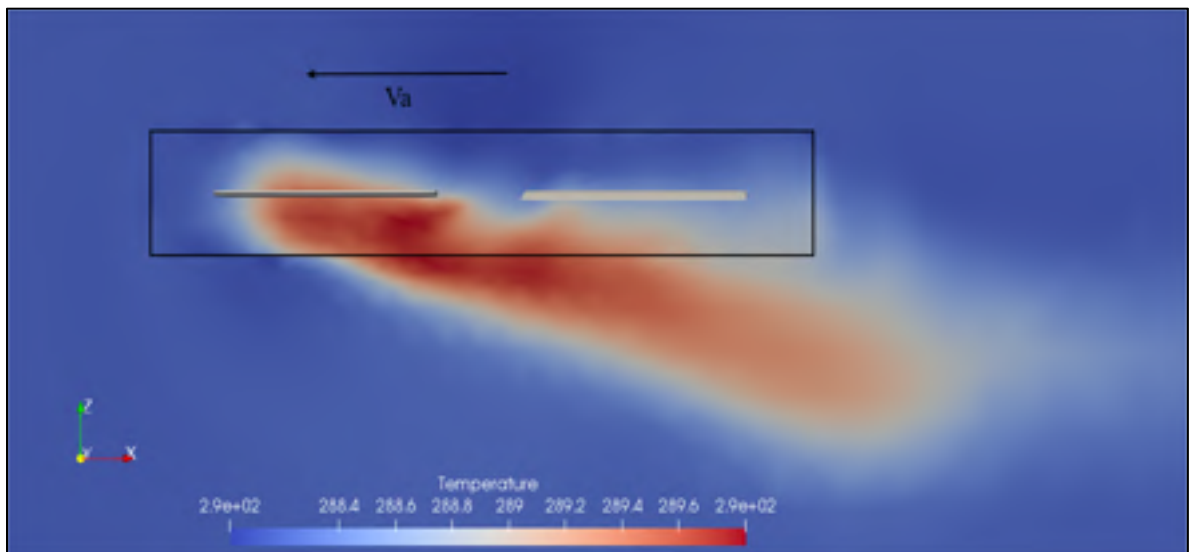


Figure 4.21 Température dans le domaine farfield en vol d'avance

La figure 4.22 présente le nombre de Frossling calculé en vol d'avance à $M=0,1$ à la vitesse de rotation 2500 tr/mn. Le nombre de Frossling diminue en allant de l'angle 0° à l'angle 180° . La variation du nombre de Frossling à 90° est similaire à celle à 270° . Le nombre de Frossling augmente en se rapprochant de l'extrémité des pales pour tous les angles étudiés. À l'angle 180° , le nombre de Frossling présente une inflexion à l'emplanture de la pale. Cette position correspond à la position où l'onde de choc n'est pas encore formée comme le montre la distribution du coefficient de pression dans la figure 4.16.

La figure 4.23 présente la variation du nombre de Frossling selon l'angle d'azimut. Le nombre de Frossling a un comportement périodique selon l'angle d'azimut. L'amplitude de variation du nombre de Frossling est de 0,34 à la position $r/R=0,96$ et de 0,5 à la position $r/R=0,5$. L'amplitude de variation est plus faible pour des positions d'envergure proche de l'extrémité de la pale. À une vitesse de 2500 tr/mn, cette variation est moins importante que la variation selon la position d'envergure.

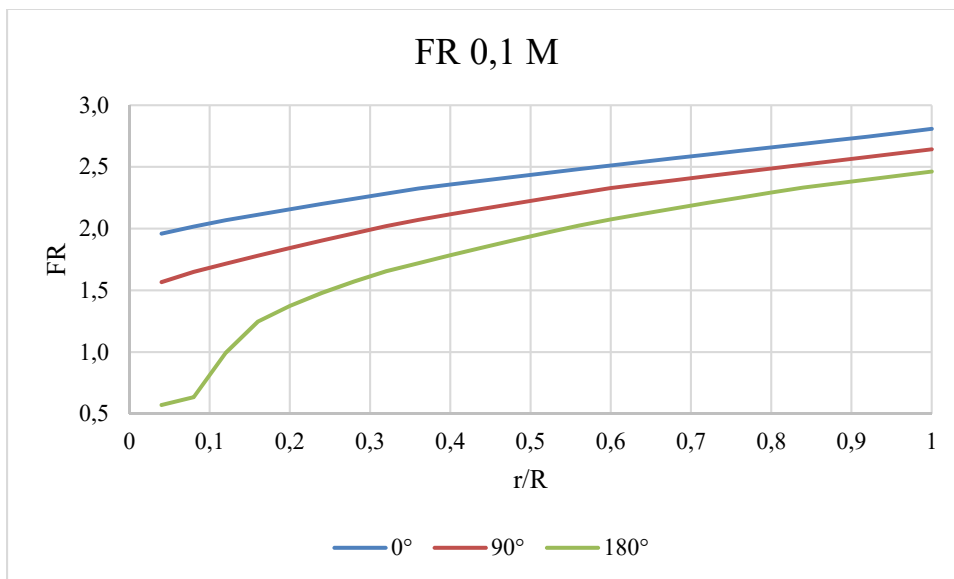


Figure 4.22 Nombre de Frossling en vol d'avance

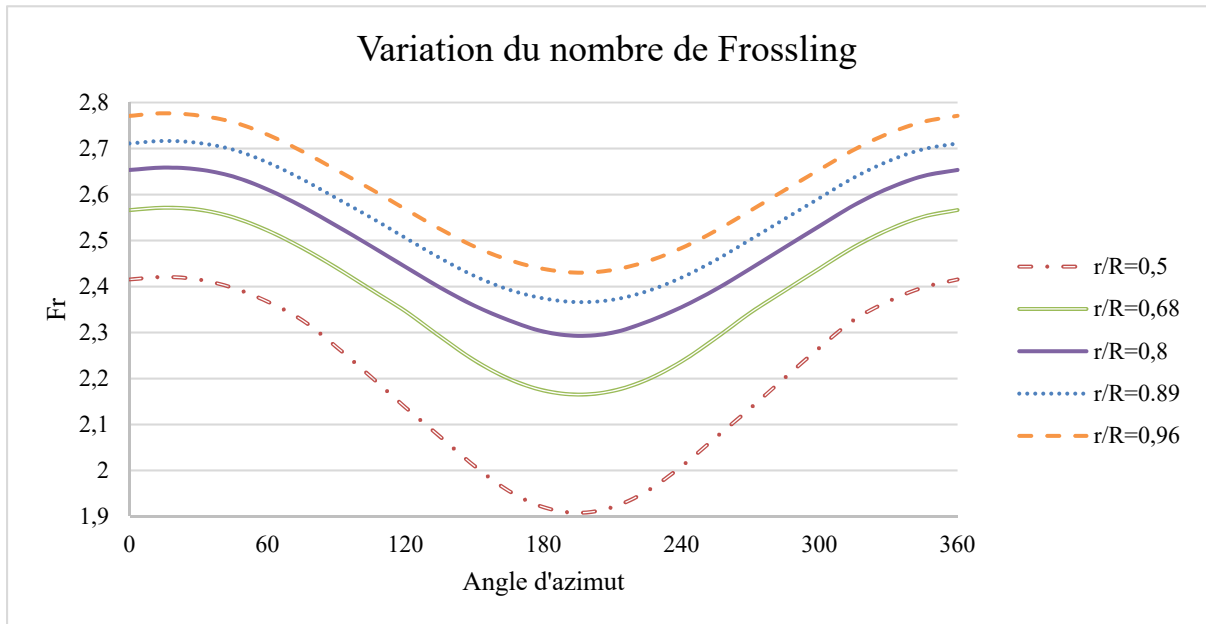


Figure 4.23 Variation du nombre de Frossling selon l'angle d'azimut

4.5 Conclusion

Le rotor Caradonna et Tung est simulé en vol stationnaire en résolvant les équations d'Euler et les équations URANS. Le maillage ainsi que la méthode de résolution sont vérifiés suite à la validation d'écoulement avec les équations d'Euler. Une deuxième validation d'écoulement a été effectuée dans le but de valider la résolution des équations URANS. Les résultats de simulation étaient en bon accord avec la littérature à savoir 15% d'erreur avec la littérature.

L'étude du transfert de chaleur sur les pales est faite en vol stationnaire et en vol d'avance. Le nombre de Frossling est calculé le long de l'envergure des pales. Il présente une erreur de 6% avec la méthode UVLM-RHT. En vol stationnaire comme en vol d'avance, le nombre de Frossling augmente en allant de l'emplanture à l'extrémité de la pale. Il est important donc de placer des éléments chauffants plus puissants à l'extrémité qu'à l'emplanture de la pale. Le rendement énergétique augmentera alors et le dégivrage sera uniforme. En vol d'avance, le nombre de Frossling atteint une valeur maximale approximative de 2,8 à l'extrémité de la

pale qui fait un angle d'azimut de 15° . La valeur minimale de 0,5 était observée à l'emplanture de la pale qui fait un angle d'azimut de 195° . La variation du nombre de Frossling est périodique en fonction de l'angle d'azimut. L'amplitude de la variation est de 0,34 à la position d'envergure 0,96 et de 0,5 à la position 0,5. Puisque la vitesse de rotation est grande, les concepteurs des systèmes d'antigivrage doivent tenir compte de la variation du nombre de Frossling selon la position d'envergure plus que de la variation en fonction de l'angle d'azimut.

CONCLUSION

Certains hélicoptères sont équipés de système d'antigivrage. Ces systèmes utilisent la chaleur pour faire fondre la glace accumulée sur les pales. La connaissance du flux de chaleur sur les pales aide à la conception et l'optimisation des systèmes d'antigivrage des hélicoptères qui consomment beaucoup d'énergie électrique. Les concepteurs cherchent à réduire cette consommation et à augmenter l'efficacité de dégivrage de ces systèmes de protection. D'après la littérature consultée, aucune étude CFD ne traite le transfert thermique sur les pales d'un rotor d'hélicoptère. Le présent projet de recherche avait pour objectif d'étudier le transfert de chaleur sur les pales d'un rotor d'hélicoptère. Au moyen de simulations CFD, les résultats ont permis d'évaluer le nombre de Frossling sur les pales. La résolution des équations URANS à l'aide d'un maillage hybride a permis de simuler l'écoulement d'air autour des pales du rotor et d'étudier ensuite le flux de chaleur sur les pales. Le code SU2 a été utilisé pour faire les simulations numériques.

Le défi de ce projet réside dans la complexité de l'écoulement et de la géométrie de l'hélicoptère. Seules les pales du rotor sont simulées afin de simplifier l'étude. Par suite, il n'existe pas d'interaction entre le rotor et les autres composants de l'hélicoptère. Dans cette approche, le mouvement de battement des pales n'est pas pris en considération. La technique du maillage hybride a été utilisée afin de pouvoir modéliser un vol d'avance. Le maillage est composé d'une zone statique et d'une zone dynamique qui effectue un mouvement rigide de rotation. Le mouvement de la zone dynamique était assuré par la technique « Sliding Mesh ». La communication d'information entre les zones était possible avec la méthode « Nearest Neighbor ». L'écoulement a été modélisé par une formulation non stationnaire des équations RANS. Avec le modèle Spalart-Allmaras, le code SU2 a modélisé la turbulence.

La géométrie du rotor utilisée dans ce projet est le rotor Caradonna et Tung. Le choix de cette géométrie était basé sur la disponibilité des données expérimentales pour pouvoir faire la validation de l'écoulement. La première étude a utilisé les équations d'Euler. Elle a permis de valider en premier lieu l'utilisation de SU2. La communication entre les deux zones et le

mouvement de la zone dynamique a pu être validée. En deuxième lieu, l'écoulement d'air est validé en vol stationnaire suite une comparaison avec la littérature de la distribution du coefficient de pression sur les pales. Une erreur de 15% a été évaluée entre la littérature et les résultats de simulation.

La deuxième étude était consacrée à la résolution des équations URANS. Cette étude a permis d'étudier le transfert thermique en vol stationnaire au moyen du nombre de Frossling. Les résultats de simulation ont montré que le flux de chaleur est plus grand à l'extrémité des pales ($Fr = 2,5$ à 1250 tr/mn) qu'à l'emplanture ($Fr = 1,5$ à 1250 tr/mn) pour les deux vitesses de rotation à savoir 1250 tr/mn et 2500 tr/mn. Il est donc favorable d'avoir une distribution des éléments chauffants qui respecte la variation du transfert de chaleur sur les pales. Les résistances thermiques à l'emplanture doivent avoir moins de puissance que celles à l'extrémité. Une troisième étude a porté sur le vol d'avance. Il a été trouvé que le transfert de chaleur varie selon l'angle d'azimut. Le transfert thermique pour une pale avançante est supérieur à celui pour une pale reculante. Le nombre de Frossling à $r/R=0,93$ varie de $2,78$ à 15° d'angle d'azimut à $2,43$ à 195° d'angle d'azimut. Cette variation selon l'angle d'azimut est moins importante que la variation selon la position d'envergure vu la grande vitesse de rotation des pales. Pour cette raison, les concepteurs des systèmes d'antigivrage doivent tenir compte de la variation du nombre de Frossling selon la position d'envergure lors de la conception.

RECOMMANDATIONS

Les résultats de ce projet ont démontré la capacité du code SU2 à étudier le transfert de chaleur sur un rotor d'hélicoptère en vol stationnaire et en vol d'avance. La simulation a permis d'évaluer le transfert de chaleur sur les pales du rotor. Il sera intéressant de poursuivre la recherche sur le rotor. On recommande :

- **Étudier un rotor contaminé avec du givre :**

L'accrétion de glace sur les pales du rotor modifie le profil des pales. Ainsi les propriétés aérodynamiques du rotor changeront. Il sera intéressant d'étudier un rotor avec des pales givrées. Il faudra donc à modifier la géométrie et le maillage des pales.

- **Simuler avec un fluide contenant l'eau :**

Le fluide simulé dans ce projet est l'air. L'accrétion de glace sur les pales existe lorsque l'air contient des gouttelettes d'eau sous la température de congélation. Il sera important de modéliser le rotor d'hélicoptère avec un fluide contenant des gouttelettes d'eau afin d'identifier les zones de captation.

- **Étudier le rotor avec flux de chaleur variable :**

L'étude effectuée dans ce projet a utilisé un flux de chaleur constant sur les pales. Vu les résultats de la distribution de transfert de chaleur, il est intéressant de continuer l'étude avec un flux de chaleur variable selon la position d'envergure et de vérifier si un flux de chaleur variable changera la distribution du nombre de Frossling. Une telle étude, aide à concevoir des systèmes d'antigivrage performants et économiques en termes de consommation électrique.

- **Étude expérimentales :**

L'étude du transfert thermique effectuée dans ce projet n'était pas validée avec des résultats expérimentaux. Une étude expérimentale du transfert thermique pourra être la suite de ce projet afin de valider les résultats CFD. Il est possible ainsi d'étudier l'influence de l'angle de pas des pales sur le nombre de Frossling.

ANNEXE I

Conditions aux frontières

SU2 utilise le concept des nœuds virtuels. Ces nœuds présentent une extension des nœuds en dehors du domaine de calcul. Les nœuds virtuels forment une couche de nœuds additionnées aux nœuds situés sur les limites du domaine de calcul. Ces nœuds permettent le calcul des flux convectifs sur les bords du domaine de calcul.

- Condition Farfield :

Lorsque l'utilisateur utilise une condition de type farfield, il spécifie les valeurs de la température de l'écoulement libre T_∞ , nombre de Mach Ma , nombre de Reynolds Re , angle d'attaque α , l'angle de glissade β et la longueur de Reynolds L dans le fichier configuration. Ainsi les valeurs de vitesse, densité, pression et énergie sont calculées avec les formules suivantes :

$$u = \cos(\alpha) \cos(\beta) Ma a \quad (\text{A.1})$$

$$v = \sin(\beta) Ma a \quad (\text{A.2})$$

$$w = \sin(\alpha) \cos(\beta) Ma a \quad (\text{A.3})$$

avec $a = \sqrt{\gamma R T_\infty}$ la vitesse du son, $\gamma = 1.4$ et $R=287.0558$ J/kg K

Ainsi la norme du vecteur vitesse est :

$$V_\infty = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (\text{A.4})$$

La loi de Sutherland est utilisée pour calculer la viscosité μ_∞

$$\mu_{\infty} = \mu_{ref} \left(\frac{T_{\infty}}{T_{ref}} \right)^{3/2} \frac{T_{ref} + S}{T_{\infty} + S} \quad (\text{A.5})$$

avec $\mu_{ref} = 1,71 \cdot 10^{-5}$ kg/ms, $S=110,4$ K et $T_{ref} = 273,15$ K

Ensuite, la densité, la pression et l'énergie sont calculés respectivement avec :

$$\rho_{\infty} = \frac{Re \mu_{\infty}}{V_{\infty} L} \quad (\text{A.6})$$

$$P_{\infty} = \rho_{\infty} R T_{\infty} \quad (\text{A.7})$$

$$e_{\infty} = 0.5 V_{\infty}^2 + \frac{R T_{\infty}}{\gamma - 1} \quad (\text{A.8})$$

$$h_{\infty} = e_{\infty} + \frac{P_{\infty}}{\rho_{\infty}} \quad (\text{A.9})$$

- Condition outlet

Avec une condition outlet, l'utilisateur spécifie la valeur de pression statique. L'ensemble des équations suivantes est utilisé pour calculer les autres paramètres du système à la frontière outlet :

$$a_b = \sqrt{\frac{\gamma P_b}{\rho_b}} \quad (\text{A.10})$$

$$s = \frac{P_b}{\rho_b^{\gamma}} \quad (\text{A.11})$$

$$Ma = \frac{\sqrt{V_b^2}}{a_b} \quad (\text{A.12})$$

$$V_n = V_b \cdot n \quad (\text{A.13})$$

$$R = V_n + \frac{2a_b}{\gamma - 1} \quad (\text{A.14})$$

Les variables à la sortie du domaine sont celles associées aux nœuds virtuels et seront donc calculées comme suit :

$$\rho_{out} = \left(\frac{P_e}{S}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (\text{A.15})$$

$$a = \sqrt{\frac{\gamma P_{out}}{\rho_{out}}} \quad (\text{A.16})$$

$$V_{ne} = R - \frac{2a}{\gamma - 1} \quad (\text{A.17})$$

$$V_{out} = V_b + (V_{ne} - V_n)n \quad (\text{A.18})$$

$$T_{out} = \frac{P_{out}}{R\rho_{out}} \quad (\text{A.19})$$

$$e_{out} = \frac{P_e}{\rho(\gamma - 1)} + 0.5V^2 \quad (\text{A.20})$$

$$h_{out} = e_{out} + \frac{P_{out}}{\rho_{out}} \quad (\text{A.21})$$

où P_b et ρ_b sont les valeurs de pression et de la masse volumique à la frontière. Elles sont déterminées à partir des valeurs de l'écoulement libre et des valeurs de référence. Les variables avec indice « b » sont les variables à la frontière où la condition est définie. Les variables avec indice « out » sont les variables sur les nœuds virtuels.

- **Condition inlet**

Soit F_{dir} la direction de l'écoulement. Les valeurs de l'enthalpie totale, la vitesse du son et l'invariant de Reimann sont :

$$H_t = \frac{T_t \gamma R}{\gamma - 1} \quad (\text{A.15})$$

$$a_b = \sqrt{\frac{\gamma P_b}{\rho_b}} \quad (\text{A.15})$$

$$R = V \cdot n + \frac{2a_b}{\gamma - 1} \quad (\text{A.15})$$

Ensuite, la vitesse du son totale est calculée selon :

$$e_b = h_b - \frac{P_b}{\rho_b} \quad (\text{A.15})$$

$$a_t = \sqrt{(\gamma - 1) \left(H_t - \left(e_b + \frac{P_b}{\rho_b} \right) + 0.5V^2 \right) + a_b^2} \quad (\text{A.15})$$

Le vecteur vitesse est calculé à l'entrée. Soit V_{mag} la norme de la vitesse. La normale à la surface où la condition est définie n . Les équations suivantes sont utilisées pour calculer la vitesse :

$$\delta = F_{dir} \cdot n \quad (A.15)$$

$$a = 1 + 0,5(\gamma - 1) \delta^2 \quad (A.15)$$

$$b = -1 + (\gamma - 1) \delta R \quad (A.15)$$

$$c = 0,5(\gamma - 1)R^2 - \frac{2a_t^2}{\gamma - 1} \quad (A.15)$$

$$d = \sqrt{\max(0, b^2 - 4ac)} \quad (A.15)$$

$$V_{mag} = \max\left(0, \frac{-b + d}{2a}\right) \quad (A.15)$$

La vitesse du son est recalculée selon :

$$a_b = \sqrt{a_t - 0,5(\gamma - 1)V_{mag}^2} \quad (A.15)$$

La norme de la vitesse est recalculée pour que le nombre de Mach soit entre 0 et 1 :

$$V_{mag} = \sqrt{\min\left(1, \frac{V_{mag}^2}{a_b^2}\right) a_b^2} \quad (\text{A.15})$$

Finalement, la vitesse du son est calculée de nouveau avec l'équation (A.15) et les valeurs des variables aux nœuds virtuels sont calculées :

$$V_{in} = V_{mag} \cdot F_{dir} \quad (\text{A.15})$$

$$T_{in} = \frac{a_b}{\gamma R} \quad (\text{A.15})$$

$$P_{in} = P_t \left(\frac{T_{in}}{T_t}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (\text{A.15})$$

$$\rho_{in} = \frac{P_{in}}{T T_{in}} \quad (\text{A.15})$$

$$h_{in} = \frac{P_{in}}{\rho_{in}(\gamma - 1)} + 0,5V_{mag}^2 + \frac{P_{in}}{\rho_{in}} \quad (\text{A.15})$$

ANNEXE II

Conversion maillage multizone du format CGNS vers format SU2

Le format du maillage multizone acceptable par SU2 est le format SU2 pour les maillages multizones. Le logiciel ICEM-CFD ne permet pas la génération des maillages multizones sous format SU2. Cette situation pose un problème de compatibilité. Ainsi, l'annexe explique la méthodologie adoptée pour produire des maillages multizones acceptables par SU2. Le logiciel SU2_MSH permet la conversion d'un maillage uni-zone sous format CGNS vers un maillage uni-zone sous format SU2. Le logiciel ICEM-CFD supporte le format CGNS. Ainsi, les étapes de génération d'un maillage multizone sous format SU2 sont :

- 1) Générer deux maillages uni-zone sous format CGNS. Le premier maillage est pour la zone farfield. Le deuxième est pour la zone rotor.
- 2) Convertir chaque fichier du format CGNS vers le format SU2 avec SU2_MSH. Il faut spécifier dans un fichier configuration les noms des surfaces du maillage comme des conditions aux limites.
- 3) Concaténer les deux fichiers dans un seul fichier. Il faut que le fichier final respecte le format suivant :

NZONE=2 ;

IZONE=1 ;

« Contenu du premier fichier » ;

IZONE=2 ;

« Contenu du deuxième fichier » ;

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Agarwal, R. K., & Deese, J. E. (1987). Euler Calculations for Flowfield of a Helicopter Rotor in Hover. *Journal of Aircraft*, 24(4), 231–238. Repéré à <https://doi.org/10.2514/3.45431>
- Ansys. (2012). ANSYS ICEM CFD User Manual, 15317(October), 724–746.
- Appiah-kubi, P. (2011). U . S Inflight Icing Accidents and Incidents , 2006.
- Biava, M., Khier, W., & Vigevano, L. (2012). CFD prediction of air flow past a full helicopter configuration. *Aerospace Science and Technology*, 19(1), 3–18. Repéré à <https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.08.007>
- Biava, & Vigevano. (2012). Simulation of a complete helicopter: A CFD approach to the study of interference effects. *Aerospace Science and Technology*, 19(1), 37–49. Repéré à <https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.08.006>
- Blazek, J. (2001). *Dynamics Fluid, Computational*. Elsevier.
- Canada, T. (2018). Lignes directrices pour les aéronefs lors de givrage au sol.
- Caradonna, F. X. (1992). *The Application of CFD to Rotary Wing Flow Problems*.
- Caradonna, F. X., & Tung, C. (1981). *Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover* *Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover*.
- Cheng, B. (2016). *Helicopter rotor noise investigation during ice accretion*. Pennsylvania State University.
- Civil Aviation Authority, R. (2014). *Civil Aviation Authority – Safety review of offshore public transport helicopter operations in support of the exploitation of oil and gas*.
- Deng, H., Chang, S., & Song, M. (2019). Numerical investigation on the performance and anti - freezing design verification of atomization equipment in an icing cloud simulation system. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, Repéré à <https://doi.org/10.1007/s10973-019-09046-2>
- Doerffer, P., & Szulc, O. (2008). Numerical Simulation of Model Helicopter Rotor in Hover. *Task Quarterly* 12, (3), 227–236.
- Drury, M. D., & College, S. (2017). Full-Scale Testing of a Centrifugally Powered Pneumatic De-Icing System for Helicopter Rotor Blades. *Journal of Aircraft*, 54(1). Repéré à <https://doi.org/10.2514/1.C033965>

- Duchaine, F. (2004). *Génération de maillage structuré par Krigeage avec raffinement elliptique local*. Ecole de Technologie Supérieure.
- Elfarrar, M. A. (2019). Optimization of helicopter rotor blade performance by spline-based taper distribution using neural networks based on CFD solutions. *Computational Fluid Mechanics*, 2060(13), 833–848. Repéré à <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1648322>
- Han, Y. (2016). *Aerodynamics and thermal physics of helicopter ice accretion*. The Pennsylvania State University.
- Harvey, D. (2012). *Modélisation numérique et validation expérimentale d'un système de protection contre le givre par élément piézoélectriques*. Université de Québec à Chicoutimi.
- Herwig, H. (2016). What Exactly is the Nusselt Number in Convective Heat Transfer Problems and are There Alternatives? *Entropy*, 18(5), 198. Repéré à <https://doi.org/10.3390/e18050198>
- Jasak, H. (2009). *Turbulence Modelling for CFD*.
- Johnson, W. (2010). Rotorcraft aeromechanics. *Cambridge University Press*.
- Kelly, D., & Habashi, W. G. (2018). Ice Accretion Effects on Helicopter Rotor Performance , via Multibody and CFD Approaches. *Journal of Aircraft*, 55(3). Repéré à <https://doi.org/10.2514/1.C033962>
- Koehl, A. (2012). *Modélisation , Observation et Commande d'un Drone Miniature à Birotor Coaxial*. Université de Lorraine.
- Kusyumov, A. N., Mikhailov, S. A., Batrakov, A. S., Kusyumov, S. A., & Barakos, G. (2017). CAA modeling of helicopter main rotor in hover. *EPJ Web of Conferences*, 02060, 1–6.
- Mu, Z., Lin, G., Shen, X., Bu, X., & Zhou, Y. (2018). Numerical Simulation of Unsteady Conjugate Heat Transfer of Electrothermal Deicing Process. *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 16.
- Oguz Yuksel, A. (2017). *Navier-Stokes computations of helicopter rotor flow fields*. Middle East Technical University.
- Palacios, Economon, T. D., America, N., Lonkar, A. K., & Alonso, J. J. (2013). Stanford University Unstructured (SU 2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design . In *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Repéré à <https://doi.org/10.2514/6.2013-287>

- Palacios, Economon, T. D., Aranake, A., Copeland, S. R., Lonkar, A. K., Lukaczyk, T. W., ... Alonso, J. J. (2014). Stanford University Unstructured (SU2): Analysis and Design Technology for Turbulent Flows. *AIAA SciTech*, (January), 1–33. <https://doi.org/10.2514/6.2014-0243>
- Palacios, & Han, Y. (2017). Surface Roughness and Heat Transfer Improved Predictions for Aircraft Ice-Accretion Modeling Surface Roughness and Heat Transfer Improved Predictions for Aircraft Ice-Accretion Modeling. *AIAA Journal*, (January). Repéré à <https://doi.org/10.2514/1.J055217>
- Palacios, J., & Douglas, W. (2014). Rotor Ice Testing of a Centrifugally Powered Pneumatic Deicing System for Helicopter Rotor Blades. *Journal of American Helicopter Society*, 60.
- Pandey, K. M., Kumar, U., Kumar, G., Deka, D., Das, D., & Surana, A. (2012). CFD analysis of an isolated main helicopter rotor for a hovering flight. *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Proceedings (IMECE)*, 1(Xxx), 543–551. Repéré à <https://doi.org/10.1115/IMECE2012-89227>
- Paul, V. De. (1982). United States Patent [19].
- Poinsatte, E., & Dewitt, J. (1990). Convective Heat Transfer Measurements from a NACA 0012 Airfoil in Flight and in the NASA Tunnel. In *28th Aerospace Science Meeting*.
- Pomin, H., & Wagner, S. (2002). Navier-Stokes Analysis of Helicopter Rotor Aerodynamics in Hover and Forward Flight. *Journal of Aircraft*, 39(5), 813–821. Repéré à <https://doi.org/10.2514/2.3001>
- Gent, R. W., Dart, N. P., & Cansdale, J. T. (2000). Aircraft icing. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 358(1776), 2873-2911. Rabe, D., & Wilke, G. (2018). Parametric Design Studies of the Helicopter Rotor Noise using Variable-Fidelity Methods. In *AHS International 74th Annual Forum & Technology Display*.
- Remaki, L., Ramezani, A., Blanco, J. M., & Garcia, I. (2017). New Simplified Algorithm for the Multiple Rotating Frame Approach in Computational Fluid Dynamics. *Journal of Fluids Engineering*, 139(August), 1–10. Repéré à <https://doi.org/10.1115/1.4036300>
- Rumeau, S., & Henneton, M. (2015). Validation du code OpenFOAM sur des écoulement de type rotors d'hélicoptères. In *Congrès Français de Mécanique*. Lyon.
- Samad, A., Morency, F. and Volat, C. (2019) 'Performance and Heat Transfer Calculation for Rotors using the Unsteady Vortex Lattice Method', in *CASI AERO 19*, Laval, Québec

- Sidès, J., Pahlke, K., & Costes, M. (2001). Numerical simulation of flows around helicopters at DLR and ONERA. *Aerospace Science and Technology*, 5(1), 35–53. Repéré à [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(00\)01078-6](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(00)01078-6)
- Srinivasan, G. ., Raghavan, V., & Duque, E. P. . (1991). *Flowfield analysis of modern helicopter rotors in hover by Navier-Stokes method* (Vol. 298). October 15-17, 1991 Philadelphia, Pennsylvania, USA.
- Srinivasan, R. (2005). *An investigation on the deicing of helicopter blades using shear horizontal guided waves*. The Pennsylvania State University The Graduate School *International journal for numerical methods in fluids* College of Engineering AN.
- Stejtl, R., & Barakos, G. (2008). Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor – fuselage aerodynamics., (February), 527–549. Repéré à <https://doi.org/10.1002/flid>
- Stejtl, R., & Barakos, G. N. (2012). CFD analysis of complete helicopter configurations - Lessons learnt from the GOAHEAD project. *Aerospace Science and Technology*, 19(1), 58–71. Repéré à <https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.01.007>
- Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An-introduction-to-computational-fluid-dynamics-versteeg*. Pearson.
- Vitale, S. (2018). *Advancements in automated design methods for NICFD turbomachinery*. Delft University of Technology. Repéré à <https://doi.org/10.4233/uuid>
- Wang, Y., Xu, Y., & Huang, Q. (2017). Progress on ultrasonic guided waves de-icing techniques in improving aviation energy efficiency. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 79(May), 638–645. Repéré à <https://doi.org/10.1016/j.rser.2017.05.129>
- Wilcox, D. C. (1994). *Turbulence Modeling for CFD*. DCW.
- Xi, C., & Qi-jun, Z. (2017). Numerical Simulations for Ice Accretion on Rotors Using New Three-Dimensional Icing Model. *Journal of Aircraft*, 54(4). Repéré à <https://doi.org/10.2514/1.C033986>
- Yi, T., & Raynold, Y. (2015). *Aerodynamic Design of the NASA Rotor 67 for Non Uniform Inflow Due to Boundary Layer Ingestion*. Delft University of Technology.
- Zhao, Qi-jun, & Xu, G. (2006). New Hybrid Method for Predicting the Flowfields of Helicopter Rotors. *Journal of Aircraft*, 43(2). Repéré à <https://doi.org/10.2514/1.14863>
- Zhao, Qinghe. (2018). Numerical Simulation of Rotor in Hover and Forward Flight. *MATEC Web of Conferences*, 179.